



## ДІАГНОСТИКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ АВІАКОНСТРУКЦІЙ ПІСЛЯ ДОВГОТРИВАЛОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

О. П. ОСТАШ<sup>1</sup>, Д. С. КІВА<sup>2</sup>, В. М. УЧАНІН<sup>1</sup>, О. І. СЕМЕНЕЦЬ<sup>2</sup>, І. М. АНДРЕЙКО<sup>1</sup>, Ю. В. ГОЛОВАТЮК<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Фізико-механічний ін-т ім. Г.В. Карпенка НАН України, 79060, м. Львів, вул. Наукова 5.

E-mail:pminasu@imp.lviv.ua

<sup>2</sup>ДП «АНТОНОВ», 03062, м. Київ, вул. Туполева, 1. E-mail:info@antonov.com

Обґрунтовано необхідність врахування деградації конструкційних матеріалів при оцінюванні залишкового ресурсу елементів авіаконструкцій після довготривалої експлуатації. Подано результати дослідження деградації властивостей алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 обшивки крила літака Ан-12 після експлуатації впродовж 40 років, яка проявляється, у першу чергу, у зниженні їх пластичності (відносного видовження  $\delta$ ) і характеристик циклічної тріщиностійкості (порога втоми  $\Delta K_{th}$  і циклічної в'язкості руйнування  $\Delta K_{fc}$ ). Показано, що зниження механічних характеристик цих сплавів пов'язане зі змінами їх тонкої структури і мікромеханізмів руйнування, які залежать від навантаженості різних зон крила. Встановлено, що за зміною питомої електропровідності деградованих сплавів можна виконувати достовірний моніторинг цього процесу. Представлено прилади для вихрострумового неруйнівного контролю деградації структури і механічних характеристик алюмінієвих сплавів. Констатовано, що необхідно створювати нову базу даних про кореляційні залежності механічних і фізичних характеристик конструкційних алюмінієвих сплавів після тривалої експлуатації, оскільки наявні довідникові дані, отримані для термооброблених сплавів у стані постачання, для цього непридатні.

*Ключові слова:* елементи авіаконструкцій, тривала експлуатація, деградація матеріалів, структура, механічні характеристики, структуроскопія, вихрострумовий метод

Безпечно відпрацювання призначених ресурсів літаків та їх продовження після довготривалої експлуатації – це актуальна науково-технічна і економічно важлива проблема. Призначений термін служби, тобто календарна тривалість експлуатації літака, при досягненні якої її слід припинити незалежно від його стану, для літаків типу «Антонов» становить 40 тис. год (без заміни частин планера), у тому числі до появи тріщин – 30 тис. го. При цьому економічно вигідний технічний ресурс з ремонтом і заміною окремих частин планера становить 60 тис. год. Тобто приблизно половину технічного ресурсу літак повинен гарантовано експлуатуватися без пошкоджень, а решту – з допустимими пошкодженнями елементів конструкцій та їх заміною під час ремонту. При цьому пошкодження допускають, у першу чергу, в конструкції крила і фюзеляжу, які найбільше сприймають експлуатаційні впливи. Тому можна суттєво продовжити тривалість експлуатації авіаконструкцій, встановлену на стадії проектування, яку визначали за принципом безпечного ресурсу, котрий не допускає виникнення пошкоджень. Це зумовило новий підхід до визначення ресурсу літаків за принципом допустимої пошкоджуваності (damage tolerance concept) або підвищеної живучості [1]. Тоді особливого значення набувають розрахунки безпечної пошкоджуваності конструкції літака, які у першу чергу ґрунтуються на методах механіки руйнування.

**Механіка руйнування авіаконструкцій і деградація конструкційних матеріалів.** Визначаючи технічний стан і залишковий ресурс авіаконструкцій під час тривалої експлуатації, необхідно розрізнити поняття деградації елементів конструкцій і конструкційних матеріалів [1]. Деградація елемента конструкції – це накопичення корозійних (загальна, локальна і міжкристалітна корозія) та механічних і корозійно-механічних дефектів (макротріщин), які зумовлюють падіння його несучої здатності. Оцінюють це явище засобами дефектоскопії, тобто встановлюють місцезнаходження, кількість і розміри дефектів. Надалі деякі з них усувають під час ремонту, а інші враховують, визначаючи напружено-деформований стан елемента конструкції з дефектами (тріщинами) і його ресурс за вихідними (як на стадії проектування) механічними характеристиками конструкційних матеріалів. Саме такий підхід переважно використовують на даний час для оцінювання довговічності старіючих літаків (aging aircraft) за кордоном [2, 3] і в Україні [4, 5].

Проте залежно від технології виробництва матеріалів і умов експлуатації їх характеристики можуть змінюватися, відбувається деградація матеріалів – зміна під час тривалої експлуатації їх вихідного структурно-фазового стану і мікроструктурна пошкоджуваність (утворення вакансій, пор, скупчень дислокацій, мікротріщин), які знижують функціональні (службові) характеристики конструкційних матеріалів. Сьогодні це



практично не враховують під час встановлення залишкового ресурсу елементів авіаконструкцій. Однак його можна надійно оцінити тільки на основі характеристик міцності, витривалості і тріщиностійкості, що властиві матеріалам у заданий момент часу їх служби. Тому для розрахунку необхідно знати значення поправочних коефіцієнтів, за якими встановлюють, наскільки змінилися ці характеристики порівняно з вихідними (у стані постачання) властивостями матеріалу. В літературі представлено незначну кількість досліджень, присвячених цьому питанню [6–9].

