

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 534.2
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180643>

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА С КОРОТКИМ ВЗЛЕТОМ

Болунь Чэнь¹, Сергей Федорович Тимушев² ✉

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ bchen@mai.education

² TimushevSF@mai.ru ✉

Аннотация. Описывается расчетное исследование разницы аэроакустических характеристик между одним воздушным винтом и несколькими воздушными винтами, которые имеют одинаковую суммарную тягу и потребляемую мощность. Аэродинамическое моделирование выполняется от высокой нагрузки до низкой нагрузки на лопасть с одинаковой скоростью вращения путем изменения шага. Результаты моделирования показывают, что чем выше нагрузка на винт, тем выше уровень шума, что вытекает из теории Гутина. По сравнению с одним винтом аэроакустические характеристики нескольких винтов не являются осесимметричными. Независимо от того, высока или мала нагрузка на винт, уровень шума нескольких винтов всегда выше.

Ключевые слова: шум винта, распределенная силовая установка, CFD-CAA, гармоники ЧСЛ, метод FW-H

Для цитирования: Чэнь Б., Тимушев С.Ф. Исследование аэроакустических характеристик распределенной силовой установки легкого самолета с коротким взлетом // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 7–15. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180643>

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

STUDYING AERO-ACOUSTIC CHARACTERISTICS OF A SHORT TAKEOFF LIGHT AIRCRAFT DISTRIBUTED PROPULSION UNIT

Bolun Chen¹, Sergei F. Timushev² ✉

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ bchen@mai.education

² TimushevSF@mai.ru ✉

Abstract

The article presents a computational study of aeroacoustics differences between a single propeller and multiple propellers (three smaller-size propellers in this study). Three propellers are of the same total thrust and power demands as the single propeller is under the similar operation mode. All simulations are completed in ANSYS FLUENT with acoustic method FW-H. The sound computing procedure with the FW-H acoustics model consists mainly of the two steps. At the first step, a true to time solution to the flow (aerodynamic simulation) is being generated, on which basis time charts of the relevant variables, such as pressure, velocity, and density, are obtained on the selected initial surfaces. At the second step, the sound pressure signals are being computed using the source data collected during the first step at the user-specified points. Aerodynamic simulation of a single propeller was performed at the same rotation speed of 1453 RPM, and all three smaller propellers were operated at 2520 RPM. Loading on the propeller blade changes from high to low by the blade pitch angle variation. It is obvious that the larger the pitch angle of the propeller blades, the higher is the loading on the propeller. To compute the far field noise of the propellers, 13 receivers are being located on a semicircle vertically and another 13 horizontally. explained, The aeroacoustics simulation results reveal that the higher loading on the propeller produces the higher noise level, as follows from the theory of Gutin. Compared to a single propeller, the aeroacoustic characteristics of several propellers are no longer axisymmetric, and this is more obvious for the second harmonic ($2 \cdot \text{BPF}$). Whatever large or small the propeller loading, the noise level of several propellers is always greater than this of the single one. In the presented study, the distance between adjoining propellers of multiple propeller configuration has been increased to reduce aerodynamic interaction. In the real design, the distance may be smaller, which may cause higher load fluctuations on the propeller blades and increase the noise level. Thus, to design a distributed electric or hybrid propulsion (DEP/DHEP) unit, the designer should minimize propellers' aerodynamic interaction by, for example, enlarging the distance between the neighboring propellers, or employing duct fan to reduce the noise level of the whole propulsion system.

Keywords: propeller noise, distributed propulsion unit, CFD-CAA, BPF harmonics, FW-H method

For citation: Chen B., Timushev S.F. Studying Aero-Acoustic Characteristics of a Short Takeoff Light Aircraft Distributed Propulsion Unit. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 7-15. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180643>

Введение

В настоящее время концепция распределенной электрической или гибридной силовой установки (DEP/DHEP - distributed electric propulsion/distributed electric-hybrid propulsion) является одной из самых популярных тем в авиационном проектировании. Такая концепция привносит совершенно новые аэродинамические и аэроакустические характеристики по сравнению с традиционными самолетами, что открывает новые направления для авиационного конструктора. Между тем, проблема шума распределенной силовой установки для современных региональных самолетов с коротким взлетом и посадкой в последнее время привлекает все больше внимания. С одной стороны, такая конструкция может обеспечить значительную экономию топлива и улучшить взлетно-посадочные характеристики, а с другой – винтомоторные самолеты генерируют больше шума по сравнению с реактивными самолетами с турбовентиляторными двигателями при тех же взлетных массах. При рассмотрении шума самолета с распределенной силовой установкой принято выделять шум изолированного воздушного винта. Некоторые вопросы снижения шума силовой установки с винтами

обсуждались в работах [1, 2]. Экспериментальные исследования шума воздушных винтов представлены в работах [3, 4], а численное моделирование шума одиночного воздушного винта приведено в работах [5, 6]. Проблеме шума воздушных винтов в условиях реальной конфигурации силовых установок на летательных аппаратах посвящены работы [7, 8], шуму планера – работа [3], аэроакустическим эффектам в реальных конфигурациях из-за рассеяния шума силовой установки на элементах планера – работы [9, 10].

