

УДК 539.3

ВЛАСНІ КОЛИВАННЯ ТОНКОЇ СКЛАДЕНОЇ КОМПОЗИТНОЇ ОБОЛОНКИ

О.П. Кривенко¹,

канд. техн. наук, старший науковий співробітник

П.П. Лізунов¹,

д-р техн. наук, професор

А.О. Полянський²,

д-р юридичних наук, доцент

О.Б. Калашніков¹,

здобувач ступеня канд. техн. наук

¹Київський національний університет будівництва і архітектури, Київ
03037, м. Київ, Україна. проспект Повітряних Сил, 31

²Київський науково-дослідний інститут судових експертиз Міністерства юстиції України

DOI: 10.32347/2410-2547.2024.113.75-80

Проведено дослідження власних коливань складеної оболонки обертання сферично-біконічної форми, виготовленої з односпрямованого волокнистого композиту. Оболонка за своєю геометричною формою та параметрами матеріалу є наближеною моделлю обтічника головного блоку ракети-носія. Моделювання тонкої пружної оболонки ґрунтується на застосуванні універсального тривимірного скінченного елемента.

Ключові слова: тонка складена оболонка, універсальний тривимірний скінченний елемент, власні коливання, метод скінченних елементів.

Вступ. У сучасній техніці поряд з гладкими оболонками та оболонками ступінчасто-змінної товщини широко використовуються складені (зчленовані, сполучені, комбіновані) оболонки. До цього класу оболонок також можна віднести сегментовані оболонки [1]. Зчленовані оболонки є особливим класом конструктивних елементів, що складаються з декількох частин, утворюючи разом тонкостінну конструкцію. Елементами складеної оболонки можуть бути оболонки конічної, циліндричної, сферичної та інших форм. Найчастіше вони є осесиметричними оболонками. Останніми роками велика увага приділяється дослідженню зчленованих оболонок з різними складовими елементами [2-6]. Спостерігається зростання досліджень поведінки конічно-циліндричних складених оболонок на основі використання чисельних методів [4, 7, 8]. Підвищена увага до цього типу оболонок пов'язана з їх практичним використанням. Наприклад, сферично-конічно-циліндричні оболонки відносяться до важливого класу конструктивних оболонок, які, в основному, є спрощеними моделями аеро-космічних апаратів, ракет і корпусів підводних човнів. Взагалі, задачі з аналізу стійкості та власних коливань зчленованих оболонок є досить непростими. В першу чергу це стосується складності математичного моделювання геометрії таких конструкцій, а також опису умов стикування оболонок різної конфігурації [2]. Звичайно, на границі стикування різних гладких оболонок є злам серединної поверхні. Метод, що використовується в роботі, не має подібних проблем. Це обумовлено застосуванням тривимірного скінченноелементного підходу та використанням на цій основі універсального просторового скінченного елемента (СЕ). Розробка тривимірного універсального СЕ спирається на застосування неklasичної гіпотези деформівної прямої, яка природнім шляхом забезпечує стикування просторових елементів у зламах і на ділянках ступінчасто-змінної товщини без порушення сумісності переміщень і координат у процесі деформування [9, 10]. При аналізі поведінки складених оболонок типу обтічника задача ускладнюється ще й тим, що з метою зменшення питомої ваги, створення термостабільних конструкцій в ракетній техніці як матеріали оболонок використовуються полімерні композити, зокрема волокнисті вуглепластики в термореактивній епоксидній матриці [3]. Розроблена нова модифікація універсального тривимірного СЕ [11, 12]

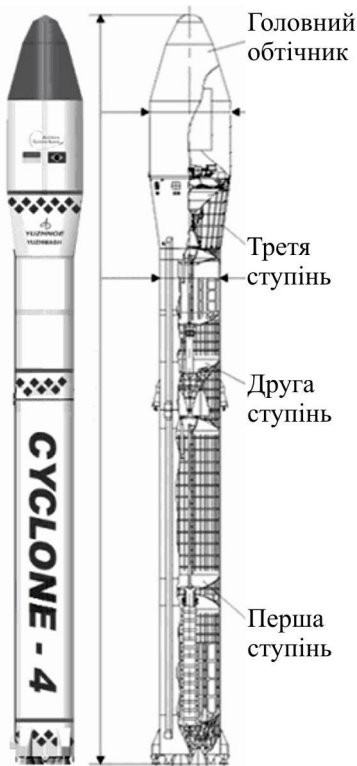


Рис. 1. Ракета-носіє «Циклон-4»

