

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

УДК 628.517

О.І. Запорожець, д.т.н., проф.
Д.Г. Бабейчук, заст. голови Державіатрансу України

ЗАСТОСУВАННЯ CNS/ATM ДЛЯ ЕФЕКТИВНИХ МЕТОДІВ ЗМЕНШЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ШУМУ ПІД ЧАС ЗНИЖЕННЯ ЛІТАКІВ ПЕРЕД ПОСАДКОЮ

Упровадження CNS/ATM технологій в керування повітряним рухом досліджено як засіб забезпечення ефективних експлуатаційних прийомів регулювання авіаційного шуму в околі аеропортів.

CNS/ATM implementation in flight management is investigated as a mean for support of effective operational procedures for aircraft noise control around the airports.

Постановка проблеми

Експлуатаційні прийоми регулювання авіаційного шуму навколо аеропортів дають змогу знизити гостроту проблеми шуму, при цьому їх застосування може бути більш ефективним за рахунок використання можливостей систем керування повітряним рухом (КПР). Оскільки ці системи постійно удосконалюються і їх можливості підвищуються, є вірогідність появи нових більш ефективних прийомів, які дозволять в майбутньому досягнути додаткової користі у зниженні авіаційного шуму.

Відповідно до рекомендацій, що містяться в праці [1], можуть застосовуватися один або декілька таких експлуатаційних прийомів регулювання авіаційного шуму:

- використання переважних по шуму злітно-посадкових смуг (ЗПС) для відведення повітряних кораблів (ПК) на початковій і кінцевій ділянках траєкторії польоту від зон навколо аеропорту, чутливих до дії шуму;

- використання переважних по шуму маршрутів, щоб ПК, вилітаючи з аеропорта або прибуваючи в аеропорт, могли уникати чутливих до дії шуму зон, включаючи застосування розворотів для відхилення ПК від зон, чутливих до шуму, розташованих під звичайними траєкторіями зльоту і заходу на посадку, наведених в навігаційних картах аеродрому, або безпосередньо до них прилеглих;

- використання прийомів зниження шуму під час зльоту або заходу на посадку з метою оптимізації розподілу рівнів шуму на території навколо аеропорту з одночасним дотриманням потрібного рівня безпеки польотів.

З-поміж експлуатаційних прийомів зниження і заходу на посадку одним з найбільш перспективних є зниження перед посадкою з постійним градієнтом (Continuous Descent Approach – CDA) [2]. Під час запровадження CDA слід урахувати:

- пропускну здатність повітряного руху;
- експлуатаційні обмеження й обмеження під час КПР;

- погодні умови;
- обмеження аеропортів;
- робоче навантаження на екіпаж;
- інформованість, підготовку і досвід кадрів;
- характеристики ПК і двигунів;
- правила і вимоги безпеки польотів.

Успішне запровадження залежатиме від тісної співпраці всіх зацікавлених сторін: експлуатантів і пілотів, виробників ПК, диспетчерського обслуговування повітряного руху, аеропортів і науково-дослідних організацій.

Застосування CDA не входить у протиріччя з іншими, вже відомими експлуатаційними прийомами зниження та заходу на посадку, що обумовлюють менші рівні шуму, і навіть навпаки об'єднується з ними, а саме, з використанням різних градієнтів траєкторій зниження перед посадкою, методами зниженої тяги/зменшення аеродинамічного опору (або будь-якого їх поєднання), що, зазвичай, може виявитися ефективним і експлуатаційно прийнятним.

Градієнти траєкторій зниження перед посадкою, вищі від звичайних, наприклад, від кута нахилу глісади -3° , дають змогу ослабити дію авіаційного шуму через використання великих, на відміну від звичайних, абсолютних висот початку заходу на посадку і захоплення глісади системи посадки за приладами (ILS) на більшій висоті.

