

В. И. Корнилов, И. Н. Кавун, А. Н. Попков

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

kornilov@itam.nsc.ru; i_k@list.ru; popkov@itam.nsc.ru

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ КАСКАДНОГО СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ ПРИ ПОМОЩИ ВДУВА

Исследованы возможности уменьшения сопротивления трения в несжимаемом турбулентном пограничном слое плоской пластины при вдуве воздуха через мелкоперфорированную поверхность, которая состоит из последовательно расположенных друг за другом автономных проницаемых участков. Массовый расход вдуваемого воздуха Q на единицу площади увеличивался по мере удаления вниз по потоку, но суммарно не превышал $0,0768 \text{ кг/с/м}^2$. Показано устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения по длине модели, достигающее 70 % в конце последнего активного участка. Получены экспериментальные данные, характеризующие возможность управления турбулентным пограничным слоем в наземных условиях путем пассивного перетока воздуха, создаваемого за счет перепада между барометрическим давлением и давлением в рабочей части аэродинамической трубы.

Ключевые слова: турбулентный пограничный слой, каскадный способ управления, пластина, мелкоперфорированная поверхность, вдув, трение.

Введение

Соответствующие аналитические данные [1] показывают, что для преодоления аэродинамического сопротивления, возникающего при движении всех видов транспортных средств (авиация, автомобильный и морской транспорт), в настоящее время только в США расходуется до 25 % потребляемой энергии. Ясно, что проблема сбережения энергоресурсов является одной из самых актуальных проблем нашего времени. Согласно авторитетным оценкам, использование перспективных технологий для снижения сопротивления наземного и воздушного транспорта в состоянии обеспечить лишь в США ежегодную экономию порядка нескольких десятков миллиардов долларов.

Дальнейший прогресс указанных выше транспортных средств невозможен без раз-

вития новых экономичных способов управления сдвиговыми течениями. В настоящее время считается общеизвестным, что по крайней мере при числах Рейнольдса порядка сотни миллионов, вряд ли удастся в ближайшем будущем разработать экономичный режим поддержания ламинарной формы течения на обтекаемой поверхности. В то же время при обтекании элементов авиационно-космических конструкций, таких как фюзеляж самолета, корпус ракеты, пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса находится в турбулентном состоянии. К тому же традиционные пути повышения эффективности летательных аппаратов за счет совершенствования аэродинамических форм и качества отделки поверхности практически полностью исчерпаны. Поэтому использование искусственных способов управления турбулентными тече-

Корнилов В. И., Кавун И. Н., Попков А. Н. Опыт применения каскадного способа управления турбулентным пограничным слоем // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 1. С. 49–61.

ниями, таких как вдув газа через мелкоперфорированную проницаемую поверхность, представляется одним из обнадёживающих путей, с помощью которого можно уменьшить сопротивление трения и полное аэродинамическое сопротивление и тем самым повысить аэродинамическую эффективность летательного аппарата. Как следствие, это дает возможность увеличить дальность полета и полезную нагрузку, снизить затраты на топливо и уменьшить прямые эксплуатационные расходы летательного аппарата.

Не вдаваясь в детали, отметим лишь, что данное направление исследований в принципе не является новым. Еще в 70-е годы прошлого века были выполнены достаточно подробные эксперименты с вдувом различных газов в турбулентный пограничный слой через пористую стенку для случая безградиентного обтекания плоской пластины (см.: [2–6] и др.). Главный результат, который получен практически во всех выполненных в то время работах, состоит в том, что сопротивление трения, отнесенное к соответствующей величине при отсутствии вдува, существенно уменьшается.

Д. Хвангом [7] в конце 90-х годов была выдвинута и позднее [8; 9] подтверждена концепция, касающаяся использования так называемого микровдува (МВТ) через перфорированную стенку, изготовленную на основе новейших технологий. Достоинства такого подхода продемонстрированы также в последующих экспериментальных [10–12] и расчетных [13–15] работах. Заметим, однако, что результаты исследований в названных работах получены для случая, когда вдув был одинаковой по длине модели интенсивности.

Настоящая работа является обобщением первого опыта по применению принципиально нового способа активного управления несжимаемым турбулентным пограничным слоем на обтекаемой поверхности, названного здесь каскадным. Суть такого подхода состоит в использовании вдува воздуха через гидравлически гладкую мелкоперфорированную поверхность, интенсивность которого меняется при увеличении продольной координаты x . Можно ожидать, что по мере накопления фактического материала, а также за счет использования усовершенствованных расчетных методов удастся создать относительно недорогой и мало-

энергозатратный каскадный способ управления турбулентным сдвиговым течением.

Условия и методика экспериментов

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

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 собственно передней кромки характеризуется радиусным скруглением $r = 0,4 \text{ мм}$. На оси симметрии пластины выполнено 13 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.

Конструкция пластины предусматривала возможность установки заподлицо с основной ее поверхностью сменных плоских образцов (как непроницаемого, так и перфорированного) больших размеров в плане ($420 \times 250 \text{ мм}^2$), что позволяло контролировать локальные свойства течения (среднюю скорость, трение, пульсации скорости) на значительной длине x . Положение образцов по длине пластины определяется следующими величинами: $\bar{x}_н = x_н/L = 0,486$ (начало) и $\bar{x}_к = x_к/L = 0,668$ (конец).

