

# 二元自适应壁风洞实验技术研究

徐 敏 贺家驹 左培初 李华星  
(西北工业大学航天学院, 西安 710072)

**摘要** 介绍了在柔壁自适应壁风洞中, 进行大堵塞比翼型低、跨音速实验消除洞壁干扰的研究. 叙述了西北工业大学低、跨音速柔壁自适应壁风洞实验的迭代方案和高亚音速一步调整方案, 以及所进行的实验和计算验证. 结果表明, 本文提出的洞壁调整方案可以有效地消除二维柔壁自适应风洞中大堵塞比翼型实验的洞壁干扰.

**关键词** 翼型实验, 自适应壁技术, 柔壁自适应壁风洞, 洞壁干扰

## 引 言

近年来, 风洞实验数据的洞壁干扰修正研究发展得非常迅速, 其中最为广泛应用的是壁压信息法. 在低亚音速范围一般可得到比较满意的修正结果. 但在亚音速孔壁风洞中, 壁压信息是靠风洞试验段中安装 Calspen 管或测压轨测得, 这样不仅占据了风洞试验段的有效面积, 还与模型和洞壁产生附加的相互干扰, 从而使干扰复杂化了. 在亚临界、小堵塞比、小攻角的情况下, 此问题尚不严重, 属可修正情况, 可用壁压法进行修正. 但在超临界、大堵塞比、攻角较大时, 干扰效应十分严重, 目前还没有建立起正确的修正计算的物理和数学模型, 尚不可修正. 自适应壁风洞概念从理论上讲可以消除洞壁干扰<sup>[1]</sup>, 当前被公认为是解决洞壁干扰问题最有前途的方法. 其工作原理为: 主动控制调节洞壁状态, 如洞壁形状, 使风洞内绕模型的流动成为绕该模型的无约束流场的一部分, 从而获得无干扰的实验结果<sup>[2]</sup>. 为了摸索自适应壁风洞的实验技术, 根据可能条件, 西北工业大学先从低速开始研究, 以验证自适应壁风洞实验技术的可行性, 在此基础上, 研究了跨音速二元翼型的自适应壁风洞实验技术, 已得到了初步的研究进展.

## 1 迭代方案研究

在模型实验时, 若沿壁面内侧测出的真实流动参数与假想外部流场相应位置处计算出的流动参数相匹配, 则洞壁就可认为是绕模型无约束流场中的一条流线, 即洞壁对模型绕流流场无干扰. 所以研究自适应壁技术的主要问题是, 如何建立假想外部流场的计算方法; 如何确定洞壁状态参数的调节量.

1993-03-09 收到第一稿, 1993-07-14 收到修改稿.

### 1.1 低亚音速翼型实验迭代方案

当模型处于低亚音速流中, 流场可用线性方法处理. 因外部流场处于绕模型的黏性区之外, 所以用势流理论计算, 主管方程为

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad (1)$$

式中  $M_\infty$  为来流马赫数,  $\varphi$  为扰动速势. 方程 (1) 的解, 可通过给定洞壁形状和无穷远扰动为零的边界条件唯一确定. 为减少计算时间, 解方程时, 将模型上、下方两条分界流线隔开的两个外部流场分别进行模拟计算.

参照国外经验, 取内外场沿洞壁流线之压力系数差的平均值  $|\Delta \bar{C}_p| \leq 0.01$  作为判断收敛标准.

对于给定的洞壁状态, 如果不满足无干扰标准, 则风洞内部流场沿壁面实测振动速度  $V_I$  与假想外部流场沿壁面计算的扰动速度  $V_E$  之差不为零, 洞壁对流场存在干扰. 这一影响可用强度为  $\gamma(x) = V_I(x) - V_E(x)$  的涡面来代替. 由于该涡面为洞壁流线, 所以该涡面上法向速度应为零, 即涡面所诱导的法向速度分量正好抵消自由流的法向速度分量与模型所诱导的法向速度分量之和. 故洞壁调节引起洞壁的局部斜率变化, 应使自由流法向速度分量的增量正好抵消涡面所诱导的法向速度分量, 即洞壁调节量  $\Delta Y_n(x)$  应满足

$$V_\infty \frac{d\Delta Y_n(x)}{dx} = \frac{\omega}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\gamma_n(\xi)}{\xi - x} d\xi \quad (2)$$

