

文章编号: 1000-8055(2010)12-2770-09

基于 PSP 实验技术的双射流气膜冷却特性研究

韩 昌, 李 佳, 李雪英, 任 静, 蒋洪德

(清华大学 机械工程学院 热能工程系 燃气轮机研究中心, 北京 100084)

摘 要: 基于压力敏感漆(PSP)实验技术研究了具有双射流、圆孔和扇形孔的气膜冷却系统在主流湍流度为 6%, 吹风比分别为 0.5, 0.8, 1.0, 1.2 和 1.5 时的冷却特性. 圆孔平均气膜冷却效率在吹风比为 0.8 到 1.5 范围内逐渐降低; 而双射流和扇形孔在整个实验范围内随吹风比的增大而升高, 这表明双射流很好地抑制了射流与壁面的吹离. 在同等条件下, 双射流气膜冷却效率优于圆孔, 而低于扇形孔. 实验条件下的数值模拟结果清楚地表明了圆孔、双射流和扇形孔分别形成的肾形涡系、反肾形涡系和弱肾形涡系是形成各自气膜冷却特性的主要因素.

关 键 词: 燃气轮机; 气膜冷却; 双射流; 压力敏感漆; 反肾形涡

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Characteristic of double-jet film cooling tested by pressure sensitive paint

HAN Chang, LI Jia, LI Xue-ying, REN Jing, JIANG Hong-de

(Gas Turbine Research Center, Department of Thermal Engineering,
School of Mechanical Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The characteristics of the film cooling system with double-jet, round and shaped holes were investigated under the condition of mainstream turbulence 6% and blowing ratio 0.5, 0.8, 1.0, 1.2, 1.5 in the study. The pressure sensitive paint (PSP) was implemented in the tests as the main measurement technique. The film cooling effectiveness decreases between blowing ratio 0.8 and 1.5 in the case of round holes, but increases in the whole experimental blowing ratio in the case of shaped holes and double-jet. It indicates that the double-jet restrains the lift-off of the cooling jet. The film cooling effectiveness of double-jet is better than that of the round holes, but poor than that of the shaped holes in the same conditions. Meanwhile, the vortex structures near the three focused holes obtained from the corresponding computations are major causes of the characteristics of the investigated film cooling systems.

Key words: gas turbine; film cooling; double-jet; pressure sensitive paint (PSP); anti-kidney vortex

收稿日期: 2009-11-09; 修订日期: 2010-05-17

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB210100)

作者简介: 韩昌(1986—), 男, 海南文昌人, 博士生, 主要从事高温涡轮叶片外部传热与冷却研究.

E-mail: hanc05@mails.tsinghua.edu.cn

现代燃气轮机的透平进口温度都远远超过了金属的可承受温度,因此必须采用先进的冷却技术以保证燃机高温部件的运行安全和合理寿命,而气膜冷却就是其中的主要冷却方式之一,对燃气轮机的性能和效率都有着重要的影响。

气膜冷却^[1]是从处于高温环境的表面上一个或多个离散孔中引入二次气流(冷却工质或射流),以保护射流区域和下游区域的表面.影响气膜冷却效率的因素主要有射流孔的气动参数和射流孔的几何参数.气动参数包括吹风比、射流与主流的密度比、动量比和温度比等,几何参数包括孔的喷射角、孔径、孔的长径比、孔的形状和孔的位置分布等.为了探讨气膜冷却机理,提高气膜冷却效率,国内外学者进行了大量的研究,Han J C 等人对此进行了系统总结^[2].

Goldstein 等人研究了吹风比对圆孔气膜冷却效率的影响^[3],在射流孔附近,气膜冷却效率先随着吹风比的增大而增大,达到一个峰值后随着吹风比的增大而减小.随着计算流体动力学(CFD)技术的发展,学者们更多采用数值模拟研究和分析其中的原因和机理.大量研究表明:从圆孔中射出的冷却射流与主流相互作用,形成肾形涡对,肾形涡对从两侧将主流卷吸到射流底下,促使冷却射流与壁面发生分离,且吹风比越大,肾形涡对越强,吹离越明显. Leylek 和 Zerkle^[4], Walters 等人^[5]的研究也证实了这一点,并计算给出了肾形涡对的可视图.因此减弱甚至消除肾形涡对,抑制冷却射流与冷却壁面的分离以及增大射流在侧向的覆盖是增大气膜冷却效率的重要手段.学者们开始从射流孔复合角、孔的出口形状以及孔的组合等多种方式来提高气膜冷却效率. Goldstein 等人^[6]提出一种基于圆孔的出口扩张孔——扇形孔,随后许多学者对此进行大量研究,如 Mhetras 等^[7], Colban 等^[8]和 Saummeber 等^[9],Bunker^[10]对相关研究做了总结. Goldstein 和 Jin^[11]实验研究了带复合角射流孔的气膜冷却性能,结果表明带复合角的圆孔在各个吹风比下的侧向平均气膜冷却效率均优于直接沿主流射流(复合角为零)的圆孔. McGovern 和 ZHANG 等人^[12-13]也研究了复合角在气膜冷却中的影响. 2006 年, Kusterer 等^[14-15]提出了一种新型的气膜冷却方式——双射流气膜冷却,其数值模拟结果表明双射流特殊的结构布置使得射流与主流相互作用形成一对反肾形涡对,抑制射流与壁面发生分离,提高了气膜冷却效果,如图 1 所示.

