

## 实验一 静水压力实验

### 一、实验目的：

- 1、测定静止液体内部各点的静水压强，加深对静压公式  $p = p_o + \gamma h$  的理解。
- 2、测定有色液体的重度。并通过实验加深理解位置水头、压力水头及测压管水头的基本

概念，观察静水中任意两点测压管水头  $z + \frac{p}{\gamma} = \text{常数}$ 。

### 二、实验基本原理：

根据静水力学基本方程式：
$$p = p_o + \gamma h$$

式中： $p$ -----静水压强；

$p_o$ -----表面压强；

$\gamma$ -----水的容重， $\gamma_{\text{水}} = 9.8\text{kN}/\text{m}^3$ ；

$h$ -----计算点在自由表面以下的垂直深度。

由此可知，在静止液体内部某一点的静水压强等于表面压强加上液体重度乘该点在自由表面下的垂直深度。

### 三：实验装置



- ① 水位调节管（通过该管的升降，调节密闭容器中的压力）；
- ② 密闭容器；
- ③ 气阀；
- ④ 测压管系统（由密闭容器自左向右顺序编号 1~7）。

#### 四、实验步骤

- 1、读取 A 点、B 点的标高读数  $\nabla_A$ 、 $\nabla_B$
- 2、打开容器上之气阀，此时容器内水面上之压力  $p_o = p_a$  (大气压)
- 3、关闭气阀，上升水位调节管，使容器内水面升高(此时密闭容器内水的表面压强  $p_o > p_a$ )。  
读各测压管中之水位标高  $\nabla_i (i = 1, 2, \dots, 7)$  记入表中。
- 4、在保持  $p_o > p_a$  的条件下，改变容器中水位，重复进行三次。
- 5、打开气阀，使容器内水面上升并达到平衡，然后关闭气阀，下降水位调节管（此时  $p_o < p_a$ ）。
- 6、在  $p_o < p_a$  的条件下，改变容器中水位重复进行三次。

#### 五、实验注意事项

- 1、读取测压管标高时，视线必须和液面同在一个水平面上，避免发生误差。
- 2、读取测压管水位时，应在水位稳定情况下进行（一般在移动水位调节管后 1 分钟左右）。
- 3、如发现测压管中水位不断改变，说明容器或测压管漏气，此时应采取止漏措施。
- 4、移动水位调节管时，应一手持重锤 W，一手拿水位管□，徐徐移动，注意勿使重锤碰碎玻璃管（见图）  
总结起来是：眼要平，手要轻，升降水管要小心，观察水位等稳定。
- 5、根据各测压管的水面读数，求出各测压管水位差，然后计算出各点压强。

### 实验二 能量方程实验

#### 一、实验目的：

测定水流各断面的单位重量液体的能量即各项水头和水头损失，绘制测压管水头线和总水头线，从而验证实际液体的能量方程式，并清楚掌握水流中能量守恒和转换规律。

#### 二、实验基本原理

由能量不灭和能量转换规律，在恒定流.渐变流断面的条件下，对任意过水断面可写出能量方程式为：

$$z_1 + \frac{p_1}{\gamma} + \alpha_1 \frac{v_1^2}{2g} = z_2 + \frac{p_2}{\gamma} + \alpha_2 \frac{v_2^2}{2g} + h_{l1-2} = \dots = z_i + \frac{p_i}{\gamma} + \alpha_i \frac{v_i^2}{2g} + h_{l1-i}$$

式中：  $z$  -----位置水头；

$\frac{p}{\gamma}$  -----压力水头；

$\frac{v^2}{2g}$  -----流速水头；

$h_l$  -----任意两个断面间的水头损失；

$\alpha$  -----动能校正系数

当实测得流量  $Q$ 、计算过水断面面积  $\omega = \frac{\pi}{4}d^2$ ，则流速  $v = \frac{Q}{\omega}$ ，并从而计算流速水头  $\frac{v^2}{2g}$ ，位置水头  $z$  与压力水头  $\frac{p}{\gamma}$  的和 即  $(z + \frac{p}{\gamma})$  可由标尺读得。

