

文章编号:1000-8055(2009)03-0519-07

# 涡轮叶片前缘气膜冷却数值模拟

戴 萍<sup>1,2</sup>, 林 枫<sup>3</sup>

- (1. 哈尔滨工程大学 动力与能源学院, 哈尔滨 150001;
2. 青岛科技大学 机电学院, 青岛 266061;
3. 中国船舶重工集团 第 703 研究所, 哈尔滨 150036)

**摘 要:** 对具有双排气膜孔的涡轮叶片前缘进行了气膜冷却数值模拟,在吹风比  $M$  为 0.5, 1.0 的情况下得到了相邻两排孔的流场和气膜冷却效率的分布规律,并将计算结果与实验进行了对比分析. 结果表明: ①在不同的吹风比下,两排孔的冷气射流运动非常复杂,冷却效率沿流向的分布都是非线性的;在  $M$  为 1.0 时, 25° 的小角度喷射气膜冷却效果较好. ②利用两层  $k-\varepsilon$  湍流模型比传统的  $k-\varepsilon$  湍流模型数值预测的精确度高,可较好地模拟叶片前缘的气膜冷却特性.

**关 键 词:** 涡轮叶片; 气膜冷却; 两层  $k-\varepsilon$  湍流模型; 冷气射流; 喷射角

**中图分类号:** V231.1

**文献标识码:** A

## Numerical simulation of film cooling in leading edge of turbine blade

DAI Ping<sup>1,2</sup>, LIN Feng<sup>3</sup>

- (1. College of Power and Energy Engineering, Harbin University of Engineering, Harbin 150001, China;
2. College of Electromechanical Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao 266061, China;
3. Department of Gas Turbine,

No703 Research Institute of China Shipbuilding Industry Corporation, Harbin 150036, China)

**Abstract:** Film cooling characteristics of a turbine blade's leading edge with two rows cooling orifices were investigated. The flow and heat transfer characteristics about two rows of coolant at turbine blade's leading edge were acquired in the study. Furthermore, this paper calculated film cooling effectiveness when the injection angle was 25°, 35°, 45° and 65°. The computed results were presented in the form of adiabatic effectiveness contours on the blade surface and compared with experimental results. It was found that the strength and the size of vortex could be reduced by decreasing injection angle. It's proven that the best cooling effectiveness is provided by a small injection angle of 25° to the stagnation line. The results show that the transportation of two rows of staggered coolants is complicated. It's also shown that two-layer  $k-\varepsilon$  turbulence models are better than common  $k-\varepsilon$  turbulence models, and the description of coolant jet flow field in the turbine cascade is reasonable.

**Key words:** turbine blade; film cooling; two-layer  $k-\varepsilon$  turbulence model; coolant jet; injection angle

透平叶片前缘滞止区域气膜冷却不仅可以保护这个区域免受高温燃气的损害,而且影响着整

收稿日期:2008-02-15; 修订日期:2008-10-24

作者简介:戴萍(1971-),女,黑龙江大庆人,博士生,主要从事发动机热端部件冷却技术研究.

个叶片的气动特性和传热特性.与平板射流相比,由于薄边界层,高自由流湍流以及几乎与主流方向相反的冷气射流使得滞止区域气膜冷却相当复杂,因此准确预估这一区域的气膜冷却效果对燃气轮机叶片的设计至关重要.

