

# 低 Mach 数翼型绕流数值模拟的 低耗散预处理格式\*

相 倩<sup>1,2,3</sup>, 吴颂平<sup>1,2,3</sup>, 李椿萱<sup>1,2,3</sup>, 曹 宁<sup>1,2,3</sup>

- (1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
- 2. 北京航空航天大学 国家计算流体力学实验室, 北京 100191;
- 3. 北京航空航天大学 流体力学教育部重点实验室, 北京 100191)

(胡文瑞推荐)

**摘要:** 低 Mach 数流动中, 基于可压缩流动的数值模拟算法存在严重的刚性问题, 预处理方法可以有效地解决这一问题, 但其计算结果不稳定. 基于原有的预处理 Roe 格式, 引入可调节参数, 得到一种新的低耗散格式. 该格式可以减弱边界层以及极低速区域的过度耗散, 使得整个流场计算稳定. 低 Mach 数、低 Reynolds 数定常圆柱绕流和低 Mach 数、高 Reynolds 数翼型(NACA0012 和 S809)绕流 3 个验证算例表明, 带可调节参数的低耗散预处理方法正确可靠, 是低速流动数值模拟的有效方法.

**关键词:** 数值模拟; 预处理; 定常流; 翼型

**中图分类号:** V211.3      **文献标志码:** A

**DOI:** 10.3879/j.issn.1000-0887.2011.05.008

## 符 号 说 明

$q$	原始变量	$\varepsilon$	预处理参数
$\rho$	密度	$H$	总焓
$u$	$x$ 方向速度	$c_p$	比定压热容
$v$	$y$ 方向速度	$R$	气体常数
$T$	温度	$\lambda$	特征根
$\xi$	计算坐标	$\hat{R}$	右特征根
$\eta$	计算坐标	$\alpha$	可调参数
$F$	$\xi$ 方向无粘通量	$Ma$	当地 Mach 数
$G$	$\eta$ 方向无粘通量	$Ma_{ref}$	来流 Mach 数
$F_v$	$\xi$ 方向粘性通量	$Ma_{neighbor}$	相邻单元的局部极大 Mach 数
$G_v$	$\eta$ 方向粘性通量	$L$	圆柱涡尺度
$Re$	Reynolds 数	$D$	圆柱直径
$\Gamma$	预处理矩阵	$C_p$	压力系数
$L_F$	弧长		

\* 收稿日期: 2011-01-25; 修订日期: 2011-02-21

基金项目: 973 国家基础研究基金资助项目(2007CB714600)

作者简介: 相倩(1984—), 女, 河北石家庄人, 博士生(联系人. E-mail: axg220377@gmail.com).

# 引 言

风轮叶片的气动性能决定了风力机的效率. 研究叶片的气动特性、分析叶片的气动性能是进行叶片气动设计与优化的基础<sup>[1]</sup>. 风力机是在低风速下运行, 风轮叶片的数值模拟不可避免要面临低可压缩性和高 Reynolds 数流动所固有的难题.

在可压缩流动的数值模拟中, 时间相关算法已发展得相当成熟. 然而模拟低 Mach 数流动时, 该算法的计算结果却不理想. 这是由于音速与流动速度量级不同, 对流项具有很强的刚性, 信息在流场中的传播速度差异很大, 导致计算收敛速率下降. 预处理算法通过在时间导数项前乘以一个预处理矩阵, 令全部特征速度具有相近的量级, 降低了矩阵条件数, 从而克服了低 Mach 数流动的刚性问题. 迄今已发展了多种预处理矩阵. Turkel 提出了带有两个参数的预处理矩阵<sup>[2]</sup>. Merkle 等在此基础上, 给出了适用于 Euler 方程的预处理矩阵, 随后又将其推广到 Navier-Stokes 方程<sup>[3]</sup>. Choi 和 Wenkateswaran 等提出的预处理矩阵则考虑了 Reynolds 数的影响<sup>[4]</sup>.