Принцип методів зниженої тяги/зменшеного аеродинамічного опору полягає в затриманні, наскільки це можливо, випуску закрилків і посадкового положення шасі з урахуванням встановленої органом КПР швидкості, запасу висоти і безпеки польотів. Ці методи полягають у зміні тяги двигуна, що обумовлена змінами в аеродинамічній конфігурації ПК, тобто менший аеродинамічний опір обумовлює менші значення тяги і відповідно менші рівні шуму під траєкторією.

Зниження перед посадкою з постійним градієнтом зниження рекомендується до застосування на початковому етапі заходу на посадку між висотою 1800 м і висотою точки захоплення глісади. Теоретично воно дає змогу здійснювати плавне зниження з абсолютної висоти крейсерського польоту. На практиці ця процедура звичайно визначається як зниження без ділянки горизонтального польоту протяжністю більше 4–5 км. CDA дає змогу зменшити рівні авіаційного шуму на поверхні під траєкторією за допомогою зниження тяги, необхідної на початковому етапі зниження, і утримання ПК на більшій висоті протягом більш тривалого періоду. Крім зниження шуму, CDA дає змогу знизити забруднення повітря викидами від авіаційних двигунів і передусім завдяки застосування систем CNS/ATM [3].

Застосування систем CNS/ATM загалом матиме переваги у трьох аспектах:

- поліпшення пропускної спроможності аеропортів, відповідно зменшення кількості затримок у завантажених аеропортах;
- скорочення тривалості польотів за рахунок використання прямиших маршрутів;
- зменшення вертикального ешелонування.

Технічні можливості систем CNS/ATM є вагомими для реалізації експлуатаційних прийомів на етапах зльоту-посадки ПК, зокрема, з метою зниження авіаційного шуму та інших екологічних показників цивільної авіації в цілому [4]. Під час зниження перед посадкою системи CNS/ATM дозволяють з необхідною точністю контролювати зменшення швидкості та висоти польоту до значення (які вимагаються безпекою польотів) швидкості в момент перетину порогу ЗПС, а також аеродинамічну конфігурацію літака і відповідно тягу (режим роботи) двигунів під час зниження [5].

Значення параметрів польоту під час зниження перед посадкою з постійним градієнтом зниження, що обумовлюють мінімальні значення рівнів шуму та інших екологічних показників, знаходяться розв'язуванням задачі оптимізації параметрів траєкторії зниження літака перед посадкою.

Оптимізація параметрів траєкторії зниження літака

Задача оптимізації параметрів траєкторії польоту ПК з метою зменшення шуму (викидів забруднювальних речовин) протягом етапів зниження і заходу на посадку є складнішою, ніж для етапів зльоту і набору висоти, тому що обмеження на параметри керування і фазові змінні траєкторії польоту в цьому випадку жорсткіші, а область допустимих рішень менша. Обмеження для процедур зниження літака перед посадкою мають такі значення:

$$\delta = \delta_{\text{зл}} \text{ для } H \leq H_{\text{гліс}};$$

$$\delta = \delta_{\text{пос}} \text{ для } H \leq H_{\text{пос}};$$

$$\Theta_{\text{max}} \geq \Theta \geq \Theta_{\text{min}},$$

де

$\delta_{\text{пос}}$ – положення закрилків для посадкової аеродинамічної конфігурації літака, що впливає з умов безпеки польотів уздовж траєкторії нижче від висоти $H_{\text{пос}}$;

$\delta_{\text{зл}}$ – проміжне положення закрилків, що впливає з умов безпеки польотів між висотою входу в глісаду $H_{\text{гліс}}$ і безпечною висотою $H_{\text{пос}}$.

Дроселювання авіаційних двигунів у поточному режимі польоту в умовах зниження літака перед посадкою здійснюється до значень потрібної тяги, що забезпечує рух літака в поточній аеродинамічній конфігурації, передпосадковій або посадковій, із заданою безпечною швидкістю польоту. У нормальних умовах виконання польоту схема траєкторії польоту, що найчастіше застосовується протягом зниження на посадку, складається з ділянки з постійною швидкістю польоту від радіомаяка ближнього приводу до ЗПС і ділянки гальмування до швидкості приземлення.