式中  $\omega$  为松弛因子,  $\gamma_n(x) = V_{In}(x) - V_{En}(x)$ . 经过  $n$  次迭代后壁面位置为

$$Y_{n+1}(x) = Y_n(x) + \Delta Y_n(x) \quad (3)$$

对于有升力状态, 由于上下壁调节不对称, 由 (2) 式单独计算的两壁调节量  $\Delta Y_n^u(x)$ ,  $\Delta Y_n^l(x)$  未考虑到上下壁面间的相互影响, 为此引入耦合因子  $a_1$ 、 $a_2$ , 可得上下壁实际调节量为

$$\left. \begin{aligned} \Delta Y_n^{u'}(x) &= \Delta Y_n^u(x) + a_2 \Delta Y_n^l(x) \\ \Delta Y_n^{l'}(x) &= \Delta Y_n^l(x) + a_1 \Delta Y_n^u(x) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

根据经验取  $a_1 = a_2 = 0.85$ .

用上述方法, 在低速柔壁自适应壁风洞中<sup>[8]</sup>, 完成了 NACA0012 翼型的迭代实验, 其  $M_\infty \approx 0.1$ 、堵塞比  $\varepsilon = 9.4\%$ , 风洞高比翼弦长 (H/C) 为 1.28. 图 1 分别表示了自流线壁收敛后翼型表面压力分布  $C_p$  和升力曲线  $C_y - \alpha$  与无干扰数据的比较.

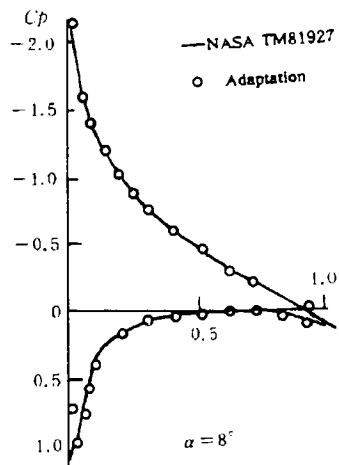


图 1 NACA0012 翼型低速迭代法结果对比  
Fig.1 The testing result of NACA0012 airfoil low speed iteration

## 1.2 跨音速翼型实验迭代方案

在跨音速范围,翼型表面出现局部激波,洞壁干扰尤为严重.当翼型表面的局部激波到达洞壁时,上述线性处理方法就不适应了.目前国外用非线性方法处理外部流场和洞壁调节量计算尚属摸索阶段,大多采用非线性外场模拟,线性方法处理洞壁调节量,这样导致了需多次迭代实验才能达到收敛状态<sup>[3]</sup>.本文提出了一种用非线性理论能较准确地模拟假想外部流场的流动特性并求解洞壁调节量的跨音速翼型实验的快速迭代方案.其基本思想是采用洞壁和模型上的实测压力分布作为跨音速小扰动势流方程的边界条件,计算出一个等效模型,再由等效模型的自由流场计算获得假想外场控制面处的流动参数.若内场实测参数与外场计算参数不一致,则利用控制面处的流动参数来计算洞壁在下次实验时的调节量.

控制方程采用二维定常跨音速小扰动速势方程

$$(1 - Ma^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad (5)$$

式中  $1 - Ma^2 = 1 - Ma_\infty^2 - \frac{\gamma + 1}{V_\infty} Ma_\infty^2 \frac{\partial \varphi}{\partial x}$ ,  $\gamma$  为空气绝热指数取 1.4,  $Ma$  为当地马赫数.求解方程 (5) 采用了不等间隔划分网格<sup>[7]</sup>.通过差分代替微分<sup>[6]</sup>,将方程 (5) 简化为代数方程组求解.在计算等效模型时,外边界条件为沿洞壁中心线上测得的压力分布,上游和下游的边界值  $\varphi$  近似写成  $y$  的二次多项式.内边界为模型上下表面测得的压力分布.将这些值代入差分方程,迭代求解得到流场中各点的扰动速势  $\varphi$ .这时在翼面上的  $\frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2}$  可写成

$$\left( \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} \right)_{i,\pm 0} = \frac{2}{\Delta y} \left( \frac{\varphi_{i+1} - \varphi_{i,0}}{\Delta y} - V_\infty \left( \frac{dy_\pm}{dx} \right)_i \right) \quad (6)$$

