

**В. И. Корнилов, А. В. Бойко, А. Н. Попков**

Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия  
E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

## **ВЛИЯНИЕ МИКРОВДУВА ВОЗДУХА ЧЕРЕЗ ПРОНИЦАЕМУЮ СТЕНКУ НА ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ**

Экспериментально и теоретически исследована эффективность микровдува воздуха через проницаемую стенку для снижения турбулентного трения на плоской пластине при ее обтекании несжимаемым потоком. Массовый расход вдуваемого воздуха на единицу площади  $Q$  менялся в пределах от 0 до  $0,05 \frac{\text{кг}}{\text{с}}/\text{м}^2$ . Обнаружено устойчивое уменьшение локальных значений трения как по длине проницаемого образца, так и при возрастании величины  $Q$ . Показано, что относительный диаметр микроотверстий не имеет сколько-нибудь существенного влияния на распределение коэффициента поверхностного трения по длине проницаемого образца. Результаты эксперимента сравниваются с данными расчета, выполненного в рамках уравнений пограничного слоя.

*Ключевые слова:* микровдув, проницаемая стенка, несжимаемый турбулентный пограничный слой, трение, плоская пластина, эксперимент, расчет.

### **Введение**

Проблема управления турбулентным пограничным слоем пассивными и активными методами с целью снижения аэродинамического сопротивления летательных аппаратов и других движущихся объектов продолжает оставаться одной из наиболее актуальных в современной прикладной аэрогидродинамике. В то же время известно, что при дозвуковом обтекании самолета около половины полного сопротивления – сопротивление за счет сил давления, тогда как другая половина – сопротивление трения. При этом первая составляющая фактически снижена до предельной величины за счет совершенства аэродинамических форм современных самолетов и плавного их обтекания. Это означает, что резерв уменьшения аэродинамического сопротивления на этом пути практически исчерпан. Однако уменьшение второй составляющей по-прежнему остается очень сложной проблемой, особенно в части ее решения для реальных практических приложений (см.: [1; 2] и др.). К тому же при обтекании элементов авиационно-космических конструкций (фюзеляж самолета,

корпус ракеты) пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса может находиться в турбулентном состоянии, что создает дополнительные трудности при выборе эффективного способа управления.

Еще в 1970-е гг. был выполнен ряд экспериментов с вдувом во внешний поток для случая безградиентного течения на плоской пластине [3–7], однако вследствие значительных энергетических затрат, обусловленных несовершенством проницаемой стенки, сколько-нибудь значительных успехов достичь не удалось. Хванг из NASA Lewis (GRC) [8] выдвинул концепцию, касающуюся использования так называемого микровдува (английская аббревиатура MBT) через пористую стенку, разработанную на основе новейших технологий. Хотя он и называет стенку пористой, однако, строго говоря, речь идет о мелкоперфорированной поверхности, с помощью которой, используя малые расходы газа через маленькие отверстия (микроотверстия), можно существенно снизить турбулентное трение. Во избежание недоразумений в терминологии мы будем называть такую поверхность более общим термином – проницаемой, тем

более что в литературе нередко под пористой поверхностью понимается поверхность с глухими отверстиями, которая на самом деле является непроницаемой.

В связи с вышеизложенным возникает потребность не только в проверке концепции [8], но и в изучении вопроса о влиянии относительного размера микроотверстий на эффективность способа управления пристенным турбулентным течением при помощи микровдува с малым расходом газа (воздуха), а также в изучении возможности использования простых физических моделей для описания свойств течения, формирующегося при обтекании проницаемой стенки.

### Условия и методика экспериментов

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН в диапазоне скоростей невозмущенного потока в контрольном сечении  $U_\infty$  от 9,7 до 31 м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м  $Re_1 \approx (0,646-2,073) \times 10^6 m^{-1}$ .

Измерения выполнялись на модели плоской пластины из дюралюмина Д16Т с размерами  $2204,5 \times 993 \text{ мм}^2$  в плане и толщиной 6 мм, установленной горизонтально в рабочей части трубы на боковых направляющих рельсах. Передняя и задняя части пластины с нерабочей стороны выполнены в виде полуэллипса с соотношением полуосей  $b/a = 1 : 12$ . Форма собственно передней кромки характеризуется радиусным скруглением  $r = 0,4 \text{ мм}$ . Задняя часть модели оборудована регулируемым хвостовым закрылком, с помощью которого осуществлялось управление характером течения в окрестности носика.

