УДК 534. 516

DOI:10.15421/452214

АКУСТИЧНІ ВИПРОМІНЮВАННЯ ЦИЛІНДРИЧНОЇ ФОРМИ ПРИ СТАРТІ ОДНОСОПЛОВОЇ РАКЕТИ

Є. О. Загревський, Г. І. Сокол

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49010, Україна

Анотація. При старті ракет космічного призначення в атмосфері виникають різноманітні за характером випромінювання акустичні поля. Тому необхідно виявити особливості та визначити напрями досліджень акустичного випромінювання. Мета цієї роботи – розробка методології досліджень акустичного випромінювання циліндричної форми при старті односоплової ракети космічного призначення у перші секунди польоту. При цьому вирішуються такі задачі: розробка фізичних моделей акустичних полів; визначення типів акустичних джерел; виявлення джерел акустичних коливань під час руху ракети; розрахунок рівнів звукового тиску у заданих точках акустичного поля. Виконано розрахунок амплітуди акустичного тиску в середовищі, що оточує односоплову ракету космічного призначення. На основі результатів розрахунків побудовано залежність висоти підйому односоплової ракети космічного призначення від часу польоту. В дійсній роботі для складення методики розрахунку характеристик акустичних полів будуть використані аналітичні методи, засновані на вже відомих у акустиці, так як методики для проведення розрахунків амплітудно-частотної характеристики акустичного випромінювання при стартах ракет розроблені не для усіх випадків. Завдання створення методики розрахунків акустичних характеристик при старті односоплової ракети космічного призначення в перші секунди польоту вирішується в лінійній постановці. Розроблена спрощена інженерна методика на грунті рівнянь з акустичних джерел і полів. Методика використана для розрахунку рівнів звукового тиску у далекому акустичному полі, коли струмінь з сопла можна апроксимувати випромінювачем циліндричного типу. Отримано, що рівень звукового тиску в середовищі не перевищуватиме значення 144 дБ. На основі результатів фізичного та математичного аналізу джерел акустичних коливань та їх полів, що приведений у даній роботі, на стадії ескізного проектування та у подальшій отработці техніки можлива розробка активних і пасивних методів гасіння акустичних коливань.

Ключові слова: ФІЗИЧНА МОДЕЛЬ, АКУСТИЧНЕ ПОЛЕ, ЦИЛІНДРИЧНА ФОРМА, РОЗРАХУНОК АКУСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК.

ACOUSTIC RADIATIONS OF A CYLINDRICAL FORM AT THE LAUNCH OF A ONE-NOZZLE ROCKET

E. O. Zagrevskyi, G. I. Sokol

Dnipro National University named after Oles Honchar, 72 Gagarin Ave., Dnipro, 49010, Ukraine

Abstract. When space rockets are launched, acoustic fields of various types of radiation appear in the atmosphere. Therefore, it is necessary to identify the features and determine the directions of research of acoustic radiation. The purpose of this work is to develop a methodology for studying cylindrical acoustic radiation at the launch of a one-nozzle rocket for space purposes in the first seconds of flight. At the same time, the following tasks are solved: development of physical models of acoustic fields; determination of types of acoustic sources; identification of sources of acoustic vibrations during rocket movement; calculation of sound pressure levels at specified points of the acoustic field. The calculation of the amplitude of acoustic pressure in the medium that surrounds a one-nozzle space rocket is performed. On the basis of the calculation results, the dependence of the lifting height of a one-nozzle space rocket on the flight time is constructed. In this paper, analytical methods based on those already known in acoustics will be used to compile a methodology for calculating the characteristics of acoustic fields, since methods for calculating the amplitude-frequency characteristics of acoustic radiation during rocket launches are not developed for all cases. The task of creating a methodology for calculating acoustic characteristics at the launch of a one-nozzle rocket for space purposes in the first seconds of flight is solved in a linear formulation. A simplified engineering methodology based on equations from acoustic sources and fields has been developed. The technique is used to calculate sound pressure levels in the far acoustic field, when the jet from the nozzle can be approximated by a cylindrical type emitter. It is found that the sound pressure level in the medium will not exceed the value of 144 dB. Based on the results of the physical and mathematical analysis of the sources of acoustic vibrations and

© Є. О. Загревський, Г. І. Сокол

their fields, which is shown in this work, at the stage of preliminary design and further development of the technique, it is possible to develop active and passive methods of damping acoustic vibrations.
Keywords: PHYSICAL MODEL, THE ACOUSTIC FIELD OF A CYLINDRICAL FORM, THE CALCULATION OF THE ACOUSTIC CHARACTERISTICS.

