

DOI: 10.7652/xjtuxb201809013

槽缝射流旋流比和密度比对涡轮端壁冷却和吸力面泛冷却性能的影响

张垚垣¹, 李志刚¹, 宋立明¹, 李军^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 100191, 北京)

摘要: 针对上游槽缝射流对涡轮端壁冷却性能影响的问题,同时考虑到涡轮端壁的气膜孔射流和叶栅通道间隙泄漏流同样对端壁及叶片吸力面存在冷却效果,采用数值求解三维 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)方程和 SST $k-\omega$ 湍流模型的方法,研究了带预旋上游槽缝射流 0.4、0.6、0.8 和 1.0 这 4 种旋流比和 1.0、1.5 和 2.0 这 3 种密度比对端壁冷却及叶片吸力面泛冷却(二次冷却)性能的影响特性。结果表明:密度比较小时,减小旋流比导致端壁冷却效果降低;密度比较大时,端壁冷却效果随旋流比减小先降低后升高,最低值出现在旋流比为 0.8。随密度比的增加,冷却射流对端壁的冷却效果不断降低,冷却效率最低值随旋流比的增加向下游移动。随旋流比增大,槽缝射流对叶片吸力面泛冷却覆盖面积逐渐减小,位置向下游及靠近端壁的方向发展,泛冷却效率不断降低。随冷却射流密度比的增加,吸力面泛冷却面积显著减小,且向靠近端壁的方向移动,泛冷却效率降低。

关键词: 涡轮端壁;槽缝射流;泛冷却;数值模拟

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)09-0095-07

Effects of Swirl Ratio and Density Ratio of Slot Jet Flow on the Turbine Endwall Cooling and Suction Surface Phantom Cooling Performance

ZHANG Kaiyuan¹, LI Zhigang¹, SONG Liming¹, LI Jun^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The effects of four swirl ratios of 0.4, 0.6, 0.8 and 1.0 and three density ratios of 1.0, 1.5 and 2.0 in the upstream slot jet flow with preswirl on the turbine endwall cooling and suction surface phantom cooling performance are numerically investigated using the three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations and the SST turbulent model. The computational model of the turbine endwall taking into account the upstream slot jet flow, the film cooling on the endwall surface and the gap in the cascade passage is taken as the analysis objective. The results indicate that at a low density ratio, decreasing the swirl ratio of the slot jet flow has a negative effect on the endwall cooling effect. At a high density ratio, the cooling effect first decreases and then increases, with the minimum value appearing at the swirl ratio of 0.8. The density ratio has a negative effect on the cooling performance, and the position of the lowest effect moves downstream with the swirl ratio. By reducing the relative motion of the coolant and

收稿日期: 2017-12-14。 作者简介: 张垚垣(1993—),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(51776151)。

网络出版时间: 2018-06-24

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20180624.1129.012.html>

rotor, the phantom cooling coverage of the slot jet flow becomes smaller and moves downstream, close to the endwall, which results in a lower phantom cooling effect. Increasing the density ratio of the coolant results in a smaller phantom cooling coverage which moves to the endwall, hence reducing the phantom cooling effect on the blade suction surface.

Keywords: turbine endwall; slot jet flow; phantom cooling; numerical simulation

燃气轮机和航空发动机为了提高热效率、减少温室气体排放,燃气涡轮进口温度不断增加,导致涡轮端壁的热负荷急剧增大。为了降低端壁的热负荷保证端壁安全运行,在端壁采用上游槽缝射流冷却、端壁气膜冷却和端壁叶栅通道间隙射流冷却等复合冷却结构。其中上游槽缝射流冷却能够阻止高温主流燃气入侵盘腔,同时因为端壁面具有冷却效果而得到重视和研究^[1]。

科研人员采用实验与数值方法研究了上游槽缝射流对透平端壁冷却性能的影响。Wright 等采用静止实验台研究了槽缝和气膜孔射流对端壁冷却气分布及二次涡的影响^[2]。Suryanarayanan 等采用旋转实验台研究了槽缝射流流量及转速对动叶端壁冷却效果的影响^[3]。Du 等采用数值模拟的方法研究了槽缝结构及进口不重合度对第一级静叶端壁冷却的影响^[4-5]。Mensch 等实验研究了端壁下表面冲击冷却和气膜冷却对存在导热端壁的耦合传热的影响^[6]。祝培源等提出了3种渐缩梯形间隙结构,采用数值模拟的方法研究了槽缝几何及位置对端壁冷却性能的影响^[7]。李劲劲等数值模拟研究了前缘气膜孔布置对端壁冷却及传热的影响^[8]。由叶片安装误差及热膨胀导致的固有通道间隙同样对端壁存在一定的冷却效果,杨星等数值模拟研究了通道间隙射流角、流量及错位对端壁冷却的影响^[9-10]。