Конструкция пластины предусматривала возможность установки заподлицо с основной ее поверхностью сменных плоских образцов (как непроницаемого, так и проницаемого) больших размеров в плане ( $420 \times 250 \text{ мм}^2$ ), что позволяло контролировать локальные свойства течения (среднюю скорость, трение, пульсации скорости) на значительной их длине.

Положение сменных образцов по длине пластины определяется следующими величинами:  $\bar{x}_н = x_н / L = 0,468$  (начало) и  $\bar{x}_к = x_к / L = 0,668$  (конец). Параметры про-

ницаемого образца составляют: пористость (суммарная площадь проходного сечения отверстий) 17,1 %, средний диаметр микроотверстий  $D = 0,175 \text{ мм}$ , толщина стенки  $t = 1,1 \text{ мм}$ , относительная высота отверстий  $\lambda = t/D = 6,28$ . Соотношение между диаметром отверстий и толщиной исходного пограничного слоя  $D/\delta$  перед исследуемым образцом менялось за счет изменения толщины пограничного слоя и составляло 1/111 и 1/133.

Вдув воздуха в камеру давления и из нее через проницаемый образец в поток осуществлялся с помощью компрессора СБ4/С-100.АВ510 производительностью 338 л/мин через 13 подводящих штуцеров, размещенных равномерно на дне камеры. В процессе экспериментов массовый расход вдуваемого воздуха на единицу площади  $Q$  менялся в пределах от 0 до  $0,05 \frac{\text{кг}}{\text{с}} / \text{м}^2$ . При этом максимальный коэффициент вдува  $\rho v / \rho U_\infty$ , где  $v$  – скорость вдува, не превышал величины 0,035.

С целью обеспечения развитого турбулентного течения по длине пластины пограничный слой был искусственно турбулизован путем установки в области максимального изменения давления (окрестность передней кромки) полосы крупнозернистой наждачной бумаги (со сглаженными уступами) длиной 30 мм и высотой  $h = 0,8 \text{ мм}$ .

Скоростной напор набегающего потока  $q_\infty$  контролировался по перепаду между полным  $P_0$  и статическим давлением  $P_\infty$ , измеряемому с помощью трубки Пито – Прандтля, установленной в невозмущенном потоке, и регистрируемому наклонным спиртовым микроманометром системы DISA, а также дублировался путем измерения перепада ( $P_{0ф} - P_{рч}$ ), где  $P_{0ф}$  и  $P_{рч}$  – соответственно давление торможения в форкамере трубы и статическое давление в рабочей части.

Сбор и обработка регистрируемой в ходе эксперимента информации осуществлялись непосредственно в темпе эксперимента и оперативно анализировались программными средствами, разработанными на базе пакета MatLab.

Мгновенная локальная 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 линейризатор 55D10. Сигнал с выхода линейризатора подавался на многоканальный высокочастотный 14-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 термоанемометра, 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 и в первой измеряемой точке поля потока касался поверхности пластины концами токоподводов.

Коэффициент поверхностного трения  $C_f$  как основная анализируемая величина определялась по методике [9], предусматривающей выполнение точных измерений осредненных по времени данных вблизи стенки при помощи одноточечного датчика термоанемометра. При этом вся процедура определения  $C_f$  базируется на комплексе программ, отлаженных в рамках пакета MatLab, и практически не зависит от пользователя. Более подробно методика эксперимента изложена в [10].

Расчет двумерного турбулентного пограничного слоя на проницаемой стенке осуществлялся в предположении равновесного (по Клаузеру) безградиентного в продольном направлении течения и отсутствия шероховатости поверхности. Для замыкания системы уравнений пограничного слоя использовалась обычная модель пути смешения Прандтля, модифицированная известным соотношением Ван Дрифта [11].

### Результаты исследований Исходное течение

Для изучения характера исходного (без микровдува) течения выполнены достаточно подробные измерения профилей средней

скорости в пограничном слое и мгновенных значений ее продольных пульсаций в рабочей полосе частот, а также поверхностного трения в 15 поперечных сечениях по длине пластины в условиях безградиентного ее обтекания. Анализ показывает, что характеристики сдвигового потока на проницаемой поверхности полностью соответствуют физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на гидравлически гладкой плоской пластине при номинально безградиентном ее обтекании. Например, распределения интегральных характеристик пограничного слоя, и в частности толщины потери импульса  $\delta^{**}$ , обнаруживают ожидаемые свойства течения.

