

УДК 539.3

В.М.ТРАЧ, канд. техн. наук

Національний університет водного господарства та природокористування, м.Рівне

ДО ПИТАННЯ РОЗРАХУНКУ ДОКРИТИЧНОГО НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ АНІЗОТРОПНИХ ОБОЛОНОК

Пропонується підхід до розрахунків докритичного напружено-деформованого стану конструктивно анізотропних оболонок. Задачу приведено до розв'язку системи неоднорідних диференціальних рівнянь 8-го порядку нормального виду Коші. Знаходження параметрів напружено-деформованого стану здійснюється чисельним методом дискретної ортогоналізації. Можливості методики проілюстровані графіками.

У роботах [1, 4, 7, 15-17] розв'язок ряду задач стійкості тонкостінних конструкцій здійснюється у припущенні, що докритичний напружено-деформований стан однорідний. Однак, як показано в [3, 6, 8], для значного класу оболонкових систем використання такого підходу призводить до отримання некоректних величин критичних навантажень.

Розрахунки напружено-деформованого стану різноманітних оболонок з анізотропних матеріалів розглядалися у роботах [1, 5-9, 12-14]. Анізотропія таких конструкцій пов'язана з неспівпаданням головних напрямів пружності початково ортотропного матеріалу з напрямками координатних ліній. При цьому деформації розтягу, зсуву, згину і кручення взаємопов'язані.

В роботі запропоновано підхід, який приводить задачу з встановлення параметрів неоднорідного докритичного напружено-деформованого стану анізотропних оболонок до чисельного розв'язку звичайних неоднорідних диференціальних рівнянь.

Досліджується докритичний напружено-деформований стан шаруватих композитних оболонок, виготовлених намотуванням або укладкою достатньо тонких шарів. Анізотропний матеріал таких конструкцій має властивості матеріалу з однією площиною пружної симетрії [1, 8]. Віднесемо оболонки, серединна поверхня яких є поверхнею обертання, до ортогональної криволінійної системи координат. Для їх розрахунку скористаємось співвідношеннями класичної теорії. На поверхнях контакту шарів задовольнимо умовам їх спільної роботи без відриву та проковзування. Шари оболонки розміщені симетрично щодо серединної поверхні, мають різну товщину, різні початкові константи пружності і повернені на кут ψ_i , який для кожної пари шарів може бути різним. При цьому площина пружності анізотропного матеріалу паралельна серединній поверхні.

При використанні принципу можливих переміщень в [3] одержа-

на система нелінійних диференціальних рівнянь рівноваги в зусиллях і моментах у припущенні, що деформації видовження та зсуву малі, але необмеженими є кути повороту. Величини зусиль і моментів із зіркою, суть їх проекції в деформованій оболонці на напрям осей до деформації

$$\begin{aligned} T_{11}^* &= T_{11} + S\omega_2, \quad M_{11}^* = M_{11}, \quad \bar{T}_{13} = T_{13}, \\ T_{22}^* &= S\omega_1 + T_{22}, \quad M_{22}^* = M_{22}, \quad \bar{T}_{23} = T_{23}, \\ T_{12}^* &= T_{11}\omega_1 + S + \frac{1}{R_2}M_{12}, \quad M_{12}^* = M_{12}, \quad T_{13}^* = T_{13} + T_{11}\theta_1 + S\theta_2, \\ T_{21}^* &= S + T_{22}\omega_2 + \frac{1}{R_1}M_{21}, \quad M_{21}^* = M_{21}, \quad T_{23}^* = T_{23} + T_{22}\theta_2 + S\theta_1. \end{aligned} \quad (1)$$

