

УДК 533.63, 534.23

Лук'янов Петро В.<sup>1</sup>, к.ф.-м.н., ст.н.с.

### Генерація шуму близької взаємодії лопаті і вихору при косому обтіканні потоком

<sup>1</sup> Інститут гідромеханіки НАН України, 03680, м. Київ, вул. Желябова, 8/4.  
e-mail: Petr\_Lukianov@bigmir.net

Lukianov Petr V.<sup>1</sup>, Ph.D., Senior Researcher

### Sound generation by blade and vortex near interaction at oblique angle of flow streamlining

<sup>1</sup> Institute of Hydromechanics NAS of Ukraine, 03680, Kyiv, Zhelyabova st. 8/4  
e-mail: Petr\_Lukianov@bigmir.net

*Розв'язано задачу генерації шуму близької взаємодії вихорів Тейлора і лопаті ротора гелікоптера (BVI- шум) при косому обтіканні її потоком. При цьому запропоновано нову модель виділення звуку з нестационарної стисливої течії. Розрахункові дані виявили існування двох серій піків малих збурень густини – зон активної генерації звуку. Варіювання параметрів задачі показало істотну трансформацію енергії першої серії піків в енергію другої серії піків, яка залежить від кута обдування лопаті і швидкості потоку, що набігає на лопать. Процес взаємодії лопаті і вихорів також характеризується генерацією більш високих гармонік, що відображається у частотному розподілу спектру BVI- шуму.*

*Ключові слова: генерація звуку, лопать гелікоптера, вихор.*

*A problem of noise generation by Taylor's vortex and helicopter's rotor blade near interaction (BVI-noise) has been solved for the oblique angle streamlining of the blade by flux. For this problem solving a new model of sound extraction out off non-stationary compressible flow has been used. On the base of the model close system of two equations of aero-acoustics is offered. The numerical data has showed existence two types of the density disturbances peaks on the blade shape-areas of the active sound generation. Essential energy transformation from the first type of peaks into energy of the second ones takes place dependently on value of angle between blade and flux velocity: for angle of attack increasing generated noise is transforming from rotational noise to BVI-noise. This process of the blade and vortex interaction is also characterized by high harmonics realization that are shown in the frequency spectrum distribution of the BVI noise: for the harmonic, that are situated near 700Hz, noise level essentially distinguish from neighbors ones in this frequency region.*

*Key Words: sound generation, helicopter's blade, vortex.*

Статтю представив д.ф.-м.н., проф. Жук Я.О.

#### 1. Вступ

Проектування роторів гелікоптерів із низьким рівнем шуму пов'язано з вивченням шуму взаємодії лопаті і вихору (BVI- шуму). Даний вид шуму є однією із складових загального шуму обертання лопаті і домінує при маневрах гелікоптера. Присутні в полі течії вихори приймають безпосередню участь в процесі генерації BVI- шуму під час розвороту, зниження гелікоптеру.

Сучасні математичні моделі описання BVI- шуму [1] побудовані на чисельному моделюванні процесу взаємодії заданих відомих розподілів

вихорів (Тейлора, Скулли, Ватістаса) з лопаттю за допомогою методів CFD. Але далеко не всі режими течії вже досліджені: генерації шуми при косому обдуванні присвячено лише декілька работ. Розрахункові дані свідчать про певну відмінність впливу прямого та косоного обтікання лопаті на генерацію BVI- шуму.

На цей час задача генерації шуму обертання при косому обтіканні лопаті розглядалась у потенціальному наближенні [2],[3]. У роботі [2] встановлено залежність рівня шуму, що генерується, форму розподілу звукового тиску. Вони суттєво відрізняються від випадку прямого обтікання лопаті. В роботі [3] було розглянуто

взаємодію вихору, що розташований на відстані, більшій за 1,5 безрозмірного радіуса вихору. На відстані меншій від 1,5 радіуса вихору - взаємодія ізольованого вихору з течією навколо лопаті стає суттєвою, і тому задачу вже не можна розв'язувати в межах потенціального наближення. Якщо поле течії розглядати завихреним, тоді воно буде мати інші параметри (швидкість, тиск). Отже, і BVI- шум, що генерується істотно завихреною течією, також буде відрізнятися від спрощених моделей взаємодії лопаті та вихорів в потенціальному наближенні. Тому нижче пропонується постановка та розв'язання наступної задачі: вивчити генерацію шуму взаємодії лопаті і вихорів Тейлора за умови розташування їх під певним кутом до потоку, що набігає на лопать.