在理想情况下, 预处理矩阵中的参数  $\varepsilon$  应与当地 Mach 数的平方同量级. 在低速流动中, 特征矩阵中存在的因子  $1/\varepsilon$  将可导致计算过程不稳定. 为了保证计算的收敛, 必须对预处理因子  $\varepsilon$  进行截断. 该处理同时也意味着, 预处理方法只能保证流场中速度相对较高区域的计算精度, 对于极低速流动区域, 无论是计算精度还是收敛速率都无法保证. 对于低速区域, 截断参数将引起过大的数值耗散, 大大降低了计算的精度.

本文针对基于 Roe 格式的预处理方法在低速区耗散过大的问题, 通过在格式中引入可调节格式数值粘性的参数, 得到了新的低耗散预处理 Roe 格式. 通过对低 Mach 数、低 Reynolds 数定常圆柱绕流和低 Mach 数、高 Reynolds 数 NACA0012 及 S809 翼型绕流进行数值模拟, 得到了满意的结果. 理论以及数值实验均表明该低耗散预处理格式是进行低 Mach 数流动数值模拟有效而可靠的方法, 适用于风力机叶片翼型低速流动的数值模拟.

## 1 数值算法

### 1.1 控制方程

基于原始变量  $\mathbf{q} = (\rho \quad u \quad v \quad T)^T$  的二维可压缩流守恒型控制方程组在计算坐标系下可表示为

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} \right). \quad (1)$$

在时间导数项上乘以预处理矩阵  $\Gamma$ , 可以得到带预处理的控制方程组, 其形式为

$$\Gamma \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} \right). \quad (2)$$

### 1.2 预处理矩阵

本文采用 Merkle 提出的预处理矩阵  $\Gamma$ <sup>[3]</sup>:

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \frac{1}{\varepsilon RT} & 0 & 0 & -\frac{\rho}{T} \\ \frac{u}{\varepsilon RT} & \rho & 0 & -\frac{\rho u}{T} \\ \frac{v}{\varepsilon RT} & 0 & \rho & -\frac{\rho v}{T} \\ \frac{H}{\varepsilon RT} - 1 & \rho u & \rho v & \rho c_p - \frac{\rho H}{T} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

其中,  $\varepsilon$  为预处理参数,  $H = c_p T + (u^2 + v^2)/2$ ,  $c_p$  为比定压热容,  $R$  为气体常数.

记矩阵

$$\mathbf{A} = \mathbf{\Gamma}^{-1} \left( \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{q}} \right), \quad \mathbf{B} = \mathbf{\Gamma}^{-1} \left( \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \mathbf{q}} \right),$$

其特征值为

$$\lambda_{1,2} = \theta, \quad \lambda_{3,4} = [\theta(1 + \varepsilon) \pm \sqrt{\theta^2(1 - \varepsilon)^2 + 4\varepsilon k^2 c^2}]/2,$$

其中  $k^2 = k_1^2 + k_2^2$ ,  $\theta = k_1 u + k_2 v$ .

对于  $\mathbf{A}$ ,  $k_1 = \partial \xi / \partial x$  与  $k_2 = \partial \xi / \partial y$ , 对于  $\mathbf{B}$ ,  $k_1 = \partial \eta / \partial x$ ,  $k_2 = \partial \eta / \partial y$ . 格式的右特征矩阵  $\hat{\mathbf{R}}$  的形式为

$$\hat{\mathbf{R}} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \frac{1}{2} - \frac{(1 - \varepsilon)\tilde{\theta}}{2\tilde{s}} & \frac{1}{2} + \frac{(1 - \varepsilon)\tilde{\theta}}{2\tilde{s}} \\ 0 & \tilde{k}_2 & \frac{\tilde{k}_1}{\rho\tilde{s}} & -\frac{\tilde{k}_1}{\rho\tilde{s}} \\ 0 & -\tilde{k}_1 & \frac{\tilde{k}_2}{\rho\tilde{s}} & -\frac{\tilde{k}_2}{\rho\tilde{s}} \\ -\frac{1}{\rho\varepsilon c_p} & -\frac{(1 - \varepsilon)\tilde{\chi}}{\varepsilon c_p} & \frac{1}{\rho\varepsilon c_p} \left[ \frac{1}{2} + \frac{(1 - \varepsilon)\tilde{\theta}}{2\tilde{s}} \right] & \frac{1}{\rho\varepsilon c_p} \left[ \frac{1}{2} - \frac{(1 - \varepsilon)\tilde{\theta}}{2\tilde{s}} \right] \end{pmatrix},$$

