

实际叶片前缘冲击冷却流动和换热的数值研究

刘钊, 丰镇平, 宋立明

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 应用数值方法研究了射流孔径对燃气轮机透平叶片前缘内部冲击冷却流动和换热的影响, 并采用商用计算流体力学软件 CFX11.0 求解稳态可压时均 N-S 方程, 且 SST $\kappa\omega$ 湍流模型的总体求解精度为二阶. 以某典型燃气轮机透平叶片前缘中截面拉伸的曲面为研究对象, 同时考虑了相同射流量下的 4 种不同射流孔径的影响, 经研究表明: 在计算条件下, 随着射流孔径增大, 靶面上平均努塞尔数和弧长方向平均努塞尔数沿展向的分布都更为均匀, 从中截面到叶顶位置的分布更是如此; 靶面上的努塞尔数和弧长方向平均努塞尔数的最小值随着射流孔径的增大而增大, 这说明采用大射流孔径可以有效提高冲击冷却的换热量, 减小冲击冷却引起的热应力.

关键词: 射流孔径; 冲击冷却; 实际叶片前缘; 冲击射流

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2011)01-0005-05

Numerical Study on Flow and Heat Transfer of Impingement Cooling on Leading Edge of Actual Turbine Blade

LIU Zhao, FENG Zhenping, SONG Liming

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A numerical study was performed to simulate the flow and heat transfer of impingement cooling on the leading edge of a turbine blade. Calculations were done by using a commercial CFD software CFX11.0 to solve Reynolds-averaged N-S equations in conjunction with the SST $\kappa\omega$ two-equation turbulence model with an overall accuracy of the second order. The influences of four jet nozzle diameters at the same mass flow rate were considered for a target surface stretched by the middle cross section of the internal leading edge of a typical modern gas turbine blade. The result shows that the Nusselt number at the turbine blade leading edge and the streamwise average Nusselt number are more even when the jet nozzle diameter is larger, especially from the middle span to the tip of the blade. The minimum values of Nusselt number of the turbine blade leading edge and streamwise average Nusselt number will increase with the jet nozzle diameter, indicating that larger jet nozzle diameters will improve the performance of impingement cooling on the leading edge of a turbine blade.

Keywords: jet nozzle diameter; impingement cooling; actual blade leading edge; impinging jet

由于透平叶片前缘受到高温来流的强烈冲刷作用, 所以其热负荷非常高. 为了使叶片能在高温下工作, 必须对叶片进行冷却. 叶片前缘区域常用的冷却方法有冲击冷却、气膜冷却以及其他非直接冲击的

强制对流冷却. 冲击射流是提高局部换热系数最有效的方法之一, 但是冲击射流结构会削弱结构强度, 所以冲击冷却仅适用于热负荷非常大的情况, 即最适合用于叶片前缘^[1].

收稿日期: 2010-05-12. 作者简介: 刘钊(1982—), 男, 博士生; 丰镇平(联系人), 男, 教授, 博士生导师. 基金项目: 国家重点基础研究发展计划资助项目(2007CB210107).

网络出版时间: 2010-10-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/61-1069_t.20101019.2211.020.html

1969年,Chupp等人^[2]第一次实验研究了半圆形靶面在单排冷却射流下的冲击冷却换热,给出了实验参数范围内的 Nu 、 Re 、射流孔径、射流至靶面的间距,以及射流孔间距与靶面直径间的关系式。1990年,Bunker和Metzger^[3]实验研究了靶面形状对叶片前缘冲击冷却的影响,结果表明增大靶面曲率半径、减小射流至靶面的间距可以增大换热系数,减小节距与射流孔径之比可以增大展向平均换热系数和展向换热系数梯度。Choi等人^[4]实验研究了半圆形凹面冲击冷却的流动与换热特性,研究了速度核心区的长度和射流壁面的发展过程以及换热系数二次峰值的产生机理和产生的位置。Kumar和Prasad^[5]通过数值模拟研究了半圆形凹面的单排孔冲击冷却换热,结果显示采用 SST $\kappa\omega$ 模型的模拟结果与 Chupp 关系式的计算结果吻合得较好。Alvarez等人^[6]用实验和数值模拟的方法研究了低压透平静叶前缘两列差排孔冲击冷却系统的换热和流动特性,结果发现滞止区的 Nu 均值和单排的平均值与 Re 呈指数关系,其指数值比相应的 Chupp 得出的指数值小,表明用 Chupp 的结果在小曲率半径下的凹面可以得到很精确的结果。20世纪80年代初,郑际睿等人^[7]实验研究了单排圆孔空气射流对半圆柱形凹面的冲击冷却换热工况。苑中显等人^[8]采用液晶显示技术,在大冲距范围内对2种实际叶型的前缘凹面的模拟表面进行了射流冲击换热实验,并与半圆凹面的换热进行了比较,给出了换热准则关系式。

