

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВИХРЕВОГО ШУМА ВРАЩАЮЩИХСЯ ЛОПАСТЕЙ

П.А. Мошков

moshkov89@bk.ru

АО «ГСС», Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Дан краткий обзор механизмов генерации шума воздушного винта. Подробно рассмотрена вихревая составляющая шума винта. Представлены результаты исследования вихревого шума вращающихся стержней в условиях открытой местности. Получены спектральные, интегральные и пространственные характеристики акустического поля вращающихся стержней. Установлено, что слышимость исследуемых вращающихся стержней определяется излучением в области частот 250...1250 Гц. Обобщены результаты исследований в части влияния режима обтекания профиля лопасти, характеризуемого числом Рейнольдса, на интенсивность вихревого шума. Показано, что показатель степени зависимости интенсивности вихревого звука от характерной скорости обтекания профиля лопасти в различных диапазонах значений числа Рейнольдса может существенно изменяться. При изменении значения  $\lg Re = 1,8-5,0$  итоговая зависимость показателя степени роста скорости сначала снижается от 6 до 3, постоянна и равна 3 в диапазоне  $\lg Re = 2,65-3,2$ , а затем возрастает до 6 для  $\lg Re = 3,4-3,7$ , а при еще большем увеличении показатель степени возрастает от 7 до 8 и более (до 11) до  $\lg Re = 4,5$ . При высоких значениях числа Рейнольдса (более  $10^6$ ), соответствующих автомобильным режимам обтекания лопастей легких винтовых самолетов, показатель степени равен 5. На основании выполненного исследования рекомендовано использовать одну из известных моделей шума задней кромки для расчета вихревого шума воздушных винтов на этапе эскизного проектирования. Сформулированы основные методы снижения интенсивности вихревого звука вращающихся лопастей

### Ключевые слова

*Вихревой шум, шум вращения, дипольный источник, акустические измерения, аэроакустика, воздушный винт*

Поступила 07.08.2019

Принята 25.10.2019

© Автор(ы), 2020

**Введение.** Широкое развитие беспилотных авиационных систем с винтовыми малоразмерными летательными аппаратами предъявляет требования к обеспечению их неслышимости для наблюдателей как для обеспечения живучести военных аппаратов, так и для акустического комфорта жителей городов [1, 2]. Для малоразмерных квадрокоптеров и беспилотников самолетного типа с приводом воздушных винтов от электродвигателя определяющим источником шума на местности является воздушный винт.

Шум изолированных воздушных винтов обычно подразделяют на шум вращения и вихревой шум [3]. Шум вращения обусловлен воздействием на среду стационарных и нестационарных относительно лопастей аэродинамических нагрузок, а также периодическим вытеснением из среды объема, равного объему лопасти (шум вытеснения). Основные источники вихревого шума воздушных винтов — флуктуирующие силы, связанные с пульсациями давления на поверхности лопасти, и пульсации давления в вихревом следе. Вихревой шум эквивалентен простому акустическому источнику — диполю, а его спектр непрерывен по частоте.

В зависимости от геометрических параметров, режима работы винта, его компоновки на аппарате роль разных источников в общем уровне шума на местности будет различной. Для малонагруженных винтов легких самолетов, работающих в статических условиях, доминирующим является шум от аэродинамической нагрузки. В шуме малоразмерных винтов в полетных условиях вихревая составляющая может определять слышимость аппарата.

Первые работы в области аэроакустики [4–6], опубликованные в России, были посвящены рассмотрению шума воздушных винтов и, в частности, вихревого шума. К настоящему времени опубликовано значительное число работ [7–12], посвященных исследованию вихревого шума в основном на примере обтекания вращающихся и стационарных цилиндров круглого сечения, расположенных вертикально или горизонтально к потоку.

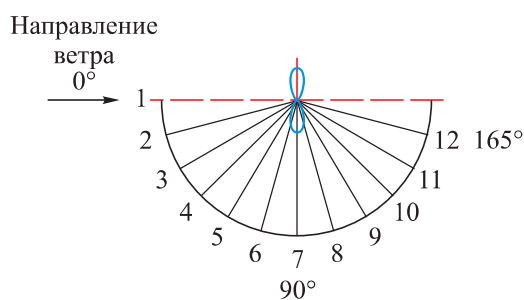
Из новых работ в области исследований природы вихревого шума следует отметить работы сотрудников ЦАГИ [13] и АКИН [14, 15]. В работе [13] показано, что при обтекании кругового цилиндра, несмотря на дипольный характер излучения, источник звука располагается на расстоянии 15...20 диаметров цилиндра ниже по потоку в зависимости от скорости, а не в плоскости цилиндра, как это принято в общей теории. Такой эффект состоит в том, что действие двух абсолютно коррелированных дипольного и квадрупольного источников звука эквивалентно

действию одного только диполя, но сдвинутого на расстояние. В связи с этим пренебрегать квадрупольной составляющей при рассмотрении шума обтекания цилиндров нельзя. Показано, что учет распределенности имеет большое значение при оценке сдвига дипольного излучения. В работах [14, 15] показано, что внешние воздействия, такие как масштаб турбулентности и степень неоднородности набегающего потока, существенным образом влияют на характеристики вихревого звука.

