

УДК 629.7.023:629.76:531.3

Конюхов О.С., к.т.н.

НТУУ «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

РОЗРАХУНКОВА МЕТОДИКА ПРИВЕДЕННЯ ЦИЛІНДРОВИХ СЕКЦІЙ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ ДО ГЛАДКООБОЛОНКОВИХ АНАЛОГІВ

Konuyhov A.

National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine (mmi@kpi.ua)

DESIGN METHOD FOR BRINGING CYLINDRICAL SECTION LIQUID CARRIER ROCKETS TO SMOOTH SHELL ANALOGUES

Запропоновано універсальний чисельний метод визначення жорсткісних та інерційно-масових характеристик еквівалентних гладких оболонок, що апроксимують вафельні секції при динамічному аналізі ракет-носіїв (РН). Техніка "згладжування" проілюстрована на прикладі амплітудно-частотного аналізу фрагмента вафельної циліндричної оболонки вафельної конструкції головного обтічника РН. Ефективність методу підтверджена порівняльним аналізом 10 власних частот і форм коливань і її гладкооболоночної апроксимації.

Ключові слова: ракето - носій, головний обтічник, динамічний аналіз, циліндрична оболонка, метод скінченних елементів, жорсткість, інерційно-масова характеристика, розрахункова методика, ортотропні пружні властивості

Вступ

Розвиток ракетно - космічної техніки пов'язане зі структурним ускладненням ракет - носіїв (РН), одночасним збільшенням їх міцності при мінімізації маси конструктивних елементів. У цьому зв'язку актуальним є розрахункове визначення динамічних характеристик РН на стадії проектування.

Побудова раціональних динамічних моделей РН [1] містить, як правило, елементи евристики [2, 3] і досягається послідовним порівнянням даних розрахункового дослідження, отриманих для різних ступенів ідеалізації вихідного об'єкта. Ступінь адекватності динамічної моделі залежить від необхідної точності обчислень при введенні ряду гіпотез і спрощуючих припущень, в тому числі і від деталізації геометрії конструктивних елементів РН.

В даній роботі раціональна спрощуюча апроксимація геометрії оболонкових елементів РН з використанням умов еквівалентності жорсткісних та інерційно - масових характеристик лежить в основі подальшого дослідження власних частот і форм коливань. У цьому зв'язку, для ефективного визначення динамічних характеристик вафельної циліндричної секції головного обтічника (ГО) РН застосовували гладкооболонкову апроксимацію. Такий підхід дозволив відмовитися від залучення невиправдано великих обчислювальних ресурсів при математичному моделюванні динаміки ГО на основі тривимірних скінченних елементів (СЕ) [4], так як скінченно - елементне представлення імітаційної моделі ГО із апроксимацією циліндричних секцій гладкими оболонками допускає використання двовимірних оболонкових СЕ, що забезпечує ефективність розрахункового дослідження динаміки ГО.

Мета роботи полягає у створенні динамічної пружної моделі конструктивно - ортотропної гладкої оболонки з еквівалентними жорсткісними та інерційно-масовими характеристиками підкріпленої оболонки вафельного типу циліндричної секції стулки ГО, розробці та апробації методики розрахунку даних параметрів приведення.

Постановка задачі. Як об'єкт дослідження розглядається стулка ГО, що складається з біконічної секції, розділеної на 4 відсіки (К1- К4) і циліндричної секції, також розділеної на 4 відсіки (Ц1 - Ц4) (рис.1). Розглянуті відсіки ступок ГО є тонкостінними оболонками, що мають підкріплення силовими шпангоутами. Відсіки стулки ГО виконані у вигляді оболонки вафельної конструкції, в якій підкріплювальними елементами комірок є допоміжні стрингери і шпангоути (рис.2). При цьому розміри висоти H_{cnp} і ширини B_{cnp} допоміжних стрингерів, а також аналогічні розміри допоміжних шпангоутів ($H_{ун}, B_{ун}$) значно поступаються величинам їх довжин ($L_{cnp}, L_{ун}$) в межах комірок прямокутної форми.

У всіх відсіках оболонки ГО має місце рівномірний розподіл комірок вафельної конструкції (рис. 2а). Наприклад, в межах кожної з чотирьох циліндричних секцій відсіків (табл.1) можна спостерігати регулярне

повторення конструкції допоміжних стрингерів і шпангоутів оболонки ГО уздовж її поздовжньої осі та в окружному напрямку (рис. 2б). Сітка допоміжних підкріплюючих елементів оболонки ГО ортогональна і збігається з лініями головних кривизн її відсіків. Система підкріплень кожної секції відсіків ГО розташована несиметрично щодо серединної поверхні оболонки обшивки.

