

Берсенеv Ю.В., Вискова Т.А., Беляев И.В., Пальчиковский В.В., Кустов О.Ю., Ершов В.В., Бурдаков Р.В. Применение метода плоского бимформинга к идентификации вращающихся звуковых мод // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2016. – № 1. – С. 26–38. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.1.02

Bersenev Yu.V., Viskova T.A., Belyaev I.V., Palchikovskiy V.V., Kustov O.Yu., Ershov V.V., Burdakov R.V. Application of planar beamforming method to identification of spinning acoustic modes. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2016. No. 1. Pp. 26-38. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.1.02



ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 1, 2016

PNRPU MECHANICS BULLETIN

<http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/>



DOI 10.15593/perm.mech/2016.1.02

УДК 534.2:534.6

## ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ПЛОСКОГО БИМФОРМИНГА К ИДЕНТИФИКАЦИИ ВРАЩАЮЩИХСЯ ЗВУКОВЫХ МОД

Ю.В. Берсенеv<sup>1</sup>, Т.А. Вискова<sup>1</sup>, И.В. Беляев<sup>2</sup>, В.В. Пальчиковский<sup>3</sup>,  
О.Ю. Кустов<sup>3</sup>, В.В. Ершов<sup>3</sup>, Р.В. Бурдаков<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

<sup>2</sup> Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
Москва, Россия

<sup>3</sup> Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

### О СТАТЬЕ

Получена: 22 октября 2015 г.  
Принята: 12 февраля 2016 г.  
Опубликована: 30 марта 2016 г.

#### Ключевые слова:

звукопоглощающая конструкция,  
авиационный двигатель,  
воздухозаборник, вращающиеся  
моды, микрофонная антенна,  
бимформинг, экспериментальные  
исследования

### АННОТАЦИЯ

Геометрические и механические параметры многослойных панелей, используемых как звукопоглощающие конструкции в каналах авиационного двигателя, определяются требованиями к акустическому импедансу этих конструкций. Данные требования формулируются на основе анализа распространения звуковых мод в каналах, в частности в канале воздухозаборника. Как следствие, знание модального состава звукового поля в канале воздухозаборника авиационного двигателя является необходимым при выборе геометрических и механических параметров (толщина слоев, размер и форма ячеек, процент перфорации, материал конструкций и заполнителя, тип клея и т.д.) звукопоглощающих конструкций.

Экспериментальное определение модального состава может производиться с помощью микрофонной решетки, установленной внутри канала или вне него. В данной работе для измерения вращающихся звуковых мод применялась плоская решетка микрофонов, расположенная вне канала воздухозаборника, а полученные

© Берсенеv Юлий Владимирович – ведущий конструктор, e-mail: bersenev@avid.ru  
Вискова Татьяна Александровна – инженер, e-mail: fadeeva-ta@avid.ru  
Беляев Иван Валентинович – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, e-mail: aeroacoustics@tsagi.ru  
Пальчиковский Вадим Вадимович – старший преподаватель, e-mail: vvpal@bk.ru  
Кустов Олег Юрьевич – инженер, e-mail: kustovou@yandex.ru  
Ершов Виктор Валерьевич – техник, e-mail: er.vittore@gmail.com  
Бурдаков Руслан Вячеславович – инженер

Yuliy V. Bersenev – Leading Designer, e-mail: bersenev@avid.ru  
Tatiana A. Viskova – Engineer, e-mail: fadeeva-ta@avid.ru  
Ivan V. Belyaev – Ph.D. in Physical and Mathematical Sciences, Leading Research Scientist, e-mail: aeroacoustics@tsagi.ru  
Vadim V. Palchikovskiy – Assistant Professor, e-mail: vvpal@bk.ru  
Oleg Yu. Kustov – Engineer, e-mail: kustovou@yandex.ru  
Viktor V. Ershov – Technician of Laboratory, e-mail: er.vittore@gmail.com  
Ruslan V. Burdakov – Engineer

данные обрабатывались с помощью метода бимформинга. Вращающиеся моды создавались на специально разработанном генераторе мод на основе воздухозаборника авиационного двигателя ПС-90; звук создавался с помощью 34 акустических драйверов JBL 2451H, расположенных по окружности в основании установки. При проведении испытаний поток отсутствовал. Эксперименты были выполнены в новой заглушенной камере лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа Пермского национального исследовательского политехнического университета.

Результаты испытаний показали, что метод плоского бимформинга локализует вращающуюся звуковую моду в точке, положение которой зависит от номера моды (это явление во многом аналогично результатам применения метода плоского бимформинга к шуму винта или открытого ротора). Был сделан вывод, что измерения вращающихся мод, излучаемых из воздухозаборника, с помощью метода бимформинга в принципе позволяют определить модальный состав шума в канале, но практическая реализуемость этого метода для натурального авиационного двигателя требует специального исследования. Факт локализации вращающейся моды в точке необходимо учитывать при анализе источников шума авиационного двигателя, измеренных с помощью метода бимформинга.