В настоящей работе представлены основные результаты исследования вихревого шума вращающихся стержней, выполненного в условиях открытой местности. Обобщены результаты исследований шума воздушных винтов и работ других авторов в части определения механизмов генерации, основных характеристик вихревого звука и способов снижения его интенсивности.

**Объект исследования и методика проведения акустических испытаний.** Объект исследования — стержни длиной  $d = 567$  мм, толщиной  $a = 3,7$  мм, вращающиеся с частотой  $n = 11,17$  с<sup>-1</sup>, фактически расположенные аналогично четырехлопастному винту. Измерения выполнены на дуге окружности радиусом 2 м (рис. 1). Направление 0 соответствовало излучению в переднюю полусферу по оси устройства. Измерения проведены в 12 контрольных точках с шагом 15° в диапазоне значений угла 0...165°. Расстояние от конца стержня до поверхности земли 0,5 м.

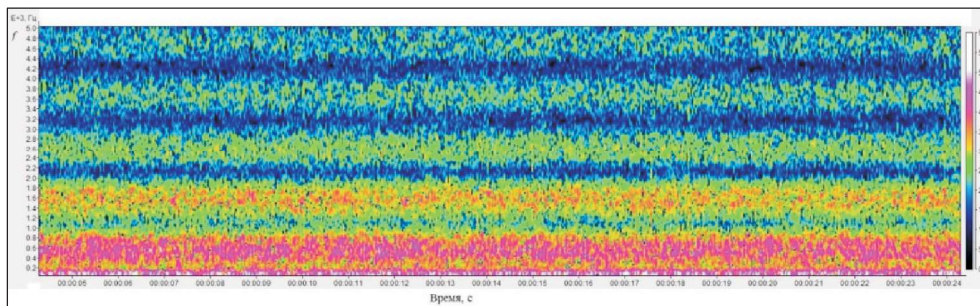
Испытания выполнены в условиях открытой местности при субъективном отсутствии источников техногенного происхождения, при скорости ветра менее 1 м/с и благоприятных метеоусловиях. Тип подстилающей поверхности — скошенная трава.



**Рис. 1.** Схема расположения контрольных точек на дуге окружности радиусом 2 м

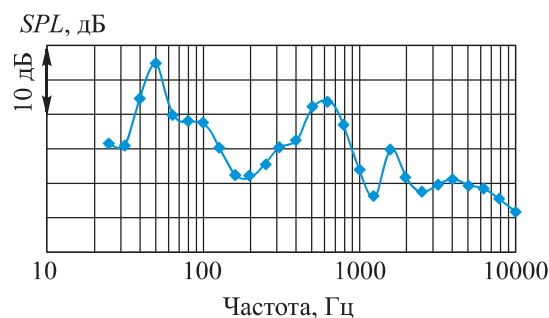
Время записи звукового сигнала составляло 40 с, запись осуществлялась с частотой дискретизации 48 кГц. Типовая спектрограмма уровней звукового давления в диапазоне значений частоты 50...5000 Гц представ-

лена на рис. 2. Регистрируемый сигнал является квазистационарным. Его постобработка включала в себя получение уровней звукового давления в 1/3-октавных полосах частот, суммарных и суммарных взвешенных по шкале А стандартного шумомера уровней звукового давления. Спектральный анализ в узких полосах частот не выполнялся ввиду малозумности устройства и получения при таком анализе отрицательных уровней звукового давления на высоких частотах (относительно порогового значения звукового давления 20 мкПа).



**Рис. 2.** Типовая спектрограмма уровней звукового давления в диапазоне значений частоты 50...5000 Гц

**Структура акустического поля вращающихся стержней.** Типовой 1/3-октавный спектр уровней звукового давления (*SPL*), измеренный в направлении  $30^\circ$ , представлен на рис. 3.



