

УДК 534.23+519.6

## ГЕНЕРАЦИЯ ВVI-ШУМА КРЫЛООБРАЗНОЙ ЛОПАСТЬЮ РОТОРА ВЕРТОЛЕТА

П. В. Лукьянов\*

*Институт гидромеханики НАН Украины  
ул. Марии Капнист, 8/4, 03057, Киев, Украина  
E-mail: [luk\\_ptr@yahoo.com](mailto:luk_ptr@yahoo.com)*

*Получено 14.08.2018*

Снижение уровня звука, излучаемого летательными аппаратами, является одной из актуальных проблем современного авиастроения. Одним из путей ее решения может быть применение имеющих нетрадиционную конфигурацию пропеллеров для уменьшения степени турбулизации обтекающего лопасти потока. Исходя из этого, в статье поставлена и решена задача генерации ВVI-шума крыловидной лопастью ротора вертолета. Ее постановка разделена на аэродинамическую и акустическую части, а решение получено ранее разработанным численно-аналитическим методом. Изучено поведение ближнего и дальнего звуковых полей. В частности, получены зависимости распределения пульсаций плотности от продольной геометрии лопасти, угла атаки и угла постановки лопасти к встречному потоку. Расчетные данные ближнего поля лопасти продемонстрировали появление двух отчетливо выраженных продольных плавно распределенных пиков. Они присутствуют во всех рассмотренных ситуациях и отражают геометрию продольного изгиба лопасти. Кроме них, существуют еще две продольные серии пиков, амплитуда каждой из которых в полтора–три раза меньше, чем у предыдущей. Показано, что увеличение скорости набегающего потока способствует зарождению поперечных пульсаций на поверхности лопасти, которые по уровню доминируют над продольными пульсациями. В целом уровень генерируемого шума лежит в диапазоне от 50 дБ до 60 дБ. Это почти на 6 дБ ниже шума лопасти конфигурации Blue Edge, а также закругленной на конце лопасти. Кроме этого, замечена активизация высокочастотной области в спектре шума на частоте порядка 840 Гц. Результаты расчетов говорят о том, что лопасть крыловидной формы является малозумной в режиме маневров при малых скоростях полета. Полученные данные могут быть полезны для выбора оптимальной конфигурации ротора вертолета на этапе эскизного проектирования.

**КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА:** аэродинамическая генерация звука, ротор вертолета, взаимодействие вихря и лопасти, численно-аналитические методы

---

\*Петр Владимирович Лукьянов

## 1. ВСТУПЛЕНИЕ

Современные требования стандартов ИКАО заставляют вести поиск новых модификаций лопасти ротора вертолета, которые позволили бы снизить BVI-шум, обусловленный взаимодействием лопасти с присоединенным вихрем. Как известно, он наиболее выражен при умеренных и малых скоростях полета (маневрах) и доминирует над остальным шумом аэродинамического происхождения. Как установлено ранее, вихревой шум имеет квадрупольный характер и существенным образом зависит от продольной геометрии лопасти, угла атаки и угла постановки лопасти к встречному потоку.

В ранних исследованиях [1, 2] основной акцент при моделировании менее шумных лопастей уделялся вариации формы конца лопасти, начиная от  $z = 0.8R$ . Это позволило снизить вихревой шум для ряда форм законцовки, ответственной за формирование присоединенного (индуцированного) вихря. Однако форма остальной, не концевой, части лопасти также способна оказать влияние на процесс формирования вихревого шума в целом. Изучению этого вопроса в последнее время достаточно большое внимание уделяет компания Eurocopter – мировой лидер по производству вертолетов [3, 4]. Аналогичными исследованиями занимаются и в компании Airbus.

На сегодня изучен шум лопастей видоизмененной формы вдоль размаха. В одной из конфигураций лопасть до середины имеет прямую форму, а дальше изогнута дважды, с нарастающим изгибом ближе к внешнему концу. Вторая конфигурация лопасти напоминает не полностью расправленное крыло птицы, из-за чего ее называют крыловидной. В частности, в статьях [3, 5] отмечено, что лопасть с двойным изгибом (double swept) на 6 дБ тише, чем традиционная лопасть без изгиба. Кроме того, она обладает улучшенными летными качествами.

Исследования в данном направлении являются новыми и имеют определенный коммерческий интерес. Очевидно, в связи с этим, в цитируемых работах не приведены математические постановки задач. Все публикации ограничиваются лишь указанием программных пакетов, разработанных в известных научных центрах (ONERA, DLR), и демонстрацией формы лопасти.

Этой статье посвящена моделированию шума лопастью крыловидного типа. Такая лопасть имеет два выраженных изгиба вдоль своего размаха, придающих ей форму не полностью расправленного птичьего крыла. Задача решена в трехмерной нестационарной постановке. Приведен сравнительный анализ результатов численного расчета ближнего и дальнего звукового поля для исследуемой конфигурации лопасти и закругленной лопасти без двойного изгиба. Представлено сравнение уровня шума, генерируемого крыловидной лопастью с закруглением на конце и лопастью, соответствующей конструктивной схеме Blue Edge [3].

## 2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим жесткую лопасть с двойным изгибом вдоль размаха, Рис. 1, напоминающую по форме не полностью расправленное птичье крыло. Считаем, что расстояние от комля до внешнего конца лопасти равно длине  $R$  соответствующей не изогнутой лопасти.

Для математической постановки задачи используем прямоугольную декартову систему координат  $Oxyz$ . При этом полагаем, что на переднюю кромку лопасти набегают

завихренный поток с распределением Тейлора

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

а на внешнем (по отношению к оси вращения) конце лопасти индуцируется присоединенный вихрь Скулли

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

где  $r, \theta$  – радиальная и азимутальная координаты;  $r_c$  – радиус вихревого ядра.

Величины  $V_{\theta \max}, U_{\infty}$  варьируются вдоль лопасти. Сама лопасть в плоскости вращения повернута на угол  $\alpha$  по отношению к направлению ее размаха и поставлена под углом атаки  $\gamma$  ко встречному потоку. Таким образом, общая картина течения аналогична случаю обтекания прямоугольной лопасти [6]. Как и ранее, полную задачу разделяем на аэродинамическую и акустическую части.

Аэродинамическая задача содержит систему уравнений, описывающую идеальное сжимаемое течение вокруг лопасти. В безразмерной форме она имеет вид [7]:

$$\frac{\partial u'}{\partial \tau} + u' \frac{\partial u'}{\partial \xi} + \lambda c v' \frac{\partial u'}{\partial \eta} + \frac{c}{R} w' \frac{\partial u'}{\partial \zeta} = -\frac{1}{M^2 \rho'} \frac{\partial \rho'}{\partial \xi}, \quad (1)$$

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

$$\frac{\partial w'}{\partial \tau} + u' \frac{\partial w'}{\partial \xi} + \lambda c v' \frac{\partial w'}{\partial \eta} + \frac{1}{AR} w' \frac{\partial w'}{\partial \zeta} = -\frac{1}{ARM^2 \rho'} \frac{\partial \rho'}{\partial \zeta}. \quad (3)$$

Здесь  $AR = R/c$  (aspect ratio) – отношение размаха лопасти и длины хорды поперечного сечения, а

$$\frac{\partial \rho'}{\partial \tau} + \frac{\partial(\rho' u')}{\partial \xi} + \lambda c \frac{\partial(\rho' v')}{\partial \eta} + \frac{1}{AR} \frac{\partial(\rho' w')}{\partial \zeta} = 0. \quad (4)$$

