

## ОСОБЛИВОСТІ ГЕНЕРАЦІЇ ВІ-ШУМУ РОТОРА ГЕЛІКОПТЕРА НА РЕЖИМІ «ВИХРОВЕ КІЛЬЦЕ»

Лук'янов П. В.

доцент

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

вул. Боткіна, 1, Київ, Україна

[petr\\_lukianov@bigmir.net](mailto:petr_lukianov@bigmir.net)

**Ключові слова:** генерація  
ВІ-шуму, «вихрове кільце»,  
флатер лопаті.

Під час вертикального, або майже вертикального, зниження гелікоптера навколо ротора утворюється тороїдальне «вихрове кільце». Вивченню аеродинамічних параметрів течії в даному режимі польоту приділено достатньо уваги. Досліджено зміну основних силових характеристик роботи гелікоптера в режимі «вихрове кільце». Однак для більш детальнішого вивчення даного режиму необхідно мати інформацію про звукове поле, яке формується під час взаємодії ротора гелікоптера з «вихровим кільцем.» Виникає така задача: як впливає «вихрове кільце» на процес генерації звуку, часткової трансформації його у вібрації? У даній роботі поставлена і чисельно розв'язана задача генерації ВІ-шуму ротора гелікоптера на режимі «вихрове кільце». Задача складається з аеродинамічної і акустичної частин. Аеродинамічна частина задачі включає в себе систему рівнянь Ейлера і нерозривності. Акустична частина задачі складається з раніше отриманої автором системи рівнянь, що описує процес генерації і поширення звуку. На її основі вивчено ближнє звукове поле. Чисельний розрахунок дальнього звукового поля виконаний на основі інтегрального представлення. Використана в роботі модель вважається перехідною, наближеною, оскільки виникаючі на поверхні інтенсивні вібрації не є малими величинами. Не дивлячись на те, що в ній враховані лише малі акустичні збурення, вона дозволяє наблизитися до опису вібрацій, виділити їх серед акустичних коливань, які виникають в процесі генерації звуку. Аналіз безрозмірних пульсацій щільності говорить про те, що на режимі роботи ротора «вихрове кільце» на поверхні лопаті реалізуються 3-4 серії поперечних коливань, вібрацій. Ці поперечні вібрації є досить небезпечним явищем, оскільки можуть призвести до інтенсивних згинальних коливань лопаті, її руйнування під час флатера. Зазначимо, що область, де реалізуються дані вібрації, істотно більше, ніж для випадку літакової посадки вертольота. Для більш вигнутої лопаті вібраційна область компактною зосереджена у порівнянні з лопаттю з меншим вигином. Шум, що генерується при цьому, має низькочастотний характер та на 10-20дБ вище шуму літакової посадки гелікоптера. Основна енергія його міститься в перших 7-8 гармоніках, значним чином посиленіх вібраційною складовою частиною шуму. Ці особливості ідентифікують режим «вихрове кільце», що дозволяє на практиці подальше вдосконалення системи безпеки польоту.

## PECULIARITIES OF GENERATION OF BVI-NOISE OF A HELICOPTER ROTOR IN “VORTEX RING” MODE

**Lukianov P. V.**

*Associate Professor*

*National Technical University of Ukraine*

*“Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”,*

*Botkina str.,1, Kiev, Ukraine*

*petr\_lukianov@bigmir.net*

**Key words:** *BVI-noise generation, vortex ring, blade flutter.*

During the vertical, or almost vertical, descent of the helicopter around the rotor, a toroidal “vortex ring” is formed. Sufficient attention has been paid to the study of aerodynamic parameters of the flow in this flight mode. The change of the main power characteristics of the helicopter operation in the “vortex ring” mode is investigated. However, for a more detailed study of this mode, it is necessary to have information about the sound field that is formed during the interaction of the helicopter rotor with the “vortex ring”. The following problem arises: how does the “vortex ring” affect the process of sound generation, its partial transformation into vibration? In this work, the problem of generating BVI noise in the “vortex ring” mode is formulated and numerically solved. The overall problem consists of aerodynamic and acoustic parts. The aerodynamic part of the problem includes the system of Euler and continuity equations. The acoustic part of the problem consists of a system of equations previously obtained by the author that describes the process of sound generation and propagation. On its basis, the near sound field was studied. The numerical calculation of the far sound field is based on the integral representation. The model used in this work is considered to be transitional, approximate, since the intense vibrations arising on the surface are not small values. Since today there are no models that allow you to simultaneously correctly describe sound and vibration, the model of sound generation is used in the work as a transitional one. Despite the fact that a priori only small acoustic disturbances are taken into account in it, nevertheless, it allows one to approach the description of vibrations. Analysis of dimensionless density pulsations suggests that in the rotor operating mode “vortex ring” 3-4 series of transverse vibrations are realized on the blade surface. These lateral vibrations are quite a dangerous phenomenon, since they can lead to intense bending vibrations of the blade, its destruction on the flutter. At the same time, the area where these vibrations are realized is significantly larger than for the case of an airplane landing of a helicopter. The degree of blade bending makes the vibration region more compact for a blade with a large bend. The noise generated in this case has a low-frequency nature 10-20 dB higher than the noise of an airplane landing of a helicopter. Its main energy is concentrated in the first 7-8 harmonics, which is significantly amplified by the vibrational leaving noise. These features make it possible to identify the “vortex ring” mode, which in practice allows further improvement of the flight safety system.

### ВСТУП

Одним із цікавих і небезпечних режимів роботи ротора гелікоптера є обертання його на режимі «вихрового кільця». Особливістю даного режиму є те, що «вихрове кільце» утворюється при певних умовах польоту: під час вертикального, або майже вертикального, зниження вертольота на швидкості близько 3-7 м/с. На сьогодні існують роботи, в яких представлені математичні моделі, що дозволяють розрахувати аеродинамічні параметри течії для режиму «вихрове кільце».