上述研究主要是针对以圆弧形凹面为靶面的冲击冷却,而本文以某典型燃汽轮机透平叶片前缘中截面^[9]拉伸后的直叶片内部曲面为研究对象,应用数值方法研究了不同射流孔径对叶片前缘内部流动与换热的影响。

1 计算模型及方法

某典型燃汽轮机透平叶片前缘中截面拉伸后的直叶片内部曲面如图1所示,其中射流孔至靶面的距离为3 mm,射流孔间距为3 mm,叶片长度为42.65 mm,沿展向分布14个射流孔,射流孔长度为1 mm。由于叶顶出口距离最后一个射流孔比较近,为了解决计算的收敛性,本文在叶顶出口处增加了一个15 mm长的前缘通道延伸段,同时还考虑了相同射流量下的4种射流孔径(0.5、0.6、0.8、1 mm)的情况。

计算流体动力学软件采用 CFX11.0,湍流模型

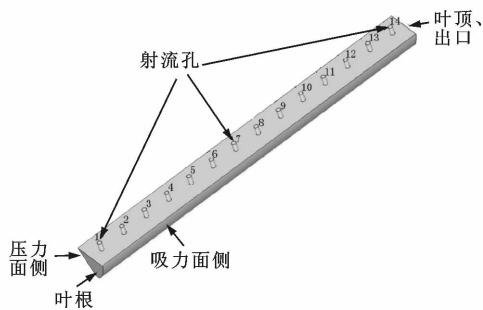


图1 直叶片内部曲面结构

采用 SST $\kappa\omega$ 模型,计算时一个节距的网格结构如图2所示。为了改善网格质量,壁面附近用O型网格剖分。沿边界层内的垂直壁面方向布置了15个(15个以上)网格节点,壁面第1层网格的 $Y^+ \leq 1$,并在射流孔下游及下游周围进行了加密处理。4种射流孔径下的总网格数均约为340万^[10]。

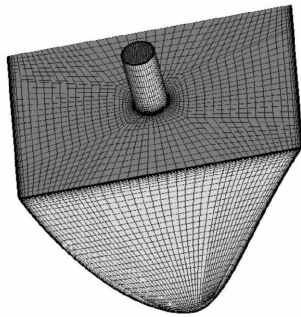


图2 一个节距的网格结构

计算边界条件类似 Timko^[9]实验条件,均在绝对坐标系下给定:射流进口给定总温,壁面均为无滑移边界条件;换热计算给定恒定壁面温度,壁温与实验涡轮进口总温之比为0.7^[11]。进口流量为1.182 g/s,在射流孔径为0.6 mm下的流量符合实际应用要求。叶顶为出口,静压为0.1 MPa。

2 计算结果及分析

2.1 冷却射流在前缘内的流动结构

以射流孔径为0.6 mm时的叶片前缘内部冲击冷却流动情况为例,来研究冷却射流在叶片前缘内部通道中的流动结构。从叶根起沿展向将射流孔分别编号(1~14),如图1所示。图3为射流孔径为0.6 mm时,2、8、13号3个射流孔垂直于展向中截面的流线图。从图中可以看出,2号孔的冷却射流可以直接冲击到靶面上,并且在直接冲击位置两侧各存在一个射流的典型涡,其中吸力面侧的涡的范围稍大。在中叶展处,冷却气流已经不能直接喷射到靶

面上,此处射流的典型涡的范围增大,吸力面侧的射流典型涡的范围比压力面侧的大,冷却射流在吸力面侧的涡的推挤作用下偏向压力面侧流动. 经上游射流孔和 8 号射流孔射流的共同作用,在 8 号射流孔的垂直位置附近的压力面侧出现了一个从壁面迎向来流的流动. 在近叶顶处和吸力面侧,射流的典型涡的范围将进一步增大,并将冷却射流进一步推向压力面侧,由此压力面侧的涡的范围增大,这 2 个涡将导致气流对两侧壁的冲刷更加强烈,而射流垂直位置的流动速度却比较低.

