

УДК 532.5

АНАЛИЗ ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ И ВОЗМОЖНОСТИ УМЕНЬШЕНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МИКРООБДУВА

Х. Н. Хабошан, Э. Юсефи*, Е. Своркан**

Тегеранский филиал Исламского университета Азад, Тегеран, Иран

* Международный университет им. имама Хомейни, Казвин, Иран

** Белградский университет, 11120 Белград, Сербия

E-mails: najafi.fme@gmail.com, yousefi.fme@gmail.com, jsvorcan@mas.bg.ac.rs

С использованием SST- $(k-\omega)$ -модели турбулентности выполнен численный анализ параметров турбулентного пограничного слоя и исследована возможность уменьшения поверхностного трения на плоской пластине путем микрообдува воздухом. Макромасштабные характеристики большого количества микроструй определяются с использованием модели микропористой стенки, встроенной в пакет ANSYS FLUENT с помощью пользовательских функций. Получены результаты численных расчетов при значениях числа Маха $M = 0,2 \div 0,5$ и значениях числа Рейнольдса $Re = 2,88 \cdot 10^6 \div 7,20 \cdot 10^6$. Алгоритм позволяет достаточно точно описать незначительное увеличение толщины пограничного слоя, толщины вытеснения и толщины потери импульса, а также уменьшение градиента скорости и сдвигового трения. Показано, что при числе Маха $M = 0,4$ и доле вдуваемого воздуха, равной 0,008, применение микрообдува пластины воздухом позволяет уменьшить коэффициент поверхностного трения на 51 % по сравнению со случаем обтекания плоской пластины. При увеличении доли вдуваемого воздуха и числа Маха коэффициент поверхностного трения уменьшается.

Ключевые слова: уменьшение сопротивления, микрообдув, активное управление потоком, турбулентный пограничный слой, плоская пластина.

DOI: 10.15372/PMTF20220307

Введение. В настоящее время актуальной задачей является разработка способов снижения энергопотребления при реализации процессов, в которых используется обтекание потоком газа. Существуют методы активного и пассивного управления потоком жидкости, такие как использование равномерного выдува (вдува) [1–4], плазменных приводов [5, 6], пассивного вихревого генератора [7], поверхностных волн [8]. Эти методы применяются в авиации [9, 10] и при создании высокоскоростных поездов [11]. Использование микрообдува [12] и нестационарной струи [13] также является методом активного управления потоком жидкости с целью уменьшения поверхностного сопротивления или разделения потока.

В работе [14] численно и аналитически изучены уравнения пограничного слоя для потока несжимаемой жидкости, обтекающей плоскую пластину при впрыске жидкости. Установлено, что при наличии впрыска вязкий пограничный слой смещается, вследствие

чего от пластины отделяется высокоскоростной поток. Кроме того, впрыск жидкости ускоряет разделение потока, особенно при больших скоростях продува. В работе [15] экспериментально исследовано влияние равномерного впрыска жидкости через перфорированную поверхность цилиндра с квадратным поперечным сечением. В эксперименте варьировались скорость впрыска и положение пористой пластины. Также в [15] исследовалось влияние впрыска на величину давления и на коэффициенты лобового сопротивления. Установлено, что вдув воздуха является эффективным способом воздействия на характеристики турбулентного пограничного слоя. В результате продува толщина пограничного слоя увеличилась, при этом градиент скорости вблизи стенки и коэффициент лобового сопротивления уменьшились.

Разработка технологии лазерного сверления позволила изготавливать поверхности с небольшими отверстиями, вследствие чего появилась возможность нагнетания воздуха через отверстия с диаметром микрометрового порядка. В Исследовательском центре НАСА им. Дж. Х. Гленна (Кливленд, США) выполнены многочисленные исследования процесса продувания воздуха через такие отверстия (микровдува). В работе [16] предложен способ уменьшения поверхностного трения за счет микровдува в дозвуковой поток. В эксперименте с пятью пористыми пластинами были измерены отношения коэффициента поверхностного трения к коэффициенту поверхностного трения в случае обтекания плоской пластины без отверстий. Установлено, что уменьшение поверхностного трения для пластины PN2 составляет приблизительно 60 % при максимальной скорости продува, равной $0,205 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$, и числе Маха, равном 0,3. В работе [17] экспериментально изучено уменьшение поверхностного сопротивления при обтекании номинально безградиентным несжимаемым турбулентным потоком плоской пластины в случае микропродува воздуха через стенку, состоящую из чередующихся проницаемых и непроницаемых секций. Установлено, что микрообдув при той же скорости воздушного потока, что и на полностью проницаемой поверхности, может обеспечить уменьшение общего сопротивления плоской пластины приблизительно на 15–25 %.

В работе [18] установлено, что при постепенном уменьшении локального коэффициента поверхностного трения на микропористой пластине можно достичь максимального снижения трения на 70 %. В работе [19] изучалось уменьшение поверхностного трения на плоской пластине с использованием микропродува воздуха через пористую стенку. В работе [20] приведен обзор исследований по данной теме.

Численный анализ процесса микровдува с использованием методов вычислительной гидродинамики существенно затруднен вследствие большого количества микроканалов в пористой пластине, которые должны быть смоделированы с использованием ограниченных вычислительных ресурсов. Для решения этой проблемы в работе [21] было предложено использовать модель микропористой стенки. В [22] выполнено численное исследование микровдува для случая сверхкритического аэродинамического профиля. Из результатов, полученных в работе [22], следует, что максимальное уменьшение сопротивления поверхностного трения может быть достигнуто в том случае, если микровдув осуществляется вблизи передней кромки аэродинамического профиля. Более того, при доле вдуваемого воздуха, равной 0,05, можно на 12,8–16,8 % уменьшить поверхностное сопротивление и на 14,7–17,8 % увеличить подъемную силу.

