

## ОТТЕСНЕНИЕ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПРОНИЦАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ СВЕРХКРИТИЧЕСКОМ ВДУВЕ

*С. А. Дружинин, А. А. Зеленгур, В. Н. Мамонов,  
Б. П. Миронов*

(Новосибирск)

Определяется толщина отесненного слоя в турбулентном пограничном слое при интенсивных вдувах. Получены экспериментальные зависимости толщины отесненного слоя от параметра вдува при инородном и однородном вдувах.

Турбулентный пограничный слой с поперечным потоком вещества встречается во многих практических задачах, таких, как защита элементов конструкций, выгорание и т. д. Наибольший интерес в этой проблеме представляют режимы, когда значение параметра вдува будет критическим

$$b = \frac{\rho_w v_w}{\rho_0 u_0} \frac{2}{c f_0} = b_*$$

Здесь  $c f_0$  — коэффициент трения в стандартных условиях,  $\rho_w$ ,  $\rho_0$  — плотность газа, вдуваемого и основного потоков,  $v_w$  — скорость вдуваемого газа на стенке,  $u_0$  — скорость потока на внешней границе пограничного слоя.

В этом случае, согласно [1,2], наступает отеснение основного потока от пористой поверхности. Исследованию этой области течения посвящен ряд экспериментальных работ [3,4]. Представляет также значительный интерес изучение турбулентного пограничного слоя при вдувах, превышающих критический ( $b > b_*$ ). В работах [5,6] исследовалась гидродинамика в этих условиях и указывается на существование слоя отеснения [6].

«Толщиной отеснения»  $\delta'$  в данном случае названа высота некоторого слоя у стенки, характерного для сверхкритических вдувов, в котором продольная составляющая скорости равна нулю.

Опыты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе с сечением рабочей части  $100 \times 120$  мм, с максимальной скоростью воздушного потока 70 м/сек.

В верхней стенке рабочей части была установлена пористая пластина из нержавеющей стали размерами  $600 \times 70 \times 5$  мм, пористостью 30%, (средний диаметр пор 10 мк), которая состояла из трех отдельных секций. Для обеспечения безградиентного течения нижняя стенка рабочей части была подвижной. В установке предусматривалась возможность подогрева основного потока и вдуваемого газа. Оптический прибор Теплер ИАБ-451 с аноморфотной приставкой позволял проводить визуальные наблюдения пограничного слоя. Перед началом пористой пластины пограничный слой не отсасывался, поэтому в процессе экспериментов проводились измерения начальной толщины потери импульса перед пористой пластиной. Профиль скорости измерялся микро-трубой прямоугольного сечения  $1.5 \times 0.5$  мм.

Измерения толщины отеснения проводились при помощи двух термоанемометров, показания которых записывались на ленту шлейфового осциллографа Н-700. Датчиком термоанемометра была нить из золоченого вольфрама диаметром 8 мк и длиной 5 мм, укрепленная на державке. Расстояние датчика от стенки измерялось катетометром КМ-6 с точностью  $\pm 0.005$  мм. Точка касания датчика с поверхностью определялась оптически по совмещению датчика и его отражения на пористой поверхности. При вдувах инородных газов измерялся профиль концентрации при помощи газоанализатора ГСТЛ-3 с точностью  $\pm 3\%$ . Расход вдуваемого газа измерялся двойными мерными шайбами с точностью  $\pm 3\%$ .

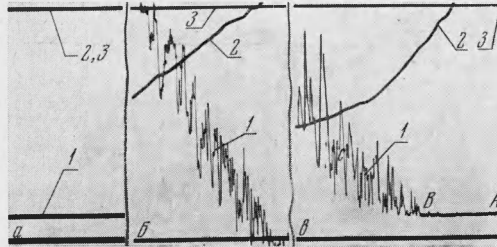
Предварительная часть эксперимента заключалась в исследовании развития пограничного слоя на пористой пластине без вдува и со вдувом. Эти эксперименты показали наличие полностью развитого турбулентного пограничного слоя на пористой пластине.

