

DOI: 10.7652/xjtuxb201501004

槽缝射流对静叶端壁冷却性能的影响

杜昆, 李军, 晏鑫

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 采用数值求解三维 RANS 方程和 $k-\omega$ 湍流模型, 研究了槽缝射流对涡轮静叶端壁冷却性能的影响; 通过对 4 种湍流模型数值结果与实验数据的比较, 验证了标准 $k-\omega$ 湍流模型可以有效模拟静叶前缘端壁的冷却性能, 揭示了槽缝宽度、入射段结构和端壁边界型线对静叶端壁冷却性能的影响规律。研究表明: 在一定的槽缝射流流量下, 减小槽缝宽度能够增大冷却射流的覆盖面积, 提高静叶前缘气膜孔排附近区域的冷却效率; 过渡相切圆弧的槽缝入射段结构具有最佳的静叶端壁冷却效果。端壁边界型线可改变节距方向上的槽缝冷却射流的流量分配, 影响下游端壁的冷却效果, 当端壁相对型线幅值为 0.75、相位角为 30° 时, 槽缝射流具有最佳的静叶端壁冷却效果。

关键词: 涡轮静叶; 端壁冷却; 槽缝射流; 数值模拟

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)01-0021-06

Effect of the Slot Jet Impingement on the Cooling Performance of the Vane Endwall

DU Kun, LI Jun, YAN Xin

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

Abstract: Effect of the slot jet impingement on the cooling performance of the vane endwall was numerically investigated using three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations and $k-\omega$ turbulent model. The film cooling effectiveness of the experimental vane endwall was analyzed using four turbulent models. The accuracy of the utilized $k-\omega$ turbulent model for the cooling performance of the vane endwall was demonstrated by comparison of the experimental data and numerical results with four used turbulent models. The different slot widths, angles and geometrical profiles, as well as the leading contours of the vane endwall were utilized to analyze their effects on the cooling characteristics of the vane endwall. The numerical results show that slot width has great influence on the cooling characteristics of downstream endwall surface, and it achieves better cooling performance on the downstream endwall surface with the decrease of slot width when the slot flowrate ranges within a certain scope. The angle and structure between slot entrance and downstream endwall surface can significantly affect the cooling characteristics of downstream surface. Smaller angle of slot entrance and downstream endwall surface and smoother structure obtain better cooling performance. The optimized slot downstream endwall profile achieves better cooling performance compared with conventional endwall profile because the optimized slot downstream endwall profile can adjust flow rate distribution via changing the geometry along the pitchwise orientation. The endwall geometry

收稿日期: 2014-04-12。 作者简介: 杜昆(1990—), 男, 博士生; 李军(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51376144); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

网络出版时间: 2014-10-31

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20141031.1642.010.html>

profile with non-dimensional amplitude of 0.75 and phase angle of 30° achieves optimal cooling performance.

Keywords: turbine vane; endwall cooling; slot jet impingement; numerical simulation

高温燃气从燃烧室出口进入涡轮静叶栅通道, 会使得静叶栅通道前缘端壁的热负荷很高, 这样需要在静叶前缘端壁采用气膜冷却和槽缝射流冷却的方式来保证静叶安全、可靠的工作^[1]。

研究人员采用实验测量和数值模拟的方法开展了涡轮静叶前缘端壁的冷却特性及其影响因素的研究, 旨在一定冷气流量下获得静叶端壁最佳的冷却效果。刘高文等采用实验测量的方法获得了静叶端壁气膜冷却特性^[2]。Sundaram 等采用平面叶栅吹风实验研究了涡轮第一级静叶端壁气膜孔结构对冷却性能的影响^[3]。Lynch 等实验研究了涡轮第一级静叶前缘端壁槽缝射流结构和燃烧室出口与静叶的轴向间距对静叶前缘端壁冷却性能的影响特性^[4-5]。Thrift 等实验研究了第一级静叶前缘端壁槽缝射流的角度和方向对端壁冷却性能的影响^[6]。张扬等实验研究了静叶端壁气膜冷却性能^[7-8]。高庆等数值研究了涡轮轮缘密封射流对主流燃气入侵和轮盘冷却效率的影响^[9]。Mensch 等实验研究了涡轮第一级静叶端壁气膜冷却和槽缝射流负荷冷却方式下的端壁冷却性能^[10]。

