

П.П. Ковель<sup>1</sup>, А.С. Бологін<sup>1</sup>, Л.В. Нагорний<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ*

## **АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ПАНЕЛЕЙ КРИЛА ЛІТАКІВ ТИПУ ИЛ-76 ЗА НАЯВНОСТІ КОРОЗІЙНОГО УРАЖЕННЯ**

*В статті наведено розроблену методика оцінки напружено-деформованого стану і моделювання силових елементів конструкції планера військово-транспортних літаків Ил-76 в процесі експлуатації. Виконано чисельні експерименти з визначення напруженого стану елементів крила за наявності корозійного ураження. Розроблена методика дозволить удосконалити систему обліку витрат ресурсу планера і використовувати отримані з її допомогою результати для коригування встановлених показників ресурсу планера під час реалізації стратегії експлуатації за технічним станом.*

**Ключові слова:** *напружено-деформований стан, моделювання, втомна міцність, корозія алюмінієвих сплавів, корозійне ураження, експлуатація за технічним станом.*

### **Вступ**

**Постановка проблеми.** Основна частина парку літаків типу Ил-76, які виготовлено переважно в кінці 70-х – на початку 80-х років, має значні напрацювання та строки служби. Є літаки, які вже вичерпали міжремонтний ресурс та строк служби.

Силова конструкція літака типу Ил-76, як об'єкт експлуатації, досить надійна, що підтверджено досвідом використання, а планер літака типу Ил-76 є достатньо ремонтпридатним, тобто пристосованим до усунення наслідків пошкоджень, що підтверджено досвідом виконання ремонту [4, с. 70...77].

Але тривалі строки експлуатації, технічного обслуговування та зберігання, інтенсивність використання, бойового застосування у різних ступенях вносять корозійні пошкодження у конструктивні елементи планера, особливо верхньої панелі крила, зменшуючи їх експлуатаційну міцність. Навіть виконання ремонтів не відновлює конструкцію до первісного стану “нової”, оскільки ремонтні технології не здатні повною мірою відновити усі початкові характеристики матеріалу силових елементів.

Тому основним напрямом наукових досліджень даної роботи є вивчення фізичної суті здатності конструкції витримувати без руйнувань і деформацій увесь спектр експлуатаційних навантажень та корозійних середовищ в умовах регламентованого процесу експлуатації та ремонту.

Досягнення мети роботи можливе за допомогою методу математичного моделювання роботи силових елементів конструкції планера літака з наявністю корозійних уражень із

застосуванням методу кінцевих елементів [5, с. 21; 6, с. 28...35; 7, с. 115...120; 8, с. 250...270; 9, с. 10].

**Аналіз досліджень і публікацій.** Оскільки визначення напруженого стану елементів крила проводиться за наявності їх корозійного ураження, то доцільно провести дослідження історичного розвитку теорії корозії та захисту металів від неї.

Питаннями захисту від корозії почали займатися майже з тих пір, як почали застосовувати метал для практичних цілей. Давньогрецький історик Геродот (V століття до н. е.) і давньоримський натураліст Кай Пліній Секунд Старший (I століття н. е.) згадують про застосування олова для захисту заліза від корозії. З найдавніших часів сталеві обладунки та зброю піддавали поліруванню, воронню і насичці благородними металами. При цьому прагнули не тільки до поліпшення зовнішнього вигляду, але й до запобігання корозії [3, с. 59; 19, с. 99].

Проблемами корозійного ураження металів займалися М.В. Ломоносов, Лавуазьє в XVIII ст. Вони досліджували окислення металів шляхом поєднання їх з киснем повітря, а також вплив кислот на такі метали (Ag, Cu, Fe, Au і ін.).

У 1819 році Холл встановив, що під час відсутності кисню залізо не іржавіє. Деві в 1824 році показав, що морська вода під час відсутності кисню не діє на мідь. Однак, Холл і Деві помилково приписували поряд з киснем також і вуглекислоті вирішальну роль під час корозії заліза. Деві в 1824 році запропонував електрохімічний метод захисту мідної обшивки кораблів від корозійної дії морської води цинковим протектором.

Фарадей у 1830–1840 рр. встановив важливе для подальшого розвитку електрохімічної теорії корозії співвідношення між ваговою кількістю анодно-розчиненого металу і кількістю електрики, що протікає, а також висловив припущення про плівковий механізм пасивності заліза і електрохімічної суті процесів розчинення металів.

Де ля Рів у 1830 році з аналізу робіт про розчинення цинку в сірчаній кислоті перший зробив найважливіший висновок щодо електрохімічного характеру корозії (теорії мікроелементів).

Встановлений Д.І. Менделєєвим у 1869 році періодичний закон мав велике значення для оцінки і класифікації корозійних властивостей різних металів. Учень відомого хіміка І.І. Бекетова – Н. Каєндер у 1881 році досліджував кінетику розчинення металів в кислотах і вказав на електрохімічну природу розчинення металів.

Однак, самостійною науковою дисципліною корозія металів стає на початку минулого століття, коли поруч важливих і глибоких робіт були встановлені основні закономірності електрохімічного механізму протікання корозії. Тут слід згадати дослідження Ю.Р. Еванса і його учнів, які заклали фундамент корозійної науки, як самостійної дисципліни. Численні, отримані ними, результати були узагальнені в монографії, що містить переконливі докази електрохімічного механізму корозійних процесів. Велике значення для розвитку науки про корозію мали роботи В.А. Кістяківського, який розробив фільмову теорію корозії; Н.А. Изгаришева, який дослідив ряд важливих питань електрохімічної корозії металів; А.Н. Фрумкіна, що теоретично обґрунтував новий напрямок електрохімічного механізму розчинення металів, і, особливо, Г.В. Акімова, який заклав основи теорії структурної корозії металів і досліджував ряд найважливіших теоретичних і практичних питань корозії і створив школу вчених “корозіоністів”.