数值模拟是研究叶片前缘气膜冷却流场及冷却效果问题的重要手段,但由于叶片前缘区域具有复杂的三维流动特征,目前还没有适合的湍流模型可以准确的预测气膜冷却的流场和换热特性.近年来,一些学者采用标准  $k-\varepsilon$  模型与标准壁面函数相结合的方法<sup>[1-4]</sup>来计算叶片气膜冷却问题,得出了一些有益的结论,但由于  $\varepsilon$  方程精度不够,对时均应变率较大的流动难以预测,因此不断有学者尝试采用新的模型来模拟这一问题,以期得到更为精确的结果. Lakehal 等人<sup>[5]</sup>利用 3-D 有限元方法划分网格,使用带有壁面函数的标准  $k-\varepsilon$  模型,在不同吹风比下,对对称涡轮叶片前缘的流场和换热特性进行预测,发现气膜冷却效率与实测值有较大偏差,利用 Bergeles 各向异性修正后,与实验能很好吻合.郭婷婷等人<sup>[6]</sup>采用 RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型并结合两层模型的壁面函数法对不同入射角度的横向紊动射流问题进行了数值模拟.王虎齐等人<sup>[7]</sup>利用 NUMECA 的 Fine/Turbo 软件求解三维定常 N-S 方程组,采用 Baldwin-Lomax 紊流模型计算了不同吹风比下叶片型面的静压分布. Azzi 等人<sup>[8-9]</sup>和 Rodi 等人<sup>[10]</sup>利用超越两方程模型及近壁面采用直接模拟的一方程湍流模型对叶片前缘气膜冷却特性进行了数值模拟.颜培刚等人<sup>[11-12]</sup>采用具有三阶精度 TVD (Total variation diminishing) 性质的有限差分格式和多区网格技术分析了在前缘滞止区域附近冷气射流的运动规律及气膜冷却对涡轮气动参数的影响.

为了更为精确地描述冷却气流喷入主流的细节过程,揭示叶片前缘多排孔冷气射流的运动规律,本文应用对回流、分离流预测较好的两层  $k-\varepsilon$  湍流模型对前缘有两排气膜孔的对称涡轮叶片进行数值模拟研究,并与试验数据进行了比较,详细分析了叶片前缘滞止区附近复杂的流场特征和冷却特性以及喷射角对气膜冷却效率的影响,从而为更好地进行透平叶片设计提供一定的参考.

## 1 数值模拟方法

### 1.1 湍流模型

本文采用的两层  $k-\varepsilon$  湍流模型<sup>[8]</sup>是介于壁面

函数和低雷诺数模型<sup>[13]</sup>之间的一种中间模型,它在受粘性力影响的近壁面应用一方程模型<sup>[10]</sup>,外部流动应用标准  $k-\varepsilon$  模型<sup>[5]</sup>,两层  $k-\varepsilon$  湍流模型的优势表现在:第一,与单纯低雷诺数方法相比,在粘性边界层处可以用较少的网格点来比较精确地描述复杂的流动,例如它在计算旋转的同性剪切流,包括自由流、回流、分离流以及旋涡流中有较强的优势;第二,对于存在逆压力梯度的边界层,两层  $k-\varepsilon$  湍流模型较传统的  $k-\varepsilon$  模型有更精确的预测<sup>[14-15]</sup>.

本文研究的几何模型为一个前缘有相邻两排圆柱形冷气孔的透平叶栅,冷气孔在叶片前缘对称交错排列,如图 1 所示.第一排孔、第二排孔分别与滞止线呈 17 和 45 角,气膜孔与叶高方向呈 30 角.叶片弦长  $L$  为 230 mm,叶高  $H$  为 300 mm,栅距  $P$  为 173 mm,气膜冷却孔直径  $D$  为 3 mm,孔间距为  $6D$ ,每排冷气孔数为 13 个.

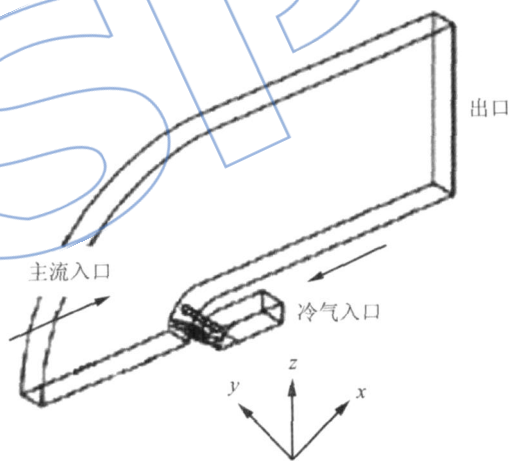


图 1 计算域和边界条件

Fig. 1 Computational domain and boundary conditions

### 1.2 计算网格及边界条件

用分区域非结构化网格划分整个计算域.根据模型的特点,将计算域划分为弯曲叶片表面、冷却孔排和供气腔三部分,各部分分别生成网格,然后通过交界面的形式连接为一个整体.在近壁面及射流与主气流混合区网格密集,第一层网格的取值保证  $y^+$  小于 1.0,总网格数为 70 万左右,如图 2 所示.

