DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.06

УДК 534.6:621.45

**Ю.В. Берсенев¹, Т.А. Вискова¹, И.В. Беляев²,
В.В. Пальчиковский¹, Р.В. Бурдаков¹**

¹ Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Россия

² Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского, Москва, Россия

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВРАЩАЮЩИХСЯ ЗВУКОВЫХ МОД В КАНАЛЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ КОЛЬЦЕВОЙ РЕШЕТКИ МИКРОФОНОВ

Знание модального состава звукового поля в воздухозаборном канале авиационного двигателя является необходимым условием разработки эффективных звукопоглощающих конструкций, обеспечивающих максимальное затухание звука при его распространении вдоль канала.

Описывается разработанная экспериментальная установка, предназначенная для генерации вращающихся звуковых мод в канале и отработки методик измерений этих мод в отсутствии потока. Экспериментальная установка включает в себя полномасштабный воздухозаборник авиационного двигателя; вращающиеся моды создаются с помощью 34 акустических драйверов JBL 2451H. Для измерения создаваемых мод в канале воздухозаборника была установлена оптимизированная кольцевая микрофонная решетка, состоящая из 100 микрофонов Brüel & Kjær 4944, и с ее помощью проведены измерения модального состава звукового поля. Эксперименты были выполнены в новой заглушенной камере Пермского национального исследовательского политехнического университета.

Показано, что кольцевая микрофонная решетка позволяет корректно идентифицировать азимутальные акустические моды и их комбинации. Проводится анализ рабочей области (частоты и диапазон номеров мод), где может применяться разработанная экспериментальная установка. По итогам испытаний данная микрофонная решетка была рекомендована для установки в канале воздухозаборника авиационного двигателя на открытом стенде для натурных испытаний.

Ключевые слова: аэроакустика, азимутальные моды, воздухозаборник, авиационный двигатель, микрофонная решетка, заглушенная камера.

**Yu.V. Bersenev¹, T.A. Viskova¹, I.V. Belyaev²,
V.V. Palchikovskiy¹, R.V. Burdakov¹**

¹ Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

² Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, Russian Federation

IDENTIFICATION OF SPINNING ACOUSTIC MODES IN AEROENGINE INLET DUCT WITH CIRCULAR MICROPHONE ARRAY

Information on the modal content of the sound field in an aeroengine inlet duct is a prerequisite for development of efficient acoustic liners that ensure maximum attenuation of sound during its propagation along the duct.

This paper describes the developed test rig for generation of spinning acoustic modes in the duct and validation of mode measurement techniques in the absence of flow. The test rig consists of the full-scale intake of an aircraft engine and 34 acoustic drivers JBL 2451H. To measure the generated modes, an optimized circular microphone array comprising 100 microphones Bruel & Kjaer 4944 was installed in the duct and the modal content of the sound field was measured. The experiments were carried out in the new anechoic chamber of Perm National Research Polytechnic University.

It is shown that the circular microphone array allows correct identification of the azimuthal acoustic modes and their combinations. An analysis of the working region (frequencies and mode number range), where the developed test rig can be applied, is provided. As a result, this microphone array has been recommended for installation on the aeroengine intake at the open test bench for full-scale tests.

Keywords: aeroacoustics, azimuthal modes, intake, aeroengine, microphone array, anechoic chamber.

Введение

Вентилятор авиационного двигателя является одним из основных источников шума современного пассажирского самолета на местности [1]. Излучение шума вентилятора из воздухозаборника в переднюю полусферу вносит существенный вклад в общий уровень шума самолета на местности, в особенности на режимах пролета и посадки [2]. Для снижения шума вентилятора каналы двигателя (рис. 1) облицовывают звукопоглощающими конструкциями (ЗПК), параметры которых выбираются таким образом, чтобы максимизировать затухание звука при его распространении вдоль канала.

