

УДК 539.3

ДОСЛІДЖЕННЯ СТАТИЧНОГО ДЕФОРМУВАННЯ СКЛАДЕНИХ ЦИЛІНДРИЧНИХ ОБОЛОНОК ЗА ДОПОМОГОЮ МАТРИЦЬ ТИПУ ГРИНА

Левчук С. А., к. ф.-м. н., доцент, Хмельницький А. А., аспірант

*Запорізький національний університет,
вул. Жуковського, 66, м. Запоріжжя, 69600, Україна*

kpmmf@znu.edu.ua

У роботі розглянуто статичне деформування складених циліндричних оболонок. Розв'язується задача за допомогою методів крайових і складених задач та потенційних представлень. Для досліджуваного складеного тіла побудовано відповідні задачі матриці типу Гріна, що враховують як умови жорсткого затиснення на краях, так і сформульовані умови з'єднання циліндричних секцій. Це дозволило отримати розв'язок розглянутої задачі у замкненому аналітичному вигляді.

Ключові слова: складена циліндрична оболонка, статичне деформування, умови з'єднання, матриці типу Гріна.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК С ПОМОЩЬЮ МАТРИЦ ТИПА ГРИНА

Левчук С. А., к. ф.-м. н., доцент, Хмельницький А. А., аспірант

*Запорожский национальный университет,
ул. Жуковского, 66, г. Запорожье, 69600, Украина*

kpmmf@znu.edu.ua

В работе рассмотрено статическое деформирование составных цилиндрических оболочек. Решается задача при помощи методов гранично-составных задач и потенциальных представлений. Для исследуемого составного тела построены соответствующие задаче матрицы типа Грина, которые учитывают как условия жесткого защемления на краях, так и сформулированные условия соединения цилиндрических секций. Это позволило получить решение рассмотренной задачи в замкнутом аналитическом виде.

Ключевые слова: составная цилиндрическая оболочка, статическое деформирование, условия соединения, матрицы типа Грина.

INVESTIGATION THE STATIC DEFORMATION OF COMPOSITE CYLINDRICAL SHELLS WITH HELP THE MATRIX OF GREEN TYPE

Levchuk S. A., c. ph.-m. s., docent, Hmelnitskiy A. A., post-graduate

*National University, Zaporizhzhia
str. Zukovskogo, 66, Zaporizhzhia, 69600, Ukraine*

kpmmf@znu.edu.ua

At the vehicle structure and devices are rather common corrugated plates that are used either as baffle boards or as elements of the executing mechanisms. The use in instrument making of corrugated plates as elastic elements, is explained by relatively small size, simple design and stability data.

The depth and shape of the wave-like folds, or as they are called, corrugated plates, is very differ and their choice is determined by the characteristic (relationship between effort and bending) that it is desirable to obtain of a corrugated plate. In addition to the varied characteristics of the plate corrugation allows to remove unwanted influence of random inhomogeneities that may be in a flat plate. There are a number of works in which the authors propose ways to calculate the stress-strain state of the corrugated plates. For example, the method is based on replacing corrugated plate by the planar one, and taking into account the influence of corrugation by introducing anisotropy coefficients plate in tension and bending in district and radial directions. The abovementioned method makes possible to calculate the static deformation of plates with different corrugation profiles.

Herein paper is presented a new approach to the calculation of static deformation rectangular corrugated plates involving the Shallow Shells Theory.

Let us consider a rigid connection of some infinite number n in the longitudinal direction of cylindrical shells (when clamping the outer edges). Let's choose orthogonal curvilinear coordinates in the middle of each of cylindrical shells.

The problem will be solved in the movements. The system of differential equations of static deformation of each cylindrical shells that make up the composite body, we write according to the V.Z. Vlasov's Shallow Shells Theory in displacement. Let it be distortion of normal surface load. For the corresponding homogeneous system is possible to find the exact solution, which was done at work. Solving the problem then carried out by variation of arbitrary constants method.

