

空气动力学多功能实验仪

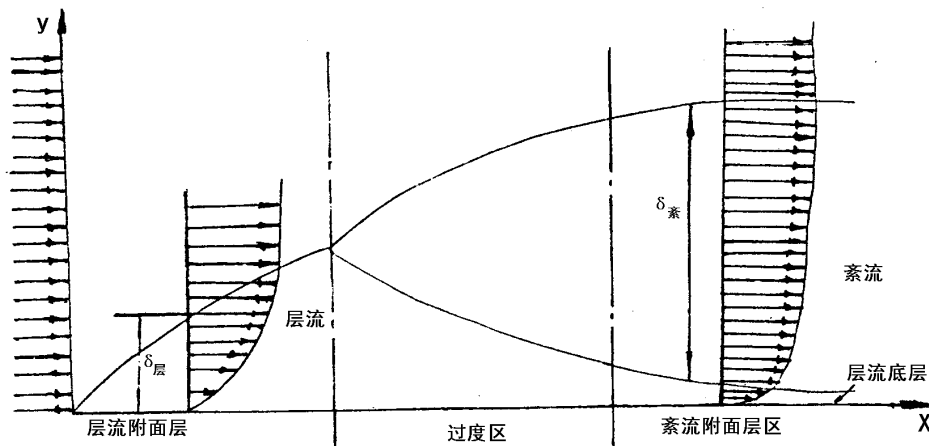
(一) 平板边界层气流实验

一、实验目的

- 1、测定平板附面层某一断面的流速分布，确定附面层厚度 δ 。
- 2、观测整个平板附面层厚度的发展。
- 3、学习使用毕托管和微压计的测速原理和测量技术。

二、实验原理

当实际流体流过物体（如平板）表面时，紧贴壁面的流体将粘附于物体表面，在壁面的法线方向随着到壁面的距离的增加，流体速度逐渐增加，在距离 δ 处，流速达到未受扰动的来流速度 u_0 ，这个厚度为 δ 的薄层叫附面层。通常人为地约定，将与主流速度相差 1% 的地方：即 $u_x = 0.99u_0$ 处作为附面层的外缘。见图一。



图一

气流绕平直的光滑板作定常流动时，附面层沿流动方向逐渐增厚，开始时流动是层流，经过一段距离之后，层流变为紊流，两者之间存在一个过渡区。层流附面层的速度分布接近于抛物线规律，而紊流附面层的速度分布为指数曲线规律，在壁面具有更大的速度梯度，两种流速分布差别较明显。表示这个转变的特征参数就是临界雷诺数 Re_c ，它的定义为：

$$Re_c = \frac{u_0 X}{\nu}$$

式中：

X ——从平板前缘点算起的平板长度。

ν ——流体的动力黏度

理论上关于边界层几种厚度的计算公式如下：

1、层流边界层（位移厚度）：层流边界层厚度可根据布拉休斯（H·Blasius）关于层流边界层微分方程的理论解得到：

$$\delta = \frac{5x}{\sqrt{Re_x}}$$

2、紊流边界层（位移厚度）：紊流边界层的厚度尚无完全的理论解。根据大量实验资

料得到,当沿光滑壁面平板紊流边界层的流速分布可表示成指数形式 $u/u_0 = (y/\delta)^{\frac{2}{n}}$ 时,(当 $Re_x = 10^5 - 10^8$, 指数 $1/n = 1/5 - 1/8$), 若取 $n=7$, 可以推导出紊流边界层厚度的计算公式为:

$$\delta = \frac{0.37}{Re_x^{1/5}}$$

3、使用微压计的毕托管量测流速时, 计算公式为:

$$u_x = \phi \sqrt{2g\gamma_g l \varphi}$$

式中:

ϕ ——毕托管修正系数, 取 1;

γ_g ——空气容重;

l ——斜管微压计从 0 点算起的液柱长度;

φ ——微压计的常数因子。

在实验时选定一断面 X, 利用千分尺测出测点到壁面的垂直距离, 并利用毕托管测得该点的压差 $\Delta h = l\varphi$, 从而求得该点的流速。沿壁面法线方向改变测点位置测出各该点流速、当微压计 Δh 不再继续变化说明已经达到主流区。在壁面法线方向上各点流速确定之后, 即速度分布已知, 便可以按附面层厚度定义确定该断面处的附面层厚度。移动实验板位置。即改变 X 找出各断面的附面层厚度, 可以观察到整个平板附面层厚度的发展。

