

УДК 534.1/.26:629.7

ВПЛИВ АКУСТОПРУЖНОЇ ВЗАЄМОДІЇ НА ФОРМУВАННЯ АКУСТИЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ПІД ОБТІЧНИКОМ ГОЛОВНОЇ ЧАСТИНИ РАКЕТИ

В. М. Сіренко¹, 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 19.09.2024

Статтю присвячено теоретичному дослідженню формування звукового поля в підобтічковому просторі головної частини ракети. Проаналізовано характер і особливості джерел зовнішніх акустичних навантажень на корпус ракети на різних етапах польоту. На його початку переважає вплив джерел звуку газодинамічної природи, розташованих у реактивному струмені. На трансзвуковому інтервалі атмосферного польоту головну роль в акустичних навантаженнях на поверхні корпусу ракети відіграють турбулентні пристінкові пульсації тиску в зовнішньому потоці. Розрахунки показують, що шуми реактивного струменя мають вищі рівні, а отже, найнесприятливішим з акустичної точки зору є стартовий інтервал. Для оцінки ефективності передачі звуку з зовнішньої поверхні корпусу ракети в підобтічковий простір було запропоновано спрощену двовимірну акустопружну модель. В її рамках головна частина моделювалась тонкостінною пружною нескінченною циліндричною оболонкою, оточеною з обох боків акустичним середовищем. Присутність корисного вантажу імітувалась акустично жорсткою вставкою всередині оболонки. Сформульовано й аналітично розв'язано відповідну зв'язану граничну задачу з отриманням виразів для деформацій оболонки та акустичних потенціалів у формі збіжних рядів. Це дозволило дослідити поведінку звукового поля під обтічником в широкому діапазоні частот. Відзначено, що на частотній залежності максимального звукового рівня на поверхні вставки наявні численні високочастотні піки. Вони відповідають резонансам системи, сформованим за рахунок акустопружної взаємодії при поздовжньо-згинальних коливаннях заповненої повітрям оболонки. Ефективне збудження власних окружних форм коливань оболонки відіграє ключову роль у формуванні небезпечних акустичних навантажень. Правильність цього висновку підтверджують отримані просторові розподіли звукового поля на відповідних частотах.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: ракета-носіє, акустичні навантаження, підобтічковий простір, зв'язана задача, поздовжньо-згинальні коливання, акустопружна взаємодія

1. ВСТУП

Акустичні навантаження на конструктивні елементи й вузли ракети під час польоту – один із факторів ризику, який може спричинити порушення її функціонування, відхилення від заданої траєкторії чи навіть руйнування. Традиційно найуразливішим до дії акустичних навантажень вважається підобтічковий простір головної частини, де розташовуються приладовий відсік з елементами керування й корисний вантаж. Тому надзвичайно важливо ще на етапі проєктування дати коректний прогноз максимальних рівнів звуку, який проникає під обтічник на різних етапах польоту. Надалі такі оцінки лягають в основу рекомендацій щодо зниження акустичних навантажень на головну частину завдяки застосуванню належних конструкторських рішень при створенні ракет [1–3] і стартових комплексів [4–6].

Зрозуміло, що це завдання неможливо виконати без розуміння особливостей формування просторових розподілів звукового поля під обтічником унаслідок інтерференції фронтів падаючих акустичних хвиль при взаємодії з елементами тонкостінного пружного корпусу ракети й поширенні в обмеженому внутрішньому об'ємі головної частини. Необхідність отримання таких даних стимулювала проведення робіт щодо числового й експериментального моделювання акустичного навантаження поверхні корисного вантажу ракети, див., наприклад [7–9]. При числовому моделюванні найчастіше використовуються різні варіації методу скінченних елементів. Він дозволяє досліджувати віброакустичні властивості обтічників зі складними геометріями [2, 9, 10], у тому числі з урахуванням взаємодії з турбулентним примежовим шаром при обтіканні головної частини на суб- чи трансзвукових швидкостях [11–13].

Разом з тим, ряд важливих закономірностей формування акустичного поля в підобтічковому просторі, було виявлено при дослідженні систем зі спрощеною геометрією [7, 14]. Зокрема, йдеться про двовимірну осесиметричну постановку, яка відкриває принципову можливість для теоретичного моделювання поведінки акустопружної системи «повітря–обтічник–повітря–вантаж», застосовуючи класичні аналітичні методи. Це дозволяє отримати розв'язки в формі збіжних рядів із заздалегідь відомою структурою, зручних для отримання кількісних даних.

Виходячи з того, що обтічник головної частини природним чином відділяє внутрішній об'єм повітря від зовнішньої атмосфери, його акустичні властивості можна описати в термінах «наскрізної» зв'язаної акустопружної задачі (наприклад, див. [15]). Стандартний спосіб розв'язання таких проблем – застосування методу часткових областей, який має достатньо добре розвинутий математичний апарат [16, 17]. Зокрема, в минулому це дозволило отримати великий обсяг важливих результатів, насамперед, в галузі гідроакустики [18].

Виходячи з цього, основна задача цього дослідження вбачалась у формулюванні спрощеної фізико-математичної моделі для опису особливостей передачі звукових коливань з навколишнього середовища у внутрішній простір головної частини ракети через стінки обтічника. Як результат були отримані кількісні оцінки частотно-просторових розподілів звукового поля та визначені умови реалізації потенційно небезпечних режимів акустичного навантаження поверхні об'єкта, розміщеного всередині головної частини.

2. ДЖЕРЕЛА АКУСТИЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ НА РАКЕТУ

Перед тим, як перейти до безпосереднього запису математичної постановки задачі, слід з'ясувати природу й характер акустичних навантажень, які діють на зовнішню поверхню корпусу головної частини ракети під час польоту. Добре відомо, що основними їх складовими є звук, генерований периферією вільного чи відхиленого перешкодою надзвукового реактивного струменя ракетного двигуна [19–21], й аеродинамічні шуми обтікання корпусу ракети [11–13]. Акустичні джерела обох типів виникають унаслідок турбулізації високошвидкісних потоків, мають яскраво виражений стохастичний характер і слабку просторову кореляцію.

Акустичні навантаження від роботи ракетного двигуна генеруються розподіленими вздовж осі реактивного струменя газодинамічними джерелами [19, 20, 22] й поширюються в формі звукових хвиль, випромінених в атмосферне повітря. Довжини хвиль, які відповідають різним спектрально-частотним компонентам, контролюються величиною швидкості звуку в повітрі. При цьому слід очікувати ефективного проникнення газодинамічних акустичних навантажень усередину корпусу ракети навіть для пологих кутів падіння.

Частотний спектр акустичних навантажень від джерел газодинамічної природи відзначається неперервністю в діапазоні від одиниць до тисяч герц і зазвичай має «куполоподібну» форму з доволі вираженим максимумом [19]. На Рис. 1 наведено приклади октавних розподілів рівнів зовнішніх звукових навантажень в околі головної частини ракети-носія типу «Зеніт» при висоті підйому 40 м над стартовим столом. Штрихові лінії відображають дані двох натурних вимірювань, а неперервна – результат моделювання на основі напівемпіричної методики [23, 24], який задовільно узгоджується з експериментом.

Впадає у вічі відмінність між рівнями акустичних навантажень під час двох пусків однотипних ракет з однієї й тої ж стартової позиції. Ймовірною причиною цього була різниця погодних умов при старті. Справа в тому, що під час зльоту ракети для компенсації дії сильного бокового вітру застосовують кероване відхилення вектора тяги. У результаті цього слід реактивного струменя може частково виходити з газовідвідного каналу на поверхню стартового столу, породжуючи додаткові акустичні джерела високої інтенсивності [24, 25].