Вступ

При старті ракет космічного призначення (РКП) в атмосфері виникають різноманітні за характером випромінювання акустичні поля. Тому необхідно виявити особливості і визначити напрямки досліджень акустичного випромінювання при старті РКП на основі існуючих уявлень про генерування та поширення звукових хвиль.

Вже добре відомі роботи В. Т. Грінченка, І. В. Вовка, Т. Я. Батутиної, В. Н. Олійника, де уявлення про характеристики акустичних полів при стартах РКП розроблені на ґрунті полуемпірічних залежностей. Розроблена полуемпірічна методика оцінки зовнішніх акустичних навантажень під час старту с модифікацією відомої методики NASA SP-8072, яка ґрунтується на емпірично визначених універсальних залежностях акустичної потужності ділянки струменя від нормованої координати і частоти (число Струхаля [1]).

Моделювання акустичного випромінювання струменя ракети «Циклон-4М» об'ємним джерелом розроблено та наведено В. Н. Сиренком, Г. І. Сокол, В. М. Савчуком, В. Ю. Котловим [2]. Автори запропонували метод, модель та методику розрахунку акустичних випромінювань рушійної установки у перші 1.5...4.1 секунди польоту РКП. Тут представлені дослідження та результати розрахунків акустичних полів на інфразвукових частотах. У роботах розглянуті окремі завдання визначення характеристик шумів і розглянуті аспекти максимальних акустичних навантажень в час старту ракети.

В. П. Фроловим, Г. І. Сокол, В. Ю. Котловим розроблений метод визначення типу акустичних випромінювачів при старті РКП на основі хвильового параметру як критерію, що покладений в основу методу дослідження акустичних джерел під час старту ракет. У цій роботі розглянуті окремі конкретні завдання визначення характеристик шумів [3].

С. О. Николіним, Г. І. Сокол та В. П. Фроловим розглянутий вплив газодинамічних процесів на акустичне випромінювання при взаємодії реактивного струменя з плоскою перешкодою [4]. Вирішена задача з визначення акустичних випромінювань при взаємодії струменя ракети, що розповсюджується у газоході і натикається на стінку. У ході досліджень виконувалося визначення газодинамічних та акустичних навантажень шляхом варіювання числом Маха на зрізі сопла, коефіцієнтом нерозрахунковості, відстанню від сопла до перешкоди, кутом нахилу перешкоди та інших показників.

Направленість акустичного поля від струменю ракети в оточуючому середовищі розглянуто у роботі Г. І. Сокол [5]. Виконані визначення та розрахунок акустичних характеристик ракетного двигуна. В результаті проведеного математичного моделювання визначено, що задача зводиться до визначення сили, що діє на тіло всередині рідини з обмеженою контрольною поверхнею.

Відомі роботи Г. І. Сокол, О. С. Мироненко з шуму ракетних двигунів під час запуску ракет-носіїв космічного призначення [6]. Г. І. Сокол, В. С. Некрасовим, О. С. Мироненко, О. А. Хорищенком, С. Ю. Кіріченком створено методику візуалізації акустичних випромінювань від рушійної установки ракети у програмному середовищі Sown [7].

У роботі Jayanta Panda розглянута ідентифікація джерел шуму під час випробовування ракетних двигунів. Наведений великий матеріал з експериментальних досліджень [8].

Методика розрахунку зниження рівнів шумів при старті ракети при використанні заливання струменю водою розглянута в [9] Т. Я. Батутиною та Д. С. Бондарем. Розрахунок турбулентних пульсацій тиску у пограничному шарі ракети розроблений В. С. Малюгою та І. В. Вовком [10].

Але далі слід провести більш обширний аналіз взаємозв'язку характеристик джерел акустичного випромінювання, що з'являються в різні моменти часу старту односоплової ракети, з характеристиками акустичних полів.