## 2. Мета роботи

Розв'язати задачу генерації BVI- шуму з використанням непотенціальної моделі течії. Виконати порівняльний аналіз отриманих розрахункових даних з даними розрахунку відповідної задачі в потенціальній постановці без урахування вихорів.

## 3. Постановка задачі

Нехай є лопать прямокутної форми вздовж розмаху, та параболічної форми в перерізі. Лопать розташована під кутом  $\psi$  до потоку, що набігає на лопать. Вздовж за розмахом лопаті розподілені вихори Тейлора.

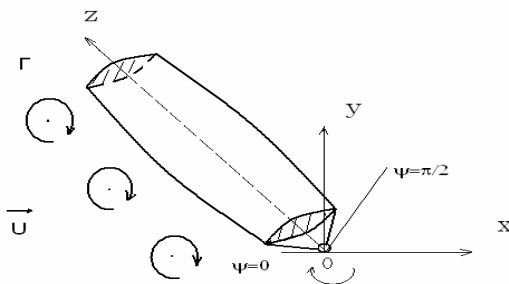


Рис.1. Косе обдування лопаті завихреним потоком

В прямокутній Декартовій системі координат  $Oxyz$  ці вихори розташовані вздовж осі  $z$  з розподілом швидкості за законом:

$$v_{\theta} = v_{\theta \max} \frac{r}{Rc} \cdot e^{(1-(r/R_c)^2)} \quad (1)$$

Припустимо, що кінці лопаті заокруглені, а потік їх плавно обтікає. Кінцеві ефекти будуть ураховані в подальшому дослідженні для більш складної задачі, в якій розглядається варіація форми кінця лопаті з метою мінімізації впливу кінцевих ефектів на BVI- шум, що генерується.

Для визначення характеристик основної течії скористаємось моделлю ідеальної стисливої рідини, оскільки, при обтіканні лопаті реалізується режим течії з великими числами Рейнольдса, що дозволяє нехтувати ефектами в'язкості. Система рівнянь, яка описує рух ідеальної стисливої рідини, має вигляд:

рівняння Ейлера -

$$\rho \frac{d\vec{v}}{dt} = -\nabla p, \quad (2)$$

рівняння нерозривності -

$$\text{div}(\rho \vec{v}) + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0. \quad (3)$$

На поверхні лопаті задається умова непроникності:

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial \vec{n}} = 0. \quad (4)$$

В результаті розв'язання задачі (2)-(4) будуть визначені характеристики основної течії, котрі використаємо для розв'язання акустичної частини задачі:

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - a^2 \Delta \rho' = \text{div}[\rho(\nabla(\vec{V} \nabla \varphi))] + \rho'(\nabla(\frac{\vec{V}^2}{2}) + \vec{V} \nabla \varphi) + \rho \cdot (\nabla \times \vec{V}) \times \nabla \varphi + \rho' \cdot (\nabla \times \vec{V}) \times \vec{V} + \text{div}[\vec{V} \cdot \text{div}(\rho \nabla \varphi + \rho' \vec{V})] + \text{div}[\nabla \varphi \text{div} \rho \vec{V}] + \nabla a^2 \cdot \nabla \rho' \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \rho \nabla^2 \varphi + \nabla \varphi \cdot \nabla \rho + \rho' \text{div} \vec{V} + \vec{V} \cdot \nabla \rho' = 0 \quad (6)$$

Тут  $\rho', \varphi$  - малі збурення густини і звуковий потенціал відповідно. В початковий момент часу  $\rho', \varphi|_{t=0} = 0$ . Оскільки звукові збурення течії безпосередньо генеруються основним потоком, то вони повинні разом з ним задовольняти граничну умову (4).

## 4. Метод розв'язання задачі

Для розв'язання загальної задачі було використано чисельно-аналітичний підхід, що дозволяє визначити як характеристики основної

течії, так і акустичні змінні  $\rho', \varphi$ . Числова реалізація метода виконана на основі схеми, котру було використано при розгляді потенціальної моделі течії [2],[4],[5]. Розрахунок проводився у безрозмірних координатах, нормованих на розміри лопаті. Тиск та швидкість течії нормувались на параметри потоку, що набігає на лопать з нескінченності -  $U_\infty, \rho_\infty$ . Кількість точок на розрахунковій сітці у напрямку розмаху лопаті вибиралась менше, ніж у поперечному напрямку, де швидше відбувається нестационарний процес.