位置水头与压力水头之和为测压管水头。位置水头、压力水头，流速水头之和为总水头，由于粘滞性和水流紊动作用，一定会产生水头损失。因此总水头一定是沿流减少的。

### 三、实验装置



- ① 能量方程式验证仪；
- ② 测压管（装在各个过水断面上以读取断面的动水压力）；
- ③ 出水闸门（实验时调节流量用）；
- ④ 量水堰（实验时测量流量用）；

有关固定常数：

仪器各过水断面的直径（以厘米计），依水流方向顺序排列：

### 四、实验步骤

1、检查水在静止时，所有测压管水面是否齐平，如不齐平，则表示管内有空气阻塞，应放掉积气。

2、读取堰顶标高  $\nabla_0$ ，并复读一次，以免有误。

3、逐渐开启出水闸门（3），并读取所选断面（一般选取断面 3~12 共 10 个断面）上测压管水位  $H$ ，及量水堰上的水位  $\nabla_i$  以测针读数。

4、改变流量（以闸门（3）调节）按 3 重复 3 次。

5、根据量水堰上的水头（ $h = \nabla_i - \nabla_o$ ），并按照堰的编号在相应的曲线上查取流量，并根据各个断面积计算各个断面的平均流速。

#### 五、实验注意事项：

- 1、闸门开启速度必须缓慢，并注意测压管水位变化情况，不要使测压管水位下降太多（特别要注意到最小断面 12 的测压管），以免气体倒吸入仪器，影响实验的进行。
- 2、实验时流量不宜过小，最好在 1 升/秒以上，以保证精度。
- 3、当闸门（3）开启后，必须等待水流稳定（需 2~3 分钟），方能读取测压管水位和堰上水头。
- 4、当流速较大时，测压管水面有跳动现象（即是紊流脉动作用，以后将学到），读时一律读取水位跳动的平均值，且尽量保证精度。
- 5、实验结束后关闸门（3），检查测压管水面是否仍旧保持齐平，如不齐平，表示空气阻塞，使实验结果不正确。要在赶净空气后重做。

### 实验三 动量方程实验

#### 实验目的

测定水射流对平板的冲击力，验证恒定流动量方程并率定射流的动量修正系数  $\alpha$ 。

#### 实验原理

当管嘴射流对平板的冲击力大于水柱对活塞的静作用力时，活塞会内移，c 处的溢流减小，测压管内的水位升高；反之，活塞会外移，c 处的溢流增大，测压管内的水位降低；在恒定水流的冲击下，经过短时的调整，进入测压管内的水量与从 c 处溢流的水量相等，终达到动态平衡，即可按动量定律列出动量方程。

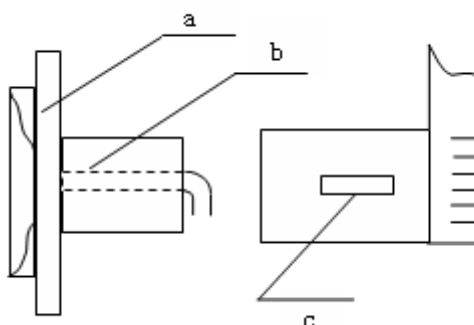


图 2—9—1 受力体结构示意图

图中 a 为带有翼片的平板；b 为活塞上的进水导流管；c 为活塞套上的溢流口

恒定总流动量方程为：

$$F = \rho Q(\alpha_{02}V_2 - \alpha_{01}V_1)$$

以带活塞的平板为受力体，取脱离体如图 2—9 所示，因  $f_x < 0.5\%F_x$ ，可忽略不计，

在  $X$  方向上的动量方程式为：

$$\alpha_{01} \rho Q V_{1X} - \frac{\pi}{4} \gamma h D^2 = 0$$

$h$ —作用在活塞圆心处的水柱高度；

$D$ —活塞的直径；

$Q$ —射流流量；

$V_{1X}$ —射流的速度。

实验中，在平衡状态下，只要测量  $Q$ 、 $h$  值，由给定的管嘴直径  $d$  和活塞直径  $D$ ，便可验证动量方程并率定射流的动量修正系数  $\alpha_{01}$  值。

