

УДК 534.213.4, 534.231.3

СРАВНИТЕЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ИЗВЛЕЧЕНИЯ ИМПЕДАНСА НА РАЗЛИЧНЫХ УСТАНОВКАХ ТИПА “ИНТЕРФЕРОМЕТР С ПОТОКОМ”, ВЫПОЛНЕННОЕ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ АНАЛИЗА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ, ПОЛУЧЕННЫХ В РАМКАХ ПРОЕКТА IFAR

© 2022 г. В. Ф. Копьев^{1,*}, Н. Н. Остриков¹, С. Л. Денисов¹, М. А. Яковец¹, М. С. Ипатов¹

Поступило 25.04.2022 г.

После доработки 12.05.2022 г.

Принято к публикации 12.05.2022 г.

Обсуждаются результаты сравнительных исследований различных методов извлечения импеданса звукопоглощающих конструкций по результатам измерений на различных установках типа “Интерферометр с потоком”. В качестве исследуемых образцов звукопоглощающих конструкций использовались классические однослойные звукопоглощающие конструкции. Извлечение импеданса проводилось как при отсутствии, так и при наличии спутного воздушного потока. Выявлена зависимость извлеченных значений импеданса от числа использованных микрофонов и их положения, как при наличии воздушного потока, так и при его отсутствии. Сравнение извлеченных значений импеданса, полученного на различных установках и различными методами при наличии воздушного потока, показало зависимость значений действительной и мнимой частей импеданса от метода извлечения и частоты.

Ключевые слова: звукопоглощающие конструкции, интерферометр с потоком, извлечение импеданса

DOI: 10.31857/S2686740022050108

ВВЕДЕНИЕ

Одним из наиболее важных источников шума авиационной силовой установки является шум вентилятора, излучаемый из воздухозаборного канала и из канала внешнего контура. Одним из основных способов снижения этого шума является использование звукопоглощающих конструкций (ЗПК), устанавливаемых на стенках каналов двигателя. Акустические характеристики работы ЗПК в каналах с потоком однозначно определяются величиной импеданса. Успех настройки импеданса ЗПК на наибольшее снижение шума вентилятора напрямую зависит от знания зависимо-

сти импеданса от частоты, уровня звукового давления и скорости потока, скользящего вдоль стенок канала.

Для решения задачи определения импеданса ЗПК в зависимости от скорости скользящего потока используются установки типа “Интерферометр с потоком”, которыми обладают ведущие мировые авиационные центры. В таких установках испытуемый образец ЗПК помещается заподлицо с боковой поверхностью одной из стенок канала прямоугольного сечения, а извлечение импеданса ЗПК основано на решении обратной задачи о распространении звука в канале с потоком при наличии импедансной стенки с использованием результатов измерения параметров звукового поля в канале, полученных с помощью микрофонов, установленных заподлицо с противоположной стороны от образца и/или на других жестких стенках канала.

Накопление опыта эксплуатации установок типа “Интерферометр с потоком” привело в последние годы к актуализации проблемы точности извлечения импеданса ЗПК на этих установках, что в значительной степени было обусловлено результатами работ по сравнению импеданса, измеренного на различных установках для одних и тех

¹Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ, Москва, Россия

*E-mail: vkopiev@mktsagi.ru

же образцов ЗПК с помощью как одинаковых, так и различных методов [1–5]. В этих работах показано, что на большинстве частот результаты извлечения импеданса одинаковых образцов ЗПК оказываются близкими, хотя при этом имеется достаточно большой разброс значений при применении различных методов. В том числе в этих экспериментах были обнаружены режимы работы ЗПК, при которых возникают существенные расхождения извлеченного импеданса даже при использовании одинаковых методов и при наличии, и при отсутствии потока в канале. Анализ указанных расхождений показал, что существуют проблемы точности извлечения импеданса и адекватности используемых математических моделей на установках типа “Интерферометр с потоком”. Это достаточно болезненный вывод, поскольку именно на этих установках производится выбор ЗПК для создающихся авиадвигателей. Как следствие, в 2017 г. в рамках работы рабочей группы по шуму (Noise Working Group) международного проекта IFAR (International Forum for Aviation Research), объединяющего коллективы ведущих авиационных научных центров NASA, ONERA, DLR, NLR и ЦАГИ, была сформулирована Тема № 1 (Acoustic Liner), целиком посвященная проблемам извлечения импеданса ЗПК на установках типа “Интерферометр с потоком”. По данной теме ведущий специалист NASA в области разработки ЗПК Майк Джонс (Mike G. Jones) сформулировал для консорциума проекта IFAR пять проблем (Challenges) [6], решение которых будет способствовать повышению точности извлечения импеданса ЗПК на указанных установках.

Настоящая работа выполнена в рамках решения Задачи № 1 (Challenge 1), которая посвящена сравнению различных подходов к извлечению импеданса ЗПК на установках типа “Интерферометр с потоком”. В соответствии с общей постановкой Задачи № 1 коллективом NASA было проведено экспериментальное исследование однослойного образца ЗПК на установке NASA GFIT (Grazing Flow Impedance Tube) и полученные экспериментальные данные были представлены для анализа членам консорциума IFAR. Результаты определения импеданса исследуемого образца ЗПК, выполненные командой NASA с помощью двух различных методов, также были предоставлены членам консорциума IFAR и представлены в работе [7].

Задача извлечения импеданса для исследуемого образца ЗПК на основе данных, представленных NASA, была также выполнена коллективом ЦАГИ с использованием метода, изложенного в работах [8–10]. Этот метод был разработан в рамках Задачи № 2 (Challenge 2) IFAR и его основной особенностью является учет трехмерной неоднородности потока в канале установки “Интерфе-

рометр с потоком” на основе решения уравнения Придмора–Брауна [8]. Первые результаты применения разработанного метода были представлены в работе [9], а впоследствии, благодаря модернизации установки ЦАГИ “Интерферометр с потоком”, описанной в [10], появилась возможность проведения измерения профиля скорости в различных секциях интерферометра (двухпараметрический профиль скорости), что повысило точность определения профиля скорости потока.

Основными отличиями установки NASA GFIT, помимо геометрических размеров, являются число и местоположение измерительных микрофонов (всего 95 микрофонов), расположенных заподлицо на различных стенках канала. Эта особенность и была использована в настоящей работе для сравнения значений импеданса, полученных при измерении с помощью различного числа микрофонов, расположенных на различных стенках канала рассматриваемой установки NASA GFIT.

Значения импеданса тестового ЗПК, полученные с использованием методов NASA и ЦАГИ на соответствующих установках, и являются объектом исследований в настоящей работе.

1. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

В данной части будет представлено краткое описание экспериментальных установок NASA GFIT и “Интерферометр с потоком” ЦАГИ, на которых проводились измерения распределения звукового поля, результаты которых использовались в дальнейшем при извлечении импеданса. Детальное описание установки NASA можно найти в работах [6, 7, 11].

Поскольку основной акцент в настоящей работе делается на исследовании влияния числа и расположения микрофонов на величину извлекаемого импеданса, то необходимо описать маски микрофонов, которые будут использоваться далее (под маской микрофонов здесь подразумевается совокупность микрофонов, объединенных какой-либо общей особенностью при размещении в канале установки NASA GFIT). На рис. 1 представлены номера микрофонов для установки NASA GFIT и различные маски микрофонов, которые использовались в данной работе при извлечении импеданса. Красным цветом выделены микрофоны, соответствующие маске № 1, зеленым – маске № 2, синим – маске № 3, желтым – маске № 4. Маска № 5 включала в себя все микрофоны установки.

