

Граничний стан циліндричної оболонки з композиційного матеріалу за наявності пошкоджень

В. В. Астанін, М. М. Бородачов, С. Ю. Богдан

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

Розглядається у просторовій постановці метод визначення граничного стану оболонки з локальним пошкодженням, що знаходиться під дією тиску. Задача розв'язується чисельно-аналітичним способом із використанням метода скінченних елементів.

Ключові слова: оболонка з композиційного матеріалу, пошкодження, ортотропний матеріал, граничний стан, тріщина, коефіцієнт інтенсивності напружень.

Вступ. У просторовій постановці пропонується метод оцінки граничного стану оболонки з пошкодженнями. Метод є подальшим узагальненням та розповсюдженням на композиційний (ортотропний) матеріал способу, що викладений раніше [1, 2], для визначення граничного стану сталюї труби з корозійними пошкодженнями. У запропонованому підході пошкодження труби моделюється напівеліпсоїдом, у той час у нормативних матеріалах [3] воно замінюється напівеліптичною тріщиною. У роботах [4–11] використовуються інші постановки і методи для визначення напруженого та граничного стану елементів конструкцій з композиційних матеріалів.

Постановка задачі. Досліджуються деформування і граничний стан пружної ортотропної оболонки, що знаходиться під дією внутрішнього тиску. Оболонка виготовлена з композиційного армованого матеріалу, який можна вважати ортотропним тілом. На зовнішній поверхні вона має пошкодження у вигляді напівеліпсоїдної вибоїни (рис. 1). В основу розв'язку цієї задачі покладено рівняння тривимірної теорії пружності. Припускається, що для композиційного матеріалу справедливі всі рівняння ізотропної теорії пружності, за винятком узагальненого закону Гука, що пов'язує між собою деформації та напруження. Композиційний матеріал розглядається як анізотропний.

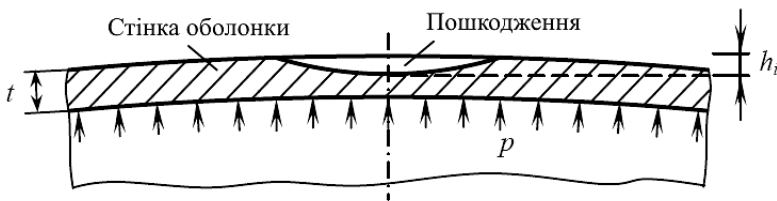


Рис. 1. Розрахункова схема фрагменту діаметрального поперечного перерізу оболонки.

Припустимо, що деформування композита (наприклад, вуглепластика за кімнатної температури) описується співвідношеннями лінійної теорії пружності ортотропного тіла [12]:

$$\begin{cases} \varepsilon_x = a_{11}\sigma_x + a_{12}\sigma_y + a_{13}\sigma_z; \\ \varepsilon_y = a_{12}\sigma_x + a_{22}\sigma_y + a_{23}\sigma_z; \\ \varepsilon_z = a_{13}\sigma_x + a_{23}\sigma_y + a_{33}\sigma_z; \\ \gamma_{xy} = a_{66}\tau_{xy}; \\ \gamma_{yz} = a_{44}\tau_{yz}; \\ \gamma_{xz} = a_{55}\tau_{zx}, \end{cases} \quad (1)$$

де a_{ij} – пружні сталі ортотропного тіла.

Зв'язок між пружними сталими a_{ij} і технічними константами E_i , G_{ij} , ν_{ij} має такий вигляд:

$$\begin{cases} a_{11} = \frac{1}{E_x}; & a_{22} = \frac{1}{E_y}; & a_{33} = \frac{1}{E_z}; \\ a_{12} = -\frac{\nu_{yx}}{E_y}; & a_{21} = -\frac{\nu_{xy}}{E_x}; & a_{23} = -\frac{\nu_{zy}}{E_z}; \\ a_{31} = -\frac{\nu_{xz}}{E_x}; & a_{32} = -\frac{\nu_{yz}}{E_y}; & a_{13} = -\frac{\nu_{zx}}{E_z}; \\ a_{44} = \frac{1}{G_{yz}}; & a_{55} = \frac{1}{G_{xz}}; & a_{66} = \frac{1}{G_{xy}}. \end{cases} \quad (2)$$

Окрім того, запишемо

$$E_x \nu_{yx} = E_y \nu_{xy}; \quad E_y \nu_{zy} = E_z \nu_{yz}; \quad E_z \nu_{xz} = E_x \nu_{zx}. \quad (3)$$

Напружено-деформований стан оболонки з пошкодженням визначаємо чисельно методом скінчених елементів. Напружений стан оболонки є основою для використання методу оцінки її граничного стану. Метод визначення граничного стану даного елемента конструкції базується на основних положеннях механіки руйнування, зокрема на понятті коефіцієнта інтенсивності напружень (КІН).

Розглянемо виведення формули для визначення КІН за заданими переміщеннями.

Коефіцієнт інтенсивності напружень для ортотропного тіла. У роботі [13] показано, що основні концепції механіки руйнування ізотропного тіла можна розповсюдити на анізотропний матеріал.