Аеродинамічна конфігурація літака вздовж всієї глісади зберігається постійною і дорівнює посадковим параметрам. Кут глісади жорстко обмежений і дорівнює -3° .

Систему рівнянь руху літака на етапі зниження (польоту по глісаді) можна розглянути у вигляді:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{T}{m} \cos(v - \Theta - \varphi) - C_{Xa} \frac{\rho v^2 S}{2m} - g \sin \Theta;$$

$$0 = \frac{T}{m} \sin(v - \Theta - \varphi) + C_{Ya} \frac{\rho v^2 S}{2m} - g \cos \Theta;$$

$$\frac{dH}{dt} = v \sin \Theta;$$

$$\frac{dX}{dt} = v \cos \Theta,$$

де

v – швидкість польоту;

t – час;

T – тяга двигунів;

m – маса літака;

v, Θ, φ – кути тангажа, нахилу траєкторії й установки крила відповідно;

C_X, C_Y – коефіцієнти опору та піднімальної сили відповідно;

S – площа крила;

g – прискорення вільного падіння;

ρ – густина атмосферного повітря.

У разі зниження літака по глісаді параметри польоту зберігають приблизно постійне значення, тому площу контуру шуму S можна визначити використовуючи формулу:

$$S = \frac{\pi R_N^2}{2 \sin|\Theta|}, \quad (1)$$

де R_N – поточне значення радіуса шуму.

Як критерії вирішення задачі можна розглянути критерії типу ефективного сприймального рівня шуму EPNL в контрольній точці на відстані 2 км до порогу ЗПС. Аналіз екологічних характеристик ПК здійснювався для діапазону висот польоту, який визначається розташуванням передпосадкової глісади зниження, оскільки він є таким, що повністю обумовлює рівні шкідливого впливу ПК під час зниження перед посадкою.

Аналіз формули (1) показує, що зменшення площі шуму під траєкторією зниження літака можна досягнути за рахунок збільшення кута нахилу глісади, зміни аеродинамічної конфігурації літака (що дає змогу зменшити потрібну тягу двигунів і відповідно шум

силової установки ПК, а також зменшити рівні шуму обтікання елементів конструкції планера), збільшення швидкості заходу на посадку.

В умовах польотної експлуатації ПК значення кута нахилу глісади встановлюється конкретно для кожного аеропорту в межах $-2...-4^\circ$ [6].

Діапазон досліджуваних значень кутів нахилу глісади для розв'язання задачі був обраний між $-2...-6^\circ$. Збільшення кута нахилу глісади обумовлює зростання вертикальної швидкості зниження, до 5 м/с і більше, а потрібне значення тяги знижується до мінімальних значень. Наслідком збільшення кута нахилу глісади є зменшення потрібної тяги двигуна, збільшення висоти прольоту літака над контрольною точкою, зниження часу виконання етапу.

У результаті виконаних розрахунків визначено, що максимальний кут нахилу глісади забезпечує мінімальні значення критеріїв дії на НПС для всіх типів літаків (рис. 1).