По сравнению с традиционными самолетами с воздушным винтом распределенная электрическая или гибридно-электрическая силовая установка (DEP/DHEP) имеет более сложные аэродинамические и аэроакустические взаимодействия. Тяга уменьшается в результате взаимодействия между воздушными винтами, когда расстояние разделения, т. е. расстояние между лопастями воздушных винтов невелико [11]. Другие исследования показали уменьшение тяги с одновременным усилением колебаний тяги при малых расстояниях разделения [12]. Аэроакустические характеристики системы с распределенными воздушными винтами связаны с аэродинамическими явлениями. В литературе

аэроакустическая характеристика системы с несколькими роторами увязана с усиленным взаимодействием потоков из-за малого расстояния между соседними воздушными винтами. Когда расстояние разделения в этой системе уменьшается, уровень тонального шума и широкополосная компонента спектра повышается. Увеличение уровня тонального шума объясняется нестационарной нагрузкой лопастей из-за колебаний тяги, возникающих на небольших расстояниях разделения. Увеличение тонального шума в случае четырехроторных двигателей составляет 3–8 дБ практически на всех гармониках [13]. В то же время увеличение широкополосного шума связано с турбулентными взаимодействиями, то есть смещением концевых вихрей и их диссипацией в области между винтами [11], что вызывает увеличение турбулентности и колебания тяги.

Как отмечено выше, шум самолетов с винтами будет выше, чем шум самолетов с турбовентиляторным двигателем при той же взлетной массе. Но существует очень мало исследований, в которых рассматривалось сравнение аэроакустических характеристик традиционных самолетов с винтами с распределенной силовой установкой. В этой статье будет представлено численное аэродинамическое и аэроакустическое моделирование при различных условиях эксплуатации, чтобы сравнить аэроакустические характеристики одного большого воздушного винта с тремя воздушными винтами меньшего диаметра, которые обеспечивают одинаковую суммарную тягу и мощность.

Аэродинамическая характеристика воздушных винтов

При изменении шага воздушного винта при тех же оборотах в минуту (RPM – revolutions per minute), чем больше шаг, тем выше мощность и тяга. Если все сечения лопасти винта имеют разный шаг, то за общий шаг винта принимается шаг сечения, расположенного от центра вращения на расстоянии, равном $0,75R$, где R – радиус винта [14]. Этот шаг называется номинальным, а угол установки этого сечения Φ – номинальным углом установки (рис. 1). В данном исследовании представлены четыре различных угла установки от большого до малого, чтобы имитировать работу воздушных винтов при разной нагрузке.

Большой винт представляет собой винт АВ-2, который применяется в самолете Ан-2. Маленький винт спроектирован с аэродинамическими характеристиками аналогично АВ-2, но обеспечивает примерно 1/3 тяги и потребляемой мощности.

Для моделирования используется Ansys 2019 Fluent. Для большого воздушного винта модели-

рование происходит внутри цилиндрической поверхности вокруг винта радиусом 10 м, 5 м спереди и 20 м сзади (рис. 2). Сетка состоит примерно из пяти миллионов тетраэдрических элементов. Используется модель турбулентности $k-\omega$ SST. При этом на поверхности винта обеспечивается значение Y^+ на уровне 1,0–1,5, обеспечивая требуемую точность модели $k-\omega$. Все расчеты производятся при скорости полета 20 м/с и частоте вращения 1453 об/мин, которая соответствует взлетной скорости самолета Ан-2. Для маленького воздушного винта сетка состоит примерно из 3,6 миллионов тетраэдрических элементов, а частота вращения составляет 2520 об/мин (рис. 3).

На рис. 4 показано поле течения большого воздушного винта, работающего при угле установки $\Phi = 20^\circ$. В табл.1 приведены тяга, крутящий момент и мощность большого винта при различных углах установки.

На рис. 5 показано поле течения маленького воздушного винта, работающего при угле установки $\Phi = 20^\circ$. В табл. 2 показаны тяга, крутящий момент

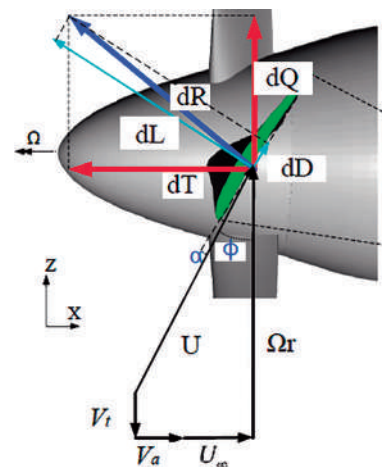


Рис. 1. Векторы скорости и силы в поперечном сечении лопастного элемента воздушного винта