Великий вклад в розвиток науки про корозію металів зробили вчені Бріттон, Вернон, Хадсон, Хор (Англія), Спеллер, Уліг, Мирс, Браун, Ла Ке, Фонтан, Грін, Бреннер (США), Тіль, Центнершвер, Хауффе Тедт, Вагнер, Мазінг (Німеччина), Пальмер (Швеція), Пурб (Бельгія) і багато інших дослідників [5, с. 17; 19, с. 50].

Дослідження природи процесів корозії і розробка методів ефективного захисту від неї активно проводяться і в це час багатьма вищими (Національним технічним університетом України “Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського”, Національним авіаційним університетом, Харківським національним університетом ім. Каразіна.), організаціями та підприємствами.

**Мета статті** – обґрунтування можливості експлуатації старіючого парку літаків типу Іл-76 шляхом збільшення значень ресурсних показників під час їх експлуатації за технічним станом.

### **Виклад основного матеріалу**

В якості об’єкта дослідження обрана силова конструкція консолей крила та центроплану літака типу Іл-76, яка має корозійні ураження, (рис. 1, 2).

Основне призначення крила полягає в утворенні піднімальної сили, необхідної для забезпечення польоту літака на всіх режимах. Крило разом з оперенням забезпечує також стійкість літака.

Спеціальні вимоги до крила полягають у тому, що воно повинне забезпечувати:

мінімальний лобовий опір на розрахункових режимах польоту;

високі несучі якості, що визначають зльотно-посадкові характеристики і маневреність літака;

високе значення аеродинамічної якості для підвищення дальності і висоти польоту;

задовільні характеристики стійкості літака на всіх режимах польоту;

достатньо високі параметри експлуатаційної міцності на усіх режимах польоту та під час руху злітно-посадковою смугою;

високу корозійну захищеність силових елементів.

Ці вимоги реалізуються шляхом надання крилу відповідної форми, яка характеризується: профілем крила, його формою в плані, подовженням та застосуванням конструктивних і технологічних рішень щодо зменшення маси конструкції і

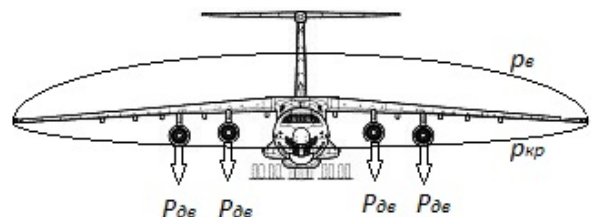


Рис. 1. Навантаження крила літака типу Іл-76.

Джерело: [1, с. 9].

покращення експлуатаційних характеристик.

Для дослідження напружено-деформованого стану розроблена математична модель силової конструкції консолей крила літаків типу Іл-76 з відповідними граничними умовами, яка потребує подальшого дослідження під час вивчення напружено-деформованого стану.

**Навантаження, що діють на крило.** На крило (рис. 1) діють поверхневі сили  $p_e$  (аеродинамічні сили і реакції у вузлах кріплення) і масові сили  $p_{kp}$  (власної конструкції і вантажів на крилі  $P_{de}$ ).

Аеродинамічні і масові сили власної конструкції є розподіленими; реакції фюзеляжу і масові сили вантажів – зосередженими.

Реакції фюзеляжу виникають внаслідок того, що аеродинамічні сили крила урівноважують не тільки масові сили самого крила, але й масові сили фюзеляжу і вантажів в ньому.

До елементу крила прикладалися внутрішні силові фактори, які отримані з урахуванням вагових і геометричних характеристик літака Ил-76 та методичних вказівок [1, с. 6...20; 13, с. 38...55]:

$$\text{згинальний момент } M_{зг} = 804 \times 10^4 \text{ Нм};$$

$$\text{поперечна сила } Q = 80 \times 10^4 \text{ Н};$$

крутний момент відносно осі жорсткості крила,

$$M_{кр} = 24 \times 10^4 \text{ Нм}.$$

Авіаційна галузь вимагає використання високоякісних і високоміцних матеріалів. У сучасних умовах розвитку виробництва матеріалів досить великі перспективи відкриваються для застосування кольорових металів та їх сплавів.

Особливо поширені сплави на основі алюмінію, магнію, міді і титану. Сплави на основі алюмінію, магнію і титану мають високу питому міцність, що здебільшого перевищує питому міцність сталі [2, с. 235; 15, с. 350; 17, с. 60].

Алюміній в авіаційній техніці у чистому вигляді застосовують рідко, що зумовлено його невисокою міцністю і твердістю. Алюміній добре штампується, пресується, кується і прокочується, як у гарячому, так і в холодному стані. Нагартуванням міцність алюмінію можна підвищити в 2...2,5 рази, однак при цьому знижується пластичність.

На повітрі алюміній зазнає окислення. Оксидна плівка завтовшки 0,001...0,003 мм захищає алюміній від подальшого окислення, яку використовують для захисту дюралюмінію від корозії.

Під час виготовлення крила літака Ил-76 використовуються такі конструкційні матеріали: алюмінієві сплави – Д16Т, В95, АК4-1 та сталь 13Х15Н4АМЗ.

**АК4-1** – алюмінієвий жароміцний деформований сплав (табл. 1...3) є модифікацією сплаву АК4 і, в порівнянні з ним, має більш високі характеристики міцності. Технічні умови на виготовлення сплаву регламентують задовільну пластичність у гарячому стані, задовільне зварювання та верстатний обробіток. Термічна обробка: гартування при температурі  $T = 525...535^\circ\text{C}$ , штучне старіння при температурі  $T = 170^\circ\text{C}$  протягом 16 год.

**Д16Т** – сплав, дюралюмінієвий зі збільшеною міцністю, задовільною пластичністю після відпалювання (табл. 4, 5). Сплав використовується для виготовлення силових елементів авіаційних

конструкцій: панелей крила, деталей каркаса, обшивки, шпангоутів, нервюр, лонжеронів, заклепок. Термічна обробка полягає в нагріві до температури  $T = 485...503^\circ\text{C}$ , далі гартування в воді. Штучне старіння за температури  $T = 185...195^\circ\text{C}$ .