В работе [23] изучалась эффективность микрообдува внешней поверхности высокоскоростных поездов. По мнению авторов [23], микрообдув является наиболее эффективным методом среди всех известных методов управления турбулентным потоком, применяемых для высокоскоростных поездов. Метод микрообдува не влияет на устойчивость движения и не приводит к разделению потока; позволяет уменьшить лобовое сопротивление на 90 %, что существенно для тел большой длины, таких как поезд; эффекты сжимаемости

(в частности, возникновение ударных волн), характерные для крейсерского режима полета самолета, в случае поезда не являются существенными и не должны учитываться в качестве негативных факторов.

В работе [24] выполнено численное моделирование турбулентного плоского пограничного слоя в случае локализованного микрообдува пластины. Из полученных результатов следует, что уменьшение лобового сопротивления является существенным, при этом максимальная скорость уменьшения лобового сопротивления достигает 40 %. Между тем при визуализации трехмерного вихря на поверхности вблизи пристенных вихрей обнаружено несколько вогнутостей, вызванных микроструями. В работе [25] с использованием методики измерения частиц экспериментально изучен равномерный микрообдув в турбулентном пограничном слое с нулевым градиентом давления. Установлено, что микрообдув оказывает существенное влияние на пограничный слой, кроме того, с увеличением доли вдуваемого воздуха толщина потери импульса и формфактор увеличиваются.

В данной работе с использованием метода продува воздуха через микропористую пластину проводится численный анализ турбулентного потока над плоской пластиной. Для моделирования турбулентного течения используется SST- $(k-\omega)$ -модель. Определяются макромасштабные характеристики процесса микрообдува воздуха через микропористую пластину с учетом большого количества микроструй.

1. Физико-математическая модель. Ниже приводится постановка задачи и изучается модель поверхностного трения на плоской пластине.

1.1. *Геометрия области вычислений.* С использованием результатов экспериментов, полученных в работе [16], рассматривается двумерная прямоугольная область длиной 63,5 см и высотой 30 см. Микропористая пластина длиной 25,4 см размещается на расстоянии 38,1 см ниже по течению от входного отверстия потока (рис. 1).

1.2. *Модель микропористой пластины.* В качестве микропористой пластины выбрана пластина NASA-PN2 [16], толщина которой составляет 1,02 мм, пористость — 23 %, диаметр отверстий равен 0,165 мм. Структура микропористой пластины показана на рис. 2. Видно, что между двумя пористыми слоями имеется полость.

Как отмечено выше, при исследовании продува воздуха через микропористую пластину используется модель микропористой пластины, в которой свойства микропористой пластины учитываются при формулировке граничных условий. Средняя скорость воздуха, продуваемого через микропористую пластину, может быть вычислена по формуле [22]

$$v_{\text{мв}} = \varphi F \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}}{\rho_{\text{ex}}},$$

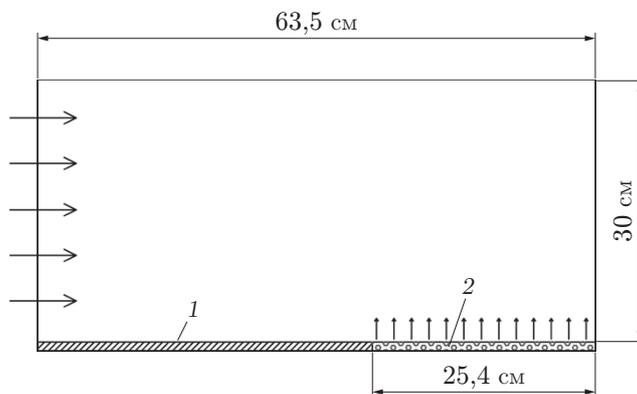


Рис. 1. Область решения задачи:

1 — стенка, 2 — микропористая пластина

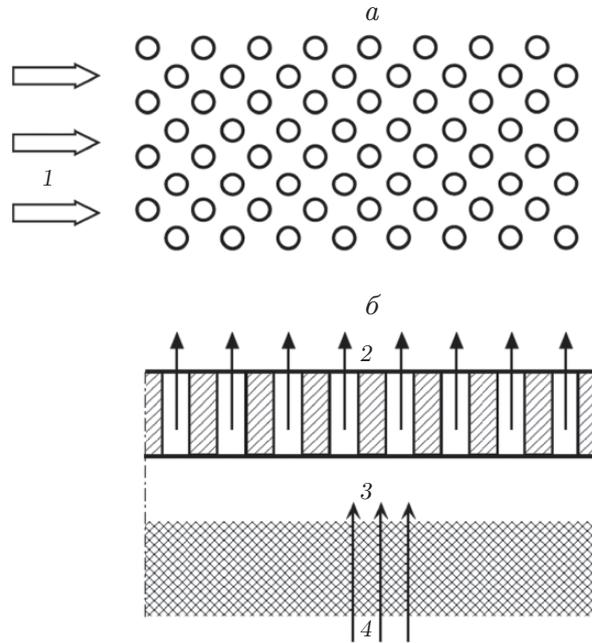


Рис. 2. Структура микропористой пластины [16]:
a — вид сверху, *б* — вид сбоку; 1 — поперечный поток, 2 — микровдув, 3 — полость, 4 — вдув воздуха

