

DOI 10.33099/2786-7714-2026-1-10-162-173

УДК 629.7.015:539.4

Царенко Андрій Олександрович

<https://orcid.org/0000-0002-4810-8382>

Самохліб Олександр Олександрович

<https://orcid.org/0009-0005-5240-1759>

Тягній Володимир Григорович (кандидат технічних наук, старший науковий співробітник)

<https://orcid.org/0000-0002-5151-9801>

Олійник Людмила Леонідівна (кандидат економічних наук)

<https://orcid.org/0000-0002-8706-1329>

*Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна*

*Рукопис надійшов до редакції: 15.04.2026; Рукопис прийнято до друку після рецензування: 20.05.2026; Дата публікації: 30.05.2026*

## МІЦНІСТЬ КОНСТРУКЦІЙ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЯК ОСНОВА ЇХНЬОЇ БЕЗПЕЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

*На теперішній час безпечна експлуатація повітряних суден потребує всебічного аналізу чинників, що визначають міцність конструкцій повітряних суден і формують основу їхньої безпечної експлуатації в умовах багатокомпонентних навантажень.*

*У статті з метою формування концепції аналізу міцності конструкцій повітряних суден здійснено узагальнення методів аналітичного й числового розрахунку та досліджено механізми ініціювання й розвитку втомних тріщин у металевих і композитних елементах корпусу, проаналізовано роль структурних неоднорідностей, залишкових напружень після зварювання чи клепаання, а також впливу вологості, температури й циклічних перевантажень. Розроблено методику прогнозування ресурсу за критерієм накопичення пошкоджень, що враховує як макроскопічні параметри навантаження, так і мікроструктурні особливості матеріалу. Наведено результати експериментальних випробувань, які підтверджують достовірність моделі й дозволяють визначити залишковий ресурс конструкцій при різних сценаріях експлуатації. Розглянуто фізико-механічні та технологічні параметри, що впливають на напружено-деформований стан основних елементів планера, як то обшивки, лонжеронів, стрингерів, вузлів кріплення, шпангоутів та інших силових елементів, які сприймають динамічні, втомні, термічні й аеродинамічні впливи. Обґрунтовано використання технологій лазерного зміцнення, термомеханічної обробки та локального поверхневого гарту для збільшення опору втомним руйнуванням. Особливе місце приділено питанням неруйнівного контролю й структурного моніторингу в режимі реального часу. Проаналізовано ефективність ультразвукових, акустико-емісійних, рентгенографічних та інфрачервоних методів діагностики, спрямованих на виявлення прихованих дефектів і мікротріщин без демонтажу елементів.*

*Матеріали статті можуть бути корисними для фахівців-практиків, викладачів і здобувачів освіти, які займаються та вивчають питання удосконалення функціонування систем експлуатації і ремонту (відновлення) повітряних суден з метою підтримання їх у постійній готовності до використання за призначенням.*

**Ключові слова:** міцність конструкцій, повітряне судно, втома матеріалу, граничні стани, композити, неруйнівний контроль, безпека польотів.

### Вступ

Зростання вимог до безпеки експлуатації повітряних суден у цивільній та державній авіації, а також розвиток нових конструкційних рішень із використанням легких сплавів і композитів зумовлюють посилення наукової уваги до питань міцності, довговічності та структурної надійності авіаційних конструкцій [1-3]. Підвищення енергетичних навантажень, розширення діапазону робочих температур, збільшення тривалості польотів і циклів зльоту-посадки створюють умови, за яких класичні підходи до розрахунку міцності потребують уточнення з урахуванням динамічних і втомних ефектів [4-6]. Одним із найбільш

актуальних напрямів забезпечення надійності експлуатації літальних апаратів та аероплатформ є розвиток методів прогнозування залишкового ресурсу та систем моніторингу технічного стану [7-9]. У цьому контексті математичне моделювання напружено-деформованих станів, вивчення механізмів втомного руйнування та інтеграція результатів діагностики у цифрові двійники конструкцій виступають основою для формування нової парадигми проектування і контролю авіаційної техніки.

### Матеріали та методи

У галузі міцності та довговічності конструкцій повітряних суден свідчить про зростання інтересу

до інтеграції експериментальних, аналітичних і числових методів для підвищення точності оцінки напружено-деформованого стану елементів планера [4-9]. Значна частина робіт зосереджена на створенні узагальнених моделей втомного руйнування, що враховують реальні режими навантажень під час зльоту, крейсерського польоту й посадки, а також зміну властивостей матеріалів унаслідок багаторазових циклів навантаження [10-12]. У сучасних підходах особлива увага приділяється врахуванню залишкових зварювальних і технологічних напружень, які суттєво впливають на формування мікротріщин, накопичення пошкоджень і втрату стійкості вузлів конструкції [13-15]. В останні роки активно розвивається напрям застосування методів скінченно-елементного аналізу та цифрових двійників конструкцій для відтворення реальних умов експлуатації повітряних суден, що дозволяє здійснювати безперервний моніторинг процесів деформації та оцінювати ризики виникнення руйнувань [16-18]. Особливу увагу приділено математичним моделям деградації матеріалів, які враховують вплив корозії, температурних градієнтів і вібраційних навантажень. Водночас наявні результати досліджень, хоч і демонструють високий рівень теоретичного опрацювання окремих аспектів, часто залишаються локальними [10-15].

Таким чином, метою роботи є обґрунтування та побудова цілісної концепції аналізу міцності конструкцій повітряних суден, яка базується на поєднанні класичних теоретичних положень із сучасними методами математичного моделювання, комп'ютерної симуляції та експериментального контролю. Особливу увагу приділено адаптації результатів математичного аналізу до цифрових технологій технічного обслуговування, як то систем моніторингу технічного стану конструкцій у режимі реального часу (Structural Health Monitoring, SHM) та стратегій технічного обслуговування на основі фактичного стану об'єкта (Condition-Based Maintenance, CBM), які дозволяють переходити від планових перевірок до обслуговування за станом.

### Результати

В основі дослідження лежить визначення теоретичних основ забезпечення міцності конструкцій повітряних суден, що відповідають за показники надійності, довговічності і безпеки у реальних умовах експлуатації.