**Рис. 3.** 1/3-октавный спектр уровней звукового давления (25...10 000 Гц), измеренный в направлении  $30^\circ$ , на расстоянии 2 м

В спектре присутствуют максимумы на частотах 50, 630 и 1600 Гц. Поскольку исследуемый аппарат является малозумным, уровни фона на частотах более 1250 Гц могут являться фоновым шумом атмосферы [16, 17].

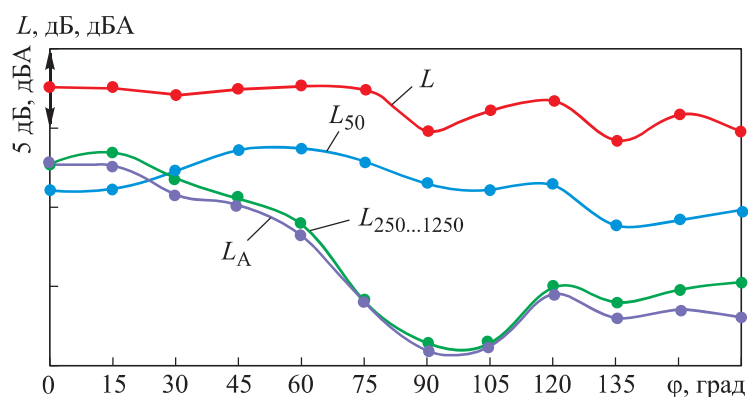
Спектральный максимум в 1/3-октавной полосе частот 50 Гц является первой гармоникой шума вращения лопастей. Максимум широкопо-

лосного шума соответствует 1/3-октавной полосе частот 630 Гц, что согласуется с выражением для определения спектрального максимума вихревого шума:

$$f = \frac{u St}{a},$$

где  $u = \pi dn$  — характерная скорость обтекания профиля лопасти (в рассматриваемом случае окружная скорость);  $St$  — число Струхалия,  $St = 0,2$ ;  $a$  — характерный размер (толщина стержня, для воздушных винтов  $a = b \sin \alpha + c \cos \alpha$ ,  $b$ ,  $c$ ,  $\alpha$  — хорда, толщина и угол атаки лопасти на относительном радиусе  $\bar{r} = 0,75$ ).

Характеристики направленности суммарных уровней шума  $L$ , дБ, и  $L_A$ , дБА (25...10 000 Гц), а также излучения на частоте первой гармоники шума вращения 50 Гц ( $L_{50}$ ) и суммарного излучения в диапазоне значений частоты 250...1250 Гц ( $L_{250...1250}$ ) показаны на рис. 4. Максимальные суммарные уровни звукового давления в дБ и дБА наблюдаются на оси устройства 0. Результаты эксперимента не противоречат результатам, приведенным в работах других авторов, и теории [11], согласно которой максимальные уровни шума вращающихся цилиндрических стержней должны быть на оси 0, а минимальные в плоскости вращения — на оси 90°.



**Рис. 4.** Характеристики направленности суммарного уровня звукового давления (25...10 000 Гц), суммарного взвешенного по шкале А стандартного шумомера уровня звукового давления, излучения в 1/3-октавной полосе частот 50 Гц и излучения в диапазоне значений частоты 250...1250 Гц

Максимумы тонального шума в 1/3-октавной полосе 50 Гц имеют место в передней полусфере в направлении 60° и в задней полусфере в направлении 120°. Максимум в передней полусфере больше, потому что

интенсивность диполя от момента на валу (силы сопротивления) прибора выше, чем интенсивность диполя от нагрузки на лопастях (силы тяги), вследствие нулевого угла установки лопастей.

Для оценки слышимости винтовых летательных аппаратов можно использовать суммарный взвешенный по шкале А стандартного шумомера уровень звукового давления [2]. Был предложен критерий слышимости в виде разности суммарного уровня шума аппарата и уровня фонового шума, дБА. Излучение в диапазоне значений частоты 250...1250 Гц определяет суммарный взвешенный по шкале А стандартного шумомера уровень звукового давления (см. рис. 4), поэтому можно полагать, что этот диапазон значений частоты также определяет и слышимость аппарата.

**Влияние числа Рейнольдса на интенсивность вихревого шума.** Для дипольных источников характерна зависимость интенсивности излучения от характерной степени обтекания в шестой степени. В то же время на показатель степени существенным образом может влиять режим обтекания профиля лопасти, характеризуемый числом Рейнольдса  $Re = ua / \nu$ ,  $\nu$  — кинематическая вязкость воздуха.

Анализ этого влияния можно провести на основе соотношения для интенсивности вихревого звука [11]:

$$I = \frac{\rho}{32c_0^3} \frac{d^2 \cos^2 \theta}{R^2} (c_F St)^2 u^6, \quad (1)$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;  $c_0$  — скорость звука;  $\theta$  — угол между направлением потока и направлением на точку наблюдения;  $R$  — расстояние до точки наблюдения;  $c_F$  — коэффициент поперечной (подъемной) силы;  $u$  — характерная скорость обтекания профиля.

