

实验五：机翼升阻力与表面压力分布测定

姓名: [REDACTED] 组别: 第 1 组 时间: 2021.12.16 (23) 13: 30-14: 00

摘要

绕机翼的流动是极为重要也是非常基础的一类扰流问题，用气动力天平测量低速绕流下机翼气动力是风洞实验的主要内容之一；压力分布测试是实验流体力学的基本实验方法，在基础性和工程性实验研究中得到广泛应用。从机翼表面压力分布中我们可以观察到机翼表面气流流动状态，有助于我们进行翼型和机翼结构强度设计。本实验对 NACA0015 对称翼型机翼进行低速绕流气动力测量和表面压力分布测定。

实验目的

- 1) 熟悉气动力天平使用方法和测定物体表面压力分布的方法；
- 2) 测量不同攻角下机翼的升力、阻力和俯仰力矩；
- 3) 测量在不同攻角下的机翼表面压力分布；
- 4) 从多管压力计上观察机翼失速状态下压力分布。

实验原理

一、翼型升阻力特性

定义升力 L ，阻力 D ，则有升力系数

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (1)$$

阻力系数

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (2)$$

升阻比

$$K = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3)$$

其中 ρ 为当地大气密度， S 为机翼投影面积， V 为来流速度。因为静压初始调零，由伯努利方程

$$p_0 = p_1 + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4)$$

其中 $p_l = 0$, 所以

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} p_0} \quad (5)$$

因为 $1 \text{ mmH}_2\text{O} = 9.81 \text{ N/m}^2$, 所以

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \times 9.81 p} \quad (6)$$

其中 p 为静压读数。综上:

$$C_L = \frac{L}{9.81 p S} \quad (7)$$

$$C_D = \frac{D}{9.81 p S} \quad (8)$$

二、压力分布测量方法

本实验采用压力传感器测量压力分布。压力分布测量一般包含开孔、布点、测量三个步骤, 下面介绍具体操作要求。

2.1 测压孔开孔要求

为了能准确测出物体表面各点的当地静压, 开了测压孔后一定不能改变原来的机翼形状。所以开孔时要求测压孔与翼面垂直, 开孔口无圆角、无毛刺, 孔径足够小, 并且满足实验对孔径与孔深之比要求。

2.2 布点

对于二维模型(如翼型)来说, 一般在中央截面开一排测压孔。为了得到尽可能有效的压力数据, 应事先估计压力变化比较剧烈的区域, 在压力变化比较剧烈的区域布置更多测压孔, 而在压力变化比较平缓的区域可以少布置一些测压孔。本实验布点如图 1 所示。

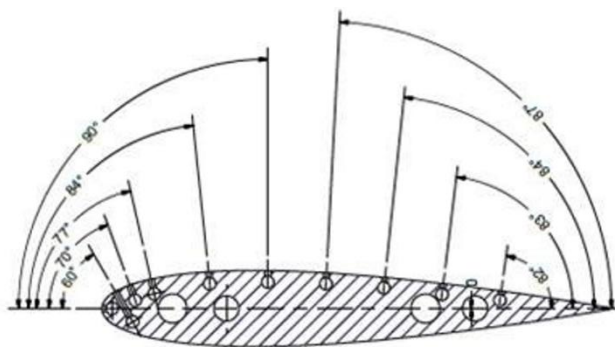


图 1: NACA0015 表面压力测量布点示意图

2.3 读数

直接通过计算机读出。必须同时快速读出各点压力数值，可拍照后读数。

三、机翼表面压力分布表示方法

为了便于数据处理，一般都将压力化成无量纲的压力系数 C_p 的形式，即

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{1/2 \rho V_\infty^2} \quad (9)$$

其中 p 为测定压力， p_∞ 、 V_∞ 分别为来流静压和来流速度。本实验中，结合式(7)和式(8)，

$$C_p = \frac{p_\infty - p}{p_\infty} \quad (10)$$

下面介绍一些常用表示方法。

3.1 矢量法

沿气流所流过的机翼表面各测压点上，作该点的法线，然后按一定的比例尺把测得各点的压力系数按比例标在各法向上，并用镜头表示各点压力正负，一般向外为负，向里为正，再用光滑曲线把各镜头连接起来得到整个翼型表面压力分布。这种图可以一目了然的看出机翼表面各点所受的压力大小和方向，便于定性分析，但不便于定量计算。

3.2 坐标曲线法($C_p - \bar{x}$ 曲线)

以翼型弦线为横坐标建立体轴坐标系，将压力都用垂直于机翼翼弦的线段表示。通常把测压孔横坐标也进行无量纲化

$$\bar{x} = \frac{x}{b} \quad (11)$$

压力系数一般取垂直向上为正，向下为负，然后用光滑曲线把各顶点连接起来得到整个翼型表面压力分布。该方法可用于定量计算，机翼以翼弦为界分为上表面和下表面。在机翼表面取一微元，其面积为 ds ，作用在该微元上的压力为 p ，则作用在该微元上的合力为 $p ds$ ，方向同 p ，建立体轴坐标系，则 $dL = -p ds \cos \varphi = -p dx$ ，所以总升力 L 的值应为 dL 沿整个机翼表面的积分，化为沿翼弦的积分

$$L = \oint -p \cos \varphi ds = \oint -p dx \quad (12)$$

又因为远方来流静压 $p_\infty = \text{const}$ ，即其绕机翼的积分为零

$$\oint p_{\infty} dx = 0 \quad (13)$$

所以

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{L}{1/2 \rho V_{\infty}^2 b} \\ &= \frac{\oint -(p - p_{\infty}) dx}{1/2 \rho V_{\infty}^2 b} \\ &= -\oint C_p d\bar{x} \\ &= -\int_0^1 C_{p_{up}} d\bar{x} - \int_1^0 C_{p_{down}} d\bar{x} \\ &= \int_0^1 (C_{p_{down}} - C_{p_{up}}) d\bar{x} \end{aligned} \quad (15)$$