### 5. Аналіз ближнього поля

Розглянемо лопать з наступними параметрами :  $\delta = 0.1, R = 3.0m, c = 0.3m$ . Швидкісний режим потоку відповідає числам  $M = 0.2; 0.4$ , а вихори Тейлора знаходяться на відстанях  $r_c = 1.0; 3.0$ . Для вивчення зародження (генерації) звуку у ближньому полі зручніше розглянути безрозмірну пульсацію густини  $\bar{\rho}'$  (на рис.2,3,4 просто  $\rho'$ ), яка є малим збуренням безрозмірної густини основної течії  $\bar{\rho} = \rho / \rho_\infty$ .

Розрахунок пульсацій густини у ближньому полі виявив наступні закономірності. При порівняльно малих числах Маху  $M = 0.2$  та куті обдування лопаті потоком  $\alpha = 30^\circ$  (рис.2а) спостерігаються дві чітко виражені області генерації звуку. Перша з них, більш рівномірно розподілена вздовж за розмахом лопаті. Вона розташована в тому самому місці, що і в задачі у потенціальному наближенні [2] у відсутності вихорів у течії. Друга серія піків безпосередньо зв'язана з неоднорідністю течії, що набігає на лопать: в ній присутні розподілені вздовж за розмахом лопаті вихори Тейлора. Цей факт, а також варіація кута обдування лопаті, виявила різні за рівнем і формою чотири зони пульсацій  $\rho'$ , котрі плавно переходять одна в одну.

Із збільшенням кута  $\alpha = 45^\circ$  (рис.2b) здійснюється помітна трансформація енергії сусідніх піків: у першій серії піки розподілені вже не так плавно, як у випадку  $\alpha = 30^\circ$ . Теж саме спостерігається для другої серії піків: два з чотирьох піків залишаються плавними, а решта два піки – різко вираженими. При цьому амплітуди другої серії піків, у центрі лопаті, істотно зросли в порівнянні з амплітудами першої серії. Цей факт був раніше виявлений у

потенціальному наближенні [2], і за рахунок присутності у течії вихорів, став ще більш окресленим.

При збільшенні швидкості обдування лопаті,  $M = 0,4; \alpha = 30^\circ$  (рис.3а), перерозподіл енергії між першою та другою серіями піків стає більш істотним. Перша серія піків у декілька разів менше рівня піків другої серії, котрі стали більш різкими. Особливо це проявилось у випадку  $M = 0,4; \alpha = 45^\circ$  (рис.3b), де помітна істотна перевага двох піків другої серії над рештою області генерації звуку.

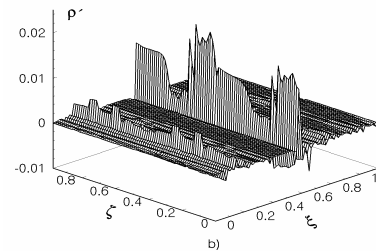
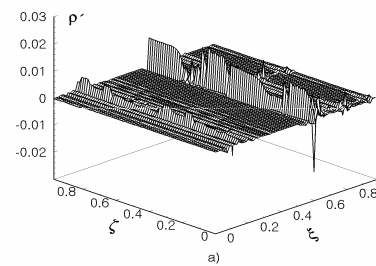


Рис.2. Розподіл пульсацій густини  $\rho'$

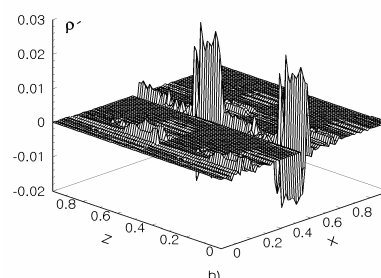
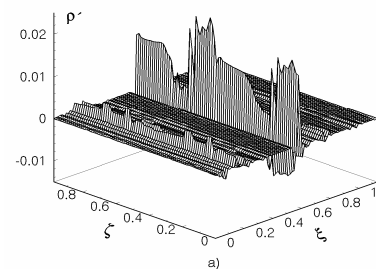