Так, в роботі [1] запропоновано математичну модель і алгоритм чисельного розрахунку параметрів течії навколо ротора гелікоптера для режимів крутого планування і «вихрового кільця». Дана модель враховує циркуляційну складову течії і дозволяє описати індуктивну течію, що створює разом з основною течією вихрове кільце. Розрахунки на основі цієї моделі показали, що режим вихрового кільця супроводжується збільшенням індуктивних швидкостей течії, але в той же час відбувається зниження сили тяги ротора.

В роботі [2] використовується нелінійна лопа-тева модель з вільним вихровим слідом, яка дозволяє визначити сукупність ознак виникнення «вихрового кільця». Одним із них є значна пульсація сили тяги, що досягає 20%. При цьому спостерігається нестійке маховий рух лопаті. Дані фактори роблять цей режим польоту дуже небезпечним.

В роботі [3] наводиться чисельний розрахунок течії в режимі «вихрового кільця» з використанням нестационарного рівняння Нав'є-Стокса (URANS), а також розрахункові траєкторії виходу з даного режиму. Аналітична модель утворення «вихрового кільця», представлена в роботі [4], описує вихрове кільце із закруткою для ідеальної нестисливої течії.

Не дивлячись на те, що аеродинамічним аспектам роботи ротора на режимі «вихрового кільця» приділено достатньо уваги, в той час процес генерації звуку на даному режимі польоту мало вивчений. Так, в роботах [6; 7] досліджений шум гвинта гелікоптера в режимі висіння з формуванням «вихрового кільця». Виконано розрахунок пульсацій тиску, а також коефіцієнта тиску уздовж хорди лопаті ротора. Однак просторовий розподіл характеристик ближнього поля не наводиться. Для розрахунку далекого поля використовується рівняння Фоукс-Уільмса-Хоукінгса. Авторами роботи приділено чимало уваги порівнянню розрахункових даних з експериментальними даними, але не виділені характерні особливості генерації шуму, властиві режиму «вихрового кільця». А це дуже важливе питання з точки зору безпеки польоту: прилади гелікоптера повинні зафіксувати відмінні риси генерації шуму, які вказують на те, що ротор гелікоптера дійсно опинився у «вихровому кільці».

Одним з факторів, який притаманний режиму «вихрового кільця» ротора гелікоптера, є виникнення різких вібрацій. Дійсно, як показали експериментальні дослідження [8–10], а також розрахунки генерації шуму взаємодії лопаті і вихорів (BVI-noise), при малих числах Маха польоту гелікоптера ( $M < 0.1$ ) відбувається трансформація енергії генерації шуму у вібрації [11; 12]. Оскільки кінетична енергія потоку, котрий набігає на лопать, в основному витрачається на підйомну силу і подолання лобового опору, то вібрації, які виникають на лопаті, захоплюють частину цієї енергії. Тому і відбувається втрата сили тяги. А якщо лопать ще потрапить в резонансний режим (флатер), то вертоліт може втратити керування. Отже, дуже важливим моментом є знання відмінних характеристик шуму ротора гелікоптера на режимі «вихровий кільце». На основі цих даних прилади, що реєструють звукове поле, можуть ідентифікувати даний режим роботи ротора, попередити пілотів про нього.

У даній роботі для моделювання шуму ротора гелікоптера на режимі «вихрове кільце» використовується тривимірна нестационарна модель генерації звуку, запропонована раніше і успішно апробована автором для ряду задач. Слід зазначити, що процес генерації звуку на даному режимі роботи ротора гелікоптера супроводжується виникненням значних за величиною вібрацій на окремих частинах лопаті. Тому цю математичну модель можна розглядати як наближену, що описує процес переходу від генерації звуку до вібрацій.

На підставі даної моделі вперше вдалося детально вивчити ближнє звукове поле: побудувати просторовий розподіл пульсацій густини. Це дозволило, в залежності від параметрів задачі, чітко визначити області трансформації звукових коливань у вібрації. Отримані розрахункові дані ближнього звукового поля використано для розрахунку дальнього звукового поля, в той час як раніше використовували лише наближені підходи розрахунку ближнього поля, не розв'язуючи тривимірної задачі. Використання тривимірного підходу для ближнього поля дозволило визначити особливості генерації шуму, виникнення вібрацій.

**Мета роботи.** Метою даної роботи є постановка і розв'язання тривимірної нестационарної задачі генерації BVI-шуму на режимі «вихрове кільце», виявлення за результатами розрахунку звукового поля ознак, що ідентифікують роботу ротора на даному режимі.

#### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Нехай гелікоптер здійснює вертикальне зниження на швидкості 3-5 м/с, при цьому навколо ротора сформувалося «вихрове кільце» (рис. 1). Розглянемо ротор, лопаті якого мають подвійний «sin-sin» вигин і відносяться до «Blue-edge» типу зі зниженим шумом [13; 14]. Необхідно вивчити генерацію шуму взаємодії ротора гелікоптера з «вихровим кільцем».



**Рис. 1. Формування вихрового кільця на режимі вертикального спуску,  $V = 3-5$  м/с**

**Фізична модель.** На режимі вертикального або майже вертикального зниження (з малою горизонтальною швидкістю) утворюється «вихрове кільце». Це відбувається тому, що компоненти індуктивної і вертикальної складових швидко-

стей потоку, що набігає знизу, мають один і той же порядок за величиною. Цей потік не в змозі «змести» з лопаті індуковану течію, а тому вступає з нею у взаємодію з формуванням тороїдального вихору – «вихрового кільця». «Вихрове кільце» в даній роботі моделюється у вигляді компактно розподілених вихорів Тейлора, що утворюють тор.

