

文章编号: 1000 8055(2008)11-2082-06

双扇形孔气膜冷却效率的研究

廖乃冰, 朱惠人, 李广超, 许都纯

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对平板表面的双扇形孔排气膜冷却特性进行了研究, 包括孔节距、动量比和主流湍流度对气膜冷却效率的影响. 气膜孔的直径为 d , 气膜孔与主流方向的夹角为 45° . 孔节距有 $2d$, $3d$ 和 $4d$, 动量比有 1, 2 和 4, 主流湍流度有 0.4% 和 8%. 结果表明, 气膜冷却效率随孔节距增大而降低; 孔节距为 $2d$ 时, 动量比增大会引起气膜冷却效率显著增加; 孔节距为 $4d$ 时, 气膜冷却效率受动量比的影响相对较小; 在孔节距及动量比均较大时, 主流湍流度的增大会导致气膜冷却效率较为明显的下降.

关 键 词: 气膜冷却; 双扇形孔; 孔节距; 湍流度

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Investigation of film cooling effectiveness for double fan-shaped holes

LIAO Naibing, ZHU Huiran, LI Guangchao, XU Duchen

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper presents detail measurements of film cooling effectiveness in a flat plan for a row double fan-shaped holes. The streamwise angle of hole was 45° and the diameter of hole was d . The pitch-to-diameter ratio (p/d) contained 2, 3 and 4. The momentum flux ratios varied from 1 to 4 and the turbulence level contained 0.4% and 8%. The result indicated that the double fan-shaped holes made significant improvement of film cooling effectiveness compared with the round holes. The variety of the p/d had great effects on film cooling effectiveness. Increasing the momentum flux ratio lead to large improvement of film cooling effectiveness at the $p/d=2$, while the momentum flux ratio had small effects on it at the $p/d=4$. The enhancement of turbulence level lead to obvious decrease in film cooling effectiveness when p/d is large and the momentum ratio is high.

Key words: film cooling, double fan-shaped hole, hole pitch, turbulence level

在现代高性能航空发动机中, 为了提高推力和热效率, 涡轮前温度 T_3^* 已经超过叶片金属的熔点. 因此, 必须采用有效的措施对叶片进行冷却, 其中主要包括内部强化对流换热和外部气膜冷却两种方式. 内部强化对流换热是将冷气通入叶片内部, 从内部吸收热量, 起到冷却作用, 气膜

冷却则是从叶片表面的孔排或缝隙中吹出冷气流, 在表面上形成冷气薄膜, 用以阻隔高温燃气对叶片表面的加热. 上述两种方式都是目前高温部件冷却技术中不可或缺的关键技术. 本文主要研究一种新的双扇形孔的气膜冷却特性, 其中包括气膜孔节距及主流湍流度的影响. 有关不同孔形

收稿日期: 2007-10-18; 修订日期: 2008-04-18

作者简介: 廖乃冰 (1983-), 男, 广西宾阳人, 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

E-mail: jiansheng1966@yahoo.com.cn

的气膜冷却特性的研究已有不少, 如 Gritsch^[1] 比较了圆孔和扇形孔的气膜冷却效率, 指出孔型对气膜冷却有实质的影响, 扇形孔的气膜冷却效率明显提高、气膜的展向覆盖宽度明显增大, 在大的动量比下扇形孔的优点更为显著. 朱惠人^[2] 对锥形孔、簸箕形孔及圆形孔气膜孔排的气膜冷却特性进行了研究, 指出锥形孔、簸箕形孔的冷却效率均大于圆形气膜孔. Yuen^[3] 则以圆形孔为对象研究了孔节距对气膜冷却效率的影响, 指出 $3d$ 孔节距较 $6d$ 孔节距 (入射角度为 30°) 的气膜冷却效率提高 75%. AL-Hamadi^[4] 研究了主流湍流度对气膜冷却效率的影响, 指出湍流度的增大导致气膜冷却效率的降低, 而中心线的气膜冷却效率受湍流度的影响较小.

本文所研究的双扇形气膜孔, 与已有扇形孔的不同之处主要在于有一个较大的入口, 然后收缩到基准孔直径, 即进口是反向扩张的, 因此不仅有良好气膜冷却效果, 而且具有较大流量系数. 有关双扇形气膜孔流量系数的研究将另文发表, 本文主要研究该孔形的气膜冷却效率以及孔节距、动量比、主流湍流度对冷却效率的影响.