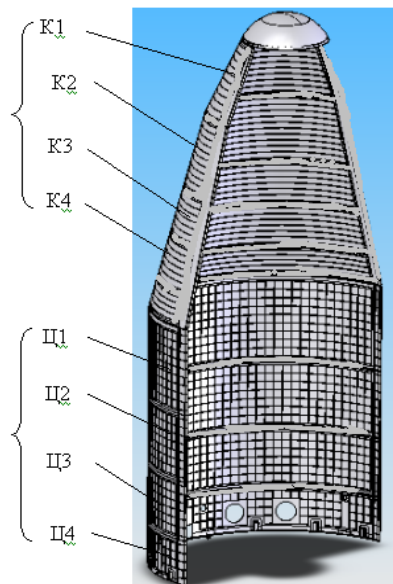


Рис. 1. Стулка головного обтікача РН

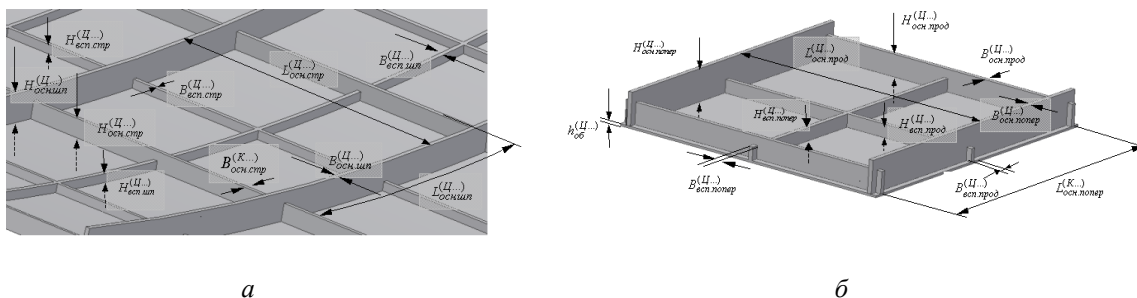


Рис. 2. Конструкція комірок вафельної оболонки стулки ГО (а) і плоский прототип - аналог типової комірки циліндричної секції ГО (б)

Допоміжні стрингери і шпангоути, що утворюють на внутрішній поверхні відсіків ГО ребра комірок заданої щільності, визначають жорсткісні характеристики секцій оболонки у відповідних напрямках.

Таблиця 1

Геометричні характеристики в поздовжньому напрямку кожного відсіку циліндричної секції ГО			
Повна довжина в поздовжньому напрямку відсіка Ц1 циліндричної секції $L_{полн.прод}^{(Ц1)}$, м	Повна довжина в поздовжньому напрямку відсіка Ц2 циліндричної секції $L_{полн.прод}^{(Ц2)}$, м	Повна довжина в поздовжньому напрямку відсіка Ц3 циліндричної секції $L_{полн.прод}^{(Ц3)}$, м	Повна довжина в поздовжньому напрямку відсіка Ц4 циліндричної секції $L_{полн.прод}^{(Ц4)}$, м
1,000	1,200	1,200	0,600

Матеріал стулк ГО – алюмінієвий сплав АМг6М, що має наступні пружні та масові характеристики: - модуль пружності $E = 700 \text{ ГПа}$; - коефіцієнт Пуассона $\mu = 0,227$; - густина $\rho = 2640 \text{ кг/м}^3$.

Методика розрахунку. Приймаємо в якості координатної розрахункової поверхні еквівалентної гладкої оболонки серединну поверхню обшивки вафельного типу циліндричної секції ГО. Рахуємо, що в межах кожного відсіку стулки ГО має місце рівномірний розподіл осередків вафельної конструкції тонкостінної оболонки малої кривизни (рис. 1,2). Допоміжні стрингери і шпангоути, що утворюють ребра комірок відсіків стулк визначають параметри жорсткості розглянутої підкріпленої оболонки відсіку ГО у відповідних напрямках. Підкріплення відсіків ГО характеризуються такими відомими величинами: n_i - кількість підкріплюють елементів у напрямку α_i ; F_i - площа підкріплювального елемента; S_i та J_i - відповідно

статичний момент і момент інерції поперечного перерізу підкріплювального елемента щодо осі, що проходить через середину поверхню обшивки: l_i - середня відстань між підкріпленнями; E_i^o - Модуль Юнга підкріплень ($i = 1, 2$).

