

УДК: 534.32
OECD: 1.03.AA

Основные подходы к экспериментальным исследованиям шума винтовых летательных аппаратов самолетного типа. Обзор

Мошков П.А.

К.т.н, ведущий инженер-конструктор, Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва, РФ

Аннотация

В статье рассмотрены основные подходы к исследованиям шума винтовых летательных аппаратов самолетного типа. Описаны методы проведения испытаний поршневых двигателей, винтовых движителей и малоразмерных беспилотных воздушных судов в лабораторных условиях. Рассмотрены методики проведения летных сертификационных испытаний легких винтовых самолетов и доводочных испытаний беспилотных воздушных судов. Показано, что акустические характеристики маломасштабных воздушных винтов, экспериментально полученные в модельных экспериментах, могут быть использованы для валидации численных методов расчета шума воздушных винтов. Описаны современные программно-аппаратные средства визуализации звуковых полей. Рассмотрена проблема влияния отражения звука на измеряемые уровни звукового давления в неподготовленных для проведения акустических испытаний помещениях, в частности, аэродинамических трубах с открытой рабочей частью.

Ключевые слова: шум воздушного винта, шум двигателя, акустические испытания, шум на местности, легкий винтовой самолет, беспилотное воздушное судно, аэроакустика.

The main approaches to experimental studies of the noise of propeller-driven fixed-wing aircraft. Review

Moshkov P.A.

PhD, leading engineer-designer, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract

The article discusses the main approaches to noise studies of propeller-driven fixed wing aircrafts. The methods of testing piston engines, propellers and small-sized unmanned aerial vehicles in laboratory conditions are described. The methods of conducting in-flight certification tests of light propeller-driven aircraft and development tests of unmanned aerial vehicles are considered. It is shown that the acoustic characteristics of small-scale propellers, experimentally obtained in model experiments, can be used to validate numerical methods for calculating the propeller noise. Modern hardware and software tools for visualizing sound fields are described. The problem of the influence of sound reflection on the measured sound pressure levels in rooms unprepared for acoustic testing, in particular, open-jet wind tunnels, is considered.

Keywords: *propeller noise, engine noise, acoustics tests, community noise, light propeller-driven aircraft, unmanned aerial vehicle, aeroacoustics.*

Введение

Актуальность проблемы обеспечения акустического проектирования винтовых летательных аппаратов (ЛА) самолетного типа, т.е. с учетом требуемых акустических характеристик не вызывает сомнения [1, 2]. С одной стороны, необходимо обеспечить акустическую сертификацию и конкурентные уровни шума на местности проектируемых легких винтовых самолетов (ЛВС) [3]. С другой стороны, необходимо обеспечение живучести винтовых беспилотных воздушных судов (БВС) самолетного типа за счет, в том числе, низкой степени акустической заметности [4, 5].

В рамках процесса акустического проектирования выполняются экспериментальные исследования шума винтовых движителей и поршневых двигателей, а также летные акустические сертификационные и доводочные испытания ЛВС и БВС самолетного типа, соответственно.

Исследования аэроакустических характеристик малоразмерных БВС выполняют как на специализированных установках, так и в условиях открытой местности в рамках наземных и летных испытаний [5, 6].

Специализированными установками для проведения модельных испытаний винтовых движителей могут быть заглушенные, полузаглушенные камеры [7–9] и аэродинамические трубы с заглушенной рабочей частью [10]. Размеры и характеристики установки ограничивают возможности проведения испытаний различных источников шума.

Целью работы является обобщение основных подходов к экспериментальным исследованиям шума винтовых движителей, поршневых двигателей, винтомоторных силовых установок и винтовых ЛА самолетного типа в целом, выполняемым на различных этапах акустического проектирования.

1. Об акустических испытаниях поршневых двигателей

Акустические испытания поршневых двигателей выполняют в соответствии с ГОСТ Р 53838-2010 [11]:

- в заглушенной камере с отражающим полом (полузаглушенной камере);
- в испытательных помещениях (со звукопоглощающими облицовками стен и потолка и без них);
- на открытом испытательном стенде;
- в условиях открытой местности (на аэродроме) в составе силовой установки ЛА.

Объем испытательного помещения без звукопоглощающих облицовок должен быть не менее 200 м³. Для оценки свойств звукового поля и учета влияния отраженного звука в испытательном помещении перед измерением шума двигателя определяют значение коэффициента акустических условий помещения согласно ГОСТ Р ИСО 3744-2013 [12]. В качестве нагрузки при испытаниях используются электро-, гидротормоз или воздушный винт.

В соответствии с ГОСТ Р 53838-2010 [11] при измерениях в полузаглушенной камере координаты задают из условия равномерного по площади размещения точек измерений по измерительной поверхности и минимизации интерференционных эффектов звуковых волн, излученных источником шума и отраженных от звукоотражающей плоскости.

Строят огибающий параллелепипед – воображаемую поверхность, представляющую собой прямоугольный параллелепипед наименьших размеров, полностью вмещающий источник шума и опирающийся на одну звукоотражающую плоскость. Выступающие части источника шума, про которые известно, что они не

дают заметного вклада в шум, допускается не включать в огибающий параллелепипед. Измерительная поверхность служит местом размещения точек измерений, охватывает огибающий параллелепипед и опирается на звукоотражающую плоскость. Для измерительной поверхности в виде параллелепипеда точки измерения выбирают в соответствии с рис. 1.

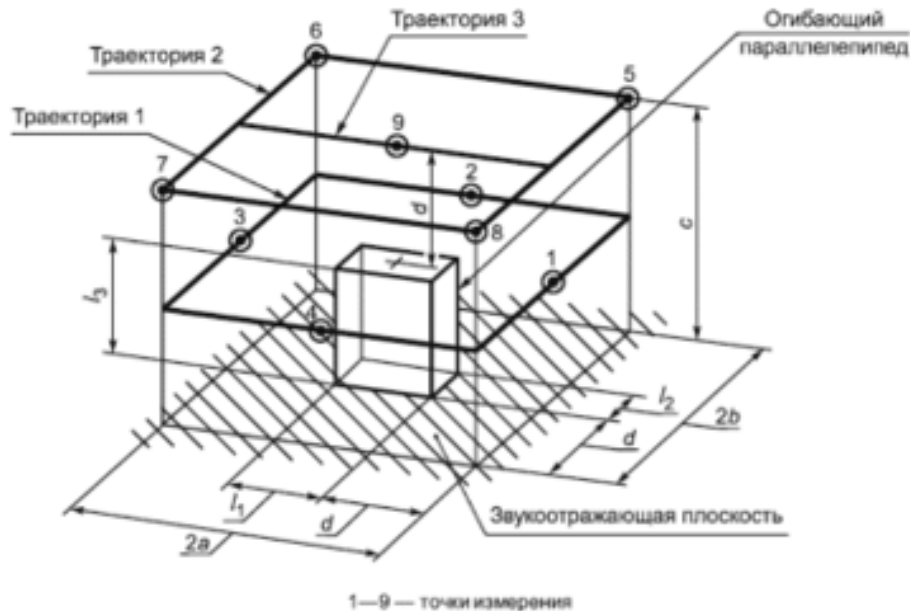


Рис. 1. Пример измерительной поверхности и положений (траекторий) микрофонов

Акустические испытания поршневого двигателя могут выполняться в условиях открытой местности в составе силовой установки легкомоторных самолетов. При этом измерительные точки, как правило, располагают на дуге окружности радиусом более 5-ти диаметров воздушного винта. Микрофоны при этом располагают на уровне земной поверхности или на высоте 7 мм выше металлической плиты.