где

$$u' = \frac{u}{U_{\infty}}, \quad v' = \frac{v}{U_{\infty}}, \quad w' = \frac{w}{U_{\infty}}, \quad p' = \frac{p}{\rho_{\infty} U_{\infty}^2},$$

$$\rho' = \frac{\rho}{\rho_{\infty}}, \quad \xi = \frac{x}{c}, \quad \eta = \lambda y, \quad \zeta = \frac{z}{R}, \quad \tau = kt.$$

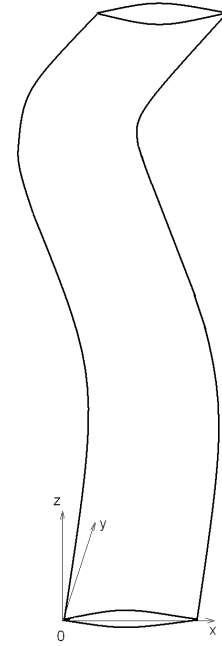


Рис. 1. Крылообразная лопасть с двойным изгибом

Первые три уравнения (1)–(3) — суть уравнения движения в форме Эйлера, а (4) — уравнение неразрывности. Здесь  $c$ ,  $R$ ,  $\lambda$ ,  $k$  — длина хорды лопасти, радиус лопасти, толщинный и временной параметры соответственно;  $M$  — число Маха. На лопасть набегают встречный поток со скоростью  $U_\infty$ . Поскольку лопасть жесткая, то на ее поверхности  $\Gamma$  нормальная составляющая вектора скорости равна нулю:

$$\bar{v}_n|_\Gamma = 0. \quad (5)$$

Соотношения (1)–(5) вместе с распределениями вихрей Тэйлора и Скулли образуют аэродинамическую задачу.

В основе задачи акустики лежит следующая система из двух уравнений [8, 9]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \bar{\rho}'}{\partial t^2} - a^2 \nabla^2 \bar{\rho}' = \\ = \operatorname{div}[\rho(\nabla \mathbf{v} \cdot \nabla \bar{\varphi} + (\nabla \times \mathbf{v}) \times \nabla \bar{\varphi} + \mathbf{v} \cdot \nabla \bar{\varphi}) + \bar{\rho}'(\nabla \frac{|\mathbf{v}|^2}{2} + (\nabla \times \mathbf{v}) \times \mathbf{v})] + \\ + \operatorname{div}(\mathbf{v} \cdot \operatorname{div}(\rho \nabla \bar{\varphi} + \bar{\rho}' \mathbf{v})) - \operatorname{div}(\bar{\rho}' \mathbf{F}) + \operatorname{div}(\nabla \bar{\varphi} \cdot \operatorname{div} \rho \mathbf{v}) + \nabla a^2 \cdot \nabla \bar{\rho}', \end{aligned} \quad (6)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho}'}{\partial t} + \rho \nabla^2 \bar{\varphi} + \nabla \bar{\varphi} \cdot \nabla \rho + \bar{\rho}' \operatorname{div} \mathbf{v} + \mathbf{v} \cdot \nabla \bar{\rho}' = 0, \quad (7)$$

Соотношение (6) представляет собой уравнение, описывающее генерацию и распространение звука в терминах пульсации плотности в акустической волне. Соотношение (7) получено из уравнения неразрывности и замыкает систему относительно двух акустических неизвестных  $\bar{\rho}'$ ,  $\bar{\varphi}$  — малых изменений плотности и акустического потенциала скорости. Считаем, что до взаимодействия лопасти с потоком и вихрями малые пульсации течения отсутствуют, т. е.  $\bar{\rho}'_{t=0} = 0$ ,  $\bar{\varphi}_{t=0} = 0$ .

Поскольку сформулированная задача подобна задаче для лопасти без изгиба, то за основу была взята разработанная на основе численно-аналитического метода [10, 11] программа, модифицированная для рассматриваемой геометрии. Изменение формы лопасти заставило сделать сетку несколько гуще по поперечному сечению лопасти: 85 точек по безразмерной координате вдоль хорды против 80 для лопасти без двойного изгиба. Необходимости увеличивать количество точек вдоль размаха лопасти не было.

### 3. БЛИЖНЕЕ ПОЛЕ

Для выяснения влияния двойного изгиба на генерацию BVI-шума рассмотрим лопасть крыловидной вдоль размаха формы с сечением  $y = x(1 - x)$  и относительной толщиной  $\delta = 0.1$ . Поскольку предполагается, что данная модификация формы лопасти окажет определенное влияние на BVI-шум, рассмотрим  $M = 0.2$  и  $0.4$ , так как при больших числах Маха шум вихревого типа уже не будет доминировать. Выберем следующие значения углов постановки лопасти к встречному потоку  $\alpha$  и углов атаки  $\gamma$ :  $\alpha = 60^\circ$ ,  $90^\circ$  и  $\gamma = 5^\circ$ ,  $10^\circ$ .

На Рис. 2а изображены безразмерные пульсации плотности  $\bar{\rho}'$  при  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^\circ$ ,  $\alpha = 60^\circ$ . Их характерной особенностью является наличие двух четко выраженных плавных пиков в передней части лопасти, преобладающих над фоновыми значениями. Их

вид отражает форму изгиба лопасти, поэтому они не наблюдались для лопасти прямоугольной формы с закруглением на конце [12]. Следует отметить появление острых локальных пиков в отдельных зонах лопасти, указывающее на существование четко выраженных зон неустойчивости течения. Во всех упомянутых зонах выраженных возмущений  $\bar{\rho}'$  происходит интенсивное звукообразование. За первыми двумя плавными пиками наблюдается целая гряда гребней волн, которые в два–три раза ниже основных максимумов. За второй серией пиков, ближе к центру лопасти, расположены несколько еще более низких гребней. Таким образом, имеем три серии убывающих по амплитуде продольных возмущений и две локально выраженные поперечные зоны неустойчивости (при  $z = 0, 0.5R$ ). Для угла  $\alpha = 90^\circ$  (Рис. 2б) картина на переднем фронте лопасти не претерпевает существенных изменений, однако заметно некоторое уменьшение уровней

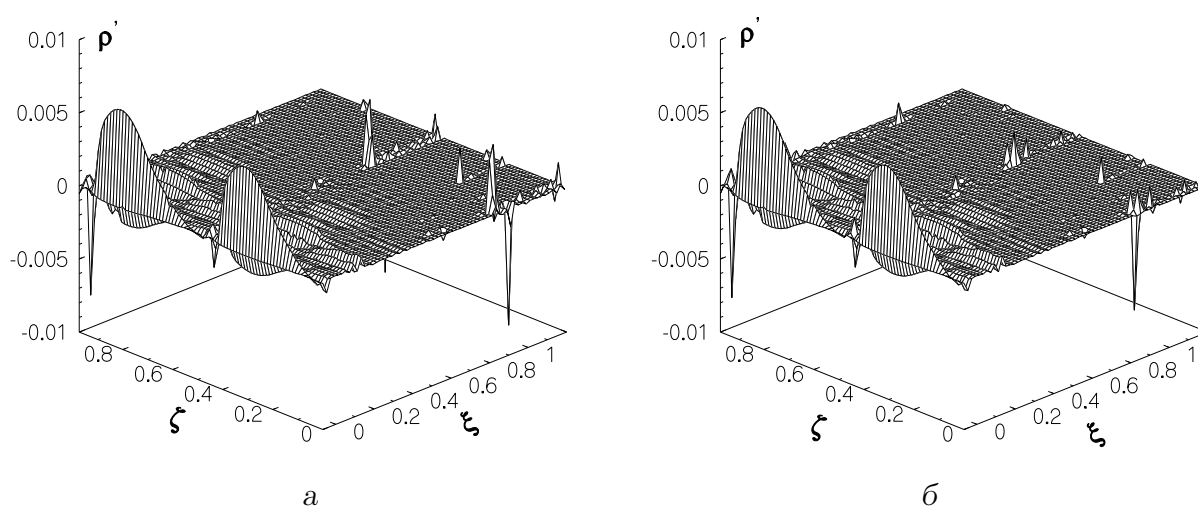


Рис. 2. Безразмерная акустическая плотность для крылообразной лопасти,  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^\circ$ :  
а —  $\alpha = 60^\circ$ , б —  $\alpha = 90^\circ$