Військово-транспортні літаки Ил-76 експлуатуються в кліматичних умовах, для яких характерні різкі перепади температур, в зимовий час підвищена вологість, наявність в атмосфері корозійно-агресивних сполук. Ці кліматичні фактори під час тривалих строків експлуатації разом з динамічними, статичними навантаженнями приводять до виникнення та розвитку на окремих елементах конструкції літака корозії [3, с. 8...50; 4, с. 71...77; 16, с. 255].

Корозія – це процес руйнування металів при їх фізико-хімічній взаємодії з навколишнім середовищем. В більш простому розумінні під корозією мають на увазі перехід частини металу в іонний стан з виникненням окислів, солей або розчиненням металів.

Основна шкода від корозії пов'язана більш всього не з втратою матеріалу металу, а з погіршенням міцності і інших характеристик елементів фюзеляжу, агрегатів систем або виробів в цілому.

Досвід експлуатації [4, с. 71...77; 17, с. 308] свідчить, що виникнення та розвиток корозійних уражень значної глибини і площі може виникати внаслідок недостатньої уваги особового складу, коли на ранніх стадіях корозійні ураження не виявляються та не усуваються.

За умовами протікання процес корозії ділиться, в залежності від впливу середовища, на газову, рідинну, атмосферну, ґрунтову, щільну, контактну, під напругою, фретинг-корозію, біокорозію.

Атмосферна корозія є найбільш поширеною корозією. Однією з причин її виникнення є зволоження металічних поверхонь. Перший критичний рівень відносної вологості, при якому починають інтенсивно розвиватися корозійні ураження на металічних конструкціях становить 70% і більше.

Суцільна корозія досить рідко виникає на деталях авіаційної техніки, але вона зустрічається на болтах, гвинтах, гайках, внутрішніх поверхнях балонів.

Місцева корозія може з'являтися в виді окремих язв, п'ятен, точок (пітингів), розшарування (підповерхнева), міжкристалічної, корозійного розтріскування та корозійної втоми.

Продукти корозії, які сприяють в подальшому розвитку корозії, не можна залишати на поверхні деталей літака через їх гігроскопічність. Для видалення корозійних уражень застосовують хімічні та механічні способи видалення корозії. Найбільш розповсюдженим способом видалення корозійних уражень є механічний спосіб, який полягає в видаленні корозійних уражень металу за допомогою абразивних матеріалів та механічних щіток. В

залежності від матеріалу деталі, видалення продуктів корозії механічним способом має ряд особливостей:

1. Видалення поверхневої корозії на деталях з алюмінієвих сплавів виконують жорсткими волосяними щітками та шліфувальною шкуркою до отримання однорідної металічної поверхні з заходом на прилеглі ділянки на 5...10 мм.

2. Видалення розшарувальної корозії на деталях з алюмінієвих сплавів виконують таким чином:

спеціально заточеним за формою осередку шабером з заокругленими краями видаляють продукти корозії металу на всю глибину і ширину ураження;

зачищають поверхню осередку корозії шарошкою до жорсткості поверхні  $R_z = 40$  мкм, забезпечивши плавні переходи між зачищеною поверхнею та поверхнею, не ушкодженою корозією; зачищають поверхню осередку корозії шліфувальною шкуркою до жорсткості поверхні  $R_a = 2,5...1,25$  мкм.

3. Видалення корозії на деталях з магнієвих сплавів виконують шліфувальною шкуркою або шабером з наступною зачисткою наждачною шкуркою до отримання блискучої однорідної металевої поверхні, забезпечивши плавні переходи між зачищеною поверхнею та поверхнею, не ушкодженою корозією.

4. Видалення корозії на сталевих деталях здійснюють шліфувальною шкуркою, до жорсткості  $R_z = 40...20$  мкм, для отримання блискучої однорідної металевої поверхні, забезпечивши плавні переходи між зачищеною поверхнею та поверхнею, не ушкодженою корозією. Контроль повноти видалення корозії на деталях з магнію та сталі здійснюють візуально за допомогою лупи 4...6 кратного збільшення, на деталях з алюмінієвих сплавів за допомогою дефектоскопа ВДЦ-2(3) або методом фарб [3, с. 48...52].

На літаках Іл-76 найчастіше корозійні ураження виникають у вигляді місцевої корозії на:

деталіях стояка шасі та обшивці в відсіку носової опори шасі;

аварійному люку екіпажу;

вузлах навішування та окантуванні вхідних дверей в вантажну кабіну;

рамах підлоги, виготовлених з магнію;

нижніх панелях фюзеляжу в зоні багажників № 1 та № 2;

нижніх панелях фюзеляжу між шпангоутами № 18...35;

рамах для встановлення акумуляторних батарей;

підкільових жорсткостях;

панелях бімсів;

барабанах коліс;

вузлах навішування ступок основних опор шасі;

нижніх панелях фюзеляжу в місцях встановлення антен, дренажного штуцера кисневої системи;

швелері балки № 19 рампи;

фітингах відсіку основних опор шасі;

кінцевому профілю руля висоти;

верхній поверхні обшивки стабілізатора в районі стикувальних вузлів;

панелі кіля;

хвостовому стрингері передкрилка;

верхній панелі крила в місцях встановлення

кришок лючків датчиків паливомірів;

нижніх панелях знімної частини крила в зоні нервюр № 39...43;

спойлерах, гальмівних щитках, профілях закрилків і передкрилків, зовнішніх обоймах підшипників кареток закрилків і дефлекторів закрилків;

верхніх панелях лівої та правої знімних частинах крила (ЗЧК); профілях рознімачач і стикувальних фітингах верхніх і нижніх панелей центроплана і ЗЧК та консолей крила;

верхніх і нижніх поясах лонжеронів ЗЧК і консолей крила;

наконечниках тяг на шпангоутах у відсіку двигунів;

на внутрішній поверхні авіаційних балонів кисневої, повітряної і протипожежної систем;

на робочих поверхнях підшипників вузлів керування літаком та двигунами;

стрингерах в районі стінки нульового шпангоута у відсіку КП-3 [4, с. 71...77].