#### 四. 实验方法与步骤

- 1、准备：检查自循环系统供电电源、供水箱水位，熟悉实验装置各部分名称、结构特征、作用性能，记录有关常数。
- 2、开启水泵：打开调速器开关，水泵启动 2~3 分钟后，短暂关闭 2~3 秒钟，利用回水排除离心式水泵内滞留的空气。
- 3、调整测压管位置：待恒压水箱满顶溢流后，松开测压管固定螺丝，调整方位，要求测压管垂直、螺丝对准十字中心，使活塞转动松快。然后旋转螺丝固定好。
- 4、测读水位：标尺的零点已固定在活塞圆心的高度上。当测压管内液面稳定后，记下测压管内液面的标尺读数，即  $h$  值。
- 5、测量流量：利用体积时间法，在上回水管的出口处测量射流的流量，测量时间要求 15~20 秒以上。可用塑料桶等容器，通过活动漏斗接水，再用量筒测量水体积。（亦可重量法测量）。
- 6、改变水头重复实验：逐次打开不同高度上的溢水孔盖，改变管嘴的作用水头。调节调速器，使溢流量适中，待水头稳定后，按 3—5 步骤重复进行实验。

#### 五、实验成果及要求

- 1、记录有关常数

管嘴内径  $d =$                   cm， 活塞直径  $D =$                   cm

- 2、编制实验参数记录、计算表格并填入实验参数。
- 3、取某一流量，绘出脱离体图，阐明分析计算的过程。

### 实验四 管路沿程阻力实验

#### 一、实验目的

研究稳定均匀流的状态下，有压管中水流沿程阻力的变化规律，测定沿程阻力系数  $\lambda$ ，绘制沿程阻力系数  $\lambda$  与雷诺数  $Re$  之间的关系曲线，沿程水头损失  $h_f$  与平均流速  $v$  之间的关系曲线，并分析其变化规律。学会测定管道沿程阻力系数的方法。

#### 二、实验基本原理

根据有压管路中沿程水头损失计算公式，计算沿程阻力系数  $\lambda$ 。

即由  $h_f = \lambda \frac{l v^2}{d 2g}$ 、即  $\lambda = \frac{h_f}{\frac{l v^2}{d 2g}}$

本装置有 5 根管径不同的管子，实验时可任取其中的一到二根进行，这时只要将其他各管的出水闸门及通测压管的闸门关闭即可。

有关固定常数： $l=370$  厘米 量水箱面积= 厘米<sup>2</sup>

$d_1 = 50.5mm$ 、 $d_2 = 38.1mm$ 、 $d_3 = 25.4mm$ 、 $d_4 = 19.1mm$ 、 $d_5 = 12.7mm$

#### 四、实验步骤

- 1、开启进水闸门③（一般此闸门是事先开好的）
- 2、选取所做水管  $d_1$  将有关闸门开启（其他关闭）检查两测压管水面是否齐平，如不齐平，应将管内积气赶掉。
- 3、开启  $d_1$  的出水闸门（其余关闭）待 1~2 分钟后读取两测压管高度。
- 4、读取量水箱中充水深度和测流时间  $t$ ，并将量水箱中水的体积，除以放水时间即得流量。
- 5、继续上述程序，至无法读取  $h_1$  和  $h_2$  为止。
- 6、测量水温，据此查出运动粘滞系数  $\nu$  以计算雷诺数。
- 7、测定  $d_2$  和  $d_3$  或  $d_4$  或  $d_5$  管 1~2 次以资比较，从中发现沿程阻力的规律。

#### 五、注意事项：

- 1、除指定实验的一根管路外，其他各管的出水闸门及通测压管的阀门必须完全关闭。
- 2、每次调节闸门改变流量后，为使水流稳定，须待 1~2 分钟再进行测读数据，以保证实验成果的正确。
- 3、当打入压缩空气使二测压管下降齐平时，一定先要将进水闸门及连通测压管的小阀门打开，否则会使测压玻璃管爆破。