由于旋转实验台的传热测量较为困难,而旋转效应对端壁的冷却有重要影响,近年来研究人员在静止的动叶实验台上针对旋转带来的动叶与射流的相对运动问题进行了类比实验。Barigozzi 等采用可变角度槽缝射流结构,模拟了动叶旋转导致的静止槽缝射流入射角的变化,研究了入射角对传热及气动性能的影响^[11],结果表明负角度射流会增强二次涡强度并削弱冷却效果,同时证实了此类比方法在预测预旋槽缝射流对动叶端壁冷却效果分布影响及二次流发展的有效性,并且可以提供较为准确的细节特征,但也指出了由于忽略上游静叶而对其他旋转效应的预测存在一定局限性。Matthew 等通过安装导叶改变槽缝射流预旋,实验研究了吹风比及旋流比对端壁冷却的影响,结果表明带预旋槽

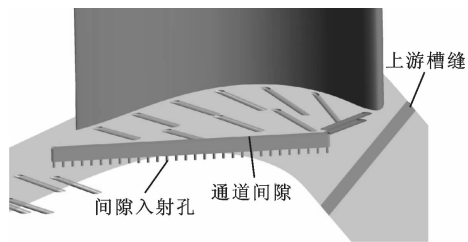
缝射流比不带预旋槽缝射流冷却效果更差^[12]。Li 等在静止直列叶栅上实验研究了0.4、1.0两个模拟旋流比槽缝射流与进口湍动度对端壁冷却及吸力面二次冷却的影响,结果表明旋流在流量较大时会增强二次涡强度并削弱端壁冷却效果^[13]。此外,针对叶片二次冷却,Zhang 等实验研究了主流旋流位置对吸力面上游、下游两部分的泛冷却的影响^[14]。

目前,对于在静止叶栅中模拟动叶旋转效应对端壁冷却性能影响的研究开展较少,本文采用预旋槽缝射流类比动叶旋转效应的方法,针对具有多种冷却结构的直列叶栅,数值模拟研究了上游槽缝射流旋流比及密度比对涡轮端壁冷却及叶片吸力面泛冷却的影响,可为高效端壁冷却布局提供参考。

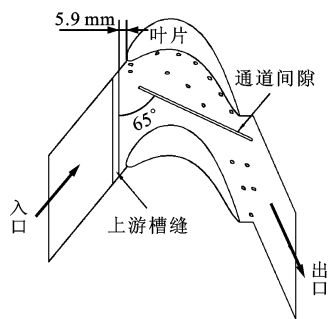
1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

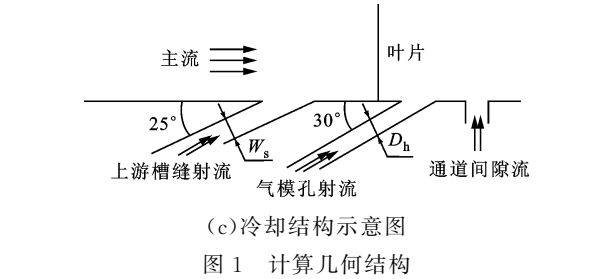
图1给出了实验测量的叶栅型线和端壁冷却结构布局^[15],其中端壁冷却结构包括上游槽缝、压力面侧11个气膜孔、吸力面侧下游5个气膜孔以及流道通道间隙,通道间隙下方均匀布置30个入射孔用以模拟间隙泄漏,倾斜角度与叶片安装角近似相同。



(a) 计算几何结构示意图



(b) 俯视图



上游槽缝与端壁夹角为 25°,出口宽度为 0.2 cm。表 1 给出了具体的几何参数。

表 1 几何结构主要参数

结构	物理量	数值
叶栅	弦长 C/cm	8.97
	轴向弦长 C_{ax} 与弦长 C 比	0.91
	叶高与弦长比	1.41
	节距与弦长比	0.86
	进口气流角/(°)	50.5
	出口气流角/(°)	66.4
通道间隙	长度/ cm	8.91
	宽度/ cm	0.16
	高度/ cm	0.43
	与轴向夹角/(°)	25
上游槽缝	入射孔直径/ cm	0.08
	流向宽度 W_s/cm	0.2
	射流角/(°)	25
气膜孔	直径 D_h/mm	1.588
	长度 L_h 与直径 D_h 比	8
	与端壁夹角/(°)	30

