

УДК 532.526.4

ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ НА ПОРИСТЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ ПРИ ВДУВАХ ПОД РАЗНЫМИ УГЛАМИ К СТЕНКЕ

ЕРОШЕНКО В. М., КЛИМОВ А. А., ЯНОВСКИЙ Л. С.

К числу наиболее эффективных способов тепловой защиты высокотемпературных аппаратов относится охлаждение вдувом, когда охладитель подается на внешнюю поверхность проницаемой стенки и, уменьшая поперечные градиенты температур, концентраций и скоростей, снижает уровень тепловых и массовых потоков и трение на поверхности аппарата [1].

До настоящего времени почти во всех работах исследовался пограничный слой при вдуве по нормали к пористой стенке. Течение и тепломассообмен на проницаемых поверхностях при вдувах под углами $\alpha \neq 90^\circ$ изучены в значительно меньшей степени и только в ламинарном пограничном слое [2-10].

В теоретических работах [2, 4-6 и др.] показано, что увеличение тангенциальной скорости вдува по потоку приводит сначала к росту, а затем к уменьшению поверхностного трения и теплового потока, увеличение же тангенциальной скорости вдува навстречу потоку приводит к неоднозначности теоретических распределений трения. Отсутствие экспериментальных данных даже для простейших случаев ламинарного течения не позволяет оценить справедливость того или иного семейства решений. Работы же по турбулентному пограничному слою на пористых стенках при вдувах под углами $\alpha \neq 90^\circ$ вообще отсутствуют.

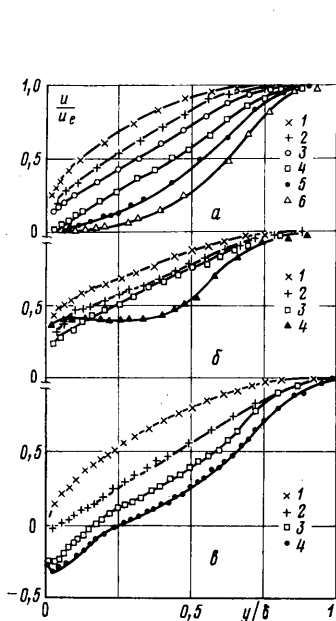
В данной работе приводятся результаты экспериментального исследования турбулентного пограничного слоя на пористых пластинах при однородном вдуве, направленном под различными углами к стенке. Показано влияние интенсивности и углов вдува на профили осредненных и пульсационных скоростей, характерные толщины, поверхностное трение и турбулентные касательные напряжения в пограничном слое.

1. Условия эксперимента. Опыты проведены на газодинамической установке [11] с интерферометром Маха — Цендера и термоанемометром DISA 55D. Условия эксперимента следующие: число $Re_L \approx 2,5 \cdot 10^5$ при скорости набегающего воздушного потока $u_e = 13$ м/с и степени турбулентности $\varepsilon_e \approx 1\%$; течение изотермическое. В качестве моделей использованы пористые пластины размером 132×40 мм², монтируемые в нижнюю стенку канала сечением 40×40 мм². Гибкая верхняя стенка канала позволяла устранять продольные градиенты давления во внешнем течении, возникающие из-за вдува. Пористые пластины изготовлены путем прокатки пакетов сеток из нержавеющей стали и имели углы наклона оси отверстий к стенке 15, 25, 40, 75 и 90° . Для организации вдува под углом навстречу набегающему потоку пластины переставлялись в канале на 180° .

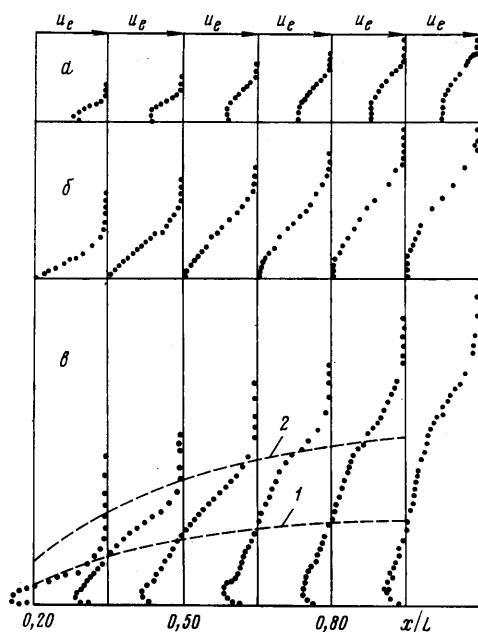
Профили скорости и турбулентных пульсаций измерялись в шести сечениях моделей, через пористые стенки которых вдувался азот. Предварительные измерения показали, что на установке реализуется развитый турбулентный пограничный слой на гладкой поверхности с проницаемостью, обеспечивающей равномерный вдув газа под заданным углом.

