

УДК 534-7

DOI: 10.15593/2224-9982/2024.78.06

**Чэнь Болунь, С.Ф. Тимушев**

Московский авиационный институт, Москва, Российская Федерация

**ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОАКУСТИЧЕСКОГО  
ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОМПОНОВКИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА**

Описывается расчетное исследование аэроакустического взаимодействия, которое происходит между воздушным винтом и крылом летательного аппарата. Предложен численный подход, основанный на расчете в частотной области, для прогнозирования шума винта в дальнем поле, который требует, чтобы аэродинамические источники были интегрированы по действительной поверхности лопасти, а не по поверхности ометаемого воздушным винтом диска. Этот численный подход был подтвержден сравнением с экспериментальными результатами и расчетами акустико-вихревым методом. В работе представлены несколько компоновок воздушного винта и крыла (тянущий винт, толкающий винт, винт над крылом) и сделан вывод об аэродинамическом взаимодействии и преимуществах этих компоновок. Моделирование проведено для одиночного воздушного винта и четырех различных компоновок воздушного винта с крылом. Результаты показывают, что для легких самолетов на крейсерском режиме взаимодействие винта и крыла влияет на аэродинамическую характеристику воздушного винта, но аэроакустическое взаимодействие винта и крыла может не оказывать существенного влияния на уровень звука и направленность шумового излучения. Вместе с тем нестационарная нагрузка на лопасть воздушного винта может изменить направленность и уровни шумового излучения по сравнению с шумом излучения крыла, вызванного эффектом установки воздушного винта, или по сравнению с шумом изолированного воздушного винта, работающего в невозмущенной окружающей среде.

**Ключевые слова:** шум на местности, шум винта, шум крыла, компоновки воздушного винта, CFD-CAA, гармоники частоты следования лопастей, метод FW-H, акустико-вихревой метод, метод конечных элементов, распределенная силовая установка.

**Chen Bolun, S.F. Timushev**

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

**COMPUTATIONAL STUDY ON AEROACOUSTICS INTERACTION  
OF PROPELLER CONFIGURATION**

This paper describes a computational study of the aeroacoustics interaction that occurs between propellers and wings. A numerical approach is proposed, in the frequency domain, for predicting far-field propeller noise, which requires the aerodynamic sources to be integrated over the actual blade surface, rather than over the propeller disk. This numerical approach has been validated by experimental results and result of acoustic-vortex method. In this paper has presented several configurations of propeller and wing (tractor propeller, pusher propeller, propeller over the wing) and concluded the aerodynamic interaction and advantage of such configurations. Cases of single propeller and four different propeller-wing configurations have been simulated. The result shows for light aircraft in cruise speed the propeller-wing interaction effect aerodynamic performance of propeller, but aeroacoustics interaction may not have great effects on sound level and noise radiation directivity. Instead of this, the unsteady loading on propeller blade may change the noise radiation directivity and amplitude more than either the wing radiation noise which caused by the propeller installation effect or isolated propeller operated in the uniform flow.

**Keywords:** ground noise, propeller noise, wing noise, propeller installations, CFD-CAA, BPF harmonics, FW-H method, acoustic-vortex method, FEM, distributed electric propulsion.

**Введение**

Разработка новых концепций самолетов с инновационными двигательными установками вызвана требованием устойчивого развития авиации при достижении новых целей по снижению уровня шума и выбросов загрязняющих веществ [1]. Консультативный совет по авиационным исследованиям (ACARE) установил цели по снижению выбросов CO<sub>2</sub> на пассажиро-километр на 75 %, выбросов NO<sub>x</sub> на 90 % и воспринимаемого уровня шума на 65 % по сравнению с измерениями 2000 г. Концепция полностью электрической и гибридно-электрической распределенной силовой установки является одной из наиболее многообещающих альтернатив,

которая может достичь такой цели. В отличие от традиционной конструкции самолета эти двигательные установки (воздушные винты или вентиляторы) могут быть расположены в любой части самолета, что может дать ряд преимуществ, таких как увеличение подъемной силы по размаху крыла [2], работу с высокой подъемной силой [3] и защита от шума, если части систем интегрированы в конструкцию планера. В ближайшей перспективе (10–15 лет) в малой и беспилотной авиации ожидается переход к электрическим [4–6], гибридным и распределенным силовым установкам [7]. Технология электрической тяги открывает новые степени свободы в проектировании самолетов, включая аэродинамику и акустику [8].

Шум воздушного винта ожидаемо будет доминировать в общем шуме летательного аппарата (ЛА) на местности. Первая успешная модель, описывающая механизмы генерации шума воздушного винта, была предложена Л.Я. Гутиным в 1936 г. С тех пор было предложено значительное количество методов оценки шума различных типов винтовых движителей. Например, быстрый метод прогнозирования акустических характеристик винта, как изолированного, так и в компоновке реального летательного аппарата [9–11], численное моделирование тональных составляющих шума воздушного винта акустико-вихревым методом [12, 13], экспериментальный метод [14], и расчет шума винта на основе полуэмпирического подхода [15, 16]. Однако все эти методы фокусируются только на шуме винта, не учитывая эффекта взаимодействия с крылом, который требуется учитывать в реальных самолетах.

Аэродинамическое взаимодействие системы «винт – крыло» было изучено достаточно давно. В 1930-х гг. Н. Glauert и С. Koning [17] предложили теорию взаимодействия аэродинамики винта и крыла. В книге L.Veldhuis [18] был подробно представлен экспериментальный и численный анализ взаимодействия винта и крыла. Кроме того, в исследовании T.U. Delft [19] было проведено сравнение нескольких компоновок гибридно-электрических самолетов для изучения взаимодействия системы «винт – крыло». Количество исследований посвященных аэроакустическому взаимодействию в системах «винт – крыло», явно недостаточно. Среди них основное внимание уделяется шуму нестационарной нагрузки на винт, вызванной следом за пилоном [20, 21]. Но в исследовании DLR [22, 23] представлен экспериментальный и численный анализ аэроакустического взаимодействия тянущего винта с крылом (передней кромкой). В этой работе показано, что колебания подъемной силы крыла, вызванные следом от воздушного винта, могут быть важным источником шума. Эти работы дают мотивацию для изучения того, как компоновка винта и крыла может повлиять на аэроакустическое излучение.

В данной работе показаны четыре различных типа компоновки «винт – крыло», а также изолированный воздушный винт. Моделирование производится в частотной области, и результат будет показан в полярной направленности на суммарных уровнях звукового давления (ОУЗД), 1-й гармонике частоты следования лопастей (ЧСЛ) и 2-й гармонике (2 ЧСЛ). Это позволяет исключить некоторый акустический эффект турбулентности и сосредоточить внимание на том, как компоновка воздушного винта и крыла влияют на уровень тонального шума и направленность излучения.

### **Выбор компоновки воздушного винта и крыла**

Объектом исследования является малонагруженный 4-лопастной автоматический винт изменяемого шага диаметром 3,6 м (рис. 1, *a*), устанавливаемый на легкомоторном самолете АН-2 (рис. 1, *б*). Максимальная взлетная масса самолета составляет 5500 кг, а максимальная скорость полета 236 км/ч. В состав силовой установки самолета также входит 9-цилиндровый 4-тактный бензиновый поршневой двигатель АШ-62ИР с максимальной располагаемой мощностью 735,4 кВт.

Компоновка воздушного винта и крыла зависит от расположения воздушного винта на крыле. Базовая компоновка может быть разделена на три типа: «тянущий винт» (tractor), «толкающий винт» (pusher) и «над-крылом» (over-wing). Каждая компоновка имеет свои аэродинамические особенности и преимущества.