Для ортотропного тіла при плоскому симетричному навантаженні маємо переміщення v [14], що перпендикулярне до площини тріщини і направлене вздовж осі y в околі вершини тріщини:

$$v = K_1 \left(\frac{2r}{\pi} \right)^{1/2} \operatorname{Re} \left\{ \frac{1}{s_1 - s_2} [s_1 q_2 (\cos \theta + s_2 \sin \theta)]^{1/2} - \right.$$

$$\left. -s_2 q_1 (\cos \theta + s_1 \sin \theta)^{1/2} \right\}, \quad (4)$$

де K_1 – коефіцієнт інтенсивності нормальних напружень; r, θ – полярні координати (рис. 2); Re – дійсна частина комплексного виразу; s_1, s_2 – комплексні корені характеристичного рівняння (див. далі).

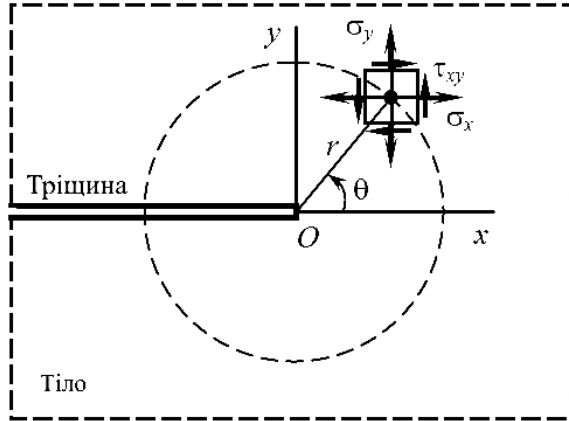


Рис. 2. Напружений стан тіла в околі вершини тріщини.

У формулі (4) q_1, q_2 є скороченими позначеннями наступних виразів:

$$q_1 = \frac{a_{12}s_1^2 + a_{22}}{s_1}; \quad q_2 = \frac{a_{12}s_2^2 + a_{22}}{s_2}. \quad (5)$$

Для визначення переміщення v на верхньому і нижньому берегах тріщини (рис. 2) з урахуванням співвідношення (4) відповідно запишемо такі вирази:

$$v(x, +0) = K_1 \left(\frac{2r}{\pi} \right)^{1/2} \text{Re} \left(\frac{s_2 q_1 - s_1 q_2}{s_1 - s_2} \right) i;$$

$$-v(x, -0) = K_1 \left(\frac{2r}{\pi} \right)^{1/2} \text{Re} \left(\frac{s_2 q_1 - s_1 q_2}{s_1 - s_2} \right) i.$$

Додамо ці формули

$$v(x, +0) - v(x, -0) = 2K_1 \left(\frac{2r}{\pi} \right)^{1/2} \text{Re}(\Omega),$$

де

$$\Omega = i \left(\frac{s_2 q_1 - s_1 q_2}{s_1 - s_2} \right). \quad (6)$$

Отже, маємо

$$K_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2r} \right)^{1/2} \frac{[v(x, +0) - v(x, -0)]}{\operatorname{Re}(\Omega)}.$$

Якщо правий кінець тріщини перенести на величину a від початку координат праворуч, остаточно отримаємо

$$K_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{\pi}{2} \right)^{1/2} \frac{1}{\operatorname{Re}(\Omega)} \lim_{x \rightarrow (a-0)} \left[\frac{v(x, +0) - v(x, -0)}{(a-x)^{1/2}} \right]. \quad (7)$$

За формулою (7) можна визначити КІН K_1 у випадку плоского симетричного навантаження ортотропного тіла. Подібну формулу можна отримати для плоского косиметричного навантаження.

Можемо записати

$$s_2 q_1 - s_1 q_2 = a_{22} (s_2^2 - s_1^2) / s_1 s_2. \quad (8)$$

Отже, для ортотропного тіла (на основі співвідношення (6)) маємо

$$\Omega = -i a_{22} (s_1 + s_2) / s_1 s_2. \quad (9)$$

При цьому характеристичне рівняння має такий вигляд:

$$a_{11} \mu_i^4 + (2a_{12} + a_{66}) \mu_i^2 + a_{22} = 0. \quad (10)$$

У роботі [12], виходячи з енергетичних міркувань, показано, що корені рівняння (10) комплексні або суто уявні і не можуть бути дійсними. Припустимо, що нерівні корені рівняння (10) мають вигляд

$$s_1 = \mu_1 = \alpha_1 + i\beta_1, \quad s_2 = \mu_2 = \alpha_2 + i\beta_2, \quad \mu_3 = \bar{\mu}_1, \quad \mu_4 = \bar{\mu}_2,$$

де α_j, β_j ($j=1, 2$) – дійсні сталі.

Із властивостей коренів рівняння (10) випливає, що

$$s_1^2 s_2^2 = a_{22} / a_{11}.$$

Тоді формула (9) набуває вигляду

$$\Omega = -i a_{11} s_1 s_2 (s_1 + s_2). \quad (11)$$

Формулу (7) перепишемо наступним чином:

$$K_1 = \frac{(2\pi)^{1/2}}{4 \operatorname{Re}(\Omega)} \lim_{x \rightarrow (a-0)} \left[\frac{v(x, +0) - v(x, -0)}{(a-x)^{1/2}} \right]. \quad (12)$$

Розв'язок рівняння (10) має такий вигляд:

$$\mu_{1,2}^2 = \frac{1}{2a_{11}} [-(2a_{12} + a_{66}) \pm \sqrt{(2a_{12} + a_{66})^2 - 4a_{11}a_{22}}].$$

Підставляючи у рівняння (10) конкретні значення пружних сталей a_{ij} і розв'язуючи це рівняння, знаходимо корені μ_i , а потім величини s_1 і s_2 . Далі за формулою (11) обчислюємо Ω . Використовуючи це значення Ω у (12), отримуємо остаточний вираз для визначення K_1 для даного матеріалу.

