

УДК 629.7.01:620.19

О. А. ПОГОРЕЛОВ

Незалежний дослідник, Дніпро, Україна

SHM ТЕХНОЛОГІЇ В ЗАБЕЗПЕЧЕННІ ЦІЛІСНОСТІ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ. ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ

В статті розглядається сучасний стан технології постійного моніторингу стану конструкцій, що базується на використанні системи сенсорів вмонтованих в конструкцію (SHM-технології). Наведено визначення терміну SHM та його зв'язок зі спорідненими технологіями неруйнівного контролю та технічної діагностики. Наведено і прокоментовано базові принципи (аксіоми) технології. Стаття містить інформацію про основні сучасні методи SHM-технології - акусто-ультразвукові методи електромеханічного імпедансу (EMI) та хвиль Лемба (LW), метод оптично волоконних сенсорів (FO), метод порівняння тиску (CVM) та метод перколяційних сенсорів. Інформація стосується принципу дії методу, сфери застосування, недоліків та переваг застосування, рівня технологічної зрілості TRL на прикладах реалізації цих методів. В статті розглянуто дорожню карту та приклади впровадження SHM-технологій в авіаційну галузь. Також наведено інформацію, щодо проектів з дослідження та розробки (R&D) за темою SHM-технологій, які виконуються в Європейському науковому просторі.

Ключові слова: SHM-технології, метод електромеханічного імпедансу, метод хвиль Лемба, оптично-волоконні сенсори, метод порівняння тиску, перколяційний сенсор.

Вступ

В сучасному технічному лексиконі присутній термін Structural Health Monitoring (SHM). Цей термін обіймає нову технологію забезпечення безаварійної експлуатації конструкцій, здебільш авіаційних. Часом офіційного визнання терміну SHM слід вважати 1997 рік, коли відбувся перший міжнародний симпозиум IWSHM, присвячений цій технології. Перший європейський симпозиум EWSHM відбувся в 2002 році. З цього часу симпозиуми проходять регулярно кожні два роки. З 2002 року виходить міжнародний журнал "Structural Health Monitoring".

Поява цієї технології припала на пострадянську добу і з об'єктивних причин не знайшла і не знаходить відображення у роботах науковців України. В зв'язку з цим, метою цієї статті є ознайомлення фахівців авіаційної галузі України з SHM - технологіями, як з сучасною тенденцією в забезпеченні цілісності авіаційних конструкцій.

Стаття за змістом є оглядовою і складається з наступних розділів.

Перший розділ присвячений питанню визначення та змісту терміна SHM, а також його співвідношення зі спорідненими термінами. В розділі розглядається важливе для українського контексту питання перекладу терміну.

Другий розділ містить інформацію з мотивуючих обставин, що призвели до виникнення нової технології.

Третій розділ має суто академічний інтерес і розглядає аксіоми, що можуть бути покладені у теоретичне підґрунтя технології SHM.

Четвертий розділ містить інформацію про усталені рішення, що використовуються в технології SHM. Зокрема мова йдеться про традиційні акустичні методи (EMI, LW), методи оптичних волокон (FO), нетрадиційні методи порівняння тиску (CVM) та перколяційний метод. Розділ містить загальні технічні дані, приклади використання, переваги та недоліки, оцінки технологічної зрілості рішення (TRL).

П'ятий розділ присвячено дорожній карті впровадження SHM технологій для задач авіаційної галузі. В розділі розглядаються основні нормативні документи та наводяться приклади проектів з впровадження SHM технологій.

В статті окрему увагу приділено питанню комерціалізації технологій SHM. В шостому розділі наведено інформацію про виконані проекти, що дає уяву про напрямок досліджень, основних гравців ринку та кошториси проектів.

Інформація, наведена в статті, в більшості має посилання на джерела. Враховуючі обсяги напрацьованого в світі матеріалу, серед джерел обиралися оглядові публікації, що в свою чергу містять посилання на оригінальні дослідження. Ще одним фільтром при виборі джерел була наявність публікації у вільному доступі Інтернет. Деякі висновки, зроблені в статті, базуються на осмисленні розмов з фахівця-

ми, що активно займаються розробкою та впровадженням технологій SHM. Ці висновки та інформацію, не підтверджену посиланням на джерела, можна розглядати як особисту думку автора.

1. Визначення терміну SHM

Серед низки визначень терміну SHM найбільш повним за змістом і стислим за формою є наступне:

“SHM - це технологія, що може бути визначена як постійний, автономний моніторинг фізичних параметрів інженерних конструкцій при експлуатації в реальному часі. Моніторинг здійснюється за допомогою вбудованих або доданих до конструкції сенсорів. Моніторинг здійснюється з мінімальним втручанням людини”.

Під моніторингом, в широкому сенсі, розуміється запис та аналіз даних, локалізація пошкоджень і прогнозування ресурсу конструкції. За параметрами, що вимірюються, розділяють моніторинг дійсних експлуатаційних умов конструкції, зокрема навантажень, а також моніторинг пошкоджень конструкцій, завданих або тих, що розвиваються під час експлуатації.

До поняття пошкодження відносять деградацію міцності матеріалів конструкції, в тому числі появу тріщин або інших дефектів, що можуть спричинити руйнування матеріалу; зміну геометричних параметрів конструкції; зміни граничних умов, системних зв'язків, що призводять до руйнування конструкцій.

SHM можна визначити як систему моніторингу, що має наступні складові - мережа сенсорів вбудованих або доданих до конструкції та центральний процесор для обробки сигналів та оцінки стану конструкції (рис. 1). Процесор використовує інформацію о пошкодженнях (деградації) матеріалів, експлуатаційних параметрах і критеріях стану. Системи розділяють на активні та пасивні. Активні будуються на самостійній контрольованій генерації ініціюючих сигналів. Пасивні системи використовують

якості ініціюючих сигнали від функціонування конструкції.

За об'єктами моніторингу технології SHM історично поділяють на SHM цивільних об'єктів, SHM об'єктів, що обертаються та SHM стаціонарних конструкцій.

До SHM цивільних об'єктів відносять системи моніторингу мостів, будівель, бурових платформ, греблі та інших цивільних та інфраструктурних об'єктів [1]. На сьогодні це найбільш розвинута галузь SHM, що має багато успішних реалізацій, в тому числі і на теренах України.

До SHM об'єктів, що обертаються, відносять системи моніторингу вітроенергетичних установок, різноманітних турбін, лопастей, турбореактивних двигунів, компресорів, коробок передач та ін. Огляд цих систем на прикладі SHM авіаційних турбореактивних двигунів наведено в роботі [2]. За змістом ці системи покриваються усталеним терміном вібродіагностика.

До SHM стаціонарних об'єктів відносять системи моніторингу стаціонарних та мобільних конструкцій: фюзеляжі літаків, трубопроводи, захисні конструкції супутників, корпуси кораблів, конструкції залізничного транспорту, резервуари. До більш відомих систем SHM стаціонарних об'єктів слід віднести пасивні системи акустичної емісії. Разом з тим, активні системи SHM стаціонарних об'єктів розробляються саме зараз і в україно/російсько мовній технічній літературі представлені замало. Тому запропонована стаття присвячена огляду саме цих систем SHM.

Термін SHM можна також визначити через порівняння з близькими по значенню і більш відомими спорідненими термінами - неруйнівний контроль (NDT, NDE, NDI). Технологію SHM можна розглядати як винятковий випадок технологій неруйнівного контролю, що використовує вбудовані або додані сенсори-перетворювачі і призначені для великого обсягу контролю з найменшими витратами та за короткий час.

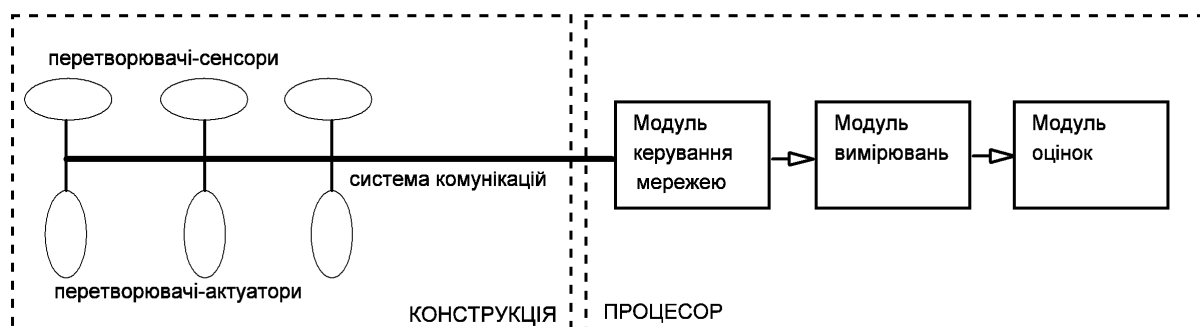


Рис. 1. Узагальнена структурна схема SHM системи

Враховуючи, що термін SHM є англійською аббревіатурою, необхідно визначитися з перекладом цього терміну на українську мову. Питання перекладу термінів є питання консенсусу, тому в статті виконується розвідка з цього питання та пропонується варіант перекладу. Надалі можливо виникнення більш сприйнятого для більшості користувачів терміну.

Український термін повинен однозначно відповідати визначенню SHM, що наведено вище і поєднувати наступні сенси - вбудовані/додані сенсори, моніторинг пошкодження конструкцій, процеси без участі людини (автоматичні процеси), мінімізація часу та витрат на моніторинг. Термін повинен бути конкретним і не охоплювати додаткові до перелічених сенси.

Розглянемо варіант прямого перекладу.

Structural Health Monitoring - Моніторинг Здоров'я Конструкції або Моніторинг Стану Конструкції. Прямий переклад терміну SHM інколи застосовується у французькій технічній літературі *La surveillance d'état (de santé) des structures* - Моніторинг Стану (здоров'я) Конструкцій. Для оцінки відповідності терміну та пов'язаного з ним сенсу доцільно використовувати пошукові системи Інтернету, що наразі є об'єктивним аналізатором сенсів.

Пошуковий запит "Моніторинг Стану Конструкцій" в просторі сенсів однозначно пов'язаний з моніторингом технічного стану споруд і в більш широкому розумінні з терміном Технічна діагностика, згідно зі ГОСТ20911-89 "Технічна діагностика. Терміни і визначення".