В частности, во время испытаний легкомоторных самолетов АН-2, МАИ-223М, МАИ-890У, МАИ-890, F30 измерялось звуковое давление в 12-ти контрольных точках, расположенных на дуге окружности радиусом 30 метров и с шагом 15° [13–15]. Центр дуги совпадал с проекцией втулки винта на земную поверхность. Направление 0° соответствовало излучению в переднюю полусферу в плоскости, проходящей через ось винта, а направление 90° соответствовало направлению излучения в плоскости диска винта. Измерительные микрофоны располагались на уровне земной поверхности согласно схеме, представленной на рис. 2, с учетом возможного влияния ветра на направленность и спектр акустического излучения от силовой установки самолета. Рассмотренная на рис. 2 схема расположения контрольных точек предполагает, что звуковое поле источника симметрично относительно оси винта (коленвала).

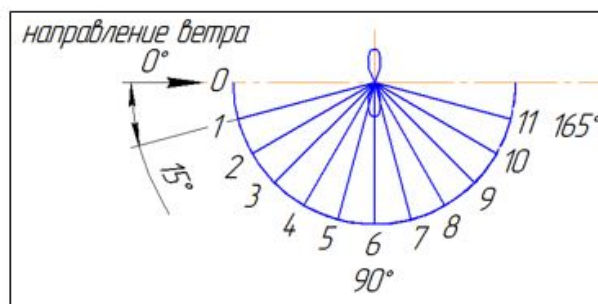


Рис. 2. Схема расположения точек измерения шума на дуге окружности радиусом 30 м. при испытаниях легкомоторных самолетов типа АН-2, МАИ-223М, МАИ-890У, МАИ-890, F30 [13–15]

2. Испытания винтовых движителей и малоразмерных беспилотных воздушных судов

Испытания натурных и модельных винтовых движителей и малоразмерных БВС выполняют в заглушенных камерах в соответствии с ГОСТ ISO 3745-2014 [7].

Центр полусферической измерительной поверхности должен находиться на полу камеры и совпадать с вертикальной проекцией акустического центра испытуемого источника шума, если тот известен, или, если неизвестен, с вертикальной проекцией геометрического центра источника шума.

В частности, при акустических испытаниях малоразмерного БВС Птеро-G0 измерительные точки располагались на уровне оси коленвала (воздушного винта) на окружности радиусом 2 метра. Диапазон измерений соответствовал азимутальным углам от 30 до 135° с шагом 15° относительно оси коленвала двигателя (рис. 3) [16–17]. При необходимости шаг установки микрофонов может быть меньше, а диапазон углов наблюдения расширен.

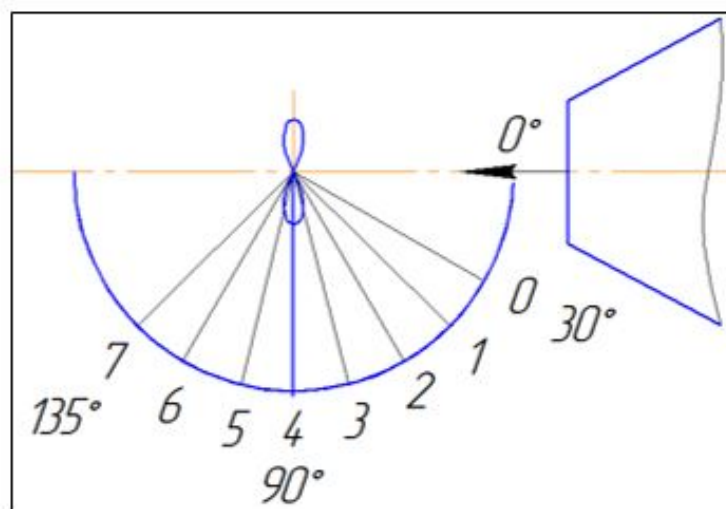


Рис. 3. Пример расположения точек измерения шума на дуге окружности радиусом 2 метра в заглушенной камере АК-2 при испытаниях БВС Птеро-G0 [16–17]

3. Испытания винтовых летательных аппаратов самолетного типа в условиях открытой местности

Испытания натуральных ЛВС и БВС на завершающих этапах проектирования проводят в условиях открытой местности, при этом подстилающей поверхностью может быть скошенная трава, бетонные плиты, асфальт и т.д. Контрольные точки располагают на значительном отдалении от сооружений аэродрома. Измерения выполняют при благоприятных метеоусловиях, чтобы уровни фонового шума, определяемые источниками природного и техногенного происхождения [18], были на 10–15 дБ ниже уровней шума ЛА в исследуемом частотном диапазоне. Как правило, это слышимый диапазон частот 20–10000 Гц (в третьоктавных полосах частот). При выполнении летных испытаний обязательно вблизи контрольных измерительных точек осуществляется регистрация параметров атмосферы.

Летные сертификационные испытания ЛВС выполняют согласно рекомендованной ИКАО методике испытаний [3]. Контрольной точкой измерения шума в данном случае является точка на продолжении осевой линии взлетно-посадочной полосы, расположенная на расстоянии 2500 м от начала разбега самолета при выполнении взлета (рис. 4).



Рис. 4. Типичные профили при испытаниях (с имитацией взлета) и в исходных условиях, регламентируемых Главой 10 стандарта ИКАО

При этом на земле устанавливается микрофон в развернутом положении (свободного поля диаметром 12,7 мм) с защитной сеткой так, чтобы диафрагма микрофона находилась на 7 мм выше и параллельно круглой металлической плите. Микрофон устанавливается на расстоянии, равном $3/4$ от центра до края плиты по радиусу перпендикулярно линии полета испытываемого самолета. Примеры установки микрофона представлены на рис. 5.



Рис. 5. Общий вид измерительного микрофона при выполнении сертификационных испытаний

Летные доводочные испытания винтовых БВС самолетного типа выполняют, как правило, в рамках горизонтальных пролетов над контрольной точкой на минимально допустимых согласно требованиям безопасности полетов высотах, как правило, 80–100 м, при этом измерительные микрофоны устанавливают аналогичным способом (рис. 5). При этом рассматривается весь диапазон крейсерских режимов полета БВС.

4. О пересчете результатов модельных испытаний на натурные условия

При выполнении модельных испытаний [19] возникает вопрос пересчета результатов измерений на натуральный объект, как при оценке шума изолированных винтовых движителей, так и при оценке установочных эффектов в реальных компоновках ЛА.