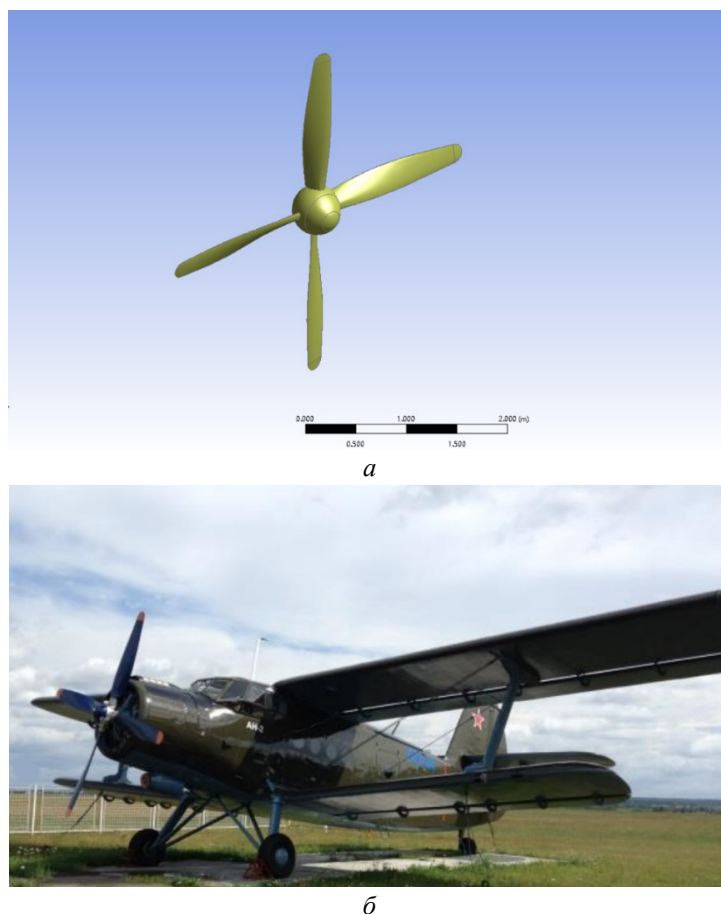


Рис. 1. 3D-модель исследуемого воздушного винта (а) и общий вид самолета АН-2 (б)

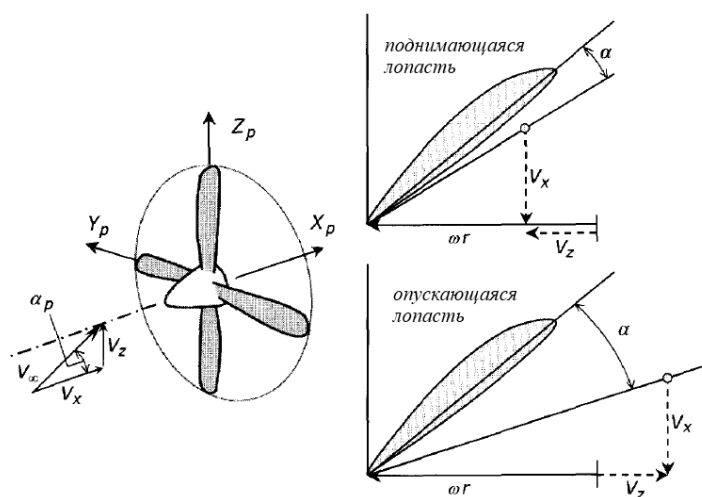


Рис. 2. Изменение угла атаки лопасти в зависимости от угла наклона воздушного винта

**Тянущий винт.** Влияние крыла на поле течения вокруг тянущего винта аналогично влиянию угла атаки потока на изолированный винт. При ненулевом угле атаки воздушного винта, вызванном либо геометрическим углом атаки, либо воздействием крыла, вектор аэродинамической силы и скорости обтекания лопасти воздушного винта изменяется из-за азимутального изменения локального угла атаки лопасти (рис. 2) [18]. Периодическое изменение локального угла атаки лопастей приводит к увеличению нестационарной нагрузки на лопасти воз-

душного винта. След от воздушного винта также оказывает аэродинамическое воздействие на крыло. Поток от воздушного винта состоит из осевой и тангенциальной составляющих скорости; каждая из них влияет на нагрузку на крыло по-разному. Влияние осевой скорости (рис. 3, б) зависит от вертикального положения воздушного винта относительно крыла и влияет на изменение динамического давления на крыло. При равномерном неискаженном потоке воздушного винта изменение динамического давления будет симметричным. Напротив, эффект тангенциальной скорости является антисимметричным (рис. 3, а), влияя на изменение направления набегающего потока на крыло и, следовательно, на изменение локального эффективного угла атаки на крыле. Соединение воздушного винта и крыла (рис. 3, в) моделируется путем наложения индуцированных скоростей [24].

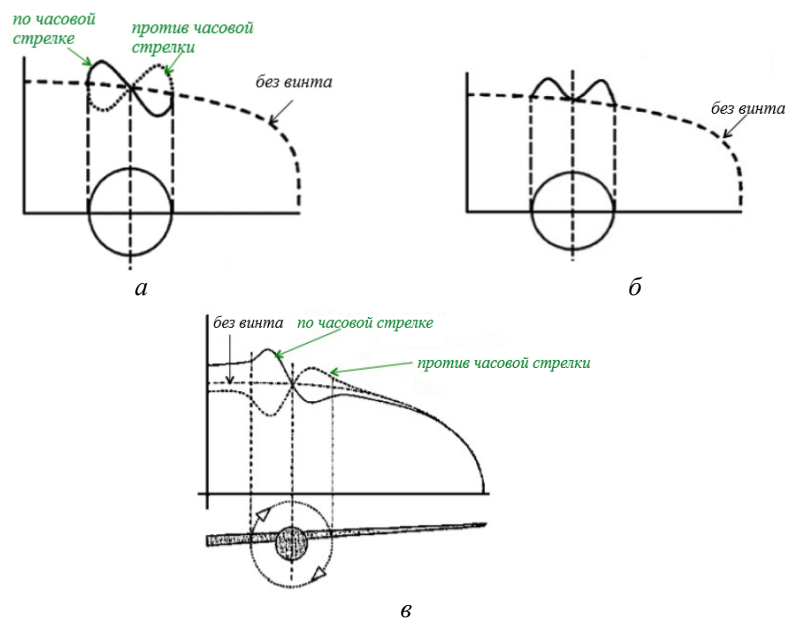


Рис. 3. Влияние потока от воздушного винта на распределение подъемной силы крыла конечного размаха: а – влияние тангенциальной скорости следа винта; б – влияние осевой скорости следа винта; в – суммарное влияние следа винта

**Толкающий винт.** Всасывание следа от крыла или планера воздушным винтом повышает эффективность тяги. Всасывание пограничного слоя крыла воздушным винтом уменьшает лобовое сопротивление крыла и увеличивает коэффициент подъемной силы, обеспечивая более высокие значения аэродинамической эффективности [25]. В некоторых случаях компоновка «толкающий винт» может снизить расход топлива примерно на 3–4 % по сравнению с обычными самолетами [26].

**Над-крылом.** Аэродинамический характер компоновки над-крылом сложный и сильно зависит от осевого положения воздушного винта относительно хорды крыла. Это может быть разделено на два случая: «ближе к передней кромке» и «ближе к задней кромке». В обоих случаях создается меньшая тяга, чем для изолированного воздушного винта, из-за увеличения скоростей над крылом. Между тем неравномерные условия притока воздуха над крылом приводят к изменениям азимутальной нагрузки, которые также вызывают нестационарную нагрузку на лопасть воздушного винта. Когда осевое положение воздушного винта находится в пределах 80 % хорды крыла от передней кромки, лобовое сопротивление уменьшается и достигает минимума примерно при 30 % хорды. С другой стороны, когда воздушный винт расположен вблизи задней кромки крыла примерно на 80 % хорды, увеличение подъемной силы является наибольшим [27].

