

ВЛИЯНИЕ НОСОВОЙ КОНФИГУРАЦИИ ОБТЕКАЕМЫХ МОДЕЛЕЙ НА СТРУКТУРУ ТРЕХМЕРНЫХ ПОЛЕЙ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ

© 2015 г. А. Ю. Голубев*.**

* Научно-исследовательский Московский комплекс ЦАГИ
105005 Москва, ул. Радио 17

** Пермский национальный исследовательский политехнический университет
614990 Пермь, Комсомольский пр. 29

E-mail: alexeygolubev@yandex.ru

Поступила в редакцию 09.04.2015 г.

Проведена серия испытаний по определению структуры полей пульсаций давления при обтекании потоком моделей, представляющих собой цилиндры с головными обтекателями разной конфигурации. Показано, что в зависимости от конфигурации изменение угла атаки может приводить к существенной трансформации полей пульсаций давления на цилиндрической поверхности, заключающейся в повышении спектральной плотности и изменении степени их пространственной взаимосвязи. Проведены исследования поля пульсаций давления на поверхности модели с головным обтекателем в виде типовой модели носовой части современного скоростного гражданского самолета. Показано, что в этом случае дополнительные возмущения формируются уже при нулевом угле атаки модели. Исследовано поле пульсаций давления на поверхности моделей в продольном и окружном направлениях. Сравнение данных модельного эксперимента с результатами летных испытаний, представленных в литературе, показывает, что результаты модельных экспериментов в целом не противоречат натурным.

Ключевые слова: пульсации давления, неоднородное поле, спектральная плотность, нормированный взаимный спектр.

DOI: 10.7868/S0320791915050081

Аэродинамические пульсации давления звукового диапазона частот на обтекаемой поверхности являются основными источниками шума в салоне современного скоростного пассажирского самолета. Речь идет о пристенных пульсациях давления безградиентного и градиентного турбулентного пограничного слоя на гладкой поверхности, пульсациях давления от потока над прямыми и обратными уступами [1], а также пульсациях давления в области взаимодействия скачков уплотнения с турбулентным пограничным слоем. Достоверность методов прогноза шума внутри самолета от этих источников и разработка эффективных способов его снижения существенно образом определяются объемом и достоверностью информации об основных вероятностных характеристиках этих случайных по пространству и времени полей.

Согласно модели, предложенной Б.М. Ефимцовым [2, 3], основные характеристики поля пульсаций давления невозмущенного пограничного слоя существенно зависят от его толщины. Это приводит к тому, что, в соответствии с этой моделью, динамическая нагруженность обшивки фюзеляжа в его передней части должна быть существенно меньше, чем в хвостовой. Соответственно, и шум в салоне в передней части фюзеляжа должен быть меньше. Учитывая, что акустическое поле струи двигателя

также является одним из важнейших источников шума в салоне, такое сравнение корректно прежде всего для самолетов с задней компоновкой двигателей. Одним из таких самолетов является сверхзвуковой пассажирский самолет, на основе летных испытаний которого и была построена модель поля пульсаций давления. Действительно, для салона этого самолета характерно возрастание уровней шума при движении по салону. Однако, например, для дозвуковых самолетов, характеризующихся задней компоновкой двигателей, шум в передней части салона даже выше, чем в хвостовой. Аналогичные эффекты наблюдаются и для зарубежных самолетов. Таким образом, распределение шума по салону самолета может существенно зависеть от носовой конфигурации.

Данное явление нельзя объяснить формированием каких-либо дополнительных неоднородных полей, обусловленных конструктивными особенностями самолета в этой зоне, — на передней части фюзеляжа не наблюдается резких изменений статического давления, наличия уступов и прочего. Повышенные уровни шума можно объяснить формированием неоднородных полей пульсаций давления, обусловленных распространением возмущений, источником которых является носовая конфигурация. В этом направлении, насколько

известно по имеющейся литературе, исследование практически не проводилось.

Явление распространения возмущений непосредственно связано с вопросами структуры пограничного слоя. Результаты экспериментальных исследований, представленные в монографии [4], свидетельствуют о наличии крупномасштабных организованных движений, порождаемых перемещением поперечно ориентированных вихревых структур, которые существуют в логарифмической и внешней областях пограничного слоя. Причем в каждой из этих областей присутствуют определенные типы когерентных структур, которые имеют свои характерные масштабы и времена жизни. Именно такими структурами обусловлен механизм распространения возмущений.

Следует отметить, что экспериментальные исследования на осесимметричных обтекаемых телах проводились и ранее (например, [5]). Однако в этих работах не рассматривалось влияние носовой конфигурации на формирование полей пульсаций давления на цилиндрической обтекаемой поверхности.