To determine the constants occurring during the integration of systems of differential equations describing the elastic equilibrium of each cylindrical shells that make up the studied body conditions were formulated compounds membranes (for physical reasons) and known conditions hard clamping edge composite body. In satisfying these conditions, we arrive at a system of linear algebraic equations for these constants. Solving the resulting system and substituting constants found in the expressions for the displacement vectors, we obtain the final solution of the considered problem in the form of potential representations submitted through built Green matrix type for herein problem.

By design model set out above were obtained, as an example, some results of the calculation of static deformation of the investigated composite body with two cylindrical shells.

Thus, the stress state was investigated composite body at different wavelengths cylindrical shells. Analyzing the characteristics of instant stress state, such as bending moments, we can conclude that in this case the marginal effect covers almost all built body. This can be explained by a relatively small wavelength of each of the open cylindrical shells, which formed investigated drawn design, connecting cylindrical sections method, and nature of application of external load. You can see that with decreasing wavelength cylindrical sections bending moment increases, and its greatest value is not achieved at the ends of the composite body, and at some distance from the junction of cylindrical shells. This can also be explained by way of connection cylindrical shells in folded structures.

Key words: compound cylindrical shell, static deformation, conditions of joining, Green matrix type.

У конструкціях машин і приладів нерідко зустрічаються гофровані пластини, які застосовуються або як розмежувальні перегородки, або як елементи виконавчих механізмів (рис. 1). Застосування у приладобудуванні гофрованих пластин як пружних елементів пояснюється порівняно невеликими розмірами, простотою конструкції і стабільністю даних. Глибина і форма хвилеподібних складок, або, як їх називають, гофр, буває вельми різною і вибір їх визначається характеристикою (залежністю між зусиллям і прогином), яку бажано одержати від гофрованої пластини.

Крім можливості варіювати характеристику пластини, гофрування дозволяє зняти небажаний вплив випадкових неоднорідностей, які можуть виявлятися у плоскій пластинці.

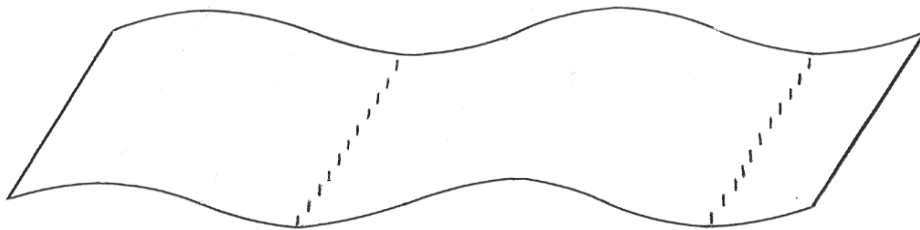


Рис. 1. Гофрована пластинка

Існує ряд робіт, у яких автори пропонують способи розрахунку напружено-деформованого стану гофрованих пластин. У [1], наприклад, запропоновано метод, що базується на заміні гофрованої пластини плоскою, і врахування впливу гофрування шляхом введення коефіцієнтів анізотропії пластини при розтягненні і вигині в околівому і радіальному напрямках. Згаданий метод дає можливість розраховувати статичне деформування пластин з різними профілями гофрів.

У роботі викладено новий підхід до розрахунку статичного деформування прямокутної гофрованої пластини із залученням теорії пологих оболонок. Попереднє розв'язання цієї проблеми було зроблено в роботах [2-5].

Розглянемо послідовне жорстке з'єднання деякої кількості n нескінченних у поздовжньому напрямку циліндричних оболонок (при затисненні зовнішніх країв), поперечні перерізи яких зображено на рис. 2 (для $n = 2$).

Оберемо ортогональні криволінійні координати так, як показано на рис. 2. Тоді система диференціальних рівнянь статичного деформування кожної з n циліндричних оболонок, згідно з теорією пологих оболонок В.З. Власова [6], може бути записана так:

$$\begin{cases} \frac{d^2U}{dx^2} + \frac{1}{a} \frac{dW}{dx} = 0 \\ \frac{1}{a} \frac{dU}{dx} + \frac{W}{a^2} + \frac{h^2}{12} \frac{d^2}{dx^2} \left(\frac{d^2}{dx^2} + \frac{1}{a^2} \right) W = F, \end{cases} \quad (1)$$

де $U = U(x)$, $W = W(x)$ – проекції вектора переміщень (U – проекція на вісь (OX), W – проекція на вісь (OZ)); x – дугова координата ($x = \varphi a$, φ – кут між віссю (OZ) і нормаллю до напрямної); h – товщина оболонки; a – радіус кривини серединної поверхні оболонки.