1 实验设备和数据处理方法

1.1 实验设备

实验在西北工业大学传热实验室回流式风洞进行, 实验测试段为长方形通道. 图 1(a) 为风洞系统简图. 实验部件由有机玻璃制成, 部件的前缘为半圆柱面, 半圆柱后面连接两个平板, 其结构如图 1(b) 所示. 在距离半圆柱面与平板交界处 $10d$ (d 为气膜孔中部圆截面的直径, 如图 2(a) 所示) 的位置开有 1 排 7 个气膜孔. 气膜孔的结构如图 2(a) 所示, 其展向扩张角度为 15° , 并保证进出口在展向的最大距离为 $1.5d$. 孔节距有 $2d$, $3d$ 和 $4d$, 图 2(b) 为孔节距示意图. 气膜孔位于可拆除的板盖上, 板盖的厚度为 $3d$. 在实验部件上游放置湍流栅格, 能在实验部件前缘产生 8% 的湍流度, 未加栅格时, 湍流度为 0.4%, 湍流度的测定采用热线风速仪. 温度测量采用热电偶, 在距离气膜孔中心 $3d$ 的位置开始布置, 总共布置 12 排热电偶, 实验的测量范围为 $3d \sim 50d$. 实验中的工质均为空气, 采取对二次流加温, 其温度高于主流气体. 供气腔由两侧进气, 腔的体积足够大, 使得气膜孔能够平稳进气. 试验以研究双扇形气膜孔冷却效率为主, 但作为比较, 在典型几何结构下也同时对圆形孔和扇形孔的气膜冷却特性作了对比.

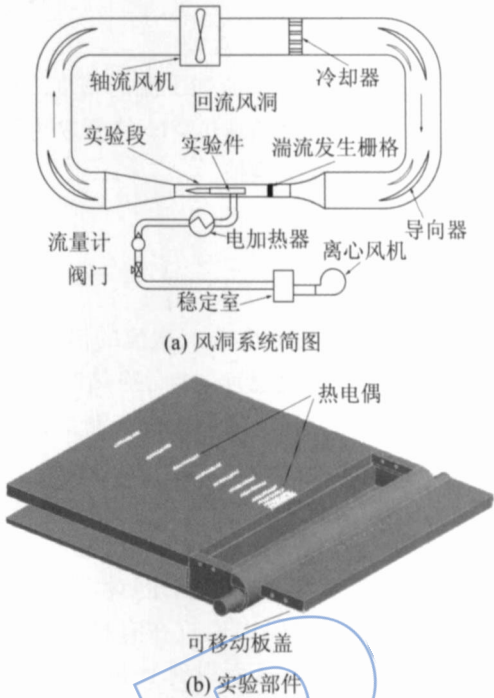


图 1 实验系统、实验部件示意图
Fig. 1 Sketch of experiment system and test model

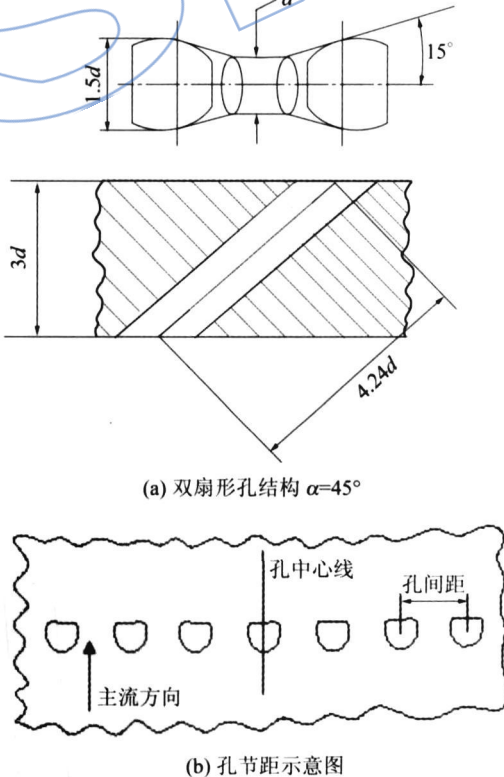


图 2 气膜孔几何结构示意图
Fig. 2 Configuration of film holes

1.2 数据处理
动量比的定义

$$I = \frac{\rho_c v_c^2}{\rho_g v_g^2} \tag{1}$$

其中 ρ_c , ρ_g 分别为二次流和主流的速度. v_c 和 v_g 分别为二次流和主流的速度, v_c 的值取为气膜孔中部圆截面的速度平均值.