上式表明，在沿机翼剖面弦线所表示的压力分布图中，曲线 C_p 所包围的面积，就是机翼法向力系数 C_L 。

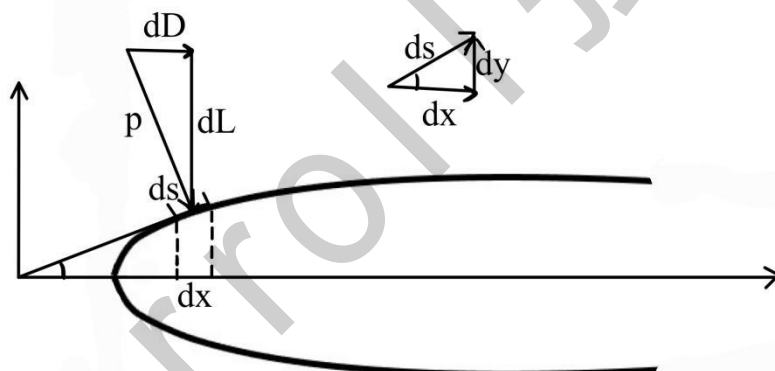


图 2：机翼表面压力分解示意图

3.3 $\bar{y} - C_p$ 曲线

把测点纵坐标 y 以翼型最大厚度 c 进行无量纲化

$$\bar{y} = \frac{y}{c} \quad (16)$$

以机翼最大厚度处把翼型分为前表面和后表面。这种压力分布曲线能对机翼所受弦向（切向）力定量计算。如图，有

$$dD = p ds \cos \varphi = p dy \quad (17)$$

则

$$D = \oint dD = \oint p dy \quad (18)$$

所以

$$\begin{aligned} C_D &= \frac{D}{1/2 \rho V_\infty^2 b} \\ &= \frac{\oint p dy}{1/2 \rho V_\infty^2 b} \\ &= \frac{c}{b} \oint C_p dy \\ &= \int_{-0.5}^{0.5} (C_{p_{\text{front}}} - C_{p_{\text{back}}}) dy \end{aligned} \quad (19)$$

这表明，对于对称翼型，可把机翼分为前半部分和后半部分，取前半部分与后半部分的压力差沿题轴纵向积分就可以得到弦向力系数。

实验装置

- 1) 风洞。小型低速风洞；
- 2) 机翼。采用对称机翼，翼型为 NACA0015，弦长 $b=61.68 \text{ mm}$ ，展长 $l=0.145 \text{ m}$ 。
- 3) 气动力天平、传感器、计算机；
- 4) 温度计等。

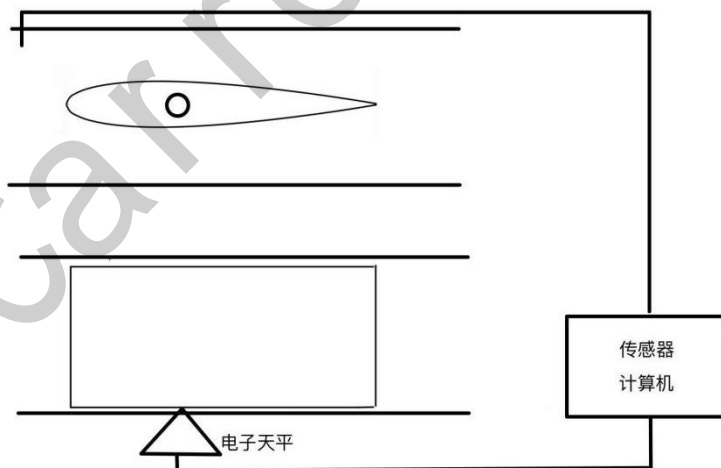


图 3：气动力测量实验装置示意图

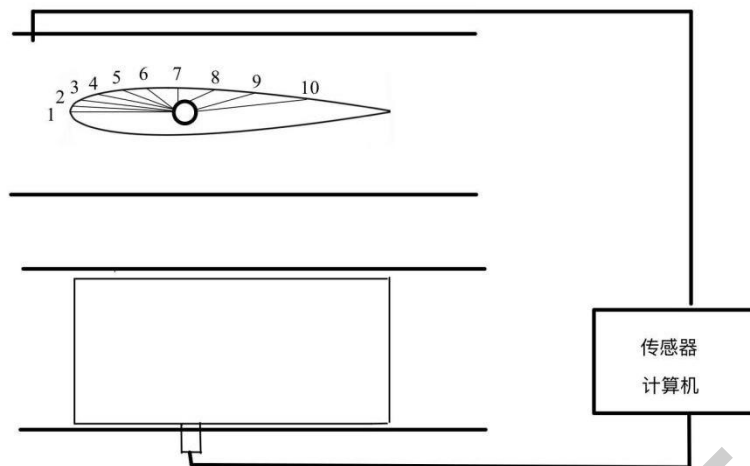


图 4：机翼表面压力分布测量装置示意图



图 5：NACA0015 翼型及布点位置示意图

实验步骤

1 气动力特性测量

- 1) 安装机翼，按要求连接风速管和微压计，接入计算机；
- 2) 升力、阻力、俯仰力矩和静压调零；
- 3) 风洞开机，风速调到 50%；
- 4) 调节攻角为 0° ；
- 5) 同时读出升力、阻力、俯仰力矩、总压和静压。
- 5) 调节攻角，重复实验步骤 5)，直到观察到明显失速；
- 6) 风洞停车，记录大气条件。