Параметры проницаемого материала составляют: пористость – 17,1%; средний диаметр пор (отверстий), расположенных в шахматном порядке, – $D = 0,17 \text{ мм}$; толщи-

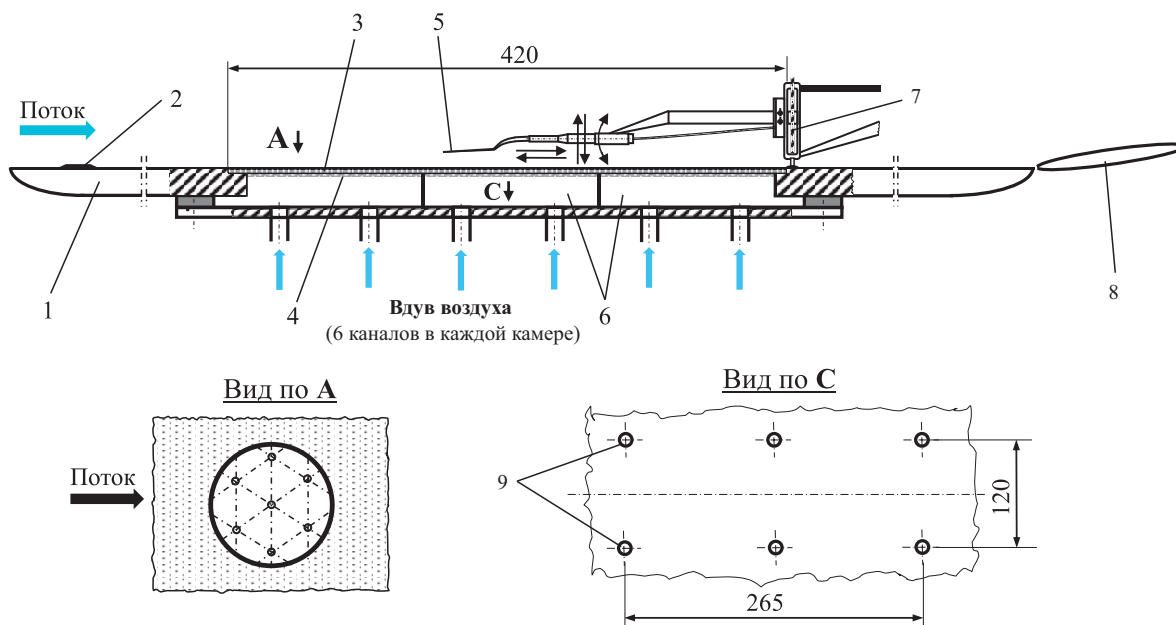


Рис. 1. Схема эксперимента: 1 – модель плоской пластины; 2 – турбулизатор пограничного слоя; 3 – мелкоперфорированная вставка; 4 – пронизываемая подложка; 5 – датчик термоанемометра; 6 – камеры давления; 7 – передняя часть координатника; 8 – хвостовой закрылок; 9 – приемники давления

на стенки – $t = 1,1$ мм; удлинение пор – $\lambda = t/D = 6,47$. Соотношение между диаметром отверстий и толщиной исходного пограничного слоя перед перфорированным образцом на основном режиме испытаний составляет $1/125$. Указанные геометрические параметры были ранее выбраны на основе анализа результатов работы [16], показывающих, что подобная конфигурация отверстий самодостаточна с точки зрения снижения трения C_f . Из этой же работы, в частности, следует, что при степени пористости больше 23 % темп снижения C_f существенно падает. Действительно, наши предыдущие результаты [12] свидетельствуют о том, что даже при относительно невысокой степени пористости можно обеспечить таким методом управления величину снижения трения, которая приближается к предельно достижимому при $2C_b/C_{f0} = 4$ теоретическому значению [17].

Сжатый воздух сначала подавался в три последовательно расположенные непосредственно под перфорированным образцом автономные камеры давления, а из них через пронизываемую поверхность в пограничный слой. Штатная система обеспечивала подвод сжатого воздуха давлением до 5,88 бар в каждую камеру сначала по трубо-

проводу, а затем через шесть коротких распределительных шлангов, гидравлическое сопротивление которых было строго одинаковым. Хотя используемый здесь принцип подвода воздуха в целом обеспечивал достаточно хорошую равномерность выдуваемого газа по поверхности, тем не менее нельзя утверждать, что гидравлическое сопротивление подводящих трубопроводов выбрано оптимальным.

Расход вдуваемого воздуха измерялся с помощью расходомера Electronic Mass Flow Meter фирмы «Aalborg» (Model GFM 67) в диапазоне 0–500 стандартных л/мин с погрешностью, не превышающей 1,5 % от максимального значения. В процессе экспериментов суммарный массовый расход воздуха на единицу площади не превышал $0,0768$ кг/с/м². При этом осредненное (по площади) значение коэффициента вдува $C_b = \rho_b v_b / \rho_\infty U_\infty$ составляло 0,00312.

Следует отметить, что часто в качестве параметра используют также величину $2C_b/C_{f0}$, где C_{f0} – коэффициент поверхностного трения в отсутствие вдува. В нашем случае соответствующее значение $2C_b/C_{f0\text{aver}}$ было равным 2,17, где индекс «aver» относится к осредненной по длине перфорированной вставки величине C_f .

Пограничный слой плоской пластины был искусственно турбулизован путем размещения в области максимального изменения давления (окрестность передней кромки) полосы крупнозернистого калиброванного песка длиной 30 мм с размером зерна $h = 0,8$ мм. Выбор указанных параметров турбулизатора обусловлен необходимостью обеспечения развитого турбулентного течения по длине пластины при минимальной скорости потока 9 м/с. На основном же режиме течения, соответствующем скорости 21 м/с, использовать подобный турбулизатор необходимости нет.

Скоростной напор набегающего потока q_∞ контролировался по перепаду между полным P_0 и статическим P_∞ давлением, измеряемому с помощью трубки Пито – Прандтля, установленной в невозмущенном потоке, и регистрируемому наклонным спиртовым микроанометром 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.

