

УДК 532.526.4 + 532.526.72 + 532.559.8

Моделирование толстого турбулентного пограничного слоя в условиях эксперимента в аэродинамической трубе

В.И. Корнилов, А.В. Бойко

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

Выполнены экспериментальные исследования получения возможности в условиях аэродинамической трубы дозвуковых скоростей повышенных чисел Рейнольдса Re^{**} путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине, обладающего свойствами равновесного (по Клаузеру) сдвигового потока. Показано, что турбулизаторы, выполненные в виде цилиндров варьированной высоты h диаметром $d = 3$ мм, установленные в два ряда по нормали к обтекаемой стенке, являются достаточно эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя с целью решения поставленной задачи. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения на расстоянии порядка 530 калибров цилиндра. Профили средней скорости с искусственно увеличенной толщиной пограничного слоя с хорошей точностью аппроксимируются в переменных закона стенки известным законом распределения скоростей, справедливым в каноническом пограничном слое.

Ключевые слова: моделирование, несжимаемый турбулентный пограничный слой, плоская пластина, турбулизаторы.

Введение

Одной из важнейших задач наземных испытаний летательных аппаратов является воспроизведение натуральных или близких к ним условий эксперимента при исследованиях аэродинамических характеристик модельных объектов таких аппаратов. Известно, что соблюдение газодинамического подобия по числам Маха, Рейнольдса и температурного фактора позволяет смоделировать вязкие эффекты, связанные с наличием на поверхности аппарата пограничного слоя и его перехода от ламинарного состояния к турбулентному. В то же время в условиях испытаний в несжимаемом потоке важнейшим критерием подобия натуральных и модельных экспериментов является равенство чисел Рейнольдса. Отметим, кстати, что соблюдение подобия по числам Рейнольдса при обтекании модели и натуре имеет решающее значение не только в авиационно-космической технике, но и при проектировании и сооружении различных объектов гражданского и промышленного назначения. Лишь в этом случае можно достоверно понять свойства и характеристики исследуемого течения при испытании как модели объекта в целом, так и отдельных его частей.

Хотя создаваемые для гидроаэродинамического моделирования экспериментальные установки в принципе должны обеспечивать соблюдение подобия по числам Рейнольдса модели и натуре, однако фактически этого удается добиться лишь в отдельных случаях. К тому же проблема усложняется тем, что в силу ряда причин натурные испытания очень трудно или вообще невозможно осуществить. В этом случае решающее значение приобретает корректность моделирования исследуемого в аэродинамической трубе объекта по числам Рейнольдса. Ясно, что вязкие эффекты, связанные с наличием на поверхности летательного аппарата или любого другого движущегося объекта реального пограничного слоя, имеют важнейшее значение. Однако в условиях аэродинамической трубы такое моделирование, как правило, осуществить не удастся по причине естественного ограничения длины модели, а следовательно, и толщины пограничного слоя. Хотя пограничный слой на стенке трубы бывает достаточно толстым, он не подходит для этой цели в силу трудностей определения и контролирования его параметров. Таким образом, одним из немногих практически осуществимых способов решения данной проблемы является увеличение темпа роста пограничного слоя на пластине ограниченной длины с помощью искусственных турбулизаторов. Этот вопрос имеет прямое отношение к методике определения ветровой нагрузки на проектируемые объекты гражданского и промышленного назначения и связанной с ней необходимостью моделирования приземного слоя атмосферы заданной структуры и толщины в условиях испытаний в аэродинамических трубах. Необходимо отметить, что изучение возможности корректного моделирования в той или иной форме профиля скорости ветра (степенным законом, эмпирическими соотношениями и т. д.) вдоль подстилающей поверхности с целью определения ветровой нагрузки на тот или иной объект составляло основное содержание большинства выполненных к настоящему времени работ [1–4]. Получен ряд важных и интересных результатов, свидетельствующих о возможности приближенного моделирования обтекания объектов городской застройки в условиях аэродинамической трубы [5]. Вплоть до настоящего времени не прекращаются попытки построить некую «гибридную» методику исследования ожидаемых ветровых нагрузок на фасады проектируемого высотного здания, основанную на сочетании традиционных инженерных подходов с возможностями современных методов компьютерного моделирования [6]. Обзор исследований подобной направленности приведен в работе [7].

Не вдаваясь в детали, отметим, что к типичным методикам, которые используются для искусственного утолщения пограничного слоя, можно отнести: различного рода выступающие элементы [8], решетки с равномерной ячейкой [3], решетки с неравномерной ячейкой [9, 10], струи [8, 11], пульсации, шероховатость [2], ступеньки [12], сетки [3], вихревые генераторы [13, 4, 3], термическую стратификацию [14].

Насколько нам известно, попыток моделирования толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами канонического (равновесного по Клаузеру) сдвигового потока в смысле осредненных и пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра, который бы давал возможность корректно описывать ряд аэрофизических явлений и процессов, не предпринималось. Не случайно в некоторых Европейских программах (DARPA ATO Friction Drag Reduction Program) вопросу моделирования натуральных чисел Рейнольдса начали уделять самое пристальное внимание.

Учитывая вышеизложенное, важнейшей задачей является воспроизведения в условиях аэродинамической трубы повышенных чисел Рейнольдса Re^{**} на обтекаемой поверхности ограниченной длины путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами равновесного (по Клаузеру)

сдвигового потока. Это позволило бы корректно моделировать обтекание многих аэродинамических объектов, например, течения в областях сопряжений элементов летательного аппарата типа крыло-фюзеляж, процесс выдува микроструй в турбулентный пограничный слой и другие аэрофизические явления.

