

УДК 629.7.036.34

КОВЕЛЬ П.П., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник

КАРПЕНКО О.В., науковий співробітник

ХІЖУН В.В., старший науковий співробітник

ВИКОРИСТАННЯ СИГНАЛІВ АКУСТИЧНОЇ ЕМІСІЇ ДЛЯ ВИЯВЛЕННЯ ВТОМНИХ РУЙНУВАНЬ СИЛОВОЇ КОНСТРУКЦІЇ ПЛАНЕРА ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ПРИ ЇЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

У статті досліджено досвід використання методу акустичної емісії та запропоновано шляхи його запровадження в процес експлуатації авіаційної техніки

Ключові слова: акустична емісія, акустично-емісійний метод, неруйнівний контроль, динамічні властивості авіаційних конструкцій, ресурс авіаційних конструкцій

Пошуки та створення нових та досконалих технологій об'єктивного контролю за роботою силових елементів авіаційних конструкцій, діагностики їх пошкодженості та прийняття рішення на подальшу експлуатацію остається на нинішньому етапі існування вітчизняної авіації вкрай важливою технічною проблемою. Використання при цьому досягнень науки і техніки, запровадження новітніх фізичних принципів та технологій дають можливість ефективно вирішувати вказану проблему. Нажаль, в Україні ці дослідження не знайшли широкого впровадження при виробництві та ремонті авіаційної техніки. Саме тому пропозиція створення технології, яка зорієнтована на використання сигналів акустичної емісії (АЕ) для діагностування справності силових елементів конструкції літаків є безумовно актуальною.

За допомогою сигналів акустичної емісії надійно виявляють втомні тріщини, дефекти зварних швів, деталей тертя, та ін. Для сигналів АЕ дискретного типу успішно вирішується завдання локації їх джерел. Отримані деякі співвідношення, що зв'язують параметри сигналів АЕ та розвитку дефектів, що є основою для побудови системи і розробки процедур технічної діагностики жорсткості та міцності матеріалів і виробів.

Основною перевагою методу АЕ є залежність його характеристик від кінетики розвитку дефектів структури, що є безпосередньою ознакою пошкодження матеріалу з точки зору його напружено-деформованого стану. Насамперед, основними труднощами при проведенні випробувань за допомогою АЕ є необхідність створення таких навантажень, які імітують реальні робочі навантаження конструкції літального апарата (ЛА), що не завжди вдається досягти, та дозволять зменшити значний вплив факторів, що заважають, а саме навколишніх шумів.

Аналізуючи вищевідзначене, приходимо до висновку, що виникає необхідність застосувати принципово нову систему навантаження при проведенні випробувань. Саме тому пропонується в якості пристрою навантаження використовувати безконтактну магніто-динамічну систему створення циклічних навантажень [3].

Дана система має такі позитивні властивості:

більш повно відтворює робочі навантаження, що діють на силові елементи авіаційних конструкцій;

створює реальні умови для зародження і розвитку втомних пошкоджень;

безконтактність цієї системи виключає можливість появи акустичних шумів, викликаних пристроєм навантаження;

ця система сама по собі є засобом контролю технічного стану конструкції шляхом реєстрації і подальшого аналізу динамічних характеристик об'єкта випробування;

низький рівень створюваних навантажень (до $5 \cdot 10^6$ Па, тобто, до навантаження під час горизонтального польоту ЛА для силових елементів з дюралюмінію Д-16) дає можливість імітації за допомогою даної системи реальних умов експлуатації авіаційної техніки.

У разі наявності втомної тріщини, яка розвивається і є великим концентратором напружень, буде відбуватися накопичення пластичних деформацій в районі вершини тріщини. Отже, при незначних рівнях циклічних навантажень силової конструкції будуть надійно реєструватися сигнали АЕ при наявності тріщини втоми.

