

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени С.П.Королева

ИЗМЕРЕНИЯ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛАСТИНЫ

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОФИЛЯ СКОРОСТЕЙ
В ТРЕХМЕРНОМ ТУРБУЛЕНТНОМ
ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Лабораторные работы № 8,9

Куйбышев 1980

УДК 629.7.015(75.8)

Основой приведенных лабораторных работ являются лекционные курсы, читаемые на кафедре "Аэрогидродинамика". В лабораторные работы включено также описание экспериментов по спецкурсу "Техника аэродинамического эксперимента" и по УИРС. Работы составлены с учетом возможности самостоятельного проведения эксперимента.

Составитель А.К. Ч и к у р и н

Рецензент В.М. Т у р а п и н

Утверждены редакционно-издательским
советом института 9.01.80 г.

ИЗМЕРЕНИЯ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛАСТИНЫ

Ц е л ь р а б о т ы: ознакомление с основными характеристиками пограничного слоя пластины; сравнение полученных результатов с теоретическими расчетами и с различными опытными данными.

О б щ и е с в е д е н и я

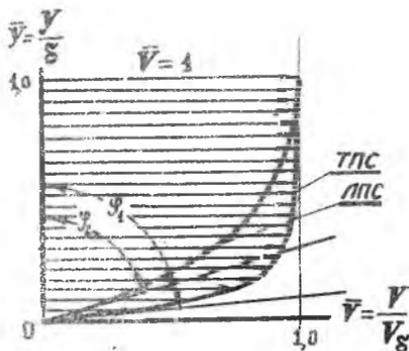
При движении жидкости или газа вдоль твердой границы течение можно условно разделить на две зоны: внешнее потенциальное течение и пограничный слой.

Пограничный слой представляет собой область заторможенного силами вязкости потока, причем с приближением к стенке скорость движения потока падает до нуля (за исключением сильно разреженных газов).

Физически влияние вязкости простирается неограниченно далеко от тела (асимптотическая модель пограничного слоя), но поскольку это влияние затухает при удалении от стенки, то оказывается возможным перейти к более простой модели пограничного слоя с конечной толщиной δ . За величину δ принимается такое расстояние от стенки, на котором скорость составляет, например, 99% от скорости внешнего потенциального течения. В этой области сосредоточено практически все вязкое взаимодействие потока и тела.

Течение внутри пограничного слоя может быть и ламинарным (ЛПС) и турбулентным (ТПС). Для пластины режим течения в пограничном слое определяется числом Рейнольдса

$$Re = \frac{V_{\infty} l}{\nu}, \quad (I)$$



Р и с. 1. Сравнение безразмерных профилей скоростей в ламинарном (ЛПС) и турбулентном (ТПС) пограничном слоях

В трубах общего назначения (как и в нашем случае) следует ожидать нижнее значение $Re_{кр}$.

Внешне ламинарный и турбулентный профили отличаются полностью (см. рис. 1). Принято считать, что в турбулентном пограничном слое течение вблизи стенки остается ламинарным благодаря сильному влиянию вязкости в этой зоне, а также вследствие "демпфирования" самой стенкой поперечных пульсаций. Следовательно, в этой двухслойной модели ТПС касательное напряжение на стенке должно определяться формулой Ньютона для слоистого течения:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{dV_x}{dy} \right)_{y=0} \quad (2)$$

Очевидно, что производная $\left(\frac{dV_x}{dy} \right)_{y=0}$ на стенке для ТПС значительно выше, чем для ЛПС.

Полнота профиля скоростей может быть оценена с помощью так называемых "условных толщин":

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{V}{V_0} \right) dy; \quad (3) \quad \delta^{**} = \int_0^{\delta} \frac{V}{V_0} \left(1 - \frac{V}{V_0} \right) dy, \quad (4)$$

используемых в теории пограничного слоя. Здесь δ^* и δ^{**} соответственно "толщина вытеснения" и "толщина потери импульса".

В отличие от толщины δ , которая в эксперименте может

где l — расстояние рассматриваемого сечения от передней кромки, и степенью начальной турбулентности набегающего потока.

В общем случае пограничный слой в начале пластины — ламинарный, а на некотором расстоянии он переходит в турбулентный. Точка перехода определяется критическим числом Рейнольдса

$$Re_{кр} = 7 \cdot 10^5 \div 3 \cdot 10^6.$$

При испытаниях в трубах с низкой степенью начальной турбулентности получено $Re_{кр} \approx 3 \cdot 10^6$.