При проведении опытов было замечено, что при сверхкритических вдувах у пористой стенки существует слой, в котором отсутствуют пульсации вектора скорости. Как показали измерения, зона, в которой отсутствуют пульсации скорости, совпадает с зоной, в которой продольная составляющая скорости равна нулю, т. е. с толщиной слоя отеснения. Причем граница этого слоя по пульсациям довольно резко выражена и может быть легко фиксирована, тогда как определение ее по измерениям продольной скорости представляет определенные трудности, связанные как с измерением скорости вблизи стенки, так и с фиксацией границы.

Измерение толщины отесненного слоя проводилось следующим образом.

Датчик термоанемометра устанавливался на определенном расстоянии от проникаемой поверхности. При отсутствии основного потока через пористую пластину подавался постоянный расход вдуваемого газа, что соответствовало режиму  $b \rightarrow \infty$ . Нить

термоанемометра в этом случае, естественно, находилась в слое оттеснения, что давало возможность уверенно измерять пульсации скорости, характерные для слоя оттеснения. Затем подавался основной поток, скорость которого плавно увеличивалась от 10 до 60 м/сек. При этом происходило уменьшение толщины оттесненного слоя, и в какой-то момент граница оттеснения пересекала нить датчика. В этот момент термоанемометр регистрировал возникновение интенсивных пульсаций скорости. Скорость основного потока измерялась при помощи второго термоанемометра, датчик которого был помещен в ядро потока. На фиг. 1, *в* представлена типичная осциллограмма описанного процесса. Из осциллограммы видно, что на участке *AB* (кривая 1) датчик термоанемометра находился в оттесненном слое, так как пульсаций скорости нет и величина скорости постоянна, несмотря на значительное увеличение скорости основного потока (кривая 2). На участке *BC* абсолютная величина скорости, а главное, ее пульсации резко возрастают. Это дает основание считать зону около точки *B* границей оттеснения. Для сравнения на фиг. 1, *а*, *б* приводятся осциллограммы, полученные при том же расстоянии датчика термоанемометра, от пористой поверхности, что и в предыдущем случае, при  $\rho_w v_w \neq 0$ ,  $u_0 = 0$  (*а*) и при  $\rho_w v_w = 0$ ,  $u_0 \neq 0$  (*б*), а на фиг. 2 приводятся фотографии спектров пульсаций вектора скорости в оттесненном слое *а* и вне его *б* в диапазоне частот 20 ÷ 500 гц, полученные при помощи анализатора спектра частот СК4-3.



Фиг. 1. Типичные осциллограммы: *а* —  $u_0 = 0$ ,  $\rho_w v_w \neq 0$ ; *б* —  $u_0 \neq 0$ ,  $\rho_w v_w = 0$ ; *в* —  $u_0 \neq 0$ ,  $\rho_w v_w \neq 0$ ; 1 — запись показаний термоанемометра вблизи стенки, 2 — запись скорости в ядре потока, 3 — базовая линия

Эксперименты по измерению толщины оттесненного слоя проводились как при увеличении скорости основного потока, так и при уменьшении ее. Результаты, полученные в обоих случаях, совпадают.

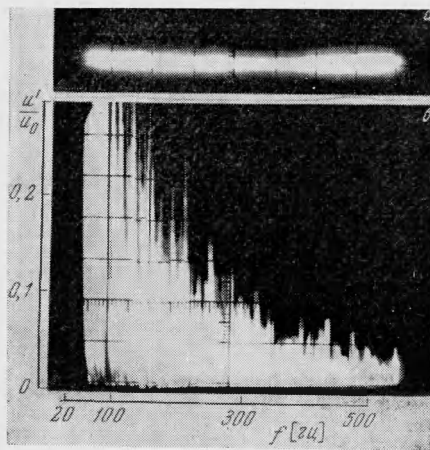
Так называемый «эффект стенки» [7] не оказывал влияния на правильность определения толщины оттесненного слоя, так как в процессе эксперимента датчик термоанемометра находился на постоянном расстоянии от стенки и использовался только для регистрации возникновения пульсаций скорости.