Методологія досліджень акустичного випромінювання при русі ракети містить виявлення як первинних джерел акустичних коливань (тобто, коливань від працюючої рушійної установки, вібрацій оболонки корпусу, турбулентних вихорів в потоці, що обтікають корпус, ударних хвиль), так і вторинних джерел акустичних коливань (що виникають внаслідок відбиття коливань, що генеруються первинними джерелами при зіткненні з перешкодами, наприклад, типу поверхні стартового столу). Важливо також розглянути взаємодію між собою акустичних коливань від джерел різного виду.

Схема стартового комплексу та споруд для кожного типу ракет створюється окремо. Аналіз схеми дає можливість перейти до виявлення первинних та вторинних акустичних джерел акустичного випромінювання. Наприклад, [11] представлено пусковий пристрій (ПП), з якого стартує ракета-носій «Зеніт» (11К77). Відзначено, що до висоти підйому 4 м хвостовий відсік ракети знаходиться в циліндричному заглибленні. Величина зазору між ракетою, що рухається, і стартовою спорудою становить 1м. У той же час рух хвостового відсіку ракети призводить до зменшення зазору між корпусом ракети і склянкою стартової споруди. У схемі стартового столу також закладено канал, яким рухаються гази, що є струмінь продуктів згоряння, що забезпечує вимогу здійснення безударного старту.

З точки зору акустичного випромінювання можна помітити, що для такої схеми старту характерна відсутність впливу струменя з продуктів згоряння на довкілля навколо корпусу ракети в перші 1,5 з польоту. Виникнення акустичного поля від гойдання ракети загалом можна вважати відсутнім, оскільки згідно з даними роботи [11] розроблено алгоритм роботи системи управління ракети на основі вимоги мінімальності переміщення по рисканню хвостового відсіку.

В дійсній роботі для складення методики розрахунку характеристик акустичних полів будуть використані аналітичні методи, засновані на вже відомих у акустиці. На цей час у відомих монографіях [12-15] з вивчення акустичних джерел вже проведений достатньо глибокий аналіз взаємозв'язку характеристик джерел акустичного випромінювання з характеристиками акустичних полів. Тим паче методики для проведення розрахунків амплітудно-частотної характеристики акустичного випромінювання при стартах ракет розроблені не для усіх випадків.

Відомі результати з визначення шумів літальних апаратів

В основі методики розрахунку акустичної потужності реактивного струменя, що застосовуються на практиці для оцінки шуму літаків, лежать емпіричні залежності типу [16,17]:

$$L = 10lgR + 60lgU_c - 75{,}4, \qquad (1)$$

де R - тяга двигуна;

U_c - швидкість витікання струменя.

Використання цієї формули для оцінки рівня шумів носить якісний характер, член рівнянні у -75,4 (дБ) потребує уточнень. Головне те, що ця формула дозволяє побачити, від яких характеристик двигунів залежить рівень шуму. Це тяга двигуна та швидкість витікання струменя з сопла. Розрахунки проведені за вихідними даними тяги РУ ракети див. [23-25].

У «табл. 1» наведені значення рівня шуму в децибелах (дБ) за значеннями тяги рушійної установки (РУ) ракети орієнтуючись на дані стартових характеристик ракети за перші 8 секунд польоту і швидкості витікання струменя швидкість витікання продуктів згоряння на зрізі сопла, яка дорівнює 2624 м/с.

Ми бачимо, що отримані дуже високі значення рівнів шумів. Тобто ці розрахунки не врахували спектр шумів, їх амплітудно-частотну характеристику.

Таблиця 1 - Значення рівня шуму в децибелах (дБ) за значеннями тяги P і швидкості закінчення струменя Uc = 2624 м/с

t, сек	P, kgs	P, н	10lgR (P=R)	60lgUc	L,Дб
0.00	0	0			
0.20	10882	1,0882*10^6	60	180,85	165,45
1.00	15632	1,5632*10^6	61,9		167,35
2.00	16036	1,6036*10^6	62		167,36
3.00	16448	1,6448*10^6	62,1		167,37
4.00	16860	1,6860*10^6	62,2		167,38
5.00	17294	1,7294*10^6	62,3		167,39
6.00	17737	1,7737*10^6	62,4		168,4
7.00	18175	1,8175*10^6	62,5		167,41
8.00	18622	1,8622*10^6	62,7		167,43

На «рис. 1» наведене значення рівнів шумів в перші секунди польоту РКП, що проведені за виразом (1).

