

УДК 629.7.01: 533.6

О.І. Запорожець

## РОЗРОБКА МОДЕЛЕЙ АЛЬТЕРНАТИВНИХ МЕТОДІВ СЕРТИФІКАЦІЙНИХ ІСПИТІВ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА ШУМОМ

*Доведена можливість використання розроблених акустичних моделей літаків та обґрунтування еквівалентних методів сертифікації літаків за шумом у відповідності з вимогами ІСАО. Результати доведення подані шляхом порівняння розрахункових даних з результатами сертифікаційних випробувань літака Іл-86. Метод показав достатню ефективність як для модифікації типу літака, так і для модифікації типу двигуна.*

Метою сертифікації повітряних суден (ПС) за шумом є доведення відповідності вимогам існуючих стандартів. Введення в експлуатацію авіаційної техніки, сертифікованої на відповідність поточних нормативів [1-3], є обов'язковою умовою успішного регулювання проблеми охорони навколишнього середовища на околицях аеропортів цивільної авіації. Процедури сертифікації та оцінки ефективності впровадження нової, сертифікованої авіаційної техніки можуть бути удосконалені з використанням розроблених моделей і методів [4,5]. Серед задач, для рішення яких розроблені моделі є найбільш підходящими, відносяться:

- розробка і обґрунтування еквівалентних методів сертифікації ПС за шумом [6];
- приведення результатів сертифікації ПС і авіаційних двигунів до умов експлуатації в районі досліджуваного аеропорту, їх використання для оцінки впливу на навколишнє середовище (НС);
- оцінка ефективності впровадження нової авіаційної техніки на стан НС в районі досліджуваного аеропорту або в цілому по регіону (по країні).

Зазначені вище нормативні документи вміщують методики іспитів типів ПС на відповідність вимогам стандартів. Однак, крім того, існуючі технічні керівництва ІСАО [6] визначають еквівалентні методики доведення відповідності характеристик шуму ПС вимогам стандартів. Еквівалентні методики використовуються для доведення відповідності наступних модифікацій типу ПС, якщо сертифікаційні іспити базового ПС даного типу були проведені у повному обсязі і повністю визначені акустичні характеристики ПС - не тільки сертифікаційні значення шуму в точках контролю, але й дані залежностей типу "шум-режим-відстань" (ШРВ-залежностей) для усього діапазону експлуатаційних режимів і відстаней. В табл. 1 наведені переліки можливих модифікацій ПС, які обумовлюють необхідність проведення сертифікації за шумом, що допускають використання еквівалентних методик.

У відповідності до існуючих вимог при виконанні сертифікаційних іспитів необхідно провести достатню кількість вимірів шуму для побудови ШРВ-залежностей в заданому діапазоні відстаней, а потім отримана область змінення ШРВ-залежностей може бути розширена шляхом розрахунків [6, п. 2.1.2.2.1]. Узагальнені дані ШРВ-залежностей використовуються для сертифікації ПС, що пройшло іспити. Задача розширення області виміряних значень ШРВ-залежностей може бути вирішена з максимальною точністю з використанням розроблених моделей і методів за таким алгоритмом (у дужках указані назви розроблених програмних комплексів рішення задачі):

- 1) обчислення значень кута максимального випромінення шуму літаком під час руху по траєкторії при іспитах (ТЕТАМАХ);

Таблиця 1

Модифікації типу ПС (або авіадвигуна) і еквівалентні методики сертифікації

Методика сертифікації	Змінення у типі ПС (або авіадвигуна)
Імітація відрізків траєкторій польоту	Обладнання двигунів засобами зниження шуму Модифікація окремих компонентів двигунів (вентилятора, компресора, турбіни та ін.)
Статичні іспити авіаційних двигунів	Змінення компонентів двигуна Нові гондоли двигуна Нова акустична обробка двигуна або гондоли Новий двигун однакової технології і однакових характеристик джерел шуму
Іспити окремих компонентів	Нові компоненти двигуна Нова акустична обробка двигуна або гондоли
Аналітичні методики	Змінення експлуатаційних характеристик ПС (злітної маси, положень закрилків, фюзеляжа та ін.) Невеликі змінення у двигуні Незначні змінення в тязі двигуна Невеликі змінення в гондолах двигуна

2) розрахунок спектральних характеристик основних акустичних джерел ПС, що утворюють акустичне поле даного типу ПС, за допомогою розроблених моделей основних джерел шуму (BELTASS);

3) рішення задачі ідентифікації акустичної моделі ПС - розрахунок спектральних значень передаточної функції для моделі, що розроблюється, і оцінок відповідності моделі (TRANSFER); розрахунок оцінок достовірності отриманих результатів (оцінок  $\chi^2$  і сум квадратів помилок моделі (TRANSCHI));

4) визначення даних ШРВ-залежностей для усього діапазону відстаней і режимів роботи двигуна для досліджуваного типу ПС (RADIUS).

