

УДК 629.7.036.34

КАРПІНОС Б.С., провідний науковий співробітник, доктор технічних наук, професор

КОВЕЛЬ П.П., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

КУЛІШ В.М., аспірант, Інститут проблем міцності ім. Г.С.Писаренка НАН України

МОДЕЛЮВАННЯ НАПРУЖЕНИХ СТАНІВ КРИЛА ЛІТАКА З БОЙОВИМИ ПОШКОДЖЕННЯМИ

У статті наведено результати комп'ютерного моделювання напружено-деформованого стану фрагменту конструкції крила літака Су-25 при наявності бойових пошкоджень та після проведення відповідного ремонту

Ключові слова: силові елементи конструкції крила, бойові пошкодження, чисельне моделювання, напружено-деформований стан, ремонт авіаційних конструкцій

Бойове застосування літаків Су-25 в збройних конфліктах в Афганістані, Чичні, Грузії та на Сході України показало високу бойову живучість цих літаків, яка забезпечується його конструктивними особливостями. Досвід експлуатації літаків Су-25 у авіаційних частинах Повітряних Сил Збройних Сил України засвідчив багато випадків пошкодження силових елементів планерів після влучень в літак засобів ураження. Тому проблема визначення умов безпечної експлуатації силової конструкції літака типу Су-25 з бойовими пошкодженнями є актуальною і потребує проведення відповідних досліджень.

В якості об'єкта дослідження обрана від'ємна частина крила літака Су-25. Ця частина крила призначена, як для створення аеродинамічної сили, так і для розміщення бойового навантаження літака штурмовика. Ці обставини обумовлюють, те що від'ємна частина крила є однією з найбільш навантажених частин силового набору планера літака та також і однією з найбільш відповідальних силових елементів конструкції.

Для оцінки залишкової міцності елементів від'ємної частини крила літака Су-25 виконано чисельні експерименти по визначенню їх напруженого стану без та з бойовими пошкодженнями. Алгоритм розв'язку задачі полягав у побудові комп'ютерної моделі конструкції з використанням креслень розробника (рис. 1), далі її фрагментації скінченими елементами (рис. 2), закладання умов механічної взаємодії між деталями конструкції, виставлення крайових умов (рис. 3) і безпосереднього розрахунку компонент напружень і їх аналіз розподілу по конструкції, особливо в місцях їх концентрації. Для цього використовувались

сучасні програмні комплекси SolidWorks, ANSYS, які дозволяють розв'язувати прикладні задачі механіки твердого деформованого тіла за різноманітних граничних умов навантаження.