1.2 数值方法和验证

数值计算选取与实验相同的边界条件,进出口压比为 1.16,进口马赫数为 0.26,出口马赫数为 0.43,固壁面设置为绝热无滑移,主流与冷却流体温度分别为 308.15、295 K,槽缝流量比为 1.0%,端壁吹风比 M 为 1.0,定义无量纲轴向坐标 $Z=zC_{ax}^{-1}$,其中 $Z=0,1$ 分别为前缘与尾缘位置。

对于槽缝射流旋流比 R_s ,在旋转叶栅中,定义槽缝射流周向速度为动叶旋转速度的 R_s 倍;而在静止叶栅中,为模拟旋转效应下槽缝射流的冷却性能,需保证预旋槽缝射流与端壁的相对速度与旋转工况相一致,定义槽缝射流周向分速度为原动叶旋转速度 $V_r=142.5\text{ m/s}$ 的 $(1-R_s)$ 倍。

通过改变冷却射流工质,可实现密度比

$$R_d = \rho_c / \rho_\infty \tag{1}$$

式中: ρ_c 、 ρ_∞ 分别为标准状况下冷却气体和主流流体的密度。 $R_d=1.0$ 时表示冷却流体和主流采用相同工质。

吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_\infty V_\infty} \tag{2}$$

式中: V_c 、 V_∞ 分别为冷却气体与主流的速度。

图 2 给出了采用 ANSYS ICEM 生成的计算模型结构化网格。在固壁面附近进行网格加密以保证不同湍流模型的 y^+ 要求,经过网格无关性验证选取 330 万计算网格开展研究。

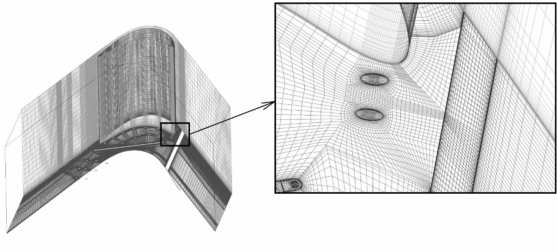
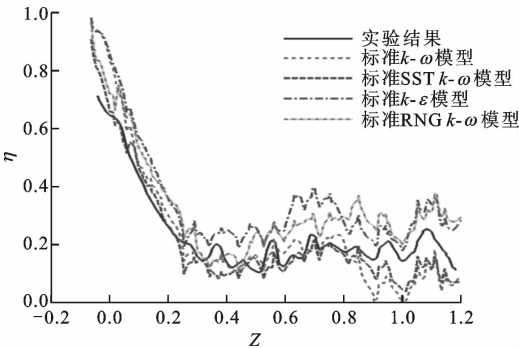


图 2 计算区域网格

在吹风比与密度比均为 1.0 时,计算 4 种湍流模型端壁冷却效率,并与实验测量^[12] 结果进行对比,如图 3 所示。标准 $k-\omega$ 和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型过高预测了前缘附近冷却效率,RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型过高预测了间隙附近冷却效率。综合考虑前缘附近端壁、通道间隙下游端壁及边界层内横向压力梯度的计算精度情况,SST $k-\omega$ 湍流模型与实验值吻合良好,因此本文选取 SST $k-\omega$ 湍流模型进行计算。

2 结果分析

采用 4 种旋流比和 3 种密度比,研究了上游槽缝射流旋流比和密度比对端壁冷却性能和吸力面泛冷却性能的影响。同时考虑了端壁气膜冷却结构和叶栅通道间隙射流的复合冷却作用。