Основні галузі застосування теоретичних принципів та математичних моделей міцності охоплюють наступні категорії [1-3, 15]:

1. Цивільне авіабудування, що включає у себе оптимізацію силових схем і структур планера з метою досягнення мінімальної маси при забезпеченні необхідних запасів міцності, жорсткості та довговічності.

2. Військове авіабудування, що включає у себе підвищення стійкості конструкцій до ударних, вібраційних і вибухових навантажень, а також

забезпечення збереження працездатності після часткових бойових пошкоджень.

3. Безпілотні літальні апарати (Unmanned Aerial Vehicles, UAV), що включає у себе розрахунок і моделювання міцності легких корпусних і несучих систем, чутливих до флатеру, турбулентності й аеродинамічних пульсацій.

4. Вертолїтна техніка та конвертоплани, що включає у себе дослідження впливу циклічних навантажень, спричинених роботою гвинтових систем, і методів підвищення ресурсу лопатей та редукторів.

5. Космічна та гіперзвукова авіація, що включає у себе аналіз термомеханічних напружень при надвисоких швидкостях, перепадах температур і аеродинамічних ударах у верхніх шарах атмосфери.

6. Ремонт, модернізація та подовження ресурсу авіаційної техніки, що включає у себе оцінку на числовому рівні залишкової міцності, виявлення прихованих дефектів і розроблення технологій відновлення пошкоджених елементів.

7. Спеціалізовані транспортні та рятувальні апарати, що включає у себе забезпечення стабільності конструкцій під час польотів у турбулентних або нестандартних умовах, включаючи посадку на обмежених майданчиках.

8. Наземна випробувальна та діагностична інфраструктура авіаційних систем, що включає у себе застосування теоретичних принципів міцності для калібрування стендів, побудови моделей навантаження та перевірки відповідності конструкцій міжнародним стандартам безпеки.

Наведені напрями демонструють міждисциплінарний характер задач забезпечення міцності конструкцій повітряних суден, що поєднують теоретичне моделювання, матеріалознавство, системну інженерію та експериментальні методи контролю, створюючи основу для подальшого аналізу видів навантажень і критеріїв надійності авіаційних систем. На рис. 1 представлено узагальнену структурну схему галузей застосування принципів і моделей міцності авіаційних конструкцій, яка відображає системну взаємодію між теоретичними основами проектування, експлуатаційними технологіями та діагностичними процедурами. Діаграма демонструє, що поняття міцності охоплює не лише розрахунково-конструкційні аспекти, але й питання надійності, довговічності, відновлення та контролю стану елементів повітряних суден у різних класах авіаційної техніки.

Подальший етап дослідження ґрунтується на узагальненні теоретичних принципів забезпечення міцності та надійності конструкцій повітряних суден, а також на формалізації базових залежностей, що описують взаємозв'язок між напруженням, деформацією та зовнішніми навантаженнями. Математичний апарат аналізу міцності базується на визначенні напружено-деформованого стану елементів конструкції під дією комплексних механічних і термодинамічних впливів. У загальному випадку рівняння рівноваги

матеріальної точки конструкції може бути записане як  $\nabla \cdot \sigma + f = 0$ , де множник  $\sigma$  є тензором напружень, а  $f$  – вектор об'ємних сил. Залежність між напруженнями  $\sigma_{ij}$  і деформаціями  $\varepsilon_{ij}$  описується узагальненим законом Гука

$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl}$ , де  $C_{ijkl}$  – тензор пружних модулів, який для ізотропного матеріалу спрощується до двох параметрів: модуля Юнга  $E$  та коефіцієнта Пуассона  $\nu$ .



**Рисунок 1** – Структурна схема галузей застосування принципів і моделей міцності авіаційних конструкцій

Визначення напружень у критичних зонах конструкцій здійснюється з урахуванням граничних умов, геометрії елемента та типу навантаження [16-18]. Отримані рівняння формують основу для подальшого числового розв'язання задач у середовищах скінченно-елементного аналізу, що дає змогу враховувати просторову неоднорідність матеріалу, наявність отворів, ребер жорсткості, зварних і клейових з'єднань. Таким чином, математичне моделювання забезпечує можливість кількісної оцінки

напружено-деформованого стану та визначення граничних умов, за яких відбувається втрата працездатності елементів.

З позицій теорії міцності подальший аналіз пов'язаний із класифікацією 3 метою узагальнення основні види навантажень і характерні параметри їх дії наведено у табл. 1. Це дозволяє сформулювати початкові умови для подальших розрахунків граничних станів і визначення коефіцієнтів запасу міцності, які є ключовими показниками експлуатаційної надійності повітряних суден.

Основні види навантажень, що діють на конструкції повітряних суден [4, 11]

Навантаження	Характер впливу	Джерела виникнення	Параметри впливу
Статичне	постійне або квазістале навантаження, що діє у стабільному режимі	вага конструкції, тиск палива, сила тяги, аеростатичні сили	постійні напруження $\sigma = \text{const}$ , малий градієнт деформацій
Динамічне	змінне навантаження викликає коливальні процеси	турбулентність, пориви вітру, зліт та посадка, робота двигунів	змінні напруження $\sigma(t)$ , резонансні коливання, флатер
Втомне	цикли навантаження спричиняє накопичення пошкоджень	циклічні навантаження під час польоту, вібрації, термічні коливання	кількість циклів $n$ , амплітуда $\delta\sigma$ , границя витривалості $\sigma_{-1}$
Термічне	температурні градієнти, що змінюють пружні властивості матеріалів	нагрівання при терті, випромінювання, робота двигуна, опір атмосфери	теплове розширення $\alpha$ від коливань $\Delta T$ , напруження $E \cdot \alpha \cdot \Delta T$

*Аналіз втомного руйнування та довговічності конструкцій*

Втомне руйнування матеріалів є однією з основних причин втрати працездатності елементів планера, двигунів і несучих систем повітряних суден, оскільки воно має прихований, кумулятивний характер і часто не супроводжується зовнішніми ознаками пошкодження до моменту виникнення критичних тріщин.

