

DOI: 10.7652/xjtub201903007

间隙射流对端壁气膜冷却性能影响的实验研究

姚韵嘉, 祝培源, 陶志, 宋立明, 李军

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 为了研究叶栅上游间隙射流对扇形叶栅端壁气膜冷却性能的影响, 自主设计并搭建了考虑环形叶栅效应的扇形叶栅试验系统, 利用红外测温技术, 实验研究了上游间隙射流对扇形叶栅端壁气膜冷却性能的影响, 测量了不同间隙射流质量流量比和不同间隙射流角度条件下扇形叶栅端壁气膜有效度。实验结果表明: 间隙射流能够对端壁前部区域形成一定的冷却保护, 端壁二次流结构对于冷却气膜具有较大的影响, 使得冷却气膜主要集中在叶栅通道前部端壁区域且靠近叶片吸力面的区域, 而对于叶栅通道靠近叶片压力面侧几乎没有保护作用; 随着间隙射流质量流量比的增加, 端壁气膜有效度提高, 气膜分布范围增大, 减小间隙射流角度可有效提高冷却射流对端壁的气膜冷却作用; 射流质量流量比为 1.0%、1.5%、2.0% 时, 间隙射流角度由 45° 增加至 90° 使端壁气膜有效度最大降低了 17%、15% 和 13%。

关键词: 间隙射流; 端壁; 气膜冷却; 红外测温

中图分类号: TK263.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2019)03-0043-07

Experimental Study on the Effect of Gap Jet on Film Cooling Performance of Endwall

YAO Yunjia, ZHU Peiyuan, TAO Zhi, SONG Liming, LI Jun

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

Abstract: To study the effect of gap jet upstream of vane on the film cooling performance of the annular vane endwall, a annular vane test system considering the annular vane influence was designed and constructed. Based on the infrared measurement technology, an experimental study on the effect of gap jet upstream of vane on the film cooling performance of the annular vane endwall was carried out. The effectiveness of the endwall film cooling of the annular vane was measured at different mass flow ratios of different gap jets and injection angles of different gaps. As the results showed, the gap injection can form a certain cooling protection for the front part of the endwall, and under the influence of the secondary flow on the endwall, the cooling film is mainly concentrated on the side of the front end of the endwall close to the suction side, and there is almost no cooling effect on the side of the pressure side. With the increase of the mass flow ratio of the jet, the effectiveness of endwall film cooling increases, and also the distribution range of the cooling film is increased. Reducing the gap injection angle can effectively improve the film cooling effect of the cooling jet on the endwall. Therefore, as the gap injection angle is decreased, the film cooling effectiveness on the endwall can be effectively improved. As the gap injection

收稿日期: 2018-07-30。 作者简介: 姚韵嘉(1995—),男,硕士生;宋立明(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(51676149)。

网络出版时间: 2018-12-18

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20181214.1159.034.html>

angle is increased from 45° to 90° , the endwall film cooling effectiveness is decreased by 17%, 15%, and 13%, respectively, when the jet mass flow ratios are 1.0%, 1.5%, and 2.0%.

Keywords: gap jet; endwall; film cooling; infrared measurement

由于端壁区域存在大范围的、复杂的三维二次流结构,成为燃气轮机内部流动传热机理最复杂的区域之一。燃气透平进口温度不断增加,燃烧室出口温度分布也越来越扁平^[1],上游间隙对端壁气膜冷却性能的影响愈发严重。