Звуковое поле в каналах обычно описывается с помощью разложения по модам (азимутальным и радиальным) [3], каждая из которых имеет свои параметры затухания. Установка ЗПК в канале, т.е. изменение импеданса стенок канала, позволяет влиять на эти параметры затухания и подбирать импеданс таким образом, чтобы обеспечить эффек-

тивное затухание доминирующих мод (стоит отметить, что это условие не эквивалентно максимизации коэффициента звукопоглощения самих ЗПК). Как следствие, информация о модальном составе звукового поля является необходимым условием разработки эффективных ЗПК для авиационных двигателей.

Рис. 1. Схематичное изображение источников шума турбовентиляторного авиационного двигателя и расположения ЗПК [2]

Обзор существующих подходов к измерению модального состава в каналах авиационного двигателя можно найти, например, в работе [4]. Стоит отметить, что в настоящий момент методы измерения амплитуд мод в канале с помощью микрофонных решеток, установленных вне его [4–11], хотя и представляют собой перспективное и многообещающее направление исследований, всё еще находятся в стадии отработки. Соответственно, результаты, полученные с помощью этих методов, нуждаются в валидации по измерениям мод с помощью микрофонов, установленных в канале [12], или с помощью вращающейся решетки микрофонов [13]. В данной работе для измерения модального состава звукового поля в воздухозаборном канале авиационного двигателя был использован широко распространенный подход измерений с помощью кольцевой решетки микрофонов, установленных заподлицо с поверхностью канала (рис. 2).

Поскольку количество энергонесущих мод в канале современного авиационного двигателя велико (это в особенности справедливо для широкополосного шума), их измерение требует большого числа микрофонов (в случае равномерного расположения микрофонов по окружности число микрофонов должно превышать число измеряемых мод).

Количество микрофонов можно несколько снизить, если располагать их неравномерно, в точках, определенных в соответствии с процедурой оптимизации [12].

Рис. 2. Расположение микрофонной решетки в воздухоборнике двигателя для определения модального состава шума

Перед установкой разработанной микрофонной решетки на авиационный двигатель ее работоспособность нужно проверить в контролируемом эксперименте, где с помощью микрофонной решетки проводятся измерения искусственно создаваемых мод в канале. Как следствие, помимо разработки микрофонной решетки необходимо решить задачу разработки генератора вращающихся звуковых мод.

В настоящей работе описывается разработка кольцевой микрофонной решетки для измерения модального состава звукового поля, разработка генератора вращающихся звуковых мод для испытаний микрофонной решетки и результаты проведения этих испытаний.

Разработка кольцевой решетки микрофонов

Пусть микрофоны располагаются внутри цилиндрического канала, заподлицо на стенке, вдоль окружности (стационарная кольцевая решетка, см. рис. 2). При любой заданной частоте из-за периодичности азимутального угла изменение комплексного звукового давления вдоль кольца может быть представлено в виде ряда дискретных гармоник:

$$p(\theta) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} P_m e^{-im\theta}, \quad (1)$$

где θ – азимутальный угол; P_m – вклад азимутальной гармоники. По N микрофонам с координатами θ_n , $n = 1, 2, \dots, N$, можно определить азимутальную гармонику $\tilde{P}_m$ как

$$\tilde{P}_m = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N p(\theta_n) e^{im\theta_n}. \quad (2)$$

Таким образом, задача состоит в отыскании таких θ_n , которые минимизируют разницу между $\tilde{P}_m$ и P_m . При этом считается, что $P_m = 0$ для $m < -M$ и $m > M$, где M – максимальное число мод, которые предполагается измерить. Решение данной задачи в общем случае зависит от гармонического состава истинного источника звука P_m .