Найбільш небезпечні з умови втрати міцності від втоми є місця наявності корозійних уражень на верхніх панелях ЗЧК особливо ті, які мають значну глибину. На одній площині крила на різних літаках виявлено під час проведення дефектування від 29 до 190 осередків корозії, загальна площа їх може становити від 288 до 20 068 мм<sup>2</sup>, глибина цих уражень після зачищення – від 0,05 до 2 мм. За місцем виникнення на панелях крила корозійні ураження з'являються переважно поряд зі сталевими гвинтами кріплення обшивки до верхніх поясів лонжеронів крила, в місцях стиків панелей, в зоні заклепкових швів та в місцях вирізів підключки [4, с. 77...85].

Критичним є те, що місця з отворами під гвинти і заклепки і так є концентраторами підвищеної напруги, крім цього вони в найбільшій мірі уражаються корозійними ураженнями.

Нормативно-технічною документацією визначено, що для військово-транспортних літаків максимальна глибина корозійних уражень деяких певних деталей фюзеляжу після їх зачищення не повинна перевищувати для:

окантування нижнього аварійного люка екіпажу – 1,0 мм;

поясів полиць бортових балок фюзеляжу – 1,0 мм;

кінцевих профілів закрилків, передкрилків: на початку профілю – 2,5 мм, в місці виходу на теоретичний профіль – 1,5 мм, в кінці профілю – 0,5 мм;

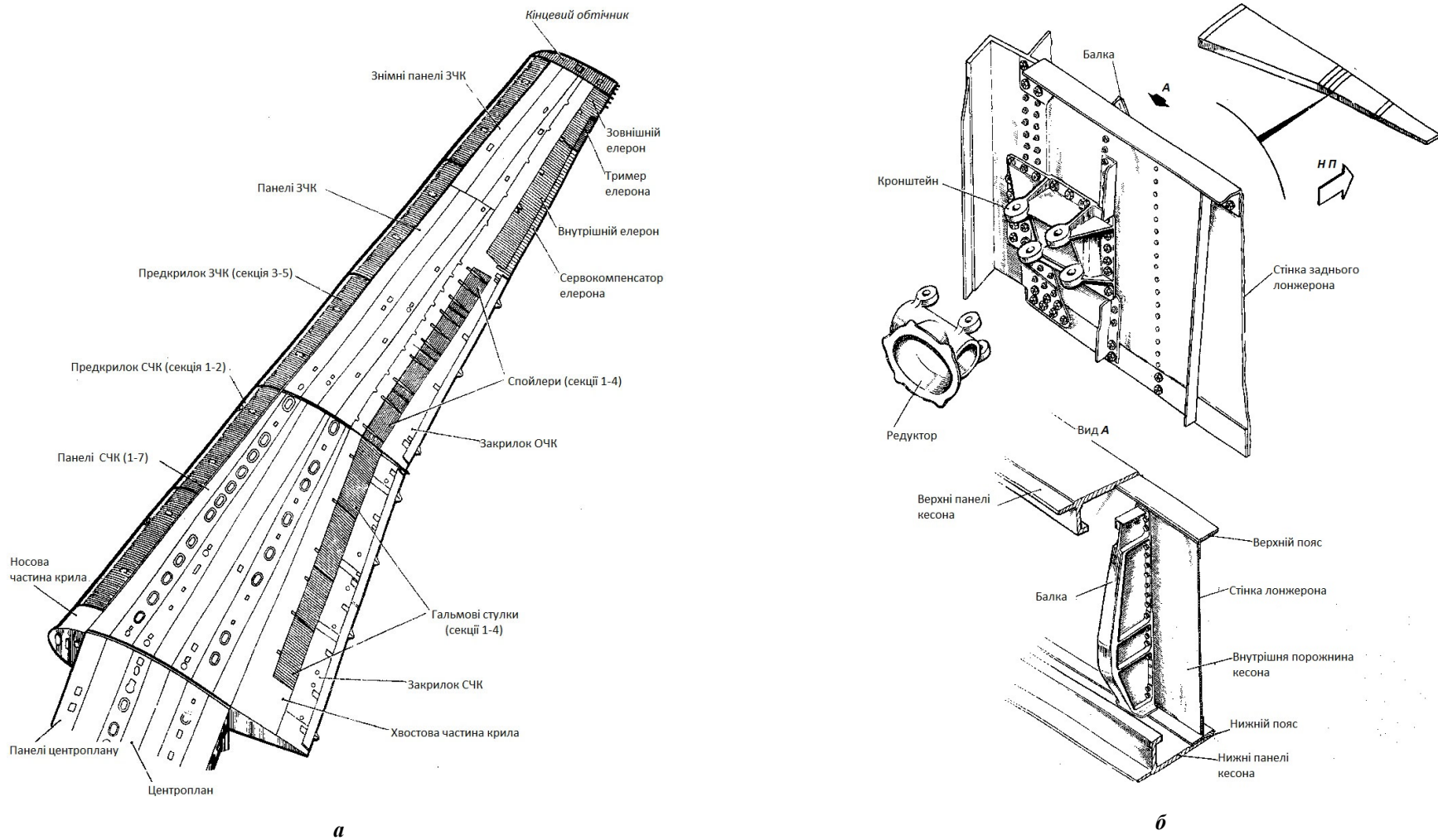


Рис. 2. Елементи конструкції крила з найбільш імовірними корозійними ураженнями.

Джерело: розроблено авторами за даними [1].

Таблиця 1

## Хімічний склад у % сплаву АК4-1(алюміній основа)

| Fe        | Si      | Mn     | Ni        | Ti         | Al            | Cu         | Mg        | Zn     | Домішки                      |
|-----------|---------|--------|-----------|------------|---------------|------------|-----------|--------|------------------------------|
| 0.8...1.3 | до 0,35 | до 0,2 | 0.8...1.3 | 0,02...0,1 | 92,05...96,08 | 1,9...2,45 | 1,4...1,8 | до 0,3 | інші, кожна 0,05; усього 0,1 |

Джерело: [2, с. 234...239].

