

# 二维风洞侧壁干扰修正准则的改进

程克明

(南京航空学院 602 研究室, 南京, 210016)

## ON THE MODIFICATION OF THE CORRECTION RULE FOR SIDEWALL INTERFERENCE IN TWO-DIMENSIONAL WIND TUNNELS

Cheng Ke-ming

(Department of Aerodynamics, Nanjing Aeronautical Institute, Nanjing, 210016)

**摘要** Barnwell 二维风洞侧壁干扰修正准则未计及壁面摩擦影响, 理论上是不完善的。本文对此作了改进。用 Karman-Pohlhausen 方法对侧壁边界层进行了处理; 将壁面摩擦项用速度梯度适当表示出来, 从而克服了因考虑摩擦项带来的困难。建立了修正准则的新形式。在改进的准则中摩擦影响是通过 Pohlhausen 型边界层参数  $\Lambda$  表示的,  $\Lambda$  绝对值越小摩擦影响越大。此外, 文中对修正中有关参数, 如  $\delta^*$  的选取以及湍流情况作了简单讨论。

**关键词** 二维风洞, 洞壁干扰, 洞壁干扰修正

**Abstract** Owing to failing to take the friction on the side wall into account, Barnwell's correction rule for sidewall interference in two-dimensional wind tunnel is, in theoretician view, imperfect. To improve this, a corresponding modification on the Barnwell's rule has been made in this study; in which the sidewall boundary layer is reconsidered by means of the Karman-Pohlhausen method; the wall friction is represented in terms of the velocity gradient and therefore, the troubles faced in the correction with the friction are overcome. Based on this, a novel correction rule is formulated. The influence of the friction is reflected by the Pohlhausen parameter  $\Lambda$  of the boundary layer. The less the absolute value of  $\Lambda$  is, the greater the influence of the friction is. In addition, choice of the relevant parameter, such as  $\delta^*$ , in the correction and turbulent case are briefly discussed.

**Key words** two-dimensional wind tunnel, wall interference, wall interference correction

二维风洞实验段宽度相对较小, 侧壁对实验干扰较严重。Barnwell 1979 年发展了一个反映侧壁边界层影响的修正准则<sup>[1]</sup>。由于该准则一定程度上得到了实验的支持, 因而很快引起学者们的兴趣, 围绕它开展了一系列研究工作<sup>[2]</sup>, 并有效地结合到四壁干扰修正之中<sup>[3]</sup>, 成为公认的侧壁干扰修正准则。

分析表明, Barnwell 准则尽管在一定程度上与实验<sup>[4, 5]</sup>结果较吻合, 但建立准则时忽略了壁面摩擦项  $\tau_w$ 。Prandtl 型边界层方程是在 N-S 方程基础上通过量级分析弃去高阶小量后得到的; 其中各项是同阶的, 原则上不能任意舍弃。为此有必要在保留壁面摩擦项  $\tau_w$  情况下重新推导侧壁干扰修正准则。

1991 年 3 月 22 日收到, 1991 年 11 月 2 日收到修改稿

## 1 基本方程

对于定常、无粘、可压缩二维小扰动绕流流场可用下述方程描述

$$\beta^2(\partial u / \partial x) + (\partial v / \partial y) = 0 \quad (1)$$

其中  $\beta^2 = 1 - Ma^2$ 。二维风洞实验由于侧壁存在，二维性受到扭曲使流动呈现三维性。此时风洞内的流动相当于下式表示的二维流动<sup>[1]</sup>

$$\beta^2(\partial u_i / \partial x) + (\partial v_i / \partial y) = (2/b)(1 + u_i)(\partial \delta^* / \partial x) \quad (2)$$

其中  $b$  为实验段宽度； $\delta^*$  为侧壁边界层位移厚度。根据 Karman 动量积分关系  $\delta^*$  满足下式

$$(\partial \delta^* / \partial x) + \delta^* (1 + u_i)^{-1} (2 + H - Ma^2)(\partial u_i / \partial x) - (\delta^* / H)(\partial H / \partial x) = HC_f / 2 \quad (3)$$

其中无量纲扰动速度  $u_i = (U - U_\infty) / U_\infty$ ，利用边界层近似关系<sup>[6]</sup>，形状因子  $H$  可表示为

$$H = 1 + (\gamma - 1)Ma^2 \quad (4)$$

由绝热小扰动能量方程

$$[(U^2 + V^2) / 2] + a^2(\gamma - 1)^{-1} \approx (U^2 / 2) + a^2(\gamma - 1)^{-1} = \text{常数} \quad (5)$$

得

$$\partial H / \partial x = (H^2 - 1)(1 + u_i)^{-1}(\partial u_i / \partial x) \quad (6)$$