本文以静叶端壁冷却结构为研究对象, 数值研究了静叶端壁前缘槽缝的宽度、入射段结构和端壁前缘边界型线对槽缝射流冷却性能的影响。

1 计算模型和数值方法

图 1 给出了直列叶栅和气膜孔及槽缝沿流向的截面示意图。数值模拟时静叶型线和边界条件均取自文献^[3]。

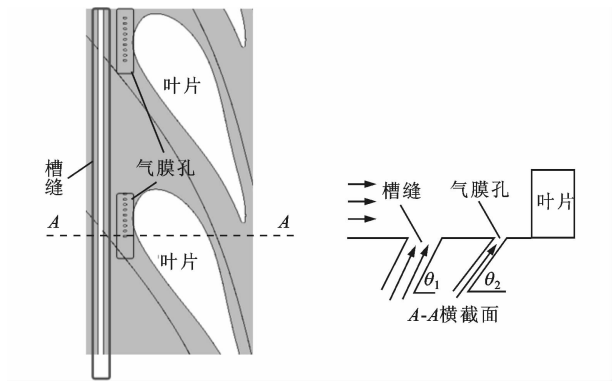


图 1 静叶栅和气膜孔及槽缝沿流向的截面示意图

图 2 给出了叶型和数值计算网格。计算网格采

用 ANSYS-ICEM 生成多块结构化网格, 计算进口段长度取 0.75 倍叶片轴向弦长, 出口段长度取 1.2 倍轴向弦长。为了得到高质量的结构化网格, 叶片壁面附近区域均采用 O 型网格, 采用标准 $k-\omega$ 和 SST $k-\omega$ 湍流模型壁面时 $y^+ < 1$, 采用标准 $k-\epsilon$ 和 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型时 $11 < y^+ < 30$, 网格总数为 360 万。表 1 给出了叶型的几何参数和边界条件, 表 2 给出了槽缝及气膜孔的几何参数。

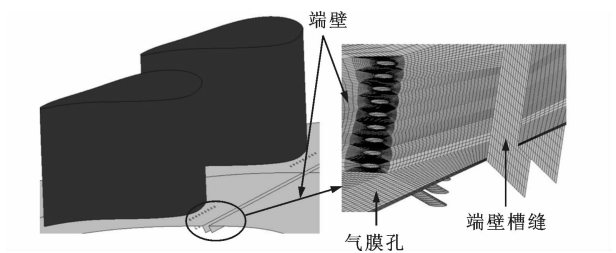


图 2 叶型和数值计算网格

表 1 叶型的几何参数和边界条件

弦长 C/mm	594	进口气流角/ $^{\circ}$	0
轴向弦长 C_a/mm	293	出口气流角/ $^{\circ}$	72
节距弦长比 $P \cdot C^{-1}$	0.77	冷却流温度/K	293.15
进口总温/K	333.19	出口静压/kPa	107
进口总压/kPa	107.64	吹风比 M	1.5
进口湍流度/ $\%$	1.0	槽缝冷却流量	0.6
固壁面	绝热无滑移	主流比/ $\%$	

