doi: 10.32620/oikit.2024.102.05

УДК 678-419.8:629.7.002.72

О. О. Васильєв, І. В. Малков, Б. А. Овчаров,
С. В. Плахотников

Оцінка пошкоджень і конструктивно-технологічні рішення ремонту композитних панелей ЛА

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

У цій статті об'єктом дослідження є однорідні композитні панелі літаків з наскрізними отворами. У дослідженні описано типові пошкодження, характерні для композитних конструкцій літаків, такі як подряпини, проколи та розшарування, які можуть виникати під час експлуатації. Метою цієї статті є розробка рекомендацій щодо оцінки пошкоджень однорідних панелей літаків. Пошкодження усуваються шляхом видалення ділянок у формі овалу або кола. Для оцінки факторів концентрації напружень (ФКН) було проведено аналіз методом кінцевих елементів, який враховує геометрію дефектів, зокрема еліптичні отвори, а також еластичний модуль ламінату за умов багатоскладних навантажень. Аналіз показав зменшення ФКН у міру того, як еліптичні дефекти набували форми, схожої на тріщини, при цьому еластичність матеріалу та розміри дефектів є критичними параметрами. Ці результати підкреслюють необхідність точної характеристики дефектів і оптимізованих стратегій ремонту.

Дослідження також оцінює кілька підходів до ремонта, акцентуючи увагу на застосуванні сучасних композитних накладок завдяки їхнім високим фізичним властивостям і легкості інтеграції. Рекомендуються такі техніки, як накладки з округленими краями та сходовими конструкціями, для зменшення зон концентрації напружень, що сприяє покращенню цілісності конструкції. Запропонована методологія поєднує обчислювальне моделювання з практичними застосуваннями ремонту, надаючи надійну основу для вирішення проблем пошкоджень у композитних конструкціях літаків.

Ця робота надає практичні рекомендації з механіки розподілу напружень, викликаних дефектами, і пропонує перевірені рішення для ремонта, щоб забезпечити структурну надійність та експлуатаційну безпеку аерокосмічних компонентів.

Ключові слова: прокол, сандвіч-панель, фактори концентрації напружень, метод кінцевих елементів, розрахунковий випадок, препрег.

Вступ

Використання композитних матеріалів у авіаційній техніці має численні переваги. Однак важливо враховувати, що структурні елементи літальних апаратів, виготовлені з композитів, можуть мати дефекти, що виникають під час виробництва. Необхідно приймати рішення щодо того, чи можна виправити ці дефекти або чи не підлягає відновленню деталь. Крім того, пошкодження структури можуть виникати під час технічного обслуговування, наприклад, під час оглядів або передпольотних операцій. Звісно, більшість дефектів накопичується під час експлуатації.

Останні роки, композитні матеріали активно застосовуються у великогабаритних авіаційних деталях, оскільки виробники навчилися використовувати їх унікальні властивості та знайшли способи зменшити витрати на виробництво композитних конструкцій [1].

Також необхідно враховувати експлуатаційний ресурс літака, після чого мають проводитися огляди та випробування для продовження його терміну служби. Це може передбачати заміну або ремонт окремих компонентів літака.

Оскільки середній вік літака складає близько 25 років, необхідно бути готовими до вирішення проблем старіння конструкцій, виготовлених з композитів.

Враховуючи вище зазначене, актуальність оцінки пошкоджень та виконання ремонтів не викликає сумнівів. Метою цієї роботи є розробка рекомендацій щодо оцінки пошкоджень і ремонту однорідних панелей літальних апаратів з наскрізними отворами. Для досягнення цієї мети були поставлені наступні завдання:

– вивчити можливу класифікацію дефектів у композитних конструкціях;

– визначити коефіцієнти концентрації напружень для панелей з еліптичними отворами за різними сценаріями за допомогою методу кінцевих елементів;

– обрати конструктивно-технологічні рішення для ремонту композитних панелей літальних апаратів з наскрізними отворами.

Об'єктом цього дослідження є однорідні панелі літальних апаратів з композитних матеріалів з наскрізними отворами. Такі панелі можна зустріти на майже всій поверхні літака, включаючи хвостову балку вертольота, обшивку крила, елерони, закрилки, фюзеляж, горизонтальні стабілізатори тощо.

1. Технологічні недоліки композитних конструкцій та експлуатаційні пошкодження

Локалізовані повітряні включення (початкові розшарування) – це пори видовженої або округлої форми, що знаходяться між шарами армуючого матеріалу в зв'язуючому матеріалі. Ці включення зазвичай контактують з одним або двома шарами тканини, між якими вони розташовані, і часто виникають під час покрокового укладання армуючого матеріалу. Повітря, що потрапляє в армуючий матеріал під час укладання, залишається під ним, утворюючи повітряну бульбашку всередині смоли.

