

В. И. Корнилов, А. В. Бойко

Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОЛСТОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ С ПОМОЩЬЮ ПОПЕРЕЧНЫХ СТРУЙ

Выполнены экспериментальные исследования, направленные на изучение возможности моделирования толстого несжимаемого равновесного (по Клаузеру) турбулентного пограничного слоя на плоской пластине ограниченной длины с помощью поперечных струй. Показано, что в исследованном диапазоне параметров потока и расхода вдуваемого газа струи воздуха из нескольких рядов отверстий разного диаметра существенно утолщают турбулентный пограничный слой на относительно небольшой длине от области вдува. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя принимают характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения начиная с расстояния порядка 22 толщин исходного пограничного слоя от положения вдуваемых струй. Профили средней скорости искусственно образованного турбулентного пограничного слоя с хорошей точностью аппроксимируются в переменных законах стенки, справедливых в каноническом пограничном слое, и обобщаются единой зависимостью с использованием эмпирического масштаба скорости для внешней области. Пульсационные параметры потока в целом также близки к таковым в каноническом пограничном слое. Обнаружено, однако, систематическое отклонение продольной компоненты пульсаций скорости от канонических значений с увеличением интенсивности вдува, которое свидетельствует об ограничении данного подхода и необходимости дальнейшего совершенствования используемой для этой цели методики моделирования.

Ключевые слова: экспериментальное моделирование, повышенные числа Рейнольдса, несжимаемый турбулентный пограничный слой, плоская пластина, поперечные струи, коэффициент вдува.

Введение

Известно, что моделирование натуральных или близких к ним условий течения является одной из главных проблем при наземных исследованиях аэродинамических характеристик летательных аппаратов. При этом особенно важным 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. В силу ряда причин натурные испытания очень трудно, а иногда и вообще невозможно осуществить. Поэтому корректность моделирования испытываемого объекта в

аэродинамической трубе и связанных с его обтеканием вязких эффектов, обусловленных наличием на поверхности летательного аппарата (или любого другого движущегося тела) реального пограничного слоя, зачастую выходит на первый план. Решение такой задачи позволило бы моделировать обтекание многих аэродинамических конфигураций, например областей сопряжений элементов летательного аппарата типа крыло-фюзеляж, крыло-мотогондола, выдув струй через микроотверстия в стенке в турбулентный пограничный слой, где требуется обеспечить очень малое соотношение между диаметром струи 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 искусственное создание толстого пограничного слоя на плоской поверхности ограниченной длины, обладающего свойствами классического пограничного слоя.

Заметим, кстати, что 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.

К типичным устройствам, которые используются для искусственного утолщения пограничного слоя, можно отнести различного рода выступающие элементы [1], решетки с равномерной ячейкой [2], решетки с неравномерной ячейкой [3; 4], струи [1; 5], шероховатость поверхности [6], ступеньки [7], сетки [2], вихревые генераторы [2; 8; 9] и другие устройства.

Мы не ставим здесь своей целью детально проанализировать полученные ранее результаты. Это потребовало бы отдельного обстоятельного рассмотрения. К тому же обзор исследований подобной направленности приведен в работах [10] и частично [11].

Несмотря на несомненные достижения указанных работ, результатов успешного моделирования толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами канонического (равновесного по Клаузеру) сдвигового потока, почти не встречается. Что касается пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра, то, насколько нам известно, таких примеров практически нет.

Учитывая сказанное, представляется важным изучение возможности обеспечения в условиях аэродинамической трубы повышенных чисел Рейнольдса Re^{**} (натурных или близких к ним) на обтекаемой поверхности ограниченной длины путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами равновесного сдвигового потока. Ясно, что в строгой постановке эта задача должна решаться путем комплексного моделирования как осреднен-

ных, так и пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра турбулентности.

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 $U_{\infty} = (10-22)$ м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м $Re_1 = (0,67-1,47) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, и номинально нулевым продольным градиенте давления на поверхности модели.

Измерения выполнялись на модели плоской пластины (рис. 1), изготовленной из дюралюмина с размерами $2204,5 \times 993$ мм² в плане и толщиной 6 мм, установленной горизонтально в рабочей части трубы на направляющих рельсах. И передняя, и задняя части пластины с нерабочей стороны выполнены в виде полуэллипса с соотношением полуосей $b/a = 1 : 12$ [11]. На расстоянии 1062,2 мм от передней кромки пластины размещается плоский сменный вкладыш с размерами 420×250 мм² в плане, рабочая поверхность которого устанавливается строго заподлицо с окружающей поверхностью. Наличие вкладыша дает возможность проводить эксперименты как на обычной непроницаемой, так и на перфорированной поверхности путем выдува струй из отверстий разного диаметра d .

Основное назначение поперечных струй, 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 нужно, чтобы указанные струи, обладающие (подобно цилиндрическому телу) достаточно высоким сопротивлением, выдувались в пограничный слой с интервалом Δz друг от друга, где z – трансверсальная координата. Причем опыт [1; 5] показывает, что равномерно распределенные струи, выдуваемые из отверстий одинакового диаметра, не приводят к желаемому результату. Это вызвано тем, что такие струи проникают в пограничный слой на фиксированную глубину. К тому же повышенный уровень тур-