где U_∞ — скорость свободного потока; F — доля вдуваемого воздуха:

$$F = \frac{\rho_{ex} U_j}{\rho_\infty U_\infty},$$

φ — пористость микропористой пластины NASA-PN2; ρ_{ex} — локальная плотность на стенке; U_j — средняя скорость вдува через один канал микропористой пластины. Следует отметить, что $U_j \neq v_{мв}$, $v_{мв} = \varphi U_j$. Здесь U_j вычисляется по формуле

$$U_j = F \frac{\rho_\infty U_\infty}{\rho_{ex}}.$$

1.3. *Основные уравнения.* Рассматривается двумерный стационарный сжимаемый поток. Воздух является идеальным газом. Используется уравнение энергии. Осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса записываются в следующем виде [26]:

— уравнение непрерывности —

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = S_m,$$

где S_m — источник массы;

— уравнение импульса —

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_i u'_j} \right) + F_i,$$

где

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij},$$

ρ — плотность; P — давление; μ — динамическая вязкость; μ_t — турбулентная динамическая вязкость; F_i — источник импульса; k — турбулентная кинетическая энергия; δ_{ij} — символ Кронекера;

— уравнение энергии —

$$\rho C_p \bar{u}_i \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(K + \frac{C_p \mu_t}{\text{Pr}_t} \right) \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} + \bar{u}_i (\tau_{ij})_{eff} \right],$$

где C_p — теплоемкость; T — температура; K — теплопроводность; Pr_t — турбулентное число Прандтля; $(\tau_{ij})_{eff}$ — вязкая диссипация:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right).$$

Для описания турбулентного потока над плоской пластиной используется SST- $(k-\omega)$ -модель [27]. Уравнения переноса сдвиговых напряжений Ментера в модели турбулентности записываются в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \tilde{G}_k - \rho \beta^* k \omega, \\ \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \frac{\alpha}{\nu_t} \tilde{G}_k - \rho \beta \omega^2 + D_\omega, \end{aligned}$$

где \tilde{G}_k — количество турбулентной кинетической энергии, образующейся вследствие наличия градиента средней скорости,

$$\begin{aligned} \mu_t &= \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max[1/\alpha^*, SF_2/(a_1 \omega)]}, & \tilde{G}_k &= \min(G_k, 10\rho\beta^*k\omega), & G_k &= -\rho \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}, \\ D_\omega &= 2(1 - F_1)\rho \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \end{aligned}$$

Более подробные сведения о приведенных выше уравнениях представлены в работе [27].

В описанной выше модели турбулентности в граничных условиях на стенке уравнение для кинетической энергии турбулентности решается с помощью модифицированного метода, используемого в $(k-\varepsilon)$ -модели. Это означает, что при наличии мелких сеток вблизи стенки применяются граничные условия с малым числом Рейнольдса. Величина ω вычисляется в соответствии с уравнением [27]

$$\omega_w = \frac{\rho(u^*)^2}{\mu} \omega^+.$$

1.4. Граничные условия. На левой и правой границах расчетной области для входящего потока ставятся граничные условия Римана для дальнего поля. При длине плоской пластины, равной 63,5 см, число Маха для свободного потока равно $M = 0,4$, число Рейнольдса принято равным $5,76 \cdot 10^6$. На правой границе области задается статическое давление, равное 1 атм. На поверхности пластины ставится условие непроскальзывания. Для моделирования поступления воздуха через микропористую пластину в основные уравнения для первого слоя ячеек, прилегающего к поверхности микропористой пластины, добавляются члены, соответствующие источникам массового потока и импульса.

2. Метод вычисления. В данной работе численный расчет выполнен с помощью программного обеспечения ANSYS FLUENT, в который добавлены пользовательские функции. Для решения связанной системы уравнений методом конечного объема использовался связанный алгоритм на основе определения давления. Для расчета поверхностного давления в ячейках и дискретизации всех уравнений применялись схемы второго порядка. Кроме того, для обеспечения устойчивости алгоритма и ускорения его сходимости использовался метод нижней релаксации. Во всех численных расчетах значение параметра y^+ было меньше единицы (рис. 3).

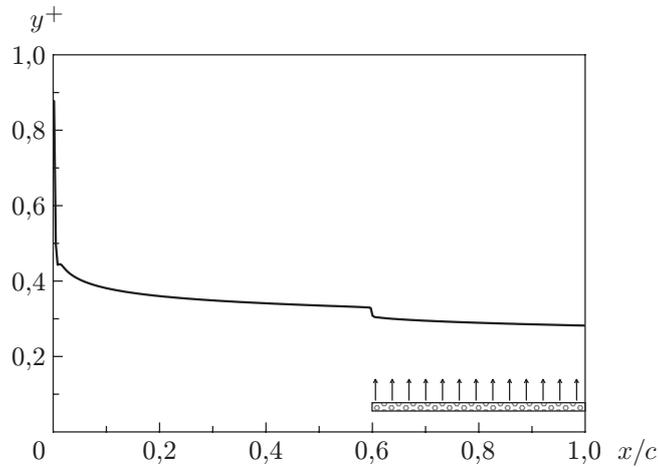


Рис. 3. Распределение параметра y^+ вдоль плоской пластины, длина микропористой части которой составляет 40 % ее общей длины, при $M = 0,4$, $F = 0,003$