Локалізовані тріщини в полімерному зв'язуючому матеріалі також можуть виникати через концентрації напружень, що виникають через щільне укладання волокон армування.

Концентрація напружень, викликана щільністю укладання волокон, посилюється залишковими тепловими напруженнями. Ці напруження виникають через різницю в коефіцієнтах теплового розширення між волокнами і полімерним зв'язуючим матеріалом під час охолодження після відвердження композитного матеріалу.

Локалізовані наскрізні обгорання зазвичай пов'язані з серйозними порушеннями процесу полімеризації (термічної стабілізації) під час виробництва.

Кожен з вищезазначених дефектів негативно впливає на фізико-механічні властивості виробів з композитних матеріалів. Ступінь впливу залежить від розміру дефекту, його розташування та робочих умов матеріалу. В деяких випадках може бути необхідним висічення пошкодженої ділянки та виконання ремонту.

Під час експлуатації та обслуговування також існує велика ймовірність пошкодження конструкції. Причинами таких пошкоджень можуть бути фактори, як зіткнення з чужими об'єктами або тваринами під час польоту, а також помилки та неуважність технічного персоналу. Типові пошкодження композитних панелей включають: проколи; тріщини; подряпини та вм'ятини; розшарування (пошкодження між шарами); відшарування (між сотовим заповнювачем і ламінованою плитою); вм'ятини; пошкодження сотового заповнювача.

2. Визначення коефіцієнта концентрації напружень за допомогою методу кінцевих елементів

Аналіз методом кінцевих елементів був проведений у системі COSMOS/m. Пошкодження вважається вирізаним овальною формою. В авіації майже всі панелі працюють під складними умовами напружень, що обумовлені множинними навантаженнями. Тому для дослідження були обрані два варіанти навантаження. Розрахунковий випадок 1 (РВ1) передбачає тягові та зсувні навантаження (див. рис. 1a), тоді як розрахунковий випадок 2 (РВ2) включає стиснення та зсувні навантаження (див. рис. 1b).

Панель вибрана з опорами на петлях вздовж усіх країв (див. рис. 1c), оскільки цей тип є найбільш поширеним. Початкова точка обмежена рухом вздовж осей x і y. Точка на осі x обмежена рухом вздовж осі y, а всі краї обмежені рухом уздовж осі z.

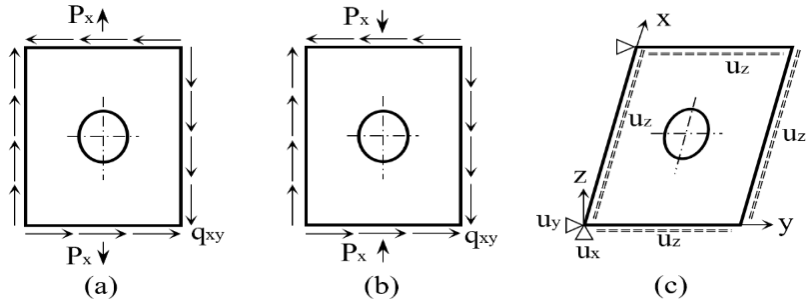


Рис. 1. Визначення вантажного випадку та схема обмежень панелі в COSMOS/m: розрахунковий випадок 1 (а), розрахунковий випадок 2 (б), схема обмежень (в)

Для дослідження була вибрана панель з товщиною δ = 2 мм та співвідношенням площі пошкодження до площі панелі R = 6%. Панель піддається осьовому навантаженню P_x = 100 кН та зсувному навантаженню q_{xy} = 10 МПа. Метою цього дослідження є визначення впливу геометричних параметрів еліптичного отвору (a/b) та еластичних характеристик матеріалу (E_1/E_2) на коефіцієнт концентрації напружень і оцінка його величини.

Після статичного аналізу були отримані діаграми розподілу напружень для РВ1 (див. рис. 2 і рис. 3) та РВ2 (див. рис. 4 і рис. 5).

