

УДК 533.63, 534.23

Петро В. Лук'янов

## ВПЛИВ ФОРМИ, КРИВИЗНИ ПОПЕРЕЧНОГО ПЕРЕРІЗУ ЛОПАТІ РОТОРА ГЕЛІКОПТЕРА НА ПАРАМЕТРИ ШУМУ ОБЕРТАННЯ

The aim of this work is to study the influence of the blade shape and curvature changing of characteristics of the helicopter's rotational noise. To this end, we consider 4-digits NASA profiles whose rotational noise is compared with one of the parabolic blade. Calculations results show that 4-digits blade generated rotational noise of higher level and its distribution on the blade's shape are smooth in comparison with noise distribution of parabolic blade. However, the parabolic blade has more expressive maximum of noise level than the 4-digits blade. It can be explained by the difference of low-frequency spectrum generated by parabolic blade. We determine that the maximum of the rotational noise  $L$  (with respect to  $2 \cdot 10^{-5}$  Pa) was at the distance of 0,7–0,75 blade radius. This agrees with Gutin's model assumptions. As the distance from the blade increases, the sound wave for both parabolic and 4-digital blades turns into the plane wave. Nevertheless, the pressure level of the 4-digits blade is higher 6 Db than the one for parabolic blade. The calculation data can be used for modeling of the cross-section of the helicopter's blade shape to reduce the rotational noise.

### Вступ

Вивченню залежності характеру шуму обертання лопаті від геометричних і кінематичних параметрів присвячені праці [1–4], які виконано для профілю NASA параболічної форми. На прикладі цього профілю було виявлено ряд цікавих закономірностей. Зокрема, встановлено, що зі збільшенням швидкості потоку, що набігає на лопать ротора, рівень шуму зростає. Величина швидкості течії також впливає на перерозподіл енергії потоку, що бере участь у процесі генерації шуму обертання [3]. Подальші дослідження показали [4], що, крім швидкості потоку, одним із визначальних факторів, які впливають на процес генерації шуму обертання, є товщина лопаті. Шум від товщої лопаті вищий за рівнем, ніж від тоншої.

Характер розподілу тиску на поверхні лопаті є основним фактором, що вказує на роль течії в процесі генерації шуму обертання. Як було підкреслено вище, рівень генерованого шуму істотно залежить від товщини лопаті. Виникає запитання: як впливає варіація форми поперечного перерізу лопаті на процес генерації шуму обертання?

Для вивчення такого впливу як тестовий було розглянуто профіль NASA чотирицифрової серії [5]. Відмінною особливістю цієї серії профілів є більш різка зміна кривизни форми профілю порівняно з плавним параболічним профілем серії NASA [6]. Це відображається в генерованому шумі обертання. У даній статті акцентується увага на найбільш характерних відмінностях генерації шуму обертання для вказаних серій профілів.

### Постановка задачі

Мета роботи: по-перше, вивчити характер розподілу шуму обертання залежно від форми поперечного перерізу лопаті та її кривизни; по-друге, за результатами розрахунків виконати порівняльний аналіз отриманих даних для чотирицифрової лопаті з розрахунками для параболічної лопаті змінної товщини, щоб з'ясувати вплив зміни форми і товщини поперечного перерізу лопаті на процес генерації шуму обертання.

### Вихідні положення

Нехай є лопать, прямокутна в перерізі вздовж її розмаху, розміщена в декартовій системі координат  $Oxyz$  (рис. 1). Поперечний переріз лопаті являє собою чотирицифровий профіль серії "4-digit NASA airfoil" [5], форма якого аналітично виражається так:

$$y_t = \frac{t}{0,2} c \cdot \left[ 0,2969 \cdot \left( \frac{x}{c} \right)^{\frac{1}{2}} - 0,1260 \cdot \left( \frac{x}{c} \right) - 0,3516 \cdot \left( \frac{x}{c} \right)^2 + 0,2843 \cdot \left( \frac{x}{c} \right)^3 - 0,1015 \cdot \left( \frac{x}{c} \right)^4 \right]. \quad (1)$$