Тут T_{11}^* , T_{22}^* , T_{12}^* , T_{21}^* , S – тангенціальні зусилля; M_{11}^* , M_{22}^* , M_{12}^* , M_{21}^* , T_{13}^* , T_{23}^* , \bar{T}_{13} , \bar{T}_{23} – згинальні та крутні моменти, а також зсувні зусилля. Вигляд зусиль і моментів є спрощеним по відношенню до наведених в [3], через такі геометричні співвідношення:

$$\varepsilon_{11} = \varepsilon_1 + \frac{1}{2}(\omega_1^2 + \theta_1^2); \quad \varepsilon_{22} = \varepsilon_2 + \frac{1}{2}(\omega_2^2 + \theta_2^2); \quad (2)$$

$$\varepsilon_{12} = \omega_1 + \omega_2 + \varepsilon_1\omega_2 + \varepsilon_2\omega_1 + \theta_1\theta_2,$$

де

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{1}{A_1} \frac{\partial u}{\partial \alpha_1} + \frac{v}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} - \frac{w}{R_1}, \quad \varepsilon_2 = \frac{1}{A_2} \frac{\partial u}{\partial \alpha_2} + \frac{u}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} - \frac{w}{R_2}, \\ \omega_1 &= \frac{1}{A_1} \frac{\partial v}{\partial \alpha_1} - \frac{u}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2}, \quad \omega_2 = \frac{1}{A_2} \frac{\partial u}{\partial \alpha_2} - \frac{v}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1}, \\ \theta_1 &= \frac{1}{A_1} \frac{\partial w}{\partial \alpha_1} + \frac{u}{R_1}, \quad \theta_2 = \frac{1}{A_2} \frac{\partial w}{\partial \alpha_2} + \frac{v}{R_2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Згідно з теорією оболонок Доннелла-Муштарі-Власова [10,11], в нелінійних співвідношеннях між деформаціями та переміщеннями (2) враховано обертання малого елемента навколо нормалі до серединної поверхні. В (3) u, v, w – переміщення точок серединної поверхні у напрямі осей ортогональної криволінійної системи координат α_i ($i = 1, 2$), z . Зміна кривин χ_{ii} ($i = 1, 2$) і кручення χ_{ij} ($i, j = 1, 2$) з урахуванням (3) мають вигляд:

$$\begin{aligned} \chi_{22} &= -\frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 w}{\partial \alpha_2^2} - \frac{w}{R_2^2} + \psi_2 \left(\theta + \frac{v}{R_2} \right); \\ \chi_{12} &= -\frac{2}{A_2} \frac{\partial \theta}{\partial \alpha_2} + 2\psi_2 \theta_2 + \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2} \right) \omega_1 + \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \omega_2, \end{aligned} \quad (4)$$

де $\psi_1 = \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} = 0$; $\psi_2 = \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1}$.

В узагальненому законі Гука для зусиль і моментів у матричній формі жорсткості пакету шарів при сталій товщині встановлюються з виразів [1,3]. Залежності для механічних параметрів шарів, що виготовлені з волокнистих композитів з напрямом укладання $\pm\psi$, представлені в [2].

Введемо такі позначення векторів зусиль і деформацій:

$$T_1 = \begin{bmatrix} T_{11} \\ S \\ M_{11} \end{bmatrix}, \quad T_2 = \begin{bmatrix} T_{22} \\ M_{22} \\ M_{12} \end{bmatrix}, \quad \varepsilon_1 = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{12} \\ \chi_{11} \end{bmatrix}, \quad \varepsilon_2 = \begin{bmatrix} \varepsilon_{22} \\ \chi_{22} \\ \chi_{12} \end{bmatrix} \quad (5)$$

і розділимо матрицю жорсткостей узагальненого закону Гука на матриці-клітинки вигляду:

$$\begin{aligned} m_{11} &= \begin{bmatrix} C_{11} & C_{16} & K_{11} \\ C_{16} & C_{66} & K_{16} \\ K_{11} & K_{16} & D_{11} \end{bmatrix}, & m_{12} &= \begin{bmatrix} C_{12} & K_{12} & K_{16} \\ C_{26} & K_{26} & K_{66} \\ K_{12} & D_{12} & D_{16} \end{bmatrix}, \\ m_{21} &= \begin{bmatrix} C_{12} & C_{26} & K_{12} \\ K_{12} & K_{26} & D_{12} \\ K_{16} & K_{66} & D_{16} \end{bmatrix}, & m_{22} &= \begin{bmatrix} C_{22} & K_{22} & K_{26} \\ K_{22} & D_{22} & D_{26} \\ K_{26} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (6)$$