其中  $\tilde{k}_1 = \frac{k_1}{k}$ ,  $\tilde{k}_2 = k_2/k$ ,  $\tilde{\theta} = \tilde{k}_1 u + \tilde{k}_2 v$ ,  $\tilde{\chi} = \tilde{k}_2 u - \tilde{k}_1 v$ ,  $\tilde{s} = \sqrt{\tilde{\theta}^2(1 - \varepsilon)^2 + 4\varepsilon c^2}$ .

以  $\xi$  方向为例, 传统的带预处理的 Roe 格式<sup>[5]</sup>的数值通量为

$$\bar{F}_{i+1/2} = \frac{1}{2} [F(q_i) + F(q_{i+1}) - (\mathbf{\Gamma} \hat{\mathbf{R}} | \mathbf{A} | \hat{\mathbf{R}}^{-1})_{i+1/2} (q_{i+1} - q_i)]. \quad (4)$$

将上述格式记为 Pre-Roe 格式.

如上所述, 在传统的预处理方法中,  $\varepsilon$  取值应与当地 Mach 数的平方同量级. 当  $\varepsilon$  较小而 Mach 数又存在较大的梯度时, 特征矩阵  $\hat{\mathbf{R}}$  中包含  $1/\varepsilon$  的项将显著放大  $\varepsilon$  的扰动, 引起数值振荡<sup>[7]</sup>. 而采用远场来流 Mach 数对  $\varepsilon$  进行截断虽可改善计算的稳定性, 但与来流远场 Mach 数相关的全局截断参数同时增大了流场中极低速区的耗散, 对某些低速区域产生相当大的影响, 导致计算结果精度下降, 甚至会出现有悖物理规律的结果. 因此, 计算格式的数值粘性需要进一步改进.

### 1.3 低耗散预处理 Roe 格式 (Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式)

以标量双曲型守恒律方程

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} = 0$$

为例, 其守恒型差分格式为

$$u_i^{n+1} = u_i^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (\bar{f}_{i+1/2}^n - \bar{f}_{i-1/2}^n), \quad (5)$$

其中的数值通量可表示为

$$\bar{f}_{i+1/2} = \frac{1}{2} \left[ f_i + f_{i+1} - \left( \frac{\Delta t}{\Delta x} \right)^{\alpha-1} |f'(u)|^\alpha (u_{i+1} - u_i) \right], \quad (6)$$

当式(6)中的指数  $\alpha = 1, 2$  和  $0$  时, 式(5)分别为为 Roe 格式, Lax-Wendroff 格式以及 Lax-Friedrichs 格式. 显然, 指数  $\alpha$  可用以控制格式的数值粘性. 当  $\alpha = 0$  时, 数值粘性最大; 而当  $\alpha = 2$  时, L-W 格式为无数值粘性的二阶格式. 对于介于  $0$  和  $2$  之间取值的指数  $\alpha$ , 式(5)对应不同

数值粘性的格式. 将以上分析应用于 Pre-Roe 格式, 即得到本文的低耗散预处理 Roe 格式, 记作 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式. 其无粘数值通量为

$$\bar{F}_{i+1/2} = \frac{1}{2} \left[ F(q_i) + F(q_{i+1}) - \left( \frac{\Delta t}{\Delta \xi} \right)^{\alpha-1} (\mathbf{I} \hat{\mathbf{R}} | \Lambda |^{\alpha} \hat{\mathbf{R}}^{-1})_{i+1/2} (q_{i+1} - q_i) \right], \quad (7)$$

显然, 当  $\alpha = 1$  时, Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式即为 Pre-Roe 格式.