Согласно предыдущему тексту, разумно выбрать четыре основных компоновки: тянущий винт, толкающий винт, компоновка над-крылом на 0,3 хорды и над-крылом на 0,8 хорды. На рис. 4 показаны эти четыре различные компоновки. Воздушный винт имеет четыре лопасти с радиусом

$R = 1,8$  м и шагом лопасти  $19^\circ$  в положении  $0,75R$ . Аэродинамический профиль выбран согласно ЦАГИ Р-11, такой же, как и на винте самолета Ан-2. Для обеих компоновок – тянущий винт и толкающий винт – воздушный винт располагается на расстоянии одного радиуса лопасти от кромки. В компоновке над-крылом воздушный винт располагается на  $0,1R$  выше крыла.

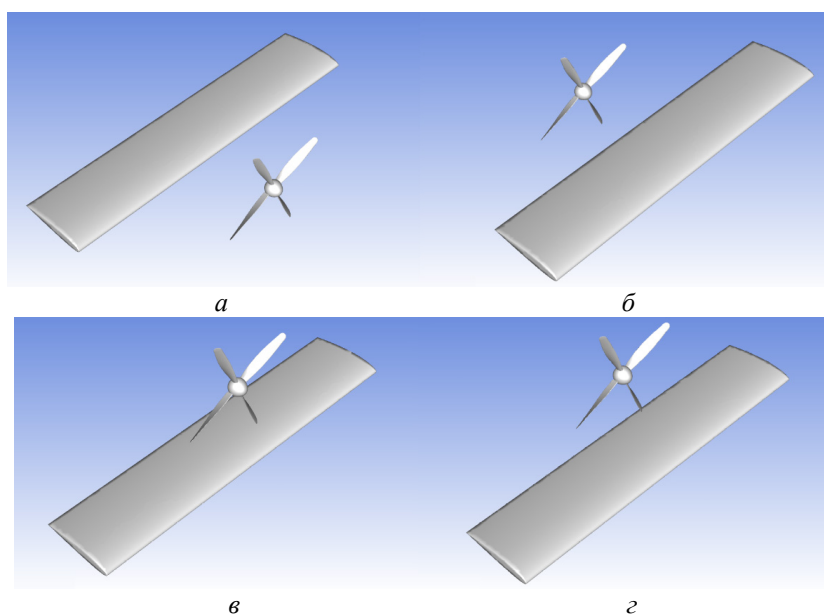


Рис. 4. Четыре различные компоновки воздушного винта: *a* – тянущий винт, *б* – толкающий винт, *в* – над-крылом на 30 % хорды, *г* – над-крылом на 80 % хорды

### Описание метода: расчет источников и распространение шума

#### Процесс вычисления

Для моделирования используется ПО Ansys Fluent. Акустический решатель реализует подход Флоукса – Вильямса и Хоукинса (FW-H) [28]. Процесс вычисления звука с использованием акустической модели FW-H в Ansys Fluent состоит из двух этапов. На первом этапе генерируется решение во времени, на основе которого получают временные истории соответствующих переменных величин (например, давления, скорости и плотности) на выбранных поверхностях источника. На втором этапе сигналы звукового давления в местах расположения приемников вычисляются с использованием исходных данных, собранных на первом этапе. Полученные таким образом сигналы звукового давления могут быть обработаны с использованием быстрого преобразования Фурье (FFT) и связанных с ним возможностей постобработки для вычисления и построения графиков таких акустических величин, как общий уровень звукового давления (SPL) и спектры мощности. Для вычисления поверхностных интегралов требуются временные реализации давления, скорости и плотности на поверхностях источника. Для экономии времени здесь используется модель турбулентности  $k$ -эпсилон.

#### Акустическая модель

Метод FW-H является обобщенной формой акустической аналогии Лайтхила [29], включающей общие типы движения и эффекты ограничивающих поверхностей. Среда предполагается однородной неподвижной или с равномерной дозвуковой скоростью. Течение изотропное, акустические колебания малы, их вязкое затухание не учитывается. Результирующее неоднородное волновое уравнение с тремя источниками членами, включая шум вытеснения, шум нагрузки на поверхность тела и квадрупольный шум в объеме, окружающем тело, может быть записано в виде:

$$\left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2\right) p'(\vec{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} [Q\delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)], \quad (1)$$

$$Q = \rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n), \quad (2)$$

$$L_i = ((p - p_0)\delta_{ij} - \sigma_{ij})n_j + \rho u_i(u_n - v_n), \quad (3)$$

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

где  $\delta(\cdot)$  и  $H(\cdot)$  – функции Дирака и Хэвисайда, определяющие распределение источников;  $\delta_{ij}$  – дельта Кронекера;  $\rho_0$ ,  $p_0$  и  $c_0$  – соответственно плотность, давление и скорость звука невозмущенной среды;  $p$  – локальное давление жидкости,  $\rho$  – локальная плотность жидкости,  $p'$  – акустическое давление; локальные нормальные компоненты к поверхности  $f = 0$  скоростей жидкости и тела равны  $u_n$  и  $v_n$ ;  $T_{ij}$  – тензор напряжений Лайтхила; и  $\sigma_{ij}$  – тензор вязких напряжений. Решение уравнения (1)–(4) получено с использованием функции Грина в свободном пространстве ( $\delta(g)/4\pi r$ ). Полное решение состоит из поверхностных интегралов и интегралов по объему. В данном случае вклад объемных интегралов не учитывается:

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t), \quad (5)$$

где

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0(\dot{U}_n + U_n)}{r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 U_n \{r\dot{M}_r + c_0(M_r - M^2)\}}{r^2(1-M_r)^3} \right] ds, \quad (6)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{L}_r}{c_0 r(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right] ds + \int_{f=0} \left[ \frac{L_r \{r\dot{M}_r + c_0(M_r - M^2)\}}{c_0 r^2(1-M_r)^3} \right] ds, \quad (7)$$

$$U_i = v_i + \frac{\rho}{\rho_0}(u_i - v_i). \quad (8)$$

В уравнениях (5), (6) интегралы вычисляются в соответствующие запаздывающие моменты времени  $\tau = t - \frac{r}{c_0}$ ,  $t$  – время приемника и  $r$  – расстояние до приемника.  $L_r = \vec{L} \cdot \vec{r} = L_i r_i$  и  $U_n = \vec{U} \cdot \vec{n} = U_i n_i$ , где  $\vec{r}$  и  $\vec{n}$  обозначают единичные векторы в направлениях излучения и нормали к поверхности соответственно. Вектор числа Маха  $M_i$  относится к движению поверхности интегрирования:  $M_i = v_i / c_0$ . Величина  $L_M$  представляет собой скалярное произведение  $L_i M_i$ . Точка над переменной обозначает дифференцирование этой переменной по времени источника.