Термін "Моніторинг стану конструкцій" за сенсом відповідає технологіям SHM цивільних об'єктів. Термін Технічна діагностика поглинає сенси терміну SHM і є занадто узагальненим. Таким чином, термін побудований як прямий переклад, а саме "Моніторинг Стану Конструкцій" наразі є "зайнятий" у просторі сенсів.

Враховуючи неможливість застосування прямого перекладу терміну пропонується використовувати оригінальну англійську аббревіатуру з додатком слова "технологія" і ввести термін "SHM-технологія".

Термінологічна розвідка також виявила однозначні відповідності наступних термінів:

"SHM цивільних об'єктів" - "Моніторинг технічного стану споруд" та "SHM об'єктів, що обертаються" - "Вібродіагностика". Тому доцільно вживати термін "SHM-технологія" виключно для випадків моніторингу стаціонарних об'єктів.

2. Мотивація розвитку SHM-технологій

В 2006 році на полях EWSHM 2006 професор Стенфордського університету Фу-Куо Чан (Fu-Kuo

Chang) ініціював створення міжгалузевої дослідницької групи для розробки та імплементації SHM-технологій в авіаційній галузі. Ініціатива була реалізована у формі Технічного комітету з SHM аерокосмічних конструкцій Товариства Автомобільних Інженерів - G11 SAE International. Результатом роботи комітету став документ SAE ARP 6461 - Настанова з імплементації SHM - технологій на літаках [3]. Ця ініціатива була відображенням зацікавленості гравців аерокосмічного ринку у розвитку SHM-технологій і спонукала до поширення цих технологій на інші ринки. Документ ARP 6461 містить головні мотивації та сподівання від використання SHM-технологій. А саме:

- зменшення витрат на ремонти та обслуговування літаків;
- зменшення ваги літаків;
- підвищення надійності контролю та діагностики стану конструкцій.

Зацікавленість у зменшенні витрат на ремонти зумовлена стрімким старінням цивільного та військового авіапарку у світі [4]. Старіння літаків призводить до збільшення витрат на забезпечення безпеки польотів, зокрема на діагностику і ремонт, що робить подальшу комерційну експлуатацію літака збитковою. Витрати на ремонт та діагностику конструкцій літака оцінюються на рівні 20-25% [4, 5] від усіх експлуатаційних витрат. Для літаків віком 25 років і більше ці витрати стрімко збільшуються. В абсолютних цифрах витрати на ремонти та діагностику літаків в світі складають близько 9 млрд. доларів США на рік [4].

Фундаментальні дослідження, щодо зменшення витрат при використанні SHM-технологій для авіакосмічної техніки наведено в звіті [6]. Очікується, що використання SHM-технологій в цілому зменшить витрати на 2,5-3,0 млрд. доларів США на рік. За дослідженнями компанії EMBRAER використання SHM-технологій на прикладі діагностики конструкції кріплення двигуна та задньої кромки крила може зменшити витрати на 30-40% з терміном відшкодування додаткових витрат 2-3 роки [5].

Зменшення ваги конструкцій при збереженні гарантованої міцності за рахунок використання неметалевих композиційних матеріалів є важливим трендом у сучасному дизайні транспортних засобів, зокрема при проектуванні літаків. Механіка руйнування конструкційних неметалевих композиційних матеріалів, серед яких і найбільш поширені склопластик GFRP та вуглепластик CFRP, суттєво відрізняється від механіки руйнування традиційних металевих матеріалів. Крім того, вивчення цього питання ще далеко від завершення. Ці обставини ускладнюють процедури забезпечення гарантованої безпеки експлуатації літаків і примушують авіабудівні ком-

панії розробляти нові підходи до технічної діагностики конструкцій з композиційних матеріалів, в тому числі застосовувати SHM-технології.

За багато років експлуатації авіаційної техніки було напрацьовано низку технологічних процедур, що дозволяють контролювати стан конструкцій і вчасно їх ремонтувати. Слабким ланцюгом у цій системі є людський фактор, що в купі з іншими обставинами призводить до авіаційних катастроф. Випадок з літаком B737-200 компанії Aloha Airlines, що стався 28 квітня 1988 року, став хрестоматійним прикладом впливу людського фактору при технічному обслуговуванні конструкцій літака на безпеку польоту. Цей випадок стимулював пошук автоматизованих систем неруйнівного контролю, зокрема використання SHM-технологій, для мінімізації людського фактору і підвищення надійності контролю стану конструкцій літаків.

3. Аксиоми

В роботі [7] запропоновано загальні принципи - аксиоми, що допомагають в розумінні методології побудови систем SHM.

Аксиома 1 Всі конструкції та матеріали мають вади, недоліки та пошкодження.

Під пошкодженням розуміється зміна стану конструкції, при яких неможлива тривала експлуатація цієї конструкції в нормальних умовах, але можлива експлуатація в деяких субоптимальних умовах (концепція допустимих пошкоджень). Тут пошкодження розглядаються як результат деградації міцності під час експлуатації конструкції. Наслідком цієї аксиоми є правило, що системи SHM можуть використовуватися тільки для конструкцій, що спроектовані в концепції допустимих пошкоджень. Для таких конструкцій можливе прогнозування залишкового ресурсу експлуатації.

Аксиома 2. Оцінка пошкоджень базується на порівнянні двох станів конструкції.

В парадигмі SHM-технологій відсутнє поняття пороговий рівень. Методологія SHM-технологій оперує термінами теорії розпізнавання образів. Вводиться поняття вектору стану і досліджується ансамбль відхилень векторів стану від середнього значення. Для дослідження використовуються різноманітні методи - від методів найменших квадратів до нейронних мереж. Для оцінки середнього значення відхилень залучають методи моделювання поведінки конструкції, зокрема на основі методу кінцевих елементів.

Аксиома 3. Рішення задач SHM - технологій потребує використання методів “Навчання з вчителем”

Задачі можна розділити на чотири групи:

1. Задача Існування - наявність/відсутність пошкодження?

2. Задача Локалізації - де знаходиться пошкодження?

3. Задача Типізації - який характер пошкодження?

4. Задача Прогнозування - яка ступінь небезпеки пошкодження?

Задачі Існування та Локалізації можуть вирішуватися за допомогою методів “Навчання без вчителя”. Ці методи використовують загальні фізичні принципи і відтворюють інформацію про стан конструкції за результатами прямих вимірювань. Задачі Типізації та Прогнозування вирішуються за допомогою методів “Навчання з вчителем”, для яких необхідна наявність навчальної вибірки рішень.

Аксиома 4. Сенсори систем SHM безпосередньо не вимірюють пошкодження. Виявлення пошкоджень здійснюється на підставі обробки результатів вимірювань.

Аксиома 5. Для звичайних сенсорів, чим краще чутливість, тим більше вплив факторів навколишнього середовища та діючих навантажень на результати вимірювань. Для систем SHM потрібно розробляти інтелектуальні сенсори, що враховують вплив факторів навколишнього середовища та діючих навантажень на результати вимірювань.

Аксиома 6. Дизайн системи сенсорів SHM системи визначається часово-просторовими масштабами виникнення та розвитку пошкоджень конструкції. Дизайн системи сенсорів визначається через відповіді на наступні питання:

- тип даних, що збираються;
- тип сенсорів, їх кількість, розміщення на конструкції;
- інтервал частот, чутливість та динамічний діапазон сенсорів;
- потужність зовнішніх джерел енергії, що необхідна для функціонування мережі сенсорів;
- інтервал між вимірюваннями (періодичні, безперервні, після інцидентів);
- вимоги до обробки, передачі та зберігання результатів;
- наявність додаткових актуаторів.

На вибір Системи сенсорів впливають наступні фактори:

- просторові характеристики пошкоджень, що повинні виявлятися;
- часові характеристики розвитку (еволюції) пошкоджень;
- вплив варіацій або екстремальних значень навколишнього середовища та діючих навантажень на Систему сенсорів;
- вартість Системи сенсорів.

Аксиома 7. Існує фундаментальний компроміс між чутливістю Системи сенсорів та її можливістю ігнорувати шуми. Система SHM повинна забезпечувати найбільш можливе співвідношення сигнал/шум.

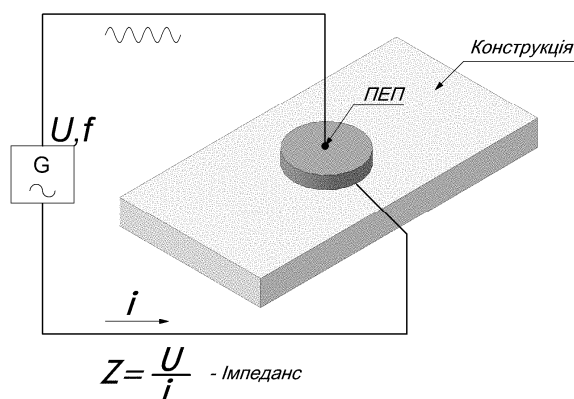
Аксиома 8. Розмір пошкоджень, що виявляються за результатами змін в динаміці конструкції, зворотно - пропорційний діапазону частот збудження конструкції. Для виявлення пошкоджень з невеликими розмірами необхідно використовувати високочастотні сигнали збудження.

4. Методи SHM технологій

4.1 Метод електромеханічного імпедансу ЕМІ

Метод полягає у вимірюванні частотної залежності електромеханічного імпедансу перетворювача, що приклеєний до поверхні об'єкту контролю. Вимірюваний електромеханічний імпеданс системи "перетворювач (ПЕП) + об'єкт контролю" залежить від механічних властивостей та стану об'єкту контролю. Найкращі результати використання методу отримуються при контролі тонкостінних конструкцій. Основні моделі роботи методу розглянуто в роботах [8, 9]. Принцип роботи методу проілюстровано на рис. 2 Зображення сенсорів на конструкції можливо знайти в роботах [9, 10].

Процедура налаштування методу полягає у визначенні власних частот коливань системи "перетворювач + об'єкт контролю". Деякі з них чутливі до зміну стану конструкції об'єкту контролю. Для знаходження спектру власних частот використовуються розрахункові методи кінцевих елементів та експериментальні методи. Для інтерпретації результатів вимірювань використовують статистичні методи розпізнавання образів.



