

УДК 532.526.4 + 532.546.6 + 532.526.72

Управление турбулентным пограничным слоем путем вдува воздуха за счет ресурсов внешнего потока

В.И. Корнилов, А.В. Бойко, И.Н. Кавун

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

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

Исследована возможность управления несжимаемым турбулентным пограничным слоем путем вдува воздуха через мелкоперфорированную стенку, являющуюся частью обтекаемой поверхности плоской пластины. Управление осуществляется за счет воздействия на состояние и характеристики пристенного течения путем подачи регулируемого (при изменении скорости внешнего напорного потока) расхода воздуха через входное устройство, расположенное на нерабочей стороне пластины. Показано устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения по длине модели, достигающее 50 % в конце перфорированного участка. Полученные экспериментальные и расчетные данные свидетельствуют о возможности моделирования процесса управления турбулентным пограничным слоем с вдувом воздуха за счет использования ресурсов внешнего потока.

Ключевые слова: управление, турбулентный пограничный слой, пластина, входное устройство, мелкоперфорированная поверхность, вдув, трение.

Введение

К настоящему времени степень совершенства аэродинамических форм и качество отделки поверхности летательных аппаратов (ЛА) достигло столь высокого уровня, что в ближайшем будущем за счет дальнейшего совершенствования этих показателей сложно ожидать существенных достижений в уменьшении сопротивления трения ЛА. В то же время проблема энергосбережения [1], вызванная необходимостью сокращения расхода топлива на пассажиро-километр, становится все более актуальной. Это означает, что дальнейший прогресс в развитии транспортных средств, в том числе воздушного транспорта, едва ли возможен без применения новых экономичных способов управления пристенными течениями. Не случайно повышение эффективности ЛА за счет уменьшения вязкого сопротивления считается одним из самых перспективных направлений на предстоящие 10–20 лет [2]. Однако при обтекании элементов ЛА, таких как фюзеляж самолета, корпус ракеты, пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса находится в турбулентном состоянии. Поэтому использование искусственных способов управления турбулентными течениями, в частности вдува газа [3–8] через высокотехнологичную мелкоперфорированную проницаемую поверхность, представляется одним из обнадуживающих путей, с помощью которого можно уменьшить сопротивление трения и полное

аэродинамическое сопротивление и тем самым повысить аэродинамическую эффективность ЛА. Как следствие, это дает возможность увеличить дальность полета и полезную нагрузку, снизить затраты на топливо и уменьшить прямые эксплуатационные расходы ЛА.

Настоящая работа является обобщением первого опыта по применению нового способа управления несжимаемым турбулентным пограничным слоем на обтекаемой плоской поверхности путем подачи воздуха через гидравлически гладкую мелкоперфорированную стенку, подвод которого осуществляется с использованием ресурсов внешнего (набегающего) потока. Необходимость проверки эффективности указанного способа управления возникла в связи с неожиданным результатом, полученным авторами на предыдущем этапе исследований [9]. Оказалось, что путем пассивного перетока воздуха через перфорированную стенку (без принудительного вдува), т.е. лишь за счет естественного перепада между барометрическим и статическим давлениями в рабочей части аэродинамической трубы, можно достичь в исследуемых условиях более чем 30-процентного снижения поверхностного трения. Причем увеличение скорости набегающего потока приводит к естественному росту интенсивности вдува через перфорированную поверхность и соответствующему уменьшению трения, что открывает возможность управления турбулентным пограничным слоем подобным способом в наземных условиях.

1. Техника, методика и условия исследований

1.1. Эксперимент

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ и охватывали диапазон скоростей невозмущенного потока в контрольном сечении U_∞ от 9 до 23 м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м $Re_1 = (0,60-1,53) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

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. Как передняя, так и задняя части пластины с нерабочей стороны выполнены в виде полуэллипса с соотношением полуосей $b/a = 1 : 12$ (рис. 1). Форма передней кромки характеризуется радиусным скруглением $r = 0,4 \text{ мм}$. Вдоль оси симметрии пластины расположено несколько приемников статического давления диаметром 0,4 мм. Задняя часть модели оборудована регулируемым хвостовым закрылком с хордой 170 мм, установленным по всей ширине рабочей части трубы, с помощью которого осуществлялось управление характером течения в окрестности носика. Распределение давления на остальной части пластины могло корректироваться за счет незначительного изменения угла установки направляющих рельсов.

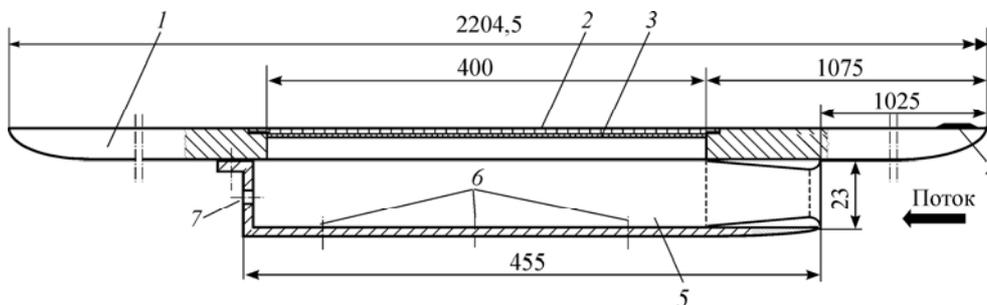


Рис. 1. Схема модели.

1 — плоская пластина, 2 — мелкоперфорированная вставка, 3 — фильтр, 4 — турбулизатор пограничного слоя, 5 — входное устройство, 6 — приемники давления, 7 — регулируемые створки протока воздуха.

Конструкция пластины предусматривала возможность установки заподлицо с основной ее поверхностью сменного плоского мелкоперфорированного образца достаточно больших размеров в плане ($420 \times 250 \text{ мм}^2$), что позволяло контролировать локальные свойства течения (среднюю скорость, трение, пульсации скорости) на значительном расстоянии x вниз по потоку. Положение начала “н” и конца “к” образца по длине пластины определяется величинами $\bar{x}_н = x_н / L = 0,486$ и $\bar{x}_к = x_к / L = 0,668$.