Деградацію властивостей конструкційних матеріалів можна оцінювати руйнівними і неруйнівними методами. Першими на основі випробувань так званих зразків-свідків чи зразків, вирізаних з тривало експлуатованих елементів авіаконструкцій на етапі їх капітального ремонту чи зняття з експлуатації, встановлюють істинні ресурсні характеристики матеріалів. Показано [7], що найбільше погіршення (тобто чутливість до деградації) демонструють (рис.1) характеристики пластичності (відносне видовження  $\delta$ ) і циклічної тріщиностійкості (номінальний  $\Delta K_{th}$  і ефективний  $\Delta K_{th\,eff}$  пороги втоми і циклічна в'язкість руйнування  $\Delta K_{fc}$ ) алюмінієвих сплавів типу Д16 (система Al-Cu-Mg) і В95 (система Al-Zn-Mg-Cu) – вітчизняних аналогів зарубіжних сплавів типу 2024 і 7075, які є основними матеріалами конструкції планера літака (фюзеляжа і крил). На підставі характеристик циклічної тріщиностійкості можна оцінити втомну довговічність  $N_f$  елементів авіаконструкцій [10, 11] і встановити понижувальний поправочний коефіцієнт [7]

$$\eta_M = N_f^{дегр} / N_f^{вих} \quad (1)$$

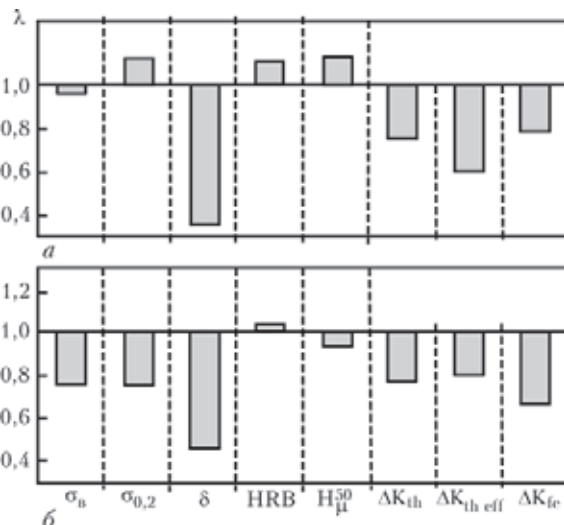


Рис. 1. Вплив модельної деградації на механічні характеристики алюмінієвих сплавів Д16чТ (а) і В95пчТ1 (б) ( $\lambda$  – відношення характеристик матеріалу в деградованому і вихідному станах)

для розрахунку залишкового ресурсу з урахуванням деградації конструкційних матеріалів.

Однак вказаний вище руйнівний підхід неможливо застосовувати під час експлуатації авіаконструкцій, де (на відміну, наприклад, від атомної техніки) не застосовують зразки-свідки. Тому моніторинг їх експлуатаційної деградації можна проводити лише неруйнівними методами. Як було відзначено вище, процес деградації визначається структурно-фазовим станом і мікроструктурною пошкоджуваністю матеріалів. В результаті такий неруйнівний контроль можна здійснювати за зміною їх структурно-чутливих фізичних характеристик, використовуючи засоби і методи структуроскопії – це встановлення мікроструктурних і механічних параметрів матеріалів за вимірами питомої електропровідності, коерцитивної сили, магнітної проникності, термоелектро-рушійної сили тощо, ґрунтуючись на кореляційних залежностях між цими характеристиками матеріалів. Таким чином, структуроскопія відіграє особливу роль для моніторингу деградації авіаційних матеріалів і встановлення періодичності контролю авіаконструкцій тривалої експлуатації. Оскільки основні конструкційні матеріали для обшивки фюзеляжу і крил літаків – це алюмінієві сплави, які є неферомагнетиками, то для таких елементів авіаконструкцій засоби структуроскопії побудовані на вимірюваннях питомої електропровідності матеріалів.

**Структурно-механічна залежність електропровідності алюмінієвих сплавів.** Фізико-механічні властивості металів і сплавів суттєво залежать від ступеня спотворення кристалічної ґратки, кількості наявних в ній дефектів тощо [12]. Зокрема, питомий електроопір  $\rho$  обумовлений розсіюванням електронних хвиль на неоднорідностях кристалів, тобто пов'язаний з хвильовою природою електронів [12]. Він є оберненою величиною до питомої електропровідності:  $\chi = 1/\rho$ . Фізична природа електропровідності визначається рухливістю вільних електронів, тому значення  $\chi$  залежить від площі поверхні Фермі  $A$  і довжини вільного пробігу  $l$  електронів [13]:

$$\chi = \alpha_1 l A, \quad (2)$$

де  $\alpha_1 = 2e^2 / 3h^3$ ;  $h$  – постійна Планка;  $e$  – заряд електрона.

Параметр  $l$  залежить від структури кристалічної ґратки (віддалі між атомами), тому відоме наступне співвідношення [14]:

$$\chi = \alpha_2 d, \quad (3)$$

де  $\alpha_2 = \frac{e^2 E n_0}{\pi m k T V_T N_0}$ ;  $E$  – напруженість електричного поля;  $n_0$  – кількість вільних електронів в одиниці об'єму;  $m$  – маса спокою електрона;  $k$  – постійна



Больцмана;  $T$  – температура;  $V_T$  – швидкість теплового руху електронів;  $N_0$  – кількість атомів в одиниці об'єму;  $d$  – період кристалічної ґратки.

Під впливом механічних напружень  $\sigma$  змінюється період ґратки. Показано [15], що в пружній області деформацій має місце залежність:

$$\Delta\chi = K_\chi \cdot \Delta\sigma, \quad (4)$$

де  $K_\chi$  – коефіцієнт, залежний від властивостей матеріалу.

При цьому відомо [16], що за впливу пружних напружень значення  $\chi$  змінюється на 1...2 %.

Суттєвіші зміни  $\chi$  викликають пружно-пластичні деформації: що вищий рівень пластичної деформації, то більша електропровідність алюмінієвих сплавів типу 2024 і 7075 [16]. Встановлено [16], що електропровідність попередньо деформованих сплавів цього типу після відпау зростає на 40%. При цьому зростає поздовжня (longitudinal) складова електропровідності, а поперечна (transverse) складова, навпаки, падає, що зумовлює малу чутливість під час вимірювань електропровідності циліндричними вихрострумowymi давачами [16].

Тут треба відзначити, що значне зростання значення  $\chi$  після відпау може бути зумовлено не стільки зниженням механічних напружень, як структурним фактором. Дійсно, під впливом зовнішніх циклічних напружень електропровідність аустенітної сталі 304 до моменту появи тріщин знизилась лише на 4 % [17], а алюмінієвого сплаву 2024 практично не змінилась. При цьому за статичного розтягу зразка цього сплаву в пружній області значення  $\chi$  не змінюється, а з переходом в пружно-пластичну область до руйнування знизилось на 1,7 % [18].

