

文章编号: 1673-9469 (2018) 04-0101-05

doi:10.3969/j.issn.1673-9469.2018.04.021

基于 Fluent 的边界层转捩仿真研究

任建华, 赵凯龙, 李文超

(河北工程大学机械与装备工程学院, 河北邯郸 056000)

摘要: 基于 Fluent 软件, 利用已有的 RANS 求解器, 采用 SST k- ω 湍流模型, 对 Aerospatiale-A 翼型流体绕流问题进行了数值模拟, 分析了不同攻角下翼型流场的速度与压力分布云图, 并在攻角为 13.1° 与 13.3° 条件下, 将仿真计算结果与国外风洞实验数据进行了对比分析。结果显示, 在该条件下, 能够观测到边界层转捩现象, 并且直接数值模拟结果与已有的风洞实验数据吻合, 验证了仿真结果的可靠性。

关键词: 边界层转捩; 湍流模型; 数值模拟; 对比分析

中图分类号: TK83

文献标识码: A

Research on the simulation of boundary layer transition based on the software of Fluent

REN Jianhua, ZHAO Kailong, LI Wenchao

(School of Mechanical and Equipment Engineering Hebei University of Engineering, Handan, 56000, China)

Abstract: Boundary layer transition is of great significance in many applications of CFD engineering based on the Fluent software, this paper uses the existing RANS solver and the SST k- ω turbulence model to simulate the flow around the Aerospatiale-A airfoil. The velocity and pressure distributions of airfoil flow field under different attack angles are analyzed. Under the condition of attack angle of 13.1 degree and 13.3 degree, the simulation results are compared with the experimental data of wind tunnel abroad. The results show that the boundary layer transition can be observed under this condition and the results of direct numerical simulation agree well with the experimental data of wind tunnel. The simulation study of this model provides a theoretical reference for the subsequent research and prediction of the boundary layer transition phenomenon.

Key words: boundary layer transition; turbulence model; numerical Simulation; comparison

目前, 高超音速边界层转捩流动的数值模拟与研究预测是二十一世纪航空航天领域的热点之一, 同时也是空气动力学的一大难题^[1-2]。目前在转捩机理, 转捩测试和转捩预测等方面已开展了大量的研究工作^[3-4]。本文采用 CFD 商业软件 Fluent15.0 对二维的翼型流场进行了仿真研究, 利用已有的 RANS 求解器, 采用 SST k- ω 湍流模型, 对 Aerospatiale-A 翼型流体绕流问题进行了数值模拟, 分析了不同攻角下翼型流场气动特性, 并将仿真计算结果与国外风洞实验数据进行了对比分析, 该模

型的仿真研究方法过程对于后续研究预测边界层转捩现象提供了一定理论参考。

1 边界层转捩现象

一般翼型边界层流动中的前段是层流, 后段由于流动不稳定可能变为湍流, 从层流到湍流的过度过程称为转捩。在边界层流动中, 层流和湍流有着不同的流动规律, 其对叶轮或飞机机翼的性能也有着不同程度的影响。通常叶轮旋转机械的流动中层

收稿日期: 2018-06-26

基金项目: 河北省高等学校科学技术研究项目 (ZD2016145)

作者简介: 任建华 (1974-), 女, 河北邯郸人, 博士, 教授, 主要研究方向为多系统动力学和动力学分析。

流和湍流现象共同存在,并且两者之间会发生相互转换,层流经过转换,摩擦力和热量耗散都会增大很多。

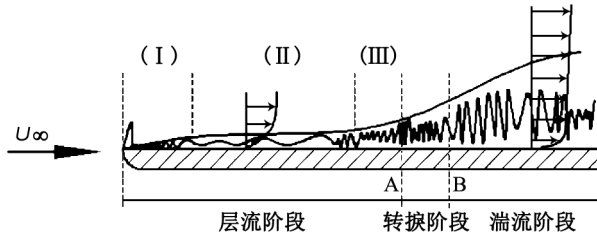


图1 边界层转换演化过程

Fig.1 Evolution process of boundary layer transition

图1为边界层转换的演化过程示意图。边界层转换一般可以分为3种,自然转换(或横流转换, nature transition),旁路转换(bypass transition),分离流转换(separation-induced transition),自然转换通常发生在湍流度低于1%下,是最普遍发生的一种转换形式。旁路转换是由外部自由流湍流强干扰引起的,边界层内扰动增长呈代数形式,其不经过T-S波的小扰动增长过程而直接由层流突变为湍流^[5]。如上图所示,转换指的是层流到湍流的过渡,发生在图中A—B位置,固体壁面上附面层前一段为层流,后一段为湍流发生位置,中间的过渡期,称为转换阶段。