### 实验五 堰流实验

#### 一、实验目的

测定薄壁三角堰，梯形堰和宽顶堰的流量系数  $m$ ，掌握率定量水堰的基本方法。

#### 二、实验基本原理：

根据三角堰流公式：

$$Q = m_o \sqrt{2g} H^{\frac{5}{2}}$$

梯形堰及宽顶堰流公式：

$$Q = m_o b \sqrt{2g} H^{\frac{3}{2}}$$

$$\text{得: } m_o = \frac{Q}{\sqrt{2gH^{\frac{5}{2}}}} \quad \text{和} \quad m_o = \frac{Q}{b\sqrt{2gH^{\frac{3}{2}}}}$$

### 三、实验装置:



有关固定常数:

梯形堰口底宽  $b=20$  厘米。宽顶堰宽  $b=40$  厘米。

### 四、实验步骤:

#### 1、簿壁三角堰和梯形堰

- (1) 读取堰顶标高  $\nabla_o$ ，量出量水箱水平面积  $\Omega$ ；
- (2) 记下量水箱中原有水位标高  $h_o$ 。
- (3) 开启进水闸门，使堰上通过一定流量，待稳定后，用测针读取堰上水位  $\nabla_i$ ；
- (4) 用秒表及量水箱（体积量水法），测求流量；
- (5) 重复步骤 2、3、4 进行三次。实验时可由小流量做到大流量，反之亦可。

#### 2、宽顶堰实验步骤:

- (1)、打开堰流槽尾部出水闸门，使流槽中的水排入地下回水沟；
- (2)、利用测针读取宽顶堰堰顶标高  $H_0$  和上游量水堰堰顶标高  $\nabla_o$ ；
- (3)、开启进水闸门，使堰上通过一定流量，待稳定后，将测针移至宽顶堰上游（至少距离堰进口  $5H$  处），读取堰上游水位标高  $H_i$ （堰上水头  $H = H_i - H_0$ ），同时读取上游量水堰堰上水位  $\nabla_i$ ；

(4)、开大（关小亦可）进水闸门，重复步骤第3进行三次。

#### 五、实验注意事项：

- 1、测针须安置在距离堰口至少  $5H$  的上游处，以避免受水面下降的影响；
- 2、测量流量时，推拉引水斗和掀停秒表应同时进行；
- 3、读取堰上水位，应待水位稳定后进行（一般在 1~2 分钟左右）；

### 实验六 机翼的空气动力特性曲线实验

空气动力学研究的是气体流动问题。由于在实践中的广泛应用，这方面的理论研究已较完善。本实验通过“空气动力仪”对空气流的多个项目进行测试，使同学们能够全面、深入地学习、理解“空气动力学”中的主要内容。

风洞是经过特殊设计的一种管道，用动力设备或其他装置在管道内形成压力差，借以推动管道内部的气体运动，形成人工可以控制的气流，用来进行空气动力试验和其他研究的试验设备。

风洞按试验段流速大小可分为以下六种：

1. 低速风洞：试验段马赫数  $M < 0.2$  风洞皆属之，特点是不考虑空气的压缩性，只考虑空气的粘滞性影响。
2. 高亚音速风洞：试验段马赫数  $M = 0.37 \sim 0.8$  范围内的风洞属之。这类风洞试验既要考虑空气动力的粘性影响，又要考虑空气的压缩性影响。
3. 跨高速风洞：试验段马赫数  $M = 0.8$  至  $1.4$  的风洞属之。试验要考虑空气的粘性和压缩性影响。
4. 超音速风洞：试验段马赫数  $M = 1.4 \sim 5.0$  之间，试验主要考虑压缩性影响。
5. 高超音速风洞：试验段马赫数  $M = 5.0 \sim 10$  的风洞。
6. 极高超音速风洞：试验段马赫数  $M$  大于  $10$  以上的风洞。

本实验室的小风洞为低速风洞，主要适应于理工课流体力学专业及相关课程的实验演示与研究，还能形象地说明大型风洞系统对汽车、舰船、飞行器等交通工具和高速运动体的模拟测试方法与航空物理方面的知识。