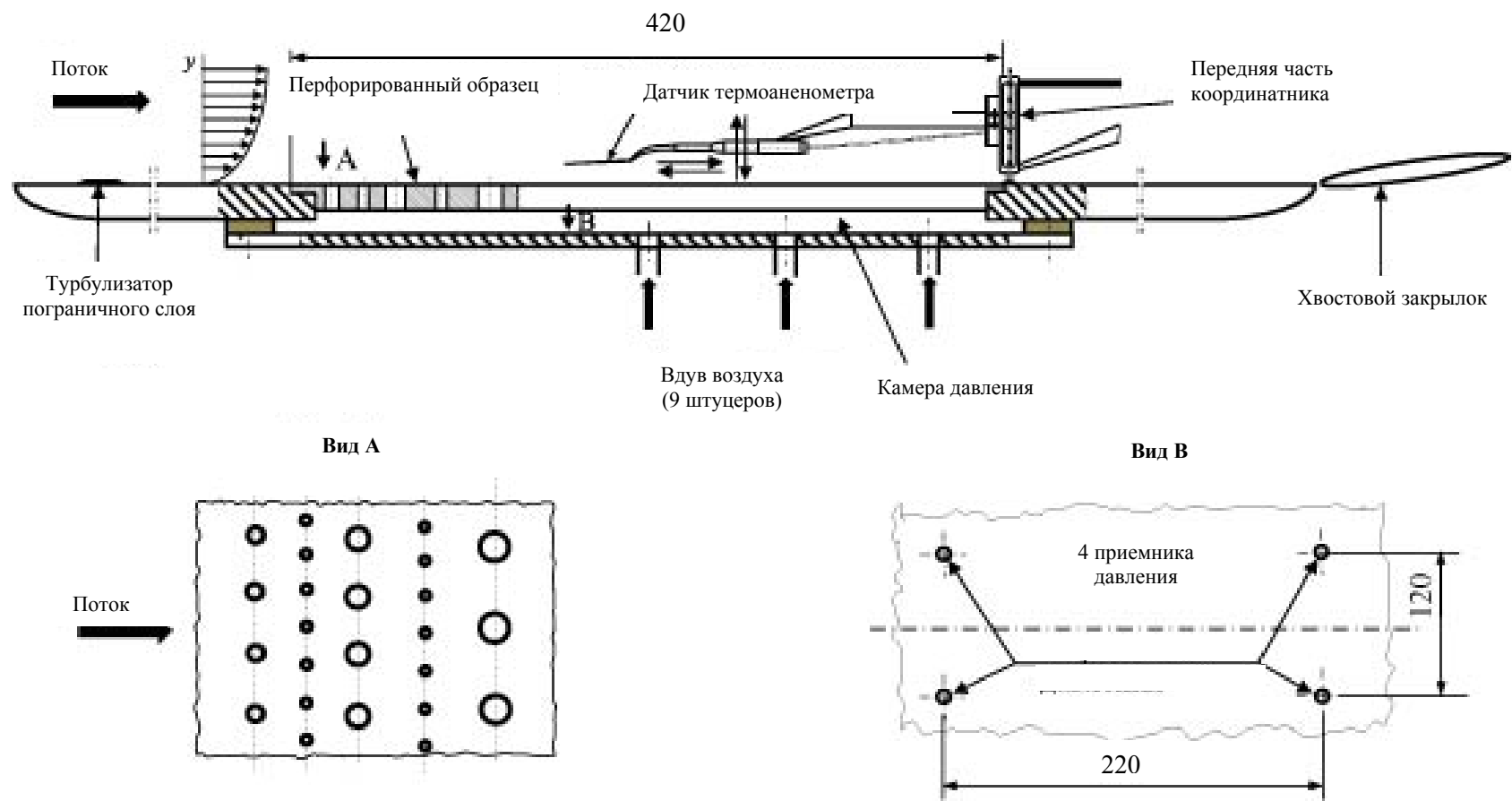


Рис. 1. Условная схема эксперимента

булентности генерируется отнюдь не вблизи границы вязкого подслоя.

В этой связи в [5] апробирован подход, предусматривающий выдув струй по нормали к поверхности через набор отверстий разного диаметра. Суть такого подхода состоит в том, что сначала задается профиль интенсивности турбулентности в пограничном слое, который предполагается смоделировать в эксперименте. В первом приближении его можно принять линейным в направлении поперечной координаты y , например, с изменением уровня турбулентности от 9 % при $y = 0$ до 0 % при $y \approx \delta$. Далее рассчитывается глубина проникновения струй через отверстия диаметром d по формуле [12]

$$y/(v/U_\infty)D = 1,35 \left[x/(v/U_\infty D) \right]^{0,28},$$

где v/U_∞ – отношение скорости вдува к скорости набегающего потока (интенсивность вдува), а x – координата, характеризующая положение того или иного ряда отверстий в продольном направлении. Как видно из этой формулы, чем больше диаметр отверстия, тем больше глубина y проникновения струи во внешний поток.

В рамках указанного подхода выполнен расчет перфорации обтекаемой поверхности (вкладыша), которая для условий настоящего эксперимента может обеспечить толщину моделируемого пограничного слоя δ до величины порядка 70 мм. Результаты расчета в предположении малости интерференции двух соседних струй представлены на рис. 2. Из него следует что, например, для области Г, представляющей собой процентное содержание площади под кривой интенсивности турбулентности, количество отверстий диаметром 5 мм определяется таким образом, чтобы полная площадь отверстий составляла тот же процент от общей площади перфорации. Аналогичным образом определяется количество отверстий другого диаметра. Выполненные таким образом вычисления показывают, что выдув воздуха с интенсивностью $v/U_\infty = 1$ через отверстия диаметром 1,5; 2; 3,4; 5; 7,2; 10 мм, должен обеспечивать глубину проникновения струи до расстояний $y = 11,6; 14,3; 20,9; 27,7; 36,0; 45,6$ мм соответственно, порождая дополнительную турбулентность в пограничном слое.

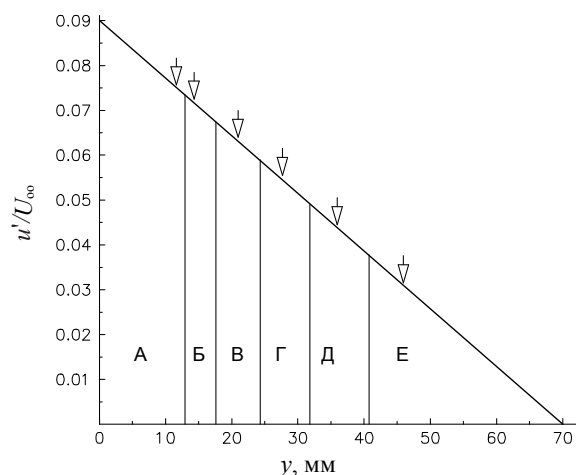


Рис. 2. Результаты расчета перфорации поверхности для выдува поперечных струй

Фотография передней части перфорированного вкладыша с размещенными на нем отверстиями для выдува поперечных струй представлена на рис. 3. Необходимо, правда, отметить, что при заданном шаге Δz ширина вкладыша не позволяла разместить в нем требуемое расчетом количество отверстий диаметром $d < 5$ мм. Поэтому реальное их количество несколько меньше расчетного (см. таблицу). Это привело к тому, что при использовании имеющейся системы подвода сжатого воздуха давлением 5,88 бар требуемая интенсивность выдува оказалась не достижимой вследствие естественных потерь по тракту подвода воздуха.