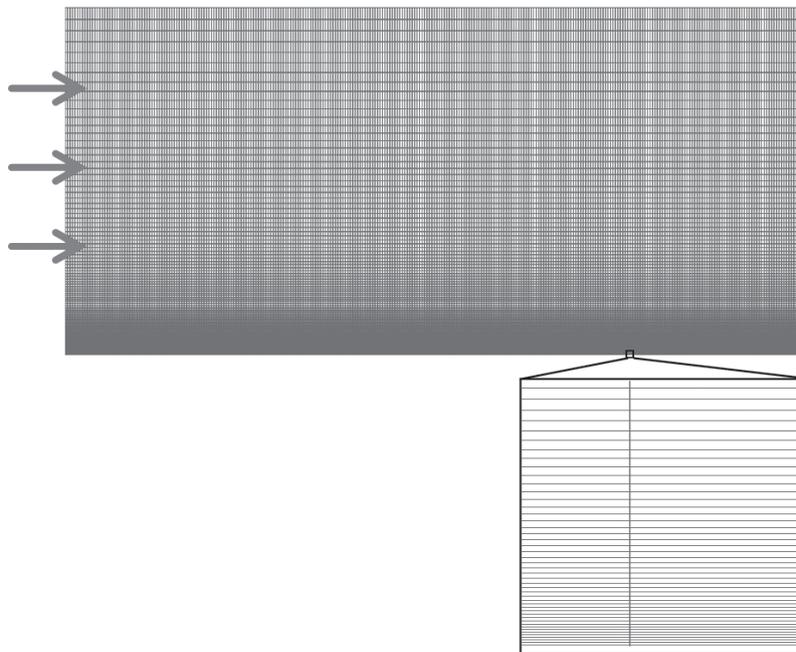


Рис. 4. Расчетная сетка

3. Численный расчет. Используемые в данной работе расчетные сетки созданы с помощью многоблочной схемы с гексаэдрическими элементами (рис. 4).

В табл. 1 приведены значения коэффициента поверхностного трения C_f , вычисленные на сетках различного размера путем осреднения вдоль микропористой пластины в соответствии с уравнением

$$C_f = \frac{1}{L} \int_{L_1}^{L_2} \frac{\tau_w}{\rho U_\infty^2 / 2} dx,$$

где τ_w — напряжение сдвига на стенке.

Из приведенных в табл. 1 данных следует, что коэффициент поверхностного трения практически не меняется, если число расчетных ячеек превышает 74 451. Поэтому во всех расчетах использовалась сетка с количеством ячеек, равным 74 451.

Таблица 1

Значения коэффициента поверхностного трения при $M = 0,4$
на участке плоской пластины $x = 0,381 \div 0,635$ м

Номер сетки	Количество ячеек	C_f
1	3 081	0,002 569
2	29 651	0,002 608
3	74 451	0,002 727
4	139 251	0,002 728

Таблица 2

Расчетные и экспериментальные значения коэффициента поверхностного трения при $M = 0,4$

C_f/C_{f0}			F
Результаты численных расчетов [22]	Экспериментальные данные [28]	Результаты расчетов в настоящей работе	
1,0000	1,0000	1,0000	0 (плоская пластина)
0,9676	0,9726	0,9642	0,0005
0,9045	0,8741	0,8947	0,0015
0,8140	0,7479	0,7953	0,0030
0,5465	0,5081	0,5083	0,0080

Для проверки точности модели полученные численные результаты сопоставлялись с экспериментальными данными, приведенными в работе [28], и результатами численного моделирования, приведенными в работе [22]. В табл. 2 приведены значения отношения коэффициента поверхностного трения для микропористой пластины ($M = 0,4$) при наличии микровдува к коэффициенту поверхностного трения для плоской пластины в отсутствие вдува. Среднее значение коэффициента поверхностного трения определялось на участке микропористой пластины $x = 0,381 \div 0,635$ м. Отличие результатов численных расчетов, проведенных в настоящей работе, от экспериментальных данных и результатов численных расчетов в работе [22] составляет $0,04 \div 5,90$ % и $0,35 \div 7,50$ % соответственно.

4. Результаты исследования и их обсуждение. Распределение скорости в направлении нормали к поверхности пластины в отсутствие вдува и при наличии микровдува при $F = 0,003$ приведено на рис. 5.

Воздух, продуваемый через микропористую пластину, поступает на участке плоской пластины $x = 0,381 \div 0,635$ м. Толщина пограничного слоя начинает увеличиваться при $x \approx 0,4$ м. Различие профилей скоростей при наличии вдува и в его отсутствие увеличивается по мере прохождения потока над микропористой частью стенки. Таким образом, линии тока в пограничном слое могут быть достаточно плавными при обтекании поверхности, на которой имеется тонкий слой воздуха. Следовательно, поток воздуха при наличии микровдува может вызывать уменьшение шероховатости поверхности. Наличие этого тонкого слоя воздуха позволяет рассматривать поток в качестве потока, скользящего по поверхности пластины. При наличии микровдува градиент профиля скорости $(\partial u / \partial y)|_{y=0}$ на поверхности плоской пластины уменьшается, что приводит к уменьшению вязкого сдвигового трения.

Доля вдуваемого воздуха оказывает существенное влияние на профили скорости в пограничном слое (включая вязкий слой) в расчетной области (рис. 6). Продув воздуха через микропористую пластину вызывает изменение направления скорости, в результате