#### 【实验目的】

1. 学习、了解“空气动力仪”的基本结构；
2. 掌握测试流动气体中各种压力的方法；
3. 验证流体力学的基本定律；
4. 了解机翼的动力学效应。

#### 【实验原理】

1. 流体动力学的两个基本定律

##### (1) 连续性方程

如图1所示的细管中，不可压缩流体作稳恒流动。取两个横截面，其面积分别为  $A_1$  和  $A_2$ 。设  $v_1$  和  $v_2$  是这两个横截面处流体的流速。如流体的密度为  $\rho$ ，则在  $dt$  时间内，流进  $A_1$  的流体质量为  $\rho A_1 v_1 dt$ ，流出  $A_2$  的流体质量为  $\rho A_2 v_2 dt$ 。由于质量守恒，则



$$\rho A_1 v_1 dt = \rho A_2 v_2 dt \quad (1)$$

这就是流体的连续性方程。

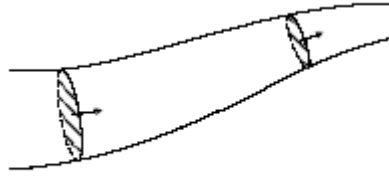


图1

理想流体是指决不可压缩、完全没有黏性的流体。虽然气体的可压缩性很大，但是就流动的气体而言，很小的压强改变就足以导致气体的流动，不会引起密度的明显变化，所以在研究流动的气体问题时，也可以忽略气体的可压缩性，故可认为密度  $\rho$  不随时间变化。所以 (1) 式可简化为

$$A_1 v_1 = A_2 v_2 \quad (2)$$

## 2. 伯努利方程

对于不可压缩、理想流体沿封闭的细流管中，利用功能原理可证明，流体内任一点恒满足下式

$$p + \rho gy + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{恒量} \quad (3)$$

其中  $p$  为绝对压力（断面形心的压强），也称为静压； $\frac{1}{2} \rho v^2$  称为动压。

## 3. 流体的压力测量

流动流体中压力的可采用图2所示的方法进行测量。由图2 - (1) 和 (2) 所测得的  $p$  为静压力；由图2 - (3) 所测得的  $p'$  为总压力，即  $p' = p + \frac{1}{2} \rho v^2$ ；由图2 - (4) 所测得的压力一

般称为动压力，即  $\Delta p = p' - p = \frac{1}{2} \rho v^2$

由伯努利方程可推得，此时流体的流速为

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (4)$$

本实验的测量装置放置在风洞中，故  $\rho$  为风洞中空气的密度，在标准状态下干燥空气的密度为

$\rho = 1.293 \text{ kg/m}^3$ 。 $p$  为传感头测得的动压力。 $v$  为传感头所在处的风速。

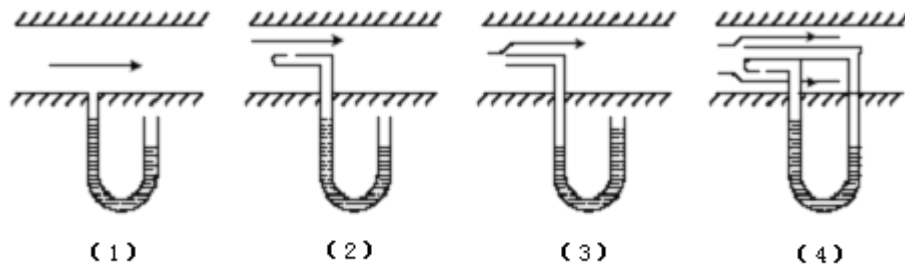


图2

#### 4. 航空物理知识

图3表示绕飞机机翼截面形成的流线。从图中可以看出，在机翼上面形成高流速、低压力的区域；在机翼下面几乎保持原来的大气压力。所以机翼在飞行中不但受到与速度方向相反的阻力  $F_w$ ，又受到与运动方向垂直的升力  $F_a$ 。在一定的飞行速度下，两分力的大小与飞行角度  $\alpha$  有关。