Этот эффект может быть исследован в условиях аэроакустической установки. Решение этой задачи обеспечивает выполнение поисковых исследований по дальнейшему изучению данного явления. Целью настоящей работы являлось проведение экспериментальных исследований по изучению структуры полей пульсаций давления, формирующихся при распространении возмущений от различных носовых конфигураций, и определение основных их характеристик на поверхности модели современного скоростного пассажирского самолета.

В представленной ниже работе используются следующие характеристики полей пульсаций давления турбулентного пограничного слоя.

Поле пристеночных пульсаций давления для радиус-векторов точек \mathbf{X} и \mathbf{X}' и циклической частоты описывается с помощью спектра пространственных корреляций $\Phi(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega)$ [6]. При $\mathbf{x}' \rightarrow \mathbf{x}$ он вырождается в вещественную четную функцию частоты $\Phi(\mathbf{x}, \omega)$, которую обычно называют спектральной плотностью:

$$\int_0^{\infty} \Phi(\mathbf{x}, \omega) d\omega = \overline{p^2(\mathbf{x})}. \quad (1)$$

Степень пространственной связи спектральных составляющих поля пульсаций давления описывается нормированным спектром пространственных корреляций

$$\varphi(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega) = \frac{\Phi(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega)}{[\Phi(\mathbf{x}, \omega)\Phi(\mathbf{x}', \omega)]^{1/2}}, \quad (2)$$

который обычно называют просто взаимным спектром. В общем случае он также имеет вещественную и мнимую части, и его можно представить в виде

$$\varphi(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega) = |\varphi(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega)| e^{i \arg \varphi}. \quad (3)$$

Конвективные свойства спектральных составляющих поля пульсаций давления в направлении вектора $\xi = \mathbf{x}' - \mathbf{x}$ можно описать фазовой скоростью U_{ph} , определяемой соотношением

$$U_{ph} = -\omega |\xi| / \arg \varphi. \quad (4)$$

Экспериментальные исследования проводились на установке К-1, которая представляет собой последовательную цепочку, состоящую из безотрывного конфузора, цилиндрической секции трубы длиной 1.5 м, рабочей части трубы длиной 0.65 м, дополнительной цилиндрической секции длиной 1.15 м, безотрывного диффузора длиной 2.2 м, успокоительных камер, эффективного глушителя, дросселирующего устройства и воздуховода к системе вентиляторов. Цилиндрические секции аэроакустической установки и ее рабочая часть изготовлены из алюминиевого сплава и выполнены в виде трубы с внутренним диаметром 260 мм. В рабочей части трубы имеется проем, в который можно монтировать державку для испытываемых моделей.

За рабочей частью установки и дополнительной цилиндрической секцией следует секция безотрывного диффузора (также выполненного из алюминиевого сплава) с выходом во вторую успокоительную камеру объемом $\sim 3.4 \text{ м}^3$ со звукопоглощающим материалом на стенках. Непосредственно за этой камерой расположен глушитель шума с внутренним диаметром 400 мм и дросселирующее устройство, необходимое для плавного изменения скорости в рабочей части аэроакустической установки. Внутренние поверхности коллектора, рабочей части, диффузора установки тщательно полированы. Все элементы установки, кроме вентиляторов, размещаются в большом ($\sim 120 \text{ м}^3$) помещении. Вентиляторы располагаются вне этого помещения за капитальной кирпичной стеной.

Поток в рабочей части установки реализуется с помощью четырех вентиляторов типа ВР-300-45. Подключение вентиляторов осуществлялось двумя параллельными цепочками, в каждой из которых было установлено два последовательно подключенных вентилятора. Забор воздуха осуществлялся из помещения, в котором была расположена рабочая часть установки. Одновременное включение вентиляторов позволило создавать скорость в рабочей части установки до 59.7 м/с.

Для размещения моделей в аэроакустической установке К-1 была изготовлена металлическая штанга, крепление которой в проеме ее рабочей части осуществляется с помощью пилона (рис. 1). Проем рабочей части аэроакустической установки с установленным в нем пилоном был оснащен координатным устройством, позволяющим осуществлять поворот цилиндрической штанги с установленной на ней моделью головного обтекателя в горизонтальной плоскости в диапазоне углов $-6^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$. На одной из поверхностей штан-