**Аеродинамічна постановка задачі.** Система рівнянь, що описує ідеальну стисливу течію навколо лопаті [13; 14], складається з рівняння Ейлера і рівняння нерозривності:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u'}{\partial \tau} + u' \frac{\partial u'}{\partial \xi} + \lambda c v' \frac{\partial u'}{\partial \eta} + \frac{c}{AR} w' \frac{\partial u'}{\partial \zeta} &= - \frac{1}{M^2 \rho'} \frac{\partial \rho'}{\partial \xi} \\ \frac{\partial v'}{\partial \tau} + u' \frac{\partial v'}{\partial \xi} + \lambda c v' \frac{\partial v'}{\partial \eta} + \frac{1}{AR} w' \frac{\partial v'}{\partial \zeta} &= - \frac{\lambda c}{M^2 \rho'} \frac{\partial \rho'}{\partial \eta} \\ \frac{\partial w'}{\partial \tau} + u' \frac{\partial w'}{\partial \xi} + \lambda c v' \frac{\partial w'}{\partial \eta} + \frac{1}{AR} w' \frac{\partial w'}{\partial \zeta} &= - \frac{1}{M^2 AR \rho'} \frac{\partial \rho'}{\partial \zeta} \\ \frac{\partial \rho'}{\partial \tau} + \frac{\partial(\rho' u')}{\partial \xi} + \lambda c \frac{\partial(\rho' v')}{\partial \eta} + \frac{1}{AR} \frac{\partial(\rho' w')}{\partial \zeta} &= 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Тут  $\xi = x / c, \eta = y / \lambda, \zeta = z / R, \tau = kt$ ,

$u' = u / U_\infty, v' = v / U_\infty, w' = w / U_\infty; p = p' \rho_\infty U_\infty^2, \rho = \rho_\infty \rho'$ , а  $c, \lambda, R$  – довжина хорди лопаті, товщина параметр, радіус лопаті відповідно;  $M$  – число Маха,  $AR = R / c$  («aspect ratio»).

Граничною умовою на поверхні лопаті є умова непротікання рідини через поверхню:

$$\vec{V}_n|_r = 0. \quad (2)$$

Крім граничної умови (2), задаються вихори Тейлора (рис. 2). Рішення даної задачі дозволяє знайти безрозмірні компоненти швидкості і щільності.

**Рис. 2. Лопать у «вихровому кільці»**

Для з'ясування особливостей генерації звуку в режимі «вихрове кільце» необхідна постановка акустичної задачі.

**Акустична постановка задачі.** Система рівнянь, що описують генерацію і поширення звуку має вигляд [14]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \tau^2} - \frac{1}{M_\infty^2} \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \xi^2} - a^2 (\lambda^2 c^2 \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \eta^2} + \frac{1}{AR^2} \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \zeta^2}) + \\ R(\bar{p}', \frac{\partial \bar{p}'}{\partial \xi}, \frac{\partial \bar{p}'}{\partial \eta}, \frac{\partial \bar{p}'}{\partial \zeta}, \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \xi^2}, \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \eta \partial \xi}, \dots, \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \zeta^2}) = \\ = \gamma (\frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \xi}, \frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \eta}, \frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \zeta}, \frac{\partial^2 \bar{\varphi}}{\partial \xi^2}, \frac{\partial^2 \bar{\varphi}}{\partial \eta \partial \xi}, \dots, \frac{\partial^3 \bar{\varphi}}{\partial \zeta^3}); \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \bar{\rho} (\frac{\partial^2 \bar{\varphi}}{\partial \xi^2} + c^2 \lambda^2 \frac{\partial^2 \bar{\varphi}}{\partial \eta^2} + \frac{1}{AR^2} \frac{\partial^2 \bar{\varphi}}{\partial \zeta^2}) + c \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \xi} \cdot \frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \xi} \\ + c^2 \lambda^2 \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \eta} \cdot \frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \eta} + \frac{1}{AR^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \zeta} \cdot \frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \zeta} = - \left[ c \frac{\partial \rho'}{\partial \tau} + \right. \\ \left. \bar{\rho}' (c \frac{\partial \bar{u}}{\partial \xi} + \lambda c^2 \frac{\partial \bar{v}}{\partial \eta} + \frac{c^2}{R} \frac{\partial \bar{w}}{\partial \zeta}) + c \bar{u} \frac{\partial \rho'}{\partial \xi} + \lambda c^2 \bar{v} \frac{\partial \rho'}{\partial \eta} + \frac{c^2}{R} \bar{w} \frac{\partial \rho'}{\partial \zeta} \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

У рівняннях (3)-(4)  $\bar{\varphi}, \bar{p}'$  – безрозмірний звуковий потенціал та густина.

Вираз  $R(\bar{p}', \frac{\partial \bar{p}'}{\partial \xi}, \frac{\partial \bar{p}'}{\partial \eta}, \frac{\partial \bar{p}'}{\partial \zeta}, \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \xi^2}, \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \xi \partial \eta}, \dots, \frac{\partial^2 \bar{p}'}{\partial \zeta^2})$

містить доданки, які залежать від густини  $\bar{\rho}'$  та її похідних. Гранична умова для акустичних компонентів швидкості врахована в аеродинамічній постановці (2). На великій відстані від лопаті виконується умова випромінювання Зомерфельда, яка врахована у виразі дальнього звукового поля, наведеного нижче.