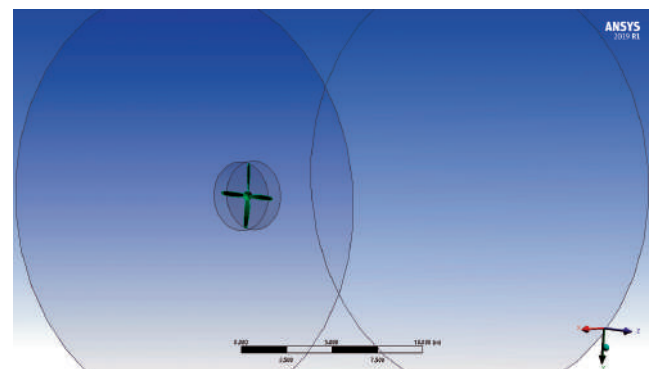


Рис. 2. Расчетная область вблизи одного большого винта

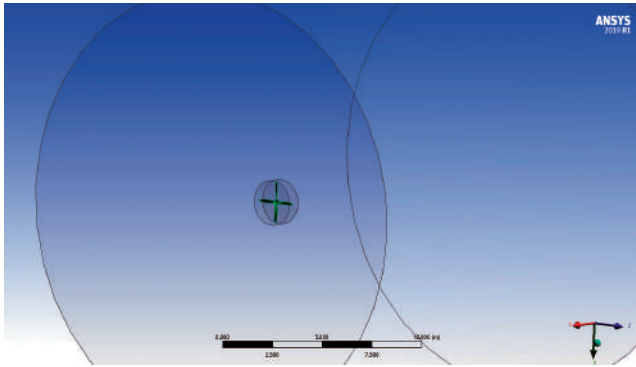


Рис. 3 Расчетная область вблизи маленького винта

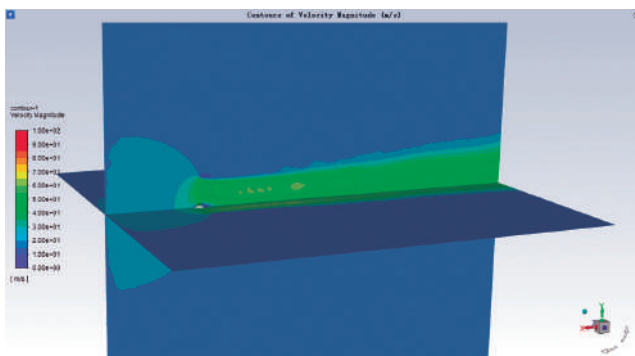


Рис. 4. Поле течения вблизи большого винта

Таблица 1

Характеристика большого винта при разных углах установки

RPM = 1453 об/мин	Тяга, Н	Крутящий момент, Н · М	Мощность, кВт
$\Phi = 20^\circ$	15720	5050	768,4
$\Phi = 17^\circ$	12820	3755	571,4
$\Phi = 14^\circ$	9300	2590	394,1
$\Phi = 11^\circ$	5580	1695	257,9

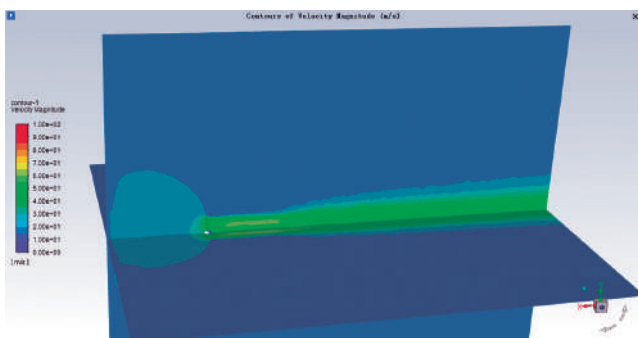


Рис. 5. Поле течения вблизи маленького винта

и мощность маленького винта при различных углах установки.

Таблица 2

Характеристика маленького винта при разных углах установки

RPM = 2520 об/мин	Тяга, Н	Крутящий момент, Н · М	Мощность, кВт
$\Phi = 20^\circ$	5160	960	253,3
$\Phi = 17^\circ$	4073	697	183,9
$\Phi = 14^\circ$	3005	482	127,1
$\Phi = 11^\circ$	1856	335	88,4

Для расчета аэроакустических характеристик предварительно проводится численное моделирование нестационарного течения. Максимальная частота шума воздушного винта будет составлять не менее 5000 Гц, что определяет временной шаг в нестационарном расчете 0,0001 с. Количество временных шагов равно 2000. Распределенная силовая установка моделируется с помощью трех маленьких воздушных винтов внутри кубического корпуса с длиной стороны 15 м (рис. 6). Чтобы уменьшить взаимодействие между соседними винтами, расстояние между винтами составляет $2,3 \cdot R$ (R – радиус воздушного винта) [15]. Поле течения для трех винтов при угле установки $\Phi = 20^\circ$ показано на рис. 7.

Согласно рис. 8 и 9 винт 1 (средний) имеет меньшую тягу и крутящий момент по сравнению с двумя