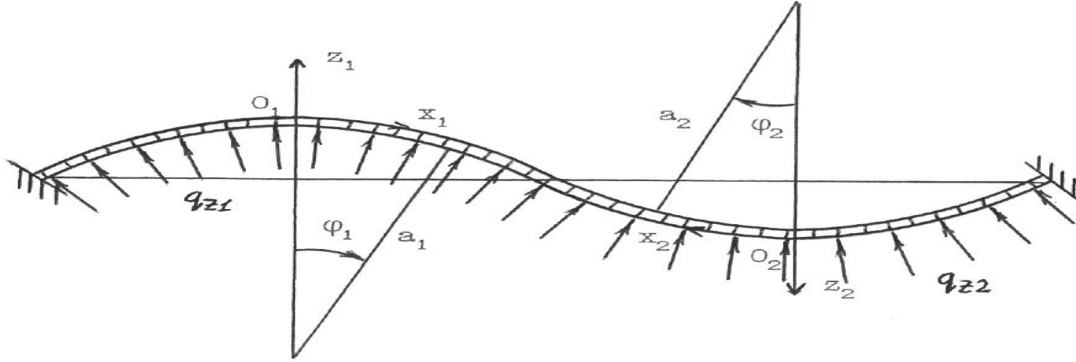


Рис. 2. Переріз складеної конструкції з двох циліндричних оболонки

Деформуючим впливом хай буде нормальне поверхневе навантаження інтенсивністю $q = q(x)$, так, що $F = \frac{1 - \sigma^2}{Eh} q$.

Вирази внутрішніх зусиль і моментів у цьому випадку мають вигляд [6]:

$$N(x) = \frac{Eh}{1 - \sigma^2} \left(\frac{dU}{dx} + \frac{1}{a} W \right), \quad M(x) = -D \left(\frac{d^2W}{dx^2} - \frac{1}{a} \frac{dU}{dx} \right), \quad Q(x) = -D \left(\frac{d^3W}{dx^3} - \frac{1}{a} \frac{d^2U}{dx^2} \right). \quad (2)$$

Для системи (1) можливо знайти точний розв'язок, а саме, фундаментальні системи розв'язків (при $F = 0$) будуть мати вигляд:

$$\begin{aligned} U^{(1)}(x) &= 1; & U^{(2)}(x) &= x; & U^{(3)}(x) &= x^2; & U^{(4)}(x) &= 2x^3 + h^2x; & U^{(5)}(x) &= \cos \frac{x}{a}; & U^{(6)}(x) &= \sin \frac{x}{a}; \\ W^{(1)}(x) &= 0; & W^{(2)}(x) &= -a; & W^{(3)}(x) &= -2ax; & W^{(4)}(x) &= -6ax^2; \\ & & W^{(5)}(x) &= \sin \frac{x}{a}; & W^{(6)}(x) &= -\cos \frac{x}{a}. \end{aligned} \quad (3)$$

Отже, загальний розв'язок системи (1) набуде вигляду:

$$U(x) = \sum_{i=1}^6 C_i(x) U^{(i)}(x); \quad W(x) = \sum_{i=1}^6 C_i(x) W^{(i)}(x). \quad (4)$$

Розв'язування задачі далі будемо здійснювати методом варіації довільних сталих, при цьому отримаємо залежності:

$$\begin{aligned} U(x) &= \sum_{i=1}^6 \bar{C}_i U^{(i)}(x) + \int_b^x F(\xi) \frac{12a}{h^2} \left\{ a^2 - \frac{(\xi - x)^2}{2} - a^2 \cos \frac{\xi - x}{a} \right\} d\xi; \\ W(x) &= \sum_{i=1}^6 \bar{C}_i W^{(i)}(x) + \int_b^x F(\xi) \frac{12a^2}{h^2} \left\{ x - \xi + a \sin \frac{\xi - x}{a} \right\} d\xi, \end{aligned} \quad (5)$$

де $b = a\pi/d$.

