

## Численное моделирование BVI-шума двухлопастного ротора вертолѐта синусоидальной формы

Лукьянов П. В.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Институт гидромеханики НАН Украины, Киев, Желябова 8/4,  
03680, Украина  
petr\_lukianov@bigmir.net*

В работе поставлена и решена задача генерации BVI-шума двухлопастным ротором вертолѐта синусоидальной формы вдоль по размаху лопасти. Выполнен расчёт характеристик ближнего и дальнего звуковых полей. Проведен сравнительный анализ полученных данных с данными для двухлопастного ротора с лопастями прямоугольной формы. Для ротора синусоидальной формы в большинстве расчётных случаев шум на 3-5 Дб ниже, чем у ротора с лопастями прямоугольной формы. При этом наблюдается существенное перераспределение энергии звукообразования из продольных в поперечные волны. Интерференционная картина говорит о сложном нелинейном характере генерируемого шума. В спектре его активизируются более высокие частоты. Вариация формы лопасти вдоль по размаху позволяет влиять на характер и уровень BVI-шума.

*Ключевые слова:* генерация звука; вертолѐт; BVI-шум.

Лук'янов П.В. **Чисельне моделювання BVI-шуму дволопатевого ротора гелікоптера синусоїдальної форми** В роботі поставлено та чисельно розв'язано задачу генерації BVI-шуму дволопаттевим ротором гелікоптера синусоїдальної форми вздовж за розмахом лопаті. Виконано розрахунок характеристик ближнього та дальнього звукових полів. Проведено порівняльний аналіз отриманих даних з даними для дволопатевого ротора з лопатями прямокутної форми. Для ротора синусоїдальної форми у більшості розрахункових випадків шум на 3-5 Дб нижче, а ніж у ротора з лопатями прямокутної форми. При цьому спостерігається істотний перерозподіл енергії звукоутворення з повздовжних у поперечні хвилі. Інтерференційна картина говорить про складний нелінійний характер шуму, що генерується. У спектрі його активуються більш високі частоти. Варіація форми лопаті вздовж за розмахом дозволяє вплинути на характер та рівень BVI-шуму.

*Ключові слова:* генерація звуку; гелікоптер; BVI-шум.

P.V. Lukianov. **BVI-noise simulation of two-blade helicopter's rotor sin-shape** In this paper a problem of BVI-noise generation by two-blade rotor sin-shape is set and solved. A sound density and a pressure level for far and near-field have been calculated. A comparative analysis of the data with ones fortwo-blade rotor with rectangular blades has been carried out. Sin-shape rotor noise for most case of calculations has 3-5 Db less then the noise of rotor with rectangular blade. Here essential reapportionment of energy of longitudinal

sound waves to s-waves is observed. Interference figure says about complex non-linear character of generated sound. Its specter activates more high frequencies. Blade shape variation along the blade sweep allows controlling character and level of BVI-noise.

*Keywords:* sound generation; helicopter; BVI-noise.

*2010 Mathematics Subject Classification* 76Q05, 76G25.

## 1. Введение

Уровень генерируемого шума взаимодействия лопасти и вихрей (BVI-шум) существенным образом зависит от продольной геометрии лопасти. В начале развития вертолетостроения лопасти ротора вертолѐта конструктивно имели прямоугольную форму. В последствии им стали придавать различную форму на концах, чтобы снизить влияние концевых вихрей на генерацию шума аэродинамического происхождения. И только на протяжении последних полутора десятка лет ведѣтся интенсивный поиск новых продольных форм лопастей вдоль по размаху.

Как известно в живой природе все формы совершенствовались на протяжении тысячелетий. Поэтому разнообразным машинам, летательным аппаратам, созданным человеком, стараются придать форму тех или иных живых организмов. Так в последнее время при проектировании лопасть ротора вертолѐта настолько видоизменилась, что приблизилась по своей форме к птичьему крылу (wing-blade).

В настоящее время наблюдается тенденция к поиску новых математических моделей, позволяющих изучить течение вокруг лопасти видоизменѐнной формы с целью снижения BVI-шума. Так в работе [1] изучается BVI-шум лопасти вертолѐта под действием нестационарной нагрузки. Моделирование скорости вокруг лопасти выполняется на основе закона Био-Савара, в то время как течение в целом считается потенциальным, удовлетворяющим уравнению Лапласа. Это, конечно же, довольно таки противоречивый подход, поскольку закон Био-Савара подразумевает существование завихренности вокруг лопасти, а уравнение Лапласа справедливо лишь для идеальной несжимаемой жидкости, потенциального течения. Акустическая формулировка задачи используется в виде известного представления Форсайта (форма A1) [2], полученного с использованием формулы Фуокс - Уильямса - Хоукингса. В качестве расчетных данных в работе, в том числе, представлены азимутальные распределения пульсаций акустического давления, которые близки к кривым, полученным в работе [3]. В работе [4] для акустического поля также используется представление Форсайта, в то время как компоненты скорости и ускорения, действующих на лопасть, моделируются на основе упрощѐнных моделей теоретической механики, не решая уравнений аэродинамики. Авторами данной работы представлены диаграммы распределения звукового давления и уровня шума для трёх режимов полѐта: левый поворот, полѐт на заданном уровне, правый поворот. Результаты расчѐтов показали, что шум при пово-

ротах (маневрах) выше шума при прямом полёте на 6 Дб (110 Дб-116 Дб). И этот аспект ещё раз нам даёт понять, почему стоит обратить внимание на природные формы крыльев птиц - чтобы снизить шум при манёврах.