Проницаемость материала образца характеризуется следующими параметрами: пористость 17,1 %, средний (по площади) диаметр пор (отверстий) $D = 0,17 \text{ мм}$, расположенных в шахматном порядке, удлинение пор $\lambda = t/D = 6,47$, где t — толщина стенки, равная 1,1 мм. Соотношение между диаметром отверстий и толщиной исходного пограничного слоя перед перфорированным образцом на основном режиме испытаний составляет 1/125. Указанные геометрические параметры были выбраны на основе анализа результатов работы [10], которые свидетельствовали, что подобная конфигурация отверстий если и не оптимальна, то вполне эффективна с точки зрения снижения трения C_f . Оказалось, что при пористости, большей 23 %, темп снижения C_f существенно падает. Результаты предыдущих работ [6, 11] также продемонстрировали, что даже при относительно невысокой пористости можно за счет вдува воздуха обеспечить величину снижения трения, которая приближается к предельно достижимому при $2C_b/C_{f0} = 4$ теоретическому значению [12].

В процессе эксперимента напорный воздух набегающего потока поступал во входное устройство прямоугольного сечения, расположенное на нижней (нерабочей) стороне пластины непосредственно под перфорированным образцом, далее из устройства он перемещался через промежуточный фильтр и проницаемую стенку в пограничный слой. Передняя часть входного устройства с внутренней стороны представляет собой полу-профиль, форма которого описывается зависимостью

$$y = 30(0,2969\sqrt{\bar{x}} - 0,126\bar{x} - 0,3516\bar{x}^2 + 0,2843\bar{x}^3 - 0,1015\bar{x}^4),$$

где $\bar{x} = x/c$, а c — хорда полупрофиля, равная 50 мм. С внешней стороны передняя часть устройства представляет собой полуэллипс с соотношением осей 1 : 33.

Два соображения были положены в основу выбора указанной формы: обеспечение безотрывного обтекания на входе и создание повышенного давления в проточной части входного устройства, что, как следствие, должно обеспечить максимальный расход воздуха через перфорированную поверхность. Нельзя, однако, утверждать, что конструкция проточной части входного устройства являлась оптимальной. В частности, задняя часть устройства представляла собой обычную плоскую стенку, расположенную под углом 90° к потоку, а сопряжения горизонтальных и вертикальных стенок не были плавными, вследствие чего в окрестности линий сопряжения могло возникнуть пространственное течение с формированием продольно развивающихся вихрей [13]. В дополнение к этому позади передней части устройства со стороны перфорированной стенки имелся небольшой технологический уступ.

Пограничный слой плоской пластины был искусственно турбулизирован путем размещения в области максимального изменения давления (окрестность передней кромки) полосы длиной 30 мм крупнозернистого калиброванного песка с размером зерна $h = 0,8 \text{ мм}$. Выбор указанных параметров турбулизатора обусловлен необходимостью обеспечения развитого турбулентного течения по длине пластины при минимальной скорости потока 9 м/с. Вместе с тем, при увеличении скорости потока, в том числе при достижении режимной скорости ($U_\infty = 21 \text{ м/с}$), такой турбулизатор приводил к искусственному росту толщины пограничного слоя в сравнении с каноническим значением.

Скоростной напор набегающего потока q_∞ контролировался по перепаду между полным P_0 и статическим P_∞ давлением, измеряемым с помощью трубки Прандтля, установленной в невозмущенном потоке, и регистрируемым наклонным спиртовым микроманометром системы DISA, и дополнительно — 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.

Основные измерения выполнялись с помощью полностью автоматизированного дистанционно управляемого координатного устройства с двумя степенями свободы (x, y). Перемещение подвижной части координатника по высоте пограничного слоя y осуществлялось по заранее заданной программе, предусматривающей выбор требуемого шага (до 1 мкм), а также сбор требуемых параметров для получения 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. Сбор измеряемой информации осуществлялся следующим образом. Сигнал с выхода линейаризатора подавался на многоканальный высокочастотный 14-ти разрядный внешний модуль E-440 фирмы L-CARD, предназначенный для преобразования входных аналоговых сигналов в цифровую форму, и с его выхода через USB-порт передавался в персональный компьютер. Сбор информации в каждой измеряемой точке поля потока осуществлялся в течение 15 с с частотой 10 кГц. Постоянная составляющая сигнала, соответствующая средней скорости в пограничном слое, параллельно контролировалась вольтметром постоянного тока 55D31. Визуальный контроль за характером турбулентного сигнала осуществлялся с помощью осциллографа С1-73.

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. Тем самым при движении к стенке (отрицательное направление оси y) датчик касался поверхности пластины концами токоподводов (ножек). Торцы токоподводов используемого датчика представляют собой “пяточки” диаметром около 86 мкм. Таким образом, в момент касания, который контролировался по наличию электрического контакта со стенкой, расстояние от поверхности до середины диаметра нити было постоянным и равным 43 мкм. При движении датчика от стенки (положительное направление оси y) момент его отрыва от поверхности происходит лишь после выборки естественного механического люфта. Ложные (в пределах имеющегося люфта) отсчеты отбраковывались. Оцениваемая погрешность такой процедуры составляет ± 2 мкм.

Температура потока в рабочей части трубы контролировалась с помощью термопары J-типе, установленной в невозмущенном потоке, и регистрировалась с помощью мультиметра 34970А фирмы Agilent.

Как и в предыдущей работе [6], местный коэффициент поверхностного трения C_f был принят в качестве основной определяющей величины при оценке эффективности предлагаемого способа управления турбулентным пограничным слоем. Обоснование методики определения величины C_f в неканоническом турбулентном течении, который, в частности, может формироваться при наличии вдува, приведено в работе [14]. Отметим кратко, что в этом случае кроме обычной калибровки датчика термоанемометра (во внешнем потоке) выполнялась также тщательная его калибровка в зависимости от поперечной

координаты y при различных значениях скорости потока U_∞ в окрестности ее режимного значения. Это позволяет учитывать охлаждающий эффект стенки на показания термоанемометра, корректно описывать распределение скорости в пристенной части профиля и, как следствие, определять C_f не только по логарифмической части профиля скорости (если таковая имеется), но и использовать для этой цели область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя.