#### 1.4 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式中的可调参数 $\alpha$

如何选择预处理参数  $\varepsilon$  是建立预处理格式的关键. 文献[6]列举了5种不同的预处理参数选取方法: 1) 全局预处理; 2) 局部预处理; 3) 带有全局截断参数的局部预处理; 4) 带有局部截断参数的局部预处理; 5) 局部极值预处理. 本文结合方法3)和5)建立了带有全局截断参数的局部极值预处理, 其参数  $\varepsilon$  的取值为

$$\varepsilon = \min \{ \max(\varepsilon_0, Ma^2, Ma_{\text{neighbor}}^2), 1 \}, \quad (8)$$

其中,  $\varepsilon_0 = Ma_{\text{ref}}^2$ ,  $Ma_{\text{ref}}$  为参考 Mach 数, 可取远场来流 Mach 数;  $Ma$  为当地 Mach 数;  $Ma_{\text{neighbor}}$  为相邻单元 Mach 数的最大值.

Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式中的可调参数可以很好地解决传统预处理格式所存在的问题. 流场可根据速度场分为小于来流速度(区域一)和大于等于来流速度(区域二)两部分. 在区域一, 全局截断参数的引入将产生过大的耗散. 在保证流场计算稳定的前提下, 可以适当减小数值粘性. 此时, 可调参数  $\alpha$  可取介于 1 至 2 的值. 在区域二, 预处理参数已与当地 Mach 数的平方同量级. 为增强计算的稳定性, 可以适当增大数值粘性. 该区域的参数  $\alpha$  可取介于 0 至 1 的值. 在本文所建立的 Pre-Roe ( $\alpha$ )

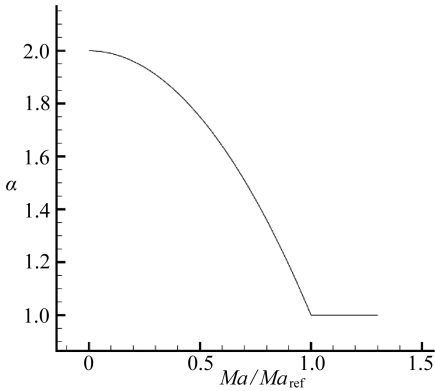


图1 数值粘性参数  $\alpha$  与  $Ma/Ma_{\text{ref}}$  的关系

Fig.1 Relationship of numerical viscosity parameter  $\alpha$  and  $Ma/Ma_{\text{ref}}$

格式中取

$$\begin{cases} \alpha = 1, & Ma \geq Ma_{\text{ref}}, \\ \alpha = 2 - (Ma/Ma_{\text{ref}})^2, & Ma < Ma_{\text{ref}}, \end{cases} \quad (9)$$

上式可根据当地 Mach 数  $Ma$  与来流 Mach 数  $Ma_{\text{ref}}$  的比值来调节计算所用的数值粘性参数  $\alpha$ . 当地 Mach 数越小,  $Ma/Ma_{\text{ref}}$  的值越小,  $\alpha$  越大并趋近于 2, 数值粘性越小. 当地 Mach 数大于或等于来流 Mach 数时,  $\alpha$  取值为 1, 恢复为 Pre-Roe 格式, 可以保证计算的稳定性. 图 1 给出了数值粘性参数  $\alpha$  与  $Ma/Ma_{\text{ref}}$  的关系曲线. 由上述分析可知, 数值粘性参数  $\alpha$  可以在全场内很好地平衡格式的数值耗散与计算稳定性两方面的要求.

## 2 数值模拟结果

为验证所建立的算法, 本节将给出绕圆柱低 Mach 数、低 Reynolds 数流动以及绕 NACA0012 和 S809 翼型低 Mach 数、高 Reynolds 数流动等 3 个算例的数值模拟试验结果.

### 2.1 圆柱绕流

本算例中, 来流 Mach 数为  $Ma_{\text{ref}} = 10^{-4}$ , Reynolds 数分别为  $Re = DU_{\infty} / \nu_{\infty} = 20$  和 40. 计算区域取为 40 倍圆柱直径, 计算网格采用 O 型网格, 网格数为  $100 \times 300$ .