быть найдена только с определенной огворкой, δ^* и δ^{**} можно точно вычислить для любой модели пограничного слоя.

Толщина вытеснения есть не что иное, как расстояние, на которое отходят линии тока внешнего течения вследствие образования пограничного слоя (по сравнению с потенциальным обтеканием).

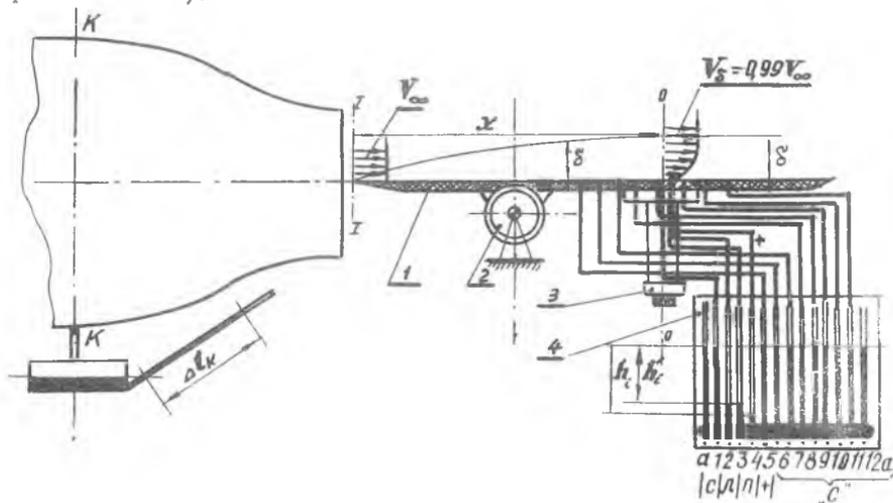
Толщина потери импульса является разностью, на которую уменьшается поток импульса в пограничном слое по сравнению с потоком импульса в потенциальном течении.

В нашем случае необходимо определить δ^* и δ^{**} по экспериментальному профилю и сравнить с расчетными значениями.

Техника эксперимента

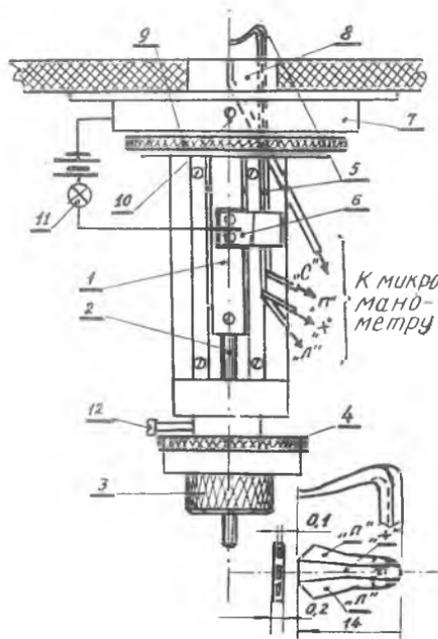
Работу рекомендуется начинать с ознакомления с экспериментальной установкой.

Модель пластины I устанавливается в рабочей части аэродинамической трубы на отдельном α -механизме 2 (рис. 2). Угол атаки подбирается таким образом, чтобы давление вдоль пластины было постоянным (некоторое расхождение при $\alpha = 0$ может возникать из-за влияния нарастания пограничного слоя или наличия скоса потока в рабочей части).



Р и с. 2. Схема экспериментальной установки

На достаточном удалении от носка пластины устанавливается микрокоординатник 3 с трехтрубным насадком (рис. 3). Распределение давления контролируется батарейным микроманометром 4, к которому также подводятся трубки от микронасадка.



Р и с. 3. Микрокоординатник с трехствольной микротрубкой для измерений величины и направления скорости в пограничном слое

используется для работы с трехмерными пограничными слоями) и устройство для установки поворотной пробки 8 заподлицо с поверхностью пластины. Фиксация этого положения осуществляется контрагайкой 9, а стопорный винт 10 фиксирует корпус прибора от поворота.