Припустимо, що переріз лопаті симетричний відносно осі  $Ox$ . В даному випадку на верхній і нижній поверхнях лопаті зміна тиску майже однакова, тому реалізується випадок обтікання за відсутності підйомної сили (тобто non-lifting case). Розглянемо випадок потоку,

що набігає на лопать зі швидкістю, яка змінюється вздовж розмаху лопаті за лінійним законом

$$U = \Omega \cdot z + U_{\infty}.$$

Незважаючи на скінченні розміри лопаті, розмір її вздовж координати  $z$  (подовження лопаті) на порядок перевищує поперечний розмір – довжину хорди лопаті. В реальній ситуації потік, що обтікає лопать на кінцях, генерує кінцевий вихор, який є джерелом вихрового шуму. Однак, як зазначалось вище, метою вивчення роботи є шум обертання, який описується в рамках моделі потенційної течії без урахування вихрової складової потоку.

Для числового розв'язання задачі зручно ввести такі безрозмірні координати:

$$\xi = \frac{x}{c}, \eta = \lambda y, \zeta = \frac{z}{R}, \tau = kt. \quad (2)$$

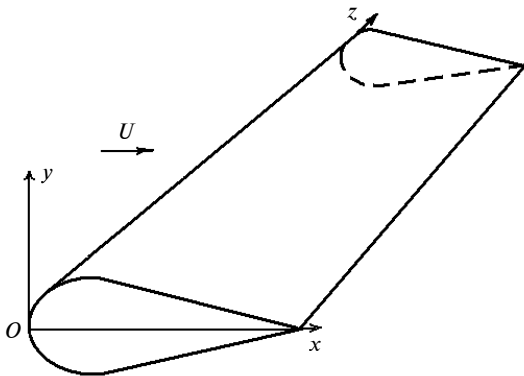


Рис. 1. Обтікання лопаті чотириточкової серії

Відомо [3, 4], що шум обертання досить точно описується в межах моделі ідеального стисливого середовища. Крім того, оскільки в даній задачі потік взаємодіє з добре обтічною тонкою симетричною лопаттю, то його можна вважати безвихровим ізоентропічним. У безрозмірній системі координат рівняння, що описує генерацію шуму обертання даною течією, має такий вигляд [3]:

$$\left(\frac{kc}{U}\right)^2 f_{\tau\tau} + \left[1 - \frac{1}{M_1^2} + (1 + \gamma)\varepsilon f_{\xi\xi}\right] f_{\xi\xi} + 2\frac{kc}{U} f_{\xi\tau} - \left(\frac{\lambda c}{M_1}\right)^2 f_{\eta\eta} - \left(\frac{c}{M_1 R}\right)^2 f_{\zeta\zeta} = 0, \quad (3)$$

де  $f$  – безрозмірний потенціал малих збурень,  $c$  – довжина хорди поперечного перерізу лопаті,  $R$  – радіус (розмах) лопаті,  $k$  – часовий параметр,  $U$  – швидкість потоку, що набігає,  $M_1$  – число Маха.

На верхній та нижній границях лопаті поперечного перерізу задається умова непроникності

$$\delta[k g_{\tau} + (1 + \varepsilon f_{\xi}) g_{\xi}] = \varepsilon \lambda f_{\eta}, \quad 0 < \xi < 1, \quad (4)$$

де  $g$  – функція, що задає форму границі поперечного перерізу лопаті.

У початковий момент, до взаємодії з лопаттю, течія була незбуреною, тобто

$$f|_{\tau=0} = 0, f_{\tau}|_{\tau=0} = 0. \quad (5)$$

Таким чином, для розрахунку параметрів шуму обертання, що генерується лопаттю (1), необхідно розв'язати задачу (3), (4) з початковими умовами (5).