В работе [5] для моделирования поля скорости используется метод вихрей в ячейке (vortex lattice method - VLM), а расчёт акустического поля также выполнен на основе формулы Форсайта. Полученные данные акустического уровня давления колеблются в пределах до 119 Дб. Кроме того, некоторые авторы [6] для моделирования поля скоростей используют Лагранжевы координаты, а для оценки шума аэродинамического происхождения также используют формулу Форсайта. В работе [8] используется модель изотропной турбулентности Кармана, а для акустического поля - асимптотические формулы Амиета.

Однако расчёт поля скорости по упрощённым [1], [4]-[8] моделям позволяет лишь приближённо оценить генерируемый BVI-шум. Если же речь идёт о проектировании малошумных лопастей, то здесь необходимы более точные данные о поле скорости, давления вокруг лопасти. Для этой цели необходимо решать уравнение Эйлера (или Навье-Стокса) совместно с уравнением неразрывности. Такой подход предложен в работе [9], акустическая часть задачи также решается на основе модели Форсайта. В работе [10] [8] экспериментально проверены модели, описывающие BVI-шум. Так оказалось, что двумерные нестационарные модели достаточно хорошо подходят для изучения шума при прямолинейном обтекании лопасти потоком. При постановке лопасти под углом к потоку (косая обдувка), они уже не удовлетворительны: необходима трёхмерная модель течения. В связи с тем, что в последнее время основной акцент при моделировании малошумных лопастей делается на варьирование формы лопасти вдоль по её размаху, очевидным становится использование трёхмерных моделей течения вокруг лопасти. Некоторые учёные пытаются, не используя этого, предпринять всякого рода ухищрения [11], например, сделать переднюю кромку лопасти зубчатой. Это позволяет при определённых соотношениях параметров течения снизить шум на 3 Дб. Однако вполне очевидно, что зубчатость сама по себе привносит дополнительные возмущения в поток: одни частоты она может гасить, в то время как другие лишь возбуждать при определённом снижении уровня шума в целом. В работах [12], [2] также приводится как численное, так и экспериментальное подтверждение необходимости решения полной трёхмерной задачи по нахождению компонент поля скорости, давления.

Следует отметить, что подход Форсайта [2], как уже акцентировалось в работе [13], достаточно неоднозначен: использование теории обобщённых функций приводит к кардинальному преобразованию всех решаемых уравнений, появлению "новых источников" звука, которых то на самом деле нет. Для избежания такой неоднозначности автором данной работы ранее была предложена замкнутая система уравнений аэроакустики, а для дальнего поля получено интегральное представление на основании второй формулы Грина. С использованием этой модели были решены ряд задач по изучению BVI-шума

для лопастей видоизмененной формы вдоль по размаху [14], [15]. В представляемой ниже работе решается задача генерации шума двухлопастного ротора синусоидальной формы. Выполнен сравнительный анализ полученных расчётных данных с расчётными данными для двухлопастного ротора прямоугольной формы [16]. В частности замечено, что модификация формы лопасти способствует снижению BVI-шума.

## 2. Постановка задачи. Метод решения задачи

Пусть есть лопасть (рис.1), форма которой в плоскости её размаха имеет форму синусоиды, то есть функции  $f = \sin z$ . При этом максимальная амплитуда изгиба, множитель при  $\sin z$ , составляет 0.1; ;0.15. Таким образом, изгиб лопасти выбирается не более 15%. Лопасть в произвольный момент времени повёрнута в плоскости вращения на некоторый угол  $\alpha$  и расположена под углом атаки  $\gamma$  к набегающему на неё с бесконечности  $(U_\infty, \rho_\infty)$  потоку. На конце лопасти индуцируются вихри Скулли:

$$V_\theta = 1.2 \cdot U_\infty \frac{\bar{r}_c}{1 + \bar{r}_c^2}, \bar{r} = \frac{r}{r_c}, \quad (1)$$

а вдоль её размаха - задано распределение вихрей Тейлора:

$$V_\theta = V_{\theta max} \frac{r}{r_c} \exp^{1-(r/r_c)^2}. \quad (2)$$

В уравнениях (1)-(2)  $r, \theta, r_c$  - радиальная координата, азимутальная координата и радиус вихревого ядра соответственно.

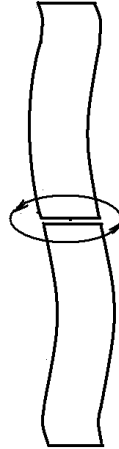


Рис. 1: Двухлопастный синусообразный ротор.

Считаем, что течение вокруг лопасти идеальное сжимаемое, а тепловые изменения не влияют на формирование течения и генерируемого им звука.

Необходимо найти характеристики генерируемого звукового поля, выполнить сравнение их с данными расчёта для двухлопастного ротора с лопастями прямоугольной формы [16]. Математически задача состоит из аэродинамической и акустической частей. Течение вокруг лопасти, аэродинамическая задача, описывается системой уравнений

$$\rho \frac{d\bar{v}}{dt} = \nabla p, \operatorname{div}(\rho \bar{v}) + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (3)$$