Для визначення сталих \bar{C}_i ($i=1,2,\dots,6n$) сформулюємо умови з'єднання циліндричних оболонок (із фізичних міркувань) і загальновідомі умови жорсткого затиснення країв складеного тіла (див. рис.2):

$$\begin{aligned}
 U_1\left(-\frac{\pi}{d_1}a_1\right) &= 0; & W_k\left(\frac{\pi}{d_k}a_k\right) &= -W_{k+1}\left(\frac{\pi}{d_{k+1}}a_{k+1}\right); \\
 W_1\left(-\frac{\pi}{d_1}a_1\right) &= 0; & U_k\left(\frac{\pi}{d_k}a_k\right) &= -U_{k+1}\left(\frac{\pi}{d_{k+1}}a_{k+1}\right); \\
 \frac{dW_1}{dx_1}\left(-\frac{\pi}{d_1}a_1\right) &= 0; & \frac{dW_k}{dx_k}\left(\frac{\pi}{d_k}a_k\right) &= \frac{dW_{k+1}}{dx_{k+1}}\left(\frac{\pi}{d_{k+1}}a_{k+1}\right); \\
 M_k\left(\frac{\pi}{d_k}a_k\right) &= M_{k+1}\left(\frac{\pi}{d_{k+1}}a_{k+1}\right); & U_n\left(-\frac{\pi}{d_n}a_n\right) &= 0; \\
 Q_k\left(\frac{\pi}{d_k}a_k\right) &= -Q_{k+1}\left(\frac{\pi}{d_{k+1}}a_{k+1}\right); & W_n\left(-\frac{\pi}{d_n}a_n\right) &= 0; \\
 N_k\left(\frac{\pi}{d_k}a_k\right) &= -N_{k+1}\left(\frac{\pi}{d_{k+1}}a_{k+1}\right); & \frac{dW_n}{dx_n}\left(-\frac{\pi}{d_n}a_n\right) &= 0,
 \end{aligned} \tag{6}$$

де, наприклад, $d_k = 8$, якщо $|\varphi_k| \leq \pi/8$; $k=1,2,\dots,n-1$.

Тут і далі нижній індекс означає номер циліндричної секції, яка входить до складеної конструкції.

Підставляючи (4), записані для кожної з n циліндричних секцій, з яких складається складений об'єкт, у (2), і потім одержані вирази у (6), приходимо до системи лінійних алгебраїчних рівнянь відносно невідомих \bar{C}_i ($i=1,2,\dots,6n$) з матрицею коефіцієнтів при невідомих $A = \{\alpha_{ij}\}_{i,j=1}^{6n}$.

Розв'язавши отриману систему і підставляючи знайдені вирази для \bar{C}_i ($i=1,2,\dots,6n$) у (5), одержимо остаточний розв'язок задачі (1), (6) у вигляді:

$$\bar{V}_k(x_k) = \sum_{l=1,3}^{n-1} \int_{-b_l}^{b_l} G_l(x_k, \xi) \bar{F}_l(\xi) d\xi, \tag{7}$$

де

$$\begin{aligned}
 \bar{V}_k(x_k) &= (U_k(x_k) W_k(x_k))^T, & \bar{F}_l(\xi) &= (F_l(\xi) F_{l+1}(\xi))^T, \\
 G_l(x_k, \xi) &= (G_l^{ij})_{i,j=1}^2,
 \end{aligned} \tag{8}$$

$k=1,2,\dots,n$.

$G_l(x_k, \xi)$ – побудовані матриці типу Гріна для даної задачі.