Для решения задачи в более широком смысле будет рассмотрен набор звуковых полей, в каждом из которых только один коэффициент P_m отличен от нуля. Для каждого из таких полей минимизируется невязка между $\tilde{P}_m$ и P_m . Согласно формуле (1) поле с одной азимутальной гармоникой μ и амплитудой, равной единице, имеет вид

$$p_\mu(\theta) = e^{-i\mu\theta}.$$

Оценка азимутальных гармоник согласно выражению (2) даст следующее значение звукового поля:

$$\tilde{P}_m^{(\mu)} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N e^{-i\mu\theta_n} \cdot e^{im\theta_n} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N e^{i(m-\mu)\theta_n} = W_{m-\mu}(\boldsymbol{\theta}), \quad (3)$$

где ряд

$$W_v(\boldsymbol{\theta}) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N e^{iv\theta_n} \quad (4)$$

назовем направленностью решетки, а $\boldsymbol{\theta}$ – вектор из угловых координат θ_n микрофонов. В идеале выражение (4) должно давать

$$W_v = \delta_v = \begin{cases} 1 & \text{для } v = 0 \quad (m = \mu), \\ 0 & \text{для } v \neq 0 \quad (m \neq \mu). \end{cases} \quad (5)$$

На основании выражения (3) видим, что условие (5) выполняется точно при $v = 0$, т.е. когда $m = \mu$, независимо от положений микрофона θ_n . Таким образом, для оптимизации геометрии решетки необходимо минимизировать амплитуды W_v для $v \neq 0$, связанных с просачиванием энергии. Поскольку $W_{-v} = W_v^*$ (верхний индекс * означает комплексное сопряжение), это эквивалентно минимизации $|W_v|$

для $1 \leq v \leq 2M$. Верхний предел $2M$ обусловлен тем, что $-2M \leq m - \mu \leq 2M$.

Чтобы понять значимость направленности решетки W_v , подставим выражение (2) в формулу (1) и получим общий отклик решетки на звуковое поле:

$$\tilde{P}_m = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \left[\sum_{\mu=-\infty}^{\infty} P_{\mu} e^{-j\mu\theta_n} \right] e^{jm\theta_n} = \sum_{\mu=-\infty}^{\infty} P_{\mu} \left[\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N e^{j(m-\mu)\theta_n} \right] = \sum_{\mu=-\infty}^{\infty} P_{\mu} W_{m-\mu}.$$

Данное выражение показывает, что гармоники $\tilde{P}_m$, обусловленные всей решеткой, будут равны истинным гармоникам P_m , свернутым (операция свертки) с направленностью решетки W_v .

Как было сказано выше, необходимо минимизировать амплитуду направленности решетки W_v для $1 \leq v \leq 2M$, или, что удобнее, минимизировать квадрат амплитуды:

$$F_v(\theta) = |W_v(\theta)|^2 = W_v^* W_v, \quad v = 1, 2, \dots, 2M.$$

С этой целью можно использовать различные методы минимизации функционалов. В частности, минимизировать моды, возникающие из-за просачивания энергии, можно с помощью минимаксной оптимизации при итерационном решении задачи:

$$\begin{aligned} \underset{\theta}{\text{Minimize}} \quad & F_{\max}(\theta) = \underset{1 \leq v \leq 2M}{\text{Max}} \{F_v(\theta)\} \\ \text{при} \quad & \theta_{n+1} \geq \theta_n + \Delta\theta, \quad n = 1, 2, \dots, N-1, \\ & \theta_1 + 2\pi \geq \theta_n + \Delta\theta. \end{aligned}$$

Здесь $\Delta\theta$ – минимальное угловое расстояние между микрофонами. Для вычисления градиента функции можно при этом использовать следующее аналитическое выражение:

$$\frac{\partial F_v(\theta)}{\partial \theta_n} = \frac{-2v}{N} \text{Im} \left\{ e^{jv\theta_n} \tilde{P}_v^{(0)*} \right\}. \quad (6)$$

Другим возможным методом является метод наименьших квадратов. Поскольку функция F_v уже представляет собой квадратичную функцию, сумма квадратов является просто суммой функций F_v . Та-

ким образом, оптимизация методом наименьших квадратов означает, что сумма

$$F(\theta) = \frac{1}{2M} \sum_{v=1}^{2M} F_v(\theta) \quad (7)$$

минимизируется путем решения

$$\begin{aligned} & \underset{\theta}{\text{Minimize}} && F(\theta) \\ & \text{при} && \theta_{n+1} \geq \theta_n + \Delta\theta, \quad n = 1, 2, \dots, N-1, \\ & && \theta_1 + 2\pi \geq \theta_n + \Delta\theta \end{aligned}$$

с помощью итеративного решателя метода наименьших квадратов. Градиенты функции F легко получить аналитически из выражений (6), (7).

