

文章编号: 1000-8055(2010)08-1738-08

逆压力梯度下几何参数对气膜冷却效率的影响

范宜龙, 朱惠人, 李永红, 李广超, 樊慧明
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用放大模型在低速回流式风洞中进行了实验, 研究了逆压力梯度下圆柱形孔、扇形孔和双向扩张形孔的气膜冷却效率, 分析了孔间距、前倾角和径向角等几何参数对气膜冷却效率的影响. 结果表明: 扇形孔的气膜冷却效率最大, 双向扩张形孔次之, 圆柱形孔最小. 孔间距越小, 气膜冷却效率越大, 且动量比越小, 孔间距的影响越大. 前倾角越小, 气膜冷却效率越大, 动量比越大, 前倾角的影响越大. 径向角的影响较复杂, 小于 30° 且递增时, 气膜冷却效率随动量比的增大而减小; 大于 30° 时, 气膜冷却效率随径向角的增大而减小.

关 键 词: 燃气涡轮; 逆压力梯度; 几何参数; 气膜冷却; 冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Influence of geometric parameters on film cooling effectiveness under adverse pressure gradient

FAN Yilong, ZHU Huiran, LI Yonghong,
LI Guangchao, FAN Huiming

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To study film cooling effectiveness of cylindrical hole, fanned hole and bidirectional expanded hole, as well as influences of hole pitches, plane angles and radial angles on film cooling effectiveness, experiments were performed in a low speed closed-looped wind tunnel with scale up model. The experimental results show that, the film cooling effectiveness of fanned hole is maximum, followed by that of bidirectional expanded hole and cylindrical hole. The decrease of hole pitches leads to the increase of film cooling effectiveness, and the smaller the momentum ratio means stronger influence of hole pitch on film cooling effectiveness. The decreasing plane angles lead to the increased film cooling effectiveness. The influence of plane angles on film cooling effectiveness increases with the increasing momentum ratios. Influence of radial angles is complex; when they are less than 30° and are increasing, the decreasing film cooling effectiveness results from the increased momentum ratios; when they are more than 30° , the decreasing film cooling effectiveness results from the increasing radial angles.

Key words: gas turbine; adverse pressure gradient; geometric parameter; film cooling; cooling effectiveness

收稿日期: 2009-07-01; 修订日期: 2009-11-24

作者简介: 范宜龙(1982-), 男, 福建长汀人, 硕士生, 主要从事航空发动机热端部件传热与冷却技术研究.

现代高性能的航空发动机普遍利用气膜冷却技术冷却涡轮叶片,即从压气机的末级引出高压冷气到涡轮叶片表面进行冷却.为了提高发动机效率,必须不断提高涡轮前温度,从而使冷却涡轮叶片所需的空气量也随着增加,有时可高达 15% ~ 20%.大量消耗压缩空气则对发动机的效率和推力有着重要的影响.因此掌握气膜冷却效率与气膜孔几何结构、气动参数的关系是科学合理地设计冷却结构的基础.目前对气膜冷却效率的研究主要集中在零压力梯度下,文献[1-3]研究了孔形对气膜冷却效率的影响,得到的结论是气膜孔出口的扩张能够有效地提高气膜冷却效率.文献[4]研究了主流零压力梯度下孔倾角对气膜冷却效率的影响,得到的结论是倾角的增加使气膜冷却效率减小.然而在航空发动机涡轮叶片吸力面和压力面的局部区域都有可能出现逆压力梯度的流动状态,这种压力变化必然对气膜在壁面的贴附性产生影响,所以有必要研究逆压力梯度下各种参数对气膜冷却的影响.目前,国内外对逆压力梯度下流动换热特性的研究还不太多.文献[5]研究了主流逆压力梯度下几何结构和气动参数对流量系数的影响.文献[6-10]研究了主流逆压力梯度下超声速流动中细缝的气膜冷却效率、摩擦因数和边界层特性,得到的结论是沿着缝表面摩擦因数有很大的降低;和零压力梯度相比,同样质量流率下逆压力梯度下的气膜冷却效率更好.文献[11]研究了不同主流压力梯度对细缝气膜冷却效率的影响,得到的结论是压力梯度对气膜冷却效率的影响取决于主流核心区的速度与二次流速度的大小,二次流速度大于主流核心区速度时,顺压力梯度能够提高气膜冷却效率,二次流速度小于主流核心区速度时,顺压力梯度会降低气膜冷却效率.文献[12]研究了压力梯度对普通孔和复合角度孔组成的双排孔的气膜冷却效率,压力梯度的变化范围是 $-1.11 \times 10^{-6} \sim 1.11 \times 10^{-6}$,研究结果表明,顺压力梯度会加速稀释冷气,导致气膜冷却效率的降低,高吹风比下逆压力梯度对冷气的稀释比零压力梯度更强烈.文献[6-12]虽然都研究了压力梯度的影响,但是文献[6-11]研究的是细缝,且文献[6-11]和文献[12]都没有研究逆压力梯度下气膜缝和孔的参数变化对气膜冷却效率的影响,文献[12]研究的压力梯度范围也比较小.鉴于此,本文详细研究了逆压力梯度低速流动下几何参数对气膜冷却效率的影响.