Основные измерения выполнены с помощью полностью автоматизированного дистанционно управляемого координатного устройства с двумя степенями свободы (x, y). 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 параметрах турбулентности. При этом сбор 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 термоанометрической аппаратуры 55M0 фирмы DANTEC. Блок-схема измерений включала термоанометрический мост 55M10, к выходу которого подключен линейризатор 55D10. Сбор измеряемой информации осуществлялся следующим образом. Сигнал с выхода линейризатора подавался на многоканальный высокочастотный 14-разрядный внешний модуль E-440 фирмы L-CARD, предназна-

ченный 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 производился 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. 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 – 43 мкм. При движении датчика от стенки (положительное направление оси y) момент его отрыва от поверхности происходит лишь после выборки естественного механического люфта, который составляет около 15 мкм. Ложные (в пределах отмеченного люфта) отсчеты отбраковывались. Оцениваемая погрешность такой процедуры составляет ± 2 мкм.

Температура потока в рабочей части трубы контролировалась с помощью термопары J-type, установленной в невозмущенном потоке, и регистрировалась с помощью мультиметра 34970A фирмы «Agilent».

Одной из основных определяющих величин при оценке эффективности различных способов управления турбулентным пограничным слоем, в том числе и при обтекании проницаемых стенок, является местный коэффициент поверхностного трения C_f . Однако многие из существующих методов вызывают определенное сомнение в их на-

дежности при использовании в условиях вдува через перфорированную стенку. Например, эффективно использовавшийся нами в [18], а также в других работах оптический метод требует нанесения масляной капли (пленки) на обтекаемую поверхность и в данной ситуации, к сожалению, не пригоден. Учитывая это, в [19] на основе точного измерения осредненных по времени данных с однопочечного датчика термоанемометра вблизи стенки усовершенствована методика определения величины C_f в неканоническом турбулентном течении, который, в частности, может формироваться при наличии вдува. Суть методики состоит в том, что, кроме обычной калибровки датчика термоанемометра (во внешнем потоке), выполняется также тщательная его калибровка в зависимости от поперечной координаты y при различных значениях скорости потока U_∞ в окрестности ее режимного значения. Это позволяет учесть охлаждающий эффект стенки на показания термоанемометра и корректно описывать распределение скорости в пристенной части профиля, и, как следствие, определять C_f не только по логарифмической части профиля скорости (если таковая имеется), но и используя с этой целью область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя.

Случайная погрешность измерения наиболее характерных величин, в частности толщин вытеснения и потери импульса $\sigma\delta^*$ и $\sigma\delta^{**}$, а также местного коэффициента поверхностного трения σC_f , определялась по результатам восьмикратных измерений этих величин в пограничном слое при отсутствии вдува и составляла $\pm 3\sigma\delta^* = 0,90$; $\pm 3\sigma\delta^{**} = 0,84$; $\pm 3\sigma C_f = 0,51$. Подчеркнем более определенно, что здесь приведены не полные 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 удается далеко не всегда.

Корректность определения трения указанным выше способом проверялась путем сравнения полученных данных с результатами прямых измерений [20]. Известно, что в рамках локально равновесной модели напряжение трения $u'v'$ (знак осреднения ус-

ловно опущен) можно определить через турбулентную вязкость ν_t как

$$-u'v' = \nu_t (du/dy),$$

где $\nu_t = \kappa v_* y$, в которой $v_* = \sqrt{\tau_w/\rho}$ – динамическая скорость, а κ – константа Кармана. Вычисления соответствующих значений $u'v'$ выполнялись 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 $u'v'$, полученных в настоящей работе, от данных [20] не превышает 6 %.

Численное решение обтекания пластины при наличии вдува через последовательно расположенные проницаемые участки поверхности выполнено в пакете 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 - ϵ [21]. Расчетная область выбрана в форме прямоугольника, основанием которого служила поверхность модели пластины. Основание прямоугольной области включало в себя передний и задний участки непроницаемой поверхности, три последовательно расположенных между ними участка вдува и разделяющие их промежутки. Расчетная область включала также плоскости симметрии задачи, входную (левую) и выходную (правую) границы и стенку рабочей части аэродинамической трубы. Для упрощения задачи перфорированная поверхность заменена поверхностью с равномерно расположенными по длине модели щелями таким образом, что на ширину щели приходилось десять расчетных ячеек, в то время как на промежуток между ними – двадцать пять ячеек. Таким образом, вся расчетная область содержала 2,81 млн прямоугольных ячеек.

На входной границе расчетной области задавались параметры набегающего потока. На поверхности пластины ставились стандартные условия прилипания, кроме участков, через которые осуществлялся вдув воздуха.

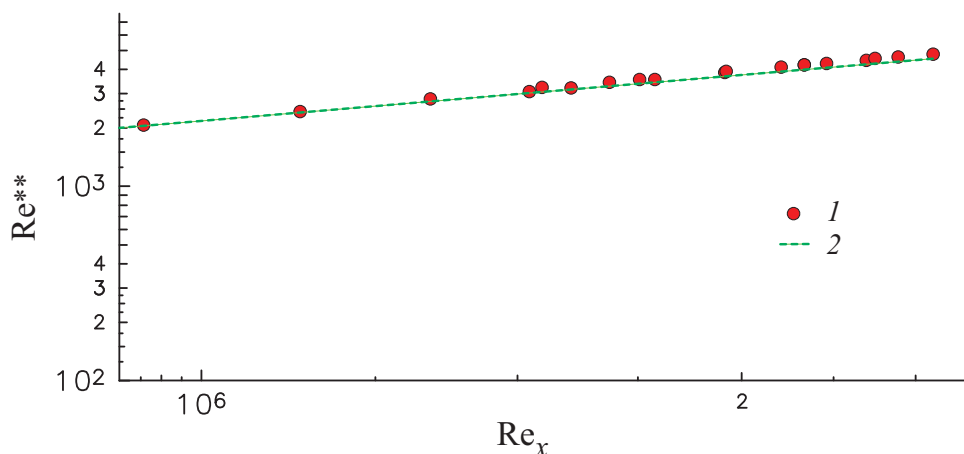


Рис. 2. Изменение числа Рейнольдса по толщине потери импульса в зависимости от числа Рейнольдса по координате от начала развития турбулентного пограничного слоя при $C_b = 0$: эксперимент (1) и расчет по методике [22] (2)

