

УДК 532.526.4 + 532.526.72 + 532.559.8 + 533.6.011.32

Формирование толстого турбулентного пограничного слоя с помощью решетки стержней

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, направленные на изучение возможности моделирования толстого равновесного (по Клаузнеру) несжимаемого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине ограниченной длины с помощью решетки цилиндрических стержней. Показано, что решетка, стержни которой располагаются параллельно обтекаемой поверхности, является эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения на расстоянии порядка 600 диаметров цилиндрического стержня. Показано, что профили средней скорости с искусственно увеличенной толщиной пограничного слоя с удовлетворительной точностью аппроксимируются в переменных закона стенки и обобщаются единой зависимостью с использованием эмпирического масштаба скорости для внешней области. Использование комбинированного метода воздействия на сдвиговое течение улучшает процесс моделирования турбулентных пульсаций скорости в пограничном слое.

Ключевые слова: моделирование, эксперимент, несжимаемый турбулентный пограничный слой, плоская пластина, решетка цилиндрических стержней.

Введение

Воспроизведение натуральных или близких к ним условий течения является одной из главных задач при наземных исследованиях аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов. Особенно важной проблемой является соблюдение подобия по числам Рейнольдса, имеющее решающее значение не только в авиационно-космической технике, но и при проектировании и сооружении различных объектов гражданского и промышленного назначения. Ситуация осложняется тем, что в силу ряда причин натурные испытания очень трудно, а иногда и вообще невозможно осуществить. Поэтому корректность моделирования исследуемого объекта в аэродинамической трубе и связанных с его обтеканием вязких эффектов, обусловленных наличием на поверхности летательного аппарата или любого другого движущегося объекта реального пограничного слоя, зачастую выходит на первый план. Решение такой задачи позволяет моделировать обтекание многих аэродинамических конфигураций, например областей сопряжений элементов летательного аппарата типа крыло-фюзеляж, крыло-мотогондола, процесс выдува струй через микроотверстия в турбулентный пограничный слой, когда требуется обеспечить очень малое соотношение между диаметром микроотверстия и толщиной пограничного слоя, и другие аэрофизические явления. Однако в условиях аэродинамической трубы корректное

моделирование, как правило, осуществить не удастся по причине естественного ограничения длины модели, а следовательно, и толщины пограничного слоя. Отсюда ясно, что одним из немногих практически осуществимых способов решения данной проблемы является создание с помощью искусственных методов толстого пограничного слоя, обладающего свойствами классического пограничного слоя на плоской поверхности ограниченной длины.

Этот вопрос имеет прямое отношение к методике определения ветровой нагрузки на проектируемые объекты гражданского и промышленного назначения, что, как следствие, связано с необходимостью моделирования приземного слоя атмосферы заданной структуры и толщины. Не случайно проблема описания профиля скорости ветра степенным законом, эмпирическими соотношениями и т. п. вдоль подстилающей поверхности с целью определения ветровой нагрузки на тот или иной объект составляла основное содержание многих выполненных к настоящему времени работ [1–5]. Обзор исследований подобной направленности приведен в работе [6], где проиллюстрировано десять возможных методов моделирования приземного слоя атмосферы в различных аэродинамических трубах. Детальный анализ, выполненный авторами этой работы, показал также, что при проведении экспериментов в 28-ми рассмотренных ими аэродинамических трубах одиннадцать раз используются вихревые генераторы, пятнадцать раз — выступающие элементы и в 23-х случаях — элементы шероховатости. В целом к типичным устройствам, которые применяются для искусственного утолщения пограничного слоя, можно отнести различного рода выступающие элементы [2, 7], решетки с равномерной ячейкой [3], решетки с неравномерной ячейкой [8, 9], струи [7, 10], шероховатость поверхности [1], ступеньки [11], сетки [3], вихревые генераторы [3, 4, 12], термическую стратификацию [13].

Несмотря на ценную информацию, полученную в указанных работах, результатов успешного моделирования толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами равновесного по Клаузеру сдвигового потока, почти не встречается. Что касается пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра, то, насколько известно авторам, таких примеров практически нет.

Учитывая вышеизложенное, представляется важным изучение возможности реализации в условиях аэродинамической трубы повышенных чисел Рейнольдса Re^{**} (близких к натурным) на обтекаемой поверхности ограниченной длины путем моделирования толстого равновесного турбулентного пограничного слоя с помощью решетки с неравномерно расположенными стержнями. Ясно, что в строгой постановке такая задача должна решаться путем комплексного моделирования как осредненных, так и пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра турбулентности.

1. Условия и методика экспериментов. Моделирование турбулентного пограничного слоя

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН в диапазоне скоростей невозмущенного потока в контрольном сечении $U_{\infty} = 10 \div 30$ м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м $Re_1 = (0,67 \div 2,0) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ при номинально нулевом продольном градиенте давления на поверхности модели.

Измерения выполнялись на модели плоской пластины (рис. 1), изготовленной из дюралюмина размерами $2204,5 \times 993$ мм² в плане и толщиной 6 мм, установленной горизонтально в рабочей части трубы на направляющих рельсах. Как передняя, так и задняя части пластины с нерабочей стороны выполнены в виде полуэллипса с соотношением полуосей $b/a = 1 : 12$. Класс чистоты рабочей поверхности пластины соответствует уровню полированной поверхности.



Рис. 1. Условная схема эксперимента.

Для измерения статического давления на плоской пластине выполнено тринадцать приемников давления диаметром 0,4 мм. 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 пластины.

Для достижения изначально равновесного турбулентного пограничного слоя использовался песочный турбулизатор, представляющий собой полоску крупнозернистой наждачной бумаги (со сглаженными передним и задним уступами) длиной 30 мм и толщиной 0,8 мм, расположенной на расстоянии 20 мм от передней кромки пластины.

