

文章编号: 1000-8055(2009)06-1326-06

Gao-Yong 模型用于吹气环量控制翼型的研究

李志强, 杜曼丽

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 应用 Gao-Yong 湍流模型模拟了吹气对翼型表面分离流控制的影响. 结果表明, 该模型不仅能够对翼型绕流的分离点、表面压力分布、升阻特性等做出较好预测, 而且还能模拟出控制分离的吹气效果: ①有效消除翼面分离涡; ②“裹挟”翼面来流进一步提高升力系数. 提高吹气动量系数, 升力曲线上移的幅度也相应增加; 而吹气角度对吹气射流“裹挟”作用的强弱也有一定的影响, 当吹气方向相对于翼弦偏上时, 吹气射流“裹挟”来流与消除分离涡的作用增强, 升力提升更为明显.

关 键 词: 环量控制翼型; Gao-Yong 湍流模型; 尾缘吹气; 升力

中图分类号: V221.1

文献标识码: A

Study of circulation control airfoil with blowing jet using Gao-Yong turbulence model

LI Zhi qiang, DU Man li

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Gao-Yong turbulence model was applied to simulate the influence of blowing jet on the flow separation control of the airfoil surface. The results show that Gao-Yong turbulence model can not only successfully simulate the location of separation and the aerodynamic force coefficients, but also effectively simulate the blowing effect of flow separation control. Other than increasing lift by inhibiting flow separation vortex on the airfoil surface, the blowing jet can also induce much higher lift through the "package effect" for external flow, especially at the condition of large angle of attack. With the increase of blowing jet momentum coefficient, the lift coefficient of the airfoil increases under the same angle of attack. In addition, the angle of the blowing jet has important influence on "package effect". And the positive angle of the blowing jet is more favorable to the lift coefficients than zero and negative angle.

Key words: circulation control airfoil; Gao-Yong turbulence model; blowing; lift

环量控制翼型是一种新型高升力翼型, 其产生高升力的机理是利用了“Coanda 效应”^[1], 即通过设在翼型上的喷口吹气给边界层补充能量, 使边界层分离点位置被推迟, 同时, 外流受高速吹气射流的“裹挟”作用, 使绕翼型的流动产生很大的环量, 从而获得高升力^[2]. 环量控制翼型的这种独特优势使其无论在航空领域, 还是在航海方面均将具有广

泛的应用前景. 目前, 有关该技术数值研究的进展却不大, 关键原因在于翼型大攻角绕流难以给出准确的模拟结果. 翼型绕流是粘性流体力学领域中的一类复杂流动问题, 流场中不仅包含有逆压梯度、曲率流动和旋涡流动, 而且还有翼型头部的滞止区等复杂流动现象, 属于典型的各向异性流动范畴. 传统的一方程模型(SA)、二方程模型(MENTER

收稿日期: 2008-06-23; 修订日期: 2009-03-03

作者简介: 李志强(1970-), 男, 山西长治人, 副教授, 博士, 主要从事湍流与燃烧领域的实验研究与数值模拟.

E-mail: lizhiqiang@buaa.edu.cn

SST) 以及非线性显式代数应力模型(EASM) 等, 尽管经过多方面的修正, 使其在一定程度上改善了模拟复杂流场的能力^[5], 但是对翼型绕流问题仍难以给出合理的模拟结果, 主要原因在于现有的大多数湍流模型均没能真实地反映流动的各向异性特性^[4]. 本实验室发展的 Gaor Yong 湍流模型较好地反映了流动的物理本质与各向异性特征, 经过多年的完善与算例验证, 已基本证实了其对广泛范围的复杂湍流问题的适用性. 继成功地用来模拟大攻角翼型绕流之后^[5], 本文工作致力于将 Gaor Yong 湍流模型用来模拟翼型表面分离流的控制, 并详细分析和讨论吹气动量系数和吹气角度对吹气效果、环量控制翼型性能的影响.