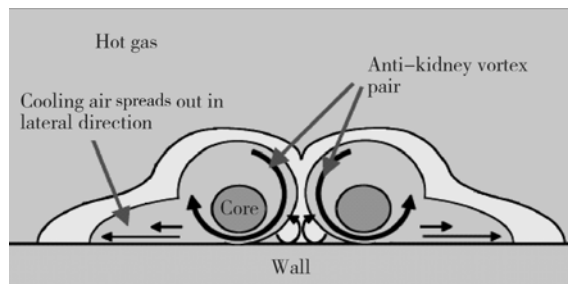


图 1 反肾形涡示意图(Kusterer 等^[14])

Fig. 1 Anti-kidney vortex pair

本文将采用压力敏感漆(PSP)实验技术研究双射流在不同吹风比下的气膜冷却性能,并与同等条件下的圆孔、扇形孔进行比较,同时通过相应的数值模拟方法对三种孔型的气膜冷却流场进行机理分析。

1 平板气膜冷却实验台和压力敏感漆实验技术

1.1 平板气膜冷却实验台

圆孔、扇形孔和双射流的气膜冷却特性实验在如图 2 所示的实验台上进行.实验台中主流由一台 11kW 的风机提供,经整流段、弧形收缩段和湍流发生段进入实验段.主流中采用热线风速仪和热电偶测量主流速度、湍流度和静温.来流条件如表 1 所示,主流的速度、湍流度、温度和雷诺数分别为 15 m/s, 6%, 300 K 和 150 000.

表 1 主流来流条件

Table 1 Mainstream condition

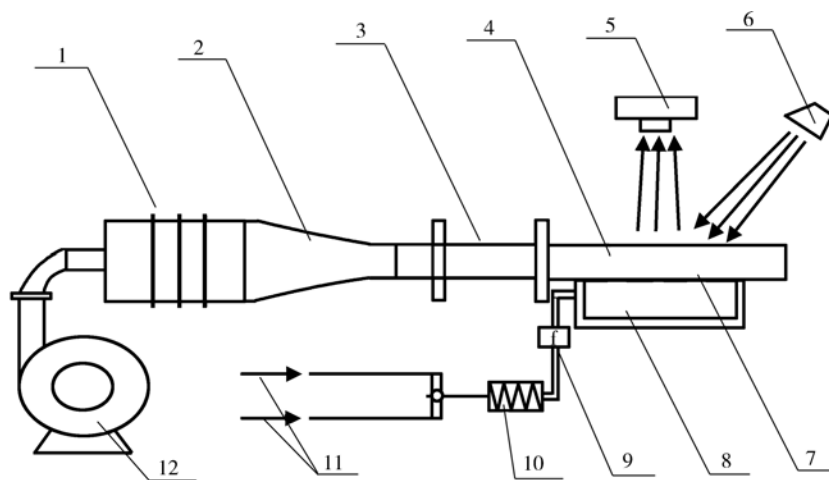
参数	数值	参数	数值
$V/(m/s)$	15	$T_u/\%$	6
Re	150 000	T/K	300

冷却射流包括空气和氮气两路气源,可相互切换,由气体质量流量控制器控制流量.另外,为了消除温度的影响,由二次流加热器控制射流温度,使它与主流间的温差控制在 0.5 K 之内.

实验段全部由透明的有机玻璃组成,主流通道迎流截面是 160 mm×160 mm,射流空腔是 100 mm×100 mm.实验板夹在主流通道和射流空腔之间,由外沿法兰连接.实验板射流孔下游表面喷涂压力敏感漆,是实验中数据采集区域.

1.2 压力敏感漆实验技术

压力敏感漆技术是上世纪 90 年代发展起来



1 整流段；2 弧形收缩段；3 湍流发生段；4 主流通道；5 高敏相机；6 发光二极管光源；7 实验板；
8 射流空腔；9 气体质量流量控制器；10 二次流加热器；11 氮气/空气源；12 主流风机

图2 平板气膜冷却实验台系统示意图

Fig. 2 Flat plate film cooling test apparatus

的一种测量气体表面分压的技术^[16],通过传热传质类比也可应用于测量燃机透平的气膜冷却效率^[17],且已在国外的燃机气膜冷却研究中被广泛应用^[18-19],实践证明其具有测量精度较高、稳定性和可重复性良好的特点。

1.2.1 压力敏感漆原理

压力敏感漆技术是一种以氧-光致发光物质为基础的测量技术,光致发光是一个被入射光激发后的激发态分子辐射荧光失掉多余能量回到基态的过程。若是激发态的分子受到了氧气分子的碰撞,则它会能量传递给氧气分子,直接变回基态而不发出荧光,因此表面激发发光强度与氧气体积分数和氧分压相对应。Stern Volmer 方程给出发光强度与氧分压间的关系

$$\frac{I_0}{I} = 1 + K_q p_{O_2} \quad (1)$$

式中 I 为实测发光强度, I_0 为没有猝灭剂(氧气)的发光强度, K_q 为 Stern Volmer 常数, p_{O_2} 为氧分压。

本文实验采用波长为 460 nm 的蓝光源照射以钕化物为主体的压力敏感漆,用高敏 CCD (charge coupled device) 相机捕捉激发出来的红光,镜头前装有 600 nm 的带通过滤光片,以将入射光与激发光区分开。

