

УДК 629.7.083

**БАЖЕНОВ В.А.**, завідуючий кафедрою Київського національного університету будівництва і архітектури, доктор технічних наук, професор

**СОЛОДЕЙ І.І.**, завідуючий науково-дослідним відділом Київського національного університету будівництва і архітектури, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

**КАЧМАР Р.В.**, головний інженер Державного підприємства «Львівський державний авіаційно-ремонтний завод»

**САМОТЬОС В.М.**, заступник начальника науково-дослідного відділу, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

## **РОЗРАХУНОК ЗАЛИШКОВОЇ МІЦНОСТІ СТИКОВИХ НАКЛАДОК КІЛІВ ЛІТАКА ТИПУ МІГ-29, УРАЖЕНИХ КОРОЗІЄЮ**

*У статті наведено результати досліджень і робіт щодо оцінки технічного стану силових елементів конструкції літака типу МіГ-29, уражених корозією з послідовним визначенням рівня залишкової міцності*

**Постановка завдання досліджень.** У 2009 році згідно з розпорядженням Головного інженера авіації Повітряних Сил Збройних Сил України виконані роботи з оцінки технічного стану стикових накладок кілів 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98 парку літаків типу МіГ-29. Оцінка виконана за допомогою ультразвукового приладу типу УДТ-40 відповідно до «Методики діагностування накладок 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98 кілів літаків типу МіГ-29 із застосуванням методів неруйнівного контролю», яка розроблена фахівцями Державного підприємства «Львівський державний авіаційно-ремонтний завод» і Державного науково-дослідного інституту авіації (ДНДІА) [1, 2]. Роботи проведені під науково-методичним керівництвом ДНДІА. Результати проведених робіт показали наявність корозійних уражень силових елементів конструкції літака типу МіГ-29, а саме стикових накладок кіля 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98. Аналіз наведеної інформації виявив неоднозначність при формуванні критерію прийняття рішення. З метою прийняття ґрунтовних рішень щодо шляхів продовження подальшої експлуатації літаків, розробки методів відновлення справності або зняття з експлуатації потрібно провести розрахунки залишкової міцності конструкції кілів, уражених корозією [3]. Зважаючи на складність поставленої задачі, її розв'язання потребує застосування чисельних методів. В наш час найбільш універсальним інструментом, що застосовується у наукових дослідженнях є метод скінченних елементів (МСЕ). Істотно підвищити ефективність МСЕ дозволяє його поєднання з методом розділу невідомих. Цей підхід був запропонований в роботі [4], як ефективний метод розв'язання просторових задач теорії пружності для однорідних тіл обертання. За останній час даний підхід набув широкого застосування в задачах статички та динаміки неоднорідних та циклічно-симетричних пружнопластичних просторових призматичних тіл, розглянуті задачі теплопровідності, контактної взаємодії, повзучості та механіки руйнування, також висвітлені можливості

застосування для тіл із початковими недосконалостями форми [5, 6].

**Методика розв'язання задачі.** Для дискретизації системи конструкцій кріплення кіля до підкільової надбудови використовуються призматичні прямолінійні скінченні елементи (СЕ) [7, 8] на основі моментної схеми скінченного елемента (МССЕ) [9] з довільними граничними умовами на торцях (рис. 1).

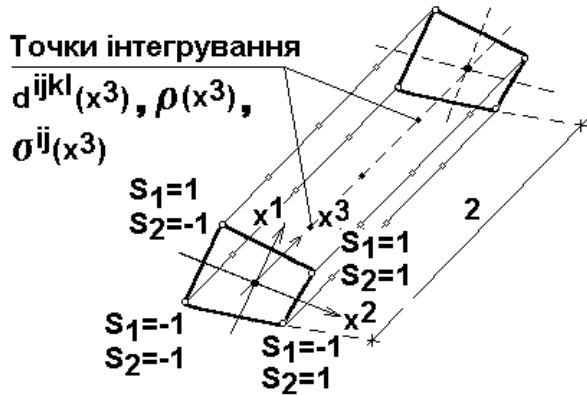


Рис.1. Неоднорідний призматичний скінченний елемент

В площині поперечного перерізу СЕ прийнято білінійний розподіл переміщення на основі поліномів Лагранжа першого ступеня:

$$u_{k'} = \sum_{S_1} \sum_{S_2} P_{(S_1, S_2)} u_{k'(S_1, S_2)},$$

$$P_{(S_1, S_2)} = \prod_{n=1}^2 \left( S_{(n)} x^{(n)} + \frac{1}{2} \right), \quad (1)$$

$k'$  - визначає напрямок в базисній

декартовій системі координат.