В работе [20] были выполнены испытания одной модели воздушного винта, но разного масштаба на двух различных установках. Воздушный винт модели APiAN-INF, испытанный в заглушенной камере АК-2 (ЦАГИ) имел диаметр 30 см, а винт, испытанный в аэродинамической трубе с заглушенной рабочей частью DNW-LLF (Национальная аэрокосмическая лаборатория Нидерландов (NLR)), имел диаметр 50 см.

Результаты измерений были приведены к одному расстоянию. Сравнение характеристик направленности первой гармоники шума вращения винта, полученных в DNW-LLF и АК-2 при относительной поступи (J) 1,4 и скорости набегающего потока (V) 40 м/с, представлены на рис. 6. Наблюдается отклонение измеряемых уровней звукового давления на двух экспериментальных установках. Наибольшее отклонение наблюдается в направлении 60° и составляет 4 дБ.

Относительная поступь винта определяется согласно соотношению:

$$J = \frac{V}{nd} \quad (1)$$

где V – скорость набегающего потока, м/с; n – частота вращения винта, об/с; d – диаметр винта, м.

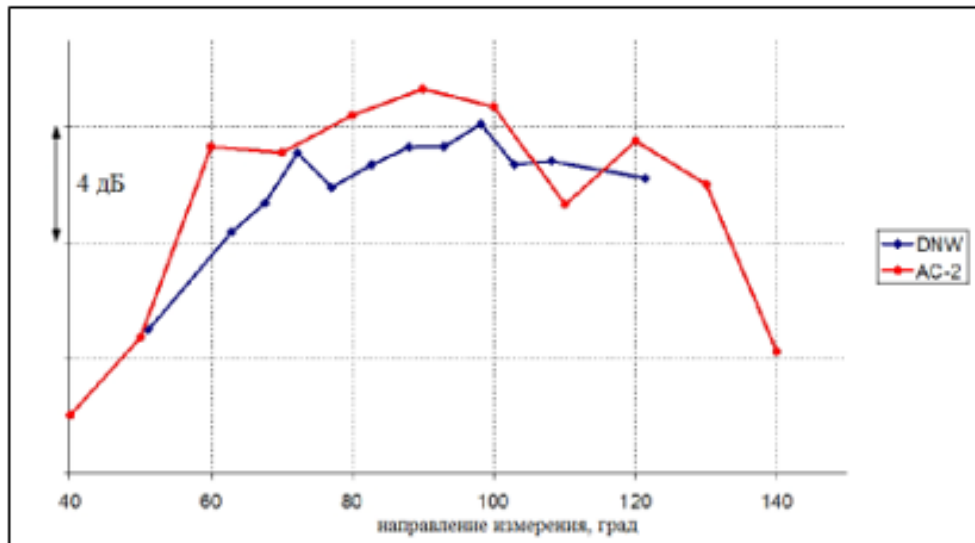


Рис. 6. Сравнение диаграмм направленности 1-й гармоники шума модельного винта ARIAN-INF, полученных при измерениях в DNW-LLF и АК-2 (относительная поступь винта 1,4, скорость набегающего потока 40 м/с) [20]

Полученные результаты свидетельствуют об удовлетворительном согласовании диаграмм направленности, полученных в разномасштабных экспериментах, но тем не менее данные полученные на маломасштабной установке АК-2 могут быть использованы для валидации расчетных методов при оценке шума винтовых движителей. Валидированное на результатах модельных экспериментов программное обеспечение используется при оценке шума натуральных винтов на различных этапах проектирования.

5. Об оценке влияния отражений на измеряемые уровни звукового давления

В настоящее время вопрос возможности определения акустических характеристик воздушных винтов и БВС в аэродинамических трубах с открытой и незаглушенной рабочей частью является открытым. С одной стороны, в таких трубах возможно получение качественных аэродинамических результатов в натуральных условиях, в то время как возможности заглушенных камер ограничиваются модельными экспериментами и экспериментами с малоразмерными БВС. С другой стороны, возникает вопрос возможности использования результатов акустических измерений для верификации и валидации расчетных методов и качественного описания структуры звукового поля исследуемого объекта. Решает данную проблему введение в эксплуатацию специальных аэроакустических установок, позволяющих выполнять крупномасштабные исследования различных типов винтовых движителей, но в настоящее время в Российской Федерации такие установки отсутствуют.

С другой стороны, в технической акустике широко распространены исследования на основе измерений в неподготовленных условиях, и для приведения результатов к условиям свободного поля используются корректирующие функции [12].

Одним из методов, позволяющих определить влияние паразитных отражений на измеряемые уровни шума, является корреляционный метод М-последовательностей (метод последовательностей максимальной длины или MLS-эксперимент) [21–24]. В его основе лежит синтезированный квазишумовой сигнал, автокорреляционная функция которого близка к дельта-функции. Основной целью исследования методом

М-последовательности является получение импульсного отклика системы. Для этого используется всенаправленный источник звука, два микрофона для измерения объемной скорости, приемные микрофоны и алгоритмы пост-обработки сигналов. Импульсный отклик позволяет с высокой точностью определить и идентифицировать вклады в измеряемый сигнал от различных рассеивающих и отражающих конструктивных элементов исследуемой системы.

В качестве примера, рассмотрим результаты исследования аэродинамической трубы (АДТ) Т-1К (КНИТУ-КАИ). Поскольку конструкция АДТ Т-1К допускает возможность проведения измерений как с поднятыми, так и с опущенными створками. «Конфигурация № 1» обозначает, что при измерениях левая по потоку створка опущена, правая по потоку створка поднята. Для данной конфигурации АДТ Т-1К на рис. 7 представлен нормированный импульсный отклик для микрофона, расположенного вблизи торцевой стенки рабочей части и диффузора. Анализ представленной зависимости демонстрирует, что импульсный отклик характеризуется наличием нескольких ярко выраженных импульсов, соответствующих отражениям от различных элементов конструкции рабочей части АДТ Т-1К, причем амплитуды отраженных импульсов почти в 10 раз ниже амплитуды импульса прямого сигнала. Анализ геометрии установки, выполненный с помощью непосредственного измерения расстояний, позволяет сделать вывод, что импульсы на расстоянии 4,1–4,4 м соответствуют отражению от напольного меламинового покрытия. Можно видеть, что амплитуда прямого сигнала в 6–6,5 раз больше амплитуды отраженных сигналов и отражения не могут ни качественно, ни количественно влиять на измерения в рассмотренной контрольной точке.