1 控制方程与计算方法

1.1 控制方程

下面直接给出不可压缩 Gaor Yong 湍流模型的控制方程组, 具体推导过程详见文献[6] (漂移量有波浪上标).

平均流连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \tag{1}$$

平均流动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i + p \delta_{ij}) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_{ij} + \sigma_{ij}^T) \tag{2}$$

漂移流连续方程

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \tag{3}$$

漂移流动量方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\tilde{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = & - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \tilde{u}_i + \tilde{p} \delta_{ij}) + \\ & \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\sigma}_{ij} + \tilde{\sigma}_{ij}^T - \sigma_{ij} - \sigma_{ij}^T) \end{aligned} \tag{4}$$

机械能方程

$$\sum_{n=1}^{\infty} \frac{\left[\ell \frac{\partial}{\partial x_j} \right]^n u_i \cdot \tilde{u}_i}{n!} = \ell \left[- \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \tilde{u}_i + \tilde{p} \delta_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{\sigma}_{ij} + \tilde{\sigma}_{ij}^T - \sigma_{ij} - \sigma_{ij}^T - \frac{Dw}{Dt}) \right] \tag{5}$$

本构关系式

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^T \\ \sigma_{yy}^T \\ \sigma_{xy}^T \end{bmatrix} = 2[T]^{-1} \cdot$$

$$\begin{bmatrix} \frac{4}{3}|\xi_1| & -\frac{2}{3}|\xi_2| & 0 \\ -\frac{2}{3}|\xi_1| & \frac{4}{3}|\xi_2| & 0 \\ 0 & 0 & |\xi_2| + |\xi_1| \end{bmatrix} [T] \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \end{bmatrix} \tag{6}$$

式中 σ_{ij} 和 $\tilde{\sigma}_{ij}$ 分别为平均流的层流应力和漂移流的层流应力, 遵循广义牛顿定律所规定的应力和变形率关系; σ_{ij}^T 和 $\tilde{\sigma}_{ij}^T$ 分别为平均流湍流应力和漂移流湍流应力. ξ_j 为各向异性涡粘系数张量, 由漂移位矢 ℓ 与漂移流 $\tilde{u}_i$ 并矢构成; 漂移位矢 ℓ 由机械能方程(5) 得到, 方向与流体微元的拉伸主轴方向一致; $[T]$ 为正交各向异性坐标系变换到计算坐标系下的坐标变换矩阵.

$$\begin{aligned} \tilde{\sigma}_{ij} &= 2\mu\tilde{\epsilon}_{ij} - \frac{2\mu\tilde{\epsilon}_{kk}\tilde{\sigma}_{ij}}{3} \\ \sigma &= 2\mu\epsilon_{ij} - \frac{2\mu\epsilon_{kk}\sigma_{ij}}{3} \\ \tilde{\epsilon}_{ij} &= \frac{1}{2} \left\{ \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right\} \\ \epsilon_{ij} &= \frac{1}{2} \left\{ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right\} \end{aligned} \tag{7}$$

$$\tag{8}$$

1.2 计算方法

采用有限控制体积法对上式进行离散, 对流项离散格式采用二阶精度的 HPLA(Hybrid linear/ Parabolic approximation) 格式离散, 扩散项采用中心格式离散; 为了避免使用非交错网格所引起的非物理压力波动, 对有限体积界面上的速度采用了 Rhie-Chow 动量插值, 得到的五对角代数方程组采用 TDMA(Tridiagonal matrix algorithm) 方法交替迭代求解.

本文所计算的翼型为 NASA Langley 研究中心设计的 NLF-0414 翼型的修改版^[1], 计算采用与物面正交的 C 型网格. 其生成方法是先对包围翼型的半圆形区域采用椭圆形微分方程生成网格, 再采用代数方法补齐余下的部分, 得到了正交性, 光滑性, 以及疏密程度都很理想的网格(如图 1 所示). 经过网格无关性验证后, 网格节点数为 131 × 30, 网格在前缘与尾缘加密.

