

УДК 539.43;669.715

О. Осташ¹, докт. техн. наук; І. Андрейко¹, канд. техн. наук;
Ю. Головатюк¹, канд. техн. наук; О. Семенець², канд. техн. наук;
Л. Ковальчук², інж.

¹Фізико-механічний інститут ім. Г.В. Карпенка НАН України, м. Львів
²ДП «Антонов», м. Київ

МОДЕЛЬНА ТА ЕКСПЛУАТАЦІЙНА ДЕГРАДАЦІЯ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ АВІАЦІЙНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Резюме. Представлено результати дослідження деградації матеріалів верхньої (B95T1) та нижньої (Д16АТНВ) обшивок крила літака АН-12 після 40 років експлуатації неруйнівним вихрострумовим методом. Показано можливість оцінювання рівня навантаженості локальних зон обшивки крила літака за величиною зміни питомої електропровідності матеріалу. Отримані дані можна розглядати як базу для створення системи моніторингу оцінювання технічного стану авіаційних конструкцій під час тривалої експлуатації.

Ключові слова: алюмінієві сплави, деградація, моніторинг, питома електропровідність.

O. Ostash, I. Andreiko, Yu. Holovatyuk, O. Semenets, L. Kovalchuk

MODEL AND EXPLOITATION DEGRADATION OF AIRCRAFT ALUMINIUM ALLOYS

The summary. A study results of aluminium type Д16 and B95T1 alloys degradation after 40 years exploitation in wing skin of the АН – 12 airplane are presented. It has been shown that loading level of local zones on wing skin can be evaluated by change in specific conductivity of the material. The obtained data can be considered as a basis for creation of monitoring system allowing to evaluation of aircraft structures technical condition during long-term operation.

Key words: aluminium alloys, degradation, monitoring, conductivity.

Вступ. На даний час надійний ресурс тривало експлуатованих конструкцій у різних галузях господарства (залізниця, авіація, мореплавство, енергетика) встановлюють, головним чином, базуючись на контрольованому в часі періодичному огляді за принципом безпечного ресурсу чи допустимого пошкодження. В авіації витрати на інспектування й поточні ремонти складають 27 % від вартості життєвого циклу літака [1]. Однак вони можуть бути радикально знижені через зміну графіка й суті сервісного обслуговування. Монтуючи на зразках-свідках чи безпосередньо на елементах авіаконструкцій давачі, можна в режимі реального часу моніторити структурні зміни й пошкодженість матеріалу авіаконструкції згідно з так званою новою парадигмою раннього попередження для запобігання катастрофічним руйнуванням (structural health monitoring – SHM), що забезпечить скорочення зайвих перевірок і їх тривалість [2]. Згідно з новою парадигмою необхідно забезпечити моніторинг уже на стадії деградації матеріалу (зміни його структурно-фазового стану і, відповідно, службових механічних характеристик), яка передує стадії деградації елемента конструкції (його корозійно-механічної пошкоджуваності і втрати несучої здатності) [3]. Це, у першу чергу, стосуватиметься нових літаків, адже до 2020 р. авіаперельоти зростуть втричі й очікується ринковий попит на 14000 нових літаків [2]. Щодо старіючих літаків, то ця проблема стоїть ще гостріше, оскільки багато літаків на даний

час перевищили свій ресурс (15-20 років) у 1,5-2 рази, а питання про ступінь експлуатаційної деградації їх конструкційних матеріалів залишається відкритим.

Таким чином, роль неруйнівного контролю зростає [4]. Проте на даний час ще недостатньо розроблені загальноприйняті ефективні й достовірні методики такого контролю, які базуються на фізичних характеристиках матеріалу, чутливих до його структурно-механічної пошкоджуваності.

Мета даної роботи – порівняти раніше отримані закономірності зміни питомої електропровідності алюмінієвих сплавів типу Д16 та В95 після модельної деградації з отриманими даними для цього типу сплавів після довготривалої експлуатації в обшивці крила літака.

Матеріали та методика досліджень. Вивчали алюмінієві сплави Д16чТ і В95пчТ1 у вихідному стані (гартування і природне чи штучне старіння відповідно) та після модельної деградації термомеханічним старінням у лабораторних умовах [4], а також сплави Д16АТНВ і В95Т1 після експлуатації 40 років у нижній і верхній обшивках крила літака АН-12 відповідно.