Сделаем несколько замечаний относительно используемых масок микрофонов:

1. Микрофоны для маски № 1 размещаются на нижней стенке установки напротив исследуемого

Номер микрофона	Маска 1	Маска 2	Маска 3	Маска 4	Маска 5	Номер микрофона	Маска 1	Маска 2	Маска 3	Маска 4	Маска 5	Номер микрофона	Маска 1	Маска 2	Маска 3	Маска 4	Маска 5
1	1	1	1	1	1	33	0	0	0	1	1	65	0	1	1	1	1
2	1	1	1	1	1	34	1	0	1	1	1	66	1	0	1	1	1
3	0	0	0	0	1	35	0	1	1	1	1	67	0	1	1	1	1
4	0	0	0	0	1	36	1	0	1	1	1	68	1	0	1	1	1
5	0	0	0	0	1	37	0	1	1	1	1	69	0	1	1	1	1
6	0	0	0	0	1	38	1	0	1	1	1	70	1	0	1	1	1
7	0	0	0	0	1	39	0	1	1	1	1	71	0	1	1	1	1
8	0	0	0	0	1	40	1	0	1	1	1	72	1	0	1	1	1
9	0	0	0	0	1	41	0	1	1	1	1	73	0	1	1	1	1
10	0	0	0	0	1	42	1	0	1	1	1	74	1	0	1	1	1
11	0	0	0	0	1	43	0	1	1	1	1	75	0	1	1	1	1
12	1	1	1	1	1	44	1	0	1	1	1	76	1	0	1	1	1
13	1	1	1	1	1	45	0	1	1	1	1	77	0	1	1	1	1
14	1	1	1	1	1	46	1	0	1	1	1	78	1	0	1	1	1
15	0	0	0	0	1	47	0	1	1	1	1	79	0	1	1	1	1
16	0	0	0	0	1	48	1	0	1	1	1	80	1	0	1	1	1
17	0	0	0	0	1	49	0	1	1	1	1	81	0	0	0	1	1
18	0	0	0	0	1	50	1	0	1	1	1	82	0	0	0	1	1
19	0	0	0	0	1	51	0	1	1	1	1	83	0	1	1	1	1
20	0	0	0	0	1	52	1	0	1	1	1	84	0	0	0	1	1
21	0	0	0	0	1	53	0	1	1	1	1	85	0	0	0	1	1
22	0	0	0	0	1	54	1	0	1	1	1	86	0	0	0	0	1
23	0	0	0	0	1	55	0	1	1	1	1	87	0	0	0	0	1
24	0	0	0	0	1	56	1	0	1	1	1	88	0	0	0	0	1
25	0	0	0	0	1	57	0	1	1	1	1	89	0	0	0	0	1
26	0	0	0	0	1	58	1	0	1	1	1	90	0	0	0	0	1
27	0	0	0	0	1	59	0	1	1	1	1	91	0	0	0	0	1
29	0	0	0	0	1	60	1	0	1	1	1	92	0	0	0	0	1
29	0	0	0	1	1	61	0	1	1	1	1	93	0	0	0	0	1
30	0	0	0	1	1	62	1	0	1	1	1	94	0	0	0	0	1
31	0	0	0	1	1	63	0	1	1	1	1	95	0	0	0	0	1
32	0	0	0	1	1	64	1	0	1	1	1						

Рис. 1. Номера микрофонов и соответствующие им маски микрофонов (0 – неиспользуемые микрофоны, 1 – используемые микрофоны).

образца ЗПК справа от оси канала (24 микрофона);

2. Микрофоны для маски № 2 размещаются на нижней стенке установки напротив исследуемого образца ЗПК слева от оси канала (24 микрофона);

3. Маска микрофонов № 3 объединяет микрофоны масок № 1 и № 2 слева и справа от оси канала напротив исследуемого образца ЗПК (всего 48 микрофонов);

4. Маска микрофонов № 4 включает в себя все 57 микрофонов, размещенных на нижней стенке канала (не только напротив исследуемого образца ЗПК);

5. Маска микрофонов № 5 включает в себя все микрофоны (всего 91 микрофон), размещенные на нижней, верхней (вне области установки исследуемого образца ЗПК) и боковых стенках канала установки NASA GFIT;

6. Микрофоны № 1, № 2, № 13 и № 14 размещаются на верхней стенке установки и посредством метода двух микрофонов использовались для определения амплитуды падающей и отраженной волн для всех 5 используемых масок микрофонов.

Установка “Интерферометр с потоком” ЦАГИ представляет собой металлический канал квадратного сечения (рис. 2), в центральной части которого располагается кассета с исследуемым образцом ЗПК (рис. 3). Отличие установок ЦАГИ и NASA состоит в следующем. Установка NASA

GFIT имеет прямоугольный канал, а установка ЦАГИ – квадратный. На установках ЦАГИ и NASA используется различное число микрофонов (16 микрофонов на установке ЦАГИ и 95 микрофонов на установке NASA GFIT), и их расположение относительно оси канала также различно. При этом размещение микрофонов на установке ЦАГИ подразумевает использование только одной маски микрофонов, которая не повторяет маски микрофонов, используемых на установке NASA GFIT. Кроме этого, экспериментальные исследования на установке ЦАГИ могут проводиться в двух различных вариантах сборки: сборка в лабораторной конфигурации и сборка в конфигурации в заглушенной камере АК-2. В различных вариантах сборки в канале установки ЦАГИ реализуются потоки с различными профилями скорости, причем в сборке в конфигурации в заглушенной камере АК-2 достижима любая дозвуковая скорость потока в канале, а в случае сборки в лабораторных условиях скорость потока в канале ограничена величиной 100 м/с.

В настоящей работе измерения проводились в сборке установки в конфигурации заглушенной камеры АК-2 (рис. 4). В данной конфигурации канал установки подключался к внутренней цепи компрессора АК-2. В этой конфигурации компрессор работает в режиме нагнетания воздуха, т.е. давление в воздуховоде является положительным. В качестве источника звука использовался

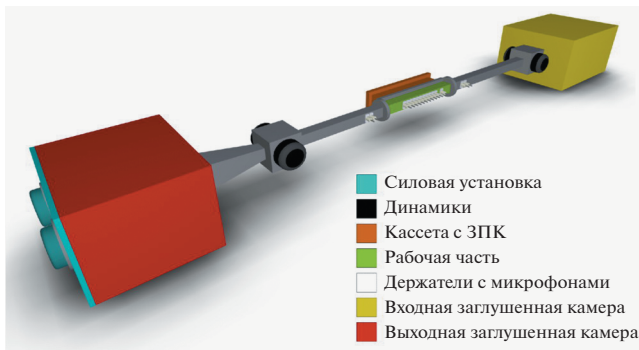


Рис. 2. Трехмерная 3D-модель установки ЦАГИ “Интерферометр с потоком”.

тональный сигнал в диапазоне частот от 0.5–3.0 кГц с шагом 0.1 кГц и уровне звукового давления 140 дБ. Скорость потока в канале при проведении экспериментов составляла 0 и 100 м/с, причем распространение звука осуществлялось вниз по потоку и было аналогично условию распространения звука на установке NASA GFIT.

В ходе эксперимента в рабочей части экспериментальной установки в трех сечениях (рис. 5) были измерены профили скорости воздушного потока (рис. 6).

Из рис. 6 видно, что изменение профиля потока в центральной части интерферометра составляло не более 5% на длине образца, а на стенках интерферометра менее 1%. При дальнейшем извлечении импеданса это позволило сделать допущение, что в первом приближении профиль скорости потока является постоянным вдоль оси канала установки “Интерферометр с потоком”.

Более подробное описание установки ЦАГИ “Интерферометр с потоком” можно найти в работах [9], где также приведены примеры измеренных профилей для различных скоростей потока, значения амплитуды и фазы давления для различных частот, а также проводится анализ неопределенностей при проведении эксперимента, оказывающих влияние на измеряемые значения. Заметим, что после проведения указанных испытаний в заглушенной камере АК-2 установка ЦАГИ “Интерферометр с потоком” была модернизирована путем увеличения числа измерительных микрофонов до 24 штук, а также была реализована возможность измерения профиля скорости потока во взаимно перпендикулярных направлениях, что позволило улучшить точность описания профиля средней скорости потока, и, как следствие, точность извлечения импеданса [10].