圆柱表面的压力分布和分离涡的大小是验证数值方法的重要指标. 图 2 分别给出了  $Re = 20$  与 40 条件下圆柱表面压力系数分布. 可以看到, 采用本文所建立的 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式可得到与文献[8]相近的结果, 而由于在圆柱后部的低速和极低速区域采用传统 Pre-Roe 格式时可

产生相当大的数值耗散,所得到的结果与文献[8]相比具有明显差异。

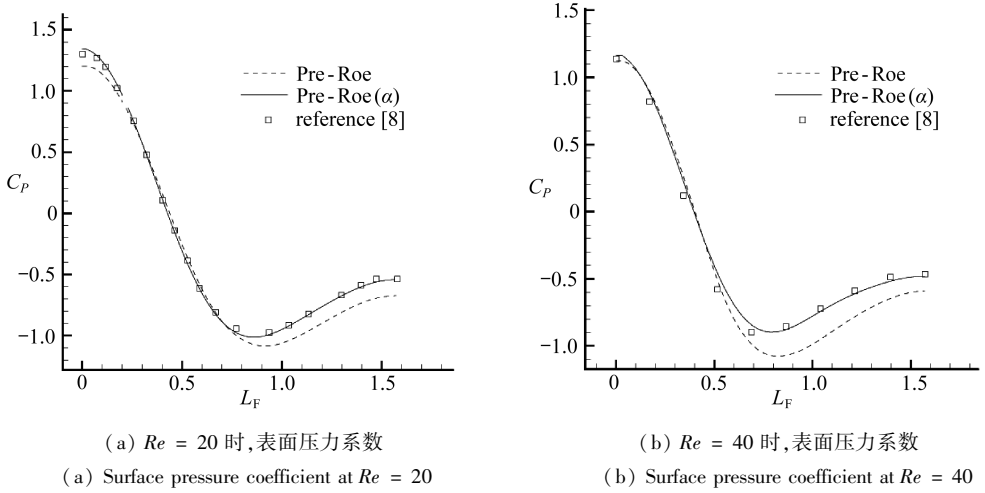


图2 圆柱表面压力系数

Fig. 2 Surface pressure coefficient distributions

表1 圆柱绕流  $L/D$  的结果对比图

Table 1  $L/D$  of the flow past a cylinder

$Re$	$Ma$	ref. [8]	Pre-Roe ( $\alpha$ )	Pre-Roe
20	$10^{-3}$	0.91	0.93	0.78
	$10^{-4}$	0.91	0.92	0.78
	$10^{-5}$	0.91	0.93	0.77
40	$10^{-3}$	2.24	2.23	1.53
	$10^{-4}$	2.24	2.25	1.54

图3和图4分别给出了  $Re = 20$  与  $40$  时采用 Pre-Roe 与 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 两种格式所得到的流线分布。圆柱下游的对称驻涡随 Reynolds 数的增大而变长。同样可以发现,由于数值耗散过大,原始 Pre-Roe 格式计算的圆柱尾涡发展不充分,导致前者分离涡的尺度明显小于后者。表1列出了  $Re = 20$  和  $40$  时,两种方法计算的圆柱尾涡尺寸  $L$  与圆柱直径  $D$  之比。从中可以看出,原始 Pre-Roe 格式不能给出正确的结果,而本文通过调节格式粘性则可以得到正确的结果。

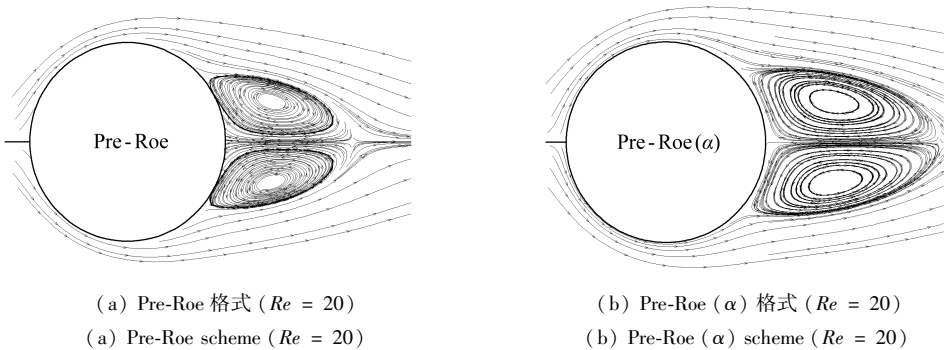


图3 圆柱绕流流线 ( $Re = 20$ )