Складна і часто неоднозначна залежність електропровідності алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 зафіксована [13, 19-21] залежно від їх хімічного складу і структурно-фазового стану після термічної обробки. У вихідному стані (постачання) структурно-фазовий склад цих сплавів представляє собою зерна твердого розчину на основі алюмінію та включення вторинної фази, які за розміром можна розділити на три групи [22]: великі (1...100 мкм) нерозчинні включення типу  $(\text{Cu}, \text{Fe}, \text{Mn})\text{Al}_6$ ,  $(\text{Cu}, \text{Fe}, \text{Mn})_3\text{Si}_2\text{Al}_{15}$ ,  $\text{Al}_7\text{Cu}_2\text{Fe}$ ,  $\text{FeAl}_6$ ,  $\text{Mg}_2\text{Si}$ , які утворюються під час виплавлення за участі домішок Fe і Si; середні (0,05...0,5 мкм) інтерметаліди типу  $\text{Al}_{12}\text{Mn}_2\text{Cr}$ , які виділяються під час гомогенізації вилівка; дисперсні (0,01...0,1 мкм) інтерметаліди типу  $\text{Al}_2\text{Cu}$ ,  $\text{Al}_2\text{CuMg}$ ,  $\text{Zn}_3\text{Mg}_4\text{Al}_3$ ,  $\text{MgZn}_2$  – так звані зони Гінґе–Престона (G.-P.), які зароджуються під час старіння гартованих сплавів і відіграють основну

роль у їх зміцненні. Електропровідність  $\chi$  таких сплавів залежить від здатності розсіювати потік вільних електронів елементами мікроструктури. Після гартування, коли утворюється пересичений твердий розчин, за більшого впливу Cr, Mn, Fe, Ti, Si і меншого впливу Zn, Mg, Cu спостерігають зменшення значення  $\chi$  порівняно з вихідним станом. Оскільки розчинені елементи, їх сегрегації (виділення), дислокації є основними факторами, які створюють локальні пружно-пластичні поля і відповідно зумовлюють розсіювання електронів, це призводить до зростання електроопору сплавів (падіння  $\chi$ ).

*Природне старіння.* Після витримки на повітрі (вилежування) електропровідність загартованих сплавів зменшується на 10...15 % за зростання міцності і твердості у 1,5...2 рази [13, 23]. Це зумовлено зростанням кількості і розмірів зон G.-P., які ефективно розсіюють електрони. Хоча при цьому дифузія атомів Zn, Mg і Cu з твердого розчину для формування цих зон очищає матрицю, що зумовлює ріст  $\chi$ , але тут переважає вплив зон G.-P.

*Штучне старіння.* Після витримки загартованих сплавів за підвищених (100...200 °C) температур їх електропровідність підвищується з ростом температури і часу витримки за рахунок інтенсивного виходу легувальних елементів з твердого розчину. При цьому, як правило, зростає міцність і твердість сплавів після деформаційного зміцнення матриці когерентними і напівкогерентними зонами G. –P. [13, 23–25].

*Перестарювання.* За підвищення температури (> 200 °C) і часу витримки (більше 8–10 год.) зони G.-P. ростуть, відбувається зрив когерентності з матрицею, виділення вторинної фази укрупнюються, внутрішні напруження падають. Внаслідок цього помітно зростає електропровідність  $\chi$ , оскільки зменшується розсіювання електронів в кристалічній ґратці матриці, і знижується твердість і міцність сплавів [13, 20, 23, 24, 26–28]. При цьому необхідно відзначити, що при перестарюванні зниження міцності і ріст електропровідності може супроводжуватись не підвищенням, а зниженням пластичності, що пов'язано з виділенням вторинної фази вздовж меж зерен [23, 26].

*RRA-обробка.* Ця обробка (retrogression and re-aging) полягає у витримці сплавів після штучного старіння в соляній ванні до 45 хв при 200 °C і повторному штучному старінні, що зумовлює зміну морфології і властивостей вторинних фаз та забезпечує підвищення ударної в'язкості і опору корозійно-механічному руйнуванню під напруженням (stress corrosion cracking – SCC). Порівняно з традиційно зістареними сплавами типу В95 (7075 і 7079) після RRA-обробки міцність падає, а електропровідність зростає [29, 30].



**Повторний нагрів (перегрів).** Нагрів термічно зміцнених алюмінієвих сплавів вище певних температур під час експлуатації чи механічної обробки призводить до розпаду твердого розчину, коагуляції і розчинення вторинних фаз, росту величини зерна тощо, що зумовлює суттєве зниження міцності і помітний ріст електропровідності цих сплавів [13, 24, 31].

Таким чином, аналіз літературних даних показує, що для термооброблених алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 у вихідному стані (поставки) для більшості випадків існує кореляційний зв'язок (рис. 2, заштриховані області): зниження міцності та підвищення пластичності супроводжується ростом електропровідності цих сплавів.

**Структуроскопія старіючих літаків.** Після деградації сплавів типу Д16 і В95 в лабораторних умовах, яка моделює вплив термосилових експлуатаційних факторів [7, 32, 33], а також після їх довготривалої експлуатації (експлуатаційна деградація) [34] отримано дані про фізико-механічні властивості цих сплавів, які якісно протилежні до відомих літературних даних для термооброблених сплавів цього типу (рис.2, символи). Після деградації ха-

рактеристики міцності сплавів змінюються мало, проте суттєво падає відносне видовження. Це супроводжується ростом питомої електропровідності  $\chi$ , а не її зниженням, як це слідує на підставі даних для термооброблених сплавів (рис. 2, заштриховані області). Під час тривалої експлуатації структура сплавів сформована під впливом не тільки температурного фактору, але й механічних напружень. Це зумовлює [32, 34] збільшення кількості дисперсних інтерметалідів (рис.3, а), мікророзтріскування дрібних включень вторинної фази (рис. 3, б), зміну густини дислокацій і локального деформованого стану матриці (рис.3, в, г і 3, д, е відповідно), декогезію вдовж міжфазних меж інтерметалід-матриця і розтріскування крупних включень вторинної фази (рис.3, ж-и). Порівняння результатів досліджень зразків, вирізаних з обшивок крила в околі нервюри № 14, де діяли мінімальні робочі напруження (рис.3, в, д), а також в околі нервюри № 2, де діяли максимальні робочі напруження (рис.3, г, е, ж), переконливо показує негативну роль механічного фактора. Ці дані, очевидно, пояснюють вищезазначене протиріччя у зміні електропровідності