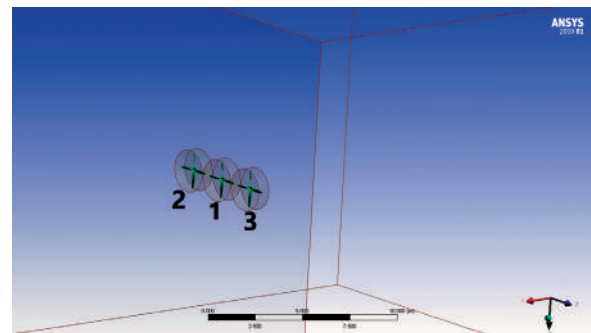


Рис.6. Расчетная область вблизи трех маленьких винтов

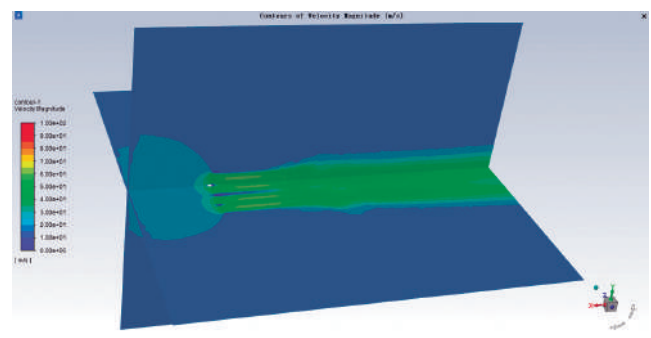


Рис. 7. Поле течения вблизи трех маленьких винтов

другими винтами. Тяга и крутящий момент левого и правого винтов практически одинаковы, а колебания нагрузки ниже. Амплитуда колебаний нагрузки среднего винта в три раза больше, чем у двух других винтов. Однако по сравнению со средним уровнем, амплитуда колебаний относительно невелика.

Аэроакустическая характеристика воздушных винтов

Акустический решатель, реализованный в ПО Fluent, используется для моделирования акустики. Для прогнозирования уровня звукового давления используется формула Flowcs Williams-Hawkings (FW-H) [16]. Метод FW-H является обобщенной формой акустической аналогии Lighthill [17], включающей общие типы движения и эффекты поверхностей. Это неоднородное волновое уравнение с тремя источниками членами, включающими моделирование шума вытеснения, шума нагрузки на поверхность лопасти и квадрупольный турбулентный шум в окружающем объеме, может быть записано в виде:

$$\left(\frac{1}{c_0^2 Dt^2} - \nabla^2\right) p'(\bar{x}, t) = \frac{D}{Dt} [Q\delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [L\delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij}H(f)]; \tag{1}$$

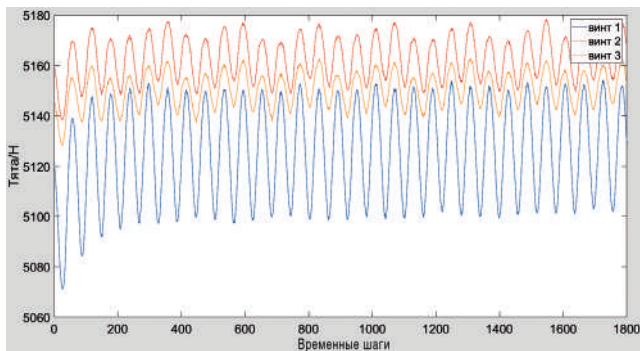


Рис. 8. Изменяющаяся во времени тяга трех маленьких винтов

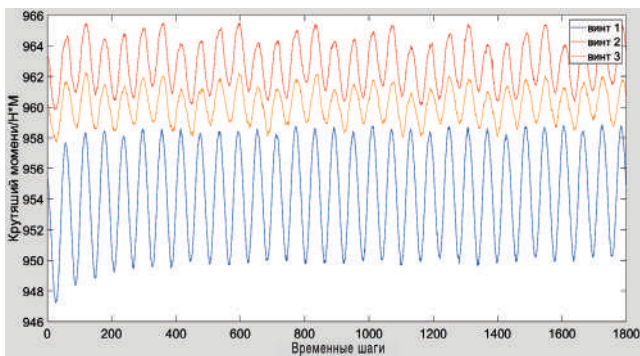


Рис. 9. Изменяющийся во времени крутящий момент трех маленьких винтов

$$Q = \rho_0 (v_n - U_{\infty n}) + \rho [u_n - (v_n - U_{\infty n})]; \tag{2}$$

$$L_i [(p - p_0) \delta_{ij}] n_j + \rho u_i [u_n - (v_n - U_{\infty n})]; \tag{3}$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} - \sigma_{ij}, \tag{4}$$

где $\delta(\cdot)$ и $H(\cdot)$ – функции Дирака и Хэвисайда, определяющие распределение источников; δ_0 – дельта Кронекера; ρ_0, p_0 и c_0 – соответственно плотность, давление и скорость звука в невозмущенной среде; p – локальное давление воздуха, ρ – локальная плотность воздуха, p' – акустическое давление; u_n и v_n – локальные нормальные компоненты к поверхности $f = 0$ скоростей воздуха и тела; T_{ij} – тензор напряжений Lighthill; и σ_{ij} – тензор вязких напряжений.

Чтобы оценить акустическую сигнатуру, набор из 13 микрофонов, расположенных на дуге окружности вертикально (центр находится в центре масс воздушного винта, для нескольких маленьких винтов центр находится в центре масс среднего винта) над крылом радиусом 30 метров и шагом 15° , и еще 13 микрофонов, расположенных на дуге окружности в горизонтальной плоскости, устанавливаются, как показано на рис. 10.