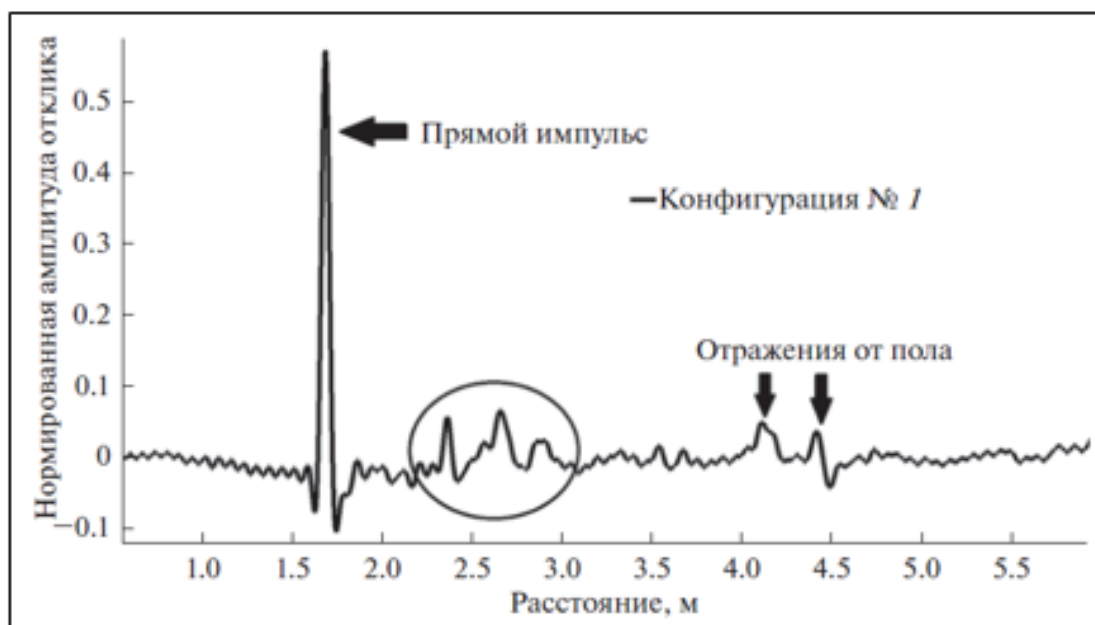


Рис. 7. Экспериментальный импульсный отклик при измерениях в АДТ Т-1К [21]

Таким образом, наличие множественных отражений звука в заданной точке пространства в АДТ не может обеспечить получения качественных данных о спектральных и интегральных характеристиках испытываемого источника.

В тоже время существует необходимость определения тональных частот в спектре излучения для определения спектрального портрета ЛА в случае сложной ситуации при наличии комбинационных гармоник, например:

- шум мультикоптеров,

- шум биротативных винтовентиляторов,
- шум винта в кольце, закрепленном при помощи пилонов, и/или при наличии рулей направления и высоты в кольце,
- шум составных винтов (со смещенными плоскостями вращения, т.е., например, 4-х лопастной винт, собранный фактически из двух 2-х лопастных винтов),
- шум поршневых двигателей в зависимости от способа организации выхлопа, числа цилиндров и других факторов и т.д.

При измерениях шума в АДТ с открытой рабочей частью в нескольких точках, расположенных на линии параллельной оси АДТ, как представлено на рис. 8 [25], может быть определена звуковая мощность источника шума [26] (W) согласно выражению, которое учитывает влияние числа Маха набегающего потока [25]:

$$W = \frac{2\pi l_1^2}{\rho_0 c_0} \int_0^\pi (1 - M_0 \cos \theta_e)^2 \frac{\overline{p'^2}(l_1, \theta_g)}{\sin \theta_e} d\theta_e \quad (2)$$

где l_1 – расстояние от осевой линии источника до линии расположения микрофонов (в данном случае 12 м), ρ_0 – плотность воздуха, c_0 – скорость звука, M_0 – число Маха набегающего потока в АДТ, θ_g – направление измерения, $\theta_e = \theta_g - \sin^{-1}(M_0 \sin \theta_g)$ – направление излучения, $\overline{p'^2}(l_1, \theta_g)$ – осредненное по времени среднеквадратичное значение уровня звукового давления в направлении измерения.



Рис. 8. Схема проведения эксперимента в АДТ для оценки уровня звуковой мощности источника (в данном случае «открытого ротора»)

Уровень звуковой мощности определяется согласно выражению:

$$L_W = 10 \lg \left(\frac{W}{W_0} \right), \quad (3)$$

где W_0 – пороговое значение звуковой мощности, 10^{-12} Вт.

Акустический КПД силовой установки может быть оценен согласно выражению:

$$\eta_{ак} = \frac{W_{СУ}}{N_e} \cdot 100\%, \quad (4)$$

где $W_{СУ}$ – суммарная мощность акустического излучения СУ, N_e – эффективная (располагаемая) мощность СУ.

На основе измеренных уровней звуковой мощности можно оценивать зависимость мощности отдельных составляющих шума от режима работы силовой установки и выполнять параметрические исследования по оценке влияния различных параметров, в частности, законцовки и числа лопастей винта [27, 28], глушителя шума выхлопа ДВС и т.д.

6. Современные программно-аппаратные средства визуализации звуковых полей

В настоящее время для исследования звуковых полей источников шума аэродинамического типа широко применяются плоские микрофонные решетки [29]. Сигналы записываются параллельно со всех измерительных каналов решетки и затем обрабатываются с применением различных алгоритмов, называемых в общем случае бимформингом (beamforming). В работе [30] представлено 14 различных алгоритмов бимформинга, которые могут быть использованы для решения различных задач – исследование пролетного шума ЛА, шума обтекания планера в АДТ, шума двигателя на открытом стенде, определение модального состава шума вентилятора двигателя и т.д. Крупные научные центры самостоятельно разрабатывают собственные алгоритмы бимформинга для получения качественных результатов при локализации сложных некомпактных источников в заданных условиях проведения эксперимента [31].

Точность локализации источников шума зависит от числа микрофонов и правильности выбора алгоритма обработки сигналов, а диапазон рабочих частот микрофонной решетки характеризуется ее диаметром, плотностью расположения микрофонов и используемым алгоритмом постобработки. Результатом локализации источника являются шумовые карты, полученные в заданной плоскости для уровней звукового давления в узких, третьоктавных, октавных полосах частот и для суммарного по спектру излучения в различных единицах измерения (дБ, дБА, Вт/м² и т.д.).

В рамках проблемы шума на местности винтовых летательных аппаратов самолетного типа микрофонные решетки применяются в следующих экспериментах:

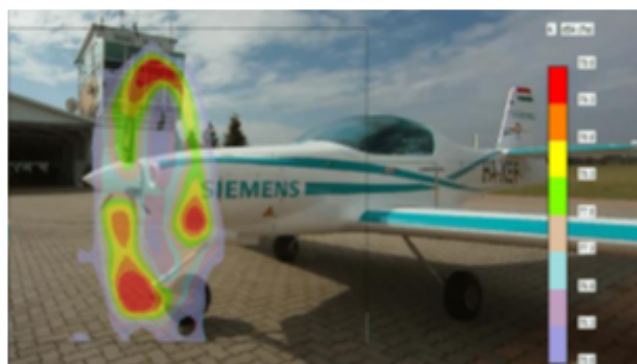
- Исследование звукового поля силовой установки ЛА в статических условиях [32]. Выполняются для верификации и валидации численных расчетных методов;
- Исследование источников шума натуральных и модельных ЛА, винтовых движителей и элементов планера в лабораторных условиях (заглушенных камерах и АДТ) [33–38]. Также выполняются для верификации и валидации численных расчетных методов оценки шума отдельных источников;
- Летный эксперимент по локализации и ранжированию по интенсивности источников шума ЛА [39–44]. Выполняется для определения относительного вклада основных источников в общее звуковое поле ЛА.