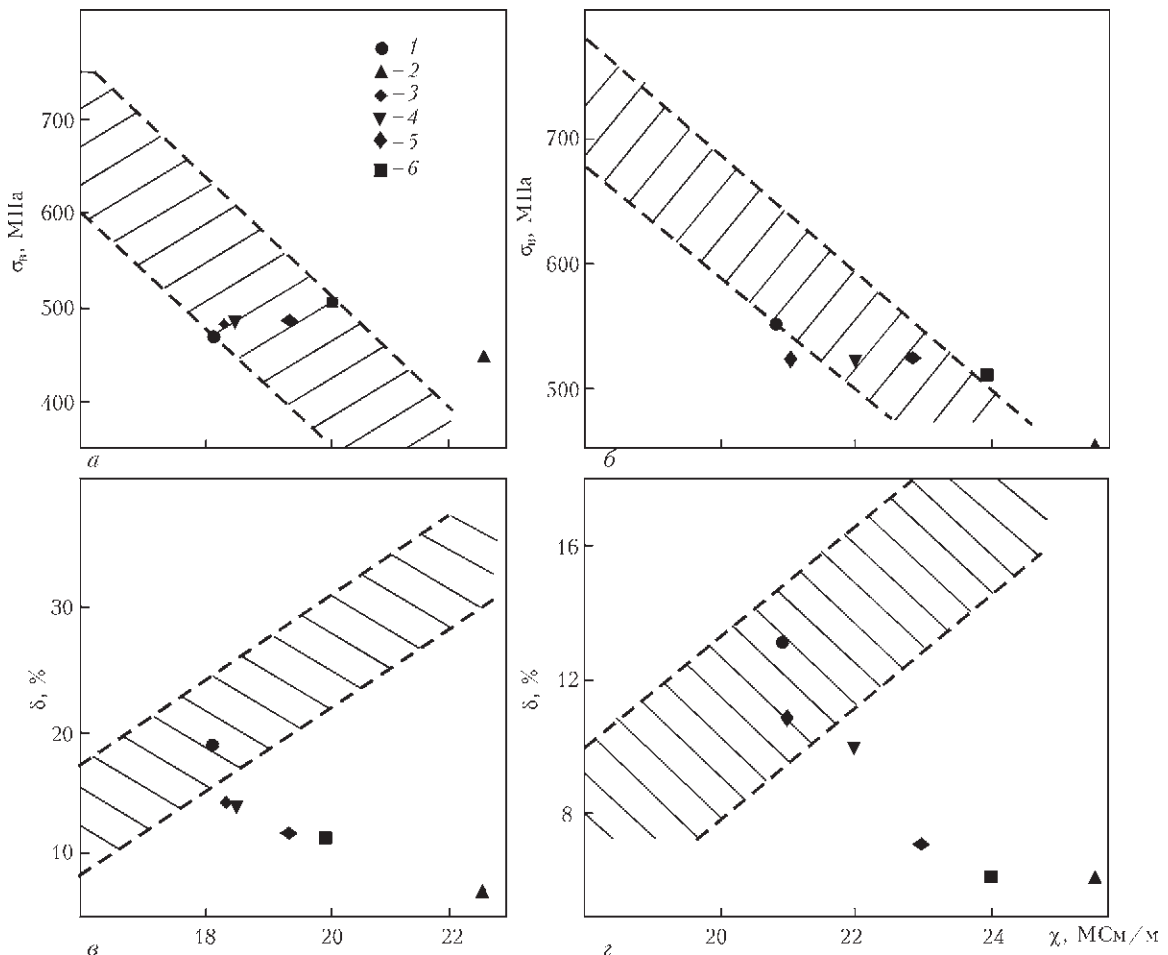


Рис. 2. Залежності границі міцності  $\sigma_b$ , відносного видовження  $\delta$  і питомої електропровідності алюмінієвих сплавів типу Д16 (а, в) і В95(б, г): заштриховані області – літературні дані [13, 19, 21] для термооброблених сплавів; експериментальні дані [7, 32, 34] для сплавів у вихідному стані (символи 1), після модельної (2) та експлуатаційної деградації в зоні нервюри №14 (3), №12 (4), №4 (5) і №2 (6) нижньої і верхньої обшивок крила літака АН-12 (див. рис. 5)