Для розрахунку параметрів жорсткості та інерційно - масових характеристик еквівалентної гладкої оболонки циліндричної секції ГО вафельної конструкції, що має циклічну симетрію геометрії допоміжних шпангоутів і стрингерів в окружному і поздовжньому напрямках, досить розглянути відповідний типовий фрагмент (рис.2б) [2].

Як критерій оцінки відповідності величин жорсткісних та інерційно - масових характеристик вихідної секції оболонки ГО з ізотропними пружними властивостями матеріалу і гладкою еквівалентною конструкцією оболонки ГО з ортотропними пружними властивостями матеріалу вибрано рівність величин власних частот і типів форм коливань "розпрямленого" фрагмента підкріпленої оболонки вафельного типу циліндричної секції ГО з габаритними розмірами $L_{фр.прод}^{(II)}$ у поздовжньому напрямку і $L_{фр.попер}^{(II)}$ в поперечному напрямку (рис.3).

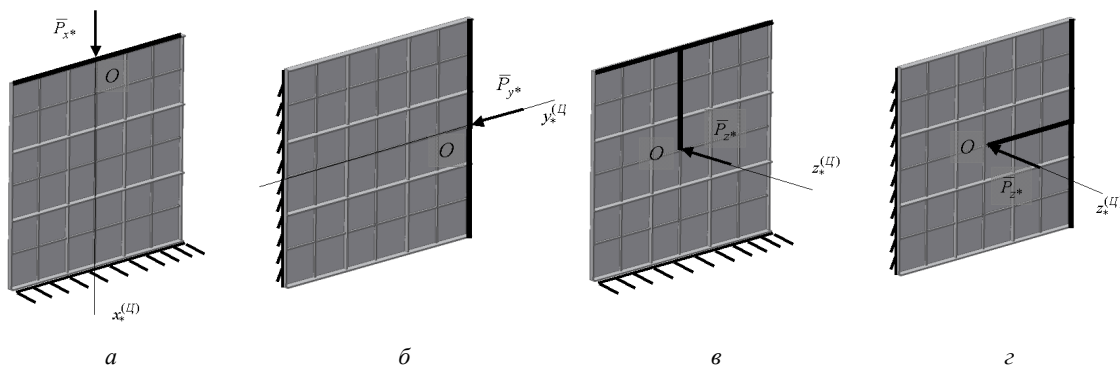


Рис. 3. Схема визначення поздовжньої і поперечної податливостей фрагмента підкріпленої оболонки циліндричної секції ГО при деформаціях стиску (а) і вигину (б)

Чисельні значення податливостей на розтяг $\delta_{расг1}^{(II)}$ і вигин $\delta_{изг1}^{(II)}$ для поздовжнього напрямку податливості розпрямленого фрагмента підкріпленої оболонки можна визначити за допомогою системи інженерного аналізу (наприклад, MSC/NASTRAN [5]) згідно схем силового навантаження, що показані на рисунках 3, за наступними правилами

$$\delta_{расг1}^{(II)} = u_{x*} \left| \frac{1}{P_{x*} = 1} \right|; \quad \delta_{изг1}^{(II)} = u_{z*} \left| \frac{1}{P_{z*} = 1} \right|, \quad (1)$$

де \bar{P}_{x*} та u_{x*} - одинична сила і викликане нею переміщення в напрямку вісі $Ox_*^{(II)}$ (рис.3); \bar{P}_{z*} та u_{z*} - одинична сила і викликане нею переміщення в напрямку вісі (рис.3б).

Вважаючи, що конструктивні елементи допоміжних шпангоутів і стрингерів є рівномірно розподіленими по поверхні підкріпленої оболонки циліндричної секції ступок ГО, визначення податливостей $\delta_{расг1}^{(II)}$ і $\delta_{изг1}^{(II)}$ та відповідних їм жорсткостей на розтяг і вигин в поздовжньому напрямку розпрямленого фрагменту підкріпленої оболонки проводили за формулами

$$\delta_{расг1}^{(II)} = \frac{L_{фр.прод}^{(II)}}{L_{фр.попер}^{(II)} D_{расг1}^{(II)}}; \quad \delta_{изг1}^{(II)} = \frac{(L_{фр.прод}^{(II)})^3}{12 L_{фр.попер}^{(II)} D_{изг1}^{(II)}}, \quad (2)$$

$$D_{расг1}^{(II)} = \frac{L_{фр.прод}^{(II)}}{L_{фр.попер}^{(II)} \delta_{расг1}^{(II)}}, \quad D_{изг1}^{(II)} = \frac{(L_{фр.прод}^{(II)})^3}{12 L_{фр.попер}^{(II)} \delta_{изг1}^{(II)}}. \quad (3)$$