Доведення можливості використання розроблених підходів і алгоритмів для рішення задач сертифікації ПС за шумом виконано на прикладі аналізу характеристик шуму ПС Іл-86, побудови його акустичної моделі за даними льотних іспитів даного типу ПС, за даними наземних стендових іспитів авіаційних двигунів НК-86, оцінки його ШРВ-залежностей, використання ШРВ-залежностей для цілей сертифікації. Двигуни НК-86 є двоконтурними турбореактивними двигунами (ТРДД) із зміщенням газових потоків обох контурів перед вихлопним соплом і з низьким ступенем двоконтурності ( $m \approx 1,3$  на розрахунковому режимі роботи двигуна). Відповідно переважаючим джерелом шуму під траєкторією зліту і набирання висоти літака Іл-86 є струмись вихлопних газів, під траєкторією зниження ПС перед посадкою - вентилятор і струмись вихлопних газів. Спектри шуму Іл-86 під траєкторією горизонтального польоту на різних висотах над точкою контролю (рис.1) і результати попередньої розрахункової оцінки (рис. 2, розрахунок за програмою BELTASS при нульових значеннях передаточної функції) для даного режиму польоту ПС в момент спостереження максимального рівня шуму  $P_{NL T_{max}}$ , що сприймається, підтверджують результати аналізу - спектральні рівні звукового тиску (РЗТ) шуму струменя більш ніж на 10 дБ перевищують РЗТ шуму інших характерних акустичних джерел авіаційних ТРДД. Для оцінки спектрів РЗТ шуму враховувались також явища послаблення  $\Delta L_R$  і поглинання шуму  $\Delta L_{ATM}$  в атмосферному повітрі, а також інтерференції звукових хвиль  $\Delta L_{INT}$  в точці розміщення мікрофону вимірювальної системи шуму (рис.3, для висоти польоту ПС 300м і кута направленості  $\Theta_{max}$  випромінювання шуму

136,6°, що відповідає  $PNLT_{max}$ ). Значення кутів  $\Theta_{max}$  визначені за допомогою програми ТЕТМАХ для всіх варіантів аналізу шуму досліджуваного ПС.

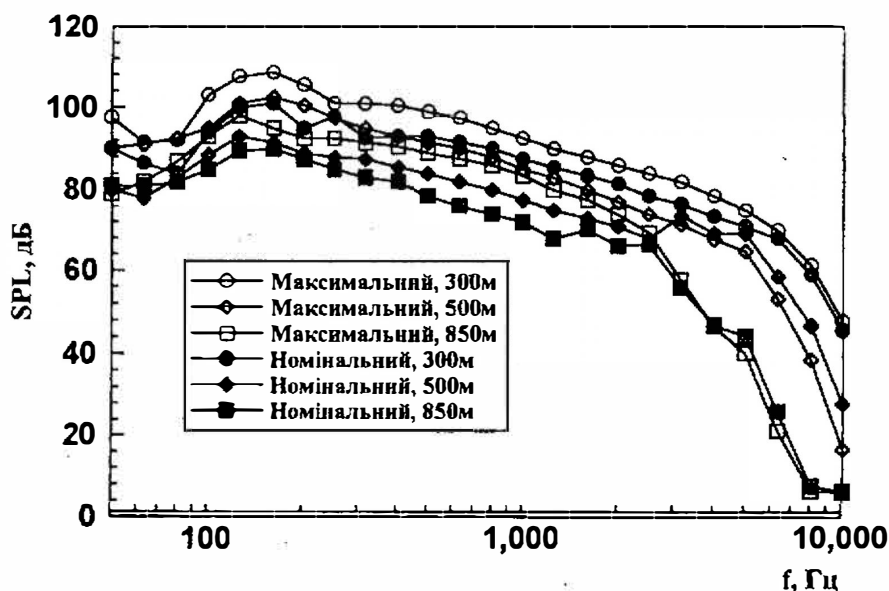


Рис. 1. Вимірні спектри шуму ПС Іл-86 на різних висотах над контрольною точкою (спектри відповідають моменту  $PNLT_{max}$ )