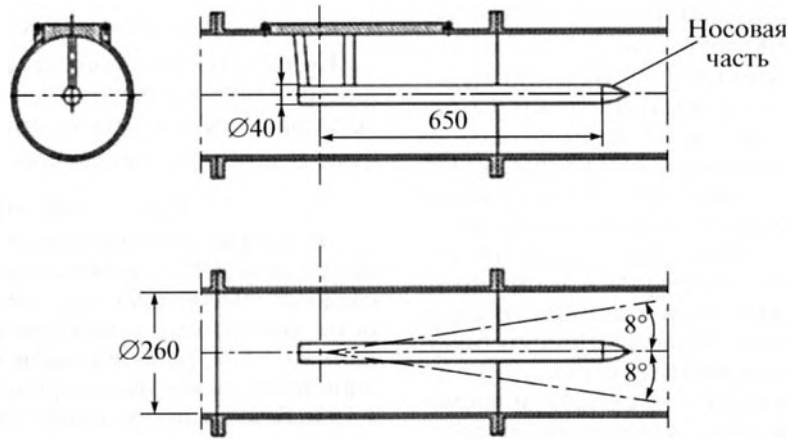


Рис. 1. Схема установки модели в аэроакустической установке К-1.

ги были подготовлены места для установки приемников пульсаций давления строго заподлицо с цилиндрической поверхностью. Крепление цилиндрической части в пилоне может проводиться в любом положении относительно направления потока.

Для уменьшения степени турбулентности потока на входе в конфузор установки К-1 была установлена мелкоячеистая сетка. Применение сетки привело к существенному снижению низкочастотных уровней пульсаций давления в рабочей части установки и непосредственно на цилиндрической части моделей вплоть до ожидаемых уровней невозмущенного турбулентного пограничного слоя.

Экспериментальные исследования были выполнены с помощью приемников пульсаций давления Эндевко 8514-10 (диаметр 1.63 мм). В качестве регистрирующей системы использовалась 8-канальная плата АЦП 4472 фирмы National Instruments. Оцифровка сигналов осуществлялась с частотой 60000 значений в секунду. С помощью специально разработанного программного обеспечения определялись как узкополосные спектральные уровни пульсаций давления с постоянным разрешением по частоте 3.7 Гц, так и спектральные уровни в 1/3-октавных полосах частот. Пространственная корреляция поля пульсаций давления оценивалась по вещественной и мнимой частям взаимного спектра, которые определялись в узких полосах частот. Для большей наглядности при анализе и представлении результатов измерений осуществлялось осреднение узкополосных значений вещественной и мнимой частей взаимных спектров в 1/3-октавных полосах частот.

Первая серия измерений была выполнена с осесимметричными носовыми частями, в состав которых входил и конус с малым углом полураскрытия, фактически представляющий собой модель носовой части сверхзвукового пассажирского самолета. Ниже представлены результаты серий экспериментов с разными моделями головных об-

текателей — три оживальных обтекателя разных радиусов (100, 50 и 35 мм), два конических (с углом полураскрытия 10° и в виде двойного конуса с закругленной носовой частью), шесть эллипсоидальных с разным размером длинной полуоси (120, 100, ..., 20 мм). Эскизы обтекателей и их габаритные размеры представлены на рис. 2. Носовые конфигурации пристыковывались к металлической штанге наружным диаметром 40 мм. В дальнейшем обтекатели будут именоваться: О1, О2, О3 — оживальные обтекатели, К1, К2 — конические обтекатели, Э1...Э6 — эллипсоидальные обтекатели. Расстановка приемников при проведении измерений представлена ниже на графиках.

Для осуществления перехода из ламинарного пограничного слоя в турбулентный использовался турбулизатор в виде клеевого кольца, устанавливаемый на расстоянии 10 мм от носика модели. При обтекании модели под нулевым углом атаки спектр, полученный на цилиндрической части державки с применением турбулизатора на носовой части обтекателя, можно трактовать как типовой для пристеночных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя (рис. 3). Полученная частотная зависимость спектральных уровней практически не зависит от используемой носовой конфигурации.

Рассмотрим влияние угла атаки на спектры пульсаций давления, зарегистрированные приемниками на боковой поверхности цилиндрической части модели. Практически не наблюдаются эффекты угла атаки для конического обтекателя К1, представляющего собой фактически модель носовой части сверхзвукового пассажирского самолета. На боковой цилиндрической поверхности при наличии этого головного обтекателя формируется поле пульсаций давления невозмущенного пограничного слоя при любом угле атаки.

