

# 气冷涡轮环形叶栅三维流场的实验与数值研究

袁 锋 竺晓程 杜朝辉

(上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200030)

**摘 要** 采用 4 种不同的湍流模型对叶片表面带小孔射流的环形涡轮叶栅内部流场进行数值计算, 并与热线实验测量结果进行了对比。结果表明, 由于射流尾迹的影响, 在射流附近靠近壁面处产生二次流, 二次流随着射流下游距离的增大逐渐减弱。比较不同湍流模型的计算结果发现, 采用  $k-\varepsilon$  模型在射流尾迹区域和与主流掺混区域的计算结果与实验吻合较好, B-L 模型在近壁面的速度计算结果偏大, 其对尾迹区域二次流的捕捉也较差。

**关键词** 环形涡轮叶栅; 小孔射流; 湍流模型; 数值计算; 热线测量

中图分类号: TK14 文献标识码: A 文章编号: 0253-231X(2007)05-0775-03

## EXPERIMENTAL AND NUMERICAL RESEARCH FOR 3-D FLOW FIELD OF ANNULAR TURBINE CASCADE WITH FILM COOLING

YUAN Feng ZHU Xiao-Cheng DU Zhao-Hui

(Shanghai Jiaotong University, School of Mechanical Engineering, Shanghai 200030, China)

**Abstract** Four different turbulence models were applied to simulate three-dimensional flow field in annular turbine cascade with film cooling. Predictions with different turbulence models have been compared with the experimental results to reveal how well the models capture the features of the flow. Results indicate that secondary flow were generated near the holes because of the jet wake and weakened gradually downstream along the hole center. Comparing the computational results of four different turbulence models,  $k-\varepsilon$  model provides the best comparison with the experimental data. The computational results of B-L model overpredict the velocities in the near-wall region, and this model is not very well suited for the simulation of the secondary flow in the wake region.

**Key words** annular turbine cascade; hole ejection; turbulence model; numerical simulation; hot-wire measurement

## 1 引 言

随着涡轮入口温度的提高, 涡轮叶片气膜冷却技术越来越重要。由于喷射冷气的引入, 涡轮内部流场结构变得更加复杂。尤其是采用离散孔形式喷射冷气时, 导致了一种极为复杂的三维流场结构。了解射流与主流的掺混机理有助于在气膜冷却中抑制射流对主流的穿透, 提高冷却效率。

由于客观条件的限制, 国内外许多实验研究都是基于平板、曲面和平面叶栅进行的。随着计算机技术的快速发展, CFD 数值模拟技术受到越来越多研究者的重视。Garg 和 Bohn 采用数值计算的方法研究了叶片前缘气膜孔附近的流动特性<sup>[1,2]</sup>。Perry 实验研究了平板上射流与主流掺混的反向涡的形成, 见文献<sup>[3]</sup>。国内学者对平板和平面叶栅内

冷气射流的流场也做了大量的计算和实验工作<sup>[4~6]</sup>。本文采用 4 种不同的湍流模型对叶片表面带有小孔射流的环形涡轮叶栅内部流场进行数值计算, 同时, 将计算结果与单斜丝热线的实验测量结果进行比较, 研究不同湍流模型对计算结果的影响。

## 2 叶片模型及实验测量位置

实验和数值计算的叶片模型采用某型号涡轮叶片, 如图 1 所示。叶片压力面和吸力面各开了一排 (3 个) 孔, 孔径  $D=2$  mm, 孔间距为孔径的 3 倍, 孔喷射角度为  $90^\circ$ 。为了便于研究射流对主流的影响, 本文在实验和数值计算中吹风比  $M$  均取为 2。

分别以叶片压力面和吸力面上中间孔的圆心为

收稿日期: 2006-12-16; 修订日期: 2007-07-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No.50406017)

