

文章编号: 1000-8055(2009)05-1000-06

双向扩张型孔射流角度对气膜冷却特性影响的实验

李广超, 朱惠人, 樊慧明

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 设计了气膜冷却实验台, 测量了单排 7 个气膜孔的平均换热系数和冷却效率. 气膜孔倾角为 20° , 45° 和 90° , 孔间距 $P/d=3$. 动量比变化范围为 $1\sim 4$. 重点研究主流零压力梯度下动量比和孔倾角对换热系数比和冷却效率影响. 结果表明, 动量比的增加使换热系数比和冷却效率都增加, 随着倾角增加, 动量比对冷却效率的影响减弱; 倾角对换热系数比的影响非常复杂, 倾角的增加使冷却效率减小. 倾角 20° 的冷却效率明显高于倾角 45° 和 90° 的冷却效率.

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 换热系数; 冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental investigation on film cooling of expanded hole at both inlet and outlet with various injection angles

LI Guang-chao, ZHU Hui-ren, FAN Hui-ming

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

Abstract: To study the film cooling characteristics of expanded holes, heat transfer coefficient ratios and film cooling effectiveness was investigated downstream of a row of holes with inclination angles of 20° , 45° and 90° as well as three varying hole diameters. Momentum flux ratios vary in the range of 1 to 4. The discussion was focused on the effect of momentum flux ratios and inclination angles on heat transfer coefficient ratios and film cooling effectiveness in the presence of mainstream zero pressure gradient. The experimental results show that the increasing momentum flux ratios leads to the increasing heat transfer coefficient ratios and film cooling effectiveness. The effect of momentum flux ratios on cooling effectiveness becomes weaker with the increase of angles. The angles have complex influence on heat transfer coefficient ratios. The increasing angles lead to the decreased cooling effectiveness. Film cooling effectiveness of inclination angle of 20° is bigger than those of 45° and 90° .

Key words: turbine blade; film cooling; heat transfer coefficient; cooling effectiveness

在现代高性能航空发动机中, 为了提高发动机的热效率, 涡轮入口温度已经远高于叶片材料的熔点, 因此必须采用有效的冷却措施对叶片进行冷却. 气膜冷却是涡轮叶片上经常采用的冷却方式. 在气膜冷却的研究中, 只有同时知道了换热

系数和冷却效率的大小才能够进行传热分析. 目前有关冷却效率的研究主要集中在了孔型的影响^[1-3], 得到的结论是气膜孔出口的扩张可以有效地提高气膜冷却效率. 而有关射流角度对气膜冷却影响的研究较少, 文献[4]研究的是复合角度对

收稿日期: 2008-05-13; 修订日期: 2008-08-20

作者简介: 李广超(1979-), 男, 辽宁铁岭人, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件传热与冷却技术研究.

气膜冷却的影响,得到的结论是,在气膜孔倾角一定的情况下,复合角射流可以提高气膜冷却效率.倾角变化对冷却效率的影响在公开的文献中报道不多^[5-6],研究的是圆柱型孔不同射流角度的换热系数和冷却效率.而气膜孔倾角对扩张型孔射流的气膜冷却影响的研究在公开发表的文献中没有见到报道.本文所研究的双向扩张型孔不仅具有较高的冷却效率,而且具有较小的流通阻力,在工艺上和出口扩张型孔的加工难度差别不大.基于此,本文重点测量了双向扩张型孔在不同倾角射流条件下的换热系数和冷却效率,分析了动量比和倾角变化对换热系数和冷却效率的影响.

1 实验设备及数据处理方法

1.1 实验设备

实验在回流风洞上进行.图 1 为实验测试模型及其热电偶和加热钢带的分布,带气膜孔的部分是可以拆卸的,实验模型由半圆柱面和两个平板组成,用有机玻璃加工而成.气膜孔厚径比 $t/d=3$,孔长径比 L/d 随前倾角的减小而增加.6 条长度为 490 mm、宽度 60 mm、厚度 0.04 mm 的钢带贴在水膜孔的下游,每两条钢带间距为 2 mm,钢带在端部用铜电极蜿蜒连接.