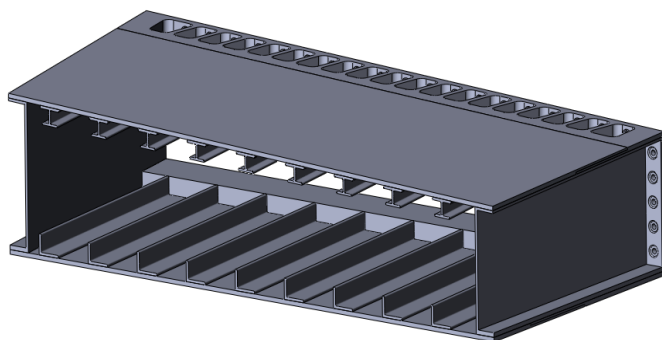


Рис. 1. Комп'ютерна модель фрагмента крила літака

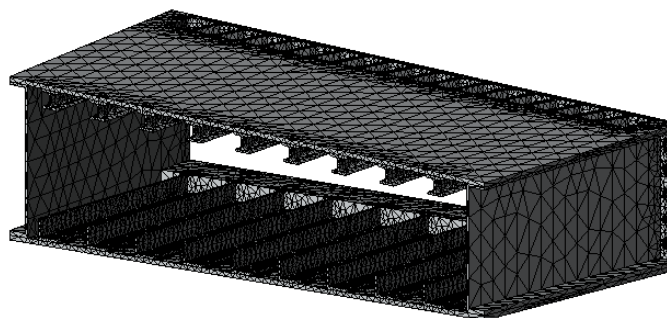


Рис. 2. Фрагментація скінченими елементами моделі крила літака

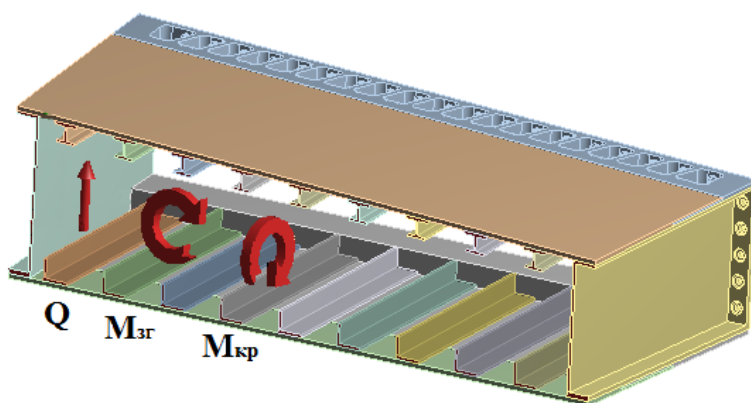


Рис. 3. Схема навантаження елемента крила

Елемент крила представляв собою складну просторову конструкцію, основними деталями якої були лонжерони, обшивка та стрингери. Згідно сформульованій задачі, геометрична модель конструкції була побудована без та з конструктивними пошкодженнями, що мали вигляд колових отворів діаметром 30 мм та трикутних з сторонами 100 x 100 x 100 мм, а також модель конструкції крила після ремонту пошкодження. У верхній та нижній панелях обшивки виконувалися пази для кріплення консолі крила до фюзеляжу. Клепальне з'єднання між деталями крила приймалося як нероз'ємне.

Форма і розміри сітки кінцевих елементів, їх кількість задавалися програмно і забезпечували похибку розрахунків до 2 %. Зокрема використовувалися трикутні, призматичні, тетраедричні та інші просторові елементи. Неструктурована комбінована розрахункова сітка складалася із 6401981 вузлів та 3975000 елементів. Для опису стану матеріалу приймалися лінійні фізичні співвідношення механіки твердого тіла. До елемента крила прикладалися:

центральний згинальний момент $M_{зг} = 4343$ Нм;

еквівалентна поперечна сила $Q = 12200$ Н;

крутний момент відносно осі жорсткості крила, $M_{кр} = 28927$ Нм.

Поверхня зі сторони болтових з'єднань жорстко закріплювалася. Фізичні властивості матеріалів наведено в табл.1 [1, 2].

Таблиця 1

Механічні властивості матеріалів елемента крила

Матеріал	Модуль пружності, $E \cdot 10^{-5}$	Межа міцності, σ_B	Межа текучості, σ_T	Подовження при розриві, δ_5	Межа витривалості, σ_{-1}	Ударна вязкість, КСУ	Твердість НВ 10^{-1}
	МПа	МПа	МПа	%	МПа	кДж / м ²	МПа
Д16	0,72	480	280	10-12	100	-	105
АК4	0,72	380	310	6	-	200	109 - 117
В95	0,74	520	440	14	150	20	110-125

На розрахунок одного варіанту витрачалося орієнтовно 1...2 години роботи ЕОМ. Візуалізація результатів розрахунку напруженого стану ($\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \sigma_i$) елемента крила без пошкодження, а саме розподіл по об'єму інтенсивності напружень σ_i представлено на рис. 4, а, а на рис. 4, б побудовано 3-D розподіл інтенсивності напружень по верхній панелі обшивки крила. Спостерігається суттєва неоднорідність розподілу напружень, особливо в місцях з'єднань лонжерона і обшивки та в гребінцях канавок болтових з'єднань. Найбільші значення напружень в місцях їх концентрації досягає $\sigma_i = 1.09 \cdot 10^8$ Па, що менше межі текучості $\sigma_i \ll \sigma_{0.2}$ та межі витривалості $\sigma_i < \sigma_{-1}$ матеріалу. Ця обставина є підставою для забезпечення нормованої циклічної міцності крила [3].