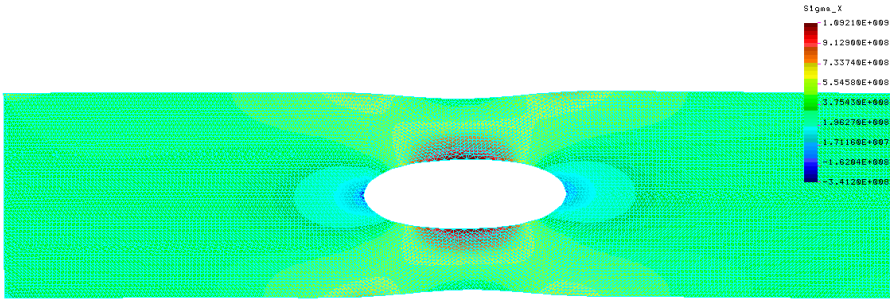


Рис. 2. Розподіл напружень у панелі для РВ1 під осьовими напруженнями σ_x

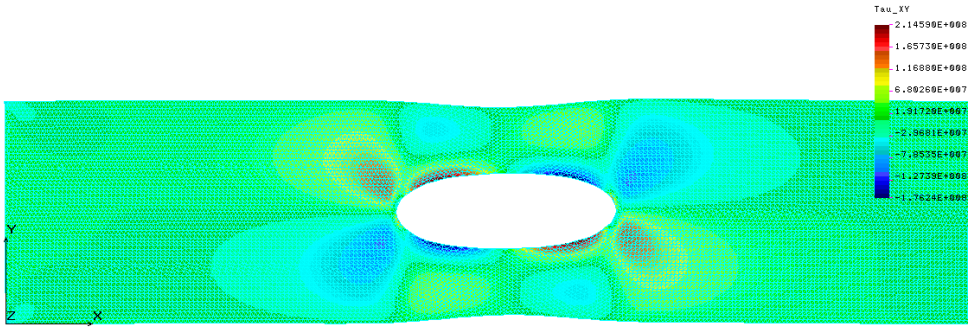


Рис. 3. Розподіл напружень у панелі для РВ1 під зсувними напруженнями τ_{xy}

Діаграми розподілу напружень для РВ1 показують, що максимальні осьові напруження навколо контурів пошкодження виникають поблизу точок на 90° і 270° відносно головної піввісі еліпса. В цих областях виникають розтягнення. Навпаки, мінімальні напруження спостерігаються поблизу точок на 0° і 180°, де виникає стиснення. Щодо зсувних напружень, можна зробити висновок, що максимальні значення спостерігаються поблизу точок на 135° і 315°, в той час як мінімальні значення розташовані поблизу точок на 45° і 225°. В ослабленому перерізі формується характерний ефект звуження, властивий розтягненню.

Для РВ2 максимальні осьові напруження навколо контурів пошкодження виникають поблизу точок на 0° і 180° відносно головної піввісі еліпса, де відбувається розтягнення. Навпаки, мінімальні напруження спостерігаються поблизу точок на 90° і 270°, де спостерігається стиснення. Щодо зсувних напружень, можна зробити висновок, що максимальні значення розташовані поблизу точок на 45° і 225°, в той час як мінімальні значення спостерігаються поблизу точок на 135° і 315°.

