

Особенности применения интенсиметрии для определения мощности акустического излучения панели в поле аэродинамических пульсаций давления

А. Ю. Голубев, Г. А. Потокин

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия,
e-mail: alexeygolubev@yandex.ru

Рассмотрены методические особенности измерений мощности акустического излучения модельных панелей, находящихся в поле аэродинамических пульсаций давления. Показана принципиальная возможность применения интенсиметрии в ближнем поле вибрирующей поверхности. Установлено влияние статического нагружения панели на мощность её акустического излучения в окрестности первых резонансных частот. Показано, что влияние ослабляется при увеличении частоты.

Ключевые слова: мощность акустического излучения, интенсивность, интенсиметрический зонд, пульсации давления.

Одна из основных задач в процессе проектирования летательных аппаратов – определение мощности акустического (звукового) излучения отдельных участков бортовой конструкции [1]. Это может быть связано как с необходимостью локализации ослабленных участков конструкции, так и с разными внешними аэроакустическими воздействиями. Решение данной задачи является базисом для разработки локальных средств шумоподавления. Однако непосредственное определение локального прохождения звуковой энергии достаточно проблематично.

Салон летательного аппарата представляет собой замкнутое пространство. Звуковое поле в салоне создают отдельные вибрирующие участки окружающей поверхности, находящиеся под воздействием аэродинамических пульсаций давления. При этом вблизи отдельного участка вибрирующей поверхности звуковое поле является суперпозицией излучаемых участком звуковых волн (основной сигнал), ближнего гидродинамического поля колеблющегося участка (помеха 1), а также звуковых волн, отражённых от других границ замкнутого пространства (помеха 2)

и приходящих от других источников – остальных излучающих границ замкнутого пространства (помеха 3). Воздействие помех 1–3 превышает основной сигнал на порядок и более. Именно это значительное доминирование помех не позволяет практически измерять акустическое излучение отдельных участков конструкции с помощью одиночного микрофона. Поэтому требуются альтернативные не прямые методы измерений.

К числу таких методов относится интенсиметрический метод – определение интенсивности акустического излучения специальными зондами с применением ЭВМ. При этом результаты измерений можно представлять наглядно в виде карт распределения интенсивности звука. Несмотря на широкое внедрение интенсиметрического метода, продолжается совершенствование методики измерений [2]. В частности,