Таблиця 2

Механічні властивості сплаву АК4-1(температура випробувань  $T=20^{\circ}\text{C}$ )

| Сортамент | Межа міцності, $\sigma_{\theta}$ , МПа | Межа текучості, $\sigma_T$ , МПа | Подовження при розриві, $\delta_5$ , % | Ударна в'язкість, КСУ, кДж/м <sup>2</sup> | Твердість НВ $\cdot 10^{-1}$ , МПа |
|-----------|--|----------------------------------|--|---|------------------------------------|
| лист%     | 380                                    | 310                              | 6                                      | 200                                       | 109...117                          |
| профілі   | 400                                    | 330                              | 8                                      | -   | -                                  |

Джерело: [2, с. 234...239].

Таблиця 3

## Фізичні властивості сплаву АК4-1

| Сортамент | Температура, $T$ , $^{\circ}\text{C}$ | Модуль пружності, $E \cdot 10^{-5}$ , МПа | Коефіцієнт лінійного розширення, $\alpha \cdot 10^6$ , $1/\text{град}$ | Теплопровідність, $\lambda$ , Вт/м $\cdot$ град | Щільність, $\rho$ , кг/м <sup>3</sup> | Теплоємність, Дж/(кг $\cdot$ град) |
|-----------|---------------------------------------|---|--|---|---------------------------------------|------------------------------------|
| лист      | 20                                    | 0.72                                      | -  | -   | 2800                                  | -                                  |
| профілі   | 100                                   | -   | 20.8   | 146   | -                                     | 797                                |

Джерело: [2, с. 234...239].

Таблиця 4

## Хімічний склад у % сплаву Д16Т

| Fe     | Si     | Mn        | Cr     | Ti      | Al          | Cu        | Mg        | Zn      | Домішки                       |                  |
|--------|--------|-----------|--------|---------|-------------|-----------|-----------|---------|-------------------------------|------------------|
| до 0,5 | до 0,5 | 0,3...0,9 | до 0,1 | до 0,15 | 90,9...94,7 | 3,8...4,9 | 1,2...1,8 | до 0,25 | інші, кожна 0,05; усього 0,15 | Ti+Zr $\leq 0,2$ |

Джерело: [2, с. 88...107].

Таблиця 5

## Механічні властивості сплаву Д16

| Межа міцності, $\sigma_{\theta}$ | Межа текучості, $\sigma_T$ , ( $T = 20^{\circ}\text{C}$ ) | Межа текучості, $\sigma_T$ ( $T = 100^{\circ}\text{C}$ ) | Подовження при розриві, $\delta_5$ | Межа витривалості, $\sigma_{-1}$ |
|----------------------------------|---|--|------------------------------------|----------------------------------|
| МПа                              | МПа   | МПа  | %                                  | МПа                              |
| 480                              | 280   | 2600   | 10...12                            | 100                              |

Джерело: [2, с. 88...107].

хвостової частини ЗЧК: на початку профілю – 2,0 мм, в місці виходу на теоретичний профіль – 1,5 мм, в кінці профілю – 0,5 мм;

профілів рознімної панелі центроплана та ЗЧК – 2,0 мм;

горизонтальних полиць поясів лонжеронів і стикувальних фітингів центроплана і ЗЧК – 1,5 мм;

полок стрингерів нижніх панелей ЗЧК – 1,2...2,0 мм від кінцевих стрингерів до кореневих нервюр.

Для кожного конкретного випадку, коли глибина корозійних уражень перевищує допустимі

межі, з метою обґрунтування подальшої безпечної експлуатації певних деталей авіаційної техніки, необхідно проводити розрахунки на міцність цієї деталі з урахуванням втрати частини металу від корозії.

Для оцінювання напружено-деформованого стану силових елементів крила виконано чисельні експерименти з визначення напруженого стану елементів крила Іл-76 без та з експлуатаційними пошкодженнями. Найбільш небезпечними експлуатаційними пошкодженнями вважають

тріщини втоми та корозійні ураження [5, с. 88...115; 6, с. 8...20; 7, с. 251...260; 8, с. 350...387; 9, с. 357...380].

Алгоритм розв'язку задачі полягає в побудові комп'ютерної моделі конструкції з використанням креслень розробника, подальшої її фрагментації скінченими елементами, заданням характеристик матеріалу (таблиці 1...5), закладання умов механічної взаємодії між деталями конструкції (параметри навантаження), формулювання граничних умов навантажень, безпосередній розрахунок компонент напружень, їх аналіз розподілу по конструкції, особливо в місцях їх концентрації (рис. 3). Для цього використовувались сучасні програмні комплекси SolidWorks, що дозволяють розв'язувати прикладні задачі механіки твердого деформованого тіла за різноманітних граничних умов навантаження.

Елемент крила представляє собою складну просторову конструкцію, основними деталями якої є лонжерони, обшивка та стрингери. Згідно сформульованій задачі, геометрична модель конструкції побудована без та з експлуатаційними пошкодженнями. 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.

Відповідно до існуючої системи виконання військового ремонту силових елементів конструкції планера літака, їх ремонт потрібно здійснювати за принципом рівномірності та рівножорсткості. Це обумовлено вимогами забезпечення достатньої спроможності після проведення ремонту витримувати діюче навантаження від аеродинамічних і масових сил та вимогами забезпечення відповідної аеропружності силового каркаса літака.

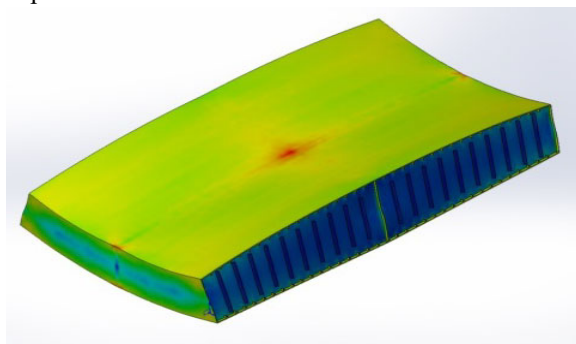


Рис.3. Результат розрахунку напружено-деформованого стану силових елементів центроплану крила Ил-76.