1. Условия и методика экспериментов

Опыты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН в диапазоне скоростей невозмущенного потока в контрольном сечении $U_\infty = (12-22)$ м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м $Re_1 = (0,80-1,47) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, и при номинально нулевом продольном градиенте давления на поверхности модели.

Измерения выполнялись на модели плоской пластины 1 (рис. 1), изготовленной из органического стекла с размерами $2500 \times 993 \text{ мм}^2$ в плане и толщиной 12 мм, установленной горизонтально в рабочей части трубы на направляющих рельсах. Пластина имеет продольные ребра жесткости и дополнительные опоры для исключения прогиба в поперечном направлении. Как передняя, так и задняя части пластины с нерабочей стороны выполнены в виде полуэллипса с соотношением полуосей $b/a = 1 : 12$. На расстоянии 160 мм от передней кромки пластины размещается плоский сменный вкладыш 2 с размерами $28 \times 250 \text{ мм}^2$ в плане, рабочая поверхность которого устанавливается заподлицо с окружающей поверхностью. Смена вкладыша дает возможность проводить эксперименты как на обычной гладкой поверхности (конфигурация 1), так и при наличии цилиндров (турбулизаторов) регулируемой высоты h диаметром $d = 3$ мм, которые устанавливаются по нормали к стенке в два ряда по оси x (конфигурации 2, 3, 4, 5, 6). Основное назначение турбулизаторов — уменьшение количества движения в потоке над поверхностью и, тем самым, искусственное увеличение толщины пограничного слоя. Для того чтобы решить эту задачу, необходимо тела с достаточно высоким сопротивлением разместить на некотором расстоянии Δz друг от друга. Причем их местоположение должно быть далеко вверх по потоку от рабочей области, с тем, чтобы распределение количества движения вниз по потоку достаточно быстро достигло некоего равновесного состояния. Методика определения размера тел, обеспечивающих необходимые потери количества движения и, как следствие, формирование степенного профиля скорости в пограничном слое для условий трансзвукового диапазона скоростей, представлена в работе [1]. Оценка возможных геометрических параметров турбулизирующих устройств, выполненная на основе указанной методики для условий настоящего эксперимента, приведена в табл. 1. Здесь h_1 и h_2 — высота первого и второго ряда цилиндров, Δx и Δz — расстояния между цилиндрами вдоль осей x (продольное направление) и z (трансверсальное направление), соответственно. Как видно, каждая из конфигураций (за исключением 1) представляла собой модель с двумя следующими друг за другом группами вертикально расположенных цилиндров. При этом оба ряда конфигураций 2–5 имеют одинаковую высоту h и лишь последняя конфигурация (6) — разную. Предполагалось, что большее количество цилиндров будет способствовать лучшему перемешиванию крупномасштабных структур потока.

Рис. 1. Схематизированное изображение экспериментальной модели.

1 — плоская пластина, 2 — блок турбулизаторов, 3 — посадочное место блока турбулизаторов.

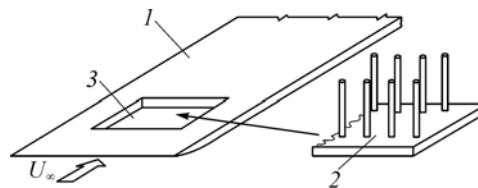


Таблица 1

Геометрические параметры турбулизаторов

Конфигурация №	1	2	3	4	5	6
h_1 , мм	0	10	15	20	30	20
h_2 , мм	0	10	15	20	30	15
Δx , мм	0	18	18	18	18	18
Δz , мм	0	10	10	10	10	10
Расположение	–	Шахматное				

Для измерения статического давления на плоской пластине выполнено 19 приемников давления диаметром 0,5 мм перед вкладышем и позади него, а также в сходных точках, расположенных сбоку, т. е. на траверзе вкладыша. Модель в потоке ориентировалась таким образом, чтобы градиент давления, измеренный на большей части длины пластины, был равен нулю. Это достигалось за счет незначительного изменения угла установки направляющих рельсов пластины. В итоге этот угол составлял около $12'$. Задняя часть модели оборудована регулируемым хвостовым закрылком с хордой 175 мм, установленным по всей ширине рабочей части трубы, с помощью которого осуществлялось управление характером течения в окрестности носика.

Для достижения равновесного турбулентного пограничного слоя использовался песочный турбулизатор, представляющий собой полоску крупнозернистой наждачной бумаги (со сглаженными передним и задним уступами) длиной 20 мм, расположенный на расстоянии 12 мм от передней кромки пластины.

Скоростной напор набегающего потока q_∞ контролировался по перепаду между полным и статическим давлением, измеряемому с помощью трубки Пито–Прандтля, установленной в невозмущенном потоке, и регистрируемому наклонным спиртовым микроманометром системы DISA, и дублировался также путем измерения перепада ($P_{0ф} - P_{рч}$), где $P_{0ф}$ и $P_{рч}$ — полное давление в форкамере и статическое давление в рабочей части трубы, соответственно.

