АТМОСФЕРНАЯ И АЭРОАКУСТИКА

УДК 534.2.532

ИЗЛУЧЕНИЕ ЗВУКА ИЗ ОТКРЫТОГО КОНЦА КАНАЛА, МОДЕЛИРУЮЩЕГО ВОЗДУХОЗАБОРНИК АВИАДВИГАТЕЛЯ В СТАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ И В ПОТОКЕ

© 2019 г. В. Ф. Копьев^{*a*, *}, Н. Н. Остриков^{*a*}, М. А. Яковец^{*a*}, М. С. Ипатов^{*a*}, А. Е. Кругляева^{*a*}, С. Ю. Сидоров^{*a*}

 ^аФГУП ЦАГИ, Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ Россия, 105005 Москва, ул. Радио 17 *e-mail: aeroacoustics@tsagi.ru Поступила в редакцию 24.06.2018 г. После доработки 24.06.2018 г. Принята к публикации 28.08.2018 г.

Представлены результаты сравнительных экспериментальных исследований в заглушенной камере AK-2 эффекта существенного различия диаграмм направленности излучения отдельных акустических мод из открытого канала в статическом режиме и в режиме полета. При появлении натекающего потока меняется направленность и в несколько раз может меняться амплитуда максимума отдельных мод. Этот эффект был первоначально обнаружен на основе численного моделирования, и экспериментальное подтверждение различия характеристик отдельных мод ставит задачу разработки нового метода пересчета результатов акустических испытаний авиадвигателей в условиях стендовых испытаний на условия полета в составе самолета.

Ключевые слова: излучение звука из воздухозаборника, воздухозаборник в полете, статические испытания авиадвигателей, пересчет результатов статических испытаний авиадвигателя на условия полета

DOI: 10.1134/S0320791919010040

ВВЕДЕНИЕ

Вентилятор авиационного двигателя является одним из основных источников шума современного самолета, и снижение шума вентилятора является крайне актуальной проблемой. Эффективность разработанных решений по снижению шума вентилятора проверяется в испытаниях натурного двигателя на открытом стенде. По итогам измерения шума в дальнем поле результаты акустических испытаний на открытом стенде пересчитываются на условия полета для расчета шума самолета на местности на режимах взлета и посадки. Измерения на открытом стенде (рис. 1а) являются наиболее важным инструментом в предварительной оценке шума самолета на местности, поэтому столь важно знать реальные возможности таких испытаний для получения точных оценок. Однако в последнее время появились результаты, показывающие, что при таком пересчете могут возникнуть серьезные проблемы.

Численное моделирование, выполненное в работе [1], продемонстрировало существенное различие диаграмм направленности излучения отдельных акустических мод из открытого канала воздухозаборника при работе двигателя в статическом режиме по сравнению с режимом полета. Так, в условиях полета наблюдается смещение максимума диаграммы направленности в сторону увеличения угла излучения по отношению к направлению полета при одновременном уменьшении амплитуды излучения, которые в зависимости от азимутальных и радиальных чисел акустических мод могут достигать величин 15°-20° и 6 дБ соответственно. Анализ, выполненный в этой работе, показал, что данный эффект возникает благодаря существенному различию полей течения в окрестности открытого конца воздухозаборника в условиях полета и статических испытаний двигателя (рис. 1б, 1в). В условиях статических испытаний отсутствует поток, набегающий на воздухозаборник, и поэтому в этом случае реализуется только всасывающий поток в воздухозаборник, который в окрестности его открытого конца обладает достаточно сильным градиентом всех основных характеристик (рис. 1б). Напротив, в условиях полета реализуется режим обтекания мотогондолы, при котором возникает точка присоединения натекающего потока на стенки канала (рис. 1в). В результате поток, всасываемый в воздухозаборник, не обладает сильной неоднородностью харак-



Рис. 1. (а) Двигатель на открытом стенде [2]. Различие полей течения в условиях статических испытаний двигателя (б) и в условиях полета (в) [1].

теристик в окрестности открытого конца. Звуковые моды с высокими азимутальными числами при своем распространении по каналу воздухозаборника сосредоточены в окрестности стенок канала, и поэтому в случае статических условий работы двигателя они попадают в сильно неоднородный поток в окрестности открытого конца канала, что запускает механизм рефракции звука, который и оказывается ответственным за указанный эффект.

Математические модели, используемые до настоящего времени для пересчета результатов стендовых акустических испытаний авиадвигателей на условия полета, рассматривают только однородные потоки, и поэтому указанный выше эффект не принимается во внимание. Экспериментальное подтверждение данного эффекта поставило бы задачу разработки новых методов пересчета результатов стендовых акустических испытаний авиадвигателей на условия полета.

Настоящая работа направлена на экспериментальное исследование указанного эффекта в заглушенной камере АК-2 ЦАГИ, в которой удается реализовать спутный поток, набегающий на модель воздухозаборника, и независимый от

АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ том 65 № 1 2019





Рис. 2. Схема модели воздухозаборника.



Рис. 3. (а) Схема и (б) фотография собранной экспериментальной установки в заглушенной камере АК-2: *1* – сопло спутного потока, *2* – решетка микрофонов дальнего поля, *3* – модель воздухозаборника, *4* – труба ПНД, *5* – шахта выхлопа, *6* – манжета, *7* – глушители шума вентилятора, *8* – всасывающий вентилятор.

спутного потока всасывающий поток в модель воздухозаборника (рис. 3а).