© ПНИПУ

## APPLICATION OF PLANAR BEAMFORMING METHOD TO IDENTIFICATION OF SPINNING ACOUSTIC MODES

Yu.V. Bersenev<sup>1</sup>, T.A. Viskova<sup>1</sup>, I.V. Belyaev<sup>2</sup>, V.V. Palchikovskiy<sup>3</sup>,  
O.Yu. Kustov<sup>3</sup>, V.V. Ershov<sup>3</sup>, R.V. Burdakov<sup>1</sup>

<sup>1</sup> OJSC Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

<sup>2</sup> Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Moscow, Russian Federation

<sup>3</sup> Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

### ARTICLE INFO

Received: 22 October 2015  
Accepted: 12 February 2016  
Published: 30 March 2016

#### Keywords:

liner, aircraft engine, inlet, spinning modes, microphone array, beamforming, experimental research

### ABSTRACT

Geometrical and mechanical parameters of multi-layer panels used as sound-absorbing liners in the ducts of aircraft engines are determined by acoustic impedance requirements of the liners. The requirements are stated based on the analysis of sound modes propagation in ducts and in particular in the inlet. Therefore, knowledge of the sound field modal structure in an intake duct is essential for the choice of geometrical and mechanical parameters (depth of layers, dimensions and forms of honeycomb chambers, percent open area, material of construction and core, type of glue and etc.) of sound-absorbing liners.

Experimental determination of the modal structure can be made with a microphone array mounted inside or outside the duct. In the present work, a planar microphone array placed outside the inlet duct has been used for measuring spinning acoustic modes, and the obtained data was processed with the beamforming method. Spinning modes were produced by a special generator based on the inlet of PS-90 turbofan engine. Sound was generated by 34 acoustic drivers JBL 2451H placed around the circumference under the test rig. Tests were carried out without flow. Experimental investigations were performed in the brand new anechoic chamber of Perm National Research Polytechnic University.

The measurement results show that planar beamforming method locates a spinning mode at a point, which position depends on the mode number (this phenomenon is similar to the results obtained with planar beamforming method for propeller or open rotor noise). The conclusion has been made that measurements with planar beamforming method of spinning modes radiated from an inlet allow, in principle, determining noise modal structure in the duct but practical implementation of the method for real aircraft engines requires special research. Localization of spinning modes at a point has to be taken into account in the analysis of aircraft engine noise sources measured with beamforming method.

© PNRPU

## **Введение**

Шум самолета на местности является одним из ключевых вопросов в оценке конкурентоспособности перспективных самолетов [1]. Одним из важнейших источников шума современных самолетов является вентилятор. Так, на взлетном режиме доминирующими источниками шума самолета являются вентилятор и струя двигателя, а для режима захода на посадку наибольший вклад в шум на местности вносят вентилятор и шум обтекания элементов конструкции планера самолета [2].

Одним из основных способов снижения шума вентилятора является облицовка каналов авиационного двигателя звукопоглощающими конструкциями (ЗПК). Они представляют собой многослойные панели, геометрические и механические свойства которых (толщина слоев, размер и форма ячеек, процент перфорации, материал конструкций и заполнителя, тип клея и т.д.) подбираются таким образом, чтобы обеспечить этим конструкциям определенный акустический импеданс. Импеданс ЗПК должен быть таким, чтобы звук, излучаемый вентилятором на определенной частоте или в полосе частот, испытывал максимальное затухание при распространении в канале заданной геометрии, полностью или частично облицованном этими ЗПК. Стоит отметить, что данное требование к свойствам звукопоглощающих конструкций не эквивалентно требованию максимизации коэффициента звукопоглощения этих конструкций на данной частоте (или в полосе частот).

Связь между геометрическими и механическими параметрами ЗПК, с одной стороны, и их акустическим импедансом – с другой, весьма сложна [3–13]. Как следствие, применение новых материалов (в частности, полимерных композиционных материалов) для звукопоглощающих конструкций требует дальнейших расчетно-экспериментальных исследований влияния параметров ЗПК на их импеданс. И наоборот, появление ЗПК с новыми характеристиками (меньший вес, меньшая толщина и т.д.) позволяет облицовывать звукопоглощающими конструкциями большую поверхность каналов авиационного двигателя, что, в свою очередь, может приводить к изменению оптимального импеданса, который должны реализовывать ЗПК.

Для определения оптимального импеданса ЗПК необходимо знание звукового поля в канале, который предполагается этими ЗПК облицевать. Звуковое поле в каналах обычно описывается с помощью разложения по модам (азимутальным и радиальным), так что знание звукового поля сводится к знанию его модального состава [14]. Решение задачи о распространении звуковых мод в канале, частично или полностью облицованном ЗПК, позволяет определить импеданс ЗПК, обеспечивающий максимальное затухание звука при его распространении вдоль канала [15–18]. Таким образом, для выбора геометрических и механических параметров звукопоглощающих конструкций, устанавливаемых в каналах авиационных двигателей, необходимо знание модального состава звукового поля в этих каналах. Проблеме идентификации модального состава распространяющегося в канале шума вентилятора посвящено большое число экспериментальных исследований (их краткий обзор можно найти, например, в работе [19]). Применяемые в этих исследованиях экспериментальные методы определения модального состава включают измерения микрофонными решетками, установленными внутри канала [20–23] или вне него [23–26].