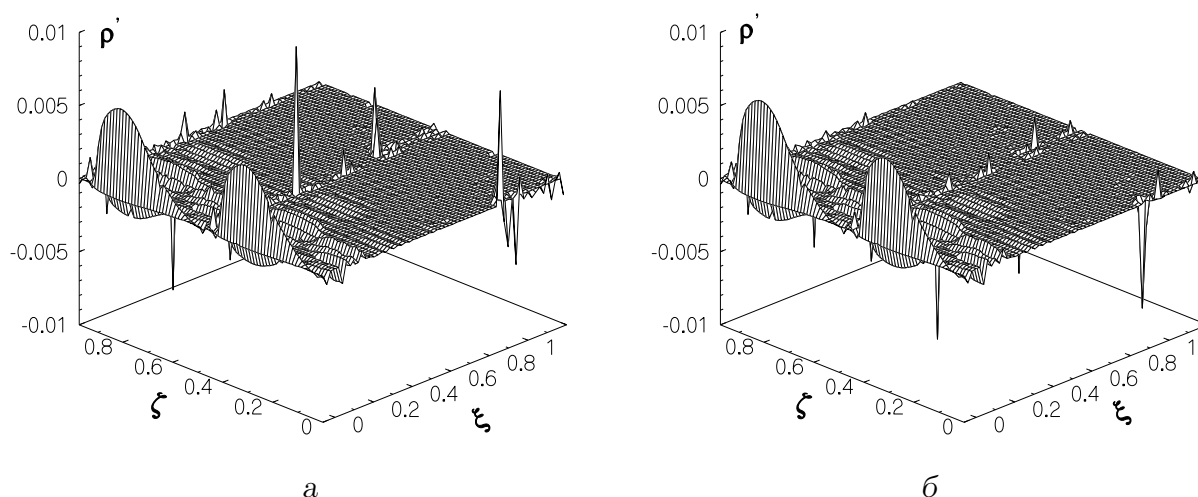


Рис. 3. Безразмерная акустическая плотность для крылообразной лопасти,  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^\circ$ :  
а —  $\alpha = 60^\circ$ , б —  $\alpha = 90^\circ$

второй и третьей серий пиков, а также существенное затухание поперечных возмущений.

С увеличением угла атаки  $\gamma = 10^\circ$  (Рис. 3а) два плавных пика первой серии остаются практически неизменными, однако последующие серии гребней теряют плавность очертаний, что говорит о зарождении зон неустойчивости. Действительно, мы видим три поперечные зоны неустойчивости (при  $z = 0, 0.5R$  и  $R$ ) с локальными всплесками. Для  $\alpha = 90^\circ$  эти локальные возмущения затухают и картина, за исключением незначительных различий, напоминает случай  $\gamma = 5^\circ, \alpha = 90^\circ$  (Рис. 3б).

Увеличение числа Маха до  $M = 0.4$  приводит к резкой активизации поперечных возмущений  $\bar{\rho}'$  (Рис. 4а) – они в  $(1.5 \dots 3)$  раза превосходят по амплитуде максимум

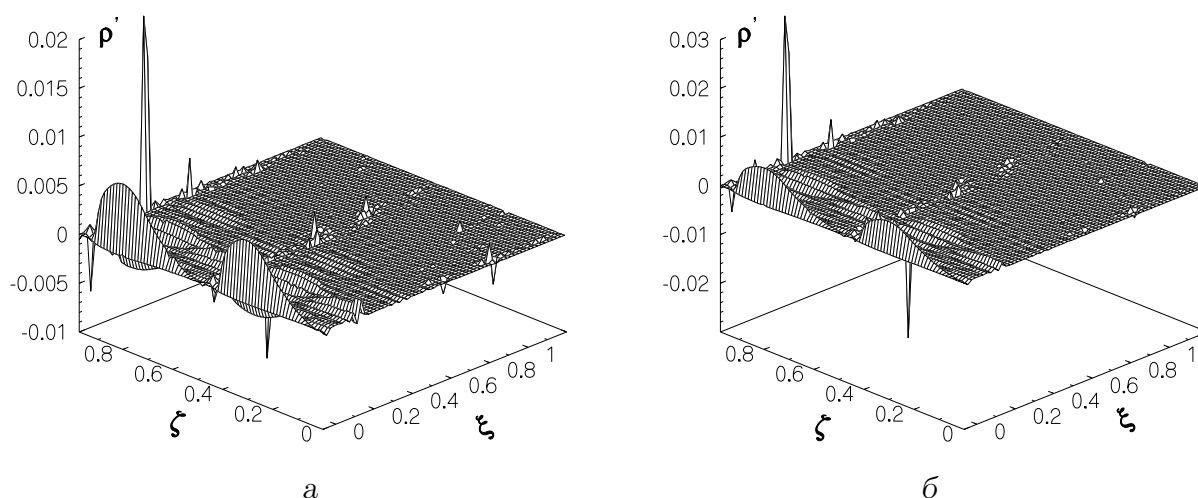


Рис. 4. Беразмерная акустическая плотность для крылообразной лопасти,  $M = 0.4, \gamma = 5^\circ$ :  
а –  $\alpha = 60^\circ$ , б –  $\alpha = 90^\circ$

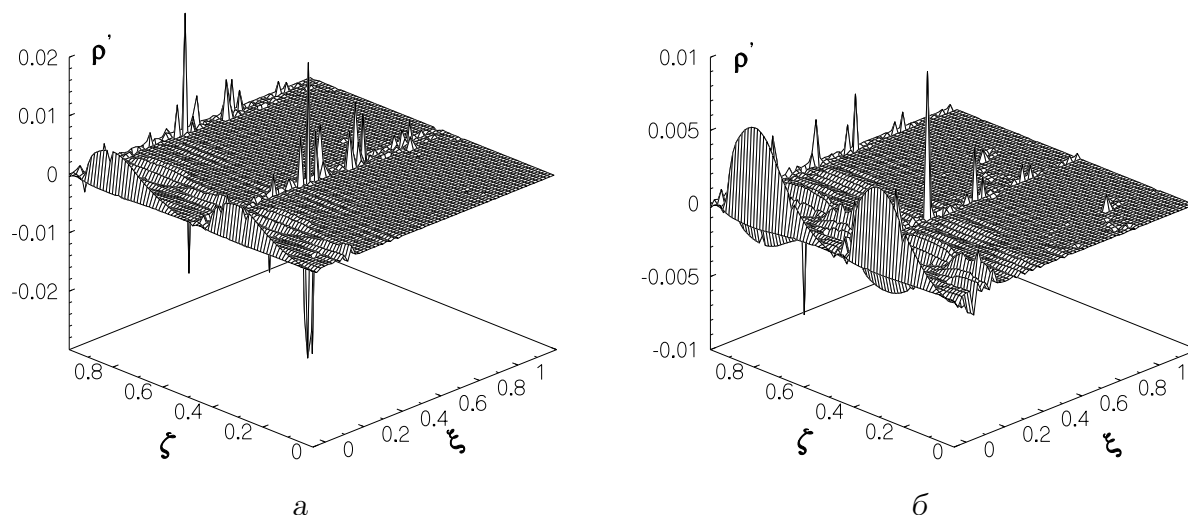


Рис. 5. Беразмерная акустическая плотность для крылообразной лопасти,  $M = 0.4, \gamma = 10^\circ$ :  
а –  $\alpha = 60^\circ$ , б –  $\alpha = 90^\circ$