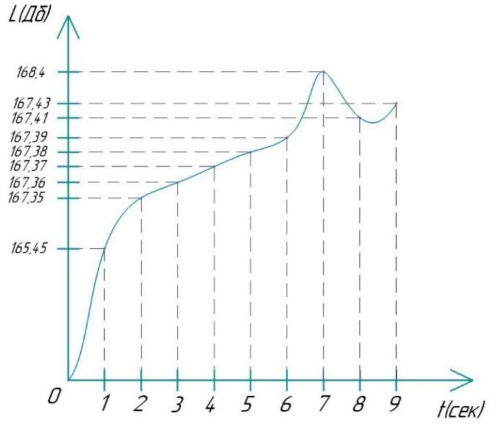


Рисунок 1 - Значення рівня шуму в перші секунди польоту односоплової ракети, що розраховані за виразом (1)

В подальшому у роботі Є. О. Загревського вже була зроблена спроба провести розрахунок акустичних характеристик при моделюванні струменя циліндричним випромінювачем [18].

Постановка задачі досліджень

Метою роботи стала розробка методики розрахунків акустичних характеристик у далекому полі при старті РКП в перші секунди польоту, коли струмінь з сопла можна апроксимувати випромінювачем циліндричного типу.

При розробці методології досліджень акустичного випромінювання при старті ракети треба спиратися на вже існуючі уявлення про характер акустичних полів.

При вивченні поля акустичних випромінювачів необхідно враховувати важливий фактор, це співвідношення між радіусом випромінювача R і довжиною хвилі звуку λ (параметр kR, де k - хвильове число, $k = 2\pi / \lambda$, π - число " π "). Хвильове число k визначається круговою частотою випромінюваних коливань $\omega = 2\pi f$ (f - частота випромінюваного звуку) і швидкістю звуку c [19-21].

Фактор $kR < 1$ або $kR > 1$ визначає тип акустичного випромінювання: низькочастотне або високочастотне. Звуковий тиск в певній точці акустичного поля, що оточує ракету, може бути розрахований на основі відомих теоретичних положень акустики.

Фізичні моделі акустичних полів, характер яких залежить насамперед від типу акустичних джерел. Тому необхідно визначитися з тим, які типи акустичних джерел з'являються при старті [19].

Вирішення цієї проблеми можливе, якщо детально розглянути весь комплекс стартових споруд, елементи конструкції ракети, її працюючі агрегати під час старту з точки зору можливості генерування акустичних випромінювань [20-22].

Аналіз фізичних моделей акустичних полів, який становить суть методики визначення поля акустичних джерел випромінювання при старті РКП, необхідно проводити, спираючись на дані стартових характеристик ракети. А також врахувати місцезнаходження старту ракети на Землі, рельєф місцевості в місці старту, характер метеорологічних умов [23-25].

Важливим є розрахунок амплітудно-частотної характеристики акустичного випромінювання. Знання частоти випромінювання акустичних хвиль дозволяє застосувати відомі в класичній акустиці моделі довгохвильових і короткохвильових випромінювань. Якщо відстань r, де знаходиться спостерігач, перевищує довжину хвилі λ випромінюваних звукових коливань, то можна для розрахунків використати відомі рівняння з класичної акустики, що описують далеко поле випромінювання

[12-15]. Тобто важливе значення має параметр $z = kr$, він визначає, чи достатня відстань від джерела звуку випромінювання до спостерігача далекого поля. Якщо $r \leq \lambda$, теорія не описує достатньо точно характеристики акустичного поля. Цей випадок є окремим у задачах хвильової акустики.

Цей суттєвий фактор дає уявлення про направленість акустичного поля, він дозволяє спростити розрахунки величини звукового тиску в залежності від зміни відстаней від джерела коливань до точки, де знаходиться умовний спостерігач.

Завдання створення методики розрахунків акустичних характеристик при старті РКП в перші секунди польоту вирішується в лінійній постановці. Застосований аналітичний метод досліджень. Згідно вихідних даних [23-25] точка, в якій потрібно визначити рівень звукового тиску, знаходиться на відстані 18м від зрізу сопла уздовж осі ракети і на колі радіуса 3м з центром, що лежить на осі ракети.

Частота коливань, при польоті РКП має діапазон 31,5 - 8000 Гц. Довжина хвилі λ дорівнює $\lambda = c/f$. Згідно діапазону випромінюваних коливань, діапазон довжин хвиль випромінюваного звуку складе λ_{max} = 10,8 м, λ_{min} = 0,04 м. Цими значеннями визначається початок далекого поля.