2. ОПИСАНИЕ МЕТОДИКИ ИЗВЛЕЧЕНИЯ ИМПЕДАНСА

Представим краткое описание методов извлечения импеданса, используемых коллективами NASA и ЦАГИ. Коллектив NASA использует два метода для определения импеданса на основе измеренных акустических давлений. Первый – это метод Прони, опирающийся на измерение акустического давления для вычисления осевых волновых чисел, из которых можно непосредственно вычислить импеданс исследуемого образца ЗПК. Поскольку этот метод предполагает, что канал имеет бесконечную длину для исследуемого образца ЗПК, то для правильного выбора той части данных, которая наиболее подходит для этого анализа, необходимо проведение дополнительного анализа. Второй метод – метод КУГ пред-

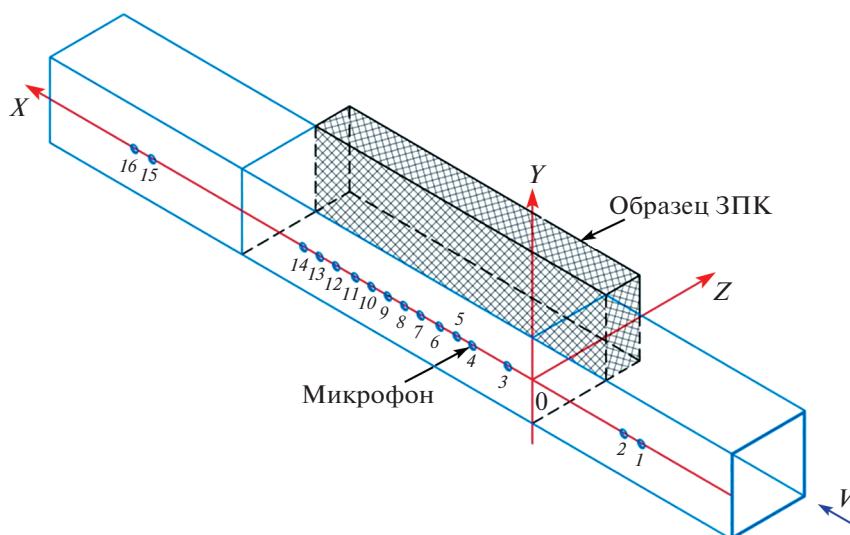


Рис. 3. Центральная секция установки ЦАГИ “Интерферометр с потоком” с измерительными микрофонами.



Рис. 4. Установка ЦАГИ “Интерферометр с потоком” в сборке в конфигурации заглушенной камеры АК-2.

ставляет собой реализацию метода конечных элементов (МКЭ) для решения двумерного (2D) Конвективного уравнения Гельмгольца с граничными условиями Ингарда–Майерса для образца ЗПК при наличии потока. В данном случае извлеченный импеданс используется в качестве входных данных для расчета распространения звука. Предполагается, что импеданс, который приводит к минимальной разнице между вычисленным и измеренным полями звукового давления, является искомым импедансом для исследуемого образца. Подробное описание методов извлечения импеданса ЗПК, используемым коллективом NASA на установке NASA GFIT, представлено в работе [6], а валидация расчетных методов – в работе [13].

Метод определения импеданса, используемый коллективом ЦАГИ, основан на решении линеаризованных уравнений Эйлера с помощью МКЭ в предположении, что импеданс исследуемого образца ЗПК удовлетворяет граничным условиям третьего рода [9, 10]. Метод ЦАГИ допускает как двумерное (2D), так и трехмерное (3D) описание геометрии канала установки типа “Интерферометр с потоком”. Рассчитанное с помощью данных методов звуковое давление используется для минимизации функционала Φ . Ключевое отличие в подходе, примененном в настоящей работе, от подхода работ [9, 10] заключается в том, что метод градиентного спуска используется при мини-

мизации нормированного функционала Φ , который имеет вид

$$\Phi = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left| 1 - \frac{p_i^c}{p_i^e} \right|^2, \quad (1)$$

где N – количество измерительных микрофонов, p_i^e – звуковое давление, измеренное в эксперименте, и p_i^c – звуковое давление, рассчитанное с использованием метода конечных элементов для заданного значения импеданса.

Сделаем несколько замечаний относительно профиля потока, используемого при расчете звукового поля с целью последующего извлечения импеданса. В случае 2D-модели геометрии канала установки для расчетов используется одномерный поперечный профиль скорости потока. В случае использования реалистической трехмерной геометрии канала установки для расчета звукового давления используется двумерный профиль продольной скорости потока в поперечном сечении канала. В обоих случаях предполагается, что профиль скорости потока остается постоянным по всей длине канала установки “Интерферометр с потоком”.

В случае установки ЦАГИ для расчета используется экспериментально измеренный профиль скорости в поперечном сечении канала. Для расчета звукового давления измеренный профиль аппроксимируется с помощью полинома высокого порядка. Для 3D-геометрии канала построение трехмерного профиля скорости было выполнено в соответствии с методом, используемым в работе [10]. В случае установки NASA GFIT для 2D-геометрии канала использовался полуэмпирический профиль потока, описываемый аналитическим выражением, взятым из работы [12], а его обобщение на трехмерный случай было таким же и для установки ЦАГИ [10].

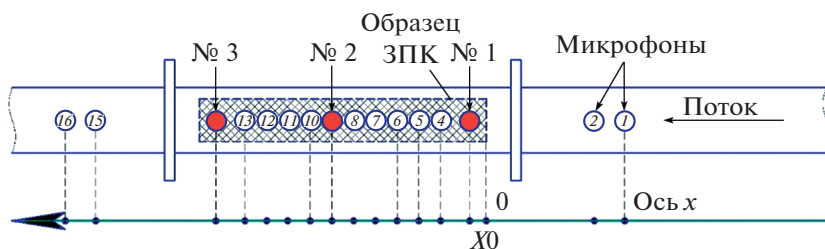


Рис. 5. Номера сечений (№ 1, № 2 и № 3), в которых проводились измерения профиля скорости потока.

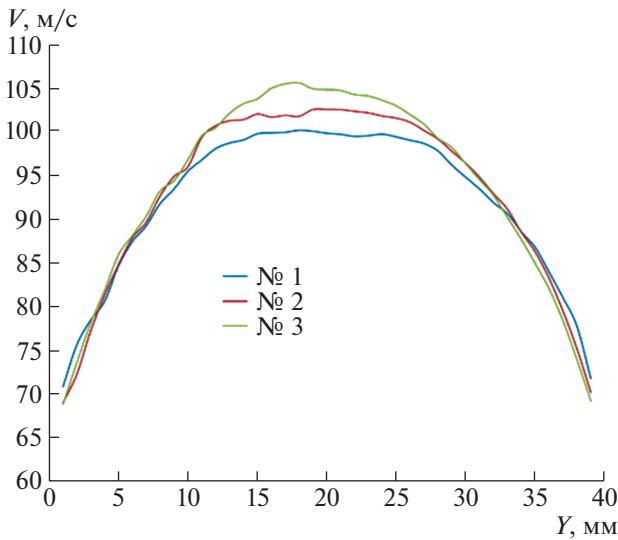


Рис. 6. Измеренный профиль скорости потока для конфигурации АК-2. Образец ЗПК располагается на расстоянии $Y = 40$ мм, а жесткая стенка $Y = 0$ мм. Номера кривых соответствуют номерам сечений (рис. 7) вдоль оси канала, в которых проводились измерения.

3. ОПИСАНИЕ ИССЛЕДУЕМОГО ОБРАЗЦА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗВЛЕЧЕНИЯ ИМПЕДАНСА

В данном разделе будут представлены результаты извлечения импеданса, полученные для установок ЦАГИ и NASA GFIT типа “Интерферометр с потоком” для однослойного образца ЗПК IFAR IU2 (фотография образца и его параметры представлены на рис. 7 и в табл. 1 соответственно) при скоростях потока, равных 0 и 100 м/с, а также для двух значений уровней звукового давления на входе установки – 120 и 140 дБ. Везде далее наименование IU2M0L2 соответствует образцу IU2 при уровне звукового давления 120 дБ и скорости потока 0 м/с; наименование IU2M0L4 соответствует образцу IU2 при уровне звукового давления 140 дБ и скорости потока 0 м/с и наименование IU2M03L4 соответствует образцу IU2 при

Таблица 1. Параметры исследуемого образца ЗПК IFAR IU2

Наименование	Значение
Процент перфорации, %	$F = 11$
Длина образца (для установки NASA), мм	$LX = 406.4$
Длина образца (для установки ЦАГИ), мм	$LX = 400.0$
Ширина образца (для установки NASA), мм	$LY = 50.8$
Ширина образца (для установки ЦАГИ), мм	$LY = 40.0$
Толщина сотоблока, мм	$H = 50.8$
Толщина перфорированного листа, мм	$t = 0.9$
Диаметр отверстия, мм	$d = 1.0$

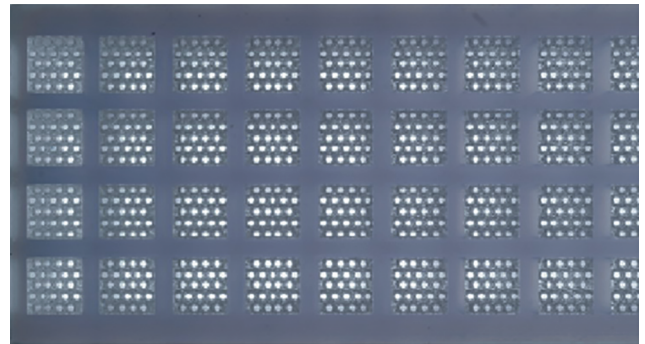


Рис. 7. Фотография исследуемого образца ЗПК IFAR IU2.

