

УДК 628.517

0680-021.5+В325

О.І. Запорожець, д-р техн. наук

В.І. Токарев, д-р техн. наук

Г.Г. Голембієвський

ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗРАХУНКОВИХ МОДЕЛЕЙ ВПЛИВУ ЕФЕКТУ ВСТАНОВЛЕННЯ ДВИГУНІВ НА РІВНІ ШУМУ ЛІТАКА

Інститут транспортних технологій НАУ, e-mail: zap@nau.edu.ua

Досліджено ефект встановлення двигунів – екранування, відбивання і рефракції звукових хвиль на елементах планера та силової установки літака.

Вступ

Вплив ефекту встановлення двигунів на рівні шуму літака має те ж значення, що і ефект розповсюдження звуку в атмосферному повітрі, наприклад, ефект земної поверхні. Наслідками ефекту встановлення двигунів можуть бути:

– екранування звукових хвиль крилом і хвостовим оперенням літака на рівні шуму під траєкторією польоту (наприклад, в точках контролю шуму при зльоті або заході на посадку) або фюзеляжем в контрольній точці збоку від злітної смуги;

– зниження рівнів шуму при проходженні звукових хвиль через сусідні струмені вихлопних газів, якщо вони знаходяться на шляху розповсюдження звукових хвиль;

– відбивання звукових хвиль крилом або/і фюзеляжем.

Модель ефекту екранування звуку крилом

Експериментальні дослідження [1; 2] показують, що екранування звукових хвиль крилом може мати значний вплив на зниження шуму, що випромінюється з вхідного і/або вихідного сопел двигуна, для конкретних конфігурацій установки двигуна.

Розроблена модель екранування крилом реалізує теорію дифракції Френеля для напівобмеженого бар'єра, як описано в праці Маєкаві [3], з модифікаціями для врахування властивостей обмеженого бар'єра, яким є крило літака.

Процедура обчислення зниження шуму, яке виникає від екранування крилом звукових хвиль, наведена в роботі [4].

Як початковий крок крило описується в локальній координатній системі з центром системи у вхідного сопла двигуна (рис. 1, точка I).

Потім локальні координати крила перетворюються в координатну систему, сумісну з місцезнаходженням приймача (точки контролю) на поверхні землі, з урахуванням положення літака на траєкторії під час спостереження.

Для визначення точки перетину I (рис. 1) умови перетину описуються рівнянням для лінії $I-O$:

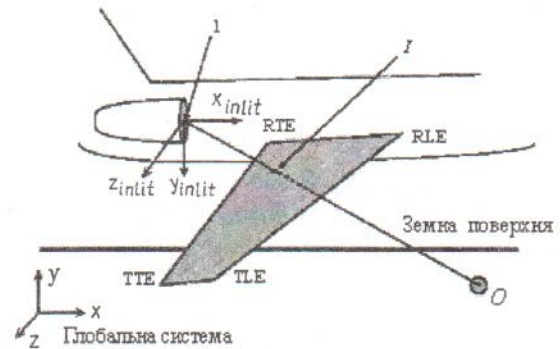


Рис. 1. Розрахункова схема в локальній і глобальній координатних системах для дослідження моделі екранування звукових хвиль крилом

$$\frac{X_1 - X_0}{X_1 - X_0} - \frac{Y_1 - Y_0}{Y_1 - Y_0} = 0;$$

$$\frac{X_1 - X_0}{X_1 - X_0} - \frac{Z_1 - Z_0}{Z_1 - Z_0} = 0$$

і рівнянням у тривимірному просторі для площини крила:

$$\begin{vmatrix} (X_I - X_{RLE}) & (Y_I - Y_{RLE}) & (Z_I - Z_{RLE}) \\ (X_{RTE} - X_{RLE}) & (Y_{RTE} - Y_{RLE}) & (Z_{RTE} - Z_{RLE}) \\ (X_{TLE} - X_{RLE}) & (Y_{TLE} - Y_{RLE}) & (Z_{TLE} - Z_{RLE}) \end{vmatrix} = 0. (1)$$

Точка перетину (точка I) може розміщуватися або не розміщуватися всередині меж поверхні, визначених кромками крила.