Рис.3. Розподіл пульсацій густини  $\rho'$

### 6. Аналіз дальнього поля

Використовуючи розрахункові дані ближнього поля, тобто збурення густини  $\bar{\rho}'$  та звуковий потенціал  $\varphi$  разом з їх похідними, можна виконати розрахунок дальнього звукового поля. Обчислимо звуковий потенціал в дальньому полі за формулою [2]:

$$\varphi(x, t_1) = \frac{-M_1^2}{4\pi} \left( \int_S \left[ \frac{F_1}{R} \right]_* dS_x + \int_S [F_2]_* dS \right) \quad (7),$$

де

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

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

На рис.5 зображено рівні розподілу звукового тиску (в Дб по відношенню до  $2 \cdot 10^{-5} \text{ Па}$ ). Максимум рівня шуму, що генерується, розташований на кінці лопаті і співпадає з максимумом швидкості потоку, що набігає на лопать. При цьому абсолютний максимум його розташований приблизно посередині поперечного перерізу лопаті, що співпадає з другою серією піків (рис. 2a,b). Крім того, оскільки для кута  $\alpha = 45^\circ$  друга серія піків (рис.2b) крутіша, ніж для кута  $\alpha = 30^\circ$  (рис.2a), то й рівень шуму  $L$  для неї вищий (рис.5b).

Цікавим моментом, на котрий слід звернути увагу при вивченні дальнього поля, є швидкість затухання нелінійних ефектів звукової хвилі, що генерується, в залежності від відстані до лопаті. Розрахунки виявили, що при відстані, що дорівнює трьом розмірам хорди ( $y = 1,0 \text{ м}$ , рис.5с), розподіл рівня звукового тиску вже близький за формою до розподілу у плоскій хвилі. При збільшенні числа Маху  $M = 0.4$  загальний рівень шуму зріс приблизно на 6Дб, а його розподіл по поверхні став більш плавний.

Що стосується частотного розподілу в спектрі шуму, що генерується, то його нульова гармоніка відповідає мінімуму рівня шуму на поверхні лопаті, а її значення коливається в межах  $65 \div 75 \text{ Дб}$  в залежності від параметрів задачі.

Рівень першої, основної гармоніки, відповідає максимуму поверхні рівня шуму  $L$ . Друга та вищі гармоніки істотно нижчі за рівнем основних гармонік шуму. Із зростанням частоти рівень гармонік спадає, залишаючись в межах 10Дб. Це

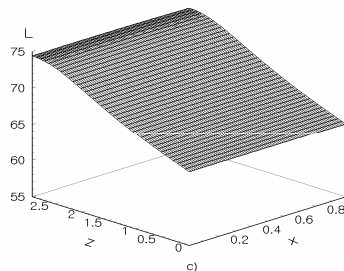
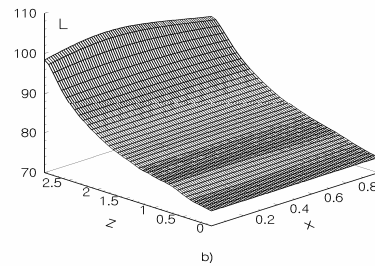
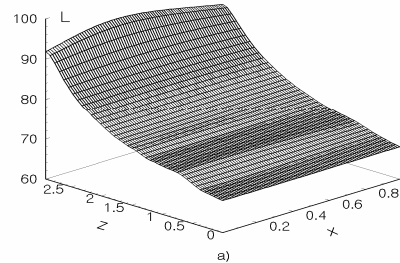


Рис.4. Рівень звукового тиску,  $M=0.2$

свідчить про низькочастотний характер шуму лопаті гелікоптера. І лише в області частоти  $f \approx 700 \text{ Гц}$  спостерігається зона локального максимуму в частотному спектрі. Це є результатом взаємодії вихору та лопаті, тому що вихорова складова шуму проявляється для більш високих частот.

Порівняльний аналіз отриманих розрахункових даних можна виконати якісно, оскільки в такій постановці задачі ще ніхто не розв'язував. Розрахункові дані як ближнього так і дальнього поля, зміна густини і тиску, по формі подібні до даних, отримано за потенціальною моделлю [6],[7],[8] та експериментальними даними [9],[10]. Рівень шуму в частотному спектрі основних гармонік близький до експериментальних даних [11],[12].