уровне звукового давления 140 дБ и скорости потока 100 м/с.

Итак, рассмотрим случай отсутствия воздушно-го потока и уровень звукового давления на входе установки, равный 120 дБ. На рис. 8 представлены зависимости для действительной (а) и мнимой частей импеданса, извлеченных в двумерном (2D) случае для трех различных масок микрофонов на установке NASA GFIT. Красная кривая соответствует маске № 1, синяя – маске № 2 и зеленая – маске № 3. Хорошо видно, что мнимые части импеданса близки друг к другу, в то время как действительные части демонстрируют различия на частотах ниже 1 кГц и выше 2.4 кГц. Необходимо отметить, что в частотном диапазоне 1.0–2.4 кГц разность между действительными частями импеданса, извлеченными с помощью различных масок микрофонов, не превосходит 2–4%. Однако частоте 400 Гц для масок микрофонов № 1 и № 2 эта разность составляет величину около 40%.

На рис. 9 представлено сравнение значений вычисленного с помощью соотношения (1) функционала для различных масок микрофонов. Видно, что наибольшие значения функционала демонстрирует маска микрофонов № 2, а минимальные значения – маска микрофонов № 1. Маска микрофонов № 3 демонстрирует промежуточные значения функционала и более монотонную зависимость от частоты, в отличие от масок микрофонов № 1 и № 2. Следует отметить, что увеличение числа микрофонов не приводит к монотонному росту или уменьшению значений функционала. Также сделаем замечание, что на частоте настройки ЗПК (1.2 кГц) для всех трех значений функционала имеет место локальный максимум.

На рис. 10 представлено сравнение результатов извлечения импеданса (действительная (а) и мнимая части (б)), выполненных для масок микрофонов № 1–3 для двумерной геометрии канала с результатами извлечения импеданса, выполненными коллективом NASA. Хорошо видно, что

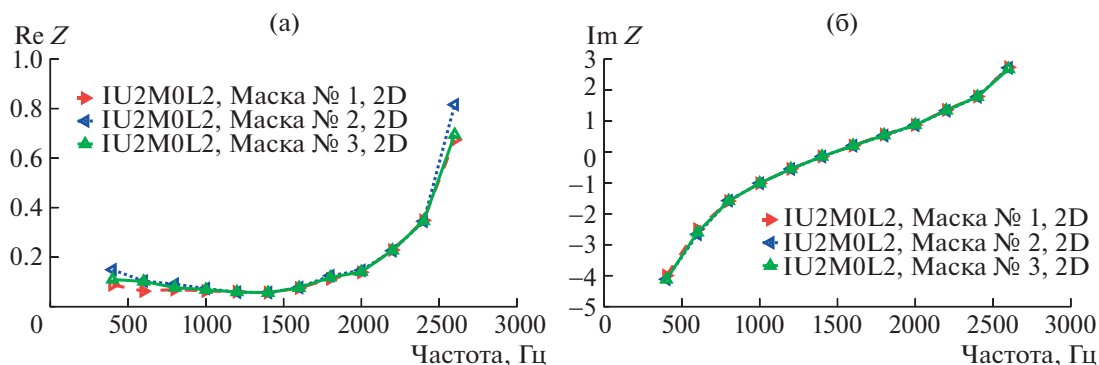


Рис. 8. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса для масок микрофонов № 1, № 2 и № 3, извлеченного для двумерной (2D) геометрии канала установки NASA GFIT.

мнимая часть импеданса для всех рассмотренных методов демонстрирует отличное совпадение, в то время как для действительной части имеет место отклонение, особенно заметное на частотах ниже 600 Гц. В диапазоне частот от 1 до 1.4 кГц все рассмотренные методы демонстрируют близкие значения, на частотах свыше 1.6 кГц значения импеданса, полученные для масок № 1–3 и методом КУГ, демонстрируют близкие значения, отличаясь от значений, полученных методом Прони.

Рассмотрим далее сравнение различных масок микрофонов для образца IU2M0L2 для случая трехмерной (3D) геометрии канала для установки NASA GFIT. На рис. 11 представлены зависимости для действительной (а) и мнимой частей (б) импеданса, полученные для трех различных масок микрофонов и двух расчетных геометрий. Красная кривая соответствует двумерной (2D) геометрии канала и маске микрофонов № 3, синяя – трехмерной (3D) геометрии канала и маске микрофонов № 4, а зеленая – трехмерной (3D) геометрии канала и маске микрофонов № 5. Зависимости, полученные для двумерной и трехмерной расчетных геометрий канала, демонстрируют близкие значения действительной и мнимой частей импеданса в диапазоне частот от 600 до 2200 Гц. На частотах свыше 2.2 кГц расчет с использованием трехмерной модели демонстрирует несколько большие значения импеданса, нежели чем двумерный расчет. Как показывает проведенный нами анализ, для устранения этого отличия необходимо увеличить число и/или тип используемых конечных элементов. Сравнение значений импеданса, извлеченных с помощью микрофонных масок № 4 и № 5, демонстрирует близкие значения, несколько отличаясь на частоте 2.6 кГц для действительной части.

На рис. 12 представлено сравнение значений функционала для двумерной и трехмерной расчетных геометрий канала и трех различных масок микрофонов. Хорошо видно, что значения функ-

ционала для микрофонных масок № 4 и № 5 демонстрируют близкие значения функционала во всем диапазоне частот, кроме частот 0.6, 1.0 и 1.4 кГц. Интересно отметить, что в отличие от зависимостей, представленных на рис. 9, положения максимума функционала для трехмерной геометрии канала не совпадают с частотой настройки ЗПК (1.4 вместо 1.2 кГц). Этот факт демонстрирует влияние пространственного распределения звукового поля в канале установки, не учитываемое при двумерном расчете, на извлекаемые значения импеданса. Сравнение с функционалом для двумерной расчетной модели показывает, что во всем диапазоне частот, кроме частоты 1.4 кГц, расчет для трехмерной геометрии канала дает меньшие значения функционала, чем расчет для двумерной геометрии канала. Причиной этого может быть как увеличение числа микрофонов в функционале (1), так и более корректный учет распределения звукового поля в канале установки при проведении расчетов с использованием трехмерной геометрии.

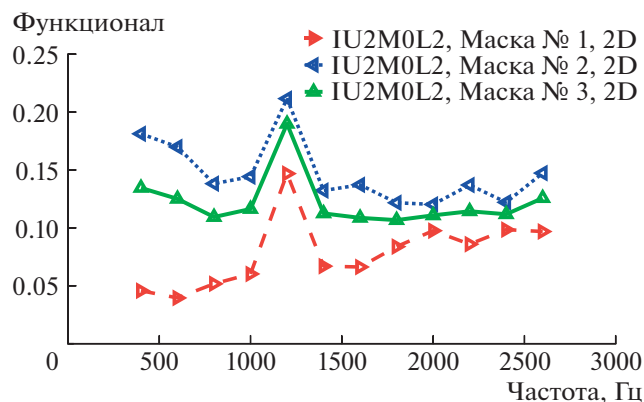


Рис. 9. Сравнение значений функционала для масок микрофонов № 1, № 2 и № 3 для двумерной (2D) геометрии канала.