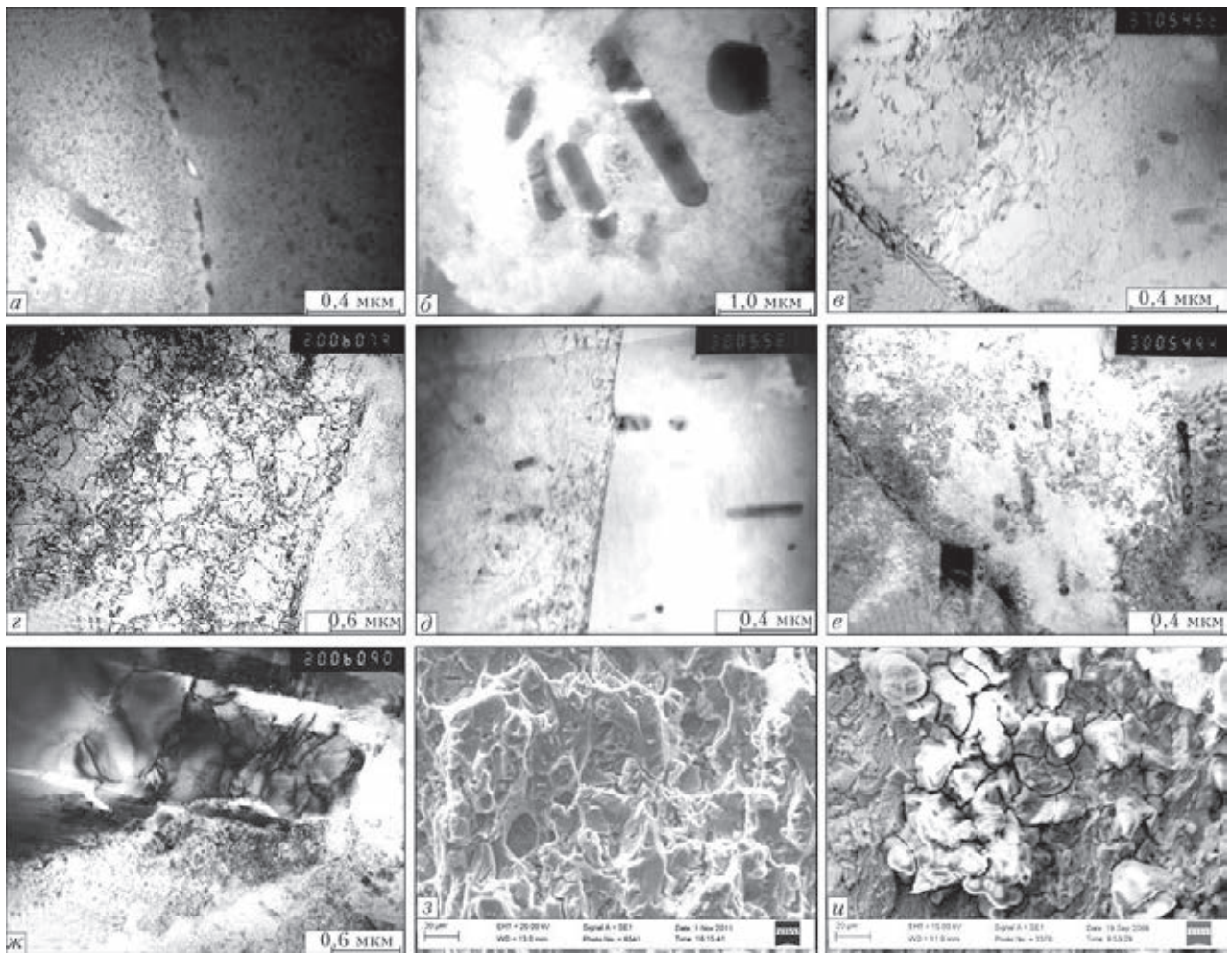


Рис. 3. Тонка структура (а–ж) і мікрофрактограми (з, и) сплавів типу В95 (а, в, г, ж–и) і Д16 (б, д, е) після модельної (а, б, в) і експлуатаційної деградації в зоні нервюр № 14 (в, д) і № 2 (г, е–ж); з – випроба на повітрі, и – випроба в 3,5 % розчині NaCl

і механічних властивостей для деградованих і термооброблених сплавів типу Д16 і В95.

На специфічну поведінку деградованих алюмінієвих сплавів вказує також наступний факт. Встановлено [27, 30], що схильність до корозійного розтріскування (SCC) термозміцнених алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 менша, коли їх електропровідність вища. Після тривалої експлуатації електропровідність  $\chi$  деградованих сплавів цього типу зростає (рис.2), але їх втомна довговічність в корозивному середовищі суттєво знижується [11], інтенсифікується крихкий міжзеренний мікромеханізм їх руйнування (рис.3, и). Таким чином, сумісна тривала дія механічних напружень і підвищених температур обумовлює особливу структуру, значні локальні внутрішні напруження і визначає особливу механічну поведінку конструкційних алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 [34]. При цьому (рис. 4) зростає їх схильність до крихкого руйнування (падає пластичність  $\delta$ ) і знижуються характеристики циклічної тріщиностійкості ( $\Delta K_{th}$ ,  $\Delta K_{fc}$ ), які визначають втомну довговічність  $N_f$  елементів конструкцій [10], а питома електропровідність  $\chi$  зростає, що узгоджується з

наведеною вище залежністю (4). Встановлено [7, 11, 32, 34], що падінню порогу втоми  $\Delta K_{th}$  і втомної довговічності  $N_f$  зразків деградованих сплавів типу Д16 і В95 у 1,5...2 рази відповідає ріст питомої електропровідності  $\chi$  на 20...30 % (3...4 МСм/м при точності вимірювання 0,1 МСм/м), що дає основу для моніторингу деградації конструкційних алюмінієвих сплавів під час тривалої експлуатації неруйнівним методом [35].

Показано [34], що деградаційні процеси залежать від навантаженості зон елементів конструкцій і відображаються у зміні значення електропровідності  $\chi$  (рис.5). Це вказує на можливість визначення критичних зон в обшивці планера літака під час експлуатації чи стендових випробувань на підставі замірів питомої електропровідності матеріалу.

**Засоби структуроскопії неферромагнітних матеріалів.** Відомі методики і засоби вихроstromової структуроскопії застосовували переважно для контролю якості термообробки і змін структури неферромагнітних матеріалів під час їх виробництва [13]. Для моніторингу експлуатаційної деградації алюмінієвих сплавів під час довготривалої експлуатації літаків розроблено нові вихро-

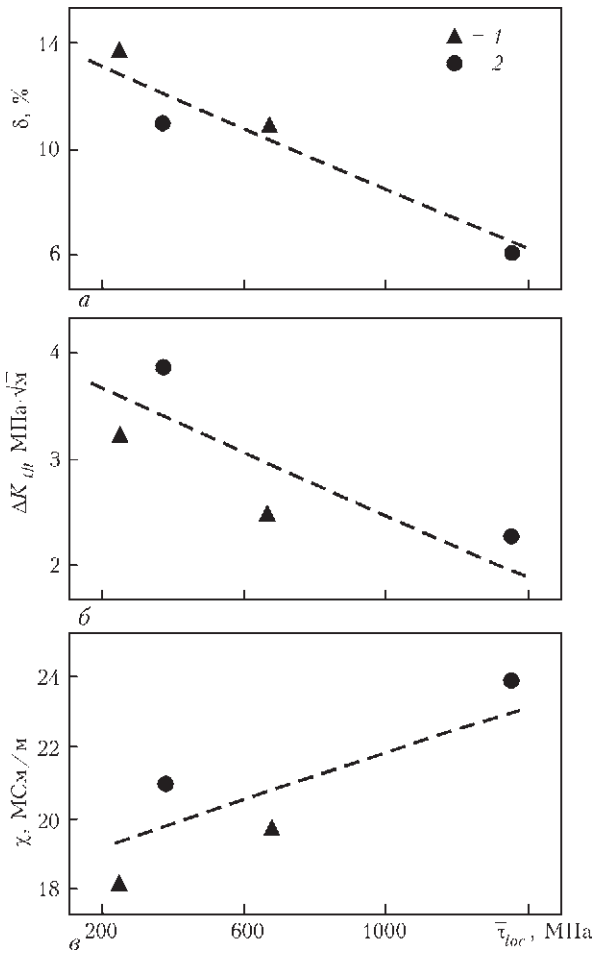


Рис. 4. Залежності відносного видовження (а), порога втоми (б) і питомої електропровідності (в) деградованих сплавів Д16АТНВ (1) і В95Т1 (2) від усереднених локальних внутрішніх напружень, визначених через густину дислокацій [34]