Соотношение (1) можно представить в упрощенном виде:  $I = B c_F^2 u^6$ , где  $B = \text{const}$  для направления максимального излучения вихревого звука ( $\cos^2 \theta = 1$ ). При переходе к числам Рейнольдса для заданного характерного размера  $a$  получим

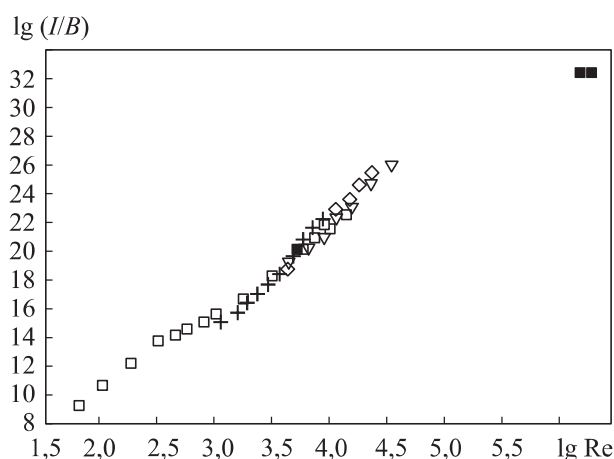
$$B = \frac{\rho d^2}{32c_0^3 R^2} St^2 \left( \frac{\nu}{a} \right)^6.$$

Тогда интенсивность излучения в логарифмическом виде можно представить как

$$\lg \left( \frac{I}{B} \right) = \lg c_F^2 + 6 \lg Re. \quad (2)$$

Принимая параметр  $\lg c_F^2$  на основании исследования [18] равным  $-2,5$ , можно оценить показатель степени правой части выражения (2). В этом случае показатель степени (тангенс угла наклона кривой) составляет  $5,5$ . Оценивая левую часть выражения (2) через экспериментальные данные об интенсивности звука исследуемого аппарата в направлении  $\cos^2 \theta = 1$ , получаем, что левая часть выражения дает степень  $5,2$ . Отличие в показателе степени при оценке по правой и левой частям выражения (2) можно объяснить влиянием неоднородности и масштаба турбулентности набегающего потока, которые не учитываются в исходном выражении (1). Таким образом, можно сделать вывод о том, что для исследуемых в работе вращающихся стержней ( $\lg Re = 3,7$ ) показатель степени зависимости интенсивности от скорости обтекания принадлежит диапазону значений  $5,2-5,5$ .

На графике зависимости (рис. 5), построенном в работе [18], по (2) в логарифмическом масштабе  $\lg Re$  в условных единицах для случая обтекания различных цилиндров также показаны результаты, полученные автором в рамках настоящей работы и ранее при исследованиях акустических характеристик легкомоторных самолетов. Для воздушных винтов самолетов Ан-2 в статических условиях ( $\lg Re = 6,36$ ) и Вильга-35А в полетных условиях ( $\lg Re = 6,5$ ) получена зависимость интенсивности вихревого шума от характерной скорости обтекания профиля лопасти в степени 5 [19].



**Рис. 5.** Зависимость интенсивности излучения вихревого звука от числа Рейнольдса потока:

- —  $d = 0,317$  см [11]; × —  $d = 0,2$  см; ◇ —  $d = 0,5$  см; ▽ —  $d = 0,8$  см [18] (результаты других авторов); ■ — вращающиеся стержни ( $\lg Re = 3,7$ ) и винты самолетов Вильга-35А ( $\lg Re = 6,5$ ) и Ан-2 ( $\lg Re = 6,36$ ) [19]

Можно видеть, что результаты настоящей работы полностью согласуются с результатами ранее выполненных исследований и публикациями других авторов. При разных диапазонах значений числа Рейнольдса зависимости интенсивности излучения от  $Re$  — наклоны кривой — различны (см. рис. 5). При  $\lg Re = 1,8-5,0$  итоговая зависимость показателя степени роста скорости сначала снижается от 6 до 3, сохраняется равной 3 при  $\lg Re = 2,65-3,2$ , а затем возрастает до 6 при  $\lg Re = 3,4-3,7$ , а при еще большем увеличении показатель степени возрастает от 7 до 8 и более (до 11) при  $\lg Re = 4,5$ . При более высоких значениях числа Рейнольдса ( $\lg Re \sim 6,5$ ), соответствующих автомоделным режимам обтекания лопастей винтовых самолетов, показатель степени равен 5.