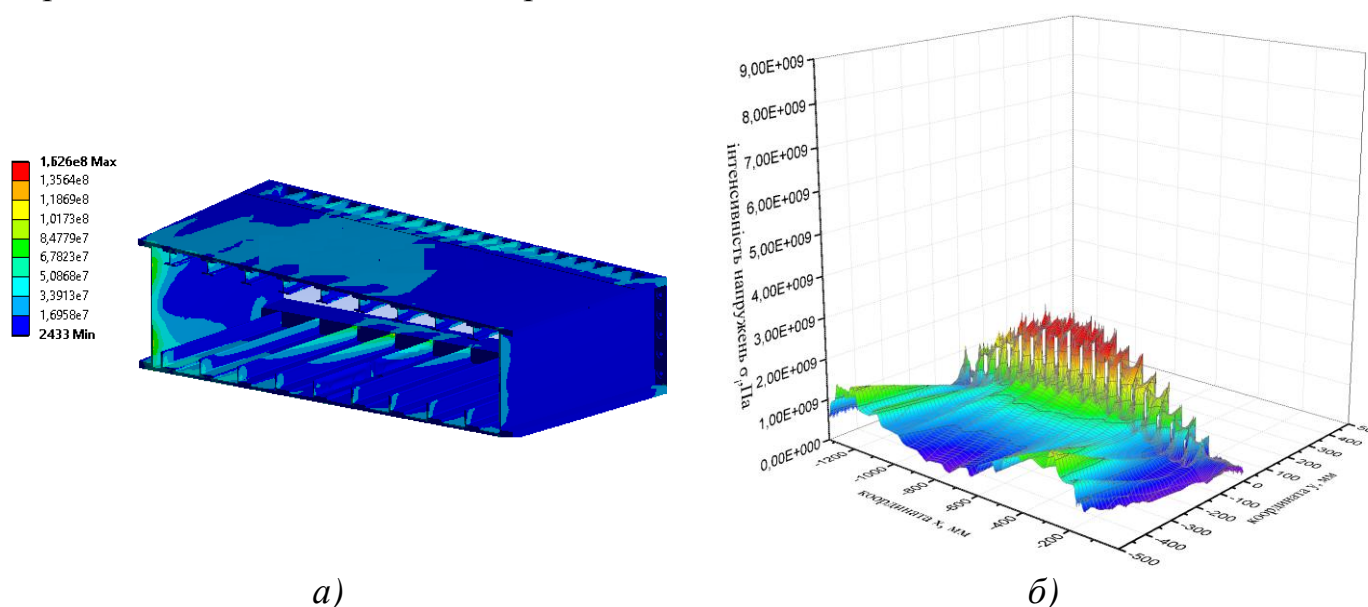


Рис. 4. Розподіл еквівалентних напружень по об'єму моделі (а) та по верхній панелі обшивки крила (б) без пошкодження

За наявності пошкодження відбувається додаткова, в порівнянні з варіантом без пошкодження, локалізація напружень. Вона залежить від його місця

розташування. Слід звернути увагу на два основних випадки, перший – пошкодження перетинає тільки обшивку крила; другий – обшивку і стрингер. Для колових отворів розрахункові напруження у першому випадку не перевищують межу витривалості σ_{-1} (рис. 5 а, б), а у другому – виникає імовірність їх перевищення (рис. 5 в, г).