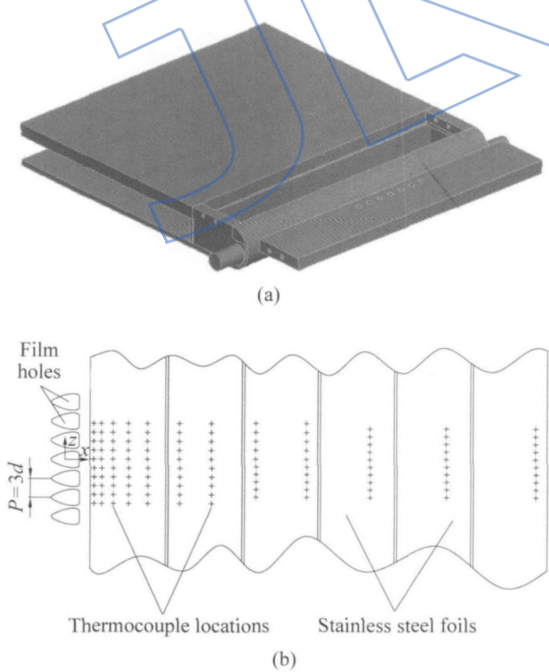


图 1 实验模型简图

Fig. 1 Schematic of test model

为了保证被测量表面光滑,热电偶布置在钢带下面,共 11 排,每排 12 个.图 2(b)为双向扩张

型孔几何结构.双向扩张型孔出口和入口都有 15° 的侧向扩张.冷气进入气膜孔时由于孔沿着冷气流动方向的收缩而加速,这可以有效减小冷气进入气膜孔时的流动损失.孔入口和出口宽度与孔径的比为 1.5.前倾角 α 为 20°, 45° 和 90°.孔间距 $P/d=3$.主流通道是方形的,主流速度在孔上游到测量域的尾部保持不变,即主流的流动状态是零压力梯度.

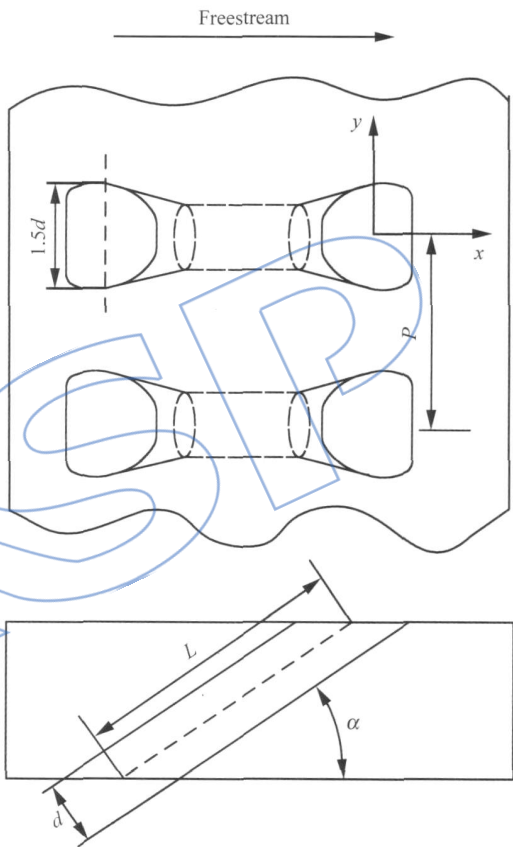


图 2 气膜孔模型简图

Fig. 2 Schematic of film hole

湍流发生器的结构以及湍流测量过程请参考文献[7].主流由轴流式风机驱动,主流来流速度用比托管测量,根据压力分布计算出对应气膜孔处的当地速度为 13.9 m/s,基于当地速度和气膜孔圆柱直径的主流雷诺数为 6 400.二次流用离心风机提供.二次流流量由浮子流量计测量.比托管的测量误差在 3% 以内,流量计的精度等级为 2.5.在测量换热系数时,钢带加热,主流和二次流温度保持相同,大约为 25 °C,测量冷却效率时,主流仍然保持常温,二次流加热到高于主流 25 °C.