Насадок 5 имеет три приемных отверстия: центральное (помечено индексом "+I") для полного напора, два боковых (помечены индексами "Л" и "П", "левое" и "правое"), служащие для ориентации насадка по вектору скорости набегающего потока. Чтобы при раз-

Микрокоординатник (рис.3) позволяет перемещать скоростной насадок в пределах 0-35 мм от поверхности. В корпусе прибора имеется сердечник I, который установлен на линейном подшипнике качения и перемещается поступательно с помощью ходового винта 2 с шагом 1 мм, а ответная разрезная гайка размещена в рукоятке 3 и закреплена в осевом направлении. Перемещение винта 2 (а, следовательно, и сердечника I) контролируется с помощью лимба 4, имеющего цену деления 0,01 мм (100 делений на 1 оборот). Кроме того, имеется боковая шкала с ценой деления 1 мм (на чертеже не показана) для грубой ориентировки. Микронасадок 5 с помощью детали 6 крепится к сердечнику I.

Корпус прибора установлен на поворотном устройстве 7, имеющем градусный лимб(исполь-

воротах не было ухода приемных отверстий от контрольного сечения, они располагаются по оси поворотной пробки 8.

Трубки насадка выводятся на батарейный микроманометр 4 (рис. 2). Для измерения скоростного напора необходимо подать статическое давление из точки пластины, расположенной напротив центра прибора на линии, перпендикулярной вектору \vec{V}_∞ . При правильной ориентировке вдоль пластины это давление подводится ко всем трубкам "С" (см. рис. 2) и скоростной напор подсчитывается по разности показаний трубки "+" и трубки "С" (см. рис. 3).

Обработка результатов измерений

Скоростной напор невозмущенного потока q_∞ определяется по методу перепада давлений (лаб. работы, изданные в 1970 г.).

Скоростной напор в пограничном слое $q_i = q_i(y)$ определяется по

формуле

$$\frac{\rho V_i^2}{2} = q_i = \xi_H (h_i - h_{cm}) \gamma_{ж} \sin \varphi, \quad V_i = \sqrt{\frac{2q_i}{\rho}}, \quad (5)$$

где ξ_H - тарировочный коэффициент микронасадка;

h_i - показание трубки полного напора;

h_{cm} - показание трубок статического давления (дренаж пластины);

$\gamma_{ж}$ - удельный вес рабочей жидкости;

φ - угол наклона шкалы батарейного микроманометра.

По данным измерений вычисляются скорости $\bar{V}(\bar{y})$ в безразмерном виде:

$$\bar{V}_i(\bar{y}) = \frac{V_i(y)}{V_\infty} = \sqrt{\frac{\xi_H (h_i - h_{cm})}{\xi_H (h_i - h_{cm})_\delta}}, \quad (6)$$

где $(h_i - h_{cm})_\delta$ - разность уровней на расстоянии от стенки y , при котором дальнейшее его увеличение не дает визуально определяемого прироста скорости, т.е. при условии $V_\delta \approx V_\infty$

$$\bar{y} = \frac{y}{\delta}.$$

Толщина пограничного слоя δ определяется из условия

$$V_\delta = 0,99 V_\infty.$$

Затем определяются условные толщины по формулам (3) и (4), переписанным в безразмерном виде:

$$\frac{\delta^*}{\sigma} = H^* = \int_0^1 \left(1 - \frac{V}{V_\sigma}\right) d\bar{y}; \quad (7) \quad \frac{\delta^{**}}{\sigma} = H^{**} = \int_0^1 \frac{V}{V_\sigma} \left(1 - \frac{V}{V_\sigma}\right) d\bar{y}. \quad (8)$$

Интегралы вычисляются графически, для чего подынтегральные функции

$$\left(1 - \frac{V}{V_\sigma}\right) = f_1(\bar{y}), \quad \frac{V}{V_\sigma} \left(1 - \frac{V}{V_\sigma}\right) = f_2(\bar{y}),$$

строятся на отдельных графиках. Правила обработки таких диаграмм рассмотрены в работах 3-5, изданных в 1970 г.

Далее сравниваются опытные данные с расчетными, взятыми из различных источников (см. табл. I).