图 4 为射流孔径为 0.6 mm 时靶面极限流线及压力分布. 从图中可以看出,射流冲击到靶面的位置和射流与上游来流相遇的位置的压力相对较高. 只有前 2 个射流孔的冷却射流可以直接垂直地冲击到靶面上,之后向四周流动,此时沿展向向上游流动的气流与上游射流孔来流相遇并相互挤压,从而在吸力面侧和压力面侧形成涡. 这 2 个涡卷吸了吸力和压力面侧的横向流动气流,使得只有靶面两侧在靠近射流面附近的横向流动气流才能继续流向下游.

在横向流动的作用下,射流在靶面上的滞止点偏离了射流孔垂直于靶面的位置,射流与沿展向的横向流动相遇的位置也偏离了滞止区的中间位置,并向叶顶方向移动,此时气流流动形态受横向流动的作用而呈扁形. 射流距离叶根越远,射流滞止区偏离射流孔垂直于靶面的位置就越远,射流与横向流动相遇的位置偏离滞止区的中间位置就越远,最终射流滞止区和交汇区一起消失. 在垂直于展向的涡的作用下,吸力和压力面侧各存在一条分离线.

2.2 射流孔径对靶面换热的影响

图 5~图 8 分别给出了射流孔径为 0.5、0.6、0.8、1 mm 时靶面上 Nu_d 分布. Nu_d 是以射流孔径为特征长度的努塞尔数,定义为

$$Nu_d = \frac{hd}{\lambda} = \frac{q_w}{T_w - T_j} \frac{d}{\lambda} \tag{1}$$

式中: h 为换热系数; q_w 为壁面热流密度; d 为射流孔径(为了避免特征长度对 Nu_d 的影响, d 取 1 mm); T_w 和 T_j 分别为靶面壁温和射流孔进口冷却气体温度; λ 为空气的导热系数.