З урахуванням введених позначень запишемо узагальнений закон Гука так:

$$\begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} \\ m_{21} & m_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

З (7) одержимо вектор-функцію для встановлення

$$T_2 = m_{21} m_{11}^{-1} T_1 + (m_{22} - m_{21} m_{11}^{-1} m_{12}) \varepsilon_2. \quad (8)$$

Виконавши відповідні матричні операції над (8), маємо залежності для зусилля T_{22} і моментів M_{22} , M_{12} :

$$\begin{aligned}
 T_{22} &= d_{11}T_{11} + d_{21}S + d_{31}M_{11} + (C_{22} - C_{22}^0)\varepsilon_{22} + (K_{22} - K_{22}^0)\chi_{22} + (K_{26} - K_{26}^0)\chi_{12}; \\
 M_{22} &= d_{12}T_{11} + d_{22}S + d_{32}M_{11} + (K_{22} - K_{22}^0)\varepsilon_{22} + (D_{22} - D_{22}^0)\chi_{22} + (D_{26} - D_{26}^0)\chi_{12}; \\
 M_{12} &= d_{13}T_{11} + d_{23}S + d_{33}M_{11} + (K_{26} - K_{26}^0)\varepsilon_{22} + (D_{26} - D_{26}^0)\chi_{22} + (D_{26} - D_{26}^0)\chi_{12}. \quad (9)
 \end{aligned}$$

З (7) знайдемо вектор деформацій ε_i і з урахуванням (8) й після виконання відповідних перетворень масмо співвідношення для знаходження ε_{11} , ε_{12} , χ_{11} :

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_{11} &= A_{11}T_{11} + A_{12}S + A_{13}M_{11} - d_{11}\varepsilon_{22} + d_{12}\chi_{22} + d_{13}\chi_{12}; \\
 \varepsilon_{12} &= A_{21}T_{11} + A_{22}S + A_{23}M_{11} - d_{21}\varepsilon_{22} + d_{22}\chi_{22} + d_{23}\chi_{12}; \\
 \chi_{11} &= A_{31}T_{11} + A_{32}S + A_{33}M_{11} - d_{31}\varepsilon_{22} + d_{32}\chi_{22} + d_{33}\chi_{12}. \quad (10)
 \end{aligned}$$

У (9), (10) використані позначення для виразів d_{ij} , C_{ij}^0 , D_{ij}^0 , які можна одержати за формулами, наведеними в [14].

Нелінійний докритичний стан. Виконаємо перетворення системи рівнянь рівноваги [3] з урахуванням залежностей для зусиль і моментів (1), геометричних співвідношень (2)-(3), а також підстановок вигляду (4). Введемо позначення:

$$y_1 = T_{11} + S\omega_2; \quad y_2 = S + T_{11}\omega_1 - \frac{1}{R_2}M_{12}; \quad y_3 = T_{13} + T_{11}\theta_{11} + S\theta_2;$$

$$y_4 = M_{11}; \quad y_5 = u; \quad y_6 = v; \quad y_7 = w; \quad y_8 = \theta \text{ при } \theta = -\theta_1. \quad (11)$$