Первое из уравнений (3) - уравнение движения в форме Эйлера. Второе уравнение - уравнение неразрывности. На поверхности  $\Gamma$  жёсткой лопасти задаётся условие непротекания течения:

$$\bar{v}_n|_{\Gamma} = 0. \quad (4)$$

Уравнения (1)-(4) представляют собой аэродинамическую задачу. Акустическая задача состоит из следующей системы уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - a^2 \nabla^2 \rho' &= \operatorname{div}[\rho(\nabla \mathbf{v} \cdot \nabla \varphi + (\nabla \times \mathbf{v}) \times \\ &\times \nabla \varphi + \mathbf{v} \cdot \nabla \varphi) + \rho'(\nabla \frac{v^2}{2} + (\nabla \times \mathbf{v}) \times \mathbf{v})] \\ &+ \operatorname{div}(\mathbf{v} \cdot \operatorname{div}(\rho \nabla \varphi + \rho' \mathbf{v})) - \operatorname{div}(\rho' \mathbf{F}) + \\ &+ \operatorname{div}(\nabla \varphi \cdot \operatorname{div} \rho \mathbf{v}) + \nabla a^2 \cdot \nabla \rho' \end{aligned} \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \rho \nabla^2 \varphi + \nabla \varphi \cdot \nabla \rho + \rho' \operatorname{div} \mathbf{v} + \mathbf{v} \cdot \nabla \rho' = 0, \quad (6)$$

В уравнениях (5)-(6)  $\rho'$ ,  $\varphi$  - малые возмущения плотности и звуковой потенциал. В начальный момент времени  $\rho'_{t=0}, \varphi_{t=0} = 0$ . Граничное условие (по скоростям) для звуковой волны включено в (2).

Как задача (1)-(4), так и задача (5)-(6) решалась с помощью численно-аналитического подхода [16]. При этом в обоих случаях расчётная система состояла из 15 уравнений для определения соответствующих неизвестных функции, её производных. Сетка выбиралась такой же, как и для ранее решённых задач, единственное отличие составляло большее количество узлов по поперечному сечению лопасти: вместо 80 точек здесь задавались 82-85 точек для устойчивого счёта.

### 3. Ближнее звуковое поле

При расчёте задачи использовался профиль NASA-0012 параболической формы. BVI- шум играет важную роль играет при манёврах вертолёта. Поэтому числа Маха набегающего на лопасть потока выбирались сравнительно

небольшие:  $M = 0.3, 0.4$ . Угол постановки лопасти к потоку были равными  $\alpha = 30^\circ - 45^\circ$ , а угол атаки  $\gamma = 5^\circ, 10^\circ$ . Ещё один из параметров, который варьировался в данной задаче, это степень изгиба лопасти:  $\delta = 0.1, 0.15$  отношение максимальной амплитуды отклонения синусоиды от центральной линии лопасти к длине самой лопасти.

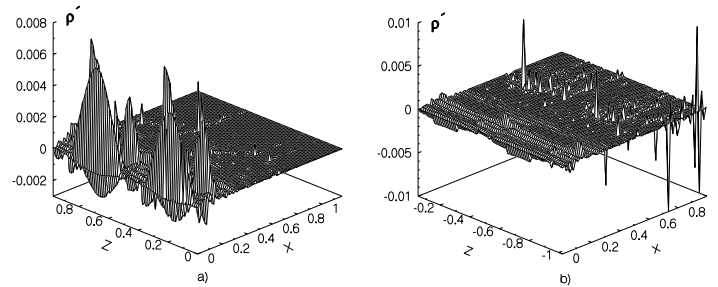


Рис. 2: Безразмерная акустическая плотность,  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\alpha = 45^\circ$ : а) наступающая лопасть, б) отступающая лопасть

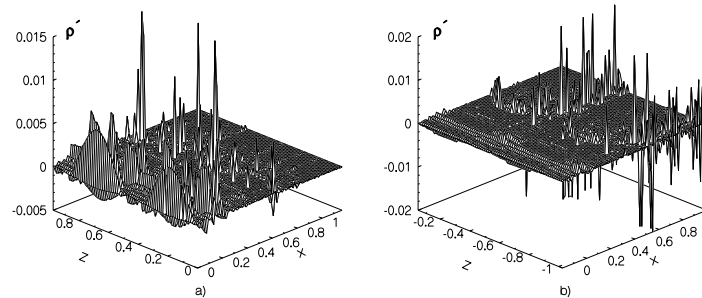


Рис. 3: Безразмерная акустическая плотность,  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : а) наступающая лопасть, б) отступающая лопасть

Численный счёт был выполнен для различных значений указанных выше параметров. Однако качественно не все из расчётных ситуаций отличаются друг от друга: наблюдаются лишь количественные отличия. Поэтому ниже представим анализ полученных данных для характерных расчётных ситуаций.

Так в случае  $M = 0.4$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\alpha = 45^\circ$  (рис. 2а) у наступающей лопасти чётко выражен искривлённый волновой фронт, обусловленные формой лопасти вдоль по размаху. Вслед за ним наблюдается вторичная волновая серия. Амплитуда её в несколько раз меньше амплитуды первой серии. Далее, двигаясь поперёк лопасти, звуковая волна распадается на слабо выраженные, по сравнению с первой серией, волновые фронты. У отступающей лопасти (рис. 2б) передний волновой фронт более равномерно распределён на

протяженні всієї довжини лопасті. Однак у відступаючій лопасті спостерігається суттєва активізація піків по центру лопасті по всьому її розмаху. Це говорить про те, що відбувається перерозподіл енергії генеруваного звуку у відступаючій лопасті по поверхні лопасті. Якщо у наступаючій лопасті максимальні рівні щільності  $\rho'$  спостерігаються в області передньої кромки, то у відступаючій лопасті вони розташовані в центрі лопасті.