Корректность определения трения указанным выше способом проверялась путем сравнения полученных данных при отсутствии протока воздуха с результатами прямых измерений [15]. Известно, что в рамках локально равновесной модели напряжение трения $\overline{u'v'}$ можно определить через турбулентную вязкость ν_t как

$$-\overline{u'v'} = \nu_t (du/dy), \quad (1)$$

где $\nu_t = kv_*y$, в которой $v_* = (\tau_w/\rho)^{1/2}$ — динамическая скорость, а k — константа Кармана. Вычисление соответствующих значений $\overline{u'v'}$ осуществлялось при условии, что $y^+ = yv_*/\nu < 30$ ($y/\delta_{0,99} = 0,1$), т.е. в слое постоянного напряжения трения. Выполненные таким образом оценки показали, что максимальное отклонение относительных экспериментальных значений $\overline{u'v'}$, полученных в настоящей работе, от данных работы [15] не превышает 6 %.

Случайная погрешность определения наиболее характерных величин, в частности, толщин вытеснения и потери импульса ($\sigma\delta^*$ и $\sigma\delta^{**}$), а также местного коэффициента поверхностного трения (σC_f) находилась по результатам восьмикратных измерений профиля скорости в пограничном слое при отсутствии вдува и составляла соответственно $\pm 3\sigma\delta^* = 0,90\%$, $\pm 3\sigma\delta^{**} = 0,84\%$, $\pm 3\sigma C_f = 0,51\%$. Подчеркнем более определенно, что здесь приведены не полные относительные погрешности, а лишь случайные их значения, которые, строго говоря, отражают стабильность работы используемого измерительного оборудования. Фактически же в эксперименте могут присутствовать другие типы погрешностей (например, систематические), существование которых выявить удастся далеко не всегда. Поэтому реальная погрешность интегральных величин δ^* , δ^{**} , C_f может оказаться несколько иной. Приведенный далее анализ показал, что она действительно оказалась более высокой (см. раздел 2.2.2).

1.2. Расчет

Задача обтекания пластины с входным устройством решалась численно на базе пакета ANSYS Fluent. При этом использовались осредненные по Рейнольдсу двумерные уравнения Навье–Стокса для вязкой несжимаемой жидкости. Для замыкания системы уравнений использовалась двухпараметрическая дифференциальная модель турбулентности Лаундера–Сполдинга $k-\varepsilon$ [16]. Решение строилось в стационарной постановке методом установления. При этом для вычисления осредненных параметров потока и параметров турбулентности использовались соответственно противопоточные схемы второго и первого порядка аппроксимации. Расчетная область представляла собой прямоугольник, верхним и нижним основаниями которого служили потолок и пол рабочей части аэродинамической трубы, а входная и выходная границы располагались соответственно на расстоянии 2000 и 1000 мм от передней и задней кромок пластины. На входной границе задавалась величина скорости набегающего потока, интенсивность турбулентности предполагалась малой (порядка 0,05 %), а отношение молекулярной вязкости к турбулентной $\mu_\infty/\mu_{t\infty}$ было выбрано равным 1. Конфигурация расчетной модели включала в себя участок пластины перед перфорированной вставкой, саму перфорированную

вставку, нижняя поверхность которой снабжена проницаемой подкладкой (фильтром), расположенную под ними камеру давления, входное устройство и заднюю часть пластины. В целом геометрия расчетной модели соответствовала геометрии экспериментальной модели за исключением нижней (нерабочей) поверхности, где, в отличие от эксперимента, задавался плавный переход от камеры давления к задней кромке пластины.

Для упрощения задачи перфорированная стенка была заменена поверхностью с четырьмямястами поперечными щелями, равномерно расположенными в направлении координаты x с шагом 1 мм. При этом ширина каждой щели равнялась 0,171 мм, а интервалы между щелями составляли 0,829 мм. На ширину каждой щели приходилось десять расчетных ячеек, в то время как на промежутки между ними — двадцать пять ячеек. Таким образом, вся расчетная область содержала 5,5 млн. прямоугольных ячеек. Такая постановка задачи позволяет исследовать течение в окрестности перфорированной пластины с таким же коэффициентом проницаемости (17,1 %), как в эксперименте. Для достижения достаточной точности выполнено сгущение расчетной сетки в направлении поперечной координаты y так, чтобы обеспечить значение $y^+ \sim 0,2$. При этом турбулентный пограничный слой на пластине разрешается в явном виде с выделением ламинарного подслоя.

Как отмечалось выше, для улучшения равномерности выдуваемого через перфорированную поверхность газа, в эксперименте использовался специальный фильтр. В численном расчете фильтр рассматривался как пористый материал, и течение через него моделировалось как ламинарное с использованием закона Дарси

$$\text{grad } p = -k \mu \vec{v}_{\text{ref}},$$

где $\text{grad } p$ — градиент давления вдоль линии тока, \vec{v}_{ref} — вектор объемной скорости в пористой области, μ — коэффициент динамической вязкости воздуха, k — коэффициент гидравлического сопротивления в порах. Объемная скорость определялась как

$$\vec{v}_{\text{ref}} = \gamma \vec{v},$$

где \vec{v} — вектор средней скорости в поровом канале, γ — коэффициент пористости материала, т.е. отношение занятого воздухом объема в пористом материале к общему объему пористого материала. В проведенном расчете $k = 3,07 \cdot 10^{11} \text{ м}^{-2}$, $\gamma = 0,5$.

2. Результаты исследований и обсуждение

2.1. Пограничный слой без протока воздуха через входное устройство

Начальная стадия экспериментов предусматривала анализ состояния сдвигового течения на исследуемой плоской пластине при отсутствии протока воздуха через входное устройство. В этом случае приемная часть входного устройства закрывалась с помощью устанавливаемой впереди него специальной заглушки с плавным контуром, обеспечивающей безотрывное обтекание указанного устройства.