1.2 参数定义

冷却效率 η 、换热系数 h 和动量比 I 定义以

及修正过程请参考文献[7-8],这里不再重复说明。

实验中动量比的变化范围为1~4.坐标原点位于气膜孔的中心, x 为气膜孔下游方向曲面距离.在处理数据时,将径向10个测点的冷却效率值做算术平均处理,即

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

其中 i 为每排热电偶沿着径向的编号.换热系数的不确定度为13%,冷却效率的不确定度为10%.

2 结果和讨论

2.1 换热系数

2.1.1 动量比的影响

换热系数比定义为带射流时的换热系数 h 和无射流时的换热系数 h_0 的比值,代表了射流对孔排下游换热特性的影响.

图3给出了不同射流角度下动量比对换热系数比的影响.从图上可以看出,随着动量比的增加,换热系数比逐渐增加,动量比从2增加到4,增幅尤其明显. $\alpha = 20^\circ$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 时射流对气膜孔附近($3 < x/d < 10$)的传热影响较大, $\alpha = 90^\circ$ 时尤其明显, $\alpha = 20^\circ$ 的射流对测量壁面的冲刷效应显著,使孔附近的换热得到强化,发生在 $x/d = 3$ 处的换热系数比最大值为1.38; $\alpha = 90^\circ$ 时,射流从气膜孔喷出后由于壁面法向速度较大,形成的对旋涡较强,气膜孔附近的换热强化比较显著,发生在 $x/d = 3$ 处的换热系数比为1.56.在 $x/d > 10$ 的范围,换热系数比沿着主流流动方向的变化较小.当 $I = 1$ 时,由于射流的速度小于主流的速度,导致射流条件下壁面附近的主流速度低于无射流时相应壁面附近主流速度,所以, $I = 1$ 的换热系数比出现了小于1区域,最小值为0.85.

2.1.2 倾角的影响

图4给出了倾角对换热系数比的影响,从图上可以看出,倾角对换热系数比的影响比较复杂.当 $I = 1$ 时,在 $x/d < 4$ 的范围,倾角对换热系数的影响较小,不同射流角度下的换热系数差别在10%以内;在 $x/d > 4$ 的范围, $\alpha = 45^\circ$ 的换热系数比最大, $\alpha = 20^\circ$ 的换热系数比最小,最大差别在15%以内,由于 $I = 1$ 时射流的流量较小,对主流的换热特性造成的影响相对要小,所以,角度的影响不明显;当 $I = 2$ 时,在 $x/d < 7$ 的范围, $\alpha = 20^\circ$