三、实验设备

实验在空气动力学多功能实验台上进行, 该实验台相当于一个小型风洞, 它包括风机、稳压箱、收缩段与实验段等。由风机提供风源, 用调节阀来调节风量; 所需风量经风道送入稳压箱, 稳压箱下接收缩段, 在出口可接各种实验段; 实验后的气流从实验台上的孔口吸入风机, 以供循环使用。经过整流的气体以匀速进入边界层实验段, 在实验段轴心安装一块实验平板, 平板可沿轴线上下移动, 以便选择不同的测量断面。在实验段出口装一根其扁嘴孔口宽度很小的小型毕托管, 毕托管连在千分尺上, 用以调节和测量毕托管的横向位置。当毕托管刚接触到实验平板时, 定为测量断面的起始点。毕托管与斜管微压计相连, 测量流速。

四、实验步骤

1、1. 取下桌面上盖; 2. 将附面层试件插入收敛口并固定; 3. 调平斜管微压计, 确定斜管的倾斜位置, 测层流边界层时, 斜管可置于系数 0.3 处; 测紊流边界层时, 斜管可置于系数 0.6 处。

2、确定实验板长度 (层流时在 $X=100\text{mm}$ 以内; 紊流时 $X=300\text{mm}$)。拧紧实验板的固定螺丝。

3、顺时针转动千分卡尺, 使毕托管靠近实验板, 当快接触实验平板时, 一定要慢旋以防碰伤毕托管; 当毕托管刚接触平板时, 指示灯发亮, 应立即停止旋转。

4、接通通风机电源, 开启进气调节阀, 测层流时阀门应开得很小; 测紊流时则阀门全开。当气流稳定后, 记录亮灯时斜管微压计读数; 起始时毕托管距实验板的距离为 0.15mm , 反时针旋转千分卡尺以改变测点位置, 靠近平板处测点间距应在 0.03mm 左右; 随着距平板距离的增加, 测点间距可逐渐增加至 $0.05\text{mm} \sim 2\text{mm}$ 间, 共需测 20 个点左右。每次应记录下相应于千分卡尺读数 y 和斜管微压计读数 Δh 。当移动千分卡尺而压力计读数不再继续变化时, 表明测点已达到主流区; 在主流区内可测三个点以取平均值作为边界层外的来流流速 u_0 。将主流区测得的 Δh 值乘以 $(0.99)^2$ 即得边界层厚度 δ 处的 $\Delta h'$, 顺时针旋转千分卡尺, 当斜管微压计读数等于 $\Delta h'$ 时, 此时千分卡尺距离实验板的距离即为

边界层的厚度 δ 。

5、为了测定平板边界层厚度随 X 的变化规律，可移动实验板的位置，使毕托管位于不同的 X 值处，以测出不同断面的 δ 值，并与理论近似计算公式相比较。

6、测量大气压和空气的温度，并记录有关常数值。实验完毕，断电停机。

五、实验记录及实验结果

1、将记录填入表格。表中 y 值为测点到平板的垂直距离； Δh 值为测点压差，由微压计测得，并计算出测点流速 u_x 及 u_0 。

2、计算 u/u_0 ，在方格纸上绘制以 y 为纵坐标， u/u_0 为横坐标的关系图。

3、确定各断面附面层厚度，绘出沿平板的附面层发展曲线。

常数：空气温度： $t =$ °C，平板实验长度： $L = 0.3\text{m}$ 大气压强： $p_a / \gamma = 772\text{mm}$ 汞柱