Рис. 5. Схема влияния конвекции на расчет запаздывающего времени

С учетом конвективных эффектов вычисление запаздывающего времени становится более сложным, как показано на рис. 5, где  $\theta$  – угол направления к приемнику, отсчитываемый от направления вверх по потоку. Согласно рис. 5 запаздывающее время с учетом конвективного эффекта должно быть рассчитано как

$$\tau = t - r / c_\theta, \quad c_\theta = \sqrt{c_0^2 - V_\infty^2 \sin^2 \theta} - V_\infty \cos \theta. \quad (9)$$

**Верификация методов акустического расчета**

В этом разделе представлен расчет двумя различными численными методами для сравнения с экспериментальными данными. Для дополнительных расчетов использован акустико-вихревой метод (АВМ) [30], реализованный в однопроцессорном программном пакете FlowVision 2.5. Эти расчетные данные сравниваются с результатами расчета по методу FW-H.

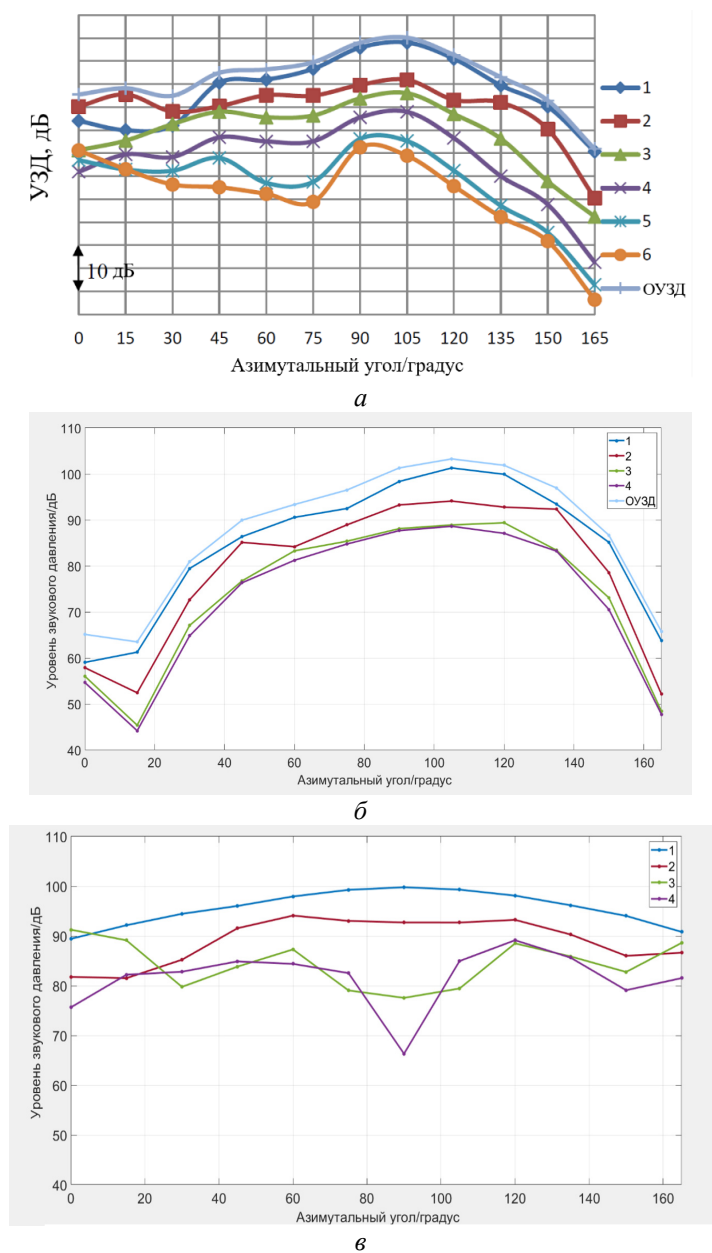


Рис. 6. Сравнение экспериментальных и численных результатов: а – экспериментальные результаты; б – численные результаты с помощью уравнения FW-H; в – численные результаты с помощью акустико-вихревого волнового уравнения

Согласно работе [31], были измерены аэроакустические характеристики воздушного винта Ан-2 (см. рис. 1) в статических условиях. В рамках экспериментальной работы и расчетов рассматривается номинальный режим работы силовой установки с располагаемой мощностью 603,1 кВт при частоте вращения воздушного винта 1446,6 об./мин. Измерительные микрофоны свободного поля диаметром 1/2" фирмы GRAS (Дания) были расположены на уровне земной поверхности на дуге окружности 30 м с шагом 15° в диапазоне азимутальных углов 0–180° (рис. 8). Направление 0° соответствовало излучению в переднюю полусферу по оси винта, а направление 90° – излучению в плоскости вращения винта. Эти результаты использованы для верификации расчетных методов.

По результатам экспериментов показаны первые шесть гармоник (1–6 ЧСЛ) и общий уровень звукового давления (ОУЗД). Численные результаты FW-Н представлены для первых четырех гармоник (1–4 ЧСЛ) и общего уровня звукового давления. Результаты АВМ хорошо согласуются с экспериментом для первых двух гармоник ЧСЛ, так как в однопроцессорной версии сложно реализовать достаточно густую сетку для расчета высших гармоник – возникает искусственная дисперсия и падение амплитуды. Согласно рис. 6, результаты по уравнению FW-Н в положении 45–150° хорошо соответствуют экспериментальным результатам по всем гармоникам. В положении 0–30° уровень звукового давления сильно занижен, скорее всего в ходе эксперимента измерялся уровень шума всего самолета, который включает такие источники шума, как двигатель и редуктор. Результаты АВМ по первой и второй гармонике ЧСЛ удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными и расчетом FW-Н. Проведенное сравнение показывает, что метод FWH хорошо прогнозирует шум воздушного винта.

#### *Расчетная область, сетка и граничные условия*

В этой работе было рассчитано пять случаев: один случай изолированного воздушного винта и четыре – для компоновки «винт – крыло». Получение реализации параметров течения выполняется для набегающей скорости потока 50 м/с (180 км/ч) при угле атаки 0 градусов в направлении полета, что является типичным условием на крейсерском режиме для легких самолетов типа Ан-2. Для всех вариантов моделирования расчетной областью является цилиндр с радиусом  $10R$  и осью, проходящей через центр массы винта, с длиной впереди  $5R$  и длиной позади винта  $20R$  (рис. 7).

#### Режим полета

Параметр	Значение
Частота вращения воздушного винта, об./мин	1453
Скорость полета $U_0$ , м/с	50
Угол атаки в полете $\alpha$ , град	0

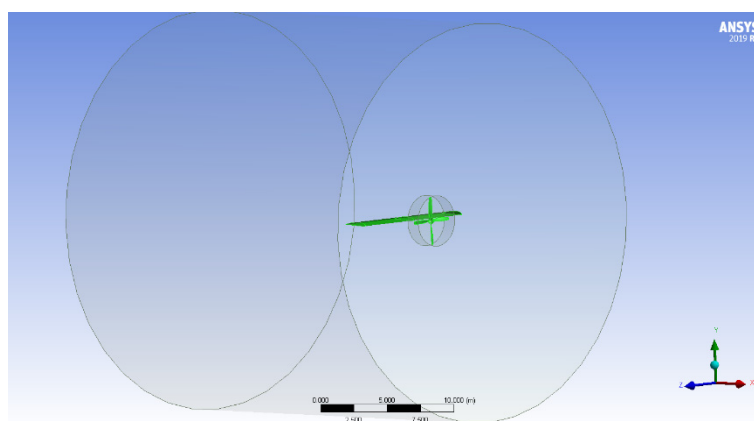


Рис. 7. Расчетная область компоновки тянущего винта



Сетка для всех вариантов расчета состоит из двух блоков, одного кругового блока для моделирования вращения винта и одного блока для остальной части расчетной области. На поверхностях винта и крыла сетка была спроектирована со средним значением  $y^+ \leq 20$  для моделирования турбулентного пограничного слоя. Чтобы сэкономить вычислительные затраты, за исключением случая с изолированным винтом, сетка содержит 3 млн тетраэдральных элементов, сетка для остальных четырех вариантов содержит 5 млн тетраэдральных элементов (рис. 8). Сетка выбрана на основании предварительных исследований сеточной сходимости, дальнейшее увеличение количества элементов практически не влияет на результат моделирования.