图 3 给出了吹风比  $M = 0.5$  时,在对网格进行进一步加密后计算结果的比较,所提取的数据为第二排气膜孔下游处沿射流方向的气膜冷却效率,从图中可以看出使用两种网格节点数所计算出的冷却效率非常接近,最大误差小于 1%,说明

所采用的网格无关性很好.

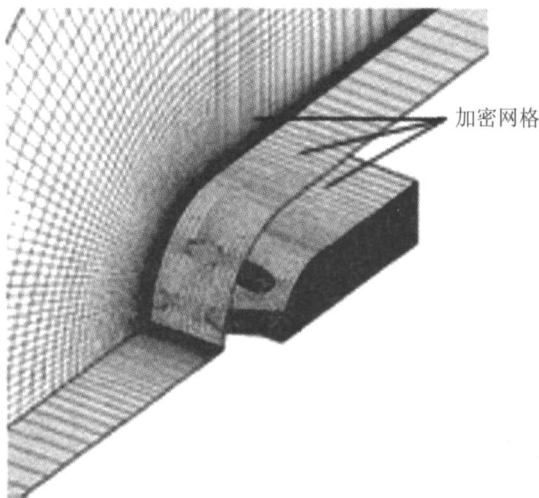


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

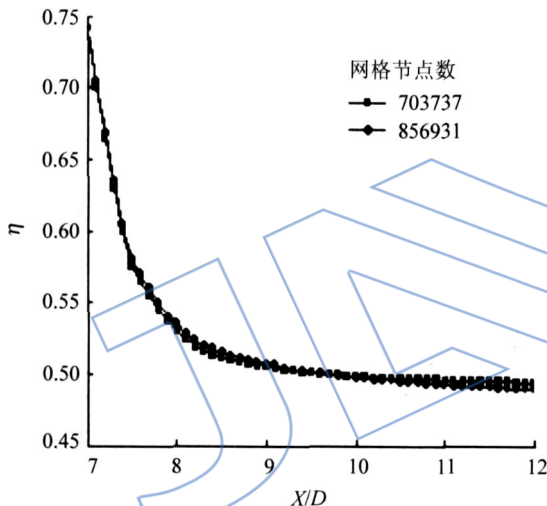


图 3 网格无关性检验

Fig. 3 Grid independence check

叶片到叶片之间的流通面为周期边界,叶片半高截面为对称边界,端壁和型面为无滑移无渗透的物面,前缘上游截面为总压进口边界,进口紊流度设定为 1%,来流总温为 390 K.尾缘下游截面为压力出口边界,给定一个标准大气压.气膜孔的进出口都为交界面,孔壁为无滑移无渗透的物面边界.供气腔的顶壁与气膜孔进口交界,底面为流量进口边界,流量由吹风比确定,冷气进口温度设定为 307 K,进口紊流度设定为 2%.供气腔的两侧壁为周期边界,顶壁为无滑移物面.所有物面都设为绝热边界.

吹风比定义为

$$M = \rho_c v_c / \rho_\infty v_\infty$$

式中  $\rho_c$  和  $\rho_\infty$  分别为冷却气体和主流气体的密度,  $v_c$  和  $v_\infty$  分别为冷却气体喷射速度和主流气体的来流速度.这里  $M$  分别为 0.5 和 1.0,密度比为 1,  $v_\infty = 10 \text{ m/s}$ .定义气膜冷却效率

$$\eta = (T_{aw} - T_\infty) / (T_c - T_\infty)$$

其中下标 aw 代表壁面, c 代表冷气,  $\infty$  代表主流.

### 1.3 数值方法

本文采用 Fluent 6.1 分离隐式求解器对 N-S 雷诺时均紊流方程进行求解,湍流模型采用两层  $k-\epsilon$  湍流模型,压力-速度耦合采用 Simplec 算法.利用瞬态插值法避免压力场振荡,利用强隐式法求解代数差分方程.各参数的离散采用二阶精度的迎风格式,亚松弛求解直至收敛.