Як показано у роботі [6], застосування МССЕ дозволяє істотно підвищити ефективність чисельного дослідження просторових конструкцій, особливо при розрахунку тонкостінних елементів за допомогою просторових СЕ.

Для апроксимації переміщень в напрямку утворюючої використовується система координатних функцій  $\psi_{k'}^l$ :

$$u_{k'(S_1, S_2)} = \sum_{l=l_0}^L u_{k'(S_1, S_2)}^l \psi_{(k')}^l, \quad (2)$$

де  $\psi^l$  – поліноми Лагранжа при  $l = 0, 1$  і Міхліна при  $l = 2, \dots, L$

$$\psi_{k'}^0 = \frac{1}{2}(1 - x^3), \quad \psi_{k'}^1 = \frac{1}{2}(1 + x^3), \quad -1 \leq x^3 \leq 1,$$

$$\psi_{k'}^l = f^{(l)} p^{(l)} - f^{(l-2)} p^{(l-2)}, \quad f^{(l)} = \sqrt{(4l^2 - 1)^{-1}}, \quad (3)$$

$$p^{(l)} = \sqrt{\frac{2l+1}{2}} \sum_{s=0}^l \frac{(-1)^s (l+s)!}{(l-s)! (s!)^2 2^{s+1}} \left[ (1-x^3)^s + (-1)^l (1+x^3)^s \right]$$

Запропонована система функцій задовольняє умовам повноти та лінійної незалежності і дозволяє ефективно формулювати різні види межових умов на торцях тіла традиційним для МСЕ способом.

Задача визначення переміщень зводиться до розв'язання низки незалежних амплітудних підсистем звичайних алгебраїчних рівнянь, яка отримана після просторової скінченно-елементної дискретизації:

$$[K]_{ll} \{U\}^l = \{Q\}_l, \quad l = 1, \dots, L. \quad (4)$$

Координатні (дійсні) значення вузлових переміщень відновлюються за формулою (2), на основі яких обчислюються інші параметри напружено-деформованого стану.

**Чисельна модель конструкцій кріплення кіля до підкільової надбудови.** Панелі кіля за допомогою стикових накладок кріпляться до бортової нервюри підкільової надбудови фюзеляжа дворядним болтовим з'єднанням на анкерних гайках. З'єднання між обшивкою кіля та стиковою накладкою забезпечується чотирма рядами заклепок та клеєм. Крім того, жорсткість конструкції кріплення збільшується введенням до схеми стрингерів із рівнобокого сталюго кутика №2, що встановлені з кроком 126 мм по всій довжині накладки (рис. 2).

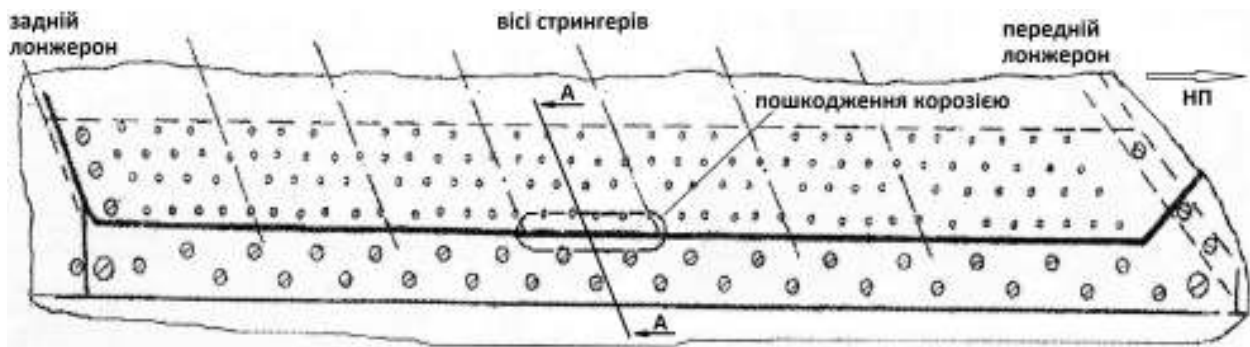


Рис.2. Схема конструкцій кріплення кіля до підкільової надбудови

Обшивка кіля виконана із композиційного матеріалу на основі вуглепластика типу КМУ-4Л, стикова накладка - із листового алюмінієвого сплаву Д-19 [2]. Виходячи з того, що міжстрингерні блоки мають повністю аналогічну структуру та систему навантажень, розглядається один блок з граничними умовами, які моделюють площину симетрії. Поперечний переріз конструкцій кріплення показано на рис. 3.

