

УДК 534.1/.26:629.7

АКУСТИЧНЕ ПОЛЕ ПІД ОБТІЧНИКОМ ГОЛОВНОЇ ЧАСТИНИ РАКЕТИ ЯК ФУНКЦІЯ ФІЗИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ

 Т. Я. Батутіна¹,  В. Н. Олійник^{2†}

¹Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька, 3, 49008, Дніпро, Україна

²Інститут гідромеханіки НАН України
вул. Марії Капніст, 8/4, 03057, Київ, Україна

[†]E-mail: v_oliylik@yahoo.com

Отримано 02.03.2025 ◊ Прийнято 22.12.2025 ◊ Опубліковано 03.09.2026

Необхідність збереження функціональності виведеного на навколосезну орбіту корисного вантажу при мінімізації його маси обумовлює важливість моделювання рівнів акустичних навантажень під головним обтічником ракети-носія. Для оцінки ефективності передачі в підобтічковий простір звуку, який приходить на зовнішню поверхню корпусу ракети, запропоновано спрощену акустопружну модель. У її рамках головна частина розглядається як тонкостінна пружна циліндрична оболонка, оточена з обох боків акустичним середовищем, а корисний вантаж імітується недеформівною внутрішньою вставкою скінченної питомої маси. Сформульовано відповідну зв'язану граничну задачу математичної фізики. Загальні розв'язки для всіх фізичних полів отримано в аналітичній формі в рамках підходу часткових областей. При цьому вагові модальні коефіцієнти визначено з граничних умов на поверхні вставки та умов спряження полів на поверхнях оболонки. Показано, що при моделюванні системи з набором параметрів її складових, які відповідають характеристикам реальних космічних об'єктів, рухом центру мас вставки можна знехтувати. Продемонстровано принципову різницю в поведінці акустичного тиску на зовнішній та внутрішній поверхнях обтічника. Для різних ступенів заповнення головної частини ракети отримано частотні розподіли максимальних рівнів звукового поля на поверхні корисного вантажу. Встановлено, що ключову роль у формуванні небезпечних акустичних навантажень відіграють «геометричні» резонанси системи: вони відповідають інтерференційній картині з визначеною кількістю вузлових ліній в окружному та радіальному напрямках. Показано, що, попри деформування на згин, оболонка корпусу виступає в системі радше в ролі частини приєднаної маси. При цьому обмежений об'єм повітря під обтічником відіграє роль пружного компонента акустомеханічної системи.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: підобтічковий простір, звукове поле, акустичні навантаження, зв'язана задача, акустопружна взаємодія, резонанс, еквівалентні параметри

1. ВСТУП

Під час польотів ракет-носіїв космічного призначення виникають інтенсивні вібраційні й акустичні навантаження. Зокрема, вони діють на обтічник головної частини ракети, під яким знаходяться корисний вантаж, призначений для виведення на навколоземну орбіту, системи керування тощо. Зазвичай корисний вантаж містить тендітні мікроелектронні компоненти, а також приєднані зовнішні вузли у вигляді антен і панелей сонячних батарей, які мають розкритися в космосі. Це робить його вразливим до дії різних негативних факторів.

За даними [1] 60% виходів з ладу супутників на орбіті в першу добу функціонування спричиняються саме надмірними польотними акустичними навантаженнями підобтічкової камери. Тому понад 40% маси корисного вантажу припадає на забезпечення його «виживання» в таких умовах [2]. Зниження цього відсотка може суттєво підняти комерційну привабливість програми космічних запусків, здійснюваних в інтересах клієнтів. Це робить надзвичайно актуальним завдання реалістичного прогнозування рівнів звуку всередині головної частини ракети-носія.

Гострота проблеми підсилюється тим, що нині для зменшення ваги самої ракети часто використовуються полегшені головні обтічники, виконані не з алюмінієвих сплавів, а з композитних матеріалів (вуглепластиків тощо). Такі конструкції мають гірші звукоізолюючі характеристики, ніж традиційні, та потребують додаткових заходів для акустичного захисту підобтічкового простору [2].

Одною з основних причин зростання рівнів акустичного тиску на поверхні корисного вантажу є присутність максимумів у ближньому акустичному полі, обумовлених інтерференцією в області, обмеженій обтічником головної частини [3]. У закордонній фаховій літературі це явище отримало назву «ефект заповнення» [4].

У попередній статті нашого авторського колективу було розроблено просту фізико-математичну модель, яка відображає ключові риси звукового поля під обтічником головної частини ракети, генерованого під час її старту [3]. Основна ж мета цього дослідження полягає в тому, щоб за результатами кількісного аналізу при варіюванні матеріальних параметрів прояснити фізичну роль оболонки корпусу ракети, заповненого повітрям підобтічкового простору та інших компонент акустопружної системи в формуванні стартових акустичних навантажень на поверхні корисного вантажу, розташованого під обтічником.