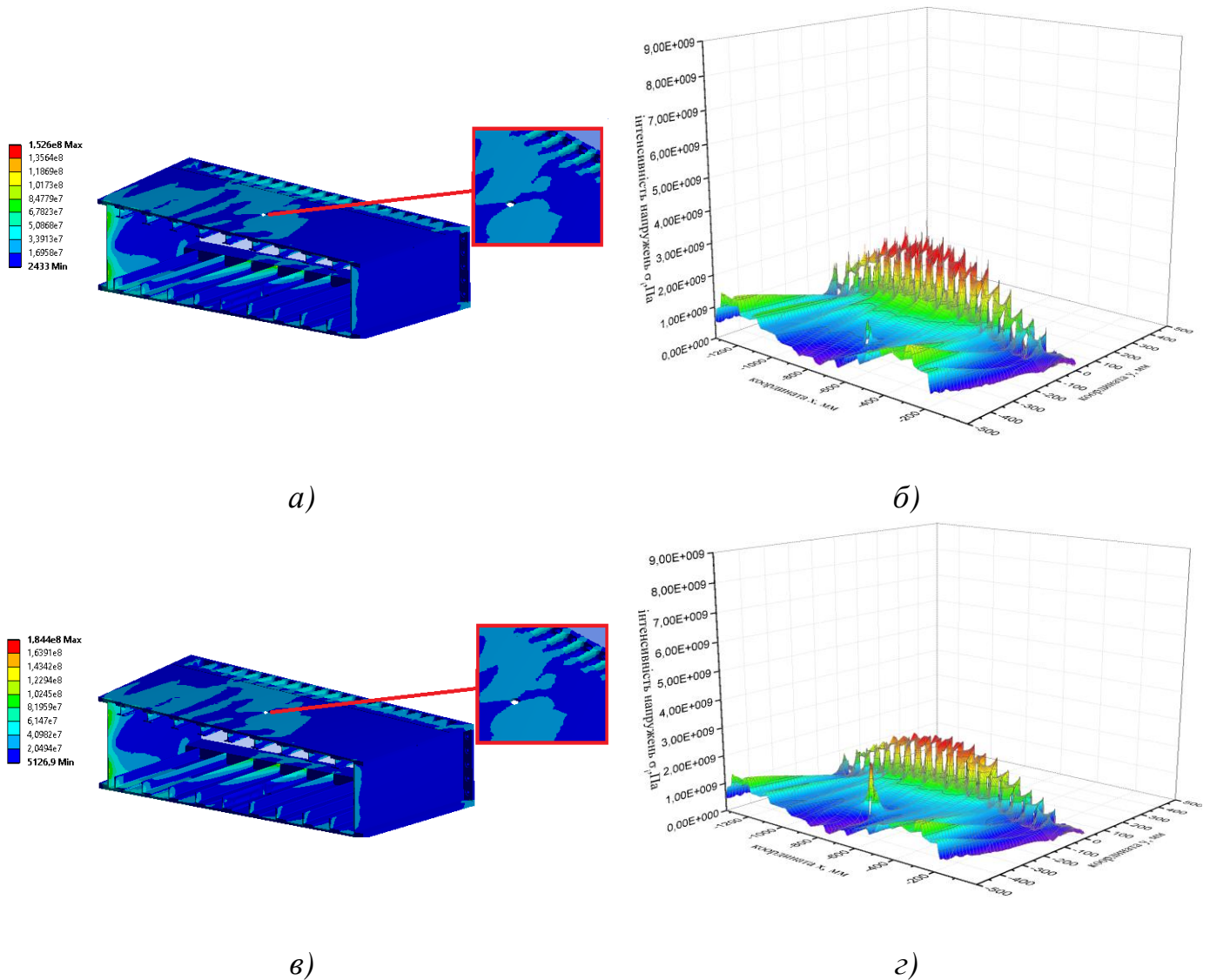


Рис. 5. Розподіл еквівалентних напружень по об'єму моделі (а,б) та по верхній панелі обшивки крила (б,г) із коловим пошкодженням

Для трикутних отворів (рис. 6 а, б), в обох випадках напруження перевищували межу текучості матеріалу, що не уможливорює подальшу експлуатацію конструкції. Вона може стати можливою після відповідного ремонту, коли за рахунок верстатної обробки трикутний отвір трансформується в коловий або еліптичний та подальшому встановленню спеціальної накладки.