Для випадку односоплової ракети за даними [23-25] авторами проведені розрахунки відстані, на яку РКП відходить з часом від поверхні стартового столу. Порівняння цих відстаней з величинами довжин хвиль дає можливість визначитися з границями далекого поля для різних частот випромінювання шумів. На «рис. 2» наведена залежність висоти підйому РКП від часу польоту для односоплової ракети.

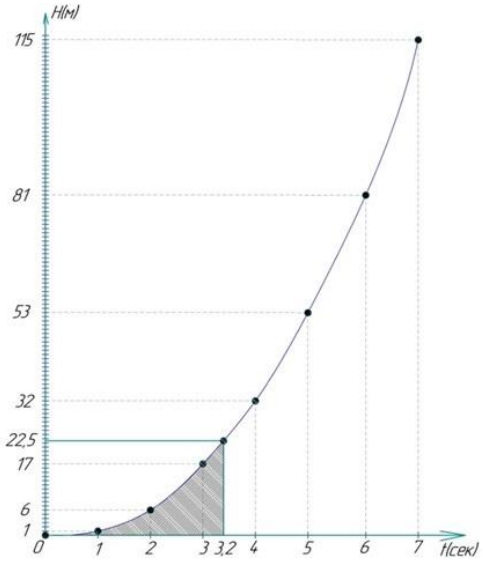


Рисунок 2 - Залежність висоти підйому РКП від часу польоту для односоплової ракети

Рішення задачі

Рішення завдання для випадку випромінювання циліндричної хвилі.

Циліндричні хвилі в загальному випадку. Розглядаючи гармонійні хвилі і припускаючи, що потенціал акустичного поля є $\varphi = \varphi_m e^{int}$, маємо:

$$\frac{\partial^2 \varphi_m}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial \varphi_m}{\partial r} + \frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 \varphi_m}{\partial r^2} + \frac{\partial^2 \varphi_m}{\partial r^2} + k_0^2 \varphi_m = 0, \qquad (2)$$

де r - відстань від поверхні випромінювання до точки спостереження;

$k_0 = \omega/c$.

Припускаємо, що рішення рівняння знаходимо у вигляді:

$$\varphi_m = R(\mathrm{r}) \cos(n\alpha - \alpha_n)\, e^{-j\mu z},$$

де n - будь-яке ціле число;

R - довжина обтічного циліндра.

Тоді отримуємо рівняння:

$$\frac{\partial^2 R(r)}{\partial r^2} + \frac{1}{\mathrm{r}}\frac{\partial R(r)}{\partial r} + \left(k_0^2 - \mu^2 - \frac{n^2}{r^2}\right) R(r) = 0. \quad (3)$$

Даному рівнянню відповідає рішення:

$$R(r) = A_n H_n^{(2)}(kr) + B_n H_n^{(1)}(kr),$$

де $k = \sqrt{k_0^2 - \mu^2}$.

В результаті отримуємо приватне рішення порядку n:

$$\varphi_n = \left[A_n H_n^{(2)}(kr) + B_n H_n^{(1)}(kr)\right] \times \left[A` e^{-j\mu z} + B` e^{j\mu z}\right] \cos(n\alpha - \alpha_n)\, e^{j\mu z}, \quad (4)$$

де $H_n^{(2)}(kr)$, $H_n^{(1)}(kr)$ – функції Ганкеля порядку n, відповідно, другого і першого роду.

Які пов'язані з функціями Бесселя та Неймана рівностями:

$$H_n^{(2)}(kr) = |H_n^{(2)}(kr)| e^{-j\gamma_n(kr)} = I_n(kr) - jN_n(kr);$$

$$H_n^{(1)}(kr) = |H_n^{(1)}(kr)| e^{-j\gamma_n(kr)} = I_n(kr) - jN_n(kr),$$

де $|H_n^{(1,2)}(kr)| = \sqrt{I_n^{(2)}(kr) + H_n^{(2)}(kr)};$

$$\gamma_n(kr) = arctg\ \frac{N_n(kr)}{I_n(kr)}.$$

Таким чином згідно (4):

$$\varphi_m = \varphi_{nm}(\mathrm{r}, \alpha)\varphi_m(z)e^{-jwt}, \quad (5)$$

де *r*, *z* – координати точок.