Для этих трех случаев рассмотрим примеры применения плоских микрофонных решеток и алгоритмов бимформинга.

Для самолета с электродвигателем, установленным вместо ДВС, был выполнен эксперимент по визуализации звукового поля воздушного винта в статических условиях [32]. В эксперименте использовалась плоская микрофонная решетка Simcenter Sound Camera (частотный диапазон 50–20000 Гц, диаметр 1,5 м, 117 микрофонов). Общий вид решетки представлен на рис. 9а, а результаты визуализации звукового поля (для суммарного взвешенного по шкале А стандартного шумомера уровня звукового давления) с контрастом 4 дБА представлены на рис. 9б. Правильность выбора алгоритма при обработке результатов измерений подтверждается локализацией источников шума воздушного винта в плоскости его вращения.



а) Плоская микрофонная решетка



б) Результаты локализации источников шума с контрастом 4 дБА

Рис. 9. Применение плоской микрофонной решетки Simcenter Sound Camera для исследования шума воздушных винтов в статических условиях

Пример использования метода стандартного бимформинга при исследовании шума воздушного винта в АДТ представлен на рис. 10 [38]. Результаты получены для третьоктавных полос частот 4 и 8 кГц для изолированного винта (рис. 10 а и в) и при работе винта в следе за пилоном (рис. 10 б и г). Результаты представлены в нормализованном виде с контрастом 10 дБ.

Можно видеть существенное увеличение уровней шума при работе винта в следе за пилоном. Причем и для изолированной и установленной конфигураций винта звуковое поле является несимметричным относительно оси винта. Возможно, что данный эффект связан с низкой скоростью набегающего потока в эксперименте.

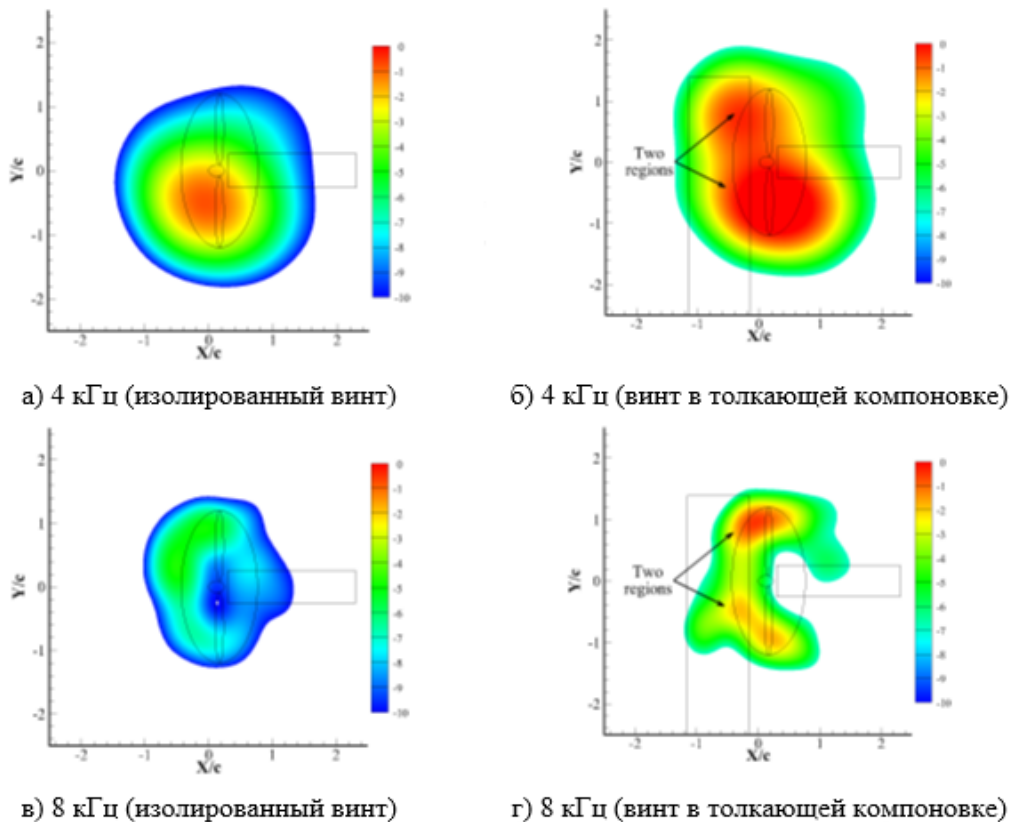
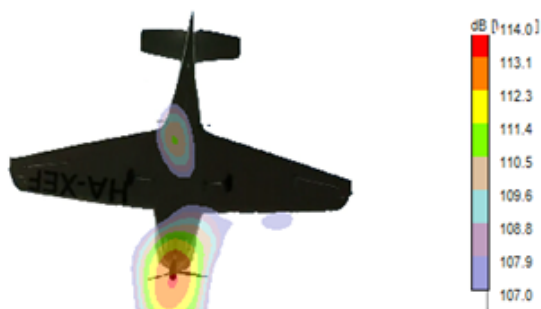


Рис. 10. Карты локализации источников шума, полученные методом стандартного бимформинга, в третьоктавных полосах частот 4 и 8 кГц для изолированного воздушного винта (а) и (в) и винта, работающего в следе от пилона (б) и (г) ($n=3000$ об/мин, $V=5$ м/с) [38]

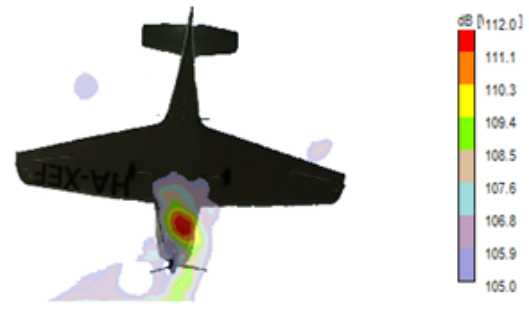
Пример локализации источников шума легкого винтового самолета в летном эксперименте рассмотрен на рис. 11 [44]. На рис. 11 а представлена плоская наземная 100-микрофонная решетка диаметром 10 м в конфигурации 5-ти конечной звезды. На рис. 11 также представлены карты локализации источников шума суммарного среднечастотного излучения в области частот 200–800 Гц для самолета с электродвигателем (рис.11 б) и с поршневым двигателем (рис. 11 в). Можно видеть, что воздушный винт является доминирующим источником шума, когда в состав силовой установки входит электродвигатель, в то время как для самолета с поршневым двигателем доминирующий источник расположен со стороны выхлопа. Карты локализации источников шума для суммарного высокочастотного шума в области частот 800–1200 Гц для самолета с электро- и поршневым двигателями представлены на рис 11 г и д, соответственно. Для самолета с ДВС доминирующими источниками являются воздушный винт и выхлоп двигателя, в то время как для самолета с электродвигателем источник повышенного шума локализуется в зоне передней опоры шасси.