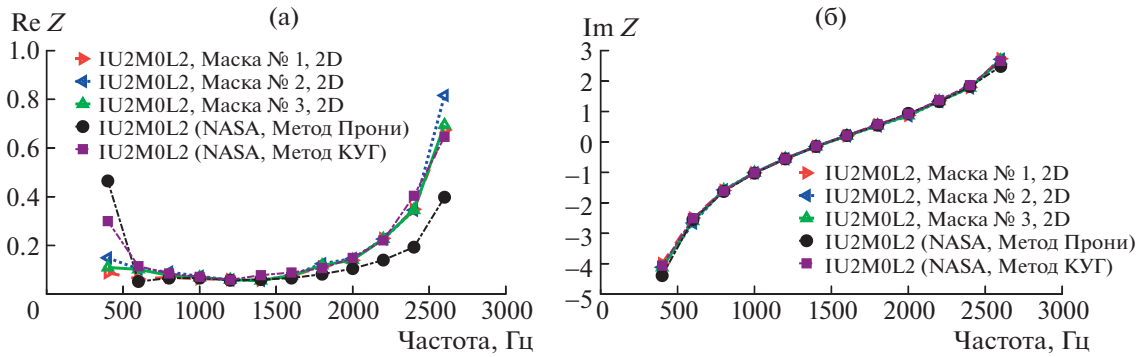


Рис. 10. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса для масок микрофонов № 1, № 2 и № 3 с результатами извлечения импеданса, полученными коллективом NASA.

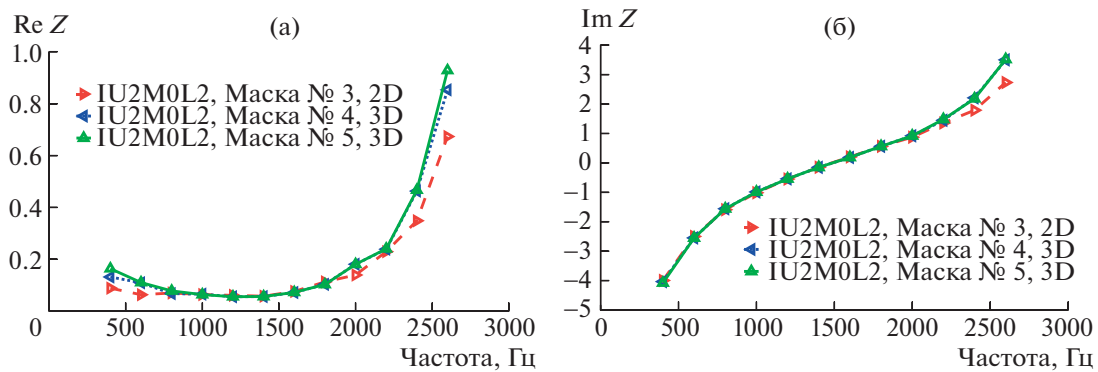


Рис. 11. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса, полученных для маски микрофонов № 3 и двумерной (2D) геометрии канала со значениями, полученными для трехмерной (3D) геометрии канала и масок микрофонов № 4 и № 5.

На рис. 13 представлено сравнение значений действительной (а) и мнимой (б) частей импеданса, извлеченных для двумерной (2D) и трехмерной (3D) расчетных геометрий канала со значе-

ниями импеданса, полученными коллективом NASA. Отчетливо видно, что для всех методов извлечения импеданса полученные значения для мнимой части демонстрируют хорошее совпадение в диапазоне частот от 400 до 2200 Гц. На более высоких частотах имеет место некоторое превышение полученных с помощью трехмерного расчета значений импеданса. В диапазоне частот от 600 до 1600 Гц также имеет место хорошее совпадение действительной части импеданса для всех рассматриваемых методов. Однако на частотах свыше 1600 Гц наблюдается различие между полученными значениями, причем разница между полученными значениями зависит от частоты.

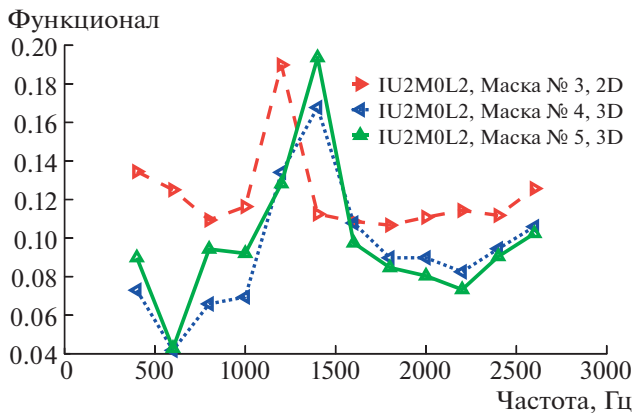


Рис. 12. Сравнение значений функционала для маски микрофонов № 3 для двумерной (2D) геометрии канала и масок микрофонов № 4 и № 5 для трехмерной (3D) геометрий канала.

Сходство значений импеданса, полученных коллективом NASA с помощью метода КУГ и метода ЦАГИ, обусловлено тем фактом, что оба они основаны на определении звукового давления в канале с помощью метода конечных элементов с последующей минимизацией разницы между измеренными и рассчитанными значениями звукового давления. Однако причина разницы в полученных значениях импеданса для этих методов на частотах ниже 0.8 кГц требует дополнительного

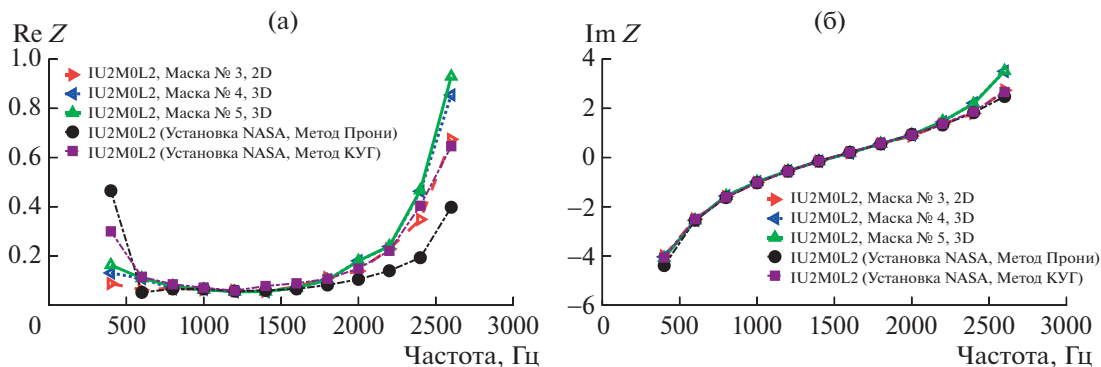


Рис. 13. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса для масок микрофонов № 3, № 4 и № 5 с результатами извлечения импеданса, полученными коллективом NASA.

анализа (возможно, это различие связано с использованием разных функционалов Φ).

Сравнительный анализ значений импеданса, полученных с использованием различных микрофонных масок, не позволяет нам сделать однозначный вывод о достоинствах одной микрофонной маски над другой. Это очевидно, поскольку рассматриваются двумерная геометрия канала и распространение звука при отсутствии воздушного потока (в этом случае конвективное уравнение Гельмгольца и линеаризованное уравнение Эйлера сводятся к уравнению Гельмгольца, а граничные условия Ингарда–Майерса сводятся к граничным условиям третьего рода), и разница между полученными значениями импеданса может быть обусловлена неоднородностью параметров используемых микрофонов. Завышенные значения импеданса, полученные для трехмерной геометрии канала, по сравнению со значениями, полученными для двумерной геометрии канала, или со значениями, полученными коллективом NASA, обусловлены числом и типом используемых при расчете конечных элементов (в данном случае использовались линейные 8-узловые элементы, а расчетная модель состояла из 24000 элементов).

В целом анализ полученных результатов по извлечению импеданса на установке NASA GFIT для рассматриваемого образца однослойной ЗПК при отсутствии воздушного потока не позволяет сделать однозначного вывода о превосходстве какой-либо расчетной модели или маски микрофонов по отношению к другой модели или маске. Однако трехмерный расчет позволяет более корректно описать распределение звукового поля в канале установки и при наличии микрофонов на различных стенках канала, исходя из значений функционала, получить лучшие значения импеданса, чем двумерный расчет. Но на высоких частотах необходимо увеличивать число и/или тип используемых конечных элементов для сохранения необходимой точности извлечения импеданса.