于是(3)式变为

$$\partial \delta^* / \partial x = -\delta^* (1 + u_i)^{-1} (2 + H^{-1} - Ma^2)(\partial u_i / \partial x) + (HC_f / 2) \quad (7)$$

(7)式代入(2)式时 Barnwell<sup>[1]</sup>略去了  $C_f$  项。现在保留该项，这相当于在 Barnwell 流动基础上增加一个源项。

## 2 摩擦项的处理

从(7)式可见，若无  $C_f$  项，侧壁影响可通过(2)式解出。保留摩擦项则困难些。现用 Karman-Pohlhausen 方法的一种推广形式——Gruschwitz 方法<sup>[6]</sup>解决这一困难。在 Gruschwitz 方法中有

$$C_f / 2 = (v / U\delta') [2 + (\Lambda / 6)] \quad (8)$$

其中

$$\Lambda = (\rho / \rho_w)(\delta'^2 / \nu)(du / dx) \quad (9)$$

$\delta' = \delta^* / \Omega(\Lambda, Ma)$  为变换的边界层厚度；一般  $-12 < \Lambda < 12$ 。对于二维模型实验，模型对上游侧壁边界层提供一逆压梯度，这时  $-12 < \Lambda < 0$ ；且有

$$\Omega(\Lambda, Ma) = \left( \frac{3}{10} - \frac{\Lambda}{120} \right) b_0 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \frac{798048 - 4656\Lambda - 758\Lambda^2 - 7\Lambda^3}{4324320} \quad (10)$$

其中  $b_0$  在 Prandtl 数近似取 1 时有<sup>[6]</sup>

$$b_0 \approx T_w / T = 1 + [(\gamma - 1)Ma^2 / 2]$$

并引入

$$B(Ma) = \frac{\rho}{\rho_w} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}}, \quad C(\Lambda, Ma) = [2 + (\Lambda/6)] / \Lambda \Omega(\Lambda, Ma) \quad (11)$$

将(9)式~(11)式代入(8)式得

$$C_f / 2 = \delta^* B(Ma) C(\Lambda, Ma) (1 + u_i)^{-1} (du_i / dx) \quad (12)$$

上述无脚标诸量, 如  $Ma$ 、 $T$ 、 $U$  和  $\rho$  等均表示边界层外缘上的无粘值。至此, 摩擦项也表示成了速度梯度的形式, 它便于进行干扰估计。

### 3 改进的修正准则

将(7)式和(12)式代入(2)式得到

$$\left. \begin{aligned} (\beta^2 + k)(\partial u_i / \partial x) + (\partial v_i / \partial y) &= 0 \\ k &= (2\delta^* / b)(2 + H^{-1} - Ma_{\infty}^2 - HB(Ma_{\infty})C(\Lambda, Ma_{\infty})) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

严格来说  $k$  中的  $Ma_{\infty}$  应为当地 Mach 数  $Ma$ 。研究表明, 亚跨音速时  $Ma_{\infty}$  与当地  $Ma$  数在小扰动情况下只相差扰动速度的二阶小量。

亚音速时由(13)式可得到修正侧壁干后的来流 Mach 数

$$Ma_{\infty c} = \sqrt{Ma_{\infty}^2 - k} \quad (14)$$

来流 Mach 数修正后, 则实测的气动系数不需修正。若不修正  $Ma_{\infty}$  数, 则实测 (有干扰) 的气动力系数与真实气动系数 (修正后的气动系数) 间的关系, 可由 Prandtl-Glauert 法则建立如下 (脚注  $c$  表示真实或修正后值)

$$C_{pc} / C_{pi} = C_{nc} / C_{ni} = \sqrt{\beta_{\infty}^2 + k} / \beta_{\infty} \quad (15)$$

跨音速时修正后的  $Ma_{\infty c}$  可由跨音速相似律得到。即  $Ma_{\infty c}$  满足下式

$$(1 - Ma_{\infty c}^2) / Ma_{\infty c}^{4/3} = (\beta_{\infty}^2 + k) / Ma_{\infty}^{4/3} \quad (16)$$

跨音速时 P-G 法则不再适用, 因此气动力系数修正不能得到(15)式那样的简单关系。计算发现在小扰动条件下, 跨音速时(14)式、(16)式的差异不大。因此(14)式和(15)式也可近似应用于跨音速范围。