На стартовому відрізку польоту, коли швидкість руху ракети значно менша за швидкість звуку в повітрі (число Маха $M \ll 1$), акустичні навантаження на корпус можна оцінювати у квазістатичному наближенні за різними методиками, прийнятими для розрахунку стартової акустики ракетних комплексів [5, 19, 23]. На субзвуковій ділянці польоту ($M \rightarrow 1$) за рахунок ефекту Доплера внесок акустичного випромінювання від

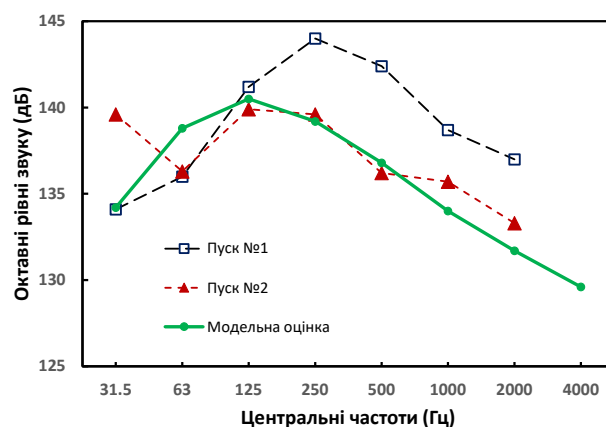


Рис. 1. Приклади октавних розподілів стартових рівнів зовнішніх акустичних навантажень на головну частину ракети-носія «Зеніт» (висота польоту 40 м)

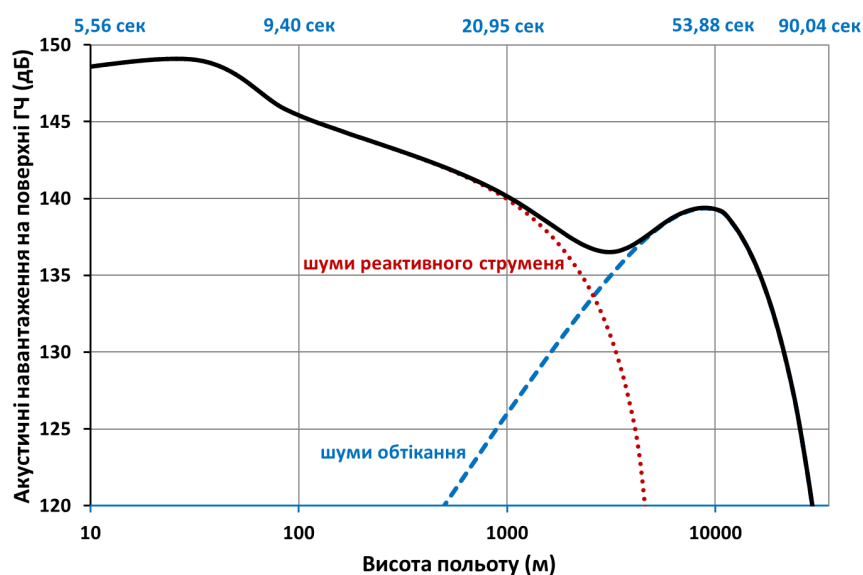


Рис. 2. Результати моделювання загального рівня зовнішніх акустичних навантажень на головну частину ракети-носія «Зеніт» під час атмосферної фази польоту

реактивного струменя зменшується на $L_{\text{Doppler}} = 20 \lg(1 - M)$ дБ [19]. При переході звукового бар'єру газодинамічний шум від ракетного двигуна вже не досягає головної частини ракети, розташованої вгору за потоком.

Що ж до акустичних навантажень, генерованих турбулентними пристінковими пульсаціями тиску при обтіканні корпусу ракети, то їхні рівні пропорційні до швидкісного напору. На стартовому інтервалі корпус ракети обтікається з незначними дозвуковими швидкостями, при яких акустична ефективність аеродинамічного потоку вкрай низька, але їхня роль зростає з пришвидшенням руху ракети. Важливо також враховувати вертикальну стратифікацію густини атмосферного повітря [26], що має призводити до поступового зниження рівня шумів обтікання на значних висотах. Цьому типу акустичних навантажень притаманний майже рівномірний спектрально-частотний розподіл, особливо в зоні максимальних динамічних напорів [27, 28].

Приклад розрахунку еволюції загальних рівнів звуку в околі головної частини ракети на різних етапах польоту за методиками [23, 24, 28, 29] показано на Рис. 2. Із графіка видно, що максимальні акустичні навантаження спостерігаються на стартовому відрізку й відповідають внеску газодинамічних джерел, а максимальні рівні шумів обтікання принаймні на 10 дБ нижчі за них (при моделюванні бралася до уваги взаємодія сліду струменя зі стартовим столом). Прогнозований характер зміни сумарного рівня акустичних навантажень під час польоту в цілому узгоджується з відомими експериментальними даними про ініційовані акустичними навантаженнями вібрації першого ступеня американської ракети-носія «Сатурн-І» [30] (графік також опубліковано в [31]).

Звернімо увагу на те, що під час старту звук, генерований відхиленою частиною реактивного струменя, падає на корпус ракети збоку, збуджуючи цілий набір окружних мод корпусу. Числове моделювання, проведене в [8, 32] також переконує в необхідності першочергового розгляду особливостей збудження окружних мод обтічника головної

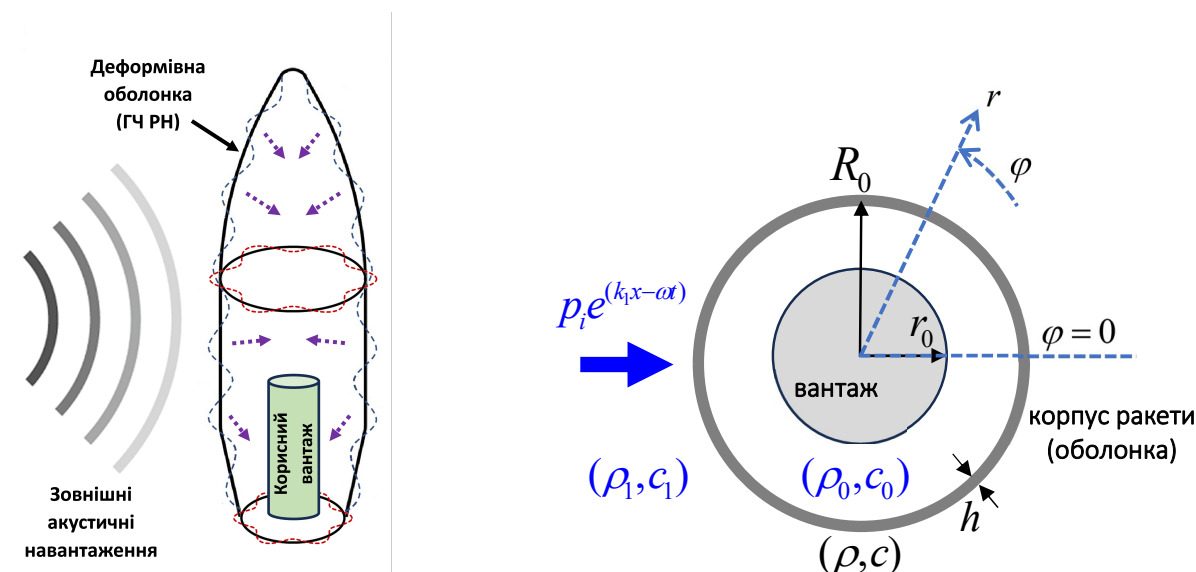


Рис. 3. Ескіз головної частини ракети з корисним вантажем і математична модель для оцінювання частотно-просторових розподілів акустичних навантажень поблизу поверхні ракети та в підобтічковому просторі

частини, що й стало завданням цього етапу досліджень.

Разом з тим, при трансзвуковому аеродинамічному обтіканні, коли течія на загал має осесиметричну структуру, найважливішими будуть поздовжні моди коливань корпусу ракети [11, 12]. Також зауважимо, що в роботах [10, 11] теоретично досліджувалась можливість збудження неосесиметричних поздовжніх згинальних мод.

3. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ

З точністю до статистичного фазового наповнення сигналу, в розглянутій системі реалізується класичний сценарій проходження акустичної хвилі через межу розподілу середовищ з різними параметрами, зокрема, густинами й швидкостями поширення об'ємних чи поздовжніх хвиль. Корпус ракети, який розділяє зовнішню та внутрішню області, моделюється тонкостінною оболонкою, на яку падає фронт акустичної хвилі. Корисний вантаж, розташований всередині обтічника, в першому наближенні можна розглядати як монолітну вставку з заданими властивостями поверхні.

Попри очевидну спрощеність, такий підхід продуктивний для формулювання математичної моделі та швидкого отримання кількісних даних, придатних для ефективної оцінки акустичних полів у досліджуваній системі. До того ж, передбачається можливість розвитку моделі за рахунок варіювання геометрії та акустичних властивостей вставки, а також ускладнення просторово-частотних і фазових характеристик звукового навантаження від зовнішнього джерела.

У рамках висловлених припущень, знехтувавши скінченністю довжини корпусу ракети та конусоподібністю обтічника, розглянемо двовимірну математичну модель, схематично зображену на Рис. 3. Вважатимемо, що поверхні вантажу й обтічника в поперечному перерізі є концентричними колами з радіусами r_0 і R_0 відповідно. Товщи-

ну оболонки позначимо через h . Роль зовнішніх акустичних навантажень відіграє моногармонічна плоска звукова хвиля, яка приходить із нескінченності. На цьому етапі досліджень ми акцентуємо на ефектах взаємодії падаючого поля з системою оболонка–повітря–вставка в окружному напрямку, як це було зроблено в роботі [14]. За необхідності, обрану модель можна узагальнити на тривимірний випадок [33], але це суттєво ускладнить розв’язання задачі й подальший аналіз результатів [18].

Нехай на циліндричну оболонку падає плоска гармонічна хвиля тиску $P(x)e^{-i\omega t} = p_i e^{i(kx - \omega t)}$ з круговою частотою $\omega = 2\pi f$. Вважаємо, що амплітуда p_i достатньо мала для того, щоб можна було працювати в рамках лінійного наближення.