1 实验装置与数据处理

1.1 实验装置

本实验采用低速回流式风洞,以气膜孔圆柱部分的直径作为特征长度计算主流雷诺数,主流雷诺数约为 6400.本实验的实验系统包括主流系统和二次流系统两个部分,主流系统由轴流风机、导流片、收缩段、实验段以及扩张段等组成.二次流系统包括离心风机、稳压室、流量计和电加热器.低速回流式风洞的结构示意图如图 1 所示.

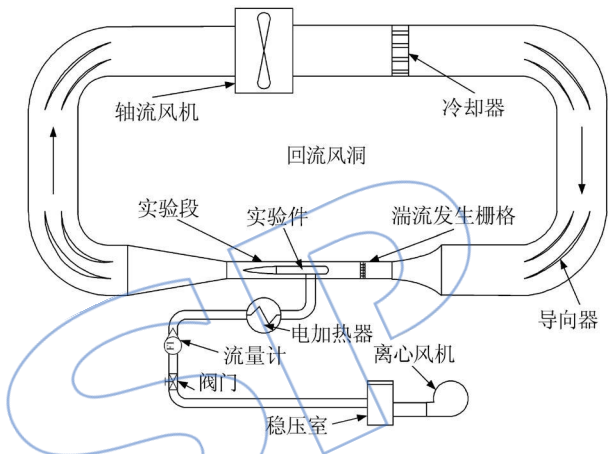


图 1 回流式风洞示意图

Fig. 1 Sketch of closed looped wind tunnel

实验中利用轴流式风机来提供主流气流,实验段是一个根据涡轮叶片的典型压力分布设计的扩张通道,可以产生逆压力梯度,实验段长 2 m、入口宽 0.5 m、高 0.27 m,整个通道由有机玻璃制成.布置有热电偶的测量模型安装在通道中间.为了保证主流边界层内充分湍流流动,柱面和平板交接位置安装直径 3 mm 的边界层湍流发生器.图 2 为实验段简图.气膜孔出口截面上主流的压力梯度为 $k = \nu \times \left[\frac{du}{dx} \right] \sqrt{u^2} = -4.3 \times 10^{-6}$,其中 ν 表示空气的运动黏度.为了产生较高的湍流度,在实验件上游安装了湍流发生器.测量结果表明,

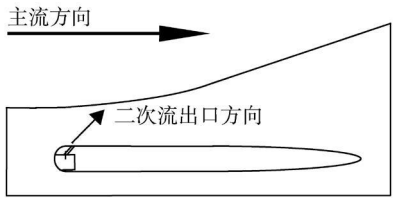


图 2 实验段简图

Fig. 2 Sketch of experimentation section

不安装湍流发生栅格时,在前缘位置的湍流度大约为 0.4%,安装湍流发生栅格时,在前缘位置的湍流度大约为 8%,本次实验中湍流度均为 8%。二次流由离心风机提供。

1.2 参数定义

为了研究气膜孔的几何参数对气膜冷却效率的影响,加工了 29 个平板实验件,每个平板上均有一排气膜孔,气膜孔的个数为 7 个. 本文研究的孔形有 3 种: 圆柱形孔(cylindrical hole)、双向扩张形孔(bidirectional expanded hole) 和扇形孔(fanned hole),气膜孔的结构如图 3 所示. 双向扩张形孔是在圆柱形孔的基础上在进口和出口的侧向都扩张 15°形成的,此外还要保证进、出口的侧向宽度是孔径的 1.5 倍. 真实的气膜孔直径大约为 0.5 mm,在如此小的尺寸下,热电偶测量的分辨率是很难满足要求的. 本文根据相似理论,将气膜孔直径放大 25 倍,然后再进行实验. 主流的流动方向与图 4 中 x 轴的正向相同. 前倾角是在 xy 平面上气膜孔轴线的投影与 x 轴的夹角,用 α 表示. 径向角是在 yz 平面上孔轴线的投影与 y 轴的夹角,用 β 表示. 孔的轴线与平板的夹角为 γ ,把相邻两个孔中心线之间的距离与孔的直径之比 P/d 称为孔间距. 示意图见图 4.