表 2 槽缝和气膜孔的几何特征

槽缝 宽度	气膜孔直 径/mm	气膜孔长 度直径比	气膜孔间 距直径比	$\theta_2/(^{\circ})$
0.024C	4.6	8.3	3	30

数值计算时采用 ANSYS-CFX13.0 求解 RANS 方程和两方程湍流模型。计算的总体精度为二阶精度。

吹风比

$$M = (\rho_c V_c) / (\rho_{\infty} V_{\infty}) \tag{1}$$

式中: ρ_c 和 ρ_{∞} 分别为冷却气体和主流流体密度; V_c 和 V_{∞} 分别为冷却气体和主流流体速度。

气膜冷却效率

$$\eta = (T_{\infty} - T_{aw}) / (T_{\infty} - T_c) \tag{2}$$

式中: T_{aw} 、 T_{∞} 、 T_c 分别为壁面绝热温度、主流温度和冷却气体温度。

图 3 给出了槽缝通道与端壁夹角为 $\theta_1=45^\circ$,气膜孔通道与端壁夹角为 $\theta_2=30^\circ$,吹风比 $M=1.0$ 时的实验结果^[3]及采用 4 种两方程湍流模型数值计算得到的端壁前缘气膜冷却效率云图。综合考虑静叶前缘端壁和 9 个气膜孔附近区域的冷却效率分布云图可知,标准 $k-\omega$ 湍流模型的模拟精度最高。因此,本文数值计算时均采用标准 $k-\omega$ 湍流模型。

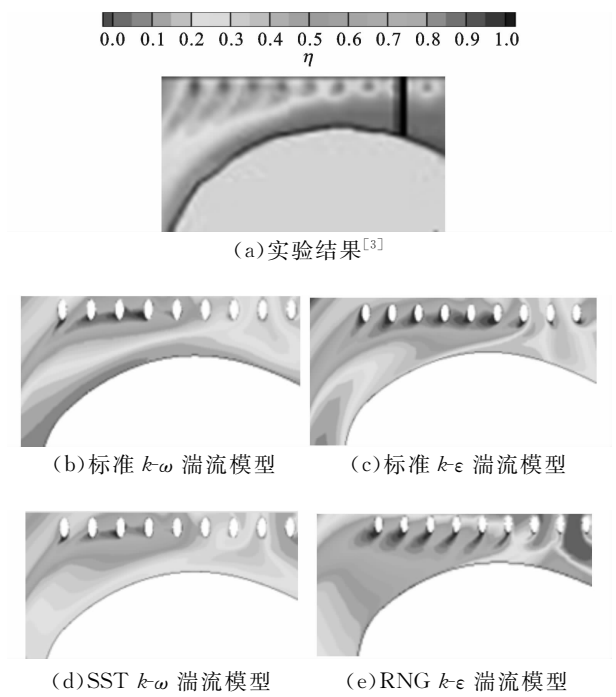


图 3 不同湍流模型下端壁气膜冷却效率的数值与实验比较

2 结果分析

2.1 槽缝宽度对静叶前缘端壁冷却效率的影响

在一定流量下,槽缝的宽度会影响槽缝冷却射流的动量,从而影响端壁冷却性能。本节在改变槽缝宽度时保证了中心线位置不变,槽缝宽度 W 用实验槽缝宽度进行归一化处理, $W=d/d_{\text{base}}$,其中 d 为槽缝宽度, $d_{\text{base}}=14.3\text{ mm}$ 为实验槽缝宽度, $\theta_1=45^\circ$ 。

图 4 给出了 3 种槽缝宽度下静叶前缘端壁冷却效率分布云图。在相同槽缝冷却射流流量下,随着槽缝宽度的增大,端壁冷却效率降低,槽缝冷却射流的覆盖区域减小。结合过滞止点的沿流动方向的流动结构可知,一定流量下,槽缝宽度较小时,冷却射流惯性较大且能够覆盖较大的端壁面。 $W=2.0$ 时,静叶前缘端壁冷却效果较差,这是由于随着槽缝宽度增大,冷却射流的动量减小,该射流易受主流的影响,使得槽缝冷却射流更易脱离端壁。表 3 给出