## 2 结果与分析

### 2.1 计算结果与实验的对比

图 4 为应用两层  $k-\epsilon$  湍流模型和标准  $k-\epsilon$  湍流模型在不同吹风比下计算出的气膜冷却效率和实验数据<sup>[16]</sup>对比图,计算出的冷却效率在分布规律上与实验结果较相似,切更能反映局部变化规律.图中横坐标表示的是孔排离滞止点的距离,纵坐标为沿叶高方向的气膜冷却效率.可以看出,在  $M = 0.5$  时,叶片前缘表面第一排孔附近的冷却效率较高,这是由于在低吹风比时,从第一排孔喷射出的冷气能够较好地贴附于壁面.当  $M = 1.0$  时,叶片前缘表面该区域的冷却效率与低吹风比相比有所下降,原因是在高吹风比时,射流掺入了主流边界层,使得保护壁面的冷却工质的质量减少,导致了冷却效率的降低.在第二排冷气孔出口附近,不同吹风比下的冷却效率没有明显差别,而在冷气口下游区域,较高吹风比下的冷却效率与低吹风比相比下降的非常迅速,这可能是由于在较高吹风比下冷气射流对主流边界层的过度渗透及两排孔射流的相互干扰和强烈的湍流混合,使得冷气流对主流的阻碍作用增强,在冷却孔后部区域生成了强度和尺度都非常大的涡系.另外,从图中还可以看到在任何吹风比下,第一排孔下游处的冷却效率都低于第二排孔,原因是由于第一排孔中冷却工质与第二排孔中射出的冷却工质相混合,使得第二排孔的下游产生了较高的冷却效率.从图中看到应用两层  $k-\epsilon$  紊流模型除了在两排孔之间区域预测的冷却效率比实验值略高之外,其余区域都与实验值能很好的吻合,与标准

$k-\varepsilon$  湍流模型相比其预测精度显著提高.

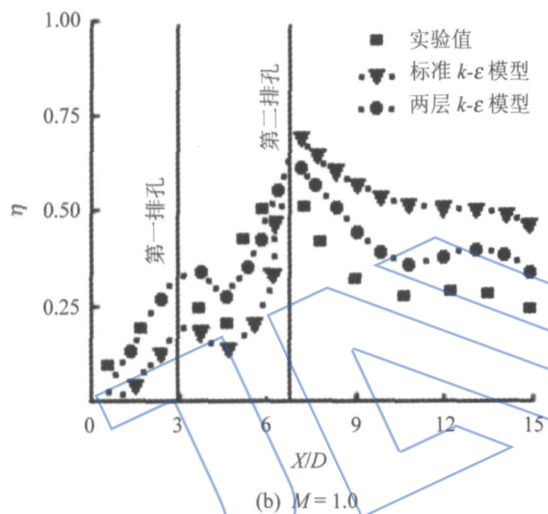
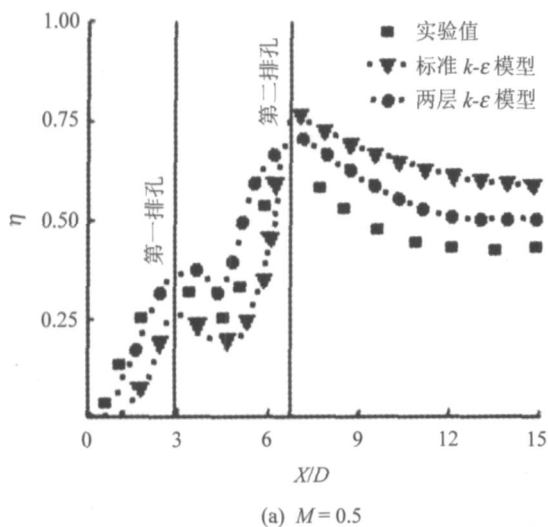


图 4 实验与计算的气膜冷却效率对比图  
Fig. 4 Film cooling effectiveness for computed and measured

数值计算与实验测量有一定误差的主要原因是湍流模型低估了射流与主流间的掺混作用,主

要表现在:在气膜孔附近区域低估了冷气与主流的动量扩散,使计算出的冷却效率偏低;在气膜孔下游远方,低估了冷气与主流的能量扩散以及掺混作用导致的射流穿透力偏大,使得计算出的冷却效率偏高,这与文献[17]所得出的结论是一致的.