动量比 $I = \frac{\rho_c u_c^2}{\rho_m u_m^2}$

其中 ρ_m 和 ρ_c 分别为主流密度和二次流密度, u_m 和 u_c 分别是主流速度和二次流速度. 双向扩张形孔和扇形孔的二次流速度是用扩张孔和扇形孔中圆柱段的速度来定义的. 实验中动量比为 $I = 1.0, 2.0$ 和 4.0 .

表 1 给出了双向扩张形孔、圆柱形孔和扇形孔的角度和孔间距参数. 实验中通过更换实验件来研究孔的几何参数对气膜冷却效率的影响.

表 1 孔的几何参数

Table 1 Geometric parameters of the holes

Parameters	Bidirectional expanded holes			Cylindrical hole	Fanned hole
P/d	2	3	4	3	3
$\alpha/(^{\circ})$	20	45	90	45	45
$\beta/(^{\circ})$	0	30	65	0	0

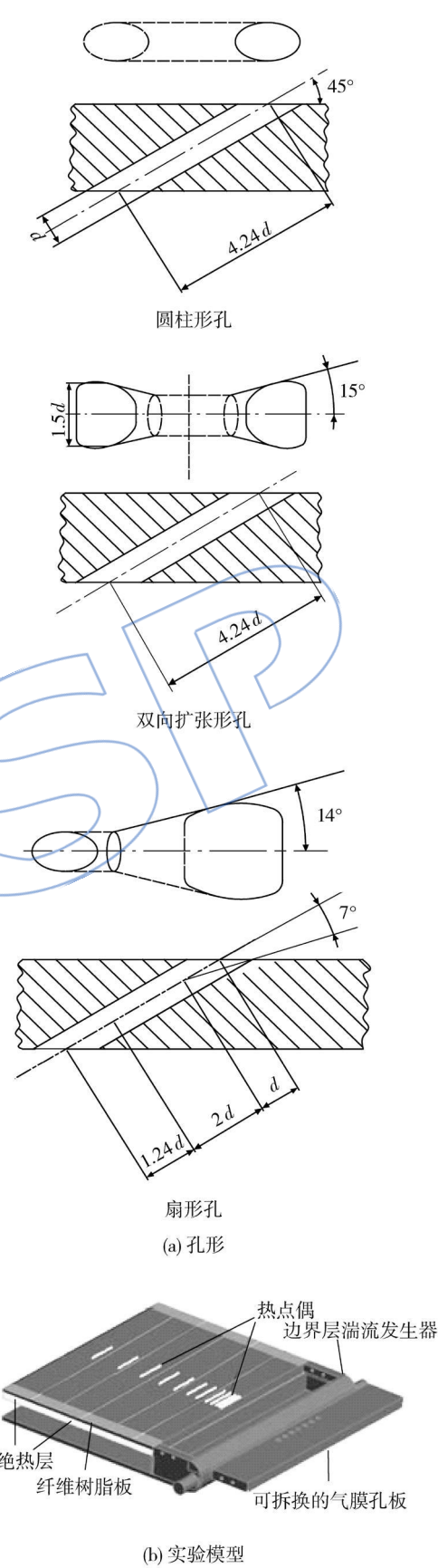
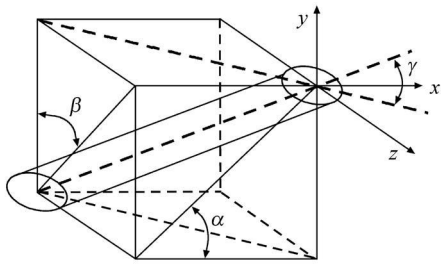
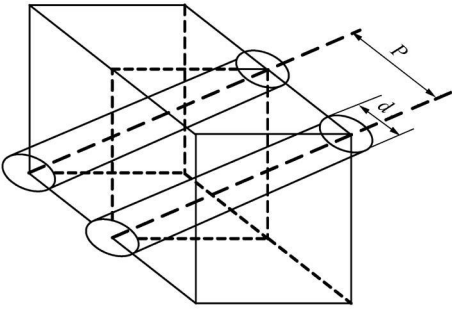


图 3 实验模型示意图
Fig. 3 Sketch of test model



(a) 角度定义



(b) 孔间距定义

图 4 角度和孔间距的定义

Fig. 4 Definition of angles and hole pitch

1.3 气膜冷却效率的计算

气膜冷却效率的定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \tag{1}$$

其中 T_g 为主流温度, T_c 为二次流的温度, T_{aw} 为主流和二次流的掺混温度, 也称作绝热壁温.