2 控制方程与湍流模型

Aerospatiale-A翼型的流场马赫数为0.15,在标准大气压下为静态流场压力,环境温度选定值为273 K。因翼型的气动特性受空气作用较小,入流为不可压缩流,翼型受收到流体黏性的作用,选用不可压缩流N-S方程求解:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} u_i = 0 \quad (1)$$

质量方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j u_i) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - u_i u_j \right) \quad (2)$$

式中, P 为来流压力, x 位移矢量, μ 为有效黏性系, u 为来流速度平均值,一阶导数表示气流速度的瞬时值。

在多种湍流模型中,标准k-epsilon湍流模型为最简单两方程模型,仅适用于逆压梯度较低的流动中;RNG K-epsilon湍流模型在标准k-epsilon模

型基础上进行了改进,有效提高了数值计算精度;SST K-omega湍流模型综合了标准K-omega湍流模型在近壁面计算的优点和K-epsilon模型在远场计算的优点,能够更加精确地预测边界层流动分离。本次数值模拟使用的转换模型是基于SST K-omega耦合方程和另外两个运输方程,在求解过程中计算量要比SST湍流模型大。

SST k-omega模型中 K, ω 的两个运输方程如下:

$$\frac{d}{dt}(\rho k) = G_k - D_k - Y_k \quad (3)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho \omega) = G_\omega - D_\omega - Y_\omega \quad (4)$$

其中 G_k, G_ω 代表 k 和 ω 的生成项; D_k, D_ω 代表 k 和 ω 的扩散项;而 Y_k, Y_ω 代表其耗散项,模型中其他参数的定义详见参考文献[6],其中生成项与耗散项的定义如下:

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (5)$$

$$G_\omega = \frac{\alpha}{\nu_t} G_k \quad (6)$$

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \quad (7)$$

$$Y_\omega = \rho \beta \omega^2 \quad (8)$$

3 物理模型及数值计算

3.1 物理模型



图2 Aerospatiale-A翼型外形

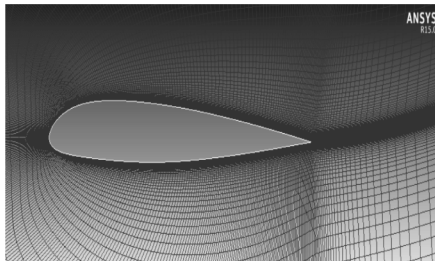
Fig.2 Aerospatiale-A airfoil

本文采用CFD商业软件Fluent15.0对二维的翼型流场进行了仿真研究,模型使用Aerospatiale-A翼型,Aerospatiale-A翼型由Aerospatiale设计于1986年,并在ONERA风洞中进行了测试,该翼型被广泛应用于分离诱导转换的预测验证实验,翼型外形如图2所示。本次仿真模拟试验状态为: $Ma = 0.150$,对应攻角 13.1° ; $Ma = 0.150$,对应攻角为 13.3° ,取湍流度 $Tu = 0.2\%$,湍流粘性比 $RT = 10.0$ 。具体风洞试验条件为表1所示。

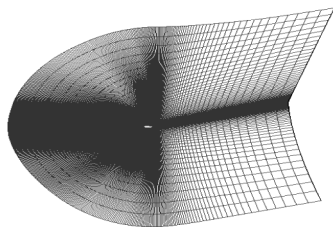
图3分别显示了Aerospatiale翼型网格分布图和数值模拟计算域网格图。翼型的弦长为1 m,计算采用2D模型,远场大小为弦长的20倍,翼型的头

表 1 Aerospatiale-A 翼型试验条件
Tab.1 The text condition of airfoil

马赫数 Ma	雷诺数 Re	α
0.150	2.17×10^6	13.1°
0.150	2.1×10^6	13.3°



(a) 翼型网格分布



(b) 计算域网格图

图 3 翼型网格划分图

Fig.3 Mesh display airfoil

部为坐标原点。计算域尺寸为 x 方向 $-17.5 \sim 25$ m, y 方向尺寸为 $-17.5 \sim 21.56$ m, 划分四边形边界网格, 共计 65 530 个网格数。由于采用了 SST 湍流模型, 设置壁面厚度 y 约为 1, 膨胀比大于 1.1。

