

ОБ ИЗМЕРЕНИИ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ НЕСУЩЕГО ВЕРТОЛЕТНОГО ВИНТА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

© 2020 г. В. В. Пахов^a, К. В. Файзуллин^a, С. Л. Денисов^b, *

^aКазанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева (КАИ),
Казань, Россия

^bФГУП ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский Комплекс ЦАГИ,
Москва, Россия

*e-mail: stl.denisov@gmail.com

Поступила в редакцию 27.07.2018 г.

После доработки 12.08.2019 г.

Принята к публикации 05.09.2019 г.

Приведены результаты сравнительных экспериментальных и расчетных исследований акустических характеристик модели несущего винта вертолета, выполненных в модернизированной рабочей части аэродинамической трубы АДТ Т-1К. С целью идентификации и минимизации влияния паразитных отражений на исследуемые акустические характеристики при помощи метода последовательностей максимальной длины (метод М-последовательностей) в АДТ Т-1К был проведен анализ расположения микрофонов, показавший, что наибольший паразитный вклад в измеряемый сигнал обусловлен отражениями от створки АДТ Т-1К, расположенной за микрофонами. Сравнение экспериментально измеренных уровней шума при поднятой и опущенной створке подтвердило факт влияния створки на измеряемые акустические характеристики шума модельного винта. Сравнение экспериментальных данных с результатами численного моделирования позволило сделать вывод о принципиальной пригодности модернизированной аэродинамической трубы АДТ Т-1К для решения задач валидации численных методов расчета аэроакустических характеристик модельных несущих винтов.

Ключевые слова: аэроакустика, шум вертолета, шум несущего вертолетного винта, метод М-последовательностей

DOI: 10.31857/S0320791920010074

ВВЕДЕНИЕ

Проблема снижения шума летательных аппаратов на местности является одной из актуальных задач, как с точки зрения авиационной акустики, так и с точки зрения авиаэкологии. Хорошо известно, что вертолеты являются источниками характерного шума, снижение которого представляет собой существенно не простую задачу. Это влечет за собой ряд мероприятий по разработке новых перспективных технологий для снижения шума вертолетов. Данную проблему можно решать как с помощью численных расчетов, так и с помощью проведения экспериментальных исследований акустических характеристик вертолетных винтов, являющихся доминирующим источником шума вертолета.

К сожалению, задача численного расчета шума вертолета на местности наталкивается на значительные вычислительные трудности, обусловленные как многофакторностью рассматриваемой проблемы, так и недостаточным количеством от-

крытых для общего доступа данных экспериментальных исследований, на основе которых можно проводить валидацию численных методов расчета. В свою очередь, проведение экспериментальных акустических исследований шума вертолетных винтов также сопряжено со значительными проблемами, связанными с характерным частотным спектром шума вертолетов, а также наличием различных режимов работы винта (режим осевого обтекания и режим косого обтекания), которые достаточно трудно воспроизвести на экспериментальных стендах или при выполнении прецизионных измерений в натурных условиях (например, в настоящий момент для валидации наиболее широко используются данные работы [1], однако в силу специфики эксперимента в данной работе содержатся данные только о шуме на режиме горизонтального полета в дальнем поле). Здесь следует отметить, что рассмотренные выше проблемы становятся еще более актуальными для вертолетов соосной схемы.

В последнее время активно развивается подход, при котором используется совместное численное и экспериментальное исследование аэроакустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов. Такой подход совмещает в себе преимущества экспериментальных и численных исследований, но требует качественных экспериментальных данных для валидации численных методов.

Одним из аэроакустических стендов, допускающих проведение экспериментальных исследований шума моделей несущих вертолетных винтов, является заглушенная акустическая камера. Однако имеющиеся на данный момент заглушенные акустические камеры пригодны для измерения шума маломасштабных моделей вертолетных винтов на режиме висения, что не позволяет в полной мере отразить все физически процессы, ответственные за излучение звука вертолетными винтами.

Частично проблему исследования шума вертолетных винтов можно решить за счет проведения акустических измерений крупномасштабных моделей вертолетных винтов на открытом стенде [2]. Однако, как и в случае заглушенной камеры, условия открытого стендса позволяют воспроизвести только режим висения, в то время как режим косого обтекания для таких установок остается недоступным.

Использование в качестве аэроакустических стендов для измерения шума вертолетных винтов аэродинамических труб (АДТ) малых скоростей позволяет решить как проблему малого масштаба для исследуемых винтов, так и проблему исследования режима косого обтекания. Однако в данном случае особенно остро встают вопросы, связанные как с возможностью проведения прецизионных акустических измерений в закрытых помещениях, так и с высоким уровнем собственного шума аэродинамической трубы. Данную проблему можно решить при создании специальных аэроакустических труб, оптимизированных для проведения аэроакустических исследований, однако это требует значительных временных и материальных затрат. В качестве примера АДТ, приспособленной для проведения аэроакустических исследований крупномасштабных моделей вертолетных винтов, можно привести аэродинамические трубы с заглушенной рабочей частью АДТ DNW-LLF (Голландия) [3, 4]. К сожалению, на данный момент в России нет подобной установки, в которой можно было бы проводить акустические измерения шума крупномасштабных моделей винтов в условиях заглушенной камеры.

Исходя из этих факторов, была выполнена модернизация рабочей части аэродинамической трубы АДТ Т-1К с целью решения задачи исследования аэроакустических характеристик мас-

штабных моделей несущих вертолетных винтов в ближнем звуковом поле. Успешное решение данной задачи позволило бы проводить валидацию различных численных методов по результатам измерений шума в ближнем звуковом поле. В свою очередь, этот фактор является необходимым условием для последующего вычисления шума винта в дальнем звуковом поле с последующим пересчетом на натурные условия.

В первом разделе настоящей работы будет выполнено описание экспериментальной установки АДТ Т-1К. Во втором разделе будут рассмотрены результаты проведения экспериментальных исследований АДТ Т-1К, выполненные с помощью метода М-последовательностей с целью оценки вкладов паразитных отражений в измеряемый звуковой сигнал. В третьем разделе будут представлены экспериментальные данные, полученные с учетом опыта исследований, описанных в первых двух разделах, а также сравнение полученных экспериментальных данных с результатами численных расчетов.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Описание экспериментальной установки для исследования акустических характеристик вертолетных винтов в акустической камере аэродинамической трубы Т-1К

Исследования шума моделей вертолетных винтов проводились в аэродинамической трубе Т-1К, которая представляет собой аэродинамическую трубу замкнутого типа с открытой рабочей частью (рис. 1). Диаметр сопла Т-1К равен $D = 2.25$ м, скорость потока – до 50 м/с. Для проведения акустических измерений в рабочей части трубы организовано закрытое помещение типа акустической камеры размером $4360 \times 5000 \times 4640$ мм, стены, пол и потолок которого обладают звукопоглощающими свойствами. При этом стены камеры, расположенные справа и слева по потоку, выполнены в виде створок, поднимаемых с использованием электропривода (рис. 1). Основной рабочей конфигурацией акустической камеры АДТ Т-1К является конфигурация с обеими закрытыми створками.