**О расчете вихревого шума воздушных винтов.** Несмотря на существенные успехи, которых удалось достичь в области вычислительной аэроакустики, в частности численного моделирования шума воздушных винтов [20, 21], ввиду значительных затрат машинного времени на выполнение расчетов по прежнему актуальны полуэмпирические методы расчета шума различных источников. Эти методы позволяют с достаточной для инженерных расчетов точностью выполнять оценку уровней шума воздушных винтов [22] и параметрические исследования в целях оптимизации конструкции [23].

Вследствие особенностей генерации вихревого звука при обтекании профиля лопасти винта при различных значениях числа Рейнольдса в рамках полуэмпирической модели шума винта, применимой только для винтов, работающих на автомоделных режимах (при  $Re > 10^6$ ), предложено использовать следующую модель шума задней кромки [22]:

$$SPL_{ш}(f) = 10 \lg \left[ u^5 z \Phi \frac{\delta l}{R^2} \left( \frac{St}{St_{\max}} \right)^4 \left( \left( \frac{St}{St_{\max}} \right)^{1,5} + 0,5 \right)^{-4} \right] + K_b. \quad (3)$$

Здесь  $z$  — число лопастей;

$$\Phi = \frac{\sin^2(\varphi/2)}{[(1 + M_{отн} \cos \varphi)(1 + (M_{отн} - M_k) \cos \varphi)]}$$

— фактор направленности,  $M_{отн}$  — число Маха относительной скорости потока в концевом сечении лопасти винта,  $M_k$  — конвективное число Маха,  $\varphi$  — направление излучения;  $\delta = 0,31b/Re^{0,2}$  — толщина пограничного слоя;  $l$  — длина элемента лопасти;  $St = f\delta/u$  — число Струхалья,



$f$  — центральная частота 1/3-октавной полосы частот;  $St_{\max} = 0,1$ ;  $K_b$  — коэффициент масштабирования. Можно использовать факторы направленности, полученные экспериментально в [24].

Эта модель является достаточно простой и в то же время хорошо отражает качественную зависимость интенсивности звука от характерной скорости обтекания профиля лопасти, от числа лопастей, затухания звука с расстоянием (закон обратных квадратов) и от направления распространения звука.

**О снижении интенсивности вихревого шума вращающихся лопастей.** Нанесение на поверхность лопастей (стержней) шероховатых покрытий типа сеток или бороздок влияет на точку отрыва потока [18, 25]. Указанное мероприятие может позволить уменьшить интенсивности излучения (6...10 дБ) в диапазоне значений  $\lg Re$  5,48–6,4. Наилучший эффект достигается при применении крупных ячеек с глубокими впадинами, которые могут влиять на картину обтекания профиля.

Для воздушных винтов миниатюрных беспилотных летательных аппаратов снижение интенсивности вихревого шума можно обеспечить посредством компромисса между геометрическими параметрами лопасти и частотой вращения в целях использования диапазона  $\lg Re = 2,65$ –3,2, обеспечивающего наименьший рост интенсивности вихревого звука с увеличением характерной скорости обтекания профиля лопасти.

Для снижения интенсивности вихревого шума винтов задние кромки лопастей также выполняют пилообразной формы (*serrated trailing edge*) [26, 27] или из пористого материала [28].

