

УДК 629.7.083.03

А. А. ШУЛЬГІН, ад'юнкт*(Державний науково-дослідний інститут авіації,
м. Київ)*

Науково-технічні аспекти створення методики моніторингу циклічної пошкодженості основних деталей авіаційного двигуна військового призначення

Досліджено можливості збільшення циклічного ресурсу основних деталей двигуна військового призначення на основі моніторингу їх циклічної пошкодженості.

Ключові слова: моніторинг, пошкодженість, моделювання, довговічність, ресурс.

Статья посвящена решению важной научно-технической задачи разработки и обоснования научных принципов увеличения ресурсных показателей основных деталей (ОД) турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) на основе методики мониторинга их циклической поврежденности по результатам реальных полётных циклов.

Разработана методика, которая позволяет проводить мониторинг циклической поврежденности ОД ТРДДФ по результатам реальных полётных циклов на основе двух концепций эксплуатации двигателей: до появления дефекта и с безопасного развития дефекта. На основании второй концепции разработана методика расчёта скорости роста усталостной трещины, определён критический размер трещины на основании результатов расчёта теплового и НДС. Предложены мониторинговые математические модели динамики теплового и НДС ОД ТРДДФ. Верификация предложенных методик подтвердила значение погрешности теплового состояния меньше 5°С, погрешности НДС – меньше 1%.

Досвід проведення антитерористичної операції на сході України й інших сучасних збройних конфліктів та аналіз геополітичної обстановки у світі наочно демонструють суттєве зростання ролі бойових авіаційних комплексів, у тому числі і тактичної авіації, при завоюванні панування в оперативному просторі та успішного ведення воєнних операцій. За звичай як силові установки на літаках тактичної авіації Повітряних Сил Збройних Сил України використовуються турбореактивні двоконтурні двигуни з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ). Як засвідчує досвід експлуатації ТРДДФ в особливий період та аналіз їх справності, виникає потреба розв'язання декількох важливих науково-технічних задач [1].

Серед зазначених вище задач особливу актуальність набуває задача дослідження можливостей збільшення ресурсних показників ТРДДФ на основі впровадження сучасних стратегій управління ресурсом, концепцій безпечної довговічності і безпечного розвитку дефекту для якомога повнішого використання їх ресурсних можливостей. Перспективним для вирішення вказаної задачі є оснащення ТРДДФ системами моніторингу циклічної пошкодженості, що передбачають виконання розрахунків температурного і напружено-деформованого стану (НДС) основних деталей (ОД) з урахуванням реальних польотних циклів.

Саме дослідженням щодо створення зазначених систем, відпрацювання науково-методичних проблем, що виникають в процесі їх синтезу, присвячена дана робота.

Аналіз світових досліджень у визначеному напрямі, зокрема досвіду провідних двигунобудівних фірм «Pratt&Whitney», «General Electric», «Rolls-Royce», ДП «Івченко-Прогрес», НВО «Сатурн», ВАТ «Авиадвигатель», підтверджує, що одним з найбільш ефективних шляхів пошуку резервів і збільшення ресурсу ОД авіаційного двигуна є використання систем моніторингу циклічної пошкодженості, в яких, крім інших важливих чинників, враховують швидкість зростання тріщини до критичного розміру [2].

На першому етапі поставленого завдання проведено декомпозицію ОД ТРДДФ та ранжирування їх на функціональні групи по типах, ступеня навантаженості та наслідкам при руйнуванні для літального апарата. Так, диск турбіни високого тиску (ТВТ) ТРДДФ інтерпретувався як найбільш пошкоджуваний елемент від дії малоциклової втоми [3]. Більш того, дана ОД визначена як ресурсолімітуюча для всього двигуна.