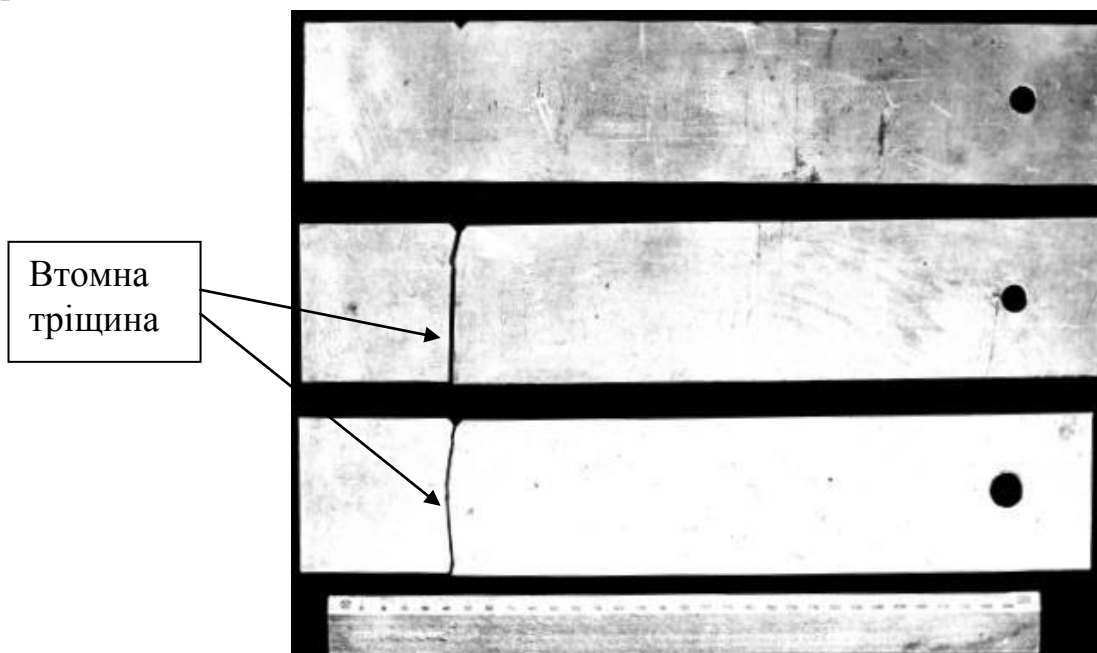


Рис. 1. Зразки для втомних випробувань

З метою детального відпрацювання методу контролю технічного стану елементів авіаційних конструкцій, підтвердження теоретичних розрахунків, а також виведення емпіричних залежностей параметрів АЕ від характеристик втомних

тріщин на першому етапі були використані дослідження [3], які проведені на базі кафедри конструкції літальних апаратів КВВАІУ щодо втомних випробувань зразків. Зразки згідно ГОСТ 2860-65 виконані зі сплаву Д16АТ і мали розміри 350x70x8 (рис. 1). Випробування зразків проводилося на експериментальній установці, в якій реалізований метод створення безконтактного циклічного навантаження (рис. 2).

Зразок закріплюється консольним методом та затискається через гумові і повстяні ізолятори, що забезпечують фільтрацію акустичних шумів до рівня посилення 98 дБ. Для збільшення амплітуди коливань і, відповідно, діючих напружень на кінці зразка встановлювалися додаткові вантажі (баласты) масою 3 кг, при цьому частота коливань зменшувалася з 70 до 14 Гц, а діючі напруги при амплітуді 5 мм становили $5 \cdot 10^6$ Па. Датчик АЕ, що перетворює сигнали АЕ в електричний сигнал, встановлювався на зразок двома способами: через акустичний контакт в отвір верхнього затиску та в безпосередній близькості до концентратора напружень.

При першому способі установки датчика інтенсивність сигналів АЕ приблизно в два рази нижче ніж при другому. Це обумовлено тим, що частина поверхневих хвиль загасає в затискачах кріплення зразка.

Перед початком експерименту були проведені калібрування апаратури, що реєструє сигнали АЕ в цілях перевірки підсилювального тракту приладу АФ-11, вибір необхідного частотного діапазону і посилення для фільтрації механічних шумів. В результаті частотний діапазон був обраний в межах від 300 до 1000 кГц, а посилення по всьому підсилювальному тракту становило 98 дБ.