Якщо через $A^{-1} = \{\bar{\alpha}_{ij}\}_{i,j=1}^{6n}$ позначити матрицю, обернену до матриці $A = \{\alpha_{ij}\}_{i,j=1}^{6n}$, що згадувалася вище, а також ввести позначення:

$$t_{l1}^i(\xi) = \frac{12}{h_l^2} \left\{ -\bar{\alpha}_{ij} a_l^2 \left(b_l - \xi + a_l \sin \frac{\xi - b_l}{a_l} \right) - \bar{\alpha}_{ij+1} a_l \left(a_l^2 - \frac{(\xi - b_l)^2}{2} - a_l^2 \cos \frac{\xi - b_l}{a_l} \right) - \bar{\alpha}_{ij+2} a_l^2 \left(1 - \cos \frac{\xi - b_l}{a_l} \right) - \bar{\alpha}_{ij+3} D_l(\xi - b_l) + \bar{\alpha}_{ij+4} D_l \right\};$$

$$t_{l2}^i(\xi) = \frac{12}{h_{l+1}^2} \left\{ -\bar{\alpha}_{ij} a_{l+1}^2 \left(b_{l+1} - \xi + a_{l+1} \sin \frac{\xi - b_{l+1}}{a_{l+1}} \right) - \bar{\alpha}_{ij+1} a_{l+1} \times \left(a_{l+1}^2 - \frac{(\xi - b_{l+1})^2}{2} - a_{l+1}^2 \cos \frac{\xi - b_{l+1}}{a_{l+1}} \right) + \bar{\alpha}_{ij+2} a_{l+1}^2 \left(1 - \cos \frac{\xi - b_{l+1}}{a_{l+1}} \right) + \bar{\alpha}_{ij+3} D_{l+1}(\xi - b_{l+1}) + \bar{\alpha}_{ij+4} D_{l+1} \right\}, \quad (9)$$

де $l=1,2,\dots,n-1$, $i=1,2,\dots,6n$; індекс j збільшується на п'ять одиниць при збільшенні l на одну одиницю, причому $l=1$ відповідає $j=4$, то компоненти побудованих матриць типу Гріна $G_l(x_k, \xi)$ набудуть вигляду:

$$G_l^{11}(x_k, \xi) = \begin{cases} \sum_{i=1}^6 t_{l1}^{i+m}(\xi) U^{(i)}(x_k), & \text{при } l \neq k; \\ \sum_{i=1}^6 t_{l1}^{i+m}(\xi) U^{(i)}(x_k) + I_U(x_k, \xi), & \text{при } l = k; \\ I_U(x_k, \xi) = 0, & \text{при } \xi > x_k; \end{cases}$$

$$G_l^{12}(x_k, \xi) = \sum_{i=1}^6 t_{l2}^{i+m}(\xi) U^{(i)}(x_k); \quad (10)$$

$$G_l^{21}(x_k, \xi) = \begin{cases} \sum_{i=1}^6 t_{l1}^{i+m}(\xi) W^{(i)}(x_k), & \text{при } l \neq k; \\ \sum_{i=1}^6 t_{l1}^{i+m}(\xi) W^{(i)}(x_k) + I_W(x_k, \xi), & \text{при } l = k; \\ I_W(x_k, \xi) = 0, & \text{при } \xi > x_k; \end{cases}$$

$$G_l^{22}(x_k, \xi) = \sum_{i=1}^6 t_{l2}^{i+m}(\xi) W^{(i)}(x_k),$$

де

$$I_U(x_k, \xi) = \frac{12a_k}{h_k^2} \left\{ a_k^2 - \frac{(\xi - x_k)^2}{2} - a_k^2 \cos \frac{\xi - x_k}{a_k} \right\},$$

$$I_W(x_k, \xi) = \frac{12a_k^2}{h_k^2} \left\{ x_k - \xi + a_k \sin \frac{\xi - x_k}{a_k} \right\}, \quad (11)$$

$k=1,2,\dots,n$; індекс m збільшується на шість одиниць при збільшенні k на одну одиницю, причому $k=1$ відповідає $m=0$.

