

УДК 532.525.2

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ СОПЛА НА ПАРАМЕТРЫ ТЕЧЕНИЯ В СЛОЕ СМЕШЕНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ДОЗВУКОВОЙ СТРУИ

© 2020 г. Д. А. Губанов^а, А. А. Дядькин^б, В. И. Запрягаев^{а,*},
И. Н. Кавун^а, С. П. Рыбак^{б,**}

^а Институт теоретической и прикладной механики СО АН РАН, Новосибирск, Россия

^б ПАО “РКК “Энергия”, Королев, Россия

*E-mail: zapr@itam.nsc.ru

**E-mail: Sergey.Rybak@rsce.ru

Поступила в редакцию 10.04.2019 г.

После доработки 24.06.2019 г.

Принята к публикации 25.06.2019 г.

Представлены результаты экспериментального исследования характеристик слоя смешения в начальном участке трансзвуковой струи, истекающей из конвергентных сопел с различной внутренней шероховатостью, при одинаковом значении числа Маха в ядре струи. Показано, что характеристики слоя смешения – радиальные профили измеренного полного давления и величины среднеквадратичных пульсаций полного давления, имеют автомодельный характер при удалении от среза сопла на величину более 1.5 выходного диаметра сопла. Показана возможность применения сопел с повышенной степенью шероховатости внутренней поверхности для исследования высокоскоростных струйных течений.

Ключевые слова: сопло, турбулентная струя, пограничный слой, слой смешения, шероховатость, пульсации потока

DOI: 10.31857/S0568528120010077

Актуальность исследования характеристик пульсаций в слое смешения воздушной струи напрямую связана проблемой генерации акустических возмущений в этом слое. Минимизация уровня акустического излучения высокоскоростных струй является одной из важных задач, которая стоит перед исследователями [1], и обусловлена практической необходимостью снижения акустических нагрузок, генерируемых струйными течениями авиационных двигательных установок. Кроме того, характеристики слоя смешения важны при создании эжекторных систем. Развитие методов математического моделирования сдвиговых турбулентных высокоскоростных течений приводит к необходимости детального описания условий формирования таких потоков [2]. В частности, при моделировании струйных течений встает вопрос об уровне начальных возмущений в потоке и их влиянии на развитие слоя смешения. К параметрам, которые определяют характер развития слоя смешения применительно к газовым струям, относятся: профиль скорости пограничного слоя на срезе сопла, величина пульсаций потока в потенциальном ядре вблизи среза сопла, число Рейнольдса [3]. Расчеты в соответствии с теорией гидродинамической неустойчивости дают очень малые значения критического числа Рейнольдса ($Re_{кр} \sim 10$, число Рейнольдса вычислено с использованием диаметра сопла, скорости истечения, значения кинематической вязкости). Экспериментальные данные показывают, что “для простых сопел без специальных ламинаризирующих устройств можно считать течение автомодельным по числу Рейнольдса при $Re_{кр} > 10^4$ ” [3]. Экспериментальные данные [4] указывают на существенное влияние начальной турбулентности на затухание осевой скорости в струе. Влияние внешнего акустического воздействия на режим течения в слое смешения экспериментально исследовалось в работе [5]. Следует отметить работы [6], в которых рассматривается влияние начального профиля скорости на срезе сопла в дозвуковых струях на положение перехода ламинарного течения в турбулентное. Особенности перехода течения в сопле или канале в струйное течение, а также пе-

реход к турбулентному режиму течения в струях при малых числах Рейнольдса рассмотрены в работе [7]. Влияние величины шероховатости внутренней поверхности сопла на возникновение и развитие стационарных возмущений в виде продольных вихрей, возникающих в начальном участке слоя смешения сверхзвуковой струи, было исследовано в экспериментальной работе [8].

Целью настоящей работы является экспериментальное исследование влияния состояния пограничного слоя сопла на характеристики слоя смешения в начальном участке дозвуковой высокоскоростной струи с числом Маха на срезе сопла, равным 0.85. В работе приводятся как осредненные характеристики слоя смешения (распределение измеренного полного давления), так и распределение пульсаций полного давления в слое смешения струи, истекающей из осесимметричного сопла.

Результаты исследования важны как для верификации численных расчетов, так и для организации экспериментальных исследований, в частности, при изготовлении моделей для исследований структуры струйных течений. Современное развитие новой технологии 3D-печати позволяет изготавливать тела сложной формы из различных металлических и неметаллических материалов. Использование этой технологии позволит ускорить и удешевить изготовление как узлов и конструкций реальных аппаратов, так и их моделей, предназначенных для исследования в аэродинамических установках. В то же время качество поверхностей моделей, изготовленных данным методом, может отличаться от моделей, изготовленных традиционными способами. Актуальной задачей становится оценка пригодности моделей, изготовленных с использованием технологии 3D-прототипирования, для исследования научно-практических задач. В частности, необходимо выяснить, как влияет шероховатость стенки сопла на структуру и характеристики струйных течений. Известно, что развитый слой смешения дозвуковой струи носит автомодельный характер [3]. Однако можно ожидать, что состояние поверхности сопла (его шероховатость и локальное отклонение от теоретического контура) все-таки будет влиять на характеристики струйного потока в начальном участке струи, в том числе и на пульсационные характеристики слоя смешения, что и является предметом исследования настоящей работы.

1. МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Эксперимент проведен в струйном модуле аэродинамической трубы Т-326 ИТПМ СО РАН. Воздух из форкамеры установки через подающую трубу (ресивер) диаметром 150 мм и длиной 1.5 м поступает на вход в сопло, которое формирует струю с требуемыми параметрами. В качестве рабочей части аэродинамическая труба Т-326 оснащена камерой Эйфеля, куда истекает исследуемая струя и далее через диффузор выходит в камеру шумоглушения трубы. Достаточно подробно конструкция установки описана в работе [9]. За счет эжектирующего действия струи давление газа в закрытой камере Эйфеля в ходе эксперимента постепенно уменьшается до значения меньше атмосферного. Регулируя давление в форкамере установки, можно поддерживать требуемое соотношение давлений перед входом в сопло и за его выходным срезом, т.н. “nozzle pressure ratio”, $Npr = p_0/p_e$, где p_0 – давление в форкамере установки, p_e – давление в камере Эйфеля.

Исследовались струйные дозвуковые сжимаемые течения, истекающие из профилированных сужающихся сопел (рис. 1) № 1–№ 4:

1. Сопло № 1 – сужающееся сопло с профилем Витошинского. Изготовлено из стали в качестве эталонного. Диаметр входа $D_{in} = 88$ мм, диаметр выхода $D_a = 60$ мм, степень поджатия $s = 2.15$. Степень шероховатости внутренней поверхности сопла $\Delta \sim 5$ мкм.

2. Сопло № 2 – то же сопло, но с установленным на расстоянии 10 мм от входа турбулизатором. Турбулизатор имеет вид кольца высотой $\Delta_r \sim 330$ –350 мкм, шириной 2.5 мм, и изготовлен из шлифовальной бумаги с размером зерна 50 ... 63 мкм.

3. Сопло № 3 – аналогичное соплу № 1, но изготовлено из пластмассы ABS на 3D-принтере. Использовалось для проверки возможности применения данной технологии для изготовления моделей применительно к экспериментальным исследованиям. Сопло имеет внутреннюю грубую волнистую шероховатую поверхность с $\Delta \sim 122$ –180 мкм.

4. Сопло № 4 – сопло Витошинского стальное. Диаметр входа $D_{in} = 88$ мм, диаметр выхода $D_a = 30$ мм, степень поджатия $s = 8.60$. Сопло с внутренней качественной полированной поверхностью с $\Delta \sim 0.5$ мкм. Более подробное описание сопла № 4 приведено в работе [9].

В ходе проведения исследования получены картины шлирен-визуализации течения. Выполнено зондирование струйного потока трубкой Пито для измерения радиального распределения полного давления при различных расстояниях от среза сопла. Проведено измерение погранич-

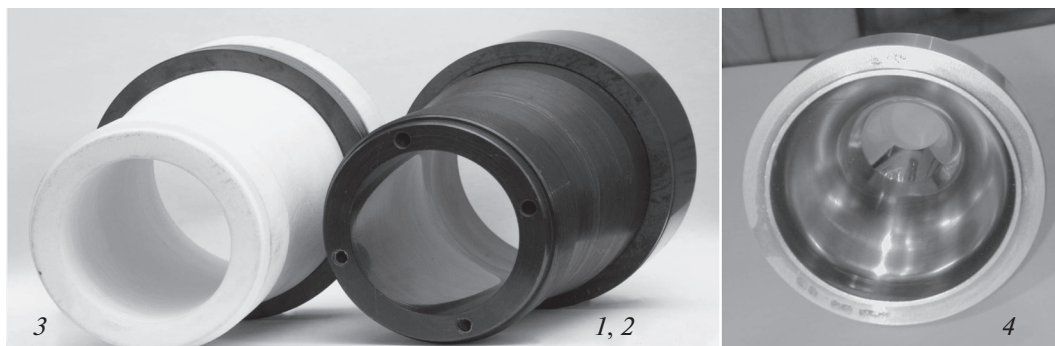


Рис. 1. Фотографии исследуемых сопел, 1–4 – сопла № 1–№ 4.