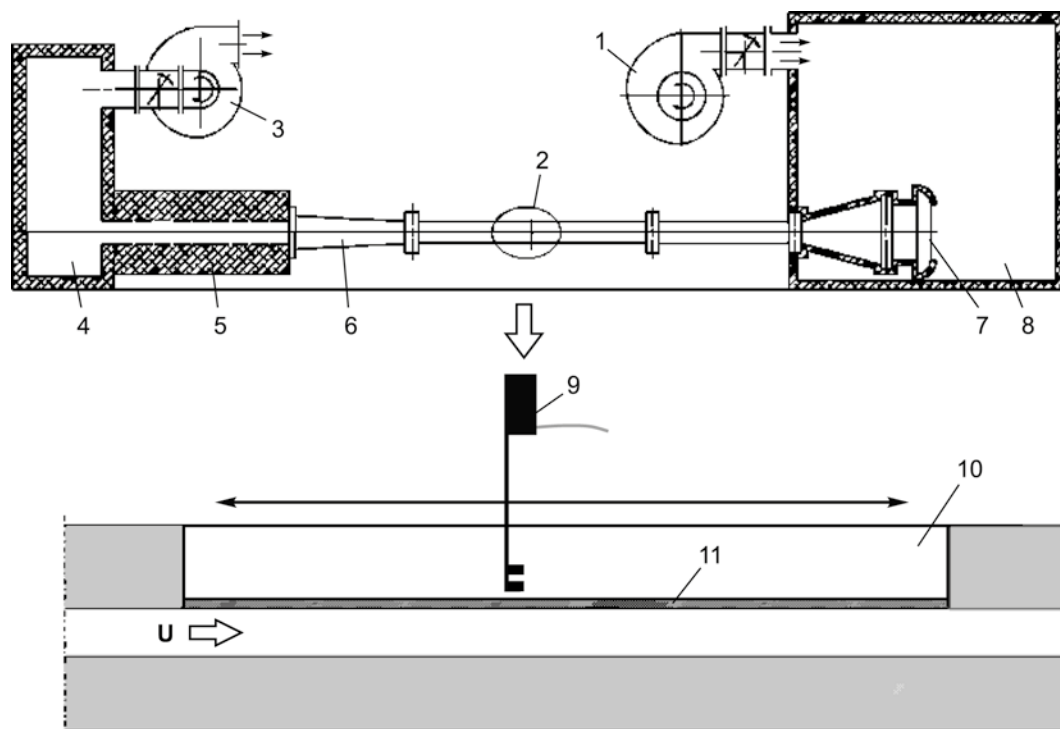


Рис. 1. Схема аэроакустической установки П-1:

1, 3 – вентиляторы соответственно на входе и выходе; 2 – рабочая часть; 4, 8 – успокоительные камеры соответственно на выходе и входе; 5 – глушитель шума; 6 – безотрывный диффузор; 7 – входной коллектор; 9 – интенсиметрический зонд; 10 – монтажное углубление; 11 – модельная панель

используются решётки микрофонов, удалённых от излучающей поверхности (в настоящее время такие методы достаточно быстро развиваются и применяются для идентификации источников шума – технология beamforming [3]). В условиях салона летательного аппарата при выраженных помехах 1–3 необходимо дополнительно обосновать применение интенсивметрического метода. Отражённые волны и другие источники звука вносят значительные погрешности в результат измерения интенсивности акустического излучения отдельных участков при увеличении расстояния между источником и конструкцией. Поэтому измерения необходимо производить в ближнем поле с учётом особенностей интенсивметрических зондов и минимизации появляющихся погрешностей.

Описание установки П-1. Экспериментальные исследования акустического излучения панелей, возбуждаемых аэродинамическим полем пульсаций давления при дозвуковой скорости потока, проводили на установке П-1. Установка представляет собой канал поперечным сечением $21,4 \times 221,0$ мм и длиной около 3 м, схема приведена на рис. 1. Канал изготовлен из нескольких листов фанеры общей толщиной 47 мм. Во входном коллекторе 7 установки, размещённом в успокоительной камере 8 (объёмом примерно 2 м^3) и связанным с рабочей частью 2 установки, осуществляется плавный переход от круглого поперечного сечения к прямоугольному при отношении площадей сечений около 12. За рабочей частью располагаются секция безотрывного диффузора 6, глушитель шума 5 и облицованная звукопоглощающим материалом успокоительная камера 4 (объёмом примерно 1 м^3). Внутренние поверхности коллектора, рабочей части и диффузора установки тщательно отполированы. Внешняя часть входного коллектора и внутренние поверхности успокоительных камер на входе и выходе отделаны звукопоглощающим материалом.

Поток в рабочей части установки реализуется с помощью двух вентиляторов на входе в установку и на её выходе либо одного вентилятора (на входе или выходе). Максимальная скорость потока на оси канала при работе двух вентиляторов составляет 38,6 м/с, при работе одного вентилятора – 30,5 и 23,9 м/с на выходе и входе соответственно. В каждом режиме работы установки можно уменьшать скорость потока путём дросселирования как на входе, так и на выходе. Применение входного вентилятора позволяет находить мощность акустического излучения панелей, находящихся под воздействием практически нулевого перепада статического давления. Таким образом, можно испытывать не только упругие конструкции, но и гибкие (резиновые) панели и оценивать влияние упругих свойств конструкции на мощность её акустического излучения в поле аэродинамических пульсаций давления.