а) плоская наземная 100-микрофонная решетка диаметром 10 м в конфигурации 5-ти конечной звезды



б) частотный диапазон 200–800 Гц, в составе СУ электродвигатель



в) частотный диапазон 200–800 Гц, в составе СУ поршневой двигатель



г) частотный диапазон 800–1200 Гц, в составе СУ электродвигатель



д) частотный диапазон 800–1200 Гц, в составе СУ поршневой двигатель

Рис. 11. Микрофонная решетка (а) и карты локализации источников шума (б), (в), (г), (д), полученные в летном эксперименте для ЛВС Magnus Fusion 212 с электродвигателем (слева) и поршневым двигателем (справа) (высота полета – 15,2 м, скорость – 129,6 км/ч) [44]

Заключение

Рассмотрены основные подходы к экспериментальным исследованиям звуковых полей винтовых движителей, поршневых двигателей и винтовых летательных аппаратов самолетного типа в целом. Представлены методики проведения летных сертификационных и доводочных акустических испытаний ЛВС и БВС, соответственно. Рассмотрена проблема влияния отражений на измеряемые уровни звукового давления при выполнении исследований звуковых полей в неподготовленных помещениях. Описаны современные программно-аппаратные средства визуализации звуковых полей и представлены примеры использования многомикрофонных решеток и алгоритмов бимформинга при решении задачи локализации и ранжирования по интенсивности

основных источников шума. Представленные методики акустических испытаний могут использоваться на различных этапах проектирования винтовых летательных аппаратов самолетного типа.

Список литературы

1. Дмитриев В.Г., Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустика легких винтовых самолетов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 3. С. 3–12.
2. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Проблемы проектирования легких винтовых самолетов с учетом требований по шуму на местности // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 19–34.
3. Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Montreal. Canada. ICAO. 2011. Vol. 1 Aircraft Noise. 227 p.
4. Мошков П.А. Исследование слышимости и маскировки шума винтового беспилотного воздушного судна фоном окружающей среды // Noise Theory and Practice. 2021. Т. 7. № 2 (24). С. 28–38.
5. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Исследование влияния зазора между толкающим воздушным винтом и крылом на уровень шума легкого самолета на местности // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 6. С. 55–60.
6. Самохин В.Ф., Мошков П.А. Исследование акустических характеристик легкого винтового самолета "Вильга-35А" на режимах горизонтального полета // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 55–65.
7. ГОСТ ISO 3745-2014 Акустика. Определение уровней звуковой мощности и звуковой энергии источников шума по звуковому давлению. Точные методы для заглушенных и полузаглушенных камер. – М.: Стандартинформ, 2015.
8. Копьев В.Ф., Пальчиковский В.В., Беляев И.В., Берсенев Ю.В., Макашов С.Ю., Храмцов И.В., Корин И.А., Сорокин Е.В., Кустов О.Ю. Создание заглушенной установки для аэроакустических экспериментов и исследование ее акустических характеристик // Акустический журнал. 2017. Т. 63. № 1. С. 114–126.
9. Беляев И.В., Голубев А.Ю., Зверев А.Я., Макашов С.Ю., Пальчиковский В.В., Соболев А.Ф., Черных В.В. Экспериментальное исследование звукопоглощения акустических клиньев для заглушенных камер // Акустический журнал. 2015. Т. 61. № 5. С. 636–644.
10. Boxwell D.A., Schmitz F. H., Splettstoesser W.R., Schultz K.J. Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations // Journal of the American Helicopter Society. 1987. Vol. 32. No. 1, pp. 3–12.
11. ГОСТ Р 53838-2010. Двигатели автомобильные. Допустимые уровни шума и методы измерения. – М.: Стандартинформ. 2010. – 18 с.
12. ГОСТ Р ИСО 3744-2013. Акустика. Определение уровней звуковой мощности и звуковой энергии источников шума по звуковому давлению. Технический метод в существенно свободном звуковом поле над звукоотражающей плоскостью. – М.: Стандартинформ, 2014. – 60 с.
13. Мошков П.А. Акустические характеристики авиационных поршневых двигателей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 11–16.
14. 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.

15. Мошков П.А. Исследование шума авиационного двухтактного двухцилиндрового поршневого двигателя // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2021. Т. 25. № 2 (92). С. 48–55.
16. Мошков П.А. Исследование шума обтекания крыла беспилотного воздушного судна // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 63–69.
17. 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.
18. Moshkov P. Ambient noise: problem and study in the framework of UAV aeroacoustics // Akustika. 2021. Vol. 41. pp. 16–21. DOI: 10.36336/akustika/20214116
19. Moshkov P. On the recalculation of the results of laboratory and static tests of propeller-driven power plants on with flight conditions // Proceedings of the 2022 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (DVM). 2022. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930927
20. Belyaev I.V., Kopiev V.F., Pankratov I.V., Skvortsov R.A., Titarev V.A., Zaytsev M.Y. Comparison of rotor noise measurement results in largescale and small-scale anechoic facilities // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2016. AIAA Paper No. 2015–2986. DOI: 10.2514/6.2015-2986
21. Пахов В.В., Файзуллин К.В., Денисов С.Л. Об измерении акустических характеристик модели несущего вертолетного винта в аэродинамической трубе // Акустический журнал. 2020. Т. 66. № 1. С. 46–57.
22. Шанин А.В., Валяев В.Ю. Метод последовательностей максимальной длины в акустическом эксперименте // Акустический журнал. 2011. Т. 57. № 3. С. 420–425.
23. Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Остриков Н.Н., Денисов С.Л., Макашов С.Ю., Аникин В.А., Громов В.В. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде // Акустический журнал. 2016. Т. 62. № 6. С. 725–730.
24. Денисов С.Л., Зайцев М.Ю., Макашов С.Ю. Приложение MLS-эксперимента для идентификации и оценки возможности снижения нежелательных отражений при проведении экспериментов в аэроакустике // В книге: Тезисы докладов пятой открытой всероссийской (XVII научно-технической) конференции по аэроакустике. ЦАГИ. 2017. С. 142.
25. Sree D. Far-Field Acoustic Power Level and Performance Analyses of F31/A31 Open Rotor Model at Simulated Scaled Takeoff, Nominal Takeoff, and Approach Conditions. Technical Report I. NASA/ CR-2015-218716. 2015. 34 p.
26. ГОСТ 30457-97 (ИСО 9614-1-93) Акустика. Определение уровней звуковой мощности источников шума на основе интенсивности звука. Измерение в дискретных точках. Технический метод. – М.: ИПК Издательство стандартов, 1998. –15 с.
27. Самохин В.Ф., Шпаковский А.А., Анимица В.А. Исследование акустических характеристик моделей несущего винта в АДТ Т-104 // В сборнике: Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике. – М.: ЦАГИ. 2012. С. 179–180.
28. Егоров С.В., Панкратов И.В., Самохин В.Ф., Шпаковский А.А. О влиянии формы концевой части лопасти на шум несущего винта вертолета // В сборнике: Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике. материалы конференции. – М.: ЦАГИ. 2013. С. 127–128.
29. Dougherty R.P. Beamforming in acoustic testing // Aeroacoustic Measurements. Springer, Berlin, Heidelberg. 2002. pp. 62–97.