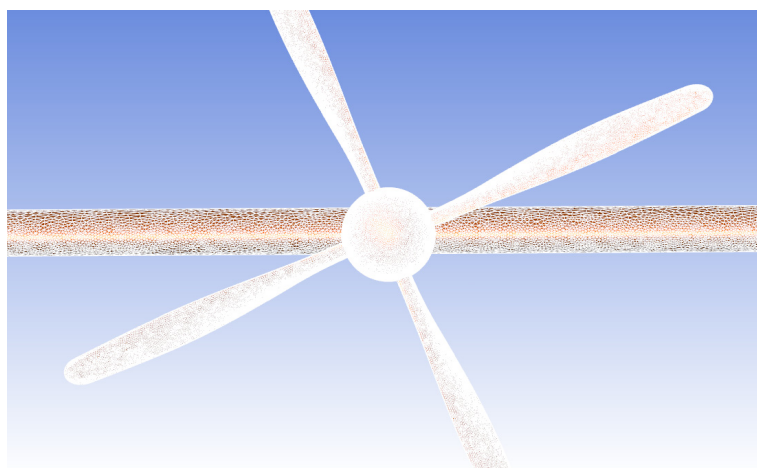


Рис. 8. Сеточное представление для варианта компоновки тянущего винта

Все варианты моделируются с переходным временем установления десять оборотов винта для достижения стабильной периодической тяги на воздушном винте и подъемной силы на крыле. За каждый временной шаг винт поворачивается на угол 2 градуса ( $0,00023$  с). Поверхность звукового источника находится на поверхности воздушного винта и крыла. Чтобы вычислить параметры акустического излучения, использован набор из 13 микрофонов (приемников), расположенных на дуге окружности (центр находится в центре массы воздушного винта) над крылом радиусом 30 м и с шагом  $15^\circ$ , как показано на рис. 9.

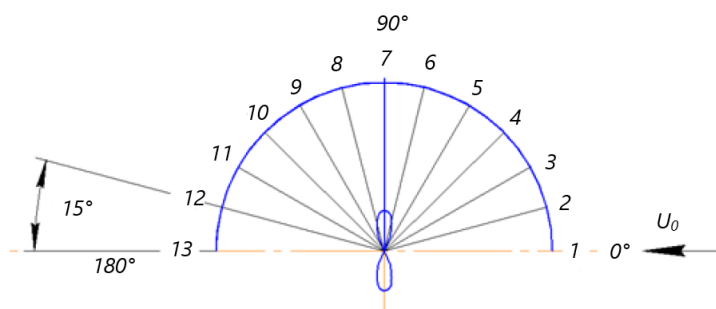


Рис. 9. Положение микрофонов (приемников)

### Результаты моделирования

На рис. 10 показано нестационарное поле скоростей компоновки тянущего винта. Очевидно, за винтом образуется длинный след с повышенной скоростью. На рис. 11 показана тяга воздушного винта от времени. Согласно рисунку, изолированный винт имеет наибольшую тягу и наименьшую амплитуду, в то время как толкающий винт имеет наименьшую тягу. Амплитуда колебаний тяги всех компоновок «винт – крыло» приблизительно одинакова и выше, чем у изолированного винта.

На рис. 12 показан спектр акустического излучения компоновки тянущего винта в диапазоне частот 0–1000 Гц в приемнике на азимутальном угле ( $\varphi = 120^\circ$ ). В спектре выделяется набор дискретных составляющих. Доминирующими являются гармоники шума частоты следования лопастей винта (выделяется до десяти гармоник в диапазоне частот 100–1000 Гц).

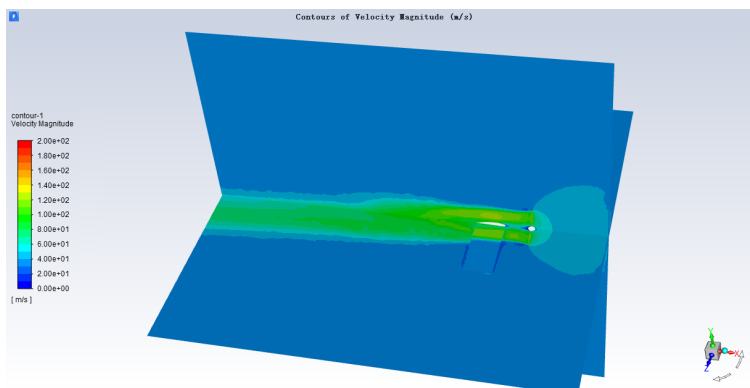


Рис. 10. Нестационарное поле скоростей компоновки тянущего винта

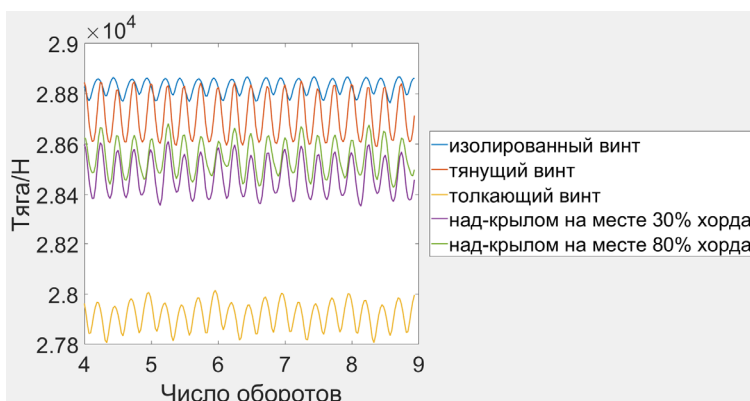


Рис. 11. Тяга воздушного винта от времени

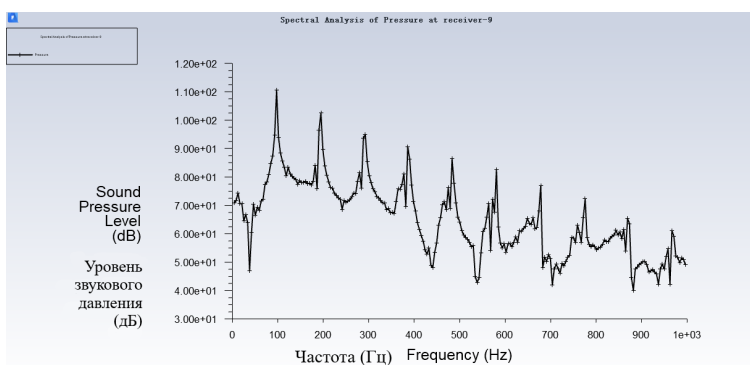


Рис. 12. Спектр акустического излучения компоновки тянущего винта в диапазоне частот 0–1000 Гц (приемник,  $\varphi = 120^\circ$ )

Уровни звука ОУЗД, 1-й гармоники и 2-й гармоники ЧСЛ в пяти вариантах компоновок представлены на рис. 13–15. Уровень звука обеих гармоник не фиксируется в диапазоне 0–30° и 150–180°, поскольку широкополосный шум высокий и перекрывает уровень тонального шума. Как и ожидалось, 1-я гармоника ЧСЛ изолированного воздушного винта самая низкая почти во всех направлениях и в основном концентрируется перед воздушным винтом (30–45°) и позади (120–150°). Что касается 2-й гармоники, то разница между компоновками незначительна.

