

УДК 539.3

ВЛАСНІ КОЛИВАННЯ ОБТІЧНИКІВ РАКЕТОНОСІЇВ КОНІЧНОЇ ФОРМИ

О.П. Кривенко,

канд. техн. наук, старший науковий співробітник

П.П. Лізунов,

д-р техн. наук, професор

Київський національний університет будівництва і архітектури,

Повітрофлотський просп., 31, м. Київ. 03037

DOI: 10.32347/2410-2547.2022.109.66-71

Проведено дослідження власних коливань обтічників ракетноносіїв. Обтічники моделюються тонкими конічними оболонками. Модальний аналіз тонкої пружної оболонки спирається на використання розробленої скінченно-елементної моделі неоднорідної оболонки. Загалом, методика дозволяє досліджувати геометрично нелінійне деформування, стійкість та позакритичну поведінку широкого класу тонких пружних оболонок. Модальний аналіз конструкції реалізується на кожному кроці статичного термосилового навантаження. Для визначення спектру нижчих частот власних коливань оболонок неоднорідної структури застосовується метод ітерації підпростору. Метод аналізу поведінки оболонки ґрунтується на співвідношеннях тривимірної теорії термопружності та використовує моментну схему скінченних елементів. Тонка пружна оболонка моделюється універсальним просторовим ізопараметричним скінченним елементом. Досліджено параметри власних коливань конічних оболонок обертання різної товщини. Порівняння результатів розрахунку, що отримані за моментною схемою скінченних елементів, з даними інших авторів показало достатньо гарний збіг розв'язків.

Ключові слова: гнучка оболонка, універсальний просторовий скінченний елемент, моментна схема скінченних елементів, модальний аналіз.

Вступ

У технічних пристроях, що рухаються з великою швидкістю, наприклад, літаки, космічні та підводні апарати, високошвидкісні наземні транспортні засоби, широко застосовуються спеціальні оболонкові конструкції, так звані обтічники. Особливе значення серед усіх видів обтічників має головний обтічник, оскільки саме він значною мірою сприймає опір повітря. Головний обтічник є складним високотехнологічним пристроєм. Він має поєднувати мінімально можливу вагу з високою міцністю та здатністю витримувати різкі перепади температури. Для виготовлення головних обтічників використовуються алюмінієві сплави та композитні матеріали. Конструктивні схеми обтічників можуть бути різними. Вони виготовляються у вигляді тонких оболонок, які найчастіше мають конічні та параболічні форми [1]. Часто такі конструкції посилюються зсередини стрингерами та шпангоутами.

Незважаючи на широке застосування конічних і параболічних оболонкових конструкцій в авіації та космонавтиці, проблеми коливань та міцності таких конструкцій залишаються недостатньо вивченими. При

цьому поведінка оболонки обтічника ракетносія практично не досліджувалися [1-4].

1. Постановка задачі. Модальний аналіз тонкої пружної оболонки спирається на використання розробленої в [5, 6] скінченно-елементної моделі неоднорідної оболонки. Методика [5, 6] дозволяє досліджувати геометрично нелінійне деформування, стійкість та позакритичну поведінку широкого класу тонких пружних оболонок при статичній дії термосилового навантаження. Загалом, характеристики власних коливань конструкції визначаються на кожному кроці навантаження [7, 8]. Для визначення спектру нижчих частот і векторів власних коливань оболонок неоднорідної структури застосовується метод ітерації підпростору [9].

Скінченно-елементна методика моделювання геометрично нелінійного деформування, стійкості та закритичної поведінки пружних оболонок при статичній дії силових і температурних навантажень, що розроблена в роботах [5, 6], базується на єдиних методологічних позиціях просторової геометрично нелінійної теорії термопружності. Такий підхід дозволив розробити універсальний просторовий скінченний елемент (СЕ) для моделювання тонких і середньої товщини оболонок з геометричними особливостями за товщиною у вигляді ділянок ступінчасто-змінної та гладко-змінної товщини, зі зламами серединної поверхні та отворами. На базі універсального СЕ розроблено методику дослідження широкого класу пружних оболонок. Методика базується на використанні моментної схеми скінченних елементів (МССЕ). Використана модель лінійно-пружного суцільного середовища, властивості якого відповідають узагальненому закону Дюамеля-Неймана, при великих переміщеннях і малих деформаціях. Тонка оболонка розглядається як тривимірне тіло та моделюється за товщиною одним ізопараметричним просторовим СЕ з полілінійними функціями форми. Для врахування особливостей напружено-деформованого стану оболонки використовуються дві неklasичні гіпотези: кінематична гіпотеза деформівної прямої в напрямку товщини та статична гіпотеза про сталість нормальних напружень обтиснення волокон шару по товщині. Процеси геометрично нелінійного деформування оболонки досліджуються на основі загальної лагранжевої постановки варіаційної задачі у приростах. Нелінійний розв'язок задачі отримується за комбінованим алгоритмом, що поєднує кроковий метод продовження розв'язку за параметром із ітераційною процедурою Ньютон-Канторовича на кожному кроці навантаження. Модальний аналіз оболонки виконується на кожному кроці термосилового навантаження з урахуванням деформованого та переднапруженого стану.

