

Активное подавление шума в модели входного канала вентилятора ТРДД

Коротин П.И.¹, Потапов О.А.¹, Фикс Г.Е.¹, Фикс И.Ш.¹, Почкин Я.С.², Халецкий Ю.Д.²

¹ Институт прикладной физики РАН, г. Нижний Новгород

² Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: monitor@appl.sci-nnov.ru

Исследованы вопросы активного подавления акустического излучения вентилятора применительно к проблеме снижения шума авиационных двигателей. Приведены результаты экспериментального исследования гашения квазимонохроматического излучения во входном канале модели вентилятора авиационного двигателя. Получено, что в диапазоне частот 400...1600 Гц уровни излучения квазимонохроматических акустических сигналов в переднюю полусферу подавляются на 14...21 дБ.

Ключевые слова: активное гашение шума, активное подавление звука, компенсация акустических колебаний, шум вентилятора ТРДД, звук в цилиндрических трубах, акустическая мода

Active noise suppression in the model of turbofan intake duct

Korotin P.I.¹, Potapov O.A.¹, Fiks G.E.¹, Fiks I.S.¹, Pochkin Ya.S.², Khaletskii I.D.²

¹ Institute of Applied Physics, Russian Academy of Sciences, Nizhny Novgorod

² CIAM, Moscow

Issues of active suppression of a fan's acoustic radiation are investigated in relation to the problem of noise reduction in aircraft engines. Results of experimental study of quasi-monochromatic radiation suppression in the inlet of an aircraft engine fan model are presented. It was found that in the frequency range of 400...1600 Hz the radiation levels of quasi-monochromatic acoustic signals in the front hemisphere are suppressed by 14...21 db.

Keywords: active noise damping, active sound suppression, compensation of acoustic vibrations, turbofan engine fan noise, sound in cylindrical tubes, acoustic mode

Введение

Необходимость смягчения раздражающего воздействия на человека авиационного шума постоянно обостряется в связи с ростом интенсивности полетов, увеличением грузоподъемности воздушных судов, расширением сети аэропортов. Разработчики авиационной техники активно внедряют средства снижения шума, эмиссии вредных веществ и расхода топлива. Между тем из-за введения все более жестких требований к шуму воздушных судов необходима разработка новых, более эффективных технологий снижения шума. Поскольку основным источником шума современных самолетов гражданской авиации является турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), решение этой задачи во многом зависит от эффективности применяемых технологий снижения шума наиболее значимых его источников в ТРДД.

Основным источником шума ТРДД с высокой и сверхвысокой степенью двухконтурности является вентилятор. В настоящее время широко используются пассивные методы снижения шума авиационных двигателей. Среди них очень эффективным способом снижения тонального и широкополосного шума вентилятора является облицовка каналов силовой установки звукопоглощающей конструкцией (ЗПК). Затухание звука увеличивается с увеличением отношения длины облицованного канала к высоте, однако тенденция такова, что у современных и тем более перспективных больших магистральных самолетов диаметр двигателя растет, а длина мотогондолы и, следовательно, площадь облицованной ЗПК поверхности уменьшается. Чтобы сохранить уже достигнутую эффективность системы шумоглушения двигателя, потребуются более эффективные ЗПК, имеющие меньшую строительную высоту.

Для их разработки потребуются отвечающие более высоким требованиям материалы и технологии. В этом направлении разрабатываются резонансные и комбинированные глушители [1; 2], обсуждаются пути создания перспективных поглотителей из акустических метаматериалов [3] и т.д., которые наиболее эффективны в диапазоне частот выше 1 кГц.

На низких частотах, где пассивные методы малоэффективны, представляется перспективной технология активного подавления шума, основанная на использовании специальных излучателей, создающих в заданной области пространства поле, инверсное по отношению к полю первичного источника. Значительный вклад в общий уровень низкочастотного излучения вентилятора вносят тональные составляющие на частоте следования лопаток и гармониках. Подавление узкополосного квазимонохроматического излучения вентилятора ТРДД представляет собой одну из основных проблем снижения шума авиационного двигателя.

Основная идея активного метода компенсации акустических колебаний была предложена в 1930-х годах [4]. Однако основательные теоретические и экспериментальные исследования систем активной компенсации на физических моделях были начаты только в 1960-х годах [5–7]. Было показано, что в системе с обратной связью может быть достигнута существенная величина компенсации, ограниченная лишь возможностью самовозбуждения системы. Позднее теоретически задача активного гашения рассеянного звукового поля была поставлена и решена Г.Д. Малюжиным, который компенсирующее поле определял по формулам теории запаздывающих потенциалов [8]. В ряде работ [9–13] была показана возможность создания многоканальных адаптивных систем компенсации на основе экстремальных методов управления. Однако низкое быстродействие систем компенсации такого типа, в особенности при большом числе каналов, препятствовало их широкому развитию.

Применительно к задачам авиационной акустики следует отметить множество зарубежных работ, большинство из которых выполнены в 1990...2012 годах (см., например, [14–23]). На своей начальной стадии (1993...1996 гг.) исследования по активному гашению акустического излучения проводились на простых модельных установках (трубы с вентиляторами в беззвонковых камерах), затем стали использовать установки для испытаний универсальных стендовых имитаторов двигателей (УСИД) (беззвонковые камеры, низкоскоростные аэродинамические трубы) и, наконец, проводить исследования на открытых стендах для испытаний полноразмерных двигателей. В исследованиях механизмов генерации и распространения звука от различных источников в двигателе значительную роль сыграла разработка

и внедрение в эксперимент вращающихся микрофонных антенн (радиальных гребенок микрофонов) [21–23]. Вращающиеся антенны позволяют составить карту акустического поля – измерить моды, присутствующие в канале вентилятора; такие антенны использовались на различных изделиях: от низкоскоростного испытательного стенда до полноразмерного ТРДД.