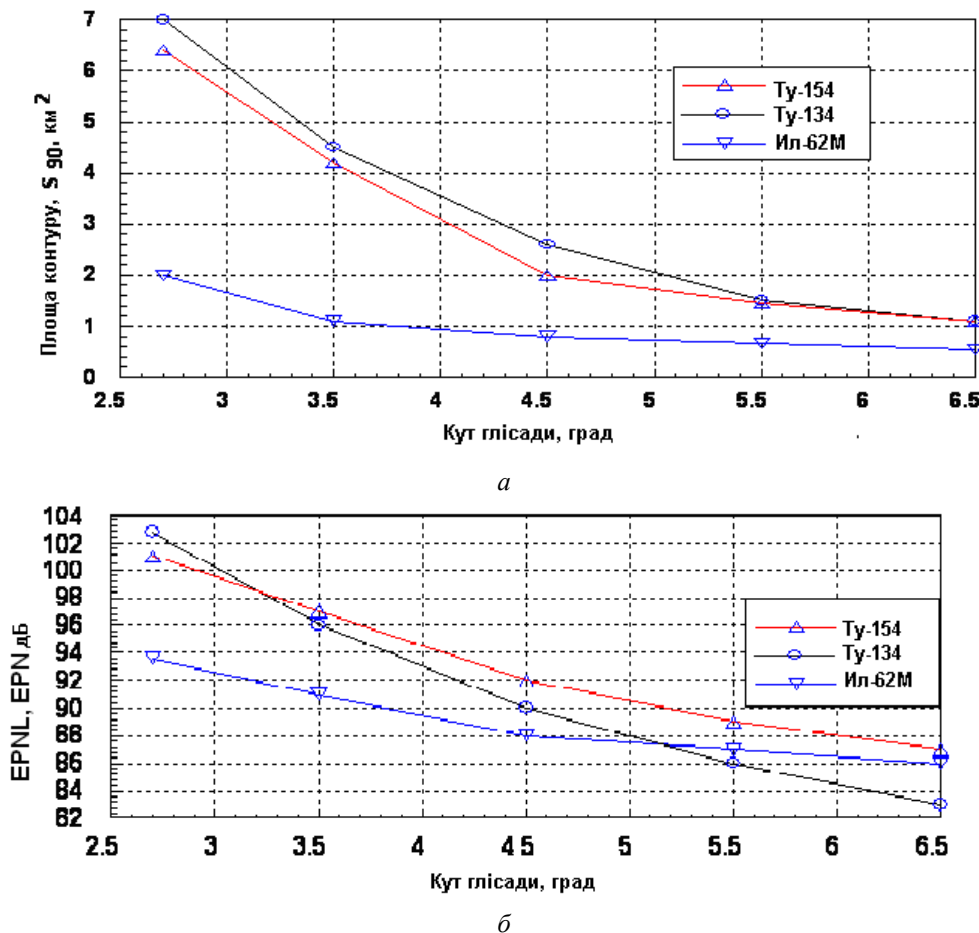


Рис. 1. Залежності критеріїв шуму від кута нахилу глісади:
 а – для площі контуру шуму 90EPNdB;
 б – для рівня шуму EPNL

Збільшення кута нахилу глісади 6° порівняно з польотом літака на глісаді $2,7^\circ$ (відповідає найбільш поширеному значенню в умовах експлуатації) забезпечує зниження досліджуваних критеріїв:

- площі контуру шуму 90EPНДБ до 80 %;
- еквівалентної маси викиду ЗВ від 30 до 75 % залежно від типу літака;
- рівня шуму в контрольній точці від 6EPНДБ для літаків з низькою тягоозброєністю до 13EPНДБ для літака з високою тяго озброєністю;
- витрат палива на 65–80 %.

У цій роботі досліджено ефективність використання двопрменевої глісади зниження літака перед посадкою: зовнішня ділянка досліджуваної глісади має максимальний кут -6° , а внутрішня – стандартне значення кута $-2,7^\circ$.

Ефективність використання двопрменевої глісади є дещо меншою порівняно з однопрменевою глісадою з кутом -6° , і вона залежить від значення висоти переходу зовнішньої ділянки глісади у внутрішню H_u . Аналітична залежність для площі контуру шуму S від висоти переходу має вигляд:

$$S = H_u \left(\operatorname{ctg} \Theta_1 \sqrt{R_1^2 - H_u^2 \cos^2 \Theta_1} - \operatorname{ctg} \Theta_2 \sqrt{R_2^2 - H_u^2 \cos^2 \Theta_2} \right) + \frac{R_1^2}{\sin \Theta_1} \arcsin \frac{H_u \cos \Theta_1}{R_1} - \frac{R_2^2}{\sin \Theta_2} \arcsin \frac{H_u \cos \Theta_2}{R_2}, \quad (2)$$

де 1, 2 – індекси внутрішньої і зовнішньої ділянок глісади.

Висоту зміни кута глісади визначають виходячи з умов забезпечення стаціонарного польоту літака на висотах нижче 120 м зі зниженням перед посадкою [7].