Напружено-деформований стан конструктивного елемента циліндричної оболонки з пошкодженнями. Методом скінченних елементів виконано чисельні дослідження напружено-деформованого стану конструктивного елемента оболонки з композитного матеріалу у вигляді сегменту (рис. 3).

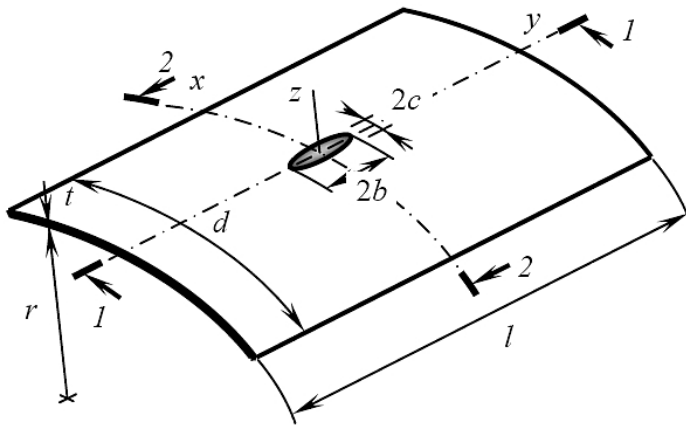


Рис. 3. Геометрична схема конструктивного елемента.

Для задачі, що розглядається, як типовий матеріал вибрано вуглепластик Thornel MatVMA [15–17]. Товщина оболонки $t = 6$ мм, внутрішній радіус $r = 150$ мм, габаритні розміри фрагменту: $l = 300$ мм, $d = 200$ мм.

Механічні характеристики матеріалу оболонки наступні: модулі пружності $E_x = 4 \cdot 10^4$ МПа, $E_y = 2 \cdot 10^4$ МПа, $E_z = 1 \cdot 10^4$ МПа; модулі зсуву $G_{xy} = 4,5 \cdot 10^3$ МПа, $G_{yz} = 4,0 \cdot 10^3$ МПа, $G_{xz} = 4,5 \cdot 10^3$ МПа; коефіцієнти Пуассона $\nu_{xy} = 0,26$, $\nu_{yz} = 0,25$, $\nu_{xz} = 0,26$; границі міцності $\sigma_{u(x)}^p = 1000$ МПа, $\sigma_{u(y)}^p = 500$ МПа, $\sigma_{u(x)}^c = 600$ МПа, $\sigma_{u(y)}^c = 300$ МПа, $\sigma_{u(xy)}^3 = 70$ МПа.

Фрагмент оболонки зазнавав дії напружень, нормальних до торців сегменту σ_0 , $\sigma_m = 0,11\sigma_0$ і внутрішньої поверхні оболонки $\sigma_r = 0,04\sigma_0$, які відповідають впливу внутрішнього тиску p (рис. 4).

Проаналізовано вплив пошкоджень стінки труби глибиною $h = 0,75; 1,50; 2,25; 3,00$ мм, що відповідає 12,5; 25; 37,5; 50% початкової товщини t труби, які моделювалися напівеліпсоїдом із півосями $b = 20$ мм, $c = 5$ мм. Виконано аналіз скінченноелементних моделей відповідних розрахункових схем (кількість вузлів у середньому складала 176129, елементів – 107342).

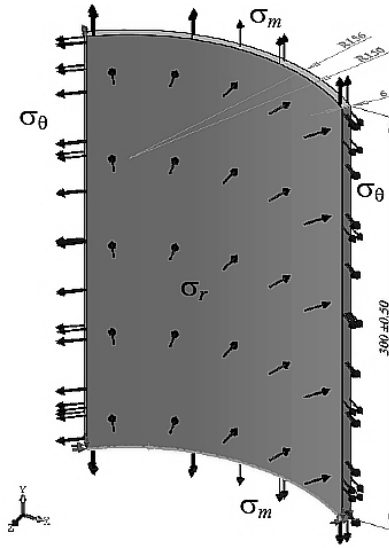


Рис. 4. Схема навантажень на конструктивний елемент.

Для визначення граничного стану матеріалу проводили дослідження напружено-деформованого стану конструктивного елемента при певній варіації навантажень для вказаних вище глибин пошкодження стінки труби (рис. 5).

Дослідження граничного стану і розподілу нормальних напружень σ_x проводили у небезпечному перерізі I-I елемента (рис. 3). В області розвитку напружень (рис. 6) граничний стан оцінювали за критерієм міцності

$$\sigma_x < \sigma_{u(x)}^p = 1000 \text{ МПа.} \tag{13}$$

За допомогою критерію міцності матеріалу (13) визначали розміри зон граничного стану (зони передруйнування) a_i для кожного рівня навантаження $\sigma_{\theta i}$, де $i=1, 2, \dots, 4$ (табл. 1, рис. 7).