Основные измерения выполнены с помощью полностью автоматизированного дистанционно управляемого координатного устройства для зондирования структуры потока на обтекаемой поверхности. Перемещение рабочего органа координатника по высоте пограничного слоя осуществлялось по заранее заданной программе, предусматривающей выбор требуемого шага (до 1 мкм), а также необходимые параметры сбора всей нужной информации о полях средней скорости и параметрах турбулентности. При этом как сбор, так и обработка регистрируемой в ходе эксперимента информации осуществлялись непосредственно в темпе эксперимента и оперативно анализировались программными средствами, разработанными на базе пакета MatLab.

Мгновенная скорость U в исследуемой точке поля сдвигового потока измерялась с помощью комплекса термоанемометрической аппаратуры 55M0 фирмы DANTEC. Блок-схема измерений включала термоанемометрический мост 55M10, к выходу которого подключен линейаризатор 55D10. Сбор измеряемой информации осуществлялся следующим образом. Сигнал с выхода линейаризатора подавался на многоканальный высокочастотный 14-ти разрядный внешний модуль E-440 фирмы L-CARD, предназначенный для преобразования входных аналоговых сигналов в цифровую форму, и с его выхода через USB порт передавался в персональный компьютер. Сбор информации в каждой измеряемой точке поля потока осуществлялся в течение 15 с с частотой 10 кГц. Постоянная составляющая сигнала, соответствующая средней скорости в пограничном слое, параллельно контролировалась вольтметром постоянного тока 55D31. В качестве первичного преобразователя

Таблица 2

Случайная погрешность измерения интегральных параметров пограничного слоя

Обозначение	$\sigma\delta^*$	$\pm 3\delta^*$	$\sigma\delta^{**}$	$\pm 3\delta^{**}$	σC_f	$\pm 3C_f$
Погрешность	0,000651	0,0114	0,000295	0,00767	$2,68 \cdot 10^{-5}$	$7,82 \cdot 10^{-5}$

использовался миниатюрный датчик, известный в литературе как датчик пограничного слоя, с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при перегреве 1,7. В процессе измерений корпус датчика ориентировался под углом примерно 5° к вектору скорости набегающего потока. Тем самым, при движении к стенке (отрицательное направление оси y) датчик касался поверхности пластины концами токоподводов.

Известно, что одной из основных определяющих величин при изучении неканонического турбулентного пограничного слоя, в том числе формирующегося под воздействием турбулизирующих устройств, является местный коэффициент поверхностного трения C_f . Однако многие из существующих методов его определения вызывают сомнения в их надежности при использовании в подобных условиях. Поэтому в работе [15] на основе точного измерения осредненных по времени данных с односточного датчика термоанемометра вблизи стенки была усовершенствована методика определения величины C_f в неканоническом турбулентном течении. Суть методики состоит в том, что она позволяет учитывать влияние охлаждающего эффекта стенки на показания термоанемометра, корректно описывать распределение скорости в пристенной части профиля и, как следствие, определять C_f не только по логарифмической части профиля скорости (если таковая имеется), но и используя область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя. При этом вся процедура определения C_f базируется на комплексе программ, отлаженных в рамках пакета MatLab, и практически не зависит от пользователя. Указанная методика использовалась и в настоящей работе.

Случайная погрешность определения наиболее характерных величин, в частности, толщин вытеснения и потери импульса $\sigma\delta^*$ и $\sigma\delta^{**}$, а также местного коэффициента поверхностного трения σC_f , находилась по результатам восьмикратных измерений этих величин в пограничном слое исходной конфигурации. Поскольку показать соответствующие значения σC_i в масштабе представленных ниже графиков, вследствие их малости, затруднительно, они даны в табл. 2.

2. Результаты экспериментов

2.1. Исходное течение

Целью начальной стадии экспериментов было обеспечение безградиентного течения вдоль пластины и достижение равновесного (по Клаузеру) пограничного слоя по крайней мере в рабочей области исследований. Предварительные измерения распределения статического давления обнаружили наличие небольшого отрицательного градиента этой величины по длине пластины, обусловленного нарастанием пограничного слоя на самой модели и верхней стенке рабочей части аэродинамической трубы. В этой связи, чтобы компенсировать отмеченное уменьшение давления, модель устанавливалась под небольшим углом атаки, составлявшим около 12 угловых минут. Тем самым характер течения, близкий к безградиентному, был достигнут. Дополнительные эксперименты с помощью термоанемометра подтвердили отмеченный характер течения при всех рабочих скоростях потока практически по всей длине модели, за исключением областей в окрестности передней и задней кромок модели.

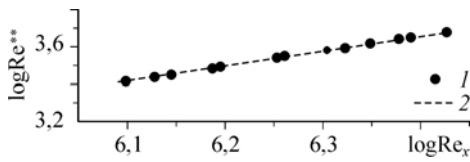


Рис. 2. Зависимость, характеризующая изменение толщины потери импульса от числа Рейнольдса.
1 — эксперимент, 2 — расчет по методике [16].

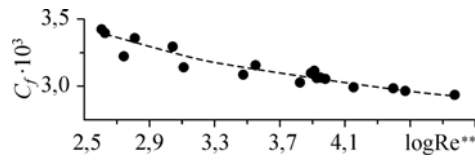


Рис. 3. Изменение местного коэффициента поверхностного трения в зависимости от числа Рейнольдса. Скорость потока: $U_\infty = 12-22$ м/с.
Обозначения см. на рис. 2.