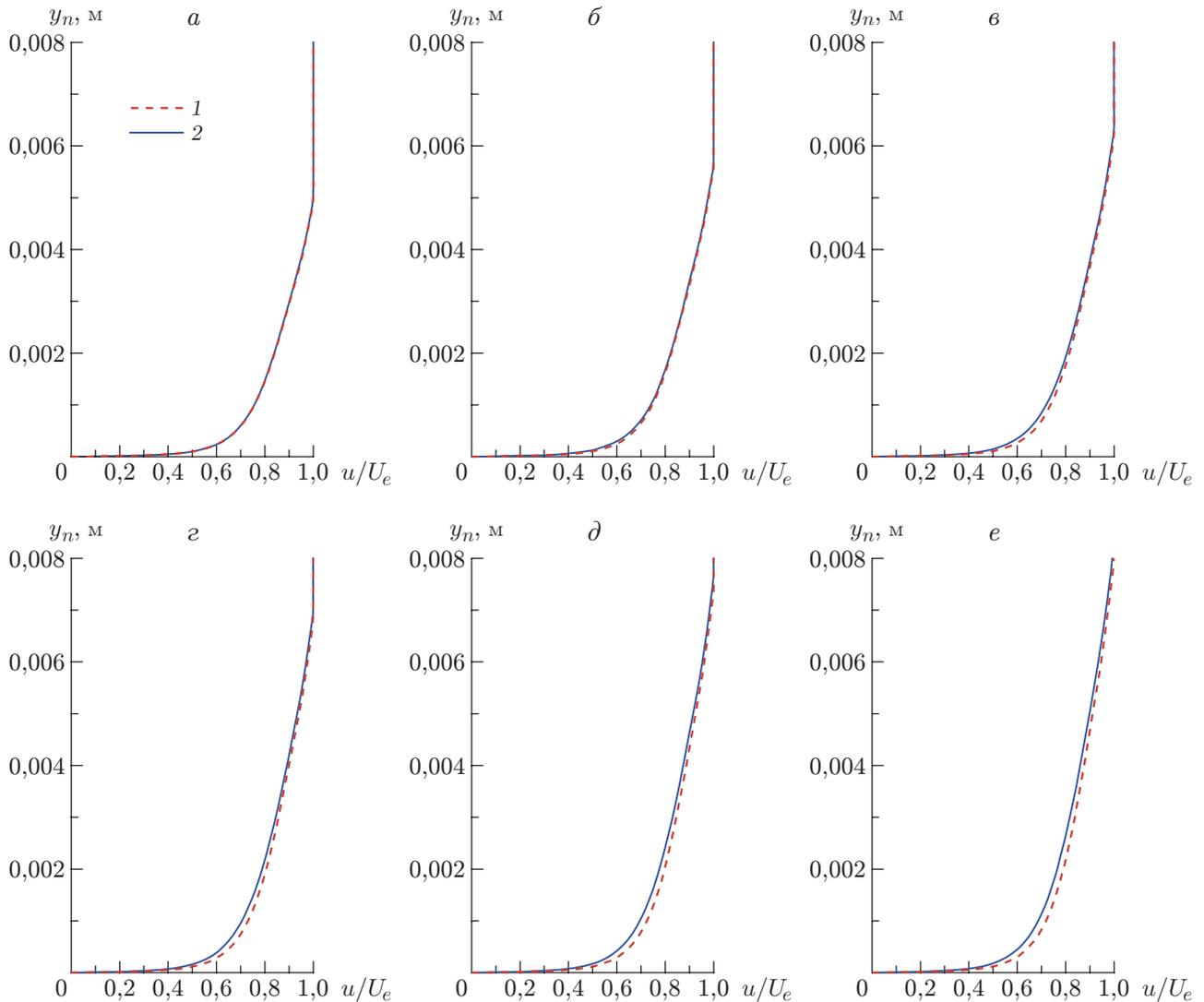


Рис. 5. Распределение скорости в направлении нормали к поверхности пластины в отсутствие ддува (1) и при наличии микроддува ($F = 0,003$) при $M = 0,4$ (2):
 а — $x = 0,35 \text{ м}$, б — $x = 0,40 \text{ м}$, в — $x = 0,45 \text{ м}$, г — $x = 0,50 \text{ м}$, д — $x = 0,55 \text{ м}$, е — $x = 0,60 \text{ м}$

чего уменьшается вязкое сопротивление. Также следует отметить, что при использовании предложенного алгоритма отсутствуют какие-либо скачки или сингулярности внутри области вычислений. Поток остается плавным, и его структура хорошо согласуется со структурой реального потока.

Для исследования изменений толщины пограничного слоя, происходящих при микроддуве, определены два параметра: толщина вытеснения δ^* и толщина потери импульса θ :

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_{\infty} U_{\infty}}\right) dy, \quad \theta = \int_0^{\delta} \frac{\rho u}{\rho_{\infty} U_{\infty}} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy$$

($\delta, \rho_{\infty}, U_{\infty}$ — толщина пограничного слоя, плотность и скорость свободного потока соответственно).

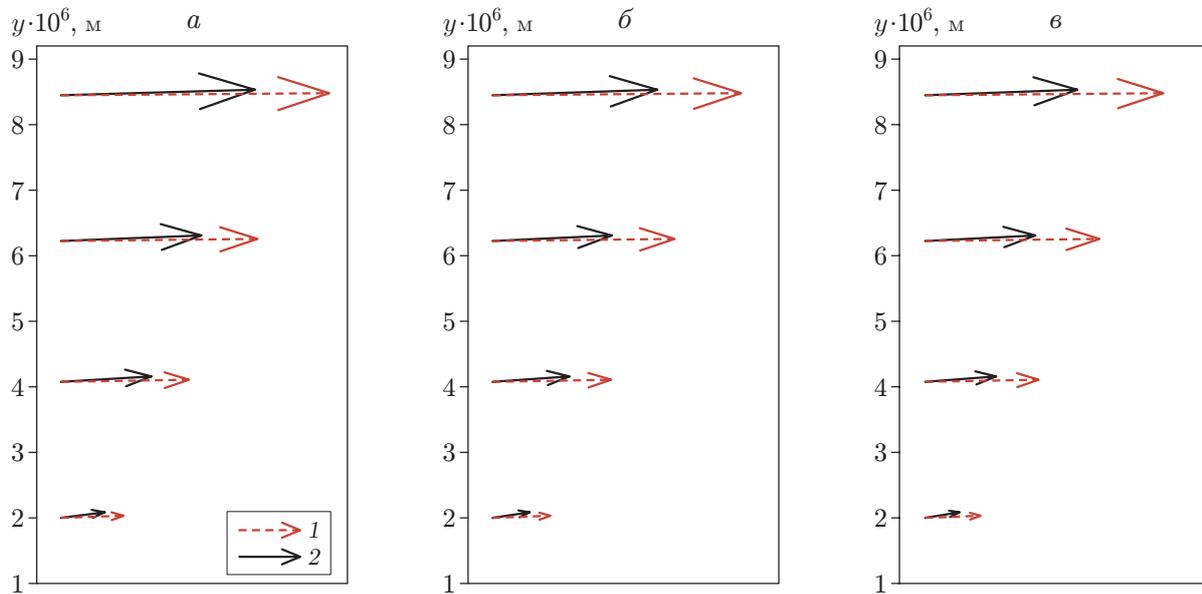


Рис. 6. Векторы скорости вблизи стенки микропористой пластины при различных значениях x ($M = 0,4$):