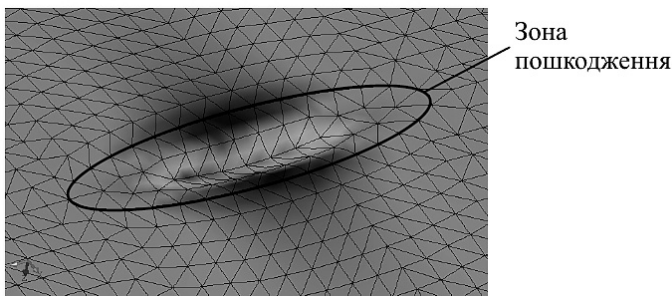


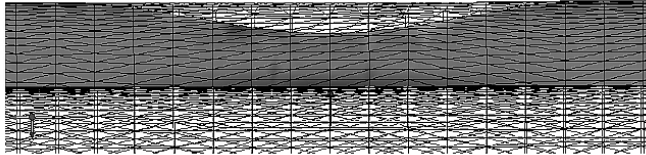
Рис. 5. Ізополя розподілу інтенсивності напружень σ_x біля пошкодження стінки труби глибиною $h_3 = 2,25 \text{ мм}$ (37,5%) при $\sigma_{\theta} = 600 \text{ МПа}$.

За отриманими даними у табл. 1 побудовано відповідні функції $g(x) = \sigma_{\theta i}(a_i)$, що дозволяє встановити залежності довжини зони граничного стану матеріалу від величини зовнішніх впливів [1, 2]:

Т а б л и ц я 1

Максимальний розмір зони передруйнування

i	h , мм (%)	a , мм	σ_θ , МПа
1	$h_1 = 0,75$ (12,5)	1,27	800
2		1,67	850
3		2,08	900
4		2,39	950
1	$h_2 = 1,50$ (25,0)	0,9	600
2		1,37	700
3		1,79	800
4		2,34	900
1	$h_3 = 2,25$ (37,5)	1,22	600
2		1,57	700
3		1,83	800
4		2,13	900
1	$h_4 = 3,0$ (50,0)	0,95	400
2		1,19	500
3		1,36	600
4		1,67	800

1-1Рис. 6. Ізополя розподілу інтенсивності напружень σ_x у перерізі 1-1 (рис. 3) елемента при $h_3 = 2,25$ мм (37,5%) і $\sigma_\theta = 600$ МПа.для $h_1 = 0,75$ мм (12,5%) –

$$g_1(x) = 52,1442x^3 - 265,5281x^2 + 565,5312x + 403,2342;$$

для $h_2 = 1,50$ мм (25,0%) –

$$g_2(x) = -60,0538x^3 + 272,2783x^2 - 169,9008x + 576,1446;$$

для $h_3 = 2,25$ мм (37,5%) –

$$g_3(x) = -278,8001x^3 + 1450,1892x^2 - 2124,1196x + 1539,2229;$$

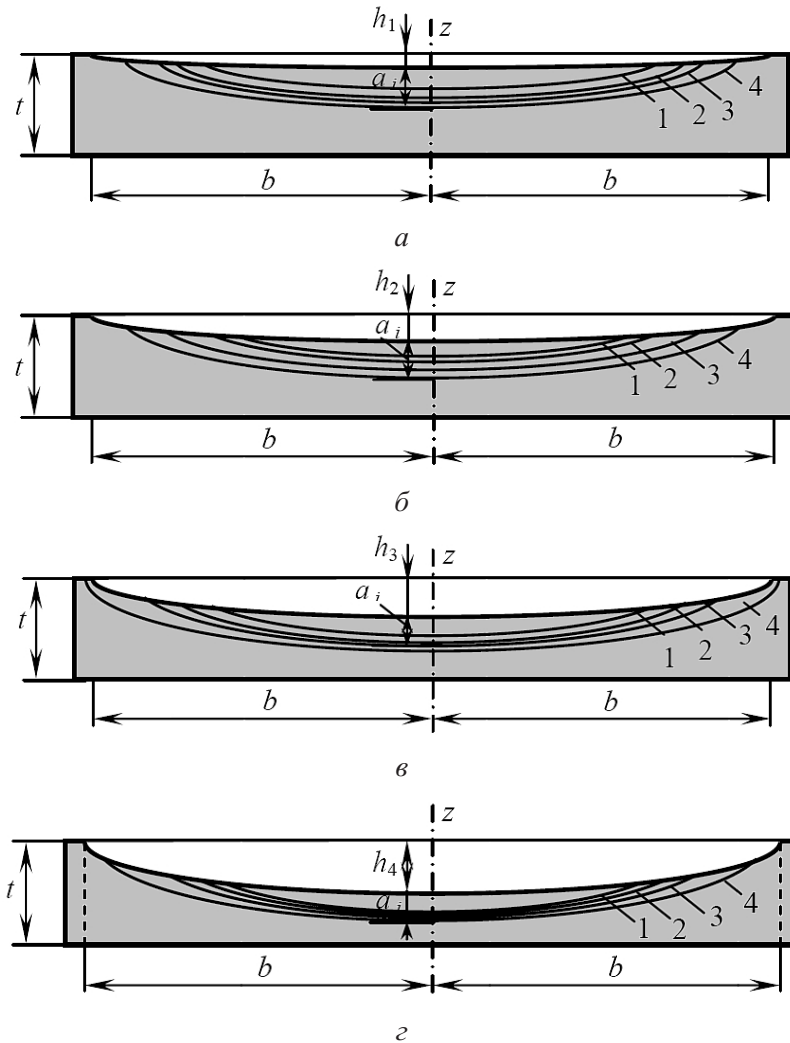


Рис. 7. Зони передруйнування a_1 при глибині пошкодження h та рівні навантаження $\sigma_{\theta i}$: 1, 2, 3, 4 – відповідає i в табл. 1.