(a)端壁横向平均冷却效率

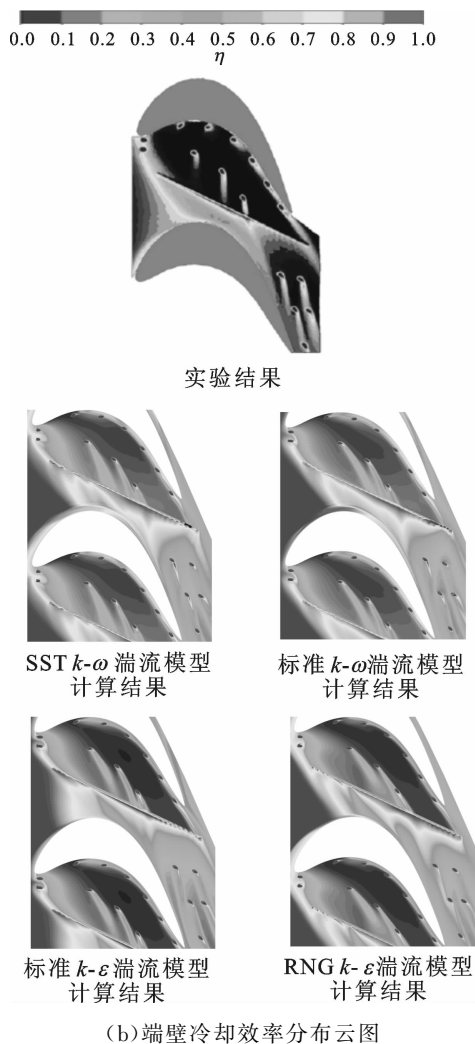


图3 不同湍流模型的端壁冷却效率计算结果与实验结果的对比

2.1 槽缝射流旋流比的影响

采用槽缝射流旋流比分别为 0.4、0.6、0.8 和 1.0, 在 3 种密度比下研究了旋流比对端壁冷却性能的影响。采用绝热冷却效率 η 作为评价端壁冷却性能的指标, 即

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (3)$$

式中: T_{∞} 、 T_{aw} 和 T_c 分别为主流温度、绝热壁面温度和冷却气流温度。

图 4 给出了 3 种槽缝射流密度比 R_d 在旋流比 R_s 分别为 0.4、0.6、0.8、1.0 时上游端壁的冷却效率云图和速度矢量图。由图 4 可知, 旋流比显著影响槽缝射流在上游端壁横向及轴向的覆盖特性。当 $R_d=1.0$ 、 $R_s=1.0$ 时, 上游槽缝射流在其下游端壁上的覆盖面积、轴向覆盖距离达到最大值。随旋流比减小, 上游槽缝射流冷气更靠近吸力面侧, 且轴向

覆盖距离与面积减小。这是由于上游槽缝射流具有较高的体积流量, 冷却射流足以阻止主流入侵, 并覆盖吸力面侧叶根位置。随旋流比的减小, 由于主流与冷却射流周向速度相反, 导致马蹄涡强度增加, 减弱了冷却射流对下游端壁的冷却效果, 同时冷却射流在更短的轴向距离内脱离壁面。

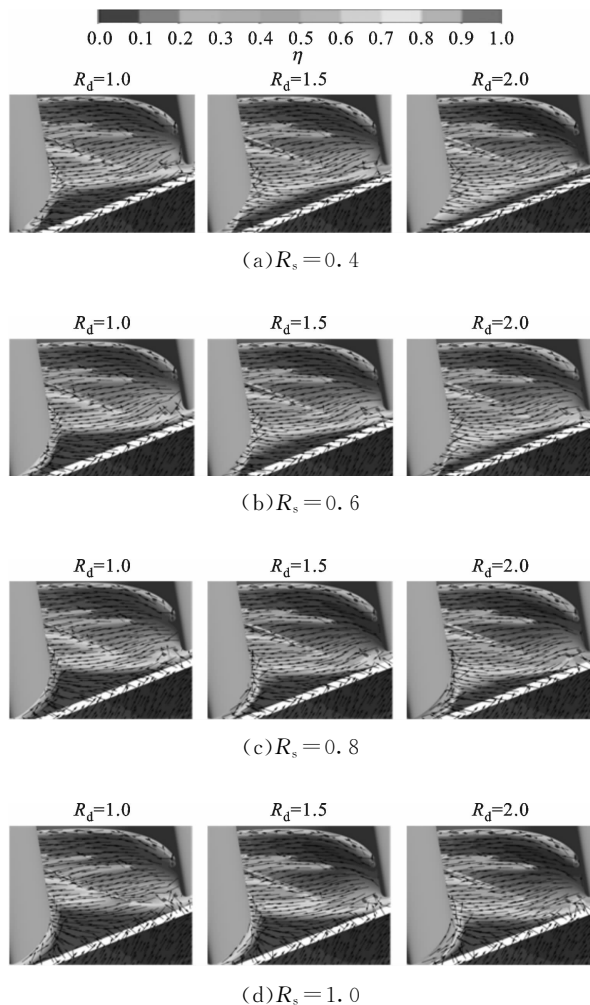


图4 上游端壁冷却效率云图及速度矢量图

当密度比较大, 即 $R_d=1.5, 2.0$ 时, 随 R_s 的减小, 槽缝射流覆盖的轴向距离不断减小; 而对于其下游端壁横向覆盖范围, $R_s=0.8$ 相对于 $R_s=1.0$ 没有明显差异。当旋流比进一步减小时, 横向覆盖范围不断增加, $R_d=2.0$ 时增加更为显著。这主要是由于密度比较大时, 冷却射流体积流量较小, 一部分槽缝结构存在主流入侵现象, 旋流比减小带来的轴向速度增强了其阻止主流入侵的能力, 从而扩大了对其下游端壁的横向覆盖区域。