### 4 结果与讨论

对  $2\delta^* / b = 0.054$ ,  $H = 1.25$  情况用(14)式和(15)式作了干扰修正, 并与已有的实验和理论结果作了对比 (图 1, 图 2)。可看到, 摩擦项影响的大小取决于参数  $\Lambda$  大小。  $\Lambda$  绝对值越小影响越大。在  $2\delta^* / b$  和  $H$  选定后, Barnwell 对附着边界层干扰修正幅度偏小。Barnwell 结果与实验较吻合的原因之一是修正系数  $k$  中含有可调节的参数, 如  $\delta^*$ 。模型前缘附近边界层在逆压作用下出现明显堆积, 因而那里的  $\delta^*$  值较大。正如文献[7]中所分析的, 侧壁影响根本上应归于模型上游侧壁边界层的发展。因此修正时  $\delta^*$  应在上游某位置选取 (即在实验段入口和模型前缘之间选取)。不难验证, 若取  $2\delta^* / b = 0.044$ ,

那么只要  $\Lambda = -6$ , (15)式同样可给出与实验以及 Barnwell 结果一致的修正。可见, Barnwell 修正能与实验相符, 可能是  $2\delta^+ / b$  选取偏大, 在数量上弥补了略去的  $C_f$ 。

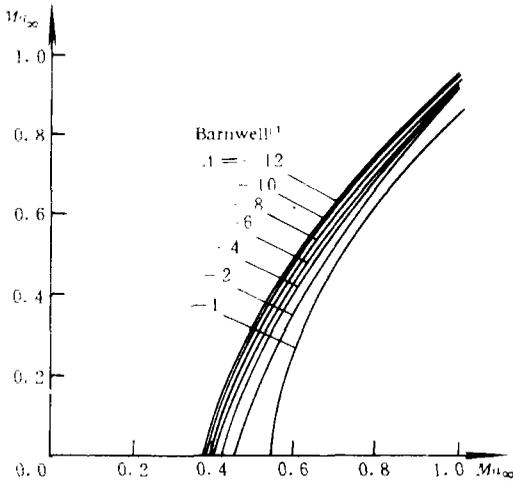


图1 Mach 数修正对比

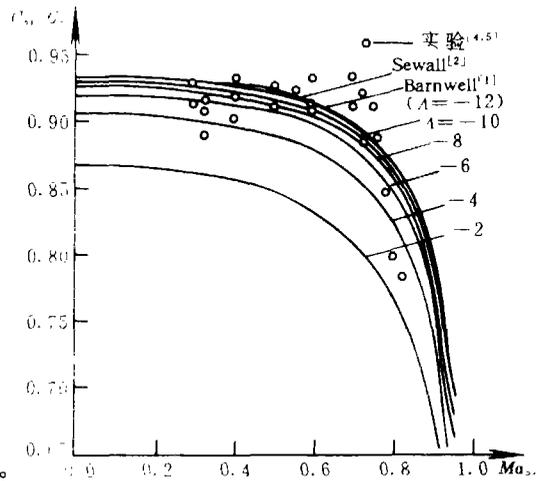


图2 气动系数修正对比

以上处理的是层流边界层; 若考虑湍流情况,  $C_f$  值更大影响也要增大。若需考虑湍流情况, 可利用平板边界层的 Tucker 和 Blasius 结果在上述流层基础上作适当修正。

应指出, 在流场未知情况下, 参数  $\Lambda$  预先不能确定。目前只能根据经验近似取值。例如, 对普通二维翼型实验, 攻角范围不很大时, 边界层承受的逆压不甚强烈;  $\Lambda$  可初步按平均水平取为  $-8 \sim -6$ 。

总之, 尽管诸如  $\delta^+$  的选取、湍流情况的考虑以及边界层参数  $\Lambda$  的确定等问题尚有待深入细致的研究, 但由于改进后的修正在理论上是较完整的, 从而可使侧壁干扰修正趋于合理化。

### 参 考 文 献

- 1 Barnwell R W. Similarity Rule for Sidewall Boundary-Layer Effect in Two Dimensional Wind Tunnels. AIAA J, 1980; 18: (9) 1149~1151
- 2 Sewall W G. Effects of Sidewall Boundary Layers in Two-Dimensional Subsonic and Transonic Wind Tunnels. AIAA J, 1982; 20: (9) 1253~1256
- 3 Kemp W B Jr. TWINTN4: A Program for Transonic Four-Wall Interference Assessment in Two-Dimensional Wind Tunnels. NASA CR-3777, 1984
- 4 Bernard G R, Chevallier J P. Influence of Wind Tunnel Wall Boundary Layers on Two-Dimensional Transonic Tests. NASA TTF-17255
- 5 Bernard G R, Chevallier J P. Lateral Boundary-Layer Effects on Two-Dimensional Tests. Paper presented at 48th Annual Meeting of Supersonic Tunnel Association, Toulouse, 1977
- 6 张捷迁, 章光华, 陈允文. 真实流体力学 (上册) 清华大学出版社, 北京, 1986: 362~375
- 7 程克明. 风洞中模型上游壁面对实验的影响. 江苏、江西两省空气动力学与飞行力学学术交流会论文集, 安徽歙县, 1990