На расстоянии 38 мм впереди передней кромки пластины размещается решетка, базовая конфигурация которой представляет собой набор цилиндрических стержней диаметром $d = 2$ мм, установленных в вертикальной плоскости по всей ширине рабочей части трубы параллельно поверхности пластины. Основное назначение цилиндрических стержней, которые выполняют функцию турбулизаторов, — уменьшение количества движения в потоке над поверхностью и тем самым искусственное увеличение толщины пограничного слоя. Ясно, что для решения такой задачи и корректного моделирования пограничного слоя нужно, чтобы цилиндрические стержни, обладающие достаточно высоким сопротивлением, располагались по отношению друг к другу с шагом λ , переменным в направлении оси y .

Учитывая вышеизложенное, за основу взят подход, использовавшийся в работе [5] и некоторых других работах для моделирования в аэродинамической трубе распределения скоростей приземного пограничного слоя. Характерной особенностью подобных подходов является реализация степенного закона распределения скоростей

$$u/U_\infty = (y/\delta)^n. \quad (1)$$

Справедливости ради заметим, что подобную аппроксимацию нельзя назвать вполне удачной, поскольку показатель степени n , как показывают исследования, зависит от числа Рейнольдса. К тому же, в этом случае средняя скорость сдвигового потока при достижении внешней границы пограничного слоя не выходит на некое постоянное значение, что явно противоречит физическому смыслу.

В соответствии с работой [5] определение необходимого расстояния (шага λ) между стержнями осуществляется по методу импульсов с последующей корректировкой величины λ . Причем сначала определяется зависимость V/U_∞ от шага стержней для равномерной решетки, где V/U_∞ — отношение средней скорости за решеткой к скорости перед решеткой. Для объема единичной ширины, ограниченного поперечными сечениями в невозмущенном потоке и на достаточно большом удалении вниз по потоку от решетки, а также линиями тока, проходящими посередине между стержнями решетки, теорема о сохранении импульса имеет вид

$$X = m (U_\infty - V). \quad (2)$$

Здесь X — сила лобового сопротивления стержня единичного размаха, а m — секундный массовый расход воздуха

$$m = \rho V \lambda, \quad (3)$$

где ρ — плотность воздуха.

С другой стороны, величину X можно представить следующим образом:

$$X = C_x \frac{\rho V_3^2}{2} d, \quad (4)$$

где C_x — коэффициент лобового сопротивления цилиндра, который, судя по ряду литературных источников, можно принять равным 1,15 в диапазоне чисел $Re_d = (0,5 \div 1,3) \times 10^5$, а V_3 — эффективная скорость обтекания решетки,

$$V_3 = V_1 K. \quad (5)$$

Здесь V_1 — среднерасходная скорость между стержнями решетки, а K — коэффициент, учитывающий интерференцию между стержнями решетки, который принимает значения $K \rightarrow 1$ при $d/\lambda \rightarrow 0$ и $K \rightarrow 0$ при $d/\lambda \rightarrow 1$.

Из уравнения неразрывности следует, что

$$V_1 = \frac{\lambda}{\lambda - d} V. \quad (6)$$

После подстановки формул (3)–(6) в (2) и соответствующих преобразований получается выражение для определения величины V/V_∞ в зависимости от относительного шага стержней d/λ :

$$\frac{V}{V_\infty} = \frac{1}{1 + C_x \frac{(d/\lambda) K^2}{2(1 - d/\lambda)^2}}. \quad (7)$$

Без учета интерференции стержней величина K в формуле (7) принимается равной 1. Для более точных расчетов в работе [5] приведена зависимость

$$K = 1 - a(d/\lambda)^b, \quad (8)$$

где $a = 0,705$, $b = 1,65$.

При расчете принимается допущение, что в решетке с переменным шагом два соседних стержня ведут себя точно так же, как если бы вся решетка имела постоянный шаг. Тогда отношение средней скорости на участке между двумя стержнями к скорости невозмущенного потока определяется лишь местным относительным шагом d/λ и рассчитывается по формуле (7) с учетом (8).

В рамках указанного подхода в настоящей работе отлажена вычислительная программа, с помощью которой выполнен расчет положения стержней $d = 2$ мм для базовой конфигурации решетки. В этом случае в соответствии с полученными для условий настоящего эксперимента результатами, чтобы обеспечить толщину моделируемого пограничного слоя порядка 80 мм, оси стержней должны располагаться на следующем расстоянии от стенки: $y = 1,49; 5,23; 9,77; 15,14; 21,5; 29,19; 38,91; 52,73$ мм.

В принципе отмеченная выше компьютерная программа позволяет моделировать не только степенной, но и логарифмический профиль скорости с заранее заданными свойствами. Полученные здесь результаты — часть более общей работы.

Фотография передней части модели (вид по потоку) с размещенной перед ней решеткой цилиндрических стержней приведена на рис. 2.

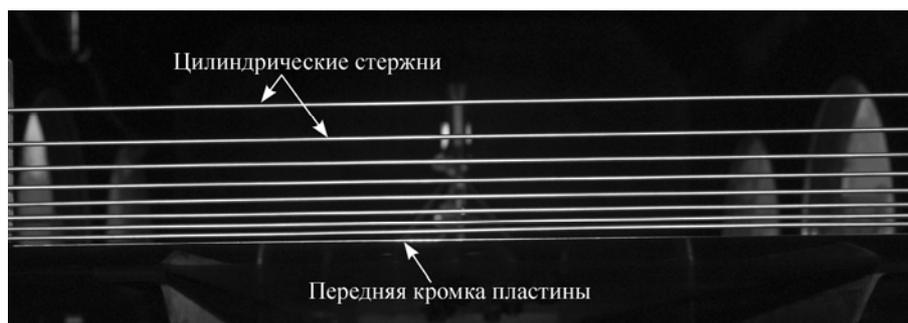


Рис. 2. Решетка цилиндрических стержней (вид по потоку).

Основные измерения выполнены с помощью полностью автоматизированного дистанционно управляемого координатного устройства для зондирования структуры потока над обтекаемой поверхностью. Перемещение зонда по высоте пограничного слоя осуществлялось по заранее заданной программе, предусматривающей выбор требуемого шага (до 1,25 мкм), а также потребные параметры сбора всей необходимой 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 был подключен линейаризатор 55D10. 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. В качестве первичного преобразователя 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.