y mm	Δh mm 酒精柱	U/U_0	y mm	Δh mm 酒精柱	U/U_0	y mm	Δh mm 酒精柱	U/U_0

(二) 紊流射流实验

一、实验目的

1. 观察射流结构及速度分布情况；通过测定气体紊动射流断面流速分布，了解紊动射流的特性。

2. 学习利用毕托管和微压计测定气流速度的原理和方法，测定紊流系数 α 。

二、实验原理

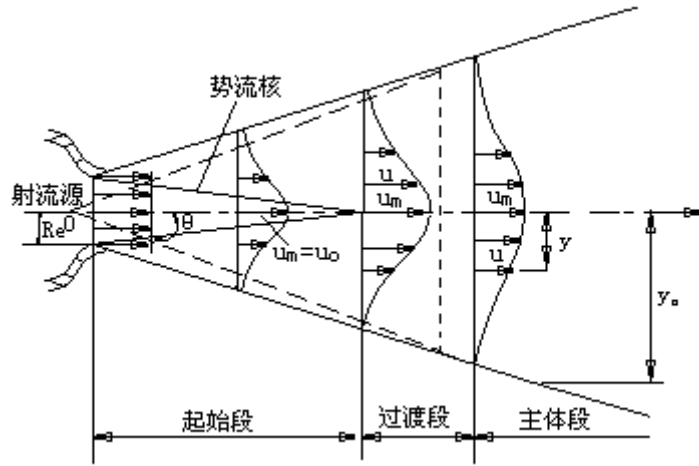
射流是指孔口或喷嘴向外喷出，进入另一流体领域的一股流体。射流的运动形态分为层流型和紊流型。

紊流射流自喷嘴出口以均匀的流速射入静止的环境中时与周围静止的流体之间形成速度不连续的间断面，间断面因受干扰失去稳定而产生旋涡，旋涡卷吸周围流体而进入射流，同时不断移动、变形、分裂产生紊动，其影响逐渐向内外两侧发展；形成内外两个自由紊动的混合层，因整个射流场的静压是相等的，故沿流动方向没有任何外力。

由于动量的横向传递，卷吸进入的流体取得动量而随同原来射出的流体向前流动，原来的流体失去动量速度降低，自由射流的动量保持不变。在混合层中形成一定的流速梯度，又称剪切层。卷吸与混掺的结果，使射流断面不断扩大，而流速不断降低，流量沿程增加。

由于紊流的间歇现象，射流边界实际上是一个由紊动涡体和周围势流交错组成的不规则面，但实际分析时从统计平均意义上把射流边界看成线性扩展的界面。将主体段的边界线延长交于 O 点， O 点为射流极点。

紊流射流在形成稳定的流动形态后，整个射流分成几个区段，由喷嘴边界起向内外扩展的紊动混掺部分称为边界层，中心部分未受到混掺的影响而保持原来出口流速，称为射流核心，从出口到核心消失断面之间的流动称为起始段。紊动充分发展的部分称为主体段。见图二：



图二

1. 测定紊流系数

1、根据射流的运动特性，射流起始段及基本段（射程）各断面上的无量纲（无因次）速度，随无量纲坐标的分布具有相似性。用射流运动特征公式表示即为：

$$\frac{U}{U_m} = \left[1 - \left(\frac{y}{y_0} \right)^{1.5} \right]^2$$

式中： U ——测点流速， m/s ；
 U_m ——量测断面中心点流速， m/s ；
 y ——测点到轴心的距离， m ；
 y_0 ——射流半宽，可按下式估算
 $y_0 = R + x \cdot \text{tg} \theta$

式中： R ——喷嘴半径， m ；
 X ——自喷嘴出口到实验断面之间的距离， m
 θ ——射流扩散角。

对扁射流： $y_0 = \frac{b_0}{2} + x \cdot \text{tg} \theta$

式中： b_0 为扁形喷嘴宽度。
 由此可验证无量纲速度分布的相似性。

2. 射流基本段轴心速度公式

1、圆射流

$$\frac{u_m}{u_0} = \frac{0.965}{\frac{\alpha s}{R} + 0.294}$$

2、扁射流

$$\frac{u_m}{u_0} = \frac{1.2}{\sqrt{\frac{\alpha s}{0.5b_0} + 0.41}}$$

式中： α ——喷嘴紊流系数，锥形喷嘴取 0.066；圆柱喷嘴取 0.08；扁喷嘴取 0.12
 s ——射流之射程（m）
 u_0 ——喷口处流速（m/s）

3. 测点流速

$$U = \phi \sqrt{2g \frac{(\Delta h \cdot \eta + \varphi) \rho_{\text{酒}}}{\rho_{\text{空}}}}$$

式中： u ——测点流速

ϕ ——毕托管修正系数；基本型毕托管取 1

$\rho_{\text{酒}}$ ——酒精密度

$\rho_{\text{空}}$ ——空气密度

η ——测压计的常数因子

φ ——测压计的修正系数

三、实验设备

实验在空气动力学多功能实验台上进行。

四、实验步骤

1、检查及调整实验设备，如毕托管与测量标尺是否固定好，测量标尺固定螺丝是否松动。

2、调平微压计的水平泡，确定斜管的倾斜位置在常数因子 $n = 0.6$ 处，调整斜管内的液面到零位，将毕托管的动压（或总压）管接头接到微压计容器接头上，将静压管接头接到斜管上。将毕托管用橡皮管与测压计连接。