В процессе экспериментов среднемассовый расход вдуваемого воздуха Q был выбран равным 0, 250, 505, 722 л/мин, что соответствовало коэффициенту вдува $C_b = \rho_b v_b / \rho_\infty U_\infty$, равному 0, 0,00144, 0,00290, 0,00415, где индекс b относится к условиям вдува.

Для измерения статического давления на плоской пластине выполнено 13 приемников давления диаметром 0,4 мм перед вкладышем и позади него, а также в сходственных точках, расположенных сбоку, т. е. на траверзе вкладыша. 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.

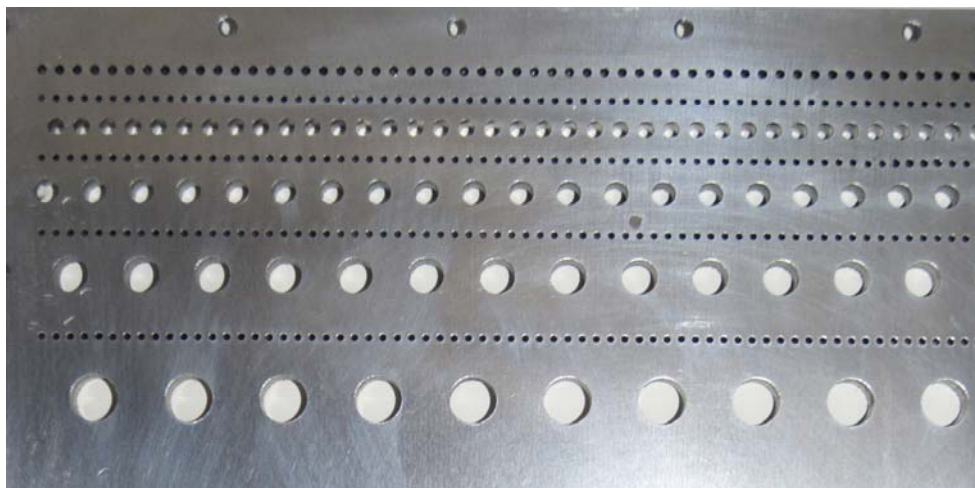


Рис. 3. Передняя часть перфорированного вкладыша с отверстиями для выдува поперечных струй

Геометрические характеристики отверстий для выдува струй

Диаметр отверстий d , мм	Количество отверстий	Количество рядов	Расстояние x от передней кромки, мм	Шаг Δz , мм
1,5	76	4	1082,1; 1094,7; 1110,2; 1132	3
2,0	61	1	1076,0	3,7
3,4	41	1	1088,0	5,4
5,0	23	1	1101,5	10
7,2	15	1	1119,0	15
10,0	11	1	1145,0	20

Примечание: x – расстояние от передней кромки плоской пластины до соответствующего ряда отверстий (продольное направление), Δz – шаг между отверстиями вдоль оси z (трансверсальное направление).

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 высотой 0,8 мм, расположенной на расстоянии 20 мм от передней кромки пластины.

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 потребные параметры сбора всей необходимой информации о полях средней скорости и 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. Сигнал с выхода линейаризатора подавался на многоканальный высокочастотный 14-раз-

рядный 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 с частотой 10 кГц в течение 15 с. 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 [13], основанная на точных измерениях осредненных по времени данных с однопочечного датчика термоанемометра вблизи стенки. Суть методики состоит в том, что она позволяет учитывать охлаждающий эффект стенки на показания термоанемометра и корректно описывать распределение скорости в пристенной части профиля и, как следствие, определять C_f , используя область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя, а также логарифмическую часть профиля скорости (если таковая имеется).

В тех случаях, когда существование логарифмической области в пограничном слое не вызывало сомнений, местный коэффициент поверхностного трения определялся методом Клаузера.

Более подробно методика измерения основных определяемых величин, в том числе случайная погрешность σ наиболее характерных величин, в частности толщин вытеснения и потери импульса δ^* и δ^{**} , а также местного коэффициента поверхностного трения C_f , приведены в [11; 14].

Результаты экспериментов

Исходное течение

Целью начальной стадии экспериментов было обеспечение равновесного (по Клаузери) безградиентного 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 положительным углом атаки, составлявшим около 13 угловых минут. Тем самым на большей части длины пластины 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 ($\bar{x} = x/L = 0,295, 0,395, 0,422, 0,495, 0,594, 0,694, 0,794, 0,888$) по длине 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 [15], где для внешней области пограничного слоя предложен эмпирический масштаб скорости $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$. (Здесь и далее δ_{99} (или δ) – 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.

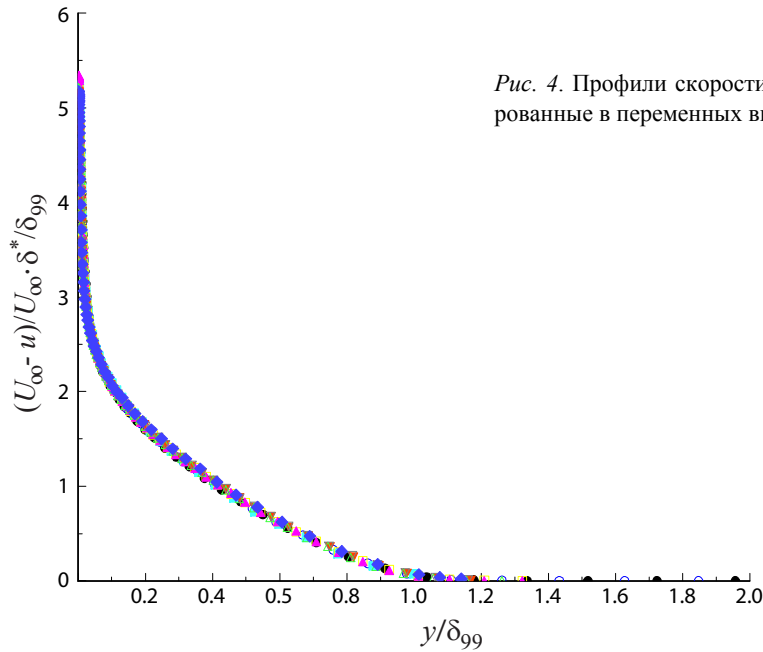


Рис. 4. Профили скорости в исходном пограничном слое, нормированные в переменных внешней области. $Re^{**} = (2,54-5,34) \times 10^6$