在叶片真实工作环境中, 主流是高温燃气, 从气膜孔喷出的是低温冷气. 由于本实验在大尺寸低速风洞中进行, 主流流量非常大, 难以加热, 所以在测量气膜冷却效率时, 采用二次流加热, 壁面接近绝热条件. 实验中主流和二次流的温差只有 30℃, 物性的影响相对较小, 可以认为与加热主流的传热过程相似. 然而在实际测量时, 壁面不可能做到完全绝热, 考虑导热和辐射损失后, 将式 (1) 等价转化为下式进行测量计算

$$\eta = \frac{T_w - T_g}{T_c - T_g} + \frac{q_r + q_c}{h(T_c - T_g)} \tag{2}$$

式中 q_r 是底部测量面因为热辐射而造成热的损失, 通过测量点和大空间的辐射换热模型计算. q_c 是通过底板所造成的热传导损失, 通过一维导热模型计算. h , q_r 和 q_c 的计算式为

$$h = \frac{q_h}{T_w - T_{aw}} = \frac{q_w - q_r - q_c}{T_w - T_{aw}} \tag{3}$$

$$q_r = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_{air}^4) \tag{4}$$

$$q_c = \lambda \frac{T_w - T_{back}}{\delta} \tag{5}$$

式中 q_h 为单位面积的对流换热量. q_w 为单位面积的电加热量. ε 为钢带表面黑度, σ 为黑体辐射常数, 为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ (W/(m}^2 \cdot \text{K}^4))$, T_w 为实验件表面温度, T_{air} 为环境温度, λ 为实验件导热系数, T_{back} 为实验件背面温度, δ 为实验件厚度. 数据分析时所用温度为单个热电偶的测量值, 并取气膜冷却效率的横向平均值进行分析, 即

$$\eta = \frac{1}{10} \sum_{i=1}^{10} \eta_i \tag{6}$$

2 实验结果及分析

气膜冷却效率所反映的是二次流从气膜孔喷出后在壁面贴附的情况. 其值越高, 贴附情况越好. 在航空发动机的涡轮叶片吸力面和压力面的局部区域都有可能出现逆压力梯度的流动状态. 所以必须详细地设计气膜孔几何结构, 以期达到较好的冷却效果.

2.1 孔形对气膜冷却效率的影响

从图 5 可以看出, 扇形孔的气膜冷却效率最大, 双向扩张形孔的气膜冷却效率次之, 圆柱形孔的气膜冷却效率最小, 这与文献[1-3]所研究的零压力梯度下孔形对气膜冷却效率的影响规律相同. 在 $x/d > 20$ 的范围, 扇形孔和双向扩张形孔的气膜冷却效率差别非常小, 在 $x/d = 1$ 的位置, 相对于圆柱形孔的气膜冷却效率, 扇形孔的气膜冷却效率在 $I = 1.0$, $I = 2.0$ 和 $I = 4.0$ 时分别提高了 8%, 25% 和 40%. 究其原因, 主要是因为圆柱形孔出口速度较高, 容易远离壁面, 甚至冲出主流边界层和主流掺混, 从而影响气膜冷却效率, 而扇形孔和双向扩张形孔的出口都有一个扩张段, 出口气流速度比较低, 对壁面的贴附效果较好, 从图中可以看出两者的气膜冷却效率差别很小.

2.2 孔间距对气膜冷却效率的影响

从图 6 可以看出, 随着孔间距的减小, 气膜冷却效率明显增大, 并且动量比越小, 孔间距的影响越大. $P/d = 3$ 和 $P/d = 4$ 的气膜冷却效率比较接近, $P/d = 2$ 的气膜冷却效率明显较高. 这是因为在孔形不变的情况下, 孔间距较小时, 相邻两个孔之间气流的相互干扰随着孔间距的减小而增大, 此时孔排喷出的冷却气体对气膜孔下游表面的覆