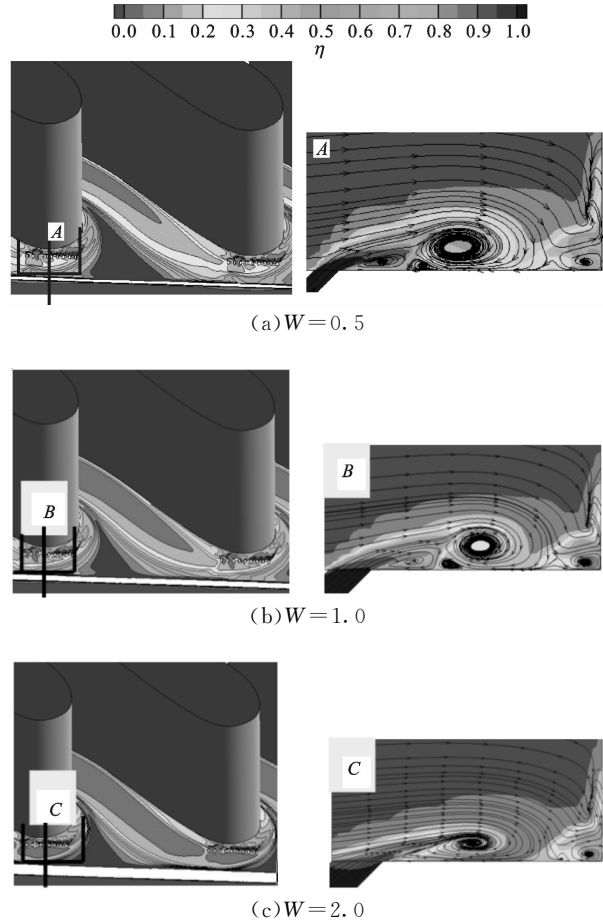


图 4 不同槽缝宽度时静叶前缘端壁气膜冷却效率云图

了 3 种槽缝宽度下静叶前缘端壁(见图 4 中的区域)平均冷却效率。从表 3 中可知, $W=0.5$ 时静叶前缘端壁冷却效果最佳。因此,一定冷却射流流量下,较小的槽缝宽度能够使冷却射流的动量和冷却效率得以提高。

表 3 不同槽缝宽度时静叶前缘端壁平均冷却效率

W	0.5	1.0	2.0
$\bar{\eta}$	0.480 5	0.460 2	0.326 6

2.2 槽缝入射段结构对端壁冷却效果的影响

由于槽缝冷却射流通过槽缝进入主流通流道,所以槽缝的入射段结构将影响槽缝冷却射流的流动,进而影响端壁面冷却效果。图 5 给出了 4 种不同的槽缝入射段结构,这 4 种结构的槽缝与下游端壁连接处的夹角及过渡方式有所不同。

图 6 给出了 4 种不同槽缝入射段结构下端壁冷却效率分布云图及过滞止点沿流动方向的截面流动结构。由图 6 可知:结构 3 端壁冷却效果最佳,结构 1 端壁冷却效率最差;结构 2 和结构 3 端壁上的马鞍点消失,说明前缘端壁冷却射流横向流动和分离

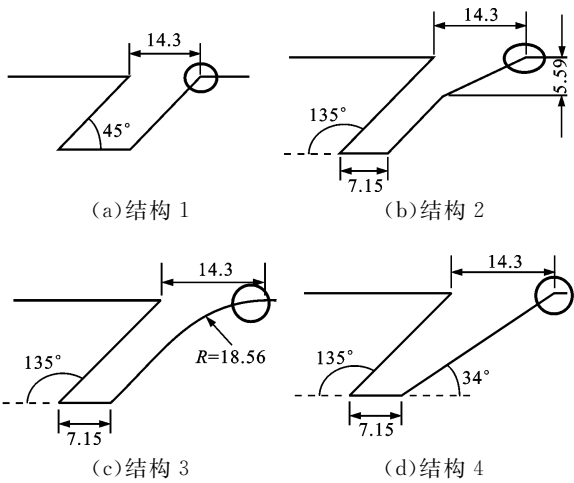


图 5 4 种不同的槽缝入射段结构示意图

减弱。根据图 5 可知,结构 3 与结构 2 的入射段和下游端壁夹角较小,因此槽缝冷却射流与下游端壁贴合更好,不易脱离端壁。可见:结构 3 的槽缝入射段与下游端壁相切,接触点的夹角为 0,所以流动分离最小且冷却射流覆盖面积最大,下游端壁冷却效果最佳;结构 1 的槽缝射流分离较大,冷却射流的覆盖区域较小;结构 4 的冷却效果优于结构 1,结构 4 的槽缝入射段与下游端壁的夹角较结构 1 小。结合表 4 给出的静叶前缘端壁平均冷却效率可知,结构 3 静叶前缘端壁冷却效率最佳。