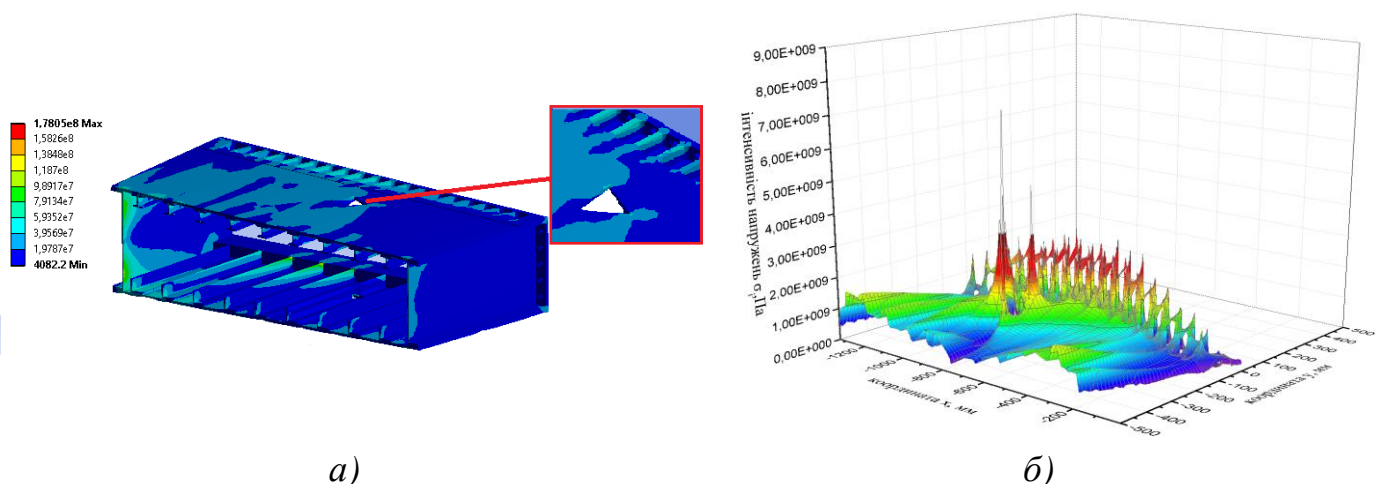


Рис. 6. Розподіл еквівалентних напружень по об'єму моделі (а) та по верхній панелі обшивки крила (б) з трикутним пошкодженням

З'ясовано ефективність ремонтних технологій для випадку, коли дефект перетинав тільки обшивку. Пошкодження у вигляді отвору радіусом 30 мм трансформувалося в еліптичний отвір із радіусами 15 мм та 30 мм відповідно. Спеціальна вставка мала вигляд еліптичної пластини, що контактувала із внутрішньої поверхнею обшивки (рис. 7 а, б). З'єднання вставки та обшивки приймалося нероз'ємним.

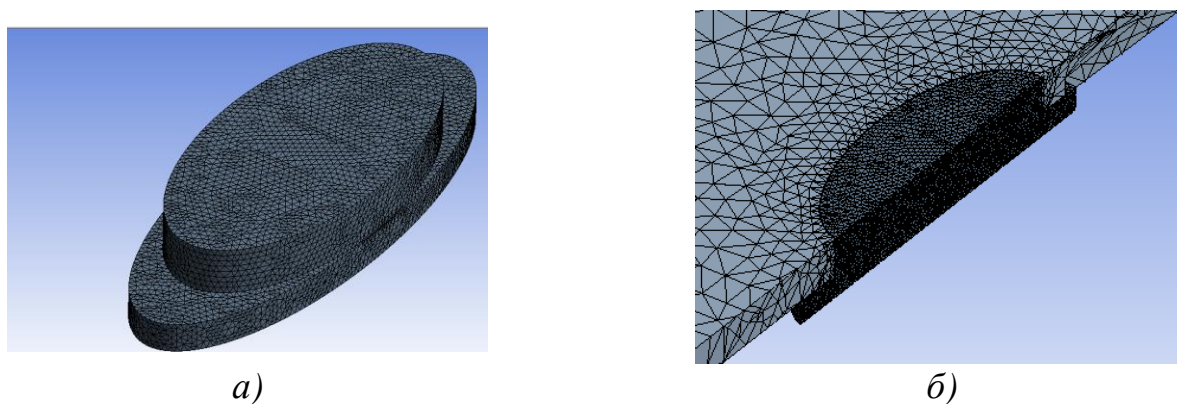


Рис. 7. Скінченно-елементна модель вставки (а) та схема її кріплення із обшивкою (б)

Чисельне моделювання технології відновлення несучої здатності засвідчило, що наявність вставки суттєво змінює, як розташування небезпечної зони дії максимальних напружень, так і їх рівень. Місце дії максимальних напружень переміщується із зовнішньої на внутрішню поверхню обшивки в область її контакту із вставкою. При цьому рівень напружень на зовнішній поверхні обшивки зменшується з $\sigma_i = 3 \cdot 10^7$ Па до $\sigma_i = 2.2 \cdot 10^7$ Па (рис. 8 а), а напруження на внутрішній поверхні обшивки, зростають з $\sigma_i = 2 \cdot 10^7$ Па до $\sigma_i = 9 \cdot 10^7$ Па.