a — $x = 0,4$ м, b — $x = 0,5$ м, v — $x = 0,6$ м; 1 — $F = 0,003$, 2 — $F = 0,008$

Таблица 3

Значения коэффициента поверхностного трения плоской пластины при наличии микроудува

F	C_f/C_{f0}	
	$M = 0,3$	$M = 0,4$
0 (плоская пластина)	1,0000	1,0000
0,003	0,8051	0,7953
0,008	0,5288	0,5083

На рис. 7 приведены распределения толщины вытеснения пограничного слоя и толщины потери импульса вдоль плоской поверхности пластины при различных значениях доли вдуваемого воздуха (c — длина плоской пластины). Из зависимостей, приведенных на рис. 7, следует, что микроудув практически не оказывает влияния на верхнюю часть турбулентного потока (ниже точки с координатой $x/c = 0,6$), толщина вытеснения пограничного слоя и толщина потери импульса такие же, как и в отсутствие микрообдува. При продуве воздуха через микропористую пластину толщина вытеснения пограничного слоя увеличивается при $x/c \geq 0,6$, причем чем больше значение доли вдуваемого воздуха, тем больше толщина вытеснения. Тот же вывод можно сделать на основе результатов, приведенных на рис. 5: толщина пограничного слоя увеличивается при наличии микрообдува и при увеличении доли вдуваемого воздуха. Таким образом, в результате микрообдува толщина пограничного слоя незначительно увеличивается.

При $F = 0,003; 0,008$ толщина вытеснения пограничного слоя увеличивается вдоль микропористой пластины, следовательно, скорость потока в пограничном слое меньше скорости свободного потока. Кроме того, при микрообдуве толщина вытеснения и толщина потери импульса уменьшаются. Коэффициент поверхностного трения также уменьшается при уменьшении скорости (табл. 3).

Толщина потери импульса θ характеризует изменение импульса внутри пограничного слоя. Большое значение толщины потери импульса означает, что большая часть импульса

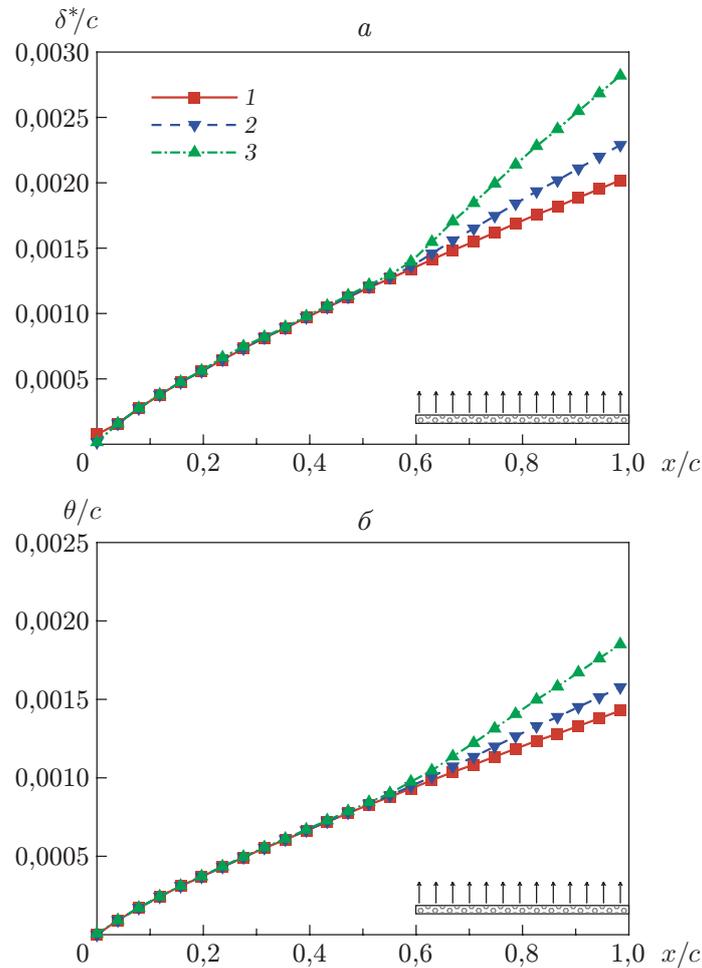


Рис. 7. Распределения толщины вытеснения пограничного слоя (а) и толщины потери импульса (б) по координате x/c при $M = 0,4$ и различных значениях доли вдуваемого воздуха:
 1 — $F = 0$, 2 — $F = 0,003$, 3 — $F = 0,008$

исчезла. Толщина потери импульса θ увеличивается с увеличением фракции вдува при $x/c > 0,6$. Очевидно, что при микровдуве происходит потеря импульса и увеличивается толщина его потери.