表 4 不同槽缝结构下静叶前缘端壁平均冷却效率

槽缝结构	结构 1	结构 2	结构 3	结构 4
$\bar{\eta}$	0.460 2	0.506 6	0.554 9	0.478 4

2.3 槽缝端壁边界几何形状对冷却特性的影响

涡轮第一级静叶与燃烧室之间存在槽缝,从中喷射的冷却射流可以对下游端壁进行冷却保护。通过数值计算可知,在静叶前缘马蹄涡及节距方向上的压力梯度作用下,常规的槽缝冷却射流会产生横向移动,从而不能形成均匀气膜对下游端壁进行冷却保护。结合数值结果可知,在通道马蹄涡的作用下,槽缝冷却射流主要集中在两相邻静叶的中间区域,静叶前缘和压力面侧前缘区域附近的端壁冷却射流较少,因此冷却效果较差。本文在静叶前缘布置了 9 个气膜孔,以研究槽缝结构变化对静叶前缘端壁换热特性的影响。

图 7 给出了槽缝端壁交界面处几何型线示意图。槽缝下游端壁边界的几何型线表达式为

$$X = A\cos(2\pi y/P + \phi) + X_{up} + W \quad (3)$$

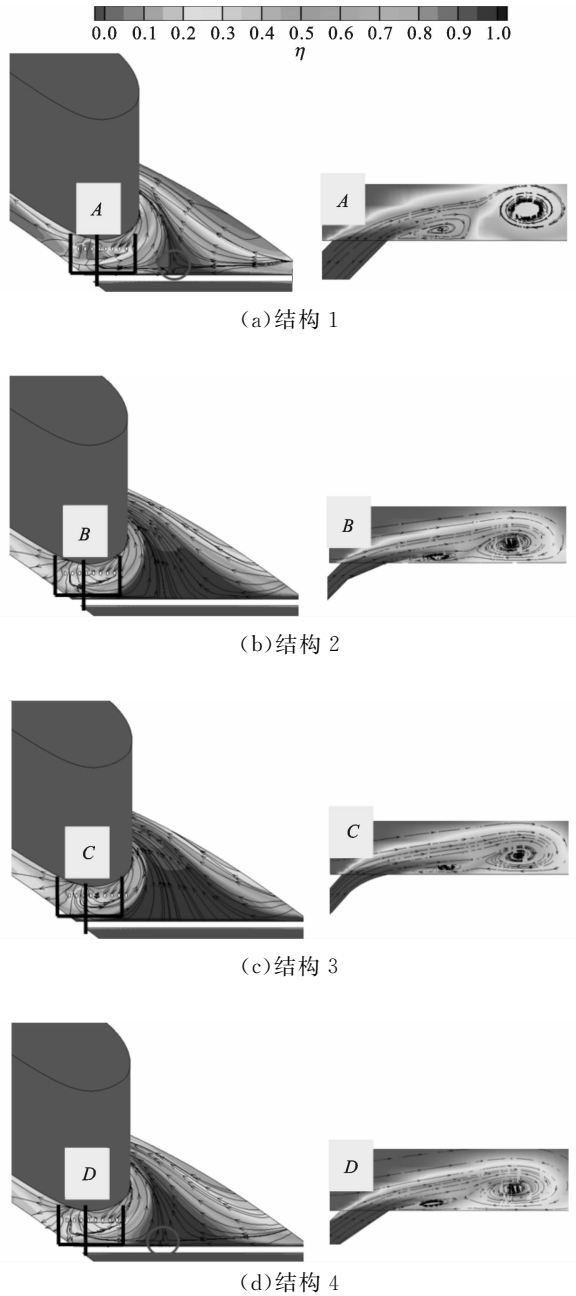


图 6 4 种槽缝入射段结构下端壁冷却效率云图

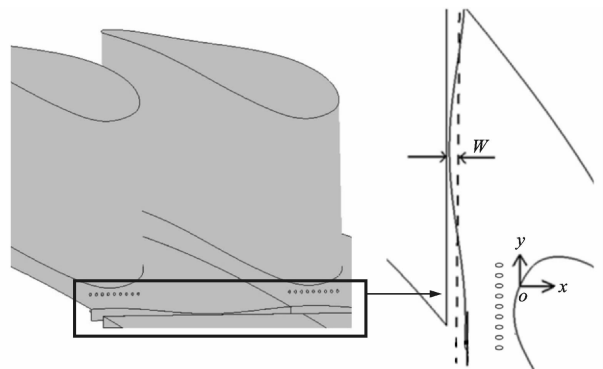


图 7 槽缝、端壁交界面处几何型线示意图

式中: X 为槽缝下游端壁边界的横坐标; A 为槽缝下游端壁边界横坐标的变化幅值; P 为静叶栅节距; y 为节距方向的坐标; ϕ 为相位角(原点为前缘滞止点); X_{up} 为槽缝上游端壁直线边界的横坐标。

考虑到型线的光滑连续性,槽缝下游端壁边界型线选择余弦函数且以常规的直线边界线作为预先函数的基准线,这样槽缝通流面积可以在一个周期内保持不变。 $\phi=30^\circ$ 时对不同的端壁边界几何型线幅值 $\bar{A}, \bar{A}=A/d_{base}$, 与常规的槽缝处端壁边界型线条件下的数值计算结果进行了对比分析。