Джерело: розроблено авторами

Під час дослідження напруженого стану силових елементів конструкції консолей крила та центроплану літаків типу Ил-76 з наявністю експлуатаційних уражень потрібно:

визначити просторовий напружено-деформований стан силових елементів крила і на основі його аналізу встановити розташування слабких місць конструкції;

виконати оцінку ефективності ремонту корозійного пошкодження відповідно до конструкторської документації.

За результатами розрахунків напружено-деформованого стану центроплану (рис. 3) встановлено, що найбільше значення інтенсивності напружень спостерігається у осьовій частині і становить  $\sigma_i = 103 \text{ МПа}$ . Дане значення інтенсивності напружень розтягу не перевищує межі текучості алюмінієвого сплаву Д-16 при цьому коефіцієнт запасу міцності становить 4,6.

Після певного часу експлуатації на верхніх панелях крила (рис. 2) зароджуються зони корозійного ураження. Далі вони поширюються до глибини ~1,5 мм у поперечному напрямку панелей крила. Це може призвести до виникнення аварійної ситуації, а саме, можлива поява тріщини втоми. Для запобігання подальшого розповсюдження осередків корозії та можливого зменшення міцності силових елементів крила впроваджується відповідний ремонт, результати якого розглянуто далі.

Для комп'ютерного моделювання стану конструкції використовувався сучасний програмний пакет. Результатом моделювання було визначення напружено-деформованого стану силових елементів конструкції консолей крила та центроплану літаків типу Ил-76. Це обумовлено потребою більш детального аналізу слабких місць конструктивних елементів [3, с. 51; 4, с. 66...89; 5, с. 85; 6, с. 8...20; 7, с. 155...165; 8, с. 155...167; 9, с. 201...220; 10, с. 5...9; 11, с. 35...38; 12, с. 5...22; 13, с. 43...63; 14, с. 43...67; 15, с. 151...169; 16, с. 511; 17, с. 34...53].

За рахунок зменшення розмірів скінчених елементів вдалося одержати більш коректні значення напружень. Значення напружень і їх розподіл по елементу характерні для балочних конструкцій, що мають зменшення товщини силових елементів. Саме біля цих зменшень (корозійних уражень) спостерігається концентрація напружень. За умов експлуатації максимальні значення в цьому елементі не перевищують межю витривалості матеріалу.

З метою визначення впливу корозійного ураження проведено дослідження зміни напружено-деформованого стану квадратної пластини розмірами 705x200x20 мм, яка навантажена зусиллям розтягнення 10 МПа та є частиною

верхньої панелі крила (рис. 2). Розрахунки проведено для пластини без корозійного ураження та за наявності різних зовнішніх типів корозії. За результатами розрахунків отримано такі дані для зразків:

без ураження зазнає інтенсивності напруження  $\sigma_i = 10,005 \text{ МПа}$ , концентрація напружень у осередку кріплення  $\sigma_i = 16,7 \text{ МПа}$ ;

з корозійними ураженнями у вигляді випадкових коверн зазнає інтенсивності напруження  $\sigma_i = 31,96 \text{ МПа}$ , коефіцієнт концентрації напружень  $K = 3,196$ ;

з корозійними ураженнями у вигляді хвилових коверн зазнає інтенсивності напруження  $\sigma_i = 28,06 \text{ МПа}$ , коефіцієнт концентрації напружень становить  $K = 2,8$ ;

з корозійними ураженнями у вигляді пірамідальних коверн зазнає інтенсивності напруження  $\sigma_i = 24,19 \text{ МПа}$ , коефіцієнт концентрації напружень  $K = 2,42$ ;

з корозійними ураженнями у вигляді квадратних коверн зазнає інтенсивності напруження  $\sigma_i = 34,4 \text{ МПа}$ , коефіцієнт концентрації напружень  $K = 3,44$ ;

з корозійними ураженнями у вигляді сферичної коверни зазнає інтенсивності напруження  $\sigma_i = 23 \text{ МПа}$ , коефіцієнт концентрації напружень  $K = 2,3$ .

Найбільше значення коефіцієнта концентрації напружень –  $K = 3,44$  спостерігається у зразку, який має корозійне ураження у вигляді квадратних коверн. Дане моделювання пошкодження найбільш наближено до реального міжкристалітного корозійного ураження. Далі проведено дослідження напружено-деформованого стану квадратної пластини (товщиною 13 мм) в залежності від глибини корозійного ураження, результати цих досліджень наведено в таблиці 6 та проілюстровано на рисунках 4...7.

Таблиця 6

Залежність інтенсивності напружень від глибини корозійного ураження

| Корозійне ураження, мм | Корозійне ураження, % | Інтенсивність напруження $\sigma_i$ , МПа | Коефіцієнт концентрації напружень, $K$ |
|------------------------|-----------------------|---|--|
| 0                      | 0,00                  | 10000000                                  | 1                                      |
| 1                      | 7,69                  | 13000000                                  | 1,3                                    |
| 3                      | 23,08                 | 15799000                                  | 1,5799                                 |
| 5                      | 38,46                 | 21961000                                  | 2,1961                                 |
| 8                      | 61,54                 | 30880000                                  | 3,088                                  |
| 13                     | 100,00                | 56573000                                  | 5,6573                                 |

Джерело: розроблено авторами.

За результатами наведених досліджень напружено-деформованого стану квадратної пластини (товщиною 13 мм) в залежності від глибини корозійного ураження, наведених у міліметрах (рис. 4, 5) та у відсотках (рис. 6, 7) наочно доведено, що інтенсивність напружень  $\sigma_i$  та коефіцієнт концентрації мають практично лінійну залежність від глибини корозійного ураження.

З метою підтвердження результатів проведених досліджень здійснено моделювання напружено-деформованого стану частини верхньої панелі крила. Розрахунок напруженого стану конструкції виконано за типових експлуатаційних умов навантаження.

Для цього за кресленнями побудовано комп'ютерну модель частини силової верхньої панелі консолі крила літаків типу Ил-76 без ушкоджень та за наявності корозійного ураження.

Далі виконано розбиття моделей на скінчені елементи, закладено механічні характеристики матеріалів і сформульовано граничні механічні умови кріплення і навантаження.