Надалі розглядатимемо лише симетричний напружено-деформований стан. Оскільки при цьому ні зовнішні навантаження, ні деформації, ні зусилля не залежать від координати α_2 , то рівняння рівноваги мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 \frac{1}{A_1} \frac{dy_1}{d\alpha_1} &= (T_{22} - T_{11} + S\omega_1) \psi_2 - \frac{1}{R_1} y_3 + qy_8; \\
 \frac{1}{A_1} \frac{dy_2}{d\alpha_1} &= -(y_2 + S + T_{22}\omega_2) \psi_2 + \left(\frac{2}{R_2} - \frac{1}{R_1} \right) \psi_2 M_{12} + \frac{1}{R_2} (S\theta_1 + T_{22}\theta_2) + q \frac{1}{R_2} y_6; \\
 \frac{1}{A_1} \frac{dy_3}{d\alpha_1} &= -y_3\psi_2 - \frac{1}{R_1} y_1 - \frac{1}{R_2} (T_{22} + S\omega_1) - q \left[1 - \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2} \right) y_7 + y_5\psi_2 \right]; \\
 \frac{1}{A_1} \frac{dy_4}{d\alpha_1} &= y_3 - (y_4 - M_{22}) \psi_2 - T_{11}\theta_1 - S\theta_2;
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{A_1} \frac{dy_5}{d\alpha_1} &= \frac{1}{R_1} y_7 - \frac{1}{2} (\underline{\omega_1^2} + \underline{\theta_1^2}) + A_{11} T_{11} + A_{12} S + A_{13} y_4 - d_{11} \varepsilon_{22} - d_{21} \chi_{22} - d_{13} \chi_{12}; \\ \frac{1}{A_1} \frac{dy_6}{d\alpha_1} &= y_6 \psi_2 - \underline{\varepsilon_1 \omega_2} - \underline{\varepsilon_2 \omega_1} - \underline{\theta_1 \theta_2} + A_{12} T_{11} + A_{22} S + A_{23} y_4 - \\ &\quad - d_{12} \varepsilon_{22} - d_{22} \chi_{22} - d_{23} \chi_{12}; \\ \frac{1}{A_1} \frac{dy_7}{d\alpha_1} &= -\frac{1}{R_1} y_5 + \theta_1; \\ \frac{1}{A_1} \frac{dy_8}{d\alpha_1} &= -\frac{1}{R_1} \varepsilon_1 + A_{13} T_{11} + A_{23} S + A_{33} y_4 - d_{13} \varepsilon_{22} - d_{23} \chi_{22} - d_{33} \chi_{12}. \end{aligned} \quad (12)$$

Таким чином, геометрично нелінійний симетричний напружено-деформований стан пружних анізотропних оболонок обертання повністю характеризується 21 величиною: $y_1, \dots, y_8, \omega_1, \omega_2, \varepsilon_1, \varepsilon_{22}, \theta_1, \theta_2, T_{11}, T_{22}, S, M_{22}, M_{12}, \chi_{12}, \chi_{22}$. Для їх визначення маємо 8 диференціальних (12) і 13 алгебраїчних рівнянь:

$$\begin{aligned} \omega_2 &= -y_6 \cdot \psi_2; \quad \varepsilon_2 = \psi_2 y_5 - \frac{1}{R_2} y_7; \quad \theta_2 = \frac{1}{R_2} y_6; \\ \chi_{22} &= \psi_2 \left(y_8 + \frac{1}{R_2} y_5 \right) - \frac{1}{R_2^2} y_7; \quad \theta_1 = -y_8; \quad \varepsilon_{22} = \varepsilon_2 + \frac{1}{2} (\underline{\omega_2^2} + \underline{\theta_2^2}); \\ \chi_{12} &= 2\psi_2 \theta_2 + \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2} \right) \omega_1 + \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \omega_2. \end{aligned} \quad (13)$$

Вирази для зусиль S і обертання нескінченно малого елемента ω_1 визначають за формулами:

$$S = \Delta_S / \Delta'; \quad \omega_1 = \Delta_{\omega_1} / \Delta'. \quad (14)$$