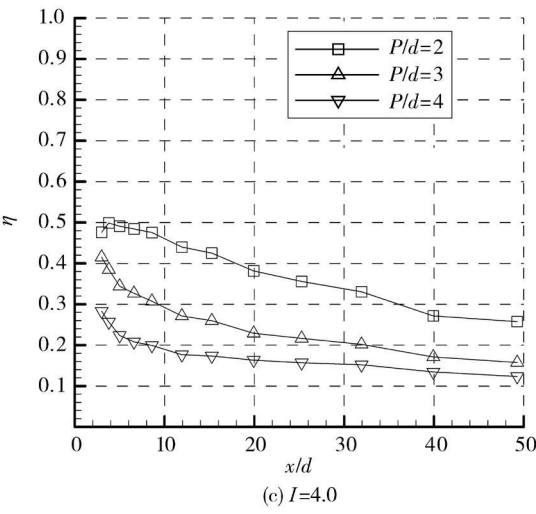
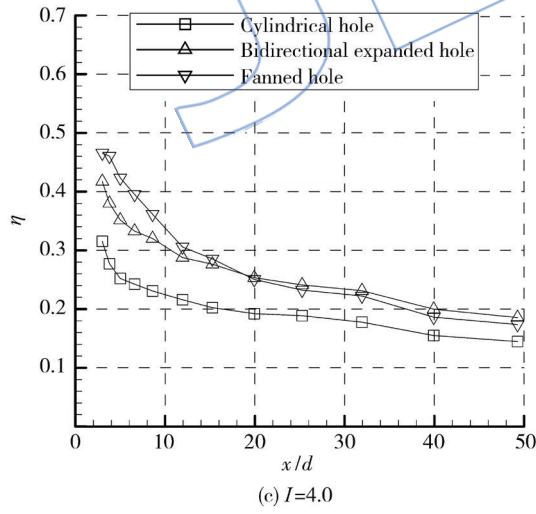
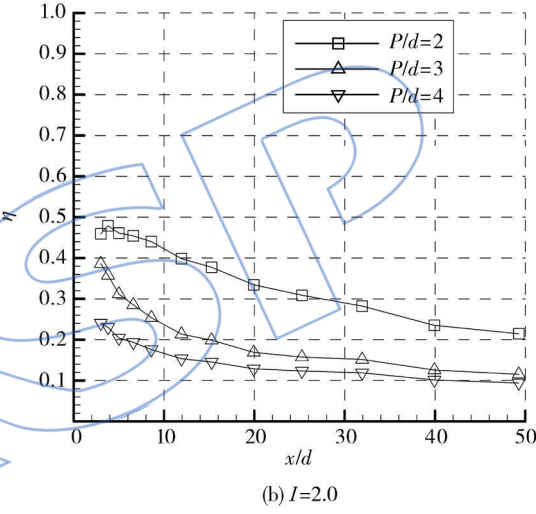
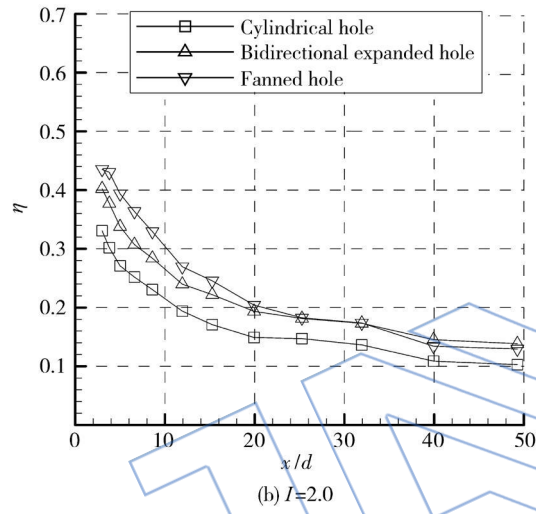
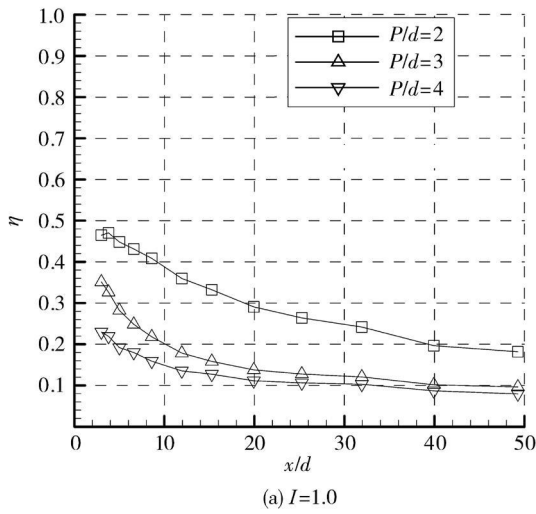
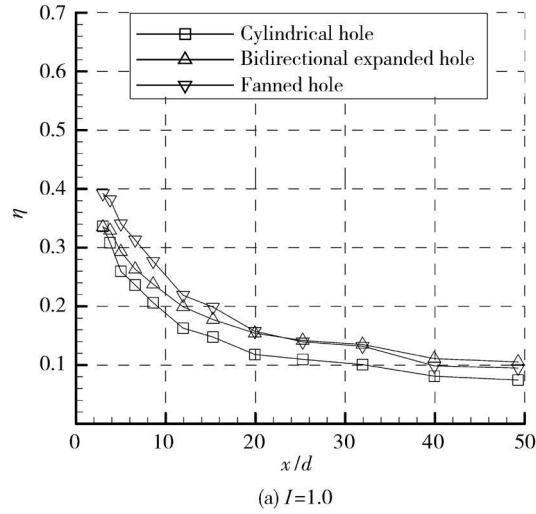