Подъемные створки и потолок, формирующие звукопоглощающую камеру в рабочей части АДТ Т-1К, имеют комбинированную двухслойную конструкцию. Первый слой состоит из резонаторов Гельмгольца, оптимизированных для глушения шума на частотах порядка 100 Гц (даные частоты выбраны исходя из предварительных экспериментов как пиковые собственного шума АДТ Т-1К). Второй слой состоит из пирамидальных меламиновых панелей, которые оптимизированы для частот от 1 до 4 кГц. Торцевые части акустической камеры Т-1К, примыкающие к

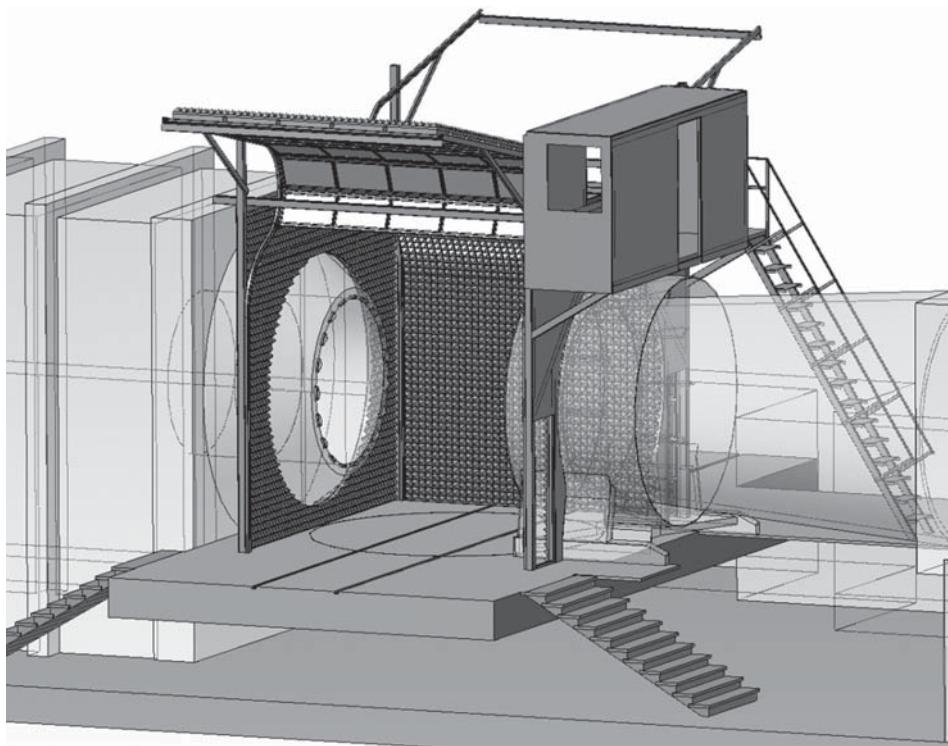


Рис. 1. Аэродинамическая труба Т-1К и акустическая камера Т-1К (поднята правая по потоку створка).

диффузору и конфузору аэродинамической трубы, не имеют резонаторов и прикрыты только меламиновыми панелями.

На полу АДТ А-1К имеется два рельса для установки в рабочей части аэродинамических весов или вертолетного прибора. Пол в акустической камере покрыт линолеумом и на время проведения акустических измерений закрывается меламиновыми панелями, устанавливаемыми непосредственно на пол.

Для измерения звукового давления в Т-1К используется система собственной разработки КНИТУ-КАИ на основе микрофонов DBX RTA-M и техники National Instruments [5]. Данная система используется для измерения акустических характеристик моделей несущих винтов вертолетов. Максимальное количество одновременно подключаемых каналов измерений – 64. Система также позволяет проводить первичную обработку сигнала.

Результаты измерений при помощи указанной выше системы будут рассмотрены в третьем разделе данной статьи, а непосредственно параметры компонентов системы представлены в таблице.

ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОЙ КАМЕРЫ АДТ Т-1К С ПОМОЩЬЮ МЕТОДА М-ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ

Методическое исследование акустической камеры АДТ Т-1К при помощи метода М-последовательностей с целью определения влияния отражений на измеряемые акустические характеристики

В данной работе, основываясь на методе М-последовательностей [6], проводится развитие и обобщение предложенного в [2, 8] метода анализа звукового поля, выполненного для открытого стенда, на случай заглушенной камеры АДТ Т-1К. В основе корреляционного метода М-последовательно-

Таблица 1. Параметры компонентов измерительной системы

Микрофон DBX RTA-M		АЦП NI-PXI-4496	
Тип чувствительного элемента	Электретный	Количество каналов	16
Измеряемые частоты	20 Гц–20 кГц	Частота опроса	204.8 кС/с
Чувствительность	-63 ± 3 дБ	Динамический диапазон	114 дБ
Питание	Фантомное, 9–52 В	Диапазон измерения	± 1 и ± 10 В

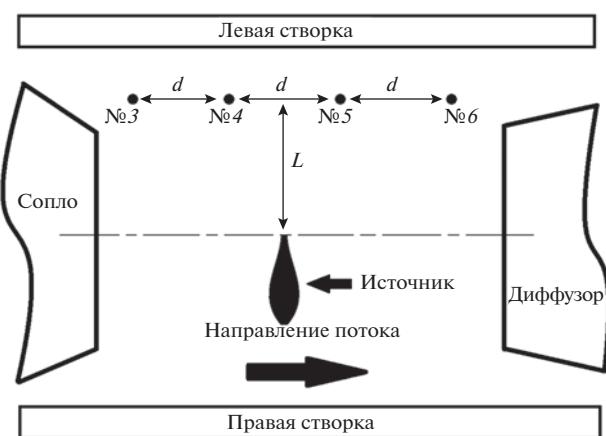


Рис. 2. Схема экспериментальной установки (вид сверху) для проведения эксперимента с помощью метода М-последовательностей в акустической камере АДТ Т-1К (цифрами обозначены номера каналов микрофонов).

стей (метода последовательностей максимальной длины или MLS-эксперимента) лежит синтезированный квазишумовой сигнал, автокорреляционная функция которого близка к дельта-функции [2, 6, 7]. 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 пост-обработка сигнала. Импульсный отклик позволяет с высокой точностью определить и идентифицировать вклады в измеряемый сигнал от различных рассеивающих и отражающих конструктивных элементов исследуемой системы [2, 6–8].