МОДЫ В КРУГЛОМ КАНАЛЕ С ЖЕСТКИМИ СТЕНКАМИ

Хорошо известно [3, 4], что любое акустическое поле в цилиндрическом канале с потоком можно представить в виде суперпозиции волноводных мод, каждая из которых удовлетворяет конвективному волновому уравнению и граничным условиям. В случае однородного потока в канале звуковое давление в таких волноводных модах имеет следующий вид:

$$p_{m,n}(x,r,\varphi) = A_{m,n}J_m(\chi_{m,n}r)\exp(im\varphi + ia_{m,n}x - i\omega t), (1)$$

где (x, r, ϕ) — цилиндрические координаты точки наблюдения, причем направление оси *x* совпадает с направлением однородного потока, который имеет скорость *V* и характеризуется числом Маха M = V/c, c – скорость звука, $\omega = 2\pi f$ – круговая частота, m – азимутальное число или номер моды (целое число), $\alpha_{m,n}$ – продольное или осевое волновое число, $\chi_{m,n}$ – радиальное волновое число, $J_m(\chi_{m,n}r)$ – функция Бесселя порядка $m, A_{m,n}$ – амплитудный коэффициент моды. Условие того, что звуковое поле (1) удовлетворяет волновому конвективному уравнению, выражается в виде дисперсионного уравнения

$$\chi^2_{m,n} = (k - M\alpha_{m,n})^2 - \alpha^2_{m,n},$$
 (2)

связывающего осевое и радиальное волновые числа при заданной частоте и числе Маха потока, где $k = \omega/c$ – главное или основное волновое число.

Условие того, что звуковое поле (1) удовлетворяет граничным условиям на внутренней поверхности канала радиуса *а* в случае абсолютно жестких стенок, выражается в виде следующего характеристического уравнения относительно реализуемого радиального волнового числа:

 $\chi_{m,n}: J'_m(\chi_{mn}a) = 0$, где $J'_m(\cdot)$ – производная функции Бесселя по аргументу.

После того, как найдены радиальные числа $\chi_{m,n}$ из решения характеристического уравнения, из дисперсионного уравнения (2) определяются осевые волновые числа:

$$\alpha_{m,n} = \frac{-kM \pm \sqrt{k^2 - \chi_{m,n}^2 (1 - M^2)}}{1 - M^2}.$$
 (3)

Совокупность волноводных мод (1) является двухпараметрической, определяемой азимутальным числом m и радиальным числом n. Волноводные моды (1) имеют название азимутальных мод, а при $m \neq 0$ – азимутальных вращающихся мод. Название вращающиеся моды связано со свойством распространения фронта волны (фронт является поверхностью уровня постоянной фазы) при $m \neq 0$ вдоль винтовой линии, т.е. имеет место вращение фронта во времени, причем направление вращения определяется знаком азимутального числа m. Для случая m = 0 вращения фронта при его распространении не происходит.

Поскольку при каждом азимутальном числе т корни χ_{*m*,*n*} возрастают с ростом радиального числа *n*, то обязательно начиная с некоторого числа *n* подкоренное выражение в (3) становится отрицательным, и, как следствие, начиная с этого радиального числа азимутальные моды (1) становятся затухающими при распространении. Поскольку корни $\chi_{m,n}$ не зависят от частоты (эти величины зависят от радиуса канала), то для каждой моды, определяемой числами т и п, существует частота, ниже которой данная мода затухает, $f_{m,n} = c \chi_{m,n} \sqrt{(1 - M^2)} / 2\pi$. Эта частота но-сит название частоты отсечки для данной моды. Поршневая мода, для которой $\chi_{0,0} = 0$, распространяется в канале без затухания при любой частоте. Частоты отсечки всех мод в диапазоне частот менее 10 кГи для канала маломасштабной модели воздухозаборника диаметром 0.2 м при отсутствии потока и температуре среды 15°С представлены в табл. 1а, а для скорости потока 40 м/с в табл. 16. Как видно, даже не очень большая скорость потока снижает частоту отсечки отдельной моды на достаточно значимое значение – более 50 Гц.

Моделирование распространяющихся мод в эксперименте необходимо для того, чтобы исследовать влияние потока на их распространение из открытого конца канала. При этом необходимо будет разделять не только азимутальные моды (m), но и радиальные (n), а также необходимо контролировать частоты распространяющихся мод, которые становятся очень чувствительны к внешним параметрам (средний поток, температура) вблизи частоты отсечки.

СХЕМА ЭКСПЕРИМЕНТА В ЗАГЛУШЕННОЙ КАМЕРЕ АК-2

С целью исследования особенностей излучения звуковых вращающихся мод из открытого конца канала при наличии неоднородного всасываемого потока, в ЦАГИ была создана маломасштабная модель воздухозаборника (рис. 2а), в которой азимутальные вращающиеся моды генерировались с помощью 12 акустических динамиков (высокочастотные купольные динамики MJ-1T с диаметром мембраны 12.7 мм и максимальной мощностью 120 Вт, диапазон воспроизводимых частот 3.5-22 кГц), подключенных через многоканальный усилитель ApartRevamp 1680 с диапазоном частот 20 Гц–30 кГц. Динамики были установлены заподлицо на внутренней поверхности канала с равномерным шагом в азимутальном направлении (рис. 2б).

Для возможности реализации поля течения с присоединенными линиями тока (рис. 1б) в заглушенной камере АК-2 была собрана установка (схема и фотография собранной установки представлены на рис. 3а, 3б), состоящая из маломасштабной модели воздухозаборника (рис. 2), радиального вентилятора Веза ВРАН 6-6.3, создающего всасывающий поток внутри канала модели воздухозаборника, воздуховода с внутренним диаметром 200 мм, совпадающим с внутренним диаметром канала модели воздухозаборника, секций ЗПК для глушения шума радиального вентилятора, распространяющегося обратно в канал.

Внешний диаметр канала воздухозаборника, предназначенного для испытаний, составлял 270 мм, для реализации спутного потока было задействовано сопло диаметром 60 см, перед которым на расстоянии 1 м располагался открытый конец канала (рис. 3б). Для измерения скоростей всасывающего и спутного потоков использовались трубки Пито, соединенные с цифровым манометром МПЦ-2М-0.16, одна из которых располагалась на центральной оси в канале модели воздухозаборника на расстоянии 660 мм от открытого конца за кольцевой частью модели, в которой установлены акустические динамики, а вторая трубка – на центральной оси сопла спутного потока между соплом и каналом на расстоянии 200 мм от среза выходного сечения сопла. Скорости спутного и всасывающего потоков могли варьироваться независимо друг от друга в диапазоне 0-40 м/с.