**Метод розв'язання задачі.** Поставлена задача розв'язувалась у прямокутній декартовій системі координат за допомогою чисельно-аналітичного методу [15]. Використання чисельного методу призводить до утворення замкненої системи рівнянь, з яких шукані функції та їхні похідні виражаються неявно (неявна схема). Цей метод раніше автором опрацьований на задачах генерації звуку лопаттю гелікоптера. Розрахункова сітка на поверхні лопаті мала такі розміри: 82 x 40 – вздовж хорди лопаті та за її розмахом відповідно.

**Ближнє поле**

Для того щоб вивчити відмінні риси формування звукового поля в режимі «вихрове кільце», дослідимо поведінку пульсацій безрозмірної щільності, які генерують звук на поверхні лопаті. У задачі була розглянута лопать з такими параметрами: переріз лопаті є 10% параболічний профіль NASA, довжина лопаті  $R = 3\text{м}$ ,  $AR = R / c = 10$ . Лопать в довільний момент часу розташована під деяким кутом  $\alpha = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$  в площині обертання ротора і поставлена під кутом атаки  $\gamma = 10^\circ$  (не змінювався). У розрахунках розглянуті два варіанти ступеня вигину лопаті:  $\delta = 0.1, 0.15$ .

Дані розрахунків, наведені на рис. 3-4, говорять про таке. Інтенсивна генерація звуку, що переходить в вібрації, формується не вздовж лопаті, як це відбувається при звичайному польоті гелікоптера, а поперек неї – уздовж за хордою поперечного перерізу лопаті. Це означає, що в режимі вертикального зниження відбувається інтенсивне захоплення енергії звукових поздовжніх коливань і трансформація цих коливань в поперечні (вібрації). Раніше в роботі [11] вивчена літакова посадка гелікоптера, де подібне явище вже спостерігалось. Однак там трансформація звуку у вібрації була не настільки інтенсивною, ніж в даній задачі.

При цьому слід зауважити, що на рис. 3,4 чітко видно 3-4 поперечні серії, які варіюються в залежності від ступеня вигину лопаті і кута постановки її до потоку. Подібні явища можуть призвести не тільки до виникнення флаттера лопаті, але і до швидкого руйнування лопаті як такої. Зауважимо, що пульсації щільності більш сконцентровані для лопаті з великим вигином, ніж у лопаті з меншим вигином. Це говорить про те, що форма лопаті

вздовж її розмаху здатна впливати не тільки на генерацію звуку, але і на вібрації. Виявлені закономірності, безумовно, повинні позначитися на результатах розрахунку дальнього звукового поля.

#### Дальнє поле

Після розрахунку параметрів ближнього поля скористаємося виразом для дальнього звукового поля. На основі відомого підходу Кірхгофа раніше було отримано наступне співвідношення [16]:

$$\varphi(x, t_1) = \frac{-M_1^2}{4\pi} \left( \int_S \left[ \frac{F_1}{R} \right]_t \cdot dS_x + \int_S [F_2]_t \cdot dS \right),$$

де

$$F_1 = \rho[(\nabla\varphi \cdot \nabla)\vec{v} + (\vec{v} \cdot \nabla) \cdot \nabla\varphi] + \rho(\vec{v} \cdot \nabla)\vec{v} + \vec{v} \cdot \text{div}(\rho\nabla\varphi + \rho\vec{v}) + \nabla\varphi \text{div}(\rho\vec{v})$$

$$F_2 = \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial\varphi}{\partial n} + \frac{1}{Ra_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial\varphi}{\partial t} - \varphi \frac{\partial(1/R)}{\partial n}.$$

На рис. 5-6 представлені рівні шуму, що генерується, в залежності від кута постановки лопаті і ступеня вигину лопаті. Аналіз розрахунків дальнього звукового поля показав такі закономірності: рівень шуму у всіх розрахункових ситуаціях значно вище рівня шуму при літакової посадці гелікоптера. Якщо при літакової посадці він варі-

ювався в межах 60-90дБ, то в цієї задачі він змінюється в діапазоні від 80-110дБ.

Отримані розрахункові значення рівня шуму кількісно близькі результатам роботи [7], але трохи вище за величиною, що може бути пояснено тим, що в [7] лопать мала дещо інші розміри і форму, ніж в даній роботі.

Спектр шуму показує, що основний внесок дають перші 7-8 гармонік. Причому різко виділених високих частот, наприклад як для літакової посадки гелікоптера [11], не спостерігається. Це говорить про те, що на режимі «вихрове кільце» переважає низькочастотний шум, що складається з шуму обертання і посиленій вібраційними складовими. Таким чином, відмінною особливістю шуму, що генерується, є чітко виражений низькочастотний характер шуму зі значним рівнем  $L=80-110$ дБ.

#### Висновки

1. Поставлено і чисельно розв'язано задачу генерації VVI-шуму в режимі роботи ротора «вихрове кільце».

2. Аналіз ближнього і дальнього звукових полів показав, що в режимі «вихрове кільце» реалізується 3-4 серії поперечних вібрацій на поверхні