从而算出等效模型的斜率  $\left(\frac{dy_{\pm}}{dx}\right)_i$ , 则其  $y$  坐标为

$$y_{\pm}(x) = y_{\pm}(x_0) + \int_{x_0}^x \frac{dy_{\pm}}{dx} dx \quad (7)$$

$x_0$  为翼型前缘的  $x$  坐标. 这样就有了计算外部流场的物理模型——等效模型. 此物理模型包含了风洞内流场的黏性影响, 激波边界层干扰影响等复杂的流动因素. 所以用这样的等效模型计算得到的假想外部流场将与真实流场十分接近. 计算假想外部流场时, 在等效模型翼面上满足

$$\varphi_y(x, \pm 0) = q_{\infty} \left( \frac{dy_{\pm}}{dx} - \alpha \right) \quad (8)$$

取线化小扰动方程的解为远场边界条件, 在翼型后缘满足库塔条件<sup>[6]</sup>. 计算初场一律选  $\varphi_{i,j} = 0$ . 将以上边界条件代入差分方程, 可得到控制面 (相当于风洞壁处) 上的扰动速势  $\varphi$ . 经  $n$  次迭代实验后, 洞壁应满足

$$\left. \frac{dy_{n+1}}{dx} \right|_{\text{壁面}} = \frac{\varphi_y}{V_{\infty} + \varphi_x} \quad (9)$$

积分 (10) 式就可得到新壁面的形状.

对上述方案进行了验证试验. 实验模型为 NACA0012 翼型, 弦长 200mm, 风洞柔壁试验段为 300mm×300mm, 风洞高比翼弦长 ( $H/C$ ) 为 1.5, 堵塞比为 8%. 图 2 为西北工业大学高速柔壁自适应试验段及二元翼型示意图. 图 3 为试验研究结果与国外大风洞试验结果的比较, 迎角为零时, 仅需一次迭代实验就可达到收敛状态. 迎角为  $2^\circ$  时进行了二次迭代实验达到收敛.

此方案曾与英国南安普敦大学自适应壁迭代方案<sup>[3]</sup>进行了计算对比. 在同一试验状态下, 双方所计算出的壁面形状基本一致. 参见图 4.

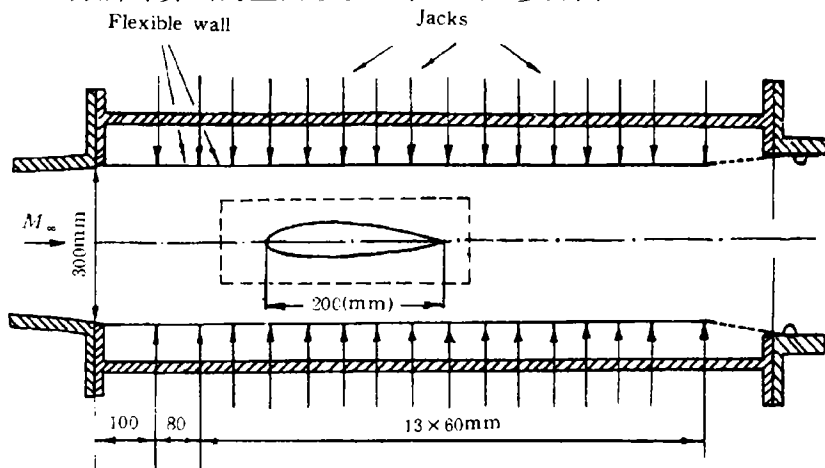


图 2 西北工业大学二元高速柔壁自适应壁风洞试验段

Fig.2 High speed 2-D flexible wall adaptive test section of North-Western polytechnical university, China