де $L_{фр.прод}^{(II)}$ та $L_{фр.попер}^{(II)}$ - довжина розпрямленого фрагменту підкріпленої оболонки в поздовжньому і поперечному напрямках; $D_{расг1}^{(II)}$ та $D_{изг1}^{(II)}$ - погонні жорсткості на розтяг і вигин в поздовжньому напрямку підкріпленої оболонки.

За умовою еквівалентності погонних жорсткостей у поздовжньому напрямку ортотропної гладкої і підкріпленої оболонок мають місце співвідношення

$$D_{эвк.расг1}^{(II)} = D_{расг1}^{(II)}, \quad D_{эвк.изг1}^{(II)} = D_{изг1}^{(II)}, \quad (4)$$

$$D_{эвк.расг1}^{(II)} = \tilde{E}_{эвк1}^{(II)} h_{эвк}^{(II)}; \quad D_{эвк.изг1}^{(II)} = \frac{1}{12} \tilde{E}_{эвк1}^{(II)} (h_{эвк}^{(II)})^3, \quad (5)$$

$$\check{E}_{\text{экв}1}^{(II)} = \frac{E_{\text{экв}1}^{(II)}}{1 - \mu_{\text{экв}1}^{(II)} \mu_{\text{экв}2}^{(II)}} \quad (6)$$

де $\check{E}_{\text{экв}1}^{(II)}$ - ефективний модуль пружності для поздовжнього напрямку еквівалентної ортотропної гладкої оболонки.

З метою спрощення викладок коефіцієнти Пуассона еквівалентної ортотропної гладкої оболонки $\mu_{\text{экв}1}^{(II)}$ та $\mu_{\text{экв}2}^{(II)}$ вибирали рівними нулю

$$\mu_{\text{экв}1}^{(II)} = \mu_{\text{экв}2}^{(II)} = 0. \quad (7)$$

Враховуючи (7) співвідношення (6) можуть бути представлені у вигляді

$$\check{E}_{\text{экв}1}^{(II)} = E_{\text{экв}1}^{(II)}. \quad (8)$$

Маючи в своєму розпорядженні чисельні значення погонних жорсткостей для поздовжнього напрямку еквівалентної ортотропної гладкої оболонки циліндричної секції, відповідно до виразу (5) товщину $h_{\text{экв}}^{(II)}$ цієї оболонки розраховували наступним чином

$$h_{\text{экв}}^{(II)} = \sqrt{\frac{12D_{\text{экв.изг}1}^{(II)}}{D_{\text{экв.раст}1}^{(II)}}}. \quad (9)$$

При цьому модуль пружності $E_{\text{экв}1}^{(II)}$ в поздовжньому напрямку еквівалентної ортотропної гладкої оболонки відповідно до виразів (3) - (5) може бути знайдений за формулою

$$E_{\text{экв}1}^{(II)} = \frac{D_{\text{экв.раст}1}^{(II)}}{h_{\text{экв}}^{(II)}}. \quad (10)$$

Для поперечного напрямку розпрямленого фрагмента підкріпленої оболонки чисельні значення його податливостей на розтяг і вигин $\delta_{\text{раст}2}^{(II)}$ і $\delta_{\text{изг}2}^{(II)}$ також можна визначити за допомогою системи інженерного аналізу відповідно до схем силового навантаження, показаним на рисунках 3б і 3г, за правилами

$$\delta_{\text{раст}2}^{(II)} = u_{y^*} \left| \frac{1}{P_{y^*}} = 1 \right|; \quad \delta_{\text{изг}2}^{(II)} = u_{z^*} \left| \frac{1}{P_{z^*}} = 1 \right|, \quad (11)$$

де \bar{P}_{y^*} та u_{y^*} - одинична сила і викликане нею переміщення в напрямку осі Oy^* (рис.3в); \bar{P}_{z^*} та u_{z^*} - одинична сила і викликане нею переміщення в напрямку осі Oz^* (рис. 3г).