2 压力分布测定

- 1) 安装机翼；
- 2) 用测压管连接测压孔、测压计和计算机；
- 3) 安装风速管
- 4) 读出测压管初始液面
- 5) 风洞开机，调节风速到 50%；
- 6) 调节攻角分别为 4° 、 8° 、 12° 、 14° ，分别记录下各测压管读数；
- 7) 增大攻角，观察机翼失速时压力分布变化；
- 8) 风洞停车，记录大气条件。

实验数据记录与处理

1、机翼气动特性测量

记录基本参数与大气条件，如表 1。机翼投影面积 $S = lb$ 。

表 1: 机翼气动特性测量的基本参数

气温 $T/^\circ\text{C}$	气压 P/Mpa	展长 l/m	弦长 b/mm	机翼投影面积 S/m^2
17.8	1.0192	0.145	61.68	0.0089

记录实验测量数据，如表 2。用式(7)、(8)计算升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和升阻比 K 。

表 2: 机翼气动力测量数据

攻角 $\alpha / ^\circ$	升力 L/N	阻力 D/N	静压 $-p/\text{mmHg20}$	升力系数 C_L	阻力系数 C_D	升阻比 K
0.0	0.12	0.06	16.4	0.0838	0.0419	2.00
2.0	0.17	0.05	16.5	0.1180	0.0347	3.40
4.0	0.41	0.04	16.0	0.2935	0.0286	10.25
6.3	0.62	0.04	15.1	0.4703	0.0303	15.50
8.1	0.81	0.06	15.7	0.5909	0.0438	13.50
10.1	0.95	0.07	14.8	0.7352	0.0542	13.57
12.3	1.12	0.09	14.8	0.8668	0.0697	12.44
13.9	1.13	0.14	14.7	0.8804	0.1091	8.07
14.4	1.10	0.24	14.7	0.8571	0.1870	4.58
14.6	1.07	0.25	14.7	0.8337	0.1948	4.28
15.0	0.97	0.21	14.7	0.7558	0.1636	4.62
16.0	0.88	0.31	14.7	0.6857	0.2415	2.84
18.3	0.75	0.29	14.4	0.5965	0.2307	2.59

绘制升、阻力系数曲线，去掉第一组数据，中间部分用线性拟合，后半部分分别用三次、四次多项式拟合，结果如图 5。

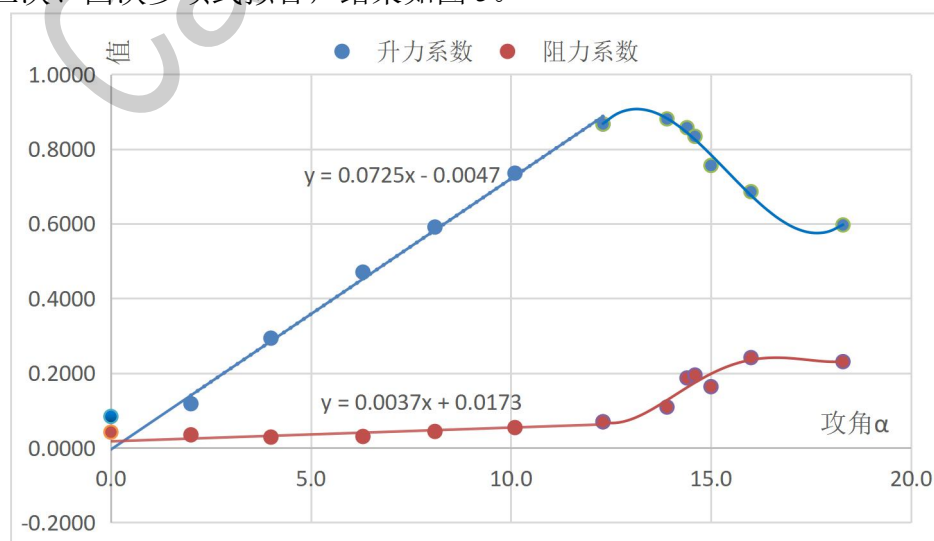


图 6: 升、阻力系数曲线

2、机翼表面压力分布

记录大气条件和有效实验数据，表（3）表（4）。

表 3：机翼表面压力分布测量基本参数

气温 $T/^\circ\text{C}$	气压 P/Mpa	展长 l/m	弦长 b/mm	翼型厚度比 %	机翼投影面积 S/m^2
17.9	1.02	0.145	61.68	15	0.0089