图 5 给出了过前缘点截面 2 的冷却效率云图及流线图。前缘附近二次涡主要受槽缝射流及前缘附近后向气膜孔射流影响。当 $R_d=1.0$ 时, 随旋流比

的减小,马蹄涡向下游靠近叶片前缘的方向移动,槽缝射流对前缘角区冷却有所增强;当旋流比 $R_s > 0.6$ 时,由于后向气膜孔射流在马蹄涡及叶片间角区形成较强的二次涡,因此对前缘角区的仍然保持较好的冷却效果。

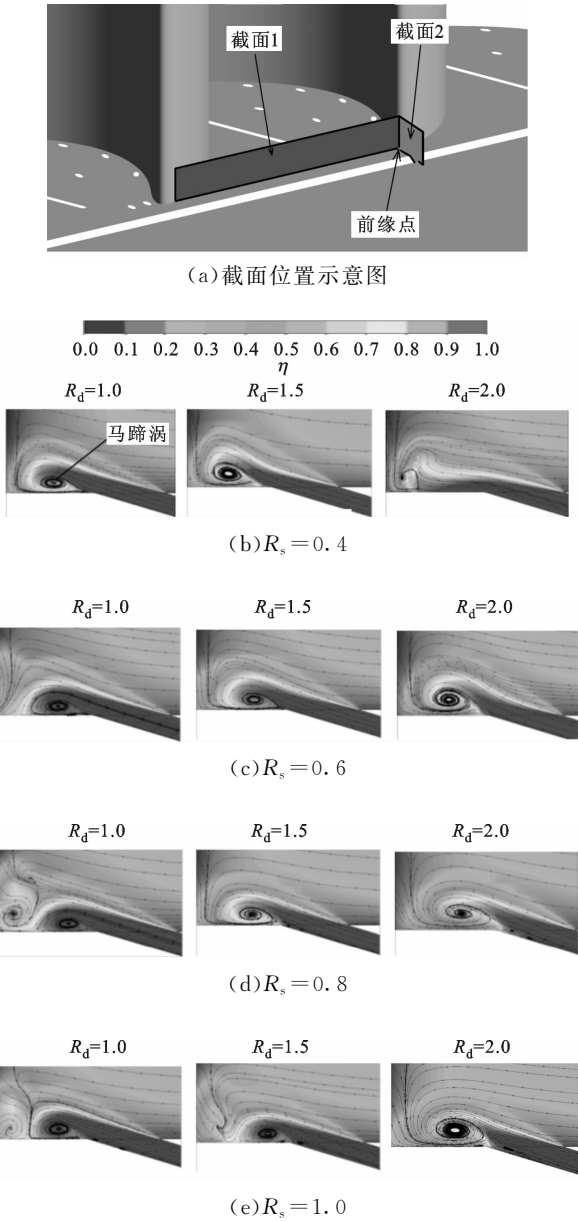


图 5 截面 2 冷却效率及流线图

当 $R_d = 1.5, R_s = 1.0$ 时,后向气膜孔射流引起的二次涡使得前缘角区得到了较好的冷却;随着旋流比的进一步减小,马蹄涡向下游移动,导致前缘角区及附近端壁未冷却区域面积有所减小。

当 $R_d = 2.0$ 时,减小旋流比会使得前缘角区及附近端壁冷却情况有所改善;尤其当 $R_s = 0.4$ 时,槽缝冷却射流贴壁良好,马蹄涡强度得到削弱,明显改善了前缘附近端壁的冷却效果。

图 6 给出了 3 种密度比下、不同旋流比作用下端壁横向平均冷却效率曲线图,其对端壁的影响可持续到 $Z = 0.5$ 。由图 6 可知:当 $R_d = 1.0$ 时,由于槽缝射流轴向覆盖距离的缩短,随旋流比的减小,其对下游端壁的冷却效果不断削弱;当 $R_d = 1.5, 2.0$ 时,由于减小旋流比会增加槽缝射流横向覆盖宽度并减小轴向覆盖距离,端壁冷却效果随旋流比减小呈现先减小后增大的趋势,当 $R_d = 1.5, R_s = 1.0$ 时和 $R_d = 2.0, R_s = 0.4$ 时的冷却效果达到最佳值。