По техническим причинам сама перфорированная поверхность не была оснащена приемниками давления. Поэтому о результатах измерений статического давления на поверхности модели можно судить лишь по характеру изменения этой величины в областях, расположенных выше и ниже по потоку от перфорированной вставки. Они показали, что в указанных областях (за исключением окрестностей передней и задней кромок пластины) реализуются участки практически безградиентного течения, где статическое давление в пределах погрешности эксперимента можно считать почти постоянным. Дополнительные измерения средней скорости потока на высоте y , примерно соответствующей

внешней границе пограничного слоя, выполненные с помощью термоанемометра в пятнадцати точках по длине пластины, показали, что максимальная разница

$$\Delta U = \left(\frac{U_{\max} - U_{\min}}{U_{\text{aver}}} \right) \cdot 100 \%$$

не превышает 0,9 %, где индексы “max”, “min” и “aver” относятся соответственно к максимальному, минимальному и среднему значению скорости. Отмеченное безградиентное трение достигалось за счет установки пластины на небольшой (около 10') положительный угол атаки и регулировкой характера течения в окрестности носика с помощью хвостового закрылка.

Локальные и интегральные свойства течения в пограничном слое изучались на основе измерений профилей средней скорости и мгновенных значений ее продольных пульсаций в рабочей полосе частот, а также измерений поверхностного трения в среднем в двадцати поперечных сечениях по длине модели в центральной ее плоскости симметрии ($z = 0$). Полученные данные показывают, что характеристики сдвигового потока на перфорированной поверхности соответствуют физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на непроницаемой гладкой плоской пластине при номинально безградиентном ее обтекании. Например, распределения интегральных характеристик пограничного слоя, в частности, толщин вытеснения δ^* и потери импульса δ^{**} , обнаруживают свойства течения, близкие к стандартным.

Вместе с тем более представительной является зависимость $C_f = f(\text{Re}^{**})$ (рис. 2), характеризующая изменение местного коэффициента поверхностного трения C_f в зависимости от Re^{**} , где Re^{**} — число Рейнольдса, определенное по толщине потери импульса δ^{**} . Для сравнения приведены также данные расчета по формуле [17]

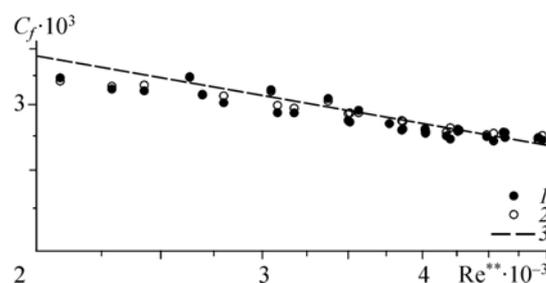
$$C_f = \frac{0,3e^{-1,33H}}{(\lg \text{Re}^{**})^{1,74+0,31H}}, \quad (2)$$

где $H = \delta^*/\delta^{**}$ — формпараметр пограничного слоя. Однако при использовании формулы (2) возникает вопрос о корректном выборе величины H . Наиболее обоснованным представляется выбранный нами подход, суть которого состоит в следующем. Использовалось не текущее экспериментальное значение $H(x)$ (что было бы в некоторой степени подгонкой), а величина H в одном из последних измерительных сечений, полагая, что течение в этом случае достигает равновесного (по Клаузеру) состояния. Это постоянное значение и закладывалось в расчет.

Как видно, в целом имеет место вполне удовлетворительное согласование полученных двумя способами экспериментальных значений C_f с результатами расчета по формуле (2). Более заметное расхождение наблюдается при низких числах Re^{**} , это, возможно, обусловлено тем, что в этом случае пограничный слой все-таки не достиг полностью равновесного состояния. Однако максимальное отклонение экспериментальных значений C_f от расчетных, в том числе полученных на самой проницаемой поверхности, не превышает 4 %. Такой результат является прямым подтверждением того

Рис. 2. Изменение коэффициента поверхностного трения в зависимости от числа Рейнольдса по толщине потери импульса (без протока воздуха).

1 — логарифмическая область пограничного слоя, 2 — методика авторов, 3 — расчет по формуле (2).



важного факта, что обтекание мелкоперфорированной стенки при отсутствии протока через входное устройство практически эквивалентно обтеканию гидравлически гладкого аналога.

Профили турбулентных пульсаций скорости в пограничном слое в переменных законах стенки $\sqrt{u'^2}/v_* = f(\lg y^+)$ при отсутствии протока через входное устройство также подтверждают, что характеристики сдвигового течения над перфорированной стенкой не противоречат физическим представлениям о свойствах турбулентного пограничного слоя, формирующегося на гладкой плоской пластине в условиях безградиентного течения.

2.2. Пограничный слой с протоком воздуха через входное устройство

2.2.1. Мотивация

Идея организации вдува воздуха в пограничный слой через входное устройство с использованием внешнего напорного потока возникла в связи с полученным ранее авторами интересным результатом, суть которого в следующем. Оказалось, в частности, что путем пассивной подачи воздуха из атмосферы по тракту “подводящие трубопроводы–камера давления–перфорированная стенка” можно достичь в исследуемых условиях существенного снижения поверхностного трения на обтекаемой поверхности лишь за счет естественного перепада между барометрическим давлением и статическим давлением в рабочей части аэродинамической трубы. Причем увеличение скорости набегающего потока приводит к росту интенсивности вдува через перфорированную стенку (что вполне естественно) и соответствующему уменьшению трения.

В качестве примера на рис. 3 представлены результаты измерений нормированных локальных значений коэффициента поверхностного трения $C_f/C_{f0}(x)$ вдоль плоской пластины, которые получены лишь за счет указанного выше пассивного перетока воздуха. Здесь C_{f0} — соответствующие значения C_f в сходных точках на расстоянии x в исходном течении, а $x = x_{эф}$ — эффективное начало развития турбулентного пограничного слоя. Оно определялось из условия совпадения в первом измерительном сечении экспериментально найденного значения δ^{**} и значения δ^{**} , вычисленного по методике, разработанной Себеси [18] в рамках уравнений пограничного слоя, и последующего расчета вверх по течению до точки x , в которой величина $\delta^{**} = 0$; для простоты изложения далее индекс “эф” будет опускаться. При этом использовались те же подводящие трубопроводы, что и при обычном (принудительном) вдуве из системы сжатого воздуха [6]. Отличие заключается в том, что вся область вдува состоит из трех изолированных друг от друга проницаемых участков, границы между которыми изображены вертикальными линиями. При этом расход воздуха через эти участки был одинаковым.

Как видно, за счет пассивного перетока воздуха, эквивалентного некоторой интенсивности вдува через мелкоперфорированную стенку, можно достичь существенного снижения коэффициента поверхностного трения C_f , величина которого в конце последнего участка превышает 30 %.