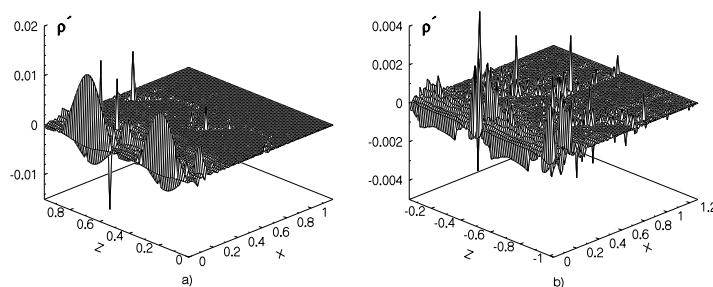


Рис. 4: Безрозмірна акустична щільність,  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.15$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : а) наступаюча лопасть, б) відступаюча лопасть

Варіація кута постановки лопасті до набегаючого потоку  $\alpha = 30^\circ$  (рис. 3) призводить до зниження амплітуд першої серії хвильових фронтів (рис. 3а), в той же час спостерігається різке підвищення амплітуд наступних серій, ближче до центру лопасті. Це вказує на суттєве вплив положення лопасті в набегаючому потоці на характер звукоформування. У відступаючій лопасті (рис. 3б) спостерігається активне звукоформування не тільки по центру лопасті, але і тут же формуються два різко виражених поперечних хвильових фронтів. Данна картина говорить про те, що відступаюча лопасть інтенсивно генерує звук по всій поверхні лопасті.

Якщо збільшити ступінь вигнутості лопасті  $\delta = 0.15$  (рис. 4), то стає більш помітною залежність форми лопасті в первинній серії піків (рис. 4а), які мають більшу амплітуду, ніж в разі прямокутної лопасті, при суттєвому зниженні рівнів вторинних хвильових фронтів. У відступаючій лопасті також активізується звукоформування поблизу передньої кромки лопасті і помітна більша активізація, порівняно з випадком  $\delta = 0.1$ , поперечного фронту в центральній частині лопасті.

Зменшення кута атаки лопасті  $\gamma = 5^\circ$  (рис. 5, 6), а також зменшення числа Маха набегаючого потоку  $M = 0.3$  (рис. 7, 8) робить чітко вираженими, практично синусоїдальної форми, передні піки у наступаючій лопасті, при помітній зменшенні активності (рівня) звукоформування наступних хвильових фронтів. При цьому у відступаючій лопасті відчутливо видно формування ряду серій поперечних хвильових фронтів. Це говорить нам про те, що незалежно від варіації параметрів задачі, відступаюча лопасть трансформуватиме подовжні порушення набегаючого потоку в серію

поперечных звуковых волн.

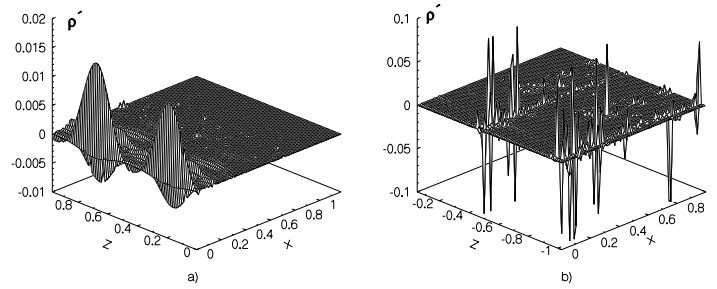


Рис. 5: Безразмерная акустическая плотность,  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.15$ ,  $\alpha = 45^\circ$ : *a)* наступающая лопасть, *b)* отступающая лопасть

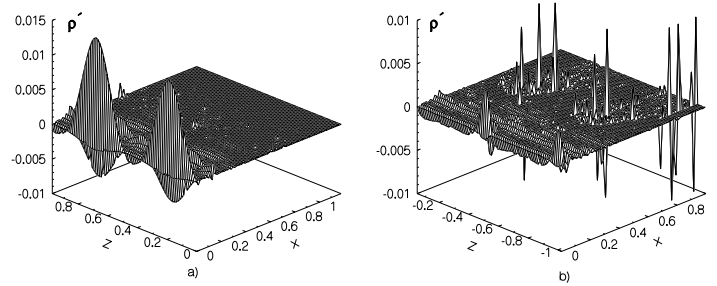


Рис. 6: Безразмерная акустическая плотность,  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.15$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : *a)* наступающая лопасть, *b)* отступающая лопасть

Сравнение данных расчёта ближнего поля с подобной задачей, где лопасть ротора имела прямоугольную форму [16], показало следующие различия. У наступающей лопасти все продольные волновые фронты, начиная от передней кромки, имеют закруглённую огибающую. Она определяется синусоидальной формой лопасти вдоль по размаху. Для прямоугольной лопасти продольные волновые фронты имеют ряд максимумов, но остальная часть их отражает прямолинейность лопасти - уровень  $\rho'$  вдоль волнового фронта на ряде отдельных участков постоянен, то есть распределён в виде прямой линии. Что же касается отступающей лопасти, то здесь, как указывалось выше, поперечные волновые фронты играют основную роль в обоих случаях. Но для лопасти синусоидальной формы, в отличие от лопасти прямоугольной формы, количество всплесков  $\rho'$  в поперечной серии значительно больше. Таким образом, вариация формы лопасти позволяет распределить энергию звукообразования более равномерно по лопасти.