Fig. 3 Streamlines around a cylinder ( $Re = 20$ )

在上述数值试验的基础上采用 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式对  $Re = 20$ , Mach 数分别为  $Ma_{ref} = 10^{-3}$ ,

$10^{-4}$  和  $10^{-5}$  的流动进行了计算. 其流场压力等值线如图 5 所示. 可以看到, 3 种不同 Mach 数条件下的流场压力等值线几乎完全重合, 表明 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 格式与 Mach 数渐进无关, 对超低速流动的模拟具有较好的适用性.

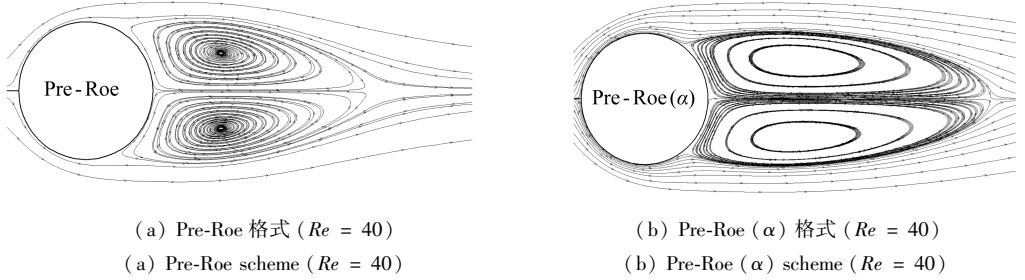


图 4 圆柱绕流流线 ( $Re = 40$ )  
Fig. 4 Streamlines around a cylinder ( $Re = 40$ )

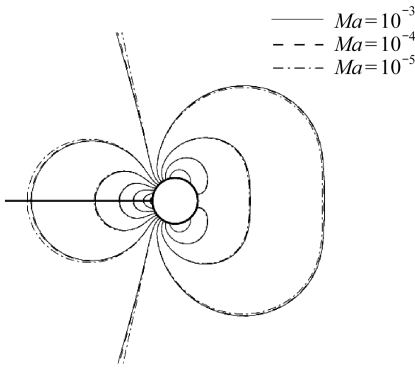


图 5 Pre-Roe ( $\alpha$ ) 方法计算的 3 种 Mach 数下流场压力等值线 ( $Re = 20$ )

Fig. 5 Pressure contours calculated by Pro-Roe ( $\alpha$ ) at different Mach numbers ( $Re = 20$ )

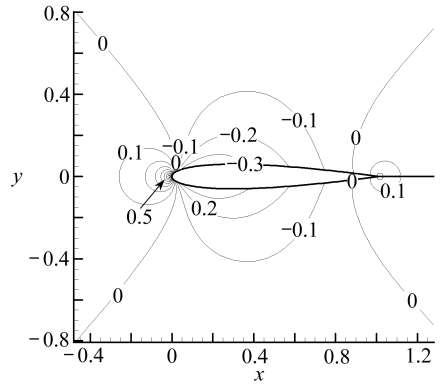


图 6 NACA0012 翼型表面压力等值线

Fig. 6 Pressure contours of NACA0012 airfoil

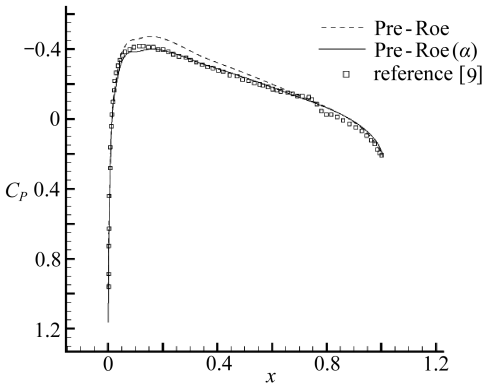


图 7 NACA0012 翼型表面压力系数分布对比图  
Fig. 7 Comparison of surface pressure coefficient distribution around NACA0012 airfoil