За гіпотезою рівномірного розподілу підкріплюючих елементів по поверхні оболонки вафельного типу циліндричної секції в поперечному напрямку, визначали величини податливостей $\delta_{\text{раст}2}^{(II)}$ та $\delta_{\text{изг}2}^{(II)}$ на розтяг і вигин та відповідних їм погонних жорсткостей $D_{\text{раст}2}^{(II)}$ та $D_{\text{изг}2}^{(II)}$ в поперечному напрямку розпрямленого фрагмента підкріпленої оболонки за формулами

$$\delta_{\text{раст}2}^{(II)} = \frac{L_{\text{фр.попер}}^{(II)}}{L_{\text{фр.прод}}^{(II)} D_{\text{раст}2}^{(II)}}, \quad \delta_{\text{изг}2}^{(II)} = \frac{(L_{\text{фр.попер}}^{(II)})^3}{12L_{\text{фр.прод}}^{(II)} D_{\text{изг}2}^{(II)}}, \quad (12)$$

$$D_{\text{раст}2}^{(II)} = \frac{L_{\text{фр.попер}}^{(II)}}{L_{\text{фр.прод}}^{(II)} \delta_{\text{раст}2}^{(II)}}, \quad D_{\text{изг}2}^{(II)} = \frac{(L_{\text{фр.попер}}^{(II)})^3}{12L_{\text{фр.прод}}^{(II)} \delta_{\text{изг}2}^{(II)}}. \quad (13)$$

Згідно з умовою еквівалентності погонних жорсткостей на розтяг в поперечному напрямку підкріпленої та ортотропної гладкої оболонок мають місце співвідношення

$$D_{\text{экв.раст}2}^{(II)} = D_{\text{раст}2}^{(II)}. \quad (14)$$

Погонна жорсткість на розтяг для поперечного напрямку еквівалентної ортотропної гладкої оболонки (з урахуванням нульових значень коефіцієнтів Пуассона) через її параметри визначена наступним чином:

$$D_{\text{экв.раст}2}^{(II)} = E_{\text{экв}2}^{(II)} h_{\text{экв}}^{(II)}. \quad (15)$$

Відповідно до виразу (15) модуль пружності для поперечного напрямку $E_{\text{экв}2}^{(II)}$ еквівалентної ортотропної гладкої оболонки представлено формулою

$$E_{\text{экв}2}^{(II)} = \frac{D_{\text{раст}2}^{(II)}}{h_{\text{экв}}^{(II)}}. \quad (16)$$

Для узгодження величин інерційно-масових характеристик підкріпленої оболонки циліндричної секції та відповідної їй еквівалентної ортотропної гладкої оболонки визначали масу $m_{\text{фр}}^{(I)}$ розпрямленого фрагмента підкріпленої оболонки циліндричної секції. Згідно з вимогою рівності величин інерційних характеристик розглянутого фрагмента підкріпленої оболонки і відповідного йому фрагмента еквівалентної ортотропної гладкої оболонки, справедливим є наступний вираз

$$m_{\text{фр.екв}}^{(I)} = m_{\text{фр}}^{(I)}. \quad (17)$$

Маючи у своєму розпорядженні габаритні розміри $L_{\text{фр.прод}}^{(I)}$ та $L_{\text{фр.попер}}^{(I)}$ (табл. 1), а також величину товщини $h_{\text{екв}}^{(I)}$ розглянутого фрагменту еквівалентної ортотропної гладкої оболонки, його об'єм представили як

$$V_{\text{фр.екв}}^{(I)} = L_{\text{фр.прод}}^{(I)} L_{\text{фр.попер}}^{(I)} h_{\text{екв}}^{(I)}. \quad (18)$$

За відомими величинами маси $m_{\text{фр.екв}}^{(I)}$ та об'єму $V_{\text{фр.екв}}^{(I)}$, визначали щільність матеріалу еквівалентної ортотропної гладкої оболонки за формулою

$$\rho_{\text{екв}}^{(I)} = \frac{m_{\text{фр.екв}}^{(I)}}{V_{\text{фр.екв}}^{(I)}}. \quad (19)$$

Таким чином, відповідно до виразів (9), (10), (16) і (19) отримані співвідношення для всіх розрахункових параметрів еквівалентної ортотропної гладкої оболонки циліндричної секції ГО.