气膜冷却效率的定义

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_g}{T_c - T_g} \tag{2}$$

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, 壁面绝热时为壁面温度. 可将(3)式等价转化为下式进行测量计算

$$\eta = \frac{T_w - T_g}{T_c - T_g} + \frac{Q_1 + Q_2}{h(T_c - T_g)} \tag{3}$$

其中 T_w 为壁面温度, 可由热电偶测定; h 为换热系数, 可在换热系数实验中测定; Q_1 为通过有机玻璃导出的热量, 实验中通过在有机玻璃板的底面布置 12 个热电偶, 从而得到上下两个表面的温差以确定导热量 Q_1 , 由于有机玻璃较厚(3d), Q_1 的值较小; Q_2 为壁面辐射的热量, 可以通过辐射换热公式得到^[5], 由于换热壁面温度不高, 而且与周围物体的温差较小, Q_2 的值也较小.

定义无量纲温度 θ

$$\theta = \frac{T - T_g}{T_c - T_g} \tag{4}$$

其中 T_g , T_c , T 分别为主流温度, 二次流温度和当地气体温度. 在本文中, θ 大小表明了主流与气膜喷射流(二次流) 的掺混程度, θ 越高的区域, 二次流的成分越多.

2 实验结果与分析

2.1 圆形孔和双扇形孔的气膜冷却特性对比

图 3 给出了圆孔和双扇形孔的气膜冷却效率实验结果的对比. 图中横坐标 x/d 的起始点为孔出口中心, 位置 x 为沿主流方向与起始点的距离. 从图中可以看出双扇形孔的气膜冷却效率比圆孔的大. 当动量比为 1 时, 在 $x/d \leq 6$ 的区域, 圆孔的气膜冷却效率与双扇形孔有较大的差距, 相差达 50%, 沿主流方向, 两者的差距有所减小, 在 $x/d \leq 30$ 的区域, 与圆形孔相比双扇形气膜孔排的冷却效率提高幅度在 20% 左右; 当动量比为 4 时, 在 $x/d \leq 6$ 的区域, 圆孔的气膜冷却效率与双扇形孔的有更大的差距, 相差超过 100%, 在 $x/d \leq 50$ 的区域, 差距基本上维持在 20% 以上.

为了对比分析圆形孔及双扇形孔气膜冷却特征, 进行了数值模拟计算, 因篇幅限制, 图 4、图 5

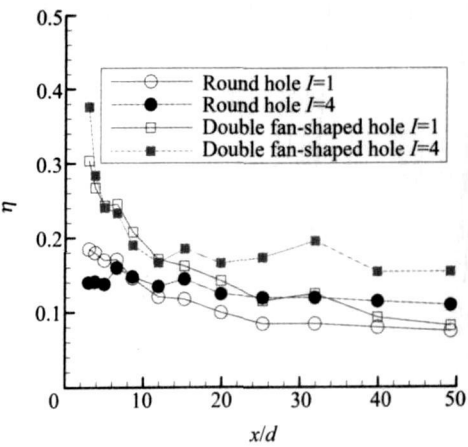


图 3 圆孔和双扇形孔气膜冷却效率的比较
Fig.3 Film cooling effectiveness compare between round holes and double fair shaped holes