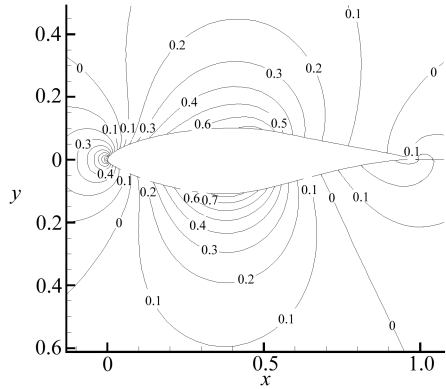


图 8 S809 翼型流场压力等值线 ( $0^\circ$  迎角)  
Fig. 8 Pressure contours of S809 airfoil (angle of attack is  $0^\circ$ )

## 2.2 NACA0012 翼型绕流

本算例中, 来流 Mach 数取  $Ma_{ref} = 10^{-3}$ , Reynolds 数  $Re = 7 \times 10^5$ , 迎角为  $0^\circ$ . 计算采用 O 型结构化网格, 网格数为  $400 \times 125$ .



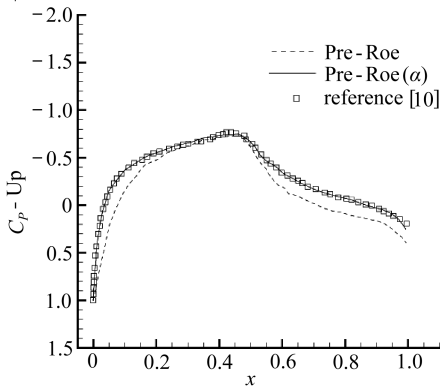


图9 S809翼型上表面压力系数分布  
Fig.9 The distributions of upper surface pressure coefficient of S809 airfoil

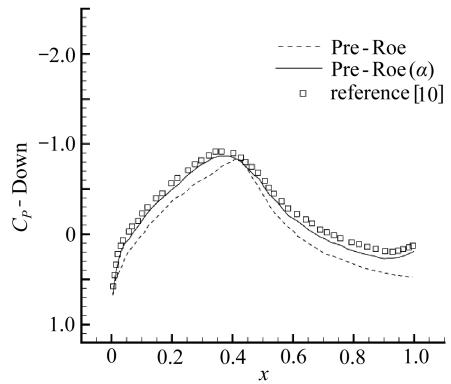


图10 S809翼型下表面压力系数分布  
Fig.10 The distributions of lower surface pressure coefficient of S809 airfoil

图6与图7分别为NACA0012翼型流场压力等值线与表面压力系数分布。图7中,正方形表示文献[9]的结果,虚线代表Pre-Roe格式的计算结果,实线则代表了修正格式的计算结果。可以看到,与Pre-Roe格式的计算结果相比,采用Pre-Roe( $\alpha$ )格式计算的表面压力系数分布更接近文献[9]的结果。

### 2.3 S809翼型绕流

该算例来流Mach数 $Ma_{ref} = 10^{-3}$ , Reynolds数为 $Re = 10^6$ ,迎角为 $0^\circ$ ,计算采用C型结构化网格,网格数为 $496 \times 126$ 。

图8给出了S809翼型的流场压力等值线。图9和图10分别给出了上下表面的压力系数分布,其中正方形代表了文献[10]所给的数据,虚线表示Pre-Roe格式的计算结果,实线代表了Pre-Roe( $\alpha$ )格式的计算结果。可见Pre-Roe( $\alpha$ )的结果与文献[10]的结果更为一致。

## 3 结 论

应用预处理算法模拟低速流动时,其预处理矩阵中存在不稳定结构。为此而引入的全局截断参数又增大了低速区域的数值耗散。为了克服上述缺陷,本文提出了可调节数值粘性的低耗散预处理(Pre-Roe( $\alpha$ ))格式。该格式可自适应地减小极低速区域的数值粘性,而不改变在接近或大于来流速度区域的数值粘性,在全流场范围内很好地平衡了计算稳定性和计算可靠性两方面的要求。

