

高升力实验洞壁干扰修正

张文华

(南京航空航天大学 603 教研室, 南京, 210016)

A. Küpper

(德国宇航院, 不伦瑞克, 3300)

WALL INTERFERENCE CORRECTION OF HIGH LIFT TEST

Zhang Wenhua

(Faculty 603 of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 210016)

A. Küpper

(DLR WT-WK, Flughafen, D3300, Braunschweig)

摘要 研究了根据最佳点壁压和影响函数对三维模型低速高升力测力实验进行洞壁干扰修正的方法(简称壁压影响函数法, WPIF法)。应用它对高升力模型小风洞实验结果进行了洞壁干扰修正。修正结果与无干扰实验数据作了比较,说明该方法对高升力测力实验的修正是准确的。

关键词 洞壁干扰, 高升力, 低速, 压力测量

中图分类号 V211.741, TH823.2

Abstract In this paper a method is outlined to compute wall-interference in closed low speed wind tunnel for 3D high lift test using wall pressure at optimum points and the influence function (WPIF method for short). The experimental results of a high lift model in small wind tunnel are corrected by applying the WPIF method. The corrected results are compared with the wall interference-free data of this high lift model in large wind tunnel. It is shown that the WPIF method is desirable for the correction of lift, drag and pitch moment.

Key words wall interference, high lift, low speed, pressure measurement

文献[1]提出根据壁压和影响函数进行洞壁干扰修正的方法(简称壁压影响函数法, WPIF法),但其未涉及三维高升力模型实验。文献[2]给出二维高升力模型实验的修正。文献[3]MBC(测量边界条件)方法,用于三维高升力模型实验获得了较好的结果。该方法测压点多,计算较繁,且实验迎角只作到 8° 。因此,对WPIF法有必要作进一步推广和改进,以解决较大迎角的三维高升力实验的洞壁干扰修正问题。

1 基本公式

壁压影响函数洞壁干扰修正法的关键是找出洞壁上任一点壁压与模型所在点速度修正值之间的函数关系。按文献[1],只存在下洗效应时有

$$\Delta\alpha_M = - (1/2f_A)\Delta C_{p_w}(A) \quad (1)$$

式中 $f_A = \Delta V_{z_w}(A)/\Delta V_{z_M}(A)$ 。只存在阻塞效应时则有

$$\Delta q/q_\infty = - (1/f_V)\Delta C_{p_w}(V) \quad (2)$$

1992年12月7日收到,1993年5月31日收到修改稿

式中 $f_v = \Delta V_{x_w}(V) / \Delta V_{x_M}(V)$ 。 f_A 和 f_v 可用修正网格法^[4]求得。例如 $\Delta V_{x_w}(A)$ 、 $\Delta V_{x_M}(A)$ 由下面公式确定。

$$\Delta V_{x_w}(A) = (\partial \Delta V_{x_w} / \partial \gamma_M) \gamma_M + \sum_{j=1}^n (\partial \Delta V_{x_w} / \partial \gamma_F)_j \gamma_{F_j} \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (3)$$

$$\Delta V_{x_M}(A) = \sum_{j=1}^n (\partial \Delta V_{x_M} / \partial \gamma_F)_j \gamma_{F_j} \quad (4)$$

式中 γ_M 和 γ_F 分别为模型的环量和虚壁上网格涡环的环量, n 为洞壁上网格总数。对于闭口风洞, 在实壁上有法向速度 V_n 为零的边界条件

$$(\partial V_n / \partial \gamma_M) \gamma_M = - \sum_{j=1}^n (\partial \Delta V_n / \partial \gamma_F)_j \gamma_{F_j} \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (5)$$

利用式(3)、式(4)和式(5)最终可求得 f_A , 用类似方法可求得 f_v 。对于模型风洞(MUB, 见下节), 在不同 ν 值(模型展长/风洞宽度)下计算出 f_A 和 f_v 的聚焦点^[1]。在此基础上用类似文献[5]的方法, 采用两测量平面, 计算出组合影响函数 f_{A12} 和 f_{v12} , 组合影响函数既有横向也有纵向延伸性。在相当大的纵向范围内, f_{A12} 和 f_{v12} 变化不大。计算出的用于下洗和堵塞修正的测量系统坐标和修正常数列于表1; 并给出镜象法计算结果^[5], 两者基本吻合。图1给出MUB风洞用于下洗和堵塞修正的测量系统。图中 $\xi = 2x/B$, $\eta = 2y/B$, $\zeta = 2z/H$; B 、 H 分别为风洞宽度和高度。