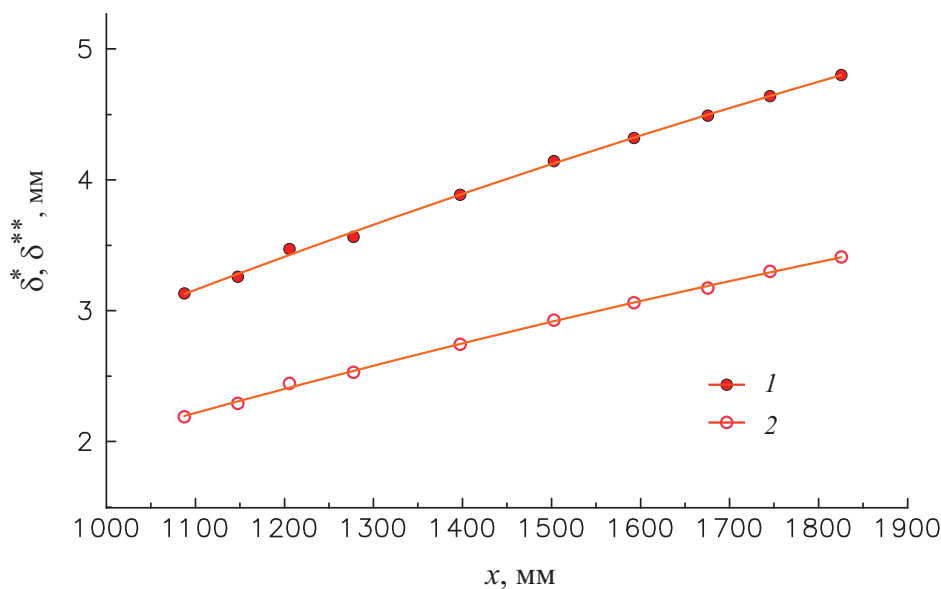


Рис. 3. Изменение толщины вытеснения (1) и потери импульса (2) по длине модели при $C_b = 0$

Поскольку наибольшие градиенты параметров течения достигаются непосредственно вблизи пластины, для обеспечения достаточной точности выполнено сгущение расчетной сетки в направлении поперечной координаты y . Это было сделано таким образом, чтобы на переднем (непроходимом) участке пластины значение параметра y^+ составляло 0,01–0,02, что позволило разрешить ламинарный подслой турбулентного пограничного слоя.

В процессе решения степень проницаемости задавалась такой же, как и у исходной перфорированной поверхности.

Результаты и обсуждение Исходное течение

Начальная стадия экспериментов предусматривала анализ состояния пограничного слоя на исследуемой плоской пластине в отсутствие вдува. Результаты измерений распределения статического давления на поверхности модели показали, что непосредственно в рабочей области исследований ($0,10 \leq x/L \leq 0,80$), где L – длина пластины, реализуется участок практически безградиентного течения, на котором статическое давление в пределах погрешности

эксперимента можно считать почти постоянным. Дополнительные измерения средней скорости потока на высоте, примерно соответствующей внешней границе пограничного слоя, выполненные с помощью термоанемометра в 17 точках по длине пластины, показали, что максимальная разница

$$\frac{U_{\max} - U_{\min}}{U_{\text{aver}}} 100 \%$$

не превышает 0,9 %, где индексы «max», «min» и «aver» относятся соответственно к максимальному, минимальному и среднему значениям скорости. Это достигалось за счет установки пластины на небольшой (порядка 10°) положительный угол атаки и регулировкой характера течения в окрестности носика с помощью хвостового закрылка.

Интегральные и локальные свойства течения непосредственно в пограничном слое изучались на основе измерений профилей средней скорости и мгновенных значений ее продольных пульсаций в рабочей полосе частот, а также поверхностного трения в нескольких поперечных сечениях по длине модели в центральной ее плоскости симметрии ($z = 0$). Анализ показывает, что характеристики сдвигового потока на перфорированной поверхности полностью 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 толщины потери импульса δ^{**} , обнаруживают свойства течения, близкие к стандартным. Как видно (рис. 2), имеет место хорошее согласие полученных экспериментальных данных с результатами расчета по методике [22]. Изменение интегральных толщин δ^* и δ^{**} по длине модели (рис. 3) также не содержит ничего необычного.

Более показательным примером является зависимость $C_f = f(\log Re^{**})$ (рис. 4), характеризующая изменение местного коэффициента поверхностного трения C_f от Re^{**} , где Re^{**} – число Рейнольдса, определенное по толщине потери импульса пограничного слоя δ^{**} . Здесь для сравнения приведены также данные расчета по методике [22]. Максимальное отклонение экспериментальных значений C_f от расчетных, в том числе полученных на самой проницаемой поверх-

ности, не превышает 3–4 %. Данный результат является прямым подтверждением того важного факта, что обтекание мелкоперфорированной стенки практически эквивалентно обтеканию гидравлически гладкого аналога.