Т а б л и ц а I

1	Точное решение уравнений (асимптотич. ЛПС по Хуарту)	$\delta^* = 1,7208 \sqrt{\frac{\nu x}{V_\infty}}$	$\delta^{**} = 0,664 \sqrt{\frac{\nu x}{V_\infty}}$	$\delta = 5 \sqrt{\frac{\nu x}{V_\infty}}$ при $V = 0,99 V_\infty$
2	Приближенная теория (ЛПС конечной толщины)	$H^* = \frac{\delta^*}{\sigma} = \frac{1}{3}$	$H^{**} = \frac{\delta^{**}}{\sigma} = \frac{2}{15}$	$\delta = 4,64 \sqrt{\frac{\nu x}{V_\infty}}$
3	Турбулентный пограничный слой при $V(\bar{y}) = \left(\frac{y}{\sigma}\right)^{1/7}$	$H^* = \frac{1}{8}$	$H^{**} = \frac{7}{72}$	$\delta = 0,37x \left(\frac{V_\infty x}{\nu}\right)^{1/4}$
4	Данный эксперимент	$H^* =$	$H^{**} =$	$\delta =$

П р и м е ч а н и е. В отчете эта таблица должна приводиться с вычисленными значениями H^* , H^{**} , $H = \frac{H^{**}}{H^*}$ при значениях параметров $\frac{\nu x}{V}$ и $\frac{V_\infty x}{\nu} = Re$, определенных по условиям данного эксперимента.

Полученный профиль скоростей и величины, рассчитанные по п.1, 2, 3 табл. I, должны быть нанесены на один график.

Профиль "1" приводится в табл. 2.

Профиль "2" рассчитывается по приближенной теории ЛПС:

$$\bar{V} = \frac{V}{V_\sigma} = 2 \frac{y}{\sigma} - \left(\frac{y}{\sigma}\right)^2, \quad (9)$$

Вычисление по Хоурту

y/σ	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,6
V/V_0	0	0,066	0,133	0,199	0,266	0,330	0,517
\bar{y}/σ	2,0	2,6	3,0	3,6	4,0	4,6	5,0
V/V_0	0,630	0,772	0,846	0,923	0,956	0,983	0,992

Профиль "3" определяется по степенному закону

$$\bar{V} = \left(\frac{y}{\sigma}\right)^{\frac{1}{2}}. \quad (10)$$

Профиль "4" строится по результатам данного опыта с использованием формулы (6).

Выводы по результатам сравнения приводятся в отчете.

П о р я д о к п р о в е д е н и я э к с п е р и м е н т а

1. Собрать схему согласно рис. 2.
2. Отнивелировать батарейный и контрольный микроманометры.
3. Включить трубу, установить режим (по указанию преподавателя).

4. Ориентируясь по батарейному микроманометру, подобрать угол атаки пластины так, чтобы распределение давления по ее поверхности было постоянным.

5. С помощью микрокоординатника (рис. 3), вращая рукоятку 3 против часовой стрелки (если смотреть со стороны винта 2), отвести насадок от стенки на 3-5 мм и сориентировать его по вектору скорости, пользуясь показаниями батарейного манометра (давления в трубках "П" и "Д" должны быть выровнены). Затем зафиксировать стопорный винт 10.

6. Опустить насадок до касания с поверхностью пробки 8. Это касание отмечается загоранием лампочки II. Ослабить винт 12 и установить "0" шкалы против индекса рукоятки 3.

В н и м а н и е ! Подводить насадок к поверхности следует с большой осторожностью во избежание деформации насадка или его поломки.

7. Произвести измерения распределения скоростей в пограничном слое, перемещая насадок через установленные преподавателем интервалы.

Рекомендуется первые 10% толщины пограничного слоя проходить с более мелким шагом, например, при $\delta = 10$ мм первый миллиметр проходить через 0,1 мм, далее (до 5 мм) – через 0,5 мм и остальную часть – через 1 мм. Зондирование можно считать оконченным, если наблюдаются отличия между разностями $h_i - h_{cm}$ соседних точек не более чем на 0,01 ($h_i - h_{cm}$) последнего замера.

8. Обработать результаты измерения по формуле (6), определив предварительно δ как расстояние, где $V_\delta = 0.99 V_\infty$, что соответствует $0,98 (h_i - h_{cm})_{\delta^*}$. На график нанести, кроме полученного в опыте профиля $\bar{V} = \bar{V}(\bar{y})$, профили скоростей, рассчитанные по формулам (9), (10) и по данным табл. 2, а также выписать табл. 1, заменив в клетках формулы для δ , H^* и H^{**} вычисленными значениями δ , H^* и H^{**} .