Для измерений характеристик диаграммы направленности использовались девять микрофонов Bruel & Kjaer 4189 (углы установки микрофонов на расстоянии 2 м от среза открытого конца воздухозаборника представлены на рис. 3а), а в качестве анализатора сигналов с микрофонов использовался 12-канальный блок сбора данных PULSE Bruel & Kjaer 3560C со встроенным программируемым генератором. Для управления структурой

							· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·						
	n = 0	n = 1	<i>n</i> = 2	<i>n</i> = 3	<i>n</i> = 4	<i>n</i> = 5		n = 0	n = 1	<i>n</i> = 2	<i>n</i> = 3	<i>n</i> = 4	<i>n</i> = 5
m = 0	0	2080	3808	5523	7233	8941	m = 0	0	2065	3782	5485	7183	8880
m = 1	999	2894	4634	6355	8069	9780	m = 1	992	2874	4602	6311	8013	9713
m = 2	1658	3640	5412	7150	8874	—	m = 2	1646	3615	5375	7100	8813	—
<i>m</i> = 3	2280	4351	6159	7918	9657	_	<i>m</i> = 3	2265	4321	6117	7863	9590	_
<i>m</i> = 4	2886	5039	6884	8666	_	_	<i>m</i> = 4	2866	5004	6117	8607	_	_
<i>m</i> = 5	3483	5711	7593	9399	_	_	<i>m</i> = 5	3458	5671	7541	9334	_	_
<i>m</i> = 6	4072	6370	8289	_	_	_	m = 6	4044	6326	8231	_	—	_
m = 7	4656	7020	8973	_	_	_	m = 7	4624	6972	8911	_	_	_
m = 8	5237	7663	9649	_	_	_	m = 8	5201	7610	9582	_	—	_
<i>m</i> = 9	5815	8299	_	_	_	_	<i>m</i> = 9	5775	8241	_	_	—	_
<i>m</i> = 10	6390	8929	_	_	_	_	m = 10	6346	8867	_	_	_	_
<i>m</i> = 11	6963	9555	_	_	_	_	<i>m</i> = 11	6915	9489	_	_	—	_
<i>m</i> = 12	7534	-	_	_	_	_	<i>m</i> = 12	7482	_	—	_	—	_
<i>m</i> = 13	8104	_	_	_	_	_	<i>m</i> = 13	8048	_	_	_	_	_
<i>m</i> = 14	8672	_	_	_	_	_	<i>m</i> = 14	8613	_	_	_	_	_
<i>m</i> = 15	9240	-	—	—	_	—	<i>m</i> = 15	9176	—	—	—	—	—
<i>m</i> = 16	9806	-	-	—	—	—	<i>m</i> = 16	9738	—	—	—	—	—
(a)						(б)							

Таблица 1. Частоты отсечки всех мод в диапазоне частот менее 10 кГц для канала маломасштабной модели воздухозаборника диаметром 0.2 м при температуре среды 15°C: (a) $V_c = 0$, (б) $V_c = 40$ м/с.

мод, генерируемых в канале модели воздухозаборника 12-ю динамиками, была разработана 48-канальная микрофонная решетка установленных заподлицо с внутренней поверхностью канала микрофонов Bruel & Kjaer 4957 с диапазоном частот 50 Гц–10 кГц (рис. 4), содержащая кольцевую решетку из 26 микрофонов, равномерно установленных в азимутальном направлении, осевую решетку из 10 микрофонов и еще 12 микрофонов, имеющих различные осевые и азимутальные координаты.

Дополнительно использовались система измерения температуры и влажности, а также оборудование для дымовой визуализации потоков "Дым-машина Involight FM1500".

НАСТРОЙКА СИСТЕМЫ ГЕНЕРАЦИИ ЗВУКОВОГО ПОЛЯ В КАНАЛЕ

Система акустических динамиков должна обеспечивать вращающееся звуковое поле так, чтобы азимутальная структура поля характеризовалась доминированием амплитуд ряда мод с наперед заданными азимутальными числами (1).

Если предположить, что *K* абсолютно идентичных точечных источников, расположены на стенке цилиндрического канала радиуса r_0 равномерно вдоль окружности сечения с осевой координатой x_0 (угловые координаты источников равны $\phi_l = 2\pi l/K$, где l = 0, ..., K - 1), и эти источники излучают гармонический звук одинаковой частоты и одинакового сдвига по фазе $\Delta \phi$ между соседними источниками, тогда суммарное звуковое поле в канале можно представить в виде следующей суммы [5, 6]:

$$p = p_0 Q(0, K, \Delta \phi) + \sum_{m=1}^{\infty} [p_m Q(m, K, \Delta \phi) \exp(im\phi) + (4) + p_{-m} Q(-m, K, \Delta \phi) \exp(-im\phi)],$$

где

$$p_{m} = p_{m}(r, x | r_{0}, x_{0}) =$$

$$= \sum_{n=1}^{\infty} A_{m,n}(r, r_{0}) \exp(i\chi_{m,n}(x - x_{0})),$$
(5)

$$Q(m, K, \Delta \phi) = \sum_{l=0}^{K-1} \exp\left(il\left(\Delta \phi - m\frac{2\pi}{K}\right)\right) = \frac{1 - \exp\left(iK\Delta\phi\right)}{1 - \exp\left(i\left(\Delta\phi - \frac{2\pi m}{K}\right)\right)},$$
(6)

конкретизация амплитудной функции $A_{m,n}(r, r_0)$, зависящей от местоположения источника звука, представлена в работе [6].

Если сдвиг фаз между соседними динамиками имеет вид $\Delta \phi = 2\pi m_0/K$, где m_0 – номер выбранной для генерации азимутальной моды, то выражение (6) после раскрытия по правилу Лопиталя

Рис. 4. 48-канальная микрофонная решетка, вид снаружи (а) и изнутри (б).