针对上游间隙射流对于端壁气膜冷却性能的影响,Thole 等对存在上游间隙射流时,叶片端壁气膜有效度分布进行了详细测量,结果表明,受到端壁二次流的影响,气膜主要覆盖在通道前部并靠近叶片吸力面侧^[2]。Burd 等实验研究了上游间隙射流对高压透平导叶端壁流动结构、气膜冷却效率以及传热特性的影响,实验结果表明,间隙射流质量流量较大时,可对端壁形成一定的冷却保护,且能够在一定程度上减弱二次流^[3-4]。Blair 等关于叶片上游间隙射流对端壁的气膜冷却作用以及对端壁传热性能影响开展了相关研究,研究发现,间隙下游的端壁气膜分布沿周向变化剧烈^[5]。Lynch 等通过实验研究了间隙射流对端壁热负荷的影响以及对气膜冷却作用、传热性能的影响,结果表明,间隙射流对端壁前部提供一定的气膜冷却作用且能增强整个端壁的传热,可有效降低在端壁前部的热负荷,而在通道后部间隙射流不能形成良好的冷却保护,增大了传热系数,导致该区域内的热负荷增大^[6-7]。Cardwell 等关于间隙宽度对透平第 1 级静叶的端壁气膜冷却性能的影响进行了实验研究,结果表明,增加间隙射流的质量流量,可提高端壁气膜有效度,而增加间隙射流的动量通量比,可提高气膜覆盖面积^[8]。Gao 等采用压力敏感漆技术,在平面叶栅实验台上,实验研究了间隙射流对大转折角叶片端壁气膜冷却的影响^[9]。

国内关于间隙射流对端壁流动传热性能影响的研究相对较少。杜昆等利用数值方法研究了间隙出流结构对端壁气膜冷却性能的影响,结果表明,间隙入射段结构对叶片前缘端壁区域的冷却效率影响显著,采用相切圆弧过度的入射段结构,能减小间隙射流的流动分离,具有优良的冷却性能^[10-11]。刘高文等在大尺寸低速平面实验台上,有关单排气膜孔的喷射角对涡轮叶栅端壁气膜冷却传热的影响进行了研究,结果表明,减小喷射角可以显著提高冷却效率,但也增大了换热系数^[12]。杨星等利用数值方法对于叶栅通道中有无端壁间隙、不同间隙泄漏流量

及不同间隙射流角对于气膜有限度分布的影响,结果表明,端壁间隙限制了气膜的扩散分布,不恰当的泄漏流会削弱冷却效果^[13]。宋立明等利用数值方法对上游间隙对叶片端壁气膜冷却、传热及气动性能的影响进行了研究,结果表明,间隙射流对叶片端壁提供了气膜冷却作用,但同时会增加端壁前缘位置的传热系数,间隙角度的减小,会增强端壁的冷却保护,间隙距叶片前缘距离的增大能够减弱端壁二次流,提高端壁气膜分布的均匀性^[14-15]。

综上所述,考虑到实际叶栅的环形效应,本文设计搭建了环形叶栅测量系统,并对质量流量比以及间隙射流角度对于端壁气膜有效度的影响进行了相关研究。

1 实验系统

1.1 气膜冷却实验台和实验工况

实验装置示意图如图 1 所示,主流由压缩机通过低速风洞提供,风洞中设置整流格栅、收缩段以及稳流段,随后进入实验段。

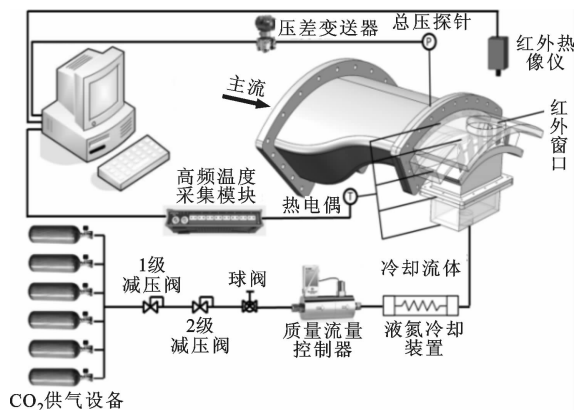


图 1 实验装置示意图

间隙射流由多瓶压缩二氧化碳提供,利用质量流量控制器控制射流流量,通过调节各级减压阀调整间隙射流流量,保证实验所需质量流量比。质量流量比定义为

$$M = \frac{m_c}{m_\infty} \times 100\% \quad (1)$$

式中: m_∞ 、 m_c 分别为来流、射流质量流量。本实验中质量流量比 M 为 1.0%、1.5%、2.0%。间隙射流经过液氮冷却装置进行冷却,通过气室以及间隙进入环形叶栅实验段的通道内。间隙射流管道外侧