2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ АКУСТОМЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ

Аналіз характеру й величини зовнішніх акустичних навантажень, які виникають на різних етапах польоту ракети, засвідчив, що вони мають характер широкосмугових шумів і досягають свого максимуму при старті [3, 5, 6], коли турбулентний надзвуковий реактивний струмінь інтенсивно взаємодіє зі стартовими конструкціями, відхиляючись убік. Зазвичай «хвіст» реактивного струменя розвертається на кути понад 90 градусів. Тому розташовані там акустичні джерела природи опиняються ближче до головної частини ракети, ніж у вільному струмені, а їхні діаграми спрямованості орієнтовані дещо ближче до максимуму випромінювання [7, 8].

При цьому основна частина енергії звукових хвиль падає на поверхню обтічника навскісно чи збоку, формуючи нерівномірний тангенціальний розподіл поля [3]. Моделю-

вання дифракції зовнішніх акустичних навантажень на сильно видовженому циліндрі, який імітує корпус ракети, показало, що для більшості його поперечних перерізів (за виключенням кінцевих зон) спостерігається окружний розподіл звукового поля, близький до випадку нескінченного циліндра [9]. Переважання впливу окружного розподілу звуку на корпусі ракети над поздовжнім відзначено і в публікації [2].

Здебільшого при числовому моделюванні акустичних навантажень на обтічник і захищений ним корисний вантаж застосовують підходи на основі методу скінченних елементів [2]. Це дозволяє отримати результат практично для будь-якої конфігурації головної частини та заповнення підобтічничкової камери, але не дає змоги прояснити деякі важливі фізичні деталі. Виходячи, з цього, в роботі [3] було запропоновано двовимірну наскрізну акустопружну теоретичну модель зі спрощеною геометрією (Рис. 1), яка в рамках підходів математичної фізики, лінійної акустики й теорії пружних оболонок [10] дозволила оцінити ступінь проникнення під головний обтічник звуку від латеральних (розташованих збоку) джерел.

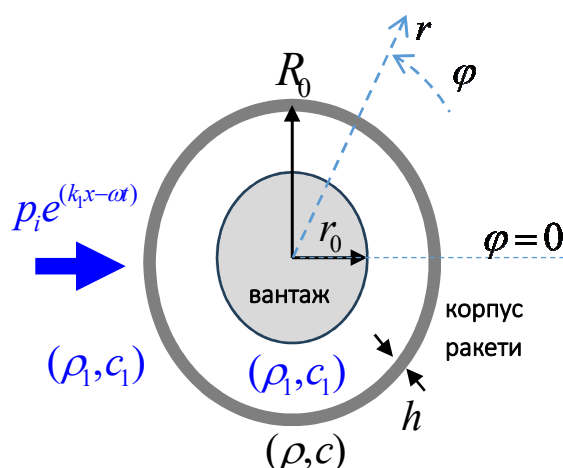


Рис. 1. Геометрія двовимірної математичної моделі для розрахунку частотно-просторових розподілів акустичних навантажень у підобтічничковому просторі

колами з радіусами r_0 і R_0 відповідно. Товщину оболонки тут позначено як h . Радіальна координата r – це відстань від осі ракети, а кут φ відраховувався проти годинникової стрілки від напрямку падіння хвилі, прийнятого за нуль.

У зовнішній та внутрішній відносно корпусу ракети акустичних областях приймалося справедливим рівняння Гельмгольца для потенціалів коливальної швидкості (індекс 1 присвоєно зовнішній, а 0 – внутрішній області):

$$\frac{\partial^2 \Phi_{0,1}}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \Phi_{0,1}}{\partial r} + \frac{\partial^2 \Phi_{0,1}}{\partial \varphi^2} + k_1^2 \Phi_{0,1} = 0. \quad (1)$$

Зв'язані поздовжньо-згинальні коливання нескінченної тонкостінної циліндричної оболонки, оточеної з обох боків акустичним середовищем, у наближенні Кірхгофа–Лява

Повітря в зовнішній та внутрішній відносно корпусу ракети областях розглядалось як акустичне середовище з густиною ρ_1 і швидкістю звуку c_1 . З огляду на відносну віддаленість основних джерел у відхиленому хвості реактивного струменя, падаючу первинну звукову хвилю вважали плоскою: $p_i e^{i(k_1 x - \omega t)}$, $k_1 = \omega/c_1$. Вибір моногармонічного зовнішнього збудження з круговою частотою $\omega = 2\pi f$ еквівалентний переходу в спектральну область для роботи з індивідуальною частотною компонентною широкосмугових зовнішніх акустичних навантажень.

Для простоти вважалося, що поверхні вантажу та обтічника в поперечному перерізі є концентричними

описувалися системою рівнянь

$$\begin{aligned} \frac{d^2 u}{d\varphi^2} - \frac{dw}{d\varphi} + \beta^2 \left(\frac{d^2 u}{d\varphi^2} + \frac{d^3 w}{d\varphi^3} \right) + k^2 R_0^2 u &= 0; \\ \frac{du}{d\varphi} - w - \beta^2 \left(\frac{d^3 u}{d\varphi^3} + \frac{d^4 w}{d\varphi^4} \right) + k^2 R_0^2 w &= -\frac{i\omega\rho_1 R_0^2}{\rho c^2 h} (\Phi_1(R_0, \varphi) - \Phi_0(R_0, \varphi)). \end{aligned} \quad (2)$$

Тут u та w – окружні та нормальні коливальні зміщення серединної поверхні оболонки відповідно; ρ і c – густина матеріалу оболонки та швидкість поширення окружної хвилі в ній; $k = \omega/c$; $\beta^2 = (h/R_0)^2/12$.