Але, якщо точка перетину I була визначена, необхідно вказати точки на кожній кромці крила, які є найближчими до точки I , як це показано на рис. 2.

Кожна з цих точок (W_{LE} , W_{TE} , W_{TIP}) розраховується за допомогою розв'язування системи з трьох рівнянь для трьох невідомих для кожної точки, наприклад, для точки W_{LE} можуть бути знайденими X_{WLE} , Y_{WLE} , Z_{WLE} .

Рівняння одержують за допомогою врахування таких умов.

1. Лінія $I - W$ повинна бути перпендикулярною до кромки крила. Ця умова виконується за допомогою зведення до нуля добутку напрямного вектора лінії $I - W$ і вектора лінії кромки крила, тобто:

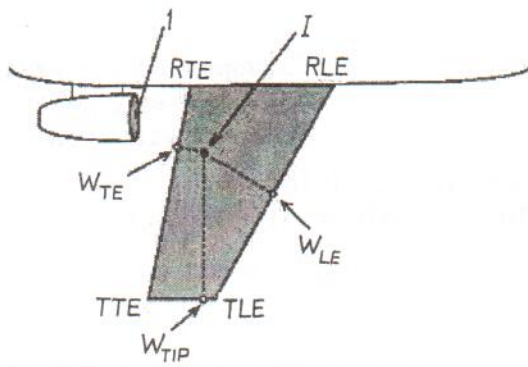


Рис. 2. Точки *W*, які є найближчими до точки *I*, на кожній кромці дифракції

$$(X_I - X_{WLE})(X_{RLE} - X_{TLE}) + (Y_I - Y_{WLE})(Y_{RLE} - Y_{TLE}) + (Z_I - Z_{WLE})(Z_{RLE} - Z_{TLE}) = 0.$$

2. Точка *W* повинна лежати на кромці крила. Ця умова виконується тоді, коли координати точки *W* задовольняють рівняння лінії, що описує кромку крила, наприклад:

$$\frac{X_{WLE} - X_{RLE}}{X_{TLE} - X_{RLE}} - \frac{Y_{WLE} - Y_{RLE}}{Y_{TLE} - Y_{RLE}} = 0;$$

$$\frac{X_{WLE} - X_{RLE}}{X_{TLE} - X_{RLE}} - \frac{Z_{WLE} - Z_{RLE}}{Z_{TLE} - Z_{RLE}} = 0.$$

Якщо точка *I* лежить на поверхні крила, тоді може бути застосована теорія дифракції Френеля для визначення рівня зниження звуку за крилом. Для кожної кромки дифракції повинні бути обчислені три відстані, які показані на рис. 3:

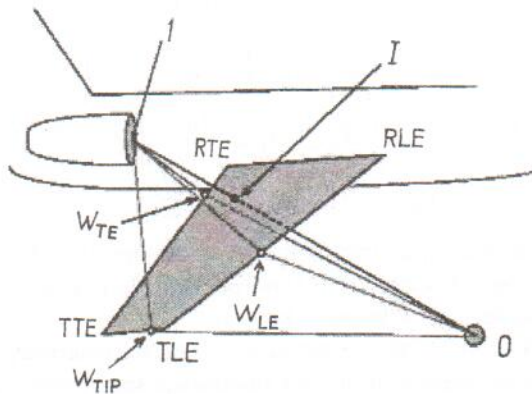


Рис. 3. Характерні відстані для оцінки дифракції звукових хвиль крилом

- довжина шляху від джерела до приймача d_{10} , тобто від точки *I* до точки *O*;
- відстань від точки *I* до найближчої точки на кромці дифракції d_{1W} , тобто до точки *W*;
- відстань від точки *W* на кромці дифракції до місцезнаходження приймача на земній поверхні d_{WO} , тобто до точки *O*.

Різниця δ між довжинами шляху від джерела до приймача може бути обчислена для прямого і дифракційного звукових полів:

$$\delta = (d_{1W} + d_{WO}) - d_{10},$$

де $\delta > 0$, коли точка *I* лежить на поверхні крила;
 $\delta = 0$, коли точка *I* лежить на кромці крила;
 $\delta < 0$, коли точка *I* лежить поза крилом.