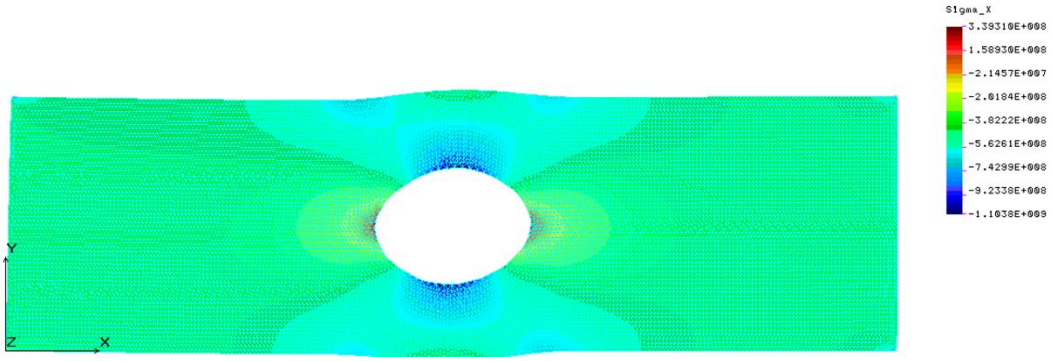


Рис. 4. Розподіл напружень у панелі для РВ2 під осьовими напруженнями σ_x

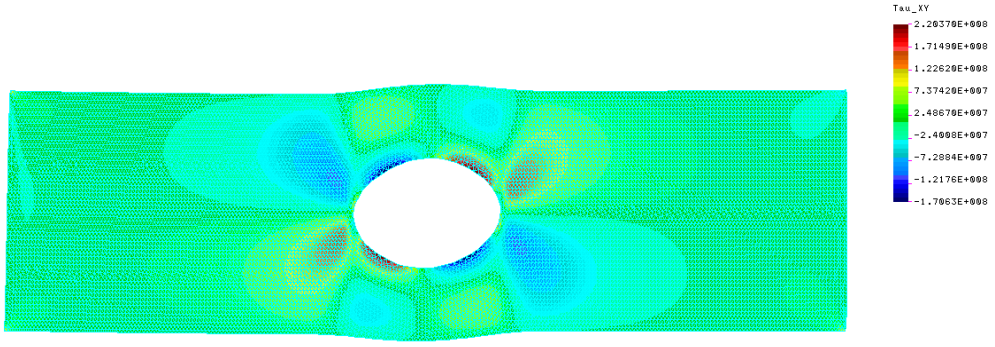
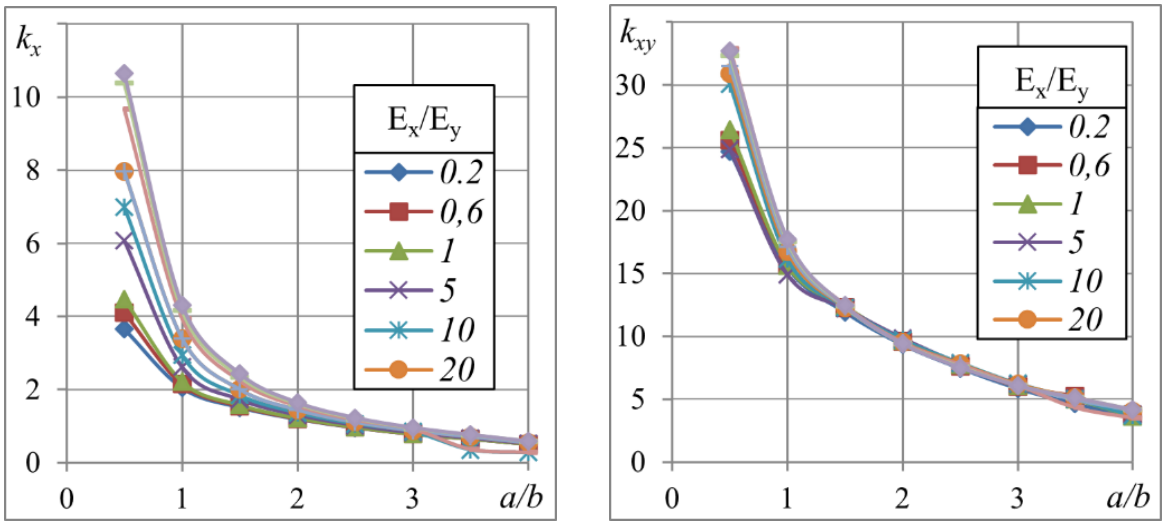


Рис. 5. Розподіл напружень у панелі для РВ2 під зсувними напруженнями τ_{xy}

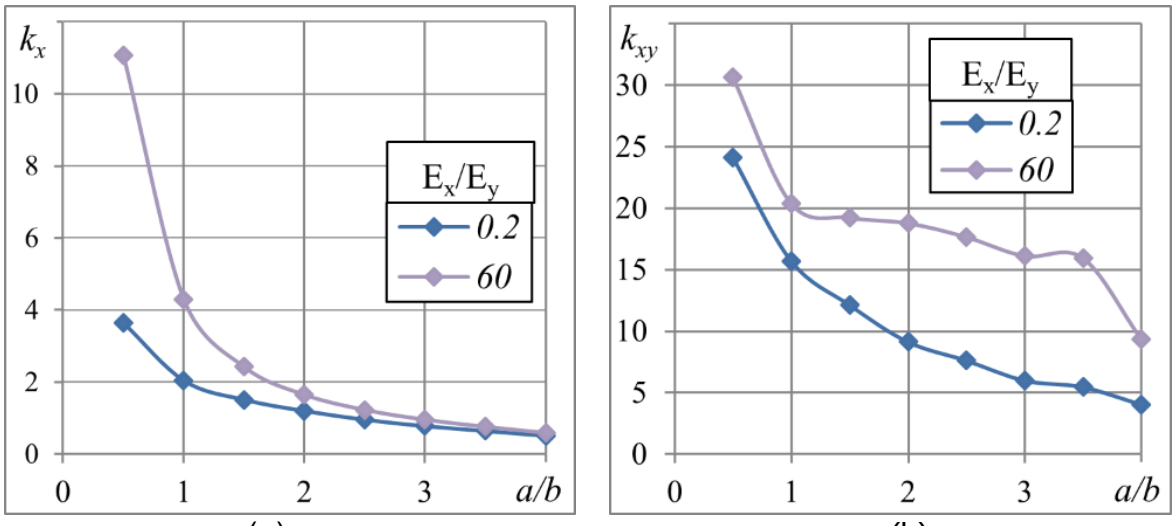
3. Підсумок розрахунку коефіцієнта концентрації напружень

Було вирішено проаналізувати вплив еластичних властивостей ламінату та розмірів пошкодження, в даному випадку еліпса, на коефіцієнт концентрації напружень під осьовими і зсувними напруженнями. Результати дослідження представлені графічно у вигляді діаграм для РВ1 (див. рис. 6) та для РВ2 (див. рис. 7). Зазначимо, що всі графіки представлені для співвідношення площі пошкодження до площі панелі R = 6%.