Для тонкої пружної оболонки умову неперервності нормальних швидкостей на її поверхнях було знесено на її серединну лінію:

$$-i\omega w = -\frac{\partial \Phi_{0,1}}{\partial r}, \quad r = R_0, \quad (3)$$

Базовий варіант математичної моделі, представлений у роботі [3] розроблявся в припущенні про нерухомість внутрішньої вставки. Однак зрозуміло, що реальний корисний вантаж має зміщуватися під дією акустичних навантажень на його поверхні, оскільки його маса скінченна. Для того, щоб мати змогу оцінити значущість цього ефекту, сформульовану граничну задачу було модифіковано за рахунок заміни кінематичної умови на поверхні вставки. Розглянемо цю процедуру детальніше.

Якщо позначити через w_* нормальні зміщення поверхні вставки при $r = r_0$, то відповідна гранична умова набуде форми

$$\frac{\partial \Phi_0}{\partial r} = -i\omega w_*, \quad r = r_0. \quad (4)$$

Оскільки вставка за означенням недеформівна, вона здійснює осциляції в напрямку осі $\varphi = 0$, а w_* фактично є невідомою амплітудою зміщень центра мас уздовж неї. У цьому випадку для повного опису руху вставки з рівномірно розподіленою густиною ρ_* формулювання задачі слід доповнити умовою її динамічної рівноваги:

$$-i\omega\rho_0 r_0 \int \Phi_0 \cos \varphi d\varphi = -i\omega^2 \pi r_0^2 \rho_* w_*, \quad r = r_0. \quad (5)$$

Тут у лівій частині стоїть рівнодійна від акустичного тиску в проєкції на вісь $\varphi = 0$.

Перевага обраного підходу на базі методу часткових областей [10, 11] полягає в можливості зручного представлення загальних розв'язків для пружних деформацій тонкої оболонки-обтічника та акустичних полів у зовнішній та внутрішній відносно обтічника підобластях:

$$\begin{aligned}
u(\varphi) &= \sum_{n=1}^{\infty} U_n \sin n\varphi, \\
w(\varphi) &= \sum_{n=0}^{\infty} W_n \cos n\varphi, \\
\Phi_1(r, \varphi) &= \frac{ip_i}{\omega\rho_1} \left(J_0(k_1 r) + 2 \sum_{n=1}^{\infty} i^n J_n(k_1 r) \cos n\varphi \right) + \sum_{n=0}^{\infty} A_n H_n^{(1)}(k_1 r) \cos n\varphi, \\
\Phi_0(r, \varphi) &= \sum_{n=0}^{\infty} (B_n J_n(k_1 r) + \bar{B}_n N_n(k_1 r)) \cos n\varphi.
\end{aligned} \tag{6}$$

Зауважимо, що форма запису потенціалу Φ_1 автоматично враховує задану неявним чином умову випромінювання Зоммерфельда, яка описує відсутність розсіяних хвиль, що приходять із нескінченності [10, 11].

Зміщення недеформівної вставки в радіальному напрямку мають простий вигляд, оскільки для неї існує лише перша форма, яка описує коливання тіла як єдиного цілого:

$$w_* = X \cos \varphi. \tag{7}$$

Очевидно, що в алгебраїзованій умові (5) після інтегрування потенціалу Φ_0 по окружній координаті залишається лише мода з номером $n = 1$. Тому врахування скінченної маси вставки впливає лише на значення невідомих коефіцієнтів B_1 , $\bar{B}_1$, зв'язок між якими задається алгебраїчною системою, отриманою зі співвідношень (4) і (5) з урахуванням вигляду загальних розв'язків (6), (7). Виключивши з неї амплітуду зміщень вставки, отримаємо

$$\bar{B}_1 = \frac{\frac{\rho_0}{\rho_*} J_1(k_1 r_0) - k_1 r_0 J_1'(k_1 r_0)}{\frac{\rho_0}{\rho_*} N_1(k_1 r_0) - k_1 r_0 N_1'(k_1 r_0)} B_1. \tag{8}$$

. Усі ж невідомі коефіцієнти ряду для Φ_0 при модах з номерами $n \neq 1$ пов'язані класичними співвідношеннями

$$\bar{B}_n = -\frac{J_n'(k_1 r_0)}{N_n'(k_1 r_0)} B_n, n \neq 1. \tag{9}$$

За рахунок спільності умови 2π -періодичності в окружному напрямку для всіх шуканих фізичних полів при визначенні невідомих коефіцієнтів A_n , B_n , U_n , W_n при кожному фіксованому n достатньо розв'язати скінченну систему алгебраїчних рівнянь розмірності 4×4 й отримати точні аналітичні вирази у вигляді нескінченних рядів. Це максимально спрощує процедуру обчислень, при якій точність результатів контролюється лише кількістю модальних доданків, утримуваних у відрізках функціональних рядів (6). У нашому випадку вона становила $N = 50$.