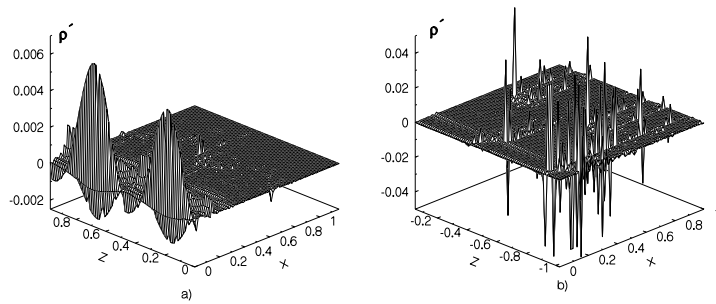


Рис. 7: Безразмерная акустическая плотность,  $M = 0.3$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : *a)* наступающая лопасть, *b)* отступающая лопасть

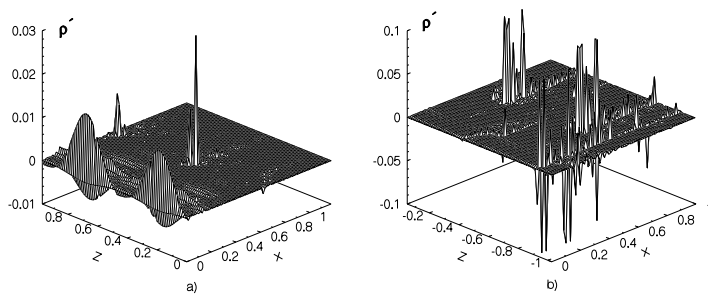


Рис. 8: Безразмерная акустическая плотность,  $M = 0.3$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.15$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : *a)* наступающая лопасть, *b)* отступающая лопасть

#### 4. Дальнее звуковое поле

Данные численных расчётов ближнего поля позволяют выполнить расчёт уровня звукового давления в дальнем поле. Представление дальнего поля имеет следующий вид [15]:

$$\int_S \left[ \frac{1}{R} \frac{\partial \phi'}{\partial n} + \frac{1}{Ra_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial \phi'}{\partial t} - \phi' \frac{\partial(1/R)}{\partial n} \right]_{t^*} dS - M_1^2 \int_S \left[ \frac{F}{R} \right]_{t^*} dS = 4\pi \phi'(x, t_1), \quad (7)$$

где

$$F = \rho [(\nabla \phi \cdot \nabla) \bar{v} + (\bar{v} \cdot \nabla) \cdot \nabla \phi] + \rho' (\bar{v} \cdot \nabla) \bar{v} + \bar{v} \cdot \text{div}(\rho \nabla \phi + \rho' \bar{v}) + \nabla \phi \text{div}(\rho \bar{v}). \quad (8)$$

Формулы (7)-(8) были получены на основе известного подхода Кирхгофа. Это представление удобно тем, что, имея расчётные данные ближнего поля,

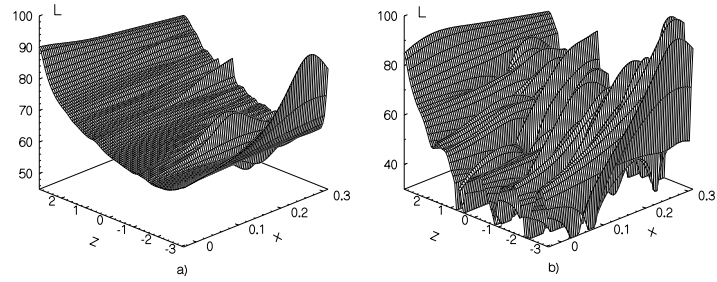


Рис. 9: Уровень нормированного давления для закруглённой лопасти (Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ : a)  $\alpha = 45^\circ$ , b)  $\alpha = 30^\circ$

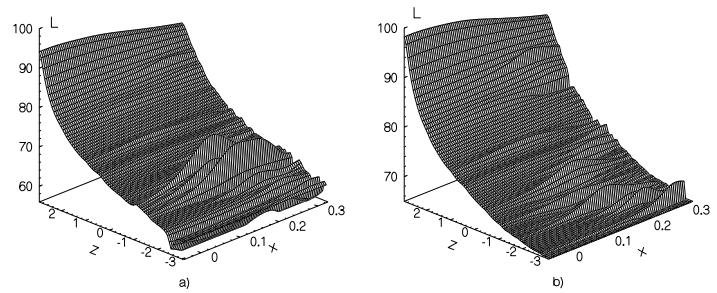


Рис. 10: Уровень нормированного давления (Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.15$ : a)  $\alpha = 45^\circ$ , b)  $\alpha = 30^\circ$

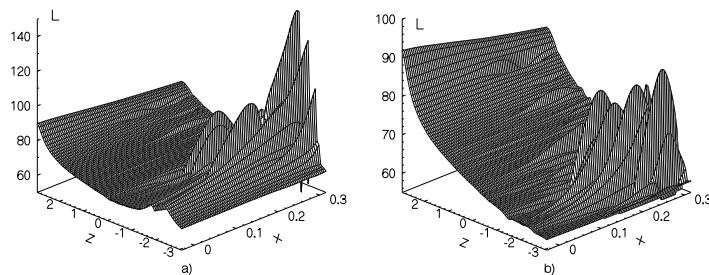


Рис. 11: Уровень нормированного давления (Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.1$  :  
 а)  $\alpha = 60^\circ$ , б)  $\alpha = 30^\circ$

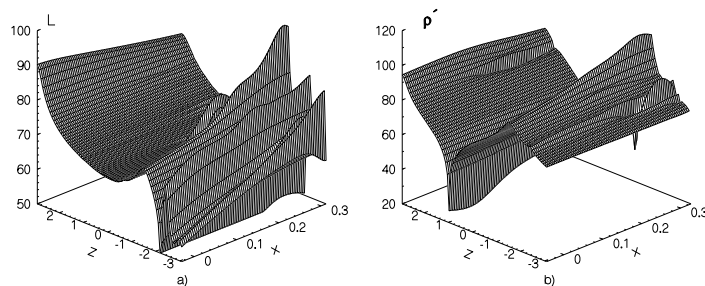


Рис. 12: Уровень нормированного давления (в Дб),  $M = 0.3$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\alpha = 30^\circ$  :  
 а)  $\delta = 0.1$ , б)  $\delta = 0.15$

можно сразу же получить значение потенциала (и давления) в звуковой волне в нужной точке расчётной области.