Основное внимание при изучении исходного течения уделялось получению экспериментальных данных о профилях средней скорости, среднеквадратичных значений ее продольных пульсаций и поверхностном трении в поперечных сечениях $x = 770, 870, 970, 1170, 1370, 1570, 1770$ мм ($\bar{x} = x/L = 0,308, 0,348, 0,388, 0,468, 0,548, 0,628, 0,708$) по длине модели. В качестве примера на рис. 2 в виде зависимости $\lg Re^{**} = f(\lg Re_{x_{эф}})$ приведены данные об изменении толщины потери импульса пограничного слоя δ^{**} при обтекании исходной конфигурации 1 в исследуемом диапазоне скоростей потока. (Здесь $Re_{x_{эф}}$ — число Рейнольдса, вычисленное по координате $x_{эф}$, отсчитываемой от фактического начала развития турбулентного пограничного слоя.) Для сравнения приведены также результаты конечно-разностного расчета по методике [16]. Линейный характер зависимости и хорошее соответствие данным расчета дают основание полагать, что в отмеченном диапазоне скоростей пограничный слой находится в равновесном состоянии и развивается в соответствии с известными классическими представлениями.

Другие характерные параметры исходного пограничного слоя приведены в следующем разделе, поскольку они используются там в целях сравнения. В то же время представляется необходимым привести здесь еще одну характеристику, которая дана на рис. 3 в виде зависимости $C_f = f(Re^{**})$ и которая особенно информативна с точки зрения корректности измерений вообще и в исходном течении в частности. Видно, что в указанном выше диапазоне скоростей данная зависимость имеет характер, близкий к универсальному. Отклонение экспериментальных значений C_f от результатов конечно-разностного расчета по методике [16] не превышает примерно 4%. Даже при наименьшей скорости потока ($U_\infty = 12$ м/с) разброс данных вписывается в пределы отмеченного отклонения. Однако эта величина, конечно же, не эквивалентна случайной погрешности измерений.

Таким образом, полученные данные свидетельствуют о том, что характеристики исходного течения вполне согласуются с общепринятыми представлениями о развитом турбулентном пограничном слое на плоской пластине в условиях ее безградиентного обтекания.

2.2. Модифицированный пограничный слой

Рассмотрим сначала поведение модифицированного сдвигового течения на примере изменения интегральных характеристик пограничного слоя, в частности толщины потери импульса δ^{**} . Примером может служить рис. 4, на котором для различных конфигураций турбулизаторов приведена зависимость $\delta^{**} = f(\Delta x/d)$, где Δx — расстояние по оси x от второго ряда цилиндров. Как видно, рост параметра h приводит к естественному увеличению интегральной величины δ^{**} , а следовательно,

Рис. 4. Изменение толщины потери импульса по длине модели при $U_\infty = 21,4$ м/с. Конфигурации: 1 (1), 2 (2), 3 (3), 4 (4), 5 (5), 6 (6); расчет по методике [16] (7).

и самой толщины пограничного слоя. При максимальном значении h ($h_1 = h_2 = 30$ мм) это увеличение весьма существенно и составляет 3–3,7 раза в зависимости от расстояния $\Delta x/d$, что соответствует росту толщины пограничного слоя в 2,6–2,9 раз. При этом темп нарастания величины δ^{**} по продольной координате в целом близок к тому, который наблюдается для исходной конфигурации, где экспериментальная зависимость $\delta^{**} = f(\Delta x/d)$ хорошо согласуется с данными конечно-разностного расчета по методике [16].

Представляется важным, что даже при обтекании конфигурации 5 ($h_1 = h_2 = 30$ мм) зависимость $\lg Re^{**} = f(\lg Re_{x_{эф}})$ (рис. 5) во всем исследованном диапазоне скоростей потока в пределах некоторой погрешности имеет линейный характер. Данный факт дает основание полагать, что даже при максимальном значении h реализуется автомодельный характер течения в пограничном слое.

В литературе свойства модифицированного сдвигового течения, как правило, анализируются лишь по данным о профилях средней скорости в пограничном слое, которые обычно аппроксимируются степенным законом [1, 5]. Заметим, однако, что даже в равновесном (по Клаузнеру) турбулентном пограничном слое такой подход вряд ли может быть оправдан, поскольку показатель степени n в степенном законе распределения скоростей

$$U/U_\infty = (y/\delta)^n$$

явно зависит от числа Рейнольдса. Учитывая это, на рис. 6 для поперечного сечения $\Delta x/d = 462,3$ и варьируемых значений h экспериментальные профили скорости представлены в переменных закона стенки

$$u^+ = f(\lg y^+).$$

Обращает на себя внимание тот факт, что распределение средней скорости, в том числе при максимальной высоте h цилиндра (конфигурация 5), прекрасно согласуется с классическим профилем скорости (сплошная линия)

$$u^+ = A \lg y^+ + B,$$

где $u^+ = u/v_*$, $y^+ = yv_*/\nu$ с коэффициентами $A = 5,62$ и $B = 5,0$, рекомендованными в качестве канонических материалами известной Стэнфордской конференции 1968 года [17]. Нельзя также не отметить, что и в ламинарном подслое распределение скорости удачно описывается известным законом $U^+ = y^+$, справедливым в линейной области пограничного слоя. Причины данного факта объясняются