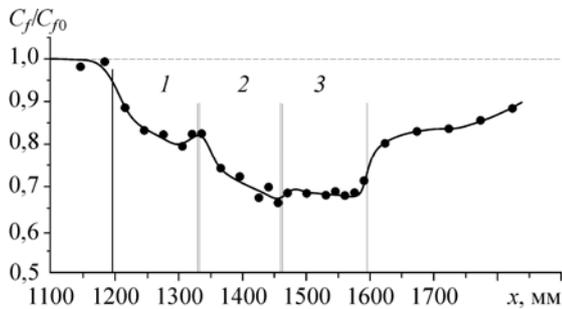


Рис. 3. Распределение нормированного коэффициента поверхностного трения по длине модели, реализованного за счет пассивного перетока воздуха, обусловленного естественным перепадом между барометрическим и статическим давлениями в рабочей части аэродинамической трубы.

Что касается применения подобного метода управления в реальных условиях, например, на транспортном самолете, то этот вопрос требует дополнительной тщательной проработки. Естественный путь реализации такого подхода — перепуск воздуха из салона самолета, где создаются стандартные условия для жизнеобеспечения, через перфорированную обшивку непосредственно за борт. Ясно, однако, что это потребует дополнительных энергоресурсов для восстановления в салоне нормальных условий, в частности давления. В противном случае придется иметь на борту автономный источник (например, компрессор) для реализации принудительного вдува, что, естественно утяжеляет конструкцию. В конечном итоге вопрос об эффективности такой системы должен решаться на основе оценки баланса затраченной и выигранной за счет вдува мощности.

Приведенные выше результаты наводят на мысль о необходимости апробации подобного подхода, основанного на использовании ресурсов внешнего потока.

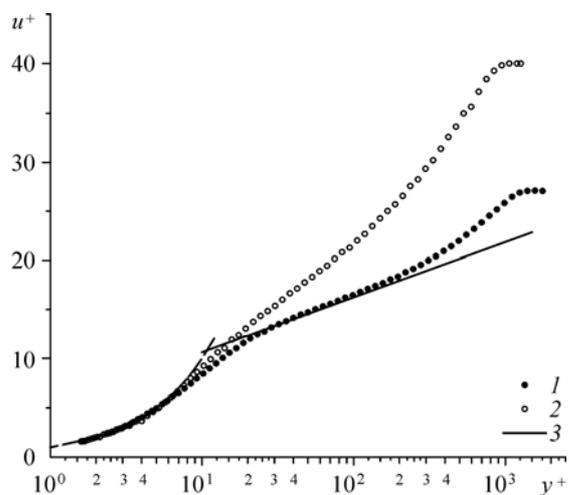
2.2.2. Распределение локальных и интегральных характеристик пограничного слоя

Отметим сразу, что профиль средней скорости в пограничном слое над перфорированной вставкой при наличии протока воздуха через входное устройство в принципе имеет тот же вид, что и при принудительной подаче воздуха в камеру давления с последующим равномерным вдувом воздуха в пограничный слой [6]. В частности, во внутренней области пограничного слоя распределение средней скорости при отсутствии протока через входное устройство вполне удовлетворительно описывается классическим законом стенки $u^+ = A \log y^+ + B$ (рис. 4) с коэффициентами $A = 5,62$ и $B = 5,0$ [19], где $u^+ = u/v_*$, $y^+ = y v_* / \nu$, ν — кинематический коэффициент вязкости. При этом при наличии протока воздуха наблюдается явно выраженное отклонение экспериментальной зависимости $u^+ = f(y^+)$ от классического закона стенки. Поскольку переменные закона стенки u^+ и y^+ масштабируются динамической скоростью v_* , ясно, что данный факт является косвенным признаком уменьшения трения, обнаруживая, тем самым, ту же тенденцию, которая имеет место при принудительном вдуве.

Что касается возможности описания свойств течения во внешней области пограничного слоя, то, как и ранее, для проверки использовался подход, разработанный в работах [20, 21], где для указанной области был предложен масштаб скорости в виде $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$. Оказалось, что экспериментальные профили скорости $(U_\infty - u) / U_\infty \delta^* / \delta_{99} = f(y / \delta_{99})$ в пограничном слое над проницаемой частью пластины, нормированные с использованием указанного выше масштаба $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$, полученные как с протоком через входное устройство, так и без него, в пределах экспериментальной погрешности обобщаются единой зависимостью. В этом смысле они не противоречат ранее полученным результатам для случая принудительного вдува постоянной в продольном направлении интенсивности.

Рис. 4. Профили средней скорости в переменных закона стенки в сечении $x = 1554,3$ мм.

1 — без протока воздуха, 2 — с протоком воздуха, 3 — $u^+ = 5,62y^+ + 5$.



Рассмотрим теперь поведение турбулентных пульсаций скорости u'_{rms} в пограничном слое над перфорированной пластиной при наличии протока воздуха через входное устройство. Изменения этой величины отражены на рис. 5 в виде профиля $u'_{rms}/U_e = f(y/\delta^{**})$ и приведены в сравнении с соответствующими данными при отсутствии протока. Можно выделить три характерные области по высоте пограничного слоя, в которых наличие протока воздуха с изменением координаты y вызывает разный эффект. В частности, заметно превышение значений u'_{rms} в области $0,11 \leq y/\delta^{**} \leq 4,5$ и последующее их понижение при $y/\delta^{**} \geq 4,5$ (рис. 5a) в сравнении со случаем отсутствия протока через входное устройство. Если рассмотреть область течения, непосредственно примыкающую к стенке ($0 \leq y/\delta^{**} \leq 0,11$) (рис. 5b), то здесь также можно заметить пониженные значения u'_{rms} . Последнее обстоятельство указывает на то, что при наличии протока через входное устройство происходит отеснение максимума турбулентных пульсаций скорости от стенки, что в свою очередь свидетельствует об утолщении вязкого подслоя и, как следствие, о снижении поверхностного трения. В этом смысле здесь имеют место те же тенденции изменения характеристик течения, которые свойственны ему в условиях принудительного вдува. Отличие лишь в том, что рост u'_{rms} в центральной из выделенных областей распространяется до больших значений y .