表 4：机翼表面压力分布测量数据

测点	调零	0°	4°	8°	12°	14°	-14°	-12°	-8°	-4°
1	0.1	0.7	9.8	27.0	42.7	14.6	14.0	33.3	17.0	3.0
2	0.1	24.1	39.5	51.9	65.0	27.9	2.7	1.2	4.0	10.8
3	0.0	26.8	38.9	47.3	60.9	26.6	5.8	3.7	7.9	14.9
4	0.2	28.3	37.3	43.6	48.9	27.4	10.4	8.5	12.6	18.7
5	0.0	27.3	33.0	40.6	37.8	27.1	14.1	12.6	16.0	20.5
6	0.0	25.7	29.9	29.8	31.3	26.8	16.1	14.6	17.2	20.4
7	0.0	24.3	28.9	27.0	27.0	27.2	17.3	15.8	17.8	20.0
8	0.0	22.9	27.3	24.4	23.5	27.6	17.9	16.2	17.5	19.0
9	0.0	22.4	21.7	22.1	21.2	18.1	18.5	16.6	17.3	18.1
10	0.0	21.6	20.5	19.9	19.7	27.6	19.2	16.8	16.8	17.4
静压	0.0	16.8	16.2	16.0	15.5	15.1	15.0	15.8	16.7	16.8

用式（10）计算出各位置各攻角压力系数，并补充尖角出压力系数 0；根据图（1）中各布点法线与弦线夹角 θ 可迭代出各布点在机翼体轴坐标系中的无量纲位置。

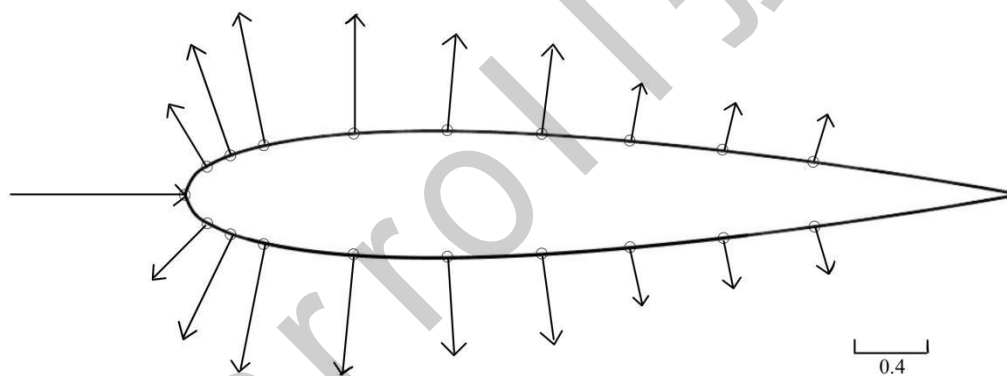
表 5：机翼表面压力系数表

测点	0°	4°	8°	12°	14°	-14°	-12°	-8°	-4°
1	0.9583	0.3951	-0.6875	-1.7548	0.0331	0.0667	-1.1076	-0.0180	0.8214
2	-0.4345	-1.4383	-2.2438	-3.1935	-0.8477	0.8200	0.9241	0.7605	0.3571
3	-0.5952	-1.4012	-1.9563	-2.9290	-0.7616	0.6133	0.7658	0.5269	0.1131
4	-0.6845	-1.3025	-1.7250	-2.1548	-0.8146	0.3067	0.4620	0.2455	-0.1131
5	-0.6250	-1.0370	-1.5375	-1.4387	-0.7947	0.0600	0.2025	0.0419	-0.2202
6	-0.5298	-0.8457	-0.8625	-1.0194	-0.7748	-0.0733	0.0759	-0.0299	-0.2143
7	-0.4464	-0.7840	-0.6875	-0.7419	-0.8013	-0.1533	0.0000	-0.0659	-0.1905
8	-0.3631	-0.6852	-0.5250	-0.5161	-0.8278	-0.1933	-0.0253	-0.0479	-0.1310
9	-0.3333	-0.3395	-0.3813	-0.3677	-0.1987	-0.2333	-0.0506	-0.0359	-0.0774
10	-0.2857	-0.2654	-0.2438	-0.2710	-0.8278	-0.2800	-0.0633	-0.0060	-0.0357
尖角	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000

表 6: 各布点无量纲位置估计

测点	$\theta / ^\circ$	\bar{x}	\bar{y}
1	0	0.000	0.000
2	60	0.023	0.215
3	70	0.051	0.305
4	77	0.093	0.385
5	84	0.195	0.465
6	90	0.321	0.500
7	93	0.428	0.465
8	96	0.544	0.410
9	97	0.656	0.350
10	98	0.767	0.255
尖角	0	1.000	0.000

根据表 (5), 表 (6) 绘制矢量图和坐标曲线 $C_p - \bar{x}$ 、 $\bar{y} - C_p$, 绘制坐标曲线 $C_p - \bar{x}$ 时先绘制散点图, 再对数据进行三次样条插值绘制光滑曲线; 绘制坐标曲线 $\bar{y} - C_p$ 时, 先将数据以 $y=0.5$ 分成两半, 分别对两组数据插值拟合成光滑直线。部分结果如下图所示。