Розрахунки з використанням залежності (2) показують, що для $H_u=200$ м площа контуру шуму S_{90} збільшується утричі порівняно зі значенням для однопрменевої глісади -6° .

Оптимальний режим роботи двигунів визначали протягом польоту по глісаді з гальмуванням швидкості польоту (збільшенням швидкості прольоту літака над контрольною точкою). Величина гальмування швидкості залежить від тяги двигунів, зменшеної порівняно з потрібним значенням тяги в умовах стаціонарного зниження літака.

З аналізу моделі руху видно, що керуванням режимом двигунів за n і кутом атаки α можна досягти збереження майже постійною величиною гальмування a швидкості польоту уздовж певної ділянки траєкторії польоту.

Початкову швидкість літака на вході в глісиду v визначали так, щоб у результаті гальмування літака значення швидкості прольоту літака над порогом ЗПС $v_{\text{вк}}$ можна було знаходити відповідно до вимог керівництва з льотної експлуатації:

$$v = v_{\text{вк}} + at.$$

Зміну радіуса шуму літака $R_{N\text{гальм}}$ для режиму польоту з гальмуванням швидкості порівняно з польотом у стаціонарних умовах $R_{N\text{ст}}$, яка утворюється в результаті зменшення тяги двигунів і збільшення швидкості польоту, визначають за формулою

$$\Delta R_N(t) = \frac{dR_N}{dn} \Delta n_j + \frac{dR_N}{dv} \Delta v.$$

Пошук оптимального варіанта зниження літака по глісаді в цьому випадку здійснювався на основі зондування множини допустимих значень частот обертання ротора двигуна $\{n_i\}$.

Кути атаки α вибиралися так, щоб поточне значення режиму роботи двигунів і кута атаки забезпечували потрібне гальмування швидкості на певній ділянці польоту.

Результати розв'язання задачі показали, що оптимальне значення $n_{\text{опт}}$ знаходиться в інтервалі $[n_0, n_{\text{ст}}]$, для якого поточна зміна радіуса шуму зберігає негативне значення (рис. 2).

Частоти обертання ротора двигуна n_0 визначає такий режим роботи двигунів, для якого середній приріст радіуса шуму уздовж траєкторії польоту літака дорівнює нулю.

Поточне значення радіуса шуму для оптимального режиму роботи двигунів не перевищує значення $R_{N\text{ст}}$, а його початкове значення дорівнює $R_{N\text{ст}}$ при значенні швидкості польоту v_n (рис. 2, крива 1).

Оптимальне значення режиму роботи двигунів визначається за допомогою отриманої емпіричної залежності вигляду

$$n_{\text{опт}} = n_{\text{ст}} - \Delta n_{\text{опт}};$$

$$\Delta n_{\text{опт}} \cong 0,7 (n_{\text{ст}} - n_0).$$

Залежність площі контуру шуму від режиму роботи двигунів, що утворюється для зниження літака Ту-154 ($G_{\text{пос}} = 80$ т) по глісаді, показано на рис. 3.