## 7. Висновки

1. Встановлено закономірності поведінки акустичного ближнього та дальнього звукових полів для різних кутів обдування лопаті потоком. Зокрема, виявлено суттєву залежність характеру шуму, що генерується, від кута обдування та його розподіл між двома чітко вираженими областями.

2. Виконано порівняльний аналіз отриманих числових даних з даними задачі в потенціальному наближенні. Цей аналіз виявив як певну подібність, так і деяку відмінність в розрахункових даних обох задач, яка пояснюється присутністю в течії вихорів.

3. Частотний розподіл спектра звукового тиску показав, що на частоті  $f \approx 700 \text{ Гц}$  відбувається генерація звука взаємодії лопаті і вихорів, яку не спостерігалось у випадку безвихрового обтікання лопаті.

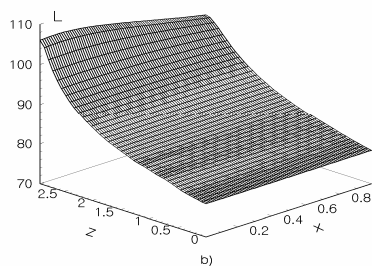
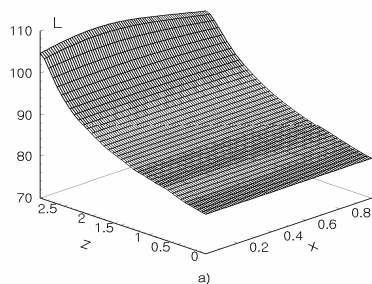


Рис.5. Рівень звукового тиску,  $M=0.4$

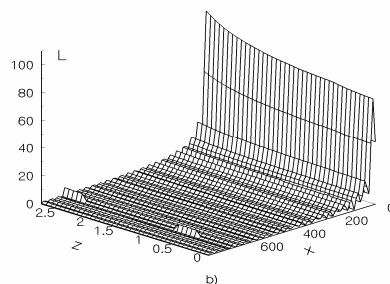
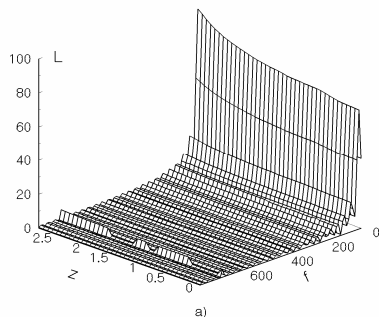


Рис.6. Частотний спектр шуму, що генерується

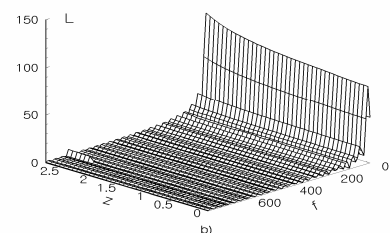
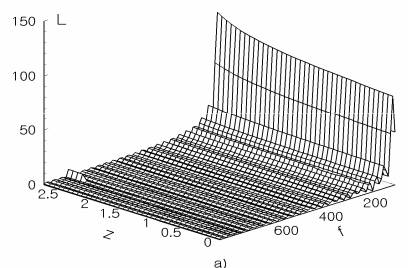


Рис.7. Частотний спектр шуму, що генерується

## Список використаних джерел

1. Alasdair Thom. High-Resolution Simulation of Parallel Blade-Vortex Interactions / Alasdair Thom and Karthikeyan Duraisamy // AIAA Journal.-2010, -v.48, No10.-p.2313-2324.
2. Лук'янов Петро В. Генерація звуку лопаттю гелікоптера про косому обдуванні потоком / Петро В. Лук'янов // Вісник київського національного університету ім. Тараса Шевченка. Серія: фізико-математичні науки.-2011. -№4.-С.91-94.
3. Лук'янов Петро В. Шум взаємодії вихору і лопаті гелікоптера / Петро В. Лук'янов // Наукові вісті КПУ. Серія: фізико-математичні науки.- 2013. -№3.-С.132-136.
4. Лук'янов П.В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть I. Общая схема применения для плоской стационарной задачи / П.В.Лук'янов // Акустичний вісник.-2011.-№3(14).-С.46-52.