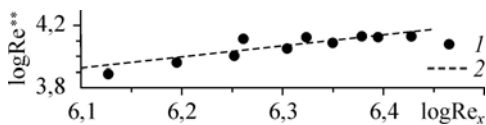
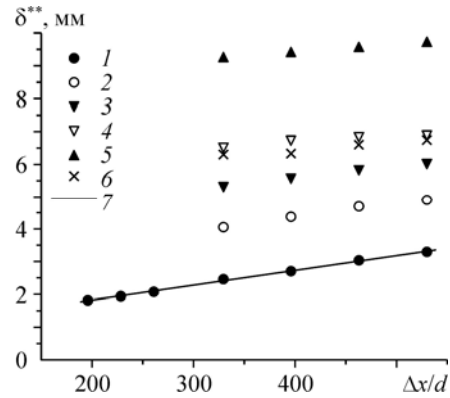


Рис. 5. Зависимость, характеризующая изменение толщины потери импульса от числа Рейнольдса для конфигурации 5. Скорость потока: $U_\infty = 12-22$ м/с. 1 — эксперимент, 2 — расчет по методике [16].

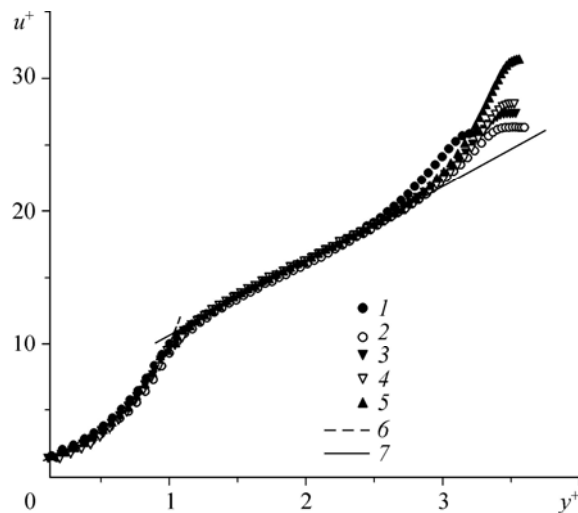
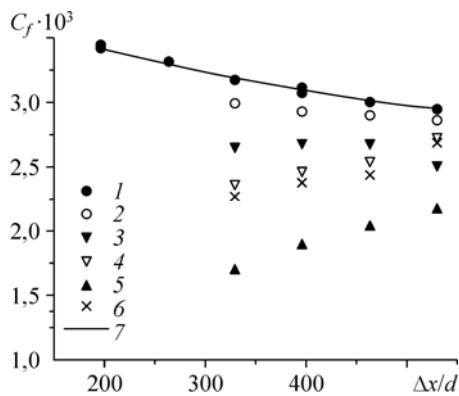


Рис. 6. Профили средней скорости в переменных закона стенки при $U_\infty = 21,4$ м/с и $\Delta x = 462,3 d$.

Конфигурации: 1 (1), 2 (2), 3 (3), 4 (4), 5 (5); $u^+ = y^+$ (6), $u^+ = 5,62 \log y^+ + 5,0$ [17] (7).

следующим. Известно ([18] и др.), что внутренняя область пограничного слоя более консервативна к воздействию внешних возмущений, чем внешняя. Поскольку анализируемые здесь профили представлены во внутренних переменных и в основном ограничиваются логарифмической областью пограничного слоя, которая более консервативна к воздействию турбулизаторов, то становится понятным наличие автомодельного характера приведенных профилей. В этом смысле создается впечатление, что поставленная цель достигнута. В самом деле, в модельном эксперименте реализован толстый турбулентный пограничный слой с параметрами, свойственными классическому. Однако при более внимательном рассмотрении обнаруживаются важные особенности, которые нельзя не учитывать. Остановимся на некоторых из них.

В частности, на рис. 7 в виде зависимости $C_f = f(\Delta x/d)$ приведены сравнительные экспериментальные данные о распределении коэффициента поверхностного трения C_f вдоль пластины для исследованных конфигураций турбулизаторов. Для исходной конфигурации показаны также результаты конечно-разностного расчета по методике [16]. Как видно, в последнем случае имеет место обычный ход зависимости $C_f = f(x)$, который наблюдается в подобных ситуациях с изменением числа



Re_x , а именно — плавное уменьшение поверхностного трения по длине модели. При наличии турбулизатора величина C_f уменьшается по мере увеличения высоты h цилиндра, что вполне естественно, поскольку в этих случаях C_f

Рис. 7. Изменение местного коэффициента поверхностного трения по длине модели при $U_\infty = 21,4$ м/с.

Конфигурации: 1 (1), 2 (2), 3 (3), 4 (4), 5 (5), 6 (6); расчет по методике [16] (7).

получен в более толстом пограничном слое, а, следовательно, при более высоких значениях Re^{**} . В этом случае изменяется и сам характер поведения величины C_f по длине модели, что вполне понятно, поскольку при увеличении h возрастает потеря количества движения в пограничном слое, это, как следствие, приводит к затягиванию релаксационного процесса и темпу выхода C_f на некоторое значение, характерное для исходного течения. Интересно, что при обтекании конфигурации 6 релаксационный процесс вовсе не ускоряется, хотя, казалось бы, это должно происходить.

Известно, что наиболее достоверную информацию о состоянии пограничного слоя обеспечивает параметр неравновесности Клаузера

$$G = \sqrt{\frac{2}{C_f} \frac{H-1}{H}},$$

где H — формпараметр пограничного слоя.