### Метод розв'язання задачі

На перший погляд може здаватись, що для розв'язання граничної задачі (3), (4) можливе застосування різних кінцево-різницевоїх схем. Але це не зовсім так. Вибір конкретної схеми розв'язання задачі залежить від властивостей шуканого розв'язку в діапазоні параметрів течії, що розглядається. Наприклад, нехай потік, що набігає на лопать, має досить маленьку швидкість, тобто число Маха  $M < 0,1$ . Такий тип течії не виказує зон істотної неоднорідності, таких як виникнення ударних хвиль тощо. Це тому, що місцева швидкість течії лежить за діапазоном швидкостей  $0,8 < M < 1,3$ , де ці неоднорідності проявляються. При цьому розв'язок задачі монотонний. Для такої течії ряд кінцево-різницевоїх схем буде придатний. Однак у реальних умовах лопать гелікоптера обтікається в діапазоні швидкостей починаючи з  $0,5 < M$  і охоплює вказаний вище трансзвуковий діапазон. А тому використання схем, які придатні для моделювання монотонних розв'язків, у даній задачі не підходить, оскільки шуканий розв'язок поводитьсь немонотонно.

Для розв'язання задачі (3), (4) було використано числово-аналітичний підхід [6]. Розв'язок у шуканій точці неявно виражався через значення в сусідніх точках розрахункового шаблону.

Відмінною особливістю використання числово-аналітичного підходу при розв'язанні даної задачі є включення в розрахункову систему додаткової умови узгодження розв'язку на границі.

Оскільки задача нестационарна, то знайти точне значення потенціалу малих збурень на поверхні лопаті в момент початку розрахунку неможливо. Для того щоб "увімкнути" розрахункову схему, необхідно, як це зазвичай роблять, використати відомий наближений розв'язок. У даній задачі для цього використовувались наближені значення потенціалу в кількох точках, отримані з розв'язання стаціонарної задачі.

### Ближнє поле

Важливою характеристикою течії при обтіканні лопаті є коефіцієнт тиску  $C_p$ , що вказує, як змінюється енергія (швидкісний напір) течії в процесі взаємодії її з тілом, що обтікається.

У задачі (3), (4) коефіцієнт тиску записується в такому вигляді:

$$C_p = 2 \cdot \frac{p - p_\infty}{\rho_\infty U^2} = 2\varepsilon \left[ kf_\tau + f_\xi + \frac{1}{2} \varepsilon \lambda^2 f_\eta^2 \right]. \quad (6)$$

Як зазначалося вище, метою дослідження є вивчення впливу форми поперечного перерізу лопаті на процес генерації шуму обертання лопаттю ротора гелікоптера. Для цього як розрахункову лопать було взято чотириточкову лопать поперечного перерізу (1). Розрахунки виконувались для чисел Маха  $M_1 = 0,1; 0,4$ , що відповідає випадку дозвукової та трансзвукової течій. При цьому інші параметри задавались так:

$$t = 1,5, c = 0,3 \text{ м}, \delta = 0,06; 0,1; R/c = 10,$$

$$k = \Omega = 3000 \text{ об./хв.}$$

Дані розрахунків подані на рис. 2. Окремо слід відзначити, що характер розподілу тиску над крилом для чотириточкового профілю істотно відрізняється від розподілу тиску для параболічного в перерізі профілю. Для чотириточкового профілю істотним є основний сплеск тиску. Поряд із ним розміщені два сусідніх вторинних сплески. Це свідчить про те, що основна зміна тиску відбувається в межах максимального згину профілю. Вниз за

течією це збурення в потоці швидко затухає. Важливим моментом є те, що для даної серії профілів викривлення форми поперечного перерізу є визначальним для характеру розподілу тиску. Залежність коефіцієнта  $C_p$  вздовж розмаху (координата  $z$ ) неістотна для однієї і тієї ж лопаті з тієї причини, що при кожному фіксованому  $z$  під час розрахунку  $C_p$  виконується нормування на різне значення  $U$ .