在计算过程中所采用的边界条件处理为: 物面除了吹气位置给定无滑移条件; 自由来流 $Re=200\,000$, 出口给定背压 $p=101\,325\text{ Pa}$; 外边界为离开翼面 10 倍弦长, 给定自由流边界条件; 出口诸物理量流向导数为零; 吹气处给定吹气分速度 U_{jx}, U_{jy} , 其大小由吹气动量系数及吹气角度来确

定. 吹气动量系数定义为

$$C_{\mu} = \frac{\varrho U_j^2 h}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 c} \tag{9}$$

式中 ϱ 和 U_j 分别为吹气口处吹气射流的密度和速度; ρ_{∞} 和 U_{∞} 分别为自由来流的密度和速度; h 为吹气口的有效宽度; c 是翼型的弦长. U_{jx} 和 U_{jy} 可通过吹气射流的角度由 U_j 计算得到.

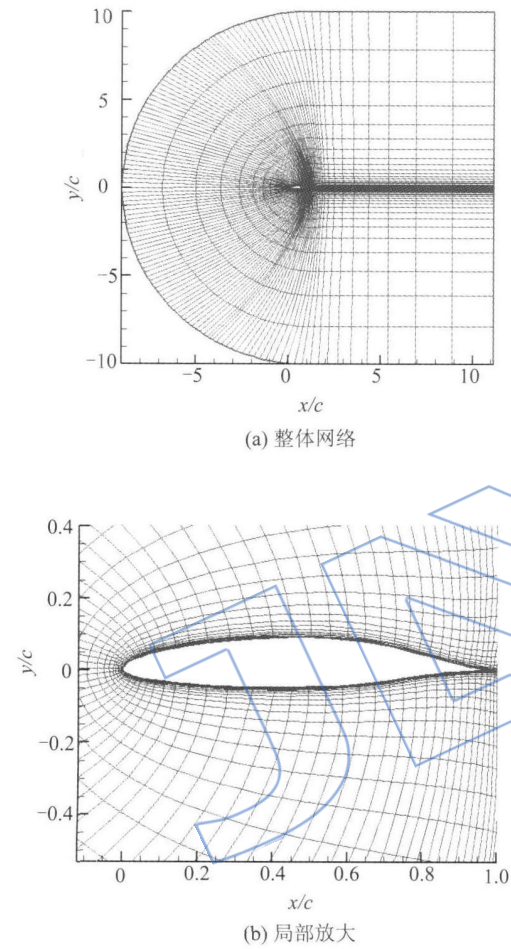


图 1 计算网格
Fig. 1 Computational grids

2 计算结果与分析

对于环量控制翼型, 吹气位置、吹气动量系数与吹气角度无疑是影响到其性能的关键参数. 对于吹气位置一般选取在流动分离开始的位置, 本文首先模拟了在不吹气情况下翼型的升力曲线, 观察了绕翼型流场分布, 把攻角 $\alpha=8^\circ$ 时流场发生分离的起始位置选为控制流动分离的吹气位置(如图 2 所示), 大约处于 80% 弦长的位置. 保持该吹气位置不变, 本文重点模拟和分析了吹气动量系数(C_{μ})和吹气角度(β)对环量控制翼型性能的影响. 图 3 所

示为吹气角度(β)方向的确定示意图, 当吹气方向与翼型的弦平行时, $\beta=0^\circ$; 当吹气方向向上偏离 0° 吹气方向时, 吹气角度为正值; 否则为负值.