图 7: $\alpha = 0^\circ$ 表面压力分布矢量图

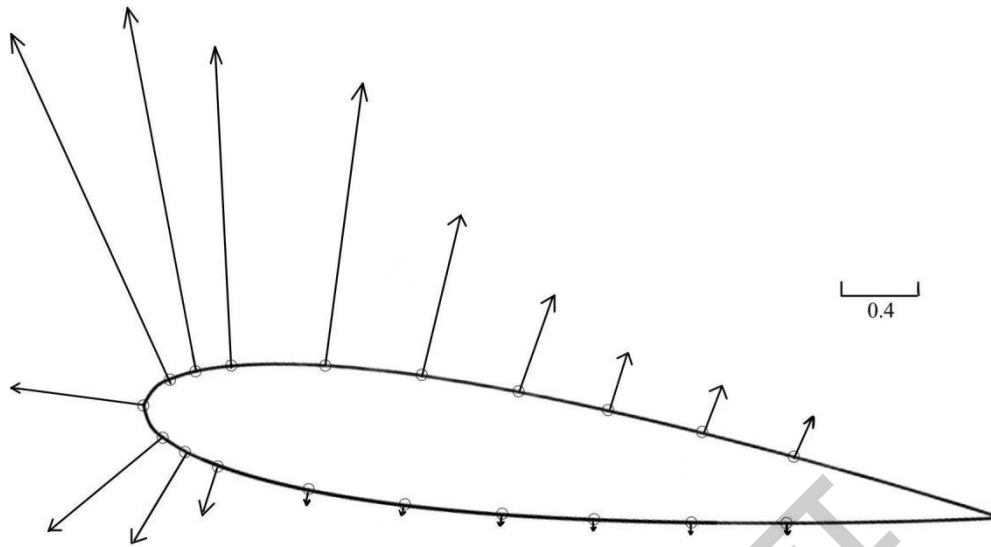


图 8: $\alpha = 8^\circ$ 表面压力分布矢量图

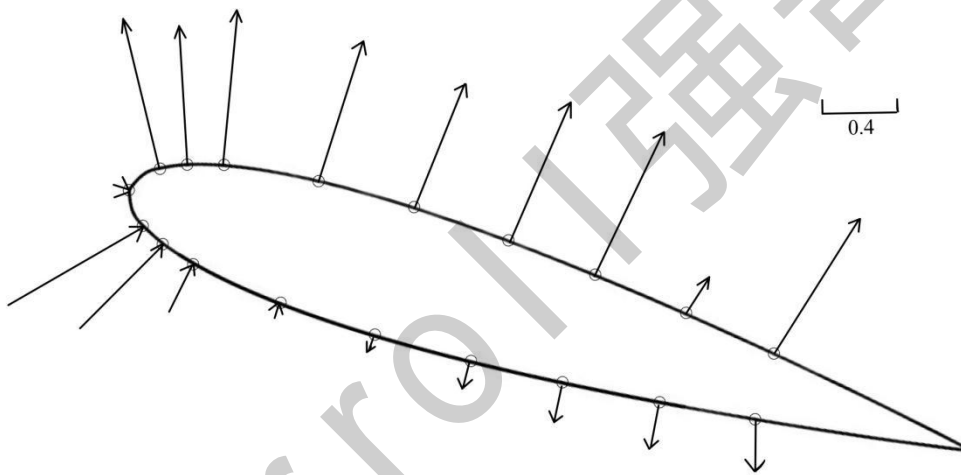


图 9: $\alpha = 14^\circ$ 表面压力分布矢量图

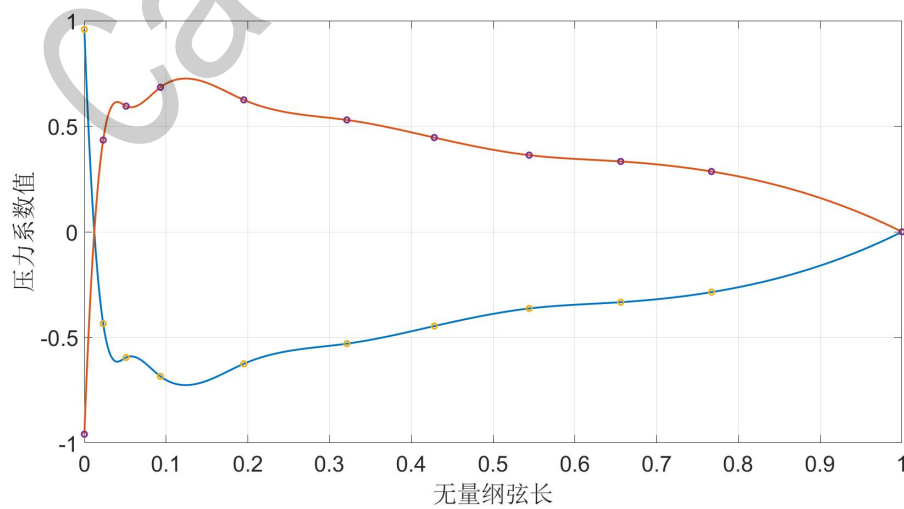