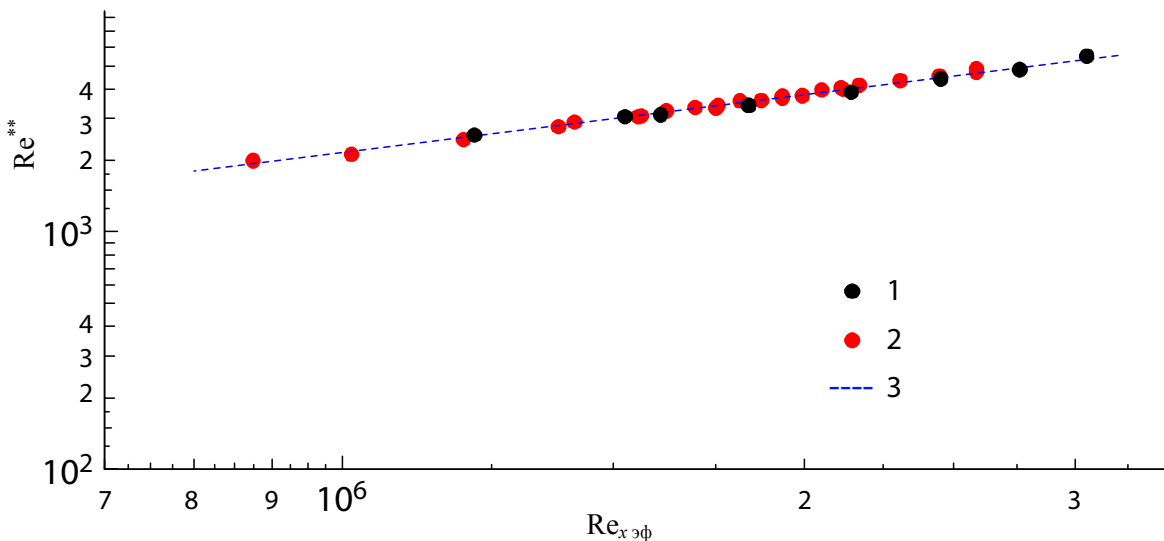


Рис. 5. Зависимость, характеризующая изменение толщины потери импульса от числа Рейнольдса: 1 – настоящая работа; 2 – данные [14]; 3 – численный расчет по методике [17]

В эксперименте подобные особенности практически всегда имеют место, в частности, из-за конечности притупления передней кромки пластины, наличия локального градиента давления и других факторов. А раз так, то возможность использования указанного масштаба, позволяющего избежать влияния числа Рейнольдса на распределение скоростей во внешней области, становится особенно важным.

На рис. 4 представлены экспериментальные профили скорости в виде

$$(U_\infty - u)/U_\infty \delta^*/\delta_{99} = f(y/\delta_{99})$$

в исходном пограничном слое ($C_b = 0$), нормированные с использованием указанного выше эмпирического масштаба скорости $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$. В общей сложности здесь использовалось 9 профилей скорости, полученных 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 не содержит ничего неожиданного и вполне соответствует распределению, которое реализуется в каноническом случае.

Другим примером является рис. 5, на котором в виде зависимости

$$\text{Re}^{**} = f(\text{Re}_{x_{\text{эф}}})$$

приведены данные об изменении толщины потери импульса пограничного слоя δ^{**} при скорости потока $U_{\infty} = 21$ м/с. (Здесь $\text{Re}_{x_{\text{эф}}}$ – число Рейнольдса, вычисленное по координате $x_{\text{эф}}$, взятой от фактического начала развития турбулентного пограничного слоя.) Для сравнения приведены также более ранние экспериментальные данные авторов из работы [14] и результаты конечно-разностного расчета по методике [17]. Линейный характер зависимости и хорошее соответствие с данными расчета дают основание полагать, что в отмеченном диапазоне скоростей пограничный слой находится в равновесном состоянии и развивается в соответствии с известными классическими представлениями. Данный факт подтверждается также результатами измерений параметра равновесности Клаузера

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

где $H = \delta^*/\delta^{**}$ – формпараметр пограничного слоя, который на большей части длины модели имеет постоянное значение, близкое к тому, которое 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 развитии турбулентном пограничном слое на плоской пластине в условиях ее безградиентного обтекания.

Модифицированный пограничный слой

В литературе свойства модифицированного сдвигового течения, как правило, анализируются лишь по данным о профилях средней скорости в пограничном слое, которые обычно аппроксимируются степенным законом (см. [18; 19] и др.). Заметим, однако, что даже в немодифицированном турбулентном пограничном слое такой подход вряд ли оправдан, поскольку показатель степени n в степенном законе распределения скоростей