图 8 给出了不同端壁边界型线幅值下端壁冷却效率分布,其中 $\bar{A}=0$ 是常规直线端壁边界。通过

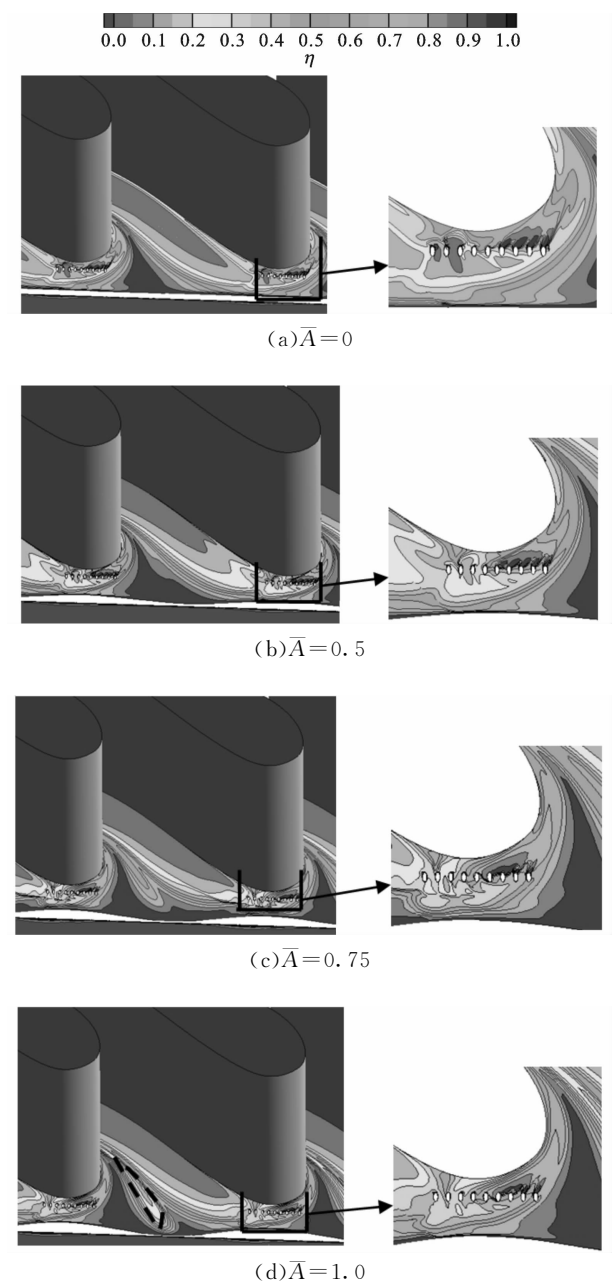


图 8 不同端壁边界型线幅值下冷却效率云图

改变端壁边界型线可以改善静叶前缘端壁的冷却效果,其中静叶前缘的气膜孔排附近区域冷却效率提高最为明显。常规槽缝出气均匀,但在横向压力梯度作用下出气向静叶栅中间位置移动,因此静叶前缘端壁得不到冷却射流的充分保护。在改变了端壁边界几何型线后,静叶前缘槽缝宽度增大,出气量增加,静叶前缘端壁冷却效率显著提高。从图 8 可知,型线幅值能够影响冷却效率分布,随着型线幅值的增大,静叶前缘端壁冷却效率提高。当 $\bar{A}=1.0$ 时,静叶栅通道中间位置(见图中虚线标识)的冷却效率降低,这是由于型线幅值的增加导致了槽缝处冷却射流大幅减少。结合表 5 中给出的静叶前缘端壁(见图线所标识区域)平均冷却效率可知, $\bar{A}=0.75$ 具有最佳的冷却效果。

表 5 不同端壁型线幅值下静叶前缘端壁平均冷却效率

$\bar{A}$	0	0.5	0.75	1.0
$\bar{\eta}$	0.460 2	0.494 4	0.502 0	0.469 0

2.4 相位角对静叶前缘端壁冷却效果的影响

通过上述研究得知,改变槽缝端壁边界型线幅值能够显著影响静叶前缘端壁冷却效果。图 9 给出了 $\bar{A}=0.75, \phi$ 分别为 $20^\circ, 30^\circ$ 和 45° 时静叶端壁附近的冷却效率云图。

结合图 9 和表 6 可知, $\phi=30^\circ$ 时,静叶前缘气膜孔排附近区域的冷却效率最高。这是因为 $\phi=30^\circ$ 时,在横向压力梯度和通道涡的作用下,槽缝的冷却射流出气仍能在前缘处形成气膜,对静叶前缘端壁进行冷却保护。

表 6 不同端壁型线相位角下静叶前缘端壁平均冷却效率

$\phi/(^\circ)$	20	30	45
$\bar{\eta}$	0.493 4	0.502 0	0.401 4

3 结 论

本文利用数值方法开展了槽缝宽度、槽缝入射段结构和下游端壁型线对槽缝下游端壁冷却效率影响的研究,得到如下结论。

- (1)在一定槽缝射流流量下,减小槽缝宽度能够扩大槽缝冷却射流的冷却覆盖范围,提高端壁的冷却效率。
- (2)槽缝的入射段结构对静叶前缘端壁及叶栅通道端壁的冷却效率有显著影响,其中槽缝入射段