Метод ЕМІ використовується для постійного або періодичного моніторингу стану тонкостінних конструкцій. Цей контроль дозволяє виявляти тріщини та оцінювати динаміку їх розвитку. Також цей метод може використовуватися для виявлення послаблення клепанних з'єднань та виявлення значних корозійних пошкоджень.

Головна властивість методу полягає у можливості інтегральної оцінки стану конструкції з використанням мінімальної кількості перетворювачів. Разом з тим, цей метод малоінформативний, щодо ідентифікації та локалізації пошкоджень.

Як і інші методи, що використовують електричні перетворювачі, метод електромеханічного імпедансу вимагає інсталяції на конструкції електричних провідників, що збільшує вагу конструкцій і обмежує використання методу у пожежо-вибухонебезпечних ділянках конструкцій.

Технологічна зрілість методу відповідає рівню TRL 6-7. Прикладом використання методу є контроль цілісності елементів хвостової балки гелікоптера OH-58 [10].

Питанням комерціалізації цього методу активно займається компанія Acellent Technologies Inc, що випускає повний комплект обладнання для застосування методу, включаючи спеціальні перетворювачі.

4.2 Метод хвиль Лемба LW

Метод використовує ультразвукові хвилі Лемба, що поширюються у тонкостінних конструкціях.

Потенціал використання хвиль Лемба для задач моніторингу металевих конструкцій розглянуто в роботі [11] і для композиційних конструкцій [12]. Використовуються наступні схеми контролю:

- рефлекторна схема. Тут реєструється хвиля, що відбивається від неоднорідності матеріалу (рис. 3, а).

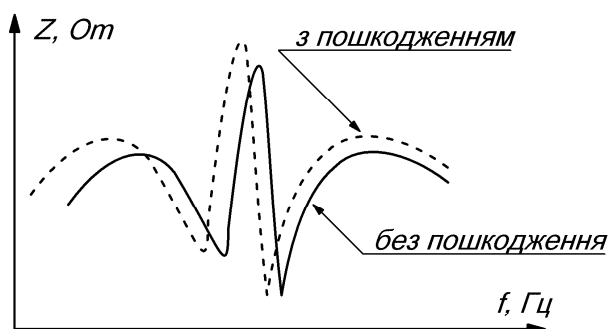


Рис. 2. Принцип методу електромеханічного імпедансу ЕМІ

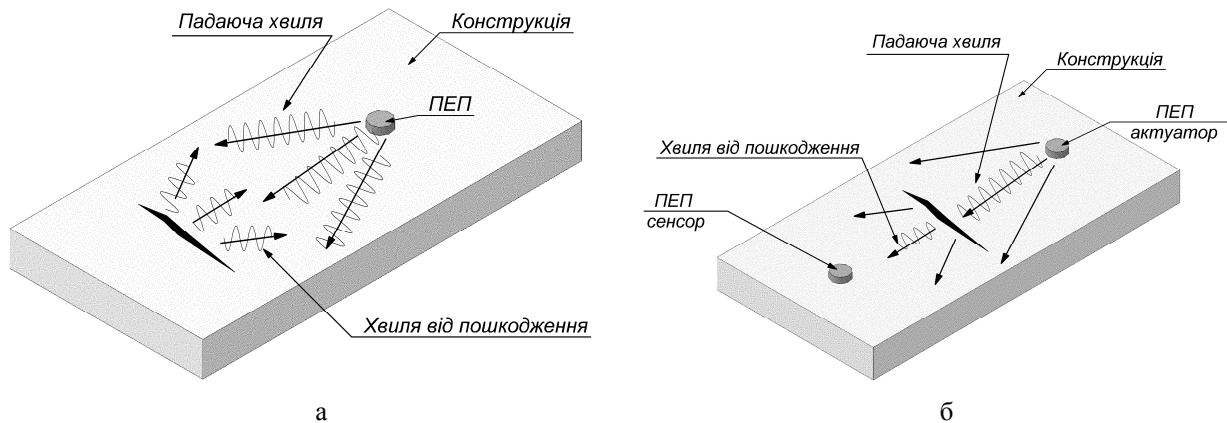


Рис. 3. Метод хвиль Лемба LW:
а – рефлекторна схема; б – схема на проходження

- схема проходження. Тут вимірюється зменшення амплітуди хвилі, що поширюється між передавачем і приймачем. Зменшення амплітуди коливань зумовлено розсіюванням хвилі на неоднорідностях матеріалу (рис. 3, б).

Важливим компонентом реалізації методу є п'єзоперетворювачі, що використовуються для генерації та прийому коливань хвиль Лемба [13]. Вимоги до перетворювачів полягають у можливості їх наклеювання на поверхню конструкції, забезпечення довготривалої експлуатації перетворювачів на конструкції, в тому числі і цілісність клейового з'єднання, зменшення ваги перетворювачів.

Технологічна зрілість методу оцінюється на рівні TRL 6-7. Метод використовується при наземних перевірках елементів конструкцій літака Embraer 190 - люк пасажирської кабіни, продольні елементи кесона крила [14], кріплення хвостового ротора багатоцільового гвинтокрила OH-58 [10]. Метод хвиль Лемба використовується при дослідженнях на втому повнорозмірних конструкцій лопасті вітрогенератора з вуглепластика, трубопроводів [15]. Використання методу планується в перспективних конструкціях літаків - овальний фюзеляж літака компанії Bombardier, з'єднання лонжеронів, обшивка фюзеляжу біля ілюмінаторів та люків, елементи кріплення крила, місця стикування підлоги та фюзеляжу [16].

Відомим гравцем на ринку SHM технологій, що виробляє системи методу хвиль Лемба є компанія Acellent Technologies. Inc.

4.3 Метод оптичних волокон FO

Метод оптичних волокон базується на вимірюванні деформацій конструкцій з використанням оптоволоконних сенсорів.

Оптоволоконні сенсори мають наступну класифікацію [17 - 19].

1. Інтерферометричні сенсори, що основані на вимірюванні різниці фаз між двома шляхами оптичного випромінювання, що виникли внаслідок варіацій параметрів фізичної середовища розповсюдження світла (рис. 4). Інтерферометричні сенсори мають роздільну здатність не гірше 1ppm деформації. Для вимірювання лінійних деформацій використовують оптоволоконні інтерферометри Маха-Цендера, Майкельсона. Для вимірювання кутових деформацій використовують інтерферометр Саньяка. Для вимірювання деформацій з над малою роздільною здатністю 0,15 ppm в великому діапазоні вимірювань 5000 ppm використовують інтерферометр резонатор Фабрі-Перо.

2. Сенсори на базі оптоволоконних решіток, зокрема волоконна брегівська решітка та її модифікації. В серцевині оптоволокна формується просторово розподілений брегівський рефлектор, що здатний відбивати світло з окремою довжиною хвилі та пропускати інші оптичні хвилі. Цей ефект досягається шляхом створення періодичної зміни показника заломлення в серцевині волокна. Типова довжина решітки складає 8 мм на якій розташовуються до 10000 періодичних неоднорідностей. Збір даних з решіток виконується різними способами. Наприклад, кожна решітка "вирізає" свій унікальний спектр світла. На вході системи сенсорів стоїть джерело світла з широкою смугою випромінювання, а на виході системи стоїть аналізатор спектра відбитого оптичного випромінювання (рис. 5).

3. Розподілені сенсори, що вимірюють комбінаційне розсіювання світла на молекулах матеріалу оптичного волокна. Розділяють стокові та антистоксові компоненти розсіювання у відповідності до напрямку зміни довжини хвилі при розсіюванні. Зокрема стокові та антистоксові компоненти

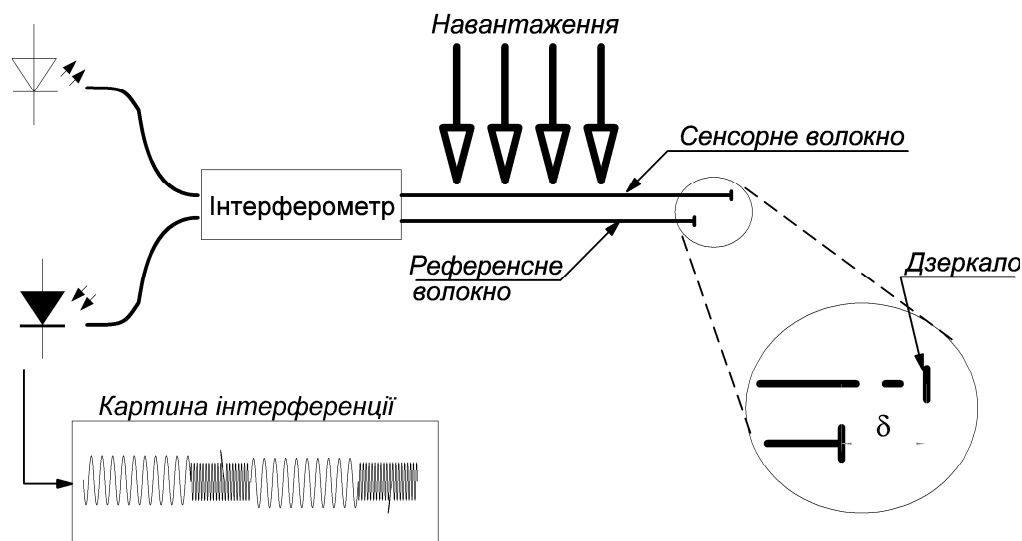


Рис. 4. Оптоволоконний інтерферометр

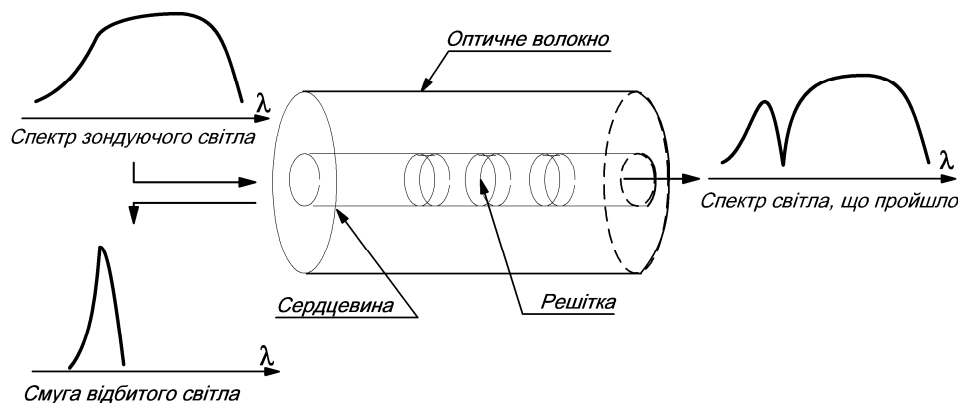


Рис. 5. Оптоволоконні решітки

розсіювання Брілюена чутливі до деформацій та температури середовища. В той час як стоксові компоненти розсіювання Рамана чутливі виключно до зміни температури, а антистоксові компоненти не чутливі до змін температури та деформації (рис. 6). Для системи розподілених сенсорів використовується технологія часової оптичної інтерферометрії, що дозволяє локалізувати місця температурних аномалій або місця деформацій.