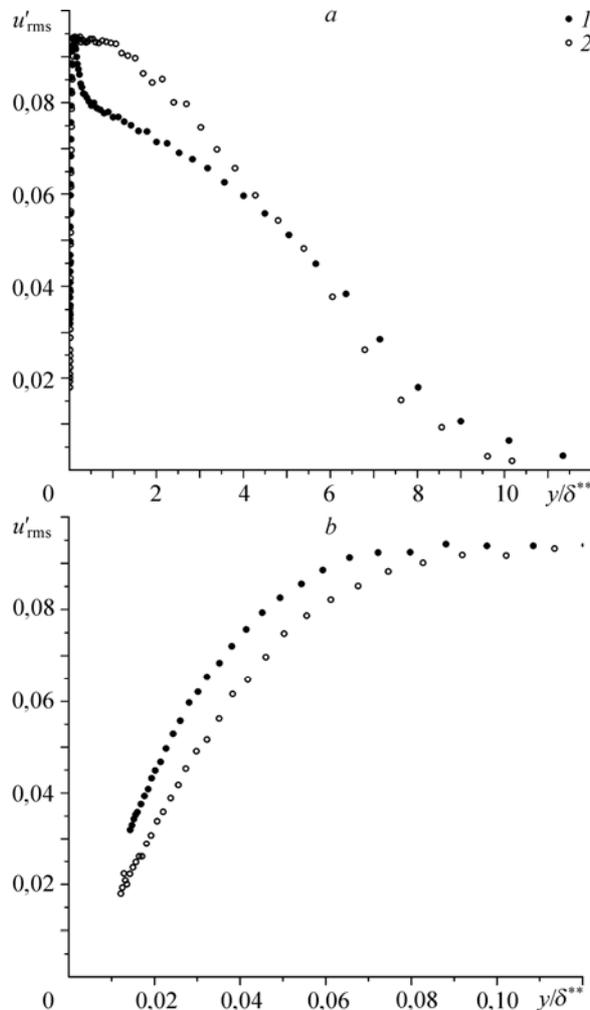


Рис. 5. Профили пульсаций продольной компоненты скорости в сечении $x = 1554,3$ мм.

1 — без протока воздуха, 2 — с протоком воздуха.

Особый интерес представляет эффективность данного метода управления турбулентным пограничным слоем, которую в первом приближении можно оценить на основе расчетно-экспериментальных данных о распределении трения. На рис. 6 представлены результаты измерений нормированных экспериментальных значений коэффициента поверхностного трения $C_f/C_{f0}(x)$ (1) вдоль плоской пластины с протоком воздуха через входное устройство. Передняя и задняя границы перфорированного образца изображены вертикальными штриховыми линиями. С целью более наглядного представления характера изменения трения непосредственно в самой области вдува и позади нее распределение C_f/C_{f0} впереди пронизываемого образца отражено лишь ограниченным количеством данных. Отметим, что локальные значения C_f/C_{f0} в этой области близки к соответствующим значениям при отсутствии протока. Вертикальными линиями изображено утроенное значение среднеквадратической погрешности ($\pm 3\sigma$) нормированной величины C_f/C_{f0}

$$\sigma(C_f/C_{f0}) = \sqrt{\frac{\sum_1^n [C_f/C_{f0} - (C_f/C_{f0})_i]^2}{n-1}},$$

определенной по результатам многократных измерений этой величины в фиксированном сечении при наличии протока через входное устройство, где $n = 7$ — количество измерений, $\overline{C_f/C_{f0}}$ — среднееарифметическое значение, а $(C_f/C_{f0})_i$ — i -ое значение C_f .

Как видно, погрешность определения коэффициента поверхностного трения достаточно велика. Это вызвано возникновением нестационарного характера течения в тракте входного устройства. Причину этого явления точно установить не удалось, поскольку проведение тонких измерений в самом тракте затруднительно из-за ограниченного доступа. Возможно, что появление нестационарности связано с формированием вихрей в задней части входного устройства, а также позади технологического уступа, что подтверждается данными расчета картины течения в проточном тракте, представленной на рис. 7 (заметим, что линейный масштаб по осям x и y здесь не выдержан одинаковым). Указанные вихри и, как следствие, возникающие в таком тракте осцилляции потока вполне могли вносить дополнительные возмущения в пограничный слой над поверхностью перфорированной вставки, что и приводило к разбросу измеряемой в пристенной области течения средней скорости и соответствующему увеличению погрешности определения C_f/C_{f0} . В любом случае очевидно, что для последующих экспериментов конфигурация проточной части входного устройства должна быть модернизирована.

На данном этапе исследований более важным является факт существенного уменьшения коэффициента поверхностного трения при наличии протока воздуха через входное устройство (см. рис. 6). Правда, темп изменения C_f/C_{f0} по длине пластины далеко

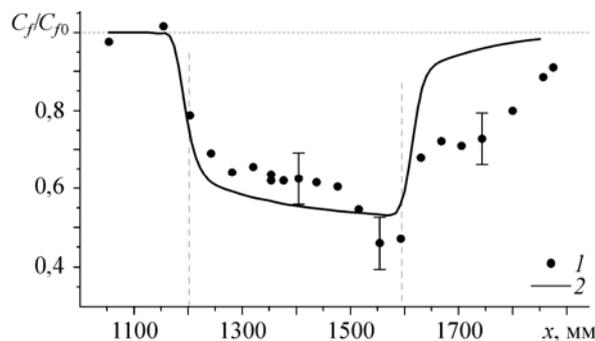


Рис. 6. Распределение нормированного коэффициента поверхностного трения по длине модели.

1 — эксперимент, 2 — численный расчет.