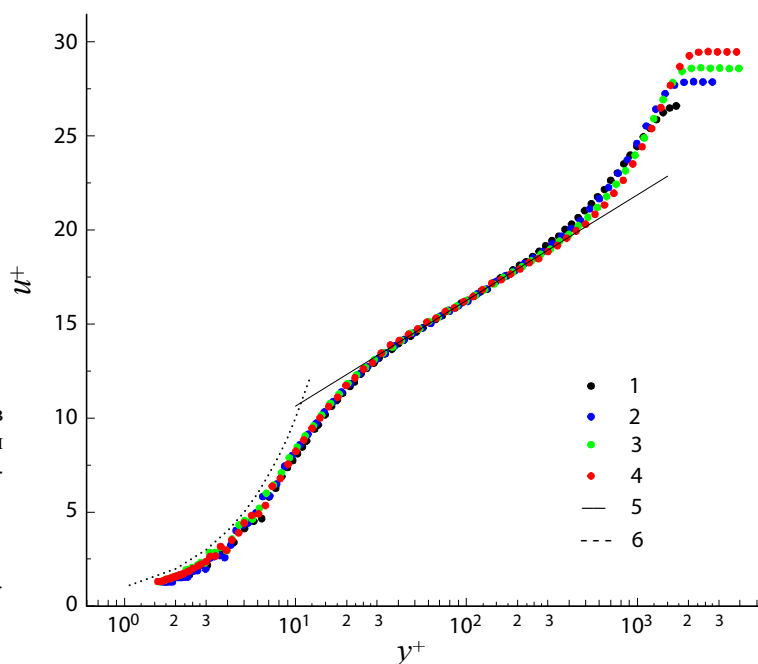


Рис. 6. Профили средней скорости в переменных закона стенки в сечении $\Delta x = 33,4\delta$ при варьируемых значениях коэффициента расхода C_b : 0 (1); 0,00144 (2); 0,00290 (3); 0,00415 (4). $u^+ = 5,62 \log y^+ + 5,0$ (5) [20]; $u^+ = y^+$ (6). $U_{\infty} = 21$ м/с

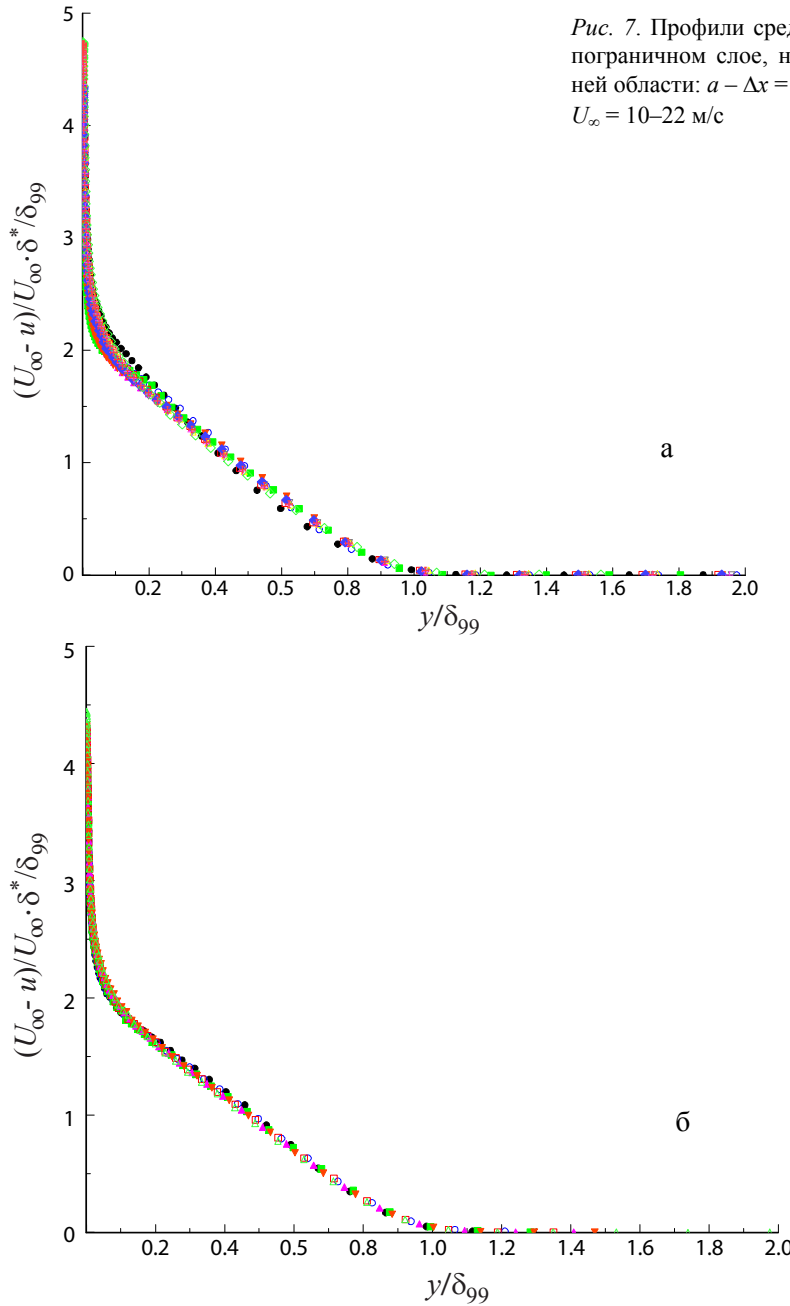


Рис. 7. Профили средней скорости в модифицированном пограничном слое, нормированные в переменных внешней области: а – $\Delta x = (11-44)\delta$; б – $\Delta x = (22,2-44,0)\delta$. $U_\infty = 10-22$ м/с

$u/U_\infty = (y/\delta)^n$
 явно 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. Учитывая это, на рис. 6 для поперечного сечения $\Delta x/\delta = 33,4$ и варьируемых значений C_b экспериментальные профили скорости представлены в переменных закона стенки

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

(Здесь Δx – расстояние по оси x от центрального сечения в области вдува струй, а δ_0 – толщина пограничного слоя в этом сечении. Индекс 0 в дальнейшем будет опускаться.) Обращает на себя внимание тот факт, что распределение средней скорости, в том числе при максимальном значении C_b , хорошо согласуется с классическим профилем скорости

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

где $u^+ = u/v_*$, $y^+ = yv_*/\nu$, с коэффициентами $A = 5,62$ и $B = 5,0$, рекомендованными в качестве канонических материалами извест-

ной Стенфордской конференции 1968 г. [20]. (Здесь u_* – динамическая скорость, а ν – кинематический коэффициент вязкости.) Нельзя также не отметить, что и в ламинарном подслое распределение скорости удовлетворительно описывается известным законом $u^+ = y^+$, справедливым в линейной области пограничного слоя. Причины указанного согласования вполне понятны. Известно (см. [21] и др.), что характерная для внутренней области пограничного слоя мелкомасштабная турбулентность обладает «короткой памятью» в том смысле, что затухание возмущений происходит на небольших расстояниях x . 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 сравнительно толстый турбулентный пограничный слой с параметрами, аналогичными классическому.