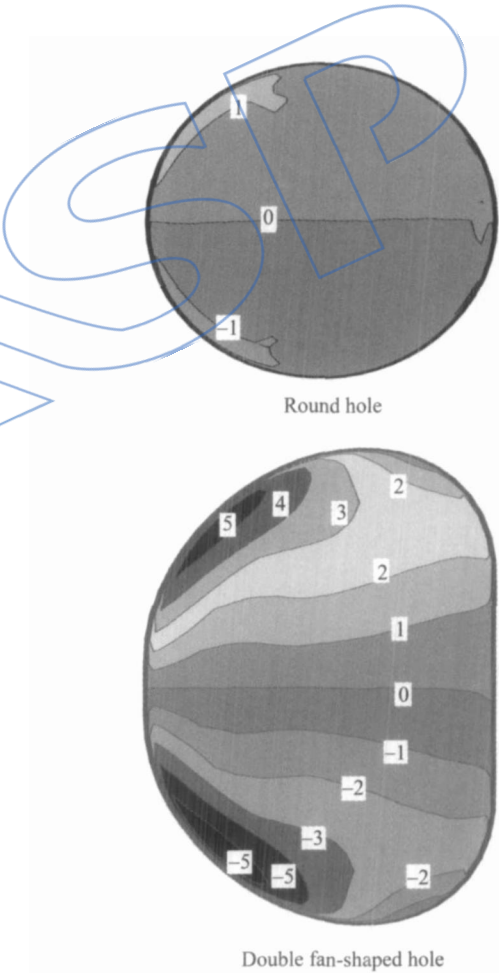


图 4 圆孔和双扇形孔的出口展向速度分布比较
(单位: m/s)

Fig.4 Span velocity compare between round holes and double fair shaped holes at exit (unit: m/ s)

和图 6 仅给出了相应的数值模拟结果. 图 4 显示了圆孔和双扇形孔出口的展向速度分布, 可以看

出: 圆孔出口的展向速度较小, 而双扇形孔的展向速度相对较大. 图 5 为圆孔和双扇形孔的与壁面成 45° 夹角(气膜孔与壁面的夹角也是 45°) 的平面的展向速度分布, 平面通过出口的中心, 且平面的法线与主流方向的夹角为 135° . 从图中可以看出: 圆孔情况下, 孔内没有展向速度, 只是在离开气膜孔出口一定距离后才开始向两侧扩散; 双扇形孔情况下, 气流在孔内已经有了较大的展向速度, 离开气膜孔后, 气流向两侧的扩散能力明显强于圆孔. 图 6 显示了圆孔和扇形孔射流造成的漩涡流动及无量纲温度 θ 的分布. 从漩涡流动来看: ①冷气从圆形孔喷射出时所产生的涡旋会将更多主流气体卷入冷气射流下部, 不利于冷却, 双扇形孔的这种效应相对较弱; ②从圆形孔喷出冷气的中心区比双扇形孔的高. 对漩涡流动的分析较好地揭示了双扇形孔的气膜冷却优于圆孔^[6]. 从无量纲温度 θ 的分布来看: 与圆孔相比, 双扇形孔中心区的 θ 较大, 表明只有很少部分主流扩散到了气膜喷射区域, 气膜得到较好的保护.

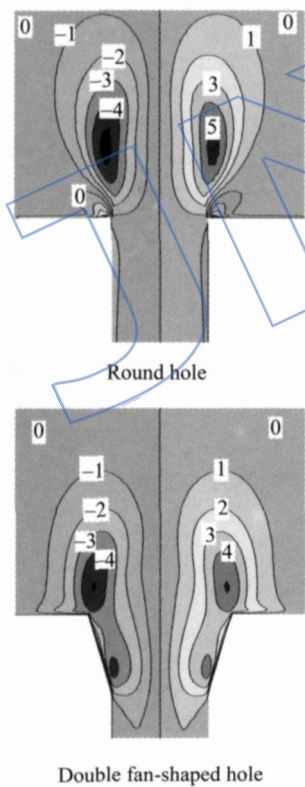


图 5 过孔出口中心平面的展向速度分布 (单位: m/s)
Fig. 5 Span velocity compare between round holes and double fan shaped holes in plane passing through holes centerline (unit: m/s)