Все элементы установки кроме вентиляторов размещаются в большом (120 м^3) помещении, потолок и стены которого обладают высоким звукопоглощением в области частот $f > 1 \text{ кГц}$. Вентиляторы располагаются вне этого помещения за капитальной кирпичной стеной. На широкой стороне рабочей части канала, ориентированной на потолок, имеется проём, в который строго заподлицо с гладкой внутренней стенкой канала устанавливается жёсткая плита с приёмниками пульсаций давления или испытываемая панель 11. При этом появляется монтажное углу-

бление 10. Поле пульсаций давления невозмущённого турбулентного пограничного слоя формируется на частотах не менее 250 Гц, в низкочастотном диапазоне преобладают помехи. Поэтому исследования выполняли на частотах не менее 250 Гц.

Для экспериментального изучения колебаний и акустического излучения тонкостенных конструкций в поле аэродинамических пульсаций давления изготовили четыре экспериментальные панели из дюралевого сплава (панели 1–4), а также дополнительно резиновую, стеклотекстолитовую, сотовую и виниловую панели. Дюралевая панель 1 – пластина размером 340×147 мм и толщиной около 1,3 мм. Панель 2 представляет собой тонкую (толщиной 0,3 мм) пластину в прямоугольной раме. Панели 1, 2 закрепляются на жёсткой раме. Панели 3, 4 представляют собой плоские модели (в масштабе 1:5) фюзеляжных панелей. Эти панели в прямоугольных рамах, как и панель 2, моделируют обшивку с рёбрами жёсткости фюзеляжных панелей ближнего и дальнего магистральных самолетов. На рис. 2 приведены частотные зависимости мощности $L_W(f)$ акустического излучения однородных панелей из дюрала (панель 1), резины и винила.

Для регистрации и анализа сигналов при измерениях на установке П-1 использовали комплексную систему, выполняющую аналого-цифровое преобразование и запись сигналов. Спектральный анализ проводили с помощью специально разработанной компьютерной программы.

Измерения интенсивности акустического излучения.

Перенос звуковой энергии непосредственно связан с измерением реальной части интенсивности (далее – интенсивности). Интенсивность звука является векторной величиной. Её определение в одном направлении подразумевает одновременную регистрацию звукового давления и колебательной скорости. Звуковое давление измеряется с применением микрофонов интенсивметрического зонда (см. рис. 1, поз. 9). Колебательная скорость определяется по градиенту давления. Интенсивметрический зонд (METRAVIB, France) представляет собой совокупность трёх микрофонов 1–3, установленных на единой державке. Микрофоны обладают высокой чувствительностью, что увеличивает соотношение сигнал–шум, и имеют малые размеры, что позволяет пренебрегать частотным изменением расстояния между акустическими центрами микрофонов.

Для проведения измерений в диапазоне $f = 88 \dots 707$ Гц служили микрофоны 1, 3, отнесённые друг от друга на расстояние

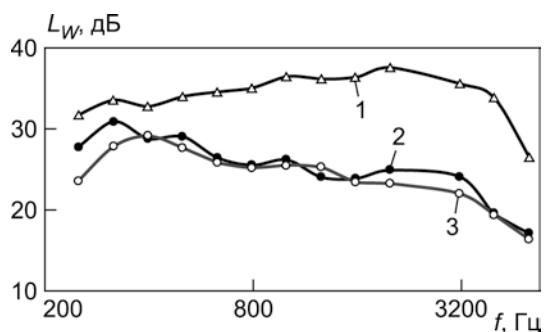


Рис. 2. Частотные зависимости мощности акустического излучения панелей из винила (1), дюрала (2) и резины (3)

120 мм, а в диапазоне $f=707...5656$ Гц – микрофоны 1, 2, находящиеся на расстоянии 15 мм друг от друга. Выполнили сравнение интенсивностей звука, определённых на микрофонных базах $\Delta r=120$; 15 мм в частотном диапазоне $f=600...800$ Гц (т. е. на пределе использования микрофонных баз). Установили, что интенсивности звука, измеренные на различных микрофонных базах в этом частотном диапазоне, практически не отличаются друг от друга (погрешность в пределах 1 дБ).