Тут введені позначення:

$$\Delta' = z_{11} z_{22} + z_{12} z_{21}; \quad \Delta_S = x_1 z_{22} - x_2 z_{12}; \quad \Delta_{\omega_1} = x_1 z_{21} + x_2 z_{22}, \quad (15)$$

$$\text{де } z_{11} = 1 + \left(\frac{1}{R_2} d_{13} - \omega_1 \right) \omega_2 - \frac{1}{R_2} d_{23};$$

$$z_{12} = T_{11} - \frac{1}{R_2} \left(\frac{1}{R_2} - \frac{1}{R_1} \right) (D_{66} - D_{66}^0); \quad z_{21} = A_{22} - A_{12} \omega_2;$$

$$z_{22} = 1 - \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2} \right) d_{23} \quad \text{і} \quad (16)$$

$$x_1 = y_2 + y_1 \left(\frac{1}{R_2} d_{13} - \omega_1 \right) + \frac{1}{R_2} d_{33} y_4 + \frac{1}{R_2} (K_{26} - K_{26}^0) \varepsilon_{22} + \\ + \frac{1}{R_2} (D_{26} - D_{26}^0) \chi_{22} + \frac{1}{R_2} (D_{66} - D_{66}^0) \left(\frac{1}{R_2} - \frac{1}{R_1} \right) \omega_2 + T_{11} \omega_1 ;$$

$$x_2 = \psi_2 y_6 + \theta_1 \theta_2 + A_{12} y_1 - A_{12} S \omega_2 + A_{23} y_4 - d_{21} \varepsilon_{22} - d_{22} \chi_{22} - d_{23} \left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2} \right) \omega_2 .$$

Функції S і ω_1 , що входять у (12), на першій ітерації, внаслідок використання процедури Ньютона-Канторовича, приймаються рівними нулю. Окрім цих виразів у систему рівнянь (12) входять функції для T_{22} , M_{22} , M_{12} , які слід визначати з (9), а T_{11} – з (11). Залежність для ε_1 , відповідно до співвідношень (3) і (10), має вигляд:

$$\varepsilon_1 = -\frac{1}{2} (\omega_1^2 + \theta_1^2) + A_{11} T_{11} + A_{12} S + A_{13} y_4 - d_{11} \varepsilon_{22} - d_{12} \chi_{22} - d_{13} \chi_{12} . \quad (17)$$

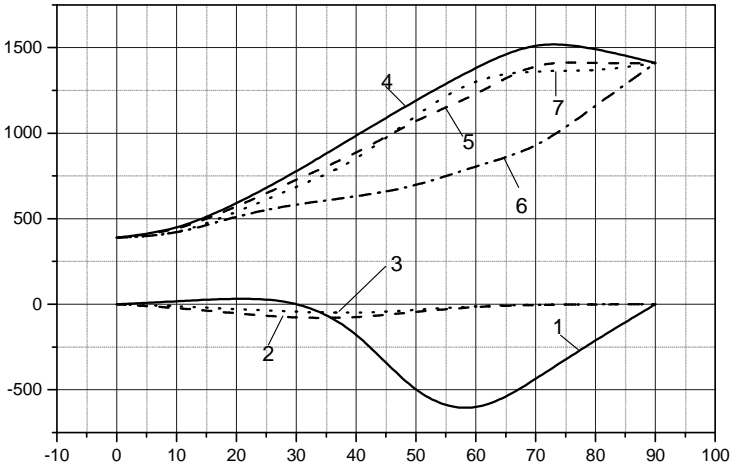
Система (12) є системою геометрично нелінійних неоднорідних диференціальних рівнянь у нормальній формі Коші і описує рівновагу анізотропних оболонок обертання при симетричному навантаженні. Вона також повинна задовольняти граничним умовам на торцях оболонки .

Для її реалізації скористаємося ітераційною процедурою Ньютона-Канторовича. Як відомо, вона спирається на загальний прийом розв'язку лінеарізованих рівнянь рівноваги з урахуванням граничних умов. Після виконання чисельного інтегрування, при використанні методу Рунге-Кутта з дискретною ортогоналізацією [5, 6], на першому кроці ітерації масмо розв'язок неоднорідної лінійної крайової задачі. Далі знову розв'язуємо лінійну крайову задачу з урахуванням одержаного розв'язку на попередньому кроці ітераційного процесу і т.д. доки не задовільним умовам суттєвої незмінності розв'язуваних функцій.