Характеристики короткочасової міцності й пластичності ($\sigma_{0,2}$; σ_B ; δ) визначали на стандартних плоских 5-кратних зразках. Зразки з обшивки крила вирізували в околі нервюр №2–4 та №12–14 (рис.1), де були відповідно найвищі й найнижчі експлуатаційні механічні напруження. Питому електропровідність σ сплавів вимірювали вихрострумовим структуроскопом ВЕП-21 [5] за частоти змінного електромагнітного поля 85 КГц з точністю $\pm 0,1$ МСм/м. Заміри проводили для нижньої та верхньої панелей обшивки крила за трьома напрямками: вздовж першого і другого лонжеронів (див. рис.1) та посередині між ними у проміжку між нервюрами №2–5 та №12–14 і усереднювали значення 15–20 замірів для заданої нервюри за кожним із трьох напрямків.

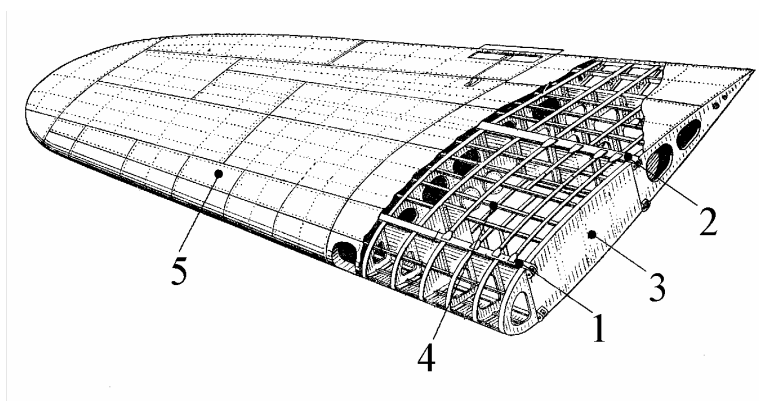


Рисунок 1. Типова схема крила літака: 1 – лонжерон №1; 2 – лонжерон №2; 3 – нервюра №2; 4 – стрингер; 5 – обшивка

Результати досліджень та їх обговорення. Отримані дані [3, 6] для модельної деградованих алюмінієвих сплавів (рис.2) якісно протилежні до наведених у літературі відповідних даних для термооброблених сплавів [7-9]. Після деградації характеристики міцності сплавів Д16чТ і В95пчТ1 змінюються мало, проте суттєво падає відносне видовження δ . Деяке зростання міцності ($\sigma_{0,2}$) сплаву Д16чТ можна пояснити його достарюванням (від режиму Т до Т1), а зменшення міцності ($\sigma_{0,2}$ і σ_B) сплаву В95пчТ1 – його перестарюванням (від режиму Т1 до Т3), але нехарактерним при цьому є сильне зниження пластичності (δ) для обох сплавів. Така тенденція зміни механічних

характеристик, перш за все падіння пластичності, супроводжується зростанням питомої електропровідності σ (див. рис. 2), а не її зниженням (як це впливає з довідникових даних [7-9]). Під час тривалої експлуатації структура сплавів сформована під впливом не тільки температурного фактора (як під час термообробки), але й механічних напружень. Це зумовлює збільшення кількості дисперсних інтерметалідів розміром 0,05 – 0,1 мкм, мікророзтріскування інтерметалідів розміром 0,5 – 1,0 мкм, зміну локального деформованого стану матриці [6], що, очевидно, визначає іншу закономірність зміни питомої електропровідності деградованих сплавів порівняно з відомою в літературі для термооброблених алюмінієвих сплавів. Отже, з одного боку, маємо великий об'єм літературних (довідникових) даних про кореляційні залежності між структурно-фазовим станом, механічними і фізичними властивостями термооброблених алюмінієвих сплавів, де не враховано сумісний вплив температури і прикладених механічних напружень, який непридатний для оцінювання деградації цих