В результате, при заданном числе микрофонов N и числе измеряемых мод M , описанная процедура позволяет определить оптимальное расположение микрофонов в кольцевой решетке $\{\theta_n\}$, которое минимизирует ошибки измерения амплитуд азимутальных мод в цилиндрическом канале, связанные с ограниченностью числа используемых микрофонов.

Для проведения измерений модального состава шума в воздухозаборнике авиационного двигателя были сформулированы следующие требования к микрофонной решетке:

- кольцевая микрофонная решетка для стыковки с воздухозаборником имеет диаметр 1,783 м;
- микрофонная решетка должна иметь способность определять азимутальные моды с номером от -72 до $+72$;
- в решетке располагается 100 микрофонов при расстоянии между ними не более 2,5 см;
- необходимый динамический диапазон решетки должен составлять не менее 10 дБ.

Последнее требование означает, что ложные гармоники, возникающие из-за эффекта просачивания энергии, должны быть не менее чем на 10 дБ меньше уровня реальной гармоники.

Используя 100 микрофонов, равномерно расположенных вдоль окружности, можно определить азимутальные моды в диапазоне $-50 \dots +50$. Наличие же в звуковом поле гармоник более высоких по-

рядков приводит к алиайзингу (боковые лепестки становятся сопоставимыми с главным). Таким образом, возникает задача сконструировать пространственную микрофонную решетку с нерегулярным расположением микрофонов, которая сможет распознавать гармоники в заданном диапазоне, при этом гармоники, возникающие из-за просачивания энергии, должны быть по крайней мере на 10 дБ меньше реальной гармоники.

В соответствии с описанной выше процедурой оптимизации был проведен поиск оптимального расположения микрофонов в кольцевой решетке с помощью различных методов минимизации. По итогам проведенного исследования был сделан вывод, что минимаксная оптимизация решетки дает наилучшие результаты (рис. 3).

Рис. 3. Оптимизированная решетка микрофонов: *a* – расположение микрофонов; *б* – спектр F_v (дБ). Максимальный боковой лепесток в исследуемом диапазоне равен -23,5 дБ

Таким образом, для кольцевой решетки, создаваемой в рамках данной работы, было предложено расположение микрофонов, полученное с помощью минимаксной оптимизации и представленное на рис. 3, *a*.

Разработка генератора вращающихся мод

Перед тем как разработанная микрофонная решетка будет установлена на авиационном двигателе, ее работоспособность должна быть проверена в контролируемом эксперименте. С этой целью в рамках

данного исследования был разработан генератор вращающихся мод на основе полномасштабного воздухозаборника авиационного двигателя.

Полученная установка для генерации вращающихся мод состоит из трех основных частей: 1 – канал для распространения мод; 2 – платформа; 3 – генератор звука (рис. 4).

Рис. 4. Схема установки для генерации вращающихся мод

В качестве канала, по которому распространяются звуковые моды, использовался воздухозаборник авиационного двигателя ПС-90А. Диаметр цилиндрической части воздухозаборника равен 2 м, высота 1,2 м. Масса воздухозаборника составляет 450 кг.