В качестве примера на рис. 1 приведена зависимость  $\log Re^{**} = f(\log Re_x)$ , характеризующая изменение числа Рейнольдса, определенного по толщине потери импульса  $\delta^{**}$ , от числа Рейнольдса  $Re_x$ , вычисленного по скорости на внешней границе пограничного слоя  $U_e$  и координате  $x = x_{eff}$ , в диапазоне скоростей потока от 9,7 до 31 м/с. (Здесь  $x_{eff}$  – эффективное начало развития турбулентного пограничного слоя, которое определялось из условия совпадения в первом измерительном сечении экспериментально найденного и вычисленного по методике Сполдинга [12] значений  $\delta^{**}$ , и последующего расчета вверх по течению до точки  $x$ , в которой величина  $\delta^{**} = 0$ . Для простоты изложения здесь и далее индекс «eff» будет опускаться.)

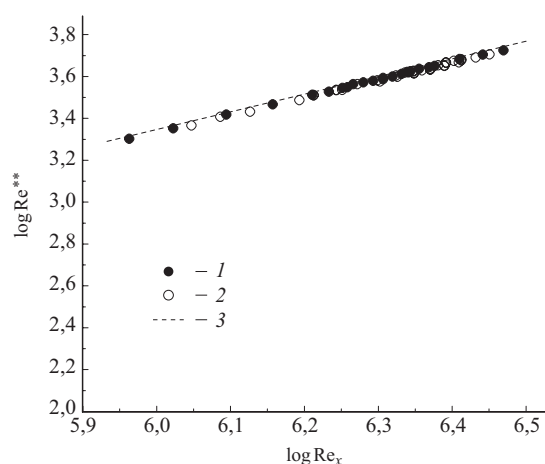


Рис. 1. Изменение числа Рейнольдса по толщине потери импульса в зависимости от числа Рейнольдса по началу развития турбулентного пограничного слоя при  $Q = 0$ . Значение  $D/\delta$ : 1/111 (1); 1/133 (2); расчет (3)

Как видно, данная зависимость, приведенная здесь для двух значений  $D/\delta$  (1, 2), имеет в представленных координатах линейный характер, в том числе и в пределах проницаемого образца, что свидетельствует о формировании развитого турбулентного течения даже на нижней границе исследованного диапазона скоростей набегающего потока. Результаты эксперимента с удовлетворительной точностью согласуются с данными расчета (3), выполненного авторами в рамках уравнений пограничного слоя, основанного на использовании пути смешения Прандтля с модификацией по Ван Дристу. Согласие расчетных и экспериментальных данных дает основание говорить об идентичности исследуемого течения с течением на гидравлически гладкой непроницаемой плоской пластине.

Распределение параметра неравновесности Клаузера [13]

$$G = \sqrt{2/C_f} [(H-1)/H],$$

который сохраняет практически постоянное значение по длине рабочей области, и профили турбулентных пульсаций скорости в переменных закона стенки

$$\sqrt{u'^2}/v_* = f(\log y^+),$$

где  $v_* = \sqrt{\tau_w}/\rho$  – динамическая скорость, также подтверждают отмеченное. В этом случае характеристики исследуемого сдвигового течения не противоречат физическим

представлениями о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на плоской гидравлически гладкой пластине в условиях ее безградиентного обтекания.

### Модифицированное течение

Как и в работе [10], поведение локальных характеристик турбулентного пограничного слоя в условиях воздействия микровдува характеризуется следующими особенностями. При нулевом значении массового расхода  $Q$  распределение скорости в логарифмической области пограничного слоя вполне удовлетворительно описывается классическим законом стенки  $u^+ = A \log y^+ + B$ , где

$$u^+ = u/v_*, \quad y^+ = yv_*/\nu$$

с коэффициентами  $A=5,62$  и  $B=5,0$ , рекомендованными в качестве канонических материалами известной Стэнфордской конференции [14]. По мере возрастания  $Q$  наблюдается явно выраженное увеличение безразмерной скорости  $u^+$  в сравнении с каноническими значениями, обусловленное уменьшением динамической скорости  $v_*$  при возрастании величины  $Q$ .