图 5 孔形对气膜冷却效率的影响
($P/d=3$, $\alpha=45^\circ$, $\beta=0^\circ$)

Fig. 5 Effect of hole shapes on film cooling effectiveness ($P/d=3$, $\alpha=45^\circ$, $\beta=0^\circ$)

图 6 孔间距对双向扩张形孔气膜冷却效率的影响($\alpha=45^\circ$, $\beta=0^\circ$)

Fig. 6 Effect of hole pitches on film cooling effectiveness of bidirectional expanded hole ($\alpha=45^\circ$, $\beta=0^\circ$)

盖效果较好, 从而使气膜冷却效率较大并且随着孔间距的减小而增大。

2.3 前倾角对气膜冷却效率的影响

从图 7 可以看出, 前倾角越小, 气膜冷却效率越大, 并且随着 x/d 的增加, 前倾角对气膜冷却效率的影响减小, 这与文献 [4] 所研究的零压力梯度下倾角对气膜冷却效率的影响规律相似。对比图 7(a), (b), (c) 可以看出, 动量比越大, 前倾角对气膜冷却效率的影响越明显。 $I=1.0$ 时, 不同前倾角对应的气膜冷却效率在 $x/d \geq 8$ 的区域非常接近; $I=2.0$ 时, 在 $x/d \geq 25$ 的区域不同前倾角对应的气膜冷却效率也比较接近; $I=4.0$ 时, 在 $x/d \geq 32$ 的区域不同前倾角对应的气膜冷却效率相差不大。这是因为前倾角越小, 喷出的冷气对壁面的贴附效果越好, 进而使气膜冷却效率也越大, 而随着 x/d 的增加, 冷气和主流的掺混也加剧, 前倾角的影响越来越不明显。动量比代表的是二次流和主流动量的比值, 对气膜的贴附效果具有举足轻重的影响。显然, 动量比越大, 前倾角的改变对冷气贴附效果的影响也越明显。

2.4 径向角对气膜冷却效率的影响

径向角对气膜冷却效率的影响较复杂。径向角小于 30° 且递增时, 气膜冷却效率随动量比的增大而减小; 径向角大于 30° 时, 气膜冷却效率随径向角增大而减小。由图 8 可以看出, 径向角从 0° 增加到 30° , $I=1.0$ 时的气膜冷却效率增加, $I=2.0$ 时的气膜冷却效率基本不变, $I=4.0$ 时的气膜冷却效率略有减小; 径向角从 30° 增加到 65° 时, 气膜冷却效率都减小, $I=4.0$ 时尤其明显, 随着 x/d 的增加, 径向角对冷却效率的影响越来越明显, x/d 等于 50 时, 径向角的影响又变小了。这是由于径向角可以使气膜孔喷出的气流沿着径向流动, 致使部分二次流重叠在一起, 径向角较小时, 较小的动量比使这种重叠并不明显, 甚至不重叠, 随着动量比和径向角的增加, 二次流的影响增大, 气流重叠的部分增多, 致使气膜对下游的覆盖面积减小, 气膜冷却效率降低; 径向角较大时, 相邻两个气膜孔之间喷出的冷却气体相互重叠的部分增多, 致使整排气膜孔喷出的气流对下游壁面的覆盖面积减小, 从而降低了气膜冷却效率, 随着 x/d 的增加, 主流和二次流的掺混加剧, 径向角的影响也慢慢变小。