В данной работе исследуется возможность идентификации азимутальных мод, излучаемых из канала воздухозаборника, с помощью плоской многомикрофонной решетки,

установленной вне канала, результаты измерений которой обрабатываются с помощью метода плоского бимформинга [27]. Основная идея метода состоит в когерентном суммировании результатов измерений различных микрофонов для улучшения сигнала, излучаемого из фокусной точки, и минимизации вкладов сигналов из всех остальных точек. Таким образом, метод бимформинга представляет собой способ сложения данных, измеренных микрофонами, с целью определения пространственного распределения источников шума. В простейшем случае метода бимформинга результаты измерений микрофонов складываются с задержкой по времени, где величина задержки зависит от положения фокуса и положения микрофона. Когда источник звука находится в фокусной точке, результаты измерений микрофонов складываются когерентно, что приводит к усилению сигнала, а когда источник находится вне фокуса – некогерентно. Такой метод бимформинга хорошо себя зарекомендовал для локализации изолированных точечных источников звука. Существуют модифицированные методы бимформинга, где учитывается, например, эффект распределенности [28] или эффект вращения источника звука [29]. Однако в ситуациях, когда источники звука разнородны и движутся различным образом (если часть источников покоится, а часть вращается или же если источники вращаются в разные стороны – такие ситуации возникают, например, для винта с пилоном или для открытого ротора), – создание алгоритма бимформинга, учитывающего эти различия, может быть затруднительным. В этом случае применяется какой-то существующий метод бимформинга и проводится анализ того, как он локализует эти разнородные источники звука. Действительно, даже если источник звука не обладает теми свойствами, которые у них предполагает используемый метод бимформинга, эти источники, тем не менее, могут проявить себя на картах локализации источников, полученных с помощью этого метода. Например, в работах [30, 31] было показано, что метод плоского бимформинга, примененный к открытому ротору, ошибочно локализует источник шума вне лопастей ротора в одной точке, положение которой меняется в зависимости от направления вращения лопастей. Тем не менее проведенный анализ [30, 31] позволил сформулировать методику определения источников тонального и широкополосного шума открытого ротора с помощью метода плоского бимформинга.

В данной работе метод плоского бимформинга применяется для идентификации вращающихся звуковых мод, излучаемых из канала воздухозаборника авиационного двигателя. Мотивацией такого исследования служило то обстоятельство, что микрофонная решетка бимформинга используется для локализации источников шума двигателя при испытаниях на открытом стенде, и идентификация с ее помощью азимутального состава шума, излучаемого из канала воздухозаборника, существенно увеличила бы объем получаемой при испытаниях информации. При этом наличие как покоящихся, так и вращающихся источников шума двигателя делает разработку соответствующей модификации метода бимформинга, как и в вышеприведенном случае открытого ротора, затруднительной. Как следствие, в данной работе для идентификации вращающихся мод также применяется метод плоского бимформинга.

Исследования проводились в отсутствие потока на специально созданном генераторе вращающихся мод, установленном в заглушенной (безэховой) камере. Отсутствие потока позволило исключить возможное влияние рефракции звука на излучение азимутальных мод из канала [32] и изолировать тем самым эффект вращения мод. Насколько известно авторам, такое исследование проводится впервые.

## Оборудование и аппаратура, используемая в эксперименте

Разработанную установку для генерации вращающихся мод можно условно разделить на три основные части (рис. 1): 1 – канал для распространения мод; 2 – платформа; 3 – генератор звука.

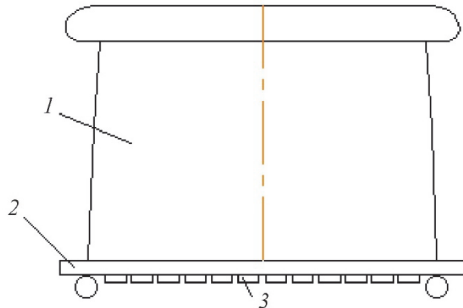


Рис. 1. Схема установки для генерации вращающихся мод

В качестве канала, по которому распространяются звуковые моды, использовался воздухозаборник авиационного двигателя ПС-90. Применение полномасштабного воздухозаборника облегчает перенос результатов, полученных в данном исследовании, на результаты измерений натурального двигателя на открытом стенде. 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, а систему источников звука на обратной стороне. Платформа изготовлена из 4 листов фанеры толщиной 21 мм, уложенных в 2 слоя, слои повернуты друг относительно друга на 90 градусов. Габариты платформы 2×2 м. По углам платформы установлены поворотные колеса таким образом, чтобы они не попадали в область воздухозаборника. По окружности внутреннего контура воздухозаборника в платформе сделаны 34 отверстия диаметром 40 мм, на равном расстоянии друг от друга, 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 2-канальные усилители мощности V&K 2716 и подается на драйверы.

Для регистрации положения источников шума используется 54-канальная микрофонная антенна Bruel & Kjaer. Диаметр антенны в раскрытом положении равен 2,5 м. Геометрия антенны и расположение микрофонов оптимизировано по динамическому диапазону, уровень фантомных источников не менее чем на 9–15 дБ меньше уровня максимального источника шума на данной частоте (полосе частот). На каждом из 9 лучей антенны располагается 6 четвертьдюймовых микрофонов поля давления типа V&K 4944-W-008. Такие микрофоны предназначены для измерений на высоких частотах и при высоких уровнях звукового давления. Чувствительность микрофонов – 1,0 мВ/Па, диапазон частот – от 4 до 70000 Гц, динамический диапазон – 30–170 дБ, поляризующее напряжение – 0 В. Полученные сигналы передаются с микрофонов на анализаторы спектра типа V&K 3055-B-120 семейства LAN-XI с частотным диапазоном до 25,6 кГц, а затем в специализированное программное обеспечение PULSE. Данное программное обеспечение позволяет просматривать и сохранять результаты, извлекать измерения из базы данных, выполнять расчеты локализации акустических источников в заданном диапазоне частот с помощью метода бимформинга. В центре антенны установлена веб-камера, на изображение с которой накладывается результат локализации акустических источников.