Висока вартість і складність стендових еквівалентно-циклічних випробувань дисків ТВТ на ресурс мотивують фахівців до використання сучасних обчислювальних технологій ANSYS [4]. Це дозволяє оптимізувати час розрахунку та знижує витрати на натурні випробування. Використання платформ ANSYS Mechanical і Workbench дозволяє ефективно проводити дослідження з урахуванням зміни термомеханічного навантаження, дії малоциклової втоми та повзучості при реальному польотному циклі літака тактичної авіації. Зазначене підтверджується досвідом успішного використання даного програмного комплексу зарубіжними та вітчизняними інженерами-конструкторами при проектуванні ТРДДФ. В основі ANSYS використовується метод кінцевих елементів на основі моделі твердотільного (однорідного) матеріалу диска ТВТ на різних рівнях [5, 6].

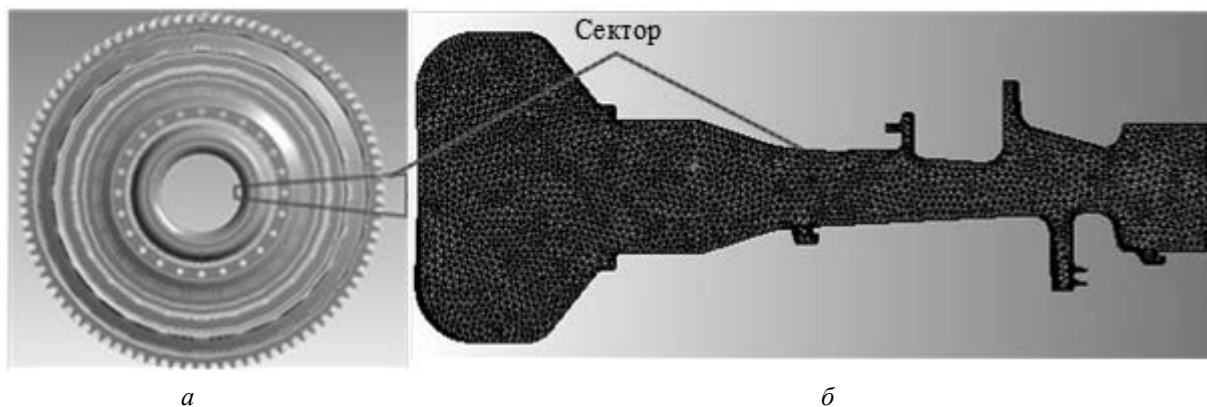


Рис. 1. 3D модель диска ТВТ ТРДДФ

Для визначення циклічної пошкодженості диска ТВТ побудовано 3D модель першого рівня, що зображена на рис. 1, а. Моделлю другого рівня є сектор диска ТВТ з виступами під три лопатки з побудованою сіткою кінцевих елементів (рис. 1, б).

Для задання умов навантаження виконано ідентифікацію реального польотного циклу літака тактичної авіації по записам бортових систем реєстрації польотних даних. На основі даних сигналорами здійснено виділення типових циклів навантаження двигуна за політ за алгоритмом:

діапазон зміни частоти обертання ротора високого тиску $n_{вд}$ розбивається на класи змінної ширини з урахуванням відповідної разової команди (РК) «Б», «УБ» (табл. 1);

відповідно до табл. 1 поточне значення $n_{вд}$ відноситься до того або іншого класу, що реалізує дискретну послідовність класів за часом польоту;

за отриманою послідовністю будується схематизація процесу навантаження елементів двигуна;

із схематизованого таким чином процесу навантаження методом «дощу», викладеним в ГОСТ 25.101–83, визначають повні цикли навантаження (табл. 1).

На рис. 2 типовий польотний цикл роботи двигуна розбитий на класи навантаження по типових циклах для диска ТВТ з урахуванням методу «дощу» і по частоті обертання $n_{вд}$. За результатами обробки сигналорами ідентифікується зміна частоти обертання ротора $n_{вд}$, температури газу, що є вихідними даними і граничними умовами при формуванні узагальненого польотного циклу для подальшого розрахунку циклічної пошкодженості.

Для вирішення задачі нестационарної теплопровідності в модулі Transient Thermal задавалися граничні умови 3-го роду.