продольных возмущений. Для угла  $\alpha = 90^\circ$  (Рис. 4б) присутствуют два локальных всплеска поперечных возмущений, однако более мелкие максимумы уже менее выражены. Таким образом, если лопасть расположена не перпендикулярно к набегающему потоку, а под некоторым углом (например,  $\alpha = 60^\circ$ ), то поперечные возмущения реализуются в большей мере. Увеличение угла атаки также способствует формированию зон поперечных возмущений  $\rho'$ . Особенно это заметно на Рис. 5а, где наблюдается ряд локальных всплесков с абсолютным максимумом размещен по центру лопасти ( $\xi = 0.5$ ), четко отражающих две серии поперечных возмущений  $\rho'$ . Как и ранее, для  $\alpha = 90^\circ$  эти возмущения затухают (Рис. 5б).

#### 4. ДАЛЬНЕЕ ПОЛЕ

Для изучения поведения генерируемого шума в дальнем поле воспользуемся интегральным представлением дальнего поля в терминах безразмерных акустической плотности и акустического потенциала [7, 9]:

$$\int_S \left[ \frac{1}{R} \frac{\partial \phi'}{\partial n} + \frac{1}{\text{Ra}_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial \phi'}{\partial t} - \phi' \frac{\partial(1/R)}{\partial n} \right]_{t^*} dS - M_1^2 \int_S \left[ \frac{F}{R} \right]_{t^*} dS = 4\pi \phi'(x, t_1), \quad (8)$$

где

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

Непосредственный интерес представляют уровни звукового давления  $L$  (по отношению к давлению  $2 \cdot 10^{-5}$  Па), вычисляемые по расчетным данным  $\phi$  и его производных. Следует напомнить, что интегральное представление дальнего поля (8) включает в себя лишь те источники звука, которые дают вклад в интеграл по мере удаления от поверхности лопасти. Оно выведено на основе известного подхода Кирхгофа, суть которого состоит в том, что звуковой потенциал в заданной точке интегрально зависит от распределения источников звука по всей лопасти. Фактически это соотношение отображает не локальное возмущение, а интерференционную звука в целом. Поэтому приводимые ниже графики зависимости уровня звукового давления  $L$  представляют собой не отдельные локальные возмущения, а суммарный эффект звуковых волн.

Таким образом, изменение формы лопасти на крыловидную позволило распределить энергию генерируемой звуковой волны более равномерно по всей лопасти (Рис. 6а). Кроме того, видно, что вдоль размаха лопасти звуковая волна имеет нелинейную форму с чередующимися максимумами и минимумами  $L$ . Максимальная его величина не превышает 60 дБ и расположено в ее центральной части лопасти. На внешнем же по отношению к оси вращения конце лопасти наблюдается пониженное значение  $L$ . Аналогичная ситуация наблюдается и для  $\alpha = 90^\circ$  (Рис. 6б) с тем лишь отличием, что для  $0.5R \leq z \leq R$  уровень  $L$  несколько выше, а перепад максимум–минимум уменьшается.

Для угла атаки  $\gamma = 10^\circ$  (Рис. 7) максимум  $L$  на конце лопасти близок к остальным двум максимумам, то есть существенного снижения  $L$  в этой зоне не достигается. Тем не менее, общая картина распределения уровня шума такова, что  $50\text{дБ} \leq L \leq 60\text{дБ}$ . Это свидетельствует о том, что крыловидная лопасть – не шумная, в первую очередь, в окрестности  $z = 0.3R$ . Для  $\alpha = 90^\circ$  (Рис. 7б) максимальный уровень шума в области внешнего конца лопасти примерно на 5 дБ ниже, чем для случая  $\alpha = 60^\circ$  (Рис. 7а).

Заметим, что для угла атаки  $\gamma = 5^\circ$  лопасть с закруглением на конце генерирует шум примерно такого же уровня, как и рассматриваемая крылообразная лопасть. Для угла атаки  $\gamma = 10^\circ$  уровень шума у закругленной на конце лопасти выше, чем у крыловидной, и составляет порядка (66...67) дБ.

Для числа Маха  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$  (Рис. 8) уровень шума достигает 80 дБ и более в области  $z = (0.7 \dots 0.8)R$ , что говорит о зарождении шума вращения и его доминировании над вихревым шумом. По Гутину [13], именно здесь и должны располагаться основные источники шума вращения. В остальной же части лопасти, ближе к ее концам, поведение  $L$  похоже на случай  $M = 0.2$ .

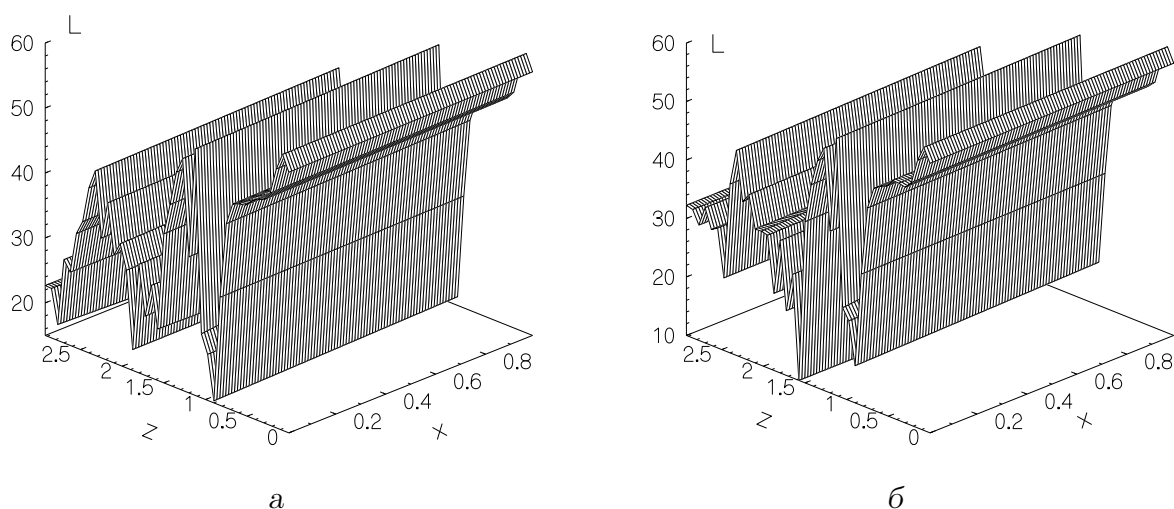


Рис. 6. Уровень нормированного давления для крылообразной лопасти при  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^\circ$ :  
а —  $\alpha = 60^\circ$ , б —  $\alpha = 90^\circ$