Звідси:

$$\varphi_{nm}(r, \alpha) = \left[A_n H_n^{(2)}(kr) + B_n H_n^{(1)}(kr)\right] \cos(n\alpha - \alpha_n); \quad (6)$$

$$\varphi_m(z) = A` e^{-j\mu z} + B` e^{j\mu z}. \quad (7)$$

Рішення (5) описує поширення двох зустрічних циліндричних хвиль, причому перший член в (6) виражає розходження хвилі, а другий член – сходження.

Вираз (7) описує дві зустрічні плоскі хвилі, що поширюються відповідно в позитивному і негативному напрямках осі циліндра z. Член з $e^{-j\mu z}$ відноситься до позитивного напрямку, а член з $e^{j\mu z}$ - негативний.

Згідно (4) або (6) φ_n , а також, відповідно, тиск p_n і радіальна коливальна швидкість ξ_{rn} змінюються залежно від α за законом $\cos(n\alpha - \alpha_n)$ с періодом $2\pi/n$, проходячи нулі і екстремуми через кутові інтервали $\Delta\alpha = \pi/n$.

На рисунку 3 показані узлові площини і узлові лінії циліндричних хвиль (*n*=2).

Отже, на поверхні фронту хвилі утворюються паралельно осі циліндра вузлові лінії, а по простору – вузлові площини, що проходять через вузлові лінії і вісь циліндра.

Число вузлових ліній дорівнює 2*n*, число вузлових площин дорівнює *n*. Наприклад, при *n* = 2 число вузлових ліній дорівнює 4, число вузлових площин дорівнює 2, як це показано на «рис. 3». Циліндричну хвилю, що містить n вузлових площин, будемо іменувати хвилею *n*-го порядку.

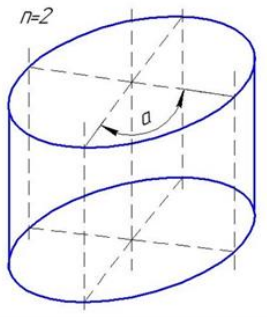


Рисунок 3 - Узлові площини і узлові лінії циліндричних хвиль (n=2)

Розрахунок характеристик циліндричної хвилі за інженерною методикою

Автори розробили спрощену інженерну методику на грунті рівнять з акустичних джерел і полів, що викладена у [13].

Розроблена методика може бути використана для розрахунку рівнів звукового тиску у далекому акустичному полі, коли струмінь з сопла можна апроксимувати випромінювачем циліндричного типу [13].

Для розрахунків використана модель циліндричного випромінювача з малою амплітудою коливань на поверхні.

Рахунки інтенсивності I звукової хвилі проводимо з урахуванням активної складової потужності Wa.

$$I = \frac{W_a}{S}, \quad (8)$$

де S - площа циліндра, що випромінює звук.

Площа циліндра:

$$S = 2\pi rh, \quad (9)$$

де r – радіус циліндру.

Активна складова звукової потужності розраховується за виразом:

$$W_a = W \times \cos\varphi = W \times \frac{k^2 \times R^2}{1 + k^2 \times R^2}, \quad (10)$$

де $k = \frac{2\pi}{\lambda} = \frac{2\pi f}{c}$ – хвильове число.

Визначаємо звуковий тиск p за виразом:

$$p = \sqrt{I \times pc}\,. \quad (11)$$

При цьому враховуємо, що:

$$I = \frac{p^2}{pc}\,. \quad (12)$$

Проведено розрахунки акустичних характеристик для заданої частоти «табл. 2». В останній колонці заповнені вихідні дані [23-25]. Це дозволить порівняти значення заданого рівня звукового тиску в (дБ) з розрахунковим.

Аналіз рівнів шумів від струменя двигуна при старті ракети, якщо струмінь апроксимований пульсуючим циліндром, показав, що рівні мають невисокі з точки зору нормування значення. Виходячи з розрахунків «табл. 2», можна зробити висновок, що рівень звукового тиску струменя у заданій точці А становить 116,2 – 133,7 (дБ).