Однако при установке других обтекателей зависимость от угла атаки α существенно трансформируется. Так, на рис. 4 представлено влияние

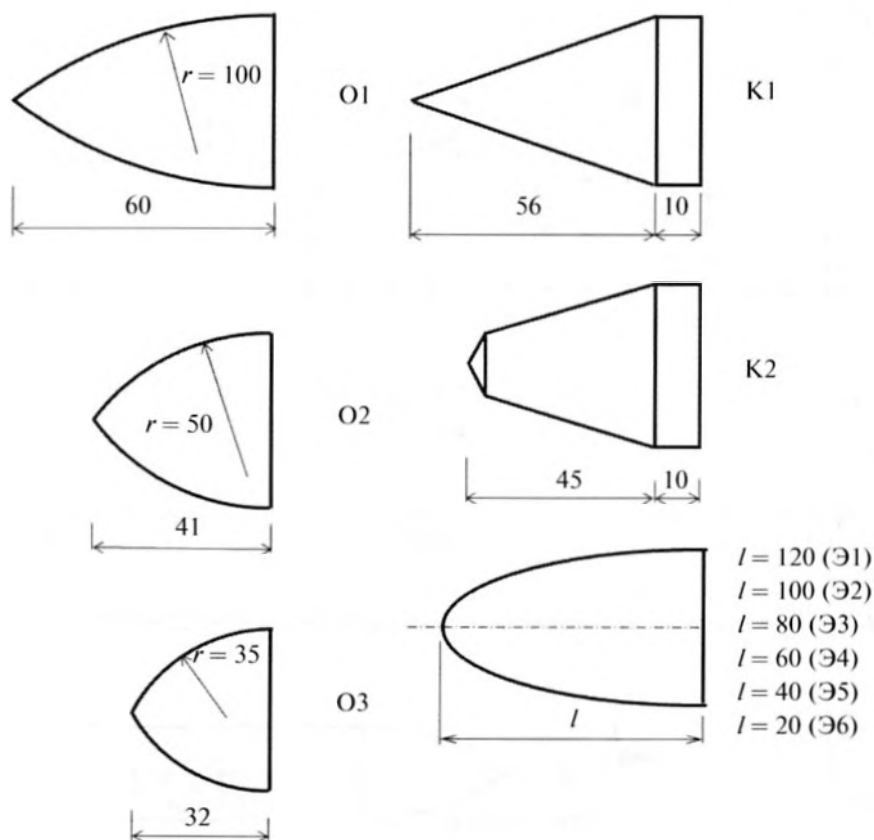


Рис. 2. Схемы используемых носовых обтекателей.

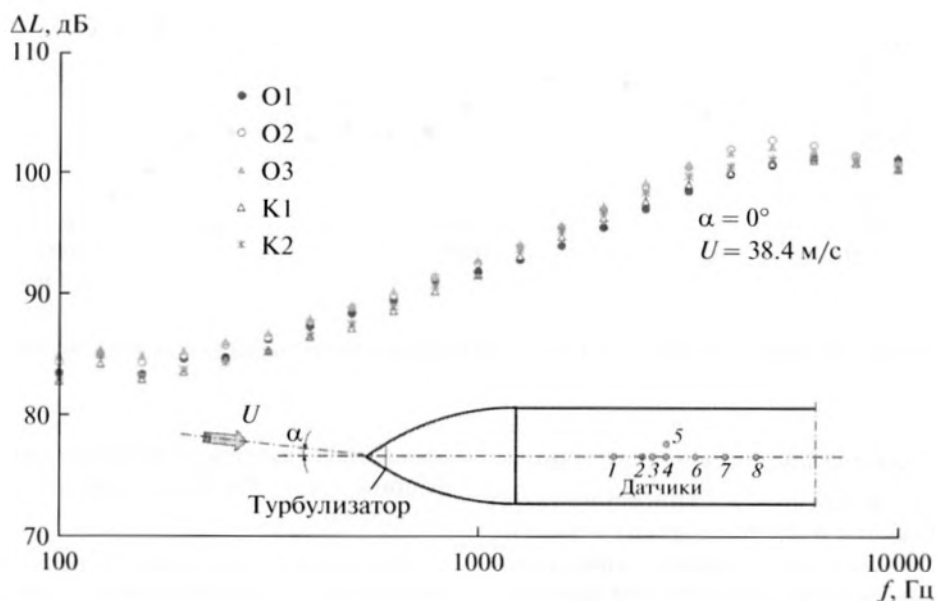


Рис. 3. Спектры пульсаций давления на цилиндрической части поверхности моделей с различными носовыми обтекателями.

α на спектры пульсаций давления при установке другой модели (оживального обтекателя O1) в виде разности уровней (ΔL), зарегистрированных при

разных значениях угла атаки в диапазоне $2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ и при нулевом его значении. Хорошо видно, что максимальные значения $\Delta L \approx 10$ дБ в ос-