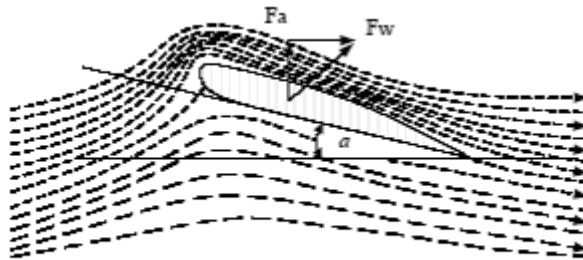


图3

#### 【实验装置】

空气动力仪根据实验的设计和要求，可灵活地组构成开放式或封闭式两类实验系统。前者只要将风机的出风口与收缩式流管相接，再配以测量机构即可构成。后者则需将流管和风洞等构件级联成完整的隔离式型的测试系统。（示意见图4、图5）

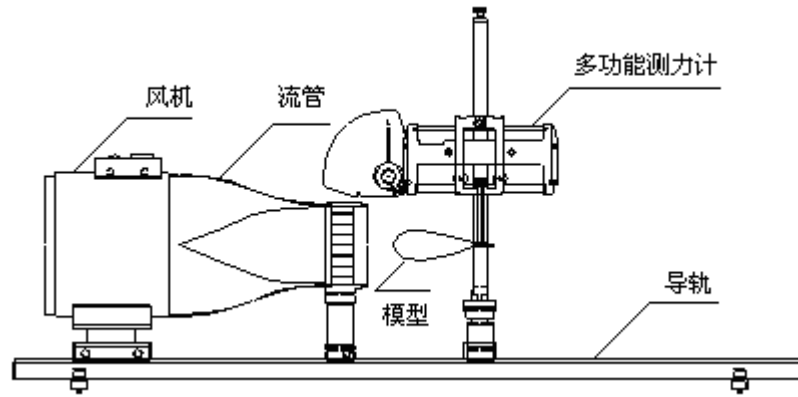


图4 空气动力仪（开放式实验系统）

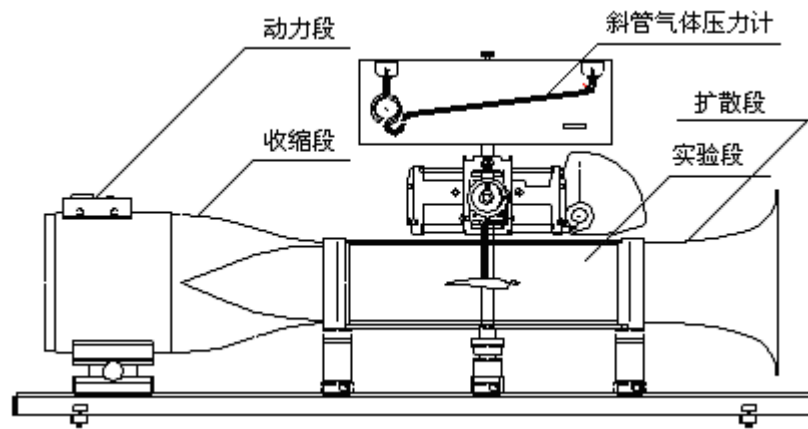


图5 空气动力仪（封闭式实验系统）

- 1) 动力段 经特殊设计的吸压式风机产生一定速度和压力的空气流。
- 2) 收缩段 目的在于提高气流速度，并配合阻尼网或蜂窝型整流罩降低气流的湍流度，从而达到较好的匀流场指标。  
※ 以上两段在开放式实验系统和封闭式实验系统中都要使用。
- 3) 实验段 是观察、测试实验模型的均匀流场段。在封闭式实验系统中，实验段即是风洞，其中装有按原型一定比例（通常为缩小）精制而成的测试模型，作为对原型的实验模拟，可对其的流动规律作系统的测量研究。
- 4) 扩散段 其作用是将实验段的气流功能转化为压力能，并使气流逐渐过度到大气之中，从而可减少管道损耗及出风口的损失，提高风洞效率。