Для определения местного коэффициента поверхностного трения C_f в неканоническом турбулентном течении, которое может возникнуть при наличии искусственно созданного пограничного слоя, использовалась методика [14], основанная на точных измерениях осредненных по времени данных с одноточечного датчика термоанометра вблизи стенки. Суть методики состоит в том, что она позволяет учесть охлаждающий эффект стенки на показания термоанометра и корректно описывать распределение скорости в пристенной части профиля, и как следствие, определять C_f , используя для этой цели область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя.

В тех случаях, когда существование логарифмической области пограничного слоя не вызывало сомнений, местный коэффициент поверхностного трения определялся по методу Клаузера.

Случайная погрешность σ наиболее характерных величин, в частности толщин вытеснения и потери импульса δ^* и δ^{**} , а также местного коэффициента поверхностного трения C_f , представленная в таблице, определялась по результатам восьмикратных измерений этих величин в пограничном слое исходной конфигурации.

Таблица

Случайная погрешность измерения интегральных параметров пограничного слоя

Обозначения	$\pm\sigma\delta^*$	$\pm 3\sigma\delta^*$	$\pm\sigma\delta^{**}$	$\pm 3\sigma\delta^{**}$	$\pm\sigma C_f$	$\pm 3\sigma C_f$
Погрешность, %	0,30	0,90	0,28	0,84	0,17	0,51

2. Результаты экспериментов

2.1. Исходное течение

Целью начальной стадии экспериментов было обеспечение равновесного (по Клаузеру) безградиентного пограничного слоя (без решетки), 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 на верхней стенке рабочей части аэродинамической трубы. В этой связи, чтобы компенсировать отмеченное уменьшение давления, модель устанавливалась под небольшим положительным углом атаки, составлявшим около 13 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.

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 $x = 650, 870, 930, 1092, 1310, 1530, 1750, 1958$ мм ($\bar{x} = x/L = 0,295, 0,395, 0,422, 0,495, 0,594, 0,694, 0,794, 0,888$), где x — продольная координата с началом отсчета на передней кромке пластины, L — длина модели. Корректность указанных измерений контролировалась, в частности, анализом возможности описания свойств течения во внешней области пограничного слоя известными в литературе соотношениями. Под внешней областью здесь понимается та часть пограничного слоя, которая в традиционном смысле описывается дефектом скорости, нормированным на толщину пограничного слоя. При этом за основу был взят подход, разработанный в работе [15], где для внешней области пограничного слоя предложен эмпирический масштаб скорости $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$. (Здесь δ_{99} — толщина пограничного слоя, определенная из условия $u/U_\infty = 0,99$.) Важно при этом отметить, что исследованиями [16] в рамках принципа подобия были подтверждены справедливость и обоснованность предложенного масштаба, на основе использования которого удалось показать, что изменение характерных параметров пограничного слоя обусловлено в основном особенностями формирования потока выше области измерений, а не изменением локального числа Рейнольдса Re_x . В эксперименте подобные особенности практически всегда имеют место, в частности, из-за конечности притупления передней кромки пластины, наличия локального градиента давления и т. п. А раз так, то возможность использования указанного масштаба, позволяющего избежать влияния числа Рейнольдса на распределение скоростей во внешней области, представляется оправданным.

В качестве примера на рис. 3 представлены экспериментальные профили скорости в виде $(U_\infty - u) / U_\infty \delta^* / \delta_{99} = f(y / \delta_{99})$ в исходном пограничном слое, нормированные с применением указанного выше эмпирического масштаба скорости $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$. В общей сложности здесь использовались девять профилей скорости, полученных при скорости набегающего потока 21 м/с в поперечных сечениях, охватывающих область течения от 650 до 1958 мм. Видно, что при таком способе нормировки приведенные профили удачно обобщаются единой зависимостью. Это дает основание полагать, что распределение скоростей во внешней области исходного турбулентного пограничного слоя не содержит ничего неожиданного и вполне соответствует распределению, которое имеет место в каноническом случае.

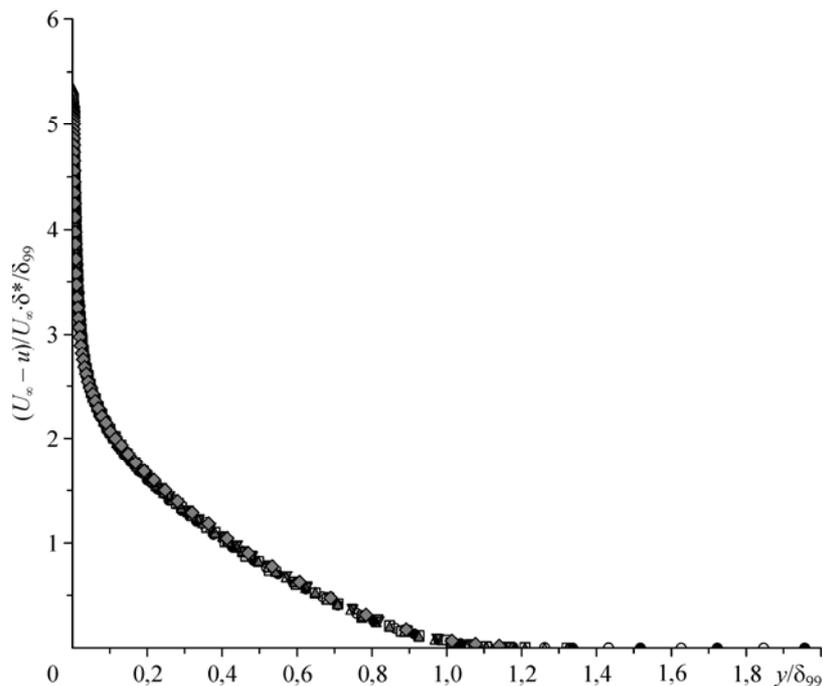


Рис. 3. Профили скорости в исходном пограничном слое, нормированные в переменных внешней области. $Re^{**} = (2,54-5,34) \times 10^6$.