实验中主流是空气,其中氧气体积分数 $(\eta_{O_2})_{air} \approx 21\%$;冷却射流是氮气,其中氧气体积分数 $(\eta_{O_2})_{N_2} \approx 0$ 。由传热传质比拟可得,气膜冷却效率为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} = \frac{C_g - C_{mix}}{C_g - C_{N_2}} = \frac{(\eta_{O_2})_{air} - (\eta_{O_2})_{mix}}{(\eta_{O_2})_{air} - (\eta_{O_2})_{N_2}} = \frac{(\eta_{O_2})_{air} - (\eta_{O_2})_{mix}}{(\eta_{O_2})_{air}} \quad (2)$$

式中 $T_g, C_g, (\eta_{O_2})_{air}$ 分别是主流的温度、氧气体积分数和氧分压; $T_c, C_{N_2}, (\eta_{O_2})_{N_2}$ 分别是冷却射流温度、氮气射流中氧气体积分数和氧分压,其中 $C_{N_2} \approx 0, (\eta_{O_2})_{N_2} \approx 0$; $T_{aw}, C_{mix}, (\eta_{O_2})_{mix}$ 分别是壁面绝热温度、壁面氧气体积分数和氧分压。

1.2.2 压力敏感漆的标定

在实验前需对 PSP 进行标定,以确定发光强度和氧分压间的对应关系,标定在可抽真空的密闭容器中进行,如图 3 所示。在不同的标定块温度下,依次改变空腔中的真空度,并捕捉所对应的激发发光强度,即可得到不同温度下的发光强度与氧分压间的对应曲线,如图 4 所示。从图上可

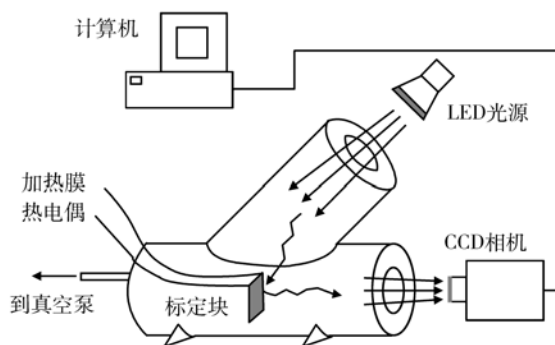


图3 PSP标定系统

Fig. 3 PSP calibration system

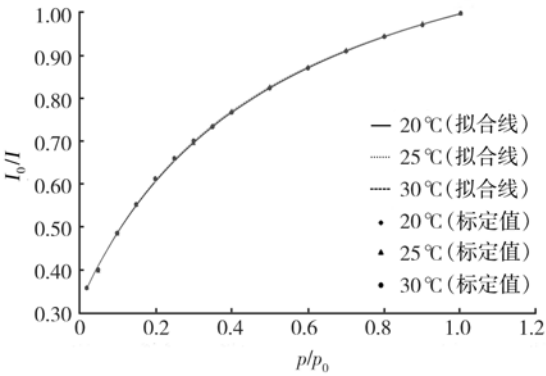


图 4 PSP 标定曲线

Fig. 4 PSP calibration curve

看出,各个温度的标定曲线基本重合,说明 PSP 对温度不敏感,在一定温度范围内 PSP 特性保持了很好的稳定性.

2 实验工况及数据处理方法

圆孔、扇形孔和双射流孔的孔型如图 5 所示,

双射流单孔直径 $D=3\text{ mm}$,且双射流单元由两个圆孔组成,为了保持三种孔型的通流面积一致,圆孔和扇形孔的直径都取 $1.414D$,即 4.2 mm .射流角、复合角和孔间距的参数见表 2.三种孔型的射流角都是 $\alpha=30^\circ$,双射流两孔的复合角分别为 $\beta=\pm 45^\circ$,圆孔和扇形孔复合角为零.以双射流孔直径为基准,三种射流孔长径比都是 $L/D=6$,横向孔间距都是 $P/D=5$.扇形孔出口两侧的扩张角度为 $\gamma=14^\circ$.

实验工况如表 3 所示,共包含了圆孔、扇形孔和双射流孔在吹风比为 $0.5, 0.8, 1.0, 1.2$ 和 1.5 条件下的 15 种工况.这里吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \tag{3}$$

其中 ρ_∞, u_∞ 分别是主流的密度和速度; ρ_c, u_c 分别是射流的密度和速度.