Для обеспечения условий измерений, близких к свободному полю (то есть в отсутствие отражений от стен помещения), исследования проводились в заглушенной камере лаборатории механизмов генерации шума и модального анализа Пермского национального исследовательского политехнического университета. Звукопоглощающее покрытие камеры представляет собой клинья из базальтового супертонкого волокна, облицованные акустически прозрачной стеклотканью [33]. Клинья собраны в блоки по 5 штук, размерами  $1 \times 1$  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.

Метод локализации источников шума с помощью плоского бимформинга в условиях заглушенной камеры хорошо известен и успешно применялся авторами для локализации источников шума обтекания [34–35]. В данной работе этот метод впервые применяется к вращающимся звуковым модам, излучаемым из канала.

### Проведение экспериментальных исследований и анализ результатов

Для обеспечения одинакового уровня звукового давления на всех 34 источниках звука предварительно проводилось их выравнивание. С этой целью использовался контрольный микрофон типа V&K 4944-W-008, установленный в центре воздухозаборника (рис. 2). 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. 2. Настройка уровня источников звука

Расстояние от микрофонной антенны до источника звука выбирается из расчета разрешающей способности антенны и может составлять от 1 до 4 ее диаметров (2,5–10 м), однако для получения наилучшего разрешения на поверхности данное расстояние должно быть как можно меньше. В заглушенной камере микрофонная антенна располагалась на расстоянии 3,6 м от центра воздухозаборника (рис. 3).



Рис. 3. Измерения микрофонной антенной

источника находится на оси воздухозаборника, максимальный уровень звукового давления в ядре источника составляет 126,7 дБ.

В процессе экспериментального исследования измерения проводились для шести вариантов модального состава: нулевая азимутальная мода (поршневая), +7 мода, –7 мода, +10 мода, –10 мода, +10 –7 моды. Звук генерировался на частоте 1000 Гц. Ниже приводятся результаты локализации источника звука в соответствующей третьоктавной полосе частот.

Результат локализации источника звука для нулевой моды приведен на рис. 4. Ядро



Результат локализации источника звука для +7 моды приведен на рис. 5. Ядро источника смещено относительно 0 точки оси координат на 0,35 м по оси  $X$  и на  $-0,15$  м по оси  $Y$ . Максимальный уровень звукового давления в ядре источника 125,6 дБ.

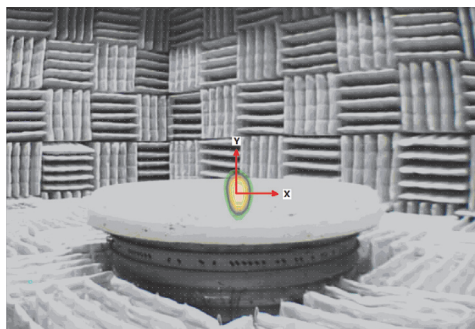


Рис. 4. Режим «0 мода». Результат локализации источника звука в третьоктавной полосе 1000 Гц

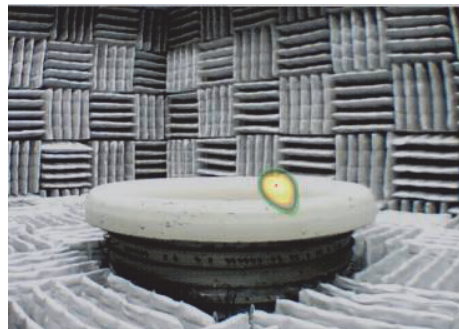


Рис. 5. Режим «+7 мода». Результат локализации источника звука в третьоктавной полосе 1000 Гц

Результат локализации источника звука для  $-7$  моды приведен на рис. 6. Ядро источника смещено относительно 0 точки оси координат на  $-0,4$  м по оси  $X$  и на  $-0,2$  м по оси  $Y$ . Максимальный уровень звукового давления в ядре источника 125,6 дБ.

Результат локализации источника звука для +10 моды частот приведен на рис. 7. Ядро источника смещено относительно 0 точки оси координат на 0,55 м по оси  $X$  и на  $-0,1$  м по оси  $Y$ . Максимальный уровень звукового давления в ядре источника 125,2 дБ.