неопределенности типа 0/0 приобретает следующую форму:

$$Q(m, K, \Delta \phi) = \begin{vmatrix} K, & \Pi p \mu & m = m_0 \pm nK, \\ 0, & \Pi p \mu & m \neq m_0 \pm nK, \end{vmatrix}$$
(7)

где *n* – произвольное целое число.

Из выражений (4) при условии (7) видно, что, меняя дискретно сдвиги фаз $\Delta \phi$ от $2\pi/K$ до $2\pi(K-1)/K$, можно генерировать азимутальные моды, имеющие по модулю номера от первого до (K-1)-го. При этом наряду с данными модами будут генерироваться моды с азимутальными номерами $m = m_0 + nK$, где n -любое целое число, причем они будут иметь одинаковые амплитуды. Для генерации моды с азимутальным числом $m_0 = 0$ и мод с азимутальными числами, кратными K, необходимо задать $\Delta \phi = 0$.

Основная проблема генерации азимутальных вращающихся звуковых мод в канале с помощью акустических динамиков, установленных в стенках канала, состоит в том, что, несмотря на использование идентичных динамиков из одной заводской партии, их рабочие характеристики могут несколько отличаются друг от друга. Предварительные испытания по настройке системы генерации показали, что акустические динамики имеют несколько различающиеся амплитудно-частотные характеристики (АЧХ). и кажлый по-своему преобразуют фазу электрического сигнала, подаваемого на динамик, в фазу генерируемого акустического сигнала. В результате этого при воспроизведении в эксперименте теоретических параметров генерации азимутальных мод, найденных в предположении об идеальной идентичности динамиков, искомая азимутальная структура звукового

поля не реализуется или реализуется со значительными отклонениями.

Для настройки системы генерации звуковых мод, генерируемых 12-ю динамиками в канале модели воздухозаборника, в настоящей работе использовался алгоритм, изначально разработанный в работе [7] для шести акустических динамиков и кольцевой решетки, состоящей из 13 микрофонов. Процедура настройки состоит из следующих четырех шагов.

На шаге 1 выбирается частота настройки, и далее последовательно поодиночке запускается каждый из динамиков, причем на каждый из них подается гармонический электрический сигнал с одной и той же амплитудой напряжения и нулевым сдвигом фазы по отношению к несущей фазе системы генерации PULSE. На шаге 2 на выбранной частоте настройки совместно запускаются все динамики, причем каждый динамик работает при тех же условиях, что были реализованы на первом шаге настройки при их раздельной работе. На шаге 3 настройки используются данные, полученные с 48 микрофонов решетки на предыдущих шагах, на основе которых с помощью метода наименьших квадратов вычисляются искомые сдвиги фаз между электрическими и акустическими сигналами на каждом динамике, а также определяется поправка на различие АЧХ для каждого динамика на выбранной частоте. На шаге 4 настройки выполняется определение для каждого динамика таких коэффициентов усиления исходного напряжения и сдвигов фаз по отношению к несущей фазе системы генерации PULSE, при которых достигается изначально заданная азимутальная структура звукового поля вблизи открытого конца канала. При этом выбор реализуемой



Рис. 5. Амплитуды азимутальных мод при генерации 1-й целевой моды на частоте 6096 Гц при различных скоростях всасывающего потока.

азимутальной структуры звукового поля может быть осуществлен различными способами.

Используемая в экспериментах 48-канальная микрофонная решетка способна разрешать звуковые моды в диапазоне азимутальных чисел от m = -12 до m = 13, а также может быть использована для определения радиальной структуры звукового поля. В процессе настройки системы генерации мод данная решетка устанавливалась на срез канала (рис. 4), после чего выполнялась процедура настройки (в большинстве случаев при отсутствии как всасывающего, так и спутного потока). Далее определенные по результатам шага 4 параметры настройки проверялись экспериментально как при отсутствии, так и при наличии всасывающего потока (спутный поток в этих случаях не создавался). В проведенных экспериментах в канале модели воздухозаборника генерировалась различная структура азимутальных мод в диапазоне частот 4-8 кГц, в котором азимутальное число *т* распространяющихся мод не превышает по модулю двенадцати, и поэтому структура звукового поля в полной мере извлекалась 48-канальной микрофонной решеткой.

В качестве примера на рис. 5 представлены амплитуды азимутальных мод, которые были получены теоретически по результатам процедуры настройки на генерацию 1-й целевой моды на частоте 6096 Гц, а далее реализованы экспериментально при различных скоростях всасывающего потока. Как видно из этого рисунка, алгоритм позволил найти такие параметры настройки, при которых амплитуда азимутальной моды с номером m = 1превышает амплитуды остальных мод на величину около 20 дБ. Экспериментальная реализация этих параметров настройки в рассматриваемом диапазоне скоростей всасывающего потока подтвердила как амплитуду доминирующей моды, так и величину ее превышения над остальными модами, хотя при больших скоростях потока в канале величина превышения уменьшилась в данном случае на 3–4 дБ, в основном за счет роста амплитуды остальных мод. Заметим, что в представленном на рис. 5 примере была проявлена самая сильная зависимость амплитуд генерируемых доминирующих мод от скорости потока в канале, а наиболее частым результатом реализации настроечных параметров была фактическая независимость амплитуд этих мод от скорости потока (отклонение в среднем составляло не более 1 дБ).

Настройка системы генерации мод при наличии всасывающего потока в канале на различных скоростях показала аналогичный результат: настроечные параметры, найденные на одной скорости потока в канале, реализовывали теоретические значения амплитуд доминирующих мод при других скоростях потока. Слабая зависимость доминирующей моды от скорости всасывающего потока позволяет проводить эксперименты по сравнению диаграмм направленности излучения звука из открытого конца канала воздухозаборника при различных условиях натекания спутного потока на воздухозаборник.