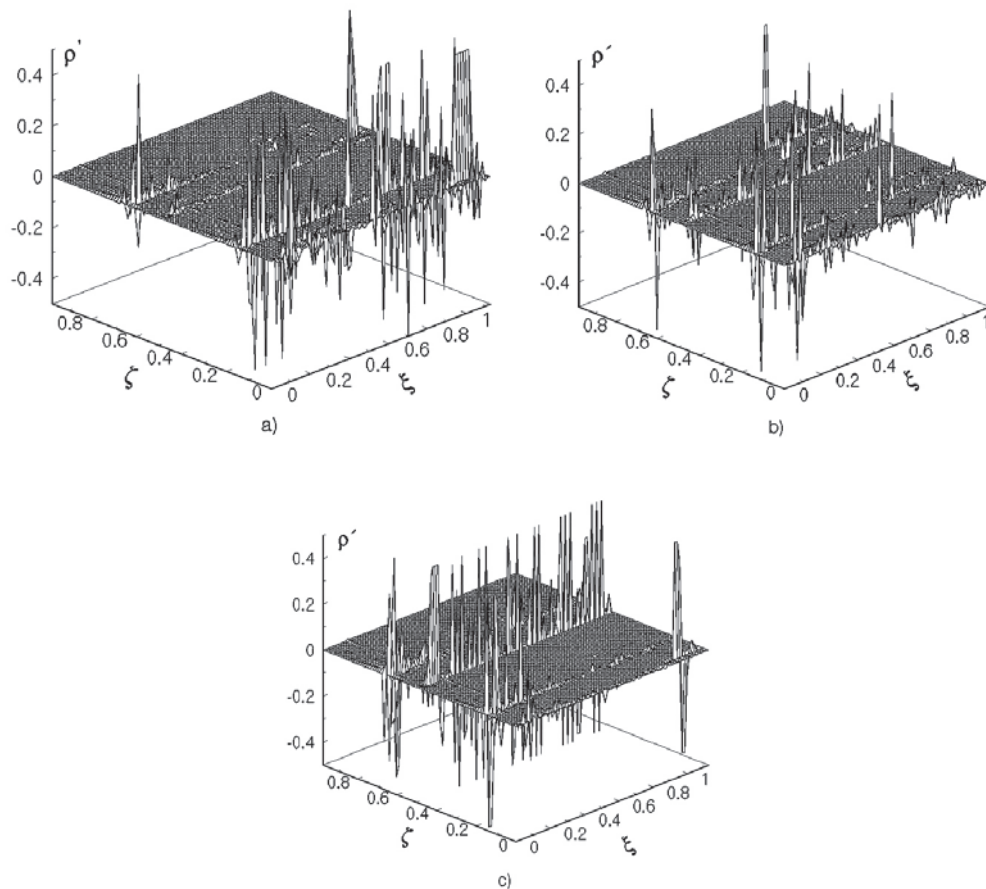


Рис. 3. Пульсації  $p'$ ,  $\delta = 0.1$ : a)  $\alpha = 30^\circ$ , b)  $\alpha = 45^\circ$ , c)  $\alpha = 60^\circ$

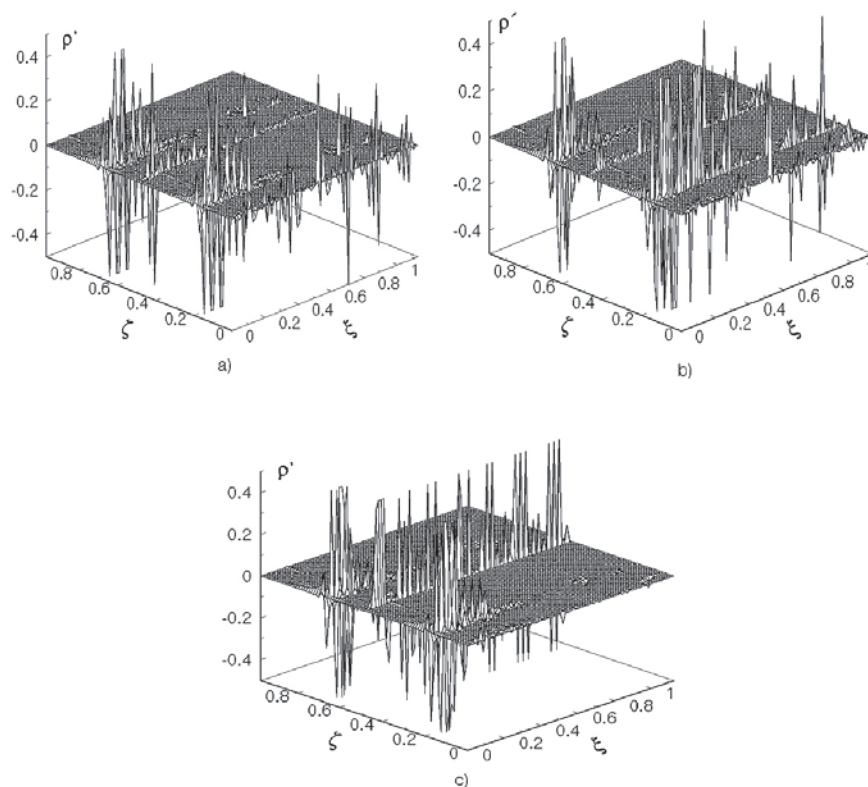


Рис. 4. Пульсації  $\rho'$ ,  $\delta = 0.15$ : *a)*  $\alpha = 30^\circ$ , *b)*  $\alpha = 45^\circ$ , *c)*  $\alpha = 60^\circ$