Припустимо, що зовнішня та внутрішня (відносно корпусу ракети) області заповнені акустичними середовищами з густинами й швидкостями звуку $\rho_{1,0}$ і $c_{1,0}$. У цих областях виконуються рівняння Гельмгольца для потенціалів коливальної швидкості:

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

Тут індекс «1» присвоєно зовнішній, а «0» – внутрішній області. Радіальна координата r визначає відстань від осі ракети, а кут φ відраховується проти годинникової стрілки від напрямку поширення хвилі (див. Рис. 3).

Зв’язані поздовжньо-згинальні коливання нескінченної тонкостінної циліндричної оболонки, оточеної з обох боків акустичними областями, в межах теорії Кірхгофа–Лява описуються системою рівнянь

$$\begin{aligned} \frac{d^2 u}{d\varphi^2} - \frac{dw}{d\varphi} + \beta^2 \left(\frac{d^2 u}{d\varphi^2} + \frac{d^3 w}{d\varphi^3} \right) + k^2 R_0^2 u &= 0; \\ \frac{du}{d\varphi} - w - \beta^2 \left(\frac{d^3 u}{d\varphi^3} + \frac{d^4 w}{d\varphi^4} \right) + k^2 R_0^2 w &= -\frac{i\omega R_0^2}{\rho c^2 h} (\rho_1 \Phi_1(R_0, \varphi) - \rho_0 \Phi_0(R_0, \varphi)). \end{aligned} \quad (2)$$

Тут u та w – окружні та нормальні коливальні зміщення серединної поверхні оболонки відповідно; $k = \omega/c$; $\beta^2 = (h/R_0)^2/12$.

При моделюванні системи слід конкретизувати тип акустичних властивостей поверхні вантажу. У цій роботі вважатимемо її акустично жорсткою:

$$\frac{\partial \Phi_0}{\partial r} = 0, \quad r = r_0. \quad (3)$$

Для розгляду інших випадків – акустично м’якої, імпедансної, поглинаючої поверхні тощо – цю умову неважко модифікувати.

Постановку граничної задачі доповнюють умови неперервності нормальних швидкостей на поверхнях оболонки, зведені до її серединної лінії:

$$-i\omega w = -\frac{\partial \Phi_{0,1}}{\partial r}, \quad r = R_0, \quad (4)$$

а також умова випромінювання, яка постулює відсутність розсіяних хвиль, що приходять із нескінченності [17].

Сформульована проблема належить до класу наскрізних граничних задач, в основі методики розв'язання яких лежить застосування методу часткових областей з представленням акустичних полів у кожній з підобластей у вигляді рядів за власними функціями [16–18]. У цьому контексті варто зауважити геометричну й ідейну близькість наведеної постановки з фізико-математичною моделлю, розробленою свого часу для циліндричного гідроакустичного випромінювача з внутрішньою вставкою [15].

Шукані розв'язки для акустичних потенціалів та зміщень оболонки мають вигляд:

$$\begin{aligned}\Phi_1(r, \varphi) &= \frac{ip_i}{\omega \rho_1} \left(J_0(k_1 r) + 2 \sum_{n=1}^{\infty} i^n J_n(k_1 r) \cos n\varphi \right) + \sum_{n=0}^{\infty} A_n H_n^{(1)}(k_1 r) \cos n\varphi, \\ \Phi_0(r, \varphi) &= \sum_{n=0}^{\infty} B_n \left(J_n(k_0 r) - \frac{J'_n(k_0 r_0)}{N'_n(k_0 r_0)} N_n(k_0 r) \right) \cos n\varphi, \\ u(\varphi) &= \sum_{n=1}^{\infty} U_n \sin n\varphi, \quad w(\varphi) = \sum_{n=0}^{\infty} W_n \cos n\varphi.\end{aligned}\tag{5}$$

Тут використано стандартні позначення для циліндричних функцій Бесселя $J_n(\cdot)$, Неймана $N_n(\cdot)$ та Ханкеля $H_n^{(1)}(\cdot)$ цілого порядку n . У зовнішній відносно корпусу ракети області присутні як падаюча хвиля, так і розсіяне звукове поле. Тому вираз для потенціалу Φ_1 складається з двох доданків, перший з яких представлено в класичній формі – як розклад плоскої хвилі за циліндричними функціями [18].

Невідомі коефіцієнти A_n , B_n , U_n , W_n визначаються з алгебраїчних рівнянь, отриманих після підставлення рядів (5) у співвідношення (2)–(4). Радіальна симетрія системи «оболонка–вставка» призводить до того, що амплітуди збудження кожної n -ої окружної моди коливань не пов'язані з внесками мод, які мають інші номери. Це максимально спрощує ситуацію, оскільки всі амплітудні коефіцієнти визначаються у замкненому вигляді, тобто можна вказати точний аналітичний розв'язок задачі у формі нескінченних рядів. При цьому точність числових результатів визначається лише кількістю окружних мод $0 \leq n \leq N < \infty$, утриманих у скінченних відрізках рядів (5). Вибір числа N залежить від розглянутого діапазону частот (хвильових чисел) – воно має бути достатньо великим для розділення найкоротшої хвилі в ньому.

4. ХАРАКТЕР АКУСТИЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ПІД ОБТІЧНИКОМ

Працездатність розробленої математичної моделі було протестовано при величинах геометричних і фізичних параметрів складових системи, наведених у Табл. 1. Як видно з неї, при розрахунках приймалися акустичні властивості повітря в приземному шарі при нормальних умовах [26]. Геометричні параметри поперечного перерізу корпусу в цілому типові для ракет-носіїв середнього класу, призначених для виведення на орбіту комерційних супутників. У якості матеріалу головного обтічника розглядався вуглепластик. Вибрані з міркувань здорового глузду значення густини й фазової швидкості поширення окружних хвиль в оболонці корпусу потребуватимуть подальшого уточнення при проведенні прикладних розрахунків для конкретних моделей ракет-носіїв. Втрати механічної енергії в корпусі ракети враховувались через задання комплексної швидкості поширення хвиль з уявною складовою на рівні 5%. Корисний вантаж імітувався концентричними вставками з розмірами 30% або 70% серединного радіуса корпусу ракети.

Табл. 1. Геометричні й фізичні параметри складових системи, використані при розрахунках

Акустичні області		Пружна оболонка				Вставка
$\rho_{0,1}$ (кг/м ³)	$c_{0,1}$ (м/с)	ρ (кг/м ³)	c (м/с)	R_0 (м)	h (м)	r_0/R_0 (—)
1.29	340	1580	$2750(1 - 0.05i)$	1.2	0.03	0.3, 0.7

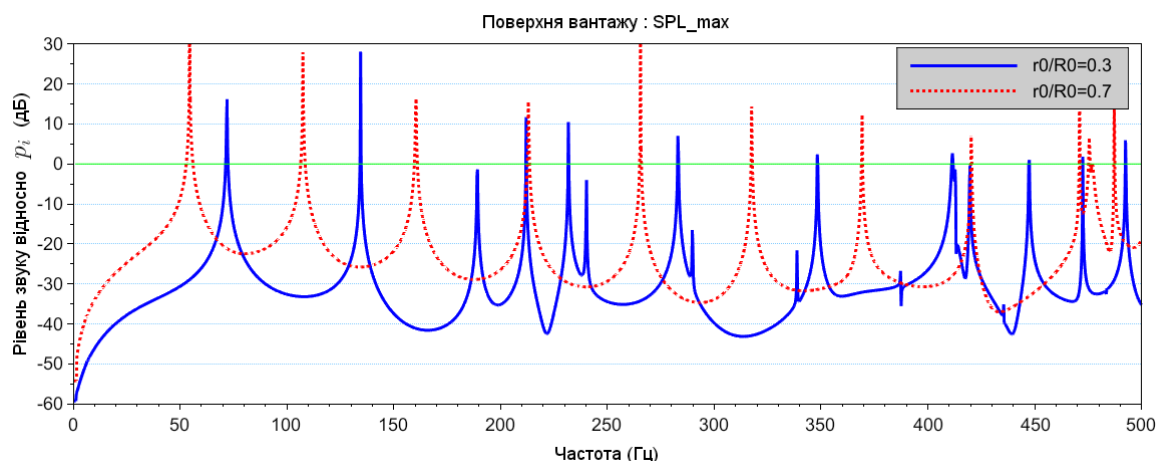


Рис. 4. Приклади частотних розподілів максимальних значень акустичних навантажень звуку на поверхні корисного вантажу для різних ступенів заповненості підобтічника простору

Як уже зазначалось, кінцева мета цього дослідження полягала в оцінюванні впливу акустичних навантажень у підобтічниковому просторі головної частини ракети на поверхню розташованого в ній вантажу. Згідно з приписами інженерної практики, ступінь їхньої негативної дії визначатимемо, слідкуючи за найбільшими амплітудами звукового тиску на поверхні вставки при заданій частоті зовнішнього збудження. Частотні залежності максимальних рівнів акустичних навантажень на поверхні корисного вантажу, нормованих до амплітуди падаючої хвилі, подано на Рис. 4. Для зручності сприйняття ми відобразили лише діапазон частот нижче 500 Гц.