Прирівнявши масу $m_{\text{фр.екв}}^{(I)}$ і погонні жорсткості $D_{\text{екв.рас1}}^{(I)}$, $D_{\text{екв.изг1}}^{(I)}$ і $D_{\text{екв.рас2}}^{(I)}$ еквівалентної ортотропної гладкої оболонки відповідно до маси $m_{\text{фр}}^{(I)}$ і погонних жорсткостей $D_{\text{рас1}}^{(I)}$, $D_{\text{изг1}}^{(I)}$, $D_{\text{рас2}}^{(I)}$ підкріпленої оболонки, які були визначені за даними чисельного експерименту в системі MSC/NASTRAN (ліцензія ДКБ «Південне»), отримали чотири незалежних параметра $\rho_{\text{екв}}^{(I)}$, $h_{\text{екв}}^{(I)}$, $E_{\text{екв1}}^{(I)}$ і $E_{\text{екв2}}^{(I)}$, які разом з коефіцієнтами Пуассона $\mu_{\text{екв1}}^{(I)}$ і $\mu_{\text{екв2}}^{(I)}$ повністю характеризують еквівалентну ортотропну гладку оболонку.

Після визначення параметрів поздовжньої жорсткості виконували узгодження жорсткостей на згин у поперечному напрямку (рис. 3б, г) еквівалентної ортотропної гладкої оболонки і підкріпленої оболонки відсіків Ц1 - Ц4 ГО (рис. 4).

Питома (така, що припадає на одиницю довжини) жорсткість на згин $\kappa_{\text{изг2}}^{(I...)}$ у поперечному напрямку підкріпленої оболонки циліндричної секції відсіку Ц... визначена формулою

$$\kappa_{\text{изг2}}^{(I...)} = 12 L_{\text{полн.прод}}^{(I...)} D_{\text{изг2}}^{(I...)} \quad (20)$$

а відповідна величина $\kappa_{\text{екв.изг2}}^{(I...)}$ для еквівалентної ортотропної гладкої оболонки представлена як

$$\kappa_{\text{екв.изг2}}^{(I...)} = L_{\text{полн.прод}}^{(I...)} (h_{\text{екв}}^{(I)})^3 \frac{E_{\text{екв2}}^{(I)}}{1 - \mu_{\text{екв1}}^{(I)} \mu_{\text{екв2}}^{(I)}}. \quad (21)$$

Порівнюючи між собою величини питомої жорсткості на згин розглянутої підкріпленої оболонки відсіку Ц... і відповідної їй еквівалентної ортотропної гладкої оболонки, нев'язка $\Delta \kappa_{\text{изг2}}^{(I...)}$ складатиме наступну величину

$$\Delta \kappa_{\text{изг2}}^{(I...)} = \kappa_{\text{изг2}}^{(I...)} - \kappa_{\text{екв.изг2}}^{(I...)} \quad (22)$$

Дану нев'язку компенсуємо парою додаткових шпангоутів, розташованих з обох кінців відсіку Ц... При цьому є очевидним, що величина питомої жорсткості на згин одного додаткового шпангоута $\kappa_{\text{доп.ун}}^{(I...)}$ буде дорівнює половині величини нев'язки $\Delta \kappa_{\text{изг2}}^{(I...)}$

$$\kappa_{\text{доп.ун}}^{(I...)} = \frac{1}{2} \Delta \kappa_{\text{изг2}}^{(I...)} \quad (23)$$

Для визначення питомої жорсткості на згин додаткового шпангоута використовували співвідношення

$$\kappa_{\text{доп.ун}}^{(I...)} = (1,0 \div 4,0) E_{\text{доп.ун}}^{(I...)} B_{\text{доп.ун}}^{(I...)} (H_{\text{доп.ун}}^{(I...)})^3, \quad (24)$$

де $B_{\text{доп.ун}}^{(I...)}$ та $H_{\text{доп.ун}}^{(I...)}$ - товщина і висота додаткового шпангоута, $E_{\text{доп.ун}}^{(I...)}$ - модуль пружності матеріалу додаткового шпангоута. Величина коефіцієнта $(1,0 \div 4,0)$ залежить від величини зміщення $z_{\text{доп.ун}}^{(I...)}$ центра ваги перерізу шпангоута відносно нейтральної лінії, яке матиме місце при згині в поперечному напрямку розглянутої еквівалентної ортотропної гладкої оболонки, що посиленена двома додатковими шпангоутами.