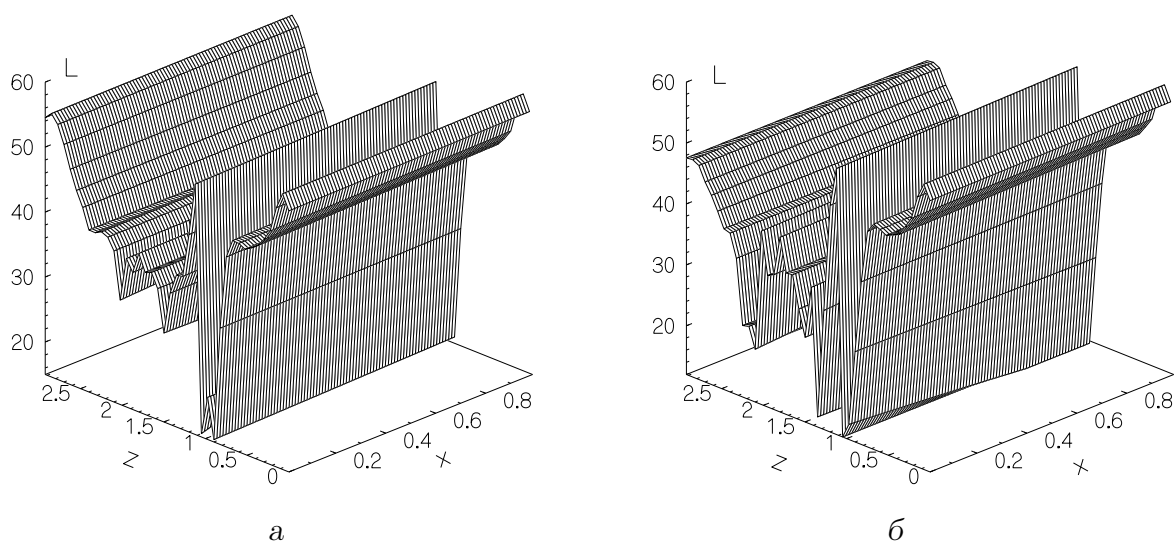


Рис. 7. Уровень нормированного давления для крылообразной лопасти при  $M = 0.2$ ,  
 $\gamma = 10^\circ$ :  
а —  $\alpha = 60^\circ$ , б —  $\alpha = 90^\circ$



Для угла атаки  $\gamma = 10^\circ$  (Рис. 9а) волна давления имеет выраженный локальный максимум в районе  $z = 0.8R$ , составляющий до 80 дБ, который уменьшается к коню до 60 дБ. Здесь четко видно преобладание шума вращения. Такое же поведение характерно и для лопасти с закруглением на конце. В то же время для угла  $\alpha = 90^\circ$  (Рис. 9б) вновь наблюдается вихревая природа шума. Его уровень не превышает 60 дБ и более плавно распределен вдоль лопасти, чем в случае  $M = 0.2$ .

Обратим внимание на тот факт, что при фиксированном значении координаты  $z$  вдоль размаха лопасти уровень давления в звуковой волне изменяется в пределах 2 дБ. Однако на графиках это практически не заметно из-за значительного общего перепада  $L$ . В абсолютных же величинах это означает вариацию звукового потенциала на десятки

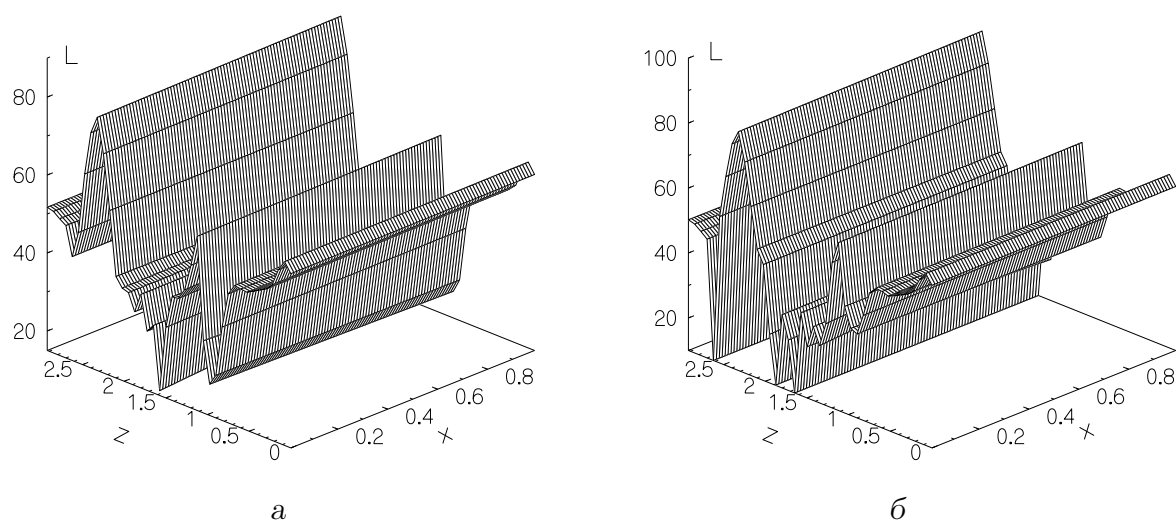


Рис. 8. Уровень нормированного давления для крылообразной лопасти при  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ :  
а —  $\alpha = 60^\circ$ , б —  $\alpha = 90^\circ$

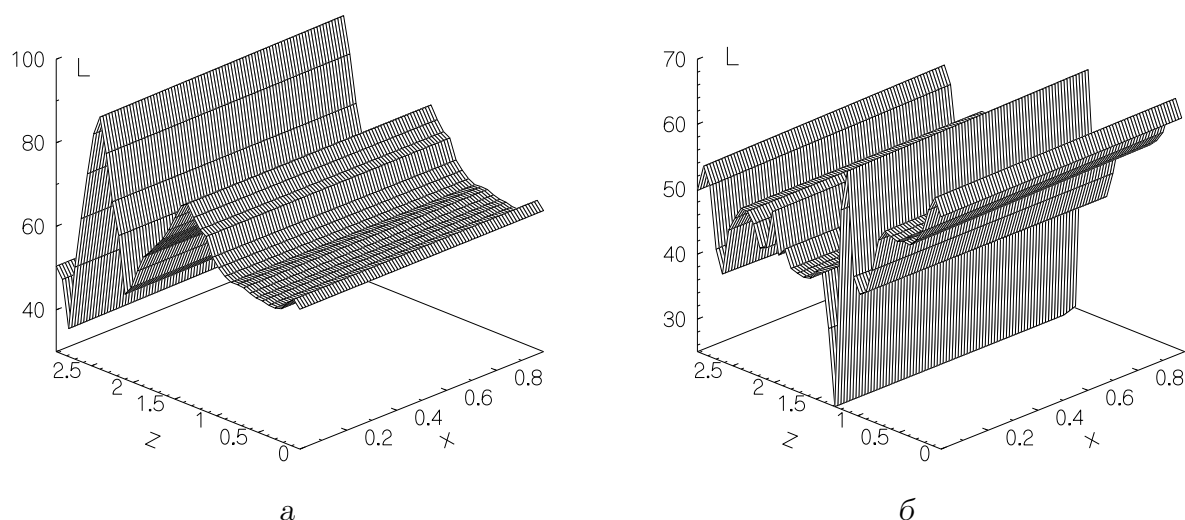


Рис. 9. Уровень нормированного давления для крылообразной лопасти при  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ :  
а —  $\alpha = 60^\circ$ , б —  $\alpha = 90^\circ$

процентов. Выполним сравнение полученных данных уровня давления с имеющимися данными [3] для Blue Edge лопасти. Напомним, что Blue Edge лопасть генерирует шум с уровнем от 50 до 65 дБ. Рассмотренная же в данной работе лопасть крыловидной формы для большинства расчетных ситуаций показала уровень  $L < 60$  дБ. Исключения составляют случаи, когда генерируемый шум преобладает над шумом вращения.