Втомне руйнування є багатостадійним процесом, який включає зародження дефекту, його стабільний ріст та досягнення критичного стану, коли залишкова несуча здатність матеріалу стає недостатньою для сприйняття навантаження [11, 12]:

1. На першій стадії формуються локальні мікродефекти, що ініціюються в місцях концентрації напружень (біля поверхневих нерівностей, включень, пор або зварних швів). У металах цей етап пов'язаний із циклічною дислокаційною активністю та утворенням сітки ковзання, у результаті чого виникають мікропорожнини та зони розупорядкування кристалічної решітки. У композитних матеріалах зародження дефектів часто має інший характер, це розшарування матриці, мікротріщини у волокнах або відшарування на межі волокно-матриця, спричинене різницею у модулях пружності компонентів. Важливо, що навіть незначні циклічні напруження, які не перевищують межі текучості, можуть ініціювати ці процеси через накопичення локальних пластичних деформацій.

2. На другій стадії розвивається стабільний ріст тріщини, який описується емпіричною залежністю Паріса–Ердогана  $da/dN = C(\Delta K)^m$  де  $da/dN$  – швидкість росту тріщини за один цикл навантаження,  $\Delta K$  – діапазон коефіцієнта інтенсивності напружень, а  $C$  і  $m$  – експериментально визначені матеріальні константи. Для металів характерне поступове збільшення  $\Delta K$  із ростом тріщини, тоді як у композитах поведінка може бути нелінійною через анізотропію та шарувату структуру. У волокнистих

композитах ріст тріщини супроводжується послідовним руйнуванням волокон, зсувом між шарами та накопиченням енергії в матриці, що ускладнює точний опис кінетики процесу.

3. Третя стадія – це досягнення критичного розміру тріщини  $a_c$ , за якого виконуються умови нестійкого росту та руйнування конструкції. Для її оцінки застосовують критерій лінійної механіки руйнування  $K_I = K_{IC}$ , де  $K_I$  – поточне значення коефіцієнта інтенсивності напружень, а  $K_{IC}$  – критичне значення. У композитних структурах критерієм може виступати питома енергія розшарування  $G_C$ , яка визначає межу стабільності адгезійних зв'язків між шарами. Важливо зазначити, що швидкість розвитку тріщини залежить не лише від амплітуди навантаження, а й від частоти циклів, температури, вологості та наявності корозійних процесів.

На рис. 2 наведено узагальнену схему послідовності розвитку втомного руйнування конструкційних матеріалів повітряних суден, що включає три основні стадії.

Схема може бути використана як базова модель при побудові розрахункових методів прогнозування залишкового ресурсу авіаційних конструкцій.

Прогнозування залишкового ресурсу та оцінка пошкоджуваності поєднують методи аналітичного моделювання, експериментального контролю та статистичної обробки даних, що дозволяє передбачити момент досягнення критичного стану елемента й своєчасно вжити заходів з технічного обслуговування або заміни. Метою прогнозування є не лише визначення кількості циклів до руйнування, а й оцінка швидкості деградації матеріалу за умов змінних навантажень, температурних градієнтів і корозійного середовища. У сучасній практиці розрізняють три основні підходи до прогнозування ресурсу, як то аналітичний, експериментально-емпіричний і цифровий аналітичний, що включає у себе моделювання на основі вхідного набору даних [4, 7, 16]:



**Рисунок 2** – Схема послідовності стадій розвитку втомного руйнування матеріалів авіаційних конструкцій

Прогнозування залишкового ресурсу та оцінка пошкоджуваності поєднують методи аналітичного моделювання, експериментального контролю та статистичної обробки даних, що дозволяє передбачити момент досягнення критичного стану елемента й своєчасно вжити заходів з технічного обслуговування або заміни. Метою прогнозування є не лише визначення кількості циклів до руйнування, а й оцінка швидкості деградації матеріалу за умов змінних навантажень, температурних градієнтів і корозійного середовища. У сучасній практиці розрізняють три основні підходи до прогнозування ресурсу, як то аналітичний, експериментально-емпіричний і цифровий аналітичний, що включає у себе моделювання на основі вхідного набору даних [4, 7, 16]:

1. Аналітичні моделі ґрунтуються на законах механіки руйнування і кінетиці втомного пошкодження. Вони дозволяють кількісно описати залежність між напруженням, амплітудою циклу та швидкістю росту тріщини. Найбільш поширеними є моделі типу Мінера (лінійна гіпотеза накопичення пошкоджень) та Паріса–Ердогана, які встановлюють зв'язок між кількістю циклів  $N_i$  зміною коефіцієнта інтенсивності напружень  $\Delta K$ .

2. Експериментально-емпіричні методи передбачають лабораторні випробування зразків або елементів конструкції під циклічним навантаженням із подальшим узагальненням

результатів у вигляді залежностей типу S–N (напруження–кількість циклів). Ці методи забезпечують високу точність у межах конкретного матеріалу, але вимагають тривалих експериментів і значних ресурсів.

3. Цифрові аналітичні підходи базуються на використанні методів машинного навчання (Machine Learning, ML) та систем моніторингу технічного стану, які дозволяють прогнозувати деградацію за часовими рядами сенсорних вимірювань. Такі моделі інтегруються у цифрові двійники конструкцій і постійно оновлюють оцінку залишкового ресурсу в режимі реального часу.

Аналітичні та емпіричні підходи залишаються основою інженерних розрахунків, проте їхня точність значно підвищується завдяки інтеграції з цифровими технологіями діагностики. Такий підхід дозволяє не лише підвищити точність оцінки пошкоджуваності, а й перейти від регламентних перевірок до адаптивного управління технічним станом повітряних суден, що забезпечує зниження експлуатаційних витрат і підвищення рівня безпеки польотів (табл. 2).

Основні напрями та методичні підходи експериментального визначення втомних характеристик конструкцій повітряних суден можна систематизувати таким чином [19-22]:

Методи прогнозування втомного ресурсу авіаційних конструкцій [4, 7, 16]

Метод	Основний принцип	Переваги	Обмеження і недоліки
<b>Аналітичний</b>	розрахунок на основі механіки руйнування, закон Паріса	оцінка закономірності, мінімізація даних експ. дослідження	не враховує випадковий характер навантажень та неоднорідність матеріалу
<b>Експеримент. емпіричний</b>	побудова кривих S–N та $\epsilon$ –N за результатами втомних випробувань	висока точність для конкретного матеріалу або вузла конструкції	довготривале і дороге дослідження, складне масштабування
<b>Цифровий аналітичний</b>	набір сенсорних даних, алгоритми машинного навчання та побудова цифрових двійників	постійне оновлення оцінки наявного ресурсу, адаптація до умов експлуатації	великий обсяг вх. даних, складні алгоритми їхньої обробки, високий рівень ресурсомісткості

1. Лабораторні випробування на зразках матеріалів виконуються на спеціалізованих машинах багатоциклового навантаження, які імітують реальні режими напруження. Результати подаються у вигляді залежностей типу S–N (навантаження–кількість циклів) або  $\epsilon$ –N (деформація–кількість циклів). Цей підхід дозволяє визначити межу витривалості, кількість циклів до руйнування та вплив різних факторів – температури, вологості, амплітуди навантажень – на поведінку матеріалу.