2. Результаты эксперимента. На фиг. 1 приведены профили осредненных скоростей при вдуве через пористые пластины под углами $\alpha = 90$ (а), 15 (б) и 165° (в) в сечении $x/L = 0,95$. Точки 1-6 (фиг. 1, а) соответству-

ют интенсивностям вдува $F \cdot 10^2 = 10^2 (\rho v)_w / (\rho u)_e = 0,55; 1,14; 1,57; 2,29; 3,05$ и $3,97$. Точки 1–4 (фиг. 1, б) соответствуют значениям $F \cdot 10^2 = 0,61; 1,28; 2,38$ и $5,52$, а точки 1–4 (фиг. 1, в) – значениям $F \cdot 10^2 = 0,61; 1,22; 2,24$ и $3,52$. Эксперименты показали, что для всех углов с увеличением вдува при небольших его интенсивностях ($F \cdot 10^2 < 1,0$) профили осредненных скоростей становятся менее заполненными в основной своей части ($y/\delta \geq 0,15$ и $u/u_e \leq 0,9$). Сопоставление профилей показало, что при слабом вдуве под углами $\alpha \neq 90^\circ$ его воздействие на профили осредненных скоростей незначительно отличается от вдува по нормали при тех же значениях F . Этот факт объясняется тем, что импульс вдуваемого газа мал



Фиг. 1



Фиг. 2

по сравнению с импульсом набегающего потока, и, независимо от угла вдува, решающее воздействие на пограничный слой оказывает лишь объемный расход инжектанта.

При умеренном вдуве ($F \cdot 10^2 > 1,0$) изменение заполненности профилей скорости по мере увеличения F оказывается зависящим от угла вдува α : при $\alpha < 90^\circ$ профили более заполнены, а при $\alpha > 90^\circ$ – наоборот, менее заполнены, чем при вдуве по нормали, для одинаковых значений F .

При дальнейшем увеличении интенсивности F профили скорости при вдуве под углом как по потоку, так и навстречу ему в основной своей части становятся близкими к линейным. Как показано в работе [11], при вдуве по нормали такая картина соответствует критическому значению параметра вдува, когда пограничный слой оттесняется от стенки. Критические параметры вдува при $\alpha \neq 90^\circ$ были определены так же, как и в работе [11], с помощью термоанемометрических и интерферометрических измерений в непосредственной окрестности стенки. Оказалось, что при этих параметрах вдува профиль осредненных скоростей в основной своей части также становился линейным, как и при вдуве по нормали.

Критические параметры вдува оказались зависящими от угла α : при вдуве под углами $\alpha < 90^\circ$ критические параметры увеличиваются по срав-

нению со вдувом по нормали, а при вдуве под углами $\alpha > 90^\circ$ — наоборот, уменьшаются. Поэтому умеренный вдув под углами $\alpha > 90^\circ$ следует признать более эффективным с точки зрения защиты поверхности, чем вдув под углами $\alpha \leq 90^\circ$. Дело в том, что при вдуве под углами $\alpha > 90^\circ$ имеет место более сильное торможение набегающего потока у стенки по сравнению со вдувом по нормали, вследствие чего оттеснение (отрыв) пограничного слоя от стенки реализуется при меньших интенсивностях вдува. С этой точки зрения вдув по нормали является промежуточным между вдувом под углами $\alpha < 90^\circ$ и $\alpha > 90^\circ$. Результаты экспериментов были аппроксимированы формулами

$$\frac{b_*(\alpha)}{b_*(90^\circ)} = 1,5 - 0,5 \frac{\alpha}{90^\circ}, \quad \alpha \leq 90^\circ \quad (2.1)$$

$$\frac{b_*(\alpha)}{b_*(90^\circ)} = \frac{\alpha}{90^\circ} \left(2 - \frac{\alpha}{90^\circ} \right), \quad \alpha \geq 90^\circ \quad (2.2)$$

На фиг. 2, *a*–*e* изображена картина развития течения вдоль пористой пластины при закритическом ($F \cdot 10^2 = 3,05$) вдуве под углами $\alpha = 15, 90$ и 165° соответственно.