Слід зауважити, що при запису рядів для акустичних полів було вжито стандартних позначень для циліндричних функцій Бесселя та Ханкеля. Перший доданок у виразі для потенціалу Φ_1 описує падаюче поле й відповідає класичному розкладу плоскої хвилі за циліндричними функціями [10].

Як впливає зі співвідношення (8), ефект скінченності маси корисного вантажу найсильніше проявляється при виконанні умови $k_1 r_0 \ll \rho_0 / \rho_*$ – у довгохвильовій області. Відповідна частотна межа задається формулою:

$$f < f_* = \frac{1}{2\pi} \frac{c_0}{r_0} \frac{\rho_0}{\rho_*}. \quad (10)$$

Для того, щоб оцінити величину f_* , розрахуємо ймовірне значення середньої густини вставки. Скориставшись даними про масо-габаритні характеристики космічного апарата GALILEO [12], отримаємо $\rho_* \approx 175 \text{ кг/м}^3$. Тоді при близькому до поперечних розмірів GALILEO значенні $r_0 \approx 1 \text{ м}$ й типових акустичних параметрах атмосферного повітря в приземному шарі [13] маємо $f_* \approx 0.4 \text{ Гц}$. Це відповідає довжині звукової хвилі порядку 850 м, що на кілька порядків перевищує поперечні розміри ракети-носія.

На таких частотах рівнодійна від розподілу тиску по поверхні вставки прямує до нуля, оскільки його окружний розподіл майже рівномірний. Таким чином, при розрахунках можна не враховувати ефект скінченності маси корисного вантажу, який залишається практично нерухомим, і розглядати нерухому вставку, при підході до поверхні якої нормальна швидкість прямує до нуля.

3. ТЕСТУВАННЯ МОДЕЛІ ПРИ РОЗРАХУНКУ АКУСТИЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА СТІНКАХ ГОЛОВНОГО ОБТІЧНИКА

Як уже зазначалося вище, при розрахунках на основі розробленої математичної моделі вважалося, що густини й швидкості звуку акустичного середовища ззовні та зсередини негерметичного обтічника близькі до акустичних властивостей атмосферного повітря – $\rho_1 = 1.29 \text{ кг/м}^3$, $c_1 = 340 \text{ м/с}$. Корпус ракети моделювався циліндричною оболонкою з радіусом $R_0 = 1.2 \text{ м}$ і товщиною $h = 0.03 \text{ м}$, типовими для ракет-носіїв середнього класу. Густина матеріалу оболонки вважалась $\rho_1 = 1580 \text{ кг/м}^3$, а її пружні властивості, зведені до фазової швидкості c поширення окружної хвилі, варіювались. Коефіцієнт заповнення підобтічничкового простору визначався відношенням r_0/R_0 радіусів вставки та оболонки обтічника.

На Рис. 2 наведено приклад частотних залежностей рівнів акустичного тиску на зовнішній та внутрішній поверхнях корпусу ракети, розрахованих на основі запропонованої моделі при $r_0/R_0 = 0.8$ та швидкості поширення хвиль в оболонці $c = 1360 \text{ м/с}$, яка чотирикратно перевищує швидкість звуку в повітрі. Впадає в око різюча відмінність між цими двома кривими. Поле ззовні обтічника характеризується плавністю з повільним спаданням рівня при зростанні частоти. Спостережені тут незначні резонансні піки, швидше за все, є артефактами обчислень, які виникли при урізанні рядів до скінчених сум модальних членів. Водночас тиск на внутрішній стінці обтічника демонструє яскраво виражену багаторезонансну структуру з доволі регулярно розташованими вузькосмуговими піками. Поза околами резонансних максимумів рівень акустичного поля спадає принаймні до -30 дБ в діапазоні від 200 Гц до 1000 Гц . Отриманий результат на якісному рівні цілком задовільно співвідноситься з даними натурних вимірювань [14]. Разом з тим, в експерименті амплітуди резонансних піків виявилися значно нижчими й не перевищували 0 дБ . Можна припустити, що це пов'язано зі стохастичним характером зовнішніх акустичних навантажень чи з проявом механізмів демпфування в коливальній системі, не врахованих у чинній версії моделі.