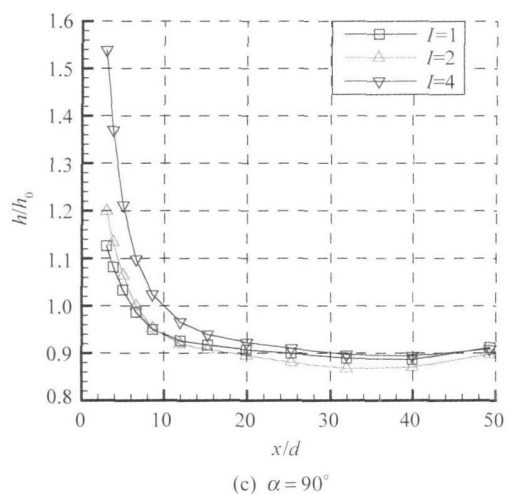
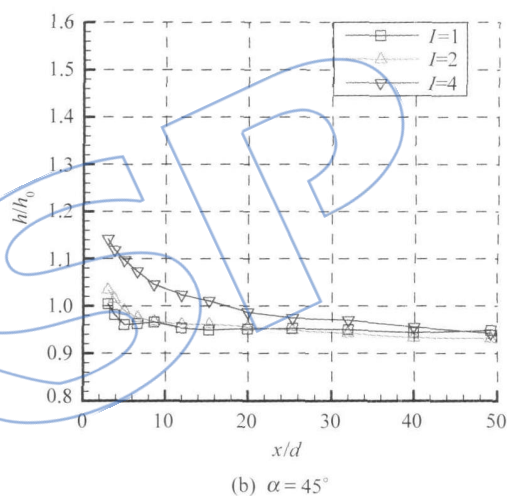
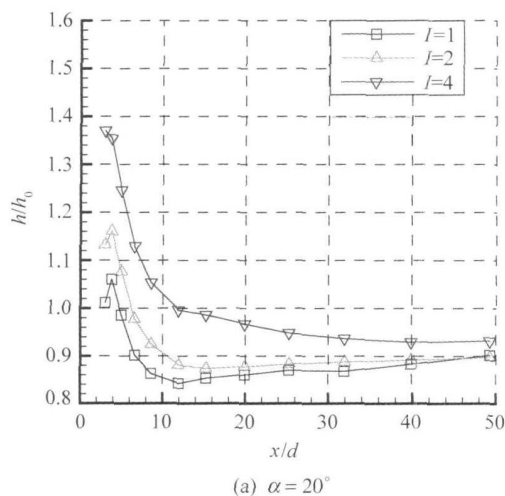
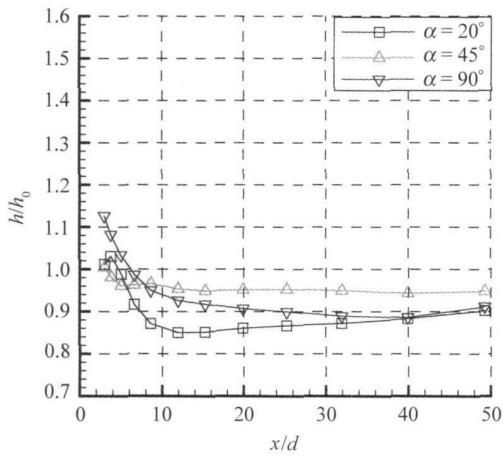


图3 动量比对换热系数比的影响

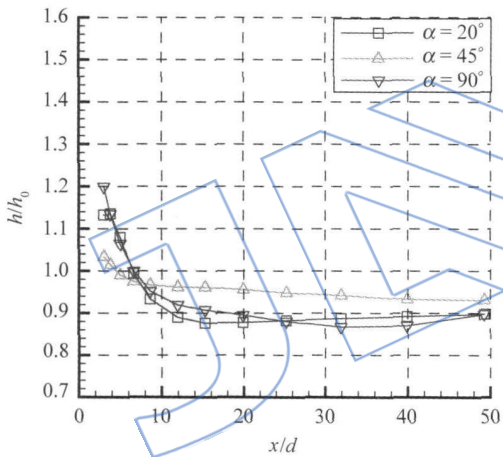
Fig. 3 Effect of momentum flux ratios on h/h_0

和 $\alpha = 90^\circ$ 的换热系数比大于 $\alpha = 45^\circ$ 的换热系数比,在 $x/d > 7$ 的范围, $\alpha = 45^\circ$ 的换热系数比大于 $\alpha = 20^\circ$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 的换热系数比; $I = 4$ 时,换热系数比随倾角的变化和 $I = 2$ 时没有显著的差别.当