Для представлення запропонованої методики розглянемо задачу про напружено-деформований стан циліндричної оболонки, утвореної з 1-го, 2-х і 4-х шарів, що знаходиться під дією рівномірного зовнішнього навантаження інтенсивністю g . Конструкція має параметри: геометричні – довжина $L = 1,0$ м, радіус $R = 1,0$ м, товщина $h = 0,01$ м;

механічні – $E_1 = 2800000$ МПа, $E_2 = 310000$ МПа, $G_{12} = 105000$ МПа, $\nu_{12} = 0,25$. Один її край закріплений шарнірно-нерухомо ($u = v = w = M_{11} = 0$), а інший – шарнірно-рухомо ($u = v = T_{11} = M_{11} = 0$).

Розрахунок циліндричної оболонки проілюстровано графіками на рисунку, які отримані при використанні чисельного методу Рунге-Кутта з дискретною ортогоналізацією. Криві 1-3 описують зсувні зусилля S (значення яких слід помножити на -1), криві 4-7 – окружні T_{22} для 1-, 2- та 4-шарових оболонок. По осі ординат відкладені їх величини в кН/м, а на осі абсцис – значення кута ψ в градусах. Два та чотири шари укладали перехресно. Зусилля S і T_{22} взяті за координатою $x/L = 0,5$ по твірній циліндричної оболонки.



Як видно з рисунка, найбільші величини зсувних зусиль S виникають у одношаровій анізотропній оболонці (крива 1). При збільшенні кількості шарів зсувні зусилля суттєво зменшуються (крива 3). Найменші значення зусилля T_{22} виникають у двошаровій конструкції (крива 6). Збільшення кількості шарів (крива 5 – до двох, а крива 7 – до чотирьох) приводить до того, що величини окружних зусиль наближаються до одержаних для ортотропної оболонки (крива 4). Зростання кута ψ , укладання початково ортотропного матеріалу, спонукає до зміни величин зусиль, що виникають в конструктивно анізотропній

оболонці. При цьому зростання зусиль T_{22} пов'язане з поступовою заміною механічних параметрів шарів E_2 на E_1 .

Результати отриманих розрахунків свідчать, що розв'язку задач стійкості анізотропних оболонок повинно передувати встановлення параметрів неоднорідного докритичного напружено-деформованого стану, яким визначаються також зсувні зусилля S і крутні моменти M_{12} . Графічні залежності для останніх тут не приведено з-за обмеження обсягу статті. Можна лише додати, що ця складова напруженого стану анізотропних оболонок має місце і для парної кількості перехресно укладених шарів.