Интенсивность / звука находили по мнимой части взаимного спектра:

$$I = -\text{Im}[S_{M2M1}(\omega)]/(\omega\rho\Delta r),$$

где S_{M2M1} – взаимный спектр сигналов микрофонов 2 и 1 (3 и 1 для частотного диапазона 88–707 Гц); ω – циклическая частота; ρ – плотность воздуха.

При измерениях интенсивности возникают погрешность Δ_L , обусловленная конечноразностным приближением градиента давления, погрешность Δ_ϕ , связанная с появлением дополнительного аппаратного сдвига фаз между каналами и малости набега фаз на низких частотах, а также погрешность $\Delta_{б.п}$ ближнего поля [4]. Присутствие помех 1–3 и указанных погрешностей требует дополнительной настройки и проведения определённых методологических работ при применении интенсивметрического метода.

Погрешность Δ_L определяет верхнюю границу частотного диапазона для каждой микрофонной базы. Для плоских и сферических волн справедливо выражение

$$\Delta_L = 10\lg[\sin(k\Delta r)/(k\Delta r)],$$

где k – волновое число распространяющейся звуковой волны.

При $\Delta r=15$ мм на частоте $f=5000$ Гц имеем $\Delta_L=1,6$ дБ.

Погрешность Δ_ϕ связана с неучтённой разностью фаз между каналами измерений, включающими микрофоны зонда. В данных экспериментах фазовую характеристику зонда определяли с помощью интерферометра. Зонд располагали в поперечном направлении относительно звуковой волны в частотной области, в которой в трубе интерферометра распространяются только плоские звуковые волны. Измерения показали, что фазовая характеристика существенно отличается от нулевой, так, фазовый сдвиг на частоте 800 Гц для микрофонной базы 120 мм составляет 0,12 рад (примерно на границе измерительного диапазона), а для $\Delta r=15$ мм – сдвиг 0,035 рад.

Применение современной цифровой техники позволяет учесть особенности отдельных микрофонов ещё до вычисления интенсивности звука. Для этого вычисляют разность экспериментально полученного значения фазового сдвига и найденного по описанной выше методике фазового сдвига между отдельными каналами. Погрешность Δ_ϕ определяется соотношением значений набега фаз между микрофонами в акустическом поле и аппаратной разности фаз. После учёта фазовой характеристики зонда установили, что погрешность Δ_ϕ значима только в области низких частот. При увеличении частоты, а в особенности в поле бегущих звуковых волн, эта погрешность становится пренебрежимо малой вследствие увеличения набега фазы между микрофонами зонда.

Погрешности Δ_L , Δ_ϕ полностью могут быть минимизированы выбором соответствующей базы измерительного зонда. Чувствительность отдельных микрофонов зонда практически не отличается друг от друга, поэтому может быть установлена единая для всех микрофонов чувствительность 100 мВ/Па.

Методика определения мощности акустического излучения. Вначале выбирали форму измерительной поверхности: сферу, полусферу, параллелепипед, полупараллелепипед, цилиндр, полуцилиндр. Измерительную поверхность располагали так, чтобы её пронизывали звуковые лучи источника, и разделяли на сегменты (каждому сегменту соответствует одна точка измерения). В предлагаемых условиях эксперимента четыре измерительные поверхности имели вид полупараллелепипедов (поверхности 1–4). Боковые грани поверхностей 1, 2 совпадали с границами монтажного углубления, а верхние грани проходили через центры низкочастотной (поверхность 1) и среднечастотной (поверхность 2) микрофонных баз. Все грани поверхностей 3, 4 располагали за пределами монтажного углубления. Расстояния от вибрирующей панели до верхних граней измерительных поверхностей 1–4 составляют соответственно 75,0; 22,5; 145,0; 92,5 мм. Верхние грани поверхностей 1, 2 размером 340×147 мм соответствуют размерам монтажного углубления, размер верхних граней поверхностей 3, 4 составляет 240×420 мм. Перемещение интенсивметрического зонда по верхним граням измерительных поверхностей при расположении оси зонда перпендикулярно плоскости граней осуществляли с помощью трёхосевого координатника. Шаги перемещения по осям, коллинеарной и перпендикулярной направлению потока, составляли 60 и 30 мм соответственно.