При закритическом увеличении вдува под углами $\alpha < 90^\circ$ процесс деформации профилей скорости в пристенной области меняется на противоположный, т. е. происходит увеличение заполненности профилей, причем тем сильнее, чем меньше угол вдува. Это объясняется тем, что вдуваемый газ обладает значительным тангенциальным импульсом вдоль потока, и наряду с торможением набегающего потока за счет нормальной составляющей вдува создается разгон течения в пристенной области. У стенки возникает течение инжектанта, спутное с основным потоком; при этом поперечный градиент скорости уменьшается (фиг. 2, *a*). Во внешней области течения, развивающегося над этим пристенным слоем, профиль скорости приобретает S-образный вид, характерный для оттесненного пограничного слоя.

При закритическом вдуве под углами $\alpha > 90^\circ$, так же как и при вдуве по нормали, профили скорости становятся S-образными. Однако в отличие от вдува по нормали вблизи стенки возникает течение, направленное навстречу набегающему потоку (фиг. 2, *e*). При этом над пористой стенкой образуется зона интенсивного циркуляционного движения, внутри которой расположена линия 1 нулевых значений продольной скорости. Поперечные размеры h циркуляционной зоны 2 определялись из условия

$$[12] \int_0^h u dy = 0. \quad \text{Размеры циркуляционной зоны и положение линии ну-$$

левых продольных скоростей оказались зависящими как от интенсивности, так и угла вдува. Вдув под углами $\alpha > 90^\circ$ приводит к более быстрому росту толщины пограничного слоя по сравнению с $\alpha = 90^\circ$. При этом максимум турбулентных пульсаций резко возрастает, а при больших значениях F в зоне встречно-возвратного течения возникает еще один пик турбулентных пульсаций. Увеличение угла $\alpha > 90^\circ$ приводит к росту максимальных значений турбулентных пульсаций при одинаковых F , т. е. происходит более сильная турбулизация внешней области течения.

Измерения показали, что толщина пограничного слоя δ нарастает по длине пористой пластины по закону, близкому к линейному, причем темп этого роста оказался зависящим от угла вдува α : при $\alpha < 90^\circ$ слой растет медленнее, а при $\alpha > 90^\circ$ — наоборот, быстрее, чем при вдуве по нормали, для одинаковых значений F . Аналогичным образом изменяются толщина

вытеснения δ^* и толщина потери импульса δ^{**} . Это практически важный факт, так как при расчете потерь в решетках профилей различных газовых машин — турбин и компрессоров — определяющей является толщина потери импульса [13]. Поэтому в тех случаях, когда помимо обеспечения теплозащиты стенки необходимо ограничить газодинамические потери в устройстве, целесообразно использовать направленный вдув под углами $\alpha < 90^\circ$.

При докритических интенсивностях направленного вдува профили скорости на пористых пластинах в основной своей части ($y/\delta \geq 0,15$, $u/u_e \leq \leq 0,9$) могут быть описаны степенной зависимостью $u/u_e = (y/\delta)^{1/n}$, где

$$n = \frac{7}{1+4,87b^\circ}, \quad b^\circ = \frac{b}{b_*(\alpha)} \quad (2.3)$$

С использованием формулы (2.3) были получены аналитические выражения для δ^* , δ^{**} и форм-параметра H , которые удовлетворительно описывают опытные данные вплоть до умеренных интенсивностей вдува

$$\frac{\delta^*}{\delta} = \frac{1+4,87b^\circ}{8+4,87b^\circ}, \quad \frac{\delta^{**}}{\delta} = \frac{7(1+4,87b^\circ)}{(8+4,87b^\circ)(9+9,74b^\circ)} \quad (2.4)$$

$$H = 1,29 + 1,39b^\circ$$

Для расчета толщины пограничного слоя в условиях направленного вдува предложена формула

$$\delta/\delta_0 = 1 + 3,24b^\circ \quad (2.5)$$

где δ_0 — толщина пограничного слоя при отсутствии вдува.

