第14卷 第3期　　空 气 动 力 学 学 报　　Vol.14, No.3
1996年9月　　ACTA AERODYNAMICA SINICA　　Sep.,1996

跨声速开槽壁超临界翼型洞壁干扰的N-S方程模拟*

马 侠　张绵纯　蒋金贵
中国科学院力学研究所，北京（邮政编码100080）

摘要　本文采用二维可压缩非定常N-S方程模拟了带有上下开槽壁的跨声速二维管风洞中超临界翼型绕流的流场。网格生成中内层采用解双曲型偏微分方程，外层采用代数生成法。开槽壁采用只有压力梯度没有顶板运动的Couette流动的解析解近似。推导出槽间流动与开闭比的三次方关系。上下壁边界层可由无滑移条件直接模拟，也可用平板边界层近似。本文对驻室压力作了几种近似处理，结果表明，所给N-S方程的边界条件与风洞实验多接近一步，其结果就符合得更好，这为下一步用N-S方程进行洞壁干扰修正打下了基础。

关键词　洞壁干扰，N-S方程，跨声速风洞。

引　言

中国科学院力学研究所1993年建成了全国最高雷诺数跨声速二维管风洞。该风洞的NACA0012翼型标模和CAST-10超临界翼型的实验结果均与国外大尺寸的高雷诺数风洞符合较好。目前又进行了一批超临界翼型的实验研究工作。对于超临界翼型，在设计状态时，参数微小的变化都会引起翼型气动特性很大的变化，这时的翼型绕流对外界条件特别敏感，所以洞壁干扰修正对超临界翼型是非常重要的。为进一步消除洞壁干扰，本文用N-S方程对风洞实验的真实流场进行模拟。我们在用N-S方程计算翼型没有洞壁干扰的绕流方面已做了许多工作[1~3]，有了可靠的计算程序，得到很好的结果。所以本文的主要工作在网格生成及洞壁开槽壁的处理上。

一、控制方程、数值求解及网格生成

本文采用二维雷诺时间平均的可压缩非定常N-S方程。空气的质量力忽略不计，假设气体是完全气体，使用了气体状态方程和傅立叶传热定律。由于假定了牛顿流体，所以Stokes的摩擦定律可应用。分子粘性系数由Sutherland定律给出。分子Prandtl数取为常数（空气$Pr=0.72$），湍流Pr数取为0.9。考虑到有激波的间断面，N-S方程写成强守恒形式。方程用来流的密度、速度、马赫数、比热比、分子粘度等无量纲化（长度

*国防科工委"八五"预研基金资助项目。
本文于1994年8月31日收到，1995年12月20日收到修改稿。

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

无量纲因子为翼型弦长)。计算方程的具体表达式见文献[1]。湍流模型使用 Baldwin-Lomax 代数模型。

选用 Beam-Warming 的隐式近似因子分解法。空间变量的离散用二阶中心差分。时间采用一阶Euler差分。离散后形成时间一阶精度，空间二阶精度的隐式差分方程。这个代数方程组用近似因子分解为 ξ 方向(周向)和 η 方向(法向)两个分支，然后交替扫描求解[2]。

网格生成分为两部分进行。由于翼型附近气动参数变化较大，对网格的要求较高，所以内层求解双曲型偏微分方程生成 C 型贴体网格，网格生成从翼面开始，一层一层向外推进，网格质量较高。外层由于有风洞的固定边界，所以采用灵活的代数生成法。生成后的网格见图 1 和图 2，图 1 为全场网格，图 2 为内层放大网格。