Інтенсивність напруження –  $\sigma_i$ , МПа

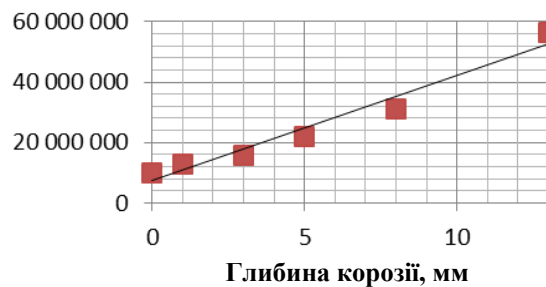


Рис.4. Залежність інтенсивності напружень  $\sigma_i$  від глибини корозійного ураження.

Джерело: розроблено авторами.

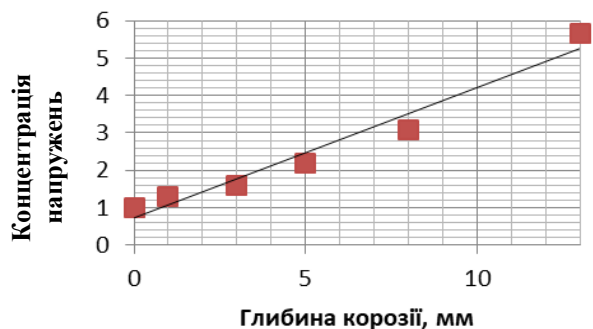


Рис.5. Залежність коефіцієнта концентрації напружень  $K$  від глибини корозійного ураження.

Джерело: розроблено авторами.





Рис. 6. Залежність інтенсивності напружень  $\sigma_i$  від глибини корозійного ураження у відсотках.

Джерело: розроблено авторами.

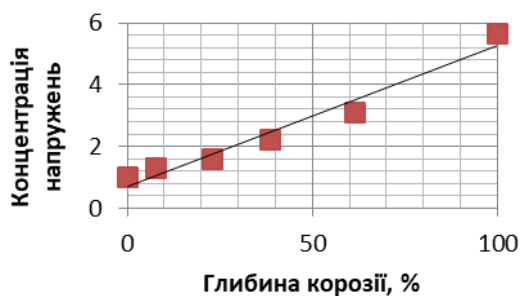


Рис. 7. Залежність коефіцієнта концентрації напружень  $K$  від глибини корозійного ураження у відсотках.

Джерело: розроблено авторами.

Результати розрахунків у вигляді просторових епюр інтенсивності напружень наведено на рисунку 8. Відзначається суттєва неоднорідність розподілу напружень поверхніми елементами. Максимальні значення напружень спостерігаються в осередку корозійних уражень силової панелі консолей крила літаків типу Ил-76,  $\sigma_i = 183 \text{ МПа}$ , так званої концентрації напружень.

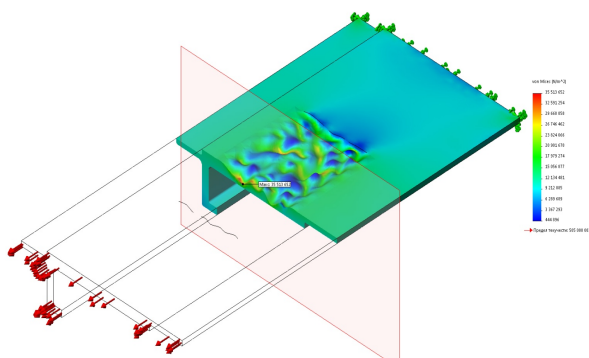


Рис. 8. Розрахунок напружено-деформованого стану моделі частини верхньої панелі крила літака Ил-76, яка має корозійне ушкодження.

Джерело: розроблено авторами.

У ЛА, в яких основна частина палива знаходиться в відсіках крила, навантаження силових елементів крила має деякі особливості. Верхня панель центроплану в порівнянні з нижньою навантажується інтенсивніше, за рахунок впливу значного навантаження від значної маси палива у паливних баках крила та маси двигунів під час руху аеродромом. За аналогічним алгоритмом послідовно досліджено напружено-деформований стан силових елементів конструкції консолей крила та центроплану літаків типу Ил-76. Результати моделювання напруженого стану панелі засвідчили, що найбільш слабкими місцями є зони корозійного ураження верхньої панелі крила (рис. 8).

Однак, за результатами досліджень напружено-деформованого стану силових елементів крила літаків типу Ил-76 та дослідження напруженого стану зразків визначено незначне зменшення несучої спроможності панелей крила до 10 %. Також слід зауважити щодо необхідності проведення відповідного контролю та належного ремонту панелей, які отримали корозійне ураження [3, с. 51; 4, с. 66...89; 5, с. 85; 6, с. 8...20; 7, с. 155...165; 8, с. 155...167; 9, с. 201...220; 10, с. 5...9; 11, с. 35...38; 12, с. 5...22; 13, с. 43...63; 14, с. 43...67; 15, с. 151...169; 16, с. 511, 512; 17, с. 34...53; 18, с. 34...55].

### Висновки

1. На основі результатів комп'ютерного моделювання напруженого стану силових елементів крила літаків типу Ил-76 встановлено, що його слабкі місця розташовані в зоні корозійного ураження верхньої панелі крила.

2. За результатами теоретичних досліджень напруженого стану силових елементів крила літаків типу Ил-76 та центроплана під час експлуатаційного навантаження встановлено наявність локальної концентрації напружень в зоні корозійного ураження верхньої панелі крила.

3. Результати моделювання напруженого стану елементів крила літаків типу Ил-76 та центроплана підтверджують наявність загрози зниження несучої здатності цих елементів крила за появи корозійного ураження глибиною більше 2 мм.

4. Проведене дослідження напруженого стану силових елементів крила літаків типу Ил-76 та центроплана після своєчасного проведення відповідного ремонту свідчить про значне зменшення концентрації напружень.