3、去掉实验台上面板，接通风机电源。

4、将毕托管放到测定点，定出毕托管在喷嘴出口断面中心坐标即 $Y_{\text{中心}}$ ，并记录该值。

慢慢开启实验台调节门，使出口断面斜管微压计的斜管中的酒精柱在 100mm 左右，待气流平稳后开始量测。首先记下中心处的微压计斜管液柱压差 l 值，中心点两侧的测点处相同，再测定不同 y 值处的压差值。根据流速分布变化来定合适的测点间距。

5、确定量测断面，估算量测断面的射流半宽度 y_0 值，因 y_0 值不易测准确，常采用流速等于 $U_m/2$ 处的 y 值，确定毕托管大致移动范围。应量测三个断面，即出口断面、起始段一个断面和主体段一个断面；出口断面可测 7 个测点，其它断面测 13-15 个点。

6、确定所选断面的测点数和测点步长，由于圆管射流的对称性，应在射流半径内确定测量点数、出口断面、起段内断面、主体段内断面。最少测量点数分别为 3 点、5 点、7 点。根据所选断面的射流半径坐标值（该值应实验中测得）和射流中心坐标值，以及测点数确定测点步长，即：

$$\text{测点步长} = |Y_{\text{中心}} - Y_{\text{半}}| \div \text{测点数}$$

根据测点数和测点步长可确定每次测量点的 y 值。

7、待气体平稳后开始测量，首先记录下中心处的压差 Δh ，再根据算得 y 值沿射流半径一个方向测量，每次改变 y 值后，一定要观察斜管压力计中液面稳定后，再进行读数。

8、沿中心线向下移动毕托管，当微压计读数开始变化时记录该点的 X 坐标，此点所在断面为转折断面。

9、分别向上及向下移动毕托管到所选测断面，找出射流边界，根据流速分布变化，确定合适的测点间距。记录各测点的坐标有微压计读数。

10、测定大气压和气温。

11、实验完毕后关闭风门，停机，切断电源，收拾好仪器设备使设备恢复原状。

五、实验报告及成果要求

- 1、记录有关常数，将实测数据填入记录表格。
- 2、计算测点流速 U 与 U_m ，定出中心点最大流速，并绘制流速分布图（注意统一单位）。

3、用半径经验公式 $\frac{u}{u_m} = [1 - (\frac{y}{y_0})^{1.5}]^2$ 标出 20 个点，绘制 $\frac{u}{u_m}$ 与 $\frac{y}{y_0}$ 计算关系

图。将主体断面的实测 $\frac{u}{u_m}$ 与 $\frac{y}{y_0}$ 绘在上图内进行比较。

六、讨论题

- 1、当实测的与关系曲线不与经验公式算出的关系曲线重合时，试分析误差原因。
- 2、分析气体紊流射流规律为什么采用无因次量表达？

姓名			同组人			日期					
设备编号			喷嘴形式			微压计编号					
中心点标心读数							酒精容重				
								空气温度			
								大气压强			
断面			测点		微压计读数 (mm)	轴心流速 U_m (m/s)	测点流速 U (m/s)	y/y_0	U/U_m		
编号	位置 X	半宽 y_0	编号	位置 y_1							

(三) 圆柱绕流阻力实验

一、实验目的

- 1、熟悉量测圆柱体表面压强分布的方法。
- 2、通过实验了解圆柱体压强分布规律与阻力系数。

二、实验原理

绕流阻力为流体绕物体流动而作用于物体上的阻力，由摩擦阻力和压强阻力组成。其中压强阻力主要决定于物体的形状，因此也称为形状阻力或压差阻力，对圆柱绕流来说，摩擦阻力相对于压强阻力要小很多，可忽略不计。

在圆柱体表面的速度分布规律是：

$$u_0 = 0$$

$$u_\theta = -2u_\infty \sin \theta$$

而圆柱体表面上任一点的压力 p ，可由伯努利方程得出

$$\frac{p}{\gamma} + \frac{u_0^2}{2g} = \frac{p_\infty}{\gamma} + \frac{u_\infty^2}{2g}$$

式中：

p_∞ ——无限远处流体的压力；

u_∞ ——无限远处流体的流速。

工程上习惯用无量纲的压力系数来表示流体作用在物体上任一点的压力，由以上公式可得到绕圆柱体流动的理论压力系数：

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho u_\infty^2} = 1 - 4 \sin^2 \theta$$