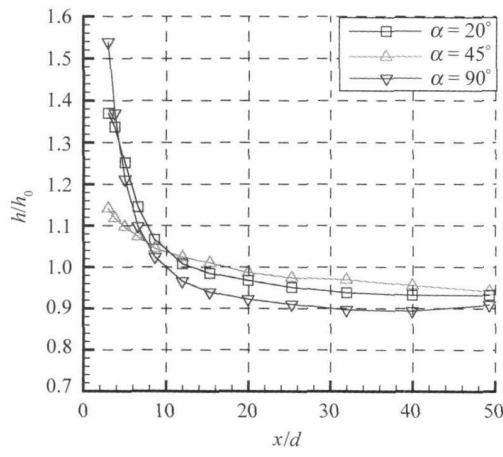
$I = 2$ 和 $I = 4$ 时,射流的流量较大, $\alpha = 20^\circ$ 时射流对测量壁面的冲刷和 $\alpha = 90^\circ$ 时形成的对旋涡流动都会使孔附近的换热系数得到显著的增加,所以, $\alpha = 20^\circ$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 时孔附近的换热系数比大于 $\alpha = 45^\circ$ 时的换热系数比。



(a) $I = 1$



(b) $I = 2$



(c) $I = 4$

图 4 气膜孔倾角对换热系数比的影响

Fig. 4 Effect of inclination angles on h/h_0

2.2 冷却效率

2.2.1 动量比的影响

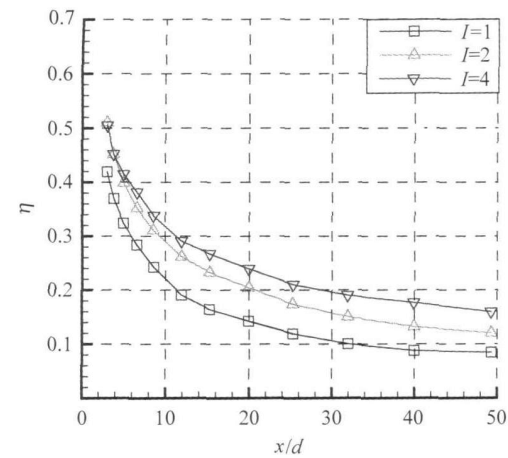
图 5 给出了动量比对冷却效率的影响. 从图 5 可以看出, $\alpha = 20^\circ$ 时,冷却效率随动量比的增加而显著地增加,动量比从 1 变化到 4,冷却效率增加了 10%~110%; $\alpha = 45^\circ$ 时,在 $x/d < 10$ 的范围,动量比对冷却效率的影响较小,在 $x/d > 10$ 的范围,冷却效率随动量比的增加而增加,动量比从 1 变化到 4,冷却效率增加了 10%左右; $\alpha = 90^\circ$ 时,在整个测量范围内,动量比对冷却效率的影响都较小. 分析其原因, $\alpha = 20^\circ$ 时,由于气膜孔和壁面夹角较小,射流从气膜孔喷出后,主要在边界层内和主流发生掺混,将高温主流和壁面隔开,形成有效的气膜层,随着动量比的增加,气膜层的厚度增加,隔热效果增强,所以,冷却效率提高;随着气膜孔倾角的增加,射流从气膜孔喷出后,更多的冷气喷入到主流核心区,和主流核心区内高温燃气掺混,相对于 $\alpha = 20^\circ$ 射流的情况,隔热效果变差. 随着动量比的增加,射流喷入主流核心区的能力进一步增强,浪费的冷气相应增多,所以, $\alpha = 45^\circ$ 时动量比对冷却效率的影响比 $\alpha = 20^\circ$ 时的影响小. $\alpha = 90^\circ$ 时,冷气喷入主流核心区的能力进一步增强,动量比的增加并不会导致紧贴壁面的掺混层温度降低,所以, $\alpha = 90^\circ$ 射流的冷却效率随动量比的变化较小。