覆盖一层保温棉以及保温材料,以减少热量损失。为了保证实验尽可能接近实际运用的条件,同时保证不同实验工况的统一性,射流的温度控制在 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$,实验中主流与间隙射流的密度比为 1.7。

1.2 实验段

采用 Solidworks 三维造型软件对实验段进行了设计,三维示意图如图 2 所示。为了降低端壁导热的影响,实验段采用低导热率光敏树脂材料(导热率为 $0.2\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)进行 3D 打印加工。

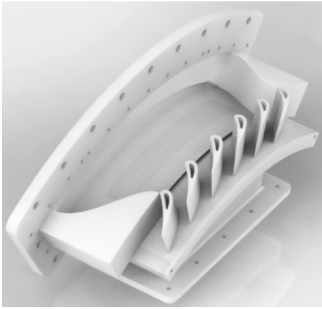


图 2 实验段三维示意图

实验中选取 GE 公司的 E³ 透平第 1 级静叶作为实验参考叶型,叶片根部截面型线及三维造型示意图如图 3 所示。表 1 给出了实验台相关参数。为了保证环形叶栅通道周期性,实验台设置了 6 个叶片,形成 5 个叶栅通道,选取中间的通道进行测量。图 3 中间隙结构位于叶片前缘位置处,距叶片前缘位置 0.1 倍叶片轴向弦长,在不同的实验工况中,位置不同。同时,为了避免实验中冷却射流分配不均的情况,在实验段中增加气室结构,使得冷却气体在通过间隙进口处时达到均匀分布。

表 1 实验台相关参数

参量	数值
叶片数	6
叶片弦长/mm	62.2
节距与弦长之比	0.76
环形叶栅内径/mm	350
环形叶栅外径/mm	400

1.3 数据测量和采集系统

1.3.1 温度及压力测量系统 实验中需要对主流温度、冷却气体温度进行监测。采用 I 级精度的 K 型热电偶对主流温度进行测量,其测量范围为 $-200\sim1\,200\text{ }^{\circ}\text{C}$,精度为 0.4%;采用 I 级精度的 T 型热电偶对冷却气体温度进行测量,其测量范围为 $-200\sim350\text{ }^{\circ}\text{C}$,精度为 0.4%。温度的采集使用 DEWE-SOFT 公司生产的高频温度采集模块,精度为

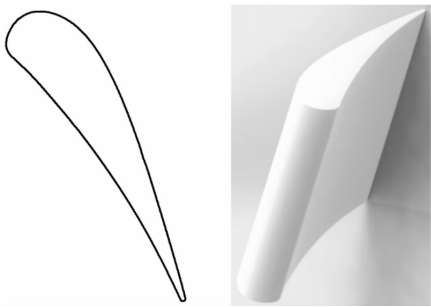


图 3 叶片型线及三维造型示意图

0.05%,最高采样频率为 200 kHz。主流进口设置总压探针,对主流的进口总压进行监控,确保实验中主流工况不发生变化;压力测量采用 Rosement 公司的高精度压差变送器;间隙射流流量由高精度 ALICAT 21 系列质量流量控制器直接读取。

1.3.2 红外热像仪测量系统 对于端壁温度分布的测量利用红外测试技术,采用美国 FLIR 公司生产的高精度红外热像仪 FLIR T650sc。红外测量作为一种非接触式的测量,对于流动以及温度的影响较小,且红外热像仪具有空间分辨率高、测量范围广等优点,可对本文所需端壁表面进行全场测量,从而可快速准确获得端壁表面的温度场分布,有效弥补了热电偶测温技术测量点稀疏分散的不足。实验所用的红外热像仪实物图如图 4 所示,相关参数如表 2 所示。



图 4 红外热像仪实物图

表 2 红外热像仪相关参数

参数名称	参数值
型号	FLIRT650SC
相机精度	640×480 像素
测量精度	±1%或±1℃
测量范围	-40℃~150℃
图像帧频	≤30 Hz
空间分辨率	0.68 mrad
工作波长	7.5~14 μm
视场角/最小焦距	25°×19°/0.25 m

图5给出了红外热像仪温度标定曲线,利用热电偶(TC)和红外热像仪(IR)获得标定点的多组温度数值,从而对于红外热像仪进行温度标定,图中 T_1 为实际温度, T_2 为测量温度,在实验范围内,红外热像仪可以准确测量端壁温度。