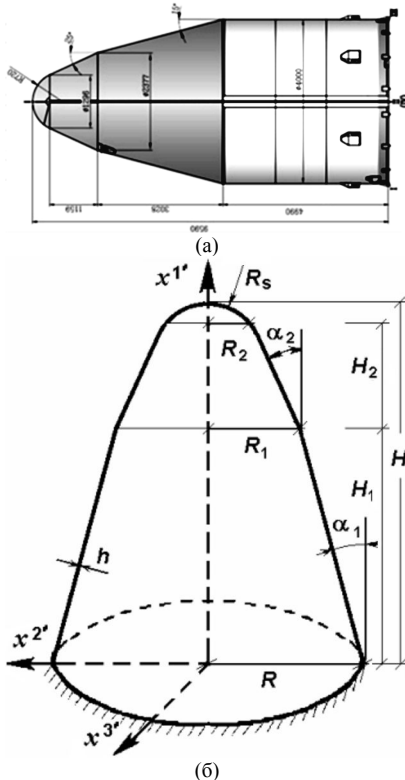


Рис. 2. Розрахункова модель складеної оболонки обтічника

дає змогу вивчати стійкість і власні коливання такого типу об'єктів. Сучасні дослідження коливань складених оболонок в основному використовують чисельно-аналітичні методики [2, 4], що дещо обмежує коло і клас задач через спрощення розрахункової моделі.

Для ілюстрації ефективності та універсальності розробленого методу [9-12] виконаний модальний аналіз складеної оболонки, яка за своєю геометричною формою та параметрами матеріалу є наближеною моделлю обтічника головного блоку ракети-носія «Циклон-4» (рис. 1) [3, 13].

Метод дослідження. Метод, що використовується [10], призначений для дослідження нелінійного деформування, стійкості та власних коливань тонких пружних багатшарових оболонок, які мають складну форму серединної поверхні та геометричні особливості за товщиною і знаходяться під дією статичного термомеханічного навантаження. Апроксимація таких оболонок виконується за допомогою універсального тривимірного СЕ нової модифікації [11]. Для врахування в скінченноелементній моделі оболонки композитного матеріалу розроблено методологію моделювання термопружних характеристик односпрямованого композитного волокнистого матеріалу [12]. Методи дослідження стійкості та власних коливань оболонок неоднорідної структури ґрунтуються на ефективному підході, за яким тонкі оболонки розглядаються як

тривимірні тіла, а їхня поведінка описується співвідношеннями геометрично нелінійної тривимірної теорії термопружності. Уточнена розрахункова модель оболонок побудована на базі використання універсального тривимірного СЕ та залучання моментної схеми скінченних елементів [9, 11, 14]. Прийнятий уніфікований підхід надає можливість досліджувати деформування та власні коливання пружних оболонок різних класів (сталю, гладко- та ступінчасто-змінної товщини, з отворами, зі зламами серединної поверхні, з багатшаровою структурою матеріалу тощо) у рамках єдиної методології. Даний підхід дозволяє аналізувати поведінку пружних оболонок, що знаходяться під дією складного (в тому числі комбінованого) термомеханічного навантаження.

Чисельний розрахунок та аналіз результатів. Досліджуються власні коливання тонкої пружної складеної оболонки, яка являє собою дві усічені конічні оболонки з наконечником у вигляді сферичної панелі (рис. 2, а). Таким чином, тонкостінна конструкція є осесиметричною сферично-біконічною оболонкою, що має злами серединної поверхні у місцях стикування оболонок різної форми.