2. Модальний аналіз обтічника конічної форми. Розглядається ізотропна тонка конічна оболонка, що моделює обтічник ракети-носія [2]. Розглядається конічна оболонка сталої товщини h , висотою H та радіусом опорного контуру R (рис. 1). Оболонка жорстко затиснута по контуру та виготовлена з ізотропного матеріалу ($E = 7.2 \cdot 10^4$ МПа –

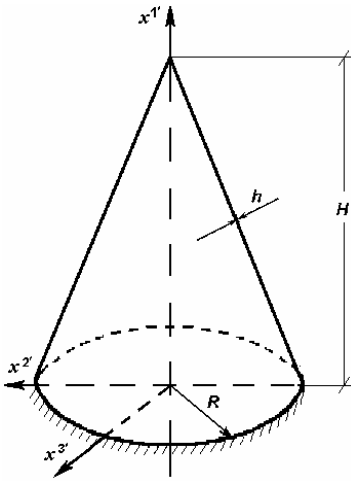


Рис. 1. Конічна оболонка

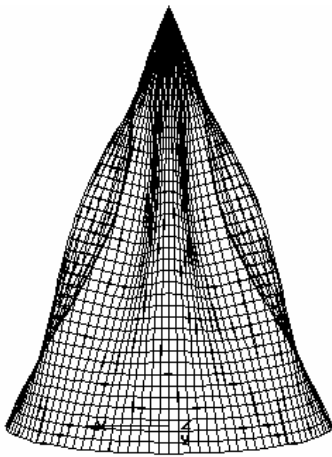
модуль пружності, $\nu = 0.3$ – коефіцієнт Пуассона, $\rho = 2770 \text{ кг/м}^3$ – щільність). Вихідні данні такі: $R = 195 \text{ см}$, $H = 559.2 \text{ см}$, $h = 2 \text{ мм}$. За розрахунку приймалася скінченно-елементна модель у вигляді половини оболонки, що має площину симетрії. Оскільки вершина оболонки є особливою точкою, тому в скінченно-елементній моделі конструкції навколо неї вирізаний отвір, що має діаметр менший за товщину оболонки.

Вивчення збіжності та точності розв'язків показало, що достатньою є відносно густа сітка $20 \times 50 \text{ SE}$. Виявлено, що у коловому напрямку необхідно використовувати більш густе розбиття, ніж у напрямку твірної.

Таблиця 1

Метод	$\omega_i, \text{ Гц}$				
	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4	ω_5
МССЕ	28,63	29,37	29,42	31,14	32,85
[2]	27,09	27,47	27,97	28,67	30,47
$\Delta \%$	5,84	6,92	5,18	8,61	7,81

Порівняння результатів розрахунку власних частот з наведеними в [2]

Рис. 2. Форма коливань оболонки ($h = 2 \text{ мм}$), що відповідає частоті ω_1

подано в табл. 1. Деяку розбіжність у відносній різниці результатів, що отримані за двома методами, можна пояснити використанням у нашому дослідженні (з використанням МССЕ) уточненого тривимірного підходу із застосуванням просторового SE. Значення нижчих частот коливань знаходяться у достатньо щільному діапазоні.

Форма коливань для частоти ω_1 наведена на рис. 2. Для наочності форма подана у викривленому збільшеному масштабі. Для всіх форм, що відповідають розглянутим частотам ω_i , коливання відбуваються ближче до середньої вздовж твірної частини

оболонки з утворенням різної кількості хвиль у коловому напрямку.

Дослідження впливу збільшення у два рази товщини оболонки ($h = 4$ мм) на спектр частот ω_i власних коливань приведено в табл. 2.

Таблиця 2

Товщина, мм	ω_i , Гц				
	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4	ω_5
2	28,63	29,37	29,42	31,14	32,85
4	39,07	40,02	40,88	42,71	46,68
Δ %	36,46	36,26	38,95	37,15	42,10

Збільшення товщини оболонки у два рази приводить до зростання частоти коливань майже у 1,5 рази. Характер форм коливань не змінюється. Кількість хвиль у коловому напрямку зменшується (рис. 3).