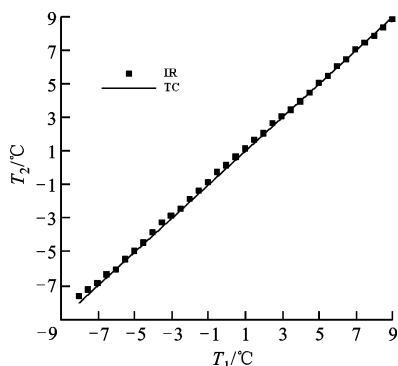


图5 红外热像仪温度标定曲线

红外热像仪的窗口设置如图6所示,实验测量中红外热像仪的测量视场为 $60\text{ mm} \times 80\text{ mm}$ 的矩形区域,将视场向二维平面投影得到最终的实验测试结果,所选视场可以完整清晰地展示端壁区域。

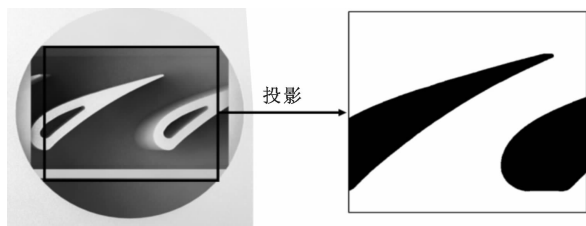


图6 红外测量的窗口设置

1.4 实验误差分析

绝热气膜有效度可定义为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (2)$$

式中: T_{∞} 为主流来流温度; T_{aw} 为壁面绝热温度; T_c 为间隙射流的温度。主流温度采用K型热电偶温度进行测量,误差为 $\pm 0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,间隙射流与壁面温度采用T型热电偶进行测量、标定,误差分别为 $\pm 0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $\pm 0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

对目标测量绝热气膜有效度进行相对误差估计,即

$$\frac{\Delta\eta}{\eta} = \left[\left(\frac{T_{\infty}}{\eta} \frac{\partial\eta}{\partial T_{\infty}} \right)^2 \frac{\Delta T_{\infty}^2}{T_{\infty}^2} + \left(\frac{T_{aw}}{\eta} \frac{\partial\eta}{\partial T_{aw}} \right)^2 \frac{\Delta T_{aw}^2}{T_{aw}^2} + \left(\frac{T_c}{\eta} \frac{\partial\eta}{\partial T_c} \right)^2 \frac{\Delta T_c^2}{T_c^2} \right]^{1/2} \quad (3)$$

当 η 为0.1、0.5、0.9时,绝对误差 $\Delta\eta$ 分别为0.017、0.016、0.017,相对误差分别为17%、3.2%、

1.9%。

2 实验结果与分析

在自主设计搭建的环形叶栅实验台上开展了间隙射流角度对于环形叶栅端壁气膜冷却性能的实验研究,实验中进口总压为1 kPa(表压),进口总温为 $15\text{ }^{\circ}\text{C}$,出口压力为当地大气压,叶栅出口马赫数为0.1。

2.1 质量流量比对端壁绝热气膜有效度的影响

实验研究了间隙射流质量流量比对端壁绝热气膜有效度的影响,端壁间隙的几何结构示意图如图7所示。图中 C_{ax} 为叶片轴向弦长, $0.1C_{ax}$ 表示叶片前缘位置到间隙出口靠近叶片端的距离为0.1倍叶片轴向弦长。

