

圆柱绕流洞壁干扰修正研究*

袁建昆 韩延良 周 杰 蒋金贵

V211.74

中国科学院力学研究所, 北京(邮政编码 100080)

摘要 本文对阻塞比分别为 10%、25% 和 33% 的二维圆柱模型在低速风洞中测量了其周向压力分布及相应的壁压信息, 然后用壁压积分法进行洞壁干扰修正, 结果表明修正方法简捷精确, 在堵塞比为 33% 时仍获满意的修正结果, 对风洞实验洞壁干扰研究具有很好的实用价值。

关键词 低速风洞, 洞壁干扰, 壁压积分法。

符 号

ε	阻塞比	C_p	压力系数
\bar{u}	无量纲轴向干扰速度	p	当地静压
\bar{u}_e	无量纲边界层外缘速度	Re	雷诺数
下 标			
u	未经修正值	j	壁面参数
c	修正后的值	-1	反函数符号
$L.W.$	风洞左侧壁	$R.W.$	风洞右侧壁

引 言

在空气动力学实验研究中, 洞壁干扰一直是人们所关心的课题, 无论是航空风洞还是大气边界层风洞, 洞壁干扰常使实验数据严重失真, 大大影响实验结果的精确性。传统的修正方法是将实验模型代之以奇点分布, 然后用镜像理论进行处理, 然而当绕流出现分离时, 该方法对于奇点强度与分布的给出就变得复杂和困难了。八十年代出现了一种将实验与计算融为一体的新的洞壁干扰修正法, 即壁压信息修正法, 如迭代法^[1]、矩阵法^[2]、积分法^[3]等等; 另外, 在环境空气动力学中, 对各种各样的钝体绕流实验的修正并不多。本文旨在利用壁压积分法对圆柱绕流的压力分布进行修正, 探讨模型堵塞比的增长极限, 扩张钝体修正的内容, 进一步证实修正方法的可行性, 结果表明该方法简捷、准确, 计算速度快, 修正结果令人满意, 很适于随风洞运行作联机实时修正。

一、实验设备、模型与方法

实验是在中国科学院力学研究所 0.6m × 0.4m × 4m 的低速风洞中进行的, 其最大风

* 国家自然科学基金资助项目。

本文于 1992 年 9 月 1 日收到, 1993 年 3 月 12 日收到修改稿。

速为 30m/s, 平均湍流度为 0.45%, 计算所用微机为主频 10MHz 的 AST286。

模型是堵塞比分别为 10%、25% 和 33% 的三个有机玻璃圆柱, 长为 39.8cm, 直径分别是 6cm、15cm 和 20cm, 在其中部开一个直径为 0.5mm 的测压孔, 距实验段侧入口 2.5m 处将模型竖直立于风洞轴线上, 通过动模型来测量其表面阻力分布, 同时在转壁上测取壁压信息(图 1); 为了便于结果比较, 用 Roshko^[4] 和 William^[5] 的小堵塞

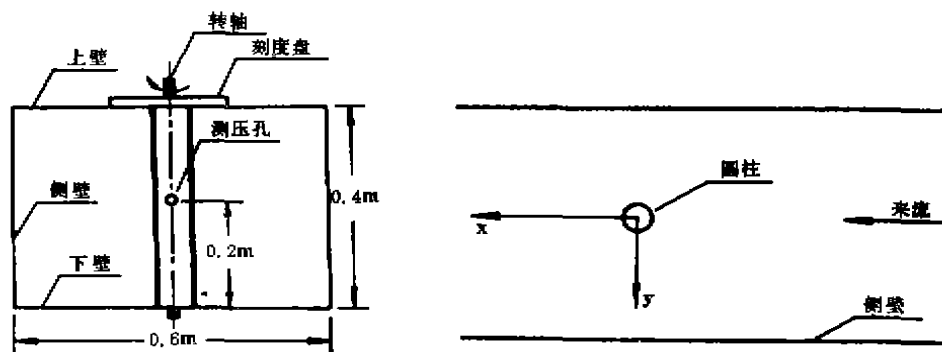


图 1 模型装置及坐标系
Fig.1 Model installation and rectangular axes

比实验曲线作参考, 表 1 列出了各实验条件。测压用多管压力计, 实验数据均重复测量二次, 脱机处理数据。

表 1 模型参数及实验条件
Table 1 Model parameter and testing condition

模 型	堵塞比	雷诺数	湍流度
C-1*	10%	0.7×10^5	0.0045
C-2*	25%	1.7×10^5	0.0045
C-3*	33%	2.0×10^5	0.0045
Roshko	4%	0.14×10^6	低湍
William	2%	2.0×10^5	低湍

二、壁压积分法原理

文献[6]首先提出了解不可压 N-S 方程的新方法, 其优点是计算的区域仅限于粘性起作用区域, 大大减少了计算工作量, 以此为基础, 文献[3]将流场中任一点的速度表示成包含涡的简单函数的积分, 以此作为洞壁干扰修正的基础, 只要壁压测量出来, 就不必求解 N-S 方程; 粘性区域(洞壁边界层)的涡强度与壁压之