Акустическую мощность оценивали по выражению, которое практически полностью характеризует акустическое излучение панели:

$$W = \sum_i S_i \text{Re} I_i,$$

где S_i – элементарная площадь поверхности; $\text{Re} I_i$ – вещественная часть интенсивности, которая определялась в различных точках плоскости, параллельной поверхности панели.

Обычно используется уровень акустической мощности:

$$L_W = 10\lg(W/W_0),$$

где $W_0=10^{-12}$ Вт – пороговая акустическая мощность.

Характерным для отдельных практических применений интенсивметрического метода является определение акустической мощности достаточно далеко от работающих агрегатов (0,5 м и больше). Это в основном связано с неровностью поверхности измеряемых объектов. Однако при оценке мощности акустического излучения отдельных участков вибрирующей конструкции необходимо располагать интенсивметрический зонд по возможности ближе к колеблющейся поверхности. Это связано с необходимостью увеличения соотношения потоков звуковой энергии, поступающих от конкретного участка ограждающей конструкции и других зон (максимальное превышение основного сигнала над помехами наблюдается в ближней зоне).

При измерении в ближнем поле источника происходит некоторое увеличение значений полученной интенсивности за счёт погрешности, которая является функцией расстояний от первого r_1 и второго r_2 микрофонов до источника и расстояния r от акустического центра источника до центра микрофонной базы. Так, для монополя данная погрешность определяется как

$$\Delta_{б.п} = 10 \lg [r^2 / (r_1 r_2)].$$

Необходимость учёта погрешности $\Delta_{б.п}$ прежде всего обусловлена тем, что интенсивность может значительно изменяться в пределах микрофонной базы. Однако заранее неизвестны положение акустического центра источника и изменение интенсивности в пределах микрофонной базы [5]. Поэтому влияние погрешности $\Delta_{б.п}$ в условиях эксперимента оценивали косвенным путём. На границе частотных диапазонов, соответствующих различным микрофонным базам, эти погрешности существенно различаются: для $\Delta r = 120$ мм имеем $\Delta_{б.п} = 4,4$ дБ, а для $\Delta r = 15$ мм – $\Delta_{б.п} = 0,5$ дБ. Экспериментально полученное различие интенсивностей, определённых по различным микрофонным базам, на границе частотных диапазонов не превышает 0,7 дБ. Таким образом, в условиях настоящего эксперимента интенсивность слабо изменяется в ближнем поле вибрирующей панели, поэтому погрешностью $\Delta_{б.п}$ можно пренебречь.

В ближнем поле вибрирующей конструкции, находящейся под воздействием аэродинамических пульсаций давления, не только распространяются звуковые волны, которые характеризуются малыми волновыми числами. Также возникает ближнее гидродинамическое поле колеблющейся пластины (псевдозвуковые возмущения – помеха 1), волновые числа этих возмущений превышают акустическое волновое число [5]. Регистрируемое давление вблизи поверхности существенно больше звукового давления, связанного с распространяющимися звуковыми волнами. Для псевдозвуковых возмущений характерны экспоненциальный спад в пространстве и отсутствие конвективных свойств поля при удалении от колеблющейся конструкции. В ближнем звуковом поле интенсивность, связанная с псевдозвуковыми возмущениями, обращается в нуль, что является одним из основополагающих принципов акустической голографии [6]. Таким образом, интенсивность вблизи поверхности панели связана только с распространяющейся звуковой волной.