Таблиця 1. Визначення класу по діапазону зміни $n_{вд}$

Клас	Найменування режиму	Діапазон $n_{вд}$	Разова команда
1	Стоп	$n_{вд} < 65\%$	
2	Малий газ	$65\% < n_{вд} < 77\%$	
3	Крейсерський	$77\% < n_{вд} < 86\%$	
4	«Максимал» (УБ) «Максимал»	$93\% < n_{вд} < 98,5\%$	УБ
5	(Б)	$97,5\% < n_{вд}$	Б

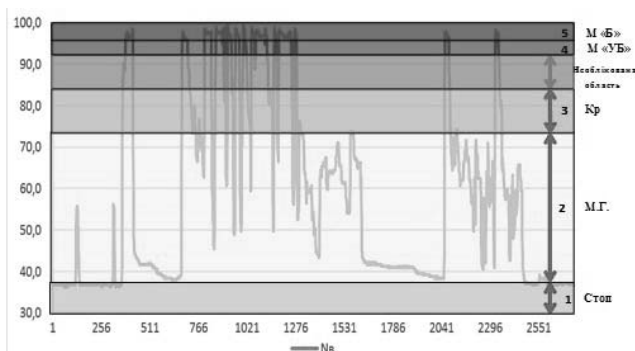


Рис. 2. Класи типових циклів навантаження диска ТВТ

Для цього диск ТВТ розбивався на ділянки, на кожній з яких задавалися коефіцієнт тепловіддачі α і температура на поверхні T , що відповідає режиму польоту літака [7].

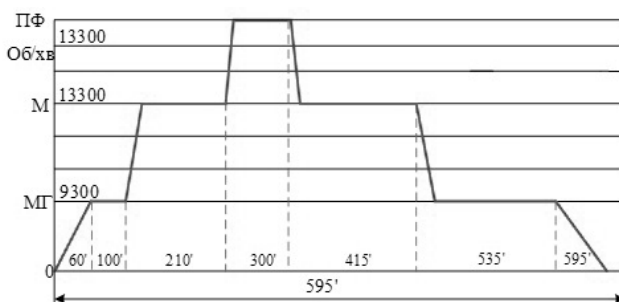


Рис. 3. Ідентифікована сигналора реального польотного циклу літака тактичної авіації

Загальний вигляд граничних умов 3-го роду показаний на рис. 4. Аналіз рис. 4 показує, що розподіл граничних умов відповідає роботі двигуна по польотному циклу.

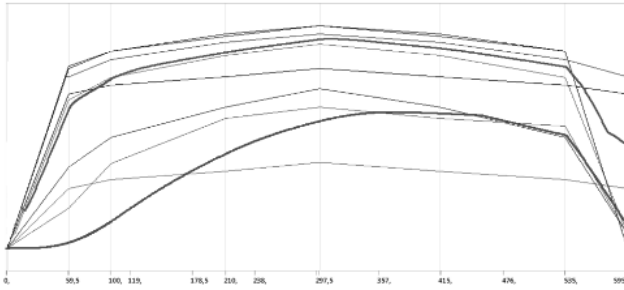


Рис. 4. Загальний вигляд заданих граничних умов в програмі

Задання фізико-механічних характеристик матеріалу здійснювалося в модулі Engineering date. Матеріал нікелевий сплав ЭП-742 ИД. Його властивості: модуль пружності E і коефіцієнт лінійного розширення λ [8], коефіцієнт Пуассона $\psi = 0,3$. Для врахування нелінійності і розрахунку в пружно-пластичній постановці застосовуємо білінійну апроксимацію кривої деформації матеріалу [8].

Програма за результатами розрахунку протяго свого функціонування формує візуалізацію процесу прогріву диска ТВТ в реальному масштабі часу. Розподіли мінімальної і максимальної температури диска ТВТ упродовж польотного циклу зображені на рис. 5.