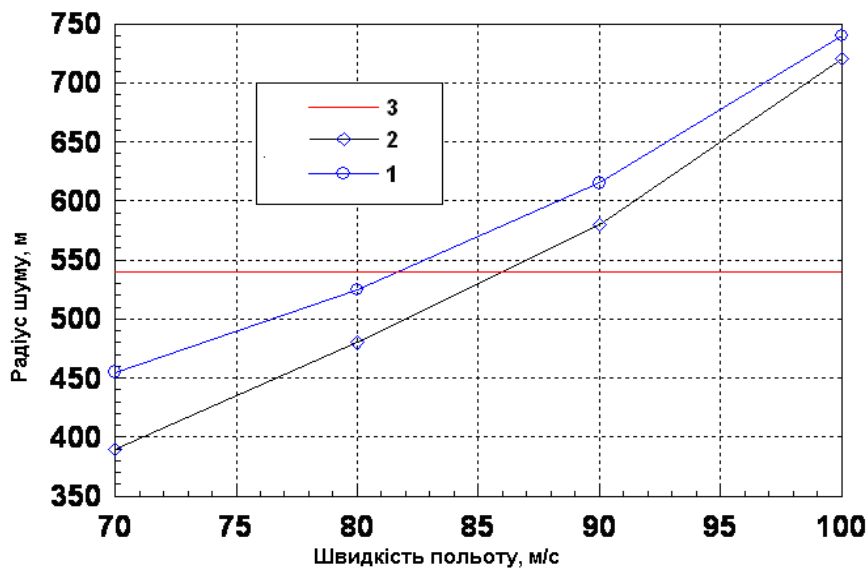


Рис. 2. Залежності 1 та 2 значень радіуса шуму для режимів роботи двигунів літака типу Ту-154 ($G_{\text{пос}}=75$ т) для зниження по глісаді з гальмуванням порівняно зі стаціонарним зниженням 3

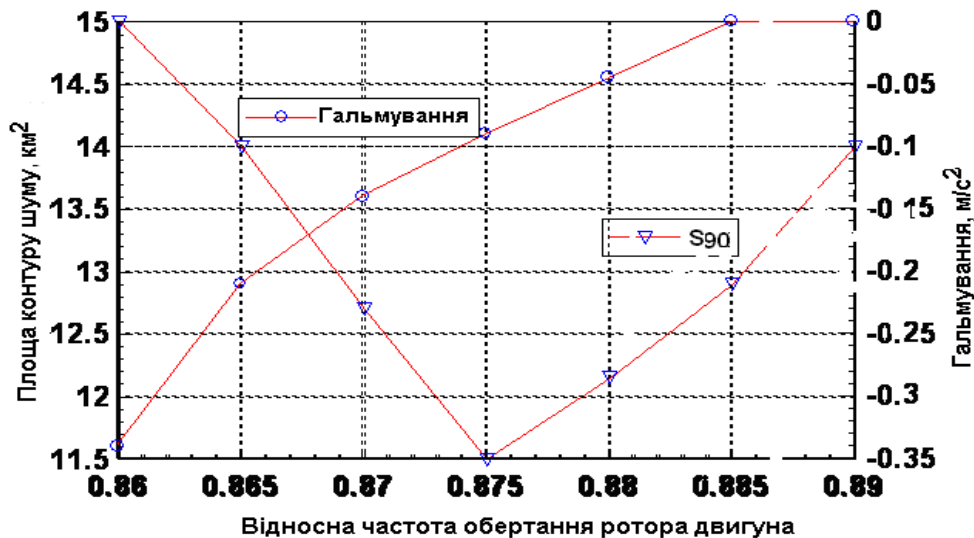


Рис. 3. Режим роботи двигунів літака Ту-154 та гальмування швидкості польоту вздовж глісади

Значення гальмування швидкості польоту на оптимальному режимі польоту дорівнює $-0,1 \text{ м/с}^2$.

Ефективність від виконання оптимальної процедури гальмування швидкості польоту під час зниження по глісаді визначається величиною зменшення площі контуру шуму на 10–25 % залежно від типу літака і його посадкової маси.

Ефективність від виконання такої процедури досягається тільки в тому випадку, коли $n_{\text{ст}}$ існує в області режимів, для яких $\frac{dR_N}{dn}$ має максимальні значення.

Розрахунки показали, що для літаків Ту-154 з $G_{\text{пос}} < 65$ т, Ту-134 з $G_{\text{пос}} < 35$ т, Ил-62М будь-якої посадкової маси (як і для інших типів ПК, обладнаних турбореактивними двоконтурними двигунами з високим ступенем двоконтурності) виконання зниження перед посадкою з гальмуванням швидкості не буде ефективним.

Ефективності від використання процедур гальмування також немає в процесі зниження в проміжній (злітній) конфігурації літака.

Наведені результати дослідження оптимальних режимів пілотування ПК під час зниження перед посадкою відносяться до ділянок траєкторій з відстані 10–12 км від порогу ЗПС.