За исключением микрофона, расположенного под углом  $30^\circ$ , разница в уровне звука лежит в пределах 2 дБ. Проанализируем направленность ОУЗД. Аналогично шуму 1-й гармоники разница в основном сосредоточена впереди ( $0-45^\circ$ ) и позади ( $135-180^\circ$ ) винта. Кроме того, ОУЗД отдельного воздушного винта не самый низкий, как ожидалось, а один из самых высоких.

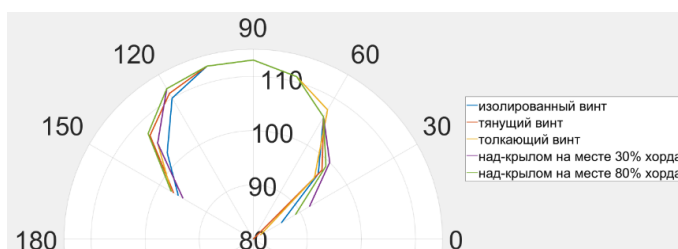


Рис. 13. Уровень звука 1-й гармоники (ЧСЛ)

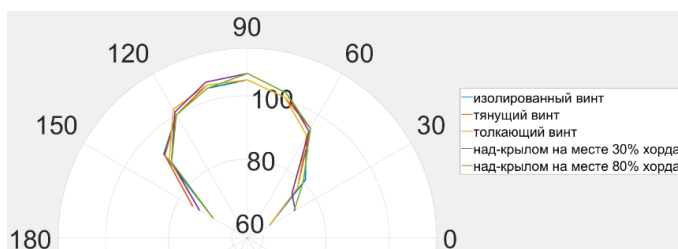


Рис. 14. Уровень звука 2-й гармоника (2 ЧСЛ)

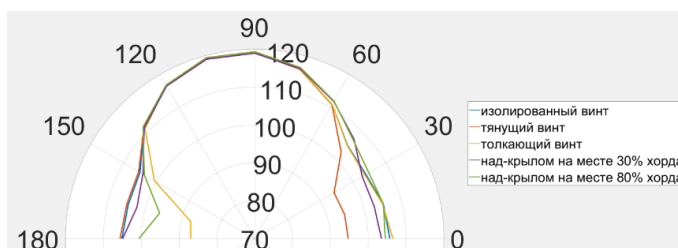


Рис. 15. Общие уровни звукового давления ОУЗД

Согласно первой интегральной части уравнения (7), колебания подъемной силы на крыле могут генерировать звук. На рис. 16 показана изменяющаяся во времени подъемная сила крыла для всех четырех компоновок «винт – крыло». Очевидно, что не только подъемная сила в каждом конкретном случае различна, но и амплитуда колебаний подъемной силы также различна. Наибольшая амплитуда наблюдается для случая винта над крылом (0,3 хорды), следующая по амплитуде – для винта над крылом (0,8 хорды). В случае тянущего и толкающего винта амплитуды относительно невелики по сравнению с вариантами компоновок над-крылом.

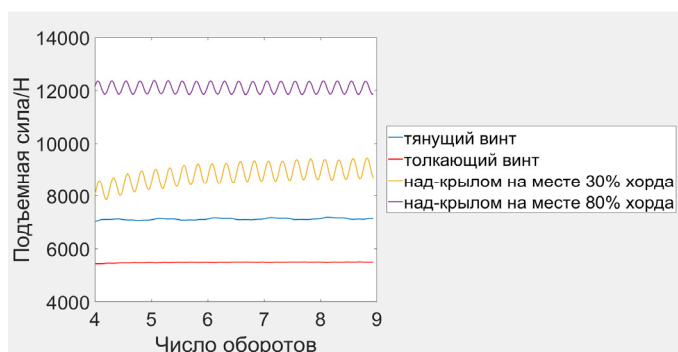


Рис. 16. Изменяющаяся во времени подъемная сила крыла четырех компоновок

Поскольку амплитуда колебаний подъемной силы над крылом (0,3 хорды) является наибольшей, разумно использовать ее для анализа влияния шума, создаваемого крылом. На рис. 17 показано сравнение уровней звука ОУЗД для компоновки над крылом (0,3 хорды) с излучением крыла, излучением воздушного винта и комбинированным излучением. Уровень шума от крыла намного ниже, чем от воздушного винта, поэтому в большинстве положений шум от крыла практически не может повлиять на ОУЗД воздушного винта, за исключением передней плоскости воздушного винта. Надо отметить, что разница относительно невелика (2–3 дБ). Наличие крыла на самом деле не влияет на общую систему в целом, поскольку нестационарная подъемная сила невелика по сравнению с нагрузкой на лопасти воздушного винта.

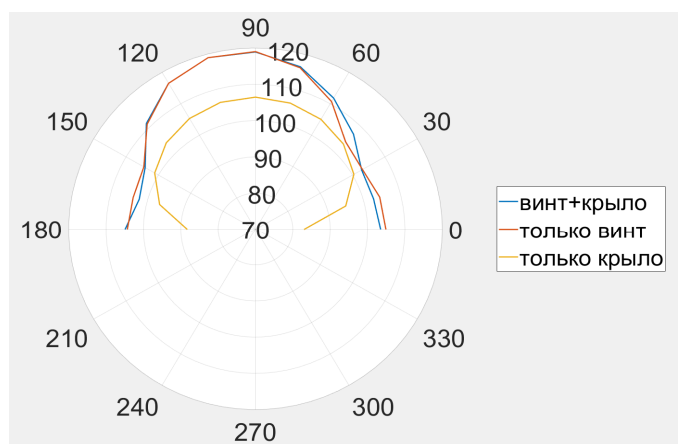


Рис. 17. Сравнение ОУЗД компоновки над-крылом (0,3 хорды) в случае с излучением крыла, излучением воздушного винта и комбинированным излучением

### Заключение

Рассчитаны четыре различные компоновки воздушного винта и крыла и случай изолированного винта на основе параметров легкомоторного самолета Ан-2, для изучения аэроакустического взаимодействия воздушного винта и крыла. В отличие от результата DLR [22, 23] крыло здесь не является интенсивным источником шума, поскольку нестационарная подъемная сила на крыле относительно мала по сравнению с нагрузкой на лопасти воздушного винта. Это означает, что при уменьшении нагрузки на лопасти винта может проявиться влияние крыла на акустические характеристики. Что касается шума, производимого крылом, то его важность тоже может проявиться, когда самолеты используют несколько воздушных винтов с меньшей нагрузкой, таких как распределенная электрическая силовая установка (DEP). Такая работа будет являться предметом дальнейшего исследования.