Другой важной частью установки является подвижная платформа, которая одновременно позволяет разместить на одной ее стороне тяжелый воздухозаборник и систему источников звука – на обратной стороне. Платформа изготовлена из четырех листов фанеры толщиной 21 мм, уложенных в два слоя, слои повернуты друг относительно друга на 90°. Габариты платформы – 2×2 м. По углам платформы установлены поворотные колеса – так, чтобы они не попадали в область воздухозаборника. По окружности внутреннего контура воздухозаборника в платформе на равном расстоянии друг от друга сделаны 34 отверстия диаметром 40 мм, через которые в канал излучается звук.

Система источников звука состоит из 34 драйверов JBL 2451H, позволяющих генерировать звуковой сигнал в частотном диапазоне до 25,6 кГц, с уровнями звукового давления до 160 дБ. Драйверы закреплены под платформой соосно с отверстиями. Генерация сигналов выполняется программно в специализированном программном обеспечении PULSE Labshop. Генерируемый сигнал усиливается через двухканальные усилители мощности B&K 2716 и подается на драйверы. Задавая разность фаз между драйверами, можно обеспечивать создание отдельных вращающихся мод в канале и их комбинаций.

Экспериментальные исследования проводились в заглушенной камере лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа Пермского национального исследовательского политехнического

университета (рис. 5). Звукопоглощающее покрытие камеры состоит из клиньев из базальтового супертонкого волокна, облицованных акустически прозрачной стеклотканью [14]. Клинья собраны в блоки по пять штук, размерами 1×1 м в основании и высотой 0,8 м. Размеры самой камеры (длина 10 м, ширина 6,7 м, высота 5 м), а также жесткий пол позволяют размещать в ней габаритные и тяжелые установки.

Рис. 5. Общий вид воздухозаборника, установленного в заглушенной камере ПНИПУ

Перед началом испытаний была проведена калибровка генератора вращающихся мод. Для обеспечения одинакового уровня звукового давления на всех 34 источниках звука предварительно проводилось их выравнивание. Для этого использовался контрольный микрофон типа V&K 4944-W-008, установленный в центре воздухозаборника (рис. 6). На каждый динамик задавалось напряжение, обеспечивающее уровень звукового давления на выходе $(124 \pm 0,5)$ дБ. В качестве задаваемого сигнала для настройки источников по уровню задавался белый шум. Общий уровень сигнала оценивался по всему диапазону частот (25,6 кГц).

Рис. 6. Настройка уровня источников звука

В результате была создана экспериментальная установка, позволяющая создавать вращающиеся моды в воздухозаборном канале авиационного двигателя. Эти моды затем измерялись кольцевой микрофонной решеткой с целью демонстрации работоспособности системы.

Измерения создаваемых мод с помощью микрофонной решетки

Синхронные сигналы с микрофонов регистрировались и обрабатывались системой Bruel & Kjaer PULSE. Для получения азимутальных мод из измерений решетки использовался метод взаимных корреляций с базовым сигналом [15], который может быть сформулирован следующим образом.

Пусть цилиндрическая система координат (r, θ, x) связана с осью цилиндрического канала; N -микрофонная решетка расположена в $x = x_0$ и имеет радиус $r = r_0$, угловая координата n -го микрофона θ_n . Преобразование Фурье по времени уровней давления в точках измерения дает

$$p(x_0, r_0, \theta_n, t) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} P_k(\theta_n) e^{i2\pi f_k t},$$

где $f_k = k/T$, T – длина временной реализации. Для заданной частоты f_k комплексный коэффициент $P_k(\theta_n)$ вычисляется с помощью функции частотного отклика H_1 между базовым микрофоном 1 и микрофоном n :

$$P_k(\theta_n) = H_1^{(n)}(f_k) = \frac{G_{1n}(f_k)}{G_{11}(f_k)}.$$

Здесь G_{1n} – взаимный спектр для микрофонов 1 и n , усредненный по числу временных реализаций; G_{11} – усредненный автоспектр для базового микрофона 1.