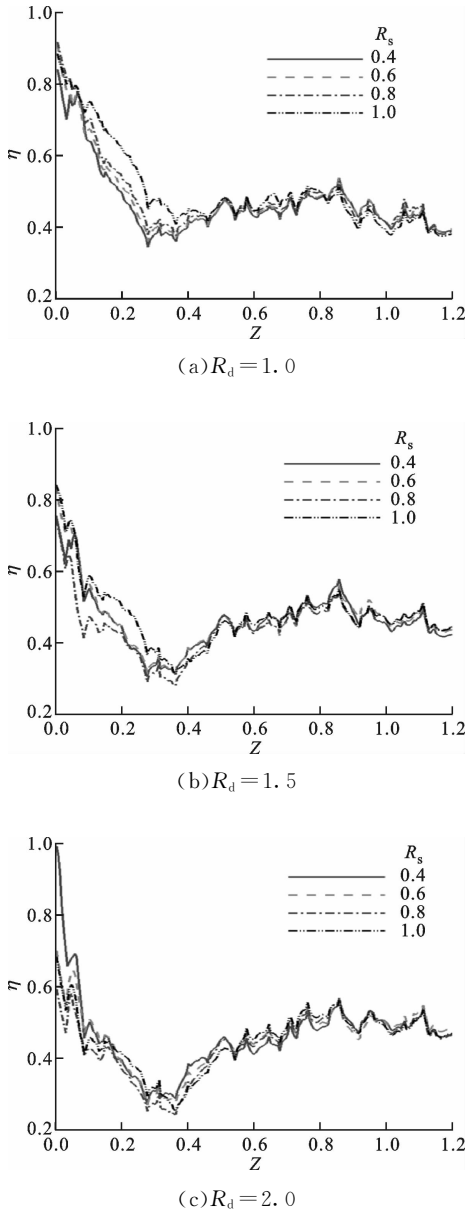


图 6 不同旋流比端壁横向平均冷却效率曲线

2.2 槽缝射流密度比的影响

采用槽缝射流密度比分别为 1.0、1.5 和 2.0 在 4 种旋流比下研究密度比对端壁冷却性能的影响。由图 4 可知,在 4 种旋流比下,增大冷却射流密度比

会减小其流速及体积流率,从而减小其轴向覆盖距离,并且当旋流比较小时,由于主流与冷却射流周向相对速度较大,其趋势更为明显。当 $R_s = 1.0, 0.8$ 时,增大冷却射流密度比会导致其对端壁周向覆盖宽度减小,这是由于增大密度比带来的流速降低会进一步增大槽缝主流入侵的趋势;当 $R_s = 0.4, 0.6$ 时,由于槽缝几乎不存在主流入侵现象,因此其对端壁的周向覆盖宽度较宽,且随密度比的增加覆盖宽度没有明显的减小趋势。

图 7 给出了截面 1 上冷却效率云图及流线图。由图 7 可知,在 4 种旋流比下,随密度比的增大,冷却射流在端壁上的覆盖厚度逐渐减小。当 $R_s = 1.0, 0.8$ 时,随密度比 R_d 的增大分离涡向远离吸力面的方向移动,这是因为旋流比较大时槽缝存在一定的主流入侵,增大密度比会导致主流入侵区域宽度的进一步增加;当 $R_s = 0.6, 0.4$ 时,随密度比的增大分离涡向靠近吸力面的方向移动,这主要是由于较小旋流比下槽缝射流完全克服了主流入侵现象,同时密度比较大的带预旋槽缝射流保持其原有速度方向的能力更强。压力面侧马蹄涡位置随密度比的增大没有明显变化,其强度随密度比的增加有所减小,这是由于主流与冷却射流周向分速度方向相反是增强压力面侧马蹄涡的主要因素之一,随密度比的增加,冷却射流的流速及体积流率逐渐减小,从而削弱了压力面侧马蹄涡的强度。

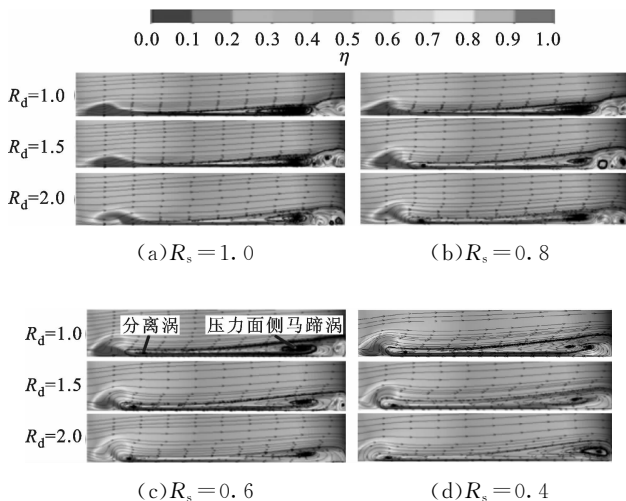


图 7 截面 1 冷却效率及流线图

不同密度比端壁横向平均冷却效率曲线如图 8 所示。由图 8 可知,随 R_d 的增加,冷却射流对端壁冷却效果不断减弱,且随 R_s 的增大,其减弱趋势不断增强。当 $R_s = 0.4$ 时,前缘附近冷却效率从 $R_d = 1.0$ 时的 0.75 降为 $R_d = 2.0$ 时的 0.65,而当 R_s