Анализируя полученные расчётные данные уровня звукового давления, следует отметить как качественное, так и количественное их различие в зависимости от конкретных расчётных параметров. Так рис. 9 показывает, что изменение угла расположения лопасти в плоскости вращения существенным образом влияет на картину звукообразования. Для угла  $\alpha = 45^\circ$  (рис. 9а) волновой фронт плавный с отдельными локальными всплесками, характеризующими нелинейный характер генерируемой звуковой волны. Максимальное значение уровня давления наблюдается на краях лопасти. Но, изменяя угол  $\alpha = 30^\circ$  (рис. 9б), картина заметно меняется: наблюдается целая гряда волновых фронтов меняющихся амплитуд, что свидетельствует о выраженной нестационарности и нелинейности процесса звукообразования.

Увеличение степени изгиба лопасти не только вызвало резко выраженную концентрацию энергии в первой волновой серии в ближнем поле, но и способствовало кардинальному изменению процесса звукообразования: основной максимум в звуковой волне наблюдается на внешнем конце наступающей

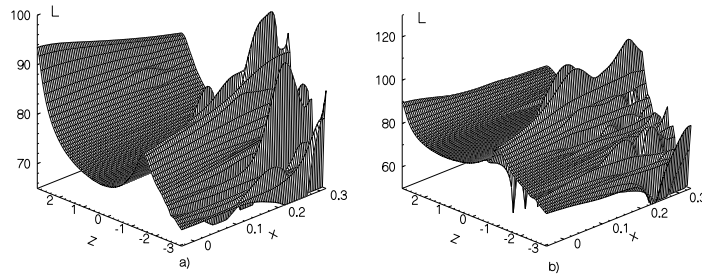


Рис. 13: Уровень нормированного давления (в Дб),  $M = 0.3$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\alpha = 30^\circ$ :  
 а)  $\delta = 0.1$ , б)  $\delta = 0.15$

лопасти (рис. 10), в то время как генерируемый шум отступающей лопасти значительно ниже по уровню. Уменьшение угла атаки до  $\gamma = 5^\circ$  (рис. 11) привело к резкому увеличению уровня звукового давления отступающей лопасти, превышая даже уровень звука наступающей лопасти.

Если уменьшить число Маха набегающего потока  $M = 0.3$  (рис. 12, 13), то относительная скорость вращения отступающей лопасти уменьшится и, поэтому, вихревая составляющая течения уже играет существенную роль в характере звукообразования. Максимум волнового фронта расположен на дальнем конце этой лопасти и даже превышает по уровню шум наступающей лопасти. Концевой шум, образующийся при срыве потока с обтекаемого тела, связан с вихревой составляющей течения. В данном случае мы видим, насколько сложным является интерференционная картина в звуковой волне: чередующиеся нелинейные волновые фронты различных амплитуд образуют волновой каскад, указывающий на зону интенсивной генерации звука. Он реализуется по той причине, что в ближнем поле присутствуют нескольких серий поперечных фронтов.

Если сравнить результаты расчёта уровня давления с результатами для ротора с прямоугольными лопастями, то сразу можно заметить следующие различия. В ряде случаев шум ротора с лопастями синусоидальной формы на 3-5Дб ниже шума лопастей прямоугольной формы. Однако, в отдельных расчётных ситуациях различия по максимальному уровню шума практически нет. Тем не менее, у отступающей лопасти синусоидальной формы волновая картина более сложная, чем у лопасти прямоугольной формы.

Частотный спектр шума (рис. 14-17) отображает вклад в уровень шума отдельных гармоник, которые присутствуют в нём. Наибольшие амплитуды в спектре генерируемого шума наблюдаются в низкочастотной области: первые 5 гармоник вносят основной количественный вклад в спектр. Отличие для ротора с лопастями синусоидальной формы, по сравнению с ротором с прямоугольными лопастями, следующее. Огибающая в спектре более изрезанная и в ряде расчётных ситуаций заметна активизация в спектре в районе частоты

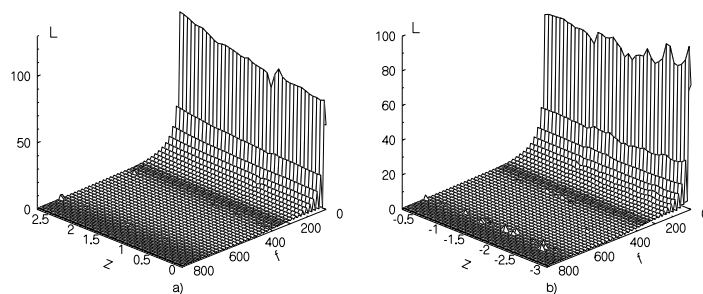


Рис. 14: Спектральные уровни давления (в Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\alpha = 45^\circ$ : *a*) наступающая лопасть, *b*) отступающая лопасть

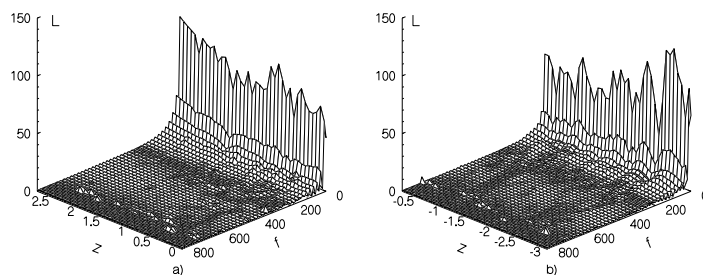


Рис. 15: Спектральные уровни давления (в Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : *a*) наступающая лопасть, *b*) отступающая лопасть

вдоль всей лопасти. Для лопасти прямоугольной формы наблюдались лишь отдельные локальные всплески в этом частотном диапазоне. Таким образом, можно сделать вывод о том, что вариация формы лопасти вдоль по её размаху позволяет часть энергии из низкочастотного диапазона перераспределить в более высокочастотную область.