При проведении работ в акустической камере, сформированной в рабочей части АДТ Т-1К, была исследована область штатного расположения микрофонов. Для этого использовалось шесть преполяризованных 1/4-дюймовых микрофонов с интегрированным предусилителем фирмы “Брюль и Клер” (B&K) типа 4935 (номинальная чувствительность 5 мВ/Па, частотный диапазон 20 Гц–5 кГц), всенаправленный источник Omnisource типа 4295 (B&K) с адаптером для измерения объемной скорости. Четыре микрофона устанавливались на штатных штативах, а два микрофона располагались в адаптере для измерения объемной скорости. Для сбора и регистрации данных использовалась система PULSE (B&K). Калибровка измерительных микрофонов осуществлялась предварительно с помощью фирменного (B&K) акустического калибратора.

Всенаправленный источник Omnisource с адаптером для измерения объемной скорости располагался в центре акустической камеры АДТ

Т-1К на штативе на оси потока (рис.2). Учитывая симметрию Т-1К, четыре измерительных микрофона располагались на штативах вдоль левой стенки по направлению потока в плоскости вращения винта на одинаковом расстоянии d друг от друга. Расстояние от плоскости расположения микрофонов L до источника составляло $1.7D$, где D – диаметр сопла Т-1К (рис. 2).

Поскольку конструкция акустической камеры Т-1К допускает возможность проведения измерений как с поднятыми, так и с опущенными створками, то для оценки и выделения вклада в общий отклик сигналов, отраженных различными конструктивными элементами акустической камеры АДТ Т-1К целесообразно рассмотреть следующие конфигурации:

- 1) Левая по потоку створка опущена, правая по потоку створка поднята;
- 2) Левая по потоку створка поднята, правая по потоку створка опущена;
- 3) Обе створки опущены.

Далее словосочетание “по потоку” будет опущено, и створки будут именоваться как “левая” и “правая”.

Рассмотрим экспериментально измеренный импульсный отклик для микрофонов, расположенных на штатных местах для измерения шума в АДТ Т-1К при различных положениях створок, причем случай с обеими закрытыми створками соответствует акустически полностью заглушенной рабочей части АДТ Т-1К. На рис. 3 представлен нормированный импульсный отклик для микрофона № 6 для конфигурации № 1. Поскольку микрофон № 6 располагался вблизи торцевой стенки рабочей части и диффузора АДТ Т-1К, то можно ожидать, что именно этот микрофон будет наиболее подвержен влиянию паразитных отражений.

Анализ представленной на рис. 3 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 (рис. 3). 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. Однако для идентификации остальных импульсов, обведенных в круг на рис. 3, необходимо провести сравнение с конфигурацией, при которой правая створка опущена, а левая поднята. Результаты этого эксперимента представлены на рис. 4.

На рис. 4 приведены экспериментально зарегистрированные микрофоном № 4 импульсные

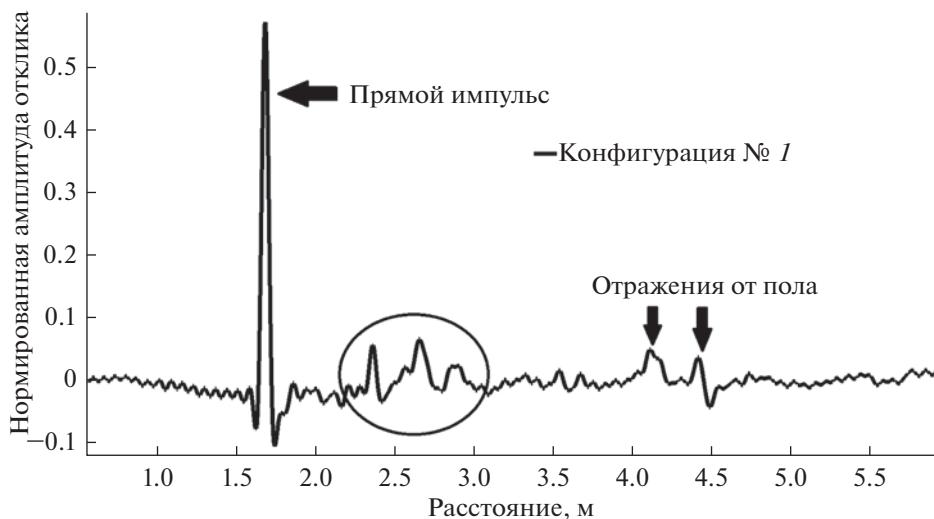


Рис. 3. Экспериментальный импульсный отклик для конфигурации № 1 (микрофон № 6).

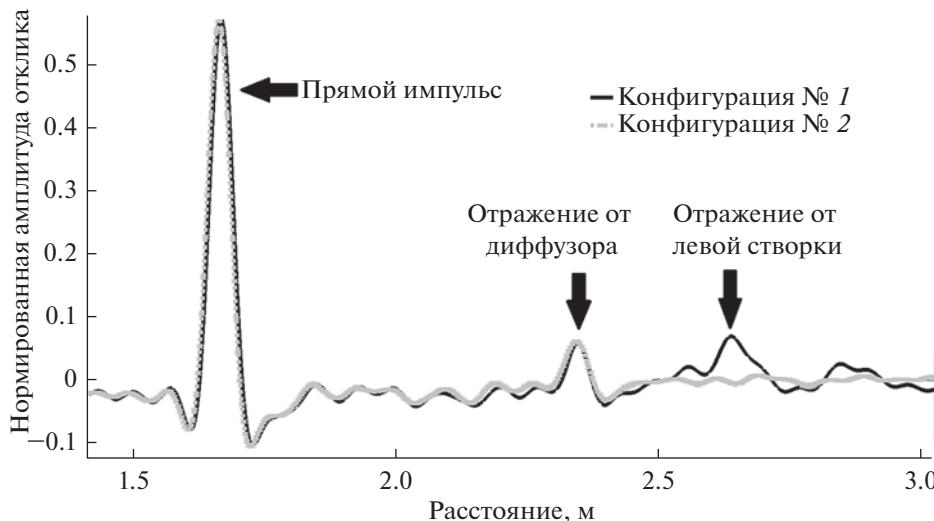


Рис. 4. Сравнение экспериментальных импульсных откликов для конфигураций № 2 и № 3 (микрофон № 6).