Висновки. У роботі досліджено параметри власних коливань конічних оболонок обертання різної товщини. Оболонки моделюють обтічник літального апарату. Дослідження проведені за допомогою скінченно-елементної методики, що спирається на використання розробленого універсального просторового скінченного елемента.

Досліджено збіжність і точність розв'язків. Порівняння результатів розрахунку, що отримані за моментною схемою скінченних елементів, з даними інших авторів показало достатньо гарний їх збіг. Деяка розбіжність у відносній різниці результатів, що отримані за двома методами, пояснюється використанням у нашому дослідженні уточненого тривимірного підходу із застосуванням просторового скінченного елемента.

Найбільші амплітуди коливань спостерігаються у середній частині оболонки. Збільшення товщини оболонки приводить до збільшення величини частот коливань конструкції.

Дуже поширений формою носового обтічника є конус канонічної форми. Цю форму часто вибирають через простоту виготовлення. Проте конічні обтічники можуть мати складнішу форму. Так конічний ніс обтічника часто притуплюється за допомогою покриття його відрізком сфери. Конічна форма може переходити в циліндричну оболонку або бути біконічною. Тому в наступних дослідженнях планується оцінити вплив форми на власні коливання таких оболонок сталої товщини.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Чернобрышко М.В., Аврамов К.В., Романенко В.Н. и др.* Динамическая неустойчивость обтекателей ракет-носителей в полете // Пробл. машиностроения, 2014, Т. 17, № 2. – С. 9-16.
2. *Чернобрышко М.В., Аврамов К.В., Батутина Т.Я. и др.* Динамическая неустойчивость подкрепленных конических обтекателей ракет-носителей в сверхзвуковом газовом потоке // Техн. механика. – 2015. – № 1. – С. 15-29.
3. *Баженов В.А., Кривенко О.П., Ворона Ю.В.* Аналіз власних коливань тонких параболических оболонок // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірн. – К.:

КНУБА, 2019. – Вип. 102. – С. 171-179. DOI: <https://doi.org/10.32347/2410-2547.2019.102.171-179>.

4. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Vorona Yu.V.* Effect of heating on the natural vibrations of thin parabolic shells // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – К.: КНУБА, 2019. – Issue 103. – P. 3-16. DOI: 10.32347/2410-2547.2019.103.3-16.
5. *Баженов В.А., Кривенко О.П., Соловей М.О.* Нелінійне деформування та стійкість пружних оболонок неоднорідної структури. – К.: ЗАТ «Віпол», 2010. – 316 с.
6. *Баженов В.А., Кривенко О.П., Соловей Н.А.* Нелинейное деформирование и устойчивость упругих оболочек неоднородной структуры: Модели, методы, алгоритмы, малоизученные и новые задачи. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2013. – 336 с.
7. *Bazhenov V., Krivenko O.* Buckling and Natural Vibrations of Thin Elastic Inhomogeneous Shells. – LAP LAMBERT Academic Publishing. Saarbruen, Deutschland, 2018. – 97 p. ISBN: 978-613-9-85790-6.
8. *Баженов В.А., Кривенко О.П.* Стійкість і коливання пружних неоднорідних оболонок при термосилових навантаженнях – К.: Вид-во “Каравела”, 2020. – 187 с.
9. *Баженов В.А., Кривенко О.П., Легостаев А.Д.* Стійкість і власні коливання неоднорідних оболонок з урахуванням напруженого стану // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірн. – К.: КНУБА, 2015. – Вип. 95. – С. 96-113.