Число Френеля *N* визначають за формулою

$$N = 2f_i \frac{\delta}{c},$$

де f_i – частота для кожної 1/3-октавної смуги, Гц;
c – швидкість звуку у вільному потоці.

Рівняння для зниження рівнів звуку для кожної 1/3-октавної смуги мають вигляд:

- для $0 \leq N \leq 100$

$$\Delta L = 5 + 20 \lg \left(\sqrt{2\pi N} / th \sqrt{2\pi N} \right); \tag{2}$$

- для $0,2 \leq N < 0$

$$\Delta L = 5 + 20 \lg \left(\sqrt{2\pi |N|} / th \sqrt{2\pi |N|} \right); \tag{3}$$

- для $N > 0,2$

$$\Delta L = 0. \tag{4}$$

Рівняння (2)–(4) є відомими рішеннями Маєкави [3].

Для $-3 \leq N < 0$ можна запропонувати наближення [5]:

$$\Delta L = 1,1518211 \exp[0,5493061(N+3)] - 1,1468337.$$

Повне зниження A_{TOT} на частоті f_i визначається в результаті об'єднання ефектів дифракції на трьох кромках крила:

$$A_{TOT} = -10 \log \Sigma 10^{-k/10},$$

де $k = LE, TE, TIP$.

Модель ефекту відбивання звуку крилом

Центр локальної координатної системи для моделі відбивання звуку крилом розміщується у вихідного сопла двигуна, як показано на рис. 4.

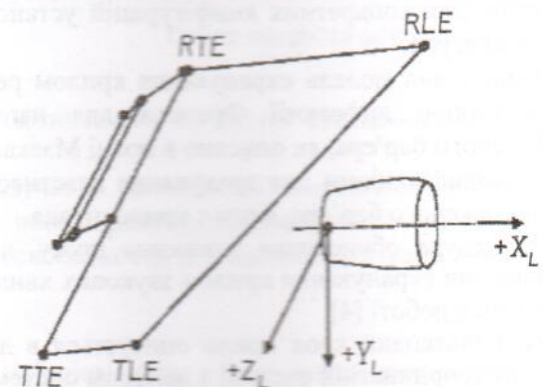


Рис. 4. Геометрія площини відбивання звуку

Саме крило, подібно до моделі екранування, описується в локальній координатній системі з центром у вхідного сопла двигуна (рис. 1, точка *I*) [6]. Потім локальні координати крила перетворюються в глобальну координатну систему, сумісну з місцезнаходженням приймача звуку на поверхні землі.

Площини відбивання звуку, що являють собою систему крило/закрилок, моделюються, як планарні поверхні. Декартові координати визначаються для всіх точок, як показано на рис. 1-3. Хоча достатньо й трьох точок, щоб визначити площину крила, наприклад, R_{LE} , R_{TE} , T_{LE} .

Модель відбивання використовує модель імовірного джерела, точка якого розміщується на нормалі до площини відбивання, еквідистантно з реальним джерелом відносно площини відбивання, але з протилежної сторони від неї.

Точки S (джерело) та IS (імовірне джерело) рівновіддалені від панелі відбивання (рис. 5).

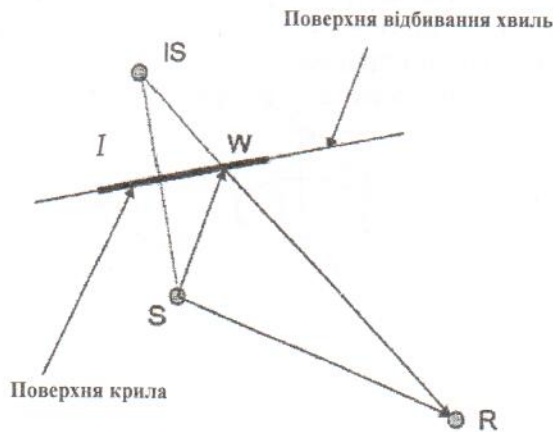


Рис. 5. Розміщення точки W всередині кромки крила

Нормалі між точками S та IS можуть перетинати площину, на якій розміщується крило, будь-де, але для наявності ефекту відбивання необхідно, щоб точка W (точка відбивання) розміщувалася всередині кромки крила.