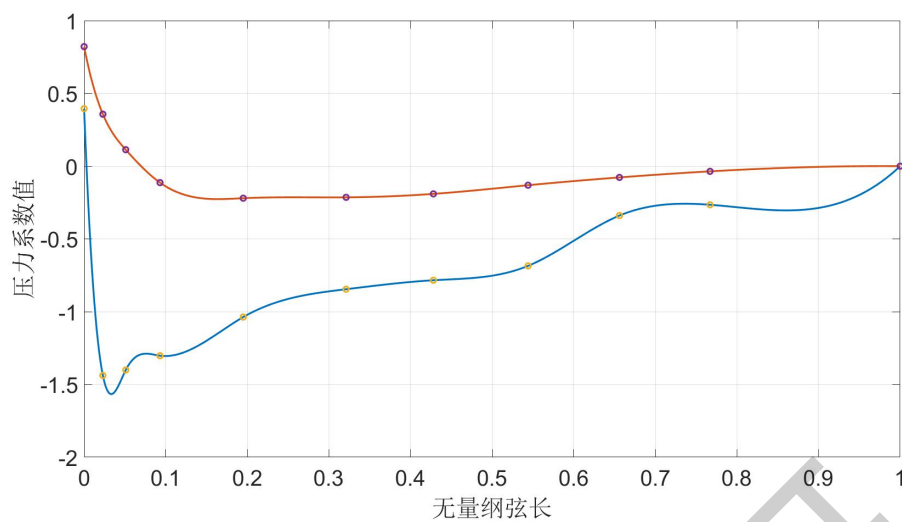
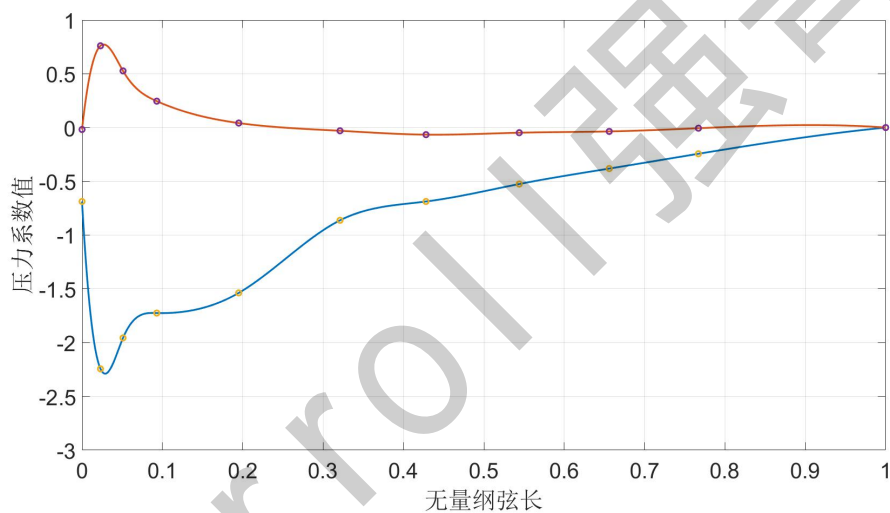
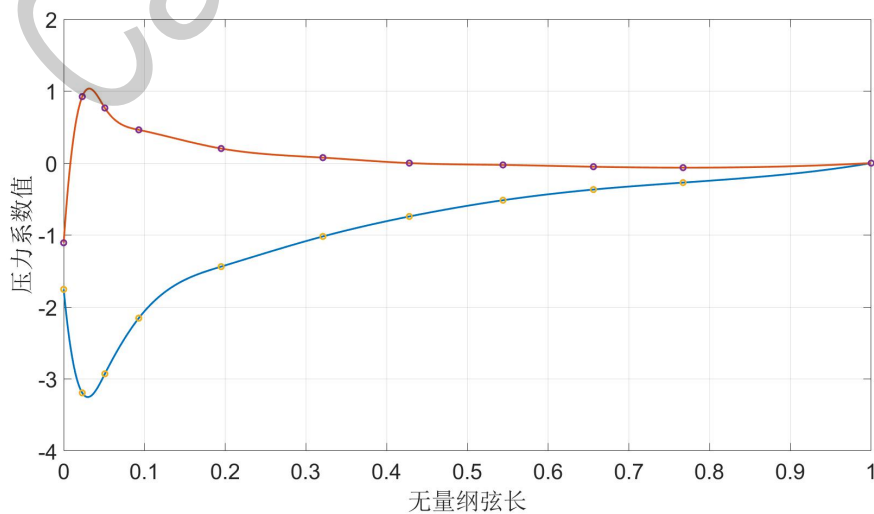
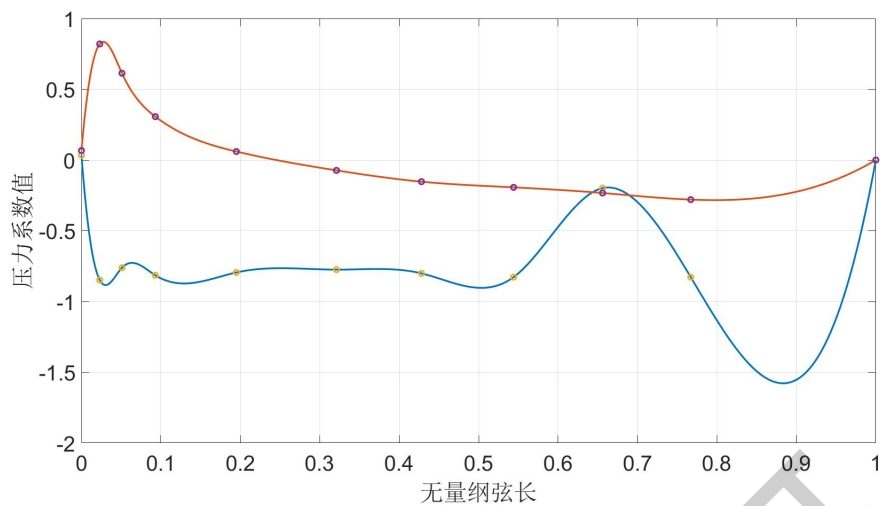
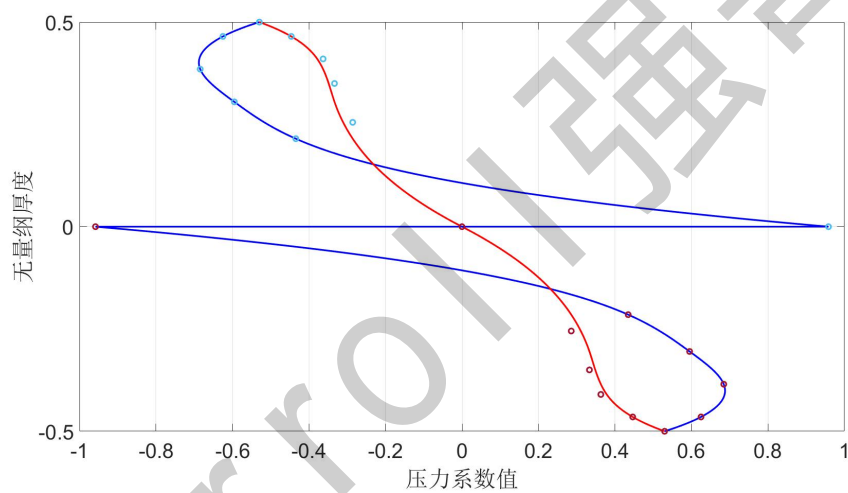
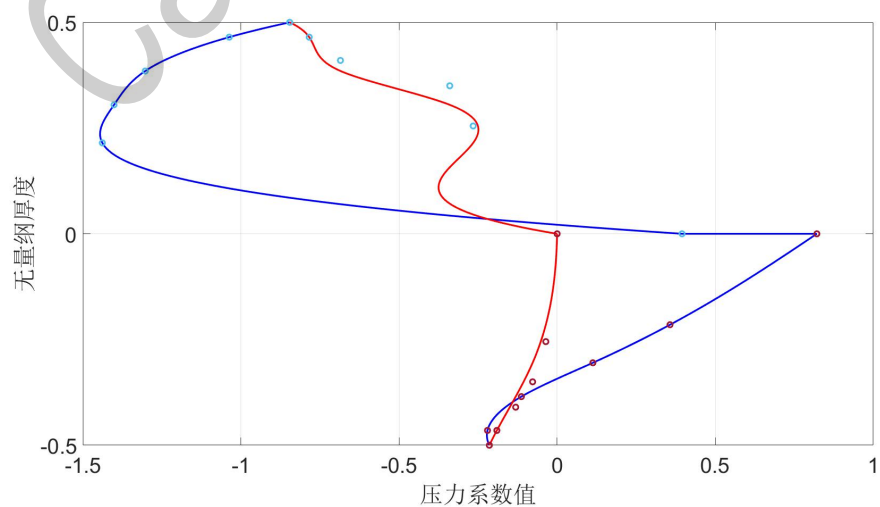