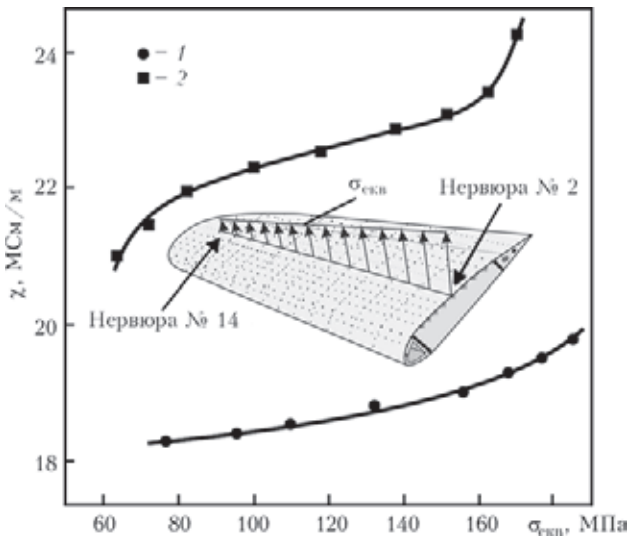


Рис. 5. Залежності питомої електропровідності  $\chi$  сплавів Д16АТНВ (1) і В95Т1 (2) від експлуатаційних напружень  $\sigma_{екв}$  в околі різних нервюр для нижньої і верхньої обшивок крила [34]

струмові вимірювачі питомої електропровідності типу ВЕП-21 і ВЕП-22 (рис. 6, а), оскільки вимірювання безпосередньо на обшивках літаків потрібно проводити через шар захисного лакофар-

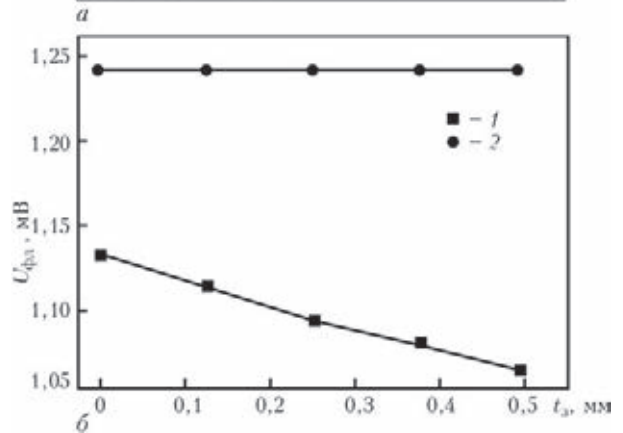


Рис. 6. Вихрострумний вимірювач електропровідності ВЕП-22 (а) і залежність напруги  $U_{фд}$  на виході його фазового детектора від зазору  $t_3$  без відстроювання (1) і з відстроюванням (2) від зазору (б)

бового покриття, а також в критичних зонах біля заклепкових отворів тощо. Тому принциповою вимогою до цих приладів є висока локальність (роздільна здатність) контролю і невелика похибка при змінах товщини діелектричного покриття (або повітряного проміжку між давачем і контрольованою металевією поверхнею).

Під час розробки вихрострумних структуроскопів ВЕП-21 і ВЕП-22 використано ряд технічних рішень на основі фазового способу обробки сигналу вихрострумного перетворювача (ВСП), які дозволили забезпечити високу точність вимірювання і зменшити додаткову похибку від зміни зазору між ВСП і поверхнею об'єкта контролю [36–39]. Прилади забезпечені локальними компенсованими ВСП, генераторна, вимірювальна і компенсаційна обмотки яких встановлені на феритових осердях діаметром 1,2 і 0,7 мм. Встановлена залежність напруги на виході фазового детектора приладу  $U_{фд}$  від величини зазору  $t_3$  за різних режимів настроювання приладу показує (рис. 6, б), що використання нових рішень дозволило повністю заглушити вплив зміни зазору до 0,5 мм, тобто можна проводити контроль змін структури матеріалу обшивок літаків без зняття захисного покриття.

Метрологічне забезпечення цих структуроскопів здійснюється за допомогою комплексу ета-



лонів (18 атестованих зразків), які відтворюють ПЕП алюмінієвих сплавів в діапазоні від 14,0 до 37,1 МСм/м [40].

### Висновки

На підставі замірів питомої електропровідності матеріалів вихрострумовим методом можна:

– виявляти критичні зони планера літака (зокрема, обшивки фюзеляжа і крил) після тривалої експлуатації;

– проводити моніторинг деградації конструкційних матеріалів під час тривалої експлуатації;

– визначати поправочні коефіцієнти при розрахунку залишкового ресурсу авіаконструкцій з урахуванням експлуатаційної деградації матеріалів.

Необхідно створювати нову базу даних про кореляційні залежності механічних і фізичних характеристик конструкційних алюмінієвих сплавів після тривалої експлуатації, оскільки наявні довідникові дані, отримані для термооброблених сплавів у вихідному стані (постачання), для цього непридатні.

Вирішення вище перерахованих задач забезпечують методики і засоби вихрострумового неруйнівного контролю, розроблені у Фізико-механічному інституті ім. Г.В.Карпенка НАН України.