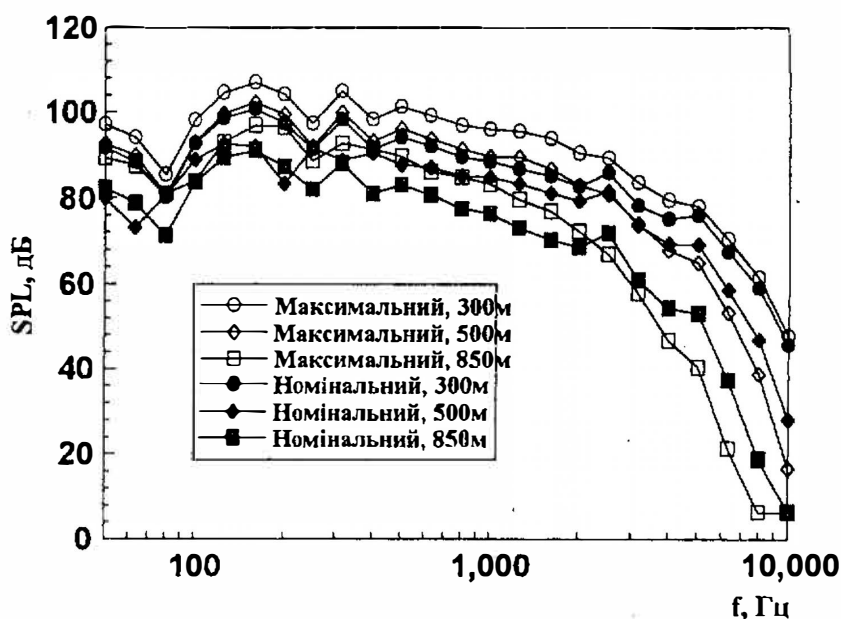


Рис. 2. Розраховані спектри шуму ПС Іл-86 на різних висотах прольоту над контрольною точкою (спектри відповідають умовам вимірювання шуму, результати яких показані на рис. 1)

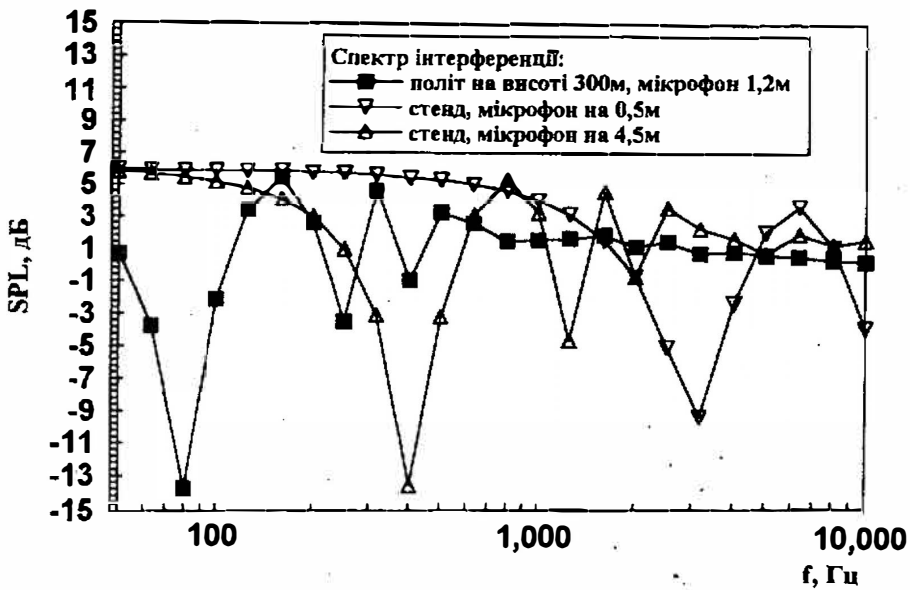


Рис. 3. Розраховані спектри інтерференції звукових хвиль для варіантів ідентифікації акустичної моделі ПС Іл-86, що розглядаються

Проведені дослідження результатів рішення задачі ідентифікації акустичної моделі ПС Іл-86 (ідентифікація передаточної функції  $\Delta SPL_n$ ) з метою аналізу і оптимального вибору необхідного набору даних вимірів характеристик РЗТ шуму. Результати показують, що ідентифікація передаточної функції для кожного режиму роботи двигунів (на різних висотах польоту ПС) обумовлює мінімальне значення суми квадратів помилок (табл. 2). Результати ідентифікації для режимів роботи двигунів - максимального й номінального - показані на рис. 4.