Координати точки N на лінії, яка є нормальною до поверхні відбивання і перетинає точку джерела звуку S , одержують так:

$$X_N = X_S + \Delta X_N;$$

$$Y_N = Y_S + \Delta Y_N;$$

$$Z_N = Z_S + \Delta Z_N.$$

Координати точки перетину I визначають за допомогою розв'язування системи з трьох рівнянь з трьома невідомими (X_I , Y_I , Z_I). Два з них є рівняннями для лінії $S-N$:

$$\frac{X_I - X_S}{X_N - X_S} - \frac{Y_I - Y_S}{Y_N - Y_S} = 0;$$

$$\frac{X_I - X_S}{X_N - X_S} - \frac{Z_I - Z_S}{Z_N - Z_S} = 0.$$

Третє рівняння є рівнянням для площини крила (1).

На наступному кроці можуть бути обчислені компоненти вектора між джерелом S і точкою перетину I :

$$\Delta X_I = X_I - X_S;$$

$$\Delta Y_I = Y_I - Y_S;$$

$$\Delta Z_I = Z_I - Z_S.$$

Імовірне джерело IS може бути розміщеним на нормалі до поверхні відбивання за допомогою додавання зазначених компонентів вектора (ΔX_I , ΔY_I , ΔZ_I) до координат точки I :

$$X_{IS} = X_I + \Delta X_I;$$

$$Y_{IS} = Y_I + \Delta Y_I;$$

$$Z_{IS} = Z_I + \Delta Z_I.$$

Орієнтація ймовірного джерела відносно приймача змінюється на кожному інтервалі обчислення для кожного положення літака під час польоту.

Координати точки перетину W , якщо відбивання відбудеться, визначають за допомогою розв'язування набору трьох рівнянь з трьома невідомими (рис. 5).

Два з рівнянь записуються для лінії $IS-R$:

$$\frac{X_W - X_R}{X_{IS} - X_R} - \frac{Y_W - Y_R}{Y_{IS} - Y_R} = 0;$$

$$\frac{X_W - X_R}{X_{IS} - X_R} - \frac{Z_W - Z_R}{Z_{IS} - Z_R} = 0.$$

Третє рівняння є рівнянням для площини відбивання (1) та точки W (X_W , Y_W , Z_W).

Щоб з'ясувати, чи знаходиться точка відбивання W всередині кромки площини крила, необхідно знайти точки на кожній кромці крила, які є найближчими до точки W , і порівняти їх координати з точкою W . Кожну з цих точок (W_{LE} , W_{TE} , W_{TIP}) розраховують за допомогою розв'язування системи з трьох рівнянь.

Рівняння одержують подібно до процедури в моделі дифракції звуку крилом, наприклад, для передньої кромки:

$$(X_W - X_{WLE})(X_{RLE} - X_{TLE}) + (Y_W - Y_{WLE})(Y_{RLE} - Y_{TLE}) + (Z_W - Z_{WLE})(Z_{RLE} - Z_{TLE}) = 0.$$

Якщо точка W_{LE} лежить на кромці крила, її координати повинні задовольняти рівняння лінії кромки крила, наприклад:

$$\frac{X_{WLE} - X_{RLE}}{X_{TLE} - X_{RLE}} - \frac{Y_{WLE} - Y_{RLE}}{Y_{TLE} - Y_{RLE}} = 0;$$

$$\frac{X_{WLE} - X_{RLE}}{X_{TLE} - X_{RLE}} - \frac{Z_{WLE} - Z_{RLE}}{Z_{TLE} - Z_{RLE}} = 0.$$

Координати точки відбивання W необхідно випробувати відносно координат трьох найближчих точок на кромках, щоб з'ясувати, що вона дійсно розміщується на крилі або на поверхні закрилків, якщо вони розглядаються. Якщо точка W розміщується зовні кромки крила, відбивання звуку не відбувається.