表1 MUB风洞测量系统坐标及修正常数

修正类型	来源	测量系统坐标				修正常数			
		ξ_{w1}	ξ_{w2}	η_w	ζ_w	K_1	K_2	f_{v12}	f_{A12}
堵塞	本文	-0.30	0.84	± 1.0	± 0.67	1.002 6	1.001 3	2.19	
	文献[5]	-0.30	0.80	± 1.0	± 0.695	1.0	1.0	2.321	
下洗	本文	-0.40	1.0	± 1.0	± 0.9	1.002 4	1.001 6		1.84
	文献[5]	-0.40	1.0	± 1.0	± 1.0	1.038 6	1.038 6		1.9

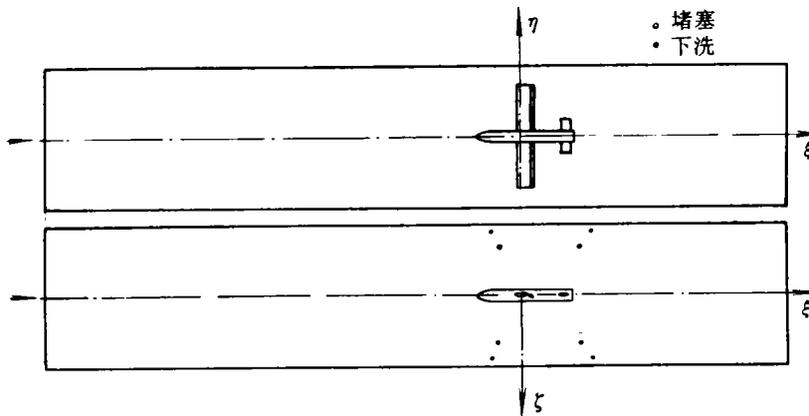


图1 风洞壁压测量系统

采用两平面法时修正公式(1)和式(2)变为

$$\Delta \alpha_M = - (1/f_{A12}) (K_1(A) \Delta C_{p_{w1}}(A) + K_2(A) \Delta C_{p_{w2}}(A)) \quad (6)$$

$$\Delta q/q_\infty = - (1/\bar{f}_{V12})(K_1(V)\Delta C_{p_{W1}}(V) + K_2(A)\Delta C_{p_{W2}}(V)) \quad (7)$$

式中 \bar{f}_{A12} 和 \bar{f}_{V12} 为组合影响函数 f_{A12} 和 f_{V12} 的几何平均值^[5]。速压、迎角、气动系数的修正按下列各式计算。

$$q_K = q_\infty + \Delta q, \quad \alpha_K = \alpha + \Delta\alpha_M, \quad C_{y_K} = (C_y + \Delta C_y)/(1 + \Delta q/q_\infty)$$

$$C_{x_K} = (C_x + \Delta C_x)/(1 + \Delta q/q_\infty), \quad C_{m_K} = (C_m + \Delta C_m)/(1 + \Delta q/q_\infty)$$

式中 $\Delta C_y = (F_H/F_W)(l_1/H)(\partial C_y/\partial \alpha)\omega\Delta\alpha_M$, $\Delta C_x = C_y\sin\Delta\alpha_M$, $\Delta C_m = (F_H/F_W)(l_1/b_a)(l_2/H)(\partial C_y/\partial \alpha)\omega\Delta\alpha_M$; ω 是弯曲常数, F_H 和 F_W 分别为平尾和机翼的平面面积, l_1 为机翼 1/4 弦点至平尾 3/4 弦点间的距离, l_2 为力矩参考点至平尾 3/4 弦点间的距离, b_a 为机翼平均几何弦长。