2.2 叶片壁面冷却效率分布规律

图 5 和图 6 形象地表示了叶片前缘两排孔的气膜冷却效率分布,可以清楚地看到在吹风比  $M = 0.5$  和  $1.0$  情况下,前缘表面上冷却效率分布有明显的不同.分析图 5 中第一排孔的情况:由于叶片前缘滞止线区域直接面对主流的冲击,使得叶片前缘最高压力出现在滞止线上,在主流向内、背弧两侧加速的过程中压力迅速降低,这一较大的顺压力梯度使得冷气平展地向下游发展,有利于冷气的气膜冷却作用.从图中可以看到,当  $M = 0.5$  时,冷气能较好地贴附于壁面,在向下游发展过程中,由于冷气量消耗的缘故,冷却效率有所下降;当  $M = 1.0$  时,由于吹风比较大,导致冷气射流具备了穿越壁面附面层的能力,这样射流就不易在冷却孔出口附近贴附于壁面,而是呈现一个比小吹风比更加明显的弯向壁面的过程,导致冷却效率的下降,但是在距冷却口下游较远处,没有贴附于前缘壁面的冷气在那里起到了冷却作用,因此冷却效率又重新升高.

分析图 6 中第二排孔的情况:可以看到第二排孔出口处的冷却效率明显高于第一排孔,出现了极大值.在两种吹风比下,冷却孔下游较远处的冷却效率都迅速下降.这主要是由于从第一排孔中射出的冷气有一部分到达了第二排孔,并于第二排孔的射流冷气相混合,导致第二排孔冷却效率的升高.另外,对于逆主流喷射的冷气射流来说,

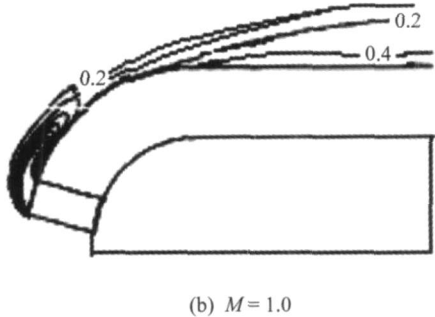
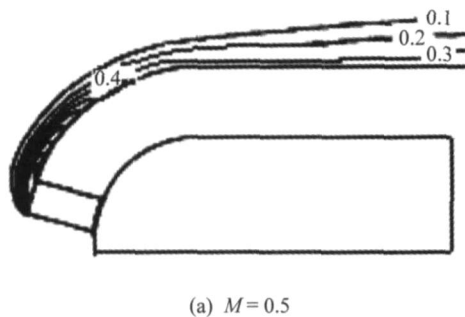


图 5 第一排孔气膜冷却效率分布  
Fig. 5 Film cooling effectiveness for the first row

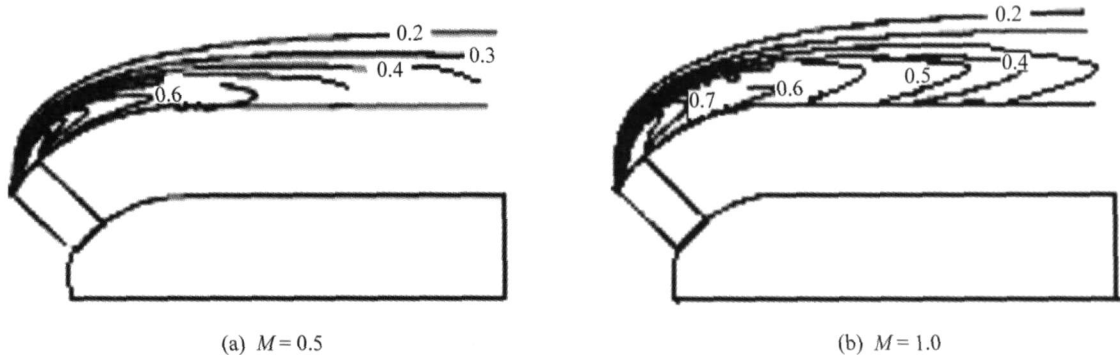


图 6 第二排孔气膜冷却效率分布

Fig. 6 Film cooling effectiveness for the second row

由于主流对冷气射流有较强烈的冲击作用,使得冷气射流迅速向滞止线方向覆盖,这样在冷气孔出口处冷却效率局部最大.在冷气孔下游远处,由于冷气量消耗的缘故,所有吹风比下的冷却效率都会下降.