Зазначимо, що при виборі розмірів для поперечного перерізу додаткового шпангоута необхідно, щоб його висота значно перевершувала товщину

$$H_{\text{доп.ун}}^{(I...)} \gg B_{\text{доп.ун}}^{(I...)} \quad (25)$$

Виконання умови (25) дозволяє додатковим шпангоутам чинити істотний вплив на жорсткість при згині у поперечному напрямку еквівалентної ортотропної гладкої оболонки. Водночас жорсткість на розтягування в поперечному напрямку, а також жорсткості на згин і розтягування в поздовжньому напрямку еквівалентної ортотропної гладкої оболонки будуть мало залежати від додаткових шпангоутів.

У випадку відомих величин модуля пружності $E_{дон.ун}^{(Ц...)}$ матеріалу і товщини $B_{дон.ун}^{(Ц...)}$ додаткового шпангоута, його висота $H_{дон.ун}^{(Ц...)}$ може бути знайдена за формулою, що одержана з виразу (24),

$$H_{дон.ун}^{(Ц...)} = (0,63 \div 1,00) \left(\frac{\kappa_{дон.ун}^{(Ц...)}}{E_{дон.ун}^{(Ц...)} B_{дон.ун}^{(Ц...)}} \right)^{\frac{1}{3}}. \quad (26)$$

Перевірка ступеня ідентичності параметрів циліндричної секції вафельної і гладкої оболонок (рис.4) для перших десяти власних частот і форм коливань, визначених у середовищі MSC/NASTRAN, показала їх задовільне узгодження (табл. 2) для типових форм коливань ГО, що свідчить про ефективність розробленої методики.

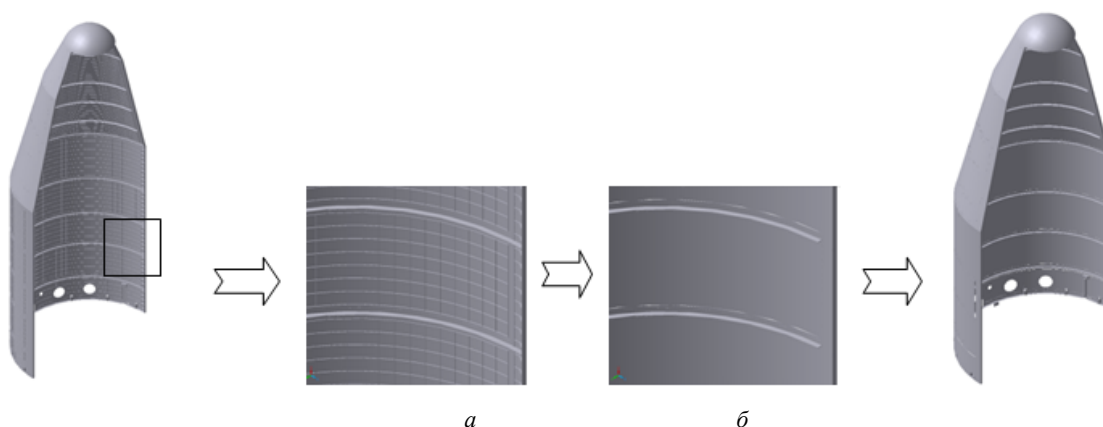


Рис. 4. Модель циліндричної секції ступки ГО та її фрагмента, що містить вафельні елементи (а) та її гладкооболонковий аналог (б)

Таблиця 2

Власні частоти фрагментів підкріпленої вафельної та еквівалентної гладкої оболонки ГО

Власні частоти ω_i	Власна частота фрагмента підкріпленої вафельної оболонки ω_i , [Гц]	Власна частота фрагмента гладкої оболонки $\omega_i^{экв}$, [Гц]	Відносна похибка $\eta_i = \left \frac{\omega_i - \omega_i^{экв}}{\omega_i} \right \cdot 100\%$
ω_1	14,0	14,2	1,4
ω_2	27,2	37,3	36,0
ω_3	85,5	87,4	2,2
ω_4	132	144	9,4
ω_5	234	246	5,2
ω_6	307	327	6,4
ω_7	343	376	9,7
ω_8	354	422	19,0
ω_9	417	477	15,0
ω_{10}	434	484	11,0

Висновки

1 Аналіз динаміки і міцності конструкцій ракет - носіїв (РН) з використанням методу скінченних елементів (МСЕ) є в даний час фактичним світовим стандартом. Основою цього служить універсальність МСЕ, що дозволяє за єдиним алгоритмом здійснювати розрахунки динамічних характеристик РН з головними обтікачами (ГО) з різною компоновкою геометрії та фізико- механічними властивостями матеріалів.