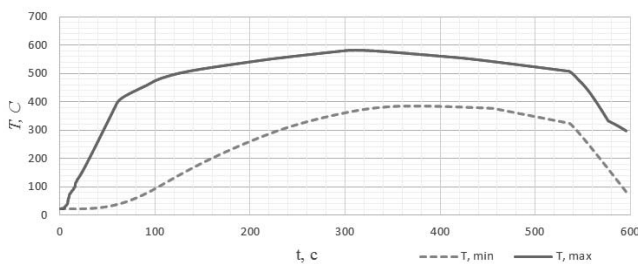


Рис. 5. Зміна максимальної і мінімальної температур диска ТВТ в польотному циклі

Аналіз розподілу температури показує, що упродовж процесу запуску і виходу двигуна на максимальний режим температура диска постійно змінюється і не встигає набути сталого значення. Таким чином, характер і величина теплового навантаження на диск ТВТ істотно змінюється. Найбільший градієнт температур диска ТВТ виявляється на 60...80 секунд роботи ТРДДФ (рис. 5). Максимальна температура диска ТВТ спостерігається на 300 секунди та відповідає режиму «повний форсаж».

Після розрахунку теплового стану диска ТВТ для визначення НДС з урахуванням зміни частоти обертання необхідно в модулі Transient Structural задати розподіл частоти обертання ротора ТВТ відповідно до польотного циклу (рис. 6).

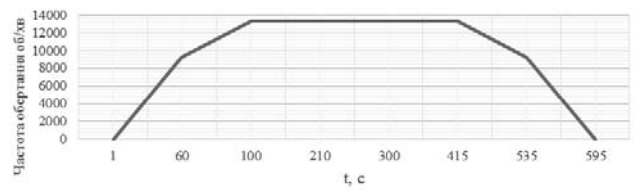


Рис. 6. Розподіл частоти обертання диска ТВТ в польотному циклі

Результати розподілу напруження в диску ТВТ при нелінійному квазістаціонарному розрахунку для найбільш навантажених режимів показано на рис. 7.

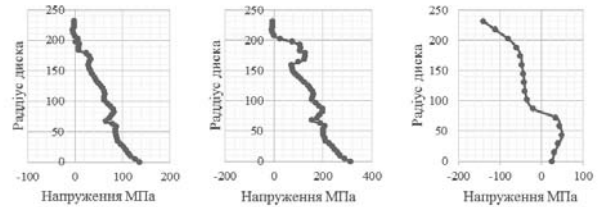


Рис. 7. Розподіл напруження по радіусу диска ТВТ в різні моменти часу

Об'ємне подання розподілу головного напруження в диску ТВТ для найбільш навантаженого режиму на 300 секунди показано на рис. 8, що дає можливість оцінити нерівномірне НДС диска ТВТ з урахуванням впливу концентраторів напруження.

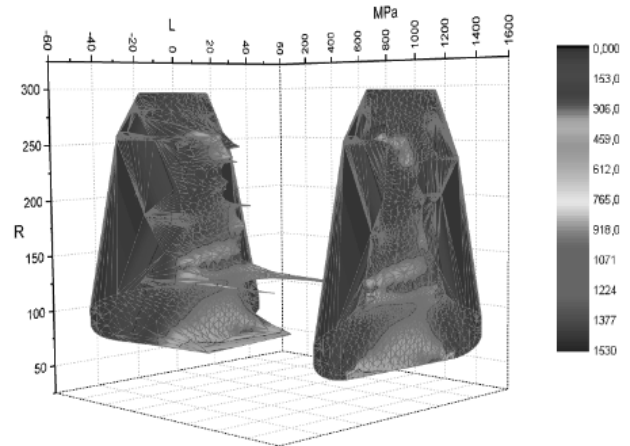


Рис. 8. Об'ємний розподіл головного напруження диска ТВТ

На основі розрахованих параметрів НДС визначено найбільш критичні місця диска ТВТ, в яких можливе зародження тріщини малоциклової втоми. Для визначення швидкості росту тріщини в диску ТВТ раніше було проведено відповідні дослідження. У роботах [9, 10] подано результати моделювання НДС диска ТВТ ТРДДФ з локалізацією місць максимального напруження в поточному польотному циклі та розраховано вплив тріщини на кількість циклів до руйнування N . Проведені розрахунки засвідчили, що вплив півеліптичної тріщини на довговічність диска ТВТ досить значний.