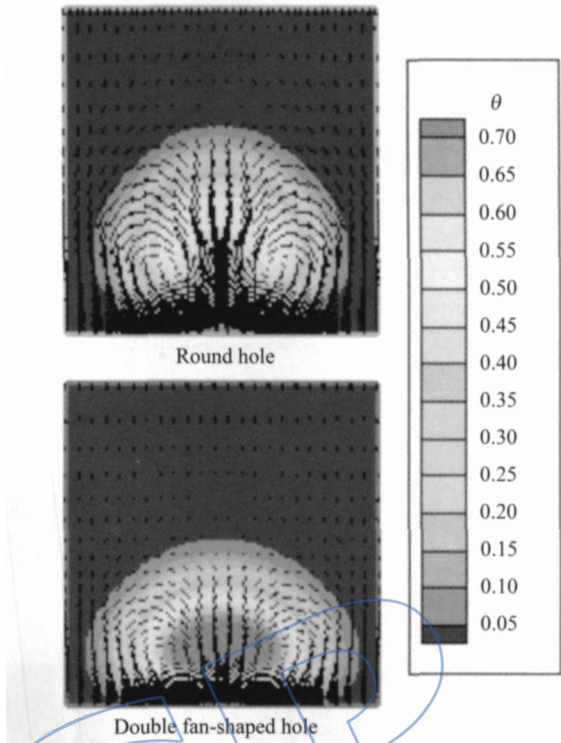


图 6 气膜孔下游的漩涡流动及无量纲温度 θ 的分布
Fig. 6 Velocity vector and θ distribution backward the position of holes exit

2. 2 孔节距对气膜冷却效率的影响

图 7 显示了无量纲孔节距对气膜冷却效率的影响. 可以看出: 孔节距减小, 气膜冷却效率上升, 在靠近气膜孔的区域, 上升的幅度更大一些. 孔节距由 $4d$ 减到 $3d$, 动量比为 1 时气膜冷却效率上升的幅度为 $15\% \sim 40\%$, 动量比为 4 时上升的幅度为 $30\% \sim 75\%$; 孔节距由 $3d$ 减到 $2d$, 动量比为 1 时气膜冷却效率上升的幅度为 $30\% \sim 60\%$, 动量比为 4 时上升的幅度 $30\% \sim 90\%$.

孔节距增大, 一方面未得到气膜有效保护的壁面区域增大. 另一方面, 气膜孔之间的主流速度相对降低, 压力升高, 更容易流入射流的底部区域, 造成气膜孔下游区域的冷却效率降低. 利用图 8 给出的数值计算结果, 能进一步说明孔节距的影响. 由图可以看出: 孔节距为 $4d$ 时, 从两股射流之间通过的主流气体能够以较大的转折角度 θ_1 进入到射流底部区域, 而孔节距为 $2d$ 时的转折角度 θ_1 相对较小, 表明前一种情况下主流气体向气膜孔下游区域的扩散能力较强. 同时还可以看出, 当孔节距为 $4d$ 时, 入侵到射流底部的主流气体量也较多(由流线密度表示), 这也会降低该区域的气膜冷却效率.

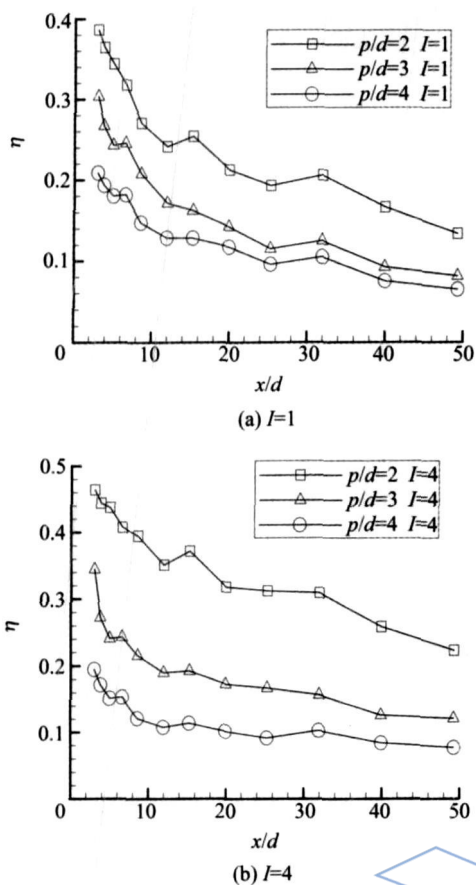


图 7 孔节距对气膜冷却效率的影响
Fig. 7 Effect of pitch to diameter ratio on film cooling effectiveness