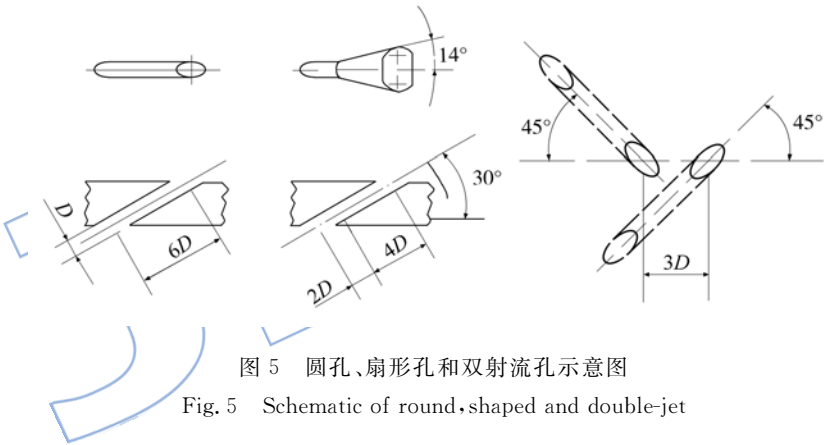


图 5 圆孔、扇形孔和双射流孔示意图

Fig. 5 Schematic of round, shaped and double-jet

表 2 实验孔型的几何参数

Table 2 Geometry parameters of holes

	圆孔	扇形孔	双射流孔
$\alpha/(\text{^\circ})$	30	30	30
$\beta/(\text{^\circ})$	0	0	± 45
L/D	6	6	6
P/D	5	5	5

表 3 实验工况

Table 3 Experimental cases

孔型	M	T/K
圆孔	0.5~1.5	300
扇形孔	0.5~1.5	300
双射流	0.5~1.5	300

3 实验条件下的数值研究方法

基于 PSP 实验技术,对于不同孔型气膜冷却系统的研究给出了圆孔、扇形孔和双射流孔的气膜冷却效率分布,为了进一步分析气膜冷却流场的流动机理,分别在实验条件下对三种流场进行数值计算.

数值模拟中计算域和气动参数与实验中的实验段几何尺寸和实验工况保持一致.计算域如图 6 所示,计算域包括主流通道的、两个射流空腔和两个射流孔三部分.为了减少计算量,数值计算域只包含了一组孔周期,而两侧采用周期边界.计算求解全三维可压缩的 Navier-Stokes(N-S)方程,采用 FLUENT 6.3 中的 standard $\kappa\text{-}\epsilon$ 作为求解的湍流模型,壁面条件采用“enhanced wall treat-

ment”. 计算网格是由 ICEM 生成的全结构化网格, 如图 7 所示, 圆孔、扇形孔和双射流孔的计算网格数分别是 90 万、90 万和 120 万, 网格数经过网格无关解验证. 由于双射流有两个射流空腔, 所以网格数更多, 三种孔型壁面第一层网格都是 $y^+ < 1.5$. 数值计算条件如表 4 所示.

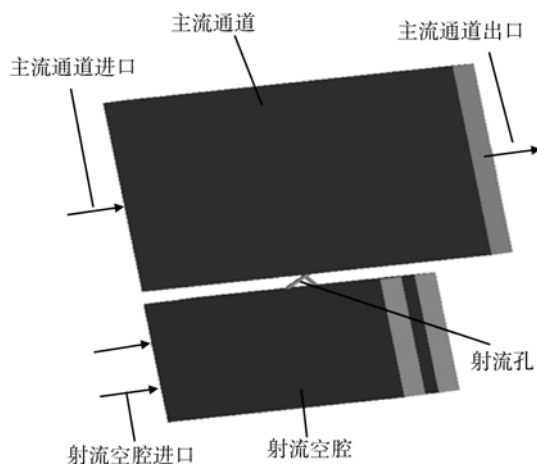


图 6 数值计算域示意图

Fig. 6 Schematic of numerical domain

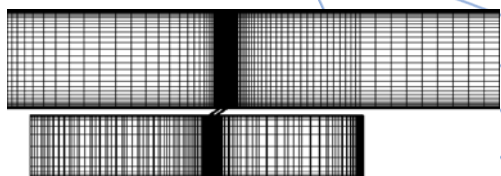


图 7 计算网格示意图

Fig. 7 Grid of numerical domain

表 4 数值计算条件

Table 4 Numerical simulation condition

参数	数值	参数	数值
主流速度/(m/s)	15	主流温度/K	300
吹风比 M	0.5~1.5	射流温度/K	300
主流湍流度/%	6.0		

由于实验中采用的是传热传质比拟的方法获得气膜冷却效率, 为了消除温度的影响, 主流与射流的温差控制在 0.5 K 之内. 为了达到与实验流动状态一致, 数值计算亦采用主流与射流同温, 都是 300 K.

4 实验和计算结果分析

4.1 双射流与圆孔、扇形孔的实验结果比较

圆孔和扇形孔是目前研究得比较成熟的两种气膜冷却孔型, 也已应用在现代燃气轮机气膜冷却的实际设计中, 因而以这两种孔型为参照分析比较双射流的气膜冷却效果.

双射流、圆孔和扇形孔在不同吹风比下的气膜冷却效率分布云图如图 8 所示. 随着吹风比的增大, 射流出口动量逐渐增大, 圆孔射流在出口处与壁面发生了分离并在下游再附, 使得射流孔附近的冷却效果较差, 而在下游存在有一个增强的区域. 另外, 圆孔在侧向两孔之间的区域是个气膜冷却的盲区, 吹风比越大, 盲区面积越大. 双射流气膜冷却方式很好地克服了圆孔的上述弱点. 由于特殊的孔型结构布置, 使得双射流既保持着复合角在气膜冷却中减缓分离、增强冷却气体侧向覆盖的优点, 又使得射流与主流相互作用形成反肾形涡对, 直接将射流推向壁面, 抑制了射流的吹离. 因此, 双射流在高吹风比下依然保持着较好的气膜冷却效果, 没有明显分离现象, 并且冷却射流很好地覆盖了两孔之间的气膜冷却盲区, 得到较好的整体气膜冷却效果. 双射流的冷却效果在各个吹风比下都优于圆孔, 且吹风比越大优势越明显. 扇形孔由于出口扩张, 减小了出口动量并增大了出口面积, 同样也得到了较好的气膜冷却效果.