Пусть $P_k(\theta_n)$ дальше раскладывается в ряд Фурье по θ :

$$P_k(\theta_n) = \sum_{m=-\infty}^{+\infty} \tilde{P}_m e^{-im\theta_n},$$

где m – порядок азимутальной моды и $\tilde{P}_m$ – амплитуда m -й азимутальной моды. Амплитуды мод $\tilde{P}_m$ могут, таким образом, быть получены из $P_k(\theta_n)$ с помощью

$$\tilde{P}_m = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N P_k(\theta_n) e^{im\theta_n}.$$

Набор коэффициентов $\tilde{P}_m$ составляет азимутальную структуру звукового поля для заданной частоты f_k и является основной целью измерений. Определение радиальных мод в данной работе не выполнялось.

При проведении тестовых работ задавались одиночные моды с номерами от 0 до 35 на частотах 500, 630, 800, 1000, 1250, 1600 Гц и различные комбинации мод на частотах 1000, 1600, 2000, 2500 Гц. Примеры результатов измерений (амплитуды азимутальных мод в диапазоне от $m = -30$ до $m = +30$) представлены на рис. 7, 8.

Из рисунков видно, что хорошо генерируются моды с небольшими номерами. Для мод с большими номерами возникает генерация дополнительных мод, что, вероятно, вызвано погрешностями изготовления генератора мод и расположением центров выходного отверстия излучателей звука на расстоянии ~60 мм от стенки воздухосборника, в результате чего возникает сложная интерференционная картина звукового поля в воздухосборнике. Как следствие, разработанный генератор позволяет создавать вращающиеся звуковые моды в воздухосборном канале для ограниченного диапазона номеров мод: на частоте 500 Гц до ± 7 моды, на 630 Гц до ± 9 моды, на 800 Гц до ± 12 моды, на 1000 Гц до ± 15 моды, на 1250 Гц до ± 13 моды, на 1600 Гц до ± 7 моды.

В дальнейшем следует оптимизировать расположение источников при модернизации установки для проведения испытаний ЗПК с источником звука различного модального состава.

a

б

Рис. 7. Результаты измерений для сгенерированной моды $m = +3$ на частоте: *a* – 800 Гц; *б* – 1000 Гц

а *б*

Рис. 8. Результаты измерений: *а* – на частоте 1000 Гц для сгенерированной моды $m = +17$; *б* – на частоте 1600 Гц для сгенерированной моды $m = +7$

В целом 34-канальный генератор мод позволяет проводить тестирование методики измерения модального состава шума вентилятора, а кольцевая 100-микрофонная решетка корректно измеряет модальный состав звукового поля. По результатам выполненных работ было рекомендовано провести измерения модального состава шума вентилятора на натурном двигателе.

Заключение

Была разработана экспериментальная установка, предназначенная для генерации вращающихся звуковых мод в канале и отработки методик измерений этих мод. Экспериментальная установка включает в себя полномасштабный воздухозаборник авиационного двигателя; вращающиеся моды создаются с помощью 34 акустических драйверов JBL 2451H. Для измерения создаваемых мод в канале воздухозаборника была установлена оптимизированная кольцевая микрофонная решетка, состоящая из 100 микрофонов Brüel & Kjær 4944, и с ее помощью проведены измерения модального состава звукового поля. Эксперименты были выполнены в новой заглушенной камере Пермского национального исследовательского политехнического университета.

Показано, что кольцевая микрофонная решетка позволяет корректно идентифицировать азимутальные акустические моды и их комбинации. Был выполнен анализ рабочей области (частоты и диапазон номеров мод), где может применяться разработанная экспериментальная установка, и предложены меры по ее улучшению.

По итогам испытаний микрофонная решетка была рекомендована для установки в канале воздухозаборника авиационного двигателя на открытом стенде для натурных испытаний.

Авторы выражают благодарность Йоргену Хальду (Brüel & Kjær, Дания) за помощь в разработке кольцевой микрофонной решетки.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Правительства РФ по договору № 14.Z50.31.0032.