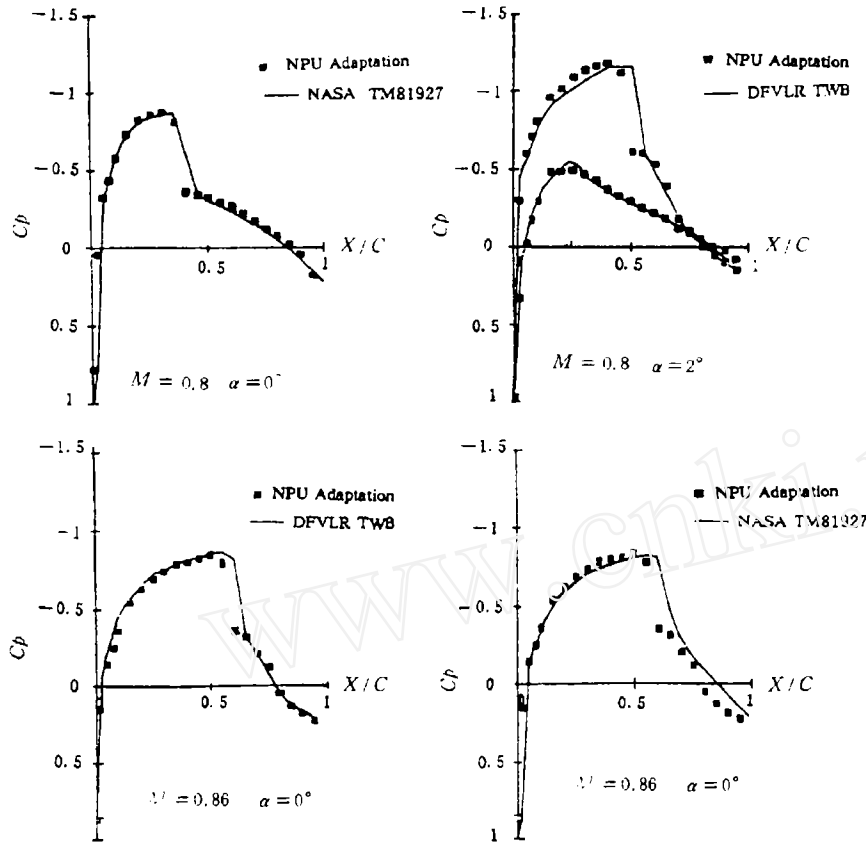


图 3 翼型压力分布对比  
Fig.3 Comparison of pressure contribution on airfoil

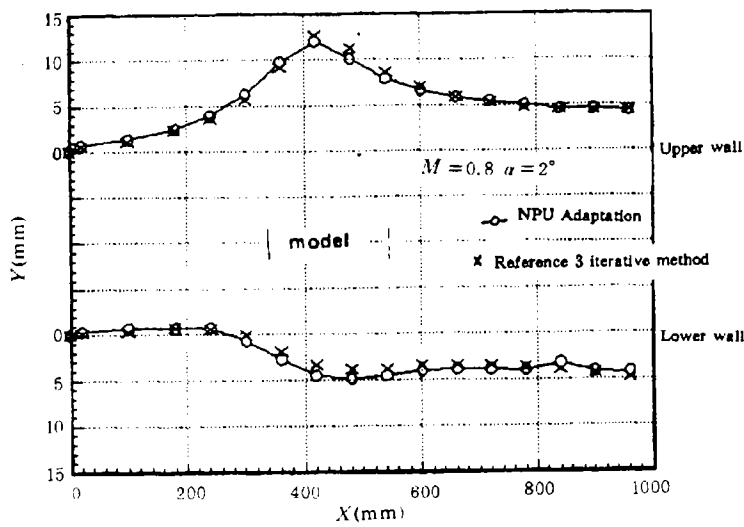


图 4 洞壁形状比较  
Fig.4 Comparison of walled contour

## 2 一步调整方案

所谓一步调整方案即仅作一次洞壁形状调节就可获得接近无干扰模型实验数据. 当实验马赫数不太高, 模型攻角不太大时, 可把风洞内模型吹风时的扰动分解成关于风洞轴线对称与反对称两部分. 用源汇模拟对称部分的扰动, 用点涡模拟反对称部分的扰动, 则风洞内的流场可以用所分布的奇点及其以上下平行的气动直壁为镜面的映像系来模拟. 设实验时测得上下壁面的扰动速度分布为  $u^u(x)$ ,  $U^L(x)$ , 则洞壁上的对称和反对称部分的扰动速度分别为