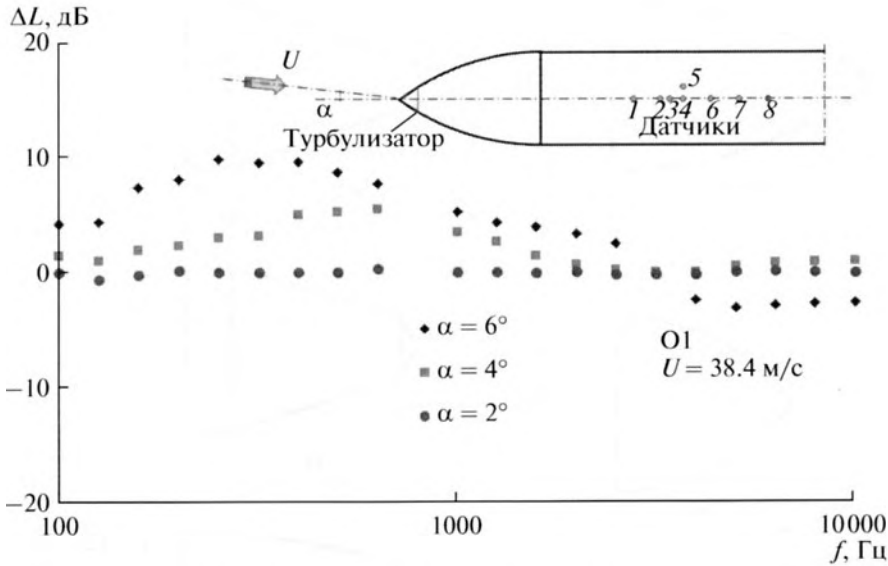


Рис. 4. Влияние угла атаки на спектры пульсаций давления для оживального обтекателя О1.

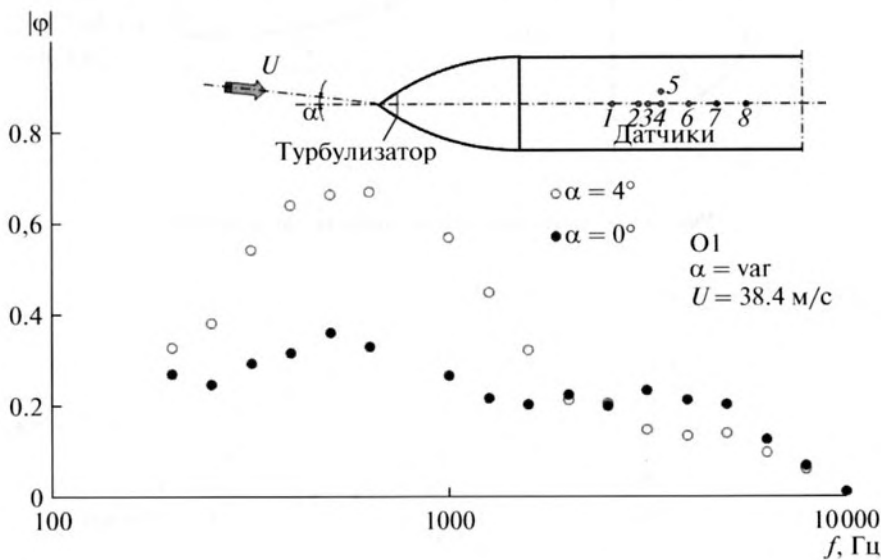


Рис. 5. Изменение степени коррелированности пульсаций давления при изменении угла атаки на примере головного обтекателя О1.

новном соответствуют углам атаки $|\alpha| = 6^\circ$, а минимальные ($\Delta L \approx 0$) — углам $|\alpha| = 2^\circ$. Примерно такой же эффект наблюдается и для ряда других моделей.

Рассмотрим изменение степени коррелированности полей пульсаций давления при варьировании угла атаки на примере головного обтекателя О1. Значения $|\phi|$, превышающие 0,7, наблюдаются при угле атаки $\alpha = 4^\circ$. При этом их максимальные значения наблюдаются в области $f \leq 1$ кГц (рис. 5). Модуль нормированного поперечного взаимного спектра для обтекателя О1 также сильно зависит от угла атаки и растет по мере его увеличения. Степень поперечной взаимосвязи при этом в несколько раз

превышает аналогичную характеристику для пограничного слоя. Фазовая скорость слабо зависит от угла атаки.

Представленные выше результаты экспериментальных исследований свидетельствуют о том, что в носовой части осесимметричных носовых обтекателей при их расположении под углом атаки к направлению потока формируются возмущения, распространяющиеся вниз по потоку и создающие на цилиндрической поверхности неоднородное конвектирующее поле пульсаций давления. Учитывая, что при установке носовой части в виде конуса, воспроизводящего носовую конфигу-