间可由 Bernoulli 方程联系起来, 通过积分就可以求出流场中任何一点的干扰速度, 从而得出其它物理参数的干扰量。该方法将传统修正方法分列的各种干扰效应和堵塞效应全都含于一个积分公式之中, 简化了计算, 并且由于积分而对测量数据的跳动不敏感。

因为横向干扰速度与轴向干扰速度相比极小, 所以只考虑轴向干扰速度, 由文献[3]给出

$$\bar{u}(x, y) = -\frac{1}{2\pi} \int_{L.W.} \frac{(y_i - y)(\bar{u}_e - 1)}{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} dx_i$$

$$-\frac{1}{2\pi} \int_{R.W.} \frac{(y_i - y)(1 - \bar{u}_i)}{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} dx_i \quad (1)$$

洞壁边界层外缘速度 \bar{u}_i 与壁压系数间可由 Bernoulli 方程和连续方程导出

$$C_{p_i} = -\frac{2-\varepsilon}{1-\varepsilon} (\bar{u}_i - 1) \quad (2)$$

将(2)代入(1), 且积分取至渐进值 x_1, x_N 有

$$\begin{aligned} \bar{u}(x, y) = & \frac{-|Y_0| - y}{2\pi \left(\frac{2-\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)} \int_{L.W.}^{x_1} \frac{C_{p_i} dx_i}{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} \\ & - \frac{|Y_0| - y}{2\pi \left(\frac{2-\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)} \int_{R.W.}^{x_N} \frac{C_{p_i} dx_i}{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} + C \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $|Y_0|$ 是风洞的半宽, 常数 C 为

$$\begin{aligned} C = & \frac{1}{8} (C_{p_1} + C_{p_N}) \left(\frac{-|Y_0| - y}{|-|Y_0| - y|} - \frac{|Y_0| - y}{| |Y_0| - y|} \right) \\ & + \frac{1-\varepsilon}{2\pi(2-\varepsilon)} \cdot \frac{-|Y_0| - y}{|-|Y_0| - y|} \cdot C_{p_1} \cdot \text{tg}^{-1} \frac{x_1 - x}{|-|Y_0| - y|} \\ & - \frac{1-\varepsilon}{2\pi(2-\varepsilon)} \cdot \frac{|Y_0| - y}{| |Y_0| - y|} \cdot C_{p_N} \cdot \text{tg}^{-1} \frac{x_N - x}{| |Y_0| - y|} \\ & - C_{p_1} \text{tg}^{-1} \frac{x_N - x}{|-|Y_0| - y|} - C_{p_N} \text{tg}^{-1} \frac{x_1 - x}{| |Y_0| - y|} \end{aligned}$$

C_{p_1}, C_{p_N} 为模型前后的壁压渐进值。

由(3)式求出轴向干扰速度 $\bar{u}(x, y)$ 后, 可用文献[1]的压力系数修正公式修正物面压力系数

$$C_{p_c} = \frac{C_{p_0} - 1}{(1 + \bar{u})^2} + 1 \quad (4)$$

以上公式推导中未曾引用镜像理论, 也未用到奇点分布, 避开了绕流的复杂性, 并未引入近似假设, 方法是精确的, 计算仅限于壁压分布的简单积分, 在 AST286 上仅需 2 秒钟即可得出修正结果, 很适于联机实时修正。

三、实验数据处理

实验时, 先测出来流静压 p_∞ 和动压 q_∞ , 则

$$\text{壁压系数 } C_{p_i} = \left(\frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} \right)_{\text{有模型}} - \left(\frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} \right)_{\text{无模型}} \quad (5)$$

$$\text{模型物面压力系数 } C_{p_c} = \frac{p - p_\infty}{q} \quad (6)$$

实验误差：压力系数测量的标准误差为

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (C_{p,i,j} - C_{p,i})^2}{N(M-1)}} \quad (7)$$

其中， N 、 M 分别是测压点个数及单个测点重复的次数， $C_{p,i}$ 是 M 次测量的平均值。

四、结果分析

实验同次开车压力系数测量的标准误差低于0.05。

实验测量了圆柱周向压力分布及壁压信息，修正曲线给出了柱面周向测点轴向干扰速度分布及圆柱模型物面压力分布，对于参考曲线，从 Re 数的角度考虑，对堵塞比为10%的模型以Roshko曲线为参考，对堵塞比为25%、33%的两模型以William曲线为参考。

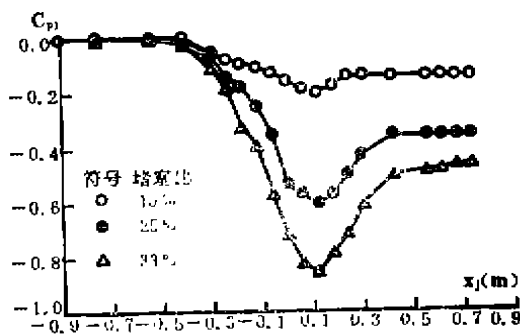


图2 壁压分布曲线
Fig.2 Measured wall pressures along the x axis

图2给出了三个堵塞比时的壁压分布， e 越大，洞壁干扰越大，壁压信息越强，且在模型上、下游达到渐近值的距离也越大；另外，壁压最低点并不在柱的中心处(坐标原点)，而是偏后一定距离，这说明亚临界情况下，尾迹最宽的地方在柱面的后半部分。