Из рис. 8 видно, что при $h = 0$ величина G составляет в среднем величину порядка 6,7, что согласуется с известными литературными данными (см., например, [19]) для равновесных турбулентных пограничных слоев. Что касается влияния величины h , то поведение зависимости $G = f(\Delta x/d)$ практически полностью определяется темпом релаксации сдвигового потока к состоянию полного гидродинамического равновесия. Известно, что релаксационный процесс, обусловленный “памятью” (наследственными свойствами) турбулентного пограничного слоя, имеет место в ряде известных модельных конфигураций (переход от гладкой стенки к шероховатой и наоборот и т. д.). В нашем случае внешняя часть потока более восприимчива к вносимым в него возмущениям, обладает большей памятью, поэтому не удивительно, что при увеличении h темп выхода на равновесное состояние замедляется (см. конфигурацию 5). В этом случае даже на расстоянии $\Delta x = 529d$ констатировать достижение пограничного слоя с характеристиками, близкими к каноническим, вряд ли возможно. Вместе с тем, с некоторым приближением мы можем вполне определенно утверждать, что в случае обтекания конфигураций 1–4 при $\Delta x = 529d$ достигается равновесное состояние сдвигового потока.

На рис. 9 в виде зависимости $u'/v_* = f(\lg y^+)$, представленной во внутренних переменных, показаны профили продольной компоненты пульсаций скорости при $\Delta x = 529d$ для исследованных конфигураций турбулизаторов. Обращает на себя внимание увеличение уровня турбулентных пульсаций скорости по мере увеличения h . Отмеченная тенденция особенно хорошо заметна во внешней части пограничного слоя ($\lg y^+ = 2,5-3,5$). Однако детальный анализ турбулентных пограничных слоев, выполненный в рабо-

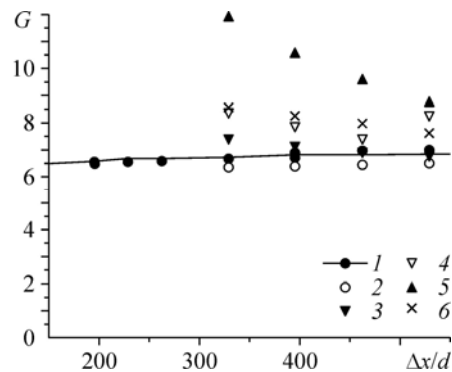


Рис. 8. Изменение параметра неравновесности Клаузера по длине модели при $U_\infty = 21,4$ м/с. Конфигурации: 1 (1), 2 (2), 3 (3), 4 (4), 5 (5), 6 (6).

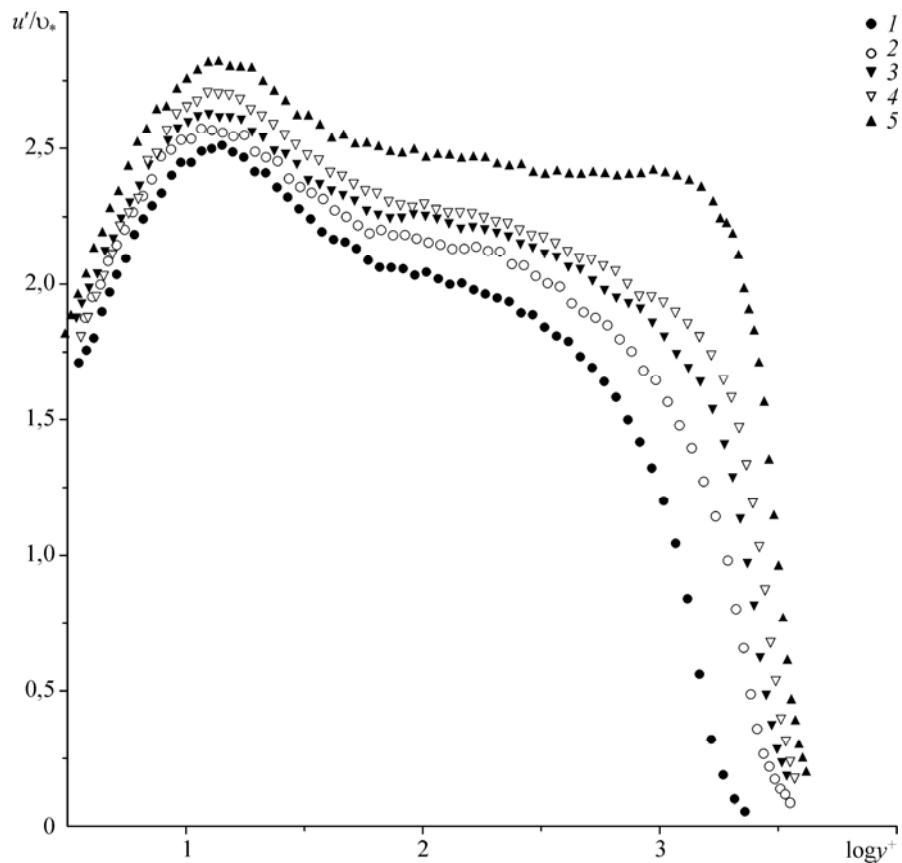


Рис. 9. Профили продольной компоненты пульсаций скорости в переменных закона стенки при $U_\infty = 21,4$ м/с и $\Delta x = 529d$.

Конфигурации: 1 (1), 2 (2), 3 (3), 4 (4), 5 (5).