Известно, что в соответствии с эмпирической формулой [23] параметр равновесности Клаузера $G = \sqrt{\frac{2}{C_f}} \frac{H-1}{H}$, где H –

формпараметр пограничного слоя, для безградиентного течения составляет величину порядка 6,7. Хотя в нашем случае величина G несколько выше, тем не менее в исследованном диапазоне чисел Re^{**} этот параметр имеет постоянное (в пределах экспериментального разброса) значение, что свидетельствует о формировании равновесного течения.

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

Модифицированное течение Распределение локальных и интегральных характеристик пограничного слоя

Обобщенные профили средней скорости во внутренней и внешней областях пограничного слоя при наличии вдува одинаковой по длине модели интенсивности приводились в наших предыдущих работах [12] и здесь они носят аналогичный характер. В частности, во внутренней области пограничного слоя распределение средней скорости при нулевом значении коэффициента вдува C_b вполне удовлетворительно описывается классическим законом стенки

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

где $u^+ = u/v_*$, $y^+ = yv_*/\nu$ с коэффициентами $A = 5,62$ и $B = 5,0$ [24]. При увеличении C_b наблюдается явно выраженное отклонение экспериментальной зависимости $u^+ = f(y^+)$ от классического закона стенки, обусловленно-

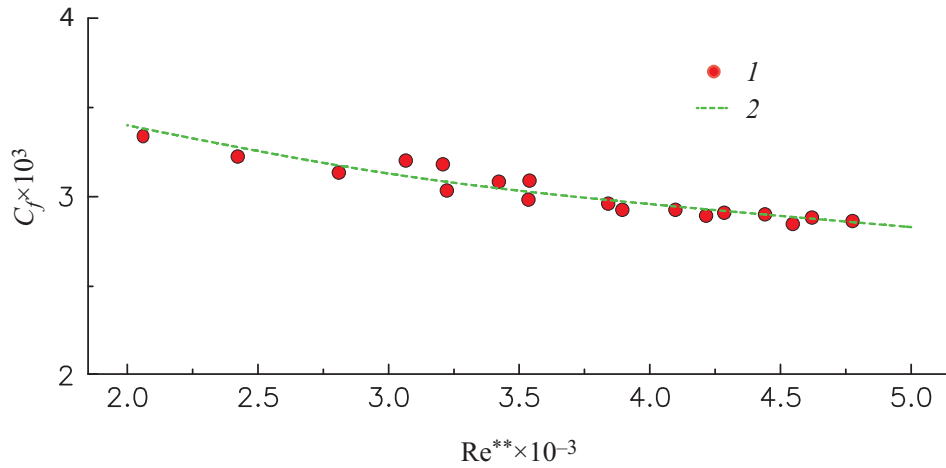


Рис. 4. Изменение коэффициента поверхностного трения в зависимости от числа Рейнольдса по толщине потери импульса при $C_b = 0$: эксперимент (1) и расчет по методике [22] (2)

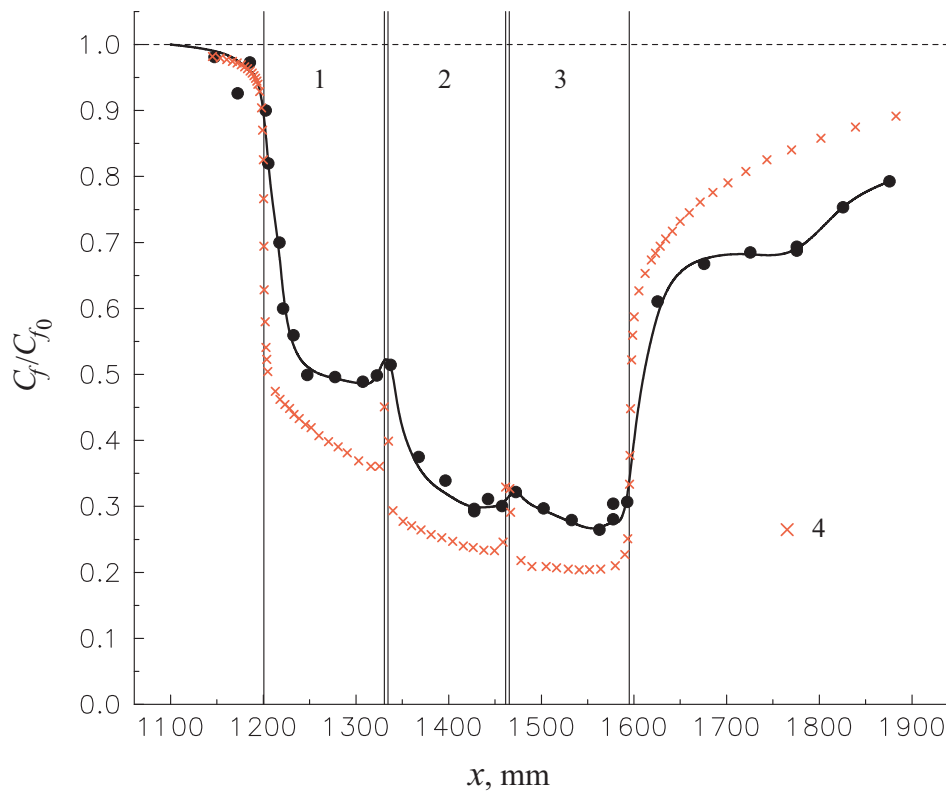


Рис. 5. Распределение нормированного коэффициента поверхностного трения по длине модели. Значение C_b : 0,00258 (1); 0,00310 (2); 0,00328 (3); численный расчет (4)

го уменьшением трения, а следовательно, и динамической скорости v_* .