Таблиця 2 - Розрахунок рівня звукового тиску

f, Гц	k	W_a, Вт	I, Вт/м^2	ρ, Па	ρ, *дБ*	ρ, Па	ρ, дБ	ρ(вих.дан.), дБ
1,5	0,58	0,05*10^{-5}	0,007*10^{-5}	0,005	67,96	27,44*10^{-5}	22,75	132,7
3	1,16	0,13*10^{-5}	0,018*10^{-5}	0,0086	72,67	47,25*10^{-5}	27,47	137,6
25	2,3	0,225*10^{-5}	0,031*10^{-5}	0,0113	75,04	62,02*10^{-5}	29,83	139,1
250	4,6	0,277*10^{-5}	0,039*10^{-5}	0,0127	76,06	69,7*10^{-5}	30,84	136,9
500	9,2	0,294*10^{-5}	0,041*10^{-5}	0,013	76,26	71,35*10^{-5}	31,05	133,7
1000	18,47	0,299*10^{-5}	0,0417*10^{-5}	0,0131	76,32	71,9*10^{-5}	31,11	130,6
2000	36,94	0,2997*10^{-5}	0,0418*10^{-5}	0,0131	76,32	71,9*10^{-5}	31,11	127,0
4000	73,88	0,2999*10^{-5}	0,0419*10^{-5}	0,0132	76,39	72,45*10^{-5}	31,18	122,2
8000	147,76	0,3*10^{-5}	0,042*10^{-5}	0,0132	76,39	72,45*10^{-5}	31,18	116,2

Наукова новизна

Вперше пропонується використати хвильовий параметр для визначення типу акустичного джерела у вигляді пульсуючого циліндру, що являє собою струмінь ракетного двигуна. Це дозволило розробити методику для аналізу фізичної моделі акустичного поля, спираючись на дані стартових характеристик односоплової ракети космічного призначення.

Запропоновано спрощену інженерну методику на ґрунті рівнянь з лінійної акустики, що дозволило провести розрахунки рівнів звукового тиску у далекому акустичному полі.

Висновки

Проведений аналіз наукових робіт, де запропоновані методики розрахунків шумів, що виникають при стартах ракет у перші секунди польоту, на грунті чого обраний предмет досліджень.

Представлений взаємозв'язок характеристик джерел акустичного випромінювання в різні моменти часу старту ракети з характеристиками їх акустичних полів. Це дозволило на стадії ескізного проектування та у подальшій отработці техніки запропонувати активні та пасивні методи гасіння акустичних коливань.

Базуючися на уявленні, що струмінь РУ РКП уявляється пульсуючим циліндром, розроблена методика для розрахунків характеристик акустичного поля. Методика враховує місцезнаходження старту ракети на Землі, рельєф місцевості в місці старту, характер метеорологічних умов згідно технічного завдання КБ «Південне» [25].

У результаті проведених розрахунків показано, що рівень звукового тиску у далекому полі становить 116,2 – 133,7 дБ. Отримані результати про рівні звукового тиску струменя у заданій точці поблизу головного обтікача, рівні не перевищують, що допустимі.

Бібліографічні посилання

1. Батутина Т. Я., Бондарь Д. С., Гринченко В. Т., Олийник В. Н. Полуэмпирическая оценка внешних акустических нагружений в зоне полезной нагрузки при старте / Космическая техника. Ракетное вооружение: научно-технический сборник / ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, 2019. С. 73-76.

2. Сиренко В. Н., Сокол Г. И., Савчук В. Н., Котлов В. Ю., Савчук Т. Л. Моделирование акустического излучения струи ракеты «Циклон-4М» объемным источником: научно-технический сборник «Космическая техника. Ракетное вооружение» / ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, 2019. С. 65-72.

3. Фролов В. П., Сокол Г. И., Котлов В. Ю. Волновой параметр как критерий в основе метода исследования акустических источников при старте ракет: научно-технический журнал «Авиационно-космическая техника и технология» / Харьков, 2018. С. 3-12.

4. Николин С. А., Сокол Г. И., Фролов В. П. Влияние газодинамических процессов на акустическое излучение при взаимодействии реактивной струи с плоской преградой: 7-я международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее» / Днепр, 2019. С.104.

5. Сокол Г. И. Решение задачи об определении характеристик акустических полей двигательных установок на основе представлений Лэмба: научный журнал «Вестник двигателестроения» / Запорожье, 2013. С.63-69.

6. Мироненко О. С., Сокол Г. І. Шум ракетних двигунів під час запуску ракет-носіїв космічного призначення: науково-технічний журнал «Механіка гіроскопічних систем» / Київ, 2017. С. 97-105. (IndexCopernicus).