Криві, розраховані для випадків $r_0/R_0 = 0.3$ і $r_0/R_0 = 0.7$, демонструють якісну подібність. Головна їхня особливість – наявність численних високочастотних резонансних максимумів, для більшості з яких рівень акустичних навантажень на поверхні вставки перевищує рівень падаючого поля на (10...30) дБ. Поява цих піків обумовлена акустопружною взаємодією при падінні звукової хвилі на корпус ракети, внаслідок чого відбувається по чергове збудження власних форм його окружних коливань. Зрозуміло, що саме в околах відповідних частот і спостерігаються несприятливі умови для корисного вантажу. Резонансний характер відгуку механічної структури обтічника на зовнішні навантаження наочно ілюструє недостатність традиційного для технічної акустики спектрального аналізу в частотних смугах, адже при цьому всі максимуми згладжуються [34].

Табл. 2. Власні частоти поздовжньо-згинальних коливань циліндричної оболонки у вакуумі з параметрами, прийнятими в Табл. 1

Мода	0	1	2	3	4	5	6	7	8
f_n (Гц)	364.7	0	7.1	20.0	38.3	61.9	90.9	125.1	164.5
f_v (Гц)		515.8	815.6	1153.5	1504.0	1859.9	2218.8	2579.3	2940.8

Проаналізуємо дисперсійне рівняння для ізолювної оболонки, побудоване на основі однорідного відповідника рівнянь (2):

$$(k^2 R_0^2 - n^2(1 + \beta^2)) (k^2 R_0^2 - (1 + \beta^2 n^4)) - n^2(1 + \beta^2 n^2)^2 = 0. \quad (6)$$

Співвідношення (6) отримано з використанням умови кругової періодичності зміщень оболонки – $u \sim \sin(n\varphi)$; $v \sim \cos(n\varphi)$. Тут цілі числа n – номери, які визначають значення власних чисел k_n , а відтак, і частоти окружних мод коливань пружного тонкостінного кругового циліндра. Порядковий номер $n = 0$ відповідає радіально симетричній (пульсаційній) моді. Слід звернути увагу на те, що структура рівняння (6) передбачає існування пари різних дійсних розв'язків для кожного з $n \geq 1$. Менший з них відповідає сімейству коливань з переважанням згинальної компоненти (низькочастотна вітка), а більший – поздовжньої (високочастотна вітка) [15].

Розраховані для вибраних параметрів оболонки значення резонансних частот із номерами n від 0 до 8 наведено в Табл. 2. Як видно з неї, в досліджений діапазон частот до 500 Гц потрапляє велика кількість квазізгинальних і кілька перших квазіпоздовжніх резонансів, проте вони жодним чином не збігаються з положеннями піків на Рис. 4. Дійсно, при коливаннях системи «оболонка–повітря» існує повна аналогія зі зв'язаними осциляторами, які у взаємодії набувають нових резонансних властивостей, не притаманних відокремленим частинам коливальної системи. Така взаємодія широко використовується в техніці, наприклад, при створенні гідроакустичних пристроїв з нестандартними робочими характеристиками [15, 18].

У нашому випадку зовнішнє атмосферне повітря відіграє характер приєднаної маси, а внутрішній його шар, в залежності від частоти, може проявляти як пружні, так і інерційні властивості. Суттєва залежність поведінки повітря, зосередженого під обтічником головної частини, від товщини (радіуса вставки) визначає дрейф резонансних максимумів, які відповідають різним кривим Рис. 4. Аналогічний характер частотної залежності акустичних навантажень на поверхні та всередині деформівної головної частини ракети спостерігався в теоретичних і експериментальних роботах інших дослідницьких груп [1, 2, 7, 10, 35–37]. Отже, незважаючи на істотні спрощення, прийнята нами модель загалом правильно відображає фізичну суть досліджуваного явища.

Аналіз просторових розподілів акустичних полів усередині оболонки вказує на існування, принаймні, двох типів резонансних ситуацій, при яких акустичні навантаження на поверхні вантажу різко зростають. Перший з них пов'язаний з реалізацією окружних квазізгинальних мод оболонки, підкріпленої зсередини повітрям. На цих частотах в системі формуються специфічні окружні резонанси, які утворюють стоячі хвилі в кільцевому шарі повітря під обтічником (Рис. 5). Очевидно, що найбільшу небезпеку становлять резонанси, пов'язані з номерами окружних мод $n = 1, 2$. Важливо, що

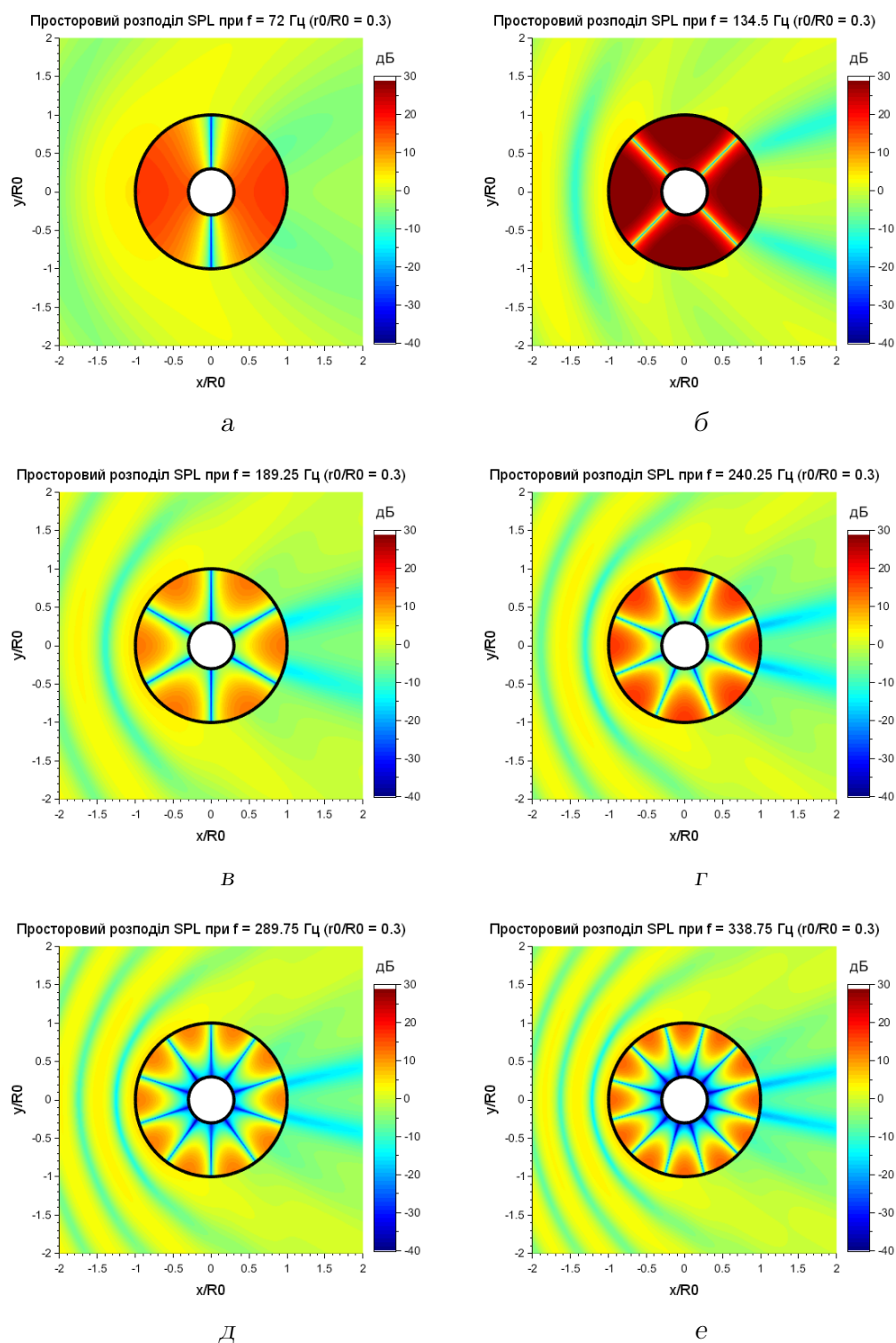


Рис. 5. Резонансні просторові розподіли акустичних навантажень поблизу корпусу ракети та в підобтічковому просторі при $r_0/R_0 = 0.3$ для форм коливань, пов'язаних переважно з окружними модами циліндричної оболонки:

а — $f = 72$ Гц; б — $f = 134.5$ Гц; в — $f = 189.25$ Гц;
 г — $f = 240.25$ Гц; д — $f = 289.75$ Гц; е — $f = 338.75$ Гц

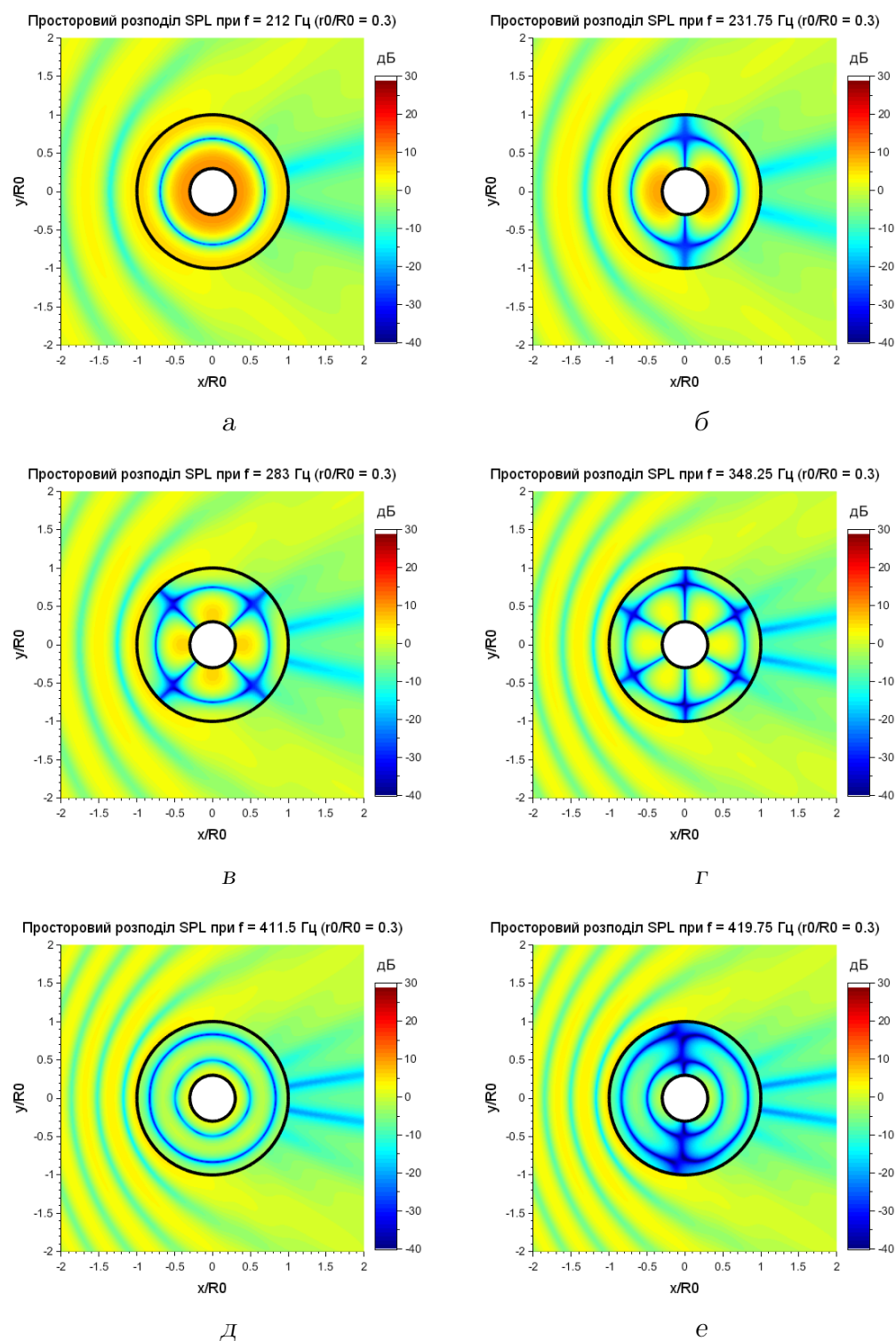


Рис. 6. Резонансні просторові розподіли акустичних навантажень поблизу корпусу ракети та в підобтічковому просторі при $r_0/R_0 = 0.3$ для форм коливань, сформованих за участі радіальних пульсацій шару повітря під оболонкою:

а – $f = 212$ Гц; б – $f = 231.75$ Гц; в – $f = 283$ Гц;
 г – $f = 348.25$ Гц; д – $f = 411.5$ Гц; е – $f = 419.75$ Гц

низькочастотна складова першої форми коливань оболонки відповідає її осциляціям як єдиного цілого, без деформацій [15]. Тому перший резонанс системи формується виключно за рахунок пружності кільцевого шару підобтічника повітря, а оболонка й атмосфера грають роль чисто інерційних елементів – приєднаних мас.

Зауважимо, що навіть при невеликому згасанні в матеріалі оболонки, змодельованому за рахунок уведення комплексної швидкості s , ширина й амплітуда піків на поверхні вантажу швидко зменшуються зі зростанням номера окружної моди. Водночас відповідні рівні звуку на внутрішній поверхні корпусу ракети залишаються значними.

Формування максимумів другого типу насамперед зумовлене впливом пульсуючого товщинного резонансу шару повітря в підобтічниковому просторі (Рис. 6), але тут також спостерігається формування стоячих хвиль з різними n в окружному напрямку. На вищих частотах слід також очікувати на появу наступних пульсуючих мод шару підобтічника повітря – з більшим числом вузлів у радіальному напрямку. За нашими спостереженнями, піки, пов'язані з резонансом пульсацій внутрішнього шару повітря, відзначаються більшою стабільністю при зростанні частоти.

На Рис. 7 наведено приклади просторових розподілів акустичних навантажень у позарезонансних зонах. Очевидно, що для більшості з цих випадків характерне суттєве порушення симетрії поля в окружному чи радіальному напрямках.

Змінивши ступінь заповнення підобтічницького простору, при $r_0/R_0 = 0.7$ спостерігаємо повністю аналогічну картину з почерговим збудженням власних окружних форм коливань оболонки. Разом з тим, як і слід було очікувати, максимумами, пов'язаними з радіальними резонансами суттєво тоншого внутрішнього прошарку повітря, відсунулись у зону більш високих частот (див. Рис. 4, 8).

Зауважимо, що характер зовнішнього акустичного поля слабо залежить від резонансної поведінки об'єму повітря під обтічником. Він практично збігається з картиною дифракції хвиль на недеформівному циліндричному корпусі [14].

Хоча вироблення конкретних рекомендацій щодо боротьби з резонансними явищами й виходить за рамки поточного етапу дослідження, зауважимо, що для захисту простору під головним обтічником від надмірних акустичних навантажень доцільно розміщувати на внутрішній поверхні корпусу ракети демфіруючі покриття чи елементи, які сприяли б руйнуванню окружних мод. Зокрема, в роботах [2, 34] запропоновано використовувати для цього пасивні віброакустичні елементи резонансного типу, налаштовані спеціальним чином.

Ще одне очевидне конструктивне рішення – системи резонаторів Гельмгольца, які вже застосовувались, зокрема, при захисті підобтічницького простору в головних частинах ракет-носіїв «Atlas V» і «ARIANE 6» [31]. У публікаціях [1, 36] показано достатню ефективність активного керування звукопровідними властивостями обтічника за допомогою систем збуджуваних у протифазі з оболонкою механічних чи електромеханічних актуаторів. На додачу можна рекомендувати захищати поверхню корисного вантажу за допомогою звукопоглинаючих покриттів чи спеціальних структур на кшталт метаматеріалів, спроектованих належним чином.