Контрольные вопросы

1. Что такое пограничный слой?
2. Как определяется толщина пограничного слоя?
3. Чем характеризуется переход ЛПС в ТПС?
4. Как объяснить большую полноту профиля скоростей ТПС по сравнению с ЛПС.
5. Какие вы знаете расчетные модели течения в пограничном слое?
6. Как определяется критическое число Рейнольдса пластины?
7. Объясните механизм отрыва пограничного слоя?
8. Почему ТПС более устойчив к отрыву, чем ЛПС?

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОФИЛЯ СКОРОСТЕЙ
В ТРЕХМЕРНОМ ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Ц е л ь р а б о т ы: ознакомление с особенностями трехмерных течений в пограничном слое.

О б щ и е с в е д е н и я

Трехмерные пограничные слои возникают во многих случаях, их характеристики сильно отличаются от рассмотренных характеристик (лаб. работа № 8). Стреловидные крылья, тела вращения под углом атаки, области сочленения крыло-фюзеляж, воздушные и гребные винты, компрессоры и другие лопаточные машины, различные воздухопроводы — вот далеко не полный перечень устройств, где пограничный слой трехмерный.

В отличие от пластины, где эпюра скоростей плоская, в трехмерном пограничном слое она закручена, векторы, образующие ее, лежат на сложной поверхности типа винтовой (рис. 1, а, б), соответственно в декартовой и поточной системах координат).

Закручивание поверхности эпюры обусловлено тем, что имеется ненулевой продольный градиент статического давления, причем его направление не совпадает с направлением вектора скорости внешнего потока. Действие этого перепада давлений более значительно вблизи стенки, где сильнее сказывается торможение потока силами вязкости. В результате такого взаимодействия предельная линия тока S_0 поворачивается от направления линии тока внешнего течения на некоторый угол β_0 , зависящий от многих параметров.

На рис. 1 один и тот же профиль представлен двумя проекциями

составляющих: на рис. I,а - в обычных прямоугольных координатах x, y, z , причем за основное направление принято направление наибольшего изменения статического давления $(0, x)$, перпендикулярное ему направление имеет $\frac{\partial p}{\partial y} = 0$; на рис. I,б - то же в поточных координатах, где за основное направление принято направление линии тока вне пограничного слоя. Во втором случае проекция на вспомогательное направление называется вторичным течением и имеет своеобразный профиль, причем в обоих направлениях действует градиент статического давления. Характерно, что вторичное течение здесь проявляется как следствие перепада давления (напорное течение при $\frac{\partial p}{\partial y} < 0$), и оно тем значительнее, чем ближе к стенке и чем меньше скорость основного потока. Физически это более ясная интерпретация закрутки-жидкость как бы "выдувается" вбок за счет $\frac{\partial p}{\partial y} < 0$ там, где силы инерции основного течения уменьшаются.

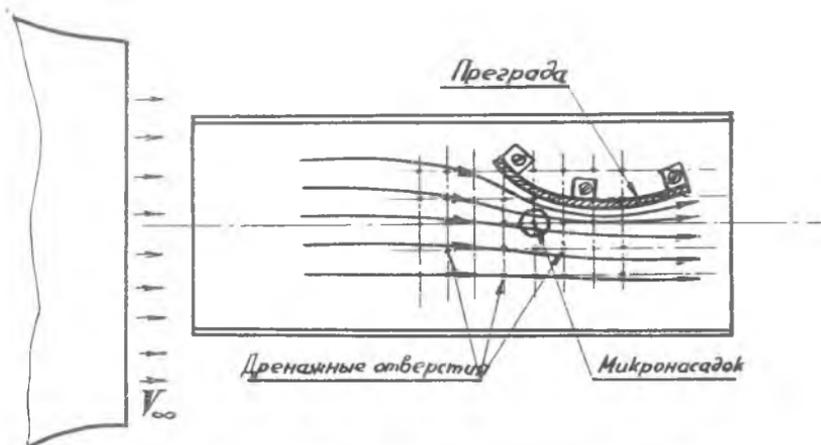
Техника эксперимента

Работа производится на той же установке и с теми же приборами (см. лаб. работа № 8), но с крыловым профилем. Это позволяет имитировать условия сочленения типа крыло-фюзеляж (пластина играет роль стенки фюзеляжа, рис. 2). Преграды можно устанавливать различных типов, добиваясь различной степени закрутки.