За викладеною вище розрахунковою схемою одержано, як приклад, деякі результати розрахунку статичного деформування досліджуваного складеного тіла з двох циліндричних оболонок (рис. 3). При розрахунках було прийнято: $\sigma_i = 0,25$, $h_i/a_i = 1/50$, $-\pi/7 \leq \varphi_i \leq \pi/7$ (крива 1), $-\pi/8 \leq \varphi_i \leq \pi/8$ (крива 2), $i = 1, 2$, $q_1/E = 0,5 \cdot 10^{-7}$, $q_2/E = -0,5 \cdot 10^{-7}$.

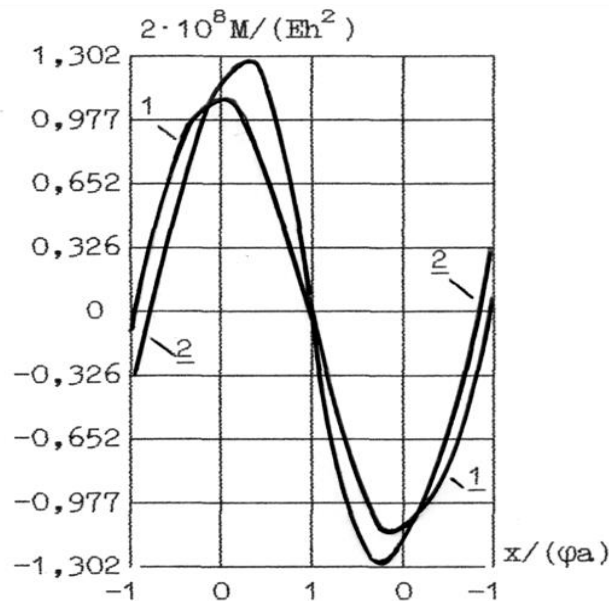


Рис. 3. Згинальні моменти складеної циліндричної оболонки при довжині хвилі $-\pi/7 \leq \varphi_i \leq \pi/7$ (крива 1), і довжині хвилі $-\pi/8 \leq \varphi_i \leq \pi/8$ (крива 2)

При цьому, досліджувався напружений стан складеного тіла при різних довжинах хвиль циліндричних оболонок. Аналізуючи характеристики моментного напруженого стану, а саме згинальні моменти $M(x)$, можна зробити висновок, що в цьому випадку крайовий ефект охоплює майже усе складене тіло (див. рис. 3). Це можна пояснити порівняно невеликою довжиною хвилі кожної з відкритих циліндричних оболонок, з яких утворена досліджувана складена конструкція, способом з'єднання циліндричних секцій, а також характером прикладення зовнішнього навантаження (див. рис. 2). Можна помітити, що зі зменшенням довжини хвилі циліндричних секцій згинальний момент збільшується, причому його найбільше значення досягається не на кінцях складеного тіла, а на деякій відстані від місць з'єднання циліндричних оболонок (див. рис. 3). Це також можна пояснити способом з'єднання циліндричних оболонок у складеній конструкції.

ЛІТЕРАТУРА

1. Пономарев С. Д. Расчеты на прочность в машиностроении / С.Д. Пономарев, В.Л. Бидерман, К.К. Лихарев. – М., 1958. – Т. 2. – 975 с.
2. Гавеля С. П. Деформирование цилиндрических гофров / С.П. Гавеля, С.А. Левчук. – Запорожье, 1994. – 10 с. – Деп. в УкрИНТЭИ 23.01.94, №116 – Ук94.
3. Левчук С. А. Деформирование гофрированных оболочек / С.А. Левчук // Сборник научных трудов, посвященных 10-летию университета. Сер. Математика, физика. – Запорожье, 1995. – С. 50-54.
4. Куземко В. А. Дослідження деформування багатосекційних оболонкових конструкцій / В.А. Куземко, С.А. Левчук // Вопросы механики деформирования и разрушения твёрдых тел. – Днепропетровск, 1999. – С. 130-134.
5. Левчук С. А. Про побудову матриць Гріна статичних задач теорії тонких гофрованих пластин / С.А. Левчук // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. – Запоріжжя: вид-во ЗНТУ, 2004. – № 2. – С. 103-106.
6. Биргер М. А. Прочность, устойчивость, колебания : В 3 т. / М.А. Биргер, Я.Г. Пановко. – М. : Машиностроение, 1968. – Т. 1. – 832 с.