### 2.3 前缘冷气喷射流场特点

图 7 和图 8 为两排孔沿流动方向上的速度场分布.由于每一个冷气孔边界上的参数不同,导致了两排孔出口及其下游部分的流型差别较大,在冷气孔出口附近产生的涡旋程度也不尽相同.第一排孔冷气射流处于高压区,存在着较大的顺压力梯度,有利于冷气流沿冷气孔下游均一地发展.观察图 7 可以清楚地看到前缘逆主流冷气射流在壁面附近的流动特点,即冷气流被主流压弯沿冷气孔下游方向发展的趋势非常明显.随着吹风比的增大,冷气流的动量随之增大,导致射流在冷气孔出口附近不易贴于壁面,因此存在着比小吹风比更加明显的射流被主流压弯的过程.

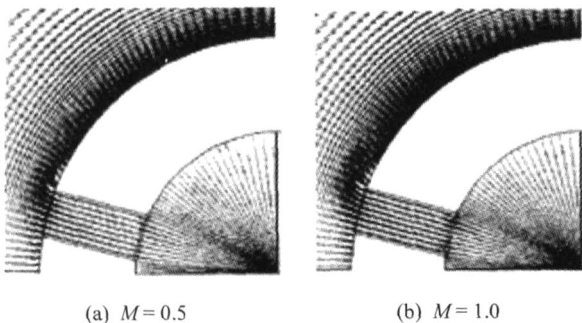


图 7 第一排孔速度场分布

Fig. 7 Velocity field for the first row

第二排孔冷气射流处于低压区,因此其冷气喷射的速度场分布与第一排孔有明显的不同.第二排孔冷气射流在与主流相互作用的过程中,前

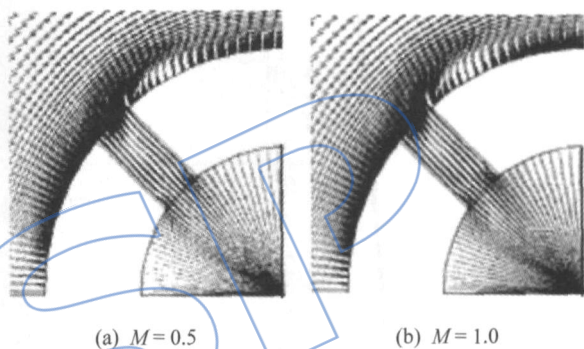


图 8 第二排孔速度场分布

Fig. 8 Velocity field for the second row

缘冷气出口速度可以分解为法向分量(正对主流方向)和侧向分量(沿滞止线方向),二者所占出口速度的大小比例与冷气孔的方向有关.沿法向方向,主流动量影响远大于冷气动量的影响,冷气射流在主流的作用下被压弯,贴附于壁面两侧向下游发展.沿滞止线方向,由于冷气射流对主流的阻碍作用,主流在遇到冷气柱时速度立刻减小,并且绕过冷气柱,占据冷却孔后部区域并生成一对旋转方向相反的卵形涡,将周围高温气体卷入冷气射流之下,使得冷气射流抬离壁面向冷气孔下游发展.由于主流与冷气射流的掺混作用,冷气射流在向下游运动的过程中又重新贴近壁面,从图 8 中可以清楚地看到第二排孔冷气射流在壁面附近的流动特点.在低吹风比时,高温气体被卷吸起来的趋势不如高吹风比时明显.

### 2.4 喷射角度对冷却效率的影响

图 9 表示在  $M = 1.0$  时不同喷射角度条件下,气膜冷却效率分布曲线.可以看到,  $\alpha = 25^\circ$  时的冷却效率高于其它喷射角的冷却效率,甚至在第二排孔出口处最高达到了 0.75.在第一排孔出口处,各喷射角情况下的冷却效率相差不大,在两

排孔之间,由于小喷射角的气膜覆盖效果较好,因此随喷射角增加,冷却效率依此下降.然而冷却效率从第二排孔出口向下游发展过程中变得有些复杂,各喷射角下的冷却效率在下降过程中都开始重新升高,而 $\alpha = 65^\circ$ 时的效率有明显升高的趋势.原因可以结合图10第二排孔在 $M = 1.0$ , $X/D = 8$ 处不同喷射角度的速度矢量图来分析,