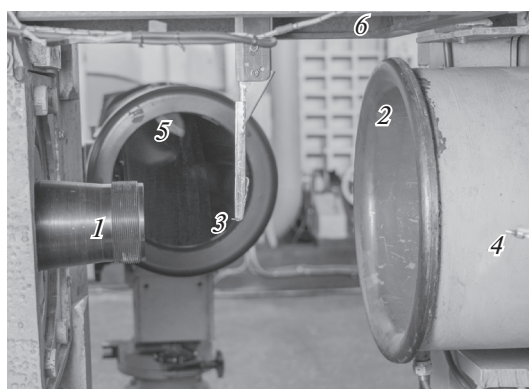


Рис. 2. Схема эксперимента: 1 – сопло, 2 – выходной диффузор, 3 – пилон, 4 – датчик контроля акустического давления, 5 – теневой прибор ИАБ-451, 6 – трехкоординатное устройство перемещения пилона с зондами.

ного слоя вблизи выходного среза сопла. Выполнено измерение пульсаций полного давления в потоке струи малогабаритным датчиком пульсаций полного давления. Для контроля режима течения в струе в зависимости от положения зонда в потоке струи проведены измерения уровня акустических пульсаций в камере Эйфеля.

Общий вид камеры Эйфеля с расположенным в ней оборудованием показан на рис. 2. Цифрами обозначены: 1 – сопло, формирующее исследуемую струю; 2 – выходной диффузор, куда истекает струя после прохождения рабочей части; 3 – пилон с установленным датчиком измерения пульсаций полного давления; 4 – датчик контроля акустического давления в камере Эйфеля (расположен на расстоянии порядка 0.4 м от места проведения измерений); 5 – теневой прибор ИАБ-451, предназначенный для визуализации течения; 6 – трехкоординатное устройство перемещения пилона с зондами. На приведенной фотографии боковые двери камеры Эйфеля открыты, во время эксперимента камера герметично закрыта.

Давление торможения в форкамере p_0 измерялось датчиком Метран-150-ТА3 с рабочим диапазоном 0–25 атм; давление p_e в камере Эйфеля и измерения полного давления $p_{рп}$ – тензодатчиками ТДМ-А-0.16 (диапазон 0–1.6 атм). Итоговая погрешность измерения давления оценивается величиной не более 0.5% от рабочего диапазона датчика.

Температура в форкамере и камере Эйфеля измерялась термопарами группы ХА. Данные с термопар регистрировались аналого-цифровой платой ADAM 4018. Итоговая абсолютная погрешность измерения температуры менее одного градуса.

Измерения пульсаций полного давления выполнены датчиком абсолютного давления PS-micro SD 0.2 МПа U (-4 + 4) L2 PC4 0.2 производства фирмы А-СЕНС. Внешний диаметр корпуса датчика 3 мм. Диапазон измерений 0–2 атм. В работе уровень пульсаций измерялся в диапазоне частот 20 Гц–20 кГц. Соотношение сигнал/шум порядка 100.

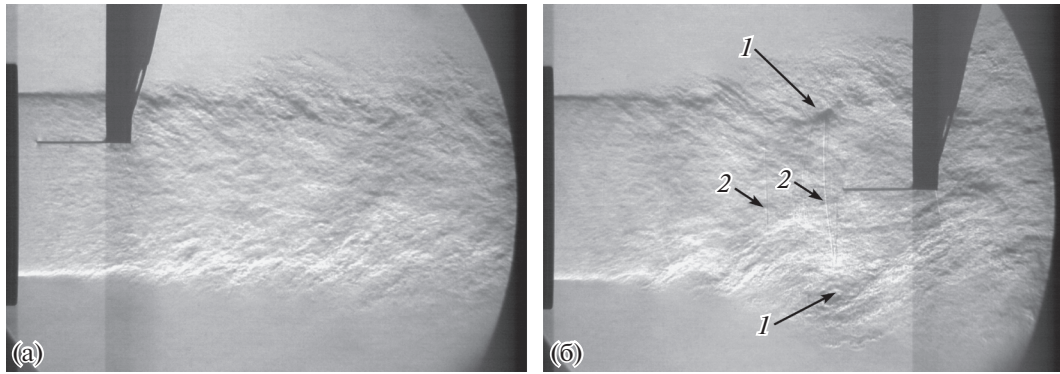


Рис. 3. Шлирен-фотографии струи при расположении зонда в окрестности слоя смешения (а) и в потенциальном ядре (б): 1 – нестационарные крупномасштабные вихри, 2 – локальные нестационарные скачки уплотнения, порождаемые вихрями 1.

Контроль акустического давления в камере Эйфеля осуществлялся дифференциальным датчиком Inser 1441.

Для получения шлирен-фотографий использовался теневой прибор ИАБ-451 и цифровая видеокамера Видеоскан-285/USB. Время экспозиции 4 мкс.