отклики для конфигураций № 2 и № 3. Сравнительный анализ показывает, что импульс на расстоянии 2.65 м соответствует импульсу, отраженному от левой створки рабочей части, а импульс на расстоянии 2.3 м соответствует отражениям от диффузора АДТ Т-1К. Как и ранее, амплитуды рассеянных импульсов примерно равны и составляют величину ~10% от амплитуды прямого сигнала. Анализ экспериментально измеренных импульсных откликов для микрофонов № 3–№ 5 продемонстрировал схожее поведение: ярко выраженный импульс от прямого сигнала и импульсы, соответствующие отражениям от створок и пола АДТ Т-1К, причем величина относительной амплитуды отраженных импульсов оставалась на уровне, измеренном микрофоном № 6.

Интересно отметить, что при уменьшении номера микрофона амплитуда импульса, соответствующего отражению от диффузора, уменьшалась, а амплитуда импульса, соответствующая отражению от сопла, увеличивалась (рис. 5). Этот факт объясняется особенностями геометрии акустической камеры АДТ Т-1К.

Таким образом, результаты проведенного методического исследования позволяют сделать вывод, что наибольший паразитный вклад в измеряемый звуковой сигнал вносят отражения от пола, расположенной за микрофонами створки, от диффузора и от сопла. Поэтому, поскольку снизить вклад отражений в измеряемый сигнал от диффузора, сопла и пола представляется проблематичным, то целесообразно рассмотреть экспе-

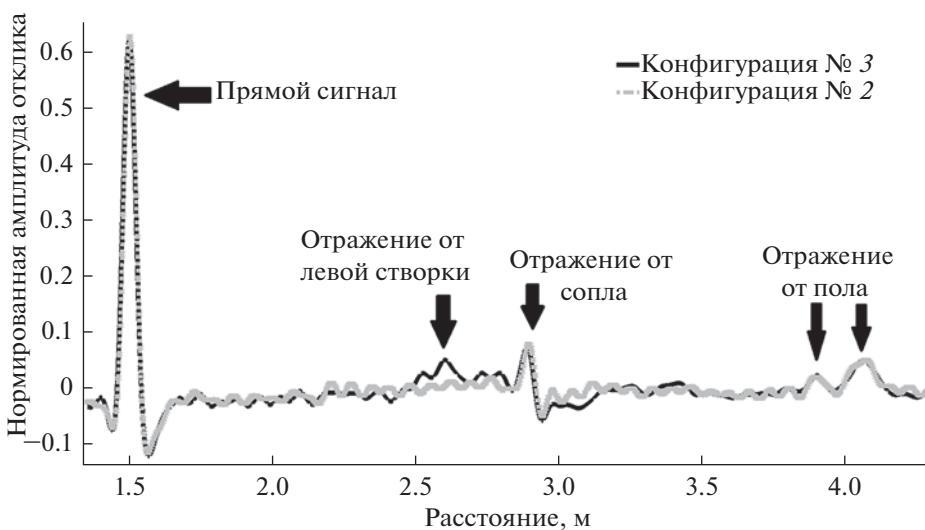


Рис. 5. Сравнение экспериментальных импульсных откликов для конфигураций № 2 и № 3 (микрофон № 4).

риментальную конфигурацию, при которой акустические измерения проводятся при открытой створке, расположенной непосредственно за микрофонами.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ШУМА МОДЕЛИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА В АКУСТИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ АДТ Т-1К

Экспериментальные исследования шума модели несущего винта вертолета на режиме без потока в ближнем акустическом поле

Экспериментальные исследования шума модели несущего вертолетного винта проводились на режиме работы винта без потока, при частоте вращения $n = 950$ об./мин. Для измерений использовался вертолетный прибор аэродинамической трубы Т-1К, схема которого представлена на рис. 6.

Вертолетный прибор АДТ Т-1К имеет следующие характеристики: частота вращения вала — до 2500 об./мин; углы установки вала винта $-20^\circ \dots 20^\circ$, углы общего шага $-15^\circ \dots 15^\circ$. В качестве объекта исследований была выбрана модель четырехлопастного несущего винта диаметром 1640 мм, с параболической законцовкой лопасти (хорда лопасти 67 мм), общий вид которой представлен на рис. 7.

В соответствии с выводами, полученными при анализе импульсных откликов, для оценки влияния положения створки на измеряемые акустические сигналы были проведены две серии измерений. Для первой серии микрофоны устанавливались с открытой левой створкой акустической камеры (конфигурация 1). Микрофоны располагались на относительных расстояниях r от 1.2 до 1.8 от оси вра-

щения несущего винта с шагом 0.1 (здесь и далее $r = r/r_0$, r — расстояние до микрофонов, $r_0 = 820$ мм — радиус модели несущего винта вертолета). Для удобства интерпретации результатов измерений далее все размеры указаны относительно радиуса винта. Для второй серии экспериментов микрофоны располагались симметрично рабочей конфигурации относительно вектора скорости набегающего потока (V_∞ на рис. 6), у правой стенки акустической камеры. Обе створки акустической камеры при второй серии измерений были закрыты (конфигурация № 2). Далее рассматриваемые положения измерительной системы обозначим как "основное" и "симметричное".

Для исследования использовалась вертикальная линейка из восьми микрофонов, представленная на рис. 6. Также на рис. 6 обозначено направление вращения модели несущего винта ω . В данной статье рассмотрены измерения при нулевой скорости потока и при скорости потока $V_\infty = 10$ м/с.

Поскольку гармонические составляющие шума винта располагаются в низкочастотной части спектра, то далее будет рассматриваться диапазон частот до 150 Гц. На рис. 9 представлены примеры узкополосных спектров звукового давления модели несущего винта вертолета, измеренные в течение первой (черная кривая) и второй (светлая кривая) серий экспериментов микрофоном в плоскости вращения (нормированная координата $y = 0$ на рис. 8) в полосе частот до 150 Гц (зона работы резонаторов Гельмгольца). На этом рисунке можно выделить следующие пики:

- 1) пик на частоте 15.8 Гц. Данный пик соответствует частоте вращения модели несущего винта вертолета. Является паразитным и предположи-