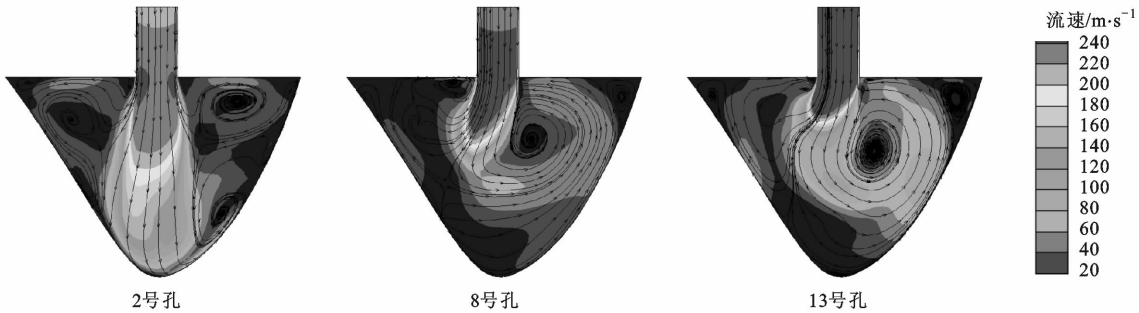


图 3 射流孔径为 0.6 mm 时 3 个射流孔垂直展向中截面的流线图

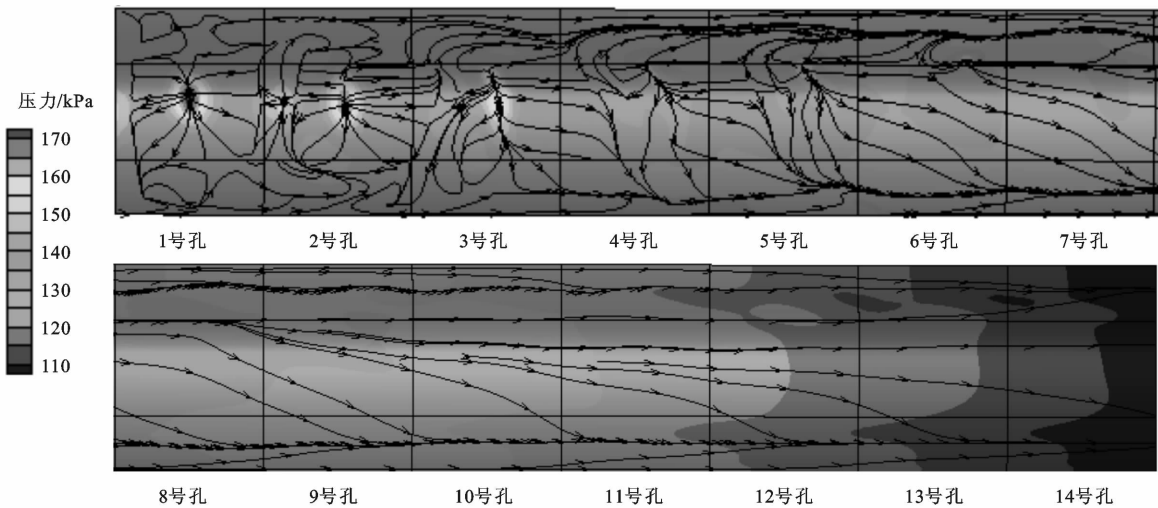


图 4 射流孔径为 0.6 mm 时靶面极限流线及压力分布

从图5~图8可以看出, Nu_d 的最大值均出现在1号孔射流对应的靶面上, 在射流直接冲击位置的 Nu_d 比较大. 在射流与沿展向的横向流动相遇而产生壁面向外分离流动的位置上存在着一个大 Nu_d 区域, 该区域随射流流形被挤扁而呈扁形, 见图

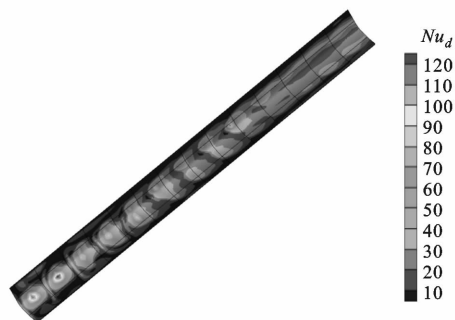


图5 射流孔径为0.5 mm时靶面上 Nu_d 分布

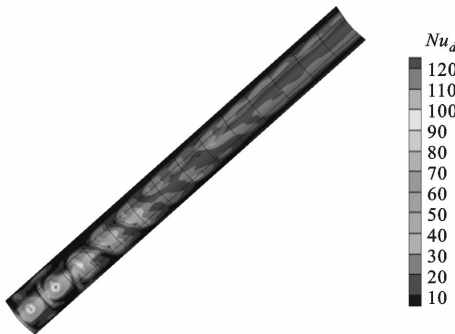


图6 射流孔径为0.6 mm时靶面上 Nu_d 分布

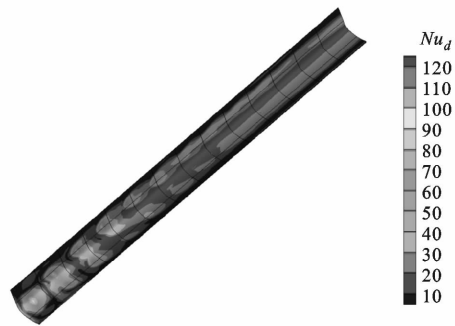


图7 射流孔径为0.8 mm时靶面上 Nu_d 分布



图8 射流孔径为1 mm时靶面上 Nu_d 分布

5和图6. 由于射流典型涡的冲刷作用, 使得靶面两侧都存在着 Nu_d 相对较大的区域. 随射流孔径的增大, 射流在靶面上产生的大 Nu_d 区域面积增加. 射流速度随射流孔径的增大而减小, 射流孔径增大, 射流冲击到靶面上的难度越大, 射流在靶面上的滞止区数量减少, 由射流滞止带来的大 Nu_d 区域数量随之减少. 同时, 射流向叶顶方向偏移更为显著, 射流与横向来流相遇位置的分离流动所产生的大 Nu_d 区域与射流产生的大 Nu_d 区域重合得更快. 射流孔径增大, 射流的典型涡对靶面两侧的冲刷更加强烈, 从而造成中叶展和近顶部两侧面的部分区域的 Nu_d 较大. 随射流孔径的继续增大, 大 Nu_d 区域增大, 射流冲击到靶面的位置向压力面侧偏移就更为显著, 进而导致压力面侧的 Nu_d 大于吸力面侧.