За таких умов рівень напружень не перевищує межу витривалості матеріалу. При заміні алюмінієвої вставки на сталеву, рівень напружень на зовнішній поверхні обшивки зменшується із $\sigma_i = 2.2 \cdot 10^7$ Па до $\sigma_i = 9 \cdot 10^6$ Па, а на внутрішній – зростають з

$\sigma_i = 9 \cdot 10^7$ Па до $\sigma_i = 1.43 \cdot 10^8$ Па (рис. 8 б), тобто наближаються до межі витривалості. Ця обставина обумовлює жорсткі вимоги до післяремонтного контролю стану матеріалу.

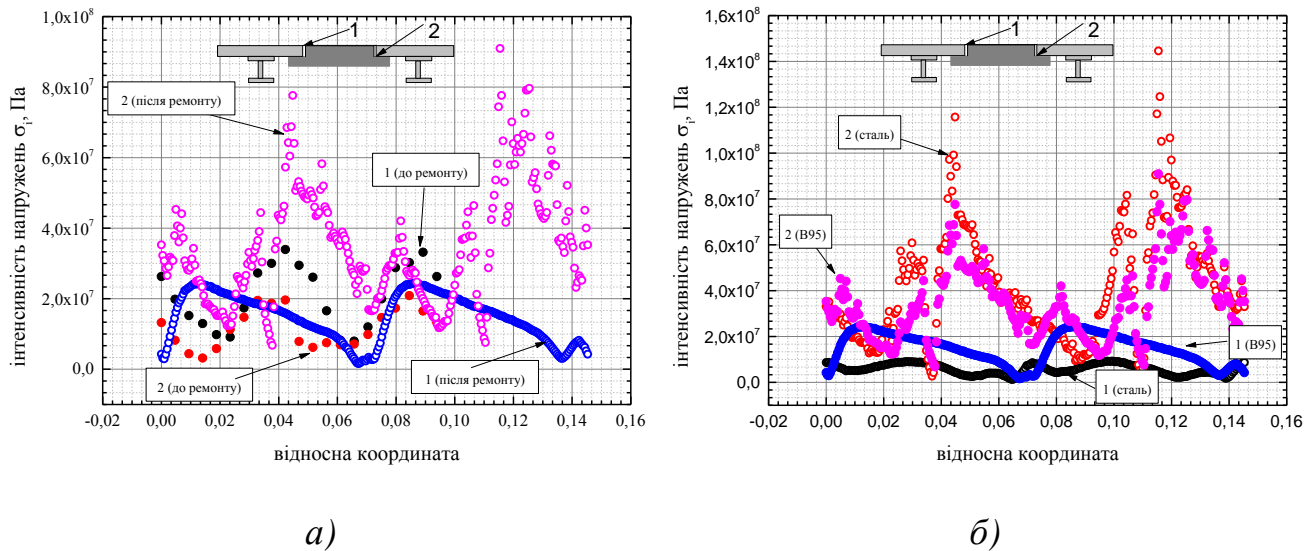


Рис. 8. Порівняння розподілу напружень в околі пошкодження до та після ремонту (а) та при використанні вставок із різних матеріалів (б)

Як показали виконані дослідження рівень напружень в околі пошкодження залежить від його форми, розмірів та розташування. Тому для забезпечення нормованої довговічності елемента вибір вставки в кожному окремому випадку потребує окремого повномасштабного чисельного дослідження напружено-деформованого стану конструктивного елемента.

ВИСНОВОК. На основі виконаного чисельного моделювання напруженого стану елемента крила літака Су-25 з кулетними та осколковими пошкодженнями встановлено, що вони не є ресурсолімітуючими. Для з'ясування можливості ремонту, потрібно здійснити повномасштабне чисельне дослідження напружено-деформованого стану конструктивного елемента з конкретним пошкодженням, його формою, розмірами та положенням.

ЛІТЕРАТУРА

1. Александров В.Г. Справочник по авиационным материалам. Москва. Изд-во «Транспорт», - 1972. – 320с.
2. Марочник сталей и сплавов. Под ред. Зубченко А.С. Москва. Изд-во «машиностроение», - 2003. – 784с.
3. Троценко В.Т., Сосновский Л.А. Соппротивление усталости металов и сплавов. Справочник. Киев. Изд-во «Наукова думка», - 1987. – 350с.

Надійшла до редакції 09.11.2016

Рецензент: професор Терещенко Ю.М.