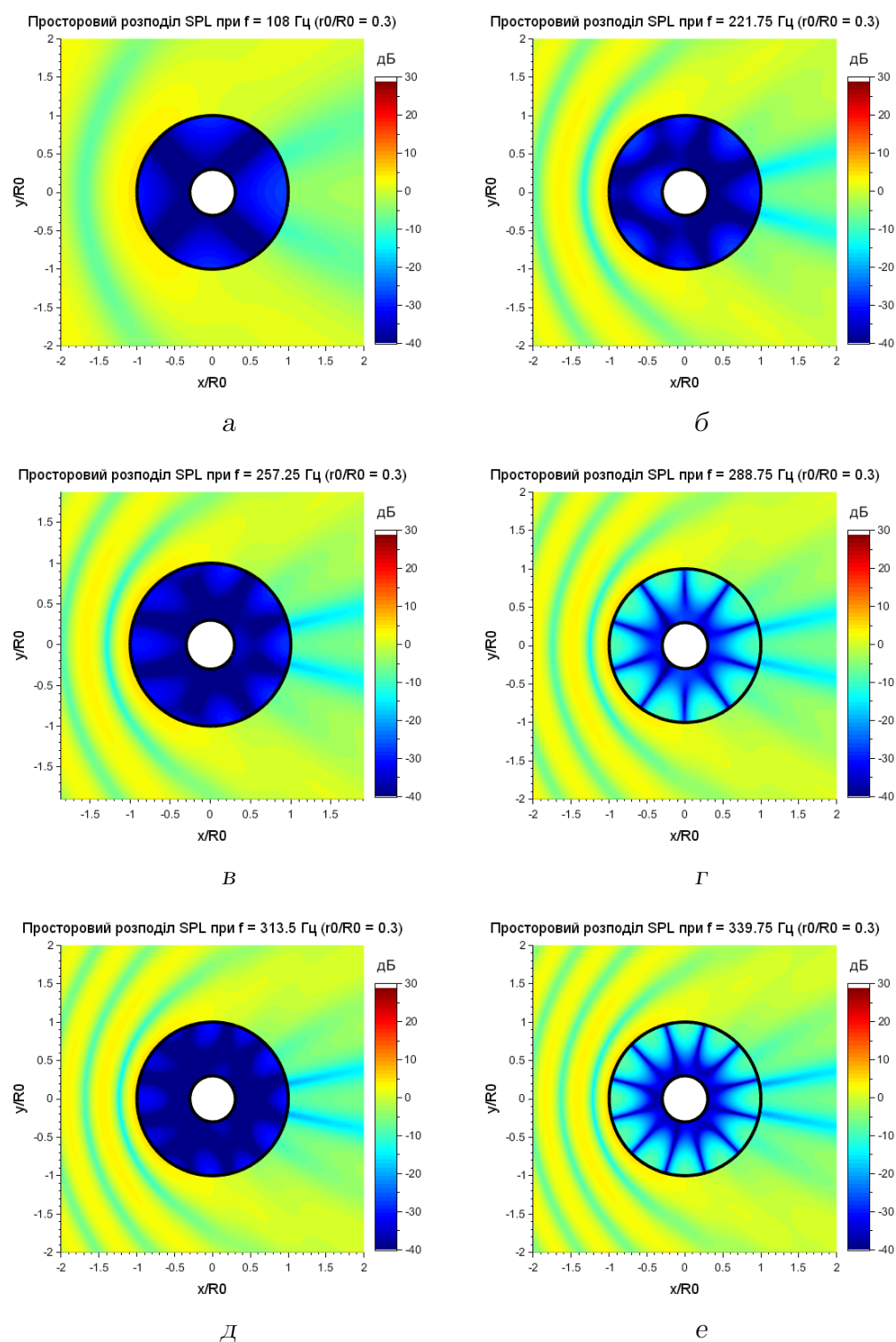


Рис. 7. Приклади просторових розподілів акустичних навантажень поблизу корпусу ракети та в підобтічковому просторі при $r_0/R_0 = 0.3$ в позарезонансних частотних інтервалах:

а — $f = 108$ Гц; б — $f = 221.75$ Гц; в — $f = 257.25$ Гц;
 г — $f = 288.75$ Гц; д — $f = 313.5$ Гц; е — $f = 339.75$ Гц

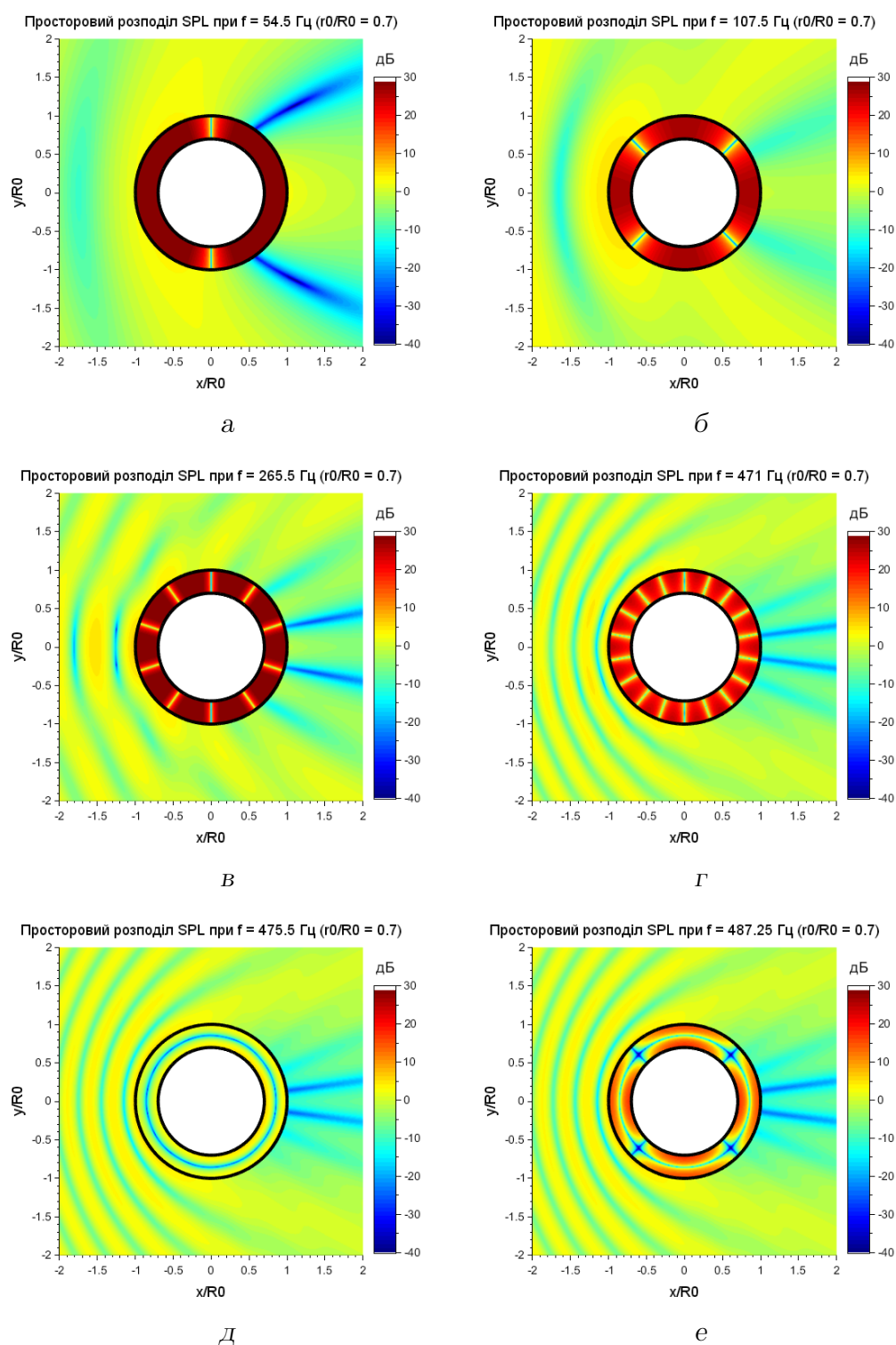


Рис. 8. Приклади просторових розподілів акустичних навантажень поблизу корпусу ракети та в підобтічковому просторі при $r_0/R_0 = 0.7$ на резонансних частотах:

а — $f = 54.5$ Гц; б — $f = 107.5$ Гц; в — $f = 265.5$ Гц;
 г — $f = 471$ Гц; д — $f = 475.5$ Гц; е — $f = 487.25$ Гц

5. ВИСНОВКИ

1. У результаті аналізу характеру акустичних навантажень на головну частину ракети під час польоту з'ясовано, що зона найбільшого ризику для корисного вантажу в підобтічковому просторі відповідає стартовому інтервалу. Ширококутові шуми газодинамічного реактивного струменя визначено як основну причину максимальних акустичних навантажень.
2. Для оцінювання звукового поля всередині головної частини запропоновано спрощену фізико-математичну модель дії акустичних навантажень на неї. При цьому корпус ракети розглядався як тонкостінна пружна оболонка з концентричною жорсткою вставкою, що імітує розміщення корисного вантажу. Акустичний зв'язок між цими компонентами системи забезпечував прошарок підобтічкового повітря.
3. Виявлено, що при низьких механічних втратах в оболонці ступінь проникнення звуку на поверхню корисного вантажу суттєво залежить як від частоти, так і від коефіцієнта заповнення головного відсіку. На відповідних частотних характеристиках акустичних навантажень спостерігається низка резонансних максимумів, пов'язаних з реалізацією окружних мод поздовжньо-згинальних коливань оболонки, підкріпленої пружністю шару повітря між корпусом і поверхнею вантажу.
4. Внесок резонансів, індукованих переважно окружними коливаннями системи, швидко спадає з ростом номера моди. Серія піків, пов'язаних із резонансом пульсацій внутрішнього шару повітря, відзначається більшою стійкістю.
5. З огляду на це, для захисту підобтічкового простору від надмірних акустичних навантажень доцільно розміщувати на внутрішній поверхні корпусу ракети демфіруючі покриття, пасивні чи активні елементи, які б сприяли руйнуванню кількох нижчих окружних мод. На додачу рекомендується захист поверхні корисного вантажу за допомогою звукопоглинаючих покриттів.
6. Запропонована модель потребує узагальнення на тривимірний випадок для урахування резонансних коливань обтічника в поздовжньому напрямку.