В России только в последние годы проявился интерес к задачам по активному подавлению излучения звука ТРДД. Отметим, что исследования звуковых волн в канале воздухозаборника, которые имеют вполне самостоятельное значение, могут рассматриваться как вспомогательные при решении задач активного подавления излучения. К ним, в первую очередь, относятся вопросы измерения вращающихся звуковых мод в канале воздухозаборника авиадвигателя при их генерации в отсутствие потока [24] и исследование диаграмм направленности излучения отдельных акустических мод из открытого канала в статическом режиме и в режиме полета [25]. Настоящая работа, учитывая отсутствие отечественных публикаций непосредственно по активному подавлению излучения звука из канала воздухозаборника ТРДД, может рассматриваться как предварительный этап исследований.

В работе рассмотрены некоторые аспекты снижения шума ТРДД активными методами, ориентированными на компенсацию дискретных спектральных компонент, излучаемых вентилятором ТРДД, и приведены результаты экспериментальных исследований, полученные на макете входного канала вентилятора. Цель исследований состояла в экспериментальном опробовании выбранной конфигурации системы компенсации, поэтому на данном этапе вместо вентилятора использовался генератор вращающегося поля.

Распространение и генерация звука

Входное устройство вентилятора ТРДД можно представить в виде отрезка цилиндрического канала с жесткими стенками [26]. Введем цилиндрическую систему координат z, r, θ и примем, что вентилятор расположен в сечении S_0 при $z = 0$; координата конца цилиндрического канала – сечения S – соответствует $z = Z$ (рис. 1).

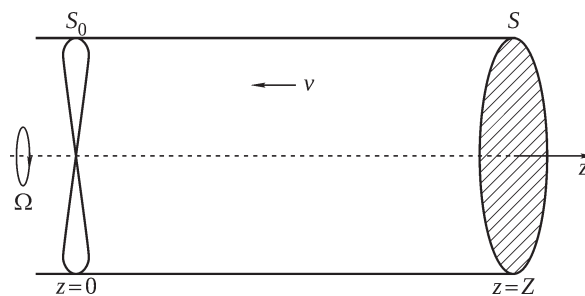


Рис. 1. Схема модели

Вначале рассмотрим некоторые аспекты генерации и распространения излучения в таком канале. Отметим, что вентилятор генерирует излучение на частотах $\omega = hB\Omega$, где $h = 1, 2, 3$ – номер фурье-гармоники излучаемого сигнала; B – число лопаток рабочего колеса (РК) вентилятора; Ω – частота вращения РК вентилятора. Известно, что поле от любого монохроматического источника, излучающего на частоте ω , расположенного в цилиндрическом канале, можно представить в виде суперпозиции вращающихся (спиральных) мод [26; 27]. При этом каждая мода характеризуется двумя числами: $m = 0, \pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots$ и $n = 0, 1, 2, 3, \dots$, – описывающими окружной и радиальный порядок моды соответственно, и значениями k_{mn} , которые определяются из граничного условия на внутренней стенке цилиндрического канала с радиусом R как корни уравнения

$$\frac{d}{dr} J_m(k_{mn}r) \big|_{r=R} = 0,$$

где $J_m(k_{mn}r)$ – функция Бесселя первого рода m -го порядка.

Не останавливаясь подробно на конкретных формулах, отметим, что моды, для которых $k_{mn} < k/(1 - M^2)^{0.5}$, где k – волновое число, распространяются вдоль оси z без затухания, в противном случае моды затухают с коэффициентом $((1 - M^2)k_{mn}^2 - k^2)^{0.5}$, где $M = v/c$, v – скорость потока воздуха; c – скорость звука. Условие $k_{mn} = k(1 - M^2)^{0.5}$ определяет критическую частоту моды $\omega_{mn}^0 = k_{mn}c$.

Рассматривая вентилятор как источник излучения акустического поля, следует отметить, что генерируются моды только вполне определенных окружных порядков. Механизмы генерации вентилятором акустических мод можно разделить на три типа: вращение ротора, взаимодействие вращающегося ротора и статора и взаимодействие неоднородностей входного потока с ротором. Общая формула для определения m -го окружного порядка генерируемой моды, учитывающая все три механизма генерации, следующая [18; 19; 21]:

$$m = hB - qV, \quad (1)$$

где $q = 0, \pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots$; V – число лопаток спрямляющего аппарата (СА) вентилятора. Положительные значения m соответствуют модам, направление вращения которых совпадает с направлением вращения вала вентилятора; моды с отрицательными m вращаются в направлении противоположном направлению вращения вала вентилятора.

Таким образом, зная частоту вращения вала вентилятора (Ω), можно определить частоты излучения сиг-

налов для соответствующих номеров фурье-гармоник $\omega = hB\Omega$ и, используя (1), вычислить возможные окружные порядки мод, генерируемых вентилятором. Далее, зная радиус канала (R), можно определить величины k_{mn} и, учитывая скорость потока воздуха (v), найти критические частоты ω_{mn}^0 . Зная эти величины, легко вычислить спектр генерируемых вентилятором на частоте ω распространяющихся мод – порядков m и n . Исходя из этих данных, можно определить минимальное количество монополюсных источников, расположенных на внутренней поверхности канала, способных воспроизвести генерируемое вентилятором поле, представленное заданной суперпозицией распространяющихся мод, так, чтобы остальные распространяющиеся моды (при их наличии) не возбуждались бы.