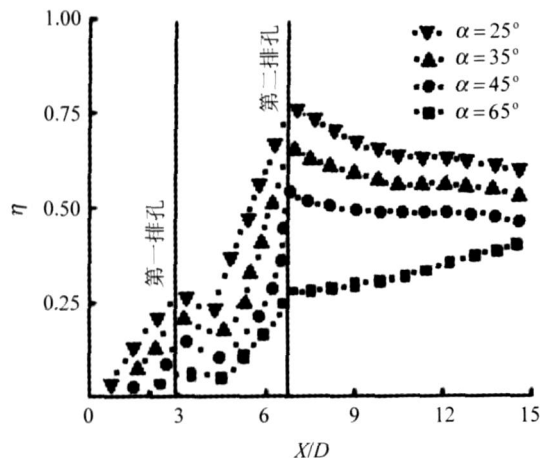


图9  $M = 1.0$  时不同喷射角的气膜冷却效率分布

Fig.9 Film cooling effectiveness for  $M = 1.0$  at various angles

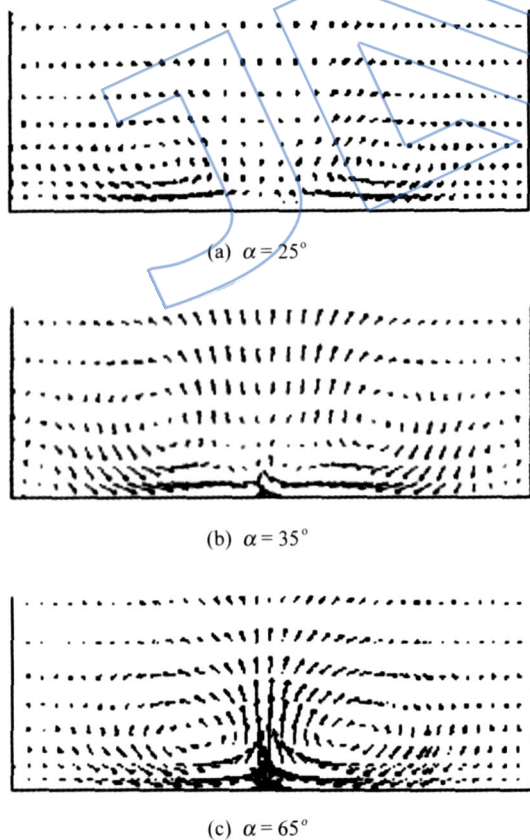


图10 第二排孔  $X/D = 8$  处的速度矢量 ( $M = 1.0$ )

Fig.10 Velocity vectors of the second row at  $X/D = 8$

在 $\alpha = 25^\circ$ 时,冷气射流对主流的阻碍作用比较小,生成的卵形涡对较弱,在主流的作用下,冷气射流比较迅速地贴附于壁面,对壁面起到了很好的保护作用,因此小角度喷射的冷却效率始终高于其它喷射角的效率.当 $\alpha = 35^\circ$ 和 $65^\circ$ 时,由于冷气流对主流的阻碍作用迅速增强,在冷气柱后部两侧生成了一对方向相反的卵形涡,其强度和尺度随 $\alpha$ 的增大而增大.这一对卵形涡将冷气卷吸成两股冷气流,使冷气射流在向下游发展的开始阶段逐渐抬离壁面,卵形涡的强度和尺度越大,其卷吸冷气流并使其向四周掺混的程度也越大,当卵形涡很快地耗散掉以后,在外界主流作用下,被卷吸起来的冷气流重新贴附于壁面,此时叶片表面的绝热效率将逐渐升高,因此 $\alpha = 65^\circ$ 时升高的趋势很明显.

### 3 结 论

1) 应用两层 $k-\varepsilon$ 湍流模型比传统的 $k-\varepsilon$ 模型预测的精确度高,可较好地模拟叶片前缘气膜冷却的主要流动特征与冷却特性,但在数值的准确性上还需要进一步的完善.

2) 对于位于前缘滞止线附近的第一排孔,存在较大的顺压力梯度,这一较大的顺压力梯度有利于冷气流向冷气孔下游均一地发展.第二排孔冷气射流处于低压区,冷气射流在与主流相互作用的过程中,由于冷气射流对主流的阻碍,在冷气孔后部区域生成了一对旋转方向相反的卵形涡,使得冷气射流抬离壁面向冷气孔下游发展.由于主流与冷气射流的掺混作用,冷气射流在向下游运动的过程中又重新贴近壁面.