Якщо відбивання відбулося для окремої панелі крила, повинна бути визначена довжина шляху відбитого променя.

Довжина шляху є об'єднаною відстанню від джерела до точки відбивання $S-W$ і від точки відбивання до приймача $W-R$, як показано на рис. 6.

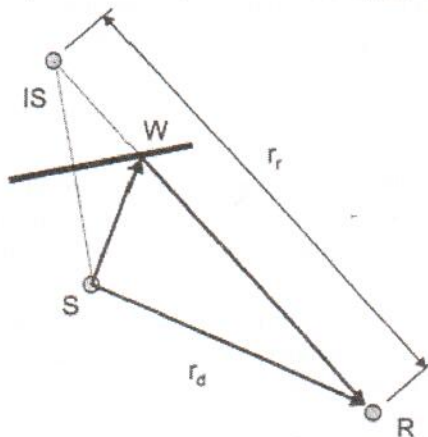


Рис. 6. Довжина відбитого променя як сума відстаней між приймачем R і ймовірним джерелом IS

Довжина відбитого променя може бути обчислена як

$$d = \sqrt{(\Delta X_r)^2 + (\Delta Y_r)^2 + (\Delta Z_r)^2},$$

де:

$$\Delta X_r = X_{IS} - X_R;$$

$$\Delta Y_r = Y_{IS} - Y_R;$$

$$\Delta Z_r = Z_{IS} - Z_R.$$

Для одержання рівня звуку в приймачі рівень звуку відбитого променя необхідно оцінити з урахуванням тих самих ефектів розповсюдження, що і для променя, випромінюваного джерелом, тобто з урахуванням атмосферного поглинання, сферичного розповсюдження і відбивання хвиль поверхнею землі.

Після того, як відповідні рівні звуку SPL кожного з відбитих променів будуть обчислені, вони повинні бути об'єднані з рівнем звуку прямого променя для того, щоб одержати повний SPL у приймачі.

Для кожної 1/3-октавної частотної смуги k рівняння складання дій всіх відбитих променів має вигляд:

$$SPL_{k,REF,TOT} = 10 \lg \sum_{IPANEL=1}^{NPANEL} 10^{SPL_{k,IPANEL}/10}.$$

Повний внесок від відбитих променів потім об'єднується з прямим променем, щоб дати повний SPL у приймачі.

Для кожної 1/3-октавної смуги повний SPL задається як

$$SPL_{k,TOT} = 10 \lg [10^{SPL_{k,DIR}/10} + 10^{SPL_{k,REF,TOT}/10}].$$

Екранування звуку фізеляжем

Для визначення екранування звуку фізеляжем розглядається довгий жорсткий циліндр з радіусом a , точка $M(r, \varphi, z)$ є приймачем (рис. 7) [7]. Тиск звукової хвилі на певній віддалі R від циліндра задають за допомогою рівняння ($kR \gg 1$):

$$p(R, \varphi, \beta) = \frac{Q \rho_0 c}{2\pi^2 a \cos \beta} \frac{\exp[ik(R - z_0 \sin \beta)]}{R} \times \sum_{n=0}^{\infty} \varepsilon_n (-i)^n \frac{[\cos n(\varphi - \varphi_1) + \cos n(\varphi - \varphi_2)]}{H_n^{(1)}(ka \cos \beta)}, \quad (5)$$

де β, φ – кути, які показані на рис. 7; Q – звукова потужність джерела; $\rho_0 c$ – звуковий імпеданс повітря; φ_1, φ_2 – кути, які визначають положення джерела і приймача відповідно; $H_n^{(1)}$ – похідна функції Ханкеля 1-го порядку.