На рис. 2 представлены результаты изменений локальных значений коэффициента поверхностного трения  $C_f$ , отнесенных к соответствующей величине для исходного (немодифицированного) пограничного слоя  $C_{f0}$ , в зависимости от величины массового расхода  $Q$  для двух значений микроотверстий  $D/\delta$  (1, 2). Данные получены с временным интервалом семь месяцев. Как видно, в обоих случаях коэффициент поверхностного трения существенно уменьшается при увеличении массового расхода и достигает максимального снижения  $\Delta C_f$ , составляющего 45–47%. При этом, судя по характеру зависимости  $C_f/C_{f0} = f(Q)$ , резерв снижения поверхностного трения еще не исчерпан. К сожалению, полученные здесь пока еще ограниченные данные не позволяют сделать однозначное заключение о характере влияния  $D/\delta$  на поведение зависимости  $C_f/C_{f0}$ . Можно сказать лишь то, что в пределах относительно небольшого изменения этой величины сколько-нибудь существенного влияния относительного размера микроотверстий на эффективность микровдува не заметно. Действительно, отклонение экспериментальных значений  $C_f/C_{f0}$  от аппроксимирующей кривой (линия) носит случайный

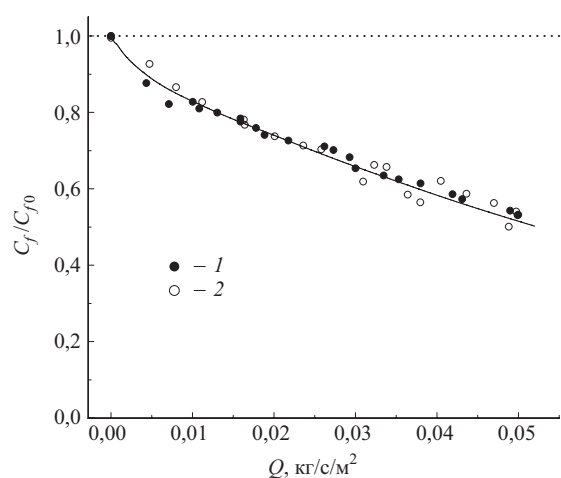


Рис. 2. Изменение относительных значений коэффициента поверхностного трения в зависимости от массового расхода. Значение  $Q$ ,  $\frac{\text{кг}}{\text{с}}/\text{м}^2$ : 0,035 (1); 0,038 (2)

характер и в большинстве точек не превышает  $\pm 5\%$ .

Результаты расчета в рамках уравнений пограничного слоя при наличии микровдува (не показаны) здесь и далее обнаруживают отличие от экспериментальных данных, которое достигает порядка 20%, что объясняется использованием в расчете простой математической модели турбулентности. В этом случае необходима дальнейшая ее модификация с привлечением более сложной модели турбулентной вязкости, в максимальной степени учитывающей особенности течения.

Отмеченный выше эффект также находит свое подтверждение на рис. 3, где представлены аналогичные данные об изменении  $C_f$  вдоль плоской пластины при промежуточном значении массового расхода  $Q$ , составляющего  $0,035 \frac{\text{кг}}{\text{с}}/\text{м}^2$  для  $D/\delta = 1/111$  (2).

(Здесь передняя и задняя границы пронизаемого образца показаны вертикальными штриховыми линиями.) Для сравнения приведены также соответствующие данные при отсутствии микровдува ( $Q = 0$ ) (1), которые удовлетворительно согласуются с результатами расчета (3) по методике, разработанной в рамках уравнений пограничного слоя.

Как видно, микровдув воздуха через пронизаемую стенку существенно уменьшает (до 40%) коэффициент поверхностного трения  $C_f$ . Более того, судя по характеру зависимости  $C_f = C_f(x)$ , область пониженных значений  $C_f$  не только охватывает всю длину пронизаемого образца, но и распространяется на непронизаемую часть плоской пластины. Для сравнения здесь показаны также результаты расчета (4), выполненного с использованием простого соотношения

$$C_f = 2 \left( \frac{d\delta^{**}}{dx} - C_q \right), \quad (1)$$

где  $\delta^{**}$  – толщина потери импульса, а  $C_q = \nu/U_\infty$  – безразмерный коэффициент вдува. Уравнение (1) прямо следует из интегрального соотношения импульсов для несжимаемого двумерного течения в предположении отсутствия градиента давления и кривизны стенки и с точностью до знака второго члена справедливо как для вдува, так и для отсоса. Если иметь в виду, что определение производной всегда сопряжено с большой ошибкой, то можно считать, что