Рассмотрим далее сравнение значений импеданса, полученных на установках ЦАГИ и NASA GFIT для двумерной и трехмерной геометрий канала для образца IU2M0L4 (в данном случае суммарный уровень звукового давления на входе составлял 140 дБ) при отсутствии воздушного потока. На рис. 14 представлено сравнение извлеченных значений импеданса, полученных по результатам измерений на установках ЦАГИ и NASA GFIT для двумерной и трехмерной геометрий канала. Хорошо видно, что значения импеданса (действительная и мнимая части), полученные на установке ЦАГИ для двумерной и трехмерной геометрий канала, близки друг к другу, так же как и значения импеданса, полученные для установки NASA GFIT для двумерной и трехмерной геометрий канала и масок микрофонов № 3 и № 5 соответственно. Однако на частотах свыше 2 кГц имеет место увеличение значений действительной и мнимой частей импеданса, полученных для установки NASA GFIT. Как было сказано выше, это обусловлено недостаточной дискретизацией расчетной области и/или типом используемых конечных элементов для трехмерной геометрии канала. Однако для установки ЦАГИ увеличения значений импеданса для трехмерной геометрии канала не наблюдается. Это обусловлено меньшими размерами установки ЦАГИ как в продольном направлении, так и в меньшей площади поперечного сечения [6, 7, 9, 10].

Также отметим, что на частоте 1.4 кГц (частота наибольшего поглощения звука) расчеты, выполненные для установки ЦАГИ, демонстрируют наличие характерного локального максимума как для двумерной, так и для трехмерной геометрий канала. В то же время расчеты, выполненные для установки NASA GFIT, наличие такого максимума не демонстрируют.

На рис. 15 представлено сравнение результатов извлечения импеданса, проведенных для установки ЦАГИ (двумерная и трехмерная геометрии

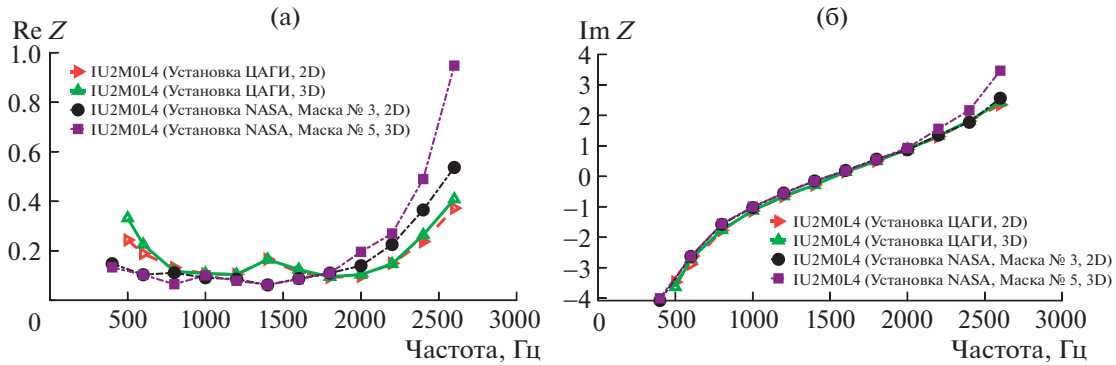


Рис. 14. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса, извлеченных на установках ЦАГИ и NASA GFIT (маски микрофонов № 3 и № 5) для двумерной (2D) и трехмерной (3D) геометрий канала.

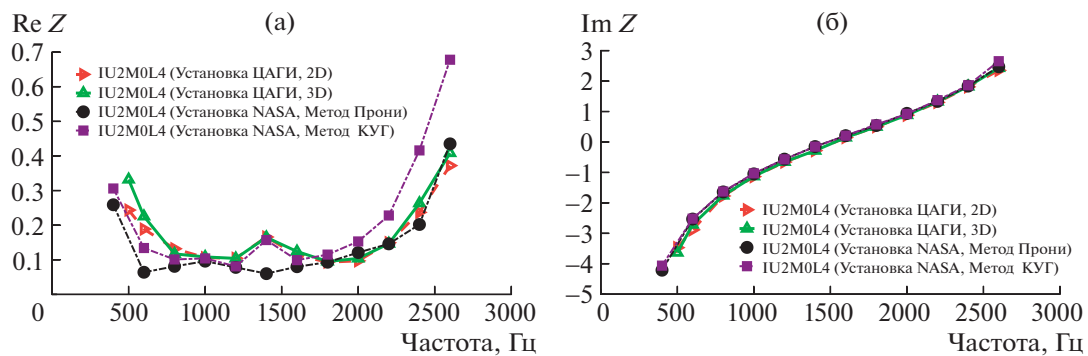


Рис. 15. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса, извлеченных на установке ЦАГИ для двумерной (2D) и трехмерной (3D) геометрий канала с результатами, полученными коллективом NASA.

канала), и результатов извлечения импеданса, полученных коллективом NASA. Видно, что мнимые части импеданса для всех рассмотренных случаев близки друг к другу во всем диапазоне частот, в то время как для действительной части импеданса имеет место разнонаправленное поведение: на частотах до 1.6 кГц результаты ЦАГИ, полученные для обеих рассматриваемых геометрий канала, ближе к результатам, полученным коллективом NASA с помощью метода КУГ. Однако на частотах свыше 1.8 кГц результаты ЦАГИ для обеих геометрий канала ближе к результатам, полученным с помощью метода Прони. Интересно отметить, что результаты ЦАГИ для обеих рассматриваемых геометрий канала и метод Прони демонстрируют очень близкие значения на частоте 1.4 кГц, где наблюдается наибольшее поглощение звука.

Таким образом, для образца IU2M0L4 имеет место некоторое различие для значений импеданса, извлеченных на установках NASA GFIT и ЦАГИ. Если значения для мнимой части импеданса близки для всех рассматриваемых случаев, то для действительной части импеданса имеет место ярко выраженная зависимость от геометрии канала

установки числа микрофонов и способа описания (двумерный или трехмерный) при извлечении импеданса. Различия на частоте 1.4 кГц, полученные для установки NASA GFIT и методов ЦАГИ и КУГ, вероятнее всего, обусловлены использованием различных функционалов, применяемых для извлечения импеданса. Однако детальный анализ этих отличий требует проведения дополнительных исследований.

Рассмотрим, наконец, значения импеданса, извлеченные для образца IU2M03L4 при скорости потока 100 м/с на установке NASA GFIT для двумерной и трехмерной геометрий канала. Начнем с анализа влияния расчетной геометрии канала (2D и 3D) на извлекаемые значения импеданса при наличии потока. На рис. 16 для скорости потока 100 м/с представлены сравнения значений импеданса полученных для двумерной модели канала (Маска микрофонов № 3, красная кривая) и для трехмерной геометрии канала, полученные для Масок микрофонов № 4 (синяя кривая) и № 5 (зеленая кривая). Из рис. 16 видно, что извлечение действительной и мнимой частей импеданса, выполненное для двумерной модели, демонстрирует хорошее совпадение с трехмерным расчетом

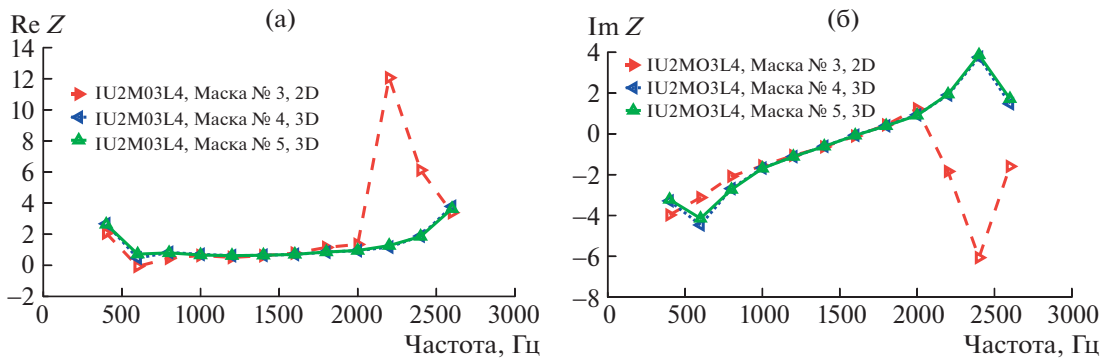


Рис. 16. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса, извлеченных на установке NASA GFIT для двумерной (2D) и трехмерной (3D) геометрий канала и для Масок микрофонов № 3, № 4 и № 5 при скорости потока, равной 100 м/с.

в диапазоне частот от 1 до 2 кГц, в то время как на частотах ниже 1 кГц имеют место некоторые отличия для извлекаемых значений импеданса, наиболее отчетливо заметные для частоты 600 Гц. На частотах свыше 2 кГц расчет действительной части импеданса для трехмерной геометрии канала демонстрирует монотонный рост без характерного максимума на частоте 2.2 кГц, который имеет место для двумерной геометрии. На частотах свыше 2 кГц мнимая часть импеданса, полученная для двумерной геометрии канала, демонстрирует отрицательные значения, в то время как для трехмерной геометрии канала такой эффект не наблюдается.