В табл. 3 приведены значения отношения коэффициентов трения на плоской пластине при наличии микровдува и в его отсутствие. При наличии микровдува коэффициент поверхностного трения уменьшается. Как при $M = 0,3$, так и при $M = 0,4$ коэффициент поверхностного трения уменьшается с увеличением фракции вдува. Это обусловлено тем, что при вдуве воздуха через микропористую пластину градиент скорости уменьшается.

Из полученных результатов следует, что при числе Маха $M = 0,4$ и доле вдуваемого воздуха, равной 0,008 (число Рейнольдса при этом равно $5,76 \cdot 10^6$), применение микровдува пластины воздухом позволяет уменьшить коэффициент поверхностного трения на 51 % по сравнению со значением C_f в случае обтекания плоской пластины в отсутствие микровдува.

На рис. 8 приведено распределение коэффициента поверхностного трения вдоль плоской пластины при $F = 0,003; 0,008$. Следует отметить, что все изменения в потоке при наличии микровдува происходят при $x/c > 0,6$. Наиболее существенное уменьшение ко-

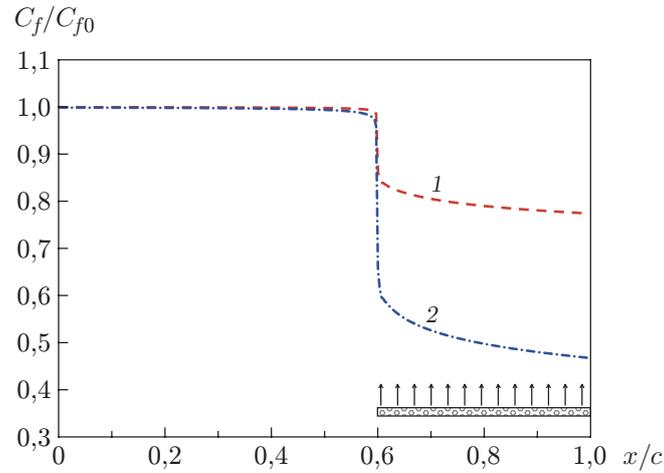


Рис. 8. Распределение локальных значений коэффициента поверхностного трения вдоль плоской пластины при $M = 0,4$:

1 — $F = 0,003$, 2 — $F = 0,008$

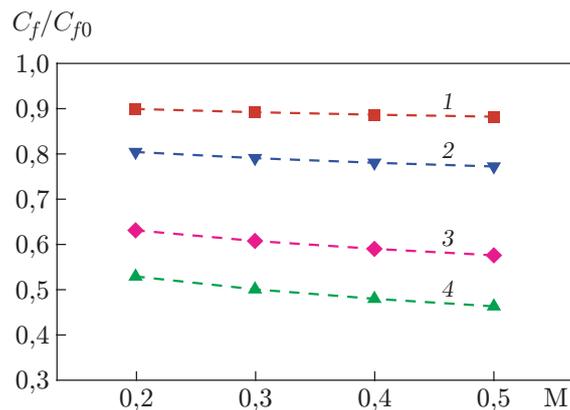


Рис. 9. Зависимость коэффициента поверхностного трения от числа Маха:

1 — $F = 0,0015$, 2 — $F = 0,003$, 3 — $F = 0,006$, 4 — $F = 0,008$

ээффициента поверхностного трения происходит в начале участка, на котором осуществляется микровдув, и продолжается на остальной части пластины. При $M = 0,4$ и $F = 0,008$ происходит существенное уменьшение поверхностного трения.

Зависимость коэффициента поверхностного трения от числа Маха приведена на рис. 9. При наличии микровдува с увеличением числа Маха коэффициент поверхностного трения уменьшается. При увеличении доли вдуваемого воздуха коэффициент поверхностного трения уменьшается более существенно, поэтому на плоской пластине коэффициент поверхностного трения можно уменьшить за счет увеличения числа Маха и доли вдуваемого воздуха.

Заключение. В работе выполнено численное исследование турбулентного пограничного слоя. Установлено, что при наличии микровдува на плоской пластине происходит уменьшение сопротивления поверхностному трению. При моделировании турбулентного потока над плоской пластиной использована SST- $(k-\omega)$ -модель турбулентности. Модель микропористой стенки была использована для получения макромасштабных характеристик большого количества микроструй на микропористой пластине. Проведено сравнение результатов численного моделирования турбулентного течения с известными экспериментальными данными и ранее полученными результатами численного моделирования.

Установлено, что при наличии микрообдува толщина пограничного слоя увеличивается. С увеличением доли вдуваемого воздуха увеличивается нормальная составляющая скорости вблизи поверхности стенки, в результате чего происходит уменьшение градиента скорости и, следовательно, вязкого сопротивления.