图9为射流孔径对弧长方向平均 Nu 沿展向分布的影响, 图中纵向虚线为射流的中心位置. 平均 Nu 是将 Nu_d 在弧长方向采用面积加权平均获得的. 从图中可以看出, 在射流冲击到靶面上的位置弧长方向平均 Nu 比较大, 在射流与横向来流相遇产生分离位置的平均 Nu 也相对比较大. 在射流与横向来流相遇的位置和射流滞止区重合的位置, 以及在冷却射流被横向流动压扁的位置上, 都将产生一个更大的 Nu 峰值. 越是靠近叶顶, Nu 的峰值向叶顶方向偏移得越多. 随射流孔径的增大, Nu 的峰值向叶顶方向偏移得越多. 由于冷却射流不能冲击到靶面上, 所以近叶顶区域的平均 Nu 分布比较均匀. 中叶展到近顶部的射流典型涡对吸力和压力两侧面的冲刷比较强烈, 当射流孔径为1 mm时, 这两个侧面大 Nu_d 区域增大, 该区域弧长方向平均 Nu 也比其他3种射流孔径下的大. 随射流孔径继续增大, 弧长方向平均 Nu 最大值和最小值之差减小, 这就意味着, 在射流流量一定时, 随着射流孔径的增大, 弧长方向平均 Nu 在展向的梯度减小, 冲击冷却带来的热应力减小.

图10为射流孔径对展向平均 Nu 沿弧长方向分布的影响. 从图中可以看出, 在射流的中心位置上, 平均 Nu 反而减小, 这是由于射流孔垂直位置附近的 Nu_d 比较小所致(见图5~图8). 靶面的射流孔垂直位置上存在着射流直接冲击引起的大 Nu_d 区域, 它随射流孔径的增大而减小, 所以这一区域的平均 Nu 随射流孔径的增大而减小. 靶面两侧由于受到射流的典型涡的强烈冲刷, 所以这一区域展向平均 Nu 比较大. 射流的典型涡对压力面侧的冲刷比吸力面更强烈, 并且随射流孔径的增大, 冷却射流

更快地偏向压力面侧,使得压力面侧展向平均 Nu 比吸力面侧的大。

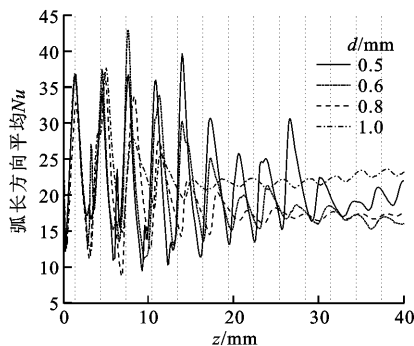


图9 射流孔径对弧长方向平均 Nu 沿展向分布的影响

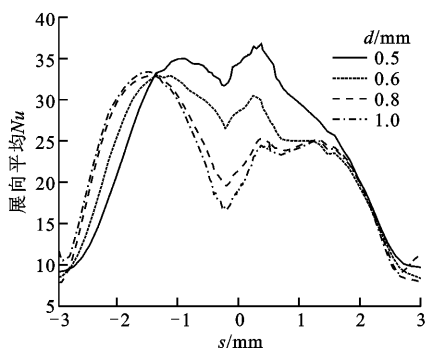


图10 射流孔径对展向平均 Nu 沿弧长方向分布的影响

3 结 论

本文对某典型燃气轮机透平叶片前缘中截面拉伸后的直叶片内部曲面,在相同流量不同射流孔径下的内部冲击冷却进行了数值模拟,研究了射流孔径对叶片前缘内部的流动与换热的影响,得到如下结论。