图 10: 压力分布 $C_p - \bar{x}$ 曲线 ($\alpha = 0^\circ$)

图 11: 压力分布 $C_p - \bar{x}$ 曲线 ($\alpha = 4^\circ$)图 12: 压力分布 $C_p - \bar{x}$ 曲线 ($\alpha = 8^\circ$)图 13: 压力分布 $C_p - \bar{x}$ 曲线 ($\alpha = 12^\circ$)

图 14: 压力分布 $C_p - \bar{x}$ 曲线 ($\alpha = 14^\circ$)图 15: 压力分布 $\bar{y} - C_p$ 曲线 ($\alpha = 0^\circ$)图 16: 压力分布 $\bar{y} - C_p$ 曲线 ($\alpha = 4^\circ$)

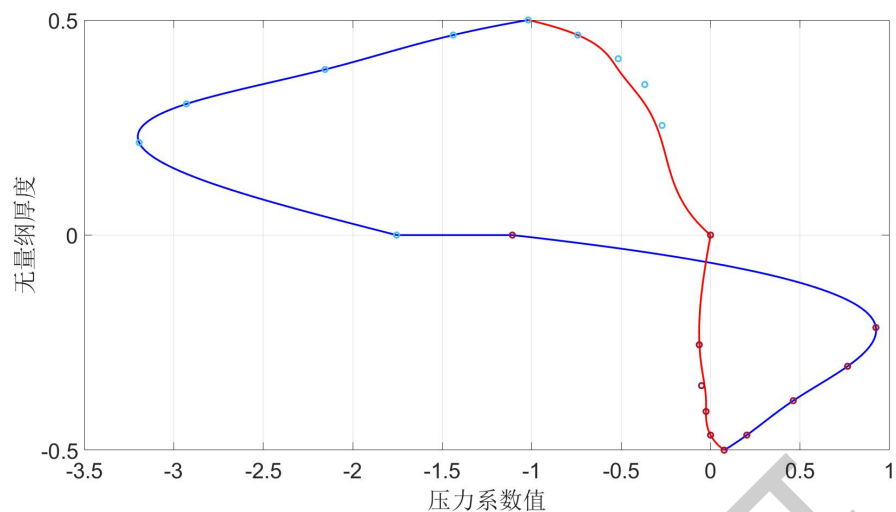


图 17: 压力分布 $\bar{y} - C_p$ 曲线 ($\alpha = 8^\circ$)