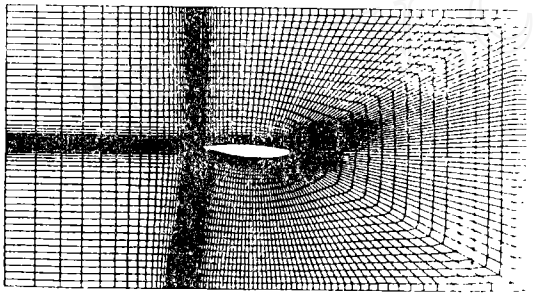

图 1 风洞内流场的全域网格

Fig. 1 The entire grid inside the wind tunnel

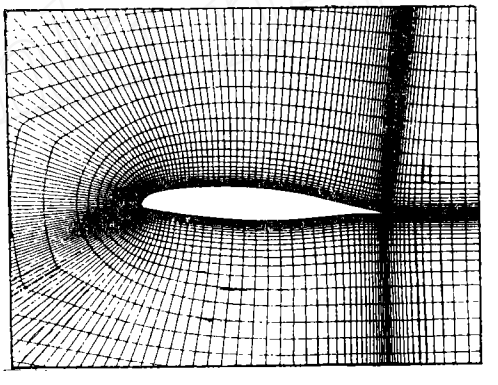

图 2 翼型周围的网格

Fig.2 The grid around the airfoil

二、边界条件

由于 N-S 方程用时间推进法求定常解，所以必须给出 $t=t_0$ 的初场值。可以用来流条件的均匀流场作为初场，也可用时间推进过程中的中间计算结果作为初场。翼面边界条件为无滑移条件 $U=V=0$ 和假设绝热壁。壁面密度和压力由外推得到。计算域外边界的边界条件为：在风洞的入口处所有流动参数为来流条件。在下游边界，即风洞出口处，压力为自由来流的压力，密度、速度分量等用外推确定。如果没有开槽壁，即风洞为固壁，则风洞上下壁可给出与翼面相同的边界条件，但由于有开槽壁所以使问题变得复杂。

开槽的目的是减少洞壁干扰，它的作用主要是减少对法向速度V的限制。实壁要求流动平行于洞壁，即$V=0$，但由于洞壁离翼型没有足够远，所以V应该不等于零。V的大小是由槽板上下的压力梯度引起的(来流的 $V=0$)，所以 V 与槽缝宽度 h 槽壁上下的压差和槽壁厚度等有关，如图 3 所示。下面具体推导 V 与这些参数的定量关系。

由于只关心槽壁间流动积分的结果，所以槽壁间的流动近似为无顶板运动的Couette流，即只由于压力梯度引起的抛物线流动或 Poiseuille 流动

连续方程

$$\frac{\partial v}{\partial x}=0 \tag{1}$$

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

动量方程

$$-\frac{dp}{dx}+\mu\frac{d^2v}{dy^2}=0 \qquad (2)$$

由(2)式得

$$\frac{d^2v}{dy^2}=\frac{1}{\mu}\frac{dp}{dx}=B$$

B与y无关，积分得

$$v(y)=\frac{1}{2}By^2+c_1y+c_2 \qquad (3)$$

其中c_1,c_2为积分常数，将$y=0$时，$v=0$；$y=h$时，$v=0$代入可确定

$$v(y)=\frac{1}{2}By(y-h)=\frac{1}{2\mu}\frac{dp}{dx}y(y-h)$$

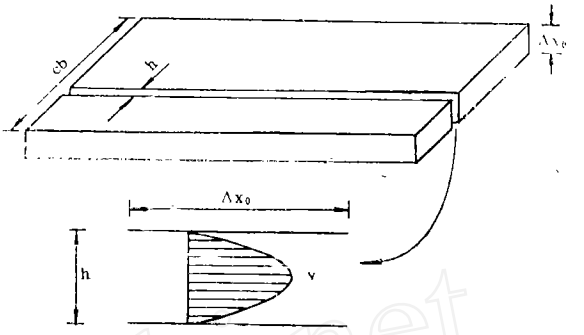

图 3 开槽壁流动模型示意图

Fig. 3　Model graph　of slots wall flow

用

$p/\rho_\infty u^2_\infty$，v/u_∞，μ/μ_∞，x/c，y/c，h/c无量纲化，其中下标∞表示来流参量，c为翼型弦长，无量纲化后的参量仍用原符号表示，有

$$v(y)=\frac{1}{2\mu}\frac{\rho_\infty u_\infty c}{\mu_\infty}\frac{dp}{dx}y(y-h)=\frac{Re_c}{2\mu}\frac{dp}{dx}y(y-h) \qquad (4)$$

总流量

$$Q=n\int_0^h v(y)\,dy=\frac{nRe_c}{12\mu}\frac{dp}{dx}h^3 \qquad (5)$$

取$dp/dx=\Delta p/\Delta x_0$，其中$\Delta p=p_{风洞}-p_{驻室}$，$\Delta x_0$为槽板厚，如图3所示。这里$n$为槽条数，$Re_c$为基于弦长的雷诺数。取法向平均速度$V$为流量除以槽板宽$cb$，并将$h$与开闭比$KB$的关系$h=KB\cdot cb/cn$和$cb=c$(对于本管风洞，槽板宽$cb$与翼型弦长$c$相等)代入，有

$$V=\frac{Q}{cb}=n\frac{Re_c}{12\mu}\frac{\Delta p}{\Delta x_0}\left(\frac{KBcb}{nc}\right)^3=\frac{1}{12n^2}\frac{Re_c}{\mu}\frac{\Delta p}{\Delta x_0}KB^3 \qquad (6)$$