Розглянуті ділянки визначають повністю контур шуму 90 EPNдБ і до 60 % сумарної еквівалентної маси викидів ЗВ $M_{екв}$ (для етапу зниження з висоти 900 м):

$$M_{екв} = c_{CO}M_{CO} + c_{CH}M_{CH} + c_{NOx}M_{NOx}$$

де вагові множники c_{CO} , c_{CH} , c_{NOx} визначені залежно від граничнодопустимих концентрацій CO, CH і NO_x відповідно: 0,027; 0,016; 0,957.

Близько 40 % $M_{екв}$ утворюється протягом передпосадкового горизонтального польоту ПК на висоті “кола”.

Існує потреба зниження шкідливої дії ПК і на великих відстанях від ЗПС.

Результати досліджень зменшення рівнів шуму і викидів забруднювальних речовин на відстанях до 20 км від ЗПС наведено на прикладі літака Ту-154.

В умовах льотної експлуатації випуск шасі і закрилків ПК, зменшення швидкості польоту до регламентованих значень заходу на посадку здійснюється на висоті кола 400–600 м на відстані 8–20 км від порогу ЗПС.

Режим роботи двигунів на горизонтальних ділянках польоту ПК по колу є вищим, ніж у разі польоту зі зниженням по глісаді (для літака Ту-154 використовується режим 0,7 номінального [7]), і рівні шуму під траєкторією горизонтального польоту знаходяться в межах 80-95 EPNдБ залежно від типу літака і його посадкової маси.

Прийом пілотування літака перед посадкою при висоті кола $H_{кр} = 600$ м прийнятий за базовий у проведених дослідженнях.

Траєкторія і характеристики шуму позначені римською цифрою I на рис. 4. Найбільш простий прийом зниження рівнів шуму порівняно з базовою траєкторією є захоплення літаком глісади на більшій висоті. Так, для $H_{кр} = 900$ м і за умови, що посадкова конфігурація для літака повністю встановлюється на висоті $H_{кр}$, а подальше зниження літака здійснюється стаціонарно ($v=1,3v_S$), рівні шуму під траєкторією польоту літака зменшуються на 6...8 EPNдБ. Сумарна еквівалентна маса зменшується на 5–10 %. Але контур шуму S_{80} (EPNL = 80 EPNдБ) стає в цьому випадку нерозривним і обмежує велику поверхню порівняно з початковим варіантом.