3) 减小喷射角度可以减小卵形涡的强度和尺寸,使射流核心更易于贴近壁面,有利于冷气在壁面上的覆盖.在本文的计算条件下, $\alpha = 25^\circ$ 的气膜冷却效率高于 $\alpha = 35^\circ, 45^\circ$ 和 $65^\circ$ 时的冷却效率.在所有情况下,冷却效率沿流向的分布都是非线性的.

### 参考文献:

- [1] Theodoridis G S, Lakehal D, Rodi W. Three-dimensional calculations of the flow field around a turbine blade with film cooling injection near the leading edge[J]. Flow Turbulence Combustion, 2001, 66: 57-83.
- [2] Day R B, Oldfield L G, Lock G D. The influence of film cooling on the efficiency of an annular nozzle guide vane cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 145-151.

- [3] Abuaf N, Bunker R, Lee C P. Heat transfer and film cooling effectiveness in a linear airfoil cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 302-309.
- [4] Funazaki K, Yokota M, Yamawaki K. The effect of periodic wake passing on film effectiveness of discrete holes around the leading edge of a blunt body[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 292-301.
- [5] Lakehal D, Theodoridis G, Rodi W. Three dimensional flow and heat transfer calculations of film cooling at the leading edge of a symmetrical turbine blade model[J]. Journal of Fluid Flow, 2001, 22(2): 113-122.
- [6] 郭婷婷, 金建国, 李少华, 等. 不同出射角度对气膜冷却流场的影响[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(16): 117-121. GUO Tingting, JIN Jianguo, LI Shaohua, et al. A numerical simulation in film cooling flows with different injection angles[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(16): 117-121. (in Chinese)
- [7] 王虎齐, 陈党慧, 康顺. 涡轮叶片前缘气膜冷却的数值研究[J]. 动力工程, 2007, 27(1): 6-10. WANG Huqi, CHEN Danghui, KANG Shun. Numerical study on the effect of film cooling at leading edges of turbine blades[J]. Journal of Power Engineering, 2007, 27(1): 6-10. (in Chinese)
- [8] Azzi A, Lakehal D. Perspectives in modeling film cooling of turbine blades by transcending conventional two-equation turbulence models[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 472-484.
- [9] Azzi A, Abidat M, Jubran B A, et al. Film cooling prediction of simple and compound angle injection from one and two staggered rows[J]. Numerical Heat Transfer Part A, 2001, 40: 1-21.
- [10] Rodi W, Mansour N N, Michelassi V. One equation near wall turbulence modeling with the aid of direct simulation data[J]. ASME Journal of Engineering for Fluids, 1993, 115: 196-205.
- [11] 颜培刚, 王松涛, 韩万金. 涡轮叶栅前缘气膜冷却对气动参数影响的数值研究[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 44-47. YAN Peigang, WANG Songtao, HAN Wanjin. Numerical simulation of influence of leading edge film-cooling on aerodynamic parameters in turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 44-47. (in Chinese)
- [12] 颜培刚, 王松涛, 韩万金, 等. 涡轮叶栅前缘气膜冷却数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 623-628. YAN Peigang, WANG Songtao, HAN Wanjin, et al. Numerical simulation of leading edge film-cooling in a turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 623-628. (in Chinese)
- [13] Kim J, Moin P, Moser R. Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number[J]. Journal of Fluid Mechcal, 1987, 177: 133-166.
- [14] LU Xiaochen, JIANG Peixue, Sugishita H, et al. Conjugate heat transfer analysis of film cooling flows[J]. Journal of Thermal Science, 2006, 15(1): 85-91.
- [15] Azzi A, Jubran B A. Influence of leading-edge lateral injection angles on the film cooling effectiveness of a gas turbine blade[J]. Heat Mass Transfer, 2004, 40: 501-508.
- [16] Goldstein R J, Chen H P. Film cooling on a gas turbine near the leading[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1985, 107: 117-122.
- [17] 刘高文, 刘松龄. 涡轮叶栅端壁气膜冷却数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 130-133. LIU Gaowen, LIU Songling. Numerical simulation of endwall film-cooling in a turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 130-133. (in Chinese)