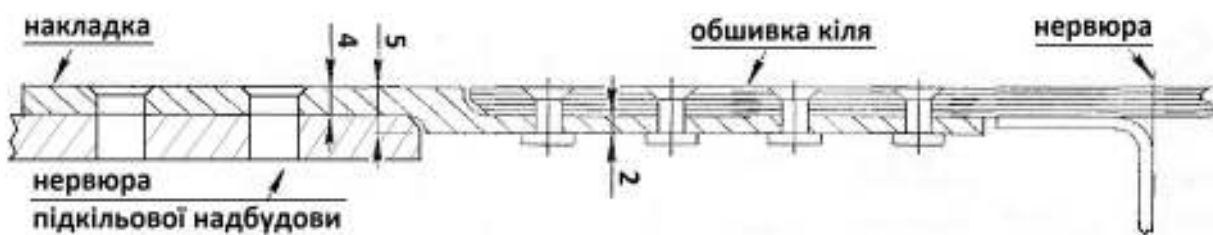


Рис.3. Переріз А-А

Вважається, що нервюри кіля та підкільової надбудови є абсолютно жорсткими та обмежують переміщення накладки у напрямку, перпендикулярному її площині в місцях з'єднання [3]. Дія стрингерів моделюється введенням до схеми шару скінченних елементів з еквівалентною жорсткістю, що відповідає дійсній жорсткості рівнобокого сталюго кутика №2 на згин та розтяг. Взаємодія між обшивкою кіля, накладкою та стрингерами реалізується на основі спеціальних контактних скінченних елементів [6], що забезпечують умови непроникнення та одностороннього контакту. З'єднання між обшивкою кіля та стиковою накладкою відповідають схемі рис. 2 та побудовані на основі звичайних СЕ.

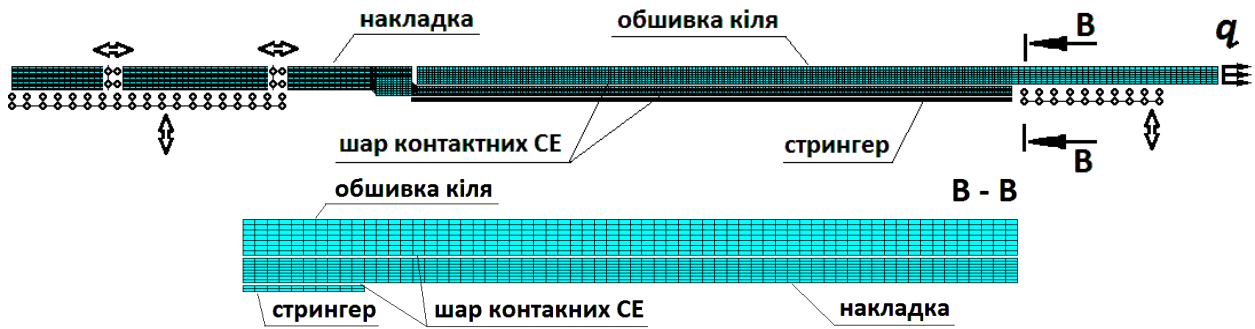


Рис.4. Скінченно-елементна модель

Модель конструкції (рис.4) включає 492660 невідомих, що обумовлюється необхідністю детального аналізу корозійних пошкоджень. Дослідження збіжності результатів показало, що подальше збільшення параметрів сіткової області веде до несуттєвої зміни напружено-деформованого стану.

**Результати досліджень.** На першому етапі проведено дослідження напружено-деформованого стану конструкції під дією статично прикладеного одиничного навантаження  $q$ . Рис. 5 відображає розподіл повздовжніх напружень у верхньому та нижньому шарі скінченних елементів накладки та деформовані схеми характерних перерізів.

Як видно з отриманих результатів, найбільш навантаженою частиною конструкції є верхній шар секції I (рис.5). У нижньому шарі накладки найбільш розтягнуті волокна спостерігаються в області галтельного переходу від 4 до 5 мм. При цьому, зона максимальних напружень зміщена до перерізу А, що можна пояснити роботою більш жорстких стрингерів. Найбільш ймовірнісний сценарій втрати міцності, у випадку перенавантаження конструкції, є виникнення тріщини між двома галтельними переходами накладки (секція I, область А), що підтверджується досвідом експлуатації літальних апаратів даного типу.