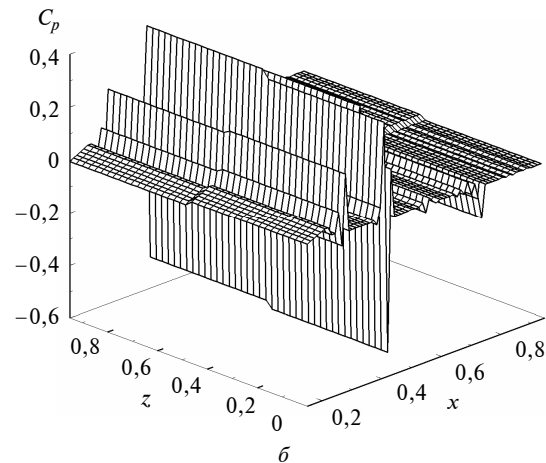
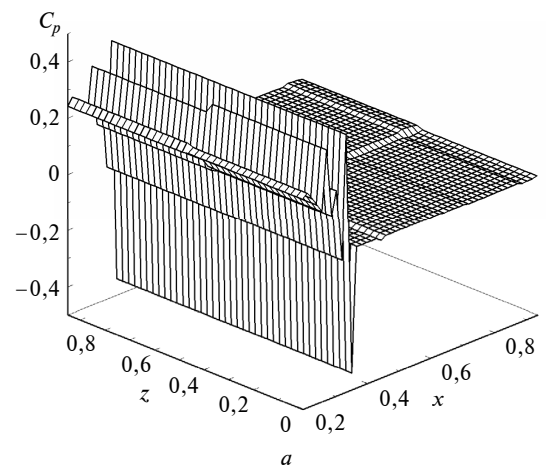


Рис. 2. Коефіцієнт тиску на поверхні лопаті: а – чотириточковий профіль; б – параболічний профіль

На відміну від цієї серії профілів, для серії більш плавних параболічних профілів основною в розподілі сплесків вздовж хорди поперечного перерізу була відносна товщина профілю [4]. Максимум  $C_p$  для лопаті параболічної форми також був у межах максимального відхилення форми профілю від середньої лінії. Таким чином, форма і кривизна профілю відіграють важливу роль у перерозподілі тиску над лопаттю ротора гелікоптера. Однак абсолютна ве-

личина сплесків на кривих  $C_p$  визначається не формою, а товщиною лопаті: для відносно товстої лопаті значення  $C_p$  вище [4].

### Дальнє поле

Важливою характеристикою в дальньому полі є розподіл звукового тиску в звуковій хвилі. Для його розрахунку використовувався підхід Кірхгофа [8], який реалізується під час розв'язання даної задачі з використанням другої формули Гріна [3]:

$$4\pi\phi'(x, t_1) = -M_1^2 \int_S \left[ \left( \phi'_x + \frac{1}{2}(1+\gamma)(\phi'_x)^2 + \frac{2\phi'_t}{U} \right) / R \right] dS_x + \int_S \left[ \frac{1}{R} \frac{\partial \phi'}{\partial n} + \frac{1}{Ra_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial \phi'}{\partial \tau} - \phi' \frac{\partial(1/R)}{\partial n} \right] dS. \quad (7)$$

Значення потенціалу  $\phi' = \epsilon f$  в лівій частині виразу (7) визначається за даними розрахунку потенціалу та його похідних у ближньому полі.

Для порівняльного аналізу дальнього поля наведемо характерні особливості генерації звуку чотириточковою і параболічною лопатями. Дані розрахунків (рис. 3) показали таку різницю: при обтіканні лопаті (1) генерований звук (шум обертання) вищий за рівнем приблизно на 6 дБ, ніж при аналогічних параметрах задачі для лопаті параболічної форми поперечного перерізу.

Це вказує на той факт, що різка зміна кривизни лопаті (1) порівняно з параболічною лопаттю зумовлює більш різку зміну тиску. Останнє є причиною більш високого рівня тиску в звуковій хвилі на поверхні всієї лопаті. Це також відображається і на формі поверхні розподілу тиску, яка більш полого вздовж розмаху: немає різко вираженого піку, як це спостерігається для лопаті параболічної форми. Проте максимум рівня випромінювання  $L$  (відносно рівня  $2 \cdot 10^{-5}$  Па) розміщений на відстані  $0,7-0,75R$ , що збігається з припущеннями моделі Гутіна [9].