Если ограничиться эквидистантным по углу расположением источников на кольце (которое далее будем называть излучающим), то для излучения кольцом моды с окружным порядком $|m_0|$ при максимальном порядке распространяющихся мод (M) требуется $L \geq M + |m_0| + 1$ источников [18; 19]^{*}. Однако при использовании одного излучающего кольца будут возбуждаться моды всех радиальных порядков. Для генерации распространяющейся моды заданного радиального порядка необходимо, чтобы число колец было не менее $J = N + 1$, где N – максимальный радиальный порядок распространяющихся в канале мод. Отметим, что разделение радиальных мод основано только на различии их продольных волновых чисел. Поэтому, чтобы качественно воспроизвести радиальные моды, кольца должны быть расположены на длине порядка максимального интерференционного масштаба распространяющихся мод. В противном случае задача определения амплитуд и фаз источников в кольцах, требуемых для генерации заданных мод, будет плохо обусловленной.

Вычислим спектр распространяющихся мод, пренебрегая скоростью потока и используя числовые параметры, соответствующие ступени вентилятора С178-1, принятой к моделированию: радиус канала $R = 0,207$ м, длина канала (расстояние между сечением, где расположен вентилятор, и концом трубы) $Z = 0,95$ м, число лопаток РК (ротора) вентилятора $B = 15$, число лопаток СА (статора) $V = 31$. Расчеты проводились для скорости звука $c = 340$ м/с.

Акустическое поле в канале, генерируемое вентилятором, описывается распространяющимися модами только на частотах четных фурье-гармоник. Например, на частоте второй гармоники $h = 2$ возбуждаются моды исключительно окружного порядка $m = -1$, которые являются распространяющимися при частоте вращения

^{*}) Отметим, что канал является достаточно хорошим пространственным фильтром. Так, например, затухание моды в случае, когда ее частота меньше критической на 5%, составит ~18 дБ при ее распространении на расстояние длины волны.

более 960 об/мин. Для этого случая диапазон частоты вращения ротора вентилятора, ограничиваясь частотой 4460 об/мин, можно разбить на три области в зависимости от радиальных порядков распространяющихся мод: 1) до 960 об/мин (до 480 Гц)^{*)} – распространяющихся мод нет; 2) 960...2800 об/мин (480...1400 Гц), распространяются моды с $n = 0$; 3) 2800...4460 об/мин (1400...2230 Гц), распространяются моды с $n = 0, 1$.

Алгоритм компенсации

Рассмотрим традиционную схему расположения элементов системы компенсации [15–20], используемую в подавляющем количестве работ: от вентилятора по направлению к открытому концу канала располагаются вначале излучающие кольца, затем приемники.

Задача компенсации ставится следующим образом: используя источники и приемники, расположенные на внутренней поверхности цилиндрического канала (трубы) между сечениями S_0 и S (см. рис. 1), скомпенсировать в сечении S (на выходе из трубы) излучение, порождаемое вентилятором на известных (вычисленных или измеренных) тональных частотах. Амплитуда дискретной составляющей поля непосредственно перед сечением S может быть записана в виде $p_S = p_f + p$, где p_f – звуковое давление, генерируемое вентилятором; p – звуковое давление, создаваемое источниками. Для компенсации уровня звука, излучаемого из открытого конца трубы, требуется обеспечить $p_S = 0$. Таким образом, задача компенсации сводится к определению амплитуд источников, создающих поле $p = -p_f$.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать алгоритм, который не предъявляет жестких требований к точности воспроизведения мод заданных окружных порядков, не требует наличия отдельной системы контроля для каждого излучателя и предполагает компенсацию полного поля [28; 29], при этом существует возможность использования различных конфигураций – размещения излучающих и приемных элементов. Основой алгоритма является следующее положение: если поле давления на протяженном участке поверхности трубы, расположенном непосредственно перед сечением S , от всех источников будет равно нулю, то и поле на входе трубы, а следовательно, и уровень звука, излучаемого из ее открытого конца, также будут равны нулю. Таким образом, излучающие и особенно приемные конфигурации элементов в виде колец являются скорее «рамочными», позволяющими оценить необходимое для компенсации количество элементов и их расположение. Пусть для определенности имеется не менее J - L источников и столько же приемников. Упорядоченные

значения амплитуд полей на приемниках будем рассматривать как элементы вектора \mathbf{p} . Аналогичным образом введем для амплитуд источников вектор \mathbf{c} , который, пренебрегая взаимным влиянием излучателей друг на друга, будем отождествлять с вектором напряжений, которые требуется подать на излучатели. Тогда поле на приемниках может быть записано в виде $\mathbf{p} = \mathbf{A}\mathbf{c}$. Вектор напряжений, обеспечивающих компенсацию поля, можно определить следующим образом:

$$\mathbf{c} = -(\mathbf{A}^H \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^H \mathbf{p}, \quad (2)$$

где \mathbf{A}^H – эрмитова матрица; \mathbf{A} – матрица коэффициентов передачи поля от каждого излучателя к каждому приемнику [16]. Измерение элементов матрицы производится путем поочередного включения излучателей; комплексные амплитуды принятых приемниками сигналов после нормирования на величину подаваемого напряжения соответствуют значениям коэффициентов передачи. Основной недостаток – большое количество каналов управления, равное полному числу излучателей, при использовании современных технических средств не является принципиальным, однако приводит к плохой обусловленности обратной задачи, что в конечном счете может уменьшить величину компенсации.

В [16] описана экспериментальная установка, содержащая четыре излучающих кольца по 16 излучателей в каждом и 5 приемных колец по 10 микрофонов в каждом. Система была ориентирована на подавление дискретного тона в цилиндрическом впускном канале, где генерировались вращающиеся моды одного окружного порядка $m = 2$ и до четырех радиальных мод. Во впускном канале было достигнуто снижение уровня звука до 18 дБ для двух радиальных мод, до 12 дБ для трех радиальных мод и до 4 дБ с четырьмя радиальными модами.

В приводимых далее экспериментальных исследованиях использовался модифицированный алгоритм компенсации полного поля, в котором в отличие от описанного в [28; 29] частота компенсации определялась с использованием внешнего датчика, что, в принципе, позволяет компенсировать поля излучения с медленно меняющимися частотами.