2. Стендові випробування елементів і вузлів конструкції використовуються для оцінки міцності зварних, клепаніх і клейових з'єднань, лонжеронів, обшивки та вузлів кріплення. Стенди забезпечують багатоканальне навантаження, яке моделює складну комбінацію силових, аеродинамічних і термічних впливів. Під час випробувань застосовуються датчики тензометрії, системи акустико-емісійного контролю та високошвидкісна відеореєстрація для моніторингу процесу утворення тріщин.

3. Моделювання втомних процесів у цифрових середовищах виконується на основі методу скінченних елементів (Finite Element Method, FEM) та використання експериментальних даних для калібрування моделей. Це дозволяє прогнозувати розподіл напружень, визначати критичні зони зародження тріщин і порівнювати отримані результати з натурними випробуваннями. Поєднання експерименту й моделювання забезпечує високий рівень достовірності прогнозів довговічності конструкції.

4. Методи неруйнівного контролю під час втомних випробувань. До них належать ультразвукова дефектоскопія, акустико-емісійний аналіз, рентгенографічна томографія та інфрачервона термографія. Ці технології дозволяють у режимі реального часу спостерігати розвиток мікротріщин, локальні зміни структури матеріалу та втрату зчеплення в композитних шарах без порушення цілісності зразка.

Отримані результати експериментальних досліджень становлять основу для створення довідкових баз даних втомних характеристик

матеріалів, що використовуються у процесі сертифікації конструкцій.

*Оцінка сучасних матеріалів та технологій підвищення міцності*

Підвищення міцності конструкцій авіаційної техніки досягається не лише шляхом оптимізації геометрії або вдосконалення розрахункових методів, а насамперед завдяки використанню новітніх матеріалів і технологій обробки, які дозволяють забезпечити високу питому жорсткість, корозійну стійкість і стабільність експлуатаційних характеристик у широкому діапазоні умов. Зростання швидкостей польоту, збільшення навантажень на елементи планера, а також потреба в зменшенні маси конструкції стимулюють перехід від традиційних алюмінієвих сплавів до композиційних, гібридних і наноструктурованих матеріалів, здатних зберігати механічну цілісність при тривалих циклах навантаження. Одночасно з розвитком матеріалознавства відбувається активне вдосконалення технологічних методів підвищення міцності, як то термомеханічної, лазерної, іонно-променевої та поверхневої обробки, які формують у матеріалі залишкові напруження стиску та знижують імовірність ініціації тріщин. Важливе місце займають і методи неруйнівного контролю, що дозволяють на ранніх етапах виробництва або експлуатації виявляти дефекти, мікротріщини та неоднорідності без пошкодження зразка.

Перехід від традиційних алюмінієвих і титанових сплавів до полімерних, металевих і керамічних композитів зумовлений необхідністю досягнення високого рівня енергоефективності та експлуатаційної надійності авіаційної техніки. Композити характеризуються поєднанням легкості матриці та міцності армуючих елементів (волокон або наноструктур), що забезпечує їхню унікальну структурно-механічну адаптивність. Гібридні матеріали, у свою чергу, поєднують властивості декількох типів структур, як то металевих і полімерних шарів або волокон різної природи, що дозволяє отримати синергетичний ефект у вигляді підвищення опору втомі, тріщиноутворенню й термічним деформаціям. Для забезпечення необхідних експлуатаційних властивостей під час проєктування конструкцій використовується

широкий набір композиційних матеріалів, які демонструють різне співвідношення міцності, жорсткості та маси [1, 2, 10]. У табл. 3 наведено та узагальнено порівняльні характеристики основних класів матеріалів, що використовуються у сучасному авіабудуванні, із зазначенням їхніх основних переваг, недоліків, ризиків використання та типових сфер застосування.

Використання таких матеріалів дозволяє суттєво зменшити масу літального апарата без втрати жорсткості, знизити експлуатаційні витрати та підвищити паливну ефективність, мінімізувати локальні концентрації напружень і підвищити стійкість до втомного руйнування.

Таблиця 3

**Порівняльні характеристики основних типів композиційних і гібридних матеріалів для авіаційних конструкцій [1, 2, 10]**

Матеріал	Складові	Переваги	Обмеження	Застосування
<b>Вуглецеві композити</b>	епоксидна матриця та вугл. волокна	висока питома міцність, мала маса, термостійкість	висока вартість, складність ремонту	обшивка фюзеляжів, крила, рулі висоти, лопаті турбін
<b>Арамідні композити</b>	полімерна матриця та арам. волокна	ударостійкість, гнучкість, стійкість до втоми	чутливість до вологи, низька жорсткість	обшивка кабін, внутрішні елементи корпусу, бронепанелі
<b>Скловолоконні композити</b>	поліестерна чи епоксидна матриця та скловолокно	низька вартість, добрі діелектричні властивості, технологічність	низький рівень термостійкості, схильність до старіння	елементи керма, обтічники, панелі внутрішньої обшивки
<b>Металеві матричні композити</b>	алюмінієва чи титанова матриця та керамічні волокна	висока жорсткість та теплостійкість, можливість роботи при температурах від $T = 300\text{ }^{\circ}\text{C}$	дуже високі показники густини, складність обробки	вузли двигунів, елементи системи кріплення, теплонавантажені панелі
<b>Гібридні композити</b>	комбінація волокон різної природи	баланс між жорсткістю і ударостійкістю, довговічність	неоднорідність властивостей, складність при переробці	вузли крил літака, стабілізатори, хвостові опори, елементи шасі
<b>Наноструктур. композити</b>	полімерна або металева матриця та нанотрубки	високі показники зносостійкості, електропровідність, стійкість до радіації	складність виробництва, недостатня стандартизація	функціональні покриття, сенсори, тонкостінні елементи конструкцій