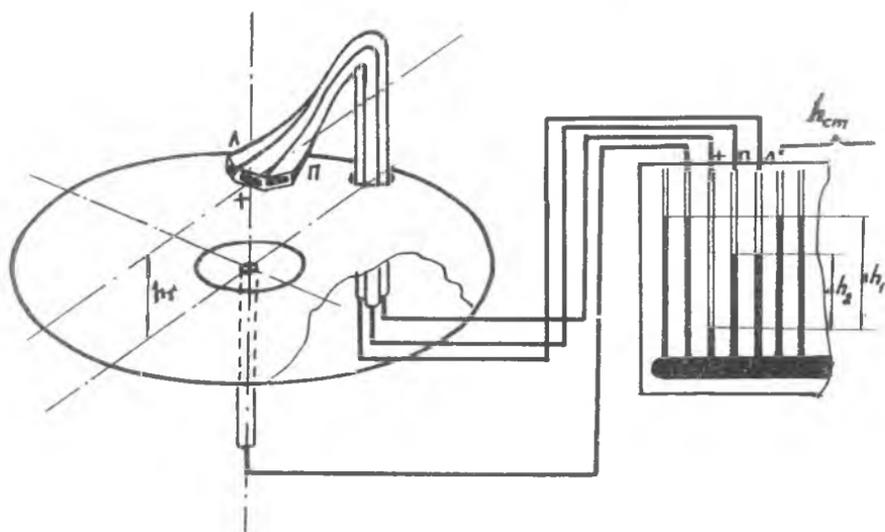
Профиль скоростей на пластине начинает деформироваться уже при подходе к передней кромке преграды. Чтобы обнаружить пространственность течения в пограничном слое, насадок следует размещать в зоне искривления линий тока внешнего течения.

Скорости в трехмерном потоке остаются в основном такими же, как показано в лаб. работе № 8 (плоский случай), но при этом следует учитывать два момента.

I. При каждом значении „У“ насадок следует ориентировать по вектору скорости с помощью боковых отверстий насадка, контролируя равенство давлений по трубкам "Л" и "П" батарейного микроманометра (рис. 2, 3), отсчет углов β производится по лимбу, укрепленному на неподвижной части поворотного устройства 7 (рис. 3, лаб. работа № 8), указатель угла закреплен на поворотном корпусе



Р и с. 2. Схема экспериментальной установки



Р и с. 3. Схема соединения трехствольного скоростного насадка и батарейного микроманометра

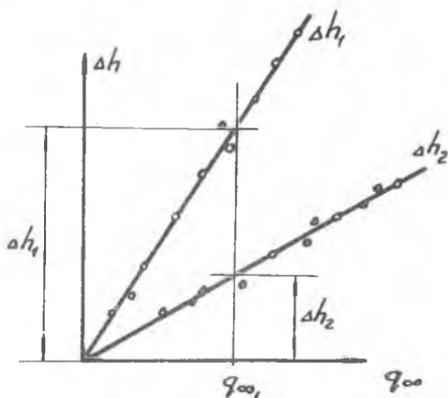
микрокоординатника. Начало (деление "0") градусной шкалы лимба совмещено с направлением потока на пластине без преграды.

2. При наличии продольного перепада давлений статическое давление необходимо снимать в центре поворотной пробки 8 (см. лаб. работу № 8, рис. 3), т.е. на уровне устья центральной приемной трубки насадка. Однако при необходимости измерения в этой же точки касательного напряжения на стенке центральное отверстие в пробке 8 может быть закрыто козырьком поверхностного насадка. В этом случае отбор статического давления производится приемником, выполненным в виде кольцевой щели с центром на оси вращения пробки 8. Первый и второй варианты практически равноценны. Можно использовать также третий вариант, когда в качестве величины, пропорциональной скоростному напору, можно принять разность между уровнем в трубках "П" и "Л", в которых предварительно обеспечено равновесие, и уровнем в трубке "+", связанной с приемником полного давления микронасадка. Так как скошенные боковые приемники микронасадка воспринимают некоторую часть скоростного напора, то искомый перепад давлений будет меньше, поэтому в данном случае нужна специальная тарировка. Для этого пластина без преграды продувается на ряде значений q_{∞} (по контрольному микроманометру), снимаются перепады Δh_1 и Δh_2 (см. рис. 3). При этом надо выполнить условие $h_{Л1} = h_{Л2}$. Затем строятся кривые по рис. 4.