Трубка Пито для измерений в свободной струе имела внешний диаметр 0.8 мм, зонд для измерений в пограничном слое – плоский прямоугольный кончик высотой 0.2 мм и шириной 1.1 мм.

Зондовые измерения проводились в каждой точке положения зонда пятикратно с интервалом 1.5 с. Измерение пульсаций выполнялось в каждой точке двукратными реализациями по 131072 отсчета в течение 0.168 с, интервал между реализациями также составлял 1.5 с. Среднеквадратичные уровни пульсаций определялись по двум реализациям, спектры – по одной.

Газодинамические параметры эксперимента: рабочая среда воздух, число Маха на выходе из сопла $M_a = 0.85$; отношение давления в форкамере установки к давлению в окружающем пространстве $\text{Npr} = 1.6$. Число Рейнольдса, вычисленное по выходному диаметру сопла $\text{Re}_d = 9.5 \times 10^5$ (для сопел № 1–№ 3) и $\text{Re}_d = 4.75 \times 10^5$ (для сопла № 4). Давление в камере Эйфеля $p_e = 0.91$ атм–0.93 атм для сопел № 1 – № 3 и 0.97 атм для сопла № 4.

На рис. 3 показаны две шлирен-фотографии струи с пилоном, на котором закреплена трубка Пито, внешний диаметр которой равен 0.8 мм. Видно, что на рис. 3(а) пилон не вносит в струю заметных дополнительных возмущений, на рис. 3(б) показано, что погружение пилона в струйный поток приводит к возникновению упорядоченных вихревых структур в слое смешения струи. Замечено, что такое сильное влияние пилона приводит к генерации в слое смешения струи крупных кольцевых вихрей (обозначены стрелками 1). Вихри уменьшают “живое” сечение струйного потока, за счет чего поток разгоняется до сверхзвуковой скорости, что приводит к образованию локальных нестационарных скачков уплотнения, на которые указывают стрелки 2. Полученные при таком режиме течения значения уровня пульсаций давления могут иметь завышенные значения. Следует отметить, что возникновение таких автоколебаний наблюдается при удалении пилона от среза сопла на расстояние более, чем $2R_a$. Амплитуда дискретных составляющих зависит от глубины погружения пилона в поток струи. Характерное значение числа Струхала, вычисленное по частоте первой гармоники, скорости потока и диаметру сопла на срезе составляет $\text{Sh} = 0.24$. Более детально этот режим течения рассмотрен в работе [10].

В процессе эксперимента производилось измерение акустической обстановки в камере Эйфеля датчиком пульсаций давления Inser 1441. Если уровень пульсаций давления в камере во время проведения измерений в струе остается неизменным, то это означает, что погружаемый в струю пилон с датчиком измерения пульсаций полного давления не приводит к существенной перестройке режима течения в струе. Если же уровень пульсаций давления в камере меняется, то это означает, что введенный в струю пилон с зондом перестраивает вихревую структуру течения слоя смешения струи, что следует учитывать при анализе результатов.

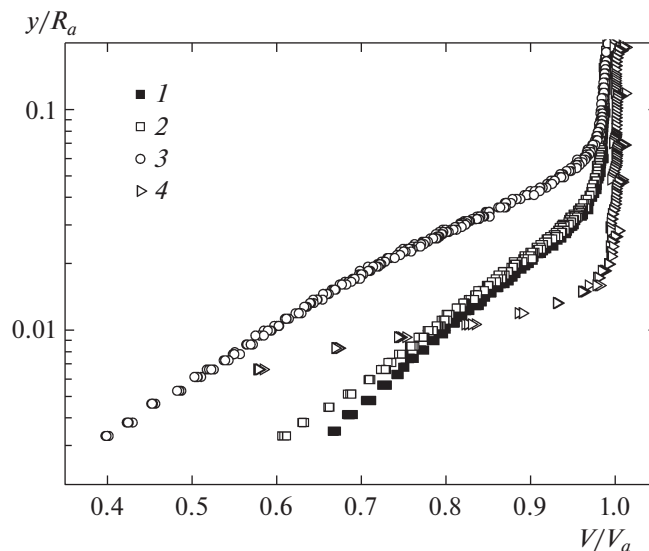


Рис. 4. Профиль пограничного слоя на стенке сопла, 1–4 – то же, что и на рис. 1.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

1. Пограничный слой на выходе из сопла

На рис. 4 представлен профиль пограничного слоя на стенке сопел № 1–№ 4 на расстоянии $x/R_a = -0.03$ от выходного среза. Координата x направлена вдоль оси струи, на срезе сопла $x = 0$, положительное направление – в сторону истечения воздуха из сопла, R_a – радиус выходного сечения сопла. По оси абсцисс отложено значение скорости V , отнесенное к расчетному значению скорости на срезе сопла V_a . По оси ординат отложен десятичный логарифм радиальной координаты y , направленной от стенки ($y = 0$) в сторону оси симметрии сопла.