Полученные профили скорости были использованы для определения коэффициента поверхностного трения.

Коэффициент поверхностного трения c_f на пористой пластине при вдуве под углом $\alpha \neq 90^\circ$ вычислялся по интегральному уравнению импульсов с учетом скольжения на стенке [3]

$$\frac{c_f}{2} = \frac{d\delta^{**}}{dx} - F(1-\omega_w)$$

где скорость скольжения $\omega_w = \langle u_w \rangle / u_e$ (угловые скобки означают осреднение по поверхности пластины) определялась по формуле $\omega_w = F \cdot \text{ctg } \alpha$.

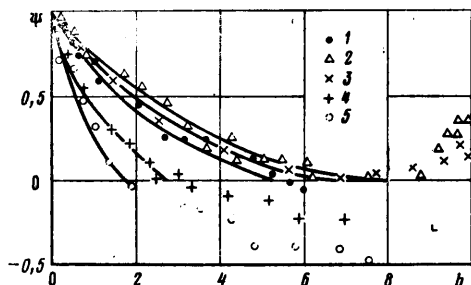
На фиг. 3 приведены зависимости относительного коэффициента трения $\Psi = c_f/c_{f0}$ от параметра вдува b для углов $\alpha = 90, 15, 25, 155$ и 165° (точки 1–5 соответственно). Индекс 0 относится к условиям отсутствия вдува; сплошные линии — расчет по асимптотической теории [1] с учетом зависимости критических параметров вдува от угла α . Видно, что с увеличением интенсивности вдува коэффициент трения уменьшается при всех значениях угла α . Однако характер зависимости $\Psi(b)$ оказался различным для разных углов α : при $\alpha < 90^\circ$ с ростом параметра вдува коэффициент трения уменьшается медленнее, а при $\alpha > 90^\circ$ — наоборот, быстрее, чем при вдуве по нормали. Поэтому с точки зрения снижения поверхностного трения (и, по аналогии, тепловых и массовых потоков в стенку) умеренный вдув под углами $\alpha > 90^\circ$ следует признать более эффективным, чем вдув под углами $\alpha \leq 90^\circ$.

Из фиг. 3 видно, что при всех интенсивностях докритического вдува уменьшение угла вдува $\alpha < 90^\circ$ или, что то же самое, увеличение тангенциальной скорости вдува приводит к росту поверхностного трения на пористых стенках. Увеличение же угла $\alpha > 90^\circ$, т. е. увеличение тангенциальной скорости вдува против потока приводит, наоборот, к снижению

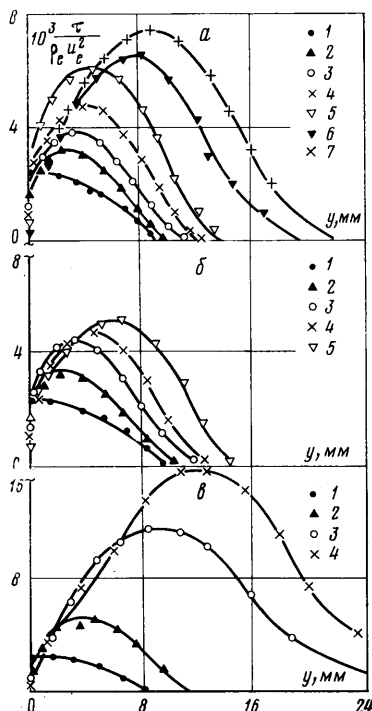
поверхностного трения. Этот вывод соответствует выводам работы [4] для ламинарного пограничного слоя при относительно небольших величинах нормальной и тангенциальной составляющих скорости вдува.

По измеренным профилям скорости из дифференциальных уравнений движения и неразрывности были получены распределения турбулентных касательных напряжений τ поперек пограничного слоя (фиг. 4). Точки 1-7 (фиг. 4, а) соответствуют углу $\alpha=90^\circ$ и интенсивностям вдува $F \cdot 10^2=0; 0,35; 0,55; 0,67; 0,89; 1,14$ и $1,57$. Точки 1-5 (фиг. 4, б) соответствуют значениям $\alpha=15^\circ$ и $F \cdot 10^2=0; 0,61; 1,16; 1,28$ и $1,72$, а точки 1-4 (фиг. 4, в) — значениям $\alpha=165^\circ$ и $F \cdot 10^2=0; 0,61; 1,21$ и $1,46$.