У даній роботі на підставі розрахунків також проаналізовано вплив рівня навантаження на зміну максимального головного розтягуючого напруження, при еквівалентному віднульовому циклі навантаження. Для цього виділялася поверхня, що містить тріщину (рис. 9). За допомогою запрограмованого макросу відтворювався в об'ємній постановці напружений стан даної поверхні.

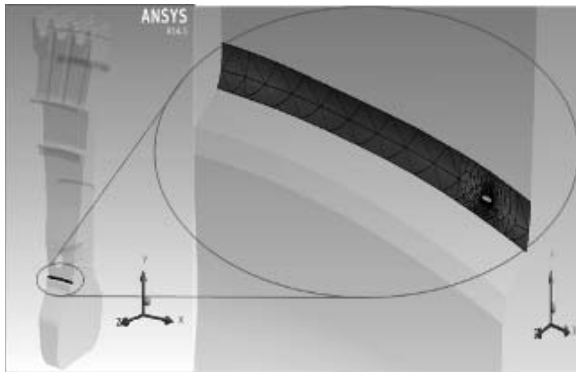


Рис. 9. Виділення поверхні диска ТВТ з півеліптичною тріщиною

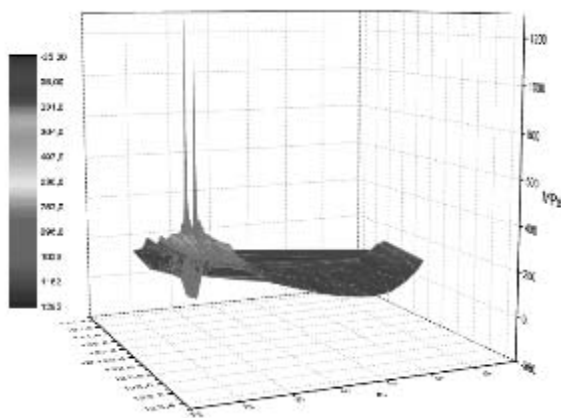


Рис. 10. Розподіл максимального головного напруження на поверхні диска ТВТ з тріщиною

Розрахунки засвідчили (рис. 10), що тріщина впливає на зміну локального НДС тільки в зоні крайнього ряду. В перерізі по осі тріщини не спостерігається істотної зміни характеристик локального НДС. Встановлено, що величина максимального головного розтягуючого напруження еквівалентного віднульового циклу в диску ТВТ з втомною тріщиною в перерізі по осі тріщини в 2,10...3,75 рази більше загальної величини на виділеній поверхні та задовільно узгоджується з теорією [11].

На рис. 11 показана діаграма живучості диска ТВТ з півеліптичною тріщиною в критичній зоні. Діаграма наведена залежно від глибини тріщини на поверхні диска ТВТ. Як видно з рис. 11, якщо при дефектоскопічному контролі мінімальна глибина тріщини, що надійно виявляється, складає 0,2; 0,4 або 0,6 мм, то безпечний міжремонтний ресурс (інтервал дефектоскопічного контролю) з $K_N = 2$ складає 600, 450, або 350 польотних циклів. У цьому випадку невиявлені при контролі тріщини не досягнуть $L_{кр}$ до наступного ремонту.

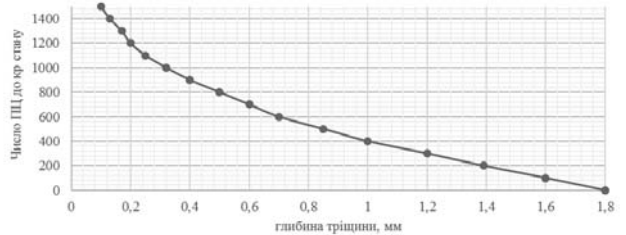


Рис. 11. Діаграма живучості диска ТВТ з тріщиною в критичній зоні

Достовірність отриманих результатів оцінювалась порівняннями з даними термометрування диска ТВТ на стенді ЦІАМ (рис. 12, а) та експериментальних досліджень тріщиностійкості в ПІМ НАН України ім. Г. С. Писаренка (рис. 13) [7, 12,]. Результати, отримані з використанням розробленого науково-методичного апарату, зображені на рис. 12, б. Різниця між теоретичними і експериментальними даними теплового стану диска ТВТ не перевищувала 11% на нестационарних режимах. На стаціонарних режимах ця різниця зменшувалася до 1...3%.