(a) (b)

Рис. 6. Графік залежності коефіцієнта концентрації напружень від співвідношення осей еліпса для РВ1 під осьовими напруженнями σ_x (a) і під зсувними напруженнями τ_{xy} (b)



(a) (b)

Рис. 7. Графік залежності коефіцієнта концентрації напружень від співвідношення піввісей еліпса для РВ2 під осьовими напруженнями σ_x (a) і під зсувними напруженнями τ_{xy} (b)

На основі отриманих результатів можна зробити такі висновки: для коефіцієнта концентрації напружень k_x в РВ1 (див. рис. 6а) вплив еластичних характеристик матеріалу помітний у діапазоні, a/b = 0,5…2,5, наприклад,

k_x = 10,8 при E_x/E_y = 60, і k_x = 3,9 при E_x/E_y = 0,2. При подальшому збільшенні співвідношення, a/b вплив матеріалу стає незначним. Щодо впливу розмірів еліпса на коефіцієнт концентрації напружень, видно, що із збільшенням співвідношення, a/b коефіцієнт концентрації напружень зменшується.

Для коефіцієнта концентрації напружень k_{xy} можна зробити наступні висновки: еластичні властивості матеріалу впливають на коефіцієнт концентрації напружень у діапазоні, a/b = 0,5…1,5. Наприклад, k_{xy} = 32,5 при E_x/E_y = 60, і k_{xy} = 24,9 при E_x/E_y = 0,2, різниця в 1,3 рази. У порівнянні з k_x різниця за тих самих умов становить 2,77 рази. Як і у випадку з k_x, із збільшенням співвідношення, a/b коефіцієнт концентрації напружень kxy значно зменшується.

Порівнюючи значення коефіцієнтів концентрації напружень k_x та k_{xy} за однакових умов, видно, що k_{xy} кілька разів перевищує k_x. Тому при оцінці пошкоджень у таких випадках увагу слід в основному зосереджувати на коефіцієнті концентрації напружень, що стосується зсувних сил.

При аналізі другого варіанту навантаження були розглянуті лише криві для E_x/E_y = 0,2 та E_x/E_y = 60, оскільки всі проміжні значення знаходяться в межах, визначених цими двома кривими. З результатів можна зробити висновок, що для коефіцієнта концентрації напружень k_x у випадку PB2 вплив еластичних характеристик матеріалу є значущим у діапазоні, a/b = 0,5…2,5, подібно до першого варіанту розрахунку. Наприклад, k_x = 10,5 при E_x/E_y = 60, і k_x = 3,8 при E_x/E_y = 0,2. За межами цього діапазону вплив матеріалу стає незначним. Отже, результати майже ідентичні з тими, що були отримані в першому варіанті розрахунку.

Щодо впливу розмірів еліпса на коефіцієнт концентрації напружень, видно, що із збільшенням співвідношення, a/b коефіцієнт концентрації напружень зменшується.

Для коефіцієнта концентрації напружень kxy можна зробити такі висновки: еластичні властивості матеріалу впливають на коефіцієнт концентрації напружень у діапазоні, a/b = 0,5…1,5. Наприклад, k_{xy} = 31 при E_x/E_y = 60, і k_{xy} = 24,9 при E_x/E_y = 0,2. За винятком кількох викидів на кривій для E_x/E_y = 60, значення майже не відрізняються. Як і раніше, із збільшенням співвідношення, a/b коефіцієнт концентрації напружень k_{xy} значно зменшується.

4. Технологічні рішення для ремонту композитних панелей літаків

Усі види пошкоджень, згадані вище, за винятком незначних подряпин і дрібних розрізів, можна усунути шляхом обрізки пошкоджених ділянок, підготовки поверхні та нанесення клеєних накладок. Існує кілька типових методів вибору ремонтних накладок (див. рис. 8) з різними формами, розмірами та структурами армування.

Таким чином, ремонт може бути виконаний шляхом очищення пошкодження до конічної форми і нанесення шарів попередньо просочених волокон на очищену поверхню. Інший поширений метод передбачає встановлення сходової накладки, а найпростішим і менш трудомістким процесом є встановлення прямокутної накладки.

Дослідження [2, 3, 4] надають результати випробувань міцності зсувно-ошліфованих або кутових з'єднань композитів (див. рис. 9).

