

Math-Net.Ru

All Russian mathematical portal

Yu. V. Baryshev, A. I. Leont'ev, N. K. Peiker,
Characteristics of the evolution of a dynamic
turbulent boundary-layer in the gas veil region after
a porous section,
TVT, 1982, Volume 20, Issue 3, 486–489

<https://www.mathnet.ru/eng/tvt6367>

Use of the all-Russian mathematical portal Math-Net.Ru implies that you
have read and agreed to these terms of use
<https://www.mathnet.ru/eng/agreement>

Download details:

IP: 18.97.9.168

April 30, 2025, 14:32:26



УДК 532.526

ОСОБЕННОСТИ РАЗВИТИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ОБЛАСТИ ГАЗОВОЙ ЗАВЕСЫ ЗА ПРОНИЦАЕМОМ УЧАСТКОМ

Барышев Ю. В., Леонтьев А. И., Шейкер Н. К.

Приводятся экспериментальные данные по исследованию структуры и интегральных характеристик дозвукового турбулентного пограничного слоя в области газовой завесы за проницаемым участком. Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе непрерывного действия. По результатам измерений рассчитаны локальные коэффициенты трения, толщина потери импульса, турбулентные напряжения сдвига. Показано, что закон трения в области газовой завесы неконсервативен к изменению граничных условий на стенке; профили осредненной скорости, их пульсации и распределение турбулентных напряжений существенно зависят от вдува.

Пористое охлаждение является одним из наиболее перспективных методов тепловой защиты. В связи с попытками применить его для охлаждения поверхностей лопаток газовых турбин, где трудно создать непрерывные проницаемые поверхности, возрастает интерес к реализации защитных свойств «холодного» пограничного слоя за задней кромкой проницаемого участка, т. е. области газовой завесы. Как правило, за проницаемой поверхностью в области газовой завесы развивается турбулентный пограничный слой.

Известно, что уравнения турбулентного пограничного слоя в общем случае не замкнуты, и для решения конкретных задач используются те или иные методы приближенного замыкания уравнений. Для замыкания обычно используется информация об интегральных характеристиках и структуре турбулентного пограничного слоя. Наибольший интерес представляют моменты низших порядков, описывающие свойства турбулентного пограничного слоя, имеющие простой физический смысл.

В данной работе приводятся результаты экспериментального исследования структуры и интегральных характеристик динамического турбулентного пограничного слоя за проницаемым участком в широком диапазоне интенсивностей вдува $j=0,003-0,04$.

Эксперименты проводились в малой дозвуковой аэродинамической трубе непрерывного действия, рабочая часть которой представляла прямоугольный канал с размерами поперечного сечения $0,07 \times 0,075$ м² и длиной 0,6 м. Верхней стенкой служила модель, нижняя стенка гибкая, позволяющая изменять высоту и профиль рабочей части в зависимости от интенсивности вдува так, чтобы статическое давление оставалось постоянным по ее длине. Параметры потока не изменялись и составляли: скорость 50 м/с, число Рейнольдса на 1 м — $3,6 \cdot 10^6$, температура 290–300 К, степень турбулентности 0,2–0,3%. Измерительная модель состояла из проницаемого участка длиной $x_1=0,16$ и непроницаемой пластины длиной 0,22 м, установленной сразу за участком вдува. Более подробное описание экспериментальной установки аналогичной модели, системы подвода и контроля вдуваемого воздуха приведено в [1–3].

Для измерений использовался термоанемометр 55 MO1 фирмы «DISA» в комплекте со скоростным мостом 55 M10 и вспомогательным оборудованием. Расстояние от стенки до нити зонда определялось с помощью катетометра КМ-8. Перед проведением эксперимента и после него датчик термоанемометра тарировался в рабочем положении в аэродинамической трубе. Тщательная очистка потока [3] позволяла сохранять стабильные

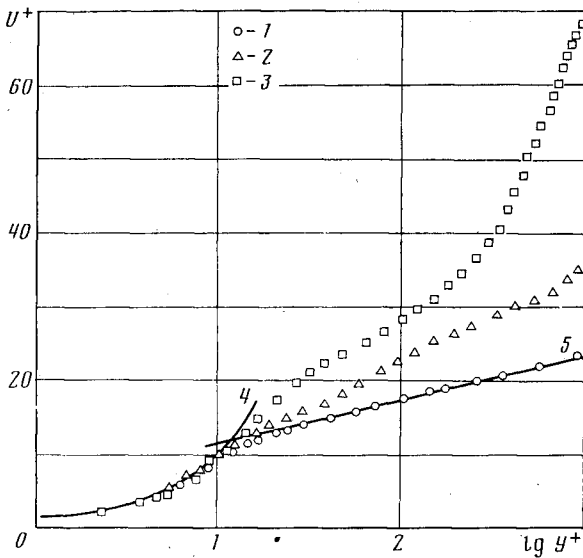


Рис. 1. Профили осредненной скорости в области газовой завесы ($Re_x=1,04 \cdot 10^6$): 1 - $j=0$; 2 - 0,003; 3 - 0,02; 4 - расчет по (1); 5 - расчет по (2)