Рассмотрим теперь распределение средней скорости во внешней области пограничного слоя. На рис. 7, а представлены экспериментальные профили скорости в виде

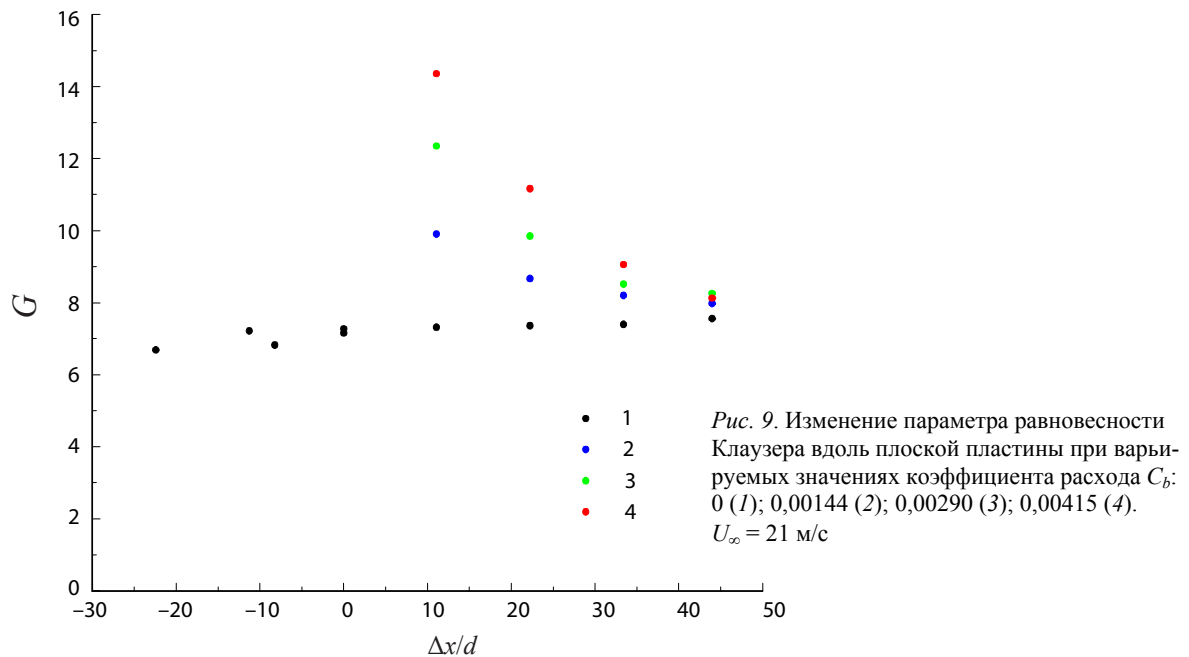
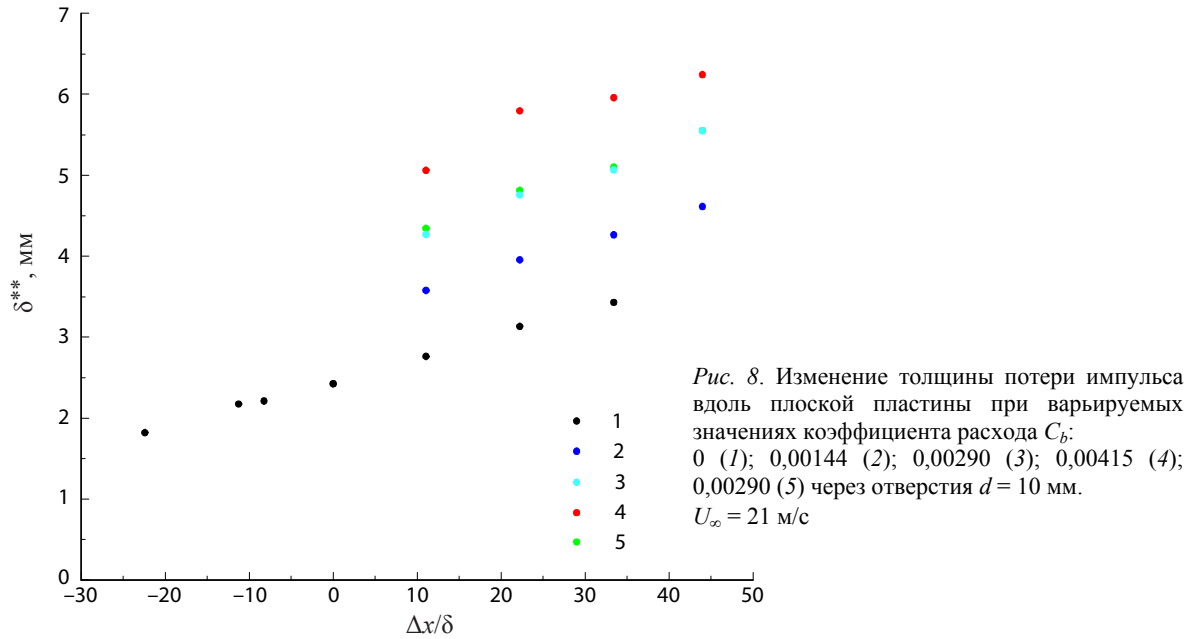
$$(U_\infty - u)/U_\infty \delta^*/\delta_{99} = f(y/\delta_{99})$$

в модифицированном поперечными струями пограничном слое, нормированные с использованием масштаба скорости для внешней области $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$. Наличие струй является дополнительным осложняющим фактором, поэтому возможность обобщения профилей скорости с использованием указанного масштаба представляется особенно интересной. В общей сложности здесь использовалось порядка 20 профилей скорости, полученных в диапазоне скоростей набегающего потока от 10 до 22 м/с в поперечных сечениях, охватывающих область течения от 11δ до 44δ . Хотя разброс экспериментальных данных здесь несколько больше, чем в исходном пограничном слое (см. рис. 4) и, как оказалось, обусловлен он неравновесным характером течения в ближайшем к области вдува сечении ($x = 11\delta$), в целом приведенные профили приближенно обобщаются единой зависимостью. Это дает основание полагать, что распределение

скоростей во внешней области модифицированного турбулентного пограничного слоя может с инженерной точностью описываться с использованием масштаба скорости $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$. Действительно, как следует из рис. 7, б, на котором (за исключением сечения $x = 11\delta$) представлены аналогичные данные в диапазоне скоростей потока от 10 до 22 м/с и коэффициентах вдува воздуха 0,00144, 0,00290, 0,00415, профили средней скорости удовлетворительно обобщаются указанной выше зависимостью.