Может оказаться, что зависимость Δh_2 от q_{∞} будет нелинейной, тогда тарировочный коэффициент ξ_{H2} определяется как функция:

$$\frac{\Delta h_1}{\Delta h_2} \xi_{H1} = \xi_{H2}.$$

При криволинейном характере $\Delta h_2 = f(q_{\infty})$ из графика, приведенного на рис. 4, берется для каждого значения Δh_2 свое отношение $\frac{\Delta h_1}{\Delta h_2}$.



Р и с. 4. Примерный вид тарировочных кривых

$$V_i = \sqrt{\frac{2 \xi_{H_2} \Delta h_{2i} \rho \sin \varphi}{\rho}} \quad (1)$$

Если воспользоваться безразмерными величинами $\bar{V} = \frac{V}{V_\sigma}$ и $\bar{\xi} = \frac{\xi}{\sigma}$, где ξ - нормаль к поверхности в варианте "2" (см. рис. 1,б), то расчеты $\bar{V} = \bar{V}(\bar{\xi})$ упростятся:

$$\bar{V}(\bar{\xi}) = \sqrt{\frac{\Delta h_2}{(\Delta h_2)_\sigma}} \quad \text{или} \quad \sqrt{\frac{\Delta h_1}{(\Delta h_1)_\sigma}} = \bar{V}(\bar{\xi}), \quad (2)$$

где $(\Delta h_1)_\sigma$ и $(\Delta h_2)_\sigma$ - показание батарейного манометра при $\xi = \sigma$.

Это условие определяется так же, как и в предыдущей работе, т.е.: отыскивается точка, где очередное значение Δh_2 или Δh_1 будет отличаться от предыдущего не более чем на 2%. Тогда выполняется условие $V_\sigma = 0,99 V_{0\sigma}$.

Далее по данным измерений отдельно строятся профили скоростей основного и вторичного течения:

$$\bar{V}_\varphi = \bar{V}_i \cos \beta; \quad (3)$$

$$\bar{V}_\gamma = \bar{V}_i \sin \beta. \quad (4)$$

Профиль скоростей \bar{V}_φ основного течения строится совместно со степенным профилем по формуле (10), приведенной в лаб. работе № 8, а профиль скорости \bar{V}_γ - совместно с профилем поперечной составляющей скорости, предложенным Джонстоном:

$$\frac{V_\gamma}{V_\sigma} = \operatorname{tg} \beta \left(1 - \frac{V_\varphi}{V_\sigma}\right) \quad (5)$$

(см. рис. 1,б).

Следует отметить, что Джонстон предложил формулу (5) для части профиля, примыкающей к внешнему течению. В пристенной области профиля она дает значительные расхождения.

Порядок проведения эксперимента

Подготовка эксперимента состоит в выполнении первых 5 пунктов одноименного раздела лаб. работы № 8. Если микрометрический механизм разрегулирован, производится установка "0", согласно п. 6 этой работы.

7. При необходимости произвести тарировку по определению тарировочного коэффициента ξ_{H2} (см. п. 2 раздела "Техника эксперимента").

8. Установить преграду в указанном преподавателем месте, снять профиль полевой скорости и профиль угла закрутки.

9. Обработать полученные результаты по формулам (1)-(4).

10. Представить эти данные вместе с расчетными профилями (10), (лаб. работа № 8) и (5) в виде графиков.

11. Построить кривые распределения давления по пластине в зоне измерений.

Составитель Александр Константинович Чикурин

ИЗМЕРЕНИЯ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛАСТИНЫ
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОФИЛЯ СКОРОСТЕЙ
В ТРЕХМЕРНОМ ТУРБУЛЕНТНОМ
ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Лабораторные работы № 8,9

Редактор Э. Г р я з н о в а
Техн.редактор Н. К а л е н ю к
Корректор Т. П и к у р о в а

Подписано в печать 2.02.80 г.
Формат 60x84¹/₁₆ Бумага оберточная белая.
Оперативная печать. Усл.п.л. 1,19.
Уч.-изд.л. 0,9. Тираж 700 экз.
Заказ № 881 Бесплатно.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт им. С.П.Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская,151.

Областная типография им. В.П.Мяги,
г. Куйбышев, ул. Венцека, 60.