Для определения скорости V использовались показания зонда полного давления p_{pt} ; датчика давления p_e , установленного в окружающем струю затопленном пространстве (в камере Эйфеля); датчика давления p_0 и термопары измерения температуры T_0 в форкамере установки. Значения скорости определялись по формулам для изэнтропического течения, теплообмен в пограничном слое не учитывался.

Поддержание режима работы установки при работе с соплом № 4 затруднено малым расходом воздуха через него. В результате необходимо постоянное управление регулятором расхода воздуха в форкамере, что наблюдается в виде небольших квазипериодических флуктуаций величины скорости на графике для сопла № 4.

Оценка толщины пограничного слоя на срезе сопел, сделанная по критерию $V_\delta \sim 0.95V_0$, где V_0 – скорость в ядре струи на срезе сопла, дает следующие значения – для стального сопла № 1, № 2 – $\delta_{1,2} \sim 0.06R_a$, для пластмассового сопла № 3 – $\delta_3 \sim 0.1R_a$, для стального сопла № 4 – $\delta_4 \sim 0.03R_a$.

Из рисунка видно, что толщина пограничного слоя для сопла № 3 примерно в полтора раза больше, чем для сопел № 1 и № 2, что указывает на влияние шероховатости поверхности сопла на характер пристенного течения. Влияние турбулизатора на пограничный слой (см. график 2 в сравнении с графиком 1) практически не заметно. Вблизи стенки распределение скорости близко к логарифмическому закону, что указывает на турбулентный характер течения в пограничном слое вблизи выходного среза сопла для всех вариантов за исключением сопла № 4, более подробно рассмотренного ниже.

Следует отметить, что незначительное влияние турбулизатора на толщину пограничного слоя, проявляющееся в слабом различии кривых 1 и 2 на рис. 4, можно объяснить тем, что течение ниже по потоку от турбулизатора ускоряется, за счет уменьшения площади поперечного сечения сопла. Это указывает на наличие в течении области отрицательного градиента давления, что, согласно теории гидродинамической неустойчивости, приводит к уменьшению уровня возмущений в потоке [11].

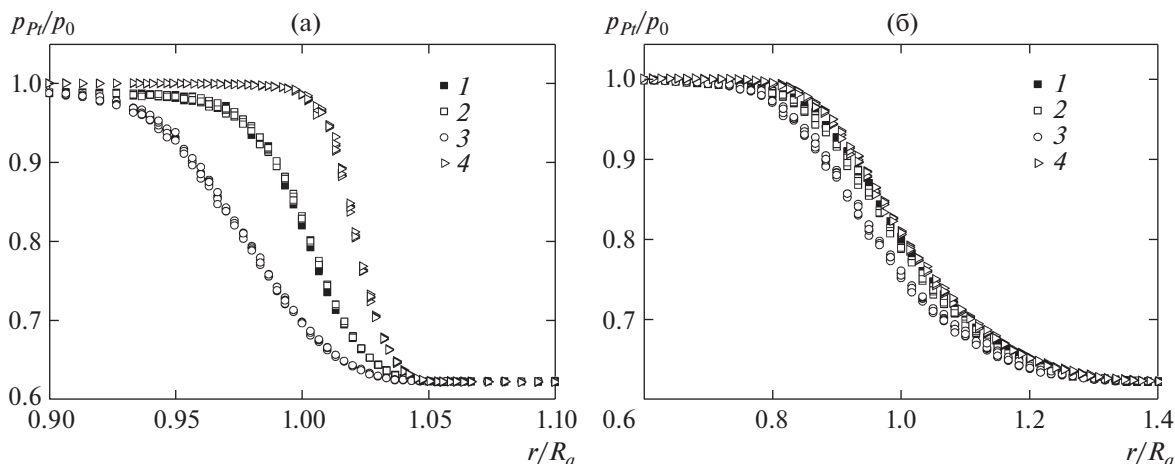


Рис. 5. Профиль слоя смешения струи в сечениях $x/R_a = 0.2$ (а), 3.0 (б), 1 – 4 – то же, что и на рис. 1.

Существенно большая величина шероховатости для сопла № 3 (степень шероховатости внутренней поверхности сопла $\Delta \sim 122\text{--}180$ мкм) приводит к существенно большему значению толщины пограничного слоя ($\delta \sim 0.1R_a$) по сравнению с соплом № 1 (соответственно $\Delta \sim 5$ мкм и $\delta \sim 0.06R_a$). Малая величина поверхностной шероховатости внутренней поверхности сопла ($\Delta \sim 0.5$ мкм) и большая степень поджатия ($s = 8.6$) приводит к малой, по сравнению с остальными вариантами сопел, относительной толщине пограничного слоя для сопла № 4 ($\delta \sim 0.03R_a$), что позволяет предполагать ламинарный характер течения на его срезе.