1. *Механіка руйнування і міцність матеріалів: Довідн. посібник / Під заг. ред. В.В. Панасюка. – Т.9: Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О.П. Остащ, В.М. Федірко, В.М. Учанин та ін. / Під ред. О.П. Остаща, В.М. Федірка. – Львів: СПОЛОМ, 2007. – 1068 с.*
2. *Vapor phase inhibitors to extend the life of aging aircraft / B. Bavarian, L. Reiner, H. Yuossefpour, J. Juraga // Corrosion. – 2005, Paper 05329. – P. 1–9.*
3. *Schijve J. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated? // Int. J. Fatigue. – 2009. – 31. – P. 998–1011.*
4. *Учанин В. Н., Дереча В. Я. Вихретоковий метод виявлення поверхневих дефектів вузлов авіаційної техніки в умовах експлуатації // Технічна діагностика і невідрушаючий контроль. – 2006. – № 4. – С. 20–28.*
5. *Учанин В.М., Остащ О.П., Дереча В.Я. Роль неруйнівного контролю при реалізації сучасних концепцій безпечної експлуатації авіаційної техніки // Праці 6-ї нац. науко-техн. конф. „Неруйнівний контроль і технічна діагностика” (UkrNDT-2009). – Київ: ІЕЗ ім. Є.О. Патона, 2009. – С. 42–47.*
6. *Sheuring J. N., Grandt (Jr) A.F. Mechanical properties of aircraft materials subjected to long periods of service usage // Transactions ASME. – 1997. – 119, October. – P. 380–386.*
7. *Остащ О.П., Андрейко І.М., Головатюк Ю.В. Деградація матеріалів і втомна міцність тривало експлуатованих авіаконструкцій // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2006. – №4. – С. 5–16.*
8. *Влияние длительной эксплуатации самолетов на свойства материалов их конструкций / Г.И. Нестеренко, В.Н. Басов, Б.Г. Нестеренко, В.Г. Петрусенко // Проблемы машиностроения и надежность машин. – 2006. – №4. – С. 41–50.*
9. *Nesterenko G. I., Nesterenko B. G. Ensuring structural damage tolerance of Russian aircraft // Int. J. Fatigue. – 2009. – 31. – P. 1054–1061.*
10. *Остащ О.П. Нові підходи в механіці втомного руйнування // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2006. – №1. – С. 13–25.*
11. *Вплив корозивного середовища на втомну довговічність деградованих алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 / О.П.*

- Остащ, І.М. Андрейко, Ю.В. Головатюк, О.І. Семенець // Там само. – 2008. – № 5. – С. 75–84.
12. *Смирнов А. А. Теория электросопротивления сплавов. – Киев: Изд-во АН УССР, 1960. –148 с.*
13. *Дорофеев А. Л., Еришов Р. Е. Физические основы электромагнитной структуроскопии. – Новосибирск: Наука, 1985. –183 с.*
14. *Берестецкий В. Б., Лившиц Е. М., Путаевский Л. П. Квантовая электродинамика. – Теоретическая физика в 10 т. – Т.4. – М.: Наука, 1989. – С. 421–422.*
15. *Пат. на изобретение 2327124 С2 РФ. Неразрушающий способ определения механических напряжений в поверхностном слое изделий из металлов и сплавов / С.Ю. Иванов, Д.В. Васильков, А.Б. Гутнер и др. – Опубл. 20.06.2008, Бюл. № 17.*
16. *Morozov M., Tian G. Y., Withers Ph. J. Noncontact evaluation of the dependency of electrical conductivity on stress for various Al alloys as a function of plastic deformation and annealing // J. Appl. Physics. – 2010. –108, Paper 024909. – P. 1–9.*
17. *Пат. № 0083032 А1США. Self-monitoring metals, alloys and materials / Neil J. Goldfine. – Опубл. 21.04.2005.*
18. *Rajic N., Burke S. K. and Galea S. C. An experimental study of the relationship between electrical conductivity and early fatigue damage in Al 2024 // Technical Note (DS-TO-TN-0387) of Aeronautical and Maritime Research Laboratory. – 2001. – P. 1–11.*
19. *Наумов Н. М., Микляев П. Г. Резистометрический неразрушающий контроль алюминиевых деформируемых сплавов – М.: Металлургия, 1974. – 200 с.*
20. *Hagemaier D. J. Applications of eddy current testing to airframes // Nondestructive Testing Handbook (Second Edition), Vol.4, Section 14. – American Society for Nondestructive Testing, 1986. – P. 369–421.*
21. *Неразрушающий контроль. Справ. в 7 т. / Под. общ. ред. В.В. Клюева. Т.2, кн. 2: Вихретоковий контроль / Ю.К. Федосенко, В.Г. Герасимов, А.Д. Покровский, Ю.Я. Останин. – М.: Машиностроение, 2003. – С. 340–687.*
22. *Фриндландер И. Н. Алюминиевые деформируемые конструкционные сплавы. – М.: Металлургия, 1979. – 208 с.*
23. *Correlation of strength with hardness and electrical conductivity for aluminum alloy 7010 / M.A. Salazar, Y.Y. Zhao, A. Pitman, A. Greene // Materials Science Forum. – 2006. – 519–521. – P. 853–858.*
24. *Rummel W. D. Characterization and evaluation of 2014 aluminum alloy by eddy current conductivity techniques // Materials Evaluation. – 1966. – XIV, № 6. – P. 322–326.*
25. *Gür C. H., Yıldız I. Utilization of nondestructive methods for determining of effect of age-hardening on impact toughness of 2024 Al-Cu-Mg alloy // J. Nondestruct. Evaluation. – 2008. – 27. – P. 99–104.*
26. *Microstructural evolution of aluminum alloy 7B04 thick plate by various thermal treatments / Zh. Li, B. Xiong, Y. Zhang et al. // Trans. Nonferrous Met. Soc. China. – 2008. – 18. – P. 40–45.*
27. *Tsai T. C., Chuang T. H. Relationship between electrical conductivity and stress corrosion cracking susceptibility of Al 7075 and Al7475 alloys // Corrosion. – 1996. – 52, №6. – P. 414–416.*
28. *Starink M. J., Li X. M. A model for the electrical conductivity of peak-aged and overaged Al-Zn-Mg-Cu alloys // Metallurgical and Materials Transactions, Ser. A. – 2003. – 34A, April. – P. 899–907.*
29. *Retrosession and re-aging treatment of Al-9,99Zn-1,72Cu-2,5Mg-0,13Zr aluminum alloy / C. Feng, Zh. Liu, A. Ning et al. // Trans. Nonferrous Met. Soc. China. – 2006. – 16. – P. 1163–1170.*
30. *Zaid H. R., Hatab A. M., Ibrahim A. M. A. Properties enhance-ment of Al-Zn-Mg-Cu alloy by retrosession and re-aging heat treatment // J. Mining and Metallurgy, Sect. B-Metall. – 2011. – 47, № 1, – P. 31– 35.*
31. *Hagemaier D. J. Evaluation of heat damage to aluminum aircraft structures // Materials Evaluation. –1982. – 40, №9. – P. 962–969.*
32. *Структурно-фазовий стан і фізико-механічні властивості деградованих алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 /*