30. Merino-Martínez R., Sijtsma P., Snellen M. et al. A review of acoustic imaging methods using phased microphone arrays // CEAS Aeronautical Journal. 2019. Vol. 10. No. 1. pp. 197–230 DOI:10.1007/s13272-019-00383-4
31. Бычков О.П., Демьянов М.А., Фараносов Г.А. Локализация дипольных источников шума плоскими микрофонными решетками // Акустический журнал. 2019. Т. 65. № 5. С. 675–687.
32. Hallez R., Gass, Colangeli C. Assessment of noise characteristics of innovative aerial vehicles // QUIET DRONES International e-Symposium on UAV/UAS Noise. 2020. 10 p.
33. Spehr C., Ahlefeldt T. Comparison of microphone array measurements in the closed test section of LSWT and ETW // CEAS Aeronaut J. 2019. Vol. 10. pp. 267–285. DOI: 10.1007/s13272-019-00386-1
34. Oerlemans S., Broersma L., Sijtsma P. Quantification of airframe noise using microphone arrays in open and closed wind tunnels // International Journal of Aeroacoustics. 2007. Vol. 6. No. 4. pp. 309–333.
35. Копьев В.Ф., Зайцев М.Ю., Беляев И.В. Исследование шума обтекания крупномасштабной модели крыла с механизацией // Акустический журнал. 2016. Т. 62. № 1. С. 95–105.
36. Di Marco A., Camussi R., Burghignoli L. et al. Aerodynamic and aeroacoustic investigation of an innovative regional turboprop scaled model: numerical simulations and experiments // CEAS Aeronautical Journal. 2020. Vol 11. pp. 575–590. DOI: 10.1007/s13272-020-00437-y
37. Dougherty R.P. Functional Beamforming for Aeroacoustic Source Distributions // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2014. AIAA Paper No.2014-3066. DOI:10.2514/6.2014-3066
38. Peng B. The Noise Generated by a Propeller in Non-uniform Flow. PhD Thesis. Hong Kong. 2019. 89 p.
39. Stoker R., Guo Y., Streett C., Burnside N. Airframe noise source locations of a 777 aircraft in flight and comparisons with past model-scale tests // 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. 2003. AIAA Paper No. 2003-3232. DOI: 10.2514/6.2003-2332
40. Pott-Pollenske M., Dobrzynski W., Buchholz H., Guérin S., Saueressig G., Finke U. Airframe noise characteristics from flyover measurements and prediction // 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). 2006. AIAA Paper No. 2006-2567. DOI: 10.2514/6.2003-2567
41. Zaytsev M.Yu, Kopiev V.F., Velichko S.A., Belyaev I.V. Fly-over noise source localization during acoustic flight tests of advanced passenger aircraft // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2019. AIAA Paper No. 2019-2426. DOI: 10.2514/6.2019-2426
42. Merino-Martinez R., Snellen M., Simons D.G. Functional Beamforming Applied to Imaging of Flyover Noise on Landing Aircraft // Journal of Aircraft. 2016. Vol. 53. No. 6. pp. 1–14. DOI: 10.2514/1.C033691
43. Camier, C., Padois, T., Provencher, J., Gauthier, P.-A., Berry, A., Blais, J.F., Patenaude-Dufour, M., Lapointe, R.: Fly-over source localization on civil aircraft // 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2013. AIAA Paper No. 2013-2261. DOI: 10.2514/6.2013-2261
44. 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. DOI: 10.2514/6.2018-4982

1. Dmitriev V.G., Samokhin V.F., Moshkov P.A. Acoustics of Light Propeller-Driven Aircraft // *Polyot*. – 2022. – № 3. – pp. 3–12.
2. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Problems of light propeller-driven airplane design with regard to community noise requirements // *Aerospace MAI Journal*. – 2021. – Vol. 28. – № 1. – pp. 19–34.
3. Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Montreal. Canada. ICAO. – 2011. – Vol. 1 Aircraft Noise. – 227 p.
4. Moshkov P.A. Study of the audibility and masking of the propeller-driven unmanned aerial vehicle noise by ambient noise // *Noise Theory and Practice*. – 2021. – Vol. 7. – № 2 (24). – pp. 28–38.
5. Moshkov P.A., Samokhin V.F. Study of the effect of the spacing between the pusher propeller and the wing on the community noise level of a light aircraft // *TsAGI Science Journal*. – 2016. – Vol. 47. – № 6. – pp. 55–60.
6. Samokhin V.F., Moshkov P.A. Study of acoustic characteristics of the Vilga-35A light propeller-driven aircraft in level flight modes // *Aerospace MAI Journal*. – 2014. – Vol. 21. – № 2. – pp. 55–65.
7. ISO 3745-2014 Acoustics. Determination of sound power levels and sound energy levels of noise sources using sound pressure. Precision methods for anechoic rooms and hemi-anechoic rooms. – 2015.
8. Kopiev V.F., Palchikovskiy V.V., Belyaev I.V., Bersenev Y.V., Khramtsov I.V., Korin I.A., Sorokin E.V., Kustov O.Y., Makashov S.Y. Construction of an anechoic chamber for aeroacoustic experiments and examination of its acoustic parameters // *Acoustical physics*. – 2017. – Vol. 63. – № 1. pp. 113–124.
9. Belyaev I.V., Golubev A.Y., Zverev A.Y., Makashov S.Y., Sobolev A.F., Chernykh V.V., Palchikovskiy V.V. Experimental investigation of sound absorption of acoustic wedges for anechoic chambers // *Acoustical physics*. – 2015. – Vol. 61. – № 5. – pp. 636–644.
10. Boxwell D.A., Schmitz F. H., Splettstoesser W.R., Schultz K.J. Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations // *Journal of the American Helicopter Society*. – 1987. – Vol. 32. – No. 1. – pp. 3–12.
11. GOST R 53838-2010. Automobile engines. Noise exposure limits and measurement techniques. – 2010.
12. ISO 3744-2013. Acoustics. Determination of sound power levels and sound energy levels of noise sources using sound pressure. Engineering method for an essentially free field over a reflecting plane. – 2014.
13. Moshkov P.A. Acoustic characteristics of aircraft piston engines // *Russian Aeronautics*. – 2020. – Vol. 63. – № 4. – pp. 568–574.
14. 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. – № 2. – pp. 50–61.
15. Moshkov P.A. Study of the noise of an aircraft two-stroke two-cylinder piston engine // *Vestnik UGATU*. – 2021. – Vol. 25. – № 2 (92). – pp. 48–55.
16. Moshkov P.A. Study of the wing noise of an unmanned aerial vehicle // *Russian Aeronautics*. 2021. – Vol. 64. – № 2. – pp. 240–247.
17. Belyaev I. V., Valiev A. V., Moshkov P. A., Ostrikov N. N. Studying the PTERO-GO unmanned flying vehicles acoustic characteristics in AK-2 anechoic chamber // *Aerospace MAI Journal*. – 2017. – Vol. 24. – № 4. – pp. 52–62.
18. Moshkov P. Ambient noise: problem and study in the framework of UAV aeroacoustics // *Akustika*. – 2021. – Vol. 41. – pp. 16–21. DOI: 10.36336/akustika/20214116
19. Moshkov P. On the recalculation of the results of laboratory and static tests

of propeller-driven power plants on with flight conditions // Proceedings of the 2022 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines (DVM). – 2022. DOI: 10.1109/DVM55487.2022.9930927