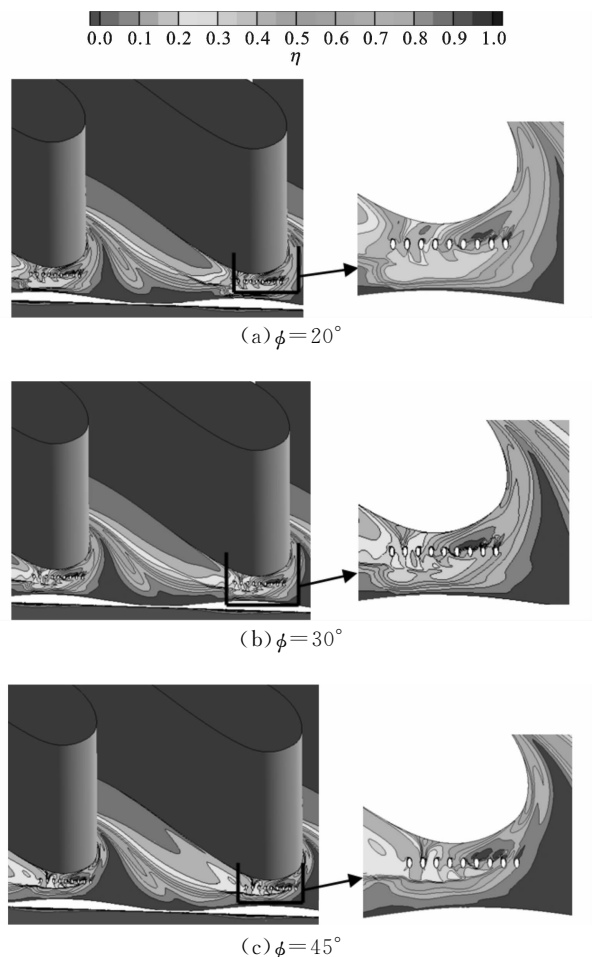


图9 不同端壁型线相位角下静叶端壁附近的冷却效率云图

与下游端壁的夹角对槽缝射流的分离影响很大。结构3中由于采用相切圆弧过渡的入射段结构,使得槽缝冷却射流的分离大幅减小,冷却效率优良。

(3)槽缝端壁边界采用了余弦型线后,通过改变下游端壁边界的幅值和相位角可以改变槽缝出流面积分布,从而改善静叶前缘端壁的冷却效果。本文的数值研究结果表明:端壁型线在 $\bar{A}=0.75$, $\phi=30^\circ$ 时冷却效果最佳。

参考文献:

- [1] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22 (2): 249-270.
- [2] 刘高文, 刘松龄, 朱慧人, 等. 涡轮叶栅前缘上游端壁气膜冷却的传热实验研究 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 249-255.
- LIU Gaowen, LIU Songling, ZHU Huiren, et al.

Endwall heat transfer and film cooling measurement in a turbine cascade with injection upstream of leading edge [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 249-235.

- [3] SUNDARAM N, THOLE K A. Bump and trench modifications to film cooling holes at the vane-endwall junction [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130: 041013.
- [4] LYNCH S P, THOLE K A. The effect of combustor-turbine interface gap leakage on the endwall heat transfer for a nozzle guide vane [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130: 041019.
- [5] LYNCH S P, KAREN A, THOLE K A. The effect of the combustor-turbine slot and midpassage gap on vane endwall heat transfer [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2011, 133: 041002.
- [6] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S. Effects of orientation and position of the combustor-turbine interface on the cooling of a vane endwall [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 061019.
- [7] 张扬, 齐士博, 袁新. 涡轮流场影响端壁气膜冷却的实验研究 [J]. 工程热物理学报, 2011, 32(6): 941-944.
- ZHANG Yang, QI Shibo, YUAN Xin. Experimental investigation on the turbine blade platform film cooling effected by the flow field [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(6): 941-944.
- [8] 戴斌, 陈榴, 戴韧. 叶栅端壁气膜孔布局与冷却效果数值分析 [J]. 工程热物理学报, 2013, 34(8): 1429-1433.
- DAI Bin, CHEN Liu, DAI Ren. Numerical study on the endwall cooling effects of film-hole allocations [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(8): 1429-1433.
- [9] 高庆, 陶加银, 宋立明, 等. 涡轮轮缘密封封严效率的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2013, 47(5): 12-17.
- GAO Qing, TAO Jiayin, SONG Liming, et al. Numerical investigation on the sealing efficiency of the turbine rim seal [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2013, 47(5): 12-17.
- [10] MENSCH A, THOLE K A. Overall effectiveness of a blade endwall with jet impingement and film cooling [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(3): 031901.

(编辑 苗凌)