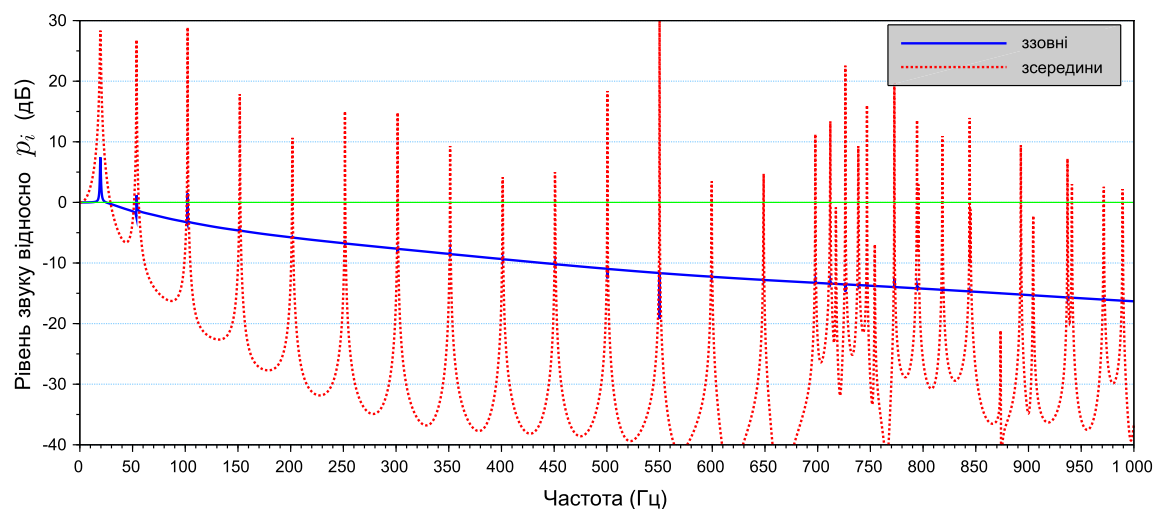


Рис. 2. Частотні залежності рівнів акустичного тиску на зовнішній та внутрішній поверхнях корпусу ракети при $r_0/R_0 = 0.8$, $c = 1360$ м/с в точці $\varphi = 0$

4. РОЛЬ СКЛАДОВИХ СИСТЕМИ У ФОРМУВАННІ ЇЇ РЕЗОНАНСНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ

Перед тим, як перейти до безпосереднього розрахунку рівнів акустичних навантажень на поверхні корисного вантажу, доцільно викласти певні міркування загального характеру. З фізичної точки зору корпус ракети, який оточений з обох боків атмосферним повітрям і містить в собі вантаж-вставку, є багатокомпонентною акустомеханічною коливальною системою з розподіленими параметрами. У ній можна виділити три основні складові:

- зовнішнє акустичне середовище (оточуюче ракету атмосферне повітря);
- тонкостінну пружну оболонку (головну частину ракети);
- акустичну область між оболонкою і вставкою (повітря під обтічником головної частини).

Для прояснення ролі кожної з цих складових у формуванні резонансних властивостей системи в цілому проведемо розрахунки для оболонок з різними пружними властивостями, що виражається у варіюванні величини c . При цьому вважаємо густину та швидкість звуку акустичного середовища фіксованими.

Отримані для двох значень коефіцієнта заповнення частотні залежності максимального рівня звукового тиску на поверхні вставки представлено на Рис. 3. Для наочності графіки обмежено діапазоном до 250 Гц, в якому присутня лише невелика кількість резонансних піків. Кожний із них характеризується індивідуальною комбінацією n вузлових ліній в окружному й m – у радіальному напрямку, зафіксованих цифровими позначками в форматі $[n/m]$ коло кожного з них. Зауважимо, що усі частотні максимуми на Рис. 3а повністю відповідають просторовим розподілам стоячих хвиль в області, наведеним у статті [3]. Це дозволяє судити, що масивна оболонка відіграє роль своєї лінзи-концентратора акустичного поля.

Як видно з Рис. 3б, частотна характеристика для коефіцієнта заповнення $r_0/R_0 = 0.8$ має більш регулярний характер. Цього слід було очікувати, бо тут при $f < 250$ Гц присутні лише форми з чисто окружним розташуванням вузлових ліній ($m = 0$). Стоячі ж хвилі в радіальному напрямку для відносно тонкого шару повітря між оболонкою та вставкою реалізуються вже на значно вищих частотах.

Найпомітніша особливість усіх наведених графіків полягає в тому, що при фіксованому коефіцієнті заповнення положення практично всіх піків на кривих не залежать від величини швидкості поширення хвиль в оболонці (див. також штрихову криву на Рис. 2). Така стабільність розрахованих резонансних частот відносно зміни c дозволяє зробити висновок про те, що визначальним фактором в даному процесі є саме геометрія підобтічника простору. Отже, при формуванні відповідних режимів коливань корпус ракети здебільшого відіграє роль елемента з інерційними характеристиками, який фокусує падаюче акустичне поле.

Оцінка внесків окружних мод з різними номерами n у коливання оболонки показала співмірність їхніх величин у певних частотних смугах із почерговим домінуванням на максимумах, які мають n вузлових радіусів. Тому невірно було б стверджувати, що під дією зовнішніх акустичних навантажень обтічник осцилює як єдине ціле – він деформується, підлаштовуючись під розподіл звукового поля всередині нього.

Виключенням з загального правила є поодинокий низькодобротний резонанс, який спостерігається лише на кривих з дуже низькими швидкостями хвиль в оболонці, асимптотично наближаючись до картини, яка має місце для локально реагуючого обтічника з виродженою жорсткістю ($c \rightarrow 0$). Слід однак зауважити, що виявлена особливість пульсацій оболонки з екстремально низькими значеннями c не має практичної цінності, оскільки головні обтічники виготовляються з матеріалів з $c \gg c_0$, здатних протистояти високим рівням аеродинамічного напору під час польоту.