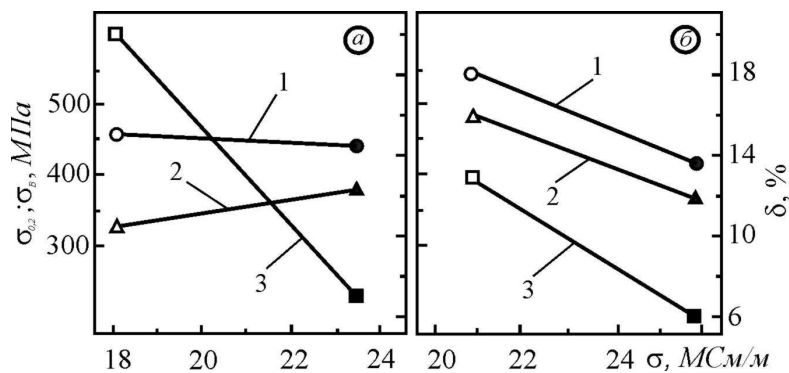


Рисунок 2. Залежність між механічними характеристиками і питомою електропровідністю сплавів Д16сТ (а) і В95пчТ1 (б) у вихідному (○, △, □) і модельно деградованому станах (●, ▲, ■): 1 - σ_B ; 2 - $\sigma_{0.2}$; 3 - δ

сплавів під час тривалої експлуатації за зміною їх фізичних характеристик, зокрема питомої електропровідності. З іншого боку, подані вище результати (див. рис. 2) вказують на можливість моніторингу деградації конструкційних алюмінієвих сплавів неруйнівним методом: зміні структури і механічних характеристик відповідає зростання питомої електропровідності σ , виміряної вихрострумовим методом, на 28...30 %. Це значно більша зміна цього фізичного параметра порівняно з іншими, які використовували для діагностики стану матеріалів [10, 11], коли фіксували їх зміну в межах 3–5%.

Елементи авіаконструкцій, зокрема обшивка крила літака під час експлуатації, зазнає значного впливу експлуатаційних температурно-силових факторів, що спричиняє деградацію матеріалів обшивки якісно подібно (рис. 3 а, б) до модельної деградації такого типу сплавів (рис. 2 а, б): тенденції зміни характеристик міцності ($\sigma_{0.2}$ і σ_B) і пластичності (δ) для сплавів типу Д16 і В95 однакові за модельної і експлуатаційної деградації. Таким чином модельна (в лабораторних умовах) деградація цих сплавів за запропонованими раніше режимами [4] адекватно відображає зміни їх властивостей після довготривалої експлуатації. При цьому на підставі значень механічних характеристик і питомої електропровідності (рис. 2 а, б і рис. 3 а, б) можна

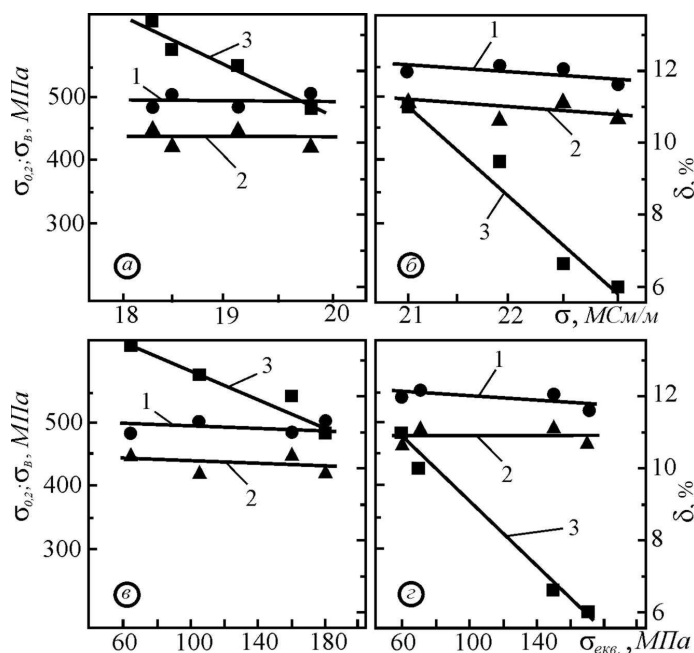


Рисунок 3. Залежність між механічними характеристиками та питомою електропровідністю (а, б) і рівнем прикладених еквівалентних напружень в обшивці крила (в, г) для сплавів Д16АТНВ (а, в) і В95Т1 (б, г) після експлуатації 40 років: 1 - σ_B ; 2 - $\sigma_{0.2}$; 3 - δ