分别取一个侧向孔周期的侧向平均气膜冷却效率进行比较, 如图 9 所示. 双射流在五种吹风比下的侧向平均气膜冷却效率都优于圆孔, 且吹风比越大优势越明显; 但低于同等条件下的扇形孔. 双射流在高吹风比下依然保持较高的气膜冷却效率, $M=1.5$ 时在孔下游 $X/D=25$ 的区域 $\eta > 0.25$. 同时, 双射流冷却可以获得比扇形孔更均匀一致的冷却效率分布, 减小金属叶片不同区域的温差, 从而减小热应力, 有利于叶片寿命. 此外, 双射流孔单元是由两个带有复合角的圆孔组合而成, 相对于出口扩张的扇形孔在机械加工方面更有优势, 这也是双射流气膜冷却技术的重要优势之一. 综合考虑气膜冷却效果和机械加工等因素, 双射流气膜冷却技术有着很好的应用前景.

4.2 吹风比对双射流气膜冷却效率的影响

如图 10 所示, 双射流侧向平均气膜冷却效率沿射流下游逐渐递减, 且随着吹风比的增大而整体上升, 这说明双射流很好地抑制了射流与冷却

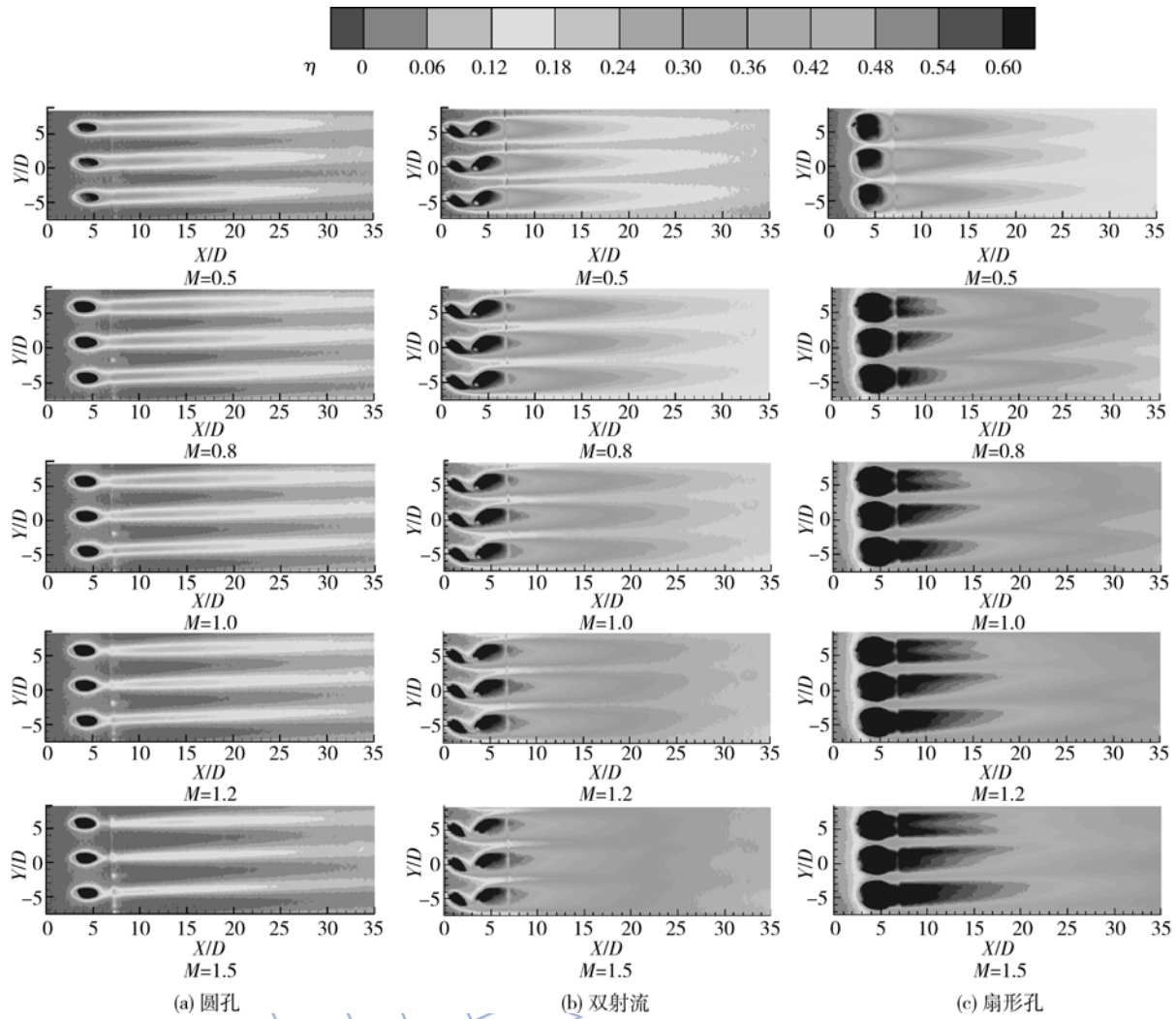
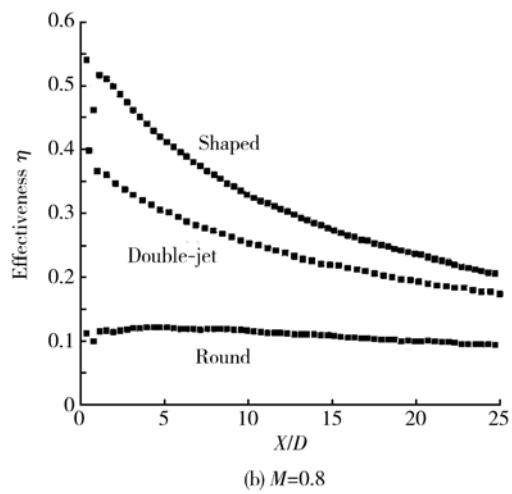
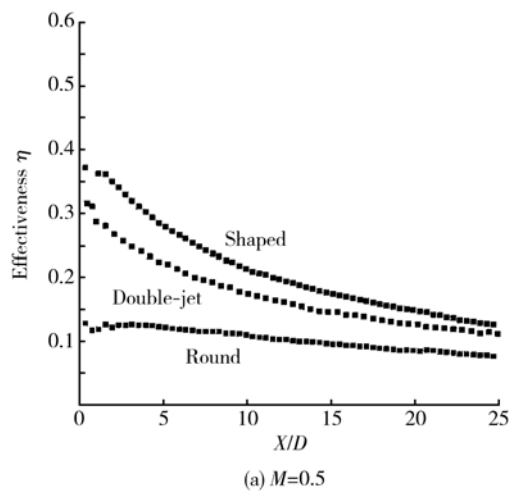