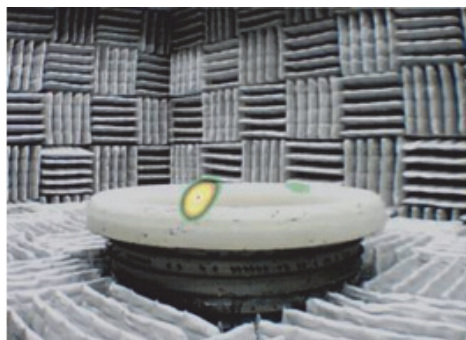


Рис. 6. Режим «-7 мода». Результат локализации источника звука в третьоктавной полосе 1000 Гц

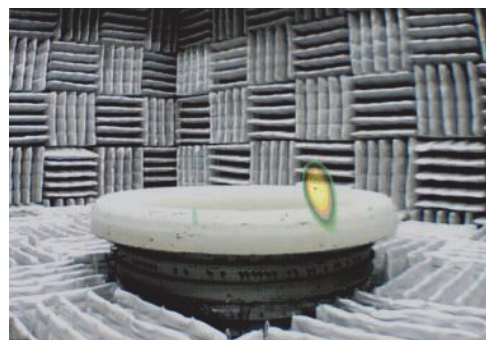


Рис. 7. Режим «+10 мода». Результат локализации источника звука в третьоктавной полосе 1000 Гц

Результат локализации источника звука для  $-10$  моды частот приведен на рис. 8. Ядро источника смещено относительно 0 точки оси координат на  $-0,6$  м по оси  $X$  и на  $-0,1$  м по оси  $Y$ . Максимальный уровень звукового давления в ядре источника 125,8 дБ.

Результат локализации источника звука для +10  $-7$  моды (т.е. при одновременном возбуждении двух мод: +10 моды и  $-7$  моды) приведен на рис. 9. В этом случае идентифицируются два источника. Ядро первого смещено относительно 0 точки оси координат на  $-0,55$  м по оси  $X$  и на  $-0,1$  м по оси  $Y$ , что соответствует смещению источника на режиме «+10 мода». Ядро второго источника смещено относительно 0 точки координат на  $-0,4$  м по оси  $X$  и на  $-0,25$  м по оси  $Y$ , что соответствует смещению источника на режиме « $-7$  мода». Максимальный уровень звукового давления в ядре источника 127,7 дБ.

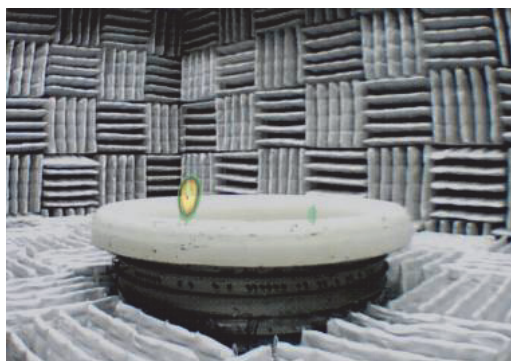


Рис. 8. Режим « $-10$  мода». Результат локализации источника звука в третьоктавной полосе 1000 Гц

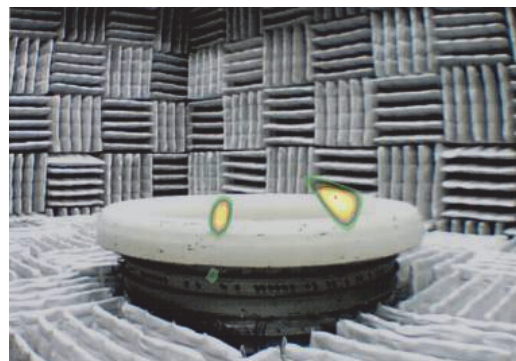


Рис. 9. Режим « $+10 -7$  мода». Результат локализации источника звука в третьоктавной полосе 1000 Гц

Результаты, приведенные на рис. 4–9, свидетельствуют о том, что метод плоского бимформинга локализует вращающиеся моды в точке (наличие размытой области источников на картах локализации связано с разрешающей пространственной способностью микрофонной решетки на данной частоте). Этот результат аналогичен результату применения метода плоского бимформинга к шуму открытого ротора [30–31], где шум вращающихся источников (открытого ротора) также локализовывался в точке.

Важно отметить, что метод плоского бимформинга локализует различные азимутальные моды, излучаемые из канала воздухозаборника, в разных точках. Для положительных и отрицательных мод одного номера точки локализации источника звука располагаются зеркально относительно центра воздухозаборника (см. рис. 5–6 для  $\pm 7$  мод и рис. 7–8 для  $\pm 10$  мод). Это зеркальное расположение локализуемых источников также соответствует тому, что было получено в [30–31] для противоположных направлений вращения лопастей. Таким образом, имеет место качественное совпадение полученных в данной работе результатов для вращающихся мод с результатами [30–31] для шума открытого ротора.

Основной результат проведенного исследования состоит в том, что метод плоского бимформинга позволяет идентифицировать вращающиеся моды и их комбинации. Ядра источников различных мод локализуются в разных точках (при этом положительные и отрицательные моды располагаются зеркально относительно нулевой точки оси координат), что в принципе позволяет различать моды между собой и тем самым определить модальный состав излучаемого шума.

Стоит сказать, что если число мод велико (что обычно имеет место для авиационных двигателей), области локализации этих мод могут накладываться друг на друга, затрудняя процедуру определения модального состава. Представляется, что в этом случае применение метода плоского бимформинга позволит идентифицировать только доминирующие азимутальные моды (моды с самой большой амплитудой). Однако с точки зрения выбора параметров ЗПК именно эти моды и представляют основной интерес, так как импеданс ЗПК подбирается таким образом, чтобы обеспечить затухание в канале именно доминирующих мод.