ПРОВЕДЕНИЕ МЕТОДИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

В первую очередь была проведена дымовая визуализация потока вблизи открытого конца воздухозаборника при различных соотношениях между скоростью всасывания и скоростью спутного потока с целью проверки возможности засасывания сдвигового слоя струи спутного потока (диаметр 60 см) внутрь канала модели воздухозаборника (внешний диаметр 27 см). Дымовая визуализация была проведена при максимальной скорости всасывающего потока в канале, $V_{\rm B} = 40 \text{ м/c}$, при варьировании скорости спутного потока V_с от 0 до 40 м/с через каждые $\Delta V_c = 10$ м/с. В процессе визуализации снимался видеофильм. На рис. 6 представлены кадры этого видеофильма, демонстрирующие что при скоростях спутного потока $V_{\rm c}$ от 20 до 40 м/с при скорости всасывающего потока $V_{\rm B} = 40$ м/с засасывание сдвигового слоя спутной струи в канал модели воздухозаборника не наблюдается, в то время как при меньшей скорости спутного потока данное засасывание может иметь место. Такие режимы были исключены из анализа результатов акустических измерений. Кроме этого, было замечено, что при отсутствии спутной струи дым после всасывания в канал не приближается к его стенкам вплотную, а распределяется на некотором удалении от них (рис. 6а). Данное обстоятельство позволило сделать предположение, что на этом режиме реализуется местный отрыв потока в канале сразу после его засасывания.



Рис. 6. Результаты дымовой визуализации потоков при скорости всасывающего потока $V_{\rm B} = 40$ м/с для различных параметров спутного потока: (a) $V_{\rm c} = 0$, (б) $V_{\rm c} = 40$ м/с.

Далее были проведены тестовые акустические измерения в дальнем поле с целью исследования шума обтекания канала модели воздухозаборника и крепежей всей установки, находящихся в потоке спутной струи. Кроме этого, ставилась цель проверки работы акустических динамиков в условиях спутного потока. При этом основное внимание было обращено на устойчивость параметров работы динамиков при одинаковых режимах их работы и различных скоростных режимах потоков, что должно было выражаться в повторяемости диаграммы направленности, измеряемой на микрофонах дальнего поля. В этом случае настройка системы генерации звукового поля не проводилась, а динамики запускались поочередно при одном и том же напряжении и базовой фазе генератора или запускались одновременно.

В первую очередь было установлено, что уровень шума обтекания элементов собранной установки достаточно низкий и существенно меньше уровня полезного сигнала, создаваемого акустическими динамиками на частотах более 4 кГц, что видно из спектров на микрофонах дальнего поля, представленных на рис. 76, где тональный шум превышает более чем на 20 дБ широкополосную составляющую шума на максимальной скорости всасывающего и спутного потоков 40 м/с.

При этом был обнаружен эффект уширения тональной составляющей, генерируемой динамиками при появлении в канале всасывающего потока как в случае отсутствия спутного потока, так и при его наличии. На рис. 7 представлен пример генерации тональной составляющей на частоте f = 7448 Гц, а узкополосные составляющие спектра на частотах менее 4 кГц соответствуют шуму обтекания тросов крепления модели, а также трубки Пито, установленной в канале модели (рис. 4). Заметим, что аналогичный эффект наблюдается и на спектрах, измеренных на микрофонах 48-микрофонной решетки при наличии только всасывающего потока.

Анализ совокупности обнаруженных особенностей позволил сделать предположение о причине их возникновения – это, так называемый в литературе, эффект "Haystacking" ("стог сена") [8-11], который возникает при прохождении тонального сигнала через зону нестационарного потока, в частности через зону турбулентности. В условиях рассматриваемого в работе эксперимента эффект "Haystacking" возникает в случае отсутствия спутного потока из-за отрыва всасывающегося потока вблизи среза канала модели воздухозаборника, а при наличии всасывающего и спутного потоков, когда наличие отрыва потока вблизи среза канала не возникает, данный эффект может стать следствием прохождения звуковых волн, излучаемых из канала воздухозаборника через турбулентный сдвиговый слой струи спутного потока.

Первые результаты по повторяемости диаграммы направленности, измеряемой на микрофонах дальнего поля при одних и тех же скоростных режимах и режимах работы акустических динамиков, привели к следующему результату. На рис. 8 представлен пример результатов измерения диаграммы направленности излучения на частоте 6 кГц при троекратном повторении режима, которые показывают, что расхождение уровней акустического давления на некоторых микрофонах дальнего поля оказалось более 10 дБ.

При анализе причин столь значимого расхождения было обращено внимание на то, что во время проведения тестовых испытаний была открыта заслонка системы выхлопа камеры АК-2, обеспечивающая внешний приток и отток воздуха во время работы вентиляторов, что привело к существенному изменению температуры внутри помещения заглушенной камеры АК-2 с 22 до 9°С (испытания проводились при температуре окружающей среды около 0°С). Было сделано предположение о том, что причиной расхождений является неповторяемость температурного режима. Для проверки этого утверждения был проведен аналогичный



Рис. 7. Спектры, полученные на девяти микрофонах дальнего поля при генерации звука на частоте 7448 Гц при $V_{\rm B} = 40$ м/с и различных скоростях спутного потока $V_{\rm C}$: (a) 0, (б) 40 м/с.

эксперимент с закрытой заслонкой и контролем за сохранением температуры, что обеспечило безусловную повторяемость диаграмм направленности при одинаковых режимах работы динамиков и скоростей потоков.

Исследование зависимости расхождений диаграмм направленности при изменении температуры показало, что изменение температуры в помещении заглушенной камеры на 3°С приводит на некоторых частотах генерации звука к расхождению уровней звукового давления (УЗД) под некоторыми углами наблюдения на величину порядка 2 дБ.