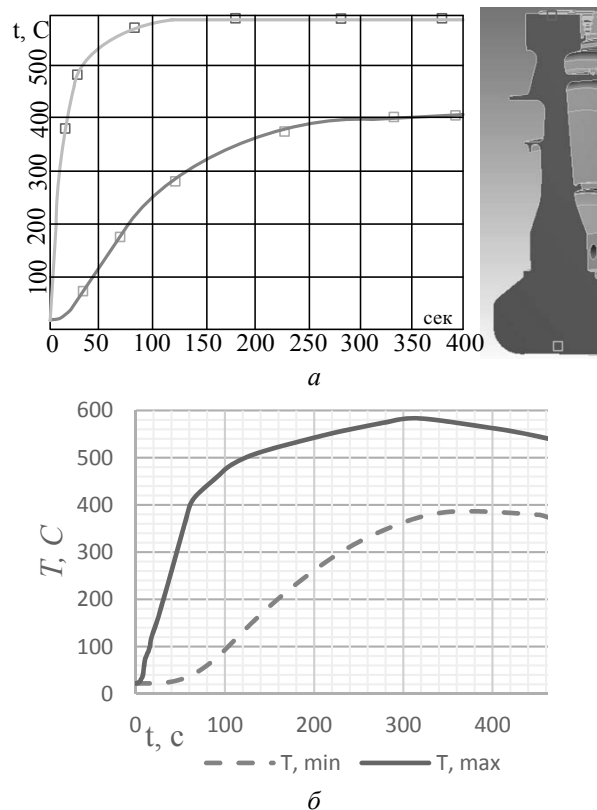


Рис. 12. Порівняльна оцінка результатів нестационарного розрахунку теплового стану диска ТВТ

Таким чином, отримані результати за допомогою розробленого науково-методичного апарату задовольняють вимоги при проектуванні і можуть бути використані в експлуатації при впровадженні систем моніторингу циклічної пошкодженості диска ТВТ ТРДДФ.

Запропонована методика (рис. 14) моніторингу циклічної пошкодженості ОД ТРДДФ за результатами

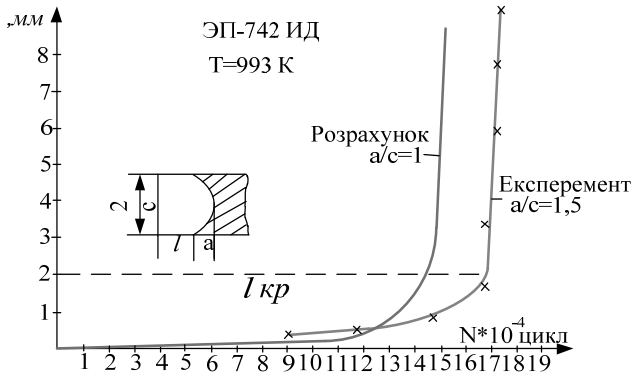


Рис. 13. Швидкість росту втомної тріщини та її критичне значення залежності від числа польотних циклів

реальних польотних циклів дозволяє врахувати структуру матеріалу, вплив фізико-механічних характеристик елементів структури, циклічність навантаження, повзучість та параметри тріщиностійкості на процеси руйнування під навантаженням.

За допомогою розробленої методики моніторингу циклічної пошкодженості ОД ТРДДФ досліджено диск ТВТ АЛ-31Ф. Здійснено математичне моделювання та розраховані параметри кількості циклів до руйнування при складному багатокомпонентному навантаженні; результати засвідчили, що довговічність диска ТВТ без дефекту складає 6787 циклів. Для дисків турбін багаторежимних двигунів регламентований розрахований коефіцієнт запасу по циклічній довговічності $K_N=5$. Тобто, дійсний ресурс складає 1357 циклів. Використання методики дозволяє збільшити призначений ресурс диска ТВД на 327 циклів, або на 24%.