(1)在沿展向的横向流动作用下,冷却射流在靶面上的滞止点将不断地推向叶顶方向和压力面侧,冷却射流冲击靶面强制对流引起 Nu_d 的最大值区域向叶顶方向和压力面侧移动,随射流孔径的增大, Nu_d 最大值区域向叶顶和压力面侧移动得更加明显。

(2)随射流孔径的增大,弧长方向平均 Nu 沿展向变化的梯度减小,这意味着热应力减小,表明在保证冷却需求的冲击冷却设计中,应尽量采用直径大的射流孔。

(3)垂直与展向截面内的涡对吸力和压力面侧的冲刷比较强烈,从而导致两侧的 Nu_d 比较大。随射流孔径的增大,涡对靶面两侧的冲刷更为强烈,这两个侧面的 Nu_d 增大。由于增大射流孔径使得射流

更加偏向压力面侧,所以压力面侧 Nu_d 随射流孔径增大而增大得更快。

(4)受冲击射流与上游射流引起的横向流动相遇、射流在其上游侧的涡被横向流动压向靶面以及射流冲击等的共同作用,弧长方向平均 Nu 在每个射流孔下存在一大一小2个峰值。在冷却气流流形被展向横向流动压扁的位置、射流与横向来流相遇的位置以及射流滞止区重合的位置上,都将产生一个比较大的弧长方向平均 Nu 。

参考文献:

- [1] HAN J C. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. New York, USA: Taylor & Francis, 2000.
- [2] CHUPP R E, HELMS H E, MCFADDEN P W, et al. Evaluation of internal heat transfer coefficients for impingement cooled turbine airfoils [J]. Aircraft, 1969, 6(3): 203-208.
- [3] BUNKER R S, METZGER D E. Local heat transfer in internally cooled turbine airfoil leading edge regions: part I impingement cooling without film coolant extraction[J]. ASME J Turbomachinery, 1990, 112(3): 451-458.
- [4] CHOI M, YOO H S, YANG G, et al. Measurements of impinging jet flow and heat transfer on a semi-circular concave surface[J]. Int J Heat Mass Transfer, 2000, 43(10): 1811-1822.
- [5] KUMA B V N R, PRASAD B V S S S. Computational flow and heat transfer of a row of circular jets impinging on a concave surface[J]. Heat Mass Transfer, 2008, 44 (6): 667-678.
- [6] ALVAREZ J J, CALZADA P D L, KRULIC G. Heat transfer and flow characteristics of a leading edge impingement cooling system for low pressure turbine vanes, ASME Paper GT2008-50142 [R]. Norcross, USA: ASME International Gas Turbine Institute, 2008.
- [7] 郑际睿, 王宝官. 模拟透平叶片冲击冷却的实验研究[J]. 工程热物理论, 1980, 1(2):165-175. ZHEN Jirui, WANG Baoguan. Experimental investigation of simulating impingement cooling of concave surfaces of turbine airfoils[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1980, 1(2):165-175.
- [8] 苑中显, 阎小军, 王秋旺, 等. 实际叶型前缘冲击冷却换热的液晶显示实验研究[J]. 西安交通大学学报, 1999, 33(11):55-59. YUAN Zhongxian, YAN Xiaojun, WANG Qiuwang,

- et al. Liquid crystal thermography applied to jet impingement heat transfer for leading edge of blade[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1999, 33(11):55-59.
- [9] TIMKO L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report, NASA CR-168289 [R]. Washington, DC, USA; NASA, 1984.
- [10] LIU Zhao, FENG Zhenping, SONG Liming. Numerical study of flow and heat transfer of impingement cooling on model of turbine blade leading edge, ASME Paper GT2010-23711 [R]. Norcross, USA; ASME International Gas Turbine Institute, 2010.
- [11] 杨佃亮, 丰镇平. 叶顶形状对动叶顶部流动和传热的影响研究[J]. 西安交通大学学报, 2008, 42(5):537-541.
- YANG Dianliang, FENG Zhenping. Effect of squealer geometry arrangements on tip leakage flow and heat transfer for turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2008, 42(5):537-541.
- (编辑 苗凌)