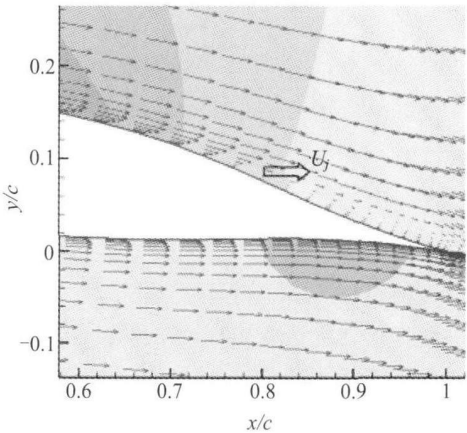


图 2 吹气位置的确定
Fig. 2 Location of blowing jet slot

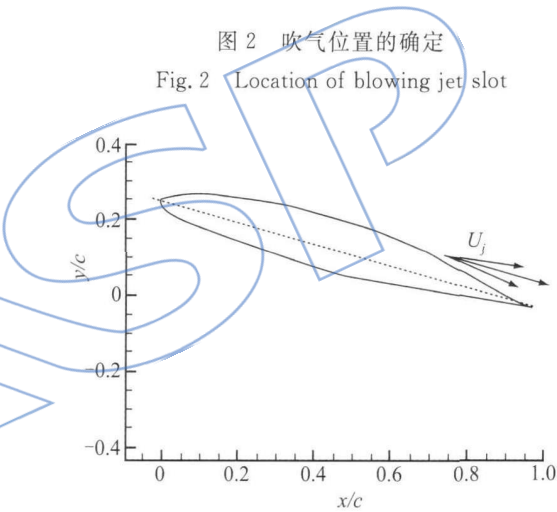


图 3 吹气角度方向的确定
Fig. 3 Angle of blowing jet

2.1 吹气动量系数对流动分离控制的影响

当吹气角度 $\beta=0^\circ$ 不变时, 不同攻角下吹气动量系数对翼型升力系数(C_l)的影响如图 4 所示. 可以看出, 与没有吹气时的升力系数相比, 吹气后的升力曲线整体上移, 并且攻角越大升力系数增加越大, 8° 攻角时升力增加最大. 而随着吹气动量系数(C_{μ})增大, 升力曲线上移的幅度也相应增加. 当攻角为 8° 时, 不吹气翼型的升力系数为 1.025; 而在吹气条件下, $C_{\mu}=0.072$ 时的升力系数提高到 1.217, $C_{\mu}=0.162$ 时升力系数则提高到 1.31. 可见, 吹气能够提高翼型的升力, 特别是对发生流动分离后升力的提高更加有效.

图 5 所示为 8° 攻角时不同动量系数下翼型表面附近的流线分布. 可以看出, 没有吹气时翼型尾缘处有分离涡产生, 说明翼面流动发生了分离, 而

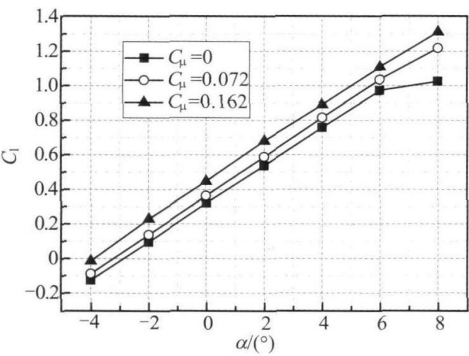


图 4 不同吹气动量系数下升力曲线的分布图
Fig. 4 Distribution of lift coefficients under the different blowing jet momentum coefficients

吹气后分离涡得到抑制, 这表明吹气气流为边界层补充了能量, 推迟了分离, 从而使分离区消除, 绕整个翼型的环量增加; 并且当吹气动量系数较大时, 喷口吹气的气流速度较大, 壁面射流除了推

迟边界层分离外, 还能对外流产生很强的“裹挟”作用, 从而更加有效地提高翼型地的升力.