Перед проведением основных опытов была проверена равномерность проницаемости пористых образцов с помощью термоанемометра. Через пористый образец подавался постоянный расход газа, и датчик термоанемометра перемещался вдоль образца на расстоянии 0.5 мм от его поверхности. Координата датчика по длине пластины и сигнал термоанемометра регистрировались на шлейфовом осциллографе. Предварительная тарировка позволяла определить по полученной осциллограмме (фиг. 3) скорость вдуваемого газа в любой точке пористой пластины.

Как показали измерения, по длине образцов имелась существенная неравномерность вдува. Так как скорость вдуваемого газа  $v_w$  входит в выражение параметра вдува  $b$ , то необходимо было выяснить влияние этой неравномерности на зависимость  $\delta' = f(b)$ .

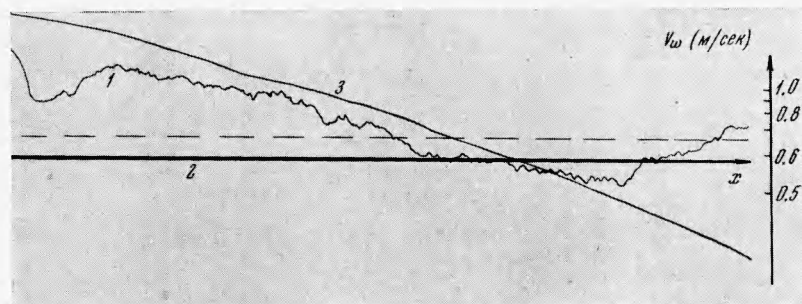
На фиг. 4, *а* приведены результаты измерений толщины оттеснения в нескольких сечениях с различными местными скоростями вдува, причем величина  $b$  определялась по среднерасходной скорости вдува  $\langle v_w \rangle$ . Как видно из графика, опытные точки в такой обработке значительно расходятся между собой. На фиг. 4, *б* представлены эти же опытные данные, но величина параметра  $b$  определялась по местной скорости вдува. Как видно из графика, в этом случае все опытные точки группируются в виде одной зависимости.

На основании изложенного все дальнейшие результаты опытов по определению величины оттеснения обрабатывались по местной скорости вдува и измерения проводились в одном и том же сечении ( $x = 310$  мм от начала пористой пластины), выбранном



Фиг. 2. Спектры пульсаций вектора скорости в диапазоне 20 ÷ 500 гц; *а* — в оттесненном слое, *б* — вне оттесненного слоя

из соображений равномерности вдува. В этом сечении отношение  $v_w/\langle v_w \rangle = 1.54$  и оставалось постоянным при различных значениях  $\langle v_w \rangle$  с точностью 4%.



Фиг. 3. Осциллограмма проницаемости опытного образца:  $(\rho_w v_w) = 119,8 \text{ н / м}^2 \text{ сек}$ ,  $\langle v_w \rangle = 0,66 \text{ м / сек}$ ; кривые 1 — скорость вдуваемого газа, 2 — базовая линия, 3 — продольная координата; штриховая линия — среднерасходная скорость вдува

Результаты опытов по измерению толщины отесненного слоя при вдуве в воздух гелия, воздуха и фреона-12 в диапазоне изменения скорости основного потока  $u_0 = 10-60 \text{ м / сек}$ , представлены на фиг. 5 в виде зависимости числа Рейнольдса

$$R' = f(b) \quad \left( R' = \frac{u_0 \delta'}{\nu} \right)$$

Коэффициент трения  $C_{f_0}$  для подсчета величины  $b$  определялся по формуле

$$\frac{1}{2} C_{f_0} = 0.0126 (R^{**})^{-0.25} \quad (1)$$

Здесь значения  $R^{**}$  находились из опыта путем измерения профилей скорости и концентрации в сечении, где был установлен датчик термоанемометра.