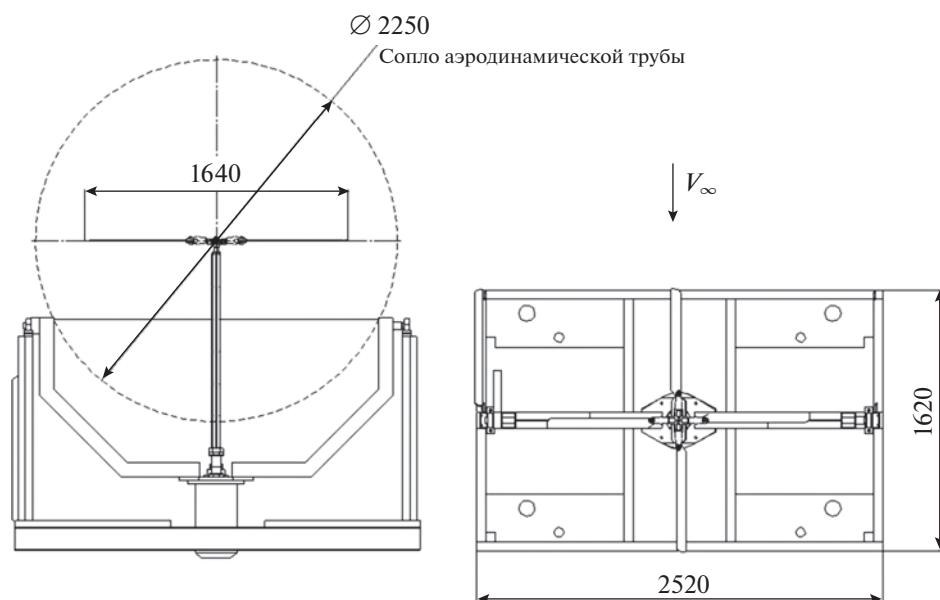


Рис. 6. Схема вертолетного прибора АДТ Т-1К.

тельно вызван вибрациями механической части вертолетного прибора;

2) пики на частотах 63.6 и 128.6 Гц. Пик на частоте 63.6 Гц представляет наибольший интерес и соответствует первой гармонике частоты следования лопастей винта, а пик на частоте 128.6 Гц кратен предыдущему пику и соответствует второй гармонике частоты следования лопасти винта.

Сравнение результатов экспериментальных данных для основного и симметричного положений измерительной системы представлены на рис. 10–11. На рис. 10а и 10б представлены выраженные в дБ измеренные зависимости суммарного уровня шума от вертикальной координаты.

На рис. 11 представлены зависимости уровней звукового давления на первой (рис. 11а) и второй гармонике (рис. 11б) шума модельного винта для основного и симметричного положений измерительной системы. Из анализа рис. 10–11 видно, что максимум акустического излучения не совпадает с плоскостью вращения лопасти $y = 0$. Это объясняется наличием угла конусности в экспериментальной установке. Способ измерить угол конусности на использованной установке в настоящее время отсутствует, хотя и ведутся работы по обеспечению данных измерений.

Из анализа графиков, представленных на рис. 12 и 13, видно, что зависимость уровня шума от вертикальной координаты для основного расположения микрофонов выглядит более гладкой для суммарного уровня шума и первой гармоники. Это связано с тем, что справа по потоку располагается приборный ящик вертолетного стенда. Несмотря на то, что при проведении измерений для

симметричного положения он был закрыт меламиновым покрытием, тем не менее, он являлся причиной паразитных отражений, которые вносили свой вклад в измеряемый уровень шума. Тем не менее, в плоскости вращения зависимости практически совпадают. Так как основные экспериментальные результаты лежат в области частот первой гармоники, то экспериментальную конфигурацию с открытой левой створкой следует признать более подходящей для данных экспериментов.

На рис. 14 представлена зависимость выраженного в дБ суммарного уровня шума от относительного расстояния между расположенным в плоскости вращения микрофоном и осью вращения. Из рис. 14 хорошо видно, что для первой серии экспериментов зависимость суммарного уровня шума от расстояния между микрофоном и осью вращения винта является более гладкой, чем для

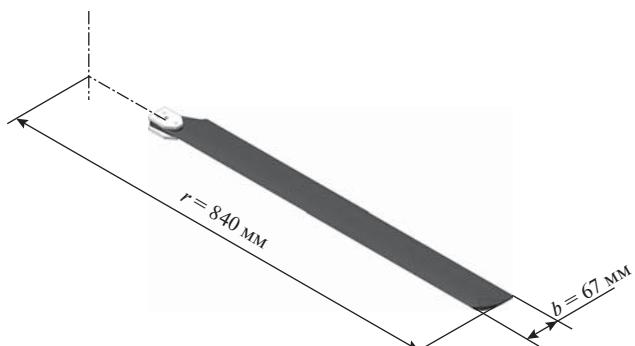


Рис. 7. Общий вид лопасти.