- О.П. Осташ, І.М. Андрейко, Ю.В. Головатюк, Л.Б. Ковальчук // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2008. – № 6. – С. 5–11.
33. Пат. 69091 Україна. Спосіб моделювання деградації конструкційних матеріалів в об'єктах тривалої експлуатації / О.П. Осташ, В.М. Учанін, І.М. Андрейко, Ю.В. Головатюк. – Опубл. 25.04.2012, Бюл. №8.
  34. Вплив тривалої експлуатації на структуру і фізико-механічні властивості алюмінієвих сплавів типу Д16 і В95 / О.П. Осташ, І.М. Андрейко, Л.І. Маркашова та ін. // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 2013. – № 1. – С. 18–27.
  35. Пат. 101424 Україна. Вихрострумний спосіб визначення ступеня експлуатаційної деградації конструкційних матеріалів / О.П. Осташ, В.М. Учанін, І.М. Андрейко, Ю.В. Головатюк. – Опубл. 25.03.13, Бюл. № 6.
  36. Пат. 98206 Україна. Спосіб вимірювання електропровідності немагнітних матеріалів / В.М. Учанін. – Опубл. 25.04.2012, Бюл. № 28.
  37. Пат. 97304 Україна. Вихрострумний вимірювач питомої електропровідності неферомагнітних матеріалів / В.М. Учанін, Г.М. Макаров, В.В. Черленевський. – Опубл. 10.01.2012, Бюл. 2.
  38. Пат. 58670 Україна. Пристрій вихрострумного контролю параметрів виробів / В.М. Учанін, В.В. Черленевський. – Опубл. 26.04.2011, Бюл. № 8.
  39. Пат. 55509 Україна. Спосіб налаштування приладів вихрострумного контролю / В.М. Учанін, В.В. Черленевський. – Опубл. 10.12.2010, Бюл. № 23.
  40. Наумов Н. М. Микляев П. Г. Стандартные образцы для измерения удельной электрической проводимости // Дефектоскопия. – 1979. – № 8. – С. 33–37.

The need to take into account the degradation of structural materials at evaluation of residual life of aircraft structure elements after long-term service is substantiated. Results of investigations of degradation of properties of aluminium alloys of D16 and V95 type in wing sheath of AN-12 plane after 40 years of service are given. Degradation is manifested, primarily, in lowering of their ductility (relative elongation  $\delta$ ) and cyclic crack resistance characteristics (fatigue limit  $\Delta K_{th}$  and cyclic fracture toughness  $\Delta K_{Ic}$ ). It is shown that lowering of mechanical characteristics of these alloys is related to changes of their fine structure and fracture micromechanisms, which depend on load level of various wing zones. It is established that change of specific electric conductivity of degraded alloys allows performance of reliable monitoring of this process. Instruments for eddy current non-destructive monitoring of structure degradation and mechanical characteristics of aluminium alloys are presented. The need to create a new data base on correlation dependencies of mechanical and physical characteristics of structural aluminium alloys after long-term service is stated, as the available data derived for heat-treated alloys in as-delivered condition, are unfit for this purpose.

*Keywords: aircraft structure element, long-term service, material degradation, structure, mechanical properties, structuroscopy, eddy current method*

Надійшла до редакції  
03.04.2013



## Двадцать первая ежегодная международная конференция и выставка

### «Современные методы и средства неразрушающего контроля и технической диагностики»

**30 сентября – 4 октября 2013, Ялта**

**Организаторы**

УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», Украинское общество НК и ТД, Российское общество НК и ТД, Белорусская ассоциация НК и ТД, Институт электросварки им. Е.О. Патона НАНУ, Днепропетровский нац. ун-т, НПП «Машиностроение»

**Тематика конференции и выставки**

● Общие вопросы неразрушающего контроля (НК) и технической диагностики (ТД) ● Теоретические вопросы взаимодействия физических полей с веществом контролируемых объектов ● ТД и мониторинг состояния производственных объектов ● Контроль напряженного состояния конструкций, изделий и сварных соединений ● Опыт и перспективы НК на предприятиях горно-металлургического комплекса ● НК и ТД в нефтегазовой отрасли и энергетике ● Контроль и диагностика строительных конструкций ● Вибрационные методы диагностики ● Вопросы обучения, аттестации и сертификации специалистов, подразделений НК и ТД ● Разработка и гармонизация стандартов в области НК и ТД ● Метрологическое обеспечение средств НК ● Состояние и развитие НК и ТД в Украине ● Заседание Правления УО НКТД

В работе выставки предполагается участие представителей фирм: НПП «Машиностроение», НПФ «Ультракон», НПФ «Диагностические приборы», НПП «ИНТРОН-СЭТ», НПФ «Ультракон-сервис», МЧТПП «Онико», Фирмы «GE Inspection Technologies», SEIFERT, «Krautkramer», «Интек», НПП «КонТест», ППЦ «Диагностика и контроль», «Кром», «Шерл», «Сперанца-Украина», ЗАО НИИ МНПО «Спектр», ЗАО «Константа», Микроакустика, Панатест (Россия), АО «VOTUM»-АО «Интроскоп» (Молдова) и др.

**Информационная поддержка**

Журналы: «Техническая диагностика и неразрушающий контроль», «Сварщик», «В мире неразрушающего контроля», сборник ВАК Украины «Системные технологии», бюллетень УО НКТД «НК-Информ», Сайт УО НКТД: [www.usndt.com.ua](http://www.usndt.com.ua), сайт НПП «Машиностроение»: [www.ndt.in.ua](http://www.ndt.in.ua)

**Оргкомитет**

02094, г. Киев, ул. Минина, 3, к. 47  
тел./факс: (+38 044) 5733040  
e-mail: [office@conference.kiev.ua](mailto:office@conference.kiev.ua),  
[www.conference.kiev.ua](http://www.conference.kiev.ua)