Заметим, что при наличии отражения излучения от конца трубы и образования стоячих структур в канале рассмотренные алгоритмы будут избыточными, так как предполагают компенсацию всего поля, а не только его прошедшей компоненты.

Экспериментальная установка

Макет входного канала воздухозаборника вентиляторной ступени С178-1 представлял собой отрезок цилинд-

^{*)} В скобках приведены значения частот второй фурье-гармоники.

рической оболочки – трубы, длиной 0,95 м и радиусом 0,207 м. Использовалась традиционная схема расположения элементов системы компенсации: от источника первичного излучения (вентилятор или генератор поля) по направлению к открытому концу канала располагаются вначале излучающие кольца, затем приемники. Предполагалось, что система должна компенсировать излучение, генерируемое вентилятором на частоте второй фурье-гармоники, когда возбуждаются моды только окружного порядка $m = -1$. Приведенный выше для этого случая частотный диапазон был расширен до 2600 Гц, когда потенциально могли возбуждаться моды радиальных порядков 0, 1, 2. Исходя из этого, рассчитывалась минимальная конфигурация излучателей, необходимая для компенсации мод указанных порядков.

Для излучения и управления модами окружного порядка $m = -1$ на частотах до 2600 Гц, с учетом того, что максимальный порядок распространяющихся мод равен 8, требуется не менее 10 излучателей, эквидистантно расположенных на кольце. А чтобы иметь возможность возбуждения (совместно или по отдельности) мод радиальных порядков 0, 1, 2, необходимо иметь как минимум три кольца.

При использовании алгоритма компенсации полного поля, по-видимому, достаточно скомпенсировать поле давления на поверхности трубы протяженностью вдоль оси порядка максимального интерференционного масштаба (в рассматриваемом случае это $\sim 0,7$ м на частоте 2000 Гц); при этом конкретное расположение приемных элементов большой роли не играет.

Таким образом, система компенсации представляла собой 30 управляемых излучателей (три кольца по 10 излучателей, расстояние между кольцами 0,1 м) и 32 измерительных микрофона, расположенных на участке длиной 0,3 м на 2,5 витках спирали (рис. 2).

В качестве источника первичного излучения использовался генератор поля, который состоял из 10 акустических источников, расположенных эквидистантно по углу на окружности «дна» трубы. Генератор предназначался для создания в цилиндрическом канале поля, имитирующего поле излучения вентилятора, представляющего собой тональный звук или звук с медленно меняющимися фазой, частотой и уровнем.

В качестве излучателей звука в установке использовались динамики Hertz C 26. Приемные элементы (измерительные и контрольные микрофоны) конструктивно были объединены в антенны^{*)}. Для определения мгновенных значений частот излучаемого генератором поля использовался датчик сигнала – акселерометр, размещенный на пластине, на которой располагались источники генератора.

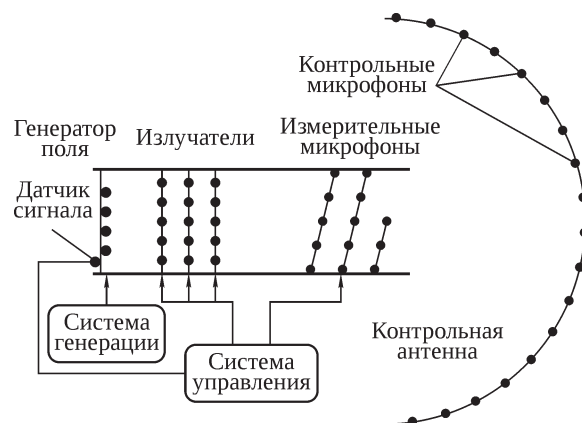


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

Задача состояла в том, чтобы, используя управляемые излучатели, расположенные на поверхности внутри трубы, подавить (уменьшить) уровень звукового поля, излучаемого из открытого конца трубы. Для измерения уровня звука, излучаемого из входного сечения (отверстия) цилиндрического канала в переднюю полусферу, использовалась контрольная антенна, состоящая из 32 контрольных микрофонов, расположенных в плоскости на полуокружности радиусом 0,9 м в дальней зоне излучающей апертуры (входного сечения цилиндрического канала) (см. рис. 2). Угловое расстояние между микрофонами примерно 6° .

Перед началом работы одновременно на нескольких частотах из предполагаемого диапазона частот компенсации проводились измерения матрицы (A) коэффициентов передачи от источников к измерительным микрофонам. На основе полученных данных производилась интерполяция измеренных коэффициентов передачи на мелкую сетку узловых частот, на которой вычислялись матрицы компенсации, которые записывались в оперативную память системы управления. При вычислении матриц компенсации $(A^H A)^{-1} A^H$ в (2) использовалась процедура регуляризации, ограничивающая число обусловленности обратной матрицы значением 100.

Процедура компенсации заключалась в следующем. По сигналам с датчика определялись текущие (мгновенные) частоты излучаемых сигналов, на основе которых по сигналам с измерительных микрофонов вычислялись полные комплексные векторы амплитуд поля (p) и напряжения (c) . При вычислении напряжений использовались ранее рассчитанные и записанные в оперативную память матрицы компенсации для частот, значения которых были определены на текущий момент времени. Напряжения, обновление значений которых происходило примерно два раза в секунду, подавались на излучатели. Одновременно была возможность компенсации сигналов на нескольких частотах.

*) Антенна микрофонная – 32 БИГЮ.467273.001, разработка ИПФ РАН.