作者简介: 袁 锋 (1978-), 男, 湖北襄樊人, 博士研究生, 主要从事叶轮机械内部流场的实验研究与数值计算。

起点,沿孔下游取 5 个测量面 ( $L/D=0、1、3、5、8$ ),测量面垂直该处叶片弧线切线方向,热线实验具体测量位置如图 1 所示 ( $L$  表示沿叶片弧线方向距离孔中心的距离,  $S$  表示测量面上任意点距离叶片表面的距离)。

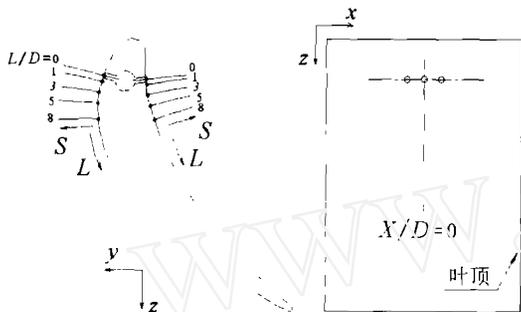


图 1 涡轮叶片模型和实验测量点位置

### 3 数值计算模型及网格

本文采用商业 CFD 软件 NUMECA, 选用 4 种不同的湍流模型分别进行计算: Baldwin-Lomax 模型、Spalart-Allmaras 模型、 $k-\varepsilon$ (Extended Wall Function) 模型和  $k-\varepsilon$ (Low Re Yang-Shih) 模型 (以下分别简称为 B-L、S-A、 $k-\varepsilon$  EWF 和  $k-\varepsilon$  LRYS)。

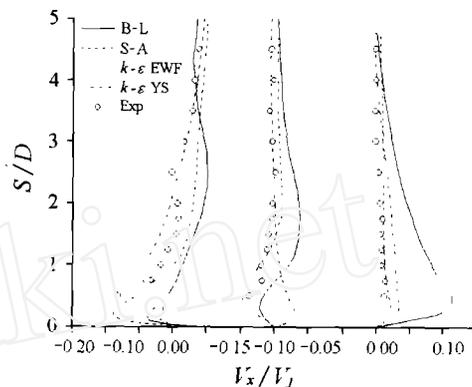
数值计算模型采用图 1 所示涡轮叶片。在划分网格时,叶片第一层网格  $y^+$  值取 1, 孔周围网格采用局部加密处理,网格总数在 80 万左右。以守恒形式的有限体积法进行空间离散,采用中心差分格式,时间采用四阶显式 Runge-Kutta 求解方法。为了加速收敛,采用了多重网格和隐式残差平均化技术。计算边界条件设置为:进口给流量,静温;出口给静压,固体壁面给定无滑移条件。叶片内部小孔的进口给流量,静温。壁面为绝热壁面条件。

### 4 结果与分析

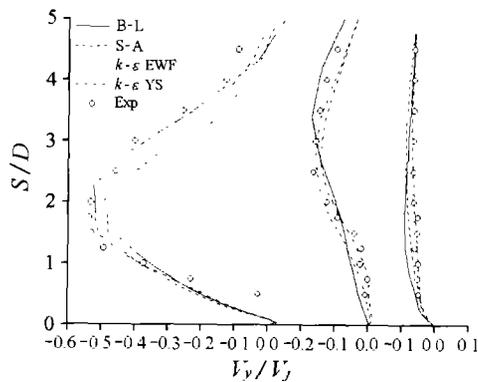
图 2 和图 3 给出了吸力面和压力面侧沿孔心 ( $X/D=0$ ) 下游不同位置 ( $L/D=1、3、8$ ) 的三维平均速度分布,同时,将不同湍流模型的计算结果与热线测试数据进行了对比。(图中  $V_j$  为小孔射流速度,  $V_x、V_y、V_z$  为沿坐标轴  $X、Y$  和  $Z$  方向的平均速度)。

图 2(a) 给出了叶片压力面侧沿孔中心 ( $X/D=0$ ) 下游不同位置  $V_x/V_j$  的分布。在孔下游 1 倍孔径处 ( $L/D=1$ ),由于射流尾迹的影响,靠近叶片表面处产生二次流,  $k-\varepsilon$  EWF 模型和 S-A 模型的计算结果与实验吻合较好。在  $L/D=3$  处,尾迹的影响减弱,二次流速度减小。在  $L/D=8$  处,尾迹的影响