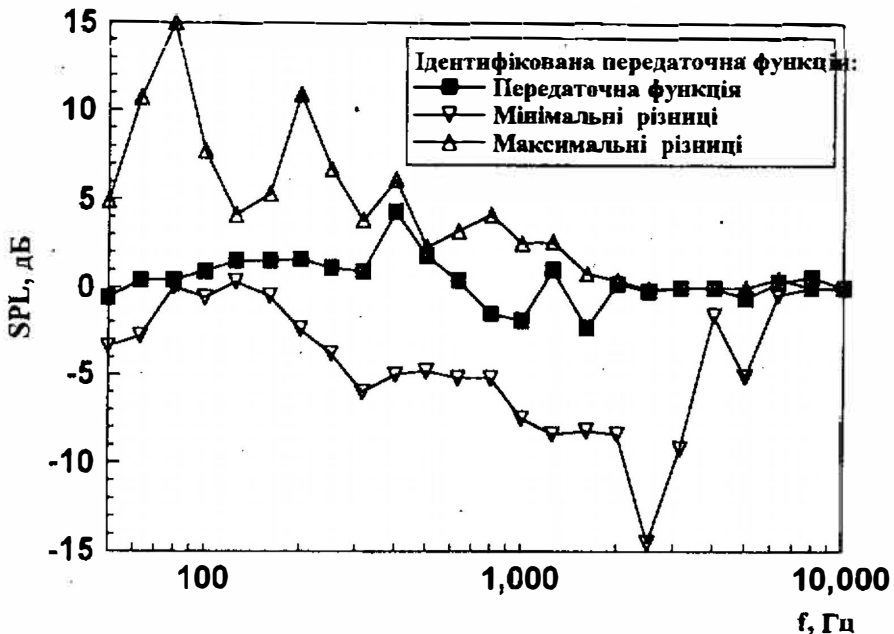


Рис. 4. Ідентифікована передаточна функція акустичної моделі ПС Іл-86 за результатами польотних вимірювань

Ідентифікована акустична модель ПС використана для розрахунку рівнів шуму EPNL в контрольній точці для різних висот польоту. Результати розрахунку зведені в табл.3, 4 для порівняння з результатами льотних акустичних іспитів.

Таблиця 2

Результати ідентифікації передаточної функції акустичної моделі Іл-86  
на номінальному режимі роботи двигунів

Характер рішення задачі ідентифікації	Питома сума квадратів помилок на один варіант аналізу, М/Н
Для всіх варіантів за режимами і висотами польоту, що розглядаються	299,8
Для варіантів за висотами польоту	226,8
Для варіантів по режимах роботи двигунів	191,4
Без урахування передаточної функції	474,7

Таблиця 3

Значення рівнів EPNL в залежності від висоти польоту Іл-86  
для максимального режиму роботи двигунів

Висота польоту, м	Розраховані значення, EPNдБ	Розраховані значення для нульової передаточної функції, EPNдБ	Виміряні значення, EPNдБ
100.0	124.8	120.5	
300.0	115.4	111.9	115.0
400.0	113.2	110.2	113.0
500.0	111.6	108.8	111.0
600.0	110.4	107.9	109.8
700.0	109.2	106.7	109.0
800.0	108.3	105.9	108.4
900.0	107.6	105.2	107.8
1000.0	106.9	104.5	

Таблиця 4

Значення рівнів EPNL в залежності від висоти польоту  
Іл-86 для номінального режиму роботи двигунів

Висота польоту, м	Розраховані значення, EPNдБ	Виміряні значення, EPNдБ	Виміряні значення для номінального режиму 0,9, EPNдБ
100.0	118.7		
300.0	107.7	108.0	107.6
400.0	105.7	106.2	105.7
500.0	104.2	104.5	104.2
600.0	103.0	103.4	102.9
700.0	101.9	102.3	102.0
800.0	100.9	101.3	101.4
900.0	100.1	100.6	101.0
1000.0	99.3		

Розраховані результати EPNL відрізняються від вимірних не більше ніж на 0,5 EPNдБ для ідентифікованої акустичної моделі Іл-86, в той час як для моделі поелементного внеску основних джерел шуму відповідні результати відрізняються на 2-5 EPNдБ.