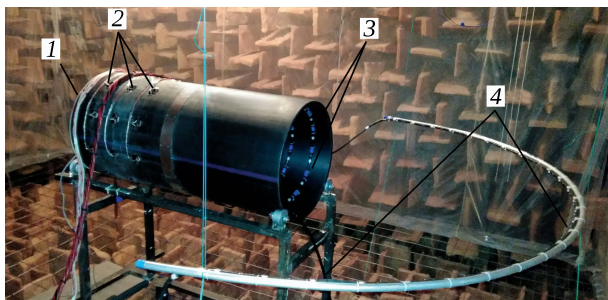


Рис. 3. Экспериментальная установка в безэховой камере: 1 – генератор поля; 2 – излучатель; 3 – измерительный микрофон; 4 – контрольный микрофон

Экспериментальные исследования по методу активного снижения шума проводились в безэховой камере общим объемом 100 м^3 , где размещались макет входного канала и контрольная микрофонная антенна (рис. 3).

Экспериментальные результаты

Экспериментальные исследования проводились в диапазоне частот $400 \dots 2230 \text{ Гц}$ при различном возбуждении излучения генератором поля. Этот частотный диапазон соответствовал частоте излучения второй фурье-гармоники при вращении ротора модели ступени вентилятора С178-1 с частотой $800 \dots 4460 \text{ об/мин}$.

Генерация излучения осуществлялась либо 10 источниками генератора поля, настроенными на возбуждение мод окружных порядков $m = 0, |m| = 1$, либо одним источником. По расчетам, при генерации поля одним источником, например, на частоте 1597 Гц должны возбуждаться распространяющиеся моды окружных порядков $|m| \leq 4$ при радиальном порядке $n = 0$ и моды окружных порядков $|m| \leq 1$ при $n = 1$. При генерации чистота генерируемых мод не контролировалась. Из-за неидентичности частотных и амплитудно-фазовых характеристик источников генератора определенная доля мощности излучения могла содержаться в модах с отличными от заданных окружными порядками.

Как правило, одновременно компенсировалось несколько частот – типичный спектр исходного и подав-

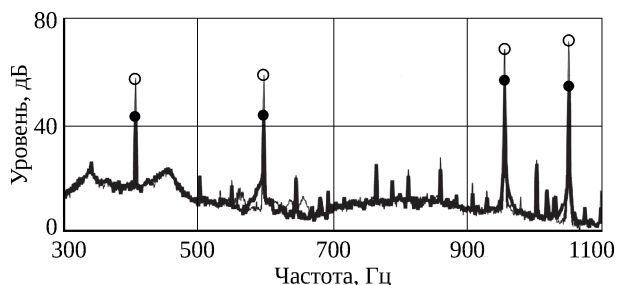


Рис. 4. Спектры сигналов

Таблица. Компенсация уровня излучения, дБ

Частота, Гц	Возбуждение мод		Один источник
	$m = 0$	$ m = 1$	
405	19,6	–	19,5
596	17,2	15,6	16,8
953	19,0	15,3	17,0
1049	14,3	21,5	16,7
1299	15,1	18,4	17,8
1597	16,2	14,5	15,4
2205	~0	1,9	~0

ленного средних уровней сигналов на измерительных микрофонах приведен на рис. 4.

В процессе измерений до и после включения системы компенсации осуществлялась запись сигналов с каждого микрофона контрольной антенны. Полученные уровни сигналов интерполировались и аппроксимировались. Для устранения эффектов, связанных с неконтролируемыми отражениями, угловой несимметричностью расположения контрольной антенны и т.д., измерения производились при различных взаимных угловых расположениях микрофонов системы контроля относительно трубы. Полученные данные измерений при возбуждении генератором мод окружных порядков $m = 0, |m| = 1$ усреднялись по угловым положениям, при генерации поля одним источником – обрабатывались по отдельности.

Основными результатами, полученными при обработке, являлись: величина компенсации уровня излучения в переднюю полусферу, равная отношению значений полных (интегральных) уровней излучения до и после включения системы компенсации, и угловые зависимости уровней полей в дальней зоне в передней полусфере.

В таблице приведены данные о величине компенсации уровня излучения в переднюю полусферу, при этом величина компенсации среднего уровня излучения на измерительных микрофонах составляла $17 \dots 34 \text{ дБ}$.

Отметим, что используемое число источников и число колец формально могли бы обеспечить подавление звука до частоты 2600 Гц и выше, там, где число радиальных мод не более трех. Однако в эксперименте уже в области возникновения третьей радиальной моды наблюдается резкое уменьшение величины компенсации уровня, – скорее всего, это связано с плохой обусловленностью задачи^{*)}.

На рис. 5 и рис. 6 приведены сечения нормированных угловых зависимостей уровней полей (передняя полусфера), полученные при генерации мод окружных порядков $m = 0$ и $|m| = 1$, угол отсчитывается от оси

^{*)} Введение регуляризатора, ограничивающего число обусловленности, повышает устойчивость решения (2) по отношению к различного рода помехам и ошибкам, но одновременно и снижает возможность управления полями.