В системах SHM оптично-волоконні сенсори розглядаються як заміна традиційних тензорезисторів. В таблиці 1 наведена інформація, щодо використання різних типів оптоволоконних сенсорів.

В роботі [19] наведено аналіз очікувань від використання SHM систем на оптоволоконних брегівських решітках. Зокрема формулюються наступні параметри за призначенням таких систем:

- виявлення тріщини в алюмінії - 1-2,5 мм; в сталевій конструкції - від 5 мм;

- виявлення корозійних пошкоджень - від 10% товщини;

- виявлення розшарування в композитних матеріалах - від 15x15 мм.

В роботі [19] також розроблені вимоги до перспективної системи SHM для використання в авіації, а саме:

- кількість сенсорів - 32 (з можливістю збільшення до 64);

- кількість сенсорів на одній ділянці - 8 (1 - температура 7 - деформації);

- кількість ділянок - 4;

тип сенсорів - брегівська решітка;

- робоча довжина хвилі - 1550 нм (вікно прозорості оптичного волокна);

- спектральна смуга - 8 нм;

- діапазон вимірювання деформацій - 3500 ppm;

- частота опитування сенсорів - 500 кГц;

- довжина решітки - 5-10 мм;

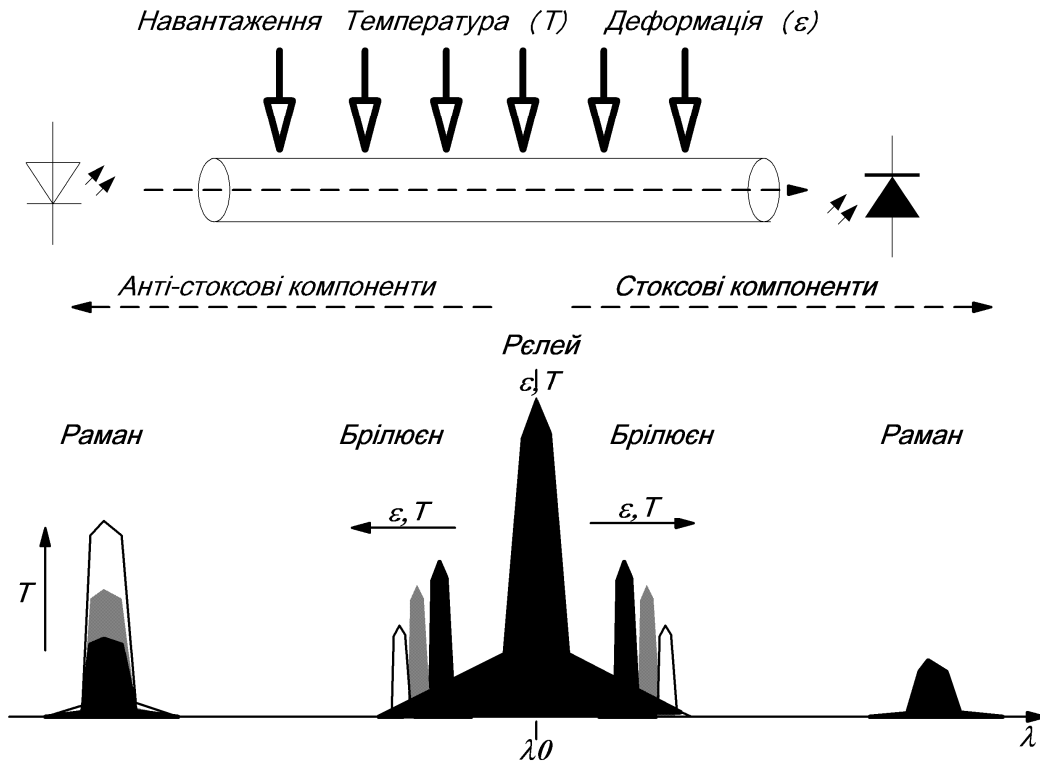


Рис. 6. Оптоволоконні розподілені сенсори

Таблиця 1

Класифікація оптоволоконних сенсорів за використанням [17]

Частота сканування, Гц	Для чого використовується	Тип сенсору
1 МГц	Дослідження ударного руйнування. Реєстрація сигналів акустичної емісії, ультразвуку.	Оптоволоконні решітки. Лазерні діоди у якості джерела світла
1 кГц	Вимірювання експлуатаційних навантажень в авіації. Задачі сейсмології.	Оптоволоконні решітки. Розподілені сенсори з використанням спектрометрів світла на дифракційних решітках
100 Гц	Вимірювання динамічних деформацій великих конструкцій - мостів, тунелю, будівель.	Інтерферометричні сенсори. Резонатор Фабрі-Перро з п'єзоактивним збудженням.
1 Гц	Вимірювання статичних деформацій, температури	Розподілені сенсори з використанням спектрометрів світла. Резонатор Фабрі-Перро.

- дискретність вимірювання деформацій – 1 ppm;

- дискретність вимірювання температури – 0,1 гр.

До переваг систем SHM на основі оптичного волокна відносять:

- мінімальні розміри та вагу. Звичайне оптоволоконно має діаметр 125 мкм;

- відсутність електричного струму, який впливає на електромагнітну сумісність систем SHM та бортової електроніки. Оптоволоконні сенсори можуть використовуватися у пожежо-вибухонебезпечних місцях;

- стійкість до впливів зовнішнього середовища, корозійна стійкість;

- можливість інсталяції оптоволоконна безпосередньо в композиційний матеріал при виготовленні;

- широкий діапазон вимірювання деформацій. Недоліки систем SHM на основі оптичного волокна наступні:

- складність роботи з оптичним волокном при інсталяції на конструкції. Оптичне волокно не можна згинати. Тиск або удар при роботі з конструкцією може привести к руйнуванню оптичного волокна;

- занадто велика вартість обладнання та матеріалів;

- при інсталяції в композиційний матеріал біля оптоволокна виникає товстий шар клею полімерної матриці, що призводить до значущих помилок вимірювання деформацій. Цей недолік зумовлений великою різницею у діаметрі оптоволокна 125 мкм і діаметрах армуючих волокон матеріалу (діаметр волокон вуглецю - 5-10 мкм).

Технологічний рівень SHM-технологій для авіаційних конструкцій відповідає TRL 7. В роботі [20, 21] розглядається використання кореляторів Брілюєна для моніторингу частин конструкцій літака Mitsubishi MU-300 (бізнес-джет). Тут вимірювалися деформації, що виникають в стрингерах фюзеляжу в районі центроплану під час польоту. В роботі [17] наведено приклад використання оптоволоконних сенсорів для виявлення розшарувань в композиційних конструкціях на прикладі ремонту вузла повороту крила літака F111C Австралійських ВПС. Демонстратор витримав 700000 циклів навантаження при деформаціях 3150 ppm. Відмічається що електричні тензорезистори не витримали таких навантажень. Оптоволоконні системи планується використовувати на літаках, що знаходяться у розробці. Системи будуть використовуватися для контролю деформацій конструкції крила - лонжеронів, стрингерів, нервюр. Також системи призначені для виявлення та оцінок пошкоджень конструкцій від ударних зіткнень літака і птахів. Багато сподівань покладається на використання оптоволоконних систем

SHM при дослідженні та випробуваннях авіаційних конструкцій.

4.4. Метод порівняння тиску CVM

Розробником методу є Кен Дейві (Ken Davey). В 1995 році була створена компанія Structural Monitoring Systems (Австралія), що займається вдосконаленням та комерціалізацією цього методу. Інтелектуальна власність на цей метод, в тому числі і торговельна марка CVM™, належить компанії.

Принцип дії CVM [22] базується на тому явищі, що умови забезпечення вакууму в невеликих резервуарах занадто чутливий до найнезначніший порушень герметичності. Сенсор виглядає як сукупність газових каналів одна поверхня яких утворюється поверхнею об'єкта моніторингу (рис. 7). До частини газових каналів через вимірювач потоку підключено вакуумнасос. В умовах, коли на поверхні об'єкта моніторингу з'являється тріщина вимірювач показує збільшення потоку газу, що зумовлено порушенням герметичності каналів сенсора. Числове значення потоку газу пов'язане з розмірами тріщини і може слугувати інформаційним параметром контролю. При використанні низки відокремлених сенсорів невеликих розмірів, що встановлені на всій поверхні об'єкта моніторингу з'являється можливість локалізувати місце появи тріщини.