## 【实验内容】

### 1. 开放型实验

#### 1) 文丘里管实验（伯努利方程演示）

将文丘里管的 5 个静压测试探头用软管顺次与多管压力计相接，观察文丘里管中探测点的压力分布状态，记录多管压力计中各压力管的液面高度，根据文丘里管的流量计算公式（5）和文丘里管各探测点处的直径，可分别计算各断面处的  $p_n + \rho gy + \frac{1}{2} \rho v^2$ ，即可演示流体的伯努利方程

$$Q = \frac{\pi}{4} \frac{D_n^2 d^2}{\sqrt{D_n^4 - d^4}} \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (5)$$

式中  $d$  为文丘里管喉管处的直径(m)；

$D_n$  为除喉管处外的其余测点处的直径(m)；

$\Delta p$  为喉管处与其它各测点处多管压力计中的压差(N/m<sup>2</sup>)；

注：文丘里管各测点处的直径分别为  $\phi 100$ 、 $\phi 89$ 、 $\phi 61$ 、 $\phi 50$  (mm)。

#### 2) 机翼压力分布实验（观察不同迎角时机翼上下侧的压力分布）

① 将机翼气流层模型放置于如图 4 所示的开放式实验系统中，

② 用橡皮软管连接机翼的上、下共十个测点，依次与多管压力计相连，可观察机翼上下表面的压力分布。图 6 是用向量法表示平飞时的机翼压力分布示意图。

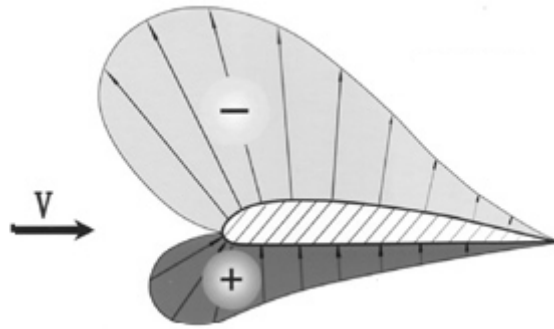


图6 平飞时机翼压力分布示意图

- ② 改变机翼角度（每 $10^\circ$  测量一次），观察不同角度下机翼的压力分布情况，根据实验数据判断飞机的最佳角度。

## 2. 封闭型实验

### 1) 斜体模块实验（连续性方程验证）

- ① 按封闭式实验系统安装成风洞系统；
- ② 斜体模块的底面有板有3根插针，对应插入风洞底板的3个插孔中，将斜体模块安放在风洞之中，如图7所示。

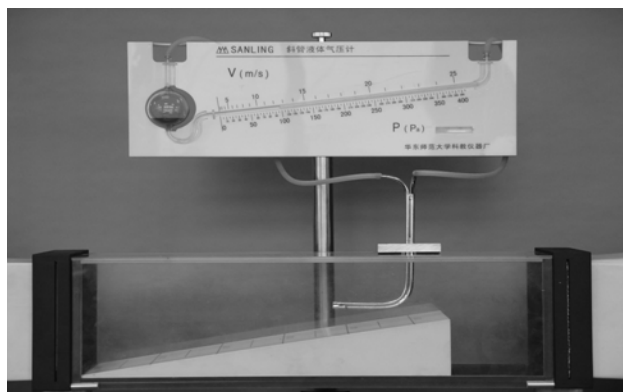


图7 斜体模块实验装置图

- ③ 以毕托管作压力传感头，使用斜管液体气压计，测试斜面若干标线流场处的风压  $\Delta p$

及风速  $v$  值；

- ③ 根据斜体模块各标线处的流场截面积（斜面上印有标度），计算各测点的流量，验证连续性方程。

### 3) 升力的测试实验

- ① 按封闭式实验系统安装成风洞系统，如图 9 所示；
- ② 使用多功能测力计的扇形拉（阻）力计和带升力称的测量小车；
- ③ 将模型连接螺栓的后部插入航空器机翼模型中央横杆的后圆孔之中，模型连接螺栓的前部螺丝放入模型中央横杆前部的半圆槽中，拧上模型连接螺栓的延长杆。然后放进风洞之中，模型的前后吊杆从风洞顶板缝槽中穿过，并与测量小车的升力称相连（稍长的吊杆固定在升力称中间的连接点上）；