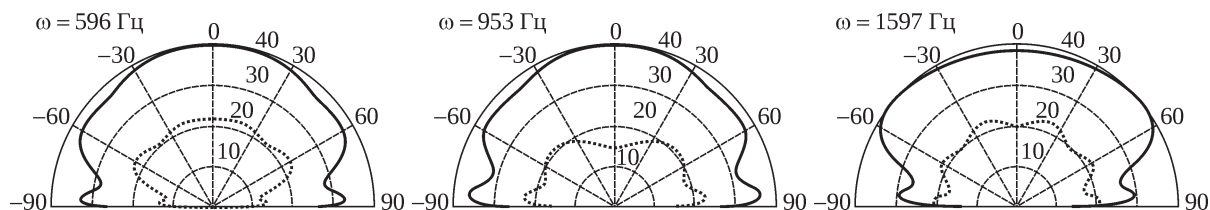


Рис. 5. Угловые зависимости уровней звукового давления (дБ), $m = 0$

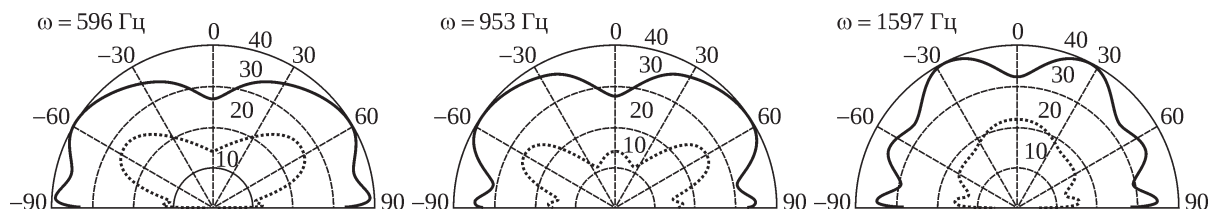


Рис. 6. Угловые зависимости уровней звукового давления (дБ), $|m| = 1$

трубы, сплошная линия – уровни до компенсации, пунктирная линия – уровни после компенсации.

Заключение

При использовании макета входного канала вентиляторной ступени С178-1 авиадвигателя проведено экспериментальное исследование эффективности системы активного подавления шума. В качестве источника звукового излучения использовался генератор вращающихся мод. Получено, что в диапазоне частот 400...1600 Гц уровни

излучения квазимонохроматических сигналов в переднюю полусферу подавляются на 14...21 дБ.

На следующем этапе исследований предполагается заменить генератор поля на вентилятор и опробовать новый алгоритм компенсации, использующий синхронные с частотой вращения вала вентилятора измерения сигналов, позволяющие восстановить полную пространственную структуру излучаемого поля.

Работа выполнена с использованием экспериментальной базы, разработанной в рамках государственного задания (проект № 0030-2021-0017).

Литература

1. Абалакин И.В., Горобец А.В., Козубская Т.К. Вычислительные эксперименты по звукопоглощающим конструкциям // Математическое моделирование. 2007. Т. 19, № 8. С. 15–21.
2. Халецкий Ю.Д. Эффективность комбинированных глушителей шума авиационных двигателей // Акустический журнал. 2012. Т. 58, № 4. С. 556–562.
3. Бобровницкий Ю.И., Томилина Т.М. Поглощение звука и метаматериалы (обзор) // Акустический журнал. 2018. Т. 64, № 5. С. 517–525.
4. Verfahren zur Dämpfung von Schallschwingungen : Patentschrift № 655508 : Klasse 21a2 Gruppe 1601 : L83025 VIIa/21a2 / P. Lueg. Tag der Bekanntmachung über die Erteilung des Patents: 30. Dezember 1937. Patentiert im Deutschen Reiche vom 28. Januar 1933 ab. 2 s. ; Related: Process of silencing sound oscillations : United States patent 2043416 / P. Lueg. Patented June 9, 1936 ; application March 8, 1934, serial No. 714,582 ; in Germany January 27, 1933. 3 p.
5. Князев А.С., Тартаковский Б.Д. О применении электромеханической обратной связи для демпфирования изгибных колебаний стержней // Акустический журнал. 1965. Т. 11, вып. 2. С. 181–186.
6. Rockwell T.H., Lawther J.M. Theoretical and experimental results on active vibration dampers // The Journal of the Acoustical Society of America. 1964. Vol. 36, no. 8. P. 1507–1515.
7. Rockwell T.H. Investigation of structure-born active vibration dampers // The Journal of the Acoustical Society of America. 1965. Vol. 38, no. 4. P. 623–628.
8. Малюжинец Г.Д. Нестационарные задачи дифракции для волнового уравнения с финитной правой частью // Труды Акустического института. 1971. Вып. 15. С. 124–139.
9. Климов С.П., Мазаников А.А., Тютюкин В.В. Широкополосная активная система гашения звуковых полей в двухмодовом волноводе // Акустический журнал. 1984. Т. 30, вып. 5. С. 653–656.
10. Active attenuation of recurring sounds : United States patent 4153815 / G.B.B. Chaplin, R.A. Smith, R.G. Bearcroft ; assignee: Sound Attenuators. Patented May 8, 1979 ; appl. No. 793275 ; filed May 3, 1977. 12 p.
11. Любашевский Г.С., Орлов А.И., Тартаковский Б.Д. Адаптивная компенсация дискретных компонент шума и вибрации // Акустический журнал. 1992. Т. 38, вып. 3. С. 489–495.