图3和图4分别为模型修正前的周向压力分布和修正后的周向压力分布，各堵塞比模型压力分布曲线的趋势是一致的，

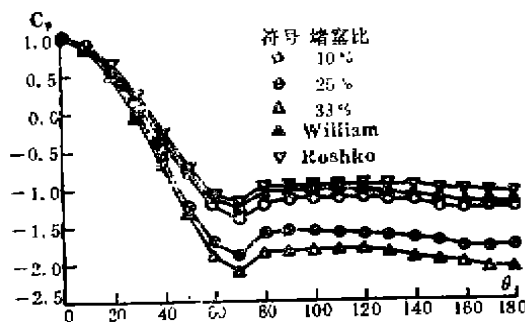


图3 修正前的物面压力分布
Fig.3 Uncorrected pressure distribution around cylinder

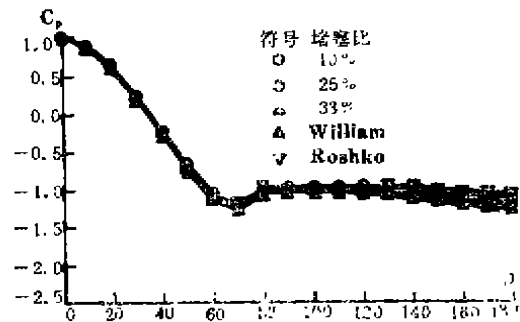


图4 修正后的物面压力分布
Fig.4 Corrected pressure distribution around cylinder

分离点(最低压力点)在 70° 左右， e 越大，压力系数的失真越严重，对C-1*模型而言，相对于Roshko曲线的待修正量为20%左右，修正后的误差为-3%左右，这可用亚临界条件下的雷诺数效应来解释， Re 数越大，曲线越向下移，向无粘曲线靠拢^[7]；

对 C-2*、C-3* 模型，相对于 William 曲线，共待修正量分别为 50%、70% 左右，修正后的误差分别为 2%、-4% 左右，造成误差的原因是多方面的，除雷诺数效应外，不同风洞的湍流度不同，测量中存在的系统误差等都会影响到结果的精确性。

总之，从结果可看出，壁压积分法对圆柱绕流压力分布的修正是简捷有效的，每一个模型修正所用的计算时间为 2 秒钟左右。

五、结 论

1. 壁压信息积分法对圆柱绕流洞壁干扰的修正是可行的，方法简捷，运算快速，很适于联机实时修正。

2. 积分计算所用的壁压信息在模型上、下游应测到渐近值，如对 C-1* 模型，至少要测到其上游 9 倍直径处，下游 6 倍直径处，否则会给修正结果带来较大误差。

3. 堵塞比越大，模型物理参量的失真越严重，C-1*、C-2*、C-3* 模型的压力分布失真度分别为 20%、50%、70% 左右。

4. Re 数越大，曲线越向下移，这正是亚临界圆柱绕流的一个特点。

虽然本文对圆柱绕流压力分布的修正较为满意，但对其它外形的钝体绕流是否适用，还有待进一步的探寻。

参 考 文 献

- 1 Hackett J E, Wilshden D J, Lilley D E. Estimation of Tunnel Blockage from Wall Pressure Signatures; A Review and Data Correction, NASA CR152241, 1979.
- 2 江杜清. 低速实壁风洞测压实验洞壁干扰修正. 航空学报, 1988; 9: (8)375~380
- 3 周长沅. 低速风洞洞壁干扰修正的积分方法. 空气动力学学报, 1985; 2(1): 1~10
- 4 Roshko A. On the Drag and Shedding Frequency of 2-D Bodies, NACA TN-3169, 1954.
- 5 William J B, Laurence K, Loftin J. Experimental Investigation of the Pressure Distribution About a Yawed Circular Cylinder in the Critical Reynolds Number Range. NACA TN-2463, 1951.
- 6 Wu J C, Thompson J F. Numerical Solutions of Time-Dependent Incompressible Navier-Stokes Equations Using an Integral-Differential Formulation, *Computer and Fluids*, 1973, 1: 197~215
- 7 Schlichting H. *Boundary-Layer Theory*, New York, McGRAW-Hill Inc., 1979.

The Corrected Investigation of Wall Interference on Cylinder Flows

Yuan Jiankun Han Yanliang Zhou Jie Jiang Jingui
(*Institute of Mechanics, Academia Sinica*)

Abstract The circumference pressures of three 2-D cylinder models and the responsible wall pressures were respectively measured, the model blockage ratios were 10%, 25%, 33% respectively, then the non-interference data were computed by using the method of wall pressure integration; it shows that the integral method was simple and accurate, to blockage ratio 33%, the satisfied result was also gained; it is of very good practical value for wall interference correction.

Key words low-speed wind tunnel, wall interference, wall pressure integration.