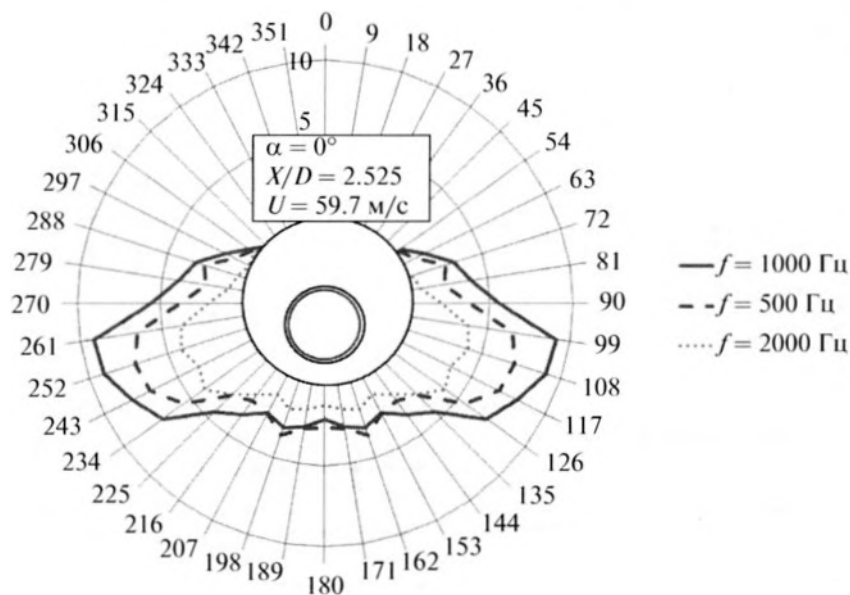


Рис. 6. Пространственное распределение разности спектральных уровней на различных частотах на расстоянии $X/D = 2.525$ от носа модели.

рацию сверхзвукового пассажирского самолета, дополнительные возмущения не формируются ни в эксперименте, ни в натуральных условиях, можно предположить, что для модели носовой части современного гражданского самолета соответствие эксперимента и натуральных условий также будет выполняться.

Для проведения измерений на аэроакустической установке К-1 была изготовлена типовая модель носовой части современного пассажирского самолета. На носу модели для обеспечения перехода ламинарного течения в турбулентное также устанавливался турбулизатор на расстоянии, примерно соответствующем расположению линии ламинарно-турбулентного перехода на поверхности самолета с учетом масштаба.

В отличие от осесимметричных тел обтекание типовой модели носовой части самолета приводит к формированию поля, характеризующегося повышенными уровнями пульсаций давления на цилиндрической поверхности уже при нулевом угле атаки.

Распределение разности спектральных уровней по боковой поверхности при частотах 500, 1000 и 2000 Гц для этой модели иллюстрируется на рис. 6. Спектральные уровни пульсаций давления остаются повышенными практически по всей измерительной зоне с максимальным превышением над уровнями невозмущенного пограничного слоя в области расположения иллюминаторов в диапазоне измерительных углов $72^\circ \leq \beta \leq 135^\circ$. Увеличение параметра X/D (X – расстояние от носа модели, D – диаметр модели) приводит к постепенному смещению максимальных уровней в верхнюю часть модели. Следует отметить, что в продольном

направлении также отмечается формирование максимума, который локализуется в диапазоне $X/D = 2.5...2.75$. Уменьшение и увеличение параметра X/D приводит к некоторому снижению величины превышения спектральных уровней, при этом размер пространственной области практически не изменяется.

Изменение угла атаки приводит к эволюции пространственного распределения спектральных уровней на поверхности модели фюзеляжа. Как было отмечено выше, при нулевом угле атаки повышенные уровни пульсаций давления наблюдаются при $\beta = 72^\circ...135^\circ$. Увеличение угла атаки приводит к прогрессирующему смещению жгута в верхнюю часть фюзеляжа. При этом спектральный состав максимальных уровней мало зависит от угла атаки (рис. 7).

Как для осесимметричных моделей, так и для типовой модели носовой конфигурации наличие крупномасштабных возмущений приводит к существенному увеличению степени взаимосвязи в потоке, заключающемуся в смещении максимума взаимного спектра в низкочастотную область.

Проведенные экспериментальные исследования свидетельствуют о том, что на боковой цилиндрической поверхности типовой модели самолета при изменении угла атаки формируется поле пульсаций давления, характеризующееся повышенными (до 10 дБ) спектральными уровнями пульсаций давления по сравнению со спектральными уровнями пульсаций давления невозмущенного пограничного слоя. Данное превышение наблюдается в широком частотном диапазоне от 250 до 1250 Гц. Дополнительное поле характеризуется зоной максимальных уровней и посте-