тарировочные зависимости в течение нескольких часов работы установки. Во время измерений особое внимание уделялось равенству температур вдуваемого воздуха и основного потока, чтобы избежать возможного влияния неравномерности температуры по сечению пограничного слоя на измерения [4]. Тарировочные опыты без вдува показали, что на измерительный участок набегает развитый турбулентный пограничный слой.

На рис. 1 представлены измеренные профили осредненных скоростей в области газовой завесы. Видно, что при отсутствии вдува профиль скорости хорошо описывается универсальным профилем в вязком подслое [5]

$$y^+ = U^+, \quad U^+ = U/U_\tau, \quad U_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho} \quad (1)$$

и законом стенки [5]

$$U^+ = 5,75 \lg y^+ + 5,5 \quad (2)$$

Соответственно локальные коэффициенты трения, рассчитанные по измеренным градиентам осредненной скорости в вязком подслое (рис. 2), хорошо описываются законом трения [6]. При увеличении интенсивности вдува профили скорости отклоняются от закона стенки при сохранении универсального распределения в вязком подслое, причем чем больше интенсивность вдува, тем сильнее экспериментальный профиль отличается от универсального и больше влияние струйной турбулентности.

Измерения распределений интенсивности турбулентных пульсаций осредненной скорости показывают (рис. 3), что при увеличении интенсивности вдува наблюдается возрастание пульсационных составляющих и отнесение от стенки максимума их интенсивности. При отсутствии вдува продольные пульсации имеют резко выраженный максимум вблизи стенки, в то время как максимум поперечных пульсаций размыт и смещен относительно максимума продольных пульсаций дальше от стенки. В условиях вдува наблюдается сходство в характере продольных и поперечных пульсаций и совпадение их максимумов, что свидетельствует об изотропности пристенной турбулентности при вдуве и об отсутствии вытянутых вихревых структур, что имеет место при отсутствии вдува. Зона генерации турбулентных пульсаций значительно расширена. Во внешней части турбулентного пограничного слоя, являющейся промежуточной областью между зоной генерации пульсаций и свободным потоком, структура турбулентности универсальна, что подтверждается измерениями осредненных скоростей.

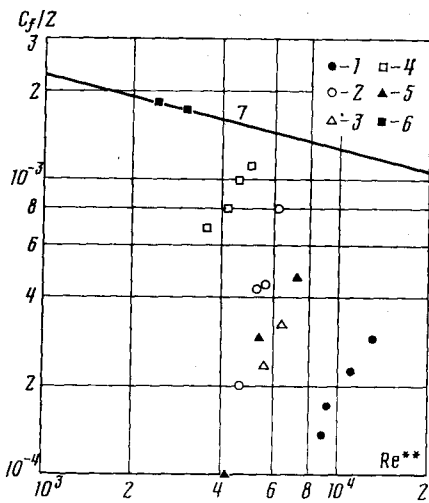


Рис. 2

Рис. 2. Трение в области газовой завесы: 1 - $x_1=0,16$ м; $j=0,02$; 2 - 0,4; 0,02; 3 - 0,16; 0,011; 4 - 0,16; 0,003; 5 - 0,4; 0,04; 6 - 0; 7 - расчет [6]

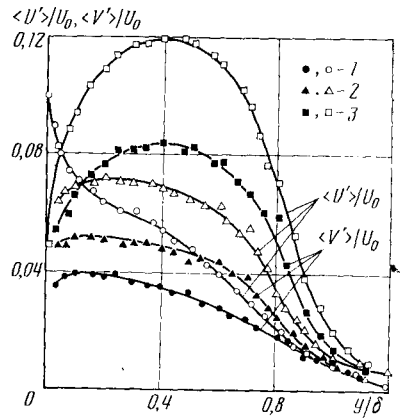


Рис. 3

Рис. 3. Пульсации осредненной скорости в области газовой завесы ($Re_x=1,04 \cdot 10^6$): 1 - $j=0$; 2 - 0,003; 3 - 0,02 (светлые точки - $\langle U' \rangle / U_0$, черные - $\langle V' \rangle / U_0$)