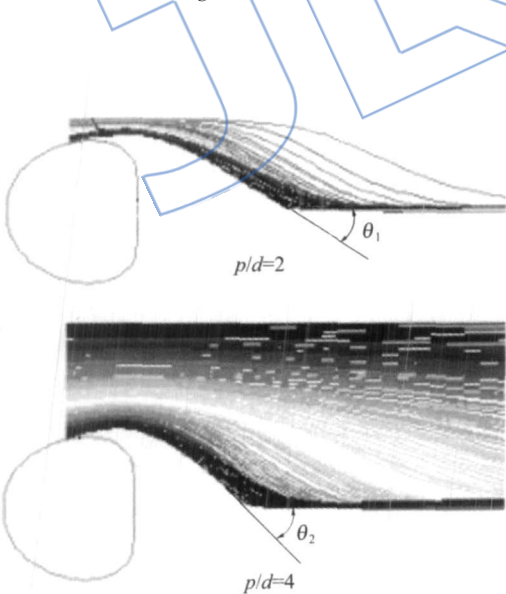


图 8 主流气体流线图
Fig. 8 Streamline of main flow

2.3 动量比对气膜冷却效率的影响

图 9 给出了动量比对气膜冷却效率的影响。可以看出: 当孔节距为 $2d$ 时, 动量比对气膜冷却

效率的影响较大, 动量比越大, 冷却效率越高, 从定量看, 动量比由 1 增大到 2 再增大到 4 时, 冷却效率分别增加 15% ~ 25% 和 35% ~ 50%; 当孔节距为 $4d$ 时, 动量比对气膜冷却效率的影响很小。一般地, 动量比增大, 冷气量会增多, 其中一部分冷气会穿越边界层进入主流区, 一部分则会覆盖到壁面进一步提高冷却效率。在孔节距较小时, 如上节已分析的那样, 主流向气膜喷射区域的扩散能力较弱, 当动量比的增大、冷气量的增多时, 会进一步强化气膜覆盖效果, 提高冷却效率; 在孔节距较大时, 主流向气膜孔喷射区域的扩散能力较强, 抵消了由于动量比增大、对壁面覆盖的冷气量增多的影响, 综合效果使得动量比增大, 冷却效率变化相对较小。

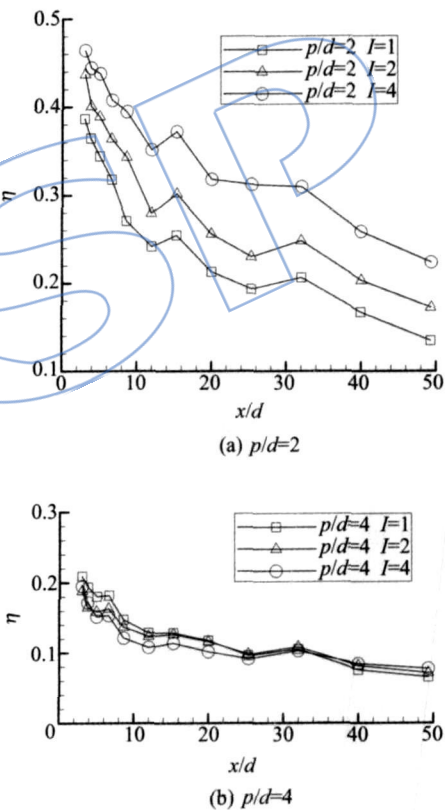


图 9 动量比对气膜冷却效率的影响
Fig. 9 Effect of momentum flux ratio on film cooling effectiveness

2.4 主流湍流度对气膜冷却效率的影响

图 10 显示了主流湍流度 tu 对气膜冷却效率的影响。可以看出: 当孔节距为 $2d$ 时, 主流湍流度增大, 气膜冷却效率略微下降, 主流湍流度对气膜冷却效率的影响不明显。这可能是此孔节距下, 气膜能够较好的覆盖壁面, 主流湍流度增大虽然加大了主流对气膜掺混的力度, 但气膜覆盖率并

没有受到较大的影响. 因此主流湍流度对气膜冷却效率的影响较小.