2. Апробацію розробленої методики проводили на прикладі дослідження власних частот і форм коливань фрагмента підкріпленої вафельної оболонки ГО із застосуванням динамічної моделі просторово сполучених елементів її конструкції з розрахунковими параметрами гладкої оболонки і допоміжних шпангоутів.

Аннотация. Предложен универсальный численный метод определения жесткостных и инерционно-массовых характеристик эквивалентных гладких оболочек, аппроксимирующих вафельные секции при динамическом анализе ракет-носителей (РН). Техника "сглаживания" проиллюстрирована на примере амплитудно-частотного анализа фрагмента вафельной цилиндрической оболочки вафельной конструкции головного обтекателя РН. Эффективность метода подтверждена сравнительным анализом 10 собственных частот и форм колебаний и ее гладкооболочечной аппроксимации.

Ключевые слова: ракето - носитель, головной обтекатель, динамический анализ, цилиндрическая оболочка, метод конечных элементов, жесткость, инерционно-массовая характеристика, расчетная методика, ортотропные упругие свойства.

Abstract. Purpose is to create a dynamic elastic model design - smooth orthotropic shell with equivalent stiffness and inertial-mass characteristics backed shell type waffle cylindrical section of the nose fairing carrier rockets. The universal numerical method for determining the stiffness and inertial mass characteristics of equivalent smooth shells, approximating wafer section in dynamic analysis of carrier rockets, is proposed. The "smoothing" technique is illustrated by the amplitude-frequency analysis of a waffle cylindrical shell fragment of the waffle design of the nose fairing carrier rockets. Efficiency of the method is confirmed by a comparative analysis of 10 natural frequencies and mode shapes as well as its smooth shells approximation. This approach has allowed to abandon involvement unnecessarily large computational resources in the mathematical modeling of the dynamics of the nose fairing carrier rockets three-dimensional finite element. Approximation of smooth sections of cylindrical shells allows the use of two-dimensional shell finite element for the effectiveness of settlement dynamics research the nose fairing carrier rockets. Universality the finite element method which allows a single algorithm to perform calculations of dynamic characteristics of the nose fairing carrier rockets with different layout geometry and physical properties of the material.

Keywords: carrier rocket, the nose fairing, dynamic analysis, cylindrical shell, finite element method, stiffness, inertial mass characteristics, calculation methodology, orthotropic elastic properties

Бібліографічний список використаної літератури

1. Микишев Г.Н. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость / Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. / - М.: Машиностроение, 1971, - 564 с
2. Конюхов А.С. Собственные колебания жидкостных ракет-носителей пакетной компоновки. / Конюхов А.С., Легеца В.С., Цыбенко А.С., Кришук Н.Г. // - Проблемы прочности, - 2001. - №3. - с. 93-99
3. Цыбенко А.С. Розробка адекватної математичної моделі дослідження динаміки ступок головного обтічника ракети-носія у процесі польоту і відділення. / Цыбенко А.С., Кришук Н.Г., Конюхов А.С., Коваль В.П., Аксьоненко А.В., Трубин А.В. // - Наукові вісті НТУУ «КПІ», №6, 2006, с.139-148
4. Батэ Н. Численные методы анализа и метод конечных элементов. / Батэ Н., Вилсон Е. // -М.: Стройиздат, 1982. - 447 с

References

1. Mikishev G.N., Rabinovich B.I. Dinamika tonkostennykh konstrukcij s otekami, soderzhashhimi zhidkost [Dynamics of thin-walled structures with compartments containing liquid] Moscow: Mashinostroenie, 1971, 564 p.
2. Konjuhov A.S., Legeza V.S., Cybenko A.S., Krishhuk N.G. Sobstvennye kolebanija zhidkostnyh raket-nositelej paketnoj komponovki. [Problemy prochnosti], 2001, no.3, pp .93-99.
3. Tsybenko A.S., Krishhuk N.G., Konjuhov A.S., Koval' V.P., Aks'onenka A.V., Trubin A.V. Rozrobka adekvatnoi matematichnoi modeli doslidzhennja dinamiki stulok golovnogo obtichnika raketi-nosija u procesi pol'otu i viddilennja. [Naukovi visti NTUU «KPI»], No.6, 2006, pp.139-148.
4. Bate N., Wilson E. Chislennye metody analiza i metod konechnyh jelementov [Numerical methods of analysis and finite element method] Moscow: Strojizdat, 1982, 447 p.
5. MSC/NASTRAN Advanced Dynamic Analysis, User's guide, v70.

Подана до редакції 20.05.2014