З віддаленням від лопаті хвиля для обох лопатей набуває форми плоскої хвилі, але різниця за рівнем продовжує бути 6 дБ. Ця різниця також відображається в генерованому спектрі частот. Цей спектр розраховано за формулою

спектра частот короткого імпульсу, що періодично змінюється [10]. Для лопаті (1) спостерігається локальне збільшення рівня третьої гармоніки (в області 100 Гц) у частотному спектрі, що, мабуть, є причиною плавного розподілу рівня тиску (рис. 4) порівняно з лопаттю параболічної форми.

Характеризуючи генерацію звуку обома серіями лопатей, треба зазначити той факт, що в цілому розрахункові дані близькі, за винятком вказаних вище розбіжностей. Крім того, розрахунки, виконані як для чотириточкової, так і для параболічної лопаті, якісно збігаються з наявними експериментальними даними шуму обертання гелікоптера [11] для перших кількох гармонік. Кількісна різниця вказує на різницю форм лопаті, різницю відстані, на якій проводились вимірювання шуму, а також наявність у середовищі (повітрі) затухання та вихрової складової шуму.

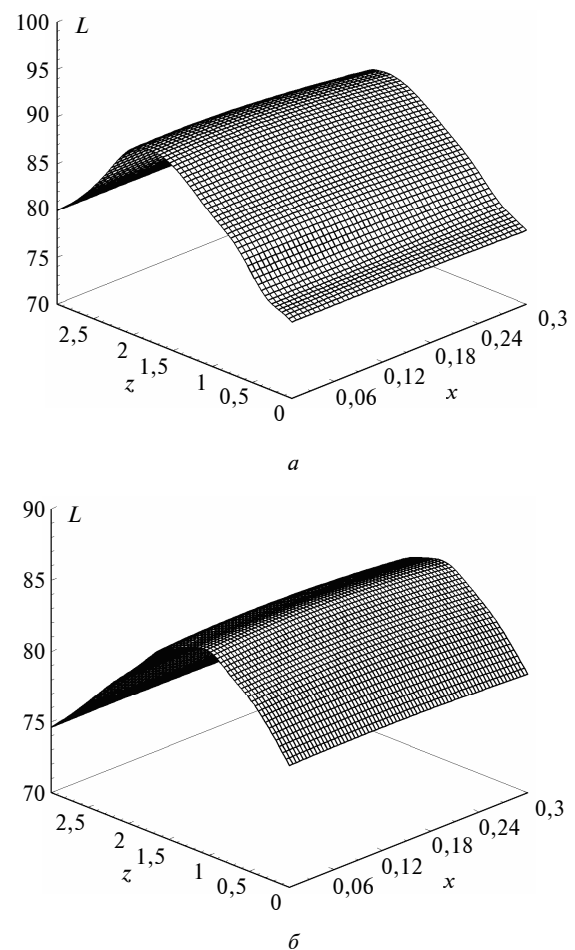


Рис. 3. Рівень шуму: а – чотириточковий профіль, б – параболічний профіль

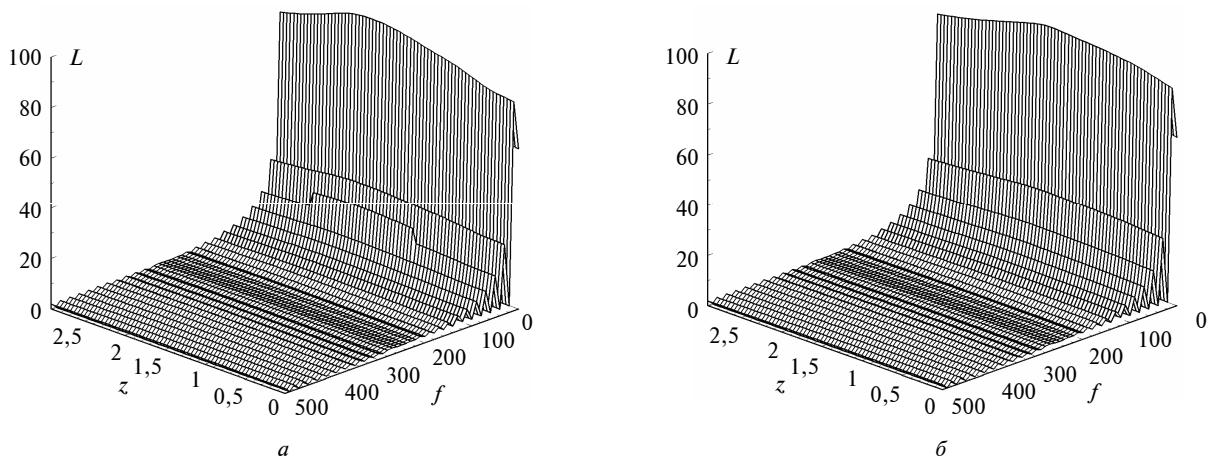


Рис. 4. Частотний спектр генерованого шуму: *a* – чотириточковий профіль, *б* – параболічний профіль

Результати обрахунків, у межах вказаних обмежень, підтверджують придатність використовуваної моделі для розрахунку шуму обертання ротора гелікоптера різної форми поперечного перерізу.

#### Висновки

У роботі вивчено вплив форми, кривизни поперечного перерізу лопаті на характер генерованого шуму. Результати розрахунку показали, що чотириточкова лопать генерує шум обер-