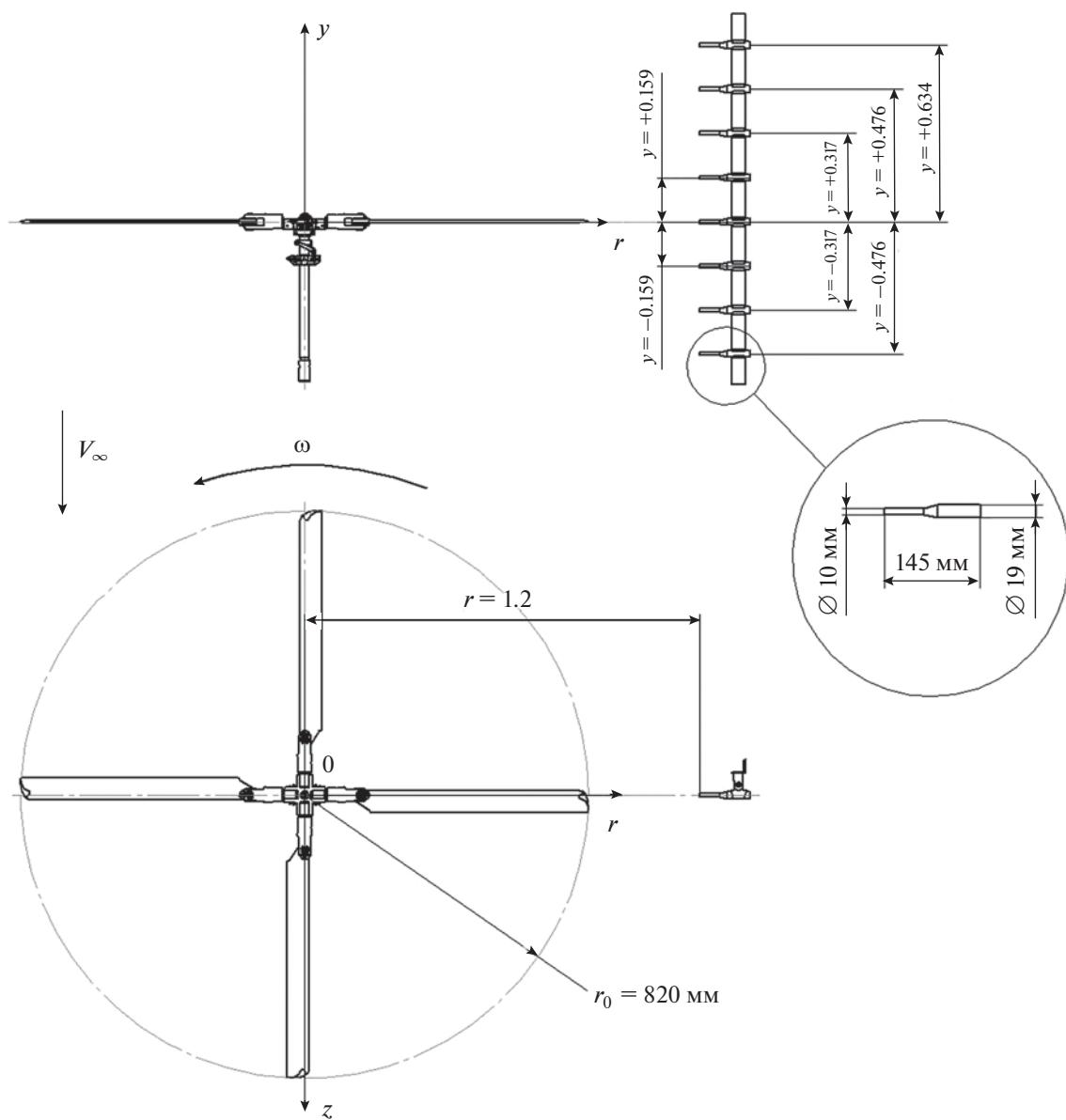
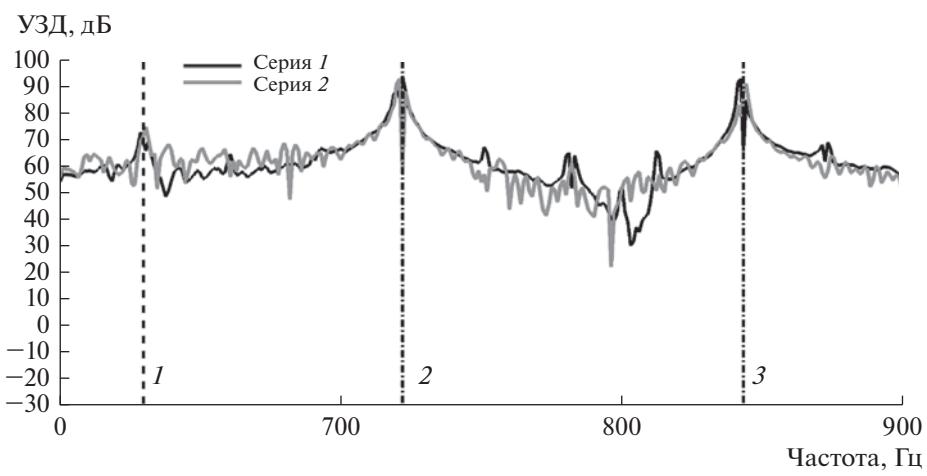


Рис. 8. Положение микрофонов при измерении шума модельного винта.

Рис. 9. Спектральные характеристики модели несущего винта вертолета при $y = 0$.

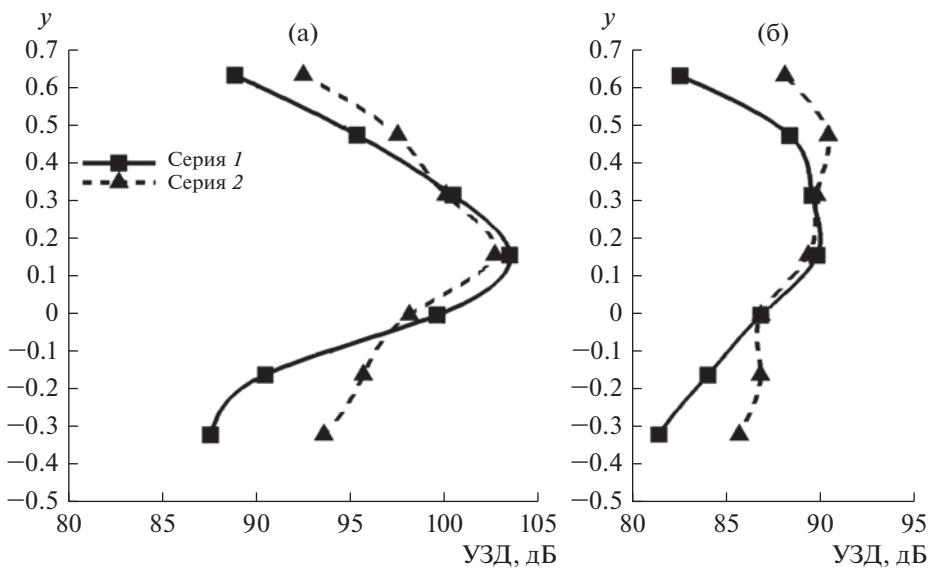


Рис. 10. Сравнение суммарного уровня шума, экспериментально измеренного в штатном и симметричном положениях. (а) – Относительный радиус $r = 1.2$, (б) – относительный радиус $r = 1.5$.

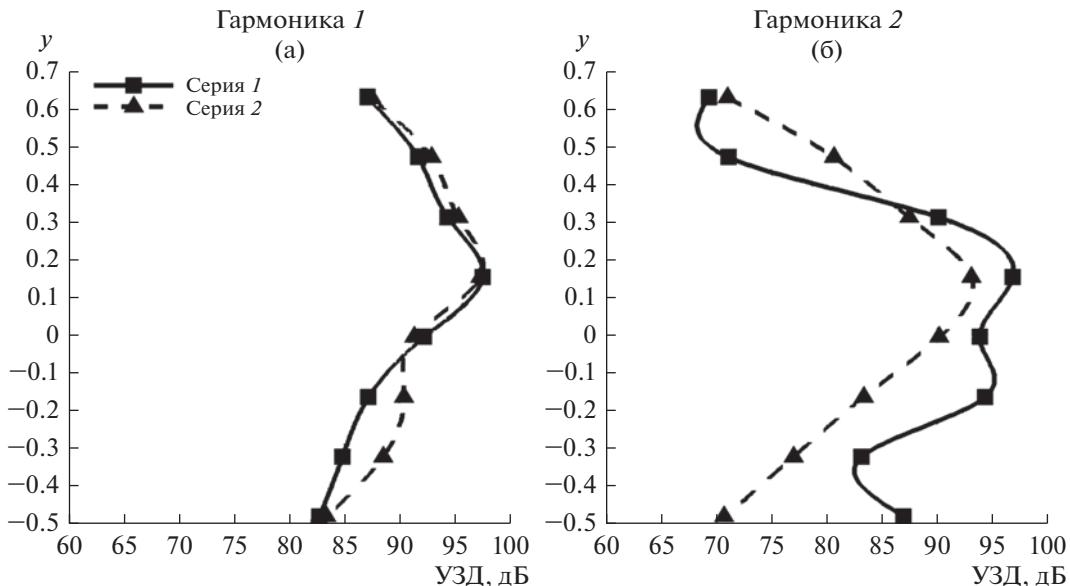


Рис. 11. Сравнение уровней звукового давления для (а) первой и (б) второй гармоник шума модельного винта, экспериментально измеренного в штатном и симметричном положениях при $r = 1.2$. (а) – Первая гармоника, (б) – вторая гармоника.