吹气能够抑制分离涡的产生, 有效提高升力的原因也可从翼型上下表面处的压力系数的分布给出解释(如图 6 所示). 可以看出吹气后整体上表面压力系数的分布曲线更加饱满, 上下表面压差增大, 升力增大. 可以明显看到在翼型上表面吹气位置后的压力突然降低, 表明该处由于吹气使得升力大大提高; 而在吹气位置之前的压力有所增加, 则可能是吹气影响了前方的流动造成的. 另外, 也可以看出, 对于不同的攻角, 吹气均可使翼型上下表面间的压差增大, 使得升力系数均得到提高; 与较大正攻角时的升力系数增加相比, 在负攻角或较小的正攻角情况下, 升力系数的增加幅度较小, 这说明只有较大的分离发生时, 吹气才能明显地提高升力系数.

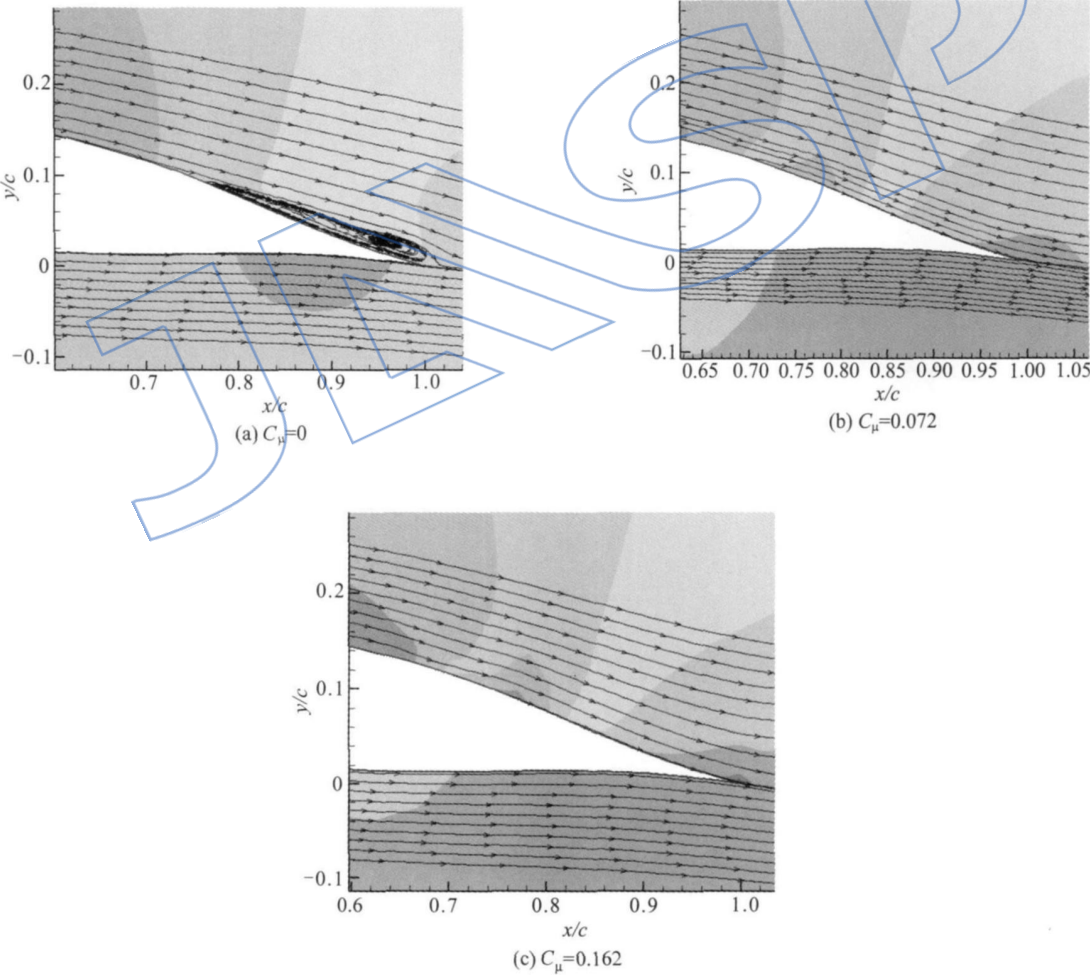


图 5 8° 攻角时不同吹气动量下的流线分布图
Fig. 5 Distribution of the streamlines for the angle of attack of 8°