Необходимость введения таких координат для обработки опытных данных в виде зависимости  $R' = f(b)$  вытекает не только из анализа экспериментального материала, но и из теоретических соображений, которые приводятся ниже.

Величину  $\delta'$  можно приближенно оценить, если предположить, что для сверхкритических вдувов справедливы, с точностью до коэффициента, следующие соотношения:

$$\delta' = A \frac{\rho_w v_w^2}{\rho_0 u_0^2} (x - x_*) \quad (2)$$

которое следует из условия границы раздела двух соударяющихся струй, и

$$\frac{d\delta^{**}}{dx} = \frac{\rho_w v_w}{\rho_0 u_0} \quad (3)$$

которое следует из уравнения импульсов для сверхкритических вдувов. Здесь  $x_*$  — расстояние от начала пограничного слоя до точки начала отеснения,  $x$  — расстояние от начала пограничного слоя до рассматриваемого сечения.

Фиг. 4. а — обработка по среднерасходной скорости вдува; б — обработка по местной скорости вдува; точки 1, 2, 3 соответствуют значениям  $v_w = 0,51, 0,43, 0,30 \text{ м / сек}$ ,  $\langle v_w \rangle = 0,33 \text{ м / сек}$ .

Используя уравнения (1) — (3), можно получить выражение для числа Рейнольдса

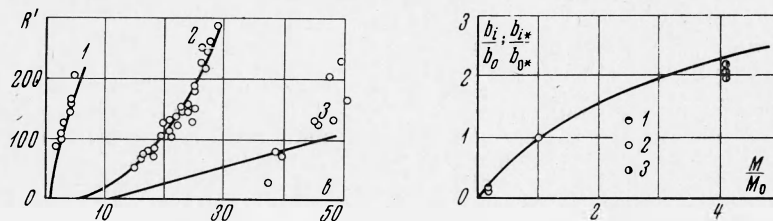
$$R' = A \frac{\rho_0}{\rho_w} \frac{(0.0126)^4}{(\rho_w v_w / \rho_0 u_0)^3} \left[ \left( \frac{\rho_w v_w}{\rho_0 u_0} \frac{2}{C_{f_0}} \right)^4 - b_*^4 \right] \quad (4)$$

На фиг. 5 приведена расчетная зависимость  $R' = f(b)$  при  $A = 1$  по уравнению (4). Значения  $b_*$  для кривых 1, 2, 3 взяты согласно [1,2] соответственно 1, 5, 10.

При расчете находились зависимости  $R' = f(b, \rho_w v_w / \rho_0 u_0)$  или  $b = f(R', \rho_w v_w / \rho_0 u_0)$  по экспериментальным значениям параметров. Уравнение (4) следует считать приближенным, т. к. наблюдается расхождение расчетных и опытных данных (например, кривая 3).

Интересно сопоставить опытные результаты в виде графика  $b_i/b_0 = f(M/M_0)$  (фиг. 6) при вдуве гелия и фреона-12 в воздух для сверхкритических режимов при  $R' = idem$  с теоретической зависимостью  $b_{i*}/b_{0*} = f(M/M_0)$  для критических величин, приведенной в работах [1,2]. Здесь  $b_i, b_0$  — значения параметров вдува при вдуве  $i$  газа в воздух и воздуха в воздух при  $R' = idem$  из фиг. 5;  $b_{i*}, b_{0*}$  — значения критических параметров вдува при вдуве  $i$  газа в воздух и воздуха в воздух;  $M, M_0$  — молекулярные веса вдуваемого газа и газа основного потока.