2.2.2 倾角的影响

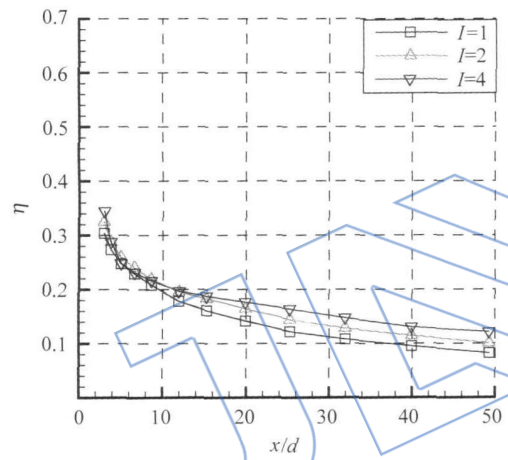
图 6 给出了不同动量比下前倾角对冷却效率的影响. 从图上可以看出, $\alpha = 20^\circ$ 时的冷却效率明显的高于其它两个射流角度的冷却效率,而 $\alpha = 45^\circ$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 的冷却效率差别较小. 动量比越大, $\alpha = 20^\circ$ 射流的冷却效率优势越明显. $I = 1$ 时,射流的流量较小,不同的前倾角射流在主流的挤压作用下在壁面的贴附效果差别较小,倾角对冷却效率的影响较小,从图上可以看出,只有在 $x/d < 12$ 的范围, $\alpha = 20^\circ$ 的冷却效率较高,在 $x/d > 12$ 的范围,不同倾角下的冷却效率差别不大; $I = 2$ 时,射流的流量增加,倾角对冷却效率的影响相对增强,在大倾角下,射流在壁面的贴附特性相对要差,小角度射流的优势逐渐地表现出来,从图 6(b)可以看出,在 $x/d < 20$ 的范围, $\alpha = 20^\circ$ 的冷却效率较高,在 $x/d > 20$ 的范围,虽然倾角对冷却效率的影响减小,但是仍然能够观察到,冷却效率随着倾角增加而减小; $I = 4$ 时,射流角度的影响已经非常明显,在整个测量域上, $\alpha =$

20 的冷却效率都较高,在 $x/d > 10$ 的范围, $\alpha = 45^\circ$ 的冷却效率高于 $\alpha = 90^\circ$ 的冷却效率.说明在大动量比下,小角度射流不仅可以增加气膜孔附

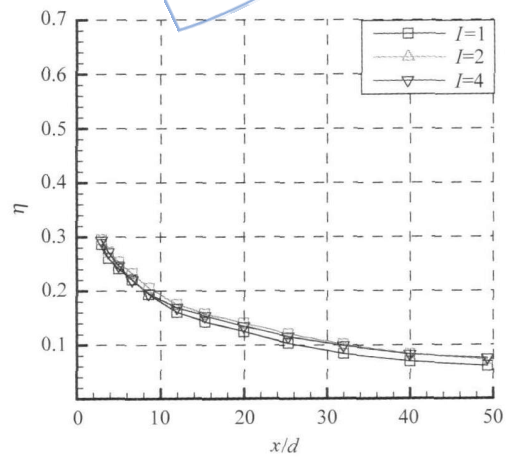
近的冷却效率,而且也会在气膜孔下游较大的范围内,保持较高的冷却效率.