Отримані дані відкривають шлях до спрощення фізики розрахункової моделі, в якій корпус ракети імітувався б локально реагуючим масовим шаром. Натомість стає можливим перехід до тривимірної геометрії системи у вигляді скінченного циліндра.

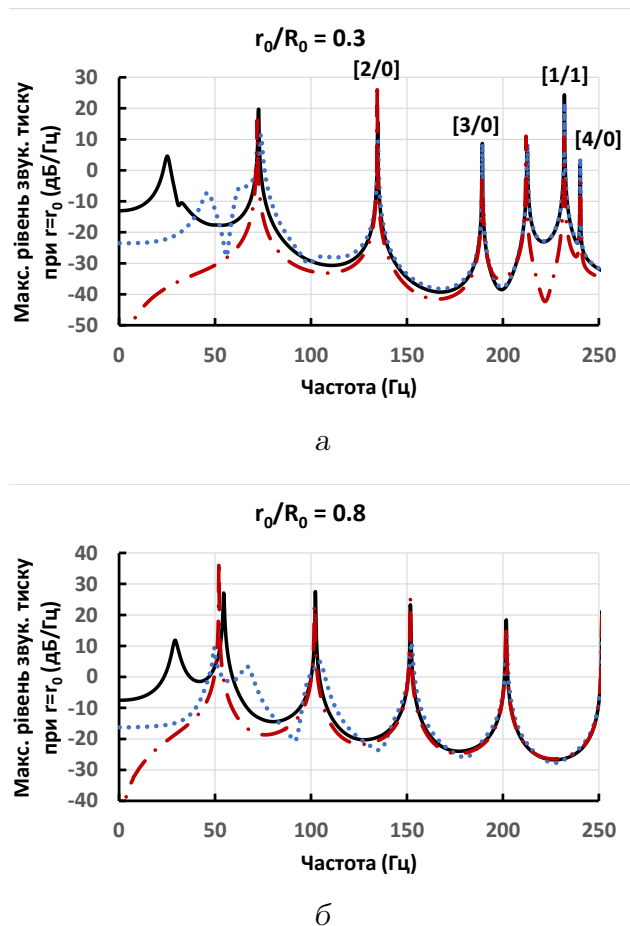


Рис. 3. Частотні залежності максимального рівня звуку на поверхні вставки для оболонок з різними фізичними властивостями:

а – $r_0/R_0 = 0.3$, б – $r_0/R_0 = 0.8$;
 неперервна – $c = 170$ м/с,
 штрихова – $c = 340$ м/с,
 штрих-пунктирна – $c = 2720$ м/с

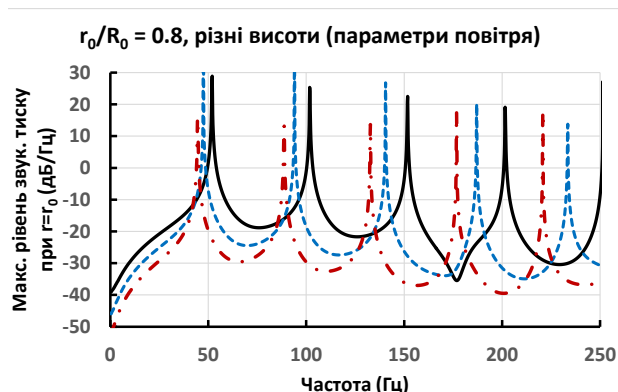


Рис. 4. Частотні залежності максимального рівня звуку на поверхні концентричної вставки з $r_0/R_0 = 0.8$ для різних висот підйому ракети над рівнем моря ($c = 2720$ м/с):
неперервна — 0 км, штрихова — 3 км,
штрих-пунктирна — 10 км

чого акустичного середовища (у даному разі, атмосферного повітря) тривіальна – вона полягає в формуванні приєднаної маси й радіаційних втрат [10, 11].

5. ВИСНОВКИ

1. З урахуванням асиметричної дії стартових зовнішніх акустичних навантажень на обтічник головної частини ракети-носія запропоновано двовимірну акустопружну модель формування звукового поля в окружному перерізі обтічника з урахуванням коливань концентричної внутрішньої вставки, яка імітує корисний вантаж.
2. Проведені кількісні оцінки показали, що при реалістичних співвідношеннях фізичних і геометричних параметрів можна знехтувати ефектом скінченності маси корисного вантажу, замінивши його нерухомою акустично жорсткою вставкою. Це дозволяє спростити розрахункову схему.
3. Отримані частотні залежності максимальних рівнів акустичного тиску під обтічником мають яскраво виражений резонансний характер з десятками високодобротних максимумів у практично важливому діапазоні до 1000 Гц і вище. На цих піках максимальні рівні акустичного тиску можуть перевищувати амплітуду зовнішніх навантажень, що становить ризик для вмісту підобтічничкової камери. З огляду на це, при дослідження звукового поля в цій області слід розглядати не розподіли потужності в октавних смугах, а рівномірні частотні спектри з герцовим розподілом.
4. Розраховані резонансні частоти системи для окружних форм коливань з номерами $n \geq 1$ виявились інваріантними відносно зміни пружних властивостей оболонки. Натомість показано, що варіювання коефіцієнта заповнення підобтічничкового простору чи акустичних параметрів повітря викликає дрейф резонансних частот.