3.2 边界条件设置及求解

根据入口处的湍流粘度比, 在入口处的湍流强度可能发生迅速衰减, 导致在入口下游的局部湍流强度小于入口处的湍流强度。通常增大入口湍流粘性比可降低湍流衰减率, 然而如果指定的湍流粘度比过大, 翼型表面的壁面摩擦会显著偏离层流^[7]。合理的速度入口湍流参数设置, 可以提高计算的收敛性, 此次数值模拟选取湍流粘度比为 15, 并设置湍流强度值, 表 2 为在攻角为 13.1° 与 13.3° 条件下, 边界入口条件设置值。

Coupled 算法对于求解可压缩流动问题以及设计浮力或旋转运动的不可压缩流具有优势^[8], 在进行数值求解问题中, 选择压力基求解器后, 选择 Coupled 压力速度耦合算法, 对整个 Navier-Stokes 方程组进行联立求解, 空间离散采用通量差分分裂格式, 时间离散采用多步 Runge-Kutta 格式, 并

表 2 入口边界条件设置
Tab.2 Inputs for Inlet Boundary Conditions

自由流条件	F1 风洞实验数据	F2 风洞实验数据
表面静压力 /Pa	13.1°	13.3°
稳态温度 /K	59 607.1	59 607.1
马赫数	273	273
攻角余弦值	0.150	0.150
攻角正弦值	0.973 98	0.973 18
间歇因子	0.226 65	0.230 05
湍流强度	1	1
湍流粘度比	1	1
表面静压力 /Pa	15	15

采用多重网格 (FMG) 加速收敛技术, 通过 TUI 命令 Solve/initialize/set-fmg-initialization 初始化 FMG 方法。选用 SST K-omega 湍流模型, 在攻角为 $0^\circ \sim 20^\circ$ 条件下进行仿真, 选择迭代步数为 2 000, 图 4 为在攻角为 13.3° 下, 阻力系数监视曲线图。

4 结果分析

根据文献 [9], 在攻角为 0° 到 5° 的状态, 流动为附着状态, 翼型的表面存在分离泡, 随着攻角的增加, 分离泡会迅速向翼型前缘移动, 此时, 翼型表面出现尾缘分离, 最大升力系数对应攻角为 13.03° , 随着攻角进一步上升, 尾缘上的分离涡会向前缘移动, 升力系数迅速下降, 此时翼型开始进入失速状态。

由图 5 可以看出, 伴随攻角的增加, 整体流场的流速降低, 翼型上方表现为相对高速区域, 翼型下方表现为相对低速区域, 且随攻角增大区域在扩大。翼型的局部周围流场表现出上高下底的状态。当尾迹由翼型前缘向后缘流动过程中, 该区域的湍

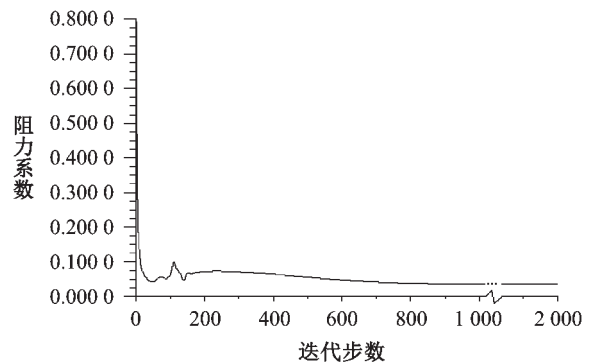


图 4 阻力系数监测曲线

Fig.4 Drag Convergence History

流能在发生变化,在吸力侧的流动速度比压力侧的流动速度要大,导致在接近吸力区的流向输运也更快。在攻角为 13° 左右时,翼型尾缘处表面吸力区产生分离涡,攻角增大,翼型表面绕流流场出现分离涡,在攻角为 20° ,翼型流场出现失速现象。

在图6的静压力分布图中,来流流场的压力在整体上表现为上低下高的形式,翼型上部流场呈现出低压状态,下部流场呈现出高压状态,且随着攻角的增加,翼型的高压与低压区域均在扩大。在翼型周围流场总体呈现出上表面压力低于下表面压力的现象,翼型受到向上的气动力作用。伴随攻角的增大,在翼型左右两侧的高压区域移向下表面,上表面的低压区域向翼型前缘移动,在 $\alpha=13^\circ$ 左右时,翼型大部分的绕流区域出现分离现象,在 $\alpha=13.3^\circ$ 时,由FLUENT数值模拟的得到的翼型上表面湍流强度图,在图7中箭头处可以清晰地观察到转换的发生位置。