Діапазон значень висот польоту 300-900 м, що використовується в процесі льотних іспитів, є недостатнім для побудови залежностей радіусів шуму (або ШРВ-залежностей). Рекомендований діапазон значень відстаней обмежується величинами 80-8000 м [6]. У відповідності із згаданими рекомендаціями для діапазону відстаней, що знаходяться вище верхньої границі висот, які використовуються при вимірах ( $H=800-900$  м), значення рівнів шуму визначаються в залежності від значень РЗТ шуму для  $H=800$  м методом екстраполяції з урахуванням послаблення шуму з відстанню від джерела  $\Delta L_R$  і поглинання шуму в атмосферному повітрі  $\Delta L_{ATM}$ . Наприклад, для рівня експозиції звуку  $L_{AE}$  за шкалою корекції "А":

$$L_{AE} = L_{AMAX} + (L_{AEN} - L_{AMAXH}) + 7.5 \lg(d/800), \quad (1)$$

де  $d$  - найменша відстань від точки контролю шуму до траєкторії польоту (приблизно дорівнює висоті польоту  $H$ , рівні звуку з індексом "Н" відповідають вимірним значенням при іспитах);  $L_{AMAX}$  - екстрапольовані значення на відстані  $d$ :

$$L_{AMAX} = 10 \lg(\sum 10^{(L_j - dL_a)/10}), \quad L_j = L_{jH} - \Delta L_R - \Delta L_{ATM}. \quad (2)$$

В табл. 5 наведена і на рис. 5 показана екстрапольована залежність  $EPNL=f(R)$  відповідно до формули (1) у порівнянні із залежностями, розрахованими за розробленим алгоритмом за допомогою програми RADIUS\_N для екстрапольованого за формулою (2) спектра шуму і за допомогою програми RADIUS для ідентифікованої акустичної моделі літака Іл-86 (для умов відбитих звукових хвиль від трав'яного покриття підстеляючої поверхні).

Таблиця 5

Результати екстраполяції залежності  $EPNL=f(R)$  для ПС Іл-86

Висота польоту, м	Екстраполяція рівнів шуму за даними вимірювань	Екстраполяція рівнів шуму за формулою (1)	Відбиваюча поверхня, вкрита травою
100.0			124.8
300.0	115.7	116.4	115.4
500.0	111.6	112.3	111.6
700.0	108.0	108.0	109.2
1000.0	105.6	105.6	106.9
1500.0	101.7	100.9	104.2
2000.0	99.0	98.3	102.3
2500.0	96.9	96.0	100.5
3000.0	94.9	94.1	99.0
4000.0	91.2	90.2	95.5

Екстрапольовані дані не враховують вплив "поперечного поглинання шуму" і значно відрізняються від результатів розрахунку за розробленим алгоритмом, особливо із збільшенням відстані до контрольної точки. Результати вказують також на необхідність аналізу впливу типу підстельної поверхні на залежності радіусів шуму. Розраховані залежності для ідентифікованої акустичної моделі літака Іл-86 наведені в табл. 6.

Аналіз даних, наведених в табл. 6, показує, що врахування типу підстеляючої поверхні має суттєве значення, в тому числі і для результатів сертифікації ПС за шумом. Приведення результатів вимірювання шуму до нормалізованих умов (для параметрів траєкторії руху ПС відносно точки контролю, відповідно для послаблення звуку і для параметрів поглинання звуку в атмосферному повітрі [1-3]), необхідно виконувати також з урахуванням нормалізації параметрів поперечного поглинання шуму.

## EPNL, EPNдБ

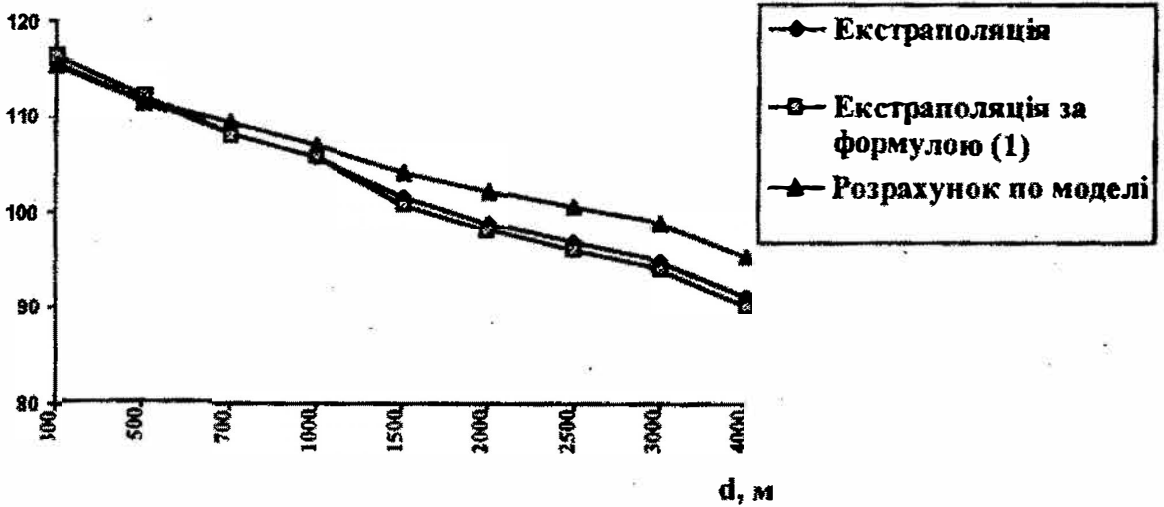


Рис. 5. Порівняння залежностей радіусу шуму, отриманих для різних моделей шуму ПС Іл-86