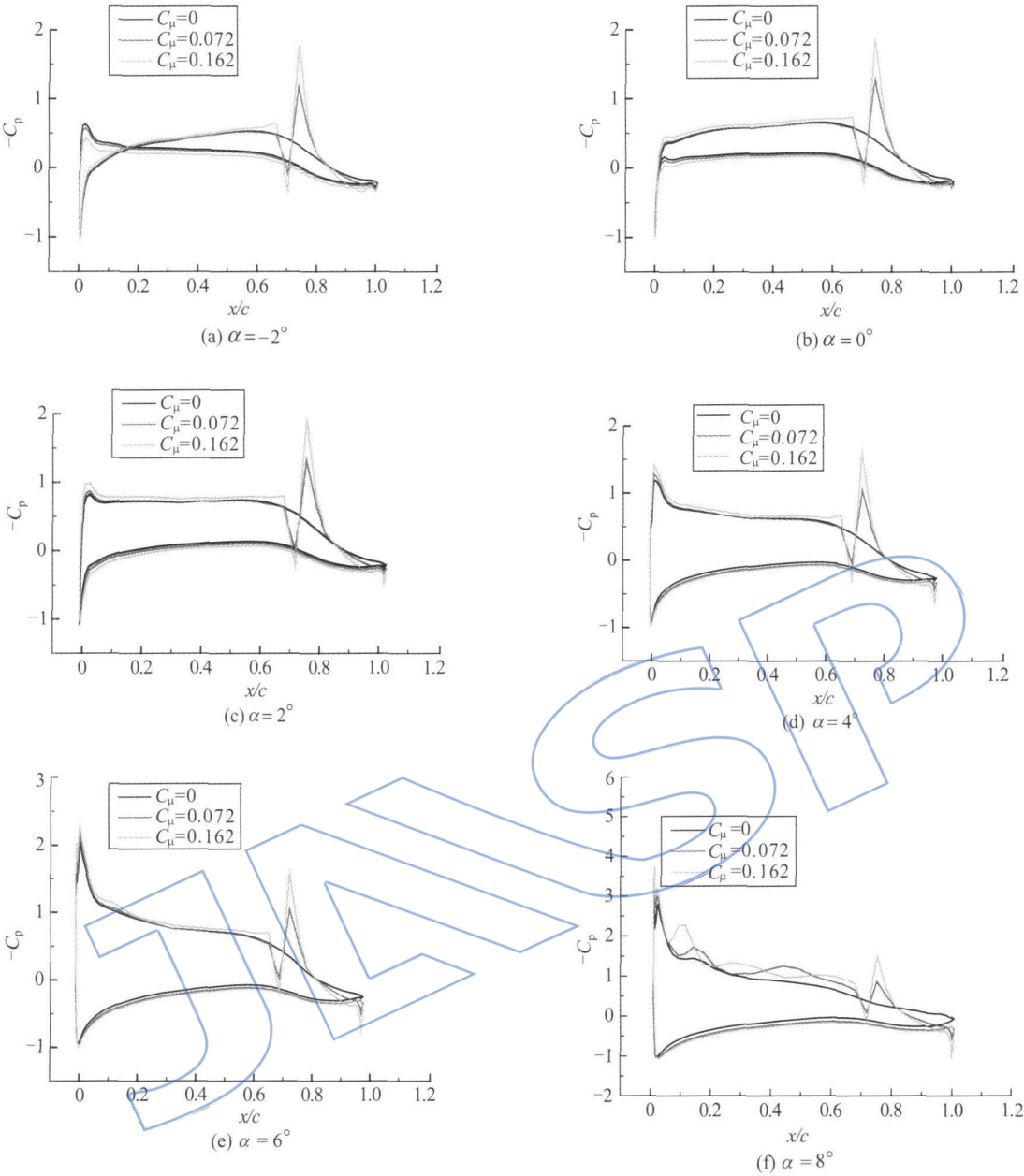


图 6 不同攻角下翼型表面的压力系数分布

Fig. 6 Surface pressure coefficient distribution with different angle of attacks

2.2 吹气角度对流动分离控制的影响

不同攻角下吹气角度对翼型升力系数的影响如图 7 所示, 与没有吹气相比, 不同吹气角度的射流均能使翼型的升力提高. 但通过对比可以发现, $\beta = 0^\circ$ 比 $\beta = 5^\circ$ 更有利于升力系数的提高, 而 $\beta = 0^\circ$ 时的效果则正好介于它们之间. 其原因可由图 8 的流线分布 (8° 攻角) 作出解释. 与不吹气相比, 尽管不同吹气角度下的吹气射流均能抑制分离涡的产生, 但吹气角度对吹气射流“裹挟”作用的强弱却有一定的影响, 在 $+5^\circ$ 的吹气角度下, 吹气射流对外层气流的“裹挟”作用更强, 从而能够进一步增大环量提高升力.