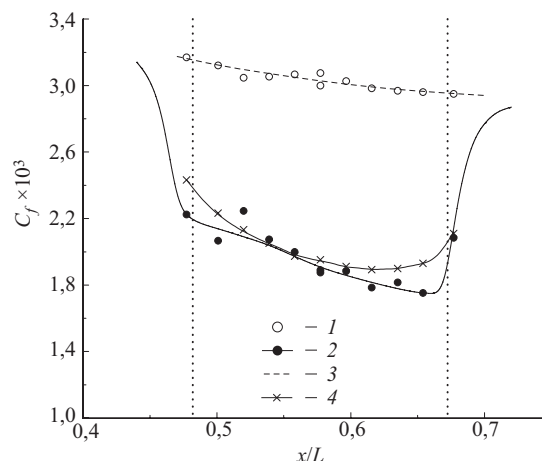


Рис. 3. Распределение коэффициента поверхностного трения по длине модели. Значение  $Q$ ,  $\frac{\text{кг}}{\text{с}}/\text{м}^2$ : 0 (1); 0,035 (2); расчет (3); по формуле (1) (4)

сравниваемые результаты согласуются с удовлетворительной для практики точностью. Это свидетельствует о возможности описания по крайней мере некоторых свойств такого течения в рамках простых физических моделей.

Как показано в [10], основной причиной уменьшения поверхностного трения является оттеснение пристенных слоев пограничного слоя от стенки, увеличение толщины ламинарного подслоя и, как следствие, уменьшение локальной скорости вблизи обтекаемой поверхности.

Следует, однако, заметить, что этот процесс сопровождается существенным ростом интегральных характеристик пограничного слоя, в частности толщин вытеснения и потери импульса, формпараметра пограничного слоя и толщины  $\delta$  последнего. В качестве примера на рис. 4 приведена зависимость  $\log Re^{**} = f(\log Re_x)$ , характеризующая изменение числа Рейнольдса, определенного по толщине потери импульса  $\delta^{**}$ , от числа Рейнольдса  $Re_x$  вдоль пронизаемого образца для случая, когда массовый расход  $Q$  составлял  $0,035 \frac{\text{кг}}{\text{с}}/\text{м}^2$  (2). Здесь для сравнения

показана также аналогичная зависимость при  $Q = 0$  (1). Как и ранее, передняя и задняя границы пористого образца показаны вертикальными штриховыми линиями.

Обращает на себя внимание, что, как и при  $Q = 0$ , анализируемая зависимость (2)



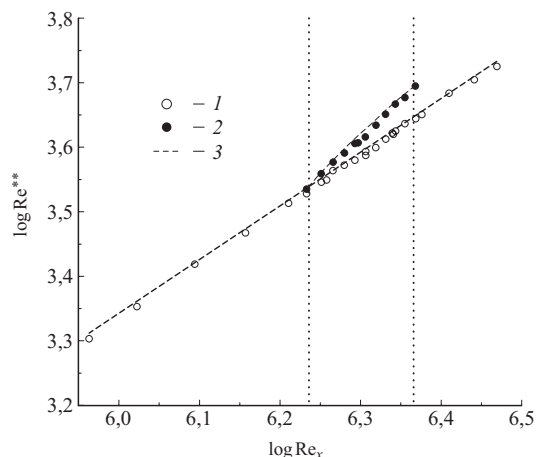


Рис. 4. Изменение числа Рейнольдса по толщине потери импульса в зависимости от числа Рейнольдса по началу развития турбулентного пограничного слоя при  $D/\delta = 1/111$ . Значение  $Q$ ,  $\frac{\text{кг}}{\text{с}}/\text{м}^2$ : 0 (1); 0,035 (2); расчет (3)

имеет в представленных координатах линейный характер, что подтверждается также расчетом в рамках уравнений пограничного слоя (3). Это свидетельствует о том, что развитие вновь сформировавшегося пограничного слоя в принципе следует тем же закономерностям, что и при  $Q = 0$ . Однако темп нарастания пограничного слоя заметно более высокий.

### Выводы

Проведены экспериментальные и расчетные исследования, направленные на изучение эффективности микровдува воздуха через проникаемую плоскую стенку с микроотверстиями, вдоль которой формируется развитый несжимаемый турбулентный пограничный слой. Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы.

Микровдув воздуха через проникаемую стенку исследуемой геометрии является эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя, обеспечивающим существенный выигрыш в сопротивлении трения. Изменение относительного размера микроотверстий  $D/\delta$  не приводит к существенному влиянию этой величины на эффективность микровдува. Однако полученные нами данные пока еще не позволяют сделать однозначное заклю-

чение о характере зависимости  $C_f = f(D/\delta)$ . Строго говоря, окончательный вывод об эффективности данного способа управления может быть сделан на базе методики, позволяющей моделировать реальные критерияльные соотношения между геометрией отверстий и параметрами пограничного слоя и тем самым определять оптимальные размеры микроотверстий.