Библиографический список

1. Peak N., Parry A.B. Modern challenges facing turbomachinery aeroacoustics // Ann. Rev. Fluid Mech. – 2012. – Vol. 44. – P. 227–248.
2. Astley R.J. Propulsion system noise: Turbomachinery // Encyclopedia of Aerospace Engineering. – Hoboken: John Wiley & Sons, 2010.
3. Rienstra S.W. Fundamentals of duct acoustics // VKI Lecture Notes Series / Von Karman Institute. – Sint-Genesius-Rode, 2015.
4. Русаков С.М., Синер А.А., Усанин А.М. Методика анализа шума лопаточных машин на основе численной модели распространения // Ученые записки ЦАГИ. – 2012. – Т. 43, № 4. – С. 83–94.

5. Inlet mode measurements with an inflow control device microphone array / J.H. Lan, W. John, J.W. Premo, D.L. Sutliff // AIAA. – 2002. – Paper 2002–2563.

6. Farassat F., Nark D.M., Thomas R.H. The detection of radiated modes from ducted fan engines // AIAA. – 2001. – Paper 2001–2138.

7. Holste F. An equivalent source method for calculation of the sound radiated from aircraft engines // Journal of Sound and Vibration. – 1997. – Vol. 203, № 4. – P. 667–695.

8. Castres F.O., Joseph P.F. Experimental investigation of an inversion technique for the determination of broadband duct mode amplitudes by the use of near-field sensor arrays // J. Acoust. Soc. Am. – 2007. – Vol. 122, № 2. – P. 848–859.

9. Lewy S. Numerical inverse method predicting acoustic spinning modes radiated by a ducted fan from free-field test data // J. Acoust. Soc. Am. – 2008. – Vol. 124, № 1. – P. 247–256.

10. Koch L.D. An experimental study of fan inflow distortion tone noise // AIAA. – 2009. – Paper 2009–3290.

11. Применение метода плоского бимформинга к идентификации вращающихся звуковых мод / Ю.В. Берсенев, Т.А. Вискова, И.В. Беляев, В.В. Пальчиковский, О.Ю. Кустов, В.В. Ершов, Р.В. Бурдаков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2016. – № 1. – С. 26–38.

12. Rademaker E.R., Sijtsma P., Tester B.J. Mode detection with an optimized array in a model turbofan engine intake at varying shaft speeds // AIAA. – 2001. – Paper 2001–2181.

13. Sutliff D.L. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake // Int. J. Aeroacoustics. – 2007. – Vol. 6, № 2. – P. 147–170.

14. Экспериментальное исследование звукопоглощения акустических клиньев для заглушенных камер / И.В. Беляев, А.Ю. Голубев, А.Я. Зверев, С.Ю. Макашов, В.В. Пальчиковский, А.Ф. Соболев, В.В. Черных // Акустический журнал. – 2015. – Т. 61, № 5. – С. 636–644.

15. Sijtsma P., Zillmann J. In-duct and far-field mode detection techniques for engine exhaust noise measurements // AIAA. – 2007. – Paper 2007–3439.