для $h_4 = 3,0$ мм (50,0%) –

$$g_4(x) = -416,4781x^3 + 1876,1335x^2 - 2161,7843x + 1117,5625.$$

(У дужках вказано відсотки, що відповідають висоті концентратора по відношенню до загальної товщини оболонки.)

Дослідження тріщин у конструктивному елементі циліндричної оболонки з пошкодженнями. Враховуючи, що матеріал у зоні граничного стану практично вичерпав несучу здатність, зону можна розглядати як тріщину з використанням методів механіки руйнування. Щоб оцінити роботу конструктивного елемента з тріщиною, необхідно визначити КІН K_1 для вказаних вище довжин тріщин (табл. 1), товщину тріщини задавали $\delta = 0,1$ мм. При цьому використовували наступну залежність механіки руйнування:

$$K_1 = \frac{(2\pi)^{1/2} E_x}{13,32} \lim_{z \rightarrow a-0} \left[\frac{u(z, +0) - u(z, -0)}{(a-z)^{1/2}} \right], \quad (14)$$

де $u(z, \pm 0)$ – проєкції переміщення поверхні тріщини на вісь x ; $(a-z)$ – величина, що дорівнює товщині тріщини (рис. 8).

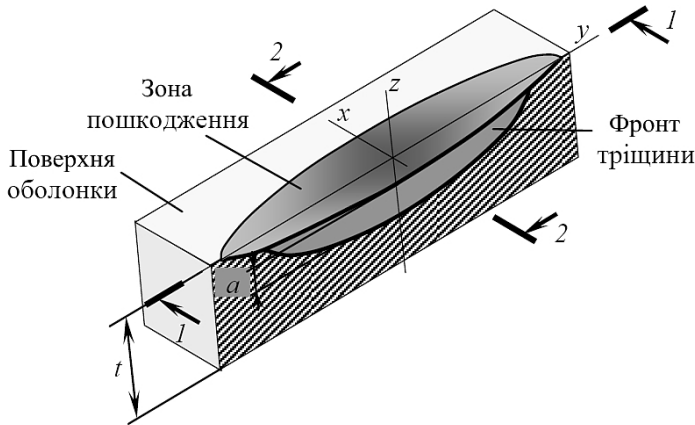


Рис. 8. Схема розташування тріщини в елементі оболонки з пошкодженням.

Формула (14) отримана з виразу (12) при конкретних значеннях констант E_i , G_{ij} , ν_{ij} , наведених вище. При використанні цих даних та формули (3) отримаємо

$$\begin{aligned} a_{11} &= 0,25 \cdot 10^{-4} \text{ МПа}^{-1}; & a_{22} &= 0,5 \cdot 10^{-4} \text{ МПа}^{-1}; \\ a_{12} &= -0,065 \cdot 10^{-4} \text{ МПа}^{-1}; & a_{66} &= 2,222 \cdot 10^{-4} \text{ МПа}^{-1}. \end{aligned}$$

При цьому (10) набуде вигляду

$$0,25 \mu_i^1 + 2,092 \mu_i^2 + 0,5 = 0,$$

де корені цього рівняння такі: $-2,8499i$; $-0,4962i$; $2,8499i$; $0,4962i$.

Отже, маємо $s_1 = 2,8499i$; $s_2 = -0,4962i$.

У даному випадку з (11) отримаємо

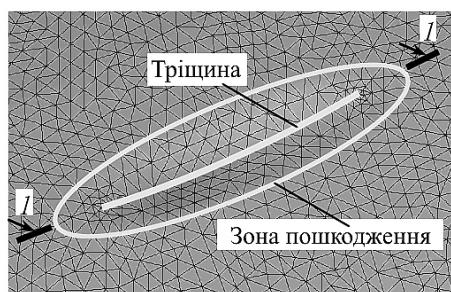
$$\Omega = -ia_{11}s_1s_2(s_1 + s_2) = 3,328 a_{11} = \frac{3,328}{E_x}.$$

Підставимо значення Ω у (12) і одержимо формулу (14).

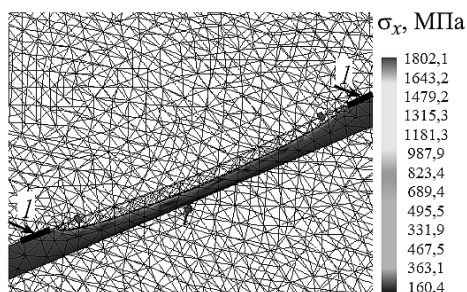
При дослідженні граничного стану фрагменту оболонки форма тріщини відповідала формі зони передруйнування (рис. 9). Наявність у реальному тілі гострокінцевих концентраторів напружень, зокрема дефектів типу тріщин, ускладнює розрахунок на міцність. У даному підході при визначенні гранично-рівноважного стану дефектного тіла разом із класичними критеріями міцності брали до уваги умови, що враховують значення компонент напружено-деформованого стану в околі кінчика тріщини (рис. 10).