Что касается спектра генерируемого шума (Рис. 10–13), следует отметить следующие особенности. Для меньших значений чисел Маха ( $M = 0.2$ ) и меньших углов атаки ( $\gamma = 5^\circ$ ) огибающая спектра изломана сильнее, а для  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$  она имеет более плавный ход. Четко видны зоны наибольшего звукообразования вдоль лопасти. Основная энергия шума сосредоточена в первых пяти–семи гармониках. Для угла атаки

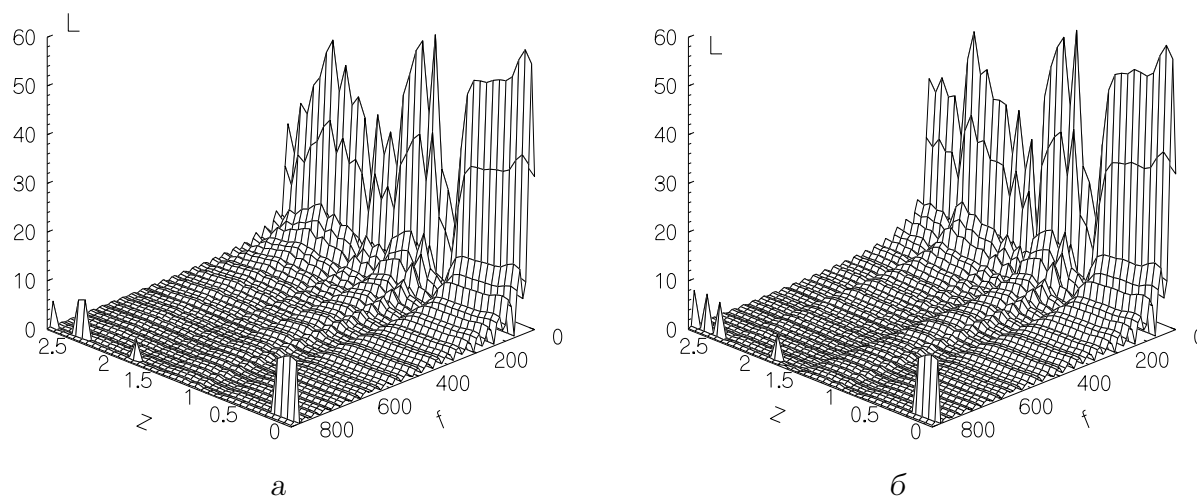


Рис. 10. Спектральные уровни давления при  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 5^\circ$ :

$a - \alpha = 60^\circ$ ,  $b - \alpha = 90^\circ$

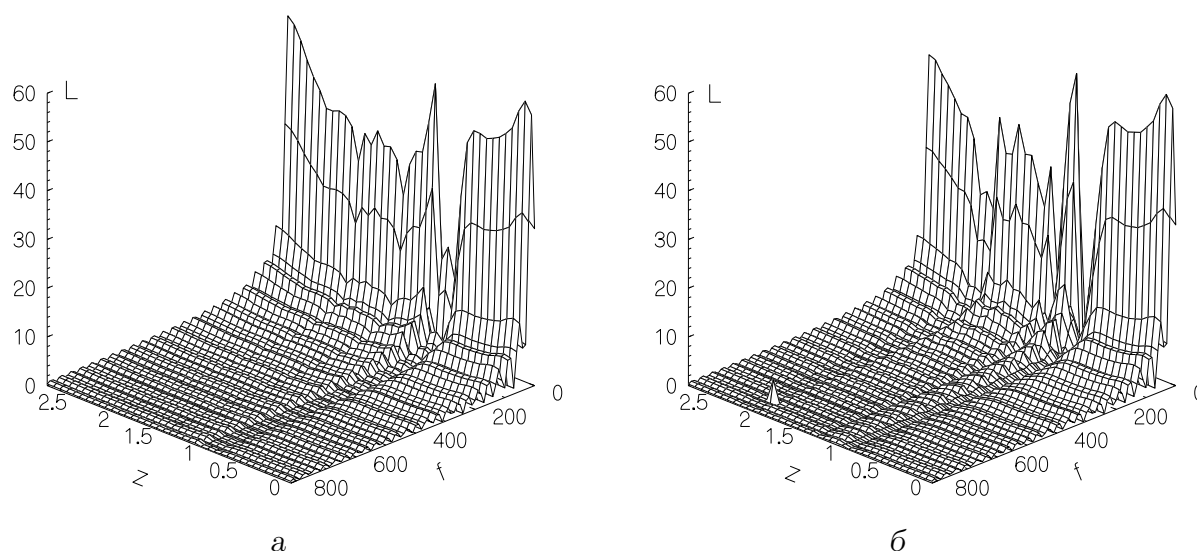


Рис. 11. Спектральные уровни давления при  $M = 0.2$ ,  $\gamma = 10^\circ$ :

$a - \alpha = 60^\circ$ ,  $b - \alpha = 90^\circ$

$\gamma = 5^\circ$  характерно появление в спектре высокочастотной гармоники  $f \approx 840$  Гц. Заметим, что подобная ситуация уже наблюдалась для лопасти прямоугольной формы [14], где расчетная частота была близка к  $f \approx 700$  Гц.

Полученные здесь данные согласуются с известными на сегодня численными и экспериментальными результатами: уровень BVI-шума составляет примерно 60 дБ [3], а шум вращения, превышает его на (15...20) дБ и поднимается до 80 дБ [15].

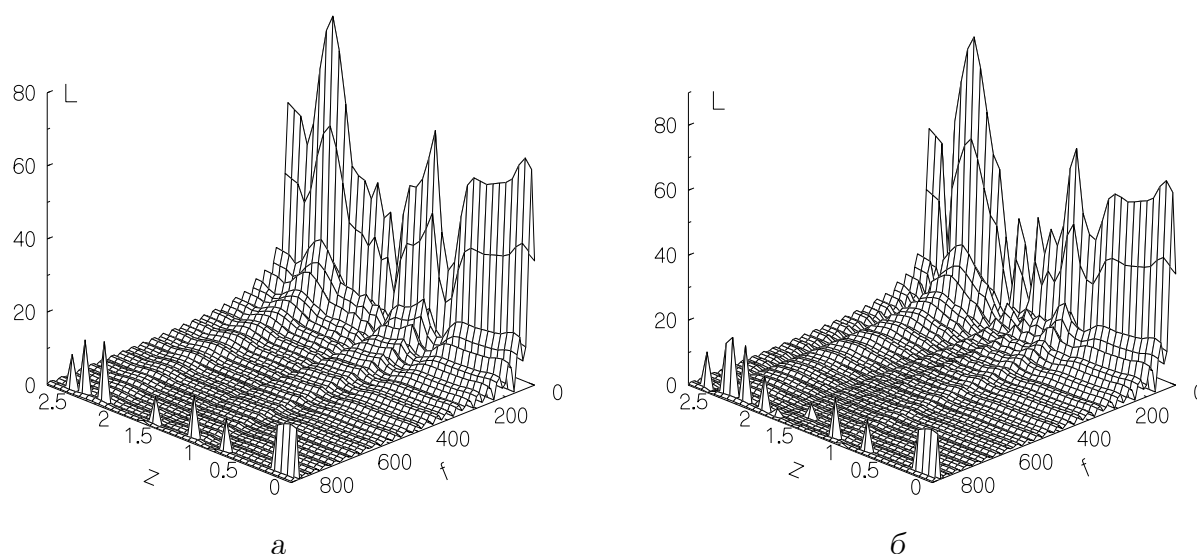


Рис. 12. Спектральные уровни давления при  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 5^\circ$ :  
 $a - \alpha = 60^\circ$ ,  $b - \alpha = 90^\circ$