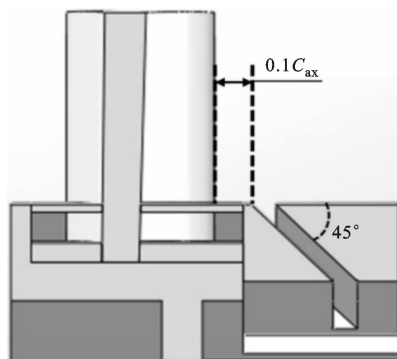
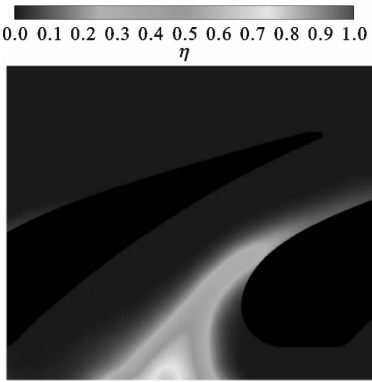
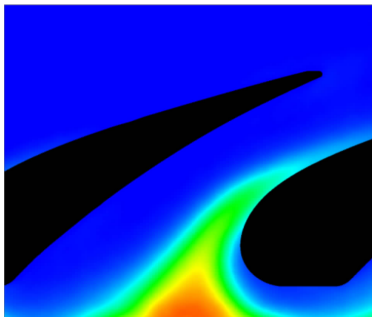


图7 端壁间隙几何结构示意图

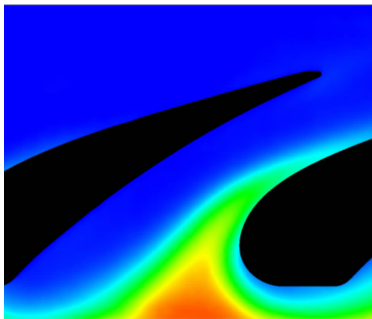
3种不同质量流量比 M 为1.0%、1.5%、2.0%条件下端壁气膜有效度的分布云图如图8所示。由图8可知:受到端壁二次流的影响,间隙射流在端壁所形成的冷却气膜集中分布在叶栅通道前部靠近吸力面侧区域,对于压力面侧区域以及叶栅通道后部几乎没有冷却保护;在叶片前缘位置附近,由于马蹄涡向端壁卷吸主流,会增强主流与冷却流体的掺混,从而显著降低叶片前缘区域附近的气膜有效度;随着质量流量比的增大,冷却射流覆盖范围扩大,端壁气膜有效度也提高。当 $M=1.0\%$ 时,由于间隙出口冷却流体的动量较小,不足以抵抗马蹄涡带来的影响,间隙射流对于叶片前缘端壁位置附近几乎没有冷却作用;当 $M=1.5\%$ 时,与 $M=1.0\%$ 时相比,间隙射流对叶片前缘位置附近区域具有一定的冷却保护;当 $M=2.0\%$ 时,间隙射流已经能够对叶片前缘附近区域的端壁形成较为良好的气膜冷却保护。这是因为随着间隙射流质量流量比的增大,冷却流体的动量相应提高,具有较高动量的冷却流体能够抵抗马蹄涡的影响,因此能够对叶片前缘附近的区域进行一定的冷却保护。



(a) $M=1.0\%$



(b) $M=1.5\%$



(c) $M=2.0\%$

图 8 M 不同时端壁气膜有效度分布云图

M 不同时, 环形叶栅前缘位置端壁气膜有效度的周向分布如图 9 所示。由图 9 可知: 随着 M 由 1.0% 提升到 1.5% , 端壁气膜有效度显著提高; M 由 1.5% 提升到 2.0% 时, 气膜有效度提高幅度变小, 但总体冷却性能进一步提升; 对于峰值进行对比, 特别是在 $X/t=0.6$ 附近区域, 其中 t 为两叶片前缘点之间的距离, X 为测量点距左端叶片前缘点距离, $M=1.5\%$, 2.0% 时相较于 $M=1.0\%$ 时, 气膜有效度峰值分别提升了 33% 及 37.5% 。