Переміщення у вершині тріщини

h , мм	a , мм	$(u+0)$, мм	$(u-0)$, мм	Δu , мм
0,75	1,27	0,1201	0,1135	0,0066
	1,67	0,1212	0,1133	0,0079
	2,08	0,1223	0,1134	0,0089
	2,39	0,1224	0,1117	0,0107
1,5	0,90	0,1217	0,1132	0,0085
	1,37	0,1215	0,1128	0,0087
	1,79	0,1228	0,1137	0,0091
	2,34	0,1217	0,1094	0,0123
2,25	1,22	0,1233	0,1125	0,0108
	1,57	0,1237	0,1119	0,0118
	1,83	0,1225	0,1097	0,0128
	2,13	0,1196	0,1048	0,0148
3,0	0,95	0,1272	0,1150	0,0122
	1,36	0,1243	0,1103	0,0140
	1,67	0,1227	0,1071	0,0156

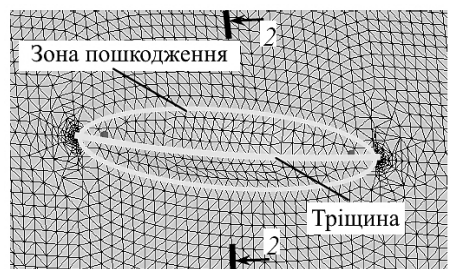


а

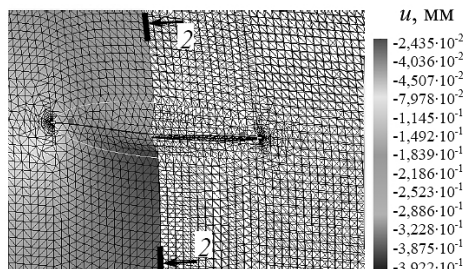


б

Рис. 9. Аналіз пошкодження $h_3 = 2,25$ мм (37,5%) з тріщиною $a = 1,22$ мм при $\sigma_\theta = 100$ МПа: а – скінченноелементна модель елемента оболонки; б – ізополі розподілу інтенсивності напружень σ_x у перерізі 1-1 елемента (рис. 8).



а



б

Рис. 10. Аналіз пошкодження $h_3 = 2,25$ мм (37,5%) з тріщиною $a = 2,13$ мм при $\sigma_\theta = 100$ МПа: а – скінченноелементна модель елемента оболонки; б – ізополі розподілу інтенсивності переміщень u у перерізі 2-2 елемента (рис. 8).

Досліджували деформований стан елемента при варіації довжини можливої тріщини і аналізували величини переміщень кінчика тріщини (табл. 2).

Обчислювали КІН нормального відриву K_1 для кожного випадку за формулою (14) при $\sigma_0 = 100$ МПа (табл. 3).

Т а б л и ц я 3

Результати визначення K_1

h , мм	Координати інтерполяційного поліному	
	a , мм	K_1 , МПа · м ^{1/2}
0,75	1,27	4,968
	1,67	5,947
	2,08	6,699
	2,39	8,054
1,5	0,9	6,398
	1,37	6,549
	1,79	6,850
	2,34	9,259
2,25	1,22	8,130
	1,57	8,882
	1,83	9,635
	2,13	11,141
3,0	0,95	9,183
	1,36	10,538
	1,67	11,743

Співвідношення між отриманими величинами коефіцієнта інтенсивності напружень та довжин тріщин інтерполювали поліномами $F_i(x) = K_{1i}(a_i)$:
для $h_1 = 0,75$ мм (12,5%) –

$$F_1(x) = 3,8219x^3 - 19,9344x^2 + 36,1517x - 16,60678;$$

для $h_2 = 1,5$ мм (25,0%) –

$$F_2(x) = 2,31415x^3 - 8,95118x^2 + 11,56923x + 1,54913;$$

для $h_3 = 2,25$ мм (37,5%) –

$$F_3(x) = 2,82092x^3 - 11,80711x^2 + 18,53526x - 2,03169;$$

для $h_4 = 3,0$ мм (50,0%) –

$$F_4(x) = 0,808637x^2 + 1,436926x + 7,088125.$$

На основі критерію механіки руйнування Ірвіна

$$K_1 = f_i(\sigma_0; a) \leq K_{1c} \quad (15)$$

виведено залежності параметричної довжини тріщини від граничних значень зовнішнього навантаження:

$$f_i(x) = \frac{100K_{1c}}{F_i(x)}.$$

При дослідженні роботи матеріалу на стадії зрушення тріщини у запропонованому методі використовується характеристика тріщиностійкості матеріалу – критичний коефіцієнт інтенсивності напружень $K_{1c} = 80 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$.

При чотирьох глибинах пошкодження стінки фрагменту оболонки за критерієм механіки руйнування (15) побудовано функції $f_i(x)$:

для $h_1 = 0,75 \text{ мм}$ (12,5%) –

$$f_1(x) = \frac{100K_{1c}}{3,82196x^3 - 19,94344x^2 + 36,15175x - 16,60678};$$

для $h_2 = 1,5 \text{ мм}$ (25,0%) –

$$f_2(x) = \frac{100K_{1c}}{2,31415x^3 - 8,95118x^2 + 11,56923x + 1,54913};$$

для $h_3 = 2,25 \text{ мм}$ (37,5%) –

$$f_3(x) = \frac{100K_{1c}}{2,82092x^3 - 11,80711x^2 + 18,53526x - 2,03169};$$

для $h_4 = 3,0 \text{ мм}$ (50,0%) –

$$f_4(x) = \frac{100K_{1c}}{0,808637x^2 + 1,436926x + 7,088125}.$$

Дослідження граничного стану конструктивного елемента циліндричної оболонки з пошкодженням. Представимо граничний стан тіла як суму напружено-деформованого стану в тілі без тріщини у вигляді функції $g_i(x)$ і гранично-рівноважного стану тіла з тріщиною у вигляді функції $f_i(x)$ і оцінимо міцність конструктивного елемента і його несучу здатність.