REFERENCES

1. Ponomarev, S.D. and Byderman, V.L. (1958), *Raschoty na pfochnost v mashynostroenny* [Calculation the solidly in machine-building], Moscow, Russia.

2. Gavela, S.P. and Levchuk, S.A. (1994), "Deformation the cylindrical goffes", *Dep. v UkrINTEI*, №116-Uk94, 10 p.
3. Levchuk, S.A. (1995), "Deformation corrugated shells", *Sbornyk nauchnyh trudov, posvashonyh 10-letyu unyversyteta, Ser. Matematyka, fyzyka*, pp. 50-54.
4. Kuzemko, V.A. and Levchuk, S.A. (1999), "Research deformation the polysections shell constructions", *Voprosy mehaniky deformyrovanya i razrushenya tverdyh tel*, pp. 130-134.
5. Levchuk, S.A. (2004), "The construction matrix of Green of static problem of theory the thin corrugated plates", *Novy materyaly i tehnologyy v metalyrgyy i mashynostroenyu*, pp. 103-106.
6. Birger, M.N. and Panovko, Ia.G. (1968), *Prochnost, ustoychivost, kolebanya* [Strength, stability, oscillations], Mashynostroenye, Moskow, Russia.

УДК 519.63

ИТЕРАЦИОННАЯ СХЕМА ПОСТРОЕНИЯ ПРИБЛИЖЕННОГО РЕШЕНИЯ В МКЭ С ОПТИМАЛЬНЫМ ВЫБОРОМ БАЗИСНЫХ ФУНКЦИЙ ДЛЯ ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ

¹Литвин О. Н., ²Носов К. В., ³Баранова Т. А.

¹*Украинская инженерно-педагогична академия,
ул. Университетская, 16, г. Харьков, 61000, Украина*

²*Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина,
пл. Свободы, 4, г. Харьков, 61022, Украина*

³*Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»,
ул. Фрунзе, 21, г. Харьков, 61002, Украина*

¹academ_mail@ukr.net, ²k-n@nm.ru, ³tbaranova31@mail.ru

В статье изложена схема метода конечных элементов для эллиптических краевых задач, основанная на выборе базисных функций из условия минимума функционала энергии задачи. В данной схеме вид базисных функций не задается предварительно, а подлежит нахождению наряду с узловыми параметрами, формирующими приближенное решение. Для модельной задачи исследован итерационный алгоритм построения приближенного решения, получены апостериорные оценки, характеризующие изменение погрешности в энергетической норме, порожденной оператором задачи, на каждом шаге алгоритма. Численный пример для модельной задачи демонстрирует особенности преимущества данной схемы над классическими схемами МКЭ.

Ключевые слова: метод конечных элементов, оптимальные базисные функции, энергетический метод, апостериорные оценки, эллиптические граничные задачи.

ИТЕРАЦІЙНА СХЕМА ПОБУДОВИ НАБЛИЖЕНОГО РОЗВ'ЯЗАННЯ У МКЕ З ОПТИМАЛЬНИМ ВИБОРОМ БАЗИСНИХ ФУНКЦІЙ ДЛЯ ЕЛІПТИЧНИХ КРАЙОВИХ ЗАДАЧ

¹Литвин О. М., ²Носов К. В., ³Баранова Т. А.

¹*Українська інженерно-педагогічна академія,
вул. Університетська, 16, м. Харків, 61000, Україна*

²*Харківський національний університет ім. В. Н. Каразіна,
майдан Свободи, 4, м. Харків, 61022, Україна*

³*Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»,
вул. Фрунзе, 21, м. Харків, 61002, Україна*

¹academ_mail@ukr.net, ²k-n@nm.ru, ³tbaranova31@mail.ru

У статті викладена схема методу скінченних елементів для еліптичних крайових задач, заснована на виборі базисних функцій з умови мінімуму функціонала енергії завдання. У даній схемі вид базисних функцій не задається заздалегідь, а підлягає знаходженню поряд з вузовими параметрами, що формують наближене