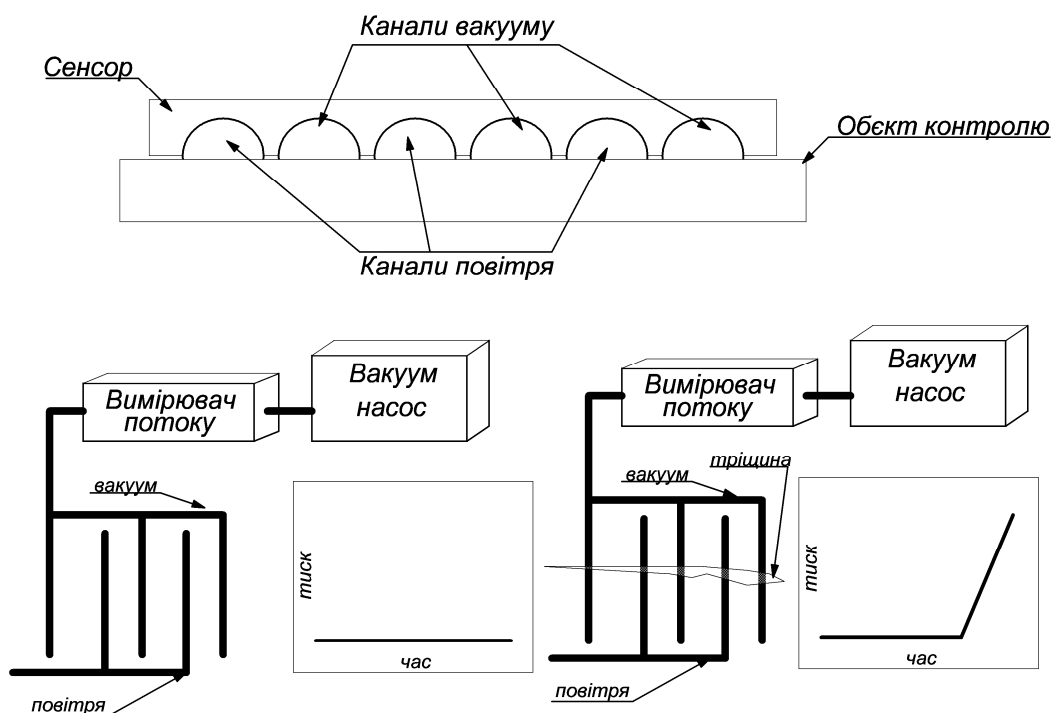


Рис. 7. Метод порівняння тиску

Сенсор виготовляється з гнучкої еластичної плівки з шаром клею. Сенсор наклеюється на поверхню об'єкта моніторингу. Стійкість клейового з'єднання та тривала герметичність матеріалу доведена що найменш трьома роками використання на конструкціях літаків.

Чутливість методу визначається як мінімальна довжина тріщини. Чутливість залежить від матеріалу об'єкта, стану поверхні, геометрії газових каналів сенсора. Типовим значенням залишкового тиску в каналах сенсора є (1-2) Па. При появі тріщини тиск зростає до 100 Па і більше. В таблиці 2 наведено дані з чутливості методу для конструкцій у вигляді пластини з різними товщинами та різним станом поверхні. Конструкція виготовлена з матеріалу 2024-T3 (AISI), що є найближчим аналогом сплаву Д16.

Таблиця 2
Чутливість методу порівняння тиску CVM [22]

Товщина стінки, мм	Стан поверхні	Мінімальна довжина тріщини, мм
1,02	Необроблена	1,24
1,02	Оброблена	0,53
1,80	Оброблена	1,07
2,54	Необроблена	6,91
2,54	Оброблена	2,29

Метод здебільше використовується для виявлення тріщин на поверхні металевих конструкцій клепаних внапуск, особливо конструкцій, що закриті для візуального огляду. Вивчається можливість використання методу для контролю конструкцій з неметалевих композиційних матеріалів.

Метод має наступні переваги:

- мала вага сенсорів, що не впливає на динаміку поведінки конструкції в нормальних умовах експлуатації;

- відсутні електричні з'єднання, що знімає проблему забезпечення електромагнітної сумісності з системами літака, а також дає можливість використовувати метод для моніторингу конструкцій в пожежно- та вибухонебезпечних місцях, наприклад паливних баках;

- стійкість до впливу факторів зовнішнього середовища - вібрацій, змін температури, вологості.

Головним недоліком методу є вимога бездефектності поверхні конструкції перед застосуванням методу. У разі появи дефекту поверхня повинна бути відремонтована і сенсор повинен бути наклеєний знову.

Технологічна зрілість методу відповідає рівню TRL 7-8. Метод використовується на повітряних судах зокрема:

- гвинтокрилах H53 ВМС США з 2002 року;
- метод додано до Boeing CVM™ NDT Standard Practices Manual program [23];
- метод використовується в програмах льотних випробувань компаній Boeing, Airbus, Bombardier, Embraer [14], Sikorsky;
- метод використовується експлуатантами повітряних суден ВМС США, ВПС Пакистану, Sandia\Delta Airlines.

4.5. Перколяційний метод

Перколяційний метод SHM розроблявся для виявлення корозійних пошкоджень конструкцій. Розробка та дослідження методу здійснюється фахівцями Левенського католицького університету (Бельгія). Комерціалізація методу здійснюється за фінансової та організаційної підтримки Бельгійського фонду сприяння науковим дослідженням FNRS.

Для виявлення ділянок конструкції з порушеннями герметичності стиків використовуються перколяційні сенсори рідини. Цей тип сенсорів відносять до біонічних сенсорів, принцип дії яких було запозичено у живих організмів [24]. Принцип дії сенсора базується на використанні явища перколяції (протікання) (рис. 8). При досягненні деякого значення концентрації часток матеріалу, що проводять електричний струм, в матриці з електроізоляційного матеріалу, в композиції виникають ланцюжки електричного струму. Це значення концентрації називається поріг перколяції. При досягненні порогу перколяції відбувається різка зміна електричного опору матеріалу.

Для виготовлення перколяційного сенсора використовується керамо- полімерний композиційний матеріал, що складається з порошку матеріалу, що проводить електричний струм, та полімерної матриці. В якості порошку здебільш використовується TiCN кераміка як найбільш хімічно нейтральна до води, газу та інших паливно-мастильних речовин, і дешевий в порівнянні зі сріблом та золотом матеріал. В якості полімерної матриці використовується полівініловий спирт PVA, що є гідрофільним матеріалом і добре поглинає воду та інші рідини. Полімерна матриця насичується порошком кераміки до концентрації, що перевищує поріг перколяції. У відсутності рідини електричний опір сенсора складає (10-30) кОм. При потраплянні води на сенсор відбувається поглинання води полімерною гідрофільною матрицею. При цьому зростає поріг перколяції і електричний опір різко збільшується. Електричний опір сенсору, що знаходиться у воді складає (100-250) МОм. Дія сенсору є зворотною. При висиханні електричний опір сенсора відновлюється до робочих значень. Перколяційний сенсор виконує функцію

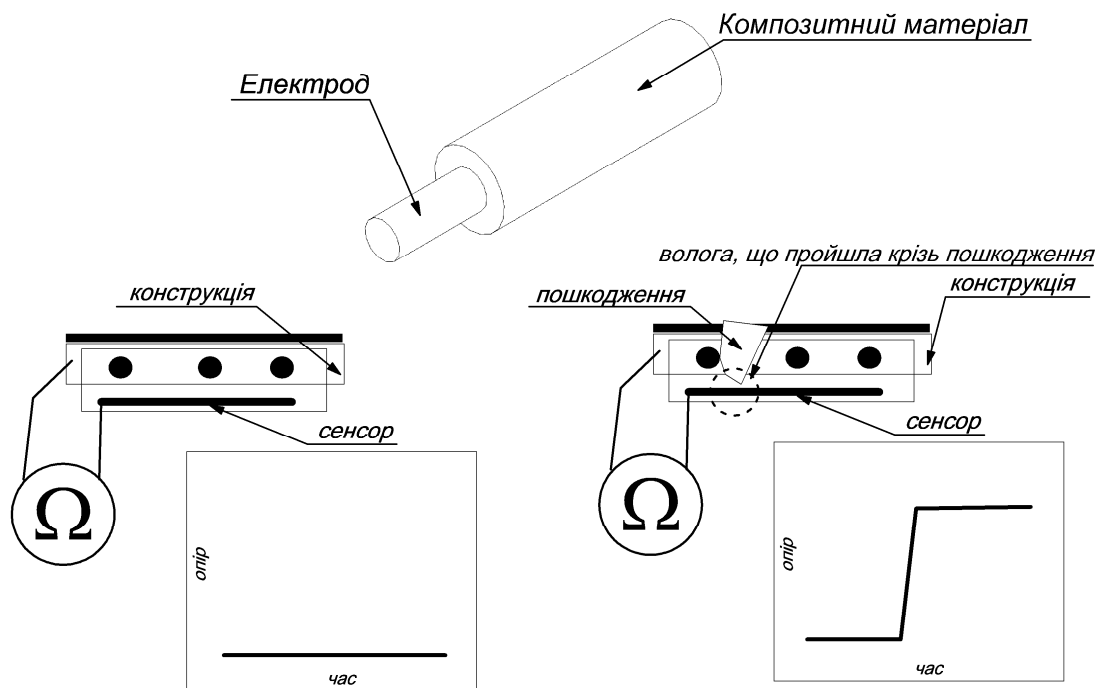


Рис. 8. Перколяційний сенсор

тригера, що має два суттєво відмінних стійких станів. Використання цих сенсорів забезпечує високу чутливість виявлення рідин в ділянках порушення герметичності конструкцій.

Конструкція сенсора має аксіальну структуру. Центральний електрод розташований у нейлоновому корді, який в свою чергу насичено керамополімерним композитом. В якості другого електрода може використовуватися частини металевих конструкцій або додатковий електрод на поверхні сенсора. Діаметр сенсора може складати 1 мм і менше, що важливо при інсталяції сенсора в конструкції, що контролюється.

Область використання методу – це ділянки конструкції, де порушена герметичність [24, 25]. Вважається, що порушення герметичності відбувається внаслідок часткового руйнування матеріалу, наприклад внаслідок виникнення тріщин в районі клепаєних або зварних з'єднань, внаслідок ослаблення клепаєних з'єднань. Таким чином порушення герметичності є індикатором початку руйнування конструкції. Крім того, порушення герметичності і насичення рідиною порожнин призводить до прискорення корозійних процесів і провокує катастрофічне руйнування конструкції.

Перколяційні сенсори використовуються на ділянках конструкцій, в яких в робочих умовах неможливо візуальне виявлення корозії. Для конструкцій цивільних літаків це:

- місця встановлення ілюмінаторів, що закриті звукоізолюючими панелями, куди потрапляє та накопичується дощова вода;
- підлога пасажирської кабіни в частині бортової кухні та туалетів, де можливо потрапляння води та біологічних рідин;
- резервуари з паливом та іншими робочими рідинами.