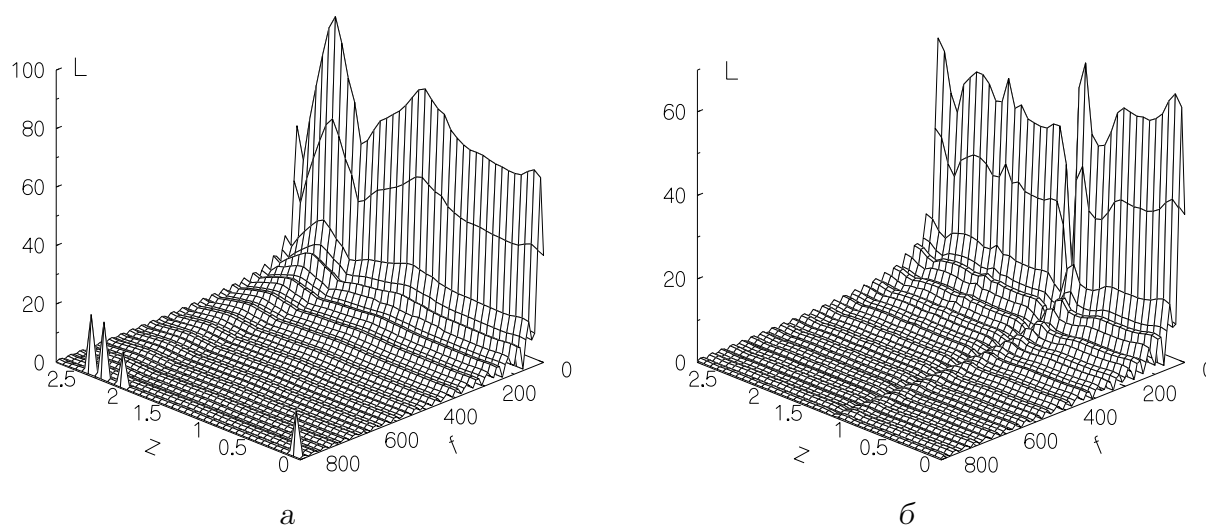


Рис. 13. Спектральные уровни давления при  $M = 0.4$ ,  $\gamma = 10^\circ$ :  
 $a - \alpha = 60^\circ$ ,  $b - \alpha = 90^\circ$

## 5. ВЫВОДЫ

1. Поставлена и численно решена задача генерации BVI-шума крылообразной лопастью с двойным изгибом при взаимодействии с завихренным потоком. Полученные результаты согласуются с имеющимися на сегодня расчетными и экспериментальными данными.
2. Расчетные данные ближнего поля лопасти продемонстрировали следующие характерные особенности. Например, появились два отчетливо выраженных продольных плавно распределенных пика. Они присутствуют во всех рассмотренных ситуациях, отражают геометрию продольного изгиба лопасти и не наблюдались для лопасти прямоугольной формы. Кроме них, существуют еще две продольные серии пиков, амплитуда каждой из которых в полтора–три раза меньше, чем у предыдущей. Кроме продольных серий возмущений акустической плотности, зафиксировано появление двух–трех поперечных серий локальных пиков. С увеличением числа Маха и угла атаки лопасти эти серии становятся доминирующими по амплитуде.
3. Результаты расчета дальнего поля показали, что лопасть крыловидной формы генерирует BVI-шум с уровнем в районе 60 дБ, что на (5...6) дБ ниже шума закругленной на конце лопасти и лопасти Blue Edge. Это говорит о том, что крылообразную лопасть можно считать малозумной: лишь в отдельных расчетных ситуациях генерируемый шум определялся шумом вращения с повышенным уровнем на части лопасти.

## БЛАГОДАРНОСТЬ

Автор выражает благодарность профессору И. В. Вовку за полезные замечания, которые позволили более точно и понятно изложить постановку аэродинамической задачи, а также объяснить картину дальнего звукового поля.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kufeld R. M., Cross J. L., Bousman W. G. A survey of rotor loads distribution in maneuvering flight // American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference. — San Francisco, CA. — 1994.
- [2] Roth B. D. Acoustic source and data acquisition system for a helicopter rotor blade-vortex interaction (BVI) noise reduction experiment : Ms thesis ; Naval Postgraduate School. — Monterey, CA, 1996.
- [3] The Design, Development and Testing of a New Blade Concept / Rauch P., Geravais M., Cranda P., Baud A., Hirsch J., Walter A., and Beaumier P. — Virginia Beach, VA, 2011. — May. — P. 14.
- [4] Delrieux Y. From design to flight testing: Overview of rotocraft acoustic research at ONERA for industrial application // *Aerospace Laboratory Journal*. — 2014. — no. 7. — P. 1–10.

- [5] Mattos B. S. Overview of Rotorcraft Technology and Market. — 2011.
- [6] Лукьянов П. В. Влияние присоединенного концевое вихря лопасти ротора вертолета на генерацию BVI-шума // Вісник Черкаського університету: Прикладна математика. Інформатика. — 2014. — № 18(311). — С. 46–58.
- [7] Лук'янов П. В. Генерація звуку взаємодії вихорів Тейлора і Скуллі з лопаттю змінної товщини // Наукові вісті НТУУ «КПІ». — 2014. — № 4(96). — С. 139–145.
- [8] Лукьянов П. В. Об одной модели аэроакустики вязкого сжимаемого газа. Часть I. Анализ существующих моделей, вывод разрешающей системы уравнений // Акустичний вісник. — 2013–2014. — Т. 16, № 2. — С. 18–30.
- [9] Лукьянов П. В. Об одной модели аэроакустики вязкого сжимаемого газа. Часть II. Шум близкого взаимодействия вихря-лопасти вертолѐта // Акустичний вісник. — 2013–2014. — Т. 16, № 3. — С. 31–40.
- [10] Лукьянов П. В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть I. Общая схема применения для плоской стационарной задачи // Акустичний вісник. — 2011. — Т. 14, № 3. — С. 46–52.
- [11] 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. — Т. 15, № 3. — С. 45–52.
- [12] Лукьянов П. В. Влияние закругления конца лопасти на уровень шума взаимодействия вихрь-лопасть // Акустичний вісник. — 2015. — Т. 17, № 2. — С. 23–37.
- [13] Гутин Л. Я. О звуковом поле вращающегося винта // Журнал технической физики. — 1936. — Т. 5, № 6. — С. 899–909.
- [14] Лук'янов П. В. Генерація шуму взаємодії лопаті і вихору при косому обтіканні потоком // Вісник Київського національного університету ім. Тараса Шевченка. Серія: фізико-математичні науки. — 2014. — № 4. — С. 81–86.
- [15] Голдстейн М. Е. Аэроакустика. — Москва : Машиностроение, 1981.