Підвищення міцності та довговічності авіаційних матеріалів неможливе без цілеспрямованого вдосконалення їхніх мікроструктурних властивостей за допомогою технологічних методів зміцнення. Ці методи спрямовані на формування у матеріалі залишкових стискальних напружень, зменшення концентрації дефектів, стабілізацію структури зерен і покращення опору втомному та корозійному руйнуванню. Кожен із цих методів має власні механізми впливу на матеріал, що дозволяє досягати оптимального балансу між твердістю, пластичністю й опором тріщиноутворенню [13-15]:

1. Термообробка (гартування, відпуск, старіння) забезпечує рівномірну зміну фазового складу матеріалу та контроль розміру зерна, що підвищує межу текучості й стабільність структури. В авіаційних сплавах термічні цикли часто використовуються для формування

дрібнозернистої або мартенситної структури, яка забезпечує високу міцність без суттєвої втрати в'язкості.

2. Лазерна обробка дає змогу локально модифікувати поверхневий шар із високою точністю, утворюючи тонку термозміцнену зону з мінімальними залишковими напруженнями. За рахунок контрольованого теплового впливу підвищується мікротвердість, зносостійкість і втомна міцність без зміни геометрії деталі.

3. Поверхневе зміцнення (іонне азотування, карбонізація, кульове обкатування) використовується для створення градієнтної структури твердості, що значно підвищує опір поверхневому спрацюванню й корозійній втомі.

У табл. 4 наведено порівняльні характеристики основних технологічних методів зміцнення, які застосовуються для авіаційних сплавів і

композитних матеріалів [13-15].

Таблиця 4

## Технологічні методи зміцнення матеріалів авіаційних конструкцій [13-15]

Метод	Механізм дії	Переваги	Обмеження	Застосування
<b>Термообробка</b>	перетворення фаз, оцінка зернистості, експлуатація при залишкових стиск. напружень	стабільність властивостей, покращення міцності та пластичності	потребує точного контролю температури та часу, можливе перегартування	алюмінієві та титанові сплави, складові елементи планера, кріпильні деталі
<b>Лазерна обробка</b>	локал. нагрівання і подальше швидке охолодження, зміцнення поверхн. шару	висока точність, мінімальні деформації, підвищення мікротвердості	обмежена глибина впливу в межах 0,2-1 мм, висока вартість обладнання	турбінні лопаті, вали, шестерні, крайки крила літального апарату
<b>Іонне азотування та плазмове насичення</b>	метод дифузійного насичення азотом або вуглецем поверхні	підвищення твердості, зносо- та корозо стійкості	може знижувати пластичність, вакуумне середовище	вузли двигунів, опорні елементи, шасі літального апарату
<b>Кульове обкатування</b>	механічне наклепування поверхні кульками під тиском	формування стискальних напружень, ріст опору втомі	обмеження по товщині деталі, нерівномірність обробки	поверхні фюзеляжу, обшивка, кріпильні зони
<b>Ультразвукове зміцнення</b>	високочастотні удари по поверхні з мікропластичною деформацією	зменшення залишкових напружень, довговічність	обмежена продуктивність, складність автоматизації	зварні шви, високонапружені ділянки корпусу літака
<b>Комбіновані методи</b>	поєднання теплової, механічної та дифузійної дії	підвищення міцності, твердості, зносостійкості	складність технологічного контролю, спец. обладнання	критичні елементи двигунів, несучі конструкції, вузли посадки

Неруйнівний контроль (Nondestructive testing, NDT)) є невід'ємною складовою системи забезпечення міцності, надійності та безпечності авіаційних конструкцій. Його мета полягає у виявленні дефектів, як то тріщин, пор, розшарувань, корозійних зон та структурних неоднорідностей, без порушення цілісності матеріалу. Методи NDT широко застосовуються на всіх етапах життєвого циклу повітряного судна: від контролю вихідних заготовок і процесів зварювання чи склеювання до діагностики під час експлуатації та ремонту.

Основні технології неруйнівного контролю, що використовуються в авіаційній промисловості включають у себе наступні категорії [8, 20, 22]:

- ультразвукова дефектоскопія (Ultrasonic Testing, UT) для виявлення внутрішніх тріщин, розшарувань і пор за допомогою аналізу відбитих ультразвукових хвиль; забезпечує високу точність визначення глибини та розмірів дефектів.

- рентгенографічний аналіз (Radiographic Testing, RT) для візуалізації внутрішньої структури деталей, ефективна для виявлення порожнин, тріщин і включень у зварних або литих елементах.

- вихрострумний контроль (Eddy Current Testing, ECT), що використовується для виявлення

поверхневих і підповерхневих дефектів у провідних матеріалах; чутливий до мікротріщин та зон корозії.

- інфрачервона термографія (Infrared Thermography, IRT) для діагностики композитних конструкцій і клейових з'єднань шляхом аналізу теплових полів і виявлення зон із порушеною теплопровідністю.

- акустико-емісійний контроль (Acoustic Emission Testing, AET) для моніторингу процесів зародження та розвитку тріщин у реальному часі за допомогою аналізу акустичних імпульсів, що виникають у матеріалі.

- оптична інтерферометрія та цифрова кореляція зображень (Digital Image Correlation, DIC) для вимірювання деформацій поверхні з високою просторовою роздільністю; застосовується для аналізу напружених станів у тонких елементах.

- магнітопорошковий метод (Magnetic Particle Testing, MT) з метою контролю феромагнітних матеріалів шляхом візуалізації ліній витоку магнітного поля у місцях тріщин або неоднорідностей.

- лазерна віброметрія (Laser Vibrometry, LV) для безконтактного визначення коливальних

характеристик деталей і локалізація дефектів через зміну частотного спектра.

Інтеграція цих технологій із системами цифрового аналізу даних, штучним інтелектом та машинним навчанням дозволяє створювати інтелектуальні комплекси діагностики, здатні автоматично розпізнавати тип і критичність дефектів. Такий підхід забезпечує перехід від регламентного контролю до концепції прогнозного обслуговування (Predictive Maintenance, PM).