Что касается возможности описания свойств течения во внешней области пограничного слоя то, как и ранее, здесь использовался подход, разработанный в [25; 26],

где для указанной области 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 проницаемой части пластины,

нормированные с использованием указанного выше масштаба $U_\infty \delta^* / \delta_{99}$, полученные как при наличии, так и в отсутствие вдува обобщаются единой зависимостью и в этом смысле не противоречат ранее полученным результатам для случая вдува одинаковой в продольном направлении интенсивности.

Наибольший интерес представляет эффективность анализируемого здесь метода воздействия на пограничный слой, которую в первом приближении можно оценить на основе расчетно-экспериментальных данных о распределении трения. На рис. 5 представлены результаты измерений локальных значений коэффициента поверхностного трения C_f/C_{f_0} вдоль плоской пластины при возрастающей вниз по потоку величине массового расхода через последовательно расположенные участки вдува, которая эквивалентна коэффициенту вдува, равному соответственно $C_{b1} = 0,00258$; $C_{b2} = 0,00310$; $C_{b3} = 0,00328$. Приведенные здесь значения C_f нормированы на соответствующие локальные величины $C_{f_0}(x)$ при отсутствии вдува. Передняя и задняя границы проницаемых участков перфорированного образца, а также непроницаемые перегородки, отделяющие одну камеру от другой, показаны вертикальными линиями. Для более наглядного представления характера изменения величины C_f в самой области вдува и позади нее распределение C_f впереди первого проницаемого участка не показано. Отметим лишь, что в указанной области локальные значения C_f близки к соответствующим значениям при $C_b = 0$.

Как и следовало ожидать, вдув воздуха через мелкоперфорированную стенку существенно уменьшает коэффициент поверхностного трения C_f . При этом темп изменения C_f по длине пластины далеко не одинаков. Наибольшего снижения C_f удается достичь в конце последнего участка вдува, где величина ΔC_f , определенная в виде

$$\Delta C_f = \frac{(C_{f_0} - C_f)}{C_{f_0}} 100 \%,$$

достигает порядка 65–70%. При этом резерв снижения поверхностного трения еще не исчерпан. Это и понятно, поскольку при задании данной комбинации вдува учитывались лишь некоторые соображения, суть которых состоит в следующем. Ясно, что для сохранения достигнутой на предыду-

щем участке величины снижения ΔC_f необходимо на каждом последующем участке интенсивность вдува по крайней мере поддерживать на том же уровне или даже увеличивать. Это означает, что вниз по потоку интенсивность вдува должна по определенному закону возрастать. В то же время это, конечно, не значит, что такая комбинация вдува является оптимальной.

Для сравнения здесь приведены также результаты численного расчета нормированных значений коэффициента поверхностного трения

$$C_f/C_{f_0}$$

при указанных выше коэффициентах вдува, выполненного в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с использованием дифференциальной двухпараметрической модели $k-\varepsilon$. Предварительный анализ показал, что подобную задачу, строго говоря, необходимо решать в трехмерной постановке, что требует значительных ресурсов памяти. Поэтому, как отмечалось выше, на данном этапе исследований расчет проводился на основе упрощенного подхода, а именно в двумерном приближении с заменой перфорированной поверхности щелевой.

В целом приведенные здесь расчетные результаты качественно правильно описывают поведение экспериментальной зависимости

$$C_f/C_{f_0}(x),$$

хотя количественная разница

$$\frac{(C_f/C_{f_0})_э - (C_f/C_{f_0})_р}{C_f/C_{f_0}} 100 \%$$

между ними достигает 14–15%. (Здесь индексы «э» и «р» относятся соответственно к экспериментальным и расчетным значениям трения.) Вместе с тем полученные данные вселяют определенную уверенность в том, что возможно более успешное моделирование такого течения при использовании трехмерного подхода и соответствующем улучшении методики измерений.

Интересно, что хотя разделительные перегородки между индивидуальными камерами давления относительно тонкие, тем не менее при обтекании этих участков поверхности наблюдаются повышенные значения трения, что особенно отчетливо видно из результатов расчета. Следует, однако, отме-

титель, что обтекание таких участков сопровождается резким изменением локальных параметров течения, что не может не сказываться на точности расчета. С другой стороны, и экспериментальных данных явно недостаточно, чтобы в полной мере судить об адекватности полученных в указанных узких областях значений трения.

Из рис. 5 следует также, что область пониженных значений C_f не только охватывает активные участки вдува, но и распространяется вниз по потоку на непроницаемую часть пластины. Действительно, хотя непосредственно позади последнего участка коэффициент поверхностного трения резко возрастает, при последующем увеличении x ($x > 1650$ мм) темп роста C_f существенно снижается. Видно, что в этой области C_f не возвращается (по крайней мере скачкообразно) к величине, соответствующей исходному состоянию при $C_b = 0$. Причем область пониженных значений C_f достаточно протяженная, распространяясь вниз по потоку на расстояние порядка суммарной длины всех участков вдува.

Причина отмеченного поведения C_f состоит в резком изменении условий течения на границе раздела «проницаемая / непроницаемая стенка». Действительно, для сдвигового потока не столь важно, каким образом произошло изменение граничных условий: за счет перехода от шероховатой поверхности к гладкой (или наоборот), резкого изменения градиента давления, путем вдува (отсоса) или каким-либо другим способом. При переходе от проницаемого к непроницаемому участку пограничный слой «помнит» свое предыдущее состояние и не может мгновенно адаптироваться к новым условиям вследствие своих естественных наследственных свойств. Поэтому реакция потока на смену граничных условий будет проявляться в форме медленной релаксации основных характеристик течения, в том числе трения, к состоянию полного гидродинамического равновесия. Отмеченное свойство потока, по-видимому, следует учитывать при создании более совершенного алгоритма расчета.