- ④ 调节升力称的可调外盘，使机翼的飞行迎角在  $0^{\circ}$  的位置；
- ⑤ 旋动测量小车上部的升力称高度调节旋钮（调节时另一手应护住测量小车），目测使升力称处于上下可移动范围的中间位置；
- ⑥ 调节升力称指针刻度盘，使其置与“0”位；
- ⑦ 开启风机，调节风速，用扇形拉（阻）力计和升力称分别测出模型的阻力  $X$  和升力  $Y$ ；在风速不变的情况下，改变飞行迎角  $\alpha$ （建议从  $+16^{\circ} \sim -4^{\circ}$ ），逐点测量模型的  $X$  和  $Y$ ，
- ⑧ 保持前面风速不变的情况下，以毕托管作压力传感头，使用斜管液体气压计测出机翼在风洞中的来流速度  $v$ ，分别绘出升力系数曲线（ $C_Y \sim \alpha$ ）、阻力系数曲线（ $C_X \sim \alpha$ ）和升阻比（ $K \sim \alpha$ ）曲线，其中（ $K = \frac{Y}{X}$ ）。

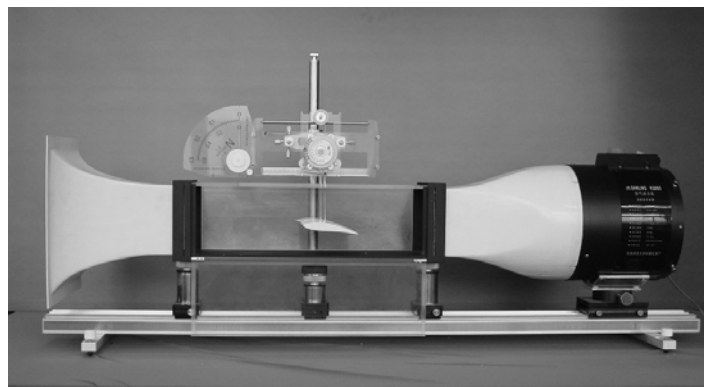


图9 升力测定实验装置图

升力系数和阻力系数的计算公式见式(7)和式(8)

$$C_Y = \frac{2Y}{\rho v^2 A} \quad (7)$$

$$C_X = \frac{2X}{\rho v^2 A} \quad (8)$$

其中  $C_Y$  ——机翼的升力系数;

$C_X$  ——机翼的阻力系数;

$Y$  ——机翼的升力(N);

$X$  ——机翼的阻力(N);

$v$  ——实验段中的来流速度(m/s);

$A$  ——机翼的表面积( $\text{m}^2$ );

$\rho$  ——流体的密度( $\text{kg}/\text{m}^3$ )。

注: 本实验中机翼的表面积为  $1.75 \times 10^{-2} \text{m}^2$ 。

#### 【注意事项】

1. 因插件很细, 故滑轮小车和升力计在拆卸和安装时, 请注意用力方式。
2. 风机吸入口及风洞的通风口前需有一段开阔区。在低速运转时, 风机持续工作时间不要超过十分钟。
3. 精密压力计内的液体是专用的, 安装时请注意防止溢出。不用时请将试管口盖住。
4. 应用扇形测力计和升力秤测量时, 不要超载。

#### 【实验思考】

1. 在文丘里管实验进行中, 多管压力计中的液面高度是否对称分布? 分析其原因。
2. 在升力的测试实验中, 机翼上产生的升力与迎角的关系如何? 在机翼的外形一定、飞行速度一定时, 如何获得最大的升力?

【记录表格和计算表格】：

机翼迎角 $\alpha$	升力 X	阻力 Y	升力系数 $C_y$	阻力系数 $C_x$

表格一：  $C_y \sim \alpha$  与  $C_x \sim \alpha$  曲线