Другим примером является рис. 4, на котором в виде зависимости $Re^{**} = f(Re_{x_{эф}})$ приведены данные об изменении толщины потери импульса пограничного слоя δ^{**} в исследуемом диапазоне скоростей потока. (Здесь $Re_{x_{эф}}$ — число Рейнольдса, вычисленное по координате $x_{эф}$, взятой от фактического начала развития турбулентного пограничного слоя.) Для сравнения приведены также более ранние экспериментальные данные из работы [17] и результаты конечно-разностного расчета по методике [18]. Линейный характер зависимости и хорошее соответствие с данными расчета дают основание полагать, что в условиях настоящего эксперимента пограничный слой находится в равновесном состоянии и развивается в соответствии с известными классическими представлениями. Данный факт подтверждается также результатами измерений параметра равновесности Клаузера $G = \sqrt{\frac{2}{C_f}} \frac{H-1}{H}$, где $H = \delta^*/\delta^{**}$ — формпараметр пограничного слоя, а C_f — местный коэффициент поверхностного трения. Из них следует, что

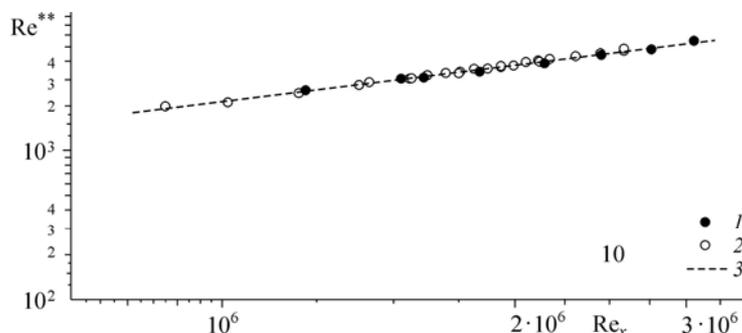


Рис. 4. Зависимость, характеризующая изменение толщины потери импульса от числа Рейнольдса. 1 — настоящая работа, 2 — данные работы [17], 3 — численный расчет по методике [18]. $U_\infty = 12 \pm 21$ м/с.

на большей части длины модели величина G имеет постоянное значение, близкое к тому, который реализуется для безградиентного течения.

Представленные здесь, а также другие данные, в частности, профили продольной компоненты пульсаций скорости, 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

Второй этап исследований состоял в изучении свойств искусственно утолщенного пограничного слоя, моделируемого с помощью решетки цилиндрических стержней, используемой для условий изначально безградиентного турбулентного пограничного слоя на плоской пластине.

В литературе свойства модифицированного сдвигового течения, как правило, анализируются лишь по данным о профилях средней скорости в пограничном слое, которые обычно аппроксимируются степенным законом ([2, 5 и др.]). Однако, как отмечалось выше, даже в немодифицированном турбулентном пограничном слое такой подход вряд ли оправдан, поскольку показатель степени n в степенном законе распределения скоростей (1) явно зависит от числа Рейнольдса. Учитывая это, на рис. 5 для поперечного сечения $\Delta x = 984,5d$ экспериментальные профили скорости представлены в переменных закона стенки

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

Отметим предварительно, что поскольку фактическое начало развития турбулентного пограничного слоя в этом случае определить затруднительно, здесь и далее используется величина Δx , характеризующая расстояние по оси x от начала развития исходного турбулентного пограничного слоя.

Обращает на себя внимание тот факт, что распределение средней скорости хорошо согласуется с классическим профилем скорости

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

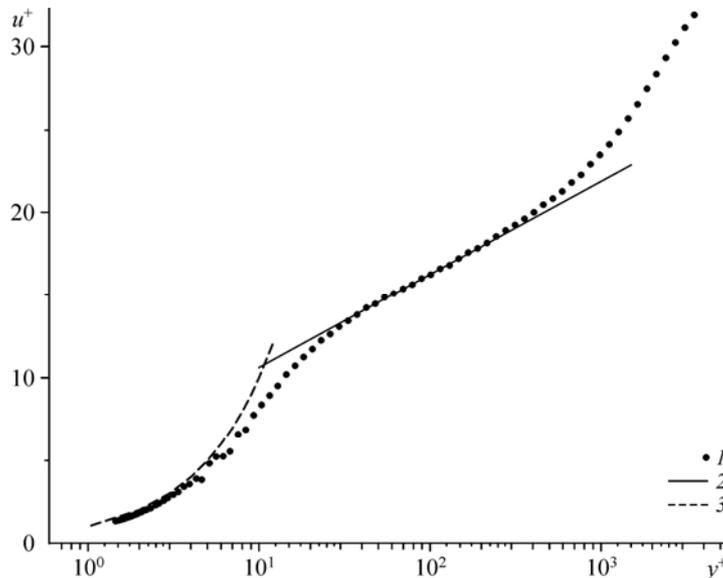


Рис. 5. Профили средней скорости в переменных закона стенки в модифицированном пограничном слое в сечении $\Delta x = 984,5d$.

1 — эксперимент, 2 — $u^+ = 5,62 \log y^+ + 5,0$ [19], 3 — $u^+ = y^+$. $U_\infty = 21$ м/с.

где $u^+ = u/v_*$, $y^+ = yv_*/\nu$ (здесь $v_* = (\tau_w/\rho)^{1/2}$ — динамическая скорость, а ν — кинематический коэффициент вязкости) с коэффициентами $A = 5,62$ и $B = 5,0$, рекомендованными в качестве канонических материалами известной Стэндфордской конференции [19]. Нельзя также не отметить, что и в ламинарном подслое распределение скорости с удовлетворительной точностью описывается известным законом $u^+ = y^+$, справедливым в линейной области пограничного слоя.

Причины указанного согласования вполне понятны. Известно ([20 и др.]), что характерная для внутренней области пограничного слоя мелкомасштабная турбулентность обладает “короткой памятью” в том смысле, что затухание возмущений происходит на небольших расстояниях. Поскольку анализируемый здесь профиль представлен во внутренних переменных и в основном ограничивается логарифмической областью пограничного слоя, которая более консервативна к воздействию возмущений, чем внешняя область, то отмеченное выше согласование выглядит вполне логичным. В этом смысле поставленная цель в принципе достигнута. В самом деле, в модельном эксперименте реализован толстый турбулентный пограничный слой со свойствами, близкими к классическим.