Результаты расчета в рамках двумерных уравнений турбулентного пограничного слоя указывают на то, что при отсутствии микровдува простейшая модель, основанная на пути смещения Прандтля, в целом адекватно описывает свойства течения вдоль поверхности. При наличии микровдува необходима дальнейшая ее модификация с привлечением более сложной модели турбулентной вязкости, в максимальной степени учитывающей особенности течения.

Представляется важным расширение диапазона измерений в направлении продольной координаты, с тем чтобы установить истинные границы области влияния микровдува впереди и сзади пронизываемого образца. Получение таких данных имеет существенное значение на этапе оценки общих энергетических затрат при определении интегральной величины уменьшения трения вдоль обтекаемой поверхности.

### Список литературы

1. Coustols E., Savill A. M. Turbulent Skin-Friction Drag Reduction by Active and Passive Means. Part 1 and 2 // Paper Reprinted from AGARD Report 786. 1992. P. 8-1–8-80.
2. Корнилов В. И. Проблемы снижения турбулентного трения активными и пассивными методами (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2005. Т. 12, № 2. С. 183–208.
3. Jeromin L. O. F. The Status of Research in Turbulent Boundary Layers with Fluid Injection // Progress in Aeronautical Sciences / Ed. by D. Kuchemann. N. Y.: Pergamon Press, 1966. P. 65–189.
4. Healzer J. M., Moffat R. J., Kays W. M. The Turbulent Boundary Layer on a Porous Rough Plate: Experimental Heat Transfer with Uniform Blowing // ASME Paper. 1974. No. 74-HT-14.
5. Simpson R. L., Moffat R. J., Kays W. M. The Turbulent Boundary Layer on a Porous Plate: Experimental Skin Friction with Variable

Injection and Suction // Intern. J. Heat Mass Transfer. 1969. Vol. 12 (7). P. 771–789.

6. *Dershin H., Gallaher W. H., Leonard C. A.* Direct Measurement of Skin Friction on a Porous Flat Plate with Mass Injection // AIAA J. 1967. Vol. 5. P. 1934–1939.

7. *Simpson R. L.* Characteristics of Turbulent Boundary Layers at Low Reynolds Numbers with and without Transpiration // J. Fluid Mech. 1970. Vol. 42 (4). P. 769–802.

8. *Hwang D.* Review of Research into the Concept of the Microblowing Technique for Turbulent Skin Friction Reduction // Progress in Aerospace Sciences. 2004. Vol. 40. P. 559–575.

9. *Бойко А. В., Корнилов В. И.* Измерение локального коэффициента поверхностного трения с помощью термоанемометра // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 4. С. 613–624.

10. *Корнилов В. И., Бойко А. В.* Использование микровдува воздуха через пористую стенку для снижения трения на плоской

пластине // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2010. Т. 5, вып. 3. С. 38–44.

11. *Гапонов С. А., Павлюченко А. М., Попков А. Н.* Эффективность инвариантного градиентного критерия устойчивости для натуральных условий обтекания осесимметричных тел в зонах начала перехода и реламинаризации // ПМТФ. 1999. Т. 40, №1.

12. *Spalding D. B.* A New Analytical Expression for the Drag of a Flat Plate Valid for Both the Turbulent and Laminar Regimes // Intern. J. Heat and Mass Transfer. 1962. Vol. 5. P. 1133–1138.

13. *Clauser F. H.* Turbulent Boundary Layers in Adverse Pressure Gradients // J. Aeron. Sci. 1954. Vol. 21. P. 91–108.

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

*Материал поступил в редколлегию 10.11.2010*

V. I. Kornilov, A. V. Boiko, A. N. Popkov

#### IMPACT OF AIR MICROBLOWING THROUGH A PERMEABLE WALL ON A TURBULENT BOUNDARY LAYER

The effectiveness of air microblowing through a permeable wall to reduce a turbulent skin friction over a flat plate in an incompressible flow is studied experimentally and theoretically. The mass flow rate of the blowing air per unit area was varied within  $Q = 0-0.05 \frac{\text{kg}}{\text{s}}/\text{m}^2$ . A consistent decrease in local skin friction is observed to occur both at the increasing blowing air mass flow rate and along the permeable sample length. No appreciable influence of nondimensional microhole diameter on skin-friction reduction along the length of permeable sample is observed. The experimental results are compared with data of calculation that carried out within the boundary-layer equations.

*Keywords:* microblowing, permeable wall, incompressible turbulent boundary layer, skin friction, flat plate, experiment, calculation.