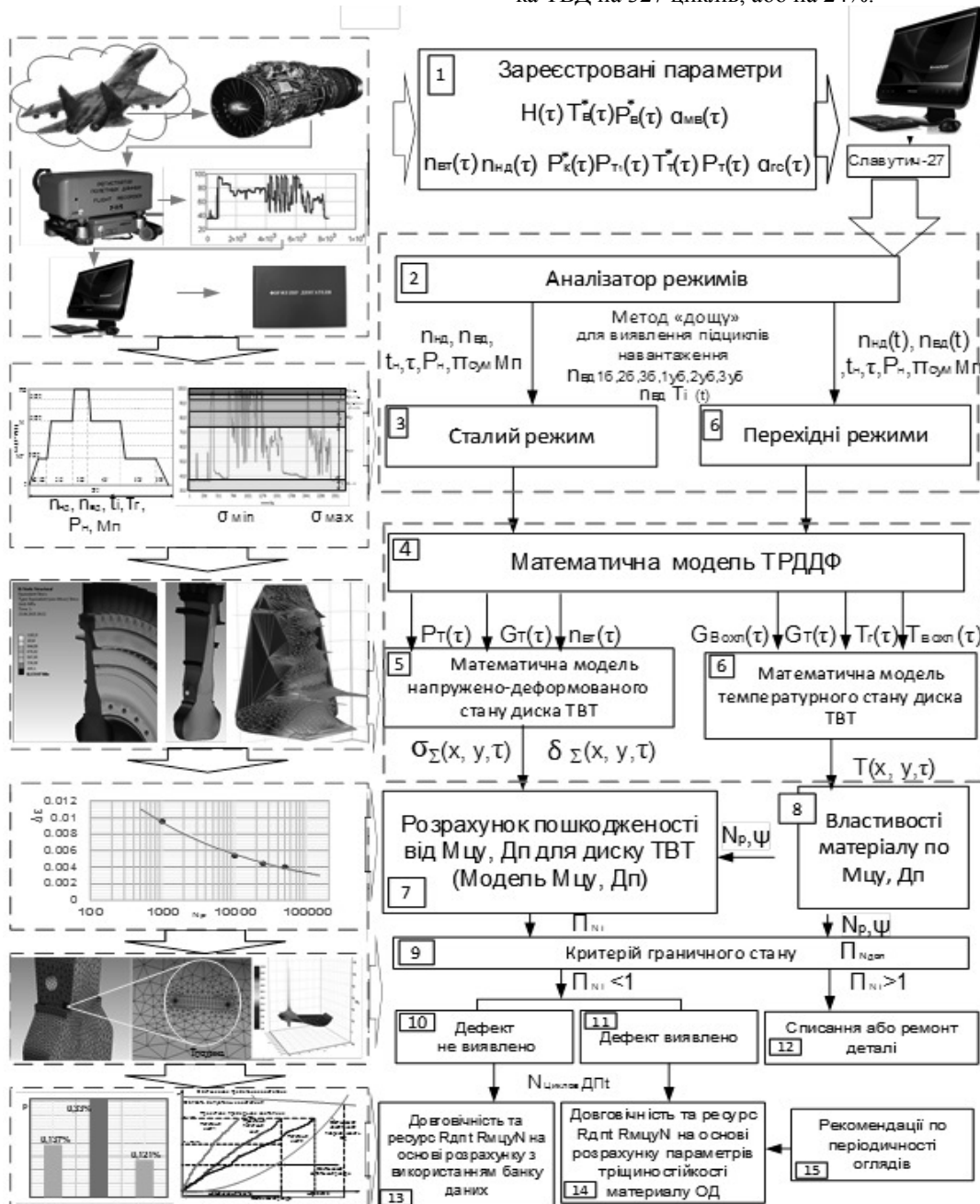


Рис. 14. Методика системи моніторингу циклічної пошкодженості ОД ТРДДФ

Проведено дослідження параметрів тріщиностійкості матеріалу диска ТВТ з дефектом. Обґрунтовано, що з появою тріщини $l=0,2$ мм та досягнення нею критичного розміру $l=2$ мм довговічність диска ТВТ з дефектом складає 829 циклів. З урахуванням коефіцієнта запасу по циклічній довговічності K_N ресурс складе 165 циклів, тобто збільшується на 16%.