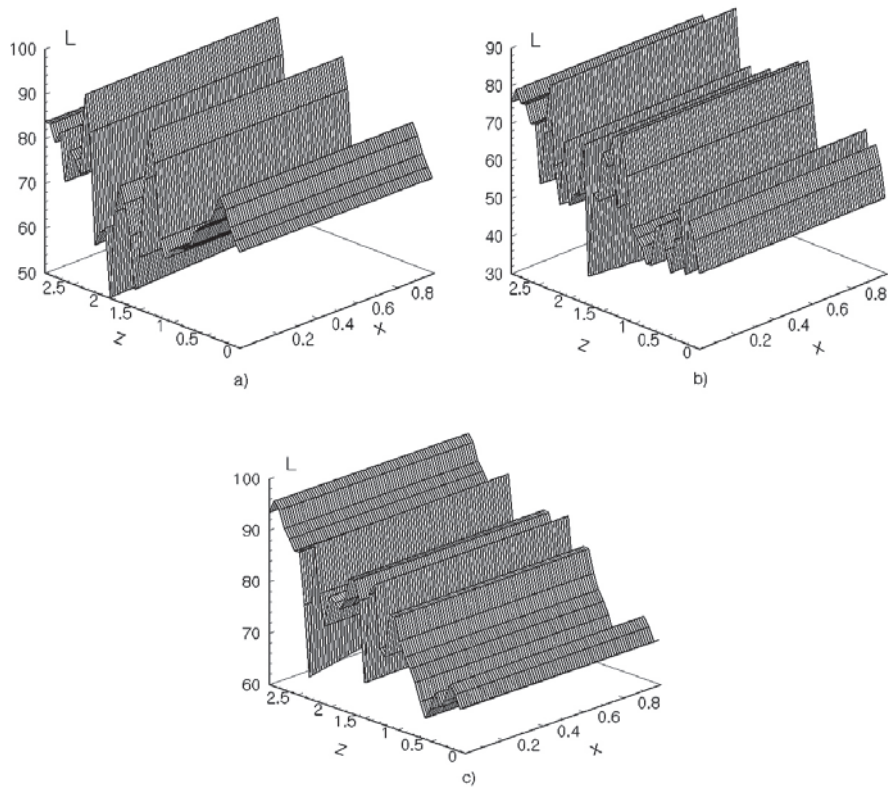
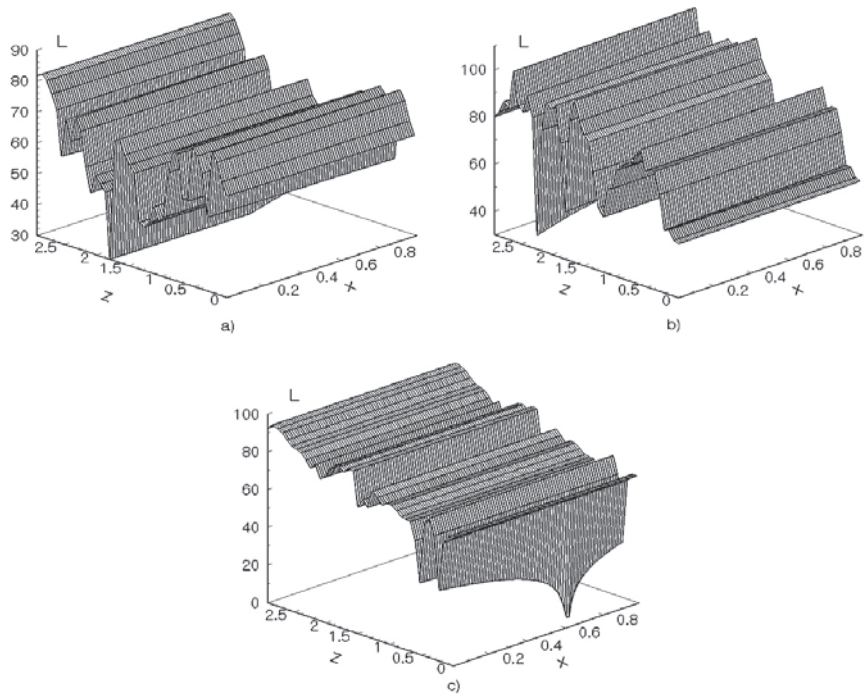
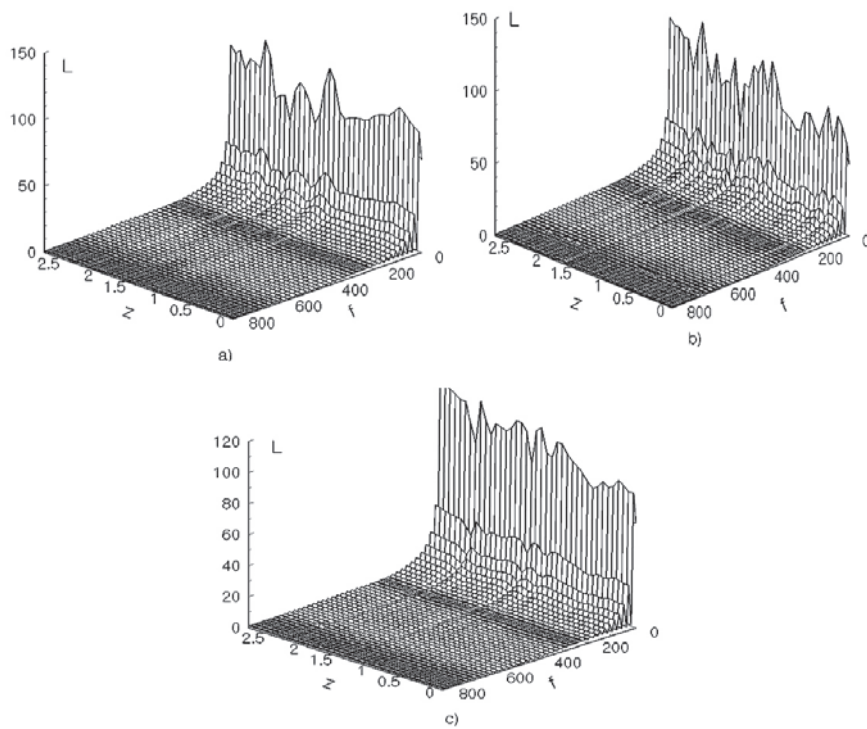


Рис. 5. Рівень звукового тиску  $L$   $\delta = 0.1$ : *a)*  $\alpha = 30^\circ$ , *b)*  $\alpha = 45^\circ$ , *c)*  $\alpha = 60^\circ$