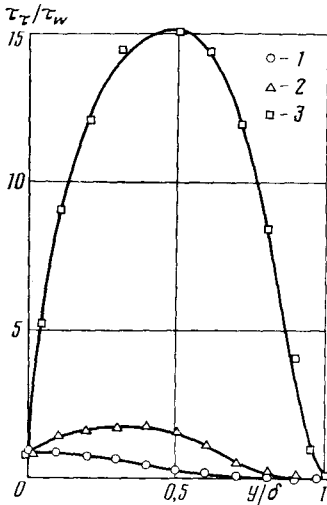


Рис. 4

Рис. 4. Турбулентные напряжения сдвига в области газовой завесы ($Re_x=1,04 \cdot 10^6$): 1 - $j=0$; 2 - 0,003; 3 - 0,02

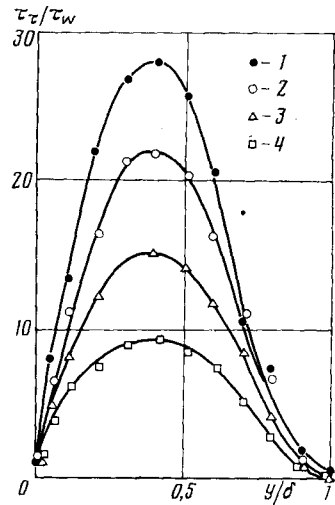


Рис. 5

Рис. 5. Турбулентные напряжения сдвига за проницаемым участком ($j=0,02$): 1 - $Re_x=0,828 \cdot 10^6$; 2 - $0,9 \cdot 10^6$; 3 - $1,04 \cdot 10^6$; 4 - $1,33 \cdot 10^6$

В [7] показано, что если ввести параметр эффективности трения в области газовой завесы, характеризующий перенос импульса в турбулентном пограничном слое

$$\theta_j = (C_f^0 - C_f) / (C_f^0 - C_{f1}), \quad (3)$$

то экспериментальные данные по трению можно обобщить единой зависимостью, аналогичной расчету эффективности газовой завесы [7]

$$\theta_j = [1 + 0,1a]^{-0,8}, \quad (4)$$

$$a = Re_{\Delta x} / Re_1^{**1,25}, \quad Re_{\Delta x} = U_0 \Delta x / \nu_0,$$

$$Re_1^{**} = U_0 \delta_1^{**} / \nu_0, \quad \Delta x = x - x_1.$$

Измерения турбулентных напряжений сдвига показали (рис. 4), что при отсутствии вдува максимум напряжения располагается на стенке и совпадает с локальным коэффициентом трения. С увеличением интенсивности вдува напряжение трения на стенке заметно уменьшается, а в пограничном слое значительно увеличивается, достигая максимума, смещенного от стенки, причем по мере удаления от проницаемого участка влияние вдува существенно уменьшается (рис. 5).

Полученные экспериментальные данные свидетельствуют о сильном влиянии вдува на осредненные и пульсационные характеристики турбулентного пограничного слоя в области газовой завесы. Их анализ позволит уточнить локальные и интегральные свойства течения за проницаемой поверхностью.

Обозначения: x, y — продольная и поперечная координаты; x_1 — длина проницаемой пластины; δ — толщина динамического пограничного слоя; y^+ — безразмерная координата; U — проекция осредненной скорости на ось x ; $\langle U' \rangle, \langle V' \rangle$ — продольная и поперечная пульсации осредненной скорости U ; δ^{**} — толщина потери импульса; ν — кинематическая вязкость; $j = (\rho V)_w / (\rho U)_0$ — интенсивность вдува; τ — касательное напряжение; C_f — коэффициент трения. Индексы: нижний 0 — параметры невозмущенного потока; w — стенка; 1 — конец проницаемого участка; верхний 0 — стандартные условия; τ — турбулентный.

Институт высоких температур
Академии наук СССР

Поступила в редакцию
10.II.1981

ЛИТЕРАТУРА

1. *Рождественский В. И., Барышев Ю. В., Пейкер Н. К.* Исследование эффективности газовой завесы при наличии продольного градиента давления. Отчет № 1526. М.: Ин-т механики МГУ, 1974.
2. *Пейкер Н. К.* Влияние вида распределения массового расхода вдуваемого газа на эффективность завесного охлаждения за проницаемым участком поверхности. — ТВТ, 1977, т. 15, № 2, с. 431.
3. *Барышев Ю. В., Леонтьев А. И., Пейкер Н. К.* Турбулентный пограничный слой на проницаемой поверхности при интенсивных вдувах. — ИФЖ, 1976, т. 30, № 5, с. 773.
4. *Брэдишоу П.* Введение в турбулентность и ее измерение. М.: Мир, 1974.
5. *Шаихтин Г.* Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
6. *Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И.* Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972.
7. *Барышев Ю. В., Леонтьев А. И., Пейкер Н. К.* Закон трения в области газовой завесы за проницаемым участком. — Изв. АН СССР, МЖГ, 1979, № 2, с. 159.