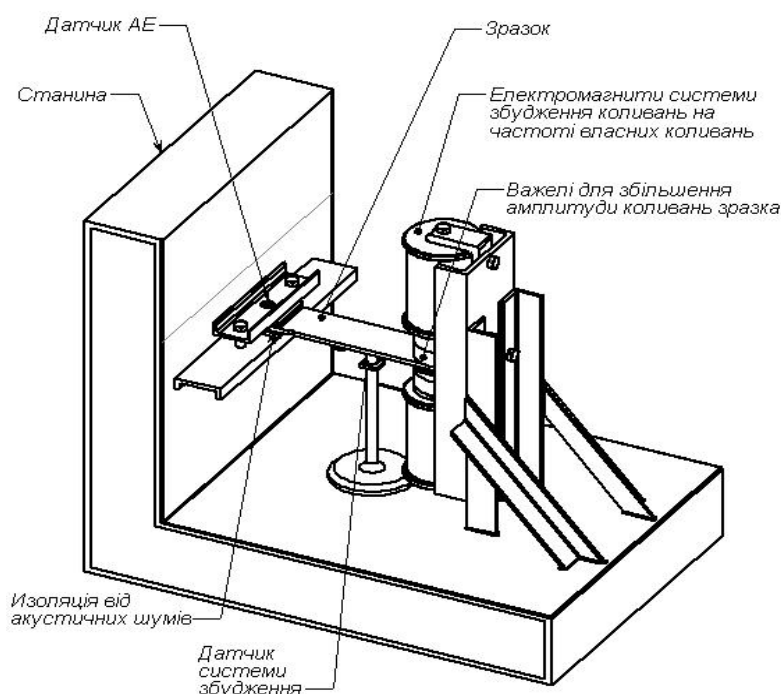


Рис. 2. Експериментальна установка для безконтактного циклічного навантаження

Результати, отримані при випробуванні зразків, представлені на рисунках 3, 4. Усі параметри представлені відносно їх максимальних значень. Втомна тріщина (рис. 1) почала розвиватися в місці нанесеного концентратора напруги, при цьому

виявлено помітне зростання інтенсивності сигналів АЕ, що відповідало довжині тріщини на поверхні 0,5 - 1 мм. Контроль лінійних розмірів тріщини проводився за допомогою мікроскопа зі збільшенням 24х. Подальше зростання відносної довжини

тріщини $\bar{\ell}$ супроводжувалося практично пропорційним зростанням відносної інтенсивності сигналів АЕ N' до $2,5 \cdot 10^6$ циклів навантаження. Подальше збільшення відносної довжини тріщини не приводить до зростання відносної інтенсивності сигналів АЕ, а навпаки, спостерігається деяке її зменшення, викликане значним розкриттям берегів тріщини, і, внаслідок чого, зменшення числа імпульсів, обумовлених тертям берегів тріщини.

Відносна частота власних коливань зразка \bar{F} починає помітно зменшуватися (на 3%) після $2,0 \cdot 10^6$ циклів навантаження (абсолютна величина), при цьому відносна площа пошкодження дорівнює 8...10%. Подальше зростання втомної тріщини, що зменшує згинальну жорсткість зразка, призводить до значного падіння частоти власних коливань. Так триває аж до повного руйнування зразка.

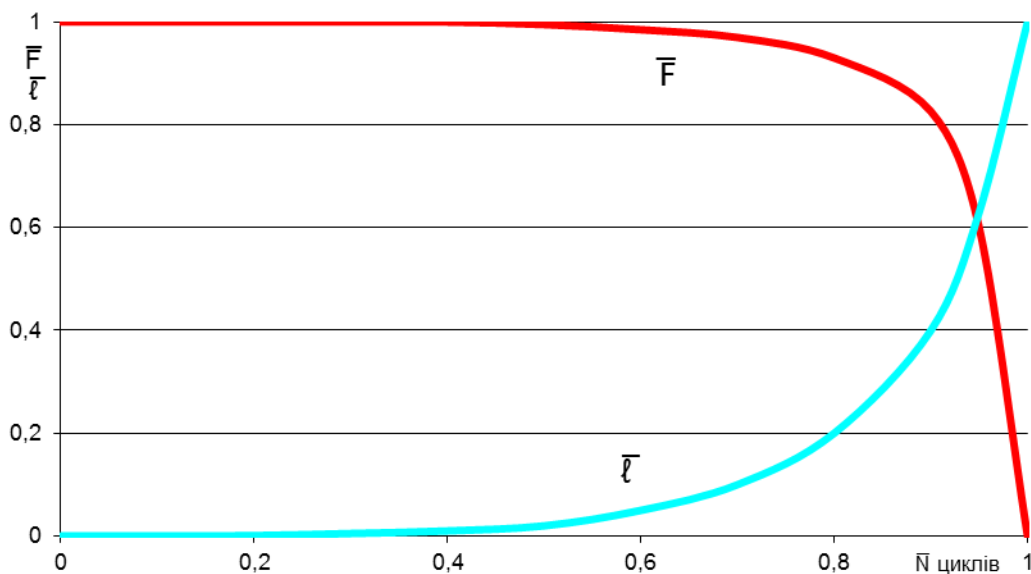


Рис. 3. Залежність відносної частоти власних коливань \bar{F} та відносної довжини тріщини $\bar{\ell}$ за відносною кількістю циклів коливань