(a) $\alpha = 20^\circ$



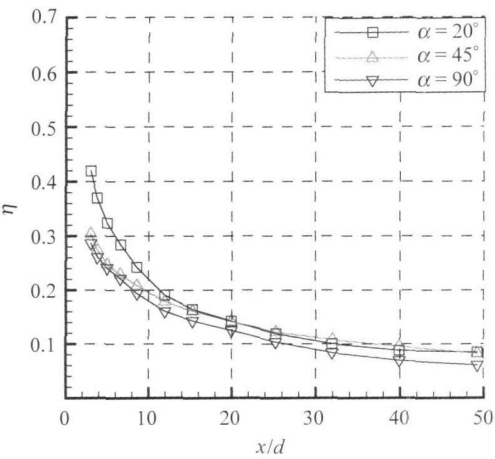
(b) $\alpha = 45^\circ$



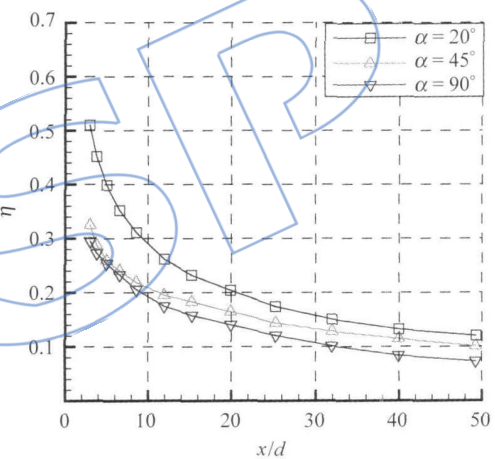
(c) $\alpha = 90^\circ$

图 5 动量比对冷却效率的影响

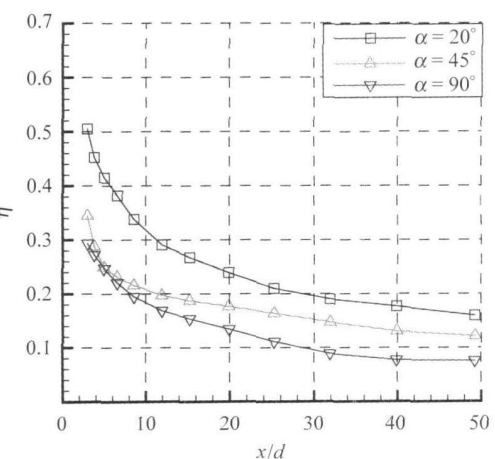
Fig. 5 Effect of momentum flux ratios on cooling effectiveness



(a) $I = 1$



(b) $I = 2$



(c) $I = 4$

图 6 气膜孔倾角对冷却效率的影响

Fig. 6 Effect of inclination angles on cooling effectiveness

3 结 论

本文通过实验测量了不同倾角的双向扩张孔下游换热系数和冷却效率,主要得到以下结论:

1) 动量比的增加使换热系数增加, $\alpha = 20^\circ$ 和 $\alpha = 90^\circ$ 时,在气膜孔附近增加的尤其明显.

2) 动量比的增加使冷却效率增加. $\alpha = 20^\circ$ 射流的冷却效率随动量比增加而显著增加; $\alpha = 45^\circ$ 射流的冷却效率随动量比增加而增加的幅度相对于 $\alpha = 20^\circ$ 时减小; $\alpha = 90^\circ$,冷却效率随动量比的增加基本保持不变.

3) 倾角对换热系数比的影响非常复杂.

4) 倾角的增加使冷却效率减小,在高动量比下,倾角对冷却效率的影响尤其显著.

致谢:

本项研究在英国 Rolls-Royce 公司资助下完成,作者在此表示感谢.

参考文献:

- [1] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 549-556.
- [2] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of internal coolant crossflow on the effectiveness of shaped film-cooling holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125: 547-554.
- [3] 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.
- [4] Taslim M E, Khanicheh A. Film effectiveness downstream of a row of compound angle film holes[J]. Journal of Heat Transfer, April 2005, 127: 434-440.
- [5] Yuen C H N, Martinez-Botas R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angle in a crossflow: Part I - Effectiveness[J]. Heat and Mass Transfer, 2003, 46: 221-235.
- [6] Yuen C H N, Martinez-Botas R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angle in a crossflow: Part II - Heat transfer coefficients[J]. Heat and Mass Transfer, 2003, 46: 237-249.
- [7] 李广超,朱惠人,廖乃冰,等.气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 215-220.
LI Guangchao, ZHU Hui ren, LIAO Naibing, et al. Influence of aerodynamic parameters on film cooling effectiveness on the vane leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 215-220. (in Chinese)
- [8] 李广超,朱惠人,廖乃冰,等.带单排气膜孔的叶片前缘气膜冷却换热实验研究[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 290-293.
LI Guangchao, ZHU Hui ren, LIAO Naibing, et al. Leading edge heat transfer with a row of injection holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 290-293. (in Chinese)