зробити висновок, що модельна деградація відбулася дещо інтенсивніше (особливо для сплаву Д16чТ), що свідчить про можливість сильнішої експлуатаційної деградації сплавів типу Д16 і В95 в обшивці крила літака порівняно з випадком, дослідженим у даній роботі. З другого боку, треба зазначити, що більша відмінність у фізико-механічних характеристиках модельно й експлуатаційно деградованих сплавах типу Д16 порівняно зі сплавами типу В95 може бути зумовлена суттєвішою різницею вихідних (у стані постачання) властивостей сплавів Д16чТ і Д16АТНВ, ніж сплавів В95пчТ1 і В95 Т1. Тобто, для моніторингу деградації конструкційних матеріалів під час тривалої експлуатації необхідно обов'язково створювати базу даних про відповідні фізико-механічні властивості цих матеріалів у вихідному стані, що потрібно реалізовувати при створенні SHM-систем літаків нового покоління.

Обшивка крила літака сприймає значні експлуатаційні механічні навантаження. За даними тензометрування різних зон крила встановлено (рис. 4), що еквівалентні напруження в нижній і верхній обшивках біля кореня крила (в околі нервюри №2, див. рис. 1) у 3 рази вищі порівняно з напруженнями на кінці крила (в околі нервюри №14), при цьому механічні напруження в нижній обшивці (зі сплаву Д16АТНВ) вищі, ніж у верхній (зі сплаву В95Т1). Представлення вищезрозглянутих даних про зміну механічних характеристик сплавів Д16АТНВ і В95Т1 у різних зонах крила (рис. 3 а, б) залежно від рівня прикладених у цих зонах експлуатаційних механічних напружень показує (рис. 3 в, г), що відповідні залежності на цих рисунках аналогічні, тобто деградація цих сплавів (зміна механічних характеристик і питомої електропровідності) зумовлена, в першу чергу, механічним фактором.

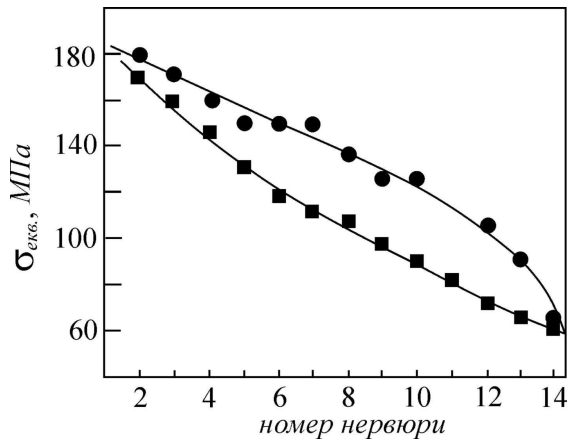


Рисунок 4. Рівень прикладених еквівалентних напружень у нижній (●) і верхній (■) обшивках крила літака залежно від номера нервюри (див. рис.1), встановлений за даними відповідних тензометричних вимірювань

Отримані дані дають можливість оцінювати рівень навантаженості локальних зон обшивки крила літака за величиною питомої електропровідності матеріалу обшивки (рис. 5). За значенням цього фізичного параметра матеріалу можна здійснювати також моніторинг його деградації, тобто структурно-механічної пошкодженості, порівнюючи дані, виміряні біля кінця і кореня крила. Бачимо (рис. 4), що сплав В95Т1 схильніший до експлуатаційної деградації порівняно зі сплавом Д16АТНВ, незважаючи на те, що знаходився у верхній (менше навантаженій) обшивці крила (рис. 4).