References

1. Peak N., Parry A.B. Modern challenges facing turbomachinery aeroacoustics. *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 2012, vol. 44, pp. 227-248.
2. Astley R.J. Propulsion system noise: Turbomachinery. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*. Hoboken: John Wiley & Sons, 2010.
3. Rienstra S.W. Fundamentals of duct acoustics. *VKI Lecture Notes Series*. Sint-Genesius-Rode: Von Karman Institute, 2015.
4. Rusakov S.M., Siner A.A., Usanin A.M. Methodology for turbomachinery noise analysis based on a numerical model of propagation. *TsAGI Science Journal*, 2012, vol. 43, no. 4, pp. 515-531.
5. Lan J.H., John W., Premo J.W., Sutliff D.L. Inlet mode measurements with an inflow control device microphone array. *AIAA*, 2002, Paper 2002-2563.
6. Farassat F., Nark D.M., Thomas R.H. The detection of radiated modes from ducted fan engines. *AIAA*, 2001, Paper 2001-2138.
7. Holste F. An equivalent source method for calculation of the sound radiated from aircraft engines. *Journal of Sound and Vibration*, 1997, vol. 203, no. 4, pp. 667-695.
8. Castres F.O., Joseph P.F. Experimental investigation of an inversion technique for the determination of broadband duct mode amplitudes by the use of near-field sensor arrays. *J. Acoust. Soc. Am.*, 2007, vol. 122, no. 2, pp. 848-859.
9. Lewy S. Numerical inverse method predicting acoustic spinning modes radiated by a ducted fan from free-field test data. *J. Acoust. Soc. Am.*, 2008, vol. 124, no. 1, pp. 247-256.
10. Koch L.D. An experimental study of fan inflow distortion tone noise. *AIAA*, 2009, Paper 2009-3290.
11. Bersenev Yu.V., Viskova T.A., Belyaev I.V., Palchikovskiy V.V., Kustov O.Yu., Ershov V.V., Burdakov R.V. Primenenie metoda ploskogo bimforminga k identifikatsii vrashchayushchikhsya zvukovykh mod [Application of planar beamforming method to identification of spinning acoustic modes]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politechnicheskogo universiteta. Mekhanika*, 2016, no. 1, pp. 26-38.
12. Rademaker E.R., Sijtsma P., Tester B.J. Mode detection with an optimized array in a model turbofan engine intake at varying shaft speeds. *AIAA*, 2001, Paper 2001-2181.

13. Sutliff D.L. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake. *Int. J. Aeroacoustics*, 2007, vol. 6, no. 2, pp. 147-170.

14. Belyaev I.V., Golubev A.Yu., Zverev A.Ya., Makashov S.Yu., Palchikovskiy V.V., Sobolev A.F., Chernykh V.V. Experimental investigation of sound absorption of acoustic wedges for anechoic chambers. *Acoustical Physics*, 2015, vol. 61, no. 5, pp. 606-614.

15. Sijtsma P., Zillmann J. In-duct and far-field mode detection techniques for engine exhaust noise measurements. *AIAA*, 2007, Paper 2007-3439.

Об авторах

Берсенеv Юлий Владимирович (Пермь, Россия) – ведущий инженер лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: bersenev@avid.ru).

Вискова Татьяна Александровна (Пермь, Россия) – инженер лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: fadeeva-ta@avid.ru).

Беляев Иван Валентинович (Москва, Россия) – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник акустического отделения (НИО-9) Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н.Е. Жуковского (105005, г. Москва, ул. Радио, д. 17, e-mail: aeroacoustics@tsagi.ru).

Пальчиковский Вадим Вадимович (Пермь, Россия) – старший преподаватель кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: vvpal@bk.ru).

Бурдаков Руслан Вячеславович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы», младший научный сотрудник лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: ruslan.burdakof@yandex.ru).

About the authors

Yuliy V. Bersenev (Perm, Russian Federation) – Lead Engineer, Laboratory of Noise Generation Mechanisms and Modal Analysis, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: bersenev@avid.ru).

Tatyana A. Viskova (Perm, Russian Federation) – Engineer, Laboratory of Noise Generation Mechanisms and Modal Analysis, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: fadeeva-ta@avid.ru).

Ivan V. Belyaev (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Physical and Mathematical Sciences, Leading Researcher, Acoustic Department, Central Aerohydrodynamic Institute (17, Radios st., Moscow, 105005, Russian Federation, e-mail: aeroacoustics@tsagi.ru).

Vadim V. Palchikovskiy (Perm, Russian Federation) – Senior Lecturer, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: vvpal@bk.ru).

Ruslan V. Burdakov (Perm, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Junior Researcher, Laboratory of Noise Generation Mechanisms and Modal Analysis, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: ruslan.burdakof@yandex.ru).

Получено 04.04.2016