**Заключение.** Представлены результаты исследования вихревого шума вращающихся стержней. Установлено, что слышимость исследуемых вращающихся стержней определяется излучением в диапазоне значений частоты 250...1250 Гц. Обобщены результаты исследований в части влияния режима обтекания профиля лопасти, характеризуемого числом Рейнольдса, на интенсивность вихревого шума. Показано, что показатель степени зависимости интенсивности вихревого звука от характерной скорости обтекания профиля лопасти в различных диапазонах значений числа Рейнольдса может существенно изменяться. Описаны основные методы снижения интенсивности вихревого шума. Представленные результаты могут быть использованы при оценке шума воздушных винтов на этапе эскизного проектирования.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Moshkov P., Ostrikov N., Samokhin V., et al. Study of Ptero-G0 UAV noise with level flight conditions. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2514. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2514>
- [2] Мошков П.А., Самохин В.Ф., Яковлев А.А. Выбор критерия слышимости беспилотных летательных аппаратов с винтомоторной силовой установкой. *Изв. вузов. Авиационная техника*, 2018, № 2, с. 3–9.
- [3] Мошков П.А. Классификация источников шума легких винтовых самолетов на местности. *Научно-технический вестник Поволжья*, 2015, № 4, с. 101–106.
- [4] Гутин Л.Я. О звуковом поле вращающегося винта. *ЖТФ*, 1936, т. 6, № 5, с. 899–909.
- [5] Юдин Е.Я. О вихревом шуме вращающихся стержней. *ЖТФ*, 1944, т. 14, № 9, с. 561–567.
- [6] Непомнящий Е.Я. Результаты исследования шума пропеллера. *УФН*, 1945, т. 27, № 1, с. 72–95. DOI: <https://doi.org/10.3367/UFNr.0027.194501e.0072>
- [7] Kopiev V.F., Zaitsev M.Yu., Chernyshev S.A. Sound radiation from a free vortex ring and a ring crossing an obstacle. *4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 1998, no. 1998-2371. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1998-2371>
- [8] Kopiev V.F., Zaitsev M.Yu., Karavosov R.K. Experimental investigation of azimuthal structure of dipole noise for rigid cylinder inserted in turbulent jets. *10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA paper*, 2004, no. 2004-2927. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2004-2927>
- [9] Лямшев Л.М. Об эоловых тонах. *Акустический журнал*, 1962, т. 8, № 1, с. 91–98.
- [10] Лямшев Л.М. Рассеяние звука упругими цилиндрами. *Акустический журнал*, 1959, т. 5, № 1, с. 58–63.
- [11] Etkin B., Korbacher G.K., Keefe H.T. Acoustic radiation from a stationary cylinder in a fluid stream (Aeolian tones). *J. Acoust. Soc. Amer.*, 1957, vol. 29, iss. 1, pp. 30–36. DOI: <https://doi.org/10.1121/1.1908673>
- [12] Gerrard J.H. An experimental investigation of the oscillation lift and drag of a circular cylinder shedding turbulent vortices. *J. Fluid Mech.*, 1961, vol. 11, iss. 2, pp. 244–256. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0022112061000494>
- [13] Остриков Н.Н. Излучение звука распределенными квадрупольными источниками вблизи твердых тел. *Акустический журнал*, 2012, т. 58, № 4, с. 525–534.
- [14] Баженова Л.А. Влияние внешних воздействий на характеристики вихревого звука. *Акустический журнал*, 2012, т. 58, № 4, с. 412–418.
- [15] Баженова Л.А., Семенов А.Г. О природе источника вихревого звука при обтекании потоком цилиндрического профиля. *Акустический журнал*, 2014, т. 60, № 6, с. 645–655.
- [16] Ning Z., Wlezien R.W., Hu H. An experimental study on small UAV propellers with serrated trailing edges. *47th AIAA Fluid Dynamics Conf., AIAA Paper*, 2017, no. 2017-3813. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-3813>

- [17] Кажан В.Г., Мошков П.А., Самохин В.Ф. Природный фон при проведении акустических испытаний самолетов на аэродроме базирования малой авиации. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 7. DOI: <https://doi.org/10.7463/0715.0782827>
- [18] Баженова Л.А., Семенов А.Г. О влиянии числа Рейнольдса на интенсивность вихревого звука при обтекании цилиндрического профиля. *Акустический журнал*, 2013, т. 59, № 5, с. 586–595.
- [19] Мошков П.А. Прогнозирование и снижение шума на местности легких винтовых самолетов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., МАИ, 2015.
- [20] Копьев В.Ф., Титарев В.А., Беляев И.В. Разработка методологии расчета шума винтов с использованием суперкомпьютеров. *Ученые записки ЦАГИ*, 2014, т. 45, № 2, с. 78–106.
- [21] Абалакин И.В., Аникин В.А., Бахвалов П.А. и др. Численное исследование аэродинамических и акустических свойств винта в кольце. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 2016, № 3, с. 130–145.
- [22] Мошков П.А., Самохин В.Ф. Интегральная модель шума винтомоторной силовой установки. *Инженерно-физический журнал*, 2018, т. 91, № 2, с. 353–360.
- [23] Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A. Engine-propeller power plant aircraft community noise reduction key methods. *J. Eng. Applied Sci.*, 2017, vol. 12, no. s9 SI, pp. 8601–8606. DOI: 10.36478/jeasci.2017.8601.8606
- [24] Мошков П.А. О направленности акустического излучения винтомоторных силовых установок. *Вестник УГАТУ*, 2017, т. 21, № 1 (75), с. 118–127.
- [25] Leslie A., Wong K.C., Auld D. Broadband noise reduction on a mini-UAV propeller. *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2008, no. 2008-3069. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2008-3069>
- [26] Kholodov P., Moreau S. Optimization of serrations for broadband trailing-edge noise reduction using an analytical model. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2655. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2655>
- [27] Wang Y., Tang D.F., Zhao K., et al. Experimental study on noise reduction using brush-serrated trailing edges. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2623. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2623>
- [28] Teruna C., Manegar F. A., Avallone F., et al. Numerical analysis of metal-foam application for trailing edge noise reduction. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2650. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2650>