-
12. Канев Н.Г. О влиянии ошибок на эффективность работы локальных активных поглотителей звука // Акустический журнал. 2006. Т. 52, № 5. С. 665–669.
 13. Канев Н.Г., Миронов М.А. Активные резонаторы для гашения звука в узких трубах // Акустический журнал. 2008. Т. 54, № 3. С. 505–512.
 14. Sutliff D.L. A 20 year retrospective of the advanced noise control fan – contributions to turbofan noise research : Prepared for the Second Aeroacoustics Conference cosponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics and the Confederation of European Aerospace Societies State College, Pennsylvania, May 6–8, 1996. 2019. 27 p. (AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum : 19–22 August 2019, Indianapolis, IN ; AIAA 2019-3824). GRC-E-DAA-TN71900.
 15. Baseline acoustic levels of the NASA active noise control fan rig / D.L. Sutliff, M. Nallasamy, L.J. Heidelberg and D.M. Elliott. 1996. 26, [1] p. NASA Technical Memorandum 107214. AIAA-96-1745.
 16. Development and demonstration of active noise control concepts : final contractor report / Kraft R., Hu Z., Sommerfeld S., Walker B., Hersh A., Luo H., Spencer M., Hallman D., Mitchell C., Sutliff D. ; NASA, Glenn Research Center. September 2000. v, 144, [5] p. NASA/CR–2000-210037.
 17. Active noise control of low speed fan rotor-stator modes / D.L. Sutliff, Z. Hu and F.G. Pla, L.J. Heidelberg. 1997. 26 p. (3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference : 12–14 May 1997, Atlanta, GA, U.S.A. ; AIAA 97-1641).
 18. Curtis A.R.D. Active control of fan noise by vane actuators / NASA, Glenn Research Center. May 1999. 89 p. NASA/CR–1999-209156.
 19. Performance of an active noise control system for fan tones using vane actuators : technical memorandum / D.L. Sutliff, A.R.D. Curtis, L.J. Heidelberg, P.J. Remington ; NASA, Glenn Research Center. July 2000. 24, [5] p. NASA/TM–2000-210229. AIAA 2000-1906.
 20. Sutliff D.L., Remington P.J., Walker B.E. Active control of low-speed fan tonal noise using actuators mounted in stator vanes: Part III Results. 2003. 14 p. (9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit : 12–14 May 2003, Hilton Head, South Carolina ; AIAA 2003-3193).
 21. Heidelberg L.J., Hall D.G. Acoustic mode measurements in the inlet of a model turbofan using a continuously rotating rake / NASA. 1993. 30, [4] p. NASA technical memorandum 105989. AIAA-93-0598.
 22. Sutliff D.L. Rotating rake turbofan duct mode measurement system : prepared for NOISE-CON 2005 : technical memorandum / NASA, Glenn Research Center. October 2005. 27, [5] p. NASA/TM–2005-213828.
 23. Sutliff D.L. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake // International Journal of Aeroacoustics. 2007. Vol. 6, nr 2. P. 147–170.
 24. Идентификация вращающихся звуковых мод в канале воздухозаборника авиационного двигателя с помощью кольцевой решетки микрофонов / Ю.В. Берсенева, Т.А. Вискова, И.В. Беляев, В.В. Пальчиковский, Р.В. Бурдаков // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2016. № 45. С. 114–132.
 25. Излучение звука из открытого конца канала, моделирующего воздухозаборник авиадвигателя в статических условиях и в потоке / В.Ф. Копьев, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец, М.С. Ипатов, А.Е. Кругляева, С.Ю. Сидоров // Акустический журнал. 2019. Т. 65, № 1. С. 59–73.
 26. Скучик Е. Основы акустики : пер. с англ. / под ред. Л.М. Лямшева. Т. 2. М. : Мир, 1976. 542 с.
 27. Glegg S., Devenport W. Aeroacoustics of low Mach number flows : Fundamentals, analysis, and measurement. Academic Press, 2017. xiii, 537 p.
 28. Экспериментальные исследования компенсации звукового поля на дискретных частотах / И.Ш. Фикс, П.И. Коротин, О.А. Потапов, Г.Е. Фикс // Акустический журнал. 2016. Т. 62, № 2. С. 208–215.
 29. Фикс И.Ш., Фикс Г.Е. Предельные возможности активного гашения звуковых гармонических сигналов // Известия РАН. Серия физическая. 2018. Т. 82, № 5. С. 601–606.

References

1. Abalakin I.V., Gorobets A.V., Kozubskaya T.K. Vychislitel'nye eksperimenty po zvukopogloshchaiushchim konstrukttsiam [Numerical experiments on acoustic liners]. Matematicheskoe modelirovanie [Mathematical modeling]. 2007. Vol. 19, no. 8. P. 15–21.
 2. Khaletskii Iu.D. Effektivnost' kombinirovannykh glushitelei shuma aviatsionnykh dvigatelei [Effectiveness of combined aircraft engine noise suppressors]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 2012. Vol. 58, no. 4. P. 556–562.
 3. Bobrovnikskii Iu.I., Tomilina T.M. Pogloshchenie zvuka i metamaterialy (obzor) [Sound absorption and metamaterials (review)]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 2018. Vol. 64, no. 5. P. 517–525.
-