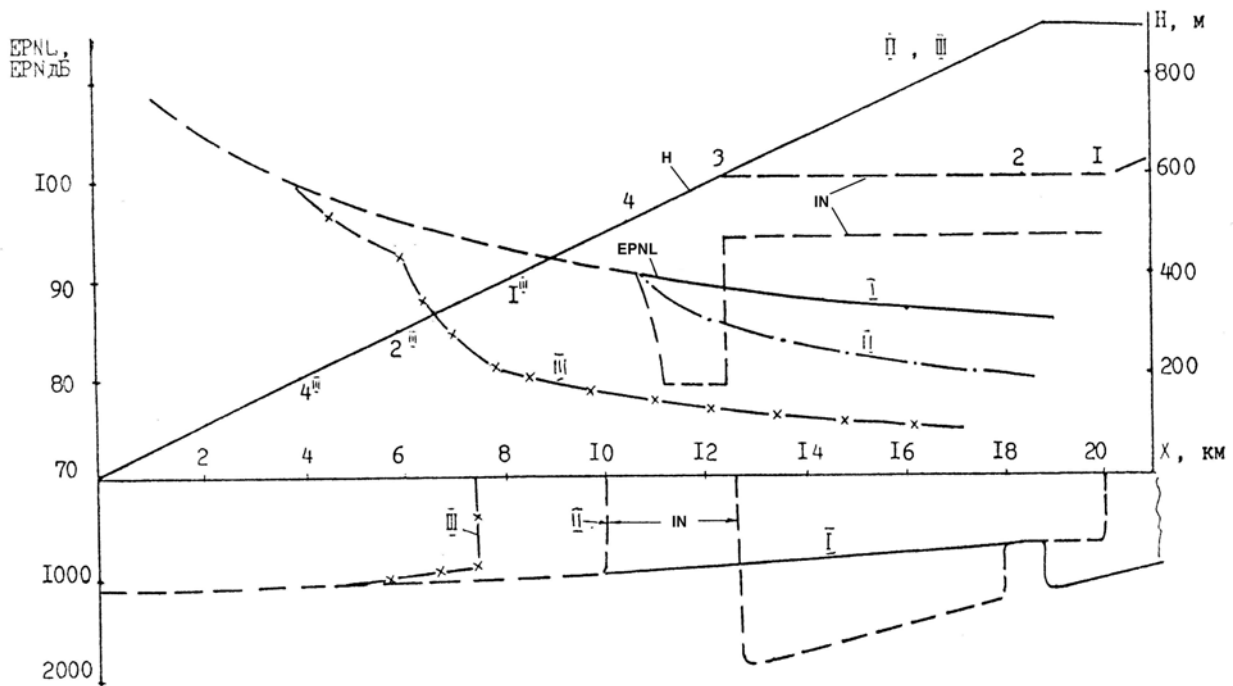


Рис. 4. Порівняння ефективності прийомів зниження перед посадкою

Методика пілотування II відрізняється від методики I тим, що випуск закрилків і шасі здійснюється на тих же відстанях від порогу ЗПС, що і в базовому варіанті I, але протягом безперервного зниження літака по глісаді з висоти $H_{кр} = 900$ м. У цьому випадку рівні шуму під траєкторією зменшуються на 9–14 ЕРНдБ (методика II на рис. 4), а площа контуру шуму S_{80} зменшується вдвічі. Еквівалентна маса викиду забруднювальних речовин майже не змінюється.

Методика пілотування III відрізняється від методики II тим, що вона поєднує процедури безперервного зниження ПК і політ у конфігурації мінімального лобового опору – це фактично методика СДА.

Результати досліджень показали, що зниження літака в польотній конфігурації до висоти 400 м і подальшим випуском закрилків в положення посадкової аеродинамічної конфігурації на відріжку траєкторії між висотами 400 і 200 м дає змогу зменшити рівні шуму під траєкторією до 20 ЕРНдБ. На рис. 4 траєкторія і характеристики шуму позначені III. Площа контуру шуму S_{80} зменшується на 60–65 %, площа контуру шуму S_{90} – на 25 %, еквівалентна маса викиду забруднювальних речовин – на 50–55 %. Отримані результати мають велике значення для обґрунтування рекомендацій зниження еквівалентного рівня звуку в точці або в зоні контролю шуму.

Висновки

У роботі наведено результати дослідження ефективності прийомів зниження літаків перед посадкою, які дають змогу зменшити рівні шуму на місцевості, і їх застосування повністю залежить від упровадження систем CNS/ATM технологій у КПП.

Література

1. *Руководство по выполнению полетов. OPS. Т.1: Процедуры выполнения полетов. ICAO, Doc.8168-1. – 5-е изд. – 2004.*
2. *Инструктивный материал по сбалансированному подходу к управлению авиационным шумом // ICAO, Doc 9829 AN/451, 2004.*
3. *Бабак В.П., Бабейчук Д.Г., Запорожець О.І. Модель обґрунтування оцінки екологічної вигоди від впровадження CNS/ATM технологій управління повітряним рухом // Вісн. НАУ. – 2007. – № 1. – С. 3–9.*
4. *Babeichuk D., Zaporozhets O., Helenko Y. Environmental benefits associated with CNS/ATM initiatives // International symposium on air and water pollution abatement, 21–23 June 2007. – Zakopane, Poland. – P. 207–208.*
5. *Babeichuk D., Veklenko O. CNS/ATM support for aircraft noise impact reduction around the airports // Proc. of Third World Congress “Aviation in XXI Century”. – Vol. 2. – P. 4.21–4.23.*
6. *Белгородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. – М.: Транспорт, 1972. – 351 с.*
7. *Лигум Т.И. Аэродинамика самолета Ту-154. – М.: Транспорт, 1977. – 304 с.*

Стаття надійшла до редакції 04.12.08.