Перелічені конструкції літаків перевіряються на “важких” формах технічного обслуговування літака, так званих C-check (один раз на 2-3 роки експлуатації) та D-check (один раз на 5-7 років експлуатації). Ці форми технічного обслуговування пов'язані з частковим демонтажем конструкцій. Завчасне виявлення корозійних пошкоджень може суттєво скоротити витрати на ремонти літака.

До переваг метода слід віднести:

- високу чутливість до виявлення ділянок з порушенням герметичності;
- простоту інсталяції сенсорів;
- просте обладнання для вимірювання;
- відсутність спеціальної обробки результатів вимірювань.

Недоліки метода полягають у складності локалізації місця пошкодження. Для вирішення питання локалізації треба збільшувати кількість окремих сенсорів і кількість окремих вимірювань. Крім того, збільшення кількості сенсорів призводить до розро-

стання системи провідників, що збільшує вагу конструкції.

Наявність електричного струму в сенсорах ускладнює їх використання біля резервуарів з паливом на виконання умов вибухо-пожежної безпеки.

Технологічна зрілість методу оцінюється на рівні TRL 6- TRL 7. Виконані тестові випробування на літаках Boeing 737-500 та 2-х літаках Boeing 747-400 авіакомпанії Lufthansa [25].

5. Дорожня карта впровадження SHM-технології в авіаційній галузі

Головним документом, що визначає дорожню карту впровадження SHM-технологій в авіаційній галузі є міжнародний стандарт ARP 6461. Цей документ розроблено міждисциплінарною групою фахівців, що включають представників компаній розробників літаків (Boeing, Airbus (EADS), Bombardier, Embraer), системних інтеграторів (BAE Systems, Honeywell, Goodrich), компаній та організацій, що випробують авіаційну техніку (NASA, Sandia Labs), військових експлуатантів (AFRL (США)- дослідницька лабораторія ВПС США, NAVAIR (США)-командування повітряних сил ВМФ США), регуляторних органів (EASA Європейська агенція з безпеки польотів, FAA- Федеральна Авіаційна адміністрація США), від наукових установ (Стенфордський університет, Токійський університет, Інститут Фраунгофера, Інститут Фрітц-Габера (Німеччина)).

Документ має наступну структуру:

1. Галузі використання та головні інтересанти впровадження технології:

а) виробники літаків, що бажають встановлювати на літаки додаткове обладнання з метою поліпшення експлуатаційних характеристик літака в першу чергу тривалість і вартість ремонтів;

б) компанії, що обслуговують літаки, виконують поточні та капітальні ремонти;

в) компаній експлуатанти літаків;

г) компаній провайдерів SHM-технологій.

2. Посилання на існуючу нормативну документацію.

3. Загальні підходи до визначення критично важливих фрагментів конструкцій, з точки зору цілісності при експлуатаційних навантаженнях та з точки зору оптимізації витрат при ремонтах.

4. Типові реалізації систем SHM-технологій. В розділі вводяться поняття систем S-SHM для планових обстежень та систем A-SHM, що використовуються в будь який час, в тому числі і безперервно.

Системи S-SHM призначені для спрощення типових процедур діагностики та контролю конструкцій, зокрема ділянок конструкцій з обмеженим доступом для візуального контролю. Зазвичай ці систе-

ми складаються з мережі сенсорів та комунікацій, що інтегровані до конструкції та вимірювального наземного обладнання, що не розміщується на борту літака.

Системи A-SHM розглядаються як наступний крок впровадження технологій, що додають додаткових можливостей S-SHM системам. Апаратна реалізація A-SHM складається з мережі сенсорів і комунікацій, що інстальовані на конструкції літака та вимірювального обладнання, що розміщується на борту і є частиною авіоніки літака.

5. Технічні вимоги для систем SHM. В розділі розглядається низка вимог, що є обов'язковими для авіаційних конструкцій та авіаційного обладнання. Слід відзначити наступні спеціальні вимоги до систем.

1) Технологія інсталяції мережі сенсорів та комунікацій на конструкції повинна забезпечувати довготривалу цілісність з'єднання за умов експлуатаційних навантажень. Системи повинні мати алгоритми самодіагностування мережі сенсорів. Похибки вимірювань, що пов'язані з порушенням з'єднання сенсорів та конструкцій, повинні ідентифікуватися і не впливати на загальний результат діагностики.

2) Системи S-SHM повинні мати чутливість не гіршу, ніж традиційні системи неруйнівного контролю. Вірогідність виявлення пошкодження (PoD) повинна складати не менш 90%. При цьому розміри пошкодження визначаються з надійністю 95%.

6. Підходи до розробки процедур впровадження (валідації) та тестування (верифікації) систем. В розділі розглядаються типові процедури, зокрема процедури корегування експлуатаційної документації літака. Також слід відмітити, що авіаційна конструкція разом з мережею сенсорів та комунікацій розглядається як нова конструкція і вимагає проведення всього комплексу випробувань. Це важливо для конструкцій з композиційних матеріалів, в які інстальовані сенсори під час виготовлення матеріалу, наприклад оптичноволоконні сенсори в вуглепластику.

7. Процедури сертифікації систем SHM.

Документ ARP 6461 загалом розроблявся для застосування в цивільній авіації. На основі цього документу було розроблено низку інших документів, зокрема ARP 6245 для військової авіації. В цьому документі розглядаються вимоги до SHM систем окремо для пілотованих та безпілотованих літаків.

На цей час існують наступні проекти з впровадження SHM-технологій. В роботі [5] розглянуто питання впровадження S-SHM систем для комерційних моделей літаків компанії EMBRAER., зокрема корегування процедур планового контролю та ремонтів. В роботі [26] описуються сценарії впрова-

дження S-SHM для існуючих і перспективних моделей літаків компанії BOMBARDIER, зокрема конструкцій овалного фюзеляжу. Розглядаються методи акусто-ультразвукові та метод порівняння тиску. Підкреслюється важлива роль позитивного досвіду застосування SHM-систем для подальших інвестицій у ці технології. В роботі [27] наведено стратегію впровадження SHM технологій в програму ремонтів військових літаків Австралійських ВПС. Основним методом SHM тут обрано метод електромеханічного імпедансу. В роботі [28] розглядається роль Федеральної Авіаційної адміністрації FAA США як ідеолога впровадження SHM технологій в авіаційну галузь. Адміністрація виконує функції координатора робіт між інтересантами впровадження, формує інформаційну базу з методів та обладнання SHM, розробляє плани і стратегії розвитку. На цей час найбільш перспективним з точки зору FAA є застосування методу порівняння тиску.

6. Європейські проекти з розробки та дослідження SHM технологій

Сайт за посиланням [29] містить інформацію, щодо проектів з дослідження та розробки (проекти R&D) в галузі SHM-технологій, що виконувалися в межах рамкових проектів FP5-FP7 та HORIZON2020. На сайті у відкритому доступі публікуються результати проектів у вигляді проміжних та заключних звітів. Ця інформація дає уяву про розвиток цієї технології на теренах європейського наукового простору, а також про фінансування та основних інтересантів означених проектів.

Всього виконується близько 11 проектів за тематикою SHM-технологій на загальну суму більш ніж 78 млн.євро. Проекти умовно поділяються на проекти впровадження, проекти дослідження та проекти з навчання.

Найбільш значущим проектом впровадження є проект SARISTU. Проект досліджує питання інсталяції існуючого обладнання та сенсорів на конструкціях серійних літаків та виконання дослідної експлуатації SHM систем на літаках-лабораторіях та серійних літаках. Вартість проекту складає 51 млн. євро з яких 32 млн. євро сплачується з бюджету Євросоюзу. У проекті беруть участь 64 учасника – компанії розробники, виробники та експлуатанти літаків, наукові лабораторії, університети та приватні компанії.

Проекти з дослідження мають на меті підвищення рівня TRL конкретних зразків сенсорів, обладнання та технологій шляхом тестування на літаках-лабораторіях. Вартість проектів становить не більше 1 млн. євро і фінансується переважно з власних

джерел компаній інтересантів, приватних фондів та фондів регіонального розвитку.

В програмі HORIZON2020 вперше запропоновано проект NDTonAIR з навчання фахівців авіаційної галузі застосуванню сучасних SHM- технологій. Проект об'єднав 16 дослідних, навчальних закладів, компаній виробників і експлуатантів авіаційної техніки для впровадження сучасних методик і технологій з НК та SHM через тренінги фахівців галузі. Бюджет проекту складає 3,8 млн. євро на 5 років. Вартість проекту цілком відшкодовується з бюджету Євросоюзу.

Висновки

В статті розглянуто сучасну технологію контролю стану конструкцій, що ідентифікується терміном SHM-технологія. Технологія є продовженням розвитку методів неруйнівного контролю, де використовуються системи сенсорів, що постійно розташовані на конструкції, що контролюється. Метою застосування SHM- технології є зменшення витрат на контроль і ремонти конструкцій, мінімізацію людського фактору при контролі та створення підстав для нового дизайну відповідальних конструкцій.

Ідея постійної фіксації сенсорів на конструкції, що контролюється є не нова і має давню історію використання для контролю будівель, споруд, а також в задачах постійного контролю конструкцій, що обертаються. Сучасною тенденцією є використання цієї ідеї для контролю стаціонарних конструкцій, зокрема авіаційних конструкцій. Наразі досліджуються п'ять методів - акусто-ультразвукові методи електромеханічного імпедансу та хвиль Лемба, метод оптичних волокон, метод порівняння тиску та перколяційний метод. Методи придатні для використання здебільше на тонкостінних конструкціях з металів та армованих неметалевих композиційних матеріалів. SHM-технології мають високий рівень технологічної зрілості і знаходять використання навіть на серійних зразках.

Лідером впровадження SHM-технологій є авіаційна галузь. Консensusне бачення мотивацій та шляхів впровадження технології в авіацію знайшло відображення в низці міжнародних нормативних документів.

Впровадження нових технологій вимагає акумуляцію значних фінансових та організаційних ресурсів на міжнародному рівні. Проекти розробки та дослідження SHM-технологій об'єднують учасників з різних галузей індустрії, наукових інститутів. Фінансування проектів відбувається по змішаній схемі із залученням власних коштів індустріалів, державного та регіонального фінансування, наукових фондів.