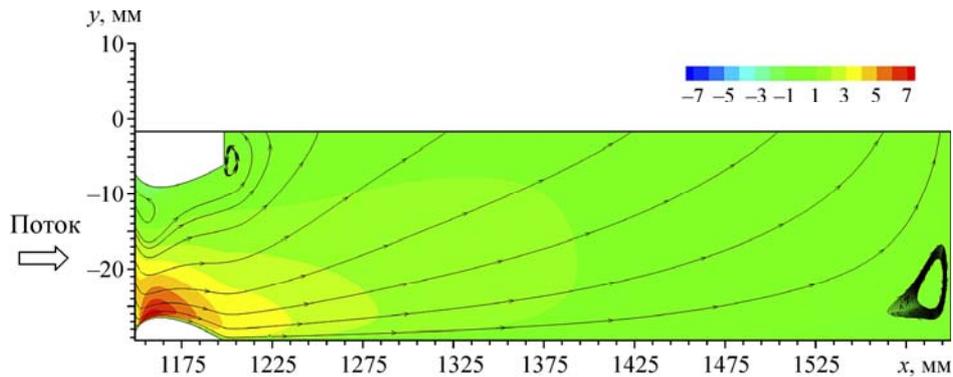


Рис. 7. Результаты расчета течения во входном устройстве с протоком воздуха. Шкала цветности характеризует области равных скоростей, м/с; стрелки — векторы скорости.

не одинаков. Наибольшего снижения трения удастся достичь в конце перфорированной вставки, где разница с исходным течением, определяемая как $\Delta C_f/C_{f0}$, достигает порядка 50 %. Для сравнения на рисунке приведены также результаты численного расчета коэффициента поверхностного трения (2), выполненного в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с использованием дифференциальной двухпараметрической модели $k-\varepsilon$. Строго говоря, подобную задачу необходимо решать в трехмерной постановке, что требует значительных вычислительных ресурсов. Поэтому, как отмечалось выше, на текущем этапе исследований расчет проводился на основе упрощенного подхода, а именно в двумерном приближении с заменой перфорированной поверхности щелевой. Тем не менее, видно, что в целом данные расчета, по крайней мере над перфорированной поверхностью, качественно правильно отражают характер изменения C_f/C_{f0} . В то же время наличие особенностей течения на границе раздела “проницаемая/непроницаемая стенка” и позади нее (см. далее) затрудняют получение адекватного решения в этой области течения, что видно по существенному различию между экспериментальными и расчетными данными. Очевидно, что дальнейший успех на этом направлении может быть достигнут путем разработки более совершенных алгоритмов расчета исследуемого течения с учетом всех выявленных особенностей.

Действительно, из рис. 6 следует также, что область пониженных значений C_f/C_{f0} не только охватывает саму перфорированную поверхность, но и распространяется вниз по потоку на непроницаемую часть пластины. Непосредственно позади перфорированной вставки коэффициент поверхностного трения резко возрастает, однако при последующем увеличении x ($x > 1640$ мм) темп роста C_f/C_{f0} существенно снижается. Видно, что в этой области C_f/C_{f0} не возвращается (по крайней мере, скачкообразно) к величине, соответствующей состоянию течения при отсутствии протока. Важно отметить, что область пониженных значений трения достаточно протяженная и распространяется вниз по потоку на расстояние не менее половины длины проницаемой вставки.

Причину неасимптотического поведения C_f/C_{f0} позади области вдува трудно объяснить только резким изменением условий течения на границе раздела “проницаемая/непроницаемая стенка”. Если бы это было так, можно было бы ожидать, что реакция потока на смену граничных условий будет проявляться в форме медленной релаксации основных характеристик течения (в том числе трения) к состоянию полного гидродинамического равновесия [22]. Однако этого не происходит ни в рассматриваемом случае, ни в случае принудительного подвода воздуха через промежуточную камеру давления [6]. Поэтому более вероятным представляется следующее объяснение поведения зависимости $C_f/C_{f0} = C_f/C_{f0}(x)$ в отмеченной области течения. В исследуемых условиях нормальная

к стенке локальная скорость потока, составляющая десятые доли процента от скорости набегающего потока U_∞ , мала. Вместе с тем суммарный эффект, обусловленный естественным в направлении оси x утолщением пограничного слоя и вдувом, должен способствовать развороту вектора скорости над перфорированной поверхностью в направлении внешнего потока. При достижении сдвиговым потоком границы раздела “проницаемая/непроницаемая стенка” нормальная составляющая скорости полностью исчезает, что приводит к обрушению потока с образованием вихря, типа вихря качения, с угловой скоростью вращения ω_z . Это в свою очередь способствует уменьшению темпа роста поверхностного трения в ограниченной области течения, расположенной позади перфорированной стенки. Поскольку нет источников энергии для подпитки вихря, то, по мере увеличения продольной координаты x , его интенсивность ослабевает и, в конце концов, он полностью диссипирует. Как следствие, C_f постепенно достигает соответствующего значения, близкого к своему равновесному состоянию.

Необходимо также отметить, что указанная выше обширная область течения, характеризующаяся пониженными значениями трения позади активной области вдува, имеет немаловажное значение для баланса полного аэродинамического сопротивления для комбинации пластина/входное устройство. Действительно, коэффициент сопротивления C_x исследуемой модельной конфигурации представляет собой сумму внешнего коэффициента сопротивления C_{xw} , определяемого потерей импульса в пограничном слое, внутреннего коэффициента сопротивления ΔC_x , эквивалентного мощности, затрачиваемой на процесс вдува, коэффициента сопротивления самого входного устройства C_{xinl} и интерференционной составляющей ΔC_{xint} комбинации пластина/входное устройство:

$$C_x = C_{xw} + \Delta C_x + C_{xinl} + \Delta C_{xint}. \quad (3)$$

Поскольку первая составляющая полного сопротивления определяется по результатам интегрирования зависимости $C_f = f(x)$ вдоль пластины, включая область течения позади перфорированного образца, понятно, что за счет этого получится дополнительный выигрыш в сопротивлении. Учитывая большую протяженность указанной релаксационной области, фактический выигрыш в C_x может оказаться существенным. Определение как первой, так и второй составляющих сопротивления не вызывает особых сложностей. Что касается третьей составляющей и особенно вклада в полное сопротивление четвертой составляющей за счет интерференции “пластина/входное устройство”, то на данном этапе работ их определение затруднительно. Поэтому в дальнейшем предполагается отладить методику весового эксперимента с целью измерения полного аэродинамического сопротивления модельной конфигурации с работающим входным устройством. Это позволит понять интегральную эффективность такого устройства, как средства анализируемого способа управления турбулентным пограничным слоем. Такую методику планируется создать на основе использования “плавающего” элемента, представляющего собой “вырезанный” участок обтекаемой поверхности. Трудность состоит в том, что такой участок должен включать не только собственно перфорированную вставку и подвешенное под ней входное устройство, но и обширную часть окружающей поверхности плоской пластины, поскольку, как показано выше, область влияния вдува, а также самого входного устройства вниз по потоку весьма значительна.