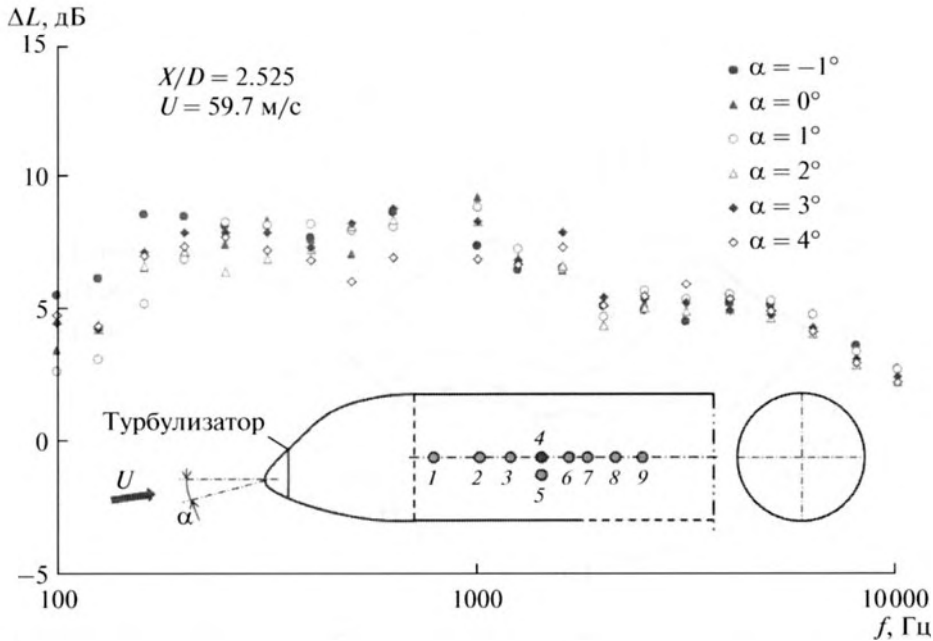


Рис. 7. Разность максимальных (в окружном направлении) спектральных уровней при различных углах атаки на расстоянии $X/D = 2.525$ от носа модели.

пленным их уменьшением как в продольном, так и в окружном направлениях. Это свидетельствует о трактовке этого поля как конвектирующего (поля, обладающего конвективными свойствами в направлении потока и их отсутствием в ортогональном направлении), неоднородного трехмерного (поля, характеризующегося относительно быстрым снижением интенсивности как в продольном, так и в ортогональном направлении), коррелированного (обладающего повышенной степенью взаимосвязи как в продольном, так и в ортогональном относительно потока направлении). Учитывая, что основные свойства этого поля зависят от носовой конфигурации, его появление и оценка его характеристик может быть в настоящее время выполнена только на основании испытаний малоразмерных моделей.

Наличие такого поля пульсаций давления на боковой поверхности фюзеляжа, а также приблизительная оценка его характеристик подтверждается и результатами летных экспериментов, представленными в литературе. Так, например, на рис. 8 приведены безразмерные спектральные уровни пульсаций давления, регистрируемых на поверхности фюзеляжа одного из зарубежных самолетов [7]. На этом же рисунке представлена безразмерная спектральная плотность пульсаций давления невозмущенного турбулентного пограничного слоя [6]. Можно видеть, что изменение угла атаки приводит к существенному повышению спектральных уровней, которое наблюдается прежде всего в области средних частот. Величина превышения составляет порядка 7 дБ, что приблизительно коррелирует

с результатами трубных измерений на типовой модели.

Для корректного сопоставления полученных результатов необходимо их представление в безразмерном виде. Так как модельные испытания выполняются при малых скоростях потока по сравнению со скоростями полета самолета, для моделирования необходимо учитывать влияние числа Рейнольдса. При этом можно воспользоваться критерием моделирования, представленным в [6], но в несколько упрощенном виде:

$$Sh = Sh_m,$$

где

$$Sh_m = \left(Sh \frac{Re_0}{Re} \right)_m, \quad Sh = \omega \delta / U_\tau, \quad Re = \min(Re_0, Re_\tau),$$

$$Re_\tau = \delta U_\tau / \nu_w, \quad Re_0 = 3 \times 10^3,$$

U_τ — динамическая скорость, δ — толщина пограничного слоя, ν_w — коэффициент кинематической вязкости для температурных условий у стенки. Здесь индекс m свидетельствует о принадлежности параметра модели. Параметры, соответствующие реальному самолету, не имеют индекса.