$= 1.0$ 时,前缘附近冷却效率从 $R_d = 1.0$ 时的 0.8 降为 $R_d = 2.0$ 时的 0.55。冷却效率最低值随旋流比的增加向下游移动,当 $R_s = 0.4$ 时位于 $Z = 0.25$,而到 $R_s = 1.0$ 时位于 $Z = 0.35$ 。

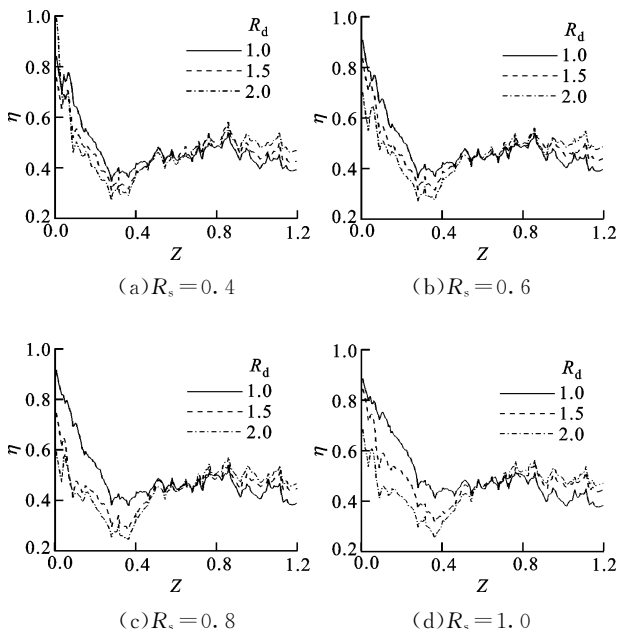
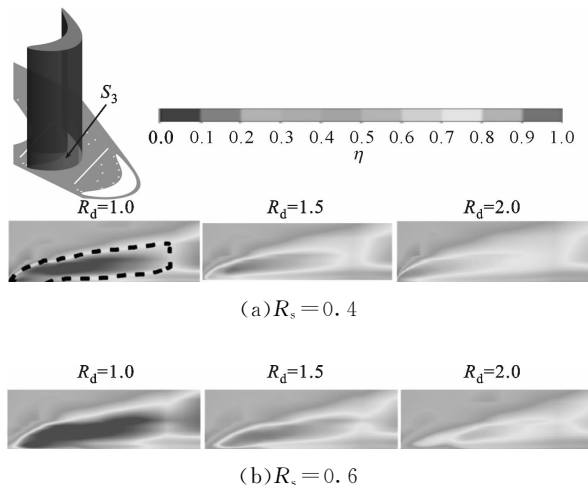


图 8 不同密度比端壁横向平均冷却效率曲线

2.3 槽缝射流对叶片吸力面泛冷却的影响

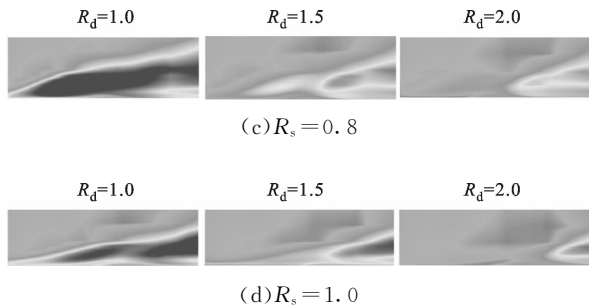
本节分析了上游槽缝射流旋流比和密度比对叶片吸力面泛冷却(二次冷却)性能的影响。

图 9 给出了吸力面靠近叶根部分 S_3 面上的冷却效率云图。由图 9 可知,当密度比保持不变时,随旋流比的增大,槽缝射流对叶片吸力面的泛冷却覆盖面积逐渐减小,且覆盖区域的位置向下游及靠近端壁的方向发展,随旋流比的减小,吸力面侧马蹄涡及分离涡向靠近吸力面的方向移动,因此随马蹄涡脱离壁面的冷却射流会更快地附着到叶片吸力面。当保持旋流比不变时,增加冷却射流密度比会导致