Розроблений алгоритм оцінки сертифікаційного значення рівня шуму в контрольній точці з використанням розрахованих залежностей радіусів шуму (показаний на прикладі контрольної точки під траєкторією набирання висоти). Для визначення значення рівня шуму в контрольній точці необхідно визначити режим роботи двигуна, що відповідає вимогам забезпечення мінімально припустимого кута нахилу траєкторії, і відстань від контрольної точки до траєкторії набирання висоти  $d$ . У відповідності з даними льотних іспитів ПС Іл-86 максимально припустиме дроселювання двигунів для максимальної ваги літака 210 т і припустимого градієнту набирання висоти 4 % відповідає відносним обертянням ротора компресора високого тиску 87,5 % (режим роботи двигунів - 0,9 номінального). Значення ШРВ-залежності для даного режиму наведені в табл. 5. Відстань  $d$  визначено за даними льотних іспитів, яка дорівнює 300 м. Таким чином, рівень шуму в контрольній точці дорівнює 107,6 EPNдБ, при сертифікаційних іспитах ПС Іл-86 для даної контрольної точки одержали  $107,4 \pm 0,6$  EPNдБ, що підтверджує припущення про можливість використання ШРВ-залежностей для оцінки рівнів шуму у відповідності з вимогами сертифікації [6].

Таблиця 6

Розраховані залежності  $EPNL=f(R)$  для ідентифікованої акустичної моделі ПС Іл-86

Висота польоту, м	Поперечне поглинання не враховується	Відбиваюча поверхня, вкрита травою	Відбиваюча поверхня, вкрита снігом	Грунтова відбиваюча поверхня
100.0	120.5	124.8	120.7	125.4
300.0	111.9	115.4	108.7	116.3
500.0	108.8	111.6	105.3	112.7
700.0	106.7	109.2	103.0	110.5
1000.0	104.5	106.9	100.8	108.0
1500.0	101.3	104.2	97.7	105.3
2000.0	98.6	102.3	95.0	103.3
2500.0	96.5	100.5	93.5	101.6
3000.0	94.5	99.0	92.2	99.8
4000.0	91.2	95.5	90.1	96.1

В роботі проведені дослідження використання результатів стендових статичних іспитів характеристик шуму авіаційних двигунів для побудови акустичної моделі ПС, оцінки його радіусів шуму і обчислення значень рівнів шуму, що відповідають умовам сертифікації. Стендові статичні іспити характеристик шуму авіаційних двигунів мають свої особливості у порівнянні з польотними іспитами, в першу чергу - це відсутність впливу швидкості руху акустичних джерел на характеристики шуму, що випромінюється. Галузевий стандарт [7] регламентує умови виконання вимірів шуму на стенді. Статичні іспити характеристик шуму двигуна НК-86 проведені на стенді з такими характеристиками: висота розміщення двигуна  $h_s=4,5$  м, поверхня вимірювальної площадки - бетонований півкруг радіусом 100 м. На напівколі радіусом 100 м встановлені мікрофонні системи на висотах  $h_r=4,5$  і 0,5 м. Виміри шуму виконуються в 16 точках на різних кутах направленості випромінювання шуму у шагом  $10^\circ$  (від  $10^\circ$  до  $160^\circ$ ) з метою аналізу характеристики направленості випромінювання шуму двигуна. Дві висоти встановлення мікрофонних систем вимірювання характеристик шуму використовуються для виділення впливу інтерференції прямих і відбитих звукових хвиль. Максимальний ефект інтерференції (перший мінімум) у відповідності з спрощеною формулою виду

$$f_0 = \frac{R a_0}{4 h_s h_R}$$

з'являється на частотах біля 420 Гц для висоти мікрофона 4,5 м і 3780 Гц для висоти мікрофона 0,5 м. У відповідності з методикою роботи усереднення амплітудно-частотна характеристика (АЧХ) шуму двигуна виконується для частот  $<800$  Гц за даними для висоти 0,5 м, для частот  $>3500$  Гц - за даними для висоти 4,5 м, для  $800 < f < 3500$  Гц - за обома характеристиками. Аналіз даних вимірювань показує значну нестабільність АЧХ, обумовлену не тільки інтерференцією, але й впливом рефракції звукових хвиль в результаті дії градієнтів вітру і температури в приземному шарі повітря, які часто спостерігаються на відкритих стендах.