Показано, что при наличии микровдува толщина вытеснения пограничного слоя и толщина потери импульса увеличиваются, причем чем больше значение доли вдуваемого воздуха, тем больше толщина вытеснения. Из полученных результатов следует, что продув воздуха приводит к потере импульса и увеличению толщины потери импульса. При наличии микровдува на плоской пластине коэффициент поверхностного трения уменьшается.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Kametani Y., Fukagata K., Örlü R., Schlatter P.** Effect of uniform blowing/suction in a turbulent boundary layer at moderate Reynolds number // *Intern. J. Heat Fluid Flow*. 2015. V. 55. P. 132–142.
2. **Kornilov V. I., Kavun I. N., Popkov A. N.** Development of the air blowing and suction technology for control of a turbulent flow on an airfoil // *J. Appl. Mech. Tech. Phys.* 2019. V. 60, N 1. P. 7–15.
3. **Atzori M., Vinuesa R., Fahland G., Stroh A.** Aerodynamic effects of uniform blowing and suction on a NACA4412 airfoil // *Flow Turbulence Combust.* 2020. V. 105, N 3. P. 735–759.
4. **Kornilov V. I.** Combined blowing/suction flow control on low-speed airfoils // *Flow Turbulence Combust.* 2021. V. 106, N 1. P. 81–108.
5. **Mahfoze O., Laizet S.** Skin-friction drag reduction in a channel flow with streamwise-aligned plasma actuators // *Intern. J. Heat Fluid Flow*. 2017. V. 66. P. 83–94.
6. **Taleghani A. S., Shadaram A., Mirzaei M., Abdolahipour S.** Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control // *J. Brazil. Soc. Mech. Sci. Engng.* 2018. V. 40, N 4. P. 173.
7. **Viswanathan H.** Aerodynamic performance of several passive vortex generator configurations on an Ahmed body subjected to yaw angles // *J. Brazil. Soc. Mech. Sci. Engng.* 2021. V. 43, N 3. P. 131.
8. **Albers M., Meysonnat P. S., Fernex D., et al.** Drag reduction and energy saving by spanwise traveling transversal surface waves for flat plate flow // *Flow Turbulence Combust.* 2020. V. 105, N 1. P. 125–157.
9. **Svorcan J. M., Fotev V. G., Petrovic N. B., Stupar S. N.** Two-dimensional numerical analysis of active flow control by steady blowing along foil suction side by different URANS turbulence models // *Thermal Sci.* 2017. V. 21, suppl. 3. P. 649–662.
10. **Kornilov V. I., Kavun I. N., Popkov A. N.** Effect of air blowing and suction through single slots on the aerodynamic performances of an airfoil // *J. Appl. Mech. Tech. Phys.* 2019. V. 60, N 5. P. 871–881.
11. **Shkvar E. O., Jamea A., E S. J., et al.** Effectiveness of blowing for improving the high-speed trains aerodynamics // *Thermophys. Aeromech.* 2018. V. 25, N 5. P. 675–686.
12. **Bazovkin A. V., Kovenya V. M., Kornilov V. I., et al.** Effect of micro-blowing of a gas from the surface of a flat plate on its drag // *J. Appl. Mech. Tech. Phys.* 2012. V. 53, N 4. P. 490–499.
13. **Wang B.-x., Yang Z.-g., Zhu H.** Active flow control on the 25° Ahmed body using a new unsteady jet // *Intern. J. Heat Fluid Flow*. 2019. V. 79. P. 108459.
14. **Catherall D., Stewartson K., Williams P. G.** Viscous flow past a flat plate with uniform injection // *Proc. Roy. Soc. London. Ser. A*. 1965. V. 284, N 1398. P. 370–396.

15. **Çuhadaroğlu B., Akansu Y. E., Turhal A. Ö.** An experimental study on the effects of uniform injection through one perforated surface of a square cylinder on some aerodynamic parameters // Experiment Thermal Fluid Sci. 2007. V. 31, N 8. P. 909–915.
16. **Hwang D. P.** A proof of concept experiment for reducing skin friction by using a micro-blowing technique. S. l., 1997. (Paper / AIAA; N 1997-0546).
17. **Kornilov V. I., Boiko A. V.** Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // AIAA J. 2014. V. 52, N 1. P. 93–103.
18. **Kornilov V. I., Boiko A. V.** Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction // AIAA J. 2012. V. 50, N 3. P. 724–732.
19. **Kornilov V. I., Boiko A. V.** Application of air microblowing through a porous wall for skin friction reduction on a flat plate // Vestn. NGU. Ser. Phys. 2010. V. 5, N 3. P. 38–44. (in Russian).
20. **Kornilov V. I.** Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // Progr. Aerospace Sci. 2015. V. 76. P. 1–23.
21. **Li J., Shen J., Lee C. H.** A micro-porous wall model for micro-blowing/suction flow system // Sci. Sin-Phys. Mech. Astronomy. 2014. V. 44, N 2. P. 221–232. (in Chinese).
22. **Gao Z., Cai J., Li J., et al.** Numerical study on mechanism of drag reduction by microblowing technique on supercritical airfoil // J. Aerospace Engng. 2017. V. 30, N 3. 04016084.
23. **Shkvar Y. O., Kryzhanovskiy A. S., Cai J.-C.** Microblowing as an effective tool of drag reduction of modern high-speed vehicles // Proc. of the 8th World congress “Aviation in the XXI-st century. Safety in aviation and space technologies”, Kyiv (Ukraine), Oct. 10–12, 2018. Kyiv: Nat. Aviat. Univ., 2018. P. 4.3.42–4.3.46.
24. **Xie L., Zheng Y., Zhang Y., et al.** Effects of localized micro-blowing on a spatially developing flat turbulent boundary layer // Flow Turbulence Combust. 2021. V. 107, N 11. P. 1–29.
25. **Hasanuzzaman G., Merbold S., Cuvier C., et al.** Experimental investigation of turbulent boundary layers at high Reynolds number with uniform blowing. Pt 1. Statistics // J. Turbulence. 2020. V. 21, N 3. P. 129–165.
26. **Najafi Khaboshan H., Nazif H. R.** Investigation of heat transfer and pressure drop of turbulent flow in tubes with successive alternating wall deformation under constant wall temperature boundary conditions // J. Brazil. Soc. Mech. Sci. Engng. 2018. V. 40, N 2. 42.
27. **ANSYS FLUENT.** Theory Guide. Release 16.2. S. l.: ANSYS Inc, 2016.
28. **Hwang D. P.** Skin-friction reduction by a micro-blowing technique // AIAA J. 1998. V. 36, N 3. P. 480–481.

*Поступила в редакцию 10/VI 2021 г.,
после доработки — 28/VI 2021 г.
Принята к публикации 26/VII 2021 г.*