7. Сокол Г. И., Некрасов В. С., Мироненко Е. С., Хорищенко А. А. Визуализация акустических излучений от двигательной установки ракеты в первые секунды полета: научно-практический журнал «Космическая наука и технология» / Киев, 2019. - № 25 - №4. С. 36-40.

8. Panda J., Mosher R., Porter D. J. Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch a Microphone Phased-Array / NASA / TM-2013-216625, December 2013. P. 1-20.

9. Батутина Т. Я. Обзор результатов экспериментальных исследований по снижению шума струи при старте ракет-носителей путем впрыска воды: збірник доповідей. Матеріали XIV наукових читань «Дніпровська орбіта - 2019» / Дніпро, 2019. С. 140-142.

10. Малюга В. С. Вовк И. В. Расчет турбулентных пульсаций давления в пограничном слое ракеты: тези 7-ї міжнародної науково-практичної конферкнції «Комп'ютерна гідромеханіка» / Київ, 2020. С. 47.

11. Игдалов И. М., Шептун Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д. Ракета как объект управления: ученик / под ред. акад. С. Н. Конюхова, Днепропетровск, 2004. 544с.

12. Гринченко В. Т., Вовк И. В., Маципура В. Т. Волновые задачи акустики: учебное пособие / Национальная академия наук Украины. Институт гидромеханики. Киев, 2009. С. 95-163.

13. Сапожков М. А. Электроакустика: учебник / издательство «Связь», Москва, 1978. С. 272.

14. Тюлин В. Н. Введение в теорию излучения и рассеяния звука: пособие для студентов старших курсов / издательство «Наука», Москва, 1976. С. 253.

15. Ржевкин, С. Н. Курс лекций по теории звука: учебное пособие /Москва, 1960. С. 261.

16. Справочник по технической акустике: справочник / под ред. Хекла М. и Мюллера Х.А. – Л.: Судостроение. 1980. С. 440.

17. Авиационная акустика. А. Г. Мунин, Б. М. Ефимцев, Л. Я. Кудисова и др.; под ред. А. Г. Мунина. – М.: Машиностроение. 1986. С. 264.

18. Загревский Е. О. Расчет акустических характеристик при моделировании струи цилиндрическим излучателем: 7-я международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее» / Днепр, 2019. С. 31.

19. Сокол Г. И. Метод определения вида источников акустического излучения в первые секунды старта ракет космического назначения: системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2018. С. 10-22.

20. Котлов Ю. В., Сокол Г. И. Моделирование акустических характеристик при старте ракеты: 7-я международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее» / Днепр, 2019. С. 35.

21. Котлов В. Ю., Сокол Г. И. Модель и методика расчета акустических излучений двигательной установки в первые секунды полета ракеты космического назначения: XIII Наукові читання «Дніпровська орбіта» / Дніпро, 2018. С. 233-237.

22. Сокол Г. І., Шолудько А. В., Загревский Е. О. Расчет акустического излучения при моделировании струи акустическим цилиндрческим излучателем: European scientific discussions. Abstracts of the 5th International scientific and practical conference. Potere della ragione Editore / Rome, Italy, 2021. Pp. 21-27.

23. Договір № 791 від 31.03. 2017 / Дніпро: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, 2017. С.6

24. Технічне завдання (ТЗ). – ДП КБ «Південне» ім. акад. М.К. Янгеля / 2017. С. 2.

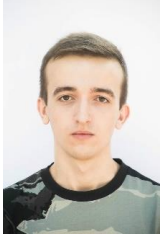
25. Вихідні дані на виконання робіт за темою «Дослідження акустичних джерел випромінювання, їх полів та методів розрахунків їх характеристик при старті РКП» щодо проектування елементів ПУ.11.5895.101. ИД від 12.04.2017 р. С. 23.

Надійшла до редколегії 6.10.2022р.

Відомості про авторів



Сокол Галина Іванівна.
Україна.
Дніпровський національний університет ім. О. Гончара.
Доктор технічних наук.
Професор.
Інтереси: низькочастотні та інфразвукові акустичні поля.



Загревський Єгор Олегович.
Україна.
Дніпровський національний університет ім. О. Гончара.
Аспірант.
Інтереси: акустичні випромінювання циліндричної форми при старті ракет космічного призначення.