Основні технічні дані прийняті у відповідності до роботи [3]. Висота відсіку $H = 4,6$ м, радіус опорного контуру $R = 2,0$ м, радіус основи другого

конуса $R_1=1,2$ м, висота конусів: $H_1=3,2$ м та $H_2=1,0$ м, кут нахилу твірних конусів: $\alpha_1=25^\circ$ та $\alpha_2=15^\circ$, радіус поверхні сферичного наконечника $R_s=0,72$ м, товщина обтічника $h=0,01$ м, щільність матеріалу $\rho=1600$ кг/м³. Матеріал – односпрямований волокнистий вуглець/епоксидний композит AS4/3501-6. Для цього матеріалу, який заданий через мікромеханічні характеристики його складових, а саме волокна і матриці, в роботі [11] визначено ефективні пружні характеристики. Напрямок укладки волокон є перпендикулярним до твірної оболонки. За розрахункову скінченноелементну модель оболонки прийнято її половину з двома площинами симетрії (рис. 2, б) і сіткою 20×20 СЕ, яка забезпечує збіжність розв'язків.

Результати модального аналізу у вигляді перших 4-х форм та частот власних коливань приведені на рис. 3.

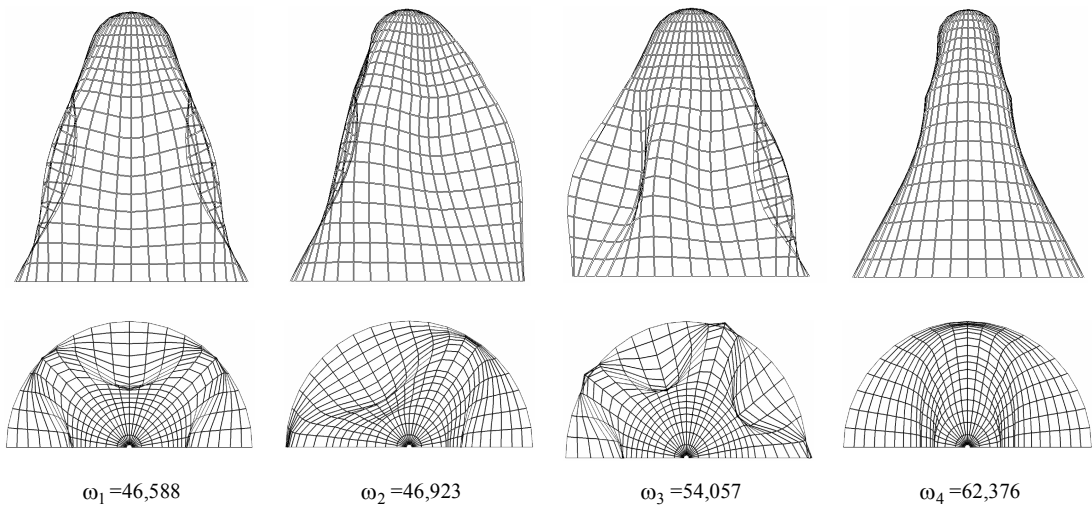


Рис. 3. Частоти (Гц) та форми власних коливань обтічника

Маємо щільний спектр перших нижніх частот. Аналіз форм деформування показав наявність найбільших амплітуд коливань у середній частині оболонки ближче до защемлення – в районі нижнього конуса. У вершинній області конструкції хвилеутворення відсутнє. Така поведінка є характерною для подібного класу оболонок [15]. Таким чином продемонстрована можливість проведення модального аналізу складеної оболонки обертання, виконаної з однонаправленого композитного матеріалу. Показано, що розроблений в роботі метод є ефективним інструментом для вивчення поведінки оболонок складної форми, матеріалами яких є композити. Виходячи з універсальності підходу метод також може бути з успіхом застосований при дослідженні стійкості та власних коливань конструкцій, оболонкові елементи яких виконані з різних матеріалів.