второй серии экспериментов. Зависимость на рис. 14 показывает, что в акустической камере не выполняется условие свободного звукового поля. Это связано с тем, что в акустической камере имеются два открытых торца (сопло и коллектор аэродинамической трубы), которые не могут быть закрыты звукопоглощающими экранами.

Сравнение численных и экспериментальных данных проводилось для временных разверток

сигналов, так как численно моделировались пульсации давлений, генерируемые проходящей мимо микрофона лопастью без широкополосной компоненты. На рис. 13–14 представлено сравнение экспериментальных данных и результатов численного моделирования зависимости звукового давления от времени, пунктиром обозначены значения, полученные при помощи CFD-методов, черной кривой – первая серия экспериментов, светлой – вторая серия экспериментов. Пред-

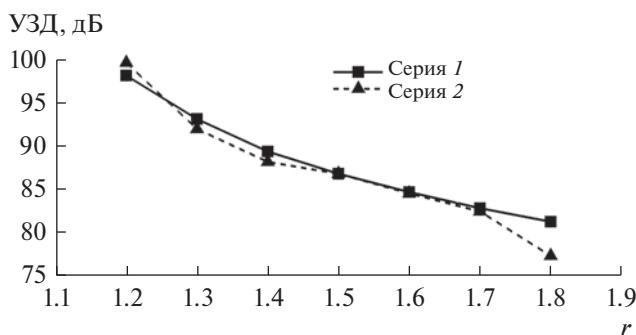


Рис. 12. Сравнение зависимости суммарного уровня шума от относительного расстояния от оси вращения для микрофона в плоскости вращения винта ($y = 0$ на рис. 8), измеренные в штатном и симметричном положениях.

ставленные на рис. 13–14 данные оптимизированы для сравнения с использованными CFD-методами расчета. Детальное обсуждение этого вопроса, а также описание использованных расчетных методов можно найти в работе [5].

На рис. 15 представлено сравнение изменения давления относительно нулевого уровня для микрофона в плоскости вращения винта при $y = 0$, $r = 1.2$, причем в качестве нулевого уровня используется уровень атмосферного давления – 110 кПа. Форма сигнала, генерируемого проходящей лопастью, отличается от синусоиды [1, 3, 4]. Следует отметить, что для данного случая (микрофон располагается в плоскости вращения винта) наблюдается наибольшее расхождение между экспериментальными и численными результатами. На рис. 14 для микрофона в плоскости вращения винта при $y = 0.476$, $r = 1.2$ представлен случай наилучшего совпадения между результатами CFD-расчета и экспериментальными данными.

Причинами несовпадения результатов расчета и экспериментальных данных, представленных на рис. 13–14, могут являться как несовершенство численных расчетов (грубая сетка), так и определенные несовершенства измерительной системы (микрофонам на основе капсюлей WM-61 присущи определенные недостатки, например, низкая чувствительность, высокий уровень шумов на выходе, хотя они и используются для научных проектов с ограниченным бюджетом). Более подробное обсуждение возможных причин расхождения экспериментальных и расчетных данных проведено в [5].

В целом, результаты, представленные рис. 13 и рис. 14, демонстрируют хорошее качественное, а при определенных положениях микрофонов и количественное совпадение экспериментальных и численных результатов определения звукового давления, что позволяет сделать вывод о том, что аэроакустическая установка АДТ Т-1К принципиально пригодна для решения задач валидации численных методов расчета акустических характеристик моделей несущих винтов вертолетов на режиме висения.

На рис. 15 показаны временные развертки сигналов микрофона, расположенного в плоскости вращения винта, рассчитанная численно и измеренная экспериментально. Скорость потока составляла 10 м/с. Как видно из рис. 15, наблюдается некоторое расхождение во временных развертках, при этом экспериментально измеренная развертка имеет несколько более сложную форму. Расхождение между развертками обусловлено комплексом причин, в том числе: вибрациями установки и несовершенством численного моделирования. В целом можно заключить, что аэроакустический измерительный комплекс на основе аэродинамической трубы Т-1К может быть пригоден к измерениям акустических характеристик моделей

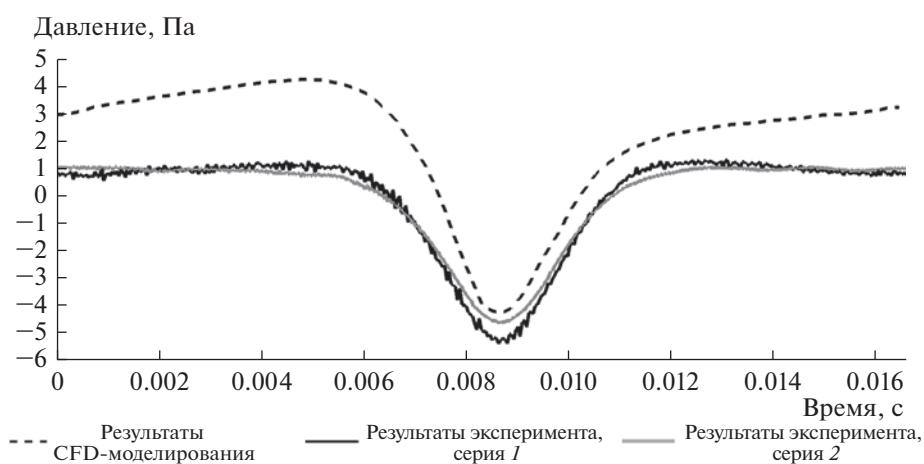


Рис. 13. Сравнение экспериментальных данных и результатов численного моделирования звукового давления (микрофон в плоскости вращения винта при $y = 0$, $r = 1.2$).