Уровень шума оценивается по общему уровню звукового давления (ОУЗД), уровню звука первой гармоники (частота следования лопастей – ЧСЛ) и уровню звука второй гармоники ($2 \cdot$ ЧСЛ). На рис.11 представлен ОУЗД, уровень звука первой и второй гармоники большого воздушного винта при угле установки $\Phi = 20^\circ$. Очевидно, что уровень шума в вертикальной и горизонтальной плоскостях одинаков (соответствующие кривые сливаются между собой), то есть уровень шума симметричен по отношению к оси воздушного винта. Это соответствует теории Гутина [18], которая предсказывает уровень шума одиночного винта в дальнем поле. Таким образом, данные о большом винте показы-

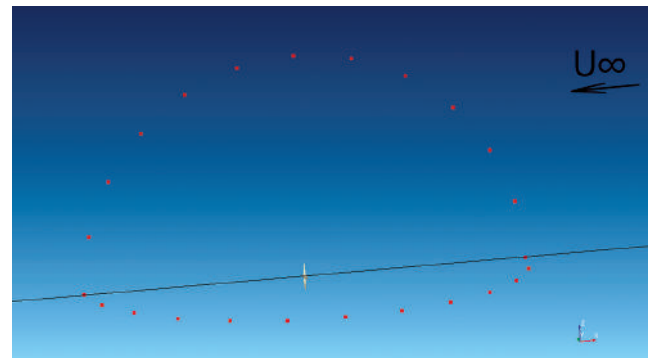


Рис. 10. Положение микрофонов

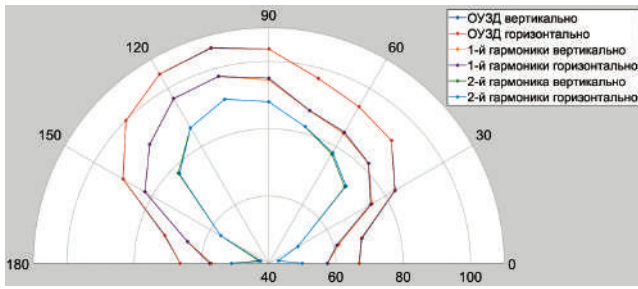


Рис. 11. ОУЗД, уровень звука первой гармоники и уровень звука второй гармоники при угле установки 20°

вают одинаковый уровень шума в вертикальной и горизонтальной плоскости.

На рис. 12–13,б представлено сравнение уровней шума в зависимости от угла установки. Для ОУЗД, уровней звука первой и второй гармоники увеличение угла установки (нагрузки на лопасти винта) приводит к увеличению уровня шума, особенно в задней плоскости винта (90–150°).

Ниже приведены аэроакустические характеристики трех маленьких винтов (рис. 14–17). В отличие от одиночного большого винта, уровень шума не проявляет симметрии вдоль оси среднего винта 1 (см. рис. 6). Почти во всех случаях уровень шума в вертикальной плоскости выше, чем в горизонтальной. Для ОУЗД и уровня звука первой гармоники наибольшая разница сосредоточена на 15–45° и 135–165°. Для уровня звука второй гармоники разница проявляется также при 90°.

Поскольку уровень шума в вертикальной плоскости у трех винтов выше, здесь выбрана вертикальная плоскость для сравнения одного большого винта с тремя маленькими винтами. Согласно следующим рис. 18–21, независимо от режима высокой или низкой загрузки, уровень шума трех маленьких винтов всегда немного выше, чем уровень шума одного большого винта.

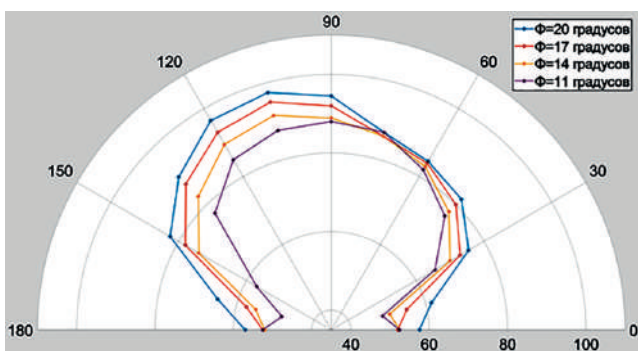
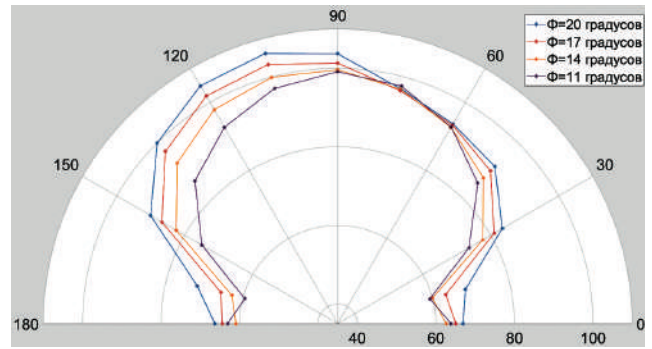
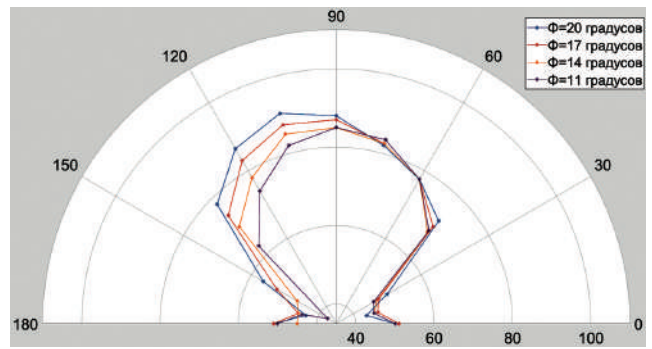