2. Слой смешения свободной струи

На рис. 5 представлены поперечные профили измеренного полного давления (давления, измеренного в эксперименте трубкой Пито) в двух характерных поперечных сечениях струи $x/R_a = 0.2$ (вблизи среза сопла) и $x/R_a = 3.0$ (на удалении от среза). По оси абсцисс отложена радиальная координата r , направленная от оси струи ($r = 0$). По оси ординат отложено значение полного давления p_{Pt} , отнесенное к полному давлению в форкамере установки p_0 . Видно, что вблизи среза профили различаются. Самую большую толщину слоя смешения имеет струя, истекающая из сопла № 3, минимальную – из сопла № 4. Различия между профилями для сопел с турбулизатором и без него не наблюдаются. При удалении от выходного среза сопла различие между формой профилей уменьшается, и в сечении $x/R_a = 3.0$ их различие становится минимальным, то есть начальное состояние пограничного слоя на срезе сопла перестает влиять на осредненные параметры развитого турбулентного струйного течения.

На рис. 6 представлен график значения измеренного среднеквадратичного уровня пульсаций полного давления, определяемого как

$$L_{\Sigma} = 20 \cdot \lg \left(\frac{\langle p'_{Pt} \rangle}{p_{00}} \right),$$

и показывающий зависимость величины турбулентных пульсаций в слое смешения струи ($r/R_a = 1$) от осевой координаты x/R_a . Здесь $\langle p'_{Pt} \rangle$ – среднее квадратическое значение пульсаций полного давления в полосе частот 20 Гц–20 кГц, измеренное датчиком; $p_{00} = 2 \times 10^{-5}$ Па – уровень слышимости. Графики № 1–№ 4 соответствуют результатам измерения в струе, истекающей из соответствующего сопла.

График 5 соответствует измерениям уровня звукового давления в камере Эйфеля, проведенным с помощью дополнительного акустического датчика Inset 1441 во время проведения измерений в струе, истекающей из сопла № 2. Так как уровень акустического давления на этом графике не изменяется от измерения к измерению, то можно считать, что находящийся в слое смешения струи пилон с датчиком не вносит искажений в результаты измерения уровня пульсаций полного давления L_{Σ} .

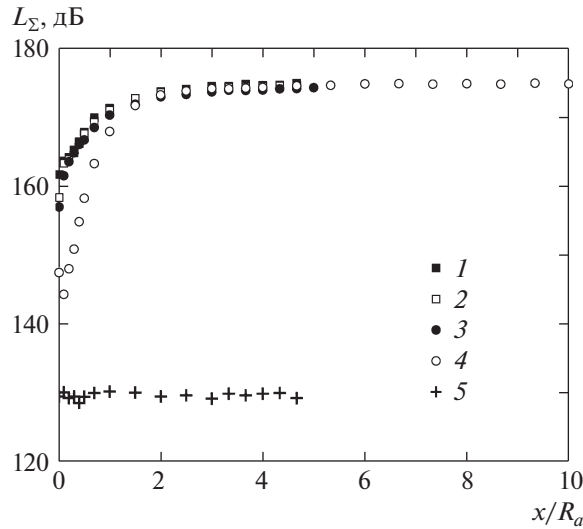


Рис. 6. Среднеквадратичный уровень пульсаций полного давления в слое смешения струи, 1–4 – то же, что и на рис. 1, 5 – датчик контроля акустического давления, обозначенный маркером 4 на рис. 2.