Обмежена обтічником області повітря в околах резонансів проявляє себе як пружність. Це впливає з Рис. 4, на якому для різних кривих зафіксовано матеріальні характеристики оболонки, а змінюються параметри повітря. Останні вибрані так, щоб відповідати різним висотам польоту [13]. Дійсно, при збільшенні висоти (що відповідає зменшенню c_1) знижуються усі резонансні частоти.

Додатково про важливу роль стисливості підобтічничкового повітря в системі свідчить дрейф униз відповідних резонансних частот при збільшенні радіуса вставки зменшується загальна пружність підобтічничкового простору (пор. Рис. 3а і Рис. 3б). Роль оточую-

5. Дослідження частотних і просторових розподілів звукового поля в розглянутій системі показало, що сам обтічник, попри його деформування на згин, переважно відіграє роль маси. При цьому в околі резонансних частот підобтічникове повітря відповідає за пружність, а зовнішнє атмосферне повітря привносить до системи частину приєднаної маси й радіаційні втрати.
6. Висновок про те, що частотно-резонансні властивості підобтічникової камери залежать насамперед від її конфігурації та коефіцієнта заповнення, дозволяє спростити прогнозування положень резонансних максимумів. У свою чергу, це відкриває можливість для проектування ефективних і відносно недорогих пасивних систем віброакустичного захисту головної частини ракети-носія.

ЗАСТЕРЕЖЕННЯ

У статті дано посилання на джерело [5], опубліковане державою-агресором у період до початку повномасштабного вторгнення в Україну 2022 року. Необхідність його цитування обумовлена наявністю незалежних експериментальних даних і фахових суджень, які підкріплюють позицію авторів. Згадане джерело є працею в галузі технічних наук і не містить елементів пропаганди, поширення якої заборонено чинним законодавством України.

REFERENCES

- [1] S. Griffin, S. Lane, and D. Leo, “Innovative vibroacoustic control approaches in space launch vehicles,” in *Proceedings of Inter-noise 2000, 29th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering*, Nice, France, 2000, p. 737.
- [2] C. Q. Howard, C. H. Hansen, and A. C. Zander, “Noise reduction of a rocket payload fairing using tuned vibration absorbers with translational and rotational DOFs,” in *Proceedings of the Annual Conference of the Australian Acoustical Society: 'Acoustics in a changing environment'*. Busselton, Western Australia: Australian Acoustical Society, 2005, pp. 165–171.
- [3] V. M. Sirenko, T. Y. Batutina, and V. N. Oliynik, “The effect of the acoustoelastic interaction in forming the acoustic loads under the fairing of the rocket head,” *Hydrodynamics and Acoustics*, vol. 3(93), no. 3, pp. 223–244, 2024. <https://doi.org/10.15407/jha2024.03.223>
- [4] W. O. Hughes, M. E. McNelis, and J. E. Manning, “NASA LeRC’s acoustic fill effect test program and results,” techreport TM-106688, 1994.
- [5] P. Y. Nosatenko, A. V. Bobrov, M. L. Baranov, and A. N. Shlyapnikov, “Experimental determination of acoustic loads during launches of the Strela launch vehicle and calculation of experimental testing modes for launched spacecraft,” *Bulletin of the Samara State Aerospace University*, no. 2, pp. 112–123, 2010.
- [6] M. S. Escartí-Guillem, L. M. Garcia-Raffi, and S. Hoyas, “Review of launcher lift-off noise prediction and mitigation,” *Results in Engineering*, vol. 23, p. 102679, Sep. 2024. <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2024.102679>

- [7] J. Haynes and R. Kenny, “Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions,” in *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference)*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-3160>
- [8] T. Y. Batutina and V. N. Oliynik, “Semiempirical assessment of acoustic loads on the rocket head with a non-standard configuration of launch facilities,” *Bulletin of Taras Shevchenko National University of Kyiv. Series Physics and Mathematics*, no. 2, pp. 84–87, 2023. <https://doi.org/10.17721/1812-5409.2023/2.9>
- [9] M. M. Maruf Morshed, *Investigation of external acoustic loadings on a launch vehicle fairing during lift-off*. Adelaide: University of Adelaide, 2008.
- [10] V. T. Grinchenko and I. V. Vovk, *Wave problems of sound scattering on elastic shells*. Kyiv: Naukova Dumka, 1986.
- [11] V. T. Grinchenko, I. V. Vovk, and V. T. Matsypura, *Acoustic wave problems*. New York: Begell House, 2018. <https://doi.org/10.1615/978-1-56700-459-5.0>
- [12] H. Trautenberg, T. Weber, and C. Schäfer, “GALILEO system overview,” *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 3-9, pp. 643–647, 2004. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.05.046>
- [13] V. G. Alexandrov, V. V. Myrtsyomov, S. P. Ivlev, A. B. Mayorov, K. V. Borschov, and I. A. Khaimovich, *Handbook of the aviation engineer*. Moscow: Transport, 1973.
- [14] S. A. Lane, K. Henderson, A. Williams, and E. Ardelean, “Chamber core structures for fairing acoustic mitigation,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 44, no. 1, pp. 156–163, 2007. <https://doi.org/10.2514/1.17673>