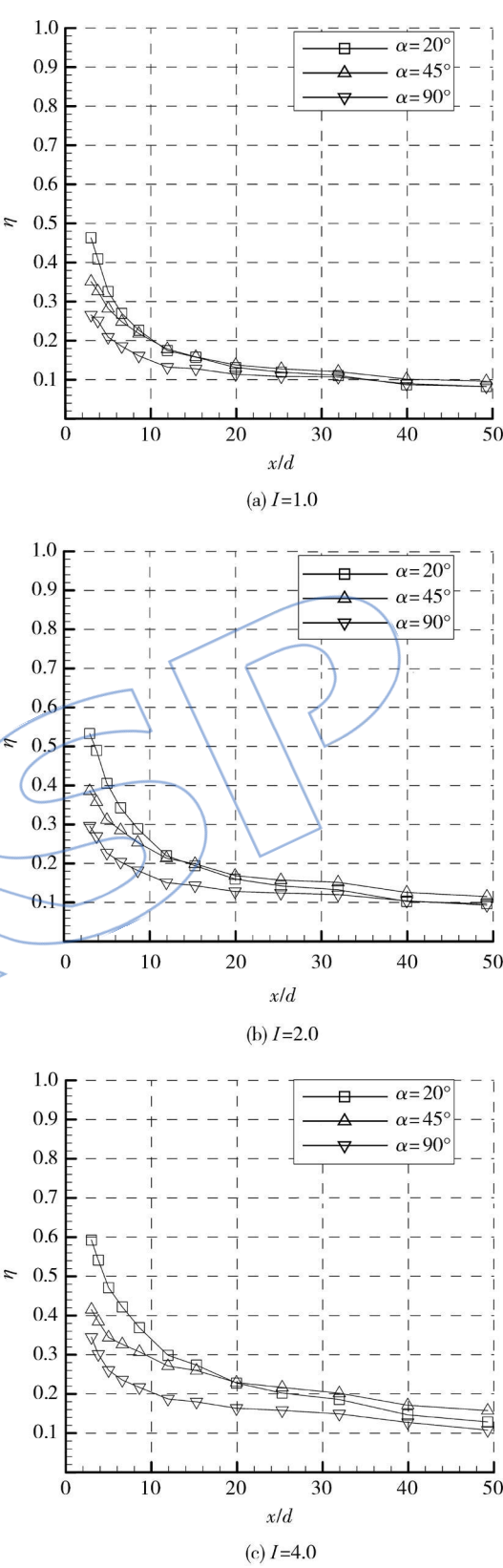


图 7 前倾角对双向扩张形孔气膜冷却效率的影响 ($P/d=3, \beta=0^\circ$)

Fig. 7 Effect of plane angles on film cooling effectiveness of bidirectional expanded hole ($P/d=3, \beta=0^\circ$)