Объяснение столь высокой чувствительности звукового поля к температуре заключается в волноводных свойствах канала, а именно наличии зависящих от температуры частот отсечки, приводящих к запиранию соответствующих волноводных мод при частотах ниже частоты отсечки. При разных температурах в канале распространяется разный набор мод, и чем ниже температура, тем этот набор шире. Кроме того, зависящая от температуры скорость звука непосредственно влияет и на поле источника в канале.

Для оценки влияния указанных факторов с помощью выражения (4) был проведен расчет звукового поля в бесконечном канале диаметром 200 мм при отсутствии потока. При этом было рассмотрено K = 12 монопольных источников, установленных на стенке канала равномерно по окружности, а сдвиги фаз $\Delta \phi_l$ между соседними источниками были выбраны различными так, чтобы в канале генерировались все распространяющиеся моды. Для этого случая выражение (6) имеет следующий вид:

$$Q(m, K, \Delta \phi) = \sum_{l=0}^{K-1} \exp\left(il\left(\Delta \phi_l - m\frac{2\pi}{K}\right)\right).$$
(8)

Результаты расчетов в виде полей давления в сечении, удаленном от кольца источников на расстоянии 200 мм, а также амплитуд волноводных мод в канале для разных частот представлены на рис. 9 и 10, а также в табл. 2 и 3 соответственно.

Сравнительный анализ амплитуд распространяющихся мод, представленных в табл. 2, показывает, что при снижении температуры среды на 10° С при частоте генерации f = 5000 Гц амплитуды распространяющихся мод изменяются в среднем на несколько процентов, а также становится распространяющейся мода с азимутальным числом m = 4 и радиальным числом n = 1. Данные, представленные на рис. 10, демонстрируют, что эти изменения приводят к достаточно сильному



Рис. 8. Диаграмма направленности УЗД на частоте 6 кГц при троекратном повторе режима $V_{\rm B} = 20$ м/с и $V_{\rm c} = 0$ м/с без контроля за температурой в помещении AK-2.



Рис. 9. Распределение давления в сечении канала z = 0.2 м при генерации звука на частоте f = 5000 Гц и температуре (a) 10, (6) 20°С.



Рис. 10. Распределение давления в сечении канала z = 0.2 м при генерации звука на частоте f = 6000 Гц и температуре (а) 10, (б) 20°С.

расхождению звуковых давлений в сечениях канала. Сравнительный анализ амплитуд распространяющихся мод, представленных в табл. 3, показывает, что при аналогичном снижении температуры на частоте генерации f = 6000 Гц дополнительных распространяющихся мод в канале не появляется, а изменение амплитуд распространяющихся мод может достигать 20%. При этом данные, представленные на рис. 11, показывают, что эти изменения приводят к менее сильному, но значимому расхождению звуковых давлений в сечениях канала. В целом анализ расчетов звукового поля для различных температур при одних и тех же интенсивностях источников звука продемонстрировал те же характеристики чувствительности к температурному режиму, которые были получены экспериментально.

По результатам тестовых измерений и последующего анализа был сделан вывод о необходимости воспроизведения температурного режима в пределах $\pm 0.5^{\circ}$ С при проведении сравнительных

	T =	10°C		$T = 20^{\circ} \text{C}$						
	n = 0	n = 1	<i>n</i> = 2		n = 0	n = 1	<i>n</i> = 2			
m = 0	2.045	5.566	10.318	m = 0	2.080	5.684	10.747			
m = 1	0.171	0.252	0.630	m = 1	0.175	0.258	0.707			
m = 2	0.349	0.460	_	m = 2	0.355	0.477	—			
m = 3	0.891	1.317	_	m = 3	0.911	1.412	—			
m = 4	11.475	65.305	_	m = 4	11.776	_	—			
m = 5	2.548	—	_	m = 5	2.634	—	—			
m = 6	2.245	_	_	m = 6	2.361	_	—			
m = 7	4.293	—	—	m = 7	4.854	—	—			

Таблица 2. Амплитуды распространяющихся мод, генерируемых 12-ю монополями в канале без потока на частоте f = 5000 Гц при 10 и 20°С

Таблица 3. Амплитуды распространяющихся мод, генерируемых 12-ю монополями в канале без потока на частоте f = 6000 Гц при 10 и 20°С

		$T = 10^{\circ} \text{C}$			$T = 20^{\circ} \mathrm{C}$						
	n = 0	<i>n</i> = 1	<i>n</i> = 2	<i>n</i> = 3		n = 0	n = 1	<i>n</i> = 2	<i>n</i> = 3		
m = 0	1.704	4.501	7.279	16.249	m = 0	1.734	4.591	7.492	18.094		
m = 1	0.142	0.196	0.329	_	m = 1	0.145	0.200	0.343	_		
m = 2	0.285	0.333	0.682	_	m = 2	0.291	0.342	0.746	_		
<i>m</i> = 3	0.715	0.806	—	—	<i>m</i> = 3	0.730	0.836	—	—		
m = 4	8.931	10.890	_	_	<i>m</i> = 4	9.134	11.535	—	_		
m = 5	1.882	3.247	_	_	m = 5	1.931	3.843	—	_		
m = 6	1.500	_	_	_	m = 6	1.549	_	—	_		
m = 7	2.200	_	_	_	m = 7	2.297	_	_	_		
m = 8	11.265	_	_	_	m = 8	12.088	_	_	_		
m = 9	5.397	—	—	_	m = 9	6.925	—	—	—		

измерений диаграмм направленности при различных сочетаниях скоростей спутного и всасывающего потока, а также проведения по крайней мере двух повторных измерений на одних и тех же режимах. Кроме этого, поскольку частоты отсечки звуковых мод зависят от скорости потока в канале (табл. 1), то для режимов испытаний были найдены такие частоты генерации, при которых изменение скорости потока в канале в диапазоне 0-40 м/с не приводит к изменению модального состава распространяющихся звуковых мод.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИХ АНАЛИЗ

На рис. 11—14 представлены диаграммы направленности, полученные по результатам испытаний в случаях, когда производилась настройка системы генерации звука на создание в канале одной целевой доминирующей моды. В подписях к этим рисункам даны исчерпывающие данные о соответствующих режимах, при которых были проведены измерения. При этом один и тот же режим скоростей потоков и настроечных параметров генерации мод воспроизводился дважды (номер воспроизведения М1 или М2), и для каждого случая указана температура воздуха в помещении заглушенной камеры.