图 8 不同吹风比下三种孔型的气膜冷却效率分布云图
Fig. 8 Film cooling effectiveness of three holes geometry in different ratios



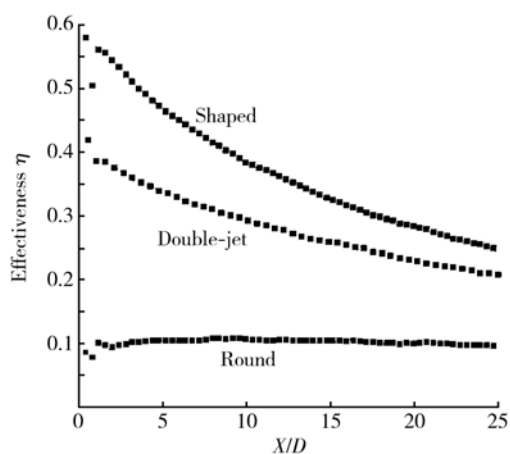
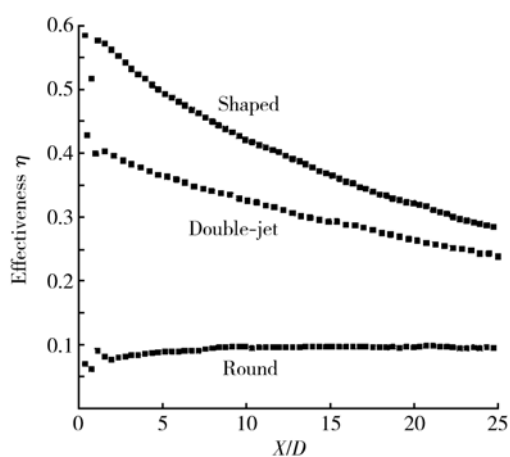
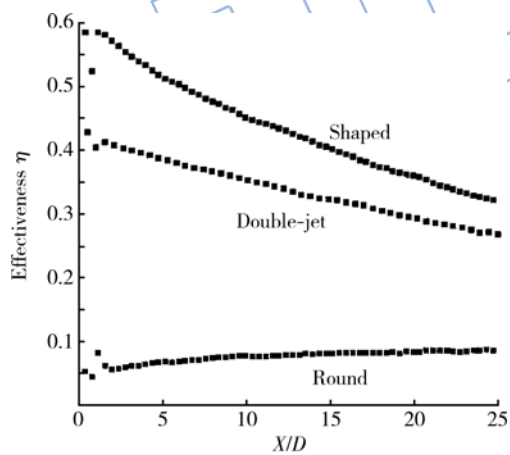
(c) $M=1.0$ (d) $M=1.2$ (e) $M=1.5$

图 9 侧向平均气膜冷却效率

Fig. 9 Lateral average film cooling effectiveness

壁面的吹离,克服了单一圆孔在高吹风比下发生射流与壁面分离再附着的弱点.图 11 是三种孔型的面平均气膜冷却效率随吹风比的变化曲线.圆孔由于射流与壁面发生吹离,且吹风比越高,吹离越明显,气膜冷却效率在 $M=0.8$ 之后随吹风比的增大而下降;双射流与扇形孔的气膜冷却效率