Кроме того, на результаты, полученные с помощью бимформинга для натурального авиационного двигателя, может оказать влияние эффект рефракции звука на потоке, создаваемом вентилятором двигателя. Эффект рефракции может приводить к сдвигу локализуемого источника звука по сравнению с его истинным положением. Однако стоит под-



черкнуть, что данная работа нацелена на применение метода плоского бимформинга к измерению модального состава шума, и в этом смысле положение локализуемого источника не имеет существенного значения при условии, что источники, соответствующие разным модам, можно разделить и идентифицировать. Возможность такой идентификации звуковых мод с помощью метода плоского бимформинга в условиях испытаний натурного авиационного двигателя требует специального изучения.

Таким образом, можно рекомендовать дальнейшие исследования по применению данного метода к измерению модального состава шума авиационного двигателя в условиях открытого стенда. Однако стоит отметить, что локализация с помощью метода плоского бимформинга вращающейся моды, излучаемой из воздухозаборника, должна уже сейчас учитываться при анализе результатов локализации источников шума авиационного двигателя. Действительно, возникающие на картах локализации точечные источники звука на кромке воздухозаборника [36] должны, по всей видимости, связываться с излучаемым шумом вентилятора, а не с другими возможными источниками шума, такими как наличие вихря на кромке воздухозаборника, вибрация конструктивных элементов и т.д.

## **Заключение**

Результаты испытаний показали, что метод плоского бимформинга локализует вращающуюся звуковую моду в точке, положение которой зависит от номера моды (это явление во многом аналогично результатам применения метода плоского бимформинга к шуму винта или открытого ротора). Был сделан вывод, что измерения вращающихся мод, излучаемых из воздухозаборника, с помощью метода плоского бимформинга в принципе позволяют определить модальный состав шума в канале, но практическая реализуемость этого метода для натурного авиационного двигателя требует специального исследования. Факт локализации вращающейся моды в точке необходимо учитывать при анализе источников шума авиационного двигателя, измеренных с помощью метода плоского бимформинга.

Результаты получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России по проекту № 1969 «Акустико-механическое моделирование перспективных звукопоглощающих контуров из полимерных композиционных материалов для авиационных двигателей».

## **Библиографический список**

1. Копьев В.Ф., Мунин А.Г., Чернышев С.Л. Проблемы экологии летательных аппаратов // Техника воздушного флота. – 2012. – № 1. – С. 40–46.
2. Astley R.J. Propulsion System Noise: Turbomachinery // Encyclopedia of Aerospace Engineering, by John Wiley & Sons, 2010.
3. Mottsinger R.E., Kraft R.E. Design and performance of duct acoustic treatment // Aeroacoustics of Flight Vehicles, Theory and Practice. – 1995. – Vol. 2. – P. 165–206.
4. Расчетно-экспериментальные исследования резонансных многослойных звукопоглощающих конструкций / А.Н. Аношкин, А.Г. Захаров, Н.А. Городкова, В.А. Чурсин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2015. – № 1. – С. 5–20.

5. Соболев А.Ф. Полуэмпирическая теория однослойных сотовых звукопоглощающих конструкций с лицевой перфорированной панелью // Акустический журнал. – 2007. – Т. 53, № 6. – С. 861–872.
6. Yu J., Ruiz M., Kwan H.W. Validation of Goodrich perforate liner impedance model using NASA Langley test data // AIAA. Paper. – 2008. – 2930.
7. Соболев А.Ф., Ушаков В.Г., Филиппова Р.Д. Звукопоглощающие конструкции гомогенного типа для каналов авиационных двигателей // Акустический журнал. – 2009. – Т. 55, № 6. – С. 749–759.
8. Абалакин И.В., Горобец А.В., Козубская Т.К. Вычислительные эксперименты по звукопоглощающим конструкциям // Математическое моделирование. – 2007. – Т. 19, № 8. – С. 15–21.
9. Eldredge J.D., Shoeybi M., Bodony D.J. Numerical investigation of the acoustic behavior of a multi-perforated liner // AIAA. Paper. – 2007. – 3683.
10. Zhang Q., Bodony D.J. Direct numerical simulation of three dimensional honeycomb liner with circular apertures // AIAA. Paper. – 2011. – 843.
11. Lavieille M., Piot E., Micheli F. Numerical simulations of perforate liners: Part II – Local velocity fields validation // AIAA. Paper. – 2013. – 2270.
12. Федотов Е.С., Пальчиковский В.В. Исследование работы резонатора Гельмгольца в волноводе прямоугольного сечения // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – № 38. – С. 107–126.
13. Мякотникова А.С., Синер А.А. Численное исследование акустических свойств звукопоглощающих конструкций // Учен. зап. ЦАГИ. – 2012. – Т. 43, № 4. – С. 95–106.
14. Rienstra S.W., Hirschberg A. An Introduction to Acoustics. – Eindhoven University of Technology, 2012.
15. Соболев А.Ф. О повышении затухания звука в канале с облицовкой локально реагирующего типа при наличии потока // Акустический журнал. – 1994. – Т. 40, № 5. – С. 837–843.
16. Astley R.J., Sugimoto R., Mustafi P. Computational aero-acoustics for fan duct propagation and radiation. Current status and application to turbofan liner optimisation // Journal of Sound and Vibration. – 2011. – Vol. 330. – P. 3832–3845.
17. Соболев А.Ф. Исследование функции Грина в канале со звукопоглощающей облицовкой при наличии однородного потока // Акустический журнал. – 2012. – Т. 58, № 4. – С. 535–548.
18. Brambley E.J., Davis A.M.J., Peake N. Eigenmodes of lined flow ducts with rigid splices // Journal of Fluid Mechanics. – 2012. – Vol. 690. – P. 399–425.
19. Русаков С.М., Синер А.А., Усанин А.М. Методика анализа шума лопаточных машин на основе численной модели распространения // Учен. зап. ЦАГИ. – 2012. – Т. 43, № 4. – С. 83–94.
20. Sutliff D.L. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake // International Journal of Aeroacoustics. – 2007. – Vol. 6. – No. 2. – P. 147–170.
21. Lowis C.R., Joseph P.F., Kempton A.J. Estimation of the far-field directivity of broadband aeroengine fan noise using an in-duct axial microphone array // Journal of Sound and Vibration. – 2010. – No. 329. – P. 3940–3957.
22. Rademarek E.R., Sijtsma P., Tester B.J. Mode detection with an optimized array in a model turbofan engine intake at varying shaft speeds // AIAA. Paper. – 2001. – 2128.
23. Koch L.D. An experimental study of fan inflow distortion tone noise // AIAA Paper. – 2009. – 3290.
24. Inlet mode measurements with an inflow control device microphone array / J.H. Lan, W. John, J.W. Premo, D.L. Sutliff // AIAA. Paper. – 2002. – 2563.
25. Farassat F., Nark D.M., Thomas R.H. The detection of radiated modes from ducted fan engines // AIAA. – 2001. – 2138.
26. 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.