Вплив рефракції звукових хвиль в чинних дослідженнях не враховувався. Аналіз характеристик інтерференції звукових хвиль для вказаних висот розміщення джерела шуму і мікрофонів (рис. 3), обчислених з використанням моделей інтерференції [8,9], показує, що виділення перших мінімумів у відповідних АЧХ є недостатнім. Змінення АЧХ в результаті інтерференції відбувається у всьому діапазоні досліджуваного спектру - як зменшення рівнів звукового тиску (РЗТ) в діапазонах мінімумів, так і збільшення РЗТ шуму, особливо в області низьких частот. Врахування впливу інтерференції звукових хвиль на результати ідентифікації акустичної моделі авіаційного двигуна і літака в цілому має суттєве значення. Ідентифікація виконана за аналогічним алгоритмом [5] з метою визначення передаточної функції  $dSPL_n$  для досліджуваного частотного спектра. На рис. 6 показані передаточні функції для максимального і номінального режимів роботи двигуна (використаний раніше встановлений принцип групування даних для задачі ідентифікації для кожного режиму окремо). Ідентифіковані акустичні моделі використані для розрахунку значень радіусів шуму для максимального і номінального режимів роботи двигунів (табл. 7). Дані другої і четвертої граф табл. 7 з високою точністю порівнюються з результатами табл. 3, 4 як з вимірними, так і з розрахованими значеннями (для ідентифікованої акустичної моделі за польотними даними характеристик шуму). Таким чином доведена можливість використання результатів стендових статичних іспитів акустичних характеристик авіадвигунів для побудови акустичних моделей ПС і визначення сертифікаційних даних за шумом досліджуваних ПС.



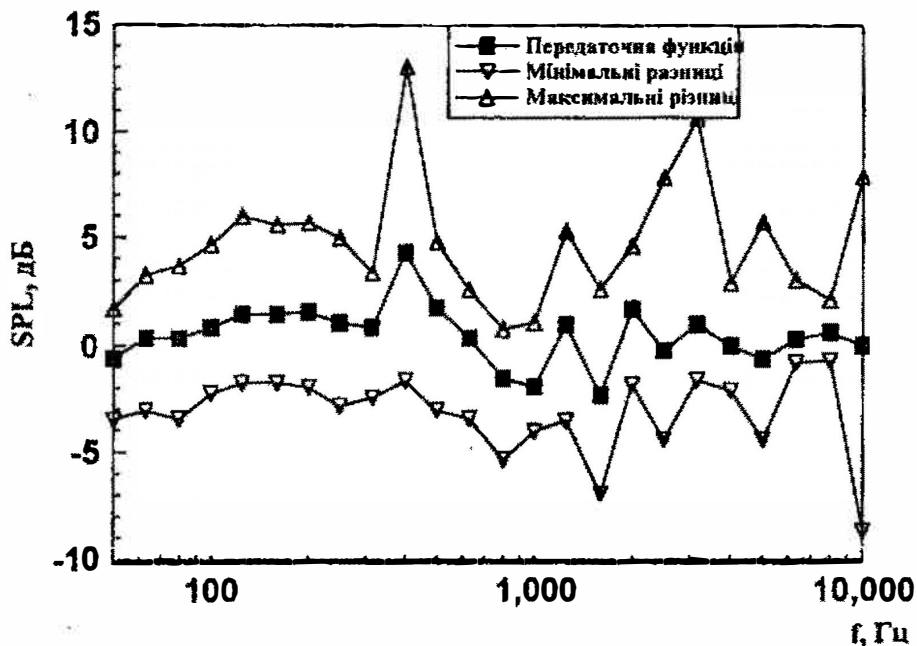


Рис. 6. Ідентифікована передаточна функція акустичної моделі літака Іл-86 за результатами стендових вимірювань

Таблиця 7

Значення радіусів шуму для максимального і номінального режимів роботи двигунів

Висота польоту, м	Максимальний режим, передаточна функція для максимального режиму	Максимальний режим, передаточна функція для номінального режиму	Номінальний режим, передаточна функція для номінального режиму	Номінальний режим, передаточна функція для максимального режиму
100.0	125.3	124.1	119.8	120.9
300.0	115.4	114.2	108.0	109.4
400.0	113.4	112.1	106.0	107.5
500.0	112.0	110.7	104.6	106.1
600.0	110.8	109.5	103.4	105.0
700.0	109.6	108.3	102.4	104.0
800.0	108.8	107.2	101.4	103.2
900.0	107.8	106.3	100.6	102.4
1000.0	107.0	105.5	99.8	101.6