Рис. 12. ОУЗД при разных углах установки



а



б

Рис. 13. Уровень звука первой гармоники (а), и второй гармоники (б) при разных углах установки

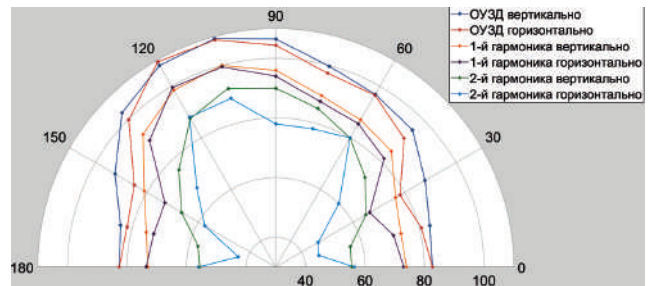


Рис. 14. ОУЗД, уровень звука первой гармоники и уровень звука второй гармоники трех маленьких винтов при угле установки 20°

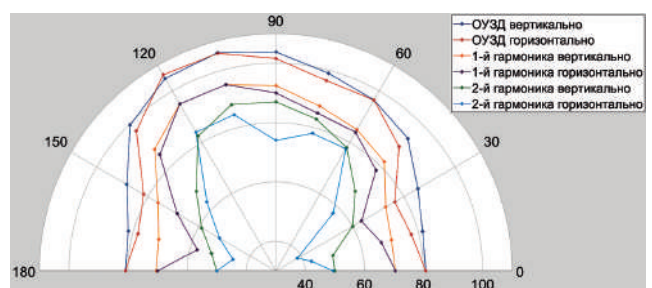


Рис. 15. ОУЗД, уровень звука первой гармоники и уровень звука второй гармоники трех маленьких винтов при угле установки 17°

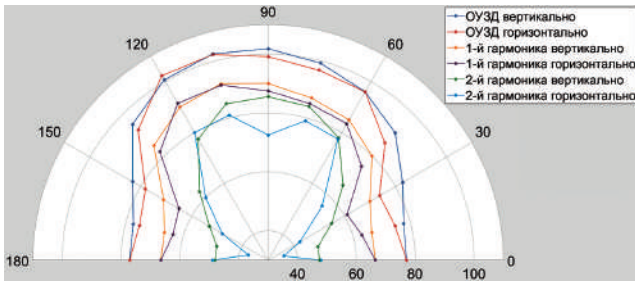


Рис. 16. ОУЗД, уровень звука первой гармоники и уровень звука второй гармоники трех маленьких винтов при угле установки 14°

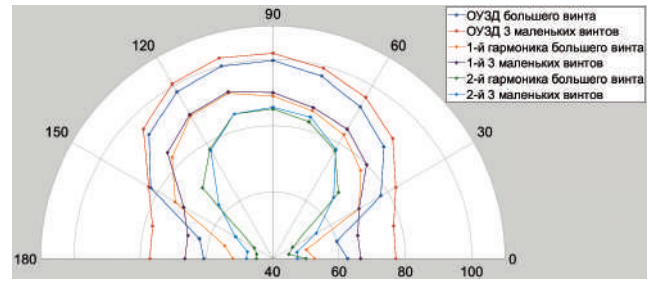


Рис. 20. Сравнение уровня звука, производимого большим винтом и тремя маленькими винтами при угле установки 14°

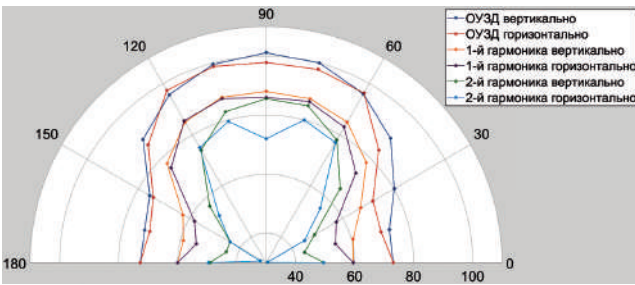


Рис. 17. ОУЗД, уровень звука первой гармоники и уровень звука второй гармоники трех маленьких винтов при угле установки 11°

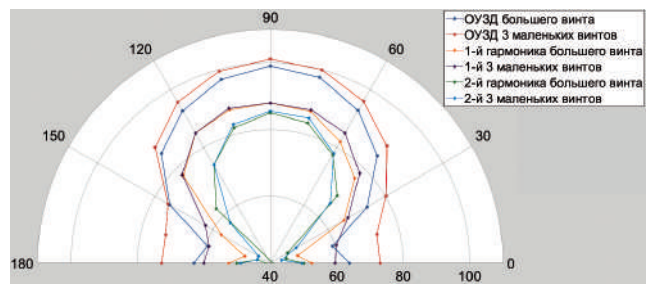


Рис. 21. Сравнение уровней звука, производимого большим винтом и тремя маленькими винтами при угле установки 11°