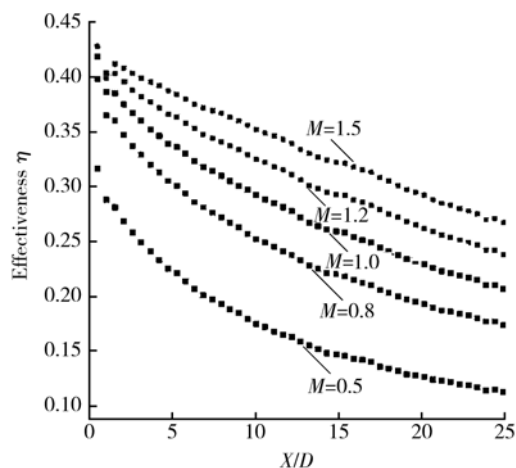


图 10 吹风比对双射流侧向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 10 Influence of blowing ratio on lateral average film cooling effectiveness

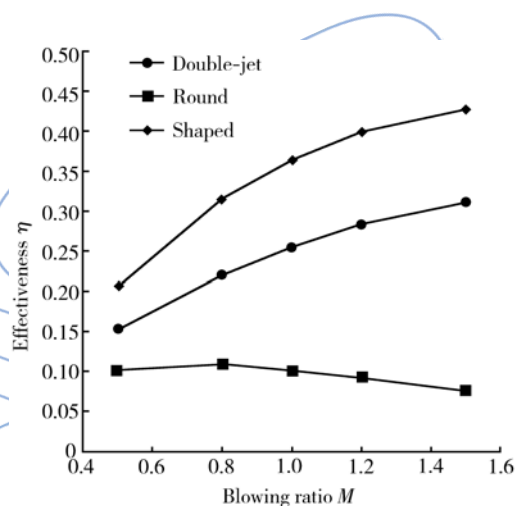


图 11 面平均气膜冷却效率

Fig. 11 Plan average film cooling effectiveness

在高吹风比下依然保持上升趋势,但增速在逐渐变缓.

由于特殊的孔型结构布置,双射流气膜冷却方式所形成的反肾形涡对是它能够高吹风比下抑制射流与壁面吹离,保持较优气膜冷却效果的重要因素,吹风比越大反肾形涡对越强,对射流吹离的抑制作用亦越强;同时射流出口动量亦随吹风比的增大而增大,出口动量越大,射流越容易与壁面发生吹离.出口动量和反肾形涡对相互作用,共同影响了双射流的整体气膜冷却效果.

4.3 数值模拟结果与分析

流场中的涡系结构是气膜冷却流动传热过程的重要反映和体现,也是影响气膜冷却效果的重要因素.在数值计算中设置主流与射流温度相同,从而保证了计算与实验条件的一致性.数值模拟