由于实际流体具有粘性，当达到某一雷诺数后，在圆柱体后面便产生涡流形成尾流区从而破坏了前后压力分布的对称，形成了压差阻力。实际的压力系数可按上式由实测得到，其中 $\frac{1}{2} \rho u_\infty^2$ 为来流动压，可按下式求得：

$$\frac{1}{2} \rho u_\infty^2 = (p_0 - p_\infty) = 9.81(h_0 - h_\infty)$$

式中：

h_0 ——来流总压 p_0 的值；

h_∞ ——来流静压 p_∞ 的值；

9.81——由 (mmH₂O) 换算成 (N/m²) 的值。

圆柱体表面任一点压力与来流压力之差：

$$p - p_0 = 9.81(h - h_\infty) \quad (\text{N/m}^2)$$

式中：

h ——圆柱体表面任一点处压力 p 的值，mmH₂O。这样压力系数：

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho u_\infty^2} = \frac{9.81(h - h_\infty)}{9.81(h_0 - h_\infty)} = \frac{h - h_\infty}{h_0 - h_\infty}$$

因为流动是低速的，所以可认为流体是不可压缩的，即流体的密度为常数，实验是在风洞内做的，流动是均匀定常的。实验条件下的雷诺数为：

$$R_e = \frac{u_\infty d}{\nu}$$

式中：

- d ——圆柱体直径；
- ν ——为流体运动粘滞系数。

三、实验设备

实验在多功能气流试验台上进行。实验用圆柱体一端固定在实验段壁面上，另一端固定在实验段另一壁面带指示的轴孔上，可以旋转 360° ；在可转动圆柱体上设有一个测压孔，通过软管接出与测压计相连；当转动圆柱时，可通过指示和角度盘表示其转角，这样转动圆柱可以通过测压孔量测出整个圆柱体表面的压强分布。

四、实验步骤

1、1. 桌面上盖；2. 将圆柱体试件插入收敛口并固定；3. 调平斜管微压计，确定斜管的倾斜位置，调平测压计的水平泡；确定斜管的倾斜位置；并根据量程的大小调好测压管内液面的高度。将收缩段以及圆柱体上测孔的测压管连到测压计上。

2、慢慢开启调节阀到所需位置。将圆柱的刻线转到角度盘的 0° 角，测出此点的压强 p ，再转动圆柱到 5° 角，测出此点的压强 p ；继续测出绕圆柱一周的各点压强。测点的间隔在前半部可用 5° 角，后半部则用 10° 角。

3、在实验过程中测定温度和大气压。

4、实验完毕，断电停机

五、实验数据整理

记录实验数据，计算亚临界情况下的 u_∞ 和 Re ，并用实测数据计算出的 c_p 值列入数据表中。

室温 $t_a =$ $^\circ\text{C}$ ； 大气压力 $p =$ mmHg ； 圆柱体直径 $D =$ m ；

空气运动黏度 $\nu =$ m^2/s ； 实验段宽 $b =$ m

亚临界： $h_0 =$ mmH_2O ； $h_\infty =$ mmH_2O 。

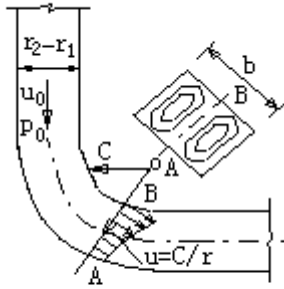
$$\rho = 0.46 \frac{p_a}{273 + t_a} (\text{kg}/\text{m}^3) \quad u_\infty = \sqrt{\frac{2 \times 9.81}{\rho} (h_0 - h_\infty)} (\text{m}/\text{s})$$

$\theta/(\circ)$	$h - h_\infty$	c_p	$\theta/(\circ)$	$h - h_\infty$	c_p
0			90		
10			100		
20			110		
30			120		
40			130		
50			140		
60			150		
70			160		
80			170		

(四) 矩形弯管压强分布测量实验

一、实验目的

- 1、观察流体通过弯管时压强的变化，加深理解流经弯管的流体的运动规律。
- 2、通过量测弯管内侧、外侧壁面及径向截面上的压强分布，计算弯管压强系数与压强损失系数值。