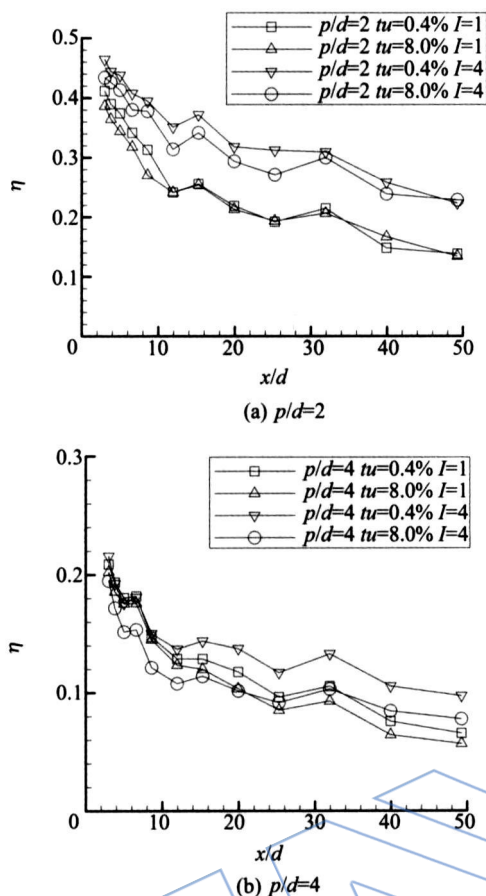


图 10 湍流度对气膜冷却效率的影响

Fig. 10 Effect of turbulence level on film cooling effectiveness

当孔节距为 $4d$ 时, 小动量比下主流湍流度对气膜冷却效率的影响较小; 大动量比下湍流度对其的影响较大, 主流湍流度由 0.4% 增大到 8% , 气膜冷却效率大约下降 20% . 湍流度增大, 穿越边界层进入主流区的射流气体与主流的掺混增强, 气膜的两侧较容易受到破坏, 导致气膜覆盖率降低, 壁面受到有效保护的区域变小, 因此大动量比时气膜冷却效率受湍流度的影响较大.

3 结 论

本文提出了双扇形气膜孔形, 并通过试验和数值模拟对比研究了该孔型与圆形孔的冷却特性, 在此基础上, 进一步研究了孔节距、动量比和

主流湍流度对双扇形气膜孔冷却效率的影响, 得到以下结论:

1) 双扇形孔的气膜冷却效率优于圆孔的气膜冷却效率, 当动量比较大时, 其优点更为明显.

2) 孔节距减少, 气膜冷却效率上升. 孔节距由 $3d$ 减小到 $2d$, 动量比为 1 时上升的幅度为 $30\% \sim 60\%$, 动量比为 4 时上升的幅度 $30\% \sim 90\%$; 孔节距由 $4d$ 减少到 $3d$, 动量比为 1 时上升的幅度为 $15\% \sim 40\%$, 动量比为 4 时上升的幅度 $30\% \sim 75\%$.

3) 当孔节距为 $2d$ 时, 动量比由 1 增大到 2 再增大到 4 时, 气膜冷却效率上升的幅度分别为 $15\% \sim 25\%$ 和 $35\% \sim 50\%$; 当孔节距为 $4d$ 时, 动量比对气膜冷却效率的影响相对较小.

4) 孔节距为 $2d$ 时, 主流湍流度增大, 气膜冷却效率略有下降. 孔节距为 $4d$ 、动量比较大时, 主流湍流度由 0.4% 增大到 8% , 气膜冷却效率下降的幅度约为 20% .

致谢: 本文的工作获得了英国 Rolls-Royce 公司的资助, 作者在此表示感谢.

参考文献:

- [1] Gristch M, Schulz A, Wittig S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film cooling holes with expanded exits[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 549-556.
- [2] 朱惠人, 徐都纯, 刘松龄, 等. 气膜孔形状对孔排下游冷却效率的影响[J]. 航空学报, 2002, 23(3): 75-78.
ZHU Huiren, XU Douchun, LIU Songling, et al. Effects of hole shaped on film cooling effectiveness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 75-78. (in Chinese)
- [3] Yuen C H N, Martinez Botas R F. Film cooling characteristics of rows of round hole at various streamwise angle in a cross flow: Part I. Effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48: 4995-5016.
- [4] Al-Hamadi A K, Jubran B A. Turbulent intensity effects on film cooling and heat transfer from compound angle hole with particular application to gas turbine blades[J]. Energy Convers. Mgmt., 1998, 39(14): 1449-1457.
- [5] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001: 276-277.
- [6] Brittingham R A. A detail analysis of film cooling physics: Part III Compound Angle injection with shape holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 133-145.