## 5. Выводы

Поставлена и численно решена задача генерации VVI-шума двухлопастным ротором вертолёта синусоидальной формы. Получены количественные характеристики как ближнего, так и дальнего звуковых полей.

Расчётные данные для различных параметров задачи показали, что ротор с лопастями синусоидальной формы в большинстве расчётных ситуаций менее шумный, чем ротор с лопастями прямоугольной формы. Это происходит по той причине, что изогнутость передней кромки лопасти способствует перераспределению энергии звукообразования набегающего потока более равномерно по всей лопасти: появляются новые поперечные волновые фронты. За счёт этого активизируются более высокие частоты в спектре шума, а генерируемый шум в большинстве расчётных случаев удаётся снизить на 3-5 Дб.

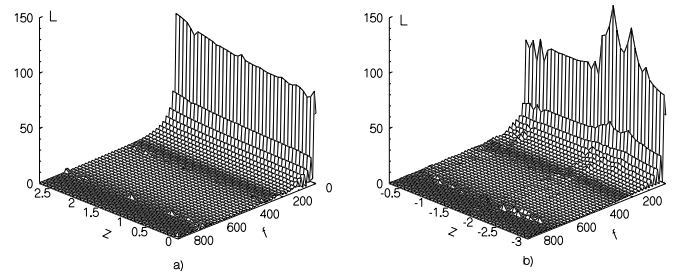


Рис. 16: Спектральные уровни давления (в Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.1$ ,  $\alpha = 60^\circ$ : *a*) наступающая лопасть, *b*) отступающая лопасть

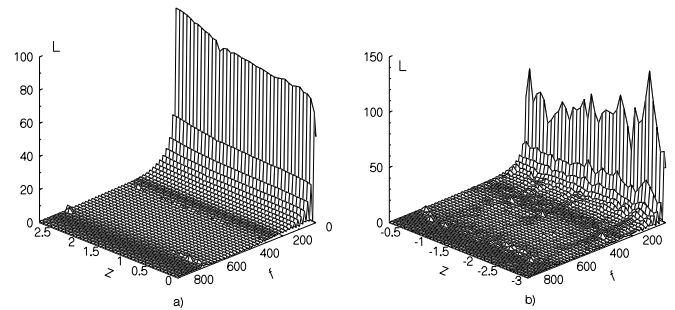



Рис. 17: Спектральные уровни давления (в Дб),  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\delta = 0.15$ ,  $\alpha = 30^\circ$ : *a*) наступающая лопасть, *b*) отступающая лопасть

Расчётные данные говорят о том, что основными факторами, влияющими на характер процесса звукообразования, являются форма лопасти вдоль по её размаху и степень её изогнутости.

Анализ представленной выше задачи показал, что вариацией формы лопасти вдоль по размаху можно снизить уровень генерируемого шума. Это означает, что продольная модификация лопасти позволяет сделать лопасть малозумной.

ORCID ID

P. V. Lukianov  <https://orcid.org/0000-0002-7584-1491>

## REFERENCES

1. К.Н. Chung, С. Hwang, Y. Park, W. Jeon, D.J. Lee, Numerical predictions of rotorcraft unsteady air-loadings and BVI-noise by using a time-marching free-wake and acoustic analogy, 31-th European Rotorcraft Forum Firenze, Italy, 2005, p.33.1-33.8.
2. F. Farassat and M.K. Myers, Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation

- from Moving Surfaces, Journal of Sound and Vibration.–1988.–**123**, **N.3**.–  
p. 451–461.
3. P.V. Lukianov, Unsteady propagation of small disturbances from a thin wing: the near and far field, Acoustic bulletin.–2009.–**12**, **3**.–P. 41–55.
  4. Kenneth Brener, S. Jones, E. Henry, Noise Predictions for Maneuvering Rotorcraft, 6-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Lahaina, Hawaii, 2000. p. 1–12.
  5. Seungmin Lee, Eunkuk Son, Soogab Lee, Effect of Rotor Blade Deflections on Blade-Vortex Interaction Noise Prediction, Inter-noise, Osaka, Japan, September 2011, p. 4–11.
  6. Alessandro Anobile, Alleviation of Rotorcraft BVI Noise and Vibrations through Control Algorithms Based on Efficient Aeroelastic/Aeroacoustic Formulations, PhD. Thesis. Rome, June, 2015. p. 126.
  7. Renato F. Miotto, and William Wolf, R. Santana, D. Leonardo, Leading-Edge Noise Prediction of General Airfoil Profiles with Spanwise-Varying Inflow Conditions, AIAA Journal.–2018.–**56**, **5**.–P. 1711–1716.
  8. Sugiura Masahiko, Tanabe Yasutada, Sugawara Hideaki, Development of a Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Helicopter BVI Noise Prediction, AHS 69-th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 21–23.–2013.–
  9. Van der. Wall, G. Berend, Christoph Kessler, Yves Delreu, Philippe Beumier, Marc Gervais, Jean-Francois Hirsch, Kurt Pensel, Pascal Crozier, From Aeroacoustics Basic Research to a Modern Low-Noise Rotor Blade, AHS Journal.–2017.–**62**, **4**.–P. 1–16.
  10. Joel Feineman, Sudarshan Koushik, Friedrich Schmitz, Effect of Leading-Edge Serrations on Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise, AHS Journal.–2017.–**62**, **3**.–P. 1–11.
  11. Sudarshan Koushik, Friedrich H. Schmitz, An Experimental and Theoretical Study of Blade-Vortex Interaction Noise, AHS Journal.–2013.–**58**, **3**.–P. 1–11.
  12. P. Zehnerk, F. Falissard, X. Gloerfelt, Aeroacoustic Study of the interaction of a Rotating Blade with a Batchelor Vortex, AIAA Journal.–2018.–**56**, **2**.–P. 629–647.
  13. P.V. Lukianov, Sound generation by Taylor and Scully Vortexes and the the Blade of the Varying Cross Section, "Naukovy Visty Research Bulletin of National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnical Institute".–2014.–**96**, **4**.–P. 139–145.