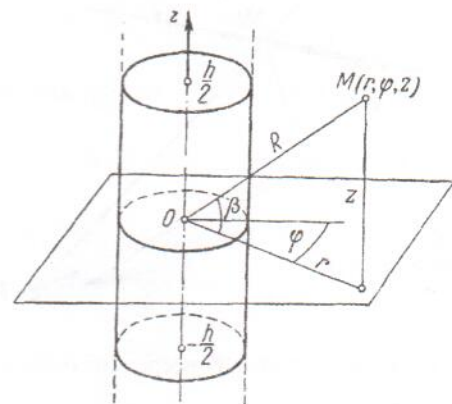


Рис. 8. Схема екранування фізеляжу в циліндричних координатах

У функції направленості ефекту відбивання

$$R(\varphi) = \left| \frac{p_0(\varphi)}{p_0(\varphi_1)} \right|, \quad (6)$$

де для джерела, розташованого на протилежному боці від точки приймача, кути $\varphi_1=0$ і $\varphi_2=180^\circ$.

Вирази (5), (6) передбачають залежність функції направленості від частоти звуку, відстані до точки розміщення приймача (передусім, для найкоротшої відстані і для максимального випромінювання звуку струменем двигуна відповідно $\beta=0, \beta=60^\circ$) і радіуса циліндра a , тому ці параметри були проаналізовані численно.

Якщо кут β збільшується, ефект зменшується через те, що зменшується звукова тінь від циліндра (це зрозуміло також з фізичної точки зору).

Розрахунки для випадку $a=2$ м і змінної величини β показані на рис. 8.

Для більших значень кутів φ ефект тіні циліндра також більший.

Характер залежності ефекту екранування від радіуса циліндра показаний на рис. 9.

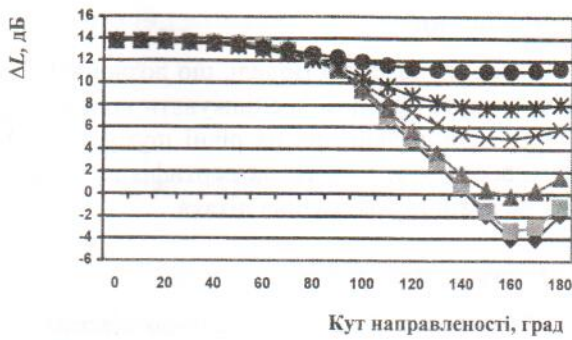


Рис. 8. Зниження рівня звуку *OASPL* завдяки екрануванню циліндром залежно від кута β ($a=2$ м):
 ◆ $-\beta = 0^\circ$; ■ $-\beta = 30^\circ$; ▲ $-\beta = 60^\circ$; ✕ $-\beta = 80^\circ$; * $-\beta = 85^\circ$; ● $-\beta = 89^\circ$

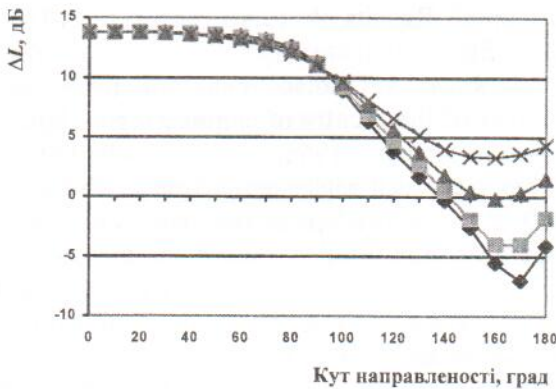


Рис. 9. Зниження рівня звуку *OASPL* завдяки екрануванню циліндром залежно від радіуса a ($\beta=0$):
 ◆ $-a=3$; ■ $-a=2$; ▲ $-a=1$;
 ✕ $-a=0,5$

Розповсюдження звукових хвиль в однорідному потоці

У деяких задачах струмені двигунів можуть розглядатися як однорідні потоки. Одним із можливих практичних застосувань цих моделей є рефракція шуму потоком газу високої температури, який є паралельним до осі струменя, що випромінює шум.

Розглянемо відбивання плоскої хвилі однорідним потоком, який розміщується між площинами $z = 0$ і $z = d$ (рис. 10).