## REFERENCES

- [1] R. M. Kufeld, J. L. Cross, and W. G. Bousman, “A survey of rotor loads distribution in maneuvering flight,” in *American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference*, (San Francisco, CA), 1994.
- [2] B. D. Roth, *Acoustic source and data acquisition system for a helicopter rotor blade-vortex interaction (BVI) noise reduction experiment*. Ms thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, 1996.
- [3] P. Rauch, M. Geravais, P. Cranda, A. Baud, J. Hirsch, A. Walter, and P. Beaumier, *The design, development and testing of a new blade concept*, ch. American Helicopter Society 67th Annual Forum, p. 14. May 2011.



- [4] Y. Delrieux, “From design to flight testing: Overview of rotocraft acoustic research at ONERA for industrial application,” *Aerospace Laboratory Journal*, no. 7, pp. 1–10, 2014.
- [5] B. S. Mattos, *Overview of rotorcraft technology and market*. 2011.
- [6] P. V. Lukianov, “Effect of the attached tip vortex of a helicopter blade on BVI noise generation,” *Cherkasy University Bulletin: Applied Mathematics. Informatics*, no. 18(311), pp. 46–58, 2014.
- [7] P. V. Lukianov, “Sound generation by Taylor and Scully vortexes and the blade of the varying cross section,” *KPI Science News*, no. 4(96), pp. 139–145, 2014.
- [8] P. V. Lukianov, “On one model for aeroacoustics of viscous compressible gas. Part I. Analysis of existing models, deducing of resolving system of equations,” *Acoustic Bulletin*, vol. 16, no. 2, pp. 18–30, 2013–2014.
- [9] P. V. Lukianov, “On one model for aeroacoustics of viscous compressible gas. Part II. Noise of the near helicopter blade-vortex interaction,” *Acoustic Bulletin*, vol. 16, no. 3, pp. 31–40, 2013–2014.
- [10] P. V. Lukianov, “On one numerical-analytical approach to solving of a problem on sound generation by a thin wing. Part I. General schematic of application to planar stationary problem,” *Acoustic Bulletin*, vol. 14, no. 3, pp. 46–52, 2011.
- [11] P. V. Lukianov, “On one numerical-analytical approach to solving of a problem on sound generation by a thin wing. Part II. A schematic of application to non-stationary problems,” *Acoustic Bulletin*, vol. 15, no. 3, pp. 45–52, 2012.
- [12] P. V. Lukianov, “The effect of blade tip truncation type on the BVI-noise level,” *Acoustic Bulletin*, vol. 17, no. 2, pp. 23–37, 2015.
- [13] L. Y. Gutin, “On the sound field of a rotating propeller,” *Zhurnal Tehnicheskoi Fiziki*, vol. 5, no. 6, pp. 899–909, 1936.
- [14] P. V. Lukianov, “Generation of the blade-vortex interaction noise in the case of oblique flow,” *Bulletin of Taras Shevchenko National University of Kyiv. Series: Physics and Mathematics*, no. 4, pp. 81–86, 2014.
- [15] M. E. Goldstein, *Aeroacoustics*. New York: McGraw-Hill, 1976.

### **П. В. Лук'янов**

#### **Генерація BVI-шуму крилоподібною лопаттю ротора вертольота**

Зниження рівня звуку, що випромінюється літальними апаратами, – одна з актуальних проблем сучасного авіабудування. Одним із шляхів її вирішення може бути застосування пропелерів, які мають нетрадиційну конфігурацію, для зменшення ступеня турбулізації обтікаючого лопаті потоку. Виходячи з цього, в статті поставлено та розв'язано задачу про генерацію BVI-шуму крилоподібною лопаттю ротора вертольота. Її постановку розділено на аеродинамічну й акустичну частини, а



розв'язок отримано раніше розробленим чисельно-аналітичним методом. Вивчено поведінку ближнього та дальнього звукових полів. Зокрема, отримано залежності розподілу пульсацій густини від поздовжньої геометрії лопаті, кута атаки та кута постановки лопаті до зустрічного потоку. Розрахункові дані ближнього поля лопаті продемонстрували появу двох чітко виражених поздовжніх плавно розподілених піків. Вони присутні у всіх розглянутих ситуаціях і відображають геометрію поздовжнього вигину лопаті. Окрім них, існують ще дві поздовжні серії піків, амплітуда кожної з яких у півтора–три рази менша, ніж у попередньої. Показано, що збільшення швидкості набігаючого потоку сприяє зародженню поперечних пульсацій на поверхні лопаті, які за рівнем домінують над поздовжніми пульсаціями. У цілому рівень генерованого шуму лежить у діапазоні від 50 дБ до 60 дБ. Це майже на 6 дБ нижче за шум лопаті конфігурації Blue Edge, а також заокругленої на кінці лопаті. Окрім цього, помічено активізацію високочастотної області в спектрі шуму на частоті близько 840 Гц. Результати розрахунків свідчать про те, що лопать крилоподібної форми є малOSHумною в режимі маневрів на малих швидкостях польоту. Отримані дані можуть бути корисними для вибору оптимальної конфігурації ротора вертольота на етапі ескізного проектування.

**КЛЮЧОВІ СЛОВА:** аеродинамічна генерація звуку, ротор вертольота, взаємодія вихра й лопаті, чисельно-аналітичні методи

**P. V. Lukianov**

#### **BVI-noise generation by a wing-shaped blade of a helicopter rotor**

Reducing the level of sound emitted by aircraft is one of the urgent problems of the modern aircraft industry. One of the ways to solve it can be the use of propellers with an unconventional configuration to reduce the degree of turbulence of the flow around the blade. Based on this, the paper deals with posing and solving the problem of generating BVI-noise by a wing-shaped helicopter rotor blade. The mathematical statement divides into aerodynamic and acoustic parts with obtaining the solution by a previously developed numerical-analytical method. The behavior of the near and far sound fields has been studied. In particular, the dependences of the distribution of density fluctuations on the longitudinal geometry of the blade, the angle of attack, and the angle of setting the blade to the oncoming flow are obtained. The calculated data of the near field around the blade reveal two distinct longitudinal smoothly distributed peaks. They are present in all considered situations and reflect the blade buckling geometry. In addition, there are two more longitudinal peak series, the amplitude of each of which is one and a half to three times less than that of the previous one. It is shown that an increase in the oncoming flow velocity contributes to the generation of transverse fluctuations on the blade surface, which dominate over the longitudinal fluctuations in terms of level. In general, the level of generated noise is in the range of 50 dB to 60 dB. It is almost 6 dB lower than the noise of the Blue Edge blade configuration and the blade with a rounded tip. In addition, activation of the high-frequency region in the noise spectrum was noticed at a frequency of about 840 Hz. The calculation results indicate that the wing-shaped blade is low noise in the maneuver mode at low flight speeds. The obtained data may be useful in choosing the optimal configuration of the helicopter rotor at the preliminary design stage.

**KEY WORDS:** aerodynamic sound generation, rotor of a helicopter, blade-vortex interaction, numerical-analytical methods