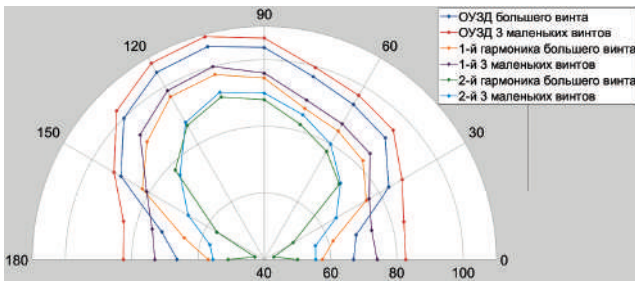


Рис. 18. Сравнение уровня звука, производимого большим винтом и тремя маленькими винтами при угле установки 20°

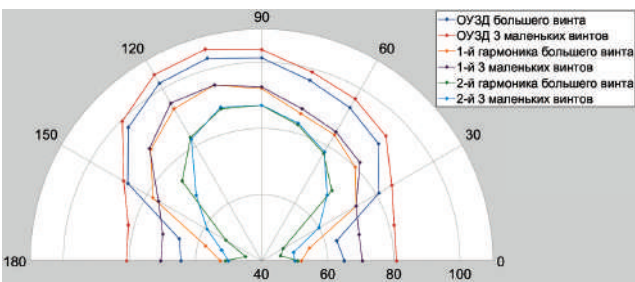


Рис. 19. Сравнение уровня звука, производимого большим винтом и тремя маленькими винтами при угле установки 17°

Выводы

В данной статье представлены результаты аэроакустического расчета одиночного воздушного винта и распределенной силовой установки (трех небольших винтов). Исследованы разные режимы работы (разная нагрузка на лопасти), при этом в целом подтверждается теория Гутина [18], по которой с возрастанием нагрузки увеличивается уровень шума винта. У трех малых винтов несмотря на то, что общая тяга и потребляемая мощность такие же, как у одного большого винта, уровень шума на всех режимах работы выше, чем у одного большого винта. В данном исследовании увеличено расстояние между соседними винтами, чтобы уменьшить аэродинамическое взаимодействие. В реальном проектировании расстояние может быть меньше, что может вызвать более высокие колебания нагрузки на лопасти винта и увеличить уровень шума [15, 19, 20]. Для проектирования распределенной электрической или гибридной силовой установки проектировщик должен обеспечить минимальное аэродинамическое взаимодействие воздушных винтов, в том числе использовать воздухопровод или каналный вентилятор для снижения уровня шума силовой установки.

Список источников

1. Мошков П.А., Самохин В.Ф., Яковлев А.А. Проблемы снижения шума, создаваемого на местности самолетами с турбовинтовентиляторными двигателями // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 126–128.
2. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Интегральная модель шума силовой установки легкого винтового самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 36–44.
3. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Экспериментальное определение роли поршневого двигателя в суммарном шуме силовой установки легкого винтового самолета // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 2. С. 50–61
4. Беляев И.В., Валиев А.В., Мошков П.А., Остриков Н.Н. Исследование акустических характеристик беспилотного летательного аппарата «ПТЕРО-G0» в заглушенной камере АК-2 // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 52–62.
5. Титарев В.А., Фараносов Г.А., Чернышев С.А., Батраков А.С. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // Акустический журнал. 2018. Т. 64. № 6. С. 737–751. DOI: 10.1134/S0320791918060126
6. Аблакин И.В., Бахвалов П.А., Бобков В.Г. и др. Численное моделирование аэродинамических и акустических характеристик винта в кольце // Математическое моделирование. 2015. Т. 27. № 10. С. 125–144.
7. Oleson R.D., Patrick H. Small aircraft propeller noise with ducted propeller // 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (02–04 June 1998; Toulouse, France). AIAA 98-2284. DOI: 10.2514/6.1998-2284
8. Malgoezar A.M.N., Vieira A., Snellen M. et al. Experimental characterization of noise radiation from a ducted propeller of an unmanned aerial vehicle // International Journal of Aeroacoustics. 2019. Vol. 18. Nos. 4–5, pp. 372–391. DOI: 10.1177/1475472X1985
9. Vieira A., Snellen M., Malgoezar A. et al. Analysis of shielding of propeller noise using beamforming and predictions // The Journal of the Acoustical Society of America. 2019. Vol. 146. No. 2, pp. 1085–1098. DOI: 10.1121/1.5121398
10. Denisov S.L., Kopiev V.F., Ostrikov N.N. et al. Using the Correlation Model of Random Quadrupoles of Sources to Calculate the Efficiency of Turbulent Jet Noise Screening with Geometric Diffraction Theory // Acoustical Physics. 2020. Vol. 66. No. 5, pp. 528–541. DOI: 10.1134/S1063771020050024
11. Zhou W., Ning Z., Li H., Hu H. An experimental investigation on rotor-to-rotor interactions of small UAV propellers // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference (05–09 June 2017; Denver, Colorado). DOI: 10.2514/6.2017-3744
12. Lee H., Lee D.J. Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle // Physics of Fluids. 2020. Vol. 32. No. 4. DOI: 10.1063/5.0003992
13. Intaratap N., Alexander W.N., Devenport W.J. et al. Experimental study of quadcopter acoustics and performance at static thrust conditions // 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30 May – 1 June 2016; Lyon, France). DOI: 10.2514/6.2016-2873
14. Левенталь Е.Б. Динамика автоматического регулирования оборотов авиадвигателя посредством винта изменяемого шага // Труды ЦАГИ. № 602. М.: Изд-во Бюро новой техники, 1947. — 74 с.
15. Koutsoukos P.A. Aerodynamic and Aeroacoustic Interaction Effects of a Distributed-Propeller Configuration in Forward Flight. A Computational Investigation. Master's thesis, Delft University of Technology, 2022. — 110 p.
16. Williams J.E.F., Hawkings D.L. Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences. 1969. Vol. 264. No. 1151, pp. 321–342.
17. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically I. General theory // Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences. 1952. Vol. 211. No. 1107, pp. 564–587. DOI: 10.1098/rspa.1952.0060
18. Gutin L. On the Sound Field of a Rotating Propeller // Physical magazine of the Soviet Union. 1948. Vol. 9. No. 1. NACA-TM-1195.
19. Hanson D.B., Parzych D.J. Theory for Noise of Propellers in Angular Inflow with Parametric Studies and Experimental Verification. 1993. NASA-CR-4499.
20. Hanson D.B. Noise radiation of propeller loading sources with angular inflow // 13th Aeroacoustics Conference (22–24 October 1990; Tallahassee, FL, USA). DOI: 10.2514/6.1990-3955