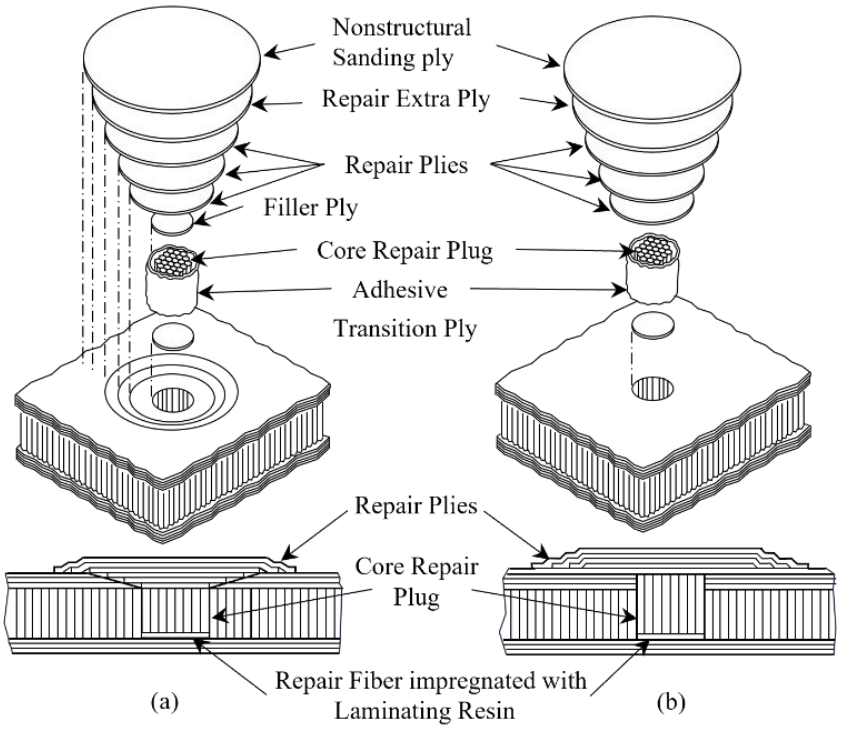


Рис. 8. Методи ремонту пошкоджень до повної глибини осердя, характерні для композитних сендвіч-панелей, ремонт зі скошуванням (a), ремонт накладкою (b)

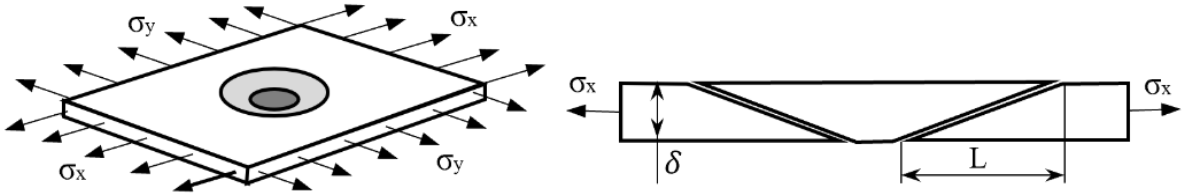


Рис. 9. Структурні моделі для дослідження кутових з'єднань

Результати цього дослідження показали, що зсувно-ошліфовані з'єднання з відношенням довжина/товщина L/δ = 30…60 забезпечують максимальну міцність з'єднання між панеллю та накладкою.

Документи [5, 6] описують основні методи ремонту ламінованих композитів з наскрізними або ненаскрізними пошкодженнями: ремонт накладкою, зсувно-ошліфований або кутовий ремонт та ремонт при видаленні пошкоджень у сходовому порядку.

Ефективність ремонту також можна підвищити за рахунок використання накладок, виготовлених з сучасних композитних матеріалів, які мають високі фізичні та механічні властивості, низьку щільність і стійкість до втомних навантажень. Простота підготовки поверхні та процесу адгезивного з'єднання в поєднанні з можливістю виконання ремонту в польових умовах робить цей метод ефективним як з механічної, так і з економічної точки зору.

У цьому дослідженні розглядається ремонт прямокутною накладкою, оскільки це найпоширеніший метод.

Дослідження, представлене в [7], яке вивчало вплив параметрів розшарування на несучу здатність композитних панелей, підтверджує

необхідність розробки методології визначення прийнятних параметрів розшарування в аерокосмічних конструкціях. Ця методологія повинна враховувати:

– геометрію досліджуваної конструкції;

– фізичні та механічні властивості матеріалу та послідовність укладання;

– параметри розшарування, включаючи площу, глибину та місце розташування;

– тип прикладених навантажень і критичність конструкції. Якщо розшарування перевищує допустимі межі, пошкоджену ділянку необхідно видалити, а панель відремонтувати.

У дослідженні [8] розглядається визначення напружено-деформованого стану (НДС) анізотропної плити з змінною товщиною. Числові дослідження, виконані в рамках цієї роботи, підтвердили доцільність використання аналітичного методу для аналізу НДС плити з ступінчастою товщиною. Цей метод дозволяє не тільки визначати рівень концентрації напружень в зоні переходу ступінчастої товщини, а й виявляти найкритичнішу точку, де може початися руйнування конструкції. У майбутньому ця методологія може бути застосована для моделювання панелі з накладкою.