У результаті проведеного чисельного і графічного аналізів розв'язано рівняння

$$f_i(x) - g_i(x) = 0, \quad (16)$$

що дозволило визначити критичні значення зовнішньої дії і відповідної довжини тріщини, за якої має місце руйнування елемента. Графічний розв'язок

Т а б л и ц я 4

Величини критичних напружень $\sigma_{\theta cr}$ і тиску p_{cr} у пошкодженій зоні

$h, \%$	$a_{cr}, \text{мм}$	$\sigma_{\theta cr}, \text{МПа}$	$p_{cr}, \text{МПа}$
0	0	1000,000	40,000
12,5	2,434	958,465	38,339
25,0	2,297	894,699	35,788
37,5	1,873	816,368	32,655
50,0	1,536	714,091	28,564

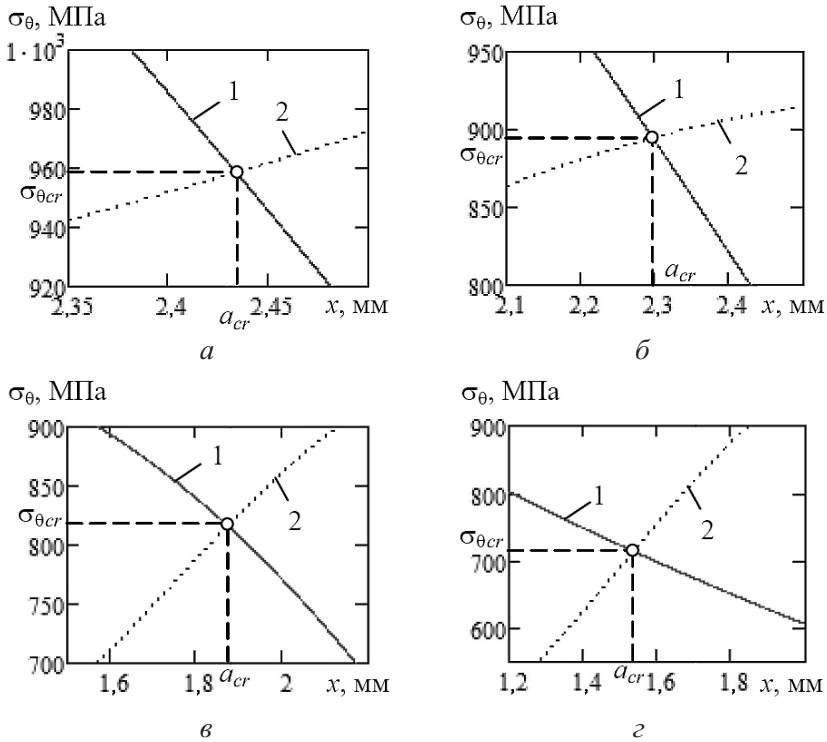


Рис. 11. Визначення граничного стану конструктивного елемента циліндричної оболонки з пошкодженням $h_1 = 0,75 \text{ мм}$ (12,5%) – а, $h_2 = 1,5 \text{ мм}$ (25,0%) – б, $h_3 = 2,25 \text{ мм}$ (37,5%) – в і $h_4 = 1,5 \text{ мм}$ (50,0%) – г: 1 – функція $f(x)$; 2 – функція $g(x)$.

рівняння (16) наведено на рис. 11. Абсциса точки перетину кривих (рис. 11,а,г) характеризує критичний розмір зони граничного стану матеріалу a_{cr} , ордината – відповідне значення руйнівного напруження $\sigma_{\theta cr}$.

У результаті дослідження динаміки поширення пошкодження по товщині конструктивного елемента за отриманими величинами критичного руйнівного напруження $\sigma_{\theta cr}$ та критичного тиску p_{cr} (табл. 4) побудовано відповідні функціональні залежності $d(x)$ та $p(x)$, які представлено на рис. 12:

$$d(x) = -0,000029x^4 + 0,002836x^3 - 0,145675x^2 - 1,888193x + 1000;$$

$$p(x) = -0,116736 \cdot 10^{-5}x^4 + 0,000114x^3 - 0,00584x^2 - 0,075387x + 40.$$

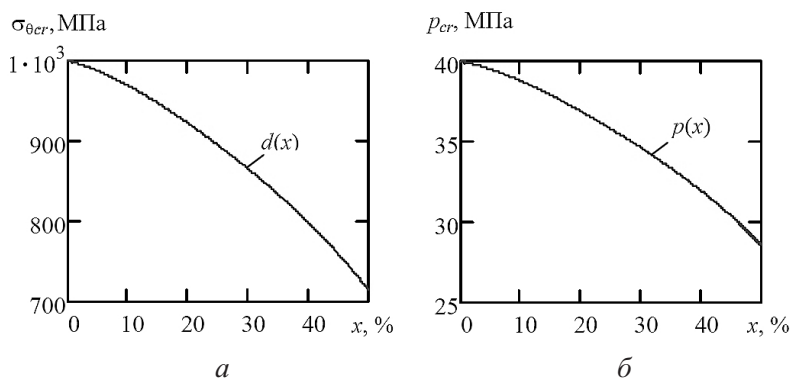


Рис. 12. Залежність величин критичних навантажень $d(x)$ і $p(x)$ від глибини пошкоджень для критичних напруження $\sigma_{\theta cr}$ (а) і тиску p_{cr} (б).