В заключение отметим, что механизм снижения трения над перфорированной поверхностью представляется вполне ясным. Наличие протока воздуха через входное устройство и воздействие вдува на пристенное течение способствуют увеличению

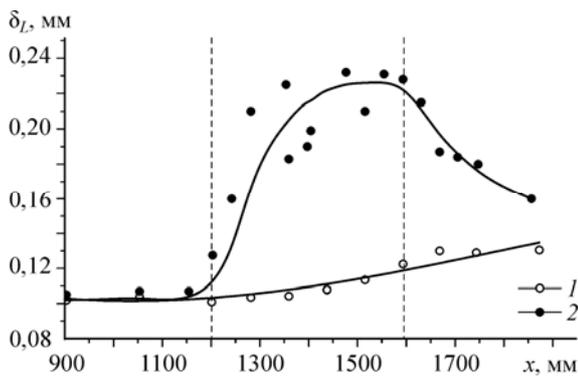


Рис. 8. Изменение толщины ламинарного подслоя по длине модели.

1 — без воздуха, 2 — с протоком воздуха.

толщины ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя на обтекаемой поверхности (рис. 8), вследствие чего локальная скорость вблизи стенки уменьшается, что и приводит к уменьшению трения. Заметим лишь, что имеющийся здесь достаточно большой разброс

значений δ_L вызван той же причиной, о которой сообщалось выше.

Заключение

Результаты расчетно-экспериментальных исследований, направленных на изучение возможности уменьшения поверхностного трения в несжимаемом турбулентном пограничном слое плоской пластины путем вдува воздуха через мелкоперфорированную стенку, осуществляемого за счет подвода внешнего напорного потока через входное устройство, расположенное на нерабочей стороне модели, позволяют сделать следующие выводы.

1. Пассивный вдув воздуха через мелкоперфорированную стенку за счет ресурсов внешнего напорного потока является вполне эффективным средством воздействия на турбулентный пограничный слой. В исследованных условиях такой подход обеспечивает устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения C_f по длине модели, достигающего 50 % в конце перфорированной вставки. При этом сохраняется резерв уменьшения C_f за счет применения входного устройства с более совершенной конфигурацией проточного тракта и, возможно, за счет рационального размещения этого устройства по высоте пограничного слоя.

2. Окончательный вывод об аэродинамической эффективности предложенного способа управления турбулентным пограничным слоем может быть сделан по результатам измерений величины полного аэродинамического сопротивления комбинации плоская пластина/входное устройство с протоком воздуха. Подобные исследования, основанные на использовании методики весового эксперимента, должны стать предметом дальнейшего рассмотрения.

3. Результаты численного расчета, характеризующие изменение локальных параметров модифицированного вдувом турбулентного пограничного слоя, в том числе трения, над перфорированной поверхностью, качественно правильно отражают тенденции, которые демонстрируют экспериментальные данные. В то же время дальнейшее продвижение в решении этой задачи возможно лишь путем разработки более совершенных алгоритмов и численных методов расчета исследуемого течения.

Список литературы

1. Wood R. Impact of advanced aerodynamic technology on transportation energy consumption // SAE International TP-2004-01-1306. 2004. 21 p.
2. Abbas A., de Vicente J., Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // Aerospace Science and Technology. 2013. Vol. 28. P. 100–132.
3. Hwang D.P. A proof of concept experiment for reducing skin friction by using a micro-blowing technique // AIAA Paper. 1997. No. 97–0546 (NASA TM-107315).
4. Hwang D.P. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // Progress in Aerospace Sci. 2004. Vol. 40. P. 559–575.

5. **Tillman T.G., Hwang D.P.** Drag reduction on a large-scale nacelle using a microblowing technique // 37th AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan. 1999. AIAA Paper. No. 1999-0130.
6. **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.
7. **Lin Y.L., Chyu M.K., Shih T.I.P., Willis B.P., Hwang D.P.** Skin friction reduction through micro blowing // AIAA Paper. 1998. No. 98-0359.
8. **Li J., Lee C.-H., Jia L., Li X.** Numerical study on the flow control by micro-blowing // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, Jan. 2009. AIAA Paper. No. 2009-779.
9. **Корнилов В.И., Кавун И.Н., Попков А.Н.** Опыт применения каскадного способа управления турбулентным пограничным слоем при помощи вдува // Вестн. НГУ. Сер. Физика. Т. 9, вып. 1. С. 49–61.
10. **Hwang D.P.** Experimental study of characteristics of micro-hole porous skins for turbulent skin friction reduction // Proc. 23rd Cong. of the Int. Council of the Aeronautical Sci. / Ed. by I. Grant. Toronto, Canada: Optimage Ltd., 2002. P. 2101.1–2101.7.
11. **Bazovkin A.V., Kovenya V.M., Kornilov V.I., Lebedev A.S., Popkov A.N.** Effect of micro-blowing of a gas from the surface of a flat plate on its drag // J. Applied Mechanics and Technical Physics. 2012. Vol. 53, No. 4. P. 490–499.
12. **Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И.** Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985. 318 с.
13. **Корнилов В.И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. 2-е изд. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.
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. **Klebanoff P.S.** Characteristics of turbulence in a boundary layer with zero pressure gradient // NACA Rept. 1247. 1955. P. 1135–1153.
16. **Launder B.E., Spalding D.B.** Lectures in mathematical models of turbulence. London, New York: Academic Press, 1972. 169 p.
17. **White F.M.** Viscous fluid flow. 2nd ed. N.Y.: McGraw-Hill, 1991. 679 p.
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, 1969. Vol. 2. 519 p.
20. **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, Washington DC, 1998. P. 1–6.
21. **Cal R.B., Castillo L.** Similarity analysis for transpired turbulent boundary layers subjected to external pressure gradients // AIAA J. 2005. Vol. 43, No. 9. P. 1913–1922.
22. **Nash J.F.** Turbulent boundary layer behaviour and the auxiliary equation // NPL Aeron. Rep. 1965. No. 1137.

Статья поступила в редакцию 29 августа 2014 г.