ЛІТЕРАТУРА

- [1] Griffin S., Lane S., Leo D. Innovative vibroacoustic control approaches in space launch vehicles // Proceedings of Inter-noise 2000, 29th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering. — Nice, France. — 2000. — P. 737.
- [2] Howard C. Q., Hansen C. H., Zander A. C. Noise reduction of a rocket payload fairing using tuned vibration absorbers with translational and rotational DOFs // Proceedings of the Annual Conference of the Australian Acoustical Society: 'Acoustics in a changing environment'. — Busselton, Western Australia : Australian Acoustical Society. — 2005. — P. 165–171.
- [3] Сіренко В. М., Батутіна Т. Я., Олійник В. Н. Вплив акустопружної взаємодії на формування акустичних навантажень під обтічником головної частини ракети // Гідродинаміка і акустика. — 2024. — Т. 3(93), № 3. — С. 223–244.
- [4] NASA LeRC's acoustic fill effect test program and results : techreport : TM-106688 / NASA ; executor: Hughes W. O., McNelis M. E., Manning J. E. : 1994.

- [5] Экспериментальное определение акустических нагрузок при пусках РН «Стрела» и расчетное определение режимов экспериментальной отработки выводимых космических аппаратов / Носатенко П. Я., Бобров А. В., Баранов М. Л. и Шляпников А. Н. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. — 2010. — № 2. — С. 112–123.
- [6] Escartí-Guillem M. S., Garcia-Raffi L. M., Hoyas S. Review of launcher lift-off noise prediction and mitigation // Results in Engineering. — 2024. — Sep. — Vol. 23. — P. 102679.
- [7] Haynes J., Kenny R. Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). — American Institute of Aeronautics and Astronautics. — 2009.
- [8] Батутіна Т. Я., Олійник В. Н. Напівемпіричне оцінювання акустичних навантажень на головну частину ракети при нестандартній конфігурації стартових споруд // Вісник Київського національного університету імені Тараса Шевченка. Серія: Фізико-математичні науки. — 2023. — № 2. — С. 84–87.
- [9] Maruf Morshed M. M. Investigation of external acoustic loadings on a launch vehicle fairing during lift-off. — Adelaide : University of Adelaide, 2008. — 249 p.
- [10] Гринченко В. Т., Вовк И. В. Волновые задачи рассеяния звука на упругих оболочках. — Киев : Наукова думка, 1986. — 240 с.
- [11] Grinchenko V. T., Vovk I. V., Matsypura V. T. Acoustic wave problems. — New York : Begell House, 2018. — 439 p.
- [12] Trautenberg H., Weber T., Schäfer C. GALILEO system overview // Acta Astronautica. — 2004. — Vol. 55, no. 3-9. — P. 643–647.
- [13] Справочник авиационного инженера / Александров В. Г., Мырцымов В. В., Ивлев С. П., Майоров А. В., Борщов К. В. и Хаймович И. А. — Москва : Транспорт, 1973. — 400 с.
- [14] Chamber core structures for fairing acoustic mitigation / Lane S. A., Henderson K., Williams A., and Ardelean E. // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2007. — Vol. 44, no. 1. — P. 156–163.

T. Ya. Batutina, V. N. Oliynik

**The acoustic field under the fairing of the rocket head
as a function of the system physical parameters**

The need to preserve the functionality of the payload launched into low-Earth orbit with simultaneous minimizing of its weight determines the importance of modeling the acoustic levels under the fairing of the rocket head. A simplified acousto-elastic model is proposed to assess the transmission efficiency of the sound arriving at the outer surface of the rocket body to the under-fairing space. Within its framework, the

rocket head is considered a thin-walled elastic shell surrounded on both sides with an acoustic medium, and the payload is simulated by a non-deformable elastic insert of finite specific mass. The corresponding coupled problem of the mathematical physics is formulated. The general solutions for all physical fields are obtained in analytical form according to the approach of partial domains. In this case, the weight modal coefficients are determined from the boundary conditions on the insert surface and the field coupling conditions on the shell surfaces. When the system is simulated with a set of parameters of its components that correspond to the characteristics of real space objects, the displacements of the insert center of mass can be neglected. The fundamental difference in the behavior of acoustic pressure on the outer and inner surfaces of the fairing is demonstrated. Frequency distributions of the maximal sound pressure levels on the payload surface are obtained for various degrees of filling of the rocket head. The geometry resonances of the system are found to play the key role in the formation of dangerous acoustic loads: they correspond to an interference pattern with a fixed number of nodal lines in the circumferential and radial directions. It is shown that, despite bending deformations, the rocket body shell is rather a part of the attached mass of the system. In this case, the limited volume of air under the fairing acts as an elastic component of the acousto-mechanical system.

KEY WORDS: the under-fairing space, sound field, acoustic loads, coupled problem, acoustoelastic interaction, resonance, equivalent parameters