所以平均速度V与开闭比KB的三次方成正比，与开槽条数n的平方成反比，与槽板上下压差Δp成正比，与槽板厚度Δx_0成反比，与粘性系数μ成反比，与雷诺数Re_c成正比。

洞壁的流向速度U可给无滑移条件$U=0$，也可用平板边界层近似，但后者较好。无滑移条件$U=0$要求洞壁附近网格非常密，大大增加了计算量，而我们关心的是远离这里的翼型周围的流动，即只考虑这里的流动对翼型绕流的影响，平板边界层有很成熟的解析近似解。洞壁的其它边界条件与翼面相同。

三、计算结果和讨论

图4为翼型表面压力曲线的比较，其中$M=0.7$，$M=2$。这个结果符合比较好，但这是经过很多改进以后得到的，模拟的边界条件与风洞的实际条件多接近一步，结果符合得就更好。改进主要有以下几点：

1，管风洞的开槽缝在风洞一面较小，在驻室一面较大，所以槽板厚度X_0只取原

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

来的三分之一。

2. 当V大到$M=1$时，槽缝间的流动产生壅塞，即有个最大流量，所以对V要有限制。实际流动中可能并不能达到这么大的压差使得发生壅塞，但用非定常的 N-S方程求渐近定常解时，中间的非定常是有可能发生的。

3. 为了抵消边界层的影响，管风洞槽板沿流向是斜的，计算中给予考虑后结果有所改进。

4. 驻室中的压力选取有三种，一是取来流的压力，二是取槽板风洞一面压力的平均值，三是上下驻室的压力进行平均。风洞上下驻室是连通的，所以第三种是最合理的，但在风洞测量中，驻室压力基本等于来流压力，计算表明取三者的平均最好，这可能是槽缝间的流动会减小槽板上下的压差。经过这样改进后计算结果与实验结果符合很好(如图4)。

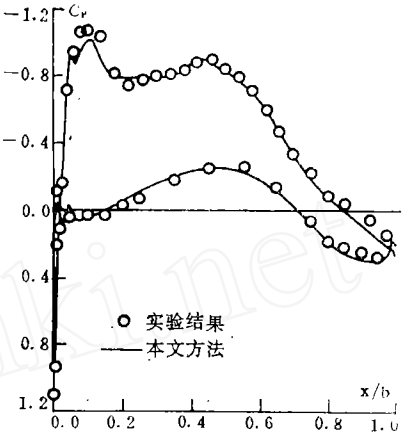

图 4 翼面压力分布的比较

Fig. 4 Comparison of pressure distribution on airfoil

四、结论

本文用N-S方程模拟了开槽壁的管风洞流动，当边界条件与实际情况一致后，计算结果与实验结果符合很好，这为用N-S方程对管风洞的实验结果进行洞壁干扰修正打下了基础，由于486的普及，用N-S方程对实验结果进行洞壁干扰的实时修正已是可行的，本文是这项工作的前期工作。

参 考 文 献

1 马 侠，蒋金贵，张绵纯等. 空气动力学文集，1991年，1:19～23
2 马 侠，肖林奎，张绵纯等. 航空动力学学报，1993年，8(1):11～14
3 马 侠，蒋金贵，张绵纯等. 跨声速翼型上激波/边界层干扰的自适应控制计算. 空气动力学学报，1993，11(2):129～134

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

Simulation of Transonic Slot Wall Interference on Supercritical Airfoil Using N-S Equation

Ma Xia　Zhang Mianchun　Jiang Jingui

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science)

Abstract Transonic tube wind tunnel flows over supercritical airfoils with slots on both upper and lower walls have been simulated by using compressible unsteady two dimensional Navier-Stokes equations. Hyperbolic partial differential equations have been used in grid generation of the inner layer. Grid generation of the outer layer is completed by algebraic methods. Flows in the slot are approximated by the analytical solution of couette flows without upper wall movement and the only impetus of the flows is pressure gradient. The third-order relationship between the flow in the slot and the ratio of slot area to wall area is obtained in the paper. Wall boundary conditions can be nonslip velocity condition or approximated by flat plate boundary layer. The chamber pressure has been dealt with by using several approximations. The results show that the more consistent between the boundary condition of the N-S equation and the condition of the wind tunnel experiment, the closer the results between the experiment and the computation.

Key words wall interference, N-S equation, transonic wind tunnel.

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net