### Библиографический список

1. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation – Report of the High Level Group on Aviation Research [Электронный ресурс] // Publications Office of the European Union – 2011. – URL: [https://www.arcs.aero/sites/default/files/downloads/Bericht\\_Flightpath\\_2050.pdf](https://www.arcs.aero/sites/default/files/downloads/Bericht_Flightpath_2050.pdf) (дата обращения: 02.02.2024).
2. Kim, H.D. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology / H.D. Kim, A.T. Perry, P.J. Ansell // AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. – 2018. DOI: 10.2514/6.2018-4998
3. Kim, H.D. Distributed propulsion vehicles [Электронный ресурс] / H.D. Kim // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010. – URL: [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/225.PDF](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/225.PDF) (дата обращения: 02.02.2024).
4. A review of electrified propulsion system concepts for advanced aircraft / M.A. Ovdienko [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 1891, no. 012014. – 6 p. DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012014

5. Development of an electric propulsion system demonstrator for an ultralight manned aircraft / A.N. Varyukhin [et al.] // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2021. – Vol. 1891, no. 012013. – 6 p. DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012013
6. Hallez, R. Impact of electric propulsion on aircraft noise – all-electric light aircrafts case study / R. Hallez, C. Colangeli, J. Cuenca, L.D. Ryck // 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. – 2018. – 17 p. DOI: 10.2514/6.2018-4982
7. Predicting the effect of electric and hybrid-electric aviation on acoustic pollution / C.E.D. Riboldi, L. Trainelli, L. Mariani, A. Rolando, F. Salucci // *Noise mapping*. – 2020. – Vol. 7, no. 1. – P. 35–56. DOI: 10.1515/noise-2020-0004
8. Annoyance to Noise Produced by a Distributed Electric Propulsion High-lift System / A.R. Stephen, L.P. Daniel, R. Jonathan, C. Andrew // 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference – 2017. DOI:10.2514/6.2017-4050
9. Chen, B. Fast prediction method of aircraft noise with distributed propulsion in the far field / B. Chen, A.A. Yakovlev, P.A. Moshkov // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2021. – Vol. 1925, no. 012007. DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012007
10. The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise / P. Moshkov, V. Samokhin, A. Yakovlev, C. Bolun // *Akustika*. – 2021. – Vol. 39. – P. 164–169.
11. Moshkov, P. About the community noise problem of the light propeller aircraft / P. Moshkov, V. Samokhin, A. Yakovlev // *Akustika*. – 2019. – Vol. 34. – P. 68–73.
12. On a new approach for numerical modeling of the quadcopter rotor sound generation and propagation / S. Timushev [et al.] // *Proceedings of 2020 International Congress on Noise Control Engineering (INTER-NOISE 2020)*. – 2020. – P. 2255–2264.
13. Aksenov, A.A. Numerical simulation of tonal fan noise of computers and air conditioning systems / A.A. Aksenov, V.N. Gavrilyuk, S.F. Timushev // *Acoustical Physics*. – 2016. – Vol. 62, no. 4. – P. 447–455.
14. Samokhin, V.F. Experimental research of acoustical characteristics by power plant of An-2 aircraft in static conditions [Электронный ресурс] / V.F. Samokhin, P.A. Moshkov // *Trudy MAI*. – 2015, no. 82. 26 p. – URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=58711> (дата обращения: 02.02.2024).
15. Samokhin, V.F. Semiempirical method for estimating the noise of a propeller / V.F. Samokhin // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. – 2012. – Vol. 85, no. 5. – P. 1157–1166.
16. Moshkov, P.A. Integral model of noise of an engine-propeller power plant / P.A. Moshkov, V.F. Samokhin // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. – 2018. – Vol. 91, no. 2. – P. 332–338.
17. *Aerodynamic Theory – A General Review of Progress Under a Grant of the Guggenheim Fund for the Promotion of Aeronautics* / William Frederick Durand (eds.) // Julius Springer. – 1935. – Vol. IV. – P. 361–376.
18. Veldhuis, L. Propeller Wing Aerodynamic Interference / L. Veldhuis // *Delft University of Technology*. – 2005. – P. 13–46.
19. Synthesis of Aero-Propulsive Interaction Studies Applied to Conceptual Hybrid-Electric Aircraft Design / M. Hoogreef, R. Vries, T. Sinnige, R. Vos // *AIAA Scitech 2020 Forum*. – 2020. DOI: 10.2514/6.2020-0503
20. Reduced-Order Prediction of Unsteady Propeller Loading and Noise from Pylon Wake Ingestion / K. Brown, J. Fleming, M. Langford [et al.] // *AIAA Journal*. – 2021. – Vol. 59, no 9. – P. 1–13. DOI: 10.2514/1.J060109
21. Xie, J. Tone Noise Prediction of a Propeller Operating in Nonuniform Flows / J. Xie, Q. Zhou, P.F. Joseph // *AIAA Journal*. – 2011. – Vol. 49, no 1. – P. 111–118. DOI: 10.2514/1.J060109
22. Installation Effects of a Propeller Mounted on a High-Lift Wing with a Coanda Flap. Part I: Aeroacoustic Experiments / R.A. Akkermans, M.P. Pollenske, H. Buchholz [et al.] // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2014. – P. 16–20. DOI: 10.2514/6.2014-3191
23. Installation Effects of a Propeller Mounted on a High-Lift Wing with a Coanda Flap. Part II: Numerical Investigation and Experimental Validation / R.A. Akkermans, M.P. Pollenske, H. Buchholz [et al.] // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2014. – P. 16–20. DOI: 10.2514/6.2014-3189
24. Propeller-Wing Interaction Prediction for Early Design / G. Ferraro, T. Kipouros, A.M. Savill [et al.] // 52nd Aerospace Sciences Meeting. – 2014. – P. 13–17. DOI: 10.2514/6.2014-0564
25. Computational Study of the Propeller Position Effects in Wing-Mounted, Distributed Electric Propulsion with Boundary Layer Ingestion in a 25 kg Remotely Piloted Aircraft / J.R. Serrano, A.O. Tiseira, L.M. García-Cuevas, P. Varela // *Drones 2021*. – 2021. – Vol. 5, no.3. – P. 56. DOI: 10.3390/drones5030056

26. Performance Analysis of Wake and Boundary-Layer Ingestion for Aircraft Design / L.V. Pejjian, A.G. Rao, D. Ragni, L. Veldhuis // *Journal of Aircraft*. – 2016. Vol. 53, no.5. – P. 1–10. DOI: 10.2514/1.C033395
27. Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion / E.A. Marcus, R. Vries, A.R. Kulkarni, L.L. Veldhuis // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. – 2018. DOI: 10.2514/6.2018-2053
28. Willams, J.E.F. Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion / J.E.F. Willams, D.L. Hawkings // *Philosophical Transactions of the Royal Society a Mathematical Physical and Engineering Sciences*. – 1969. – Vol. 264. – P. 321–342. DOI: 10.1098/rsta.1969.0031
29. Lighthill, M.J. On sound generated aerodynamically I. General theory / M.J. Lighthill // *Proceedings of the Royal Society*. – 1952. – No 211. – P. 564–587.
30. Numerical 2-D and 3-D methods for computation of internal unsteady pressure field and near-field noise of fans / S. Timushev, J. Tourret, G. Pavic, A. Aksenov // *Noise control engineering journal*. – 2005. – Vol 54 (1). – P. 15–20.
31. Timushev, S. Numerical simulation of the light aircraft propeller noise under static condition / S. Timushev, A. Yakovlev, P. Moshkov // *Akustika*. – 2021. – Vol. 41. – P. 100–106.