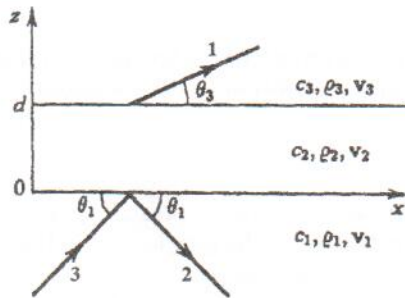


Рис. 10. Розповсюдження плоскої хвилі через однорідний потік:
 1 – передана хвиля; 2 – відбита хвиля; 3 – падаюча хвиля

Для $0 < z < d$, значення c , ρ і v позначаються c_2 , ρ і v_2 .

Вертикальні компоненти вектора v_i , де $i = 1, 2, 3$, дорівнюють нулю.

Вважаємо, що швидкість v у середовищі від $z = 0$ до $z = d$ змінюється по кроках, хоча в дійсності, оскільки рух в потоці нестійкий, швидкість v змінюється монотонно в шарі товщиною d .

Якщо довжина звукової хвилі $\lambda \gg d$, можна припустити $d = 0$.

Для випадкової хвилі в xz -площині, допускаємо, що її хвильовий вектор дорівнює $\mathbf{k}_1 = (\mathbf{a}, q_1)$.

Зважаючи на те, що $\mathbf{a} = \text{const}$, для відбитої хвилі хвильовий вектор $\mathbf{k}_1' = (\mathbf{a}, q_1)$, для хвиль у шарі хвильові вектори $\mathbf{k}_2 = (\mathbf{a}, q_2)$ та $\mathbf{k}'_2 = (\mathbf{a}, -q_2)$ і для хвилі, яка передається через шар, хвильовий вектор $\mathbf{k}_3 = (\mathbf{a}, q_2)$. Усі вони лежать у xz -площині.

Кути між векторами \mathbf{k}_i і горизонтальною площиною позначимо як θ_i , тоді хвильове дисперсійне рівняння може бути подано у вигляді [8]

$$\frac{c_i}{\cos \theta_i} + \mathbf{e} \cdot \mathbf{v}_i = \frac{\omega}{\alpha},$$

де $\mathbf{e} = \mathbf{a}/a$; α – кут між вектором \mathbf{R} і \mathbf{v} .

Коефіцієнт передачі звукової хвилі через потік може бути виражений у вигляді:

$$W = \frac{4Z_2 Z_3}{(Z_2 - Z_1)(Z_3 - Z_2) \exp(iq_2 d) + (Z_2 + Z_1)(Z_3 + Z_2) \exp(-iq_2 d)}, \quad (7)$$

де Z_i – звуковий імпеданс середовища в потоці; $q_2 = \text{atg } \theta_2$.

Рівняння (7) указує, що залежність коефіцієнта передачі W від товщини шару d і вертикального хвильового числа $q_2 = \text{atg } \theta_2$ має коливальний характер.

Якщо $v_1 \neq 0$, $v_3 \neq 0$, то

$$Z = \frac{\rho c}{\sin \theta (1 + \cos \theta e v / c)}$$

Для простого випадку, без залежності імпедансу від частоти, розглядувана проблема спрощується до відбивання плоскої хвилі поверхнями потоку, тобто

$$W = 4 Z_2 Z_3 / [(Z_3 + Z_2) (Z_2 + Z_1)], \quad (8)$$

де $Z_i = \frac{\rho_i c_i}{\sin \theta_i}$ для $v_1 = v_2 = 0$.

Частотна залежність ефекту рефракції (7), який утворюється струменями двигунів, що працюють на режимі зниження перед посадкою, може бути порівняна з отриманим значенням за класичною формулою (8) $W_{\text{trans}} = 0,85$ (рис. 11).

Усереднене значення вздовж частотних смуг близьке до результату за формулою (8).

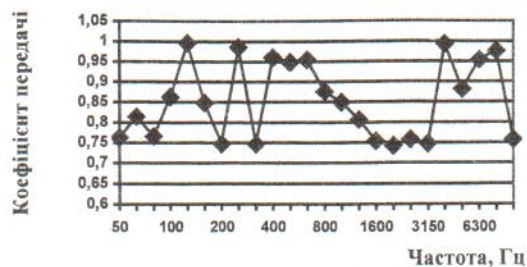


Рис. 11. Коефіцієнт передачі звуку для струменя двигуна на режимі зниження літака перед посадкою

Така залежність від коефіцієнта передачі може виникнути при ефекті відбивання звуку, якщо відбитий промінь перетинає струмінь вихлопних газів (рис. 12).