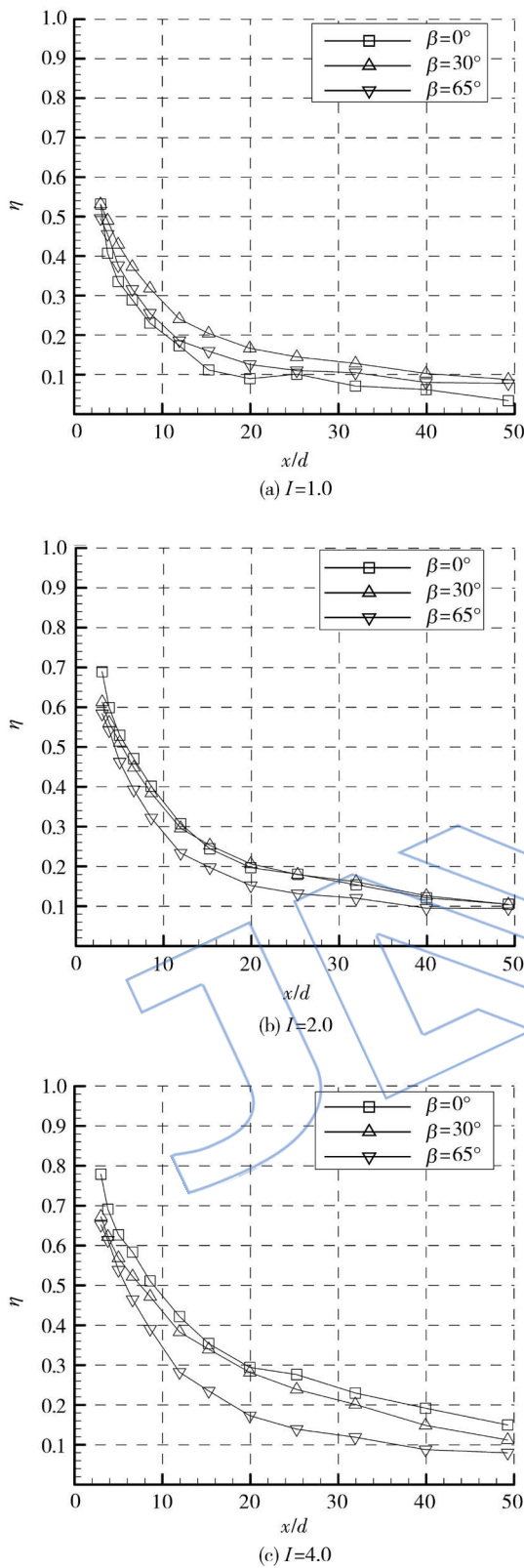


图 8 径向角对逆压力梯度下双向扩张形孔气膜冷却效率的影响 ($P/d=2$, $\alpha=20^\circ$)

Fig. 8 Effect of radial angles on film cooling effectiveness of bidirectional expanded hole ($P/d=2$, $\alpha=20^\circ$)

3 结 论

本文研究了孔形、孔间距、前倾角和径向角对气膜冷却效率的影响,得到的主要结论如下:

- 1) 扇形孔的气膜冷却效率最大,双向扩张形孔的气膜冷却效率次之,圆柱形孔的气膜冷却效率最小.
- 2) 随着孔间距的减小,气膜冷却效率明显增大,并且动量比越小,孔间距的影响越大.
- 3) 前倾角越小,气膜冷却效率越大,并且随着 x/d 的增加,前倾角对气膜冷却效率的影响减小.并且动量比越大,前倾角对气膜冷却效率的影响越明显.
- 4) 径向角小于 30° 且递增时,气膜冷却效率随动量比的增大而减小;径向角大于 30° 时,气膜冷却效率随着径向角的增大而减小.

致谢:

感谢英国 Rolls-Royce 公司对本项目的赞助.

参考文献:

[1] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of internal coolant cross flow on the effectiveness of shaped film cooling holes [J]. ASME Journal of Turbo Machinery, 2003, 125: 547-554.

[2] Lee H W, Park J J, Lee J S. Flow visualization and film cooling effectiveness measurements around shaped holes with compound angle orientations [J]. Heat and Mass Transfer, 2002, 45: 145-156.

[3] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film cooling holes with expanded exits [J]. ASME Journal of Turbo Machinery, 1998, 120: 549-556.

[4] 李广超, 朱惠人, 樊慧明. 双向扩张型孔射流角度对气膜冷却特性影响的实验 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1000-1005.

LI Guangchao, ZHU Hui ren, FAN Hui ming. Experimental investigation of film cooling of expanded hole at both inlet and outlet with the various injection angles [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1000-1005. (in Chinese)

[5] 樊慧明, 朱惠人, 李广超. 主流逆压力梯度下气膜孔流量系数的实验 [J]. 推进技术, 2009, 30(4): 405-410.

FAN Hui ming, ZHU Hui ren, LI Guangchao. Experiments of discharge coefficient of film cooling holes under adverse pressure gradient [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 405-410. (in Chinese)

[6] Zakkay V, Wang C R, Miyazawa M. Effect of adverse pressure gradient on film cooling effectiveness [R]. Plam Springs, Calif., United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Fluid and Plasma Dynamics Conference, 6th, 1973.

- [7] Cary A M, Jr. , Hefner J N. Film cooling effectiveness and skin friction in hypersonic turbulent flow[J] . AIAA Journal, 1972, 10(9) : 1188-1193.
- [8] Zakkay V, Wang C R. Turbulent boundary layer in an adverse pressure gradient without effect of wall curvature [R] . NASA CR-112247, 1972.
- [9] Hoydysh W C, Zakkay V. An experimental investigation of hypersonic turbulent boundary layers in adverse pressure gradients[J] . AIAA Journal, 1969, 7(1) : 105-116.
- [10] Kamalam S, Murty S S R. Boundary layer characteristics with radiant energy transfer under adverse pressure gradient[C] // Proceedings of American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 11th. Washington, DC, United States: AIAA, 1973: 73-117.
- [11] Kiran H D, Cruz C, Marshall A W, et al. A jet model for slot film cooling with effect of variation in the mainstream pressure[R] . Cincinnati, OH, United States: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [12] Maiteh B Y, Jubran B A. Effects of pressure gradient on film cooling effectiveness from two rows of simple and compound angle holes in combination[J] . Energy Conversion and Management, 2004, 45: 1457-1469.