Наразі головною проблемою подальшого впровадження SHM-технологій є відсутність критичної кількості успішних бізнес-реалізацій, що обґрунтують інвестиції в майбутні нових технологій.

Література

1. Brownjohn, J. M. W. *Structural health monitoring of civil infrastructure [Text]* / J. M. W. Brownjohn // *Phil. Trans. R. Soc. A.* – 2007. – No. 365. – P. 589–622.
2. *A Methodology for the Diagnostic of Aircraft Engine Based on Indicators Aggregation [Electronic resource]* / T. Rabenoro, J. Lacaille, M. Cottrell, F. Rossi. – Access mode: <https://arxiv.org/pdf/1408.6214.pdf>. – 22.05.2017.
3. *Guidelines for Implementation of SHM on Fixed Wing Aircraft. SAE Standard ARP 6461 [Electronic resource]*. – SAE International Aerospace Recommended Practice, 2013. – Access mode: <http://standards.sae.org/arp6461/>. – 20.09.2016.
4. *Jane's All the World's Aircraft 2005-2006 [Text]* / edited by Paul Jackson. – Jane's Information Group, 2005. – P. 102-165. ISBN: 0710626843.
5. Santos, L. G. *EMBRAER Perspective on the Challenges for the Introduction of Scheduled SHM (S-SHM) applications into Commercial Aviation Maintenance Programs [Text]* / L. G. Santos // *Key Engineering Materials.* – vol. 558. – 2013. – P. 323-330.
6. Kent, R. M. *Health Monitoring System Technology Assessments: Cost Benefits Analysis [Text]* / R. M. Kent, D. A. Murphy // NASA/CR-2000-209848. – NASA Langley Research Center, 2000. – 171 p.
7. *The fundamental axioms of structural health monitoring [Text]* / K. Worden, C. R. Farrar, G. Manson, G. Park // *Proceedings of the Royal Society A.* – 2007. – vol. 463, issue 2082. – P. 1639-1654.
8. Zagrai, A. *Electro-mechanical impedance method for crack detection in thin plates [Text]* / A. Zagrai, V. Giurgiutiu // *Journal of Intelligent Material Systems and Structures.* – 2001. – vol. 12, issue 10. – P. 709-718.
9. *Structural Health Monitoring of Aircraft Structure by Method of Electromechanical Impedance [Electronic resource]* / V. Pavelko, I. Ozolinsh, S. Kuznetsov, I. Pavelko // *Proc. 6th IWNDT Experts, Prague, 10-12 Oct. 2011.* – Access mode: http://www.ndt.net/article/ndtp2011/papers/33_Pavelko.pdf. – 25.05.2017.
10. *Flight Demonstration of a SHM System on an OH-58 Aircraft [Electronic resource]* / W. Girard, B. Tucker, N. Bordick, S. Beard. – Access mode: https://www.researchgate.net/publication/290915882_Flight_demonstration_of_a_SHM_system_on_an_OH-58_aircraft. – 16.07.2017.
11. Hillger, W. *Structural Health Monitoring Using Lamb Waves [Electronic resource]* / W. Hillger, U. Pfeiffer // *Proc. 9th ECNDT 2006 – Th.1.7.2.* – Access mode: <http://www.ndt.net/article/ecndt2006/doc/Th.1.7.2.pdf>. – 15.07.2017.
12. Percival, W. *A Study of Lamb Wave Propagation in Carbon-Fibre Composites [Electronic resource]* / W. Percival, E. Birt // *Insight - Non-Destructive Testing and Condition Monitoring.* – 1997. – vol. 39. – P. 728-735. – Access mode: https://www.researchgate.net/publication/279894783_A_study_of_Lamb_wave_propagation_in_carbon-fibre_composites. – 7.12.2016.
13. Giurgiutiu, V. *Tuned Lamb Wave Excitation and Detection with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring [Text]* / V. Giurgiutiu // *Journal of Intelligent Material Systems and Structures.* – 2005. – vol. 16, issue 4, – P. 291-306.
14. Rulli, R. P. *Flight Tests Performed by EMBRAER with SHM Systems [Text]* / R. P. Rulli, F. Dotta, P. A. Silva // *Key Engineering Materials.* – 2013. – Vol. 558. – P. 305-313.
15. Meyendorf, N. *Structural Health Monitoring for Aircraft, Ground Transportation Vehicles, Wind Turbines and Pipes – Prognosis [Electronic resource]* / N. Meyendorf, B. Frankenstein, L. Schubert // *Proc. 18th World Conference on Nondestructive Testing, 16-20 April 2012, Durban, South Africa.* – Access mode: http://www.ndt.net/article/wcndt2012/papers/143_wcndt_final00143.pdf. – 15.05.2017.
16. Mistry, S. *Evolving fuselage designs by incorporating SHM technologies [Text]* / S. Mistry, M. Mofakhami, J. Pinsonnault // *Aeronautical Journal.* – 2011. – vol. 115, issue 1174. – P. 749-759.
17. Sante, R. *Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications [Text]* / R. Di Sante // *Sensors.* – 2015. – vol. 15, issue 8. – P. 18666-18713.
18. Ye, X. W. *Structural Health Monitoring of Civil Infrastructure Using Optical Fiber Sensing Technology: A Comprehensive Review [Text]* / X. W. Ye, Y. H. Su, J. P. Han // *The Scientific World Journal.* – 2014. – vol. 2014. – 11 p. Article ID 652329.
19. *Fiber Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Air Platforms [Text]* / H. Guo, G. Xiao, N. Mrad, J. Yao // *Sensors.* – 2011. – vol. 11, issue 4. – P. 3687-3705.
20. *Monitoring Aircraft Structural Health Using Optical Fiber Sensors [Text]* / T. Yari, K. Nagai, K. Hotate et al // *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review.* – 2008. – vol. 45, no. 4. – P. 5-8.

21. Outline of the Japanese National Project on Structural Health Monitoring System for Aircraft Composite Structures and JASTAC Project [Electronic resource] / A. Isoe, H. Kojima, K. Enomoto, N. Takeda // Proc. 8th European Workshop On Structural Health Monitoring (EWSHM 2016), 5-8 July 2016, Spain, Bilbao. – Access mode: http://www.ndt.net/events/EWSHM2016/app/content/Paper/190_Isoe.pdf. – 12.05.2017.

22. Roach, D. Real time crack detection using mountable comparative vacuum monitoring sensors [Text] / D. Roach // Smart Structures and Systems. – 2009. – vol. 5, no. 4. – P. 317-328.

23. Implementation of Structural Health Monitoring (SHM) into an Airline Maintenance Program [Electronic resource] / D. Piotrowsky, D. Roach, A. Melton et al // Proc. 10th International Workshop on Structural Health Monitoring 2015, Stanford University, Sept. 1-3 2015, Stanford, CA. doi: 10.12783/SHM2015/338. – Access mode: <http://dpi-proceedings.com/index.php/SHM2015/article/view/1000>. – 17.06.2017.

24. Structural Health Monitoring Using Percolation sensors - New user cases from Operational Airlines and Chemical Plants [Text] / H. Pfeiffer, P. Heer, H. Sekler and all // Proc. 9th International Workshop on Structural Health Monitoring 2013, Stanford University, Sept. 10-12 2013. – Stanford, CA, 2013. – Vol. 2. – P. 2130-2137.

25. Structural Health Monitoring in an Operational Airliner: An Intermediate Report on Leakage Monitoring with Percolation Sensors [Electronic resource] / H. Pfeiffer, P. Heer, H. Sekler and all // Proc. 6th European Workshop on Structural Health Monitoring We.2.A.1. – Access mode: <http://www.ndt.net/article/ewshm2012/papers/we2a1.pdf>. – 23.06.2017.

26. Mofakhami, M. R. A Prospective for Structural Health Monitoring System Implementation on Civil Aircraft [Electronic resource] / M. R. Mofakhami, J. Pinnonnault // Proc. International Workshop SMART MATERIALS, STRUCTURES & NDT in AEROSPACE 2011, 2-4 November 2011, Montreal, Quebec, Canada. – Access mode: http://www.ndt.net/article/ndtcanada2011/papers/57_Mofakhami.pdf. – 23.06.2017.

27. Galea, S. C. Development and Validation Roadmap for In Situ Structural Health Monitoring of ADF Aircraft [Text] / S. C. Galea, N. Rajic // Key Engineering Materials. – 2013. – Vol. 558. – P. 534-545.

28. Swindell, P. FAA Research and Development Efforts in SHM [Text] / P. Swindell, D. P. Roach // Proc. 8th International Workshop on Structural Health Monitoring 2011, Stanford University, Sept. 13-15, 2011. – Stanford, CA, 2011. – Vol. 2. – P. 2480-2484.

29. Structural Health Monitoring (SHM) [Electronic resource] // Community Research and Development Information Service. – Access mode: http://cordis.europa.eu/search/result_en?q=SHM. – 23.06.2017.

References

1. Brownjohn, J. M. W. Structural health monitoring of civil infrastructure. *Phil. Trans. R. Soc. A*, 2007, no. 365, pp. 589–622.

2. Rabenoro, T., Lacaille, J., Cottrell, M., Rossi, F. A Methodology for the Diagnostic of Aircraft Engine Based on Indicators Aggregation. Available at: <https://arxiv.org/pdf/1408.6214.pdf> (accessed 22.05.2017).

3. Guidelines for Implementation of SHM on Fixed Wing Aircraft. SAE Standard ARP 6461. *SAE International Aerospace Recommended Practice*, 2013. Available at: <http://standards.sae.org/arp6461/> (accessed 20.09.2016).

4. Jackson, Paul. *Jane's All the World's Aircraft 2005-2006*. Jane's Information Group, 2005, pp. 102-165. ISBN: 0710626843

5. Santos, L. G. EMBRAER Perspective on the Challenges for the Introduction of Scheduled SHM (S-SHM) applications into Commercial Aviation Maintenance Programs. *Key Engineering Materials*, vol. 558, 2013, pp. 323-330.

6. Kent, R. M., Murphy, D. A. Health Monitoring System Technology Assessments: Cost Benefits Analysis. *NASA/CR-2000-209848*, NASA Langley Research Center, 2000. 171 p.