Рассмотрим теперь распределение скоростей во внешней области пограничного слоя. Известно, что в отличие от внутренней области крупномасштабная турбулентность внешней области обладает “долгой памятью”, в связи с чем свойства потока могут в большей степени зависеть от предыстории течения. Поэтому вопрос о релаксационных свойствах течения позади решетки стержней заслуживает особого внимания. На рис. 6 представлены экспериментальные профили скорости в виде $(U_\infty - u)/U_\infty \delta^*/\delta_{99} = f(y/\delta_{99})$ в модифицированном цилиндрическими стержнями пограничном слое, нормированные с использованием масштаба скорости для внешней области $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$. Наличие стержней является для сдвигового течения дополнительным осложняющим фактором, поэтому возможность обобщения профилей скорости с применением указанного масштаба представляется особенно интересной. В общей сложности здесь использовалось одиннадцать

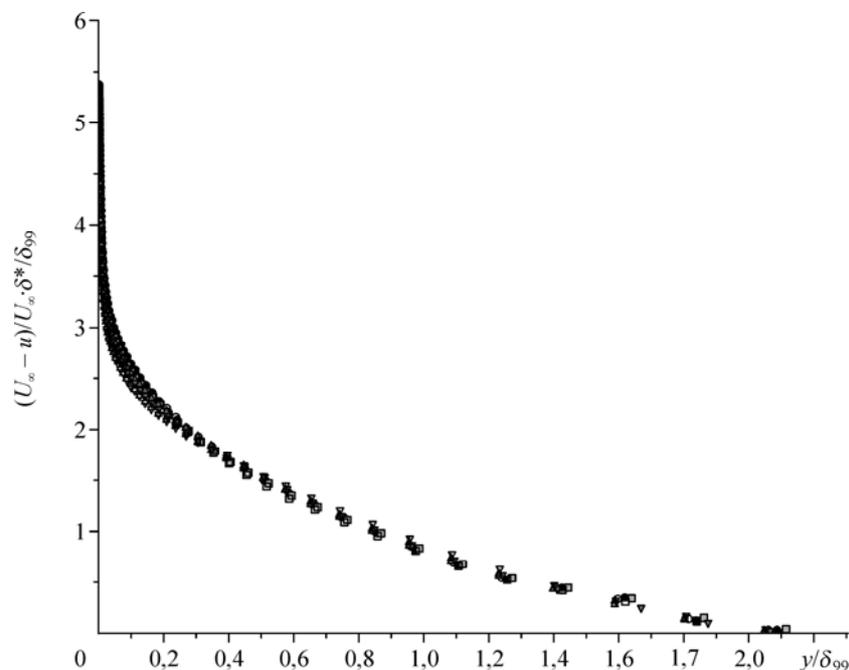


Рис. 6. Профили скорости в модифицированном пограничном слое, нормированные в переменных внешней области при $\Delta x = (434,5-984,5)d$ и $U_\infty = 21-30$ м/с.

профилей скорости, полученных в диапазоне скоростей набегающего потока от 21 до 30 м/с в поперечных сечениях, охватывающих область течения от $434,5d$ до $984,5d$. Хотя разброс экспериментальных данных здесь несколько больше, чем в исходном пограничном слое (см. рис. 3), в целом приведенные профили приближенно обобщаются единой зависимостью. Это дает основание полагать, что по мере затухания “наследственных признаков” потока за решеткой распределение скоростей во внешней области модифицированного турбулентного пограничного слоя может с инженерной точностью описываться с использованием масштаба скорости $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$.

Не менее важным является поведение модифицированного сдвигового течения с точки зрения распределения интегральных характеристик пограничного слоя, в частности, толщины потери импульса δ^{**} . Примером может служить рис. 7, на котором для сравнения приведена также зависимость $\delta^{**} = f(\Delta x/d)$ для исходного пограничного слоя. Как видно, наличие решетки приводит к естественному увеличению интегральной величины δ^{**} , а следовательно, и самой толщины пограничного слоя. Это увеличение весьма существенно и в зависимости от продольной координаты составляет 2,7–5,1 раза, что соответствует росту толщины пограничного слоя в 2,5–5,1 раза. При этом темп нарастания величины δ^{**} по продольной координате более замедленный в сравнении с тем, который наблюдается для исходной конфигурации, где экспериментальная зависимость $\delta^{**} = f(\Delta x/d)$ хорошо согласуется с данными конечно-разностного расчета по методике [18].

Что касается местного коэффициента поверхностного трения, то при наличии решетки величина C_f существенно уменьшается, что вполне естественно, поскольку в этих случаях C_f получен в более толстом пограничном слое, а, следовательно, при более высоких значениях Re^{**} .

Ценную информацию о состоянии пограничного слоя обеспечивает также характер распределения параметра равновесности Клаузера G , в котором задействован и местный коэффициент поверхностного трения. Известно [20], что поведение зависимости $G = f(\Delta x/d)$

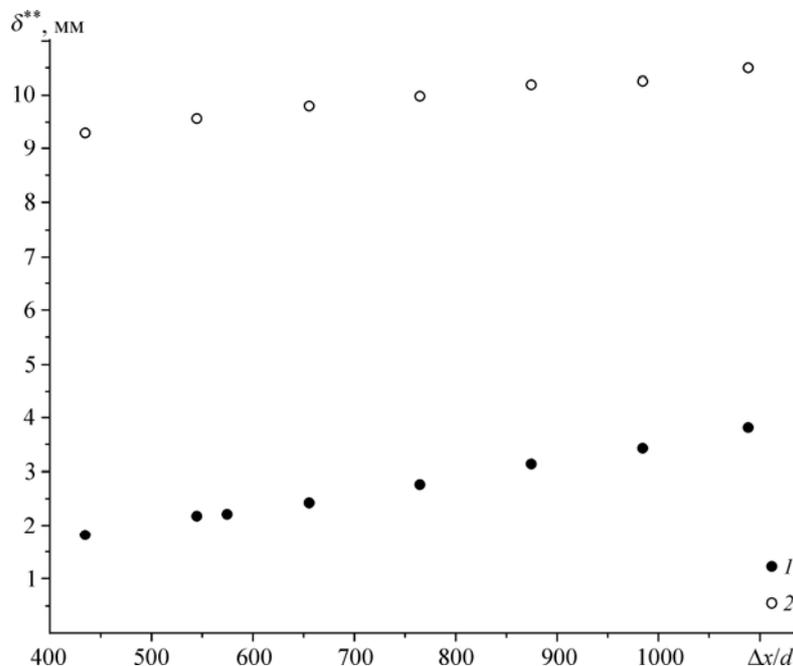


Рис. 7. Изменение толщины потери импульса по длине модели.