те [20], показал, что автомодельный характер течения в таких переменных имеет место лишь до $\lg y^+ \approx 1,3$, а во внешней области никакого подобия величины u'/v_* не наблюдается вовсе. Например, изменение величины Re^{**} приблизительно в 7 раз дает разницу в u'/v_* в отмеченной области пограничного слоя в десятки процентов. Подобную динамику показывают также и результаты прямого численного моделирования [21]. Причем при увеличении Re^{**} значения u'/v_* отклоняются вверх, как, собственно, происходит и в нашем случае. Хотя наличие повышенных значений u'/v_* для конфигурации 5 при $\lg y^+ \approx 3,15$ явно вызвано чрезмерной высотой h , в целом их отклонение от соответствующих значений для исходной конфигурации не превышает таковых в классическом пограничном слое.

Наконец, на рис. 10 представлены амплитудные спектры возмущений на частоте максимума пульсаций, полученные при обтекании исходной конфигурации (рис. 10, *a*), а также конфигураций 4 (рис. 10, *b*) и 5 (рис. 10, *c*). Видно, что спектр возмущений даже в присутствии цилиндров $h_1 = h_2 = 30$ мм (рис. 5, *c*) не содержит ничего необычного, слабо отличается от того, который получен при $h_1 = h_2 = 0$, и, что самое важное, не имеет выделенных дискретных частот с отчетливо выраженным характером, как, например, в экспериментах [9].

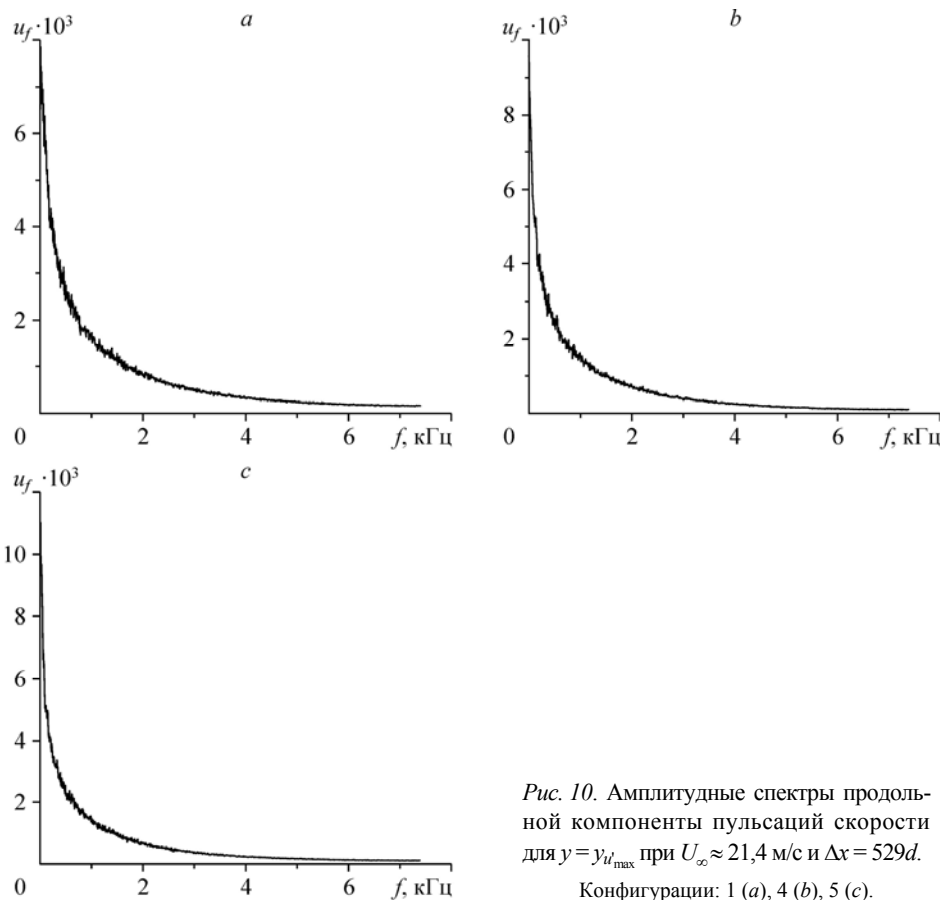


Рис. 10. Амплитудные спектры продольной компоненты пульсаций скорости для $y = y_{i_{\max}}$ при $U_{\infty} \approx 21,4$ м/с и $\Delta x = 529d$.

Конфигурации: 1 (a), 4 (b), 5 (c).

Заключение

Проведена серия экспериментальных исследований возможности получения в аэродинамической трубе дозвуковых скоростей повышенных чисел Рейнольдса Re^{**} путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине, обладающего свойствами равновесного (по Клаузеру) сдвигового потока. Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- в исследованном диапазоне скоростей турбулизаторы, выполненные в виде цилиндров варьируемой высоты h диаметром $d = 3$ мм, установленные в два ряда по нормали к обтекаемой плоской стенке, являются достаточно эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя с целью решения поставленной задачи. При увеличении h толщина потери импульса δ^{**} плавно возрастает, достигая при максимальном исследованном значении h ($h_1 = h_2 = 30$ мм) 3–3,7 раз в зависимости от расстояния $\Delta x/d$ вниз по потоку;

- профили средней скорости с искусственно увеличенной толщиной пограничного слоя с хорошей точностью аппроксимируются в переменных закона стенки известным законом распределения скоростей, справедливым в каноническом пограничном слое. Однако достижение свойств течения, близких к каноническим, лимитируется естественным процессом релаксации потока (памятью) по длине модели к состоянию полного гидродинамического равновесия. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения на расстоянии порядка 530 калибров цилиндра. Хотя при максимально исследованной высоте h цилиндра ($h_1 = h_2 = 30$ мм) отклонение экспери-