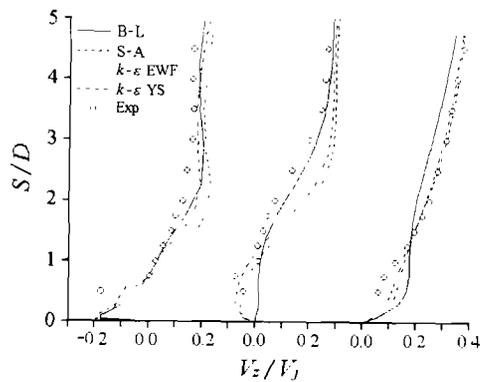
逐渐消失, B-L 模型在近壁面的计算结果则明显偏大。



(a)  $V_x/V_j$



(b)  $V_y/V_j$



(c)  $V_z/V_j$

$L/D=1$       $L/D=3$       $L/D=8$

图 2 压力面侧三维速度 ( $X/D=0$ )

由于吹风比比较大 ( $M=2$ ),且孔射流角度为  $90^\circ$ ,射流更多的进入主流区域,使得掺混区域沿  $Y$  方向的分速度 ( $V_y/V_j$ ) 较大,如图 2(b) 中的  $L/D=1$  和  $L/D=3$  位置。随着沿孔下游距离的增大 ( $L/D=8$ ),射流与主流逐渐掺混,射流又逐渐被主流压回壁面流动,  $Y$  方向的分速度 ( $V_y/V_j$ ) 减小。B-L 模型在  $L/D=8$  位置计算的速度偏大。

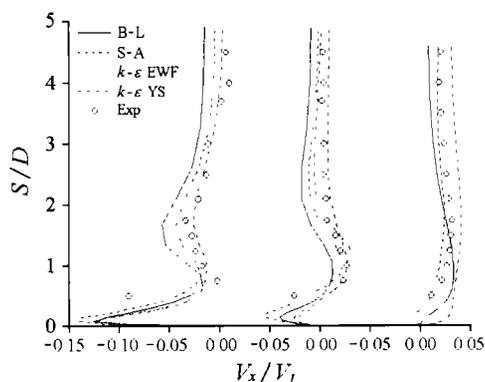
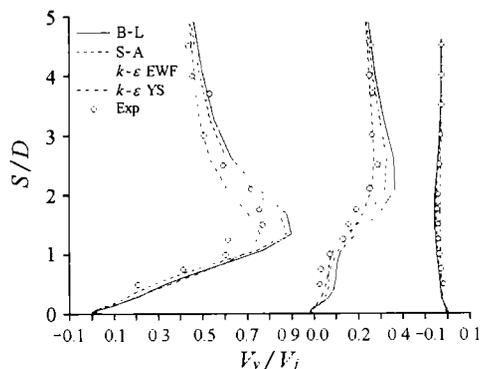
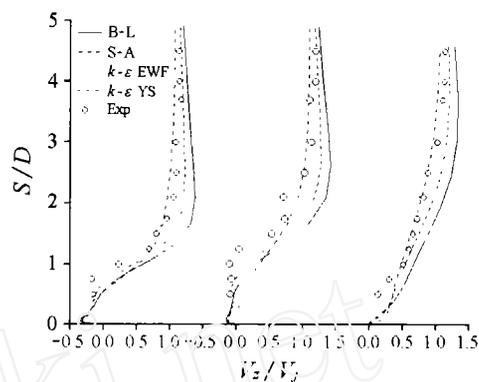
图 2(c) 中,  $L/D=1$  和  $L/D=3$  处于射流的尾

迹区域, 在近叶片表面区域有明显回流产生, 且回流速度值随下游距离的增大而逐渐减小。在  $L/D=3$  处, B-L 模型的计算结果没有捕捉到这一现象。在  $L/D=8$  处, 回流区域逐渐消失。