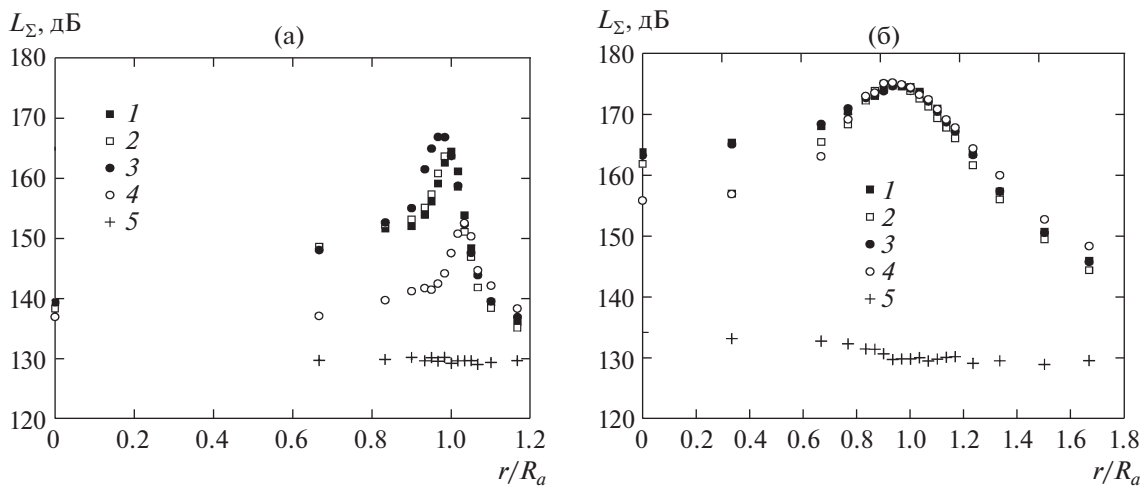


Рис. 7. Радиальное распределение среднеквадратичного уровня пульсаций полного давления в сечениях $x/R_a = 0.2$ (а) и $x/R_a = 3.0$ (б), 1–5 – то же, что и на рис. 6.

Из представленного рисунка видно, что наибольшие различия в уровне пульсаций L_Σ находятся в диапазоне $0 < x/R_a < 1$. При $x/R_a > 3$ уровень пульсаций не меняется, что указывает на подобие поперечных профилей слоя смешения струй № 1–№ 4 как по средним, так и пульсационным характеристикам газодинамических параметров струйного течения. Уровень пульсаций полного давления в слое смешения струи ($r/R_a = 1.0$) в развитой турбулентной части равен $L_\Sigma = 174–175$ дБ (10–11 кПа).

На рис. 7а,б показаны радиальные распределения уровня пульсаций полного давления L_Σ в тех же, что и на рис. 5, сечениях: $x/R_a = 0.2$ и $x/R_a = 3.0$. Графики на рисунках аналогично рис. 6 соответствуют соплам № 1–№ 4 и датчику акустического давления для эксперимента с соплом № 2.

Начальный уровень пульсаций полного давления на срезе сопла в ядре струи ($L_\Sigma = 138.2–139.1$ дБ для сопел № 1–№ 3, $L_\Sigma = 134.9$ дБ для сопла № 4) и в слое смешения ($L_\Sigma = 165–168$ дБ для сопел № 1–№ 3 и $L_\Sigma = 150$ дБ для сопла № 4) примерно сохраняется и в сечении $x/R_a = 0.2$. Влияние турбулизатора (сопло № 2 в сравнении с соплом № 1) не заметно.

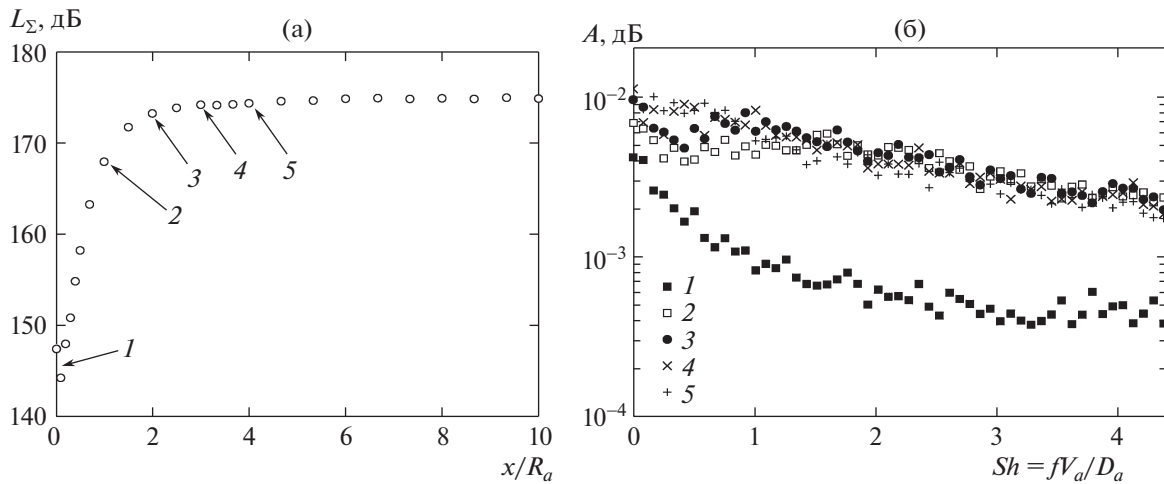


Рис. 8. Среднеквадратичный уровень пульсаций полного давления в середине слоя смешения струи сопла № 4 (а) и соответствующие частотные спектры в характерных сечениях $x/R_a = 0.01–4.0$ (б).