**Рис. 6. Рівень звукового тиску  $L$ ,  $\delta = 0.15$   $\delta = 0.1$  :**  
*a)  $\alpha = 30^\circ$ , b)  $\alpha = 45^\circ$ , c)  $\alpha = 60^\circ$*



**Рис. 7. Спектр шуму,  $\delta = 0.1$  :** *a)  $\alpha = 30^\circ$ , b)  $\alpha = 45^\circ$ , c)  $\alpha = 60^\circ$*

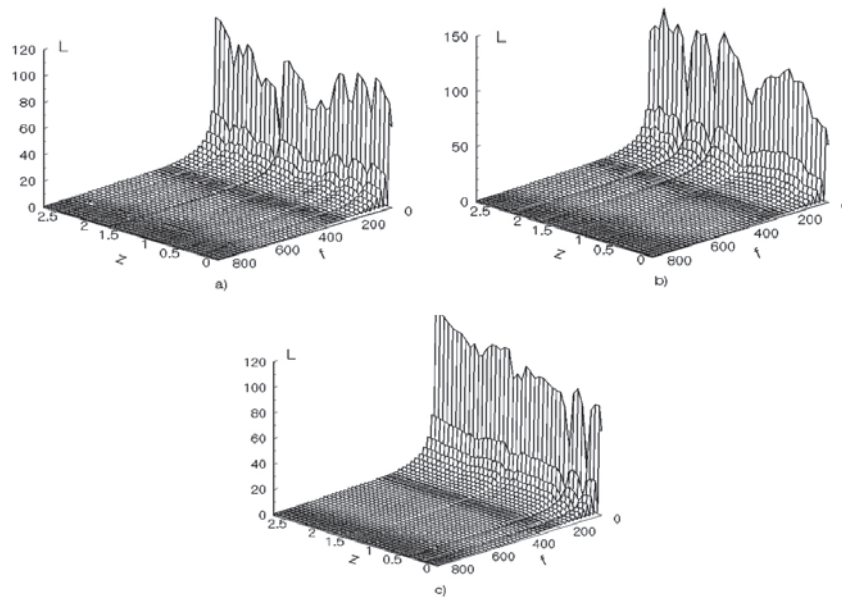


Рис. 8. Спектр шума,  $\delta = 0.15$ : а)  $\alpha = 30^\circ$ , б)  $\alpha = 45^\circ$ , в)  $\alpha = 60^\circ$

лопаті, які вносять істотний внесок в рівень шуму, що генерується взаємодією лопаті ротора і вихровою течією навколо неї. Рівень шуму значно перевершує (на 10-20дБ) шум на режимі роботи лопаті для  $0.1 < M < 0.4$ , а також шум літакової посадки гелікоптера. Характерною відмінністю є те, що основна енергія в спектрі сконцентрована в 7-8 перших гармоніках, в той час як для літако-

вої посадки гелікоптера високочастотна область також мала досить високий рівень у спектрі.

3. Виконаний порівняльний аналіз шуму на режимі «вихровий кільце» дозволяє ідентифікувати його серед інших режимів роботи ротора гелікоптера, отже, може бути використаний для подальшого вдосконалення системи безпеки польотів.

#### ЛІТЕРАТУРА

1. Щеглова В.М. Нестационарное обтекание несущего винта на режимах крутого планирования и вихревого кольца. *Учёные записки ЦАГИ*. Том XLIII. № 3. 2012. С. 51–68.
2. Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование режимов «вихревое кольцо» несущего винта вертолёта. *Труды МАИ*. Вып. 45. 2011. С. 1–20. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/).
3. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами, включая режим «вихревого кольца» несущего винта. *Труды МАИ*. Вып. 69. 2013. С. 1–25. URL: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/).
4. Wienczyslaw Stalewski and Katarzyna Surmacz. Investigations of Vortex ring state on helicopter main rotor based on computational methodology using URANS solver. *MATEC Web of Conferences 304, 02011*. 2019. URL: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201930402011>.
5. Банникова Е.Ю., Конторович В.М., Пославский С.А. Спиральность тороидального вихря с закруткой. *ЖЭТФ*. 2016. Том.149. Вып.4. С. 888–895.
6. Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Остриков Н.Н., Денисов С.Л., Макашов С.Ю., Аникин В.А., Громов В.В. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолётных винтов на открытом стенде. *Акустический журнал*. 2016. Том 62. № 6. С. 725–730.
7. Копьев В.Ф., Зайцев В.В., Воронцов В.И., Карабасов С.А., Аникин В.А. Расчёт шума несущего винта вертолёта и его экспериментальная проверка на режиме висения. *Акустический журнал*. 2017. Том 63. № 6. С. 651–664.
8. Chen Peter C., Barder James D., Evens Robert A.D., and Niemczuk John. Blade-vortex interaction noise reduction with active twist smart rotor technology. *Smart Mater.Struct.* 2001. no. 10. P. 77–85.
9. Booth Earl R., Wilbur Jr., Matthew L. Acoustic Aspects of Active-twist Rotor control. *American Helicopter Society 58-th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11-14, 2002*. P. 15.
10. Booth, E.R., and Wilbur, J.L. Acoustics Aspects of Active-Twist Rotor Control. *Journal of American Helicopter Society*. 2004. Vol. 49, no. 1. P. 3–10.