在吸力面  $L/D=1$  处, 由于靠近吸力面前缘, 叶片表面曲率较大, 射流更容易进入主流区域, 射流尾迹的影响也比较明显, 如图 3(a) 所示。在下游  $L/D=3$  处, 射流尾迹的影响减弱,  $V_x$  速度值有所减小。在  $L/D=8$  位置, 在近壁面区域, S-A 模型的计算结果仍为负值, 但较  $L/D=1$  和  $L/D=3$  位置的绝对值已明显减小, 其他模型的计算结果表明该处射流尾迹的影响基本消失。

从图 3(b) 的 3 个不同位置时速度  $V_y$  的变化可以看出射流和主流的掺混区域的变化过程。射流一开始进入主流区域, 又逐渐被主流压回叶片壁面流动。B-L 模型和 S-A 模型在掺混区域计算值略微偏大, 但变化趋势和实验一致。

对于轴向速度  $V_z$ , 和压力面一样, 由于  $L/D=1$  和  $L/D=3$  处于射流的尾迹区域, 在近叶片表面区域有回流产生, 速度为负值, 如图 3(c) 所示。在  $L/D=8$  处, 回流逐渐消失。与实验结果相比, B-L 和 S-A 模型在掺混区域计算值偏大。

(a)  $V_x/V_j$ (b)  $V_y/V_j$ (c)  $V_z/V_j$ 

$L/D=1$      $L/D=3$      $L/D=8$

图 3 吸力面侧三维速度 ( $X/D=0$ )

本文同时对网格数为 80 万和 120 万左右采用 S-A 湍流模型进行了计算, 压力面和吸力面上的速度值最大相差不超过 5%, 验证了网格无关性。

## 5 结 论

本文选用 4 种不同的湍流模型对叶片表面带有小孔射流的环形涡轮叶栅内部流场进行数值计算, 并与实验结果进行了对比。结果表明:

(1) 由于射流尾迹的影响, 孔下游靠近叶片表面产生二次流, 二次流随着下游距离的增大逐渐减弱。

(2) 在压力面孔射流附近区域,  $k-\epsilon$ EWF 模型和 S-A 模型的计算与实验结果吻合较好。在距离孔射流较远处,  $k-\epsilon$ 模型的计算结果与实验基本一致。B-L 模型在近壁面的速度值计算结果偏大。

(3) 在吸力面, 4 个湍流模型的计算与实验结果的符合程度较压力面好。  $k-\epsilon$ 模型在孔射流附近区域的计算结果与实验吻合较好。 B-L 和 S-A 模型在射流和主流掺混区域的计算值略微偏大, 但变化趋势和实验一致。

## 参 考 文 献

- [1] Vijay K Garg. Modeling Film-Coolant Flow Characteristics at the Exit of Shower-Head Holes. *Journal of Heat and Fluid Flow*, 2001, 22: 134-142
- [2] Dieter E Bohn, Karsten A Kusterer. Aerothermal Investigations of Mixing Flow Phenomena in Case of Radially Inclined Ejection Holes at the Leading Edge. *Journal Turbomachinery*, 2000, 122: 334-339
- [3] Y J Perry, S R Koh. Counter-rotation Streamwise Vortex Formation in the Turbine Cascade with Endwall Fence. *Computers & Fluids*. 2001, 30(4): 473-490
- [4] 王松涛, 冯国泰, 王仲奇. 叶栅内冷气射流场结构的数值模拟. *航空动力学报*, 2000, 15(3): 274-277
- [5] 杨科, 王松涛, 王仲奇, 等. 平面叶栅中冷气射流三维分离的数值模拟. *推进技术*, 2003, 24(1): 43-46
- [6] 赵晓路, 李维, 罗建桥. 冷气掺混对高压涡轮流场结构影响的数值分析. *工程热物理学报*, 2002, 23(5): 557-560