为验证所建立的格式,对低Mach数条件下绕圆柱的低Reynolds数流以及绕NACA0012和S809翼型的高Reynolds数流动进行了数值试验。与已有数据相对比,本文所建立的Pre-Roe( $\alpha$ )格式要优于传统预处理格式。数值试验还表明,所建立的格式是稳定和有效可靠的,适用于风力机等低速流动的数值模拟。

### 参考文献:

- [1] Hansen M O L. *Aerodynamics of Wind Turbines* [M]. London, Sterling, VA: Earthscan, 2008.
- [2] Turkel E. Preconditioned methods for solving the incompressible and low speed compressible equations [J]. *Journal of Computational Physics*, 1987, **72**(2): 277-298.
- [3] Merkle C L, Sullivan J Y, Buelow P E O, Venkateswaran S. Computation of flows with arbitrary equations of state[J]. *AIAA Journal*, 1998, **36**(4): 515-521.

- [4] Choi D, Merkle C L. Application of time-iterative schemes to incompressible flow[J]. *AIAA Journal*, 1985, **28**(10): 1518-1524.
- [5] 黄典贵. 基于 Roe 格式的可压与不可压流的统一计算方法[J]. *应用数学和力学*, 2006, **27**(6): 669-674. (HUANG Dian-gui. Unified computation of flow with compressible and incompressible fluid based on Roe's scheme[J]. *Applied Mathematics and Mechanics (English Edition)*, 2006, **27**(6): 757-763.)
- [6] Venkateswaran S, Li D, Merkle C L. Influence of stagnation regions on preconditioned solutions at low speeds [C]//41st *Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, NV; United States; 6-9 Jan 2003; 2003-2435.
- [7] 李雪松, 徐建中, 顾春伟. 预处理方法与大涡模拟工程应用[J]. *中国科学*, G 辑, 2009, **39**(1): 83-90. (LI Xue-song, XU Jian-zhong, GU Chun-wei. Preconditioning method on the application of LES[J]. *Sci China, Ser G-Phys Mech Astron*, 2009, **39**(1): 83-90. (in Chinese))
- [8] Fornberg B. A numerical study of steady viscous flow past a circular cylinder[J]. *J Fluid Mech*, 1980, **98**: 819-855.
- [9] Ladson Charles L. Effects of independent variation of Mach and reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil section[R]. Washington, District of Columbia. National Aeronautics and Space Administration. TM-4074, 1988.
- [10] Ramsay R, Hoffmann M J, Gregorek G M. Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil[R]. Report Number (s) NREL / TP-442-7817. National Renewable Energy Lab, Golden, CO (United States), 1995. doi: 10.2172/205563.

## Low-Diffusion Preconditioning Scheme for Numerical Simulation of Low-Speed Flows Past Airfoil

XIANG Qian<sup>1,2,3</sup>, WU Song-ping<sup>1,2,3</sup>, LEE Chun-xuan<sup>1,2,3</sup>, CAO Ning<sup>1,2,3</sup>

(1. *School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, P. R. China;*

*2. National Laboratory for Computational Fluid Dynamics,*

*Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, P. R. China;*

*3. Ministry of Education Key Laboratory of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, P. R. China)*

**Abstract:** The reconditioning technique addresses the stiffness of low Mach number flow, while the stability was poor. Based on the conventional preconditioning method of Roe's scheme, a new low-diffusion scheme was proposed. An adjustable parameter was introduced to control the numerical dissipation in the new scheme, especially the over dissipation in the boundary layer and extremely low speed region. Numerical simulations of low Mach and low Reynolds number flows over a cylinder, low Mach and high Reynolds number flows over NACA0012 and NH02-18 airfoils were performed to validate the new scheme. All results of the three test cases are found to agree well with experiment data, demonstrating the applicability of the suggested scheme to low Mach number flow simulations.

**Key words:** numerical simulation; preconditioning; steady flow; airfoil