2.2 射流角度对于端壁气膜冷却性能的影响

在间隙射流角度对端壁气膜冷却性能影响的实验研究中, 测量了射流角度为 45° 、 65° 和 90° 时的气膜有效度, 3 种不同射流角度的间隙几何结构示意图

图如图 10 所示。

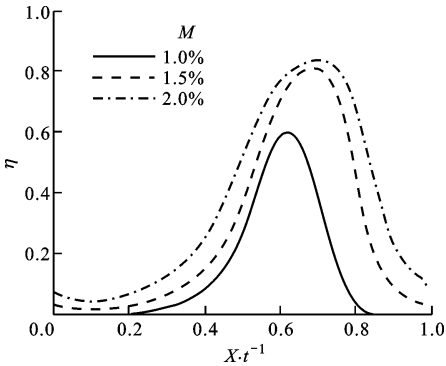


图 9 M 不同时环形叶栅前缘位置端壁气膜有效度的周向分布

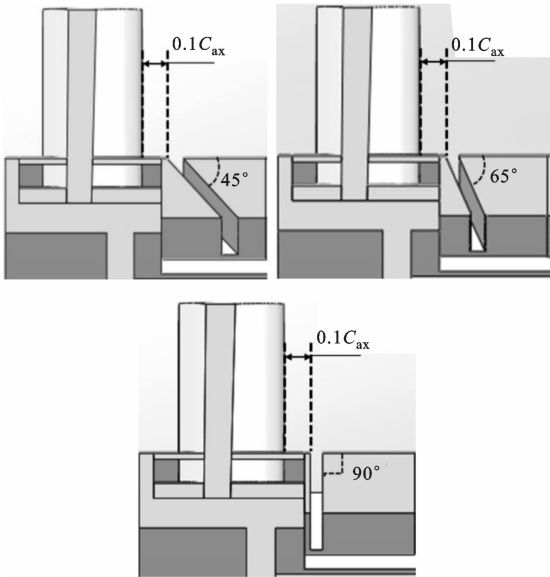


图 10 不同射流角度间隙几何结构示意图

不同间隙角度下的叶片端壁气膜有效度分布云图如图 11 所示。由图 11 可知: 当 $M=1.0\%$ 时, 3 种不同间隙射流角度下端壁气膜有效度均较低, 特别是对于叶片前缘附近区域, 由于此时间隙射流的动量较小, 受到马蹄涡的影响, 3 种角度下对于叶片前缘区域几乎均没有冷却保护的效果; 当 $M=1.5\%$ 时, 对于叶片前缘附近区域, 射流角度为 45° 时间隙射流已经具有了较弱的冷却保护效果, 当射流角度为 65° 时, 保护效果有了一定程度的下降, 而当射流角度为 90° 时, 叶片前缘的端壁区域几乎没有间隙冷却流体的覆盖; $M=2.0\%$ 、射流角度为 45° 时, 间隙冷却射流已经能比较有效地对叶片前缘附近区域进行冷却保护, 当射流角度为 65° 时, 气膜冷却的保护效果有了一定的下降, 当射流角度增大到 90° 时, 区域内的端壁气膜有效度显著降低, 这是因为随着间隙射流角度的减小, 间隙射流沿主流流动