Пограничные слои: 1 — исходный, 2 — модифицированный. $U_\infty = 21$ м/с.

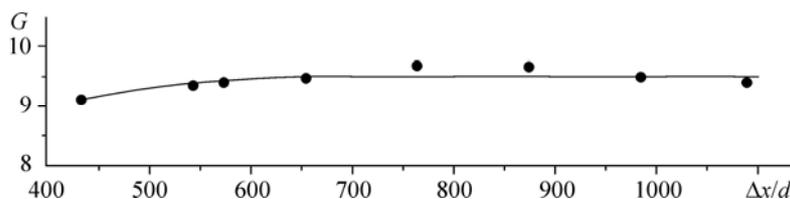


Рис. 8. Изменение параметра равновесия Клаузера в модифицированном пограничном слое.
 $U_\infty = 21$ м/с.

позади поперечно обтекаемого цилиндра практически полностью определяется темпом релаксации сдвигового потока к состоянию полного гидродинамического равновесия. Как видно из рис. 8, на котором представлена зависимость $G = f(\Delta x/d)$, равновесное состояние модифицированного решеткой сдвигового течения достигается по крайней мере на расстоянии $\Delta x \approx 600d$. Вместе с тем, нельзя утверждать, что в этом случае реализуется пограничный слой с характеристиками, строго соответствующими каноническим, поскольку параметр Клаузера G заметно выше, чем для классического безградиентного течения. Представляется, что причиной данного факта является градиентный характер течения по длине пластины, инициированный решеткой стержней. Действительно, наличие продольного градиента давления dC_p/dx увеличивает величину G [21], а местный коэффициент поверхностного трения в зависимости от знака dC_p/dx может меняться как в ту, так и в другую сторону [22, 23], даже возрастая при $dC_p/dx < 0$.

Особого внимания также заслуживает анализ возможности корректного моделирования в искусственно созданном турбулентном пограничном слое турбулентных пульсаций скорости. Заметим, что в большинстве литературных источников, как правило, преследуется цель моделирования лишь средней скорости. На рис. 9 в виде зависимости $u'/U_\infty = f(y)$ представлен профиль продольной компоненты пульсаций скорости (I) при $\Delta x = 764,5d$ и скорости потока $U_\infty = 21$ м/с. Хотя на первый взгляд он не содержит ничего

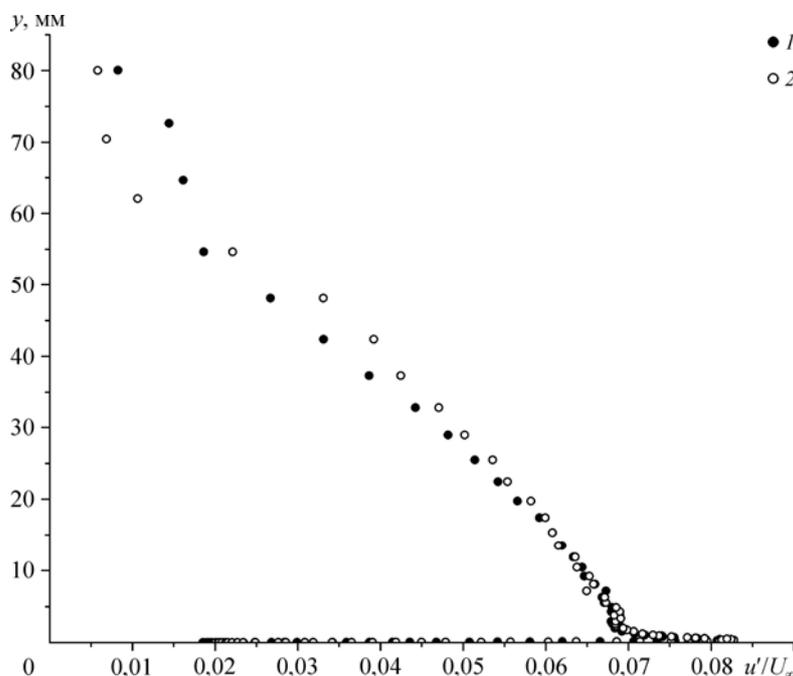


Рис. 9. Профили продольной компоненты пульсаций скорости в сечении $\Delta x = 764,5d$.
Пограничные слои: 1 — исходный, 2 — модифицированный. $U_\infty = 21$ м/с.

необычного, тем не менее, обращает на себя внимание некоторое искажение характера распределения турбулентных пульсаций скорости в окрестности внешней границы пограничного слоя. Причем отмеченная особенность наблюдается практически во всех сечениях ниже по потоку. Ясно, что это вызвано последним (верхним) стержнем, который по существу обтекается как изолированный цилиндр, генерируя повышенный уровень пульсаций вниз по потоку [20]. Для проверки данного предположения два последних цилиндрических стержня (диаметром 2 мм) были заменены соответственно стержнями диаметром 1 и 0,5 мм, обеспечивая тем самым более плавный выход к невозмущенному течению. Как видно в этом случае (2), сколько-нибудь заметного искажения в характере распределения пульсаций скорости не возникает. Полученные результаты наводят на мысль, что для корректного моделирования турбулентных пульсаций скорости необходимо использовать цилиндрические стержни переменного по высоте диаметра.