тання більш високого рівня, але плавніше розподілений по поверхні лопаті, ніж лопать параболічної форми. Це відбувається за рахунок відмінності низькочастотної частини спектра, що генерується чотириточковою та параболічною лопатями.

Дані дослідження можуть бути використані при виборі форми поперечного перерізу лопаті гелікоптера, оптимізації в напрямі зменшення шуму обертання гелікоптера.

У подальшому планується вдосконалення моделі з урахуванням вихрової складової.

1. *R.C. Strawn et al.*, “Helicopter noise predictions using Kirchhoff methods”, *J. of Computational Acoustics*, vol. 4, no. 3, pp. 321–339, 1996.
2. *A.S. Lyrantzis et al.*, “An Evaluation of a Rotating Kirchhoff Acoustics Methodology”, *J. of the American Helicopter Society*, pp. 57–65, January 1998.
3. *Лукьянов П.В.* Нестационарное распространение малых возмущений от тонкого крыла: ближнее и дальнее поле // *Акустичний вісник*. – 2009. – 12, № 3. – С. 41–55.
4. *Лук'янов Петро В.* Генерація звуку при дозвуковому обтіканні лопаті гвинта гелікоптера // *Наукові вісті НТУУ “КПІ”*. – 2011. – № 4. – С. 143–148.
5. *J. Moran*, *An introduction to theoretical and computational aerodynamics*. Dover: Dover Publications, Inc., 2003, p. 7.
6. *Коул Дж., Кук Л.* Трансзвуковая аэродинамика. – М.: Мир, 1989. – 360 с.
7. *Лукьянов П.В.* Применение численно-аналитического метода для решения задач акустики // *Зб. праць акуст. симпоз. Консонанс-2005*. – К.: ІГМ НАНУ, 2005. – С. 225–230.
8. *A.S. Lyrantzis*, “The use of Kirchhoff’s Method in Computational Aeroacoustics”, *J. Fluid Eng.*, vol. 116, pp. 665–676, 1994.
9. *Гутин Л.Я.* О звуковом поле вращающегося винта // *ЖТФ*. – 1936. – 6, вып. 5. – С. 899–906.
10. *Скучек Е.* Основы акустики. Т. 1. – М.: Мир, 1976. – 520 с.
11. *Авиационная акустика* / Под. ред. А.Г. Мунина. – М.: Машиностроение, 1986. – 244 с.