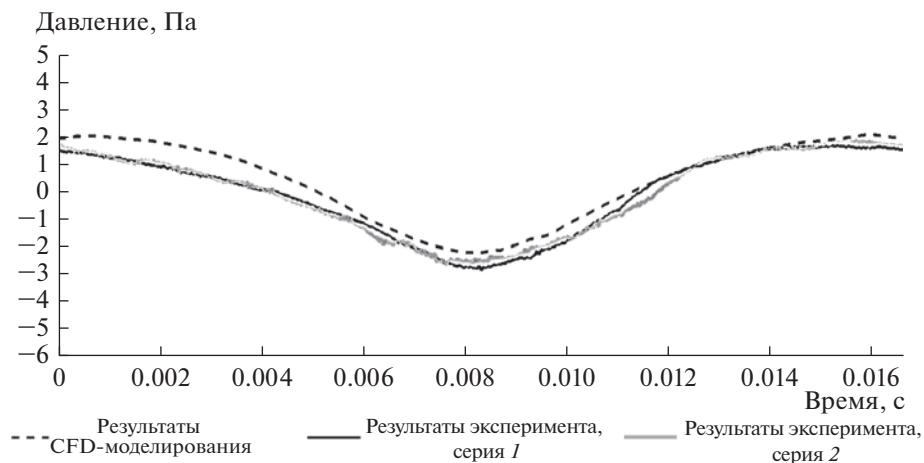


Рис. 14. Сравнение экспериментальных данных и результатов численного моделирования звукового давления (микрофон в плоскости вращения винта при $y = 0.476$, $r = 1.2$).

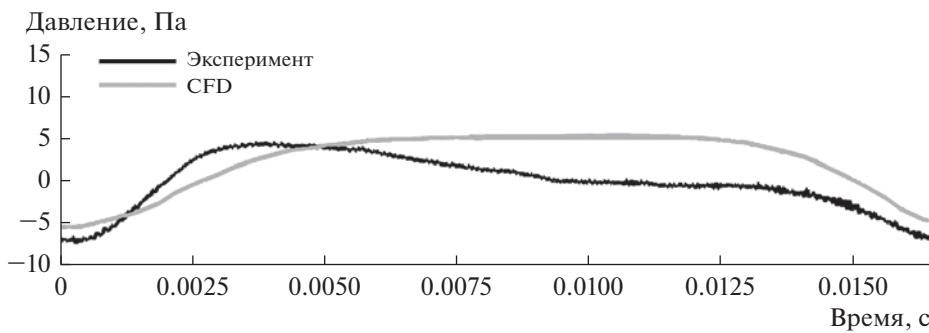


Рис. 15. Сравнение экспериментальных данных и результатов численного моделирования звукового давления (микрофон в плоскости вращения винта при $y = 0$, $r = 1.2$, $V_\infty = 10$ м/с).

винтов вертолетов на режиме косого обтекания при условии доработок. Для определения необходимых доработок нужны дальнейшие исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненные с помощью метода последовательностей максимальной длины исследования в модернизированной АДТ Т-1К с заглушенной рабочей частью, а также измерение шума модели несущего вертолетного винта в данной камере с последующим сравнением с расчетными данными, позволяют сделать вывод, что сформированная в рабочей части аэrodинамической трубы Т-1К акустическая камера пригодна для проведения аэроакустических измерений.

Использование метода последовательностей максимальной длины продемонстрировало, что применение пирамидального меламинового покрытия и резонаторов Гельмгольца позволило обеспечить уменьшение амплитуды паразитных отраженных сигналов в 6–6.5 раз относительно амплитуды прямого сигнала. Сравнительный

анализ влияния положения створок рабочей части акустической камеры показал, что измерения, проводимые с открытой левой по потоку створкой, обеспечивают приемлемое качество экспериментальных данных, пригодных для валидации численных методов.

Выполненный анализ общего уровня шума модельного винта, уровней шума на первой и второй гармониках, а также сравнительный анализ временных разверток сигналов демонстрируют, что полученные экспериментальные данные могут быть использованы для валидации численных методов расчета аэроакустических характеристик моделей вертолетных винтов на режиме висения.

Таким образом, выполненная акустическая модернизация рабочей части аэrodинамической трубы АДТ Т-1К позволяет решать задачи получения презентативных экспериментальных данных, необходимых для валидации численных методов расчета. Следовательно, при проведении акустической реконструкции существующих аэrodинамических труб малых скоростей допустимо создание стендов, пригодных как для решения задач

экспериментальной аэроакустики, так и для валидации численных методов расчета. При этом задачи исследования режимов косого обтекания нуждаются в методической проработке.

Авторы искренне благодарят В.Ф. Копьева и С.А. Михайлова за постановку задачи и обсуждение хода работ, а также сотрудников аэродинамической трубы АДТ Т-1К (Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева (КАИ)) за помощь, оказанную в постановке и проведении эксперимента.

Данная работа выполнена в рамках реализации государственного задания 9.1577.2017/4/6 “Численное и физическое моделирование аэrodинамических и аэроакустических характеристик винтокрылых несущих систем перспективных летательных аппаратов” и при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 14.628.21.0011 (универсальный идентификатор соглашения RFMEFI62818X0011).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Boxwell D.A., Schmitz F.H., Splettstoesser W.R., Schultz K.J.* Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations // NASA-TM-86007, A-9854, NAS 1.15:86007, TM-84-A-7, AD-A159471.
2. *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 винтов на открытом стенде // Акуст. журн. 2016. Т. 62. № 6. С. 725–730.
3. *Boxwell D.A., Schmitz F.H., Splettstoesser W.R. and Schultz K.J.* Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations // J. American Helicopter Society. 1987. V. 32. № 1. P. 3–12.
4. *Schmitz F.H., Greenwood E., Sickinger R.D., Gopalan G., Sim B.W.-C., Conner D.A., Moralez E., Decker W.* Measurement and characterization of helicopter noise in steady-state and maneuvering flight // In: American Helicopter Society 63rd Annual Forum. Virginia Beach, VA. May 2007.
5. *Stepanov R., Pakhov V., Bozhenko A., Batrakov A., Garipova L., Kusyutov A., Mikhaylov S., Barakos G.* Experimental and numerical study of rotor aeroacoustics // Int. J. Aeroacoustics. 2017. V. 16. № 6. P. 460–475.
6. *Шанин А.В., Валеев В.Ю.* Метод последовательностей максимальной длины в акустическом эксперименте // Акуст. журн. 2011. Т. 57. № 3. С. 420–425.
7. *Денисов С.Л., Корольков А.И.* Исследование экранирования шума с помощью метода последовательностей максимальной длины в приложении к задачам авиационной акустики // Акуст. журн. 2017. Т. 63. № 4. С. 1–17.
8. *Макашов С.Ю., Зайцев М.Ю., Денисов С.Л.* Приложение MLS-эксперимента для идентификации и возможности снижения нежелательных отражений при проведении экспериментов в аэроакустике // Материалы 5ой открытой всероссийской конференции по аэроакустике. М.: Изд-во ЦАГИ, 2017. С. 142–144.