27. Johnson D.H., Dudgeon D.E. Array signal processing: concepts and techniques. – 1st ed. – Signal processing series, Prentice – Hall, Upper Saddle River, NJ, 1993.
28. Venkatesh S.R., Polak D.R., Narayanan S. Beamforming algorithm for distributed source localization and its application to jet noise // *AIAA Journal*. – 2003. – Vol. 41. – No. 7. – P. 1238–1246.
29. Pannert W., Maier C. Rotating beamforming – motion-compensation in the frequency domain and application of high-resolution beamforming algorithms // *Journal of Sound and Vibration*. – 2014. – Vol. 333. – No. 7. – P. 1899–1912.
30. Horvath C. Beamforming investigation of dominant counter-rotating open rotor tonal and broadband noise sources // *AIAA Journal*. – 2015. – Vol. 53. – No. 6. – P. 1602–1611.
31. Horvath C., Envia E., Podboy G.G. Limitations of phased array beamforming in open rotor noise source imaging // *AIAA Journal*. – 2014. – Vol. 52. – No. 8. – P. 1810–1817.
32. Physical processes influencing acoustic radiation from jet engine inlets / C.K.W. Tam, S.A. Parrish, E. Envia, E.W. Chien // *Journal of Fluid Mechanics*. – 2013. – Vol. 725. – P. 152–194.
33. 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.
34. Беляев И.В., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф. Влияние шевронов на шум предкрылка прямого и стреловидного крыла // *Акустический журнал*. – 2015. – Т. 61, № 6. – С. 754–763.
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. Идентификация источников шума двигателя ПС-90а методом бимформинга в условиях открытого стенда / Т.А. Вискова, Ю.В. Берсенева, В.А. Чурсин, Г.А. Романенко, М.Ю. Зайцев // 4-я Открытая Всерос. конф. по аэроакустике: сб. тез. – 2015. – С. 129–130.

## References

1. Kopiev V.F., Munin A.G., Chernyshev S.L. Problemy ekologii letatelnykh apparatov [The environmental problems of aircrafts]. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2012, no. 1, pp. 40-46.
2. Astley R.J. Propulsion System Noise: Turbomachinery. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, by John Wiley & Sons, 2010.
3. Mottsinger R.E., Kraft R.E. Design and performance of duct acoustic treatment. *Aeroacoustics of Flight Vehicles, Theory and Practice*, 1995, vol. 2, pp. 165-206.
4. Anoshkin A.N., Zakharov A.G., Gorodkova N.A., Chursin V.A. Raschetno-eksperimentalnye issledovaniia rezonansnykh mnogoslonykh zvukopogloshchayushchikh konstruksii [Computational and experimental studies of resonance sound-absorbing multilayer structures]. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2015, no. 1, pp. 5-20.
5. Sobolev A.F. A semiempirical theory of a one-layer cellular sound-absorbing lining with a perforated face panel. *Acoustical Physics*, 2007, vol. 53, no. 6, pp. 762-761.
6. Yu J., Ruiz M., Kwan H.W. Validation of Goodrich perforate liner impedance model using NASA Langley test data. *AIAA Paper*, 2008, 2930.
7. Sobolev A.F., Ushakov V.G., Filippova R.D. Homogeneous sound-absorbing structures for aircraft engine ducts. *Acoustical Physics*, 2009, vol. 55, no. 6, pp. 805-815.
8. Abalakin I.V., Gorobets A.V., Kozubskaya T.K. Vychislitelnye eksperimenty po zvukopogloshchayushchim konstruksiyam [Numerical experiments on acoustic liners]. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2007, vol. 19, no. 8, pp. 15-21.
9. Eldredge J.D., Shoeybi M., Bodony D.J., Numerical investigation of the acoustic behavior of a multi-perforated liner. *AIAA Paper*, 2007, 3683.
10. Zhang Q., Bodony D.J. Direct numerical simulation of three dimensional honeycomb liner with circular apertures. *AIAA Paper*, 2011, 843.