### Обговорення

Сучасна багаторівнева концепція забезпечення безпеки польотів ґрунтується на переході від періодичного технічного контролю до безперервного моніторингу стану авіаційних конструкцій у реальному часі, що дає змогу планувати обслуговування з урахуванням фактичного стану елементів. Замість регламентних перевірок, що базуються на середньостатистичних ресурсах, сучасні технології орієнтовані на індивідуалізоване управління життєвим циклом конструкції [16], де основну роль відіграють дані сенсорного моніторингу, цифрове моделювання та аналітичні алгоритми машинного навчання:

1. Системи SHM інтегруються у структуру планера, крил і двигунів та забезпечують безперервне спостереження за параметрами напружено-деформованого стану, вібраційними характеристиками та появою локальних пошкоджень у реальних умовах експлуатації [3, 16, 17].

2. Стратегія CBM використовує дані з SHM-систем для побудови моделей ризику і прогнозування моменту досягнення критичних меж працездатності [7, 8, 16].

Результати аналітичного та експериментального аналізу міцності, отримані на попередніх етапах, інтегруються у систему управління льотною безпекою, створюючи єдиний замкнутий контур “контроль – прогноз – рішення – дія”. Як показано на рис. 3, ядром цієї системи є комплексний моніторинг даних, який об’єднує сенсорні підсистеми різної фізичної природи, як то датчики деформацій, вібраційні сенсори, термомари, оптико-волоконні елементи та акустико-емісійні системи. Наступний рівень системи включає комплексну оцінку стану об’єкта, аналіз трендів деградації, а також модулі машинного навчання, що реалізують функції прогнозування та побудови цифрового двійника.



Рисунок 3 – Інтегрована схема управління технічним станом авіаційних конструкцій на основі даних моніторингу

Цифровий двійник, у свою чергу, використовується для моделювання потенційних сценаріїв навантаження, оцінки залишкового ресурсу та адаптивного управління технічним станом конструкцій у реальному часі. Постійне уточнення прогнозних моделей відбувається у процесі зворотного зв'язку з експлуатаційними даними, що забезпечує адитивне оновлення моделей прогнозування. Завершальним етапом є інтеграція результатів у систему безпечної експлуатації, у якій реалізується керування льотною безпекою. У такий спосіб формується динамічна система прийняття рішень, що поєднує обчислювальні, діагностичні та управлінські модулі.

### Висновки

Дослідження було присвячено комплексному аналізу міцності конструкцій повітряних суден як ключової передумови їхньої безпечної експлуатації. Основна увага зосереджена на встановленні закономірностей у представленні в рамках математичної моделі напружено деформованого стану елементів планера, визначенні механізмів втомного руйнування матеріалів, оцінці довговічності конструкцій і створенні інтегрованих методів прогнозування залишкового ресурсу, що включало у себе виконання наступних етапів:

- проведено систематизацію видів навантажень (статичних, динамічних, втомних, термічних) та розроблено класифікацію їхнього впливу на елементи конструкцій;
- формалізовано математичні моделі граничних станів, що враховують стохастичний характер навантажень і структурну неоднорідність матеріалів;
- досліджено кінетику зародження та розвитку втомних тріщин у металевих і композитних матеріалах, визначено ключові параметри деградації;
- узагальнено методи прогнозування ресурсу (аналітичні, експериментально-емпіричні та цифрові аналітичні);
- проведено порівняльний аналіз сучасних композиційних і гібридних матеріалів, які забезпечують зниження маси конструкцій при зростанні їхньої жорсткості та стійкості до втоми;
- обґрунтовано застосування технологій термічної, лазерної та поверхневої обробки для підвищення опору руйнуванню й зносостійкості;
- досліджено ефективність неруйнівних методів контролю для моніторингу стану елементів без демонтажу;
- розроблено концепцію інтегрованої системи управління технічним станом конструкцій, що поєднує сенсорні мережі, аналітичні моделі та алгоритми адаптивного управління у контурі “контроль – прогноз – рішення – дія”.

Значимість отриманих результатів полягає у формуванні науково-технічних засад для переходу від регламентного до прогнозного технічного обслуговування. Реалізація запропонованої концепції забезпечує підвищення достовірності

оцінки залишкового ресурсу, зниження ймовірності відмов конструкцій у польоті, оптимізацію витрат на ремонт та подовження життєвого циклу повітряних суден. Таким чином, розроблені підходи мають практичне значення для систем управління льотною безпекою, модернізації авіаційної техніки й створення нових поколінь інтелектуальних систем моніторингу.

### Список використаних джерел

- [1.] B. Parveez, M. I. Kittur, I. A. Badruddin, S. Kamangar, M. Hussien, and M. A. Umarfarooq, "Scientific advancements in composite materials for aircraft applications: A review," *Polymers*, vol. 14, no. 22, p. 5007, 2022, <https://doi.org/10.3390/polym14225007>.
- [2.] R. Phiri, S. M. Rangappa, S. Siengchin, O. P. Oladijo, and T. Ozbakkaloglu, "Advances in lightweight composite structures and manufacturing technologies: A comprehensive review," *Heliyon*, vol. 10, no. 21, p. e39661, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e39661>.
- [3.] V. Cusati, S. Corcione, and V. Memmolo, "Potential benefit of structural health monitoring system on civil jet aircraft," *Sensors*, vol. 22, no. 19, p. 7316, 2022, <https://doi.org/10.3390/s22197316>.
- [4.] L. Molent and B. Dixon, "Airframe metal fatigue revisited," *International Journal of Fatigue*, vol. 131, p. 105323, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2019.105323>.
- [5.] Y. A. Kedir and H. G. Lemu, "Prediction of fatigue crack initiation under variable amplitude loading: Literature review," *Metals*, vol. 13, no. 3, p. 487, 2023, <https://doi.org/10.3390/met13030487>.
- [6.] J. Palmer, J. Jones, M. Whittaker, and S. Williams, "Thermo-mechanical fatigue crack growth and phase angle effects in Ti6246," *Materials*, vol. 15, no. 18, p. 6264, 2022, <https://doi.org/10.3390/ma15186264>.
- [7.] D. Gerhardinger, A. Domitrović, K. Krajček Nikolić, and D. Ivančević, "Predicting the remaining useful life of light aircraft structural parts: An expert system approach," *Aerospace*, vol. 10, no. 11, p. 967, 2023, <https://doi.org/10.3390/aerospace10110967>.
- [8.] S. Fu, Y. Chen, H. Zhou, and Z. Ma, "Prognostic and health management of critical aircraft systems and components: An overview," *Sensors*, vol. 23, no. 19, p. 8124, 2023, <https://doi.org/10.3390/s23198124>.
- [9.] S. Deng and J. Zhou, "Prediction of remaining useful life of aero-engines based on CNN-LSTM-attention," *International Journal of Computational Intelligence Systems*, vol. 17, p. 232, 2024, <https://doi.org/10.1007/s44196-024-00639-w>.
- [10.] R. Healey, J. Wang, W. K. Chiu, N. M. Chowdhury, A. Baker, and C. Wallbrink, "A review on aircraft spectra simplification techniques for composite structures," *Composites Part C: Open Access*, vol. 5, p. 100131, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.icomc.2021.100131>.
- [11.] C. Wallbrink, J. M. Hughes, and A. Kotousov, "Experimental investigation of crack opening loads in an aircraft load spectrum," *International Journal of Fatigue*, vol. 171, p. 107560, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2023.107560>.
- [12.] M. F. Yaren and A. O. Ayhan, "A new method for prediction of fatigue crack propagation life under variable amplitude spectrum loading," *Theoretical and Applied*