Измерительные поверхности (1, 2), находящиеся в пределах монтажного углубления с жёсткими стенками, позволяют измерять только нормальную относительно панели составляющую интенсивности. Для измерительных поверхностей (3, 4), располагающихся за пределами монтажного углубления, измерения выполняли на их боковых гранях. На рис. 3 представлены частотные зависимости акустической мощности, определённые на всех измерительных поверхностях. Кривые 1 (поверхности 3, 4), 2 (поверхности 1, 2) на большей части частотного диапазона достаточно близко соответствуют друг другу. При этом энергия акустического излучения,

проходящего через боковые грани поверхностей 3, 4, существенно меньше энергии, излучаемой ортогонально исследуемой панели. Таким образом, становится возможным измерять мощность акустического излучения в непосредственной близости к колеблющейся конструкции.

Помехи 2, 3 минимизировали непосредственно при лётных испытаниях [1]. Интенсиметрический зонд размещали в звукопоглощающем кожухе, прилегающем к вибрирующей конструкции. В работе [1] показано, что можно определять локальные звукоизолирующие свойства ограждающей конструкции фюзеляжа и пространственные особенности внешнего аэроакустического нагружения летательного аппарата. К условиям рассматриваемого в настоящей статье эксперимента относилось значительное звукопоглощение помещения, поэтому помеха 2 была небольшой. Влияние помехи 3 проверяли путём перекрытия рабочей части установки П-1. Однако несмотря на оставшиеся шум нагнетателя и другие посторонние шумы помеха 3 также оказалась малой (как показало сканирование интенсиметрическим зондом).

Заметим, что при основных режимах работы установки П-1 на панель, устанавливаемую в её рабочей части, действует перепад статического давления до 800 Па. Такое статическое нагружение панели увеличивает её изгибную жесткость и может привести к изменению мощности акустического излучения (рис. 4). Данные получены при скорости набегающего потока 23,9 м/с. При такой скорости влияние статического давления на основные аэродинамические параметры (плотность, температурные условия на стенке, трение), которыми определяются пульсации давления [5], несущественно. Поэтому характеристики полей пульсаций давления при перепаде статического давления 80 и 800 Па (в частотном диапазоне $f \geq 250$ Гц) при одной и той же скорости набегающего потока будут идентичными (что подтвердилось экспериментально). На низких частотах различия наблюдаются, что связано с неидентичностью акустических полей нагнетателей. При перепаде статического давления 80 Па, что примерно соответствует атмосферному давлению в рабочей части установки, интенсивность акустического излучения увеличивается в окрестности третьоктавной полосы 315 Гц. В этой полосе частот локализуется расчётное значение первой резонансной частоты частично защемлённой панели (302 Гц). При статическом давлении 800 Па максимум интенсивности акустического излучения смещается в третьоктавную

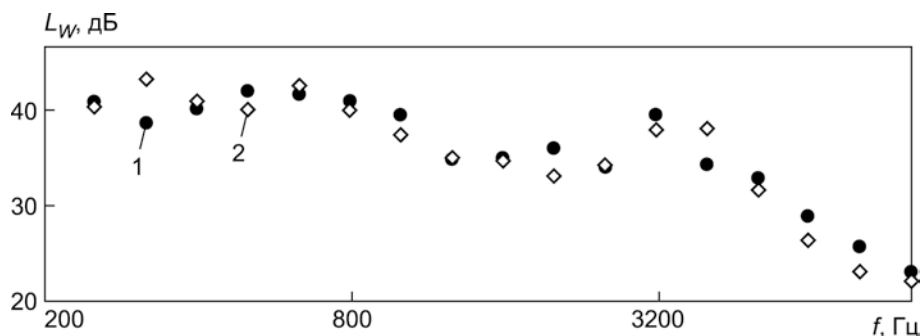


Рис. 3. Частотные зависимости мощности акустического излучения панели, определённой в монтажном углублении рабочей части установки П-1 и за его пределами: 1, 2 – излучение от верхних граней поверхностей соответственно 3, 4 и 1, 2