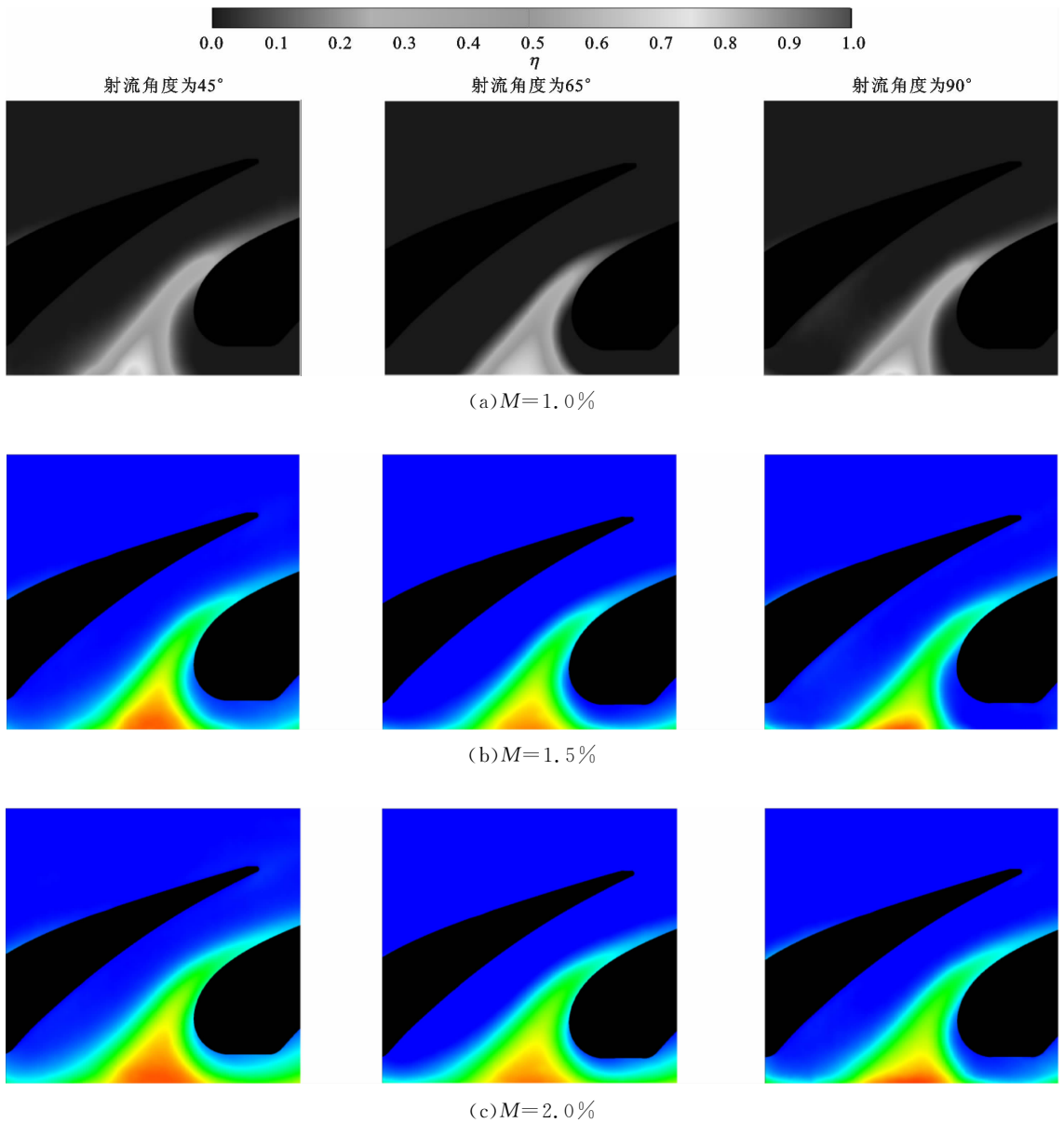


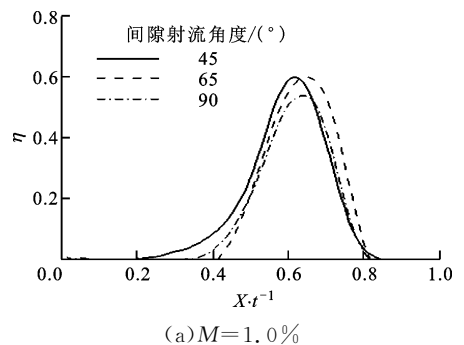
图 11 不同射流角度下叶片端壁气膜有效度分布云图

方向会具有更大的分动量,因此在较大质量流量比下,会在一定程度上抵抗马蹄涡的影响,从而对叶片前缘附近端壁附近区域起到一定的冷却保护效果。

因此,在本文实验所研究的质量流量比范围内,减小间隙射流角度会提高间隙射流对端壁的气膜冷却保护的能力,随着间隙射流角度的减小,端壁气膜有效度相应提高,气膜覆盖范围也有所增加。

不同射流角度下叶片前缘位置端壁气膜有效度的周向分布如图 12 所示。由图 12 可知,在所研究的质量流量比范围内,随着间隙射流角度的增大,叶片前缘位置附近区域内的端壁周向气膜有效度的气膜有效覆盖范围都有所减小,且随着射流角度的增大,叶片通道中间位置的气膜有效度降低。由图

12a 可知,在 $M=1.0\%$ 时, 45° 与 65° 射流角度相比,在气膜有效度最高值上变化不大,但是整体的覆盖面积在射流角度为 45° 时更大,分布也较为平均,而当射流角度达到 90° 时,整体的气膜冷却效果都显著减弱;由图 12b、图 12c 可知,随着 M 的增大,气膜