Поведение модифицированного сдвигового течения с точки зрения распределения интегральных характеристик пограничного слоя, в частности толщины потери импульса δ^{**} , представляется не менее важным. Примером может служить рис. 8, на котором приведена зависимость $\delta^{**} = f(\Delta x/\delta)$ для различных значений коэффициента вдува C_b . Как видно, рост коэффициента C_b приводит к естественному увеличению интегральной величины δ^{**} , а следовательно, и самой толщины пограничного слоя. При максимальном значении C_b ($C_b = 0,00415$) это увеличение весьма заметно и составляет 1,63–1,83 раза в зависимости от расстояния $\Delta x/\delta$, что соответствует росту толщины пограничного слоя в 1,33–1,47 раза. При этом темп нарастания величины δ^{**} по продольной координате в целом близок к тому, который наблюдается для исходной конфигурации, где экспериментальная зависимость $\delta^{**} = f(\Delta x/\delta)$ хорошо согласуется с данными конечно-разностного расчета по методике [17]. Интересно, что вдув промежуточной интенсивности ($C_b = 0,0029$) через единственный ряд отверстий наибольшего диаметра не вносит практически никаких изменений в характер распределения величины $\delta^{**} = f(\Delta x/\delta)$. В этом смысле напрашивается предположение, что использование нескольких рядов отверстий разного диаметра не вполне оправданно.

Следует, однако, отметить, что достигнутая при данном способе моделирования толщина пограничного слоя δ , которая составляет около 47 мм, много меньше расчетного значения ($\delta = 70$ мм). Это вызвано тем, что использованная авторами техническая система подачи воздуха не обеспечивала потребную для этой цели интенсивность вдува, заложенную в расчет. Для достижения более толстого пограничного слоя



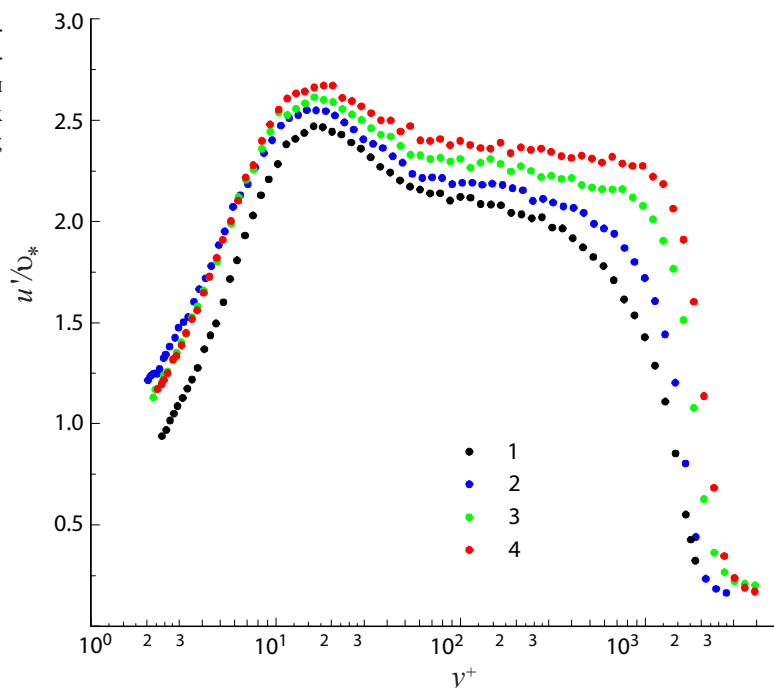
необходима система подвода сжатого воздуха более высокого давления.

Что касается местного коэффициента поверхностного трения, то при наличии струй, величина C_f уменьшается по мере увеличения коэффициента вдува, 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 равновесия Клаузера G , в котором задействован и мест-

ный коэффициент поверхностного трения. Известно, что поведение зависимости $G = f(\Delta x/\delta)$ практически полностью определяется темпом релаксации сдвигового потока к состоянию полного гидродинамического равновесия [21]. Это подтверждают приведенные на рис. 9 результаты, которые показывают, что при небольших значениях Δx рост величины C_b обуславливает существенное отклонение пограничного слоя от равновесного состояния. По мере удаления вниз по потоку отмеченное отклонение уменьшается. В целом же можно с уверенностью констатировать, что на расстоянии

Рис. 10. Профили продольной компоненты пульсаций скорости в переменных законах стенки в сечении $\Delta x = 44\delta$ при варьируемых значениях коэффициента расхода C_b : 0 (1); 0,00144 (2); 0,00290 (3); 0,00415 (4). $U_\infty = 21$ м/с



$\Delta x = 44\delta$, реализуется пограничный слой с характеристиками, близкими к каноническим.

На рис. 10 в виде зависимости

$$u'/v_* = f(y^+),$$

представленной во внутренних переменных, показаны профили продольной компоненты пульсаций скорости в сечении $\Delta x = 44\delta$ для заданных значений вдува. Обращает на себя внимание рост уровня турбулентных пульсаций скорости по мере увеличения C_b . Отмеченная тенденция особенно отчетливо заметна во внешней части пограничного слоя ($y^+ \approx 1000$), и это вполне естественно. Действительно, известно, что автомодельный характер течения в таких переменных имеет место лишь до $\log y^+ \approx 1,3$, а во внешней области никакого подобия величины u'/v_* не наблюдается вовсе [22]. 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 [23]. Причем при увеличении Re^{**} значения u'/v_* отклоняются вверх, как, собственно, происходит и в нашем случае. Таким образом, наличие повышенных значений u'/v_* при $y^+ \approx 1000$, существование которых особенно заметно при $C_b = 0,00415$, не превышает таковых в классическом по-

граничном слое. Важно при этом отметить, что амплитудные спектры возмущений на частоте максимума пульсаций в присутствии поперечных струй не содержат ничего необычного, слабо отличаются от того, который получен при $C_b = 0$ и, что самое важное, не имеют выделенных дискретных частот, которые отчетливо выражены при относительно грубом моделировании пульсационных характеристик течения (см., например, данные [3]).