В то же время обращает на себя внимание несколько заниженный уровень турбулентных пульсаций скорости в окрестности положения максимума. В этом можно убедиться при рассмотрении рис. 10, на котором показаны профили продольной компоненты пульсаций скорости во внутренних переменных $u'/v_* = f(y^+)$ в сечении $\Delta x = 764,5d$ (1) в сравнении с соответствующими данными, полученными в исходном пограничном слое (2). (Здесь для удобства профили пульсаций умышленно ограничены поперечной координатой $y^+ = 170$.) Учитывая данное обстоятельство, сделана попытка применения комбинированного метода, суть которого состоит в использовании поперечных струй, выдуваемых из отверстий $D = 10$ мм в поверхности пластины, расположенных на расстоянии 165 мм выше по потоку. Оказалось, что небольшой среднемассовый расход воздуха, эквивалентный коэффициенту вдува $C_b = \rho_b v_b / \rho_\infty U_\infty = 0,000287$, где индекс b относится к условиям вдува, является достаточно эффективным средством воздействия на распределение пульсаций скорости в указанной области. Как видно (3), уровень

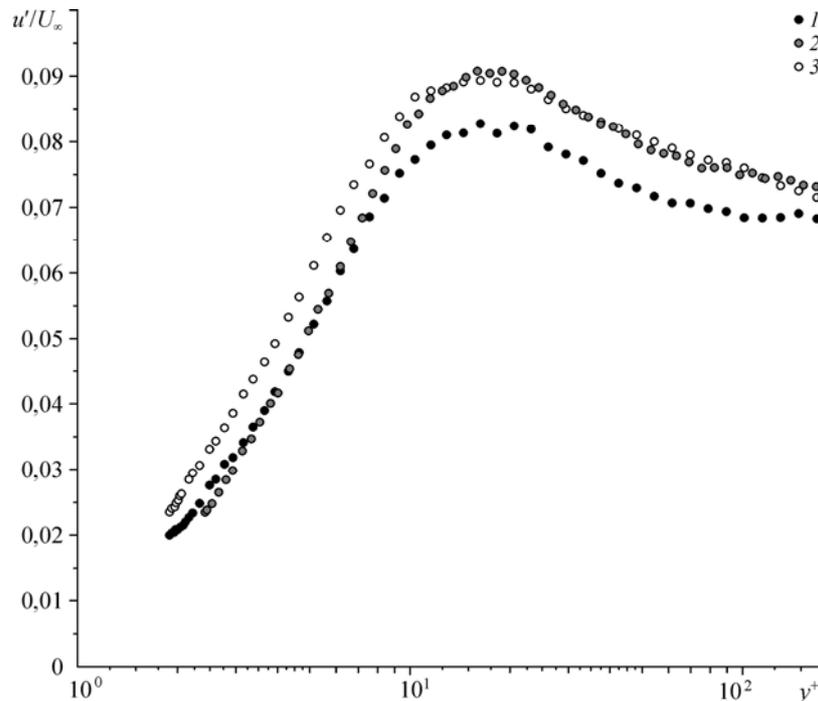


Рис. 10. Профили продольной компоненты пульсаций скорости в переменных закона стенки в сечении $\Delta x = 764,5d$.

Пограничные слои: 1 — модифицированный ($d = 2, 1, 0,5$ мм), 2 — исходный, 3 — модифицированный (вдувом) пограничный слой 1. $U_\infty = 21$ м/с.

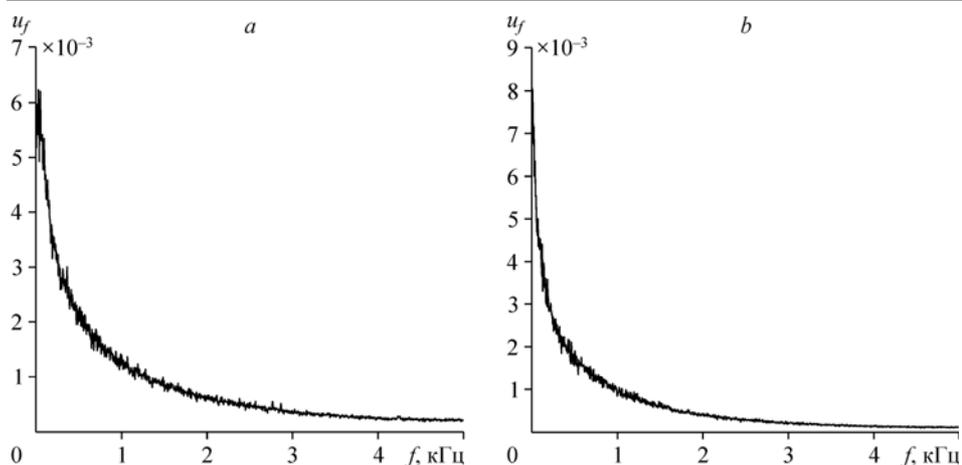


Рис. 11. Амплитудные спектры возмущений в пограничном слое на частоте максимума пульсаций скорости для исходного пограничного слоя (а) и модифицированного (б) в сечении $\Delta x = 764,5d$. $U_\infty = 21$ м/с.

турбулентных пульсаций скорости в окрестности максимума явно приближается к тому, который реализуется при прочих равных условиях в исходном пограничном слое (2). Полученный результат наводит на мысль, что моделирование толстого пограничного слоя за счет применения какого-то конкретного устройства, например шпилей, сетки, поперечных струй и т.п., не может быть успешно осуществлено. Не случайно анализ, выполненный в работе [6], показал, что в девяти аэродинамических трубах использовалась комбинация вихревых генераторов, выступающих элементов и элементов шероховатости.

На рис. 11 представлены также амплитудные спектры возмущений в пограничном слое на частоте максимума пульсаций, полученные в сечении $\Delta x = 764,5d$ при обтекании исходной конфигурации (а) и при наличии базовой решетки стержней (б). Нетрудно заметить, что спектр возмущений в присутствии решетки не содержит ничего необычного, слабо отличается от того, который получен в исходном течении, и, что самое важное, не имеет выделенных дискретных частот, которые могут возникать при относительно грубом моделировании пульсационных характеристик течения (см., например, данные [9]).