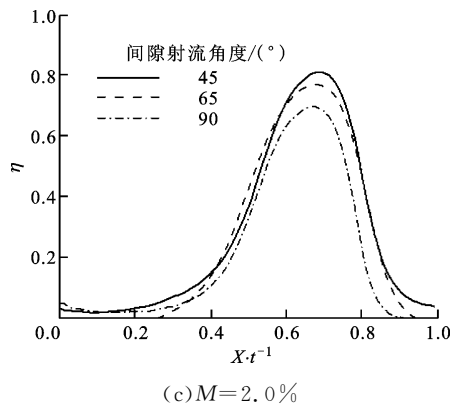
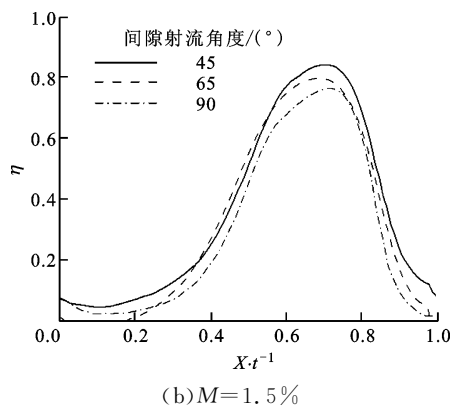


图12 不同射流角度下叶片前缘位置端壁气膜有效度的周向分布

有效度的峰值均有所提升,且不同射流角度下的对比更加明显,特别在 $X/t=0.6$ 位置附近的区域,当 $M=1.0\%$, 1.5% , 2.0% 时,随间隙射流角度从 45° 增大到 90° ,质量流量平均后的气膜有效度分别下降了 17% 、 15% 、 13% 。

3 结 论

本文自主设计并搭建了上游间隙射流作用下扇形叶栅端壁气膜冷却性能实验测量平台。基于高精度红外测温技术实验测量了不同质量流量比、间隙射流角度条件下扇形叶栅端壁气膜有效度,得到了如下结论。

(1) 间隙射流可以对端壁前部区域进行一定的冷却保护。受到端壁二次流的影响,间隙射流在端壁所形成的冷却气膜主要集中在叶栅通道前部靠近吸力面侧区域,对压力面侧区域以及叶栅通道后部几乎没有冷却保护。

(2) 增大间隙射流的质量流量比,可提高间隙射流对端壁的气膜冷却作用。随着射流质量流量比的增加,端壁气膜有效度提高,气膜分布范围增大。

(3) 3 种不同间隙射流角度的实验测量结果表

明:随着间隙射流角度的减小,可有效提高端壁的气膜有效度,并且在较高的射流质量流量比条件下,采用较小的间隙射流角度时,射流受马蹄涡的影响减小,可对叶片前缘附近的端壁区域提供一定的气膜冷却作用。

参考文献:

- [1] WRIGHT L M, MALAK M F, CRITES D C, et al. Review of platform cooling technology for high pressure turbine blades [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2014: GT2014-26373.
- [2] THOLE K A, KNOST D G. Heat transfer and film-cooling for the endwall of a first stage turbine vane [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48(25/26): 5255-5269.
- [3] BURD S W, SIMON T W. Effects of slot bleed injection over a contoured endwall on nozzle guide vane performance: part I Flow field measurements [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2000: GT2000-199.
- [4] BURD S W, SATTERNESS C J, SIMON T W. Effects of slot bleed injection over a contoured endwall on nozzle guide vane performance: part II Thermal measurements [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2000: GT2000-200.
- [5] BLAIR M F. An experimental study of heat transfer and film cooling on large-scale turbine endwalls [J]. Journal of Heat Transfer, 1974, 89: 524-529.
- [6] 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]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 671-682.
- [7] LYNCH S P, THOLE K A. The effect of the combustor-turbine slot and midpassage gap on vane endwall heat transfer [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 2167-2178.
- [8] CARDWELL N D, SUNDARAM N, THOLE K A. The effects of varying the combustor-turbine gap [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 129(4): 91-102.
- [9] GAO Z, NARZARY D, HAN J C. Turbine blade platform film cooling with typical stator-rotor purge flow and discrete-hole film cooling [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(4): 041004.
- [10] 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.

(下转第 55 页)