Необходимо также сказать, что отмеченная выше обширная область течения, характеризующаяся пониженными значениями трения позади активной области вдува, имеет большое значение и при оценке энер-

гетических затрат на процесс вдува [12]. Действительно, коэффициент полного аэродинамического сопротивления пластины C_x представляет собой сумму внешнего коэффициента сопротивления, определяемого по потере импульса в пограничном слое, и внутреннего коэффициента сопротивления, эквивалентного затрачиваемой на процесс вдува мощности. Поскольку первая составляющая полного сопротивления определяется по результатам интегрирования зависимости $C_f = f(x)$ вдоль пластины, включая область течения позади последнего активного участка, понятно, что в этом случае получится дополнительный выигрыш в сопротивлении. Учитывая большую протяженность указанной релаксационной области, фактический выигрыш в C_x может оказаться существенным.

На рис. 6 представлены результаты измерений локальных значений коэффициента поверхностного трения C_f/C_{f_0} вдоль плоской пластины, которые получены лишь за счет пассивного перетока воздуха, реализующегося вследствие перепада между барометрическим давлением и статическим давлением в рабочей части аэродинамической трубы. При этом использовались те же подводящие трубопроводы, что и в случае принудительного вдува из системы сжатого воздуха. Как и ранее, передняя и задняя границы проницаемых участков перфорированного образца, а также непроницаемые перегородки, отделяющие одну камеру от другой, изображены вертикальными линиями.

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%. Эти данные ясно указывают на возможность управления турбулентным пограничным слоем в наземных условиях за счет пассивного вдува воздуха из атмосферы.

Важно отметить, что эффективность подобного метода управления возрастает при увеличении скорости набегающего потока U_∞ . В этом можно убедиться из рассмотрения рис. 7, где показано изменение относительного локального значения коэффициен-

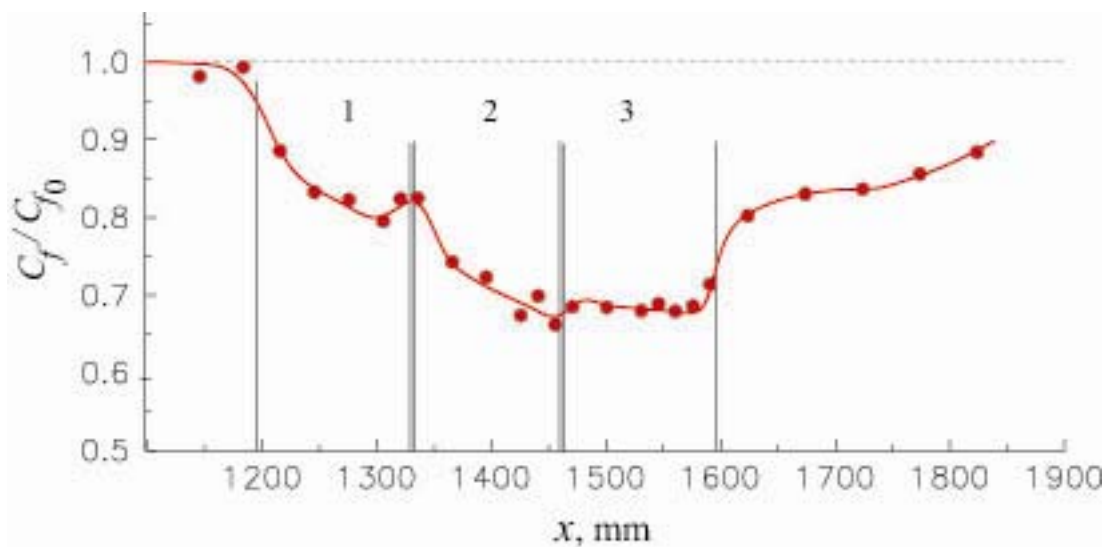


Рис. 6. Распределение нормированного коэффициента поверхностного трения по длине модели, реализованного за счет пассивного перетока воздуха через участки 1–3, обусловленного естественным перепадом между барометрическим давлением и статическим давлением в рабочей части аэродинамической трубы

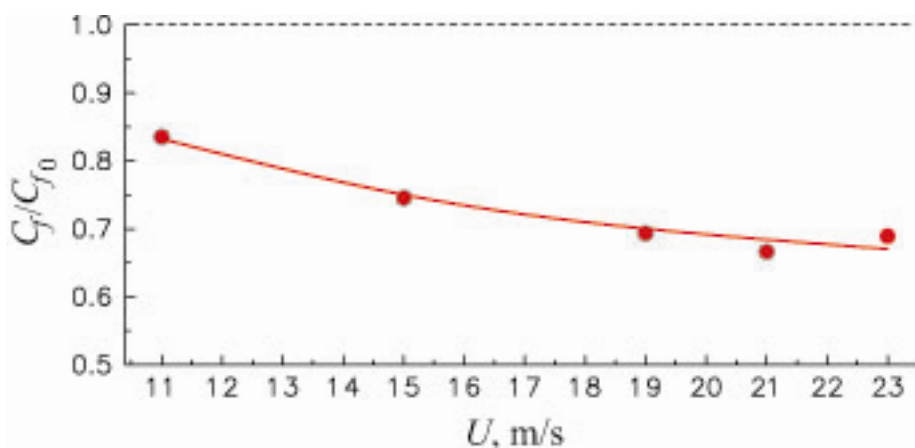


Рис. 7. Распределение нормированного коэффициента поверхностного трения, реализованного за счет пассивного перетока воздуха через участки 1–3, при изменении скорости набегающего потока ($x = 1422$ мм)

та поверхностного трения C_f в зависимости от U_∞ . Понятно, что с увеличением скорости U_∞ статическое давление в рабочей части трубы уменьшается, а следовательно, возрастает перепад давления ($P_6 - P_\infty$), где P_6 – барометрическое давление, и соответственно увеличивается расход воздуха через перфорированную поверхность. Несколько неожиданной является достаточно большая разница в снижении C_f при вдуве через первый и последний участки поверхности. Поскольку расход воздуха через эти участки одинаков, было бы логичным ожидать, что в этом случае темп изменения C_f будет при-

мерно таким, который реализуется при увеличении числа Рейнольдса вдоль пластины.