Заключение

Результаты экспериментальных исследований, направленных на изучение возможности реализации в условиях аэродинамической трубы дозвуковых скоростей повышенных чисел Рейнольдса Re^{**} путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине ограниченной длины, позволяют сделать следующие выводы.

1. В исследованном диапазоне параметров потока решетка цилиндрических стержней, установленная перпендикулярно обтекаемой плоской стенке, является достаточно эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя. Толщина потери импульса пограничного слоя δ^{**} возрастает в 2,5–5,1 раза в зависимости от расстояния $\Delta x/d$ вниз по потоку в сравнении с соответствующей величиной в исходном (немодифицированном) пограничном слое.

2. Профили средней скорости в искусственно утолщенном пограничном слое с удовлетворительной точностью аппроксимируются в переменных закона стенки известным законом распределения скоростей, справедливым в каноническом пограничном слое, и обобщаются единой зависимостью при использовании эмпирического масштаба скорости для внешней области. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения на расстоянии порядка 600 диаметров цилиндрического стержня решетки. Хотя в этом случае достигается равновесное состояние пограничного

слоя, параметр равновесности Клаузера заметно выше соответствующего значения в классическом безградиентном течении, что вызвано, по-видимому, градиентным характером течения вдоль пластины, создаваемым решеткой.

3. Использование решетки цилиндрических стержней, верхние ряды которых имеют уменьшенный диаметр, и применение комбинированного метода воздействия на сдвиговое течение путем слабого вдува через отверстия в стенке улучшают процесс моделирования турбулентных пульсаций скорости в пограничном слое.

Таким образом, полученные результаты дают достаточно ясное представление о путях дальнейшего совершенствования методики моделирования толстых турбулентных пограничных слоев.

Список литературы

1. **Schultz M., Schatzmann M., Leitl B.** Effect of roughness inhomogeneities on the development of the urban boundary layer // *Int. J. Environment and Pollution*. 2005. Vol. 25, No. 1–4. P. 105–117.
2. **Оттен ИИ, Ван Курен.** Увеличение с помощью турбулизаторов толщины пограничного слоя при больших числах Маха дозвукового потока // *ПТК*. 1976. Т. 14, № 11. С. 31–38.
3. **Barbosa P.H.A., Cataldi M., Freire A.P.S.** Wind tunnel simulation of atmospheric boundary layer flows // *J. Brazilian Society of Mechanical Sciences*. 2002. Vol. 24, No. 3. P. 177–185.
4. **Burton W.V.** Wind tunnel simulation of an atmospheric boundary layer // *Thesis in Mechanical Engng. Texas Tech University*, 2001. 73 p.
5. **Кураев А.А., Саленко С.Д.** Методика моделирования в аэродинамической трубе распределения скоростей приземного пограничного слоя // *Известия СО АН СССР. Сер. техн. наук*. 1985. Вып. 3, № 16. С. 110–114.
6. **Hunt J.C.R., Fernholz H.** Wind-tunnel simulation of the atmospheric boundary layer: A report on *Euromech 50* // *J. Fluid Mech.* 1975. Vol. 70, iss. 03. P. 543–559.
7. **Sargison J.E., Walker G.J., Bond V., Chevalier G.** Experimental review of devices to artificially thicken wind tunnel boundary layers // *15th Australasian Fluid Mechanics Conf., the University of Sydney, Sydney, Australia*, 13–17 December, 2004.
8. **Frank W., Mauch H.** Aktuelle Probleme der Baumwerksaerodynamik // *Stroemungsmechanik und Stroemungsmaschinen*. Verlag G. Braun Karlsruhe, 1989. Vol. 40. P. 81–97.
9. **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.
10. **Roberts J.L., Walker G.J.** Artificial thickening of wind tunnel boundary layers via an array of cross-flow jets // *Experimental Thermal and Fluid Sci.* 2003. Vol. 27, No. 2. P. 583–588.
11. **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.
12. **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.
13. **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.
14. **Бойко А.В., Корнилов В.И.** Измерение локального коэффициента поверхностного трения с помощью термоанемометра // *Теплофизика и аэромеханика*. 2010. Т. 17, № 4. С. 613–623.
15. **Zagarola M.V., Smits A.J.** A new mean velocity scaling for turbulent boundary layers // *Proc. of 1998 ASME Fluids Engng Division Summer Meeting*, June 21–25, 1998, Washington DC. P. 1–6.
16. **Castillo L., Walker D.J.** Effect of upstream conditions on the outer flow of turbulent boundary layers // *AIAA J.* 2002. Vol. 40, No. 7. P. 1292–1299.
17. **Kornilov V.I., Boiko A.V.** Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction // *AIAA J.* 2012. Vol. 50, No. 3. P. 724–732.
18. **Cebeci T.** Analysis of turbulent flows. Oxford: Elsevier Ltd, 2004. 376 p.
19. **Computation of Turbulent Boundary Layer** // *Proc. Stanford Conf. AFOSR-IFP, 1968–1969* / Eds. D.E. Coles, E.A. Hirst. Stanford University. Vol. 2. 519 p.
20. **Корнилов В.И., Меклер Д.К.** Релаксационные свойства турбулентного сдвигового течения за поперечным обтекаемым цилиндром в присутствии пластины // *ПМТФ*. 1990. № 6. С. 101–108.
21. **Nash J.F.** Turbulent boundary layer behaviour and the auxiliary equation. NPL Aeronautical Report, 1965. No. 1137.
22. **Корнилов В.И., Литвиненко Ю.А.** Измерение поверхностного трения в несжимаемом турбулентном пограничном слое. Ч.1. Неблагоприятный градиент давления // *Теплофизика и аэромеханика*. 2001. Т. 8, № 4. С. 507–524.
23. **Корнилов В.И., Литвиненко Ю.А.** Измерение поверхностного трения в несжимаемом турбулентном пограничном слое. Ч. 2. Благоприятный градиент давления // *Теплофизика и аэромеханика*. 2002. Т. 9, № 2. С. 167–180.

Статья поступила в редакцию 23 апреля 2012 г.