14. P.V.Lukianov, The effect of blade tip truncation type on the BVI-noise level, Acoustic bulletin.–2015.–**17**, **2**.–P. 23–37.
15. P.V.Lukianov, Modeling the BVI-nise of two-blade helicopter rotor, Acoustic bulletin.–2015.–**17**, **1**.–P. 48–60.
16. P.V.Lukianov, On one numerical-analytical approach of a problem on sound generation by a thin wing. Part II. A sachmentic of application to non-stationary problems, Acoustic bulletin.–2012.–**15**, **3**.–P. 45–52.

Лук'янов П.В. **Чисельне моделювання BVI-шуму дволопатевого ротора гелікоптера синусоїдальної форми.** Як відомо, у природному середовищі усі форми живих істот вдосконалювались на протязі тисячоліть. Тому машинам, повітряним суднам намагаються надати таку форму, що наближує їх до живих істот. За останній час лопаті гелікоптера моделюють наближено до форми пташиного крила. В даній роботі поставлено та чисельно розв'язано модельну задачу генерації BVI-шуму дволопатеvim ротором гелікоптера синусоїдальної форми вздовж за розмахом лопаті. Загальна задача складається з аеродинамічної та акустичної частин. Спочатку розв'язується задача аеродинаміки: взаємодія лопаті з завихреним потоком, що набігає на неї з нескінченості. Цей потік крім перерозподілу аеродинамічних змінних (тиску та швидкості) спричиняє генерацію звуку (акустична задача) аеродинамічного походження. У роботі використано раніше запропоновану автором, та перевірену модель виділення звуку із нестационарного неоднорідного потоку. Виконано розрахунок характеристик ближнього та дальнього звукових полів. Проведено порівняльний аналіз отриманих даних для дволопатевого ротора з лопатями прямокутної форми, та ротора синусоїдальної форми. Для ротора синусоїдальної форми у більшості розрахункових випадків шум на 3-5 Дб нижче, ніж у ротора з лопатями прямокутної форми. Розрахункові дані вказують на те, що ротор з лопатями синусоїдальної форми у більшості розрахункових ситуацій менш шумний, ніж ротор з лопатями прямокутної форми. Це відбувається тому, що зігнутість лопаті сприяє більш рівномірному перерозподілу енергії звукоутворення потоку, що набігає, вздовж усієї лопаті. З'являються нові поперечні хвильові фронти. Дані розрахунку також кажуть про те, що основними чинниками, які впливають на процес звукоутворення, є форма лопаті вздовж розмаху та ступень її зігнутості. Інтерференційна картина вказує на складний нелінійний характер шуму, що генерується. У спектрі його активуються більш високі частоти. Варіація форми лопаті вздовж за розмахом дозволяє вплинути на характер та рівень BVI-шуму.

*Ключові слова:* генерація звуку потоком; гелікоптер; BVI-шум.

Lukianov P.V. **BVI-noise simulation of two-blade helicopter's rotor sin-shape.** It is known that in alive nature every kind of animals improved their appearance for ages. That is why cars and air vehicles try to get a shape, which approximately like animals. For a last time helicopters blades are modeled like bird wing. In this paper a problem of BVI-noise generation by two-blade rotor sin-shape has been set and numerically solved. First aerodynamical problem is solved: blade is interacts with incoming from infinity flow. This flow, in addition to redistribution of velocity and pressure, causes sound generation of aerodynamical by nature. In the paper it was used earlier offered model of author. This model allows extract sound out of unsteady anisotropic flow. A sound density and a pressure level for far and near-field have been calculated. A comparative analysis of



the data with ones for two-blade rotor with rectangular blades has been carried out. Sin-shape rotor noise for most case of calculations has 3-5 Db less then the noise of rotor with rectangular blade. The numerical data show that rotor with blades of sinusoidal shape is less noisy then rotor with rectangular blades. This takes place because sinusoidal shape of the blade favors more homogeneous redistribute of sound energy of the incoming flow along the blade. New s-waves fronts appear. Here essential reapportionment of energy of longitudinal sound waves to s-waves is observed. Main factors which influence at sound generation process are not only blade shape but value of blade bending as well. Interference that is seen at the presented figures says about complex non-liner character of generated sound. Its specter activates more high frequencies. Blade shape variation along the blade sweep allows controlling character and level of BVI-noise.

*Keywords:* sound generation by flux; helicopter; BVI-noise.

Article history: Received: 25 February 2019; Final form: 10 May 2019;

Accepted: 15 May 2019.