Что касается применения подобного метода управления в реальных условиях, например на транспортном самолете, то ситуация выглядит не такой простой, как это может показаться на первый взгляд. Самый 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 восполнения 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 любом случае необходима точная оценка баланса затраченной и выигранной за счет вдува мощности.

Выводы

Результаты предварительных расчетно-экспериментальных исследований, направленных на изучение возможности уменьшения поверхностного трения в несжимаемом турбулентном пограничном слое плоской пластины при вдуве воздуха через мелкоперфорированную поверхность, которая состоит из последовательно расположенных друг за другом автономных пронизываемых участков, позволяют сделать следующие выводы.

Регулируемый вдув с возрастающим вниз по потоку расходом обеспечивает устойчивое уменьшение локальных значений коэффициента поверхностного трения C_f по длине модели, достигающего 70 % в конце последнего активного участка. Результаты численного расчета, характеризующие изменение локальных параметров модифицированного вдувом турбулентного пограничного слоя, в том числе трения, качественно правильно отражают тенденции, которые демонстрируют данные экспериментальных исследований. В целом сохраняется резерв уменьшения C_f за счет реализации оптимальной комбинации интенсивности вдува по длине модели. Последующий успех в этом направлении можно обеспечить на основе дальнейшей консолидации специалистов, работающих в области вычислительной аэродинамики и физического эксперимента.

Путем пассивного перетока воздуха через перфорированную поверхность, обусловленного естественным перепадом между барометрическим давлением и статическим давлением в рабочей части аэродинамической трубы, можно достичь в исследуемых условиях более чем 30 %-го снижения поверхностного трения. Увеличение скорости набегающего потока приводит к росту интенсивности вдува через перфорированную поверхность и соответствующему уменьше-

нию трения, что открывает возможность управления турбулентным пограничным слоем подобным способом в наземных условиях.

Окончательный вывод об аэродинамической эффективности данного способа управления турбулентным пограничным слоем может быть сделан на основе оценки энергетических затрат на сам процесс вдува. Предполагается, что подобные эксперименты будут предметом дальнейшего рассмотрения.

Список литературы

1. Wood R. Impact of Advanced Aerodynamic Technology on Transportation Energy Consumption // SAE International TP-2004-01-1306. 2004. 21 p.
2. 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.
3. 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.
4. 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.
5. 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.
6. 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.
7. Hwang D. P. A Proof of Concept Experiment for Reducing Skin Friction by Using a Micro-Blowing Technique // NASA Technical Memorandum 107315, 1997.
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. Tillman T. G., Hwang D. P. Drag Reduction on a Large-Scale Nacelle Using a Microblowing Technique // 37th AIAA Aero-

space Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, AIAA Paper 1999-0130, Jan. 1999.

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. Корнилов В. И. Распределение скорости в турбулентном пограничном слое на проницаемой стенке в условиях вдува воздуха // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 1. С. 9–17.

12. 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.

13. Lin Y. L., Chyu M. K., Shih T. I. P., Wilis B. P., Hwang D. P. Skin Friction Reduction through Micro Blowing // AIAA Paper. 1998. No. 0359.

14. 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, AIAA 2009-779, Jan. 2009.

15. 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.

16. Hwang D. 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.

17. Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985. 318 с.

18. Корнилов В. И., Меклер Д. К., Павлов А. А. К методике измерения поверхностного трения однолучевым лазерным интерферометром // Тр. V Школы по методам аэрофизических исследований, 7–16 июля 1989, Абакан. Новосибирск, 1990. С. 144–151.

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

20. Klebanoff P. S. Characteristics of Turbulence in a Boundary Layer with Zero Pressure Gradient // NACA Rept. 1247. 1955. P. 1135–1153.

21. Launder B. E., Spalding D. B. Lectures in Mathematical Models of Turbulence. L.; N. Y.: Academic Press, 1972. 169 p.

22. Cebeci T. Analysis of Turbulent Flows. Oxford: Elsevier Ltd, 2004. 376 p.

23. Nash J. F. Turbulent Boundary Layer Behaviour and the Auxiliary Equation // NPL Aeron. Rep. 1137. 1965.

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

25. Zagarola M. V., Smits A. J. A New Mean Velocity Scaling for Turbulent Boundary Layers // Proc. of 1998 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, June 21–25. Washington D. C, 1998. P. 1–6.

26. 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.

Материал поступил в редколлегию 16.01.2014

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

EXPERIENCE OF THE USING OF CASCADE METHOD FOR TURBULENT BOUNDARY-LAYER CONTROL THROUGH AIR BLOWING

The possibilities of turbulent drag reduction in an incompressible turbulent boundary layer of a flat plate with air blowing through a microperforated surface which consists of sequentially arranged one behind the other self-contained permeable areas were studied. Mass flow rate of air blowing per unit area Q was increased with increasing distance downstream, but in total was not more than 0.0768 kg/s/m^2 . A consistent reduction of the local skin friction values along the length of the model, up to 70% at the end of the last active blowing area was shown. The experimental data characterizing the ability to manage a turbulent boundary layer in the ground conditions by passive air overflow generated by the difference between the barometric pressure and the pressure in the wind tunnel test section were obtained.

Keywords: turbulent boundary layer, the cascade control method, plate, microperforated surface, blowing, skin friction.