Видно, что с ростом интенсивности вдува касательные напряжения на стенке уменьшаются, а максимальные значения τ_m в слое растут для



Фиг. 3



Фиг. 4

всех углов α . Однако зависимость касательных напряжений от интенсивности вдува оказалась существенно зависящей от угла α : при $\alpha < 90^\circ$ напряжения сдвига растут медленнее, а при $\alpha > 90^\circ$ — наоборот, быстрее, чем при вдуве по нормали, для одинаковых значений F . Максимальное значение τ_m , являющееся наиболее характерной величиной трения, при заданной интенсивности вдува оказалось также зависящим от угла α :

$$\tau_m = \tau_0 \cdot \Psi \{1 + 0,562 [(1 + b\Psi^{-1})^{1/2} - 1]\}^2 \quad (2.6)$$

Здесь ноль снизу обозначает условия отсутствия вдува.

Таким образом, на основании проведенных экспериментов можно заключить, что умеренные вдувы под углами навстречу потоку являются более эффективными с точки зрения защиты поверхности по сравнению со вдувом по нормали, используемым до сих пор. Сильные же закритические вдувы под углами навстречу потоку рекомендуется использовать в устройствах, где требуется обеспечить наиболее быстрое и полное смешение вдуваемого и набегающего потоков. Сильные вдувы под углами по потоку рекомендуется использовать для обеспечения защиты поверхностей устройств, в которых, кроме того, требуется ограничить газодинамические потери на смешение вдуваемого и набегающего потоков.

Авторы благодарят В. И. Кондратьева и В. С. Сентерова за участие в работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кугателадзе С. С., Леонтьев А. И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972. 342 с.
2. Scala S. M., Sutton G. W. Vecteded injection into a hypersonic laminar boundary layer.— Jet Propulsion, 1957, v. 27, № 1, p. 895–896.
3. Wazzan A. R., Lind R. C., Liu C. Y. Laminar boundary layer with mass transfer and slip.— Phys. Fluids, 1968, v. 11, № 6, p. 1274–1277.
4. Inger G. R. Vecteded injection into a isobaric laminar boundary layer flows.— Wärme- und Stoffübertrag., 1972, B. 5, № 4, p. 201–203.
5. Степанов Э. А. Ламинарный пограничный слой на пластине и конусе при вдуве однородного или инородного газа под острым углом к поверхности.— В кн.: Тепло- и массоперенос. Т. 1, ч. 3. Минск, 1972, с. 136–140.
6. Ингер, Суин. Направленный вдув в ламинарный слой при наличии теплообмена.— Ракетная техника и космонавтика, 1975, т. 13, № 5, с. 98–106.
7. Нат, Муганна. Ламинарный сжимаемый пограничный слой с направленным массообменом.— Ракетная техника и космонавтика, 1976, т. 14, № 8, с. 166–168.
8. Цахалис, Телионис. Влияние вдува на ламинарный отрыв.— Тр. амер. об-ва инж.-мех. Прикладная механика, 1973, № 4, с. 310–312.
9. Чен, Спэрроу. Течение и теплообмен на плоской пластине с равномерно распределенным направленным массообменом на стенке.— Тр. амер. об-ва инж.-мех. Теплопередача, 1976, т. 98, № 4, с. 153–154.
10. Gupta R. N., Chaurasia M. K., Rodkiewicz C. M. Displacement-thickness induced pressures on a flat plate with homogeneous and heterogeneous vecteded injection.— Int. J. Heat and Mass Transfer, 1980, v. 23, № 3, p. 405–408.
11. Ермаков А. Л. Исследование турбулентного пограничного слоя на пористых и перфорированных поверхностях: Дис. на соискание уч. ст. канд. техн. наук. М., ЭНИИ, 1972, 248 с.
12. Илизарова Л. И., Гиневский А. С. Экспериментальное исследование струи во встречном потоке.— В кн.: Промышленная аэродинамика. М.: Оборонгиз, 1962, вып. 23, с. 107–118.
13. Аронов Б. М., Жуковский М. И., Журавлев В. А. Профилирование лопаток авиационных газовых турбин. М.: Машиностроение 1975. 192 с.

Москва

Поступила в редакцию
14.X.1980