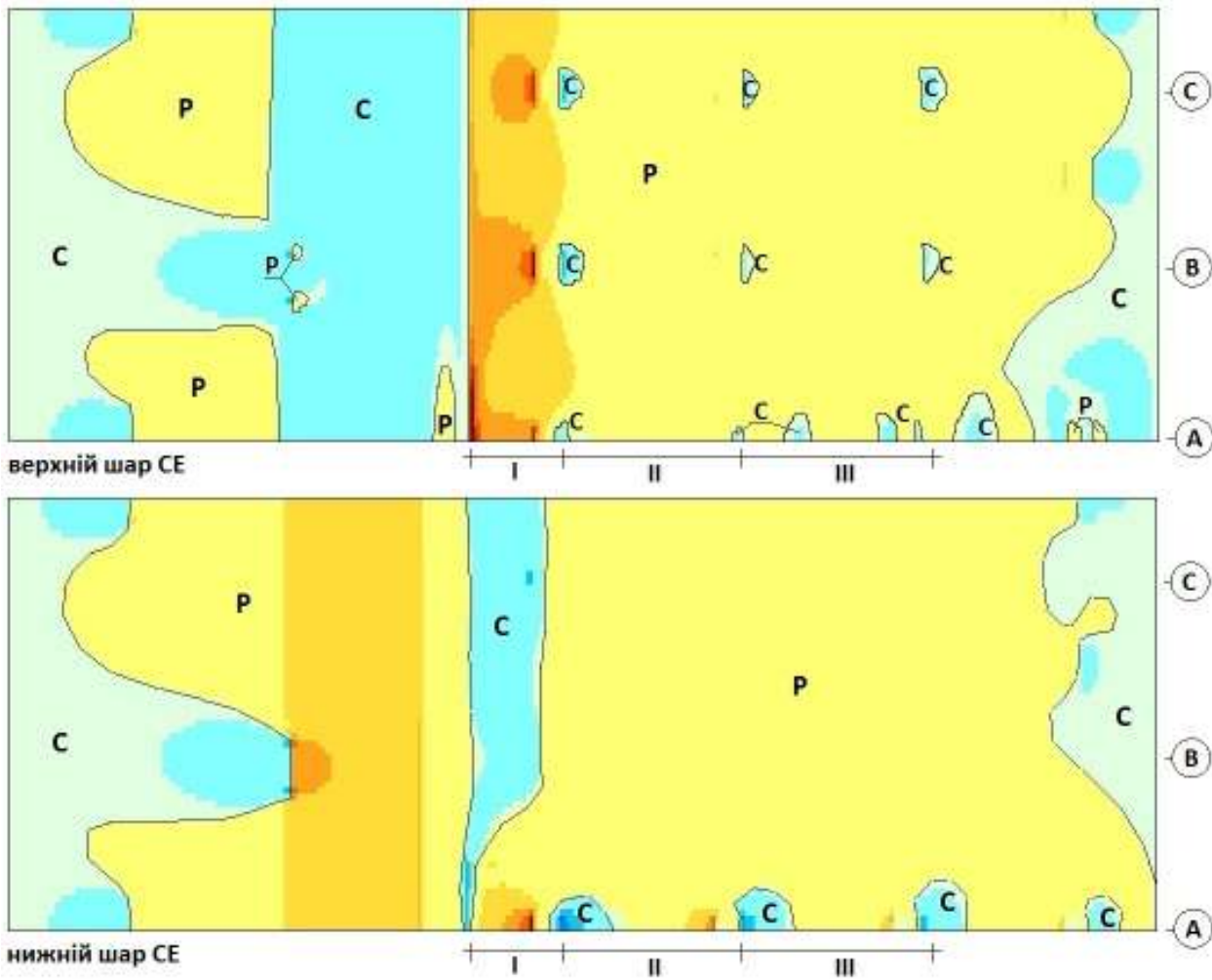
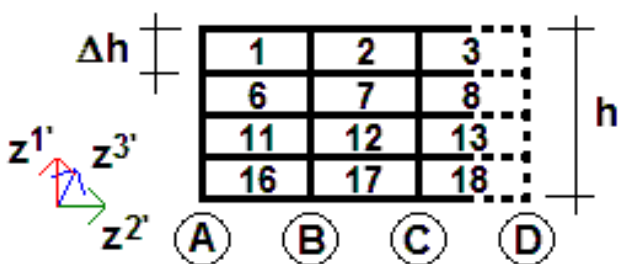


Рис.5. Ізолінії повздовжніх напружень (P – зона розтягу, С – зона стиску)

Аналіз агрегатів силової конструкції кіля літаків указує на необхідність при значних строках експлуатації в умовах досить вологого клімату України і поганого зберігання враховувати пошкодження силових елементів корозією. Корозія приводить до появи концентраторів напружень, що є передумовою появи втомленісних тріщин. Ідея оцінки зменшення міцності конструкції внаслідок корозії базується на введенні до розгляду коефіцієнта послаблення, що визначається відношенням максимальних напружень пошкодженої  $\sigma_k$  та початкової  $\sigma_{поч}$  конфігурацій.

$$k = \sigma_k / \sigma_{поч} \quad (5)$$



На рис. 6 показано схему моделювання пошкоджень для кожної з секцій, що розглядаються. Тут  $h$  - товщина накладки (2 мм);  $\Delta h$  - мінімальна товщина пошкодження прийнята до аналізу (0,5 мм).