Выводы

Результаты экспериментальных исследований, направленных на изучение возможности обеспечения 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.

- В исследованном диапазоне параметров потока вдув поперечных струй через несколько рядов отверстий разного диаметра искусственно утолщает турбулентный пограничный слой на относительно небольшой длине от области вдува. При увеличении коэффициента вдува C_b толщина потери импульса δ^{**} плавно возрастает, увеличиваясь в сравнении с исходными значениями

в 1,63–1,83 раза в зависимости от расстояния $\Delta x/\delta$ вниз по потоку. Однако вдув струй через единственный ряд отверстий наибольшего диаметра принципиально не меняет характер распределения толщины потери импульса по длине пластины.

- 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, а при использовании эмпирического масштаба скорости для внешней области с инженерной точностью обобщаются единой зависимостью. В большинстве случаев осредненные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения, начиная с расстояния Δx порядка 22δ от положения вдуваемых струй.

- Пульсационные параметры потока в целом близки к таковым в каноническом пограничном слое. Однако систематический рост продольной компоненты пульсаций скорости по мере увеличения интенсивности вдува может стать серьезным препятствием на пути дальнейшего искусственного утолщения пограничного слоя – потребуются совершенствование используемой для этой цели методики моделирования.

- Используемая авторами техническая система подачи сжатого воздуха ограничена с точки зрения интенсивности вдува и не позволяет полностью моделировать турбулентный пограничный слой с заданными свойствами. Для достижения более толстого пограничного слоя необходима система подвода сжатого воздуха более высокого давления.

Список литературы

1. *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 Conference. Sydney, Australia, 2004.
2. *Barbosa P. H. A., Cataldi M., Freire A. P. S.* Wind Tunnel Simulation of Atmospheric Boundary Layer Flows // J. of the Brazilian Society of Mechanical Sciences. 2002. Vol. 24. No. 3. P. 177–185.
3. *Frank W., Mauch H.* Aktuelle Probleme der Baumwerksaerodynamik // Stroemungs-

mechanik und Stroemungsmaschinen. 1989. Bd. 40. S. 81–97.

4. *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.

5. *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 (2). P. 583–588.

6. *Schultz M., Schatzmann M., Leidl B.* Effect of Roughness Inhomogeneities on the Development of the Urban Boundary Layer // Int. J. of Environment and Pollution. 2005. Vol. 25. No. 1–4. P. 105–117.

7. *Okamoto S.* Turbulent Shear Flows behind Two-Dimensional Obstacles Placed on Plane Boundary // Proc. of Symposium on Turbulence. Sept. 21–23, 1981. Rolla, MO, 1983. P. 9–14.

8. *Burton W. V.* Wind Tunnel Simulation of an Atmospheric Boundary Layer // Thesis in Mechanical Engineering. Texas, 2001.

9. *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.

10. *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.

11. *Корнилов В. И.* Изучение возможности моделирования толстого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине ограниченной длины // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2012. Т. 7, вып. 3. С. 44–56.

12. *Pratte B. D., Baines W. D.* Profiles of the Round Turbulent Jet in a Cross-Flow // J. Hydraulics Div.: Proc. of the ASCE. 1967. Vol. 93. P. 53–64.

13. *Бойко А. В., Корнилов В. И.* Измерение локального коэффициента поверхностного трения с помощью термоанемометра // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 4. С. 613–623.

14. *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.

15. *Zagarola M. V., Smits A. J.* A New Mean Velocity Scaling for Turbulent Boundary Layers // Proc. of 1998 ASME Fluids Engineer-

ing Division Summer Meeting. Washington DC, 1998. 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. *Cebeci T.* Analysis of Turbulent Flows. Oxford: Elsevier Ltd, 2004. 376 p.

18. *Оттен III, Ван Курен.* Увеличение с помощью турбулизаторов толщины пограничного слоя при больших числах Маха дозвукового потока // *РТК.* 1976. Т. 14, № 11. С. 31–38.

19. *Кураев А. А., Саленко С. Д.* Методика моделирования в аэродинамической трубе распределения скоростей приземного пограничного слоя // *Изв. СО АН СССР.* 1985. Вып. 3, № 16. С. 110–114.

20. Computation of Turbulent Boundary Layer: Proc. Stanford Conf. AFOSR-IFP, 1968–1969 / Eds. D. E. Coles, E. A. Hirst. Stanford, 1969. Vol. 2. 519 p.

21. *Корнилов В. И., Меклер Д. К.* Релаксационные свойства турбулентного сдвигового течения за поперечно обтекаемым цилиндром в присутствии пластины // *ПМТФ.* 1990. № 6. С. 101–108.

22. *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.

23. *Spalart P. R.* Direct Simulation of a Turbulent Boundary Layer up to $R_0 = 1\,410$ // *J. Fluid Mech.* 1988. Vol. 187. P. 61–98.

Материал поступил в редколлегию 24.04.2012

V. I. Kornilov, A. V. Boiko

SIMULATION OF THICK TURBULENT BOUNDARY LAYER VIA JET ARRAY

Experimental studies directed to qualify the potential of simulation of an equilibrium (by Klausner) thick incompressible turbulent boundary layer on a flat plate of limited length with the help of an array of jets were carried out. It is shown that in the range of flow parameters and the mass flow rates of blowing under consideration the air jets through some rows of the holes with different diameter increase substantially the thickness of turbulent boundary layer within a comparatively small distance of the blowing region. In most cases studied, the mean and fluctuating characteristics of the boundary layer reach values specific for naturally developed turbulent boundary layer at downstream distances of about 22 thickness of regular boundary layer. Mean velocity profiles in the logarithmic part of the artificially thickened boundary layer are described by the law-of-the-wall variables with a good accuracy and generalized by a single dependence with the help of empiric velocity scale for the outer region. Disturbance characteristics of the flow are also close to those in the canonic boundary layer. However, as the blowing intensity grows, a systematic deviation of the disturbance streamwise velocity from the canonic values is observed, which indicates the limitation of the present approach and points out the need of further refinement of the method of simulation under consideration.

Keywords: experimental simulation, higher Reynolds numbers, incompressible turbulent boundary layer, flat plate, transverse jets, blowing coefficient.