REFERENCES

- [1] S. Griffin, S. A. Lane, C. Hansen, and B. Cazzolato, "Active structural-acoustic control of a rocket fairing using proof-mass actuators," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 38, no. 2, pp. 219–225, 2001. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.3673>
- [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] A. Sanchez Cebrian, S. Freiburghaus, D. Tonon, U. Pachale, S. Schoenwald, and T. Gerngross, "Development of an enhanced fairing acoustic protection system

- to increase payload comfort,” in *Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*. Madrid, Spain: EUCASS, 2019. DOI: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-747>
- [4] J. Varnier and W. Raguene, “Experimental characterization of the sound power radiated by impinging supersonic jets,” *AIAA Journal*, vol. 40, no. 5, pp. 825–831, 2002. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.1746>
 - [5] S. Tsutsumi, T. Ishii, K. Ui, S. Tokudome, and K. Wada, “Study on acoustic prediction and reduction of Epsilon launch vehicle at liftoff,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 52, no. 2, pp. 350–361, 2015. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.a33010>
 - [6] 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. DOI: <https://doi.org/10.17721/1812-5409.2023/2.9>
 - [7] T. Engberg and U. A. Korde, “Modeling of the acoustic response of payload bays within launch vehicle fairings,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 50, no. 2, pp. 423–432, Mar. 2013. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.a32167>
 - [8] M. M. Maruf Morshed, C. H. Hansen, and A. C. Zander, “Prediction of acoustic loads on a launch vehicle fairing during liftoff,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 50, no. 1, pp. 159–168, 2013. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.a32324>
 - [9] A. Cherian, P. Geena George, and C. Prabha, “Response analysis of payload fairing due to acoustic excitation,” *International Journal of Scientific & Technology Research*, vol. 4, no. 11, pp. 302–305, 2015.
 - [10] R. Pirk, C. d’Andrade, G. Paulinelli, and L. C. Sandoval Góes, *Acoustics and vibro-acoustics applied in space industry*. InTech, 2013, pp. 479–512. DOI: <https://doi.org/10.5772/49966>
 - [11] H. Schmidt, S. Koh, A. Dafnis, K.-U. Schröder, and W. Schröder, “Accurate numerical simulation on the structural response of the VEGA payload fairing using modal coupling approach,” *CEAS Space Journal*, vol. 11, no. 2, pp. 173–183, 2018. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12567-018-0225-5>
 - [12] I. Choi, S. Park, and S. Lee, “A study on in-flight acoustic load reduction in launch vehicle fairing by FE-SEA hybrid method,” *The Journal of the Acoustical Society of Korea*, vol. 39, no. 4, pp. 351–363, 2020. DOI: <https://doi.org/10.7776/ASK.2020.39.4.351>
 - [13] B. Ahn and S. Lee, “Integrated acoustic analysis of payload fairing using an FE-SEA hybrid method,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 24, no. 1, pp. 1–8, 2022. DOI: <https://doi.org/10.1007/s42405-022-00500-4>
 - [14] M. M. Maruf Morshed, *Investigation of external acoustic loadings on a launch vehicle fairing during lift-off*. Adelaide: University of Adelaide, 2008.

- [15] I. V. Vovk and V. N. Oliynyk, “Sound radiation by a cylindrical piezoelastic shell with an asymmetric insertion,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, vol. 99, no. 1, pp. 133–138, 1996. DOI: <https://doi.org/10.1121/1.414496>
- [16] V. T. Grinchenko, “Development of a method for solving problems of radiation and scattering of sound in non-canonical regions,” *Gidromekhanika*, vol. 70, pp. 27–40, 1996.
- [17] V. T. Grinchenko, I. V. Vovk, and V. T. Matsypura, *Wave problems of acoustics*. Kyiv: Interservis, 2013.
- [18] V. T. Grinchenko and I. V. Vovk, *Wave problems of sound scattering on elastic shells*. Kyiv: Naukova Dumka, 1986.
- [19] K. M. Eldred, *Acoustic loads generated by the propulsion system*, 1971.
- [20] J. Varnier, “Experimental study and simulation of rocket engine freejet noise,” *AIAA Journal*, vol. 39, no. 10, pp. 1851–1859, 2001. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.1199>
- [21] T. Nonomura, Y. Goto, and K. Fujii, “Aeroacoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate,” *International Journal of Aeroacoustics*, vol. 10, no. 4, pp. 401–425, 2011. DOI: <https://doi.org/10.1260/1475-472x.10.4.401>
- [22] C. K. W. Tam, “Supersonic jet noise,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 27, no. 1, pp. 17–43, 1995. DOI: <https://doi.org/10.1146/annurev.fl.27.010195.000313>
- [23] T. Y. Batutina, D. S. Bondar’, V. T. Hrinchenko, and V. N. Oliynyk, “Semi-empirical evaluation of external acoustic loads in payload area during lift-off,” *Space technology. Missile armaments*, vol. 2019, no. 1, pp. 72–75, 2019. DOI: <https://doi.org/10.33136/stma2019.01.072>
- [24] T. Y. Batutina and V. N. Oliynyk, “Semiempirical assessment of acoustic loads under conditions of a rocket launch with its axis deviated from the axis of the launcher gas duct,” in *Proceedings of the Acoustic Symposium CONSONANCE-2017*. Kyiv: Institute of Hydromechanics of NAS of Ukraine, 2017, pp. 22–27.
- [25] V. Oliynyk and T. Batutina, “Semiempirical model of the acoustics of a supersonic jet upon collision with a perpendicular wall,” *Transactions on Aerospace Research*, vol. 277, no. 4, pp. 66–79, 2024. DOI: <https://doi.org/10.2478/tar-2024-0023>
- [26] N. Y. Fabrikant, *Aerodynamics. Part one*. Moscow; Leningrad: GITTL, 1949.
- [27] B. M. Efimtsov, “Similarity criteria for the spectra of wall pressure fluctuations in a turbulent boundary layer,” *Soviet Physics. Acoustics*, vol. 30, no. 1, pp. 33–35, 1984.
- [28] I. V. Vovk and V. S. Malyuga, “Evaluation of turbulent pressure pulsations in the boundary layer of the rocket,” *Hydrodynamics and Acoustics*, vol. 2(92), no. 3, pp. 229–255, 2022.

- [29] T. Y. Batutina, D. S. Bondar', V. T. Hrinchenko, and V. N. Oliynyk, "Evaluation of the external acoustic loads, acting on the rocket when it passes the leg with maximum velocity head," *Space technology. Missile armaments*, vol. 2019, no. 2, pp. 58–62, 2019. DOI: <https://doi.org/10.33136/stma2019.02.058>
- [30] C. M. Fuller, H. Himelblau, and T. Scharton, *Assessment of space vehicle aeroacoustic-vibration prediction, design, and testing. Space vehicle structural vibration induced by acoustic and aerodynamic noise*. NASA CR-1596, 1970.
- [31] 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. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2024.102679>
- [32] C. Niezrecki, "Structural & internal acoustic response of cylinders with applications to rocket payload fairings," phdthesis, Virginia Tech, Blacksburg, VA, 1999.
- [33] M. M. Maruf Morshed, C. H. Hansen, and A. C. Zander, "Prediction of acoustic loads on a launch vehicle: nonunique source allocation method," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 52, no. 5, pp. 1478–1485, 2015. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.a33204>
- [34] M. Chimeno Manguán, F. Simón Hidalgo, P. Barriuso Feijoo, M. S. Escartí-Guillem, P. Nieto, J.-P. Groby, J. Leng, and V. Romero-García, "Design of a locally resonant system to reduce noise inside the payload fairing of a launcher during the lift-off," *Aerospace Science and Technology*, vol. 155, pp. 109 592 (1–11), 2024. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109592>
- [35] M. Faust and G. Piret, "Vibro-acoustic payload effect tests of the Ariane 5 fairing with Olympus satellite in ESTEC LEAF," *Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Engineering*, vol. ESA SP-386, pp. 237–242, 1996.
- [36] S. A. Lane, S. Griffin, and D. Leo, "Active structural acoustic control of a launch vehicle fairing using monolithic piezoceramic actuators," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 12, no. 12, pp. 795–806, 2001. DOI: <https://doi.org/10.1177/104538901400438091>
- [37] 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. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.17673>