На рис. 15 представлен пример диаграмм направленности, полученных по результатам испытаний в случаях, когда настройка системы генерации звука на определенные целевые моды не проводилась, а реализовывался многомодовый режим генерации звукового поля на различных скоростях всасывающего и спутного потоков.

Анализ диаграмм направленности, представленных на рис. 11–14 для одномодовой генерации звукового поля, показывает их существенную зависимость от выбранного в испытаниях скоростного режима для двух потоков. Под отдельными углами наблюдения может наблюдаться изменение УЗД на 10 дБ при изменении скоростного режима для потоков. При этом данная особенность



Рис. 11. Сравнение диаграмм направленности УЗД при генерации 5-й целевой моды на частоте 4496 Гц при различных скоростях $V_{\rm B}$ и $V_{\rm c}$ всасывающего и спутного потоков соответственно: (a) $V_{\rm B} = 30$, (б) $V_{\rm B} = 40$ м/с.



Рис. 12. Сравнение диаграмм направленности УЗД при генерации 1-й целевой моды на частоте 6096 Гц при различных скоростях $V_{\rm B}$ и $V_{\rm c}$ всасывающего и спутного потоков соответственно: (a) $V_{\rm B} = 30$, (б) $V_{\rm B} = 40$ м/с.



Рис. 13. Сравнение диаграмм направленности УЗД при генерации двух целевых мод с азимутальными номерами ± 6 и равными амплитудами на частоте 6096 Гц при скорости всасывающего потока $V_{\rm B} = 40$ м/с и различных скоростях спутного потока $V_{\rm c}$.

реализуется практически для всех сгенерированных отдельных мод.

В целом сравнение случая отсутствия спутного потока со случаем равенства скоростей всасывающего и спутного потоков при одномодовой генерации звукового поля показывает, что направленность излучения в дальнее поле при наличии только всасывающего потока и отсутствии спутного потока имеет максимум под большим углом наблюдения, и этот максимум может иметь меньший уровень на 3-4 дБ, чем это реализуется при равенстве скоростей спутного и всасывающего потоков (в некоторых случаях имеет место равенство максимальных амплитуд). Именно этот эффект стал результатом работы [1], т.е. проведенные испытания в целом подтвердили указанный эффект. Исключение составил только случай генерации нулевой целевой моды, направленность излучения которой в некотором смысле особен-

АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ том 65 № 1 2019



Рис. 14. Сравнение диаграмм направленности УЗД при генерации 9-й целевой моды на частоте 7848 Гц при скорости всасывающего потока $V_{\rm B} = 40$ м/с и различных скоростях спутного потока $V_{\rm c}$.

ная, что, впрочем, может не иметь практического значения, поскольку осесимметричные моды не имеют доминирующих амплитуд в условиях натурных двигателей.

Кроме этого, диаграммы направленности при наличии только всасывающего потока чаще всего оказываются более узкими, чем при равенстве скоростей двух потоков. Также особенно важно отметить, что указанная выше трансформация диаграмм направленности происходит монотонно по мере роста скорости спутного потока.

Сравнение случаев одномодовой генерации со случаями многомодовой генерации, т.е. сравнение рис. 11—14 с рис. 15, показывает, что в случае многомодовой генерации звукового поля изменение диаграмм направленности при возрастании скорости спутного потока проявляется в бо́льшей степени, чем при одномодовой генерации. В этих случаях увеличение скорости спутного потока приводит под отдельными углами наблюдения к отклонению УЗД на величину 20 дБ, но при этом УЗД в максимумах направленности отклоняются также на величину порядка 2–4 дБ. При этом указанные изменения в диаграммах направленности происходят монотонно по мере роста скорости спутного потока.

В отличие от случая одномодовой генерации звука, в случае многомодовой генерации уже нельзя утверждать, что с возрастанием скорости спутного потока максимум диаграммы направленности имеет тенденцию к перемещению в сторону больших углов наблюдения. В этих случаях возможна и обратная тенденция.

Заметим, что при проведении настоящих экспериментальных исследований в условиях заглушенной камеры АК-2 модель воздухозаборника помещалась в спутный поток, создаваемый струей диаметром 60 см, а микрофоны дальнего поля располагались в покоящейся среде. Поэтому врашающиеся звуковые моды, излучаемые из открытого конца модели воздухозаборника, при распространении до микрофонов дальнего поля должны испытывать эффект рефракции звука на слое смешения струи. Тем самым, для получения диаграмм направленности, соответствующих условию полета, требуется пересчет результатов измерений, учитывающий влияние эффекта рефракции. К настоящему времени развит ряд методик пересчета диаграмм направленности, измеренных в стендовых условиях, когда различные источники звука помещены в поток, а измерения проводятся за его пределами. Однако результаты работ [6, 12–14] показывают, что различные источники звука требуют развития индивидуальных методов пересчета, адаптированных к особенностям звукового поля, создаваемого такими источ-



Рис. 15. (а) Амплитуды азимутальных мод, измеренные при $V_{\rm B} = 0$ м/с; б) сравнение диаграмм направленности УЗД при многомодовой генерации звукового поля на частоте 7500 Гц при скорости всасывающего потока $V_{\rm B} = 40$ м/с и различных скоростях спутного потока $V_{\rm c}$.

АКУСТИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ том 65 № 1 2019

никами. Обратим особое внимание на то, что в условиях проведенных экспериментов сдвиговый слой струи спутного потока находится в ближнем поле такого некомпактного источника звука, как открытый конец канала, что не позволяет применять упрощенные методики учета рефракции при прохождении звуковых волн через сдвиговый слой струи, например, основанные на приближениях геометрической акустики. Потребные для данного случая методики пересчета диаграмм направленности излучения звука из открытого конца каналов с потоком до сих пор не разработаны, и поэтому в настоящей работе данный пересчет не осуществлялся.