Висновки. Метод, що побудований на базі співвідношень геометрично нелінійної тривимірної теорії термопружності та методу скінченних елементів у формі моментом схеми, застосовано для моделювання складеної оболонки сферично-біконічною формою та проведення модального аналізу конструкції. Тонкостінна конструкція є осесиметричною сферично-біконічною оболонкою, що має злами серединної поверхні у місцях стикування різних форм. Метод, що спирається на використання нової модифікації універсального тривимірного скінченного елемента, дає змогу природно реалізувати процедуру стикування елементів. На прикладі розв'язання задачі щодо власних коливань складеної композитної оболонки продемонстровано можливості та ефективність методу.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Etraim E., Eisenberger M.* Exact vibration frequencies of segmented axisymmetric shells // *Thin-Walled Struct.* 2006. –44. – P. 281 – 289. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2006.03.006>

2. *Bespalova E.I., Boreiko N.P.* Determination of the Natural Frequencies of Compound Anisotropic Shell Systems Using Various Deformation Models. // *Int. Appl. Mech.*, 2019. – 55. – P. 41–54. <https://doi.org/10.1007/s10778-019-00932-8>.
3. *Кондратьев А.В., Коваленко В.А.* Оптимизация проектных параметров композитного головного обтекателя ракеты-носителя при одновременном силовом и тепловом нагружении // *Космична наука і технологія*, 2019. – Т. 25, N 4. – С. 3–21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
4. *Троценко Ю.В.* Собственные колебания составной оболочки «усеченный конус-цилиндр» // *Збірник праць Інституту математики НАН України*, 2019. – Т. 16, N 2. – С. 167–176.
5. *Avramov K.V., Sakhno N.H., Uspenskyi B.V.* Static Buckling of a Pre-loaded Complex Nano-composite Shell // *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannya*, 2021. – Vol. 24, No 1. – P. 28-35. DOI: <https://doi.org/10.15407/pmach2021.01.028>
6. *Emad Sobhani.* On the vibrational analysis of combined paraboloidal-conical air vehicle segment shell-type structures // *Aerospace Science and Technology*, 2022. – Vol. 129. – 107823, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107823>.
7. *Ifayefunmi O., Ismail, M.S., Othman M.Z.A.* Buckling of unstiffened cone-cylinder shells subjected to axial compression and thermal loading // *Ocean Engineering*, 2021. – Vol. 225. – P.1–14. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2021.108601>
8. *Xianjie Shi, Peng Zuo, Rui Zhong, Chenchen Guo, Qingshan Wang.* Thermal vibration analysis of functionally graded conical-cylindrical coupled shell based on spectro-geometric method // *Thin-Walled Structures*, 2022. – Vol. 175. – 109138. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2022.109138>
9. *Баженов В.А., Кривенко О.П., Соловей М.О.* Нелінійне деформування та стійкість пружних оболонок неоднорідної структури. – К.: Віпол, 2010. – 316 с.
10. *Кривенко О.П., Лізунов П.П., Ворона Ю.В., Калашніков О.Б.* Моделювання процесів нелінійного деформування, втрати стійкості та коливань пружних оболонок неоднорідної структури // *Прикладна механіка*, 2024. – Т. 60, N 4. – С. 91–107.
11. *Калашніков О.Б., Кривенко О.П., Лізунов П.П.* Універсальний тривимірний скінченний елемент для розрахунку пружних неоднорідних оболонок при термомеханічних навантаженнях // *Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірн.* – К.: КНУБА, 2024. – Вип. 112. – С. 93-107. DOI: 10.32347/2410-2547.2024.112.93-107.
12. *Кривенко О.П., Лізунов П.П., Ворона Ю.В., Калашніков О.Б.* Моделювання термомеханічних властивостей композитного матеріалу в задачах стійкості багатощарових оболонок // *Управління розвитком складних систем*, 2023. – N 54. – С. 77–89. DOI: 10.32347/2412-9933.2023.54.77-89
13. *Артюхова Т.П.* Определение критической нагрузки потери устойчивости головного обтекателя трехслойной структуры с упругими продольными шарнирами // *Космична наука і технологія. Додаток*, 2001. – Вип. 7, № 1. – С. 25–29.
14. *Сахаров А.С., Кислоцкий В.Н., Киричевский В.В. и др.* Метод конечных элементов в механике твердых тел – К.: Вища школа, 1982. – 480 с.
15. *Чернобрышко М.В., Аврамов К.В.* Собственные колебания параболических оболочек // *Математические методы и физико-механические поля*, 2014. – Вып. 57, N 3. – С. 78–86.