Аналізуючи залежності на рисунках 3, 4, можна виділити три характерні зони розвитку втомної тріщини у абсолютних величинах. Зона 1 – від 0 до $(7,0 \dots 8,0) \cdot 10^5$ циклів навантаження – характерна тим, що в районі концентратора напружень відбувається накопичення пластичної деформації. Утворюються значні скупчення дислокацій, що є причиною появи мікротріщин. Зона 2 – $(7,0 \dots 8,0) \cdot 10^5$ до $2,0 \cdot 10^6$ циклів навантаження – обумовлена виходом мікротріщин на поверхню, появи гирла магістральної тріщини і подальшим зростанням її довжини. Дана зона характеризується пропорційним зростанням інтенсивності сигналів АЕ в залежності

від довжини тріщини. І, нарешті, зона 3 характерна тим, що відносна площа пошкодження досягла таких розмірів, що її збільшення приводить до значного зниження згинальної жорсткості зразка, внаслідок чого фіксується різке зменшення частоти власних коливань об'єкта випробувань.

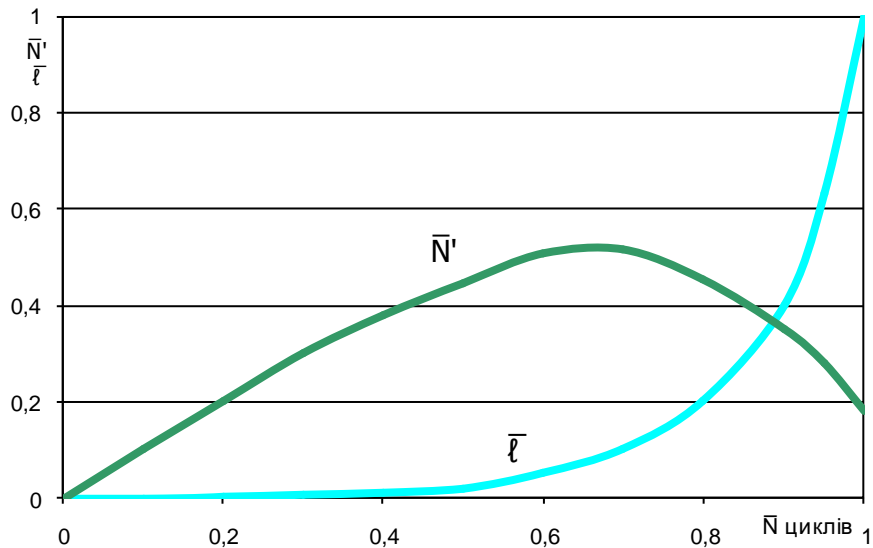


Рис. 4. Залежність відносної інтенсивності АЕ \bar{N}' та відносної довжини тріщини \bar{l} за відносною кількістю циклів коливань

Результати проведеного експерименту підтвердили можливість контролю параметрів технічного стану елементів планера літака двома методами неруйнівного контролю одночасно. Охоплено практично весь діапазон розвитку втомних пошкоджень.

Таким чином, метод контролю, що проведено на зразках, може бути застосований для контролю технічного стану силової консольної конструкції на режимі автоколивань з використанням методу АЕ. Використання одночасно двох методів діагностики методу АЕ і методу контролю частоти власних коливань дозволяє повніше вирішити завдання визначення технічного стану авіаційних конструкцій.

ЛІТЕРАТУРА

1. Когаєв В.П., Махутов Н.А., Гусенков А.П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. – М.: Машиностроение, 1985. – 223 с.
2. Патон Б.Е., и др. Опыт ИЭС им. Е.О.Патона НАН Украины в области акустико-эмиссионного контроля. // Техническая диагностика и неразрушающий контроль, №1, 2012. С. 7-22.
3. Ковель П.П. Диссертация к.т.н. Контроль технического состояния авиационных конструкций с использованием сигналов акустической эмиссии, возникающих на режиме специально организованных автоколебаний. – К.: КВВАИУ, 1985. – 159 с.

4. Пащенко С.В., Хільченко М.Ф., Юхачов В.В. Методологія збільшення ресурсів авіаційної техніки. // Збірник наукових праць ДНДІА, № 8(15), 2012. С. 161-166.

Надійшла до редакції 09.11.2016

Рецензент: професор Карпінос Б.С.