Зависимость функционала для различных микрофонных масок и расчетных моделей извлечения импеданса представлена на рис. 17. Видно, что значения функционала для трехмерной расчетной модели и микрофонных масок № 4 и № 5 демонстрируют близкие значения во всем диапазоне частот, кроме частоты 2.6 кГц. В то время как двумерная расчетная модель на частотах ниже 1 кГц демонстрирует в полтора раза меньшие значения функционала, а на частотах свыше 1.6 кГц в 1.5–3 раза большие значения функционала, причем наибольшее различие достигается на частотах 2.2 и 2.4 кГц. Это позволяет сделать вывод, что использование трехмерной геометрии канала для решения задачи извлечения импеданса является более предпочтительным. Увеличение значения функционала на частоте 2.6 кГц для трехмерной геометрии канала, как уже упоминалось ранее, обусловлено особенностями дискретизации расчетной области. Однако увеличение значений функционала для двумерной геометрии канала в данном случае труднообъяснимо и обусловлено, вероятнее всего, тем, что данная модель недостаточно хорошо описывает распределение звукового поля в канале установки при наличии воздушного потока.

Сравнение извлеченных значений импеданса для двумерной и трехмерной геометрий канала с данными, полученными коллективом NASA, представлено на рис. 18. Видно, что действительная часть импеданса, полученная всеми рассматриваемыми методами, в диапазоне частот от 1 до 1.4 кГц демонстрирует близкие значения, однако при увеличении частоты данные, полученные для 2D- и 3D-геометрий канала с помощью метода ЦАГИ, дают большие значения, чем данные, полученные командой NASA. Для действительной части импеданса на частотах ниже 1 кГц также имеет место различие между найденными значениями импеданса. Мнимая часть импеданса, полученная рассматриваемыми методами, также демонстрирует различие во всем диапазоне частот, кроме частот 1.6–1.8 кГц. Необходимо отметить, что значения импеданса, полученные коллективом NASA, не демонстрируют изменения знака для мнимой части импеданса, которое имеет ме-

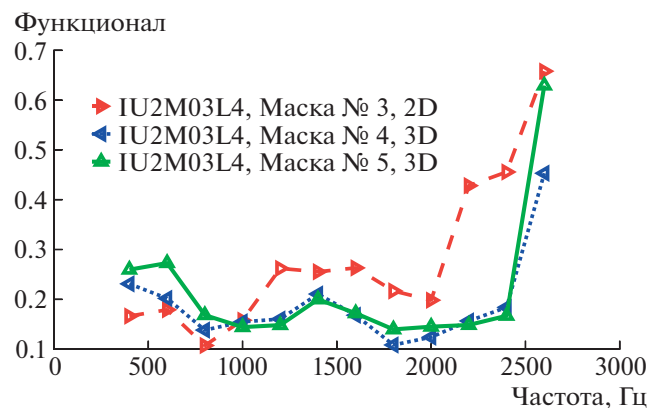


Рис. 17. Сравнение значений функционала для масок микрофонов № 3, № 4 и № 5, соответствующих двумерной (2D) и трехмерной (3D) геометриям канала при скорости потока, равной 100 м/с.

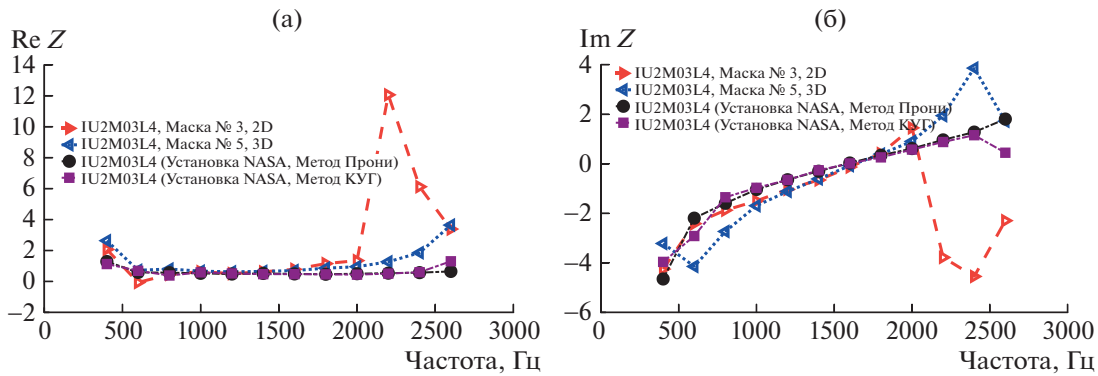


Рис. 18. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса, извлеченных на установке NASA GFIT для двумерной (2D) и трехмерной (3D) геометрии канала с результатами, полученными коллективом NASA при скорости потока, равной 100 м/с.

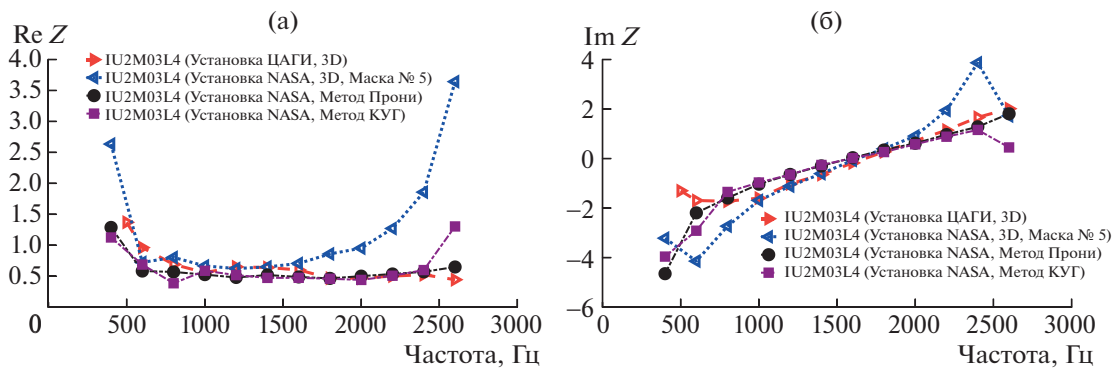


Рис. 19. Сравнение действительной и мнимой частей импеданса, извлеченных на установке ЦАГИ и NASA GFIT (маска микрофонов № 5) для трехмерной (3D) геометрии канала с результатами, полученными коллективом NASA при скорости потока, равной 100 м/с.

сто для двумерной расчетной модели и микрофонной маски № 3.

Проведем, наконец, сравнение значений импеданса, полученных для образца IU2M03L4 при скорости потока 100 м/с на установках ЦАГИ и NASA GFIT для трехмерной геометрии канала с результатами, полученными коллективом NASA с помощью метода Прони и метода КУГ для скорости потока. Из рис. 19 видно, что в диапазоне частот от 800 Гц до 1.4 кГц значения действительной части импеданса, полученные для трехмерной геометрии канала для установок ЦАГИ и NASA GFIT, близки друг к другу. Однако при увеличении частоты действительная часть, полученная на установке ЦАГИ, становится ближе к значениям, полученным с помощью методов Прони и КУГ, в то время как действительная часть, полученная для трехмерной геометрии установки NASA GFIT, монотонно возрастает и дает в 2–3 раза большие значения.

Для мнимой части импеданса имеет место следующая тенденция: на частотах ниже 1 кГц импеданс, извлеченный с помощью трехмерного рас-

чета для различных установок, дает различные значения. Однако в диапазоне частот от 1 до 1.6 кГц полученные с помощью трехмерного расчета значения импеданса совпадают. При увеличении частоты мнимая часть, полученная для установки NASA GFIT, демонстрирует рост, в то время как мнимая часть, полученная на установке ЦАГИ, такого роста не демонстрирует и расположена ближе к значениям, полученным с помощью методов Прони и КУГ.