REFERENCES

1. *Chernobryvko M.V., Avramov K.V., Romanenko V.N. et al.* Dynamycheskaia neustoiichyivost obtekatel'ei raket-nosytelei v polete (Dynamic instability of rockets deflectors in flight) // Probl. mashynostroeniya, 2014, T. 17, № 2. – S. 9-162.
2. *Chernobryvko M.V., Avramov K.V., Batutyna T.Ya. et al.* Dynamycheskaia neustoiichyivost podkrepennykh konycheskykh obtekatel'ei raket-nosytelei v sverkhzvukovom hazovom potoke (Dynamic instability of reinforced conical fairings of launch vehicles in a supersonic gas flow) // Tekhn. mekhanyka. – 2015. – № 1. – S. 15-29.
3. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Vorona Yu.V.* Analiz vlasnykh kolyvan tonkykh parabolichnykh obolonok (Modal analysis of thin parabolic shells) // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – К.: КНУБА, 2019. – Issue 102. – P. 171-179. DOI: 10.32347/2410-2547.2019.102.171-179
4. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Vorona Yu.V.* Effect of heating on the natural vibrations of thin parabolic shells // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – К.: КНУБА, 2019. – Issue 103. – P. 3-16. DOI: 10.32347/2410-2547.2019.103.3-16
5. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Solovei M.O.* Nelineiniye deformuvanniya ta stiikist pruzhnykh obolonok neodnorodnoyi struktury (Nonlinear deformation and stability of elastic shells with inhomogeneous structure). – К.: ЗАТ «Віпол», 2010. – 316 с.
6. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Solovey N.A.* Nelineynoye deformirovaniye i ustoichivost uprugih obolonok neodnorodnoyi struktury: Modeli, metody, algoritmy, maloizuchennyye i novyye zadachi (Nonlinear deformation and stability of elastic shells with inhomogeneous structures: Models, methods, algorithms, poorly-studied and new problems). – М.: Knizhnyy dom «LIBRIKOM», 2013. – 336 с.
7. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P.* Buckling and Natural Vibrations of Thin Elastic Inhomogeneous Shells. – LAP LAMBERT Academic Publishing, 2018. – 97 p. ISBN: 978-613-9-85790-6
8. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P.* Stiikist i kolyvanniya pruzhnykh neodnorodnykh obolonok pry termosylovykh navantazheniakh (Stability and vibrations of elastic inhomogeneous shells under thermo-mechanical loads). – К.: ЗАТ «Віпол», 2020. – 187 с.
9. *Bazhenov V.A., Krivenko O.P., Legostaev A.D.* Stiikist i vlasni kolyvanniya neodnorodnykh obolonok z urakhuvanniam napruzhenoho stanu (Stability and natural vibrations of inhomogeneous shells taking into account the stress state) // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – К.: КНУБА, 2019. – Issue 95. – P. 96-113.

Krivenko O.P., Lizunov P.P.

VIBRATIONS OF LAUNCH VEHICLE CONICAL FAIRINGS

Vibrations of launch vehicle conical fairings are investigated. Fairings are simulated using thin conical shells. The modal analysis of a thin elastic shell is based on the use of the developed finite element model of an inhomogeneous shell. In general, the technique makes it possible to investigate the geometrically nonlinear deformation, stability, and post-buckling behavior of a wide class of thin elastic shells. The modal analysis of the structure is implemented at each step of the static thermomechanical load. The subspace iteration method is used to determine the spectrum of the lowest vibration frequencies of shells of an inhomogeneous structure. The shell behavior analysis method is based on the relations of the three-dimensional theory of thermoelasticity and uses the finite element moment scheme. A thin elastic shell is simulated by a universal solid isoparametric finite element. The parameters of natural vibrations of conical shells of revolution with different thicknesses are investigated. Comparison of the calculation results obtained by the finite element moment scheme with the data of other authors shows a fairly good agreement between the solutions.

Key words: flexible shell, universal solid finite element, finite element moment scheme, modal analysis.

УДК 539.3

Кривенко О.П., Лізунов П.П. Власні коливання обтічників ракетоносіїв конічної форми // Опір матеріалів і теорія споруд: наук.-тех. збірн. – К.: КНУБА, 2022. – Вип. 109. – С. 66-71.

У роботі наведено результати модального аналізу конічних обтічників ракетоносіїв.

Табл. 2. Іл. 3. Бібліогр. 9 назв.

UDC 539.3

Krivenko O.P., Lizunov P.P. Vibrations of launch vehicle fairings with conical shape // Strength of Materials and Theory of Structures: Scientific-and-technical collected articles. – K.: KNUBA, 2022. – Issue 109. – P. 66-71.

The paper presents the results of the modal analysis of the conical fairings of launch vehicles.

Tabl. 2. Fig. 3. Ref. 9

УДК 539.3

Кривенко О.П., Лізунов П.П. Собственные колебания обтекателей ракетопосителей конической формы // Сопротивление материалов и теория сооружений. – 2022. – Вып. 109. – С. 66-71.

В работе приведены результаты модального анализа конических обтекателей ракетопосителей.

Табл. 2. Ил. 3. Библиогр. 9 назв.

Автор (вчена ступень, вчене звання, посада): кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, провідний науковий співробітник НДІ будівельної механіки КНУБА КРИВЕНКО Ольга Петрівна

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

Робочий тел.: +38(044) 245-48-29

E-mail: olakor@ukr.net

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

Автор (вчена ступень, вчене звання, посада): доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри будівельної механіки КНУБА ЛІЗУНОВ Петро Петрович

Адреса робоча: 03035 Україна, м. Київ, Повітрофлотський проспект 31, Київський національний університет будівництва і архітектури, кафедра будівельної механіки

Робочий тел.: +38(044) 245-48-29

E-mail: lizunov@knuba.edu.ua

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