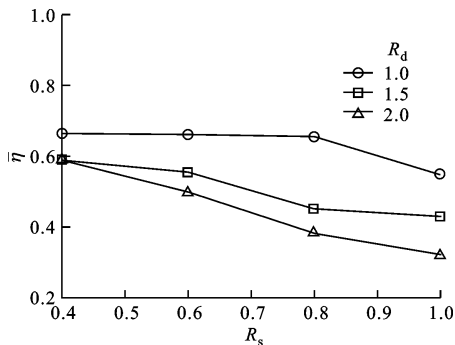
(a) $R_s = 0.4$

(b) $R_s = 0.6$

图 9 S_3 冷却效率云图

吸力面泛冷却面积显著减小,且向靠近端壁的方向移动,这主要是由随密度比增加而下降的体积流率及流速导致的。

图 10 给出了 S_3 上平均冷却效率曲线。当保持密度比不变时,随旋流比的增大, S_3 面上泛冷却效率不断降低,且随密度比的增大,其降低趋势更加明显。当保持旋流比不变时,增大密度比会导致泛冷却效率降低;当 $R_s=1.0$ 时, $R_d=1.0$ 时比 $R_d=2.0$ 时的泛冷却效率高约 7%;而当 $R_s=0.8$ 时,3 种密度比的泛冷却效率分别为 65.6%、45.3% 和 38.5%, $R_d=1.0$ 时和 $R_d=2.0$ 时的泛冷却效率差值达到最大,约为 27%。

图 10 S_3 面平均冷却效率

3 结 论

本文采用数值模拟的方法,研究了上游槽缝射流旋流比及密度比对端壁冷却和吸力面泛冷却性能的影响,得到如下结论。

(1)当密度比为 1.0 时,旋流比减小会导致下游端壁冷却效果不断减弱;当密度比为 1.5、2.0 时,端壁冷却效果随旋流比减小呈现先减小后增大的趋势。 $R_d=1.5$ 时冷却效率在 $R_s=1.0$ 达到最佳值, $R_d=2.0$ 时冷却效率在 $R_s=0.4$ 达到最佳值。

(2)随密度比 R_d 的增加,冷却射流对端壁的冷却效果不断降低,且随旋流比 R_s 的增大,其减弱趋势不断增强。当 $R_s=0.4$ 时效率由 0.75 降为 0.65,

而当 $R_s=1.0$ 时效率由 0.8 降为 0.55;冷却效率最低值随旋流比的增加向下游移动。

(3)在密度比一定的情况下,随旋流比增大,槽缝射流对叶片吸力面的泛冷却覆盖面积逐渐减小,且覆盖区域的位置向下游及靠近端壁的方向发展,对 S_3 面的冷却效率不断降低。

(4)在旋流比一定的情况下,随密度比的增加,槽缝射流体积流率和流速减小,导致吸力面泛冷却面积显著减小,且向靠近端壁的方向移动, S_3 面平均泛冷却效率降低。

参考文献:

- [1] SIMON T W, PIGGUSH J D. Turbine endwall aerodynamics and heat transfer [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 301-312.
- [2] WRIGHT L M, GAO Z, YANG H, et al. Film cooling effectiveness distribution on a gas turbine blade platform with inclined slot leakage and discrete film hole flows [J]. Journal of Heat Transfer, 2008, 130(7): 071702.
- [3] SURYANARAYANAN A, MHETRAS S P, SCHOBELIRI M T, et al. Film-cooling effectiveness on a rotating blade platform [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011014.
- [4] DU K, LI J. Numerical study on the effects of slot injection configuration and endwall alignment mode on the film cooling performance of vane endwall [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 98: 768-777.
- [5] 杜昆, 李军, 晏鑫. 槽缝射流对静叶端壁冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(1): 21-26.
DU Kun, LI Jun, YAN Xin. Effect of the slot Jet impingement on the cooling performance of the vane end-wall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(1): 21-26.
- [6] MENSCH A, THOLE K A. Overall effectiveness of a blade endwall with jet impingement and film cooling [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(3): 031901.
- [7] 祝培源, 宋立明, 李军, 等. 间隙位置和几何对端壁冷却性能的影响 [J]. 航空学报, 2017, 38(9): 520942.
ZHU Peiyuan, SONG Liming, LI Jun, et al. Effects of location and geometry of slot on film cooling performance of end-wall [J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 520942.

(下转第 126 页)