- Fracture Mechanics, vol. 131, p. 104355, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.tafmec.2024.104355>.
- [13.] A. Chiocca, F. Frendo, and L. Bertini, "Residual stresses influence on the fatigue strength of structural components," *Procedia Structural Integrity*, vol. 38, pp. 447–456, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2022.03.045>.
- [14.] Y. Guo and P. Li, "Effect of residual stress and microstructure on the fatigue crack growth behavior of aluminum friction stir welded joints," *Materials*, vol. 17, no. 2, p. 385, 2024, <https://doi.org/10.3390/ma17020385>.
- [15.] F. Chen, H. Zhang, Z. Li, Y. Luo, X. Xiao, and Y. Liu, "Residual stresses effects on fatigue crack growth behavior of rib-to-deck double-sided welded joints in orthotropic steel decks," *Advances in Structural Engineering*, vol. 27, no. 1, pp. 35–50, 2024, <https://doi.org/10.1177/13694332231213462>.
- [16.] J. W. Y. Chia, W. J. C. Verhagen, J. M. Silva, and I. Cole, "A review and outlook of airframe digital twins for structural prognostics and health management in the aviation industry," *Journal of Manufacturing Systems*, vol. 77, pp. 398–417, 2024. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0278612524002267>
- [17.] X. Lai, L. Yang, X. He, Y. Pang, X. Song, and W. Sun, "Digital twin-based structural health monitoring by combining measurement and computational data: An aircraft wing example," *Journal of Manufacturing Systems*, vol. 69, pp. 76–90, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.jmsy.2023.06.006>.
- [18.] L. Pinello, O. Hassan, M. Giglio, and C. Sbarufatti, "Preliminary nose landing gear digital twin for damage detection," *Aerospace*, vol. 11, no. 3, p. 222, 2024, <https://doi.org/10.3390/aerospace11030222>.
- [19.] P. R. Costa, D. Montalvão, M. Freitas, R. Baxter, and L. Reis, "Review of multiaxial testing for very high cycle fatigue: From 'conventional' to ultrasonic machines," *Machines*, vol. 8, no. 2, p. 25, 2020, <https://doi.org/10.3390/machines8020025>.
- [20.] F. Grotto, C. Bouvet, B. Castanié, and J. Serra, "Testing structural elements under multiaxial loading: A numerical model of the bench to understand and predict complex boundary conditions," *Aerospace*, vol. 11, no. 1, p. 68, 2024, <https://doi.org/10.3390/aerospace11010068>.
- [21.] P. C. Ilie and A. Ince, "Three-dimensional fatigue crack growth simulation and fatigue life assessment based on finite element analysis," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 45, no. 11, pp. 3251–3266, 2022, <https://doi.org/10.1111/ffe.13815>.
- [22.] N. Ghadarah and D. Ayre, "A review on acoustic emission testing for structural health monitoring of polymer-based composites," *Sensors*, vol. 23, no. 15, p. 6945, 2023, <https://doi.org/10.3390/s23156945>

**Andrii Tsarenko**

<https://orcid.org/0000-0002-4810-8382>

**Oleksandr Samokhlib**

<https://orcid.org/0009-0005-5240-1759>

**Volodymyr Tiahnii** (Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher)

<https://orcid.org/0000-0002-5151-9801>

**Liudmyla Oliinyk** (Candidate of Economic Sciences)

<https://orcid.org/0000-0002-8706-1329>

*Kremenchuk Flight College Kharkiv National University of Internal Affairs, Kremenchuk, Ukraine*

## STRENGTH OF AIRCRAFT STRUCTURES AS THE BASIS FOR THEIR SAFE OPERATION

*Currently, the safe operation of aircraft requires a comprehensive analysis of the factors that determine the structural strength of aircraft and form the basis for their safe operation under multi-component loads.*

*In this article, with the aim of developing a concept for analyzing the strength of aircraft structures, methods of analytical and numerical calculation are summarized, and the mechanisms of initiation and propagation of fatigue cracks in metal and composite fuselage components are investigated; the role of structural inhomogeneities, residual stresses after welding or riveting, as well as the effects of humidity, temperature, and cyclic overloads. A methodology for predicting service life based on the damage accumulation criterion has been developed, which takes into account both macroscopic load parameters and microstructural features of the material. The results of experimental tests are presented, which confirm the validity of the model and allow for the determination of the residual service life of structures under various operational scenarios.*

*The study examines the physical, mechanical, and technological parameters that influence the stress-strain state of the airframe's main structural elements, such as the skin, spars, stringers, fastening assemblies, bulkheads, and other load-bearing components that are subjected to dynamic, fatigue, thermal, and aerodynamic loads. The use of laser hardening, thermomechanical treatment, and localized surface hardening technologies to increase resistance to fatigue failure is justified. Special attention is given to issues of non-destructive testing and real-time structural monitoring. The effectiveness of ultrasonic, acoustic emission, radiographic, and infrared diagnostic methods aimed at detecting hidden defects and microcracks without dismantling components is analyzed.*

*The materials in this article may be useful for practicing specialists, instructors, and students who are engaged in or studying issues related to improving the operation of aircraft maintenance and repair (restoration) systems with the aim of keeping them in constant readiness for their intended use.*

**Keywords:** structural strength, aircraft, material fatigue, limit states, composites, nondestructive testing, flight safety.