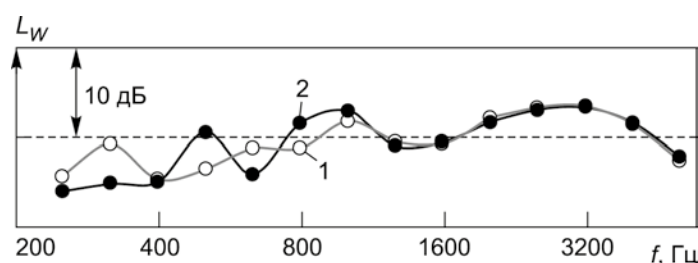


Рис. 4. Влияние статического нагружения дюралевой панели на мощность акустического излучения при давлении 80 (1) и 800 Па (2)

полосу частот 500 Гц. Это связано со смещением первой резонансной частоты вследствие увеличения жёсткости панели под воздействием этого статического нагружения. Таким образом, увеличение статического нагружения приводит к существенной трансформации частотной зависимости интенсивности излучаемой звуковой мощности в области низких частот. На частотах, в 2–3 раза превышающих первую собственную частоту панели, мощность акустического излучения статически нагруженной панели практически не отличается от мощности акустического излучения панели, находящейся в поле аэродинамических пульсаций давления со статическим давлением, практически соответствующим атмосферному.

Заключение. Выполнен комплекс лабораторных экспериментальных исследований, непосредственно связанных с решением методических вопросов определения мощности акустического излучения модельных панелей в поле аэродинамических пульсаций давления. Показана принципиальная возможность проведения измерений акустической мощности в ближнем поле колеблющейся пластины. Описано влияние статического нагружения пластины на мощность излучаемой звуковой волны.

Features of intensity measurement application to determine the acoustic radiation of the panel in the field of the aerodynamic pressure fluctuations

A. Yu. Golubev, G. A. Potokin

Central Aerohydrodynamic Institute n. a. prof. N. E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow region, Russia, e-mail: alexeygolubev@yandex.ru

The paper presents the methodological features of measurements to determine the acoustic radiation of model panels in the field of aerodynamic pressure fluctuations. The fundamental possibility of application of intensity measurement in the near field of a vibrating surface is demonstrated. The article presents the significant influence of static loading of the panel on its acoustic radiation in the vicinity of the first resonant frequencies and a significant weakening of this influence with increasing frequency.

Key words: the acoustic emission, intensity probe, pressure fluctuations.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России по Соглашению о предоставлении субсидии № 14.625.21.0038 (идентификатор проекта RFMEFI62516X0038).

Литература

1. **Abdrashitov R. G., Golubev A. Ju.** Identification of noise sources in the cabin and determination of the sound energy local passage through the Board design based on the results of in-flight measurements of the Superjet // American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), June 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3114.
2. **Miah K. H., Hixon E. L.** Design and performance evaluation of a broadband three dimensional acoustic intensity measuring system // J. Acoustic. Soc. Am. // 2010. V. 127. No. 4. P. 2338–2347.
3. **Ginn B. K., Haddad K.** Noise source identification techniques: simple to advanced applications. Société Française d'Acoustique // Acoustics 2012, Apr 2012, Nantes, France, 2012. <hal00810618>.
4. **Gade S.** Sound Intensity (Theory) // Bruel&Kjaer Technical Review 1982. № 3.
5. **Авиационная акустика.** Ч. 2. Шум в салонах пассажирских самолетов / Под ред. А. Г. Мунина. М.: Машиностроение, 1986. 261 с.
6. **Maynard J. D., Williams E. G., Lee Y.** Nearfield acoustic holography: I. Theory of generalized holography and the development of NAH // J. Acoustic. Soc. Am. 1985. V. 78. No 4. P. 1395–1413.

Дата принятия: 28.08.2018.