Книги [9, 10] надають основи механіки руйнування. Механіка руйнування є галуззю науки про міцність конструкцій, яка вивчає розподіл напружень навколо тріщин, умови їх розвитку та їхній вплив на цілісність конструкції.

Методологія визначення оптимальних режимів формування для багатошарових композитних матеріалів, запропонована в статті [11], дозволяє визначити технологічні параметри процесу формування з урахуванням як зв'язуючого матеріалу, так і армуючого матеріалу, а також з урахуванням властивостей матеріалу для ремонту.

Технологічні параметри для температурно-часового режиму, отримані за цією методологією, дозволяють виготовляти компоненти з заданими геометричними та фізико-механічними властивостями. Ця методологія також може бути застосована при розробці технологічного процесу формування накладки на пошкоджену панель.

Висновки

1. Якщо співвідношення, a/b збільшується, фактор концентрації напружень значно зменшується, оскільки еліпс наближається до форми тріщини.

2. Для фактора концентрації напружень k_x у РВ1 вплив еластичних постійних матеріалу помітний в межах діапазону, a/b = 0,5…2,5 (k_x = 10,8 при E_x/E_y = 60, і k_x = 3,9 при E_x/E_y = 0,2). З подальшим збільшенням цього діапазону вплив матеріалу стає незначним.

3. Для фактора концентрації напружень k_{xy} еластичні постійні мають вплив в межах діапазону, a/b = 0,5…1,5 (k_{xy} = 32,5 при E_x/E_y = 60, і k_{xy} = 24,9 при E_x/E_y = 0,2).

4. У РВ2 вплив еластичних постійних матеріалу на k_x схожий на РВ1, помітний в межах діапазону, a/b = 0,5…2,5 (k_x = 10,5 при E_x/E_y = 60, і k_x = 3,8 при E_x/E_y = 0,2).

5. Для k_{xy} в РВ2 еластичні постійні впливають на фактор в межах, a/b = 0,5…1,5 (k_{xy} = 31 при E_x/E_y = 60, і k_{xy} = 24,9 при E_x/E_y = 0,2).

6. Порівнюючи два випадки розрахунку, результати не показали значних відмінностей. Фактор концентрації напружень для зсувних напружень є

визначальним у цих умовах, оскільки він значно вищий за фактор концентрації напружень для осьових напружень.

7. Коли діють кілька силових факторів, не обов'язково використовувати накладку з такою ж структурою, як у основної панелі. Використання однорідних накладок значно спрощує процес ремонту. Накладки не повинні бути строго прямокутними, а мають включати округлені кути, щоб зменшити кількість зон концентрації напружень.

8. Розрахунковий випадок впливає на структуру ремонтної накладки, і це також слід враховувати.

Список літератури

1. Chun, H. Wang. On the design methodology of scraft repairs to composite laminates/ Chun H. Wang, Andrew J. Gunnion// Composites Science and Tehnology. – 2008. – 68. P.35-46.

2. Manabendra, Das. Threc-dimensional nonlinear analyses of scraft repair in composite laminates and sandwich panels/ Manabendra Das, Erdogan Madenci, Damodar R. Ambur // Journal of Mechanics of Materials and Structures. – 2008. – 3(9).

3. Robust repair method of primary structures in composite//Department of Management and Engineering, IEI. – 2013.

4. Repair of composite Laminates// U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. – 2000. – p. 30–62.

5. Louis, C. Dorworth. Essentials of Advanced composite Repair / Louis C. Dorworth// Abaris Training Resourses. – 2007. – p. 12–16.

6. Смовзюк, Л. В. Исследование влияния параметров расслоения на несущую способность панелей из КМ [текст] / Л. В. Смовзюк // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – 2010. – 1(16). – С. 58.

7. Бохоева, Л. А. Особенности расчета на прочность элементов конструкций из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами [текст] / Л. А. Бохоева. – Улан-Удэ: ВСГТУ, 2007. – С. 3.

8. Шашкова, Л. В. Определение напряженно-деформированного состояния анизотропной пластины переменной толщины [текст] / Л. В. Шашкова, М. А. Шевцова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – 5(31). – С. 15.

9. Weertman, J. // J. of Appl. Phys. – 1986. – Vol. 60. – p. 1877 – 1887.

10. Paris P.C., McMeeking R.M., and Tada H. Cracks and Fracture // ASTM STP 601, Am.Soc. for Testing Materials. – 1976. – p. 461–486.

11. Вамболь, А. А. Методика определения рациональных режимов формования многослойных конструкций из композиционных материалов [текст] / А. А. Вамболь, М. А. Шевцова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – 4(30). – С. 17.