### Список літератури

1. Самолет Ил-76, часть 1. Самолет и двигатель. Учебное пособие. - М.: МО СССР, 1987. - 456 с.
2. Справочник по авиационным материалам. Том 2, часть 1. - М.: Машиностроение, 1965. - 455 с.
3. Випуск ГІ ВПС № 5164 Методические рекомендации по обнаружению и устранению коррозионных поражений на элементах конструкции самолетов Ан-12, 1984. - 68 с.
4. Про результати виконання досліджень та робіт на військово-транспортному літаку з метою визначення можливості індивідуального встановлення літаку міжремонтного ресурсу 2500 годин/1500 польотів і строку служби 8 років з відповідним продовженням строку служби 8 років після виконання капітального ремонту на ДП "НАРП", Звіт ДНДІА, 2020. - 360 с.
5. Барзилович Е.Ю., Савенков М.В. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. - М.: Транспорт, 1987. - 240 с.
6. Ильичев В.Д. Расчет текущего безопасного ресурса конструкции. - Труды ЦАГИ, 1972. - Вып.1391.- 24 с.
7. Иосилевич Г.Б. Детали машин. - М.: Машиностроение, 1988. - 368 с.
8. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов. - К.: Вища школа, 1978. - 487 с.
9. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1968. - 470 с.
10. Райхер В.Л., Француз Т.А. Рекомендации ЦАГИ по способам расчета усталостных повреждений и оценки ресурса конструкции самолетов. - Отчет ЦАГИ № 711, 1971. - 22 с.
11. Райхер В.Л., Цымбалюк В.И., Лейбов В.Г. Рекомендации по способам расчета повторяемости нагрузок, усталостного повреждения и оценке ресурса конструкции самолета на этапе проектирования. - Труды ЦАГИ, 1974. - Вып. 1219. - 45 с.
12. Панасюк В.В. Деякі актуальні проблеми міцності матеріалів і довговічності конструкцій – Фізико-хімічна механіка матеріалів // 2009. - №2. - С. 5–22.
13. Фатеев С.С., Цыбенко В.Н. Конструкция летательных аппаратов. Учебное пособие. - К.: КВВАИУ, 1989. - 172 с.
14. Вентцель Е.С. Теория вероятностей // 10-е издание. - М.: Наука, 2006. - 575 с.
15. Александров В.Г. Справочник по авиационным материалам. - М.: Транспорт, 1972. - 320с.
16. Справочник сталей и сплавов. Под ред. Зубченко А.С. - М.: Машиностроение, 2003. - 784с.
17. Трощенко В.Т., Сосновский Л.А. Сопrotивление усталости металлов и сплавов. - К.: Наукова думка, 1987. - 350с.
18. Про результати виконання досліджень та робіт на військово-транспортному літаку з метою визначення можливості індивідуального продовження літаку строку служби літаку до першого ремонту та призначеного строку служби. Звіт. - К.: ДНДІА, 2020. - 222 с.
19. Н.А. Азаренков, С.В. Литовченко, И.М. Неклюдов, П.И. Стоев. Коррозия и защита металлов. Часть 1. Химическая коррозия металлов. Учебное пособие. - Х.: ХНУ, 2007. - 187с.

*Надійшла до редколегії 16.10.2021*

*Схвалена до друку 20.11.2021*

#### ***Відомості про авторів:***

##### **Ковель Петро Петрович**

кандидат технічних наук  
старший науковий співробітник  
провідний науковий співробітник  
Державного науково-дослідного інституту авіації,  
Київ, Україна  
peter.kovel@gmail.com  
<https://orcid.org/0000-0003-3099-4467>

##### **Бологін Андрій Сергійович**

кандидат технічних наук  
старший науковий співробітник  
начальник науково-дослідної відділу  
Державного науково-дослідного інституту авіації,  
Київ, Україна  
bolas@ukr.net  
<https://orcid.org/0000-0003-0656-7799>

#### ***Information about the authors:***

##### **Petro Kovel**

Candidate of Technical Sciences  
Senior Researcher  
Leading researcher  
of State Research Institute of Aviation,  
Kyiv, Ukraine  
peter.kovel@gmail.com  
<https://orcid.org/0000-0003-3099-4467>

##### **Andrij Bolohin**

Candidate of Technical Sciences  
Senior researcher  
Head of the research department  
of State Research Institute of Aviation,  
Kyiv, Ukraine  
bolas@ukr.net  
<https://orcid.org/0000-0003-0656-7799>

**Нагорний Леонід Вікторович**

старший науковий співробітник  
Державного науково-дослідного інституту авіації,  
Київ, Україна  
leonid.maga.61@ukr.net  
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

**Leonid Nagorni**

Senior Researcher  
of State Research Institute of Aviation,  
Kyiv, Ukraine  
leonid.maga.61@ukr.net  
<https://orcid.org/0000-0002-7489-5172>

**ANALYSIS OF THE STRESS-STRAIN STATE OF THE STRUCTURAL ELEMENTS  
OF THE WING PANELS OF THE IL-76 AIRCRAFT IN THE PRESENCE  
OF CORROSION DAMAGE**

*P. Kovel, A. Bolohin, L. Nagorni*

*The main structure of the Il-76 aircraft, as an object of research, is sufficiently reliable, which is confirmed by the experience of use, and the airframe of the Il-76 aircraft is sufficiently maintainable, that is, adapted to eliminate the consequences of damage, which is confirmed by the experience of performing repairs.*

*But significant periods of operation, maintenance and storage, intensity of use, combat use, to varying degrees, introduced corrosion damage to the structural elements of the airframe, especially the upper wing panel, reducing their operational strength. Even performing repairs does not restore the structure to its original "new" state, since repair technologies are not able to fully restore all the characteristics of the material of the load-bearing elements.*

*Therefore, the main direction of scientific research of this work is the study of the physical essence of the structure's ability to withstand without destruction and deformation the entire range of operational loads and corrosive environments in conditions of regulated operation, repair and storage.*

*Achieving the goal of the work is possible using the method of mathematical modeling of the operation of the structural elements of the aircraft airframe with the presence of corrosion damage and the method of finite elements for calculating the stress-strain state of the main structural elements of the airframe.*

**Keywords:** *stress-strain state, modeling, fatigue strength, corrosion of aluminum alloys, corrosion damage, operation according to technical condition.*