References

1. Moshkov P.A., Samokhin V.F., Yakovlev A.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2018, no. 4, pp. 126–128.
2. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Propeller-driven light aircraft power plant noise Integral model. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 36–44.
3. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Experimental determination of piston engine share in the light propeller aircraft power plant total noise. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 2, pp. 50–61.
4. Belyaev I.V., Valiev A.V., Moshkov P.A., Ostrikov N.N. Studying the PTERO-G0 unmanned flying vehicles acoustic characteristics in AK-2 anechoic chamber. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 52–62.
5. Titarev V.A., Faranosov G.A., Chernyshev S.A., Batrakov A.S. *Akusticheskii zhurnal*, 2018, vol. 64, no. 6, pp. 737–751. DOI: 10.1134/S0320791918060126

6. Abalakin I.V., Bakhvalov P.A., Bobkov V.G. et al. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2015, vol. 27, no. 10, pp. 125-144.
7. Oleson R.D., Patrick H. Small aircraft propeller noise with ducted propeller. *4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (02-04 June 1998; Toulouse, France)*. AIAA 98-2284. DOI: 10.2514/6.1998-2284
8. Malgouzar A.M.N., Vieira A., Snellen M. et al. Experimental characterization of noise radiation from a ducted propeller of an unmanned aerial vehicle. *International Journal of Aeroacoustics*, 2019, vol. 18, nos. 4-5, pp. 372-391. DOI: 10.1177/1475472X19852952
9. Vieira A., Snellen M., Malgouzar A. et al. Analysis of shielding of propeller noise using beamforming and predictions. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2019, vol. 146, no. 2, pp. 1085-1098. DOI: 10.1121/1.5121398
10. Denisov S.L., Kopiev V.F., Ostrikov N.N. et al. Using the Correlation Model of Random Quadrupoles of Sources to Calculate the Efficiency of Turbulent Jet Noise Screening with Geometric Diffraction Theory. *Acoustical Physics*, 2020, vol. 66, no. 5, pp. 528-541. DOI: 10.1134/S1063771020050024
11. Zhou W., Ning Z., Li H., Hu H. An experimental investigation on rotor-to-rotor interactions of small UAV propellers. *35th AIAA Applied Aerodynamics Conference (05-09 June 2017; Denver, Colorado)*. DOI: 10.2514/6.2017-3744
12. Lee H., Lee D.J. Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle. *Physics of Fluids*, 2020, vol. 32, no. 4. DOI: 10.1063/5.0003992
13. Intaratep N., Alexander W.N., Devenport W.J. et al. Experimental study of quadcopter acoustics and performance at static thrust conditions. *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30 May - 1 June 2016; Lyon, France)*. DOI: 10.2514/6.2016-2873
14. Levental' E.B. *Trudy TsAGI*, no. 602. Moscow, Byuro novoi tekhniki, 1947, 74 p.
15. Koutsoukos P.A. Aerodynamic and Aeroacoustic Interaction Effects of a Distributed-Propeller Configuration in Forward Flight. A Computational Investigation. *Master's thesis*, Delft University of Technology, 2022, 110 p.
16. Williams J.E.F., Hawkins D.L. Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1969, vol. 264, no. 1151, pp. 321-342.
17. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically I. General theory. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1952, vol. 211, no. 1107, pp. 564-587. DOI: 10.1098/rspa.1952.0060
18. Gutin L. On the Sound Field of a Rotating Propeller. *Physical magazine of the Soviet Union*, 1948, vol. 9, no. 1. NACA-TM-1195.
19. Hanson D.B., Parzych D.J. Theory for Noise of Propellers in Angular Inflow with Parametric Studies and Experimental Verification. 1993. *NASA-CR-4499*.
20. Hanson D.B. Noise radiation of propeller loading sources with angular inflow. *13th Aeroacoustics Conference (22-24 October 1990; Tallahassee, FL, USA)*. DOI: 10.2514/6.1990-3955

Статья поступила в редакцию 14.02.2024; одобрена после рецензирования 19.03.2024; принята к публикации 22.03.2024.
The article was submitted on 14.02.2024; approved after reviewing on 19.03.2024; accepted for publication on 22.03.2024.