-
4. Verfahren zur Dämpfung von Schallschwingungen : Patentschrift № 655508 : Klasse 21a2 Gruppe 1601 : L83025 VIIa/21a2 / P. Lueg. Tag der Bekanntmachung über die Erteilung des Patents: 30. Dezember 1937. Patentiert im Deutschen Reiche vom 28. Januar 1933 ab. 2 s. ; Related: Process of silencing sound oscillations : United States patent 2043416 / P. Lueg. Patented June 9, 1936 ; application March 8, 1934, serial No. 714,582 ; in Germany January 27, 1933. 3 p.
 5. Kniazev A.S., Tartakovskii B.D. O primenenii elektromekhanicheskoi obratnoi svyazi dlia dempfirovaniia izgibnykh kolebaniy sterzhnei [Use of electromechanical feedback for damping of elastic vibrations of rods]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 1965. Vol. 11, no. 2. P. 181–186.
 6. Rockwell T.H., Lawther J.M. Theoretical and experimental results on active vibration dampers // The Journal of the Acoustical Society of America. 1964. Vol. 36, no. 8. P. 1507–1515.
 7. Rockwell T.H. Investigation of structure-born active vibration dampers // The Journal of the Acoustical Society of America. 1965. Vol. 38, no. 4. P. 623–628.
 8. Maliuzhinets G.D. Nestatsionarnye zadachi difraktsii dlia volnovogo uravneniia s finitnoi pravoi chast'iu [Nonstationary diffraction problems for a wave equation with finite right side]. Trudy Akusticheskogo institute [Proceedings of Acoustic Institute]. 1971. No. 15. P. 124–139.
 9. Klimov S.P., Mazanikov A.A., Tiutekin V.V. Shirokopolosnaia aktivnaia sistema gasheniia zvukovykh polei v dvukh-modovom volnovode [Wideband system of active damping of sound fields in two-mode waveguide]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 1984. Vol. 30, no. 5. P. 653–656.
 10. Active attenuation of recurring sounds : United States patent 4153815 / G.B.B. Chaplin, R.A. Smith, R.G. Bearcroft ; assignee: Sound Attenuators. Patented May 8, 1979 ; appl. No. 793275 ; filed May 3, 1977. 12 p.
 11. Liubashevskii G.S., Orlov A.I., Tartakovskii B.D. Adaptivnaia kompensatsiia diskretnykh komponent shuma i vibratsii [Adaptive compensation of discrete components of noise and vibrations]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 1992. Vol. 38, no. 3. P. 489–495.
 12. Kanev N.G. O vliianii oshibok na effektivnost' raboty lokal'nykh aktivnykh poglotitelei zvuka [Effect of errors on the efficiency of local active sound absorbers]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 2006. Vol. 52, no. 5. P. 665–669.
 13. Kanev N.G., Mironov M.A. Aktivnye rezonatory dlia gasheniia zvuka v uzakikh trubakh [Active resonators for sound control in narrow pipes]. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 2008. Vol. 54, no. 3. P. 505–512.
 14. Sutliff D.L. A 20 year retrospective of the advanced noise control fan – contributions to turbofan noise research : Prepared for the Second Aeroacoustics Conference cosponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics and the Confederation of European Aerospace Societies State College, Pennsylvania, May 6–8, 1996. 2019. 27 p. (AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum : 19–22 August 2019, Indianapolis, IN ; AIAA 2019-3824). GRC-E-DAA-TN71900.
 15. Baseline acoustic levels of the NASA active noise control fan rig / D.L. Sutliff, M. Nallasamy, L.J. Heidelberg and D.M. Elliott. 1996. 26, [1] p. NASA Technical Memorandum 107214. AIAA-96-1745.
 16. Development and demonstration of active noise control concepts : final contractor report / Kraft R., Hu Z., Sommerfeld S., Walker B., Hersh A., Luo H., Spencer M., Hallman D., Mitchell C., Sutliff D. ; NASA, Glenn Research Center. September 2000. v, 144, [5] p. NASA/CR-2000-210037.
 17. Active noise control of low speed fan rotor-stator modes / D.L. Sutliff, Z. Hu and F.G. Pla, L.J. Heidelberg. 1997. 26 p. (3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference : 12–14 May 1997, Atlanta, GA, U.S.A. ; AIAA 97-1641).
 18. Curtis A.R.D. Active control of fan noise by vane actuators / NASA, Glenn Research Center. May 1999. 89 p. NASA/CR-1999-209156.
 19. Performance of an active noise control system for fan tones using vane actuators : technical memorandum / D.L. Sutliff, A.R.D. Curtis, L.J. Heidelberg, P.J. Remington ; NASA, Glenn Research Center. July 2000. 24, [5] p. NASA/TM-2000-210229. AIAA 2000-1906.
 20. Sutliff D.L., Remington P.J., Walker B.E. Active control of low-speed fan tonal noise using actuators mounted in stator vanes: Part III Results. 2003. 14 p. (9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit : 12–14 May 2003, Hilton Head, South Carolina ; AIAA 2003-3193).
 21. Heidelberg L.J., Hall D.G. Acoustic mode measurements in the inlet of a model turbofan using a continuously rotating rake / NASA. 1993. 30, [4] p. NASA technical memorandum 105989. AIAA-93-0598.
 22. Sutliff D.L. Rotating rake turbofan duct mode measurement system : prepared for NOISE-CON 2005 : technical memorandum / NASA, Glenn Research Center. October 2005. 27, [5] p. NASA/TM-2005-213828.
 23. Sutliff D.L. Turbofan duct mode measurements using a continuously rotating microphone rake // International Journal of Aeroacoustics. 2007. Vol. 6, nr 2. P. 147–170.
-

-
24. Identifikatsiia vrashchaiushchikhsia zvukovykh mod v kanale vozdukhobornika aviatsionnogo dvigatel'ia s pomo-shch'iu kol'tsevoi reshetki mikrofonov [Identification of spinning acoustic modes in aeroengine inlet duct with circular microphone array]. Iu.V. Bersenev, T.A. Viskova, I.V. Beliaev, V.V. Pal'chikovskii, R.V. Burdakov. Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaiia tekhnika [Bulletin of PNRPU. Aerospace engineering]. 2016. No. 45. P. 114–132.
 25. Izluchenie zvuka iz otkrytogo kontsa kanala, modeliruiushchego vozdukhobornik aviadvigatel'ia v staticheskikh usloviakh i v potoke [Radiation of sound from the open end of a duct simulating an air inlet under static conditions and in a flow]. V.F. Kop'ev, N.N. Ostrikov, M.A. Iakovets, M.S. Ipatov, A.E. Krugliaeva, S.Iu. Sidorov. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 2019. Vol. 65, no. 1. P. 59–73.
 26. Skuchik E. Osnovy akustiki [Fundamentals of acoustics]: translated from English, edited by L.M. Lyamshev. Vol. 2. Moscow: Mir, 1976. 542 p.
 27. Glegg S., Devenport W. Aeroacoustics of low Mach number flows : Fundamentals, analysis, and measurement. Academic Press, 2017. xiii, 537 p.
 28. Eksperimental'nye issledovaniia kompensatsii zvukovogo polia na diskretnykh chastotakh [Experimental studies of sound field suppression at discrete frequencies]. I.Sh. Fiks, P.I. Korotin, O.A. Potapov, G.E. Fiks. Akusticheskii zhurnal [Acoustical Physics]. 2016. Vol. 62, no. 2. P. 208–215.
 29. Fiks I.Sh., Fiks G.E. Predel'nye vozmozhnosti aktivnogo gasheniia zvukovykh garmonicheskikh signalov [Limiting capabilities of the active suppression of sound harmonic signals]. Izvestiia RAN. Seriiia fizicheskaiia [Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Physics]. 2018. Vol. 82, no. 5. P. 601–606.

Материалы получены редакцией 18.03.2021