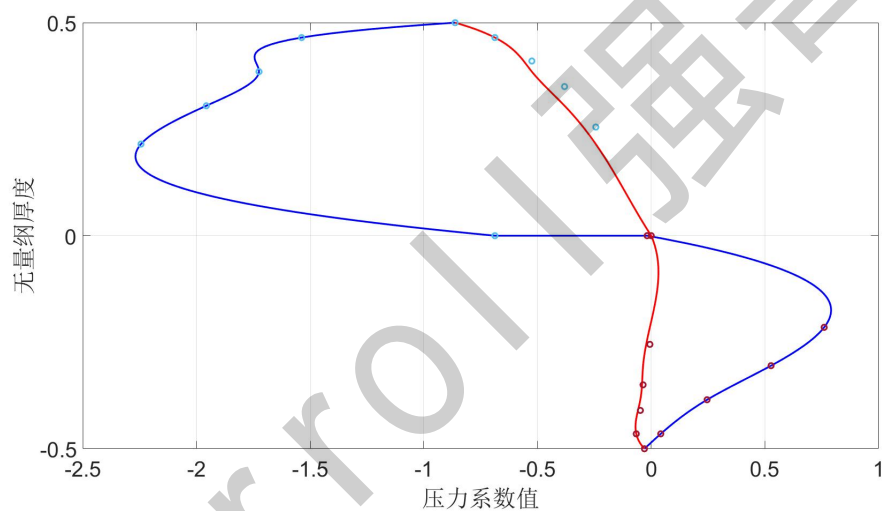


图 18: 压力分布 $\bar{y} - C_p$ 曲线 ($\alpha = 12^\circ$)

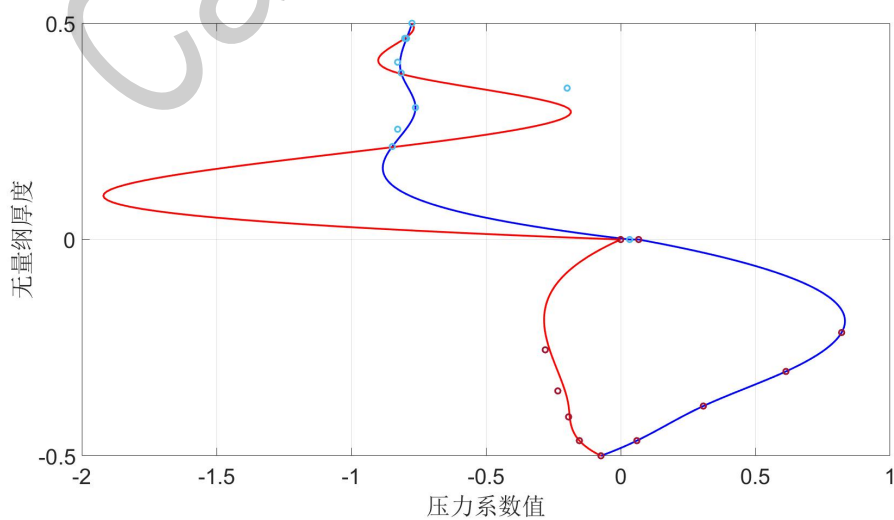


图 19: 压力分布 $\bar{y} - C_p$ 曲线 ($\alpha = 4^\circ$)

结论与分析

1、从图 5 容易看出，在攻角不太大时，机翼的升力系数 C_L 随攻角 α 的增大而直线增大，当攻角增大到某一临界值后，随着 α 增大，升力系数急剧减小、阻力系数急剧增大。该图与对称翼型的升阻力曲线比较吻合，并且从图中可得到如下结论：

- 1) 最大升力系数 $C_{L\max} = 0.90$;
- 2) 最小阻力系数 $C_{D\min} = 0.0173$;
- 3) 失速迎角 $\alpha_{cr} = 13.5^\circ$;
- 4) 零升力攻角 $\alpha_0 = 0.0648^\circ$;
- 5) 升力-攻角系数 $\frac{d}{d\alpha} C_L = 0.0725$ 。

查阅 NACA0015 翼型资料，以上数据在一定误差范围内具有参考价值。

2、用 trapz 函数数值积分，通过公式 (15) 从图 10, 11, 12, 13 中求于曲线坐标轴所围面积可得到

$$\begin{aligned}
 C_L|_{\alpha=0} &= 0.0000 \\
 C_L|_{\alpha=4} &= 0.5814 \\
 C_L|_{\alpha=8} &= 0.7994 \\
 C_L|_{\alpha=12} &= 0.9546 \\
 C_L|_{\alpha=14} &= 0.7453
 \end{aligned} \tag{20}$$

同样用公式 (19)，可从图 14、16、18 中得到

$$\begin{aligned}
 C_D|_{\alpha=0} &= 0.0000 \\
 C_D|_{\alpha=8} &= 0.0403 \\
 C_D|_{\alpha=12} &= 0.0712
 \end{aligned} \tag{21}$$

去掉误差比较大的数据，余下的有效数据符合图 5 所绘制的升、阻力曲线变化规律。

3、从图 7、8、9 可以很明显找到压力最大的点称为驻点，随着攻角的增大，驻点后移。

思考与讨论

1、阻力曲线会不会与 α 轴相交？为什么？

不会。在任何翼型中，只要有来流速度，翼型必将阻碍其流动，所以阻力不可能为零，更不可能有负阻力。

2、压力分布曲线上是否必有压力系数值为 1 的点？为什么？压力系数大于+1 是否有可能？

压力分布曲线中一定存在 $C_p = 1$ 的点，由公式 (10) 可得，此时 $p = 0$ 即该点表面总压等于 0。这样要求开孔正对来流速度，对于 NACA0015 翼型，必然无论攻角如何变化，必然存在正对来流的点。压力系数大于+1 则总压 $p < 0$ ，这样的点显然不存在。

3、本实验中调零实际是零吗？对实验有影响吗？

调零只是把示数调零，实际并不是零。对测压管的调零对实验没有影响，因为计算所需压力取的都是压差；对天平的调零会影响升、阻力系数值，因为天平读数调零后实际气动力并不是零，计算出气动力系数与实际值有差异。