能够再现实验过程中的流场信息,但无法直接获得传热信息。

图 12 是吹风比 $M=1.5$,圆孔、双射流和扇形

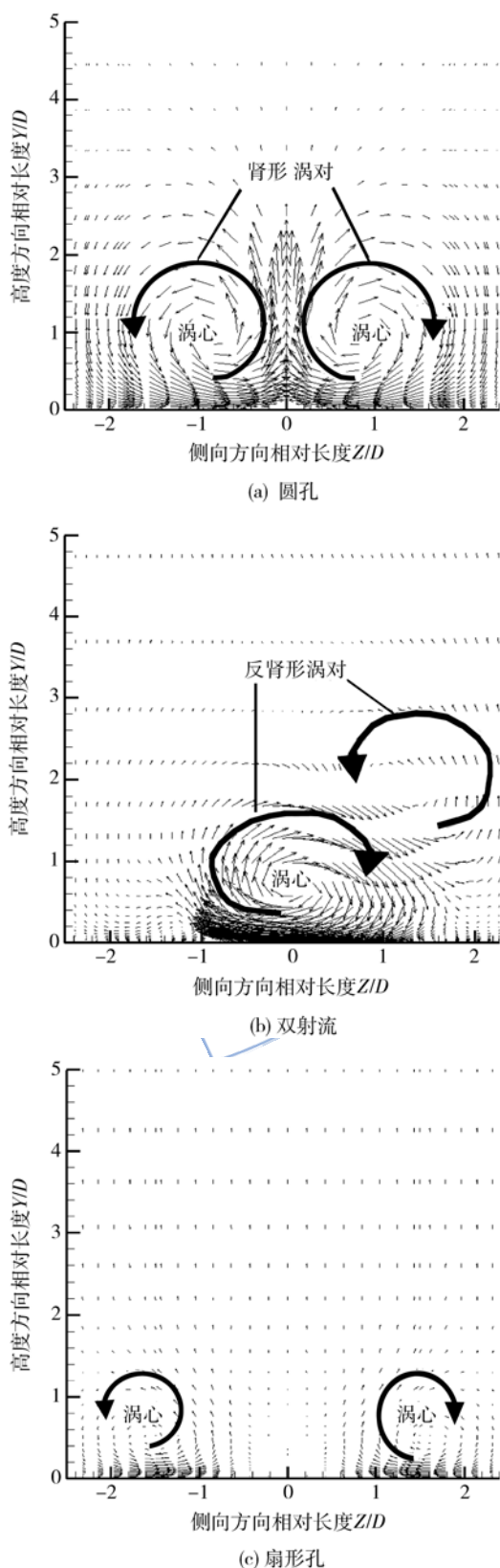


图 12 气膜冷却流场中的涡系结构

Fig. 12 Vortex structure in film cooling flow field

孔在孔下游 $X/D=6$ 处截面的速度矢量图. 圆孔形成了对称的肾形涡对, 涡强较强; 双射流形成了与肾形涡对旋向相反的反肾形涡对, 但由于双射流两孔前后排列, 到截面距离不一致, 反肾形涡对并未完全关于主流流向对称, 而是一强一弱; 扇形孔所形成的涡对在侧向距离较远, 且涡强较弱. 肾形涡对容易将主流气体从两侧卷到射流底下, 且两涡相互作用将各自推离壁面, 使得射流与壁面发生分离. 反肾形涡对的旋向与肾形涡对刚好相反, 既阻止了主流从两侧被卷到射流底下, 又能将射流推向壁面, 抑制射流与壁面发生分离, 并且产生了指向两侧的侧向分速度, 增大了射流的侧向覆盖面积. 扇形孔由于出口扩张使得射流出口动量减小, 射流与主流的相互作用减弱, 所以产生的涡强相对较弱, 且侧向距离较远; 因此, 虽然两个弱涡的旋向与肾形涡对相同, 但彼此间并没有产生相互推举作用, 同时两个弱涡向两侧的拉开增大了冷却气体的侧向覆盖, 同样也得到较好的冷却效果. 从各个孔型所产生涡的涡心位置也可看出圆孔与壁面发生了分离, 而双射流与扇形孔有着很好的附壁效果。

5 结论与展望

双射流的孔型结构由两个带有相反复合角的圆孔组合而成. 针对双射流的实验和数值研究结果表明: 双射流气膜冷却效果整体优于同等条件下的圆孔, 且吹风比越大, 优势越明显; 但低于同等条件下的扇形孔. 气膜冷却射流附壁效果的强弱取决于涡系的形态和涡心的位置. 产生反肾形涡对是双射流气膜冷却结构能够达到较优冷却效果的重要原因。

此外, 双射流可以获得比扇形孔更均匀一致的气膜冷却效率分布, 减小叶片的区域温差, 从而减小叶片热应力, 有利于叶片寿命. 双圆孔的形状使得双射流在机械加工方面比出口扩张的扇形孔更有优势. 综合考虑冷却效果和机械加工等因素, 双射流气膜冷却技术有着很好的应用前景。

通过实验和 CFD 进一步研究来流条件和射流与主流密度比等因素对双射流气膜冷却性能的影响, 深入分析其中的流动传热机理, 是双射流气膜冷却技术逐渐成熟并走向工程实际应用的重要基础。

参考文献:

- [1] Goldstein R J. Film cooling[M]//Irvine T F. Advances in

- Heat Transfer, 1971; 321-379.
- [2] Han J C, Dutta S E. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. New York: Taylor & Francis, 2000.
- [3] Goldstein R J. Film cooling following injection through inclined circular tubes[R]. NASA CR-72612, 1969.
- [4] Leylek J H, Zerkle R D. Discrete-jet film cooling: a comparison of computational results with experiments [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116 (3): 358-368.
- [5] Walters D K, Leylek J H. Detailed analysis of film-cooling physics: Part I—Streamwise injection with cylindrical holes[C]//Proceedings of the 1997 International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exposition. New York, NY, United States: ASME, 1997.
- [6] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.
- [7] Mhetras S, Han J C, Rudolph R. Film-cooling effectiveness from shaped film cooling holes for a gas turbine blade[R]. ASME GT-2008-50916, 2008.
- [8] Colban W, Thole K A, Haendler M. A comparison of cylindrical and fan-shaped film-cooling holes on a vane endwall at low and high freestream turbulence levels [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130(7): 60-68.
- [9] Saumweber C, Schul A, Witting S. Free stream turbulence effects on film cooling with shaped holes[R]. Amsterdam: IGTI Turbo Expo, GT-2002-30170, 2002.
- [10] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film cooling technology [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127 (4): 441-453.
- [11] Goldstein R J, Jin P. Film cooling downstream of a row of discrete holes with compound angle [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 222-230.
- [12] McGovern K T, Leylek J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part II—Compound-angle injection with cylindrical holes [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 113-121.
- [13] ZHANG Luzeng, YIN Juan, Moon H K. The effect of compound angle on nozzle pressure side film cooling[R]. ASME GT2009-59141, 2009.
- [14] Kusterer K, Bohn D, Sugimoto T. Double-jet ejection of cooling air for improved film-cooling[R]. ASME GT2006-90854, 2006.
- [15] Kusterer K, Bohn D, Sugimoto T. Influence of blowing ratio on the double-jet ejection of cooling air [J]. ASME Turbo Expo, GT2007-27301, 2007.
- [16] Morris M J, Donovan J F, Kegelman J T, et al. Aerodynamic applications of pressure sensitive paint [R]. AIAA 92-0264, 1992.
- [17] Zhang L Z, Baltz M, Padupatty R. Turbine nozzle film cooling study using the pressure sensitive paint (PSP) technique [R]. ASME 99-GT-196, 1999.
- [18] Ahn J, Mhetras S, Han J C. Film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip using pressure sensitive paint [R]. ASME GT2004-53249, 2004.
- [19] Mhetras S, YANG Huitao, GAO Zhihong, et al. Film-cooling effectiveness on squealer rim walls and squealer cavity floor of a gas turbine blade tip using pressure sensitive paint [R]. ASME GT2005-68387, 2005.