2 实验模型与风洞

实验模型为 NLR(荷兰宇航院)的 SWIM(低速风洞干扰模型),是带襟翼的高升力模型(图 1)。

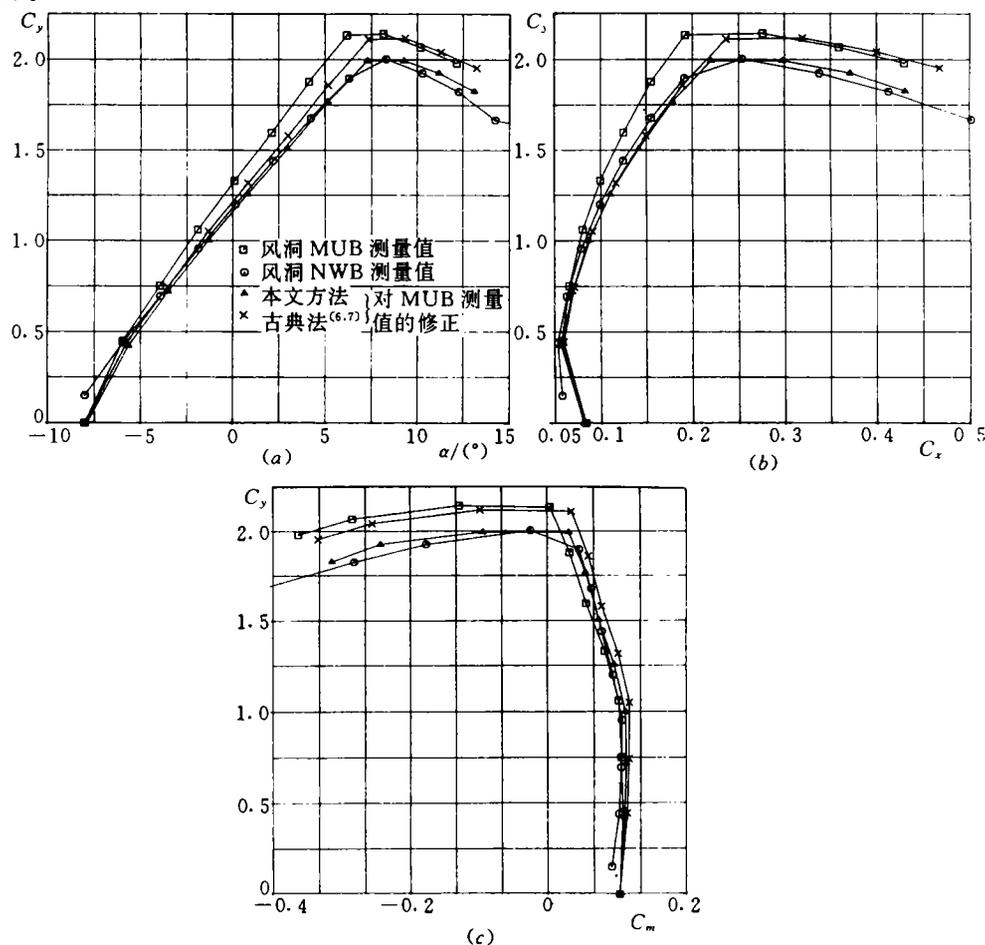


图2 SWIM模型测力实验结果及洞壁干扰修正结果

(a)升力曲线, (b)极曲线, (c)俯仰力矩曲线

实验在 DLR(德国宇航院)Braunschweig 研究所的低速风洞(NWB)和模型风洞

(MUB)中进行。NWB^[6]系低速闭口回流风洞,实验段为矩形,宽3.25m,高2.8m,长8m。模型展长与风洞宽度之比 $l/B=0.18$,机翼平面面积与实验段横截面面积之比为0.0005,近似认为此模型在该风洞中实验可得无洞壁干扰数据。MUB亦系低速闭口回流风洞,实验段截面为正方形,边长0.82m,长4.1m。

3 实验结果与讨论

对NWB和MUB进行了洞壁壁压测量。在NWB中,支撑系统上装与不装模型时各测压点壁压基本不变,这说明NWB洞壁对模型SWIM的干扰确实很小。

图2是模型SWIM在风洞NWB和MUB中测力结果以及利用WPIF法和古典法^[7,8]对MUB测力修正结果。可以看出,壁压影响函数法修正各系数均取得比较理想的结果,修正后基本与大风洞NWB所得的无洞壁干扰数据一致。按古典法修正在小角度下与风洞NWB测量结果吻合得还比较好;随迎角增大,差异增大甚至出现修正结果大于MUB测量值的不合理现象。

参 考 文 献

- 1 Zhang W H, Schulz G. A wall pressure correction method for closed subsonic wind tunnel test sections. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1989, 2(3): 155-162
- 2 张文华. 高升力多段翼型风洞干扰修正. *航空学报*, 1989, 10(6): B324-B329
- 3 Labrujere Th E, Mearsingh R A, Smith J. Evaluation of measured-boundary-condition methods for 3D subsonic wall interference. NLR TR 88072U, 1988
- 4 Holst H. Germany activities on wind tunnel corrections. AGARD Report 629, 1981
- 5 Schulz G. Ein Universelles dreidimensionales wanddruck-korrekturverfahren für geschlossene rechteckige unterschallwindkanalmeßstrecken. DFVLR-FB82-19, 1982
- 6 Kausche G, Otto H, Christ D, Siebert R. Niedergeschwindigkeits-Windkanal der DFVLR in braunschweig. DFVLR-Mitt, 88-25, 1988
- 7 Vayssaire J Ch. Corrections de blockage dans les essais en soufflerie effets des décollements. AGARD CP-102, 1972
- 8 Kramer K. Windkanalkorrekturen für tragflügel ohne und mit bodenplatte in einem rechteckigen freistrahle. AVA Bericht 62A35, 1962