REFERENCES

1. *Etraim E., Eisenberger M.* Exact vibration frequencies of segmented axisymmetric shells // *Thin-Walled Struct*, 2006. –44. – P. 281 – 289. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2006.03.006>
2. *Bespalova E.I., Boreiko N.P.* Determination of the Natural Frequencies of Compound Anisotropic Shell Systems Using Various Deformation Models. // *Int. Appl. Mech.*, 2019. – 55. – P. 41–54. <https://doi.org/10.1007/s10778-019-00932-8>
3. *Kondratiev A.V., Kovalenko V.O.* Optimizaciya proektnyh parametrov kompozitnogo golovnogo obtekatel'ya raketynositel'ya pri odnovremennom silovom i teplovom nagruzenii (Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading) // *Kosmichna nauka i tekhnolohiya*, 2019. – Т. 25, N 4. – P. 3–21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
4. *Trocenko Yu.V.* Sobstvennye kolebaniya sostavnoj obolochki «usechyonnyj konus-cilindr» (Natural vibrations of a composite shell "truncated cone-cylinder") // *Zbirnik prac Ins. matematiki NAN Ukrainy*, 2019. – Т. 16, N 2. – P. 167–176.
5. *Avramov K.V., Sakhno N.H., Uspenskyi B.V.* Static Buckling of a Pre-loaded Complex Nano-composite Shell // *Journal of Mechanical Engineering – Problemy Mashynobuduvannya*, 2021. – Vol. 24, No 1. – P. 28-35. DOI: <https://doi.org/10.15407/pmach2021.01.028>
6. *Emad Sobhani.* On the vibrational analysis of combined paraboloidal-conical air vehicle segment shell-type structures // *Aerospace Science and Technology*, 2022. – Vol. 129. – 107823, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107823>.
7. *Ifayefunmi O., Ismail, M.S., Othman M.Z.A.* Buckling of unstiffened cone-cylinder shells subjected to axial compression and thermal loading // *Ocean Engineering*, 2021. – Vol. 225. – P.1–14. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2021.108601>
8. *Xianjie Shi, Peng Zuo, Rui Zhong, Chenchen Guo, Qingshan Wang.* Thermal vibration analysis of functionally graded conical-cylindrical coupled shell based on spectro-geometric method // *Thin-Walled Structures*, 2022. – Vol. 175. – 109138. <https://doi.org/10.1016/j.tws.2022.109138>
9. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Solovey M.O.* Nelineinye deformuvannya ta stiykist pruzhnykh obolonok neodnorodnoyi strukturi (Nonlinear Deformation and Stability of Elastic Inhomogeneous Shells). – К.: Vipol, 2010. – 316 s.
10. *Krivenko O.P., Lizunov P.P., Vorona Yu.V., Kalashnikov O.B.* Modelyuvannya protsesiv nelineynoho deformuvannya, vtraty stiykosti ta kolyvan pruzhnykh obolonok neodnorodnoyi struktury (Modeling the processes of nonlinear deformation, buckling, and vibrations of elastic shells of inhomogeneous structure) // *Int. Appl. Mech.*, 2024. – Vol. 60, N 4. – P. 91–107.
11. *Kalashnikov O.B., Krivenko O.P., Lizunov P.P.* Universalnyy tryvymirnyy skinchennyy element dlya rozrakhunku pruzhnykh neodnorodnykh obolonok pry termomekhanichnykh navantazhennyakh (Universal three-dimensional finite element for analyzing of elastic inhomogeneous shells under thermomechanical loads) // *Strength of Materials and Theory*