Висновки

1. Розроблено метод визначення й оцінки у просторовій постановці граничного стану оболонкових конструкцій з пошкодженням з ортотропних матеріалів.

2. Запропонований підхід може бути використаний при інженерних розрахунках різних систем типу різноманітних трубопроводів, що знаходяться під дією тиску і мають локальні пошкодження, плоских і просторових конструкцій з композиційних матеріалів, а також при оцінці граничних станів елементів конструкцій, що отримали пошкодження в процесі експлуатації.

3. Методи механіки руйнування мають суттєві переваги в тих випадках, коли нормативні методи граничних станів не можуть ефективно використовуватися: за наявності тріщин і початкових концентраторів напружень в елементах конструкцій; при розрахунках тривимірних і просторових конструкцій за допомогою сучасних засобів обчислювальної техніки та програмних комплексів.

У цих випадках методи механіки руйнування можуть бути рекомендовані як додаткові вимоги або доповнення до діючих нормативних документів для конструкцій з композиційних матеріалів.

Резюме

Рассматривается в пространственной постановке метод определения предельного состояния оболочки с локальным повреждением, которая находится под действием давления. Задача решается численно-аналитическим способом с применением метода конечных элементов.

1. Астанин В. В., Бородачев Н. М., Богдан С. Ю. и др. Прочность трубопроводов с коррозионными повреждениями // Пробл. прочности. – 2009. – № 5. – С. 73 – 85.
2. Астанин В. В., Бородачев Н. М., Кузнецов Н. Ю. Пространственная задача о предельном состоянии магистрального трубопровода с коррозионным повреждением // Там же. – 2011. – № 5. – С. 90 – 103.

3. *ДСТУ-Н Б В.2.3-21*. Визначення залишкової міцності магістральних трубопроводів з дефектами. – Київ: Мінрегіонбуд України, 2008. – 88 с.
4. *Сибгатуллин Э. С., Батнидзе Н. А.* Исследование несущей способности и разрушения анизотропных и композитных тел, имеющих макротрещину // *Механика композиционных материалов и конструкций*. – 2010. – № 1. – С. 16 – 28.
5. *Банселл А. Р., Тионнэ А., Камара С., Флен Д. Х.* Накопление повреждений и оценка долговечности углепластиковых сосудов высокого давления // *Композиты и наноструктуры*. – 2009. – № 3. – С. 5 – 17.
6. *Бульчев Г. Г.* Динамика разрушения волокнистой пластинки // *Строит. механика и расчет сооружений*. – 2010. – № 3. – С. 55 – 60.
7. *Кривошеина М. Н., Кобенко С. В., Туч Е. В.* Усреднение свойств композиционных анизотропных материалов при численном моделировании их разрушения // *Физ. мезомеханика*. – 2010. – № 2. – С. 55 – 60.
8. *Lapezyk I. and Hurtado J. A.* Progressive damage modelling in fiber-reinforced materials // *Composites*. – 2007. – No. 11. – P. 2333 – 2341.
9. *Basu S., Waas A. M., and Ambur D. R.* Prediction of progressive failure multidirectional composite laminated panels // *Int. J. Solids Struct.* – 2007. – No. 9. – P. 2648 – 2676.
10. *Кирилюк В. С., Левчук О. И., Ткаченко В. Ф.* О статическом равновесии упругой ортотропной среды с произвольно ориентированной эллиптической трещиной // *Пробл. прочности*. – 2007. – № 4. – С. 146 – 159.
11. *Müller R.* Statische Berechnungen von GFK-Druckleitungen von Kraftwerken Mittels Finite-Elemente-Methode // *3R International*. – 2007. – No. 5. – P. 289 – 292.
12. *Лехницкий С. Г.* Теория упругости анизотропного тела. – М.: Наука, 1977. – 415 с.
13. *Sih G. C., Paris P. C., and Irwin G. R.* On cracks in rectilinearly anisotropic bodies // *Int. J. Fract. Mech.* – 1965. – 1. – P. 189 – 203.
14. *Разрушение* / Под ред. Г. Либовица. – М.: Мир, 1975. – Т. 2. – 764 с.
15. *Углеродные волокна и углекомпозиаты*: Пер. с англ. под ред. Э. Фитцера. – М.: Мир, 1988. – 336 с.
16. *Неклассические проблемы механики разрушения*: В 4 т. / Под общ. ред. А. Н. Гузя. – Киев: Наук. думка, 1992. – Т. 3: Длительное разрушение полимерных и композитных материалов с трещинами / А. А. Каминский, Д. А. Гаврилов. – 248 с.
17. *Баничук Н. В., Кобелев В. В., Рикардс Р. Б.* Оптимизация элементов конструкций их композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 224 с.

Поступила 10. 10. 2011