20. Belyaev I.V., Kopiev V.F., Pankratov I.V., Skvortsov R.A., Titarev V.A., Zaytsev M.Y. Comparison of rotor noise measurement results in largescale and small-scale anechoic facilities // 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2016. AIAA Paper No. 2015–2986. DOI: 10.2514/6.2015-2986

21. Pakhov V.V., Fayzullin K.V., Denisov S.L. Measuring the acoustic characteristics of a helicopter rotormodel in a wind tunnel // Acoustical physics. – 2020. – Vol. 66. – № 1. – pp. 44–55.

22. Shanin A.V., Valyaev V.Y. Method of the maximum length sequences in a diffraction experiment // Acoustical physics. – 2011. – Vol. 57. – № 3. – pp. 427–431.

23. Kop'ev V.F., Zaitsev M.Y., Ostrikov N.N., Denisov S.L., Makashov S.Y., Anikin V.A., Gromov V.V. On determining the acoustic properties of main helicopter rotor models on an open test bench // Acoustical physics. – 2016. – Vol. 62. – № 6. – pp. 741–746.

24. Denisov S.L., Zaitsev M.Yu., Makashov S.Yu. Application of the MLS experiment for identification and evaluation of the possibility of reducing unwanted reflections during experiments in aeroacoustics // In the book: Abstracts of the fifth open All-Russian (XVII Scientific and Technical) Conference on Aeroacoustics. TSAGI. – 2017. – p. 142.

25. Sree D. Far-Field Acoustic Power Level and Performance Analyses of F31/A31 Open Rotor Model at Simulated Scaled Takeoff, Nominal Takeoff, and Approach Conditions. Technical Report I. NASA/ CR-2015-218716. – 2015. – 34 p.

26. ISO 9614-1-93 Acoustics. Determination of sound power levels of noise sources using sound intensity. Measurement at discrete points. Engineering method. – 1999.

27. Samokhin V.F., Shpakovsky A.A., Animitsa V.A. Investigation of acoustic characteristics of rotor models in ADT T-104 // In the collection: Materials of the XXIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics. Moscow. TsAGI. – 2012. – pp. 179–180.

28. Egorov S.V., Pankratov I.V., Samokhin V.F., Shpakovsky A.A. On the influence of the shape of the end part of the blade on the noise of the helicopter rotor // In the collection: Materials of the XXIV Scientific and Technical Conference on aerodynamics. Materials of the conference. Moscow. TsAGI. – 2013. – pp. 127–128.

29. Dougherty R.P. Beamforming in acoustic testing // Aeroacoustic Measurements. Springer. Berlin. Heidelberg. – 2002. – pp. 62–97.

30. Merino-Martínez R., Sijtsma P., Snellen M. et al. A review of acoustic imaging methods using phased microphone arrays // CEAS Aeronautical Journal. – 2019. – Vol. 10. – No. 1. – pp. 197–230 DOI:10.1007/s13272-019-00383-4

31. Bychkov O.P., Demyanov M.A., Faranosov G.A. Localization of dipole noise sources using planar microphone arrays // Acoustical physics. – 2019. – Vol. 65. – № 5. – pp. 567–577.

32. Hallez R., Gass, Colangeli C. Assessment of noise characteristics of innovative aerial vehicles // QUIET DRONES International e-Symposium on UAV/UAS Noise. – 2020. – 10 p.

33. Spehr C., Ahlefeldt T. Comparison of microphone array measurements in the closed test section of LSWT and ETW // CEAS Aeronaut J. – 2019. – Vol. 10. – pp. 267–285. DOI: 10.1007/s13272-019-00386-1

34. Oerlemans S., Broersma L., Sijtsma P. Quantification of airframe noise using microphone arrays in open and closed wind tunnels // International Journal of Aeroacoustics. – 2007. – Vol. 6. – №. 4. – pp. 309–333.

35. Kopiev V.F., Zaytsev M.Y., Belyaev I.V. Investigation of airframe noise for a large-scale wing model with high-lift devices // Acoustical physics. – 2016. – Vol. 62. – № 1. – pp. 97–107.

-
36. Di Marco A., Camussi R., Burghignoli L. et al. Aerodynamic and aeroacoustic investigation of an innovative regional turboprop scaled model: numerical simulations and experiments // CEAS Aeronautical Journal. – 2020. – Vol. 11. – pp. 575–590. DOI: 10.1007/s13272-020-00437-y
37. Dougherty R.P. Functional Beamforming for Aeroacoustic Source Distributions // 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2014. AIAA Paper No.2014-3066. DOI:10.2514/6.2014-3066
38. Peng B. The Noise Generated by a Propeller in Non-uniform Flow. PhD Thesis. Hong Kong. – 2019. – 89 p.
39. Stoker R., Guo Y., Streett C., Burnside N. Airframe noise source locations of a 777 aircraft in flight and comparisons with past model-scale tests // 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. – 2003. AIAA Paper No. 2003-3232. DOI: 10.2514/6.2003-2332
40. Pott-Pollenske M., Dobrzynski W., Buchholz H., Guérin S., Saueressig G., Finke U. Airframe noise characteristics from flyover measurements and prediction // 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). – 2006. AIAA Paper No. 2006-2567. DOI: 10.2514/6.2003-2567
41. Zaytsev M.Yu, Kopiev V.F., Velichko S.A., Belyaev I.V. Fly-over noise source localization during acoustic flight tests of advanced passenger aircraft // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2019. AIAA Paper No. 2019-2426. DOI: 10.2514/6.2019-2426
42. Merino-Martinez R., Snellen M., Simons D.G. Functional Beamforming Applied to Imaging of Flyover Noise on Landing Aircraft // Journal of Aircraft. – 2016. – Vol. 53. – No. 6. – pp. 1–14. DOI: 10.2514/1.C033691
43. Camier, C., Padois, T., Provencher, J., Gauthier, P.-A., Berry, A., Blais, J.F., Patenaude-Dufour, M., Lapointe, R.: Fly-over source localization on civil aircraft // 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – 2013. AIAA Paper No. 2013-2261. DOI: 10.2514/6.2013-2261
44. 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. DOI: 10.2514/6.2018-4982