В соответствии с этим критерием моделирования частоты максимальных спектральных уровней, получаемые в трубном эксперименте, примерно соответствуют частотам, получаемым на крейсерском режиме полета самолета. Представленные результаты свидетельствуют о возможности прогнозирования как повышения спектральных уровней, обусловленных дополнительными возмущениями, индуцируемыми носовой частью,

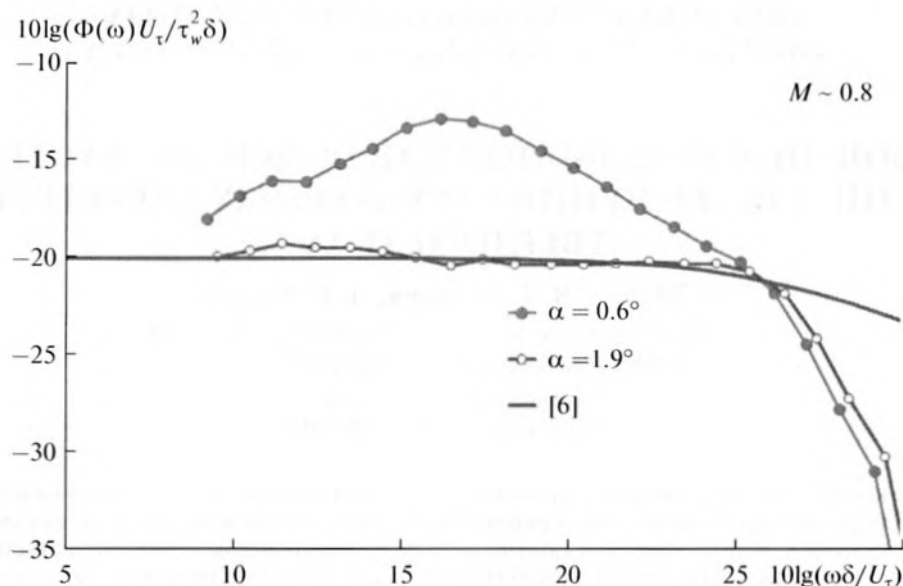


Рис. 8. Изменение спектральных уровней на поверхности фюзеляжа в зависимости от угла атаки по результатам летных экспериментов [7].

так и степени взаимосвязи в потоке с помощью малоразмерной модели, испытываемой в аэроакустической установке при малых скоростях потока. Учитывая, что носовые части самолетов могут отличаться друг от друга, построение универсальной расчетной модели представляется в настоящее время затруднительным.

Проведенные экспериментальные исследования показывают, что при обтекании осесимметричных моделей (оживальные, эллиптические и конические) под углом атаки может наблюдаться формирование дополнительных полей пульсаций давления, зависящих от носовой конфигурации. Эти поля характеризуются повышением спектральной плотности в области средних частот (на 6–10 дБ), а также смещением максимума организованности полей пульсаций давления в низкочастотную область.

Проведенные экспериментальные исследования с несимметричной типовой моделью носовой части современного скоростного пассажирского самолета показывают, что при наличии этого головного обтекателя наблюдаются дополнительные возмущения уже при нулевом угле атаки модели, интенсивность пульсаций давления в которых существенно превосходит интенсивность пульсаций давления невозмущенного пограничного слоя на цилиндрической части модели. Исследована эволюция поля пульсаций давления на поверхности моделей в продольном и окружном направлениях в зависимости от угла атаки и от параметров течения. Показано, что наличие крупномасштабных возмущений на поверхности моделей носовых частей самолетов приводит к значительному увеличению степени взаимосвязи

потока. Сравнение данных модельного эксперимента с результатами летных испытаний, представленных в литературе, показывает, что результаты модельных экспериментов в целом не противоречат результатам натурных экспериментов.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Министерства образования и науки РФ № 14.Z50.31.0032.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бибко В.Н., Голубев А.Ю. Основные закономерности влияния скоса потока на характеристики полей пульсаций давления перед прямым и за обратным уступом // Акуст. журн. 2014. Т. 60. № 5. С. 483–491.
2. Ефимцов Б.М. Критерии подобия спектров пристенных пульсаций давления турбулентного пограничного слоя // Акуст. журн. 1984. Т. 30. № 1. С. 58–61.
3. Ефимцов Б.М. Характеристики поля пристенных пульсаций давления при больших числах Рейнольдса // Акуст. журн. 1982. Т. 28. № 4. С. 491–497.
4. Хлопков Ю.И., Жаров В.А., Горелов С.Л. Когерентные структуры в турбулентном пограничном слое. М.: МФТИ, 2002. 129 с.
5. Кудашев Е.Б., Кольшицын В.А., Маршов В.П., Ткаченко В.М., Цветков А.М. Экспериментальное моделирование гидродинамических шумов обтекания на автономной морской лаборатории // Акуст. журн. 2013. Т. 59. № 2. С. 211–221.
6. Авиационная акустика. В 2-х ч. Ч. 2. Шум в салонах пассажирских самолетов. Мунин А.Г., Ефимцов Б.М., Кудисова Л.Я. и др. Под ред. Мунина А.Г. М.: Машиностроение, 1986.
7. Palumbo D. Determining correlation and coherence lengths in turbulent boundary layer flight data // J. Sound Vib. 2012. V. 331. P. 3721–3737.