- of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – K.: KNUBA, 2024. – Issue 112. – P. 93-107. DOI: 10.32347/2410-2547.2024.112.93-107
12. Krivenko O.P., Lizunov P.P., Vorona Yu.V., Kalashnikov O.B. Modelyuvannya termopruzhykh vlastyovostey kompozytnoho materialu v zadachakh stiykosti bahatosharovykh obolonok (Modeling of thermo-elastic properties of composite material in stability problems of multilayered shells) // Management of Development of Complex Systems, 2023. – N 54. – P. 77–89. DOI: 10.32347/2412-9933.2023.54.77-89
 13. Artyukhova T.P. Opredelenie kriticheskoy nagruzki poteri ustojchivosti golovnoho obtekatel'ya trehslojnoj struktury s uprugimi prodol'nymi sharnirami (Definition of Critical Loading of Loss of Stability for Tree Layer Payload Fairing with Elastic Longitudinal Joints) // Kosmichna nauka i tekhnolohiya. Dodatok, 2001. – Vyp. 7, № 1. – S. 25–29.
 14. Saharov A.S., Kislookij V.N., Kirichevskij V.V. i dr. Metod konechnykh elementov v mehanike tverdykh tel (Finite element method in solid mechanics) – K.: Visha shkola, 1982. – 480 s.
 15. Chernobryuko M.V., Avramov K.V. Natural vibrations of parabolic shells (Natural oscillations of parabolic shells) // Matematicheskie metody i fiziko-mehaniicheskie polya, 2014. – Vyp. 57, N 3. – S. 78–86.

Стаття надійшла 16.09.2024

Кривенко О.П., Лізунов П.П., Полянський А.О., Калашніков О.Б.,

ВЛАСНІ КОЛИВАННЯ ТОНКОЇ СКЛАДЕНОЇ КОМПОЗИТНОЇ ОБОЛОНКИ

Наведено результати дослідження власних коливань складеної оболонки обертання. Оболонка являє собою сферично-біконічну конструкцію, яка має злами серединної поверхні у місцях стикування різних форм. Матеріал – односпрямований волокнистий вуглець/епоксидний композит. Оболонкова конструкція за своєю геометричною формою та параметрами матеріалу є наближеною моделлю обтічника головного блоку ракети-носія. Модальний аналіз тонкої пружної оболонки базується на використанні скінченно-елементної моделі неоднорідної оболонки, застосованні універсального тривимірного скінченного елемента. Розв'язувальні рівняння побудовані із залученням моментної схеми скінчених елементів. Універсальний скінченний елемент створений на базі стандартного ізопараметричного просторового скінченного елемента з полілінійними функціями форми. Універсальний скінченний елемент характеризується наявністю додаткових змінних параметрів. Для опису особливостей напружено-деформованого стану тонкої неоднорідної оболонки використовуються дві гіпотези. Застосовується неklasична статична гіпотеза про сталість напружень обтиснення за товщиною шару оболонки. Використовується неklasична кінематична гіпотеза деформівної прямої (не обов'язково нормалі до серединної поверхні). Пряма до деформування залишається прямою і після деформування, скорочуючись або подовжуючись при цьому. Такий підхід надає змогу природним шляхом моделювати злами серединної поверхні оболонки. Це явище є притаманним, наприклад, для складчастих і зчленованих (складених) оболонок. Виконаний модальний аналіз сферично-біконічної конструкції продемонстрував дієвість методу. Виходячи з універсальності підходу метод може бути застосований при дослідженні поведінки конструкцій, оболонкові елементи яких виконані з різних матеріалів.

Ключові слова: тонка складена оболонка, універсальний тривимірний скінченний елемент, власні коливання, метод скінчених елементів.

Krivenko O.P., Lizunov P.P., Polianskyi A.O., Kalashnikov O.B.