## References

- [1.] B. Parveez, M. I. Kittur, I. A. Badruddin, S. Kamangar, M. Hussien, and M. A. Umarfarooq, "Scientific advancements in composite materials for aircraft applications: A review," *Polymers*, vol. 14, no. 22, p. 5007, 2022, <https://doi.org/10.3390/polym14225007>.
- [2.] R. Phiri, S. M. Rangappa, S. Siengchin, O. P. Oladijo, and T. Ozbakkaloglu, "Advances in lightweight composite structures and manufacturing technologies: A comprehensive review," *Heliyon*, vol. 10, no. 21, p. e39661, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e39661>.
- [3.] V. Cusati, S. Corcione, and V. Memmolo, "Potential benefit of structural health monitoring system on civil jet aircraft," *Sensors*, vol. 22, no. 19, p. 7316, 2022, <https://doi.org/10.3390/s22197316>.
- [4.] L. Molent and B. Dixon, "Airframe metal fatigue revisited," *International Journal of Fatigue*, vol. 131, p. 105323, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2019.105323>.
- [5.] Y. A. Kedir and H. G. Lemu, "Prediction of fatigue crack initiation under variable amplitude loading: Literature review," *Metals*, vol. 13, no. 3, p. 487, 2023, <https://doi.org/10.3390/met13030487>.
- [6.] J. Palmer, J. Jones, M. Whittaker, and S. Williams, "Thermo-mechanical fatigue crack growth and phase angle effects in Ti6246," *Materials*, vol. 15, no. 18, p. 6264, 2022, <https://doi.org/10.3390/ma15186264>.
- [7.] D. Gerhardinger, A. Domitrović, K. Krajčec Nikolić, and D. Ivančević, "Predicting the remaining useful life of light aircraft structural parts: An expert system approach," *Aerospace*, vol. 10, no. 11, p. 967, 2023, <https://doi.org/10.3390/aerospace10110967>.
- [8.] S. Fu, Y. Chen, H. Zhou, and Z. Ma, "Prognostic and health management of critical aircraft systems and components: An overview," *Sensors*, vol. 23, no. 19, p. 8124, 2023, <https://doi.org/10.3390/s23198124>.
- [9.] S. Deng and J. Zhou, "Prediction of remaining useful life of aero-engines based on CNN-LSTM-attention," *International Journal of Computational Intelligence Systems*, vol. 17, p. 232, 2024, <https://doi.org/10.1007/s44196-024-00639-w>.
- [10.] R. Healey, J. Wang, W. K. Chiu, N. M. Chowdhury, A. Baker, and C. Wallbrink, "A review on aircraft spectra simplification techniques for composite structures," *Composites Part C: Open Access*, vol. 5, p. 100131, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2021.100131>.
- [11.] C. Wallbrink, J. M. Hughes, and A. Kotousov, "Experimental investigation of crack opening loads in an aircraft load spectrum," *International Journal of Fatigue*, vol. 171, p. 107560, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2023.107560>.
- [12.] M. F. Yaren and A. O. Ayhan, "A new method for prediction of fatigue crack propagation life under variable amplitude spectrum loading," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 131, p. 104355, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.tafmec.2024.104355>.
- [13.] A. Chiocca, F. Frendo, and L. Bertini, "Residual stresses influence on the fatigue strength of structural components," *Procedia Structural Integrity*, vol. 38, pp. 447–456, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2022.03.045>.
- [14.] Y. Guo and P. Li, "Effect of residual stress and microstructure on the fatigue crack growth behavior of aluminum friction stir welded joints," *Materials*, vol. 17, no. 2, p. 385, 2024, <https://doi.org/10.3390/ma17020385>.
- [15.] F. Chen, H. Zhang, Z. Li, Y. Luo, X. Xiao, and Y. Liu, "Residual stresses effects on fatigue crack growth behavior of rib-to-deck double-sided welded joints in orthotropic steel decks," *Advances in Structural Engineering*, vol. 27, no. 1, pp. 35–50, 2024, <https://doi.org/10.1177/13694332231213462>.
- [16.] J. W. Y. Chia, W. J. C. Verhagen, J. M. Silva, and I. Cole, "A review and outlook of airframe digital twins for structural prognostics and health management in the aviation industry," *Journal of Manufacturing Systems*, vol. 77, pp. 398–417, 2024. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0278612524002267>
- [17.] X. Lai, L. Yang, X. He, Y. Pang, X. Song, and W. Sun, "Digital twin-based structural health monitoring by combining measurement and computational data: An aircraft wing example," *Journal of Manufacturing Systems*, vol. 69, pp. 76–90, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.jmsy.2023.06.006>.
- [18.] L. Pinello, O. Hassan, M. Giglio, and C. Sbarufatti, "Preliminary nose landing gear digital twin for damage detection," *Aerospace*, vol. 11, no. 3, p. 222, 2024, <https://doi.org/10.3390/aerospace11030222>.
- [19.] P. R. Costa, D. Montalvão, M. Freitas, R. Baxter, and L. Reis, "Review of multiaxial testing for very high cycle fatigue: From 'conventional' to ultrasonic machines," *Machines*, vol. 8, no. 2, p. 25, 2020, <https://doi.org/10.3390/machines8020025>.
- [20.] F. Grotto, C. Bouvet, B. Castanié, and J. Serra, "Testing structural elements under multiaxial loading: A numerical model of the bench to understand and predict complex boundary conditions," *Aerospace*, vol. 11, no. 1, p. 68, 2024, <https://doi.org/10.3390/aerospace11010068>.
- [21.] P. C. Ilie and A. Ince, "Three-dimensional fatigue crack growth simulation and fatigue life assessment based on finite element analysis," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 45, no. 11, pp. 3251–3266, 2022, <https://doi.org/10.1111/ffe.13815>.
- [22.] N. Ghadarah and D. Ayre, "A review on acoustic emission testing for structural health monitoring of polymer-based composites," *Sensors*, vol. 23, no. 15, p. 6945, 2023, <https://doi.org/10.3390/s23156945>.