图三

二、实验原理

由于管道的弯曲，迫使流体质点由直线运动变为曲线运动，流体质点除受重力和粘滞力的作用外，还要受到离心力的作用，而管道壁面存在边界层，使流体结构十分复杂。当流体通过矩形断面的弯道时，由于离心力的作用，弯道内侧流速大而外侧小，则管壁外侧 A 的压强高于内侧 B 的压强，在此压强梯度的作用下，形成图三中矩形横断面 A-B 上的二次流动叠加在主流上。因此从弯道流出的流体呈一对彼此反向旋转的螺旋形流动。其强度取决于弯管曲率半径的大小和边界层的厚度。

- 1、假定不考虑二次流动及流体与边壁分离的影响，认为弯管内部沿径向 r 为势涡（或自由旋涡）的流速分布，即

$$u = \frac{C}{r} \quad (4-1)$$

式中： u ——离曲率中心距离为 r 处的流速；

c ——常数，根据连续性方程确定；

用弯管上游来流流速 u_0 计算通过弯管的流量，则

$$Q = u_0 b (r_2 - r_1)$$

用弯管断面 A-B 上的流速 u 计算通过弯管的流量，则

$$Q = b \int_{r_1}^{r_2} u dr = b \int_{r_1}^{r_2} \frac{C}{r} dr = bC \ln \left(\frac{r_2}{r_1} \right) \quad (4-2)$$

$$\therefore C = u_0 \frac{r_2 - r_1}{\ln(r_2 / r_1)}$$

式中： b ——弯管内侧断面的宽度， $b=120\text{mm}$ ；

r_1 、 r_2 ——分别为弯管内外侧的曲率半径。 $r_1=60\text{mm}$ 、 $r_2=110\text{mm}$

将式 (4-2) 代入式 (4-1)，可得无量纲的流速分布关系式为：

$$\frac{u}{u_0} = \frac{1}{r} \cdot \frac{r_2 - r_1}{\ln(r_2 / r_1)}$$

假如对弯管上游断面和弯管内部断面之间应用伯努里方程，不计损失，则流线上压强变化为：

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho u_0^2 = p + \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (4-3)$$

式中： p_0 ——上游断面的静压；

P ——弯道内半径方向距离为 r 处的静压；

ρ 为流体密度。

若任意点压强 p 用无量纲的压强系数 C_p 表示：

$$C_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho u_0^2}$$

由式 (4-3) 可得:

$$C_p = 1 - \frac{u^2}{u_0^2}$$

利用 (4-3) 式消去 u/u_0 , 可得任意半径 r 处的压强系数 C_p :

$$C_p = 1 - \left[\frac{r_2 - r_1}{r \cdot \ln(r_2 / r_1)} \right]$$

2、弯管的压强损失 Δp 可由弯管上游断面与弯管出口断面的平均压强差值得到, 如认为出口断面流速分布已基本均匀, 其压强损失系数为:

$$K = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho u^2}$$

三、实验设备

实验在空气动力学多功能试验台上进行。气体以均匀速度进入实验弯管。在弯管的内侧、外侧和径向壁面上设有测压孔, 测压孔与多管测压计连接。

四、实验步骤

1、调整多管测压计使其水平; 根据测压范围, 使多管测压计的倾斜角在 $10^\circ - 30^\circ$ 之间。然后将外壁面的测压管连到多管测压计上。

2、接通电源, 慢慢开启风道上两侧的调节阀门, 为了留有调整余量, 阀门先不必开到最大。待气流稳定后, 记录外侧壁面各测压管读数。然后将外侧壁面测压管换至内侧壁面上进行量测, 此时应注意观察稳压箱的 U 型管读数是否有变化, 有变化时调整阀门开度, 使稳压箱 U 型管的读数不变, 气流稳定后记录内侧壁面各测压管读数。用同样方法测记径向截面测压管读数。

3、实验完毕关机断电。

五、实验报告

记录观测数据: 气流温度 $T =$ $^\circ\text{C}$ 空气密度 $\rho =$ kg/m^3

大气压强 $P_a =$ mmH_2O 计算管道动压 $\frac{1}{2} \rho u_0^2 =$ mmH_2O

根据实际测量壁面各点压强 1、计算内侧、外侧、径向的压强系数 C_p ; 2、径向压强系数的理论值与实验值比较; 3、经过弯道流动的损失系数:

$$K = \frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho u_0^2}$$

式中: ΔP —— 进出口压强变化值 (平均值);

绘出内侧、外侧、径向的压强系数 C_p 的分布图。

	外侧	壁面	内侧	壁面	径向	壁面
孔号	h	C_p	h	C_p	h	C_p
	mmH_2O		mmH_2O		mmH_2O	