MODAL ANALYSIS OF A THIN COUPLED COMPOSITE SHELL

The results of the study of natural vibrations of a coupled shell of revolution are presented. The shell is a spherically biconical structure that has sharp bends in the mid-surface at the junction of different shapes. The material is a unidirectional fibrous carbon/epoxy composite. The shell structure, by its geometric shape and material parameters, is an approximate model of the fairing of the launch vehicle. The modal analysis of a thin elastic shell is based on the use of a finite element model of an inhomogeneous shell and the application of a universal 3D finite element. The governing finite-element equations are constructed using a moment scheme of finite elements. The universal finite element is based on a standard isoparametric 3D finite element with polylinear shape functions for coordinates and displacements. It is characterized by the presence of additional variable parameters. Two nonclassical hypotheses are used to describe the features of the stress-strain state of a thin inhomogeneous shell. The static hypothesis of the constant of compressive stresses throughout the thickness of the shell layer is used. The kinematic hypothesis of deformed straight line is used, which is not necessarily normal to the mid-surface of the shell. The hypothesis allows us to join three-dimensional finite elements, keeping compatibility of the coordinates and displacements, and naturally modeling sharp bends. This phenomenon is inherent, for example, to folded and coupled (combined) shells. The performed modal analysis of the spherical biconical structure demonstrates the effectiveness of the method. Based on the universality of the approach, the method can be applied in studying the behavior of structures whose shell elements are made of different materials.

Keywords: thin coupled shell, universal 3D finite element, natural vibration, fibrous unidirectional composite material, finite element method.

УДК 539.3

Кривенко О.П., Лізунов П.П., Полянський А.О., Калашніков О.Б. **Власні коливання тонкої складеної композитної оболонки** // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірник – К.: КНУБА, 2024. – Вип. 113. – С. 75-80.

Проведено дослідження власних коливань складеної оболонки обертання сферично-біконічної форми, виготовленої з односпрямованого волокнистого композиту. Оболонка за своєю геометричною формою та параметрами матеріалу є наближеною моделлю обтічника головного блоку ракети-носія. Моделювання тонкої пружної оболонки ґрунтується на застосуванні універсального тривимірного скінченного елемента.

Лл. 3. Бібліогр. 15 назв.

UDC 539.3

Krivenko O.P., Lizunov P.P., Polianskyi A.O., Kalashnikov O.B. Modal analysis of a thin coupled composite shell // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – K.: KNUBA, 2024. – Issue 113. – P. 75-80.

The natural vibrations of a coupled shell of revolution with a spherical-biconic shape, made of a unidirectional fiber composite, are studied. The shell, by its geometric shape and material parameters, is an approximate model of the launch vehicle fairing. The modeling of a thin elastic shell is based on the application of a universal three-dimensional finite element.

Fig. 3. Ref. 15..

Автор: кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник НДІ будівельної механіки КРИВЕНКО Ольга Петрівна

Адреса робоча: 03037, Україна, м. Київ, проспект Повітряних Сил, 31, Київський національний університет будівництва і архітектури, НДІ будівельної механіки

Робочий тел.: +38(044) 245-48-29.

мобільний тел.: +38(066) 048-32-77

E-mail: olakop@ukr.net

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0002-1623-9679>

Автор: доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри будівельної механіки ЛІЗУНОВ Петро Петрович

Адреса робоча: 03037, Україна, м. Київ, проспект Повітряних Сил, 31, Київський національний університет будівництва і архітектури, кафедра будівельної механіки

Робочий тел.: +38(044) 245-48-29.

мобільний тел.: +38(067) 921-70-05

E-mail: lizunov@knuba.edu.ua

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0003-2924-3025>

Автор: доктор юридичних наук, доцент, завідувач лабораторії організації наукової, методичної діяльності, нормативного забезпечення, міжнародного співробітництва та підготовки експертів Київського науково-дослідного інституту судових експертиз Міністерства юстиції України ПОЛЯНСЬКИЙ Антон Олександрович

Адреса робоча: 03057, Україна, м. Київ, вул. Сім'ї Бродських, 6, Київський науково-дослідний інститут судових експертиз

Робочий тел.: 200-42-26

Мобільний тел.: +38 095 359 52 95

E-mail: anton_polianskyi@ukr.net

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0003-1684-7567>

Автор: здобувач ступеня кандидата технічних наук, кафедра будівельної механіки КАЛАШНИКОВ Олександр Борисович

Адреса робоча: 03037, Україна, м. Київ, проспект Повітряних Сил, 31, Київський національний університет будівництва і архітектури, кафедра будівельної механіки

Робочий тел.: +38(044) 245-48-29.

мобільний тел.: +38(066) 71-88-099

E-mail: kalash2d@gmail.com

ORCID ID: <https://orcid.org/0009-0009-7825-9809>