11. Lavieille M., Piot E., Micheli F. Numerical simulations of perforate liners: Part II – Local velocity fields validation. *AIAA. Paper*, 2013, 2270.
12. Fedotov E.S., Palchikovskiy V.V. Issledovanie raboty rezonatora Gelmgoltsa v volnovode priamougolnogo secheniia [A study of Helmholtz resonator operation in rectangular cross-section waveguide]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2014, no. 38, pp. 107-126.
13. Myakotnikova A.S., Siner A.A. Numerical calculation of acoustical properties of liners. *TsAGI Science Journal*, 2012, vol. 43, no. 4, pp. 533-547.
14. Rienstra S.W., Hirschberg A. An Introduction to Acoustics, Eindhoven University of Technology, 2012.
15. Sobolev A.F. Enhanced attenuation in a duct with a locally reacting acoustical lining in the presence of a flow. *Acoustical Physics*, 1994, vol. 40, no. 5, pp. 742-747.
16. Astley R.J., Sugimoto R., Mustafi P. Computational aero-acoustics for fan duct propagation and radiation. Current status and application to turbofan liner optimisation. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, vol. 330, pp. 3832-3845.
17. Sobolev A.F. The Green's function in a channel with a sound-absorbing cover in the case of a uniform flow. *Acoustical Physics*, 2012, vol. 58, no. 4, pp. 490-502.
18. Brambley E.J., Davis A.M.J., Peake N.. Eigenmodes of lined flow ducts with rigid splices. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, vol. 690, pp. 399-425.
19. 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.
20. Sutliff D.L. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake. *International Journal of Aeroacoustics*, 2007, vol. 6, no. 2, pp. 147-170.
21. Lowis C.R., Joseph P.F., Kempton A.J. Estimation of the far-field directivity of broadband aeroengine fan noise using an in-duct axial microphone array. *Journal of Sound and Vibration*, 2010, no. 329, pp. 3940-3957.
22. Rademarek E.R., Sijtsma P., Tester B.J. Mode detection with an optimized array in a model turbofan engine intake at varying shaft speeds. *AIAA. Paper*, 2001, 2128.
23. Koch L.D. An experimental study of fan inflow distortion tone noise. *AIAA. Paper* 2009-3290.
24. Lan J.H., John W., Premo J.W., Sutliff D.L. Inlet mode measurements with an inflow control device microphone array. *AIAA. Paper*, 2002, 2563.
25. Farassat F., Nark D.M., Thomas R.H. The detection of radiated modes from ducted fan engines. *AIAA*, 2001, 2138.
26. Holste F. An equivalent source method for calculation of the sound radiated from aircraft engines. *Journal of Sound and Vibration*, 1997, vol. 203(4), pp. 667-695.
27. Johnson D.H., Dudgeon D.E. Array signal processing: concepts and techniques, 1st ed., Signal processing series, Prentice – Hall, Upper Saddle River, NJ, 1993.
28. Venkatesh S.R., Polak D.R., Narayanan S. Beamforming algorithm for distributed source localization and its application to jet noise. *AIAA. Journal*, 2003, vol. 41, no.7, pp. 1238-1246.
29. Pannert W., Maier C. Rotating beamforming – motion-compensation in the frequency domain and application of high-resolution beamforming algorithms. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, vol. 333, no. 7, pp. 1899-1912.
30. Horvath C. Beamforming investigation of dominant counter-rotating open rotor tonal and broadband noise sources. *AIAA Journal*, 2015, vol. 53, no. 6, pp. 1602-1611.
31. Horvath C., Envia E., Podboy G.G. Limitations of phased array beamforming in open rotor noise source imaging. *AIAA. Journal*, 2014, vol. 52, no. 8, pp. 1810-1817.
32. Tam C.K.W., Parrish S.A., Envia E., Chien E.W. Physical processes influencing acoustic radiation from jet engine inlets. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, vol. 725, pp. 152-194.

33. 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.

34. Belyaev I.V., Zaytsev M.Yu., Kopiev V.F. Effect of Chevrons on the Slat Noise of Straight and Swept Wings. *Acoustical Physics*, 2015, vol. 61, no. 6, pp. 715-723.

35. Kopiev V.F., Zaytsev M.Yu., Belyaev I.V. Investigation of Airframe Noise for a Large-Scale Wing Model with High-Lift Devices. *Acoustical Physics*, 2016, vol. 62, no. 1, pp. 97-107.

36. Viskova T.A., Bersenev Yu.V., Chursin V.A., Romanenko G.A., Zaytsev M.Yu. Identifikatsiya istochnikov shuma dvigatelya PS-90a metodom bimforminga v usloviyakh otkrytogo stenda [Identification of the noise sources of PS-90a aircraft engine by beamforming method on open test bench]. *Sbornik tezisov 4 Otkrytoi Vserossiyskoi konferentsii po aeroakustike*, 2015, pp. 129-130.