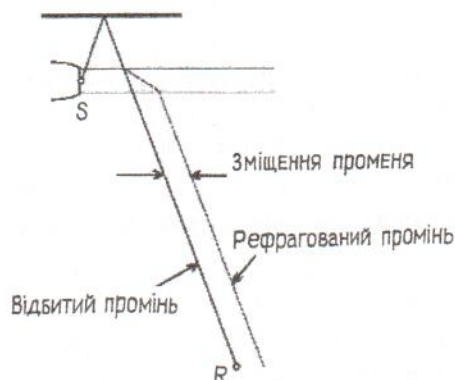


Рис. 12. Відбитий промінь, що зазнає рефракції

Приклад спектральної залежності ефекту відбивання з урахуванням рефракції звукових хвиль показано на рис. 13.

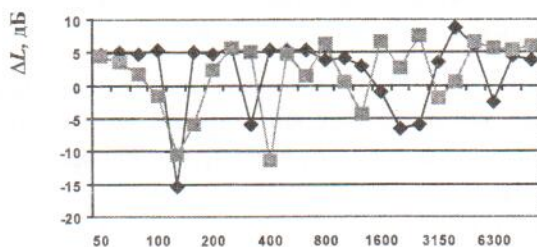


Рис. 13. Ефект відбивання, зкоригований ефектом рефракції:

■ – однорідна атмосфера; ◆ – розповсюдження через струмінь

Висновки

У роботі наведені моделі, що дозволяють розрахунковим методом досліджувати вплив ефекту встановлення двигунів на рівні шуму літаків на місцевості, у т. ч. в трьох сертифікаційних точках на етапі проектування літака.

Список літератури

1. Ollerhead J. CAEP progress on aircraft noise contour modelling // Improved tools for aircraft noise and airport impact assessment, X-NOISE Workshop, 1999. – P. 10.
2. Hellstrom G. Noise shielding aircraft configurations. A comparison between predicted and experimental Results // ICAS Paper. – 1974. – №. 74–58.
3. Maekawa Z. Noise reduction by screens. memoirs of the faculty of engineering. – Japan. – Kobe University. – 1966. – Vol. 12. – P. 472–479.
4. Lieber L. Small engine technology (SET)-Task 13. ANOPP noise prediction for small engines. Jet noise prediction module. Wing shielding module and system studies results // NASA/CR-2000-209706, AlliedSignal Engines and Systems, Phoenix. – Arizona, 2000. – P. 64.
5. Zaporozhets O.I., Tokarev V.I., Shylo V.F. Influence of impedance characteristics of the reflecting surfaces on reduction of aviation noise by screens // Proc. of 4-th Intern. Congr. on Sound and Vibration. – St. Petersburg. – 1996. – Vol. 2. – P. 1135–1140.
6. Lieber L., Brown D. Small engine technology (SET)-Task 23. ANOPP noise prediction for small engines. Wing reflection code // NASA/CR-2000-210630, AlliedSignal Engines and Systems, Phoenix. – Arizona, 2000. – P. 132.
7. Шендеров Е.Л. Волновые проблемы подводной акустики. – Л.: Судостроение, 1972. – 180 с.
8. Ostashev, V.E. Acoustics in moving inhomogeneous media // E& FN SPON, London, 1997. – 340 p.

Стаття надійшла до редакції 10.03.04.

А.И. Запорожец, В.И. Токарев, Г.Г. Голембиевский

Исследование расчетных моделей влияния эффекта установки двигателей на уровни шума самолета

Исследован эффект установки двигателей – экранирования, отражения и рефракции звуковых волн на элементах планера и силовой установки самолета.

O.I. Zaporozhets, V.I. Tokarev, G.G. Golembievskiy

Investigation of calculation models of the engine installation effects on aircraft noise levels

The engine installation effects on aircraft noise levels are investigated in the article – shielding, reflecting and refraction of the sound waves on the elements of the aircraft frame and engines.