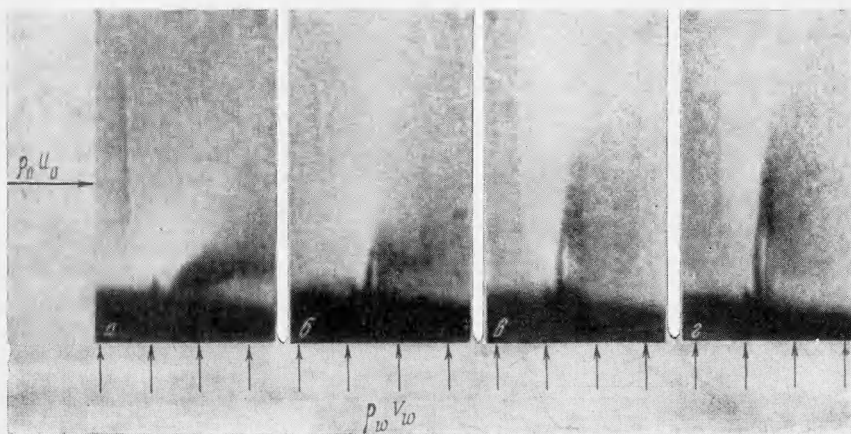
Как видно из этого графика, отношения сверхкритических параметров вдува в зависимости от соотношения молекулярных весов вдуваемого газа и газа основного потока удовлетворительно согласуется с теорией для критических параметров вдува.



Фиг. 5. Зависимость числа Рейнольдса  $R'$  от параметра вдува; точки 1 — вдув гелия в воздух  $\rho_w v_w = 16.55 \text{ н/м}^2 \text{сек}$ ; 2 — вдув воздуха в воздух  $\rho_w v_w = 59.2, 86.8, 119.8 \text{ н/м}^2 \text{сек}$ ; 3 — вдув фреона-12 в воздух  $\rho_w v_w = 181.5 \text{ н/м}^2 \text{сек}$ ; кривые — расчет по формуле (4)

Фиг. 6. Зависимость относительных вдувов от отношения молекулярных весов вдуваемого газа и газа основного потока; точки 1 — вдув гелия в воздух, 2 — вдув воздуха в воздух, 3 — вдув фреона-12 в воздух

Одновременно были проведены визуальные наблюдения пограничного слоя при помощи прибора Теплера ИАБ-451 через анаморфотную приставку, дающую относительное увеличение вертикальной координаты по отношению к горизонтальной в отношении 10:1.



Фиг. 7. Фотографии теплового следа, снятые шпирен методом при помощи анаморфотной приставки кадры а, б, в, г соответствуют значениям  $b = 3.6, 12.8, 17.7, 19.4$

На пористой поверхности перпендикулярно к потоку натягивалась нихромовая проволока диаметром 0.1 мм, нагреваемая током, и наблюдался тепловой след от нее. На фиг. 7 представлены фотографии теплового следа от проволоки, снятые через анаморфотную приставку.

На фиг. 7б, в, г ясно виден участок острого дутья у стенки (вертикальный черный штрих), соответствующий нулевому значению продольной составляющей скорости, увеличивающийся с увеличением параметра вдува. Для сравнения на фиг. 7, а приведена фотография теплового следа при  $b < b_*$ , где, как видно, не имеется участка с нулевой продольной составляющей скорости вблизи стенки.

Аналогичная картина наблюдалась в работе [6].