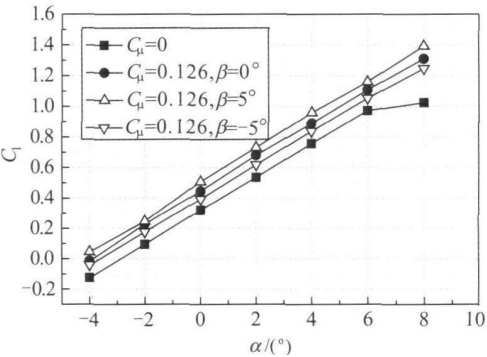


图 7 吹气角度对升力系数的影响

Fig. 7 Effect of angle of the blowing jet on the lift coefficients

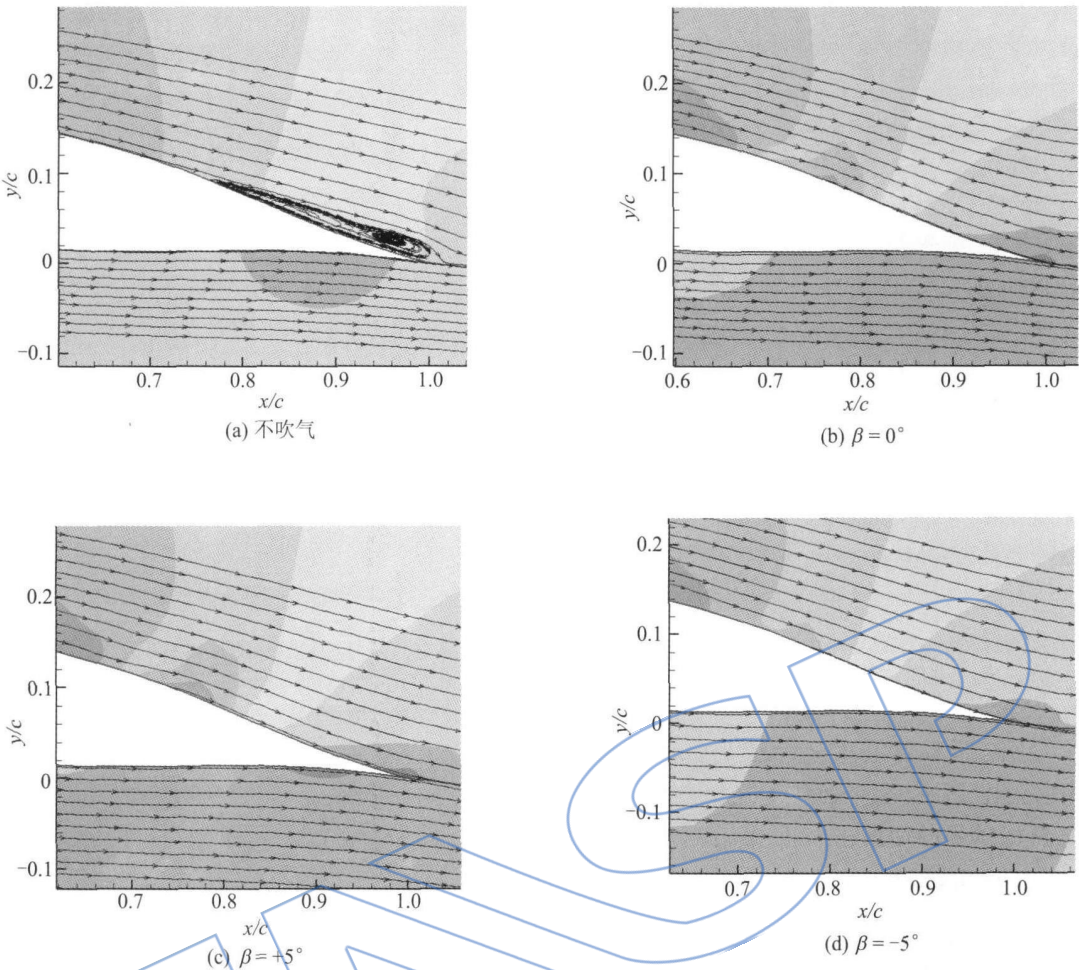


图 8 不同吹气角度下的流线对比
Fig. 8 Comparison of the streamlines under the different angles of the blowing jet

3 结 论

- 1) Gao-Yong 湍流模式可以合理地模拟出翼型表面的流动分离涡的结构和位置, 以及气射流与主流相互作用, 这为该模型在翼型研究中的应用打下了基础;
- 2) 通过吹气不仅可以有效地消除大攻角下的尾缘分离涡, 而且还通过吹气射流对翼面来流的“裹挟”作用进一步提高各个攻角状态下的升力系数;
- 3) 吹气动量系数对吹气效果有较显著的影响, 随着吹气动量系数的增大, 控制附面层分离的效果越好, 环量增加越大, 升力提高也越大;
- 4) 吹气角度对吹气射流“裹挟”作用的强弱也有一定的影响, 当吹气方向相对于翼弦方向偏上时, 吹气射流不仅能够有效地消除分离涡, 而且对主流具有更强的“裹挟”作用, 使得升力提升更大。

参考文献:

[1] McGowan G, Gopalarathnam A, Jones G S. Analytical

and computational study of adaptive circulation control airfoils [R]. AIAA Paper 2004-4721, 2004.

[2] Nielson N J, Biggers J C. Recent progress in circulation control aerodynamics [R]. AIAA Paper 87-0001, 1987

[3] 肖志祥, 李凤蔚, 鄂秦. 湍流模型在复杂流场数值模拟中的应用[J]. 计算物理, 2003, 20(4): 335-340.
XIAO Zhixiang, LI Fengwei, E Qin. Applications of turbulence models in simulation of complex flows [J]. Chinese Journal of Computation Physics, 2003, 20(4): 335-340. (in Chinese)

[4] Slomski J F, Gorski J J, Miller R W, et al. Numerical simulation of circulation control airfoil as affected by different turbulence models [R]. AIAA Paper 2002-0851, 2002.

[5] 任鑫, 李百合, 尹幸偷, 等. 使用 GAO-YONG 湍流方程组计算翼型分离流[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 73-78.
REN Xin, LI Baihe, YIN Xingyu, et al. Calculation of airfoil flows using GAO-YONG turbulence equation [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 73-78. (in Chinese)

[6] Gao Ge, Yan Yong. Partial average based equations of incompressible turbulent flow [J]. International Journal of Nonlinear Mechanics, 2004, 39: 1407-1419.