7. Worden, K., Farrar, C. R., Manson, G., Park, G. The fundamental axioms of structural health monitoring. *Proceedings of the Royal Society A*, 2007, vol. 463, issue 2082, pp. 1639-1654.

8. Zagrai, A., Giurgiutiu, V. Electro-mechanical impedance method for crack detection in thin plates. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2001, vol. 12, issue 10, pp. 709-718.

9. Pavelko, V., Ozolinsh, I., Kuznetsov, S., Pavelko, I. Structural Health Monitoring of Aircraft Structure by Method of Electromechanical Impedance. *Proc. 6th IWNDT Experts*, Prague, 10-12 Oct. 2011. Available at: http://www.ndt.net/article/ndt2011/papers/33_Pavelko.pdf (accessed 25.05.2017).

10. Girard, W., Tucker, B., Bordick, N., Beard, S. *Flight Demonstration of a SHM System on an OH-58 Aircraft*. Available at: https://www.researchgate.net/publication/290915882_Flight_demonstration_of_a_SHM_system_on_an_OH-58_aircraft (accessed 16.07.2017).

11. Hillger, W., Pfeiffer, U. Structural Health Monitoring Using Lamb Waves. *Proc. 9th ECNDT 2006 – Th.1.7.2*. Available at: <http://www.ndt.net/article/ecndt2006/doc/Th.1.7.2.pdf> (accessed 15.07.2017).
12. Percival, W., Birt, E. A Study of Lamb Wave Propagation in Carbon-Fibre Composites. *Insight - Non-Destructive Testing and Condition Monitoring*, 1997, vol. 39, pp. 728-735. Available at: https://www.researchgate.net/publication/279894783_A_study_of_Lamb_wave_propagation_in_carbon-fibre_composites (accessed 7.12.2016).
13. Giurgiutiu, V. Tuned Lamb Wave Excitation and Detection with Piezoelectric Wafer Active Sensors for Structural Health Monitoring. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2005, vol. 16, issue 4, pp. 291-306.
14. Rulli, R. P., Dotta, F., Silva, P. A. Flight Tests Performed by EMBRAER with SHM Systems. *Key Engineering Materials*, 2013, vol. 558, pp. 305-313.
15. Meyendorf, N., Frankenstein, B., Schubert, L. Structural Health Monitoring for Aircraft, Ground Transportation Vehicles, Wind Turbines and Pipes – Prognosis. *Proc. 18th World Conference on Nondestructive Testing*, 16-20 April 2012, Durban, South Africa. Available at: http://www.ndt.net/article/wcndt2012/papers/143_wcndtfinal00143.pdf (accessed 15.05.2017).
16. Mistry, S., Mofakhami, M., Pinsonnault, J. Evolving fuselage designs by incorporating SHM technologies. *Aeronautical Journal*, 2011, vol. 115, issue 1174, pp. 749-759.
17. Sante, R. Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications. *Sensors*, 2015, vol. 15, issue 8, pp. 18666-18713.
18. Ye, X. W., Su, Y. H., Han, J. P. Structural Health Monitoring of Civil Infrastructure Using Optical Fiber Sensing Technology: A Comprehensive Review. *The Scientific World Journal*, 2014, vol. 2014, 11 p. Article ID 652329.
19. Guo, H., Xiao, G., Mrad, N., Yao, J. Fiber Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Air Platforms. *Sensors*, 2011, vol. 11, issue 4, pp. 3687-3705.
20. Yari, T., Nagai, K., Hotate, K. et al. Monitoring Aircraft Structural Health Using Optical Fiber Sensors. *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review*, 2008, vol. 45, no. 4, pp. 5-8.
21. Isoe, A., Kojima, H., Enomoto, K., Takeda, N. Outline of the Japanese National Project on Structural Health Monitoring System for Aircraft Composite Structures and JASTAC Project. *Proc. 8th European Workshop On Structural Health Monitoring (EWSHM 2016)*, 5-8 July 2016, Spain, Bilbao. Available at: http://www.ndt.net/events/EWSHM2016/app/content/Paper/190_Isoe.pdf (accessed 12.05.2017).
22. Roach, D. Real time crack detection using mountable comparative vacuum monitoring sensors. *Smart Structures and Systems*, 2009, vol. 5, no. 4, pp. 317-328.
23. Piotrowsky, D., Roach, D., Melton, A. et al. Implementation of Structural Health Monitoring (SHM) into an Airline Maintenance Program. *Proc. 10th International Workshop on Structural Health Monitoring 2015*, Stanford University, Sept. 1-3 2015, Stanford, CA. doi: 10.12783/SHM2015/338. Available at: <http://dpi-proceedings.com/index.php/SHM2015/article/view/1000> (accessed 17.06.2017).
24. Pfeiffer, H., Heer, P., Sekler, H. and all. Structural Health Monitoring Using Percolation sensors - New user cases from Operational Airlines and Chemical Plants. *Proc. 9th International Workshop on Structural Health Monitoring 2013*, Stanford University, Sept. 10-12 2013, Stanford, CA, 2013, vol. 2, pp. 2130-2137.
25. Pfeiffer, H., Heer, P., Sekler, H. and all. Structural Health Monitoring in an Operational Airliner: An Intermediate Report on Leakage Monitoring with Percolation Sensors. *Proc. 6th European Workshop on Structural Health Monitoring We.2.A.1*. Available at: <http://www.ndt.net/article/ewshm2012/papers/we2a1.pdf> (accessed 23.06.2017).
26. Mofakhami, M. R., Pinsonnault, J. A Prospective for Structural Health Monitoring System Implementation on Civil Aircraft. *Proc. International Workshop SMART MATERIALS, STRUCTURES & NDT in AEROSPACE 2011*, 2-4 November 2011, Montreal, Quebec, Canada. Available at: http://www.ndt.net/article/ndtcanada2011/papers/57_Mofakhami.pdf (accessed 23.06.2017).
27. Galea, S. C., Rajic, N. Development and Validation Roadmap for In Situ Structural Health Monitoring of ADF Aircraft. *Key Engineering Materials*, 2013, vol. 558, pp. 534-545.
28. Swindell, P. Roach, D. P. FAA Research and Development Efforts in SHM. *Proc. 8th International Workshop on Structural Health Monitoring 2011*, Stanford University, Sept. 13-15, 2011, Stanford, CA, 2011, vol. 2, pp. 2480-2484.
29. Structural Health Monitoring (SHM). *Community Research and Development Information Service*. Available at: http://cordis.europa.eu/search/result_en?q=SHM (accessed 23.06.2017).

SHM-ТЕХНОЛОГИИ В ОБЕСПЕЧЕНИИ ЦЕЛОСТНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ. ОБЗОР СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ

А. Погорелов

В статье рассматривается современное состояние технологии постоянного мониторинга состояний конструкций, которая основана на использовании системы датчиков, вмонтированных в конструкцию (SHM-технология). Приведено определение термина SHM и его связь с близкими технологиями неразрушающего контроля и технической диагностики. Приведены и прокомментированы базовые принципы (аксиомы) технологии. Статья содержит информацию о пяти основных методах SHM-технологии - акусто-ультразвуковые методы электромеханического импеданса (EMI) и волн Лэмба (LW), метод оптоволоконных датчиков (FO), метод сравнения давления (CVM) и метод перколяционных сенсоров. Информация касается принципа действия метода, области применения, достоинств и недостатков применения, степени технологической зрелости (TRL) на примерах реализации этих методов. В статье рассмотрена дорожная карта и примеры внедрения SHM-технологий в авиационной отрасли. Также приведена основная информация о проектах исследований и разработки (R&D) по тематике SHM-технологий, которые проводятся в Европейском научном пространстве.

Ключевые слова: SHM-технология, метод электромеханического импеданса, метод волн Лемба, оптоволоконные сенсоры, метод сравнения давлений, перколяционный сенсор.

ENSURING THE INTEGRITY OF AIRCRAFT STRUCTURES BY SHM-TECHNOLOGIES. CURRENT STATE REVIEW

O. Pogorielov

The article contains review of structural health monitoring (SHM) methods. The review covers period from 1997 to now. The article attention is aviation industry as the primary user of SHM technologies.

The cost reduced as motivation factors of SHM application to aviation are regarded in the article. Automatisa-tion of control procedures and using of attached sensors are main factors of cost reduced exploitation aircrafts. Be-side, SHM technologies are regarded as element of safe operation of aircraft reinforced plastic constructions.

Basic principles (axioms) of the technology are presented and commented on. The article contains information on the five main methods of SHM technology - acousto-ultrasonic methods of electromechanical impedance (EMI) and Lamb waves (LW), fiber optic sensors (FO), pressure comparison method (CVM) and method of percolation sensors. The information concerns the principle of the method, application, advantages and disadvantages of the application, the technological readiness levels (TRL) on examples used of these methods. Usually, these methods are utilized for monitoring the like plate construction. The methods can determine, localized and identify the flaws as cracks in metal and plastic plate, the delaminating of reinforced plastic constructions, loosening rivet connections, corrosion damage. The methods have TLR 6-8. The equipment samples and sensors systems are utilized on con-structions of experimental and series aircrafts.

The road map and examples of validation of SHM-technologies in the aviation industry are considered by dis-cussion of SAE standard ARP 6461. The S-SHM and A-SHM technologies are considered in the section. The im-plementation cases of SHM solutions from aircraft production companies and exploitation organizations are pre-sented.

Information is provided about R&D projects on the subject of SHM-technologies, which are in the European scientific space in FP 7 and HORIZON 2020. The projects concern research of installation SHM systems on aircraft constructions, of development of new SHM solutions and equipments, education project. Financial resource of these projects consists from EU budget, finance of industrial companies and regional budgets.

The question of terminology translation from English to Ukraine is regarded in the article. The definition of the term SHM and its connection with related technologies of NDE is given.

Keywords: SHM, electromechanical impedance EMI, Lamb waves LW, fibre-optic sensors FO, comparative vacuum method CVM, percolation sensor.

Погорелов Олександр Анатолійович – канд. техн. наук, незалежний дослідник, приватний підпри-ємець, Дніпро, Україна, e-mail: paa.176@gmail.com.

Pogorielov Oleksandr – PhD, Independent researcher, Private entrepreneur, Dnipro, Ukraine, e-mail: paa.176@gmail.com.