ЛІТЕРАТУРА

- [1] Active structural-acoustic control of a rocket fairing using proof-mass actuators / Griffin S., Lane S. A., Hansen C., and Cazzolato B. // *Journal of Spacecraft and Rockets*. — 2001. — Vol. 38, no. 2. — P. 219–225.
- [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] Development of an enhanced fairing acoustic protection system to increase payload comfort / Sanchez Cebrian A., Freiburghaus S., Tonon D., Pachale U., Schoenwald S., and Gerngross T. // Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. — Madrid, Spain : EUCASS. — 2019.
- [4] Varnier J., Raguene W. Experimental characterization of the sound power radiated by impinging supersonic jets // AIAA Journal. — 2002. — Vol. 40, no. 5. — P. 825–831.
- [5] Study on acoustic prediction and reduction of Epsilon launch vehicle at liftoff / Tsutsumi S., Ishii T., Ui K., Tokudome S., and Wada K. // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2015. — Vol. 52, no. 2. — P. 350–361.
- [6] 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.
- [7] Engberg T., Korde U. A. Modeling of the acoustic response of payload bays within launch vehicle fairings // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2013. — Mar. — Vol. 50, no. 2. — P. 423–432.
- [8] Maruf Morshed M. M., Hansen C. H., Zander A. C. Prediction of acoustic loads on a launch vehicle fairing during liftoff // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2013. — Vol. 50, no. 1. — P. 159–168.
- [9] Cherian A., Geena George P., Prabha C. Response analysis of payload fairing due to acoustic excitation // International Journal of Scientific & Technology Research. — 2015. — Vol. 4, no. 11. — P. 302–305.
- [10] Acoustics and vibro-acoustics applied in space industry / Pirk R., d'Andrade C., Paulinelli G., and Sandoval Góes L. C. // Modeling and Measurement Methods for Acoustic Waves and for Acoustic Microdevices. — InTech, 2013. — P. 479–512.
- [11] Accurate numerical simulation on the structural response of the VEGA payload fairing using modal coupling approach / Schmidt H., Koh S., Dafnis A., Schröder K.-U., and Schröder W. // CEAS Space Journal. — 2018. — Vol. 11, no. 2. — P. 173–183.
- [12] Choi I., Park S., Lee S. A study on in-flight acoustic load reduction in launch vehicle fairing by FE-SEA hybrid method // The Journal of the Acoustical Society of Korea. — 2020. — Vol. 39, no. 4. — P. 351–363.
- [13] Ahn B., Lee S. Integrated acoustic analysis of payload fairing using an FE-SEA hybrid method // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. — 2022. — Vol. 24, no. 1. — P. 1–8.
- [14] Maruf Morshed M. M. Investigation of external acoustic loadings on a launch vehicle fairing during lift-off. — Adelaide : University of Adelaide, 2008. — 249 p.

- [15] Vovk I. V., Oliynik V. N. Sound radiation by a cylindrical piezoelastic shell with an asymmetric insertion // The Journal of the Acoustical Society of America. — 1996. — Vol. 99, no. 1. — P. 133–138.
- [16] Гринченко В. Т. Развитие метода решения задач излучения и рассеяния звука в неканонических областях // Гидромеханика. — 1996. — Т. 70. — С. 27–40.
- [17] Гринченко В. Т., Вовк И. В., Мацыпура В. Т. Волновые задачи акустики. — Киев : Интерсервис, 2013. — 572 с.
- [18] Гринченко В. Т., Вовк И. В. Волновые задачи рассеяния звука на упругих оболочках. — Киев : Наукова думка, 1986. — 240 с.
- [19] Eldred K. M. Acoustic loads generated by the propulsion system. — NASA SP-8072, 1971.
- [20] Varnier J. Experimental study and simulation of rocket engine freejet noise // AIAA Journal. — 2001. — Vol. 39, no. 10. — P. 1851–1859.
- [21] Nonomura T., Goto Y., Fujii K. Aeroacoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate // International Journal of Aeroacoustics. — 2011. — Vol. 10, no. 4. — P. 401–425.
- [22] Tam C. K. W. Supersonic jet noise // Annual Review of Fluid Mechanics. — 1995. — Vol. 27, no. 1. — P. 17–43.
- [23] Полуэмпирическая оценка внешних акустических нагрузений в зоне полезной нагрузки при старте / Батутина Т. Я., Бондарь Д. С., Гринченко В. Т. и Олийник В. Н. // Космическая техника. Ракетное вооружение. — 2019. — Т. 2019, № 1. — С. 72–75.
- [24] Батутина Т. Я., Олийник В. Н. Полуэмпирическая оценка акустических нагрузок в условиях старта ракеты с отклонением ее оси от оси газохода пусковой установки // Збірник праць Акустичного симпозіуму КОНСОНАНС-2017. — Київ : Інститут гідромеханіки НАН України. — 2017. — С. 22–27.
- [25] Oliynik V., Batutina T. Semiempirical model of the acoustics of a supersonic jet upon collision with a perpendicular wall // Transactions on Aerospace Research. — 2024. — Vol. 277, no. 4. — P. 66–79.
- [26] Фабрикант Н. Я. Аэродинамика. Часть первая. — Москва; Ленинград : ГИТТЛ, 1949. — 624 с.
- [27] Ефимцов Б. М. Критерии подобия спектров пристеночных пульсаций давлений турбулентного пограничного слоя // Акустический журнал. — 1984. — Т. 30, № 1. — С. 58–61.
- [28] Вовк І. В., Малюга В. С. Розрахунок турбулентних пульсацій тиску в примежовому шарі ракети // Гідродинаміка і акустика. — 2022. — Т. 2(92), № 3. — С. 229–255.

- [29] Оценка внешних акустических нагрузок на ракеты при прохождении участка максимальных скоростных напоров / Батутина Т. Я., Бондарь Д. С., Гринченко В. Т. и Олийнык В. Н. // Космическая техника. Ракетное вооружение. — 2019. — Т. 2019, № 2. — С. 58–62.
- [30] Fuller C. M., Himmelblau H., Scharton T. Assessment of space vehicle aeroacoustic-vibration prediction, design, and testing. Space vehicle structural vibration induced by acoustic and aerodynamic noise. — NASA CR-1596, 1970.
- [31] 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.
- [32] Niezrecki C. Structural & internal acoustic response of cylinders with applications to rocket payload fairings : Ph. D. thesis ; Virginia Tech. — Blacksburg, VA, 1999. — 193 p.
- [33] Maruf Morshed M. M., Hansen C. H., Zander A. C. Prediction of acoustic loads on a launch vehicle: nonunique source allocation method // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2015. — Vol. 52, no. 5. — P. 1478–1485.
- [34] Design of a locally resonant system to reduce noise inside the payload fairing of a launcher during the lift-off / Chimeno Manguán M., Simón Hidalgo F., Barriuso Feijoo P., Escartí-Guillem M. S., Nieto P., Groby J.-P., Leng J., and Romero-García V. // Aerospace Science and Technology. — 2024. — Vol. 155. — P. 109592 (1–11).
- [35] Faust M., Piret G. Vibro-acoustic payload effect tests of the Ariane 5 fairing with Olympus satellite in ESTEC LEAF // Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Engineering. — 1996. — Vol. ESA SP-386. — P. 237–242.
- [36] Lane S. A., Griffin S., Leo D. Active structural acoustic control of a launch vehicle fairing using monolithic piezoceramic actuators // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. — 2001. — Vol. 12, no. 12. — P. 795–806.
- [37] 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.

V. M. Sirenko, T. Ya. Batutina, V. N. Oliynik

The effect of the acoustoelastic interaction in forming the acoustic loads under the fairing of the rocket head

The paper deals with the theoretical study of the sound field forming in the under-fairing space of the rocket head. The nature and properties of the sources of external acoustic loads on the rocket body are analyzed at different stages of the flight. At its beginning, the influence of the gas-dynamic sound sources located in the rocket jet prevails. In the transonic interval of atmospheric flight, turbulent wall pressure fluctuations in the surrounding flow play the main role in the acoustic loads on the surface of the rocket body. Computations show that the jet noise has higher levels, and therefore, the starting interval is the most unfavorable from an acoustic point

of view. To assess the efficiency of sound transmission from the outer surface of the rocket body to the under-fairing space, a simplified two-dimensional acousto-elastic model is proposed. Within its framework, the main part was modeled by a thin-walled elastic infinite cylindrical shell surrounded on both sides by an acoustic medium. The presence of the payload was simulated by an acoustically rigid insert inside the shell. The corresponding coupled boundary value problem was formulated and analytically solved to obtain expressions for shell deformations and acoustic potentials in the form of convergent series. This allowed us to investigate the behavior of the sound field under the fairing in a wide frequency range. It was noted that the frequency dependence of the maximum sound level on the surface of the insert contains numerous high-Q peaks. They correspond to the resonances of the system formed due to the acousto-elastic interaction occurring at longitudinal-flexural vibrations of the air-filled shell. The efficient excitation of the circumferential eigen modes of the shell vibrations plays a key role in the formation of dangerous acoustic loads. This conclusion is confirmed by the obtained spatial distributions of the sound field at the corresponding frequencies.

KEY WORDS: launch vehicle, acoustic loads, space under the fairing, coupled problem, flexensional vibrations, acoustoelastic interaction