$$\left. \begin{aligned} u^S(x) &= \frac{1}{2}(u^u(x) + u^L(x)) \\ u^A(x) &= \frac{1}{2}(u^u(x) - u^L(x)) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

在风洞轴线上, 分布的源汇、点涡及其映像系在风洞上下壁面上所对应的扰动速度为

$$\left. \begin{aligned} u^S(x) &= \int_{-\infty}^{\infty} Q(\xi) K^S(x - \xi) d\xi \\ u^A(x) &= \int_{-\infty}^{\infty} \Gamma(\xi) K^A(x - \xi) d\xi \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

其中

$$\begin{aligned} K^S(x - \xi) &= \frac{1}{2\pi} \sum_n \frac{x - \xi}{(x - \xi)^2 + \beta^2 H^2 (n - \frac{1}{2})^2} \\ K^A(x - \xi) &= \frac{1}{2\pi} \sum_n (-1)^n \frac{\beta(\frac{H}{2} - nH)}{(x - \xi)^2 + \beta^2(\frac{H}{2} - nH)^2} \end{aligned}$$

$H$  为风洞高,  $\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$ . 联立 (10)、(11) 可求解出沿风洞轴线上各奇点的强度  $Q(x)$ 、 $\Gamma(x)$  分布. 利用所求得的奇点强度分布可算出沿风洞轴线洞壁所诱导的干扰速度, 对称与反对称部分分别为

$$\left. \begin{aligned} u_i^S(x) &= \int_{-\infty}^{\infty} Q(\xi) K_i^S(x - \xi) d\xi \\ u_i^A(x) &= \int_{-\infty}^{\infty} \Gamma(\xi) K_i^A(x - \xi) d\xi \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

其中

$$\begin{aligned} K_i^S(x - \xi) &= \frac{1}{2\pi} \sum_{n \neq 0} \frac{x - \xi}{(x - \xi)^2 + \beta^2 n^2 H^2} \\ K_i^A(x - \xi) &= \frac{1}{2\pi} \sum_{n \neq 0} \frac{(-1)^{n+1} (x - \xi)}{(x - \xi)^2 + \beta^2 n^2 H^2} \end{aligned}$$

壁面调节所引起的附加扰动速度在风洞轴线上应正好补偿洞壁干扰诱导速度的对称与反对称部分, 并结合扰动速势应满足

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad (13)$$

可解得对称与反对称部分之调节量为

$$\left. \begin{aligned} \Delta H^S(x) &= \frac{1}{2}H\beta^2 u_i^S(x)/u_\infty - \frac{1}{48}H^3\beta^4 [u_i^S(x)]''/u_\infty + \dots \\ \Delta H^A(x) &= -V_i^A(x)/u_\infty + \frac{1}{8}\beta^2 [V_i^A(x)]''H^2/u_\infty + \dots \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

则上下洞壁调节量为

$$\left. \begin{aligned} \Delta H^u(x) &= \Delta H^S(x) + \Delta H^A(x) \\ \Delta H^L(x) &= \Delta H^S(x) - \Delta H^A(x) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