Рис.6. Схема моделювання пошкоджень розглянуто напружено-деформований стан

міжперерізного простору С-D в умовах послаблення секцій I і II до половини товщини накладки.

Таблиця 1.

Коефіцієнти  $k$  при послабленні секцій I і II

№	Видалені елементи секції I	$k_{SI}$	Видалені елементи секції II	$k_{SI}$								
1	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	1.244	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	1.00868
3												
8												
13												
18												
3												
8												
13												
18												
2	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	1.5805	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	1.0294
3												
8												
13												
18												
3												
8												
13												
18												

Таблиця 2.

Коефіцієнти  $k$  при змішаному послабленні секцій I та II

№	Видалені елементи		$k_{SI}$								
	I	II									
1	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	1.2317
3											
8											
13											
18											
3											
8											
13											
18											
2	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	<table border="1"> <tr><td>3</td></tr> <tr><td>8</td></tr> <tr><td>13</td></tr> <tr><td>18</td></tr> </table>	3	8	13	18	1.2512
3											
8											
13											
18											
3											
8											
13											
18											

Аналіз отриманих результатів показує, що наявність пошкодженостей в області секції II незначно (в межах 1...3%) впливає на рівень визначальних напружень. На відміну від цього, пошкодження секції I значною мірою збільшують рівень максимальних напружень (табл.1, 2).

**Висновок.** Таким чином, в ході виконання роботи розроблено нову скінченно-елементну модель конструкції кріплення кіля до підкільової надбудови літака типу МіГ-29. Показано просторовий характер роботи силових елементів конструкції літака типу МіГ-29 та проведено аналіз розподілу визначальних параметрів напружено-деформованого стану. Зроблено оцінку рівня залишкової міцності стикової накладки 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98 кріплення кіля внаслідок дії корозійних процесів.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Вказівка Головного інженера авіації Повітряних Сил Збройних Сил України від 25.02.10 № 423 (0009) про введення в дію «Методики діагностування накладок 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98 кілів літаків типу МіГ-29 із застосуванням методів неруйнівного контролю».
2. Бойко А.П., О.В.Мамлюк, Терещенко Ю.М., Цибенко В.М. Конструкція літальних апаратів.–К.:„Вища освіта”,2001.-381с.

3. Хільченко М.Ф., Бойко А.П., Самотьос В.М. Звіт про виконання науково-дослідної роботи „Визначення залишкової міцності стикових накладок 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98 кріплення кіля до під кільової надбудови літаків типу МіГ-29 авіації Повітряних Сил Збройних Сил України, в яких виявлено експлуатаційні ушкодження”. –К.:ДНДІА, 2009. Інв.№1359.–44с.
4. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике.- М.: Мир, 1975.-539с.
5. Баженов В.А., Гуляр О.І., Пискунов С.О., Сахаров О.С. Напіваналітичний метод скінчених елементів в задачах руйнування простових тіл.-К.: КНУБА, 2005. - 298с.
6. Баженов В.А., Гуляр О.І., Солодей І.І. Особливості реалізації НМСЕ в задачах динамічної взаємодії неоднорідних пружнопластичних тіл // Опір матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. Збірник / Відп. ред. В.А. Баженов. –К.:КНУБА, Випуск 69, 2001.–134-146с.
7. Солодей І.І. Ефективність скінченноелементної бази напіваналітичного метода скінченних елементів для апроксимації тіл обертання та призматичних тіл в задачах динаміки // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-техн. збірник / Відп. ред. В.А.Баженов. –К.:КНУБА, Вип.82, 2008.-с.154-163.
8. Солодей І.І., Вабіщевич М.О., Гуляр О.І. Використання спеціальних скінченних елементів з тріщиною в задачах механіки руйнування при нестационарних динамічних навантаженнях // Опір матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. Збірник / Відп. ред. В.А.Баженов. –К.:КНУБА, Випуск 84, 2009. –49-64с.
9. Сахаров А.С. “Моментная схема конечных элементов МСКЭ с учетом жестких смещений” // Соппротивление материалов и теория сооружений. –1974.–Выпуск 24.–147-156с.

*Надійшла до редакції 29.10.2010*