В реальних умовах експлуатації методика пілотування ПС, наприклад, на відрізок набирання висоти, відрізняється від методики пілотування, що використовується для цілей сертифікації ПС за шумом. Відповідно рівні шуму під траєкторіями польоту в умовах нормальної експлуатації відрізняються від результатів сертифікації і частіше у сторону збільшення. Приведення (нормалізація) результатів сертифікації ПС за шумом до експлуатаційних даних виконується за двома групами параметрів: за параметрами траєкторій польотів і за значеннями ШРВ-залежностей. Наприклад, у відповідності з керівництвом з льотної експлуатації літака Іл-86 для траєкторії набирання висоти із злітною вагою 210 т віддалення траєкторії від конт-

ксимальний), швидкість польоту - біля 90м/с. За даними ШРВ-залежності табл. 3 цим параметрам відповідає рівень шуму 114,5 ЕРНдБ (ефективність дроселювання при порівнянні з методикою пілотування за вимогами сертифікації - біля 7 ЕРНдБ).

Посилаючись на результати дослідження впливу експлуатаційних чинників на рівні шуму ПС під траєкторіями польоту, можна стверджувати, що величина різниці між результатами сертифікації і експлуатаційними даними рівнів шуму ПС залежить в першу чергу від двох чинників - типу ТРДД в силовій установці ПС (визначальною є ступінь двоконтурності) і кількості двигунів в силовій установці (тягоозброєність ПС з двома двигунами завжди значно вища, ніж з трьома чи чотирма - із умов забезпечення безпеки польоту з одним двигуном, що відмовив).

### Список літератури

1. *Environmental protection. Annex 16 to the convention on international civil aviation. Aircraft noise.* - Montreal: ICAO, Vol. 1, 1993.
2. ГОСТ 17228-85. Самолеты пассажирские и транспортные. Допустимые уровни шума, создаваемого на местности. - М.: Изд-во стандартов, 1985. - 10 с.
3. ГОСТ 17229-85. Самолеты пассажирские и транспортные. Методы определения уровней шума, создаваемого на местности. - М.: Изд-во стандартов, 1985. - 46 с.
4. *Токарев В.И., Запорожец А.И., Страхолес В.В.* Снижение шума при эксплуатации пассажирских самолетов. - К.: Техника, 1990.- 127 с.
5. *Zaporozhets O.I.* The problem of identification of the aircraft acoustic model // Proc. of the 12-th Int. FASE Symposium.-St.Petersburg, 1996. - P.113-118.
6. *Техническое* руководство ICAO по окружающей среде, регламентирующее использование методик при сертификации воздушных судов по шуму. - Монреаль: ICAO, Doc. 9501-AN/929, 1995. - 112с.
7. ОСТ 100036-73. Двигатели газотурбинные. Акустические характеристики. Методы измерения.- М.: МГА, 1973.
8. *Zaporozhets O.I., Tokarev V.I., Shylo V.F.* Influence of impedance characteristics of the reflecting surfaces on reduction of aviation noise by screens // Proceedings of 4-th Int. Congress on Sound and Vibration.- St.Petersburg, vol. 2, 1996. - P.1135-1140.
9. *Zaporozhets O.I., Tokarev V.I., Shylo V.F., Attenborough K., K. M. LI.* Influence of propagation path characteristics on aviation noise // Inter-Noise'97: Proc. of Int. Conf. on Noise Control.- Budapest, 1997. - P. 319-324.

Стаття надійшла до редакції 8 грудня 1997 року.



**Олександр Іванович Запорожець** (1956) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації в 1978 році. Доктор технічних наук, старший науковий співробітник. Автор більше 70 наукових праць в області охорони навколишнього середовища при експлуатації літаків, розробки розрахункових методів оцінки авіаційного шуму і забруднення атмосферного повітря та методів зниження впливу на навколишнє середовище.

**Oleksandr I. Zaporozhets** (1956) graduated from Kiev Institute of Civil Aviation Engineers (1978). DSc (Eng). Science researcher. Author of more than 70 publications in environment protection, at aircraft maintenance and operation, development of computational methods of evaluation of aircraft noise and air protection, development of methods of lowering aviation impact on environment.