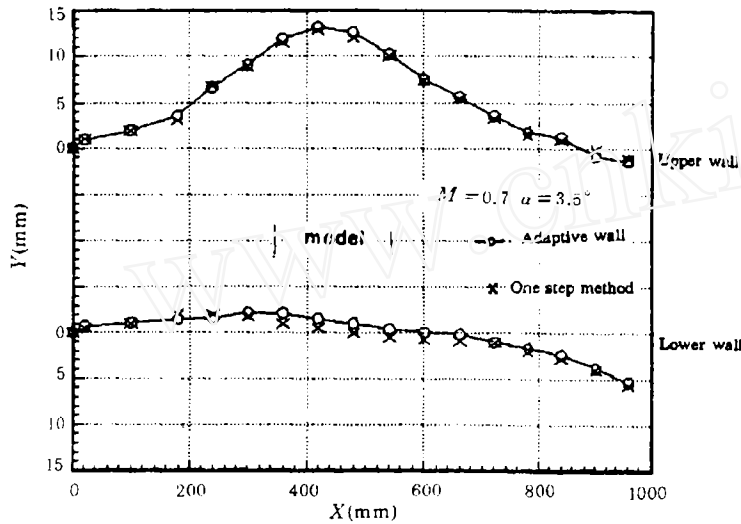


图 5 洞壁形状比较

Fig.5 Comparison of walled contour

图 5 表示该方法在气动直壁状态下一步调整方案计算的壁面形状与迭代法收敛壁面的比较. 此一步调整方案适用于洞壁附近流动低于音速的亚临界流风洞实验. 应用前题之一是计算洞壁调节量的基准状态应为气动直壁. 对于超临界流动, 当模型堵塞比较大时, 风洞内流动会出现壅塞现象而达不到要求的实验  $Ma$  数, 洞壁须有一定的预扩开调整量. 这时风洞内流动的扰动速势由线性迭加原理可知

$$\varphi_w(x, y) = \varphi_i(x, y) + \varphi_d(x, y) \quad (16)$$

其中  $\varphi_i$  是洞壁为气动直壁时的扰动速势,  $\varphi_d$  是洞壁有预调整量时的附加扰动速势.  $\varphi_d$  在试验段内解析, 并满足拉普拉斯方程及 Neumann 边界条件. 通过对称与反对称预调整量迭加处理的方法求解, 并以此求出洞壁预调量产生的附加扰动压力分布  $Cp_d$ , 由 (16) 式可得气动平壁时的压力分布

$$Cp_i(x) = Cp_w(x) - Cp_d(x) \quad (17)$$

$Cp_w$  为有预调整量时的吹风实测值. 至此, 可在修正后的壁压分布下应用上述所导出的洞壁调整量计算公式.

### 3 结束语

经过几年的努力,二元柔壁自适应壁风洞实验技术的研究取得了初步进展. 本文提出的几种方案及洞壁调整量计算经验证明是可行的. 但在自适应壁风洞研究中,尚有一些难度较大的问题,如超音速流动、大迎角实验及侧壁影响等尚有待建立新课题,继续深入进行探索.

### 参 考 文 献

- 1 Sears WR. *The Aeronautical Journal*. 1974, 78(758/759): 80-89
- 2 Goodyer MJ, Wolf SWD. *AIAA Journal*. 1982, 20(2): 227-237
- 3 Lewis MC. NASA Contractor Report. 4128, 1988
- 4 Lamarche L, Wedemeyer E. VKI TN 149, 1984: 56
- 5 Kemp WB. AIAA 9th Aeronautic testing Conference
- 6 罗时均等. 跨音速定常势流混合差分法. 国防工业出版社, 1979, 3
- 7 徐敏等. 西北工业大学科技资料. SHJ9021, 1990
- 8 贺家驹. 西北工业大学科技资料. SHJ8616, 1986

## THE RESEARCH OF TESTING TECHNIQUE ON 2-D ADAPTIVE FLEXIBLE WALL WIND TUNNEL

Xu Min He Jiaju Zuo Peichu Li Huaxing  
(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract** It has been reported that two-dimensional self-streamlining flexible walled test section eliminates the top and bottom wall interference effects on large blockage aerofoil testing. The iterative strategies of subsonic flow test and transonic flow test and one step method for high subsonic test was described. The experimental tests have been performed to verify the methods. The results show that the effects of wall interference can be eliminated by the methods effectively on large blockage aerofoil in two-dimensional adaptive walled wind tunnel.

**Key words** areofoil tesing, adaptive wall technology, flexible adaptive walled wind tunnel, wall interference