由Fluent数值模拟计算得到的沿流线壁面摩擦

系数如图8所示,由图可以看出,直接数值仿真得到的壁面摩擦系数与风洞实验值吻合,证明了仿真计算的可靠性,且在 13.3° 的攻角下仿真结果更加接近试验结果。在翼型的上下表面转捩点区域内,摩擦曲线较为光滑,没有出现大量的振荡,数值模拟所得的结果符合要求。图9为在攻角为 13.1° 和 13.3° 下,压力系数分布仿真结构与试验结果的对比图,由图可得知,在两种攻角下仿真结果均比较符合试验值。

5 结论

在马赫数与压力云图中,伴随攻角的逐渐增加,Aerospatiale-A翼型周围流场压力在发生变化,两侧高压区向翼型下表面移动,在上表面的高压区向翼型的前端转移,且在攻角为 13° 附近能够观测到大部分流场区域绕流出现分离,在吸力区周围有分离涡出现,可观察到边界层转捩发生的位置。实验证

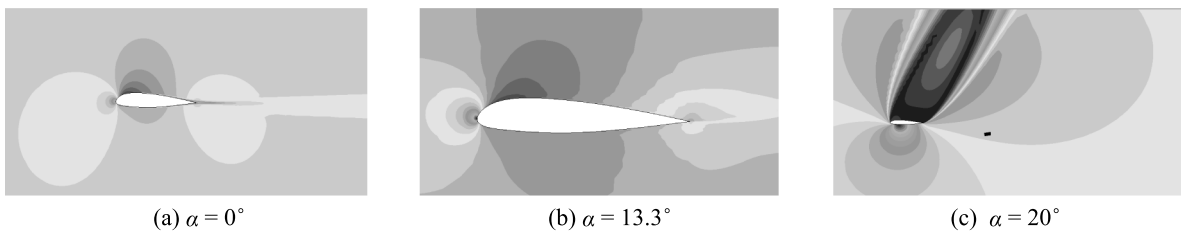


图5 马赫等值观察图
Fig.5 Contours of Mash Number

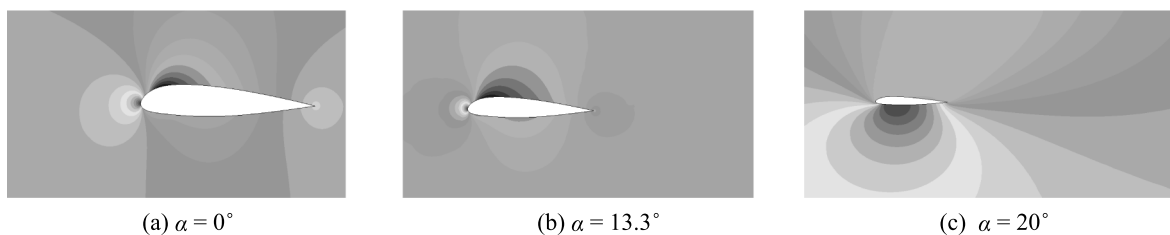


图6 静压力分布图
Fig.6 Contours of Static Pressure

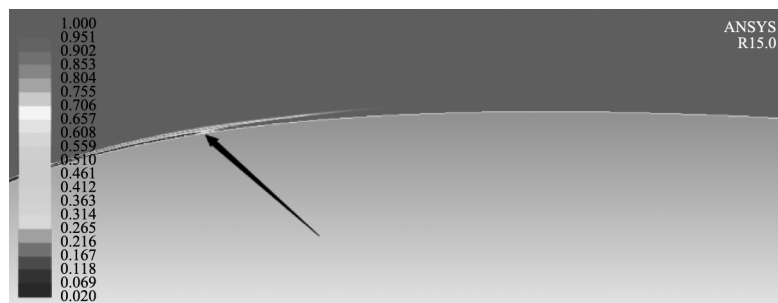


图7 转捩发生位置
Fig.7 Contours of Intermittency

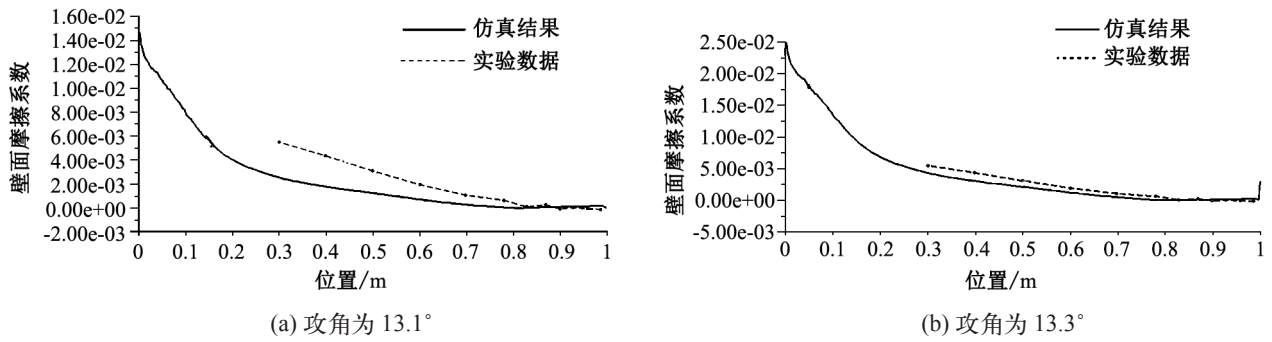


图 8 沿流线方向壁面摩擦系数对比图
Fig.8 Comparison of Skin Friction Coefficient

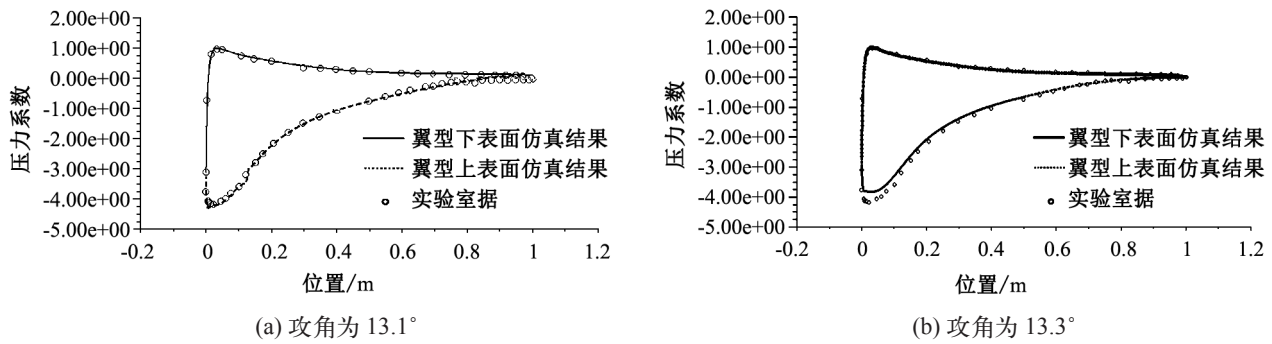


图 9 压力系数分布与仿真结果对比图
Fig.9 Comparison of Pressure Coefficient

明翼型模型的前期处理和求解方法正确，设定的边界条件以及流场环境切合实际环境，模拟的数值结果能够较为真实的反应边界层转换的发生情况，为后续的研究者对边界层转换的预测研究提供了一定理论参考。

参考文献：

[1] 沈娟, 阿雯. 边界层转换在高超声速飞行器外形设计中的应用[J]. 飞航导弹, 2008(6): 6-12.
 [2] JOHN D.Schmisseur. Hypersonics into the 21st century: A perspective on AFOSR-sponsored research in aerothermodynamics[J].Progress in Aerospace Sciences, 2015: 72.
 [3] LU Ping, MANOJ Thapa, LU Chaoqun. Numerical investigation on chaos in late boundary layer transition to

turbulence[J].Computers and Fluids, 2014: 91.
 [4] 杨武兵, 沈清, 朱德华, 等.高超声速边界层转换研究现状与趋势[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 183-195.
 [5] 王义乾. 基于边界层转换直接数值模拟的湍流生成与维持机理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
 [6] 文晓庆, 柳阳威, 方乐, 等. 提高 k- ω SST 模型对翼型失速特性的模拟能力[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(8):1127-1132.
 [7] 张衡. 低压涡轮叶片表面边界层流动特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
 [8] 陈坚强, 涂国华. 高超声速边界层转换研究现状与发展趋势[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 311-337.

(责任编辑 王利君)