1. Амбарцумян С.А. Общая теория анизотропных оболочек. – М.: Наука, 1974. – 416 с.
2. Ванин Г.А., Семенов Н.П. Устойчивость оболочек из композиционных материалов с несовершенствами. – К.: Наук. думка, 1987. – 200 с.
3. Ванин Г.А., Семенов Н.П., Емельянов Р.Ф. Устойчивость оболочек из армированных материалов. – К.: Наук. думка, 1978. – 212 с.
4. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. – М.: Наука, 1967. – 984 с.
5. Григоренко Я.М., Крюков Н.Н. Численные решения задач статики гибких слоистых оболочек с переменными параметрами. – К.: Наук. думка, 1988. – 264 с.
6. Кармишин А.В., Ласковец В.А., Мяченков В.И., Фролов А.Н. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. – М.: Машиностроение, 1975. – 376 с.
7. Королев В.И. Слоистые анизотропные пластинки и оболочки из армированных пластмасс. – М.: Машиностроение, 1965. – 272 с.
8. Механика композитов: В 12 т. Т.10. Устойчивость элементов конструкций / А.Н.Гузь, И.Ю.Бабич, Д.В.Бабич и др. – К.: "АСК", 2001. – 375 с.
9. Механика композитов: В 12 т. Т.11. Численные методы / Я.М.Григоренко, Ю.И.Шевченко, А.Т.Василенко и др. – К.: "АСК", 2002. – 448 с.
10. Семенов Н.П., Трач В.М. К вопросу об учете поворотов вокруг нормали в нелинейных теориях оболочек // Прикладная механика. – 2004. – №6 (50). – С.117-126.
11. Семенов М.П., Трач В.М. Порівняльний аналіз трьох варіантів співвідношень деформації-переміщення нелінійної теорії оболонок // Доповіді Національної академії наук України. – 2005. – №3. – С.47-53.
12. Трач В.М. Устойчивость цилиндрических оболочек из материала с одной плоскостью упругой симметрии при осевом сжатии и кручении // Прикладная механика. – 2006. – №8 (42). – С.115-121.
13. Трач В.М. К вопросу об устойчивости конических оболочек из материала с одной плоскостью упругой симметрии // Прикладная механика. – 2007. – №6 (43). – С.82-92.
14. Semenyuk N.P., Trach V.M. Buckling and the initial postbuckling of cylindrical shells made of composites with one plane of symmetry // Mechanics of composite Materials. – 2007. – Vol.43, №2. – P.141-158.
15. Soldatos K.P. On the buckling and vibration of antisymmetric angle – ply laminated circular cylindrical shells // Int J. Enq. Sci. – 1983. – 21, №3. – P.217-222.
16. Weaver P.M. The effect of extension / twist anisotropy on compression buckling in cylindrical shells // Composites. – 2003. – Part B 34. – P. 251-260.
17. Wonq K.F.W., Weaver P.M. Approximate Solution for the Compression Buckling of

УДК 624.137.2 : 001.8

А.В.ФЕДУРУК, канд. техн. наук, Е.С.РУСАКОВА
Одесская государственная академия строительства и архитектуры

ТРАДИЦИОННЫЕ И СОВРЕМЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ АРМИРОВАНИЯ ГРУНТОВ

Описаны современные методы армирования грунта с применением полимерных материалов (геосинтетиков).

При строительстве транспортных магистралей, взлетно-посадочных полос, гидротехнических сооружений часто приходится решать вопросы повышения несущей способности грунта или покрытия, укрепления оснований и склонов, особенно на слабых грунтах. Армирование подразумевает использование в грунтовых конструкциях специальных элементов, которые позволяют увеличить механические свойства грунта. Работая в контакте с грунтом, армирующие элементы перераспределяют нагрузку между участками конструкции, обеспечивая передачу напряжений с перегруженных зон на соседние недогруженные. Эти элементы могут быть изготовлены из различных материалов, работающих на растяжение: металл, древесина, железобетон, структуры из стеклянных или полимерных волокон и т.д. Новые технологии укрепления грунтов сегодня все шире входят в практику транспортно-го и гражданского строительства. Укрепление слабых оснований земляного полотна, усиление дорожной одежды, возведение насыпей с откосами повышенной крутизны, строительство армогрунтовых подпорных стен – все эти задачи легко решаются при помощи современных армирующих материалов, которые за рубежом применяются уже более 30 лет.

Концепция армирования не нова, но применение армирования с древних времён говорит об эффективности метода в целом. Её основные принципы встречаются и в природе (логова животных, гнёзда птиц, корневые системы деревьев). Изначально для укрепления использовали тростник, солому, тamarиск, деревянные элементы (Великая китайская стена, Вавилонская башня, Лондонский причал порта Лондиум). Постепенно методы укрепления насыпей, откосов и других грунтовых сооружений развивались и совершенствовались: применялись армирующие элементы из дерева и облегчённой облицовки, ступенчатые стенки из железобетонных элементов, устройство на поверх-