Тем не менее, измеренные диаграммы направленности претерпевают при изменении условий обтекания модели воздухозаборника значительную трансформацию под углами наблюдения близкими к 90° (в некоторых случаях порядка 10 дБ, рис. 12 и 15), для которых эффект рефракции звука на сдвиговом слое струи спутного потока обычно не столь значим [6, 12-14]. Это означает, что обнаруженный экспериментально сильный эффект не связан с эффектом рефракции. Таким образом, полученные экспериментальные результаты показывают, что диаграмма направленности шума вентилятора авиадвигателя, излучаемая в переднюю полусферу через воздухозаборник в стендовых условиях, может претерпевать значительную трансформацию в условиях полета, и поэтому данный фактор должен непременно учитываться при оценке шума на местности самолетов по результатам статических испытаний авиалвигателей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей работе в заглушенной камере с потоком AK-2 выполнено экспериментальное исследование эффекта, обнаруженного в работе [1] на основе численного моделирования: существенное различие диаграмм направленности излучения отдельных акустических мод из открытого канала воздухозаборника при работе двигателя в статическом режиме по сравнению с режимом полета, обусловленное эффектом рефракции звуковых волн в зоне существенной неоднородности потока в окрестности открытого конца воздухозаборника при реализации условий статических испытаний авиадвигателя.

Проведение данного экспериментального исследования потребовало решения ряда проблем. В частности, был разработан алгоритм управления 12-ю акустическими динамиками, равномерно установленными заподлицо на стенках канала маломасштабной модели воздухозаборника с помощью 48-канальной микрофонной решетки, что позволило генерировать в канале звуковое поле с наперед заданной структурой доминирующих азимутальных мод. При проведении тестовых измерений была экспериментально обнаружена сверхчувствительность диаграммы направленности излучения звука из канала к температурному режиму в помещении заглушенной камеры, что заставило применять специальную методику поддержания постоянства температуры в помещении AK-2 при работе вентиляторов, создающих спутный и всасывающий потоки в процессе проведения экспериментов.

Эксперименты показали, что эффект, обнаруженный в работе [1] для одномодовой генерации звука в канале, в целом находит экспериментальное подтверждение: анализ измеренных диаграмм направленности звукового поля показывает их существенную зависимость от выбранного в испытаниях скоростного режима для всасывающего и спутного потоков. При этом под отдельными углами наблюдения при изменении скоростного режима потока может наблюдаться изменение УЗД на 10 дБ в случае одномодовой генерации звука в канале и на 20 дБ в случае многомодовой генерации.

Таким образом, результаты исследования показывают необходимость разработки новой методики пересчета результатов акустических испытаний авиадвигателя в стендовых условиях на режим полета в составе самолета.

Полученная по результатам исследований экспериментальная база данных как на микрофонах дальнего поля, так и на микрофонах 48-микрофонной решетки будет использоваться в том числе и для валидации численных методов. Результаты исследований также показали необходимость создания новой методики учета эффекта рефракции при прохождении звука через сдвиговый слой струи для случая, когда звуковое поле излучается из открытого конца канала, помещенного в поток струи.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по соглашению № 14.625.21.0038 (код RFME-FI62516X0038).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Tam C.K.W., Parrish S.A., Envia E., Chien E.W. Physics of acoustic radiation from jet engine inlets // AIAA Paper 2012-2243.
- 2. https://www.safran-aircraft-engines.com/fr/societe/ poluevo-invest.
- 3. *Мунин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А.* Аэродинамические источники шума. М.: Машиностроение, 1981. 248 с.
- 4. Голдстейн М.Е. Аэроакустика. М.: Машиностроение, 1981. 294 с.
- 5. Гладенко А.Ф., Соболев А.Ф. Функция Грина для плавно неоднородного канала с потоком // Акуст. журн. 1993. Т. 39. № 6. С. 1037–1042.

КАНАЛА

- Соболев А.Ф. Функция Грина для плавно неоднородного канала при наличии пограничного слоя с линейным профилем скорости // Акуст. журн. 1995. Т. 42. № 2. С. 301–306.
- Остриков Н.Н., Яковец М.А., Ипатов М.С., Панкратов И.В., Денисов С.Л. Experimental study of the effect of flow velocity at the inlet on the azimuthal mode radiation: static and flight // Proc. 24th International Congress on Sound and Vibration, July 2017, UK.
- Candel S., Guedel A., Juliene A. Radiation, refraction, and scattering of acoustic waves in a free shear flow // AIAA Paper 76-544. 1976.
- Campos L. The spectral broadening of sound by turbulent shear layers. Part 2. The spectral broadening of sound and aircraft noise // J. Fluid Mech. 1978. V. 89. № 4. P. 751–783.

- Ewert R., Kornow O., Tester B.J., Powles C.J, Delfs J.W. Spectral broadening of jet engine turbine tones // AIAA Paper 2008-2940.
- Ewert R., Kornow O., Delfs J.W., Roeber T., Rose M. A CAA based approach to tone haystacking // AIAA Paper 2009-3217.
- Kopiev V., Faranosov G. Localization of sound sources by means of ADT data interpretation improved by refraction effect consideration // AIAA Paper 2009-3215.
- Беляев И.В. Звуковое поле вращающегося монополя в струйном течении // Акуст. журн. 2016. Т. 62. № 4. С. 457–461. (*Belyaev I.V.* The sound field of a rotating monopole in a plug flow. Acoust. Phys. 2016. V. 62. № 4. Р. 462–466.)
- Wang Z.H., Belyaev I.V., Zhang X.-Z., Bi C.-X., Faranosov G.A., Dowell E.H, The sound field of a rotating dipole in a plug flow // J. Acoust Soc. Am. 2018. V. 143. N
 № 4. P. 2099–2109.