Крім того, за попередньою оцінкою економічних аспектів застосування створюваного науково-методичного апарата, існує можливість зниження вартості 1-ї години ресурсу з 1850\$ до 1219\$. На підставі проведених досліджень визначено безпечну періодичність контролю дисків при експлуатації ТРДДФ за наявності в них втомних тріщин докритичної величини.

Таким чином, забезпечення справності літаків тактичної авіації Повітряних Сил Збройних Сил України шляхом збільшення встановлених показників ОД ТРДДФ є одним з актуальних завдань, яке вимагає оперативного фахового рішення з мінімальним технічним ризиком.

Є підстави стверджувати, що розглянутий науково-методичний апарат є теоретичною основою одного з можливих напрямів забезпечення справності парку ТРДДФ у сучасних умовах, коли їх розробник і виробник не виконує зобов'язання із супроводження експлуатації та підтримання льотної придатності.

Подальшим продовженням роботи може бути визначення циклічної пошкодженості в залежності від різних типових польотних циклів літаків тактичної авіації.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Звіт про результати аналізу надійності авіаційної техніки Повітряних Сил Збройних Сил України за 2014 рік [Текст] : інформ. аналіт. зб. – К. : ДНДІА, 2015. – 250 с.
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. Демьянушко, И. В. Расчет на прочность вращающихся дисков [Текст] / И. В. Демьянушко, И. А. Биргер. – М. : 1984. 208 с.
4. Инженерный анализ в Ansys Workbench [Текст] / В. А. Бруяка, В. Г. Фокин, Е. А. Салдусова [и др.]. – Самара : Самар. ГТУ, 2010. – 271 с.
5. Шульгін, А. А. Особливості чисельного моделювання впливу тріщини на циклічну довговічність дисків турбіни ТРДДФ [Текст] / А. А. Шульгін. – Труды університету / НУОУ. – 2015. – № 3 (131). – С. 46–52.
6. Грень, В. М. Дослідження впливу напружено-деформованого стану підшипника авіаційного двигуна на його довговічність [Текст] / В. М. Грень, А. А. Шульгін // Озброєння та військова техніка / ЦНДІ ОБТ ЗС України. – 2015. № 2 (6). – С. 6772.
7. Ресурсное проектирование авиационных ГТД [Текст] // Труды ЦИАМ. – 1990. – №1253. – 208 с.
8. Коритько, О. І. Сучасні можливості та умови забезпечення продовження життєвого циклу основних і ресурсолімітуючих деталей авіаційних двигунів [Текст] / О. І. Коритько, О. П. Лобуцько, А. А. Шульгін // Збірник наук. праць ДНДІА. – 2014. – № 17. – С. 188197.
9. Лобуцько, О. П. Науково-технічні аспекти забезпечення справності силових установок тактичної авіації Збройних Сил України [Текст] / О. П. Лобуцько, С. М. Кузьмін, А. А. Шульгін // Збірник наук. праць ДНДІА. – 2015. – № 18. – С. 3037.
10. Фактографические методы определения остаточного ресурса дисков авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Ю. А. Ножницкий, Н. В. Туманов, С.А.Черкасова [и др.] // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т. 15, № 4 (44). – С. 39.
11. Шанявский, А. А. Синергетические основы управлением ростом усталостных трещин в элементах авиационных конструкций [Текст] / А. А. Шанявский. Вестник МГУ. – 2001. № 4. С. 83–105.
12. К оценке ресурса дисков АГТД на стадии развития усталостных трещин [Текст] / В. В. Покровский, В. Т. Трошенко, В. И. Цейтлин [и др.] // ИПП НАН Украины. – 1994. № 12. – С. 3–15.

Рецензент С. М. Кузьмін, канд. техн. наук, старший наук. співробітник (Державний науково-дослідний інститут авіації, м. Київ)