**Мошков Петр Александрович** — канд. техн. наук, ведущий конструктор АО «ГСС» (Российская Федерация, 115280, Москва, ул. Ленинская Слобода, д. 26, эт. 1, пом. IV, ком. 54).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Мошков П.А. Исследование вихревого шума вращающихся лопастей. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2020, № 2 (89), с. 85–98. DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2020-2-85-98>

---

**STUDY OF VORTEX NOISE OF ROTATING BLADES**

P.A. Moshkov

moshkov89@bk.ru

**Sukhoi Civil Aircraft, JSC, Moscow, Russian Federation**

---

**Abstract**

The paper gives a brief overview of propeller noise generation mechanisms. The vortex component of the propeller noise is considered in detail. The results of the study of the vortex noise of rotating rods in open areas are presented. The spectral, integral and spatial characteristics of the acoustic field of the rotating rods are obtained. We established that the audibility of rotating rods considered is determined by radiation in the frequency range 250–1250 Hz. We summarized the results of the studies regarding the effect of the flow around the blade profile, characterized by the Reynolds number, on the vortex noise intensity. Findings of research show that the exponent of the dependence of the vortex sound intensity on the characteristic velocity around the blade profile in various ranges of the Reynolds number can vary significantly. When changing the value of  $\lg Re$  in the range from 1.8 to 5, the final dependence of growth rate exponent first falls from 6 to 3, remains equal to 3 in the range of  $\lg Re$  from 2.65 to 3.2, and then again increases to 6 for  $\lg Re$  in the range from 3.4 to 3.7, and with an even larger increase, the exponent increases from 7 to 8 and above (to 11) to  $\lg Re = 4.5$ . At higher Reynolds numbers, (over  $10^6$ ) corresponding to self-similar modes of flow around the blades of light propeller aircraft, the exponent is 5. Based on the study, we recommend using one of the well-known trailing edge noise models for calculating the vortex noise of propellers at the sketch design stage. The paper also introduces the main methods formulated for reducing the intensity of the vortex sound of rotating blades

**Keywords**

*Vortex noise, rotational noise, dipole source, acoustic measurements, aeroacoustics, propeller noise*

Received 07.08.2019

Accepted 25.10.2019

© Author(s), 2020

---

**REFERENCES**

- [1] Moshkov P., Ostrikov N., Samokhin V., et al. Study of Ptero-G0 UAV noise with level flight conditions. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2514. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2514>
- [2] Moshkov P.A., Samokhin V.F., Yakovlev A.A. Selection of an audibility criterion for propeller driven unmanned aerial vehicle. *Russ. Aeronaut.*, 2018, vol. 61, iss. 2, pp. 149–155. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799818020010>