На рис. 20 представлено сравнение функционалов, полученных по результатам измерений на установках ЦАГИ и NASA GFIT при извлечении импеданса для трехмерной геометрии канала. На частотах ниже 1.2 кГц значения функционала, полученные для установки NASA GFIT, демонстрируют на 20–30% меньшие значения, чем значения функционала, полученные для установки ЦАГИ. Однако на частотах от 2 до 2.4 кГц на 30% меньшие значения функционала демонстрирует установка ЦАГИ. В диапазоне частот от 1.2 до 1.8 кГц значения функционала для установки ЦАГИ демонстрируют локальный максимум. Причиной

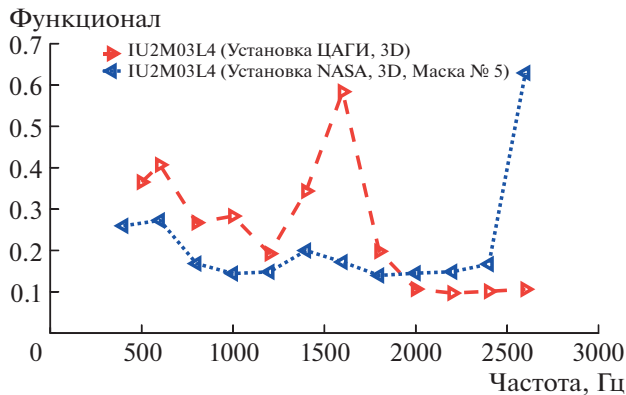


Рис. 20. Сравнение значений функционала для установок ЦАГИ и NASA GFIT (маска микрофонов № 5), соответствующих трехмерной (3D) геометрии канала.

этого максимума, вероятнее всего, являются или конструктивные особенности установки ЦАГИ, или использование различных моделей для описания профиля в каналах установки “Интерферометр с потоком” ЦАГИ и NASA GFIT.

Также следует отметить тот факт, что установка NASA GFIT имеет большую длину, и для ее корректного описания необходимо использовать большее число конечных элементов, чем для установки ЦАГИ. А это играет важную роль при использовании трехмерного МКЭ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящая работа выполнена в рамках решения Задачи № 1 (Challenge 1), сформулированной по Теме № 1 (Acoustic Liner) международного кооперативного проекта IFAR (International Forum for Aviation Research), которая посвящена сравнению различных подходов к извлечению импеданса ЗПК на установках типа “Интерферометр с потоком”.

Проведено исследование проблемы извлечения импеданса на установках ЦАГИ и NASA типа “Интерферометр с потоком” при наличии и отсутствии воздушного потока. Для извлечения импеданса используется метод конечных элементов для двумерной и трехмерной геометрии канала. Проводится сравнение полученных с помощью МКЭ значений импеданса со значениями, полученными NASA методами Прони и КУГ. Также для установки NASA рассмотрено влияние числа и размещения микрофонов в установке на величину извлекаемого импеданса.

Результаты проведенных исследований показали, что использование различных микрофонов приводит к несколько отличным значениям импеданса как для двумерной, так и для трехмерной геометрии канала. Выявлено, что при отсутствии потока в канале извлечение импеданса, выполня-

емое с использованием двумерной и трехмерной геометрий канала установки “Интерферометр с потоком”, приводит к количественно близким результатам, причем значения импеданса, полученные для установок ЦАГИ и NASA, близки друг к другу.

При наличии потока в канале имеет место различие для значений импеданса, получаемых с помощью двумерной и трехмерной геометрий канала. Анализ двумерной геометрии канала показал, что ее использование для проблемы извлечения импеданса обладает высокой чувствительностью к скорости потока.

Сравнение извлеченных значений импеданса, полученного на различных установках и различными методами при наличии воздушного потока, показало зависимость значений действительной и мнимой частей импеданса от метода извлечения и частоты.

Анализ результатов работы показывает необходимость организации дополнительно валидационного экспериментального исследования, в котором независимым способом может быть подтвержден или опровергнут тот или иной метод извлечения импеданса ЗПК в зависимости от скорости потока. Например, такое исследование может быть основано на измерении характеристик затухания звуковых мод в цилиндрическом канале с потоком, облицованным ЗПК, импеданс которых извлечен на установке типа “Интерферометр с потоком” тем или иным способом.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают благодарность Майку Дж. Джонсу (M.G. Jones) за обсуждение результатов работы, а также предоставленные экспериментальные данные, выполненные коллективом NASA.

ИСТОЧНИКИ ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 21-71-30016) на базе УНУ “Заглушенная камера с потоком АК-2” ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению № 075-11-2021-066.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Busse-Gerstengarbe S., Bake F., Enghardt L.* Comparative Study of Impedance Eduction Methods. Pt 1: DLR Tests and Methodology // AIAA Paper 2013–2124, 2013.
2. *Jones M.G., Watson W.R., Howerton B.M., Busse-Gerstengarbe S.* Comparative Study of Impedance Eduction Methods, Part 2: NASA Tests and Methodology // AIAA Paper 2013–2125, 2013.

3. *Primus J., Piot E., Simon F., Jones M.G., Watson W.R.* ONERA-NASA Cooperative Effort on Liner Impedance Eduction // AIAA Paper 2013–2273, 2013.
4. *Watson W.R., Jones M.G.* A Comparative Study of Four Impedance Eduction Methodologies Using Several Test Liners // AIAA Paper 2013–2274, 2013.
5. *Соболев А.Ф., Остриков Н.Н., Аношкин А.Н., Пальчиковский В.В., Бурдаков Р.В., Ипатов М.С., Остроумов М.Н., Яковец М.А.* Сравнение импеданса ЗПК, полученного по результатам измерений на двух различных установках с использованием малого числа микрофонов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2016. № 2 (45). С. 89–113.
6. *Jones M.G., Nark D.M., Howerton B.M.* Overview of Liner Activities in Support of the International Forum for Aviation Research // AIAA Paper 2019-2599, 2019.
7. *Jones M.G., Nark D.M., Howerton B.M., Watson W.R.* Uniform and Multizone Liner Results for the International Forum for Aviation Research // AIAA Paper 2020–2533, 2020.
8. *Denisov S., Ostrikov N., Yakovets M., Ipatov M.* Investigation of Sound Propagation in Rectangular Duct with Transversally Non-uniform Flow and Anisotropic Wall Impedance by Asymptotic Theory and 3D Finite Element Method // AIAA Paper, 2019–2640, 2019.
9. *Ostrikov N., Yakovets M., Denisov S., Ipatov M.* Experimental Investigation of Mean Flow Profile Effects on Impedance Eduction for Multi-Segment Liners // AIAA Paper 2019-2638, 2019.
10. *Kopiev V., Ostrikov N., Denisov S., Yakovets M., Ipatov M.* Experimental investigation of mean flow profile effects on impedance eduction // 50th International Congress and Exposition on Noise Control Engineering, INTER-NOISE 2021, 1–5 August 2021, Washington, DC.
11. *Nark D.M., Jones M.G., Piot E.* Assessment of Axial Wave Number and Mean Flow Uncertainty on Acoustic Liner Impedance Eduction // AIAA Paper 2018–3444, 2018.
12. *Parrott T.L., Jones M.G.* Assessment of NASA’s Aircraft Noise Prediction Capability, Chapter 6: Uncertainty in Acoustic Liner Impedance Measurement and Prediction // July 2012, NASA TP 2012–215653.
13. *Tam C.K.W., Pastushenko N.N., Jones M.G., Watson W.R.* Experimental Validation of Numerical Simulations For an Acoustic Liner in Grazing flow: Self-noise and Added Drag // J. Sound Vib. 2014. V. 333 (13). P. 2831–2854.

A COMPARATIVE INVESTIGATIONS OF IMPEDANCE EDUCING METHODS ON VARIOUS INSTALLATIONS OF THE “INTERFEROMETER WITH FLOW” TYPE, PERFORMED BASED ON THE EXPERIMENTAL DATA ANALYSIS OBTAINED WITHIN THE FRAMEWORK OF THE IFAR PROJECT

V. F. Kopiev^a, N. N. Ostrikov^a, S. L. Denisov^a, M. A. Yakovets^a, and M. S. Ipatov^a

^a*Moscow Research Complex Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, Russia*

This paper deal with the discussing of comparative studies results of various methods for liners (sound absorption structures) impedance educing based on the measurements performed for a various installations of the “Interferometer with flow” type. Classical single-layer liner was used as the studied samples. Impedance educing was carried out both in the absence and in the presence of the air flow. The dependence of the educed impedance values on the number of microphones used and their position, both in the presence of air flow and in its absence, is revealed. Comparison of the educed impedance values obtained at various installations and by various methods in the presence of an air flow showed the dependence of the real and imaginary parts of the impedance on the extraction method and frequency.

Keywords: liners, interferometer with the flow, impedance educing