### References

1. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation - Report of the High Level Group on Aviation Research. *Publications Office of the European Union*, 2011. available at: [https://www.arcs.aero/sites/default/files/downloads/Bericht\\_Flightpath\\_2050.pdf](https://www.arcs.aero/sites/default/files/downloads/Bericht_Flightpath_2050.pdf).
2. Kim H.D., Perry A.T., Ansell P.J. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology. *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, 2018, DOI:10.2514/6.2018-4998.
3. Kim H.D. Distributed propulsion vehicles // *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS*, 2010, available at: [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/225.PDF](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/225.PDF).
4. Ovdienko M.A. et al. A review of electrified propulsion system concepts for advanced aircraft. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1891. no. 012014. pp. 6, DOI:10.1088/1742-6596/1891/1/012014.
5. Varyukhin A.N. et al. Development of an electric propulsion system demonstrator for an ultralight manned aircraft. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1891, no. 012013, pp. 6, DOI:10.1088/1742-6596/1891/1/012013.
6. Hallez R., Colangeli C., Cuenca J., Ryck L.D. Impact of electric propulsion on aircraft noise – all-electric light aircrafts case study. *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, 2018, pp. 17, DOI: 10.2514/6.2018-4982.
7. Riboldi C.E.D., Trainelli L., Mariani L., Rolando A., Salucci F. Predicting the effect of electric and hybrid-electric aviation on acoustic pollution. *Noise mapping*, 2020, vol. 7, no. 1, pp. 35-56, DOI: 10.1515/noise-2020-0004.
8. Stephen A.R., Daniel L.P., Jonathan R., Andrew C. Annoyance to Noise Produced by a Distributed Electric Propulsion High-lift System. *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2017, DOI:10.2514/6.2017-4050.
9. Chen B., Yakovlev A.A., Moshkov P.A. Fast prediction method of aircraft noise with distributed propulsion in the far field. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, vol. 1925, no. 012007, DOI: 10.1088/1742-6596/1925/1/012007.
10. Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A., Bolun C. The problems of selecting the power plant for light propeller-driven aircraft and unmanned aerial vehicle taking into account the requirements for community noise. *Akustika*, 2021, vol. 39, pp. 164-169.
11. Moshkov P., Samokhin V., Yakovlev A. About the community noise problem of the light propeller aircraft. *Akustika*, 2019, vol. 34, pp. 68-73.
12. Timushev S. et al. On a new approach for numerical modeling of the quadcopter rotor sound generation and propagation. *Proceedings of 2020 International Congress on Noise Control Engineering (INTER-NOISE 2020)*, 2020, pp. 2255–2264.
13. Aksenov A.A., Gavriljuk V.N., Timushev S.F. Numerical simulation of tonal fan noise of computers and air conditioning systems. *Acoustical Physics*, 2016, vol. 62, no. 4, pp. 447-455.
14. Samokhin V.F. Moshkov P.A. Experimental research of acoustical characteristics by power plant of An-2 aircraft in static conditions. *Trudy MAI*, 2015, no. 82, p. 26, <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=58711>.

15. Samokhin V.F. Semiempirical method for estimating the noise of a propeller. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2012, vol. 85, no. 5, pp. 1157-1166.
16. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Integral model of noise of an engine-propeller power plant. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2018, vol. 91, no. 2, pp. 332-338.
17. William Frederick Durand (eds.) Aerodynamic Theory - A General Review of Progress Under a Grant of the Guggenheim Fund for the Promotion of Aeronautics. *Julius Springer*. 1935, vol. 4, pp. 361-376.
18. Veldhuis L. Propeller wing aerodynamic interference. *Delft University of Technology*. 2005, pp. 13-46.
19. Hoogreef M., Vries R., Sinnige T., Vos R. Synthesis of aero-propulsive interaction studies applied to conceptual hybrid-electric aircraft design. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, DOI:10.2514/6.2020-0503.
20. Brown K., Fleming J., Langford M., Walton W., Ng W., Schwartz K., Wisda D., Burdisso R. Reduced-order prediction of unsteady propeller loading and noise from pylon wake ingestion. *AIAA Journal*, 2021, vol.59, no 9, pp. 1-13, DOI:10.2514/1.J060109.
21. Xie J., Zhou Q., Joseph P.F. Tone noise prediction of a propeller operating in nonuniform flows. *AIAA Journal*, 2011, vol 49, no 1, pp. 111-118, DOI:10.2514/1.J060109.
22. Akkermans R.A., Pollenske M.P., Buchholz H., Delfs J., Almoneit D. Installation effects of a propeller mounted on a high-lift wing with a Coanda flap. Part I: Aeroacoustic experiments. *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2014, pp. 16-20, DOI:10.2514/6.2014-3191.
23. Akkermans R.A., Pollenske M.P., Buchholz H., Delfs J., Almoneit D. Installation effects of a propeller mounted on a high-lift wing with a Coanda flap. Part II: Numerical investigation and experimental validation. *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2014, pp. 16-20, DOI:10.2514/6.2014-3189.
24. Ferraro G., Kipouros T., Savill A.M., Rampurawala A., Agostinelli C. Propeller-wing interaction prediction for early design. *52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014, pp. 13-17, DOI:10.2514/6.2014-0564.
25. Serrano J.R., Tiseira A.O., García-Cuevas L.M., Varela P. Computational study of the propeller position effects in wing-mounted, distributed electric propulsion with boundary layer ingestion in a 25 kg remotely piloted aircraft. *Drones 2021*, 2021, vol.5, no.3, pp. 56, DOI:10.3390/drones5030056.
26. Peijian Lv, Rao A.G., Ragni D., Veldhuis L. Performance Analysis of Wake and Boundary-Layer Ingestion for Aircraft Design. *Journal of Aircraft*, 2016, vol.53, no.5, pp 1-10, DOI:10.2514/1.C033395.
27. Marcus E.A., Vries R., Kulkarni A.R., Veldhuis L.L. Aerodynamic Investigation of an Over-the-Wing Propeller for Distributed Propulsion, *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018, DOI:10.2514/6.2018-2053
28. Willams J.E.F., Hawkins D.L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society a Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 1969, vol. 264, pp. 321-342, DOI:10.1098/rsta.1969.0031.
29. Lighthill M.J. On sound generated aerodynamically I. General theory. *Proceedings of the Royal Society*, 1952, no 211, pp. 564-587.
30. Timushev S., Tournet J., Pavic G., Aksenov A. Numerical 2-D and 3-D methods for computation of internal unsteady pressure field and near-field noise of fans. *Noise control engineering journal*, 2005, vol 54 (1), pp. 15-20.
31. Timushev S., Yakovlev A., Moshkov P. Numerical simulation of the light aircraft propeller noise under static condition. *Akustika*, 2021, vol.41, pp. 100-106.

#### Об авторах

**Чэнь Болунь** (Москва, Российская Федерация) – аспирант/стажер кафедры 201 «Теория воздушно-реактивных двигателей», Институт № 2 «Двигатели летательных аппаратов» Московского авиационного института (Национального исследовательского университета) (125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4, e-mail: bolunchen@mail.ru).

**Тимушев Сергей Федорович** (Москва, Российская Федерация) – доктор технических наук, профессор кафедры 202 «Ракетные двигатели», Институт №2 «Двигатели летательных аппаратов» Московский авиационного института (Национального исследовательского университета) (125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4, e-mail: timushevsv@mail.ru).

#### About the authors

**Chen Bolun** (Moscow, Russian Federation) – Postgraduate Student/Intern of Department 201 "Theory of Jet Engines", Institute No. 2 "Aircraft Engines" of the Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125993, e-mail:bolunchen@mail.ru).

**Sergey F. Timushev** (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of Department 202 "Rocket Engines", Institute No. 2 "Aircraft Engines" of the Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125993, e-mail: timushevsvf@mai.ru).

**Финансирование.** Исследование не имело спонсорской поддержки.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Вклад авторов:** Чэнь Болунь – 70 %, С.Ф. Тимушев – 30 %.

Поступила: 11.06.2024

Одобрена: 08.10.2024

Принята к публикации: 31.10.2024

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Болунь, Чэнь. Численное исследование аэроакустического взаимодействия компоновки воздушного винта / Чэнь Болунь, С.Ф. Тимушев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2024. – № 78. – С. 59–74. DOI: 10.15593/2224-9982/2024.78.06

Please cite this article in English as: Bolun Chen, Timushev S.F. Computational study on aeroacoustics interaction of propeller configuration. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2024, no. 78, pp. 59-74. DOI: 10.15593/2224-9982/2024.78.06