Reference

1. Chun, H. Wang. On the design methodology of scraft repairs to composite laminates/ Chun H. Wang, Andrew J. Gunnion// Composites Science and Tehnology. – 2008. – 68. p. 35–46.

2. Manabendra, Das. Threc-dimensional nonlinear analyses of scraft repair in composite laminates and sandwich panels/ Manabendra Das, Erdogan Madenci,

Damodar R. Ambur // Journal of Mechanics of Materials and Structures. – 2008. – 3(9).

3. Robust repair method of primary structures in composite // Department of Management and Engineering, IEI. – 2013.

4. Repair of composite Laminates // U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. – 2000. – p. 30–62.

5. Louis, C. Dorworth. Essentials of Advanced composite Repair / Louis C. Dorworth// Abaris Training Resourses. – 2007. – p.12–16.

6. Smovzyuk, L. V. Issledovanie vliyaniya parametrov rassloeniya na nesushchuyu sposobnost' paneley iz KM [tekst]/ L. V. Smovzyuk // Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letatel'nykh apparatov. – 2010. – 1(16). – P. 58.

7. Bokhoyeva, L. A. Osobennosti rascheta na prochnost' elementov konstruktsiy iz izotropnykh i kompozitsionnykh materialov s dopustimymi defektami [tekst] / L. A. Bokhoyevo. – Ulan-Ude: VSGTU, 2007. – P. 3.

8. Shashkova, L. V. Opredelenie napryazhenno-deformirovannogo sostoya-niya anizotropnoy plastiny peremennoy tolshchiny [tekst]/ L. V. Shashkova, M. A. Shevtsova // Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya. – 2006. – 5(31). – P. 15.

9. Weertman J. // J. of Appl. Phys. – 1986. – Vol. 60. – p. 1877–1887.

10. Paris P. C., McMeeking R. M., and Tada H. Cracks and Fracture // ASTM STP 601, Am.Soc. for Testing Materials. – 1976. – p. 461–486.

11. Vambol', A. A. Metodika opredeleniya ratsional'nykh rezhimov formovaniya mnogosloynykh konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov [tekst]/ A. A. Vambol', M. A. Shevtsova // Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya. – 2006. – 4(30). – P. 17.

Надійшла до редакції 24.12.2024, розглянута на редколегії 24.12.2024.

Damage assessment and structural-technological repair solutions for aircraft composite panels

In this article, the research object is homogeneous composite aircraft panels with through-out holes. The study describes the typical damage common to the airplane composite structure such as scratches, punctures and delamination that can occur during operation. The aim of this article is to develop recommendations for homogeneous aircraft panels damage assessment. The damage is removed using oval or circular shapes. The finite element analysis was conducted to evaluate stress concentration factors (SCFs) influenced by defect geometry, specifically elliptical apertures, and the elastic modulus of the laminate under multiaxial loading scenarios. The analysis revealed a reduction in SCFs as elliptical defects transitioned toward crack-like geometries, with material elasticity and defect dimensions being critical parameters. These findings underscore the necessity for precise defect characterization and optimized repair strategies.

The study also evaluates several repair approaches, emphasizing the application of modern composite patches for their superior physical properties and ease of integration. Techniques such as rounded-edge and stepped patch designs are recommended to minimize stress concentration zones, enhancing structural integrity. The proposed methodology integrates computational modeling with practical repair applications, providing a robust framework for addressing damage in composite aircraft

structures.

This work provides actionable insights into the mechanics of defect-induced stress distributions and presents validated repair solutions to ensure the structural reliability and operational safety of aerospace components.

Keywords: puncture, sandwich panel, stress concentration factors, finite element Analysis, load sase, pre-impregnated fibers.

Відомості про авторів:

Овчаров Богдан Анатолійович – аспірант кафедри проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна,
e-mail: b.a.ovcharov@khai.edu

Плахотников Сергій В'ячеславович – аспірант кафедри проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна, e-mail: s.v.plakhotnykov@khai.edu

Васильєв Олександр Олександрович – аспірант кафедри проектування літаків і вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна, e-mail: o.vasyliev@khai.edu

Малков Ігор Владиславович – доктор технічних наук, професор кафедри проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», м. Харків, Україна, e-mail: i.malkov@khai.edu

About the authors:

Bohdan Ovcharov – PhD student at the Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University “KhAI”, National Aerospace University “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: b.a.ovcharov@khai.edu

Serhii Plakhotnykov – PhD student at the Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University “KhAI” National Aerospace University “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: s.v.plakhotnykov@khai.edu

Oleksandr Vasiliev – PhD student at the Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University “KhAI”, National Aerospace University “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: o.vasyliev@khai.edu

Igor Malkov – Doctor of Technical Sciences, Professor at the Department of Aircraft and Helicopter Design, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine, e-mail: i.malkov@khai.edu