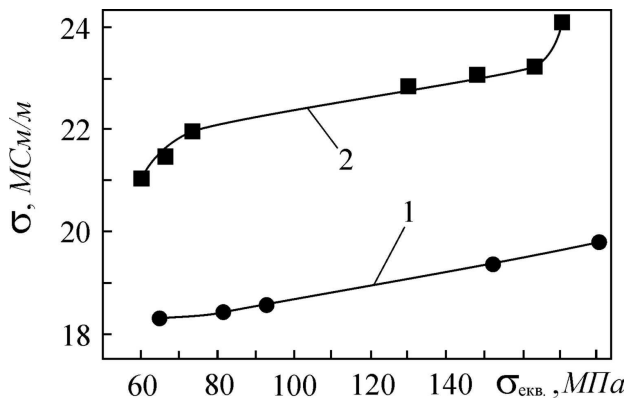


Рисунок 5. Зміна питомої електропровідності сплавів Д16АТНВ (крива 1) і В95Т1 (крива 2) після експлуатації 40 років у нижній (Д16АТНВ) і верхній (В95Т1) обшивках крила літака АН-12 залежно від прикладених еквівалентних напружень

Висновки. Схильність до експлуатаційної деградації конструкційних алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 можна оцінювати в лабораторних умовах, моделюючи сплуатаційні умови впливом відповідних температурно-силових і часового факторів. Моніторинг навантаженості локальних зон та ступеня експлуатаційної деградації матеріалів обшивки крила літака можна здійснювати на підставі вимірів питомої електропровідності матеріалів вихрострумовим методом. Для створення SHM-систем оцінювання технічного стану авіаційних конструкцій під час експлуатації необхідно створювати бази даних про відповідні механічні й структурно-чутливі фізичні характеристики конструкційних матеріалів вже на стадії їх виготовлення.

Література

1. *Damage detection in composite materials using frequency response methods* / S. S. Kessler, S. M. Spearing, M. J. Atalla, et al. // *Composites Part B: Engineering*. – 2002. – V.33. –P. 87-95.
2. *H. Pfeiffer, M. Wevers Aircraft Integrated Structural Health Assessment – Structural Health Monitoring and its implementation within the European project AISHA*. – EU Project Meeting on Aircraft Integrated Structural Health Assessment (AISHA), Leuven, Belgium, June 2007. – P. 1-9.
3. *Aging aircraft NDE: capabilities, challenges, and opportunities*. / E. A. Lindgren, J. S. Knopp, J. C. Aldrin, et al. // *AIP Conference Proceedings*, – March 21, 2007. – V.894. – P. 1731–1738.

4. Осташ, О.П. Деградація матеріалів і втомна міцність тривало експлуатованих авіаконструкцій [Текст] / О.П. Осташ, Андрейко І.М., Головатюк Ю.В. // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2006. – №4. – С. 5–16.
5. Оцінка деградації алюмінієвих сплавів методом вихрострумової структуроскопії [Текст] / О.П. Осташ, І.М. Андрейко, В.М. Учанін, Ю.В. Головатюк // Фізичні методи та засоби контролю середовищ, матеріалів та виробів, вип. 11: Зб. наук. праць. – Львів: Фізико-механічний інститут ім. Г.В. Карпенка НАН України, 2006. – С. 138–142.
6. Структурно-фазовий стан і фізико-механічні властивості деградованих алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 [Текст] / О.П. Осташ, І.М. Андрейко, Ю.В. Головатюк, Л.Б. Ковальчук // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2008. – №6. – С. 5–11.
7. Дорофеев, А.Л. Физические основы электромагнитной структуроскопии [Текст] / А.Л. Дорофеев, Р.Е. Ершов. - Новосибирск: Наука, 1985. – 183 с.
8. Наумов, Н.М. Резистометрический неразрушающий контроль деформируемых алюминиевых сплавов [Текст] / Н.М. Наумов, П.Г. Микляев. – М.: Металлургия, 1974.–200 с.
9. Неразрушающий контроль. Справ.: в 7-ми т.; под общ. ред. В.В. Клюева. Т.2, кн. 2: Вихретоковый контроль / Ю.К. Федосенко, В.Г. Герасимов, А.Д. Покровский, Ю.Я. Останин . – М.: Машиностроение, 2003. – С. 340 – 687.
10. *Rajic N., Burke S.K., Galea S.C.* An experimental study of the relationship between electrical conductivity and early fatigue damage in Al 2024 // Technical Note of Aeronautical and Maritime Research Laboratory (DSTO – TN – 0387), 2001. – P. 1 – 11.
11. *Пат. № 0083032 А1, МКИ G 01N 27/00.* Self-monitoring metals, alloys and materials / Neil J. Goldfine (США). – № 10/937,105; заявл. 08.09.2004; опубл. 21.04.2005; НКІ 324/71.1 – 12 с.