ментальных значений u'/v_* от соответствующих значений для исходной конфигурации в целом не превышает таковых в классическом пограничном слое, равновесный (по Клаузеру) пограничный слой на этом расстоянии не достигается;

– окончательный вывод об эффективности применения данного способа реализации турбулентного пограничного слоя с искусственно увеличенной толщиной может быть сделан лишь на основе сравнения полученных данных с результатами использования других методов. Подобные исследования должны стать предметом дальнейшего внимания;

– активная консолидация со специалистами, работающими в области вычислительной аэродинамики, была бы очень полезна на этапе предварительной оценки приемлемой конфигурации турбулизирующего устройства не только исследованной геометрии, но и устройств других типов, способных привести к решению поставленной задачи.

Список литературы

1. Отген III, Ван Курен. Увеличение с помощью турбулизаторов толщины пограничного слоя при больших числах Маха дозвукового потока // ПТК. 1975. Т. 14, № 4. С. 31–38.
2. Schultz M., Schatzmann M., Leitel B. Effect of roughness inhomogeneities on the development of the urban boundary layer // Intern. J. of Environment and Pollution. 2005. Vol. 25, No. 1–4. P. 105–117.
3. Barbosa P.H.A., Cataldi M., Freire A.P.S. Wind tunnel simulation of atmospheric boundary layer flows // J. of the Brazilian Society of Mech. Sci. 2002. Vol. 24, No. 3. P. 177–185.
4. Burton W.V. Wind tunnel simulation of an atmospheric boundary layer // Thesis in Mech. Engng, Texas Tech. University, 2001.
5. Кураев А.А., Саленко С.Д. Методика моделирования в аэродинамической трубе распределения скоростей приземного пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. Техн. наук. 1985. Вып. 3, № 16. С. 110–114.
6. Гувернюк С.В., Гагарин В.Г. Компьютерное моделирование аэродинамических воздействий на элементы ограждений высотных зданий // АВОК. 2006. № 8. С. 18–24.
7. Hunt J.C.R., Fernholz H. Wind-tunnel simulation of the atmospheric boundary layer: A report on Euro-mech 50 // J. Fluid Mech. 1975. Vol. 70. Iss. 3. P. 543–559.
8. Sargison J.E., Walker G.J., Bond V., Chevalier G. Experimental review of devices to artificially thicken wind tunnel boundary layers // 15th Australasian Fluid Mech. Conf., the University of Sydney, Sydney, Australia, 13–17 December, 2004.
9. Frank W., Mauch H. Aktuelle Probleme der Baumwerksaerodynamik // Stroemungsmechanik und Stroemungsmaschinen. Verlag G. Braun Karlsruhe. 1989. Vol. 40. P. 81–97.
10. Sajben M., Krouxil J.C., Hoffman G.H., Sedrick A.V. Generation of velocity profiles using screens of nonuniform solidity // AIAA J. 1975. Vol. 13, No. 4. P. 417–418.
11. Roberts J.L., Walker G.J. Artificial thickening of wind tunnel boundary layers via an array of cross-flow jets // Experimental Thermal and Fluid Science. 2003. Vol. 27. Iss. 5. P. 583–588.
12. Okamoto S. Turbulent shear flows behind two-dimensional obstacles placed on plane boundary // Proc. of symp. on Turbulence, Sept. 21–23, 1981. Rolla, MO, University of Missouri-Rolla, 1983. P. 9–14.
13. Arie M., Kiya M., Suzuki Y., Sakata I. Artificial generation of thick turbulent boundary layers // Bulletin of the JSME. 1981. Vol. 24, No. 192. P. 956–964.
14. Carvalho J.L., Borges A.R.J. Interaction of a surface mounted hot body with a turbulent boundary-layer // J. of Wind Engng and Industrial Aerodynamics. 1998. Vol. 74–76. P. 475–483.
15. Бойко А.В., Корнилов В.И. Измерение локального коэффициента поверхностного трения с помощью термоанемометра // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 4. С. 613–623.
16. Cebeci T. Analysis of turbulent flows. Oxford: Elsevier Ltd, 2004. 376 p.
17. Computation of turbulent boundary layer / Eds D.E. Coles, E.A. Hirst // Proc. Stanford Conf. AFOSR-IFP, Stanford University, 1968–1969. Vol. 2. 519 p.
18. Корнилов В.И., Меклер Д.К. Релаксационные свойства турбулентного сдвигового течения за поперечно обтекаемым цилиндром в присутствии пластины // ЖПМТФ. 1990. № 6. С. 101–108.
19. Nash J.F. Turbulent boundary layer behaviour and the auxiliary equation // NPL Aeron. Rep. 1965. No. 1137 (См. также AGARDograph 97. 1965. Pt. 1. P. 245–249).
20. Fernholz H.H., Finley P.J. The incompressible zero-pressure-gradient turbulent boundary layer: an assessment of the data // Prog. Aerospace Sci. 1996. Vol. 32. P. 245–311.
21. Spalart P.R. Direct simulation of a turbulent boundary layer up to $R_\theta = 1410$ // J. Fluid Mech. 1988. Vol. 187. P. 61–98.

Статья поступила в редакцию 25 марта 2011 г.