Поступила 13 VIII 1968

## ЛИТЕРАТУРА

1. К у т а т е л а д з е С. С., Л е о н т ь е в А. И. Турбулентный пограничный слой сжимаемого газа. СО АН СССР, Новосибирск, 1962.
2. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. СО АН СССР, Новосибирск, Ин-т теплофизики, 1964.
3. Л е о н т ь е в А. И., М и р о н о в Б. П., Л у г о в с к о й П. П. Экспериментальное определение критического параметра вдува на пористой пластине. Инж.-физ. ж., 1966, т. 10, № 4.
4. Л у г о в с к о й П. П., М и р о н о в Б. П. Влияние продольного положительного градиента давления на критический параметр вдува. Инж.-физ. ж., 1967, т. 13, № 4.
5. М у г а л е в В. П. Экспериментальное исследование дозвукового турбулентного пограничного слоя на пластине со вдувом. Изв. вузов, Авиационная техника, 1959, № 3.
6. H a s k e r D. S. Interferometric investigation of the stability of a turbulent boundary layer with Mass addition. An ASME publication. Paper Number 58-A-249.
7. W i l l s I. A. B. The correction of hot-wire readings for proximity to a solid boundary. J. Fluid Mech., 1962, vol. 12, pt. 3.

## ИССЛЕДОВАНИЕ МАССООБМЕНА В СИСТЕМЕ ГАЗОВЫХ ПУЗЫРЕЙ И ЖИДКОСТИ

И. В. Белов, Е. В. Проколов

(Свердловск)

Экспериментально исследован процесс растворения системы пузырей  $\text{CO}_2$  в воде и в водных растворах декстрозы. Расчетом оценена площадь межфазной поверхности и определен коэффициент массоотдачи  $\beta$ .

Установлена связь величины  $\beta$  с диаметром пузыря, физическими свойствами жидкости и интенсивностью продувки жидкости потоком газа.

Предложено критериальное уравнение для расчета  $\beta$ .

Общепризнанной теории массообмена между системой газовых пузырей и жидкостью нет [1]. Даже для единичного пузыря в жидкости при числах Рейнольдса  $N_{\text{Re}} > 1$  известные теоретические модели массообмена, как показано в работе [2], не соответствуют экспериментальным данным. Например, для растворения  $\text{CO}_2$  из единичного пузыря в воде величина коэффициента массоотдачи  $\beta$  по уравнению В. Г. Левича [3, стр. 332] в 11-12 раз выше опытных значений, полученных в работах [2,4]. Поэтому закономерности массообмена и величина  $\beta$  определяются на опыте.

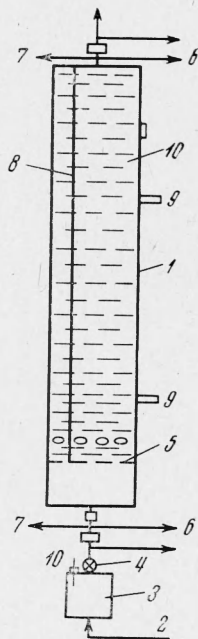
Обычно результаты экспериментальных исследований массообмена между системой пузырей и жидкостью даются в форме зависимости величины  $\beta F$  или ее аналогов от параметров процесса [5-7]. Такая форма представления экспериментальных данных не раскрывает механизма массообмена (связанного либо с ограничением межфазной поверхности  $F$ , либо с характеристикой переноса вещества  $\beta$ ), исключает оценку влияния режимных параметров массообмена на его интенсивность и затрудняет использование опытных данных при анализе массообмена в иных условиях.

Ниже при расчете межфазной поверхности  $F$  использованы закономерности движения и формоизменения единичных пузырей, описанные авторами в работе [8].

1). Опыты проводились в прозрачной колонне 1 высотой 2 м, поперечным сечением  $S = 0.2 \times 0.2$  м.

Схема установки представлена на фиг. 1, где 1 — экспериментальная колонна, 2 линия от баллона, 3 — промежуточная емкость, 4 — регулировочный вентиль, 5 — решетка, 6 — диафрагмовый реометр, 7 — манометр, 8 — перегородка, 9 — штуцер, 10 — термометр.

Углекислый газ чистотой 99.8% из баллона 2 через промежуточную емкость 3с регулировочным вентилем 4 подавался в камеру под медную решетку 5 с 16 отверстия-



Фиг. 1