11. Лукьянов П.В. Особенности генерации BVI-шума при самолётной посадке вертолѐта. *Вісник Запорізького національного університету. Сер.: Математичне моделювання і прикладна механіка.* 2018. № 2. С. 73–88. DOI: 26661/2413-6549-2018-2-08.
12. Лукьянов П.В. Снижение BVI-шума ротора вертолѐта с помощью лопасти с двойным изгибом. *Вісник Черкаського університету. Сер.: Прикладна математика. Інформатика.* 2017. № 1-2. С. 50–64.
13. Лукьянов П.В. Влияние закругления конца лопасти на шум взаимодействия вихрь-лопасть. *Акустичний вісник.* 2015. № 2(17). С. 23–37.
14. Лукьянов П.В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть II. Схема применения для нестационарных задач. *Акустичний вісник.* 2012. № 3(15). С. 45–52.
15. Лукьянов П.В. Об одной модели аэроакустики сжимаемого газа. Часть II. Шум близкого взаимодействия вихря-лопасти вертолѐта. *Акустичний вісник.* 2013-2014. № 3(16). С. 31–40.
16. Лук'янов Петро В. Генерація звуку взаємодії вихорів Тейлора і Скуллі з лопаттю змінної товщини. *Наукові вісті НТТУ «КПІ». Сер. фіз.-мат. науки.* 2014. № 4. С. 139–145.

#### REFERENCES

1. Shcheglova, V.M. (2012) Nestatsionaroye obtekanie nesushchego vinta na rezhymakh krutogo planirovaniya a vikhrevogo koltsa [Unsteady flow around the main rotor in steep gliding and vortex ring modes]. *Uchenye zapiski TsAGI*, tom XLIII, no.3, pp.51-58.
2. Makeyev, P.V., Shomov, A.I. (2011) Chislennoye modelirovanie rezhymov «vikhrevoe koltso» nesushchego vinta vertolyota [Numerical simulation of the «vortex ring» modes of the helicopter main rotor]. *«Trudy MAI»*, vol.45, pp.1-20. Retrieved from: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/).
3. Ignatkin, Yu.M., Makeyev, P.V., Shomov A.I. (2013) Chislennoye modelirovanie interferentsii mezhdu nesushchim I rulevym vintami, vklyu chaya rezhym «vikhrevogo koltsa» nesushchego vinta [Numerical modeling of the interference between the main rotor and the tail rotor, including the rotor vortex ring mode]. *«Trudy MAI»*, vol.69, pp.1-25. Retrieved from: [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/).
4. Stalewski, Wienczyslaw and Surmacz, Katarzyna (2019). Investigations of Vortex ring state on helicopter main rotor based on computational methodology using URANS solver. *MATEC Web of Conferences 304, 02011* . Retrieved from: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201930402011>.
5. Bannikova, Ye., Yu., Kontorovich, V.M., S.A. (2016) Poslavsky. Spiralnost' toroidal'nogo vikhrya s zakrutkoy [Spirality of a twisted toroidal vortex]. *Zh.E.T.F.*, vol.49, no. 4, pp.888-895.
6. Kopyov, V.F., Zaytsev, M.Yu., Vorotsov, V.I., Karabasov, S.A., Anikin, V.A. (2017) Rashchyet shuma nesushchego vinta vertolyota I ego eksperimental'naya proverka na rezhyme viseniya [Calculation of helicopter main rotor noise and its experimental verification in hover mode]. *Akustichesky zhurnal*, vol. 63, no.6, pp.651-664.
7. Kopyov, V.F., Zaytsev, M.Yu., Ostrikov, N.N., Denisov, S.L., Makashov, S.Yu., Anikin V.A., Gromov V.V. (2016) Ob opredelenii akusticheskikh kharakteristik modeley nesushchskh verolyotnykh vintov na otkrytom stende [On the determination of the acoustic characteristics of models of helicopter rotor propellers on an open stand]. *Akustichesky zhurnal*, vol. 62, no.6, pp.725-730.
8. Chen, Peter C., Barder, James D., Evens, Robert A.D. (2001), and Niemczuk, John. Blade-vortex interaction noise reduction with active twist smart rotor technology. *Smart Mater.Struct.* no.10 , pp.77-85.
9. Booth, Earl R., Wilbur, Jr., Matthew, L (2002). Acoustic Aspects of Active-twist Rotor control. *American Helicopter Society 58-th Annual Forum*, Montreal, Canada, June 11-14, pp.15.
10. Booth, E.R., and Wilbur, J.L. (2004). Acoustics Aspects of Active-Twist Rotor Control. *Journal of American Helicopter Society*, vol.49, N1, pp.3-10.
11. Lukianov, P.V. (2018). The peculiarities of BVI-noise generation at helicopter airplane landing. *Visnyk of Zaporizhzhya National University. Physical and Mathematical Sciences*, no.2, pp.73-88.
12. Lukianov, P.V. (2017). Helicopter rotor BVI-noise reduction by twice-bent blade. *Visnyk Cherkaskoho universytety. Ser.: Applied mathematics. Informatics.* No.2, pp.50-64.
13. Lukianov, P.V. (2015). The effect of blade tip truncation on the BVI-noise level. *Akustychnyi visnyk*, vol.17, no.2, pp.23-37. Retrieved from: <http://dspase.nuv.gov.ua/handle/123456789/116240>.
14. Lukianov, P.V. (2015). On one numerically-analytical approach to solving of a problem on sound generation by a thin wing. Part II. A schematic of application to non-stationary problems. *Akustychnyi visnyk*. Vol.15, no.3, pp.45-52. Retrieved from: <http://dspase.nuv.gov.ua/handle/123456789/116180>.
15. Lukianov, P.V. (2013-2014). On one model for aeroacoustics of viscous compressible gas. Part II. Noise of the near helicopter blade-vortex interaction. vol.16, no.3, pp.31-40. . Retrieved from: <http://dspase.nuv.gov.ua/handle/123456789/116180>.
16. Lukianov, P.V. (2014). Sound generation by Taylor&Scully vortex with blade of variable thin. *Research bulletin of the National Technical University of Ukraine»KPI». ser.:Physics and Mathematics.* no.4, pp.139-145.