5. Лукьянов П.В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть II. Схема применения для нестационарных задач / П.В. Лукьянов // Акустичний вісник.-2012-№3(15).-С.45-52.
6. Lyrintzis A.S. Far Field Noise of Transonic Blade-Vortex Interactions / A.S. Lyrintzis and A.R.George // American Helicopter Society Journal.-1989-№7.-P.30-39.
7. Lyrintzis A.S. Study of the Noise Mechanisms of Transonic Blade-Vortex Interactions / A.S. Lyrintzis and Y. Xue // AIAA Journal.-1991.-№10,v.29.-P.1562-1572.
8. Xue Y. Rotating Kirchhoff Method for Three-Dimensional Transonic Blade-Vortex Interaction Hover Noise. / Y. Xue and A.S. Lyrintzis //AIAA-Journal.-1994.-№7,vol.32.-P.1350-1359.
9. Yamauchi Gloria K. Flight Measurements of blade-vortex interaction noise including comparison with full-scale wind tunnel data / Gloria K.Yamauchi,David B.Signor,Michael E.Watta, Francisco J.Hernandez, and Philip le Masurier // NASA –Tm-112385 (and also AHS 49<sup>th</sup> Annual Forum, May 19-21,1993,St.Louis,Missuri,USA).
10. JanakiRam Ram D. Blade-Vortex Interaction Noise Characteristics of a Full-Scale Active Flap Rotor / Ram D. JanakiRam,Ben W.Sim, Cahit Kitaplioglu and Friedrich K. Straub. // American Helicopter Society 65<sup>th</sup> Annual Forum, May 27-29,2009Grapevine, Texas.
11. Мунин А.Г.Авиационная акустика/ А.Г.Мунина. - Москва. :Машиностроение, 1986.-244с.
- 12.Голдштейн М.И. Аэроакустика/ М.И. Голдштейн-Москва: Машиностроение, 1981.-296с.
4. LUKIANOV PETRO V. (2011). On one numerically-analytical approach for solving of the sound generation problem for thin wing. Part I. General scheme approach using for two-dimensional stationary problem. *Acoustic bulletin*. N3.p.46-52.
5. LUKIANOV PETRO V. (2012). On one numerically-analytical approach for solving of the sound generation problem for thin wing. Part II. A scheme approach using for non-stationary problem. *Acoustic bulletin*. N3.p.45-52.
6. LYRINTZIS A.S.,GEORGE A.R.(1989) Far Field Noise of Transonic Blade-Vortex Interactions. // *American Helicopter Society Journal*, July 1989, pp. 30-39.
7. LYRINTZIS A.S., XUE Y. (1991) Study of the Noise Mechanisms of Transonic Blade-Vortex Interactions. *AIAA Journal*.v.29, N10.p1562-1572.
8. XUE Y., . LYRINTZIS A.S. (1994) Rotating Kirchhoff Method for Three-Dimensional Transonic Blade-Vortex Interaction Hover Noise.*AIAA-Journal*.vol.32, N7, p.1350-1359.
9. GLORIA K., YAMAUCHI D., SIGNOR B.,WATTA M.E.,HERMADEZ F.J.,MAUSURIER P.(1993) Flight Measurements of blade-vortex interaction noise including comparison with full-scale wind tunnel data. *NASA –Tm-112385 (and also AHS 49<sup>th</sup> Annual Forum*, St.Louis, Missuri, May 19-21.
10. JANAKIRAM R.D., SIM B.W., KITAPLIOGLU C.,STRAUB F.K.(2009) Blade-Vortex Interaction Noise Characteristics of a Full-Scale Active Flap Rotor. *American Helicopter Society 65<sup>th</sup> Annual Forum*, Grapevine, Texas, May 27-29.
11. MUNIN A.G. (1986) *Aviation acoustics*.- Москва.: Mashinary, p.244.
12. GOLDSTEIN M.E. (1976) *Aeroacoustics*. McGRAW-HILL International Book Company.

### References

1. Alasdair Thom. High-Resolution Simulation of Parallel Blade-Vortex Interactions /Alasdair Thom and Karthikeyan Duraisamy // AIAA Journal.-2010, -v.48, No10.-p.2313-2324.
2. LUKIANOV PETRO V. (2011) Sound generation by helicopter's blade at oblique angle of flow blow. *Bulletin of Kyiv national university named after T.Shevchenka, ser.: physics&mathematics*.N4.p.91-94.
3. LUKIANOV PETRO V. (2013) Helicopter Rotor Blade-Vortex Interaction Noise.

Надійшла до редколегії 22.04.14