Из графика 5 видно, что если для сечения $x/R_a = 0.2$ показания датчика в камере Эйфеля не меняются во всем диапазоне значений радиальной координаты r , то для сечения $x/R_a = 3.0$ в диапазоне $0 < r/R_a < 0.9$ уровень акустических пульсаций в окрестности оси струи имеет повышенное значение. Это означает, что введенный в струю пилон перестраивает ее структуру с образованием интенсивных пульсаций: на оси струи регистрируется максимальное превышение уровня пульсаций (на 15–20 дБ) по сравнению с сечением $x/R_a = 0.2$, в диапазоне $0.6 < r/R_a < 0.9$ такое превышение уменьшается, а при $r/R_a > 0.9$ превышение результатов измерения уже не зарегистрировано. Последнее соответствует данным о формировании интенсивных автоколебаний струйного течения при введении в поток преграды типа пилона, что более подробно представлено в работе [10].

Представленные данные также подтверждают ранее сделанный вывод – в развитом турбулентном слое смешения характеристики турбулентного течения не зависят от величины начальных возмущений сдвигового слоя на срезе сопла.

На рис. 8 представлены данные эксперимента с соплом № 4: на рис. 8а – уровень пульсаций полного давления в слое смешения струи, на рис. 8б – соответствующие сечениям $x/R_a = 0.01, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0$ (помечены на рис. 8а стрелками 1–5) частотные спектры пульсаций ($Sh = f \cdot D_a / V_a$, где f – частота). Наиболее заметное отличие спектра 1 ($x/R_a = 0.01$) от других может быть объяснено тем, что торец датчика находится непосредственно вблизи от поперечной стенки среза сопла, которая частично закрывает измерительный элемент датчика от набегающего на него потока. Остальные спектры отличаются друг от друга в интервале числа Струхала $0 < Sh < 1$ (чем ближе сечение к срезу сопла, тем амплитуда спектральной функции пульсаций полного давления меньше), а при $Sh > 1$ различия незначительны. Полученный результат можно объяснить тем, что линейный масштаб турбулентных вихрей в слое смешения зависит от его толщины: чем толще пограничный слой, тем больше характерный размер вихря, и тем выше вклад этих вихрей в низкочастотную область спектра. Соответственно, чем дальше сечение отстоит от среза сопла – тем выше уровень спектральной функции в низкочастотном диапазоне чисел Струхала.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено экспериментальное исследование влияния состояния пограничного слоя на срезе осесимметричного сопла на осредненные и пульсационные характеристики газодинамических параметров слоя смешения высокоскоростной воздушной струи, истекающей в затопленное пространство. Показано, что начальное состояние пограничного слоя на срезе сопла на осредненные и пульсационные характеристики слоя смешения проявляется на расстоянии менее трех радиусов от среза сопла. При расстоянии более трех радиусов вниз по потоку течение становится автомодельным, суммарный уровень пульсаций в слое смешения не изменяется для струй, истекающих из сопел с различным состоянием внутренней поверхности.

Статья оформлена по материалам доклада на Седьмой всероссийской конференции “Вычислительный эксперимент в аэроакустике”, 17–22 сентября 2018 г., Светлогорск, Калининградской области.

Работа частично выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 гг. (проект АААА-А17-117030610137-0).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов В.М. Эффективность методов снижения шума реактивных струй двигателей пассажирских самолетов // Акуст. журн. 2010. Т. 56. № 1. С. 91–102.
2. Гарбарук А.Н., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности: Учеб. пособ. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 243 с.
3. Абрамович Г.Н., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Турбулентное смешение газовых струй. М.: Изд-во Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит, 1974. 272 с.
4. Гиневский А.С., Почкина К.А., Влияние начальной турбулентности на характеристики осесимметричной затопленной струи // Инж.-физ. журн. 1967. Т. 12. № 1.
5. Гиневский А.С., Власов Е.В., Каравосов Р.К. Акустическое управление турбулентными струями. М.: Физматлит, 2001. 240 с.
6. Павельев А.А., Навознов О.И. О влиянии начальных условий на течение в осесимметричных струях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1980. № 4. С. 18–24.
7. Леманов В.В., Терехов В.И., Шаров К.А., Шумейко А.А. Экспериментальное исследование затопленных струй при низких числах Рейнольдса // Письма в ЖТФ. 2013. Т. 39. Вып. 9. С. 34–40.
8. Запрягаев В.И., Солотчин А.В. Развитие продольных вихрей в начальном участке сверхзвуковой изобарической струи при наличии микронеровностей внутренней поверхности сопла // Изв. РАН. МЖГ. 1997. № 3. С. 180–185.
9. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. Газодинамическая структура осесимметричной сверхзвуковой недорасширенной струи // Изв. РАН. МЖГ. 2015. № 1. С. 95–107.
10. Gubanov D.A., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P., Kundasev S.G. Aeroacoustic interaction in high-velocity jet with a thin obstacle // XIX Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conf. Proceedings. 2018. V. 2027. № 1. S.1., P.040022(5) p. <https://doi.org/10.1063/1.5065296>.
11. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 711 с.