- [3] Moshkov P.A. Classification of community noise source by light propeller aircrafts. *Nauchno-tekhnicheskiy vestnik Povolzh'ya* [Scientific and Technical Volga Region Bulletin], 2015, no. 4, pp. 101–106 (in Russ.).
- [4] Gutin L.Ya. About the sound field of the rotating propeller. *ZhTF*, 1936, vol. 6, no. 5, pp. 899–909 (in Russ.).
- [5] Yudin E.Ya. About the vortex noise of rotating blades. *ZhTF*, 1944, vol. 14, no. 9, pp. 561–567 (in Russ.).
- [6] Nepomnyashchiy E.Ya. The results of the study of propeller noise. *UFN*, 1945, vol. 27, no. 1, pp. 72–95 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.3367/UFNr.0027.194501e.0072>
- [7] Kopiev V.F., Zaitsev M.Yu., Chernyshev S.A. Sound radiation from a free vortex ring and a ring crossing an obstacle. *4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 1998, no. 1998-2371. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1998-2371>
- [8] Kopiev V.F., Zaitsev M.Yu., Karavosov R.K. Experimental investigation of azimuthal structure of dipole noise for rigid cylinder inserted in turbulent jets. *10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA paper*, 2004, no. 2004-2927. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2004-2927>
- [9] Lyamshev L.M. About the Aeolian tones. *Akusticheskiy zhurnal*, 1962, vol. 8, no. 1, pp. 91–98 (in Russ.).
- [10] Lyamshev L.M. Sound scattering by elastic cylinders. *Akusticheskiy zhurnal*, 1959, vol. 5, no. 1, pp. 58–63 (in Russ.).
- [11] Etkin V., Korbacher G.K., Keefe N.T. Acoustic radiation from a stationary cylinder in a fluid stream (Aeolian tones). *J. Acoust. Soc. Amer.*, 1957, vol. 29, iss. 1, pp. 30–36. DOI: <https://doi.org/10.1121/1.1908673>
- [12] Gerrard J.H. An experimental investigation of the oscillation lift and drag of a circular cylinder shedding turbulent vortices. *J. Fluid Mech.*, 1961, vol. 11, iss. 2, pp. 244–256. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0022112061000494>
- [13] Ostrikov N.N. Sound radiation by distributed quadrupole sources near rigid bodies. *Akusticheskiy zhurnal*, 2012, vol. 58, no. 4, pp. 525–534 (in Russ.).
- [14] Bazhenova L.A. Effect of external actions on the characteristics of vortex sound. *Akusticheskiy zhurnal*, 2012, vol. 58, no. 4, pp. 412–418 (in Russ.).
- [15] Bazhenova L.A., Semenov A.G. Nature of the source of vortex sound flowing around a cylindrical profile. *Akusticheskiy zhurnal*, 2014, vol. 60, no. 6, pp. 645–655 (in Russ.).
- [16] Ning Z., Wlezien R.W., Hu H. An experimental study on small UAV propellers with serrated trailing. *47th AIAA Fluid Dynamics Conf., AIAA Paper*, 2017, no. 2017-3813. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-3813>
- [17] Kazhan V.G., Moshkov P.A., Samokhin V.F. Ambient background noise under acoustic tests of aircrafts at the local aerodrome. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education: Scientific Publication], 2015, no. 7 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.7463/0715.0782827>

- [18] Bazhenova L.A., Semenov A.G. On the influence of the Reynolds number on the intensity of vortex sound flowing around a cylindrical profile. *Akusticheskiy zhurnal*, 2013, vol. 59, no. 5, pp. 586–595 (in Russ.).
- [19] Moshkov P.A. Prognozirovaniye i snizheniye shuma na mestnosti legkikh vintovykh samoletov: Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk [Prediction and reduction of community noise of light propeller aircraft. Cand. Sc. (Eng.). Dis. Abstract]. Moscow, MAI Publ., 2015 (in Russ.).
- [20] Kopyev V.F., Titarev V.A., Belyaev I.V. Development of a methodology for propeller noise calculation on high-performance computer. *Uchenye zapiski TsAGI [TsAGI Scientific Notes]*, 2014, vol. 45, no. 2, pp. 78–106 (in Russ.).
- [21] Abalakin I.V., Anikin V.A., Bakhvalov P.A., et al. Numerical investigation of the aerodynamic and acoustical properties of a shrouded rotor. *Fluid. Dyn.*, 2016, vol. 51, iss. 3, pp. 419–433. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0015462816030145>
- [22] Moshkov P.A., Samokhin V.F. Integral model of noise of an engine-propeller power plant. *J. Eng. Phys. Thermophy.*, 2018, vol. 91, iss. 2, pp. 332–338. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10891-018-1753-8>
- [23] Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A. Engine-propeller power plant aircraft community noise reduction key methods. *J. Eng. Applied Sci.*, 2017, vol. 12, no. s9 SI, pp. 8601–8606. DOI: 10.36478/jeasci.2017.8601.8606
- [24] Moshkov P.A. About the direction of acoustic radiation of propeller power plant. *Vestnik UGATU*, 2017, vol. 21, no. 1 (75), pp. 118–127 (in Russ.).
- [25] Leslie A., Wong K.C., Auld D. Broadband noise reduction on a mini-UAV propeller. *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2008, no. 2008-3069. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2008-3069>
- [26] Kholodov P., Moreau S. Optimization of serrations for broadband trailing-edge noise reduction using an analytical model. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2655. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2655>
- [27] Wang Y., Tang D.F., Zhao K., et al. Experimental study on noise reduction using brush-serrated trailing edges. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2623. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2623>
- [28] Teruna C., Manegar F. A., Avallone F., et al. Numerical analysis of metal-foam application for trailing edge noise reduction. *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., AIAA Paper*, 2019, no. 2019-2650. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2650>
- Moshkov P.A.** — Cand. Sc. (Eng.), Leading Designer, Sukhoi Civil Aircraft, JSC (Leninskaya Sloboda ul. 26, 1st floor, premises IV, office 54, Moscow, 115280 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Moshkov P.A. Study of vortex noise of rotating blades. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2020, no. 2 (89), pp. 85–98 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2020-2-85-98>