

文章编号: 1000 8055(2008)10 1765-07

扩展型面排孔气膜冷却的实验

杨成凤, 张靖周, 陈利强, 吴世勋

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 设计了三种型面的气膜孔扩展结构, 研究了气膜冷却效率、壁面换热系数及流量系数随吹风比的变化规律. 研究表明, 与典型的圆柱形气膜孔相比, 有后向扩展型面的气膜孔具有相对较高的冷却效率和换热系数, 流量系数略有降低. 扩展型面的流向扩展角对冷却效率和换热系数的影响大于侧向扩展角的影响. 侧向扩展角只在特定吹风比下才对提高气膜的侧向覆盖率、进而提高气膜冷却效率起作用, 它使得位于二次流出流下游的低压区域范围增大, 流量系数减小.

关 键 词: 气膜冷却; 扩展型面; 冷却效率; 换热系数

中图分类号: V231. 1

文献标识码: A

Film cooling experiment of row of expanded shape holes

YANG Cheng-feng, ZHANG Jing-zhou, CHEN Li-qiang, WU Shi-xun

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Three types of expanded shape film cooling holes were designed to study the change of the film cooling efficiency, heat transfer coefficient at the wall and flow discharge coefficient with the blow ratio. The result shows that: the film cooling efficiency and heat transfer coefficient of the expanded film cooling holes are higher than the typical round film cooling holes, but the flow discharge coefficient is lower. The effect of the streamwise expanded angle on the film cooling effectiveness and heat transfer coefficient is more remarkable than the laterally angle, which expands the area of the low pressure near the edge of the holes, leading to lower flow discharge coefficient.

Key words: film cooling; shaped holes; cooling effectiveness; heat transfer coefficient

气膜冷却是一种广泛应用于燃气轮机热端部件热防护的高效冷却方式. 影响气膜冷却效果的因素众多^[1], 其中气膜孔形状对气膜冷却效率的影响比较显著, 因此长期以来针对气膜孔结构的优化一直是重要的研究内容. Goldstein 等^[2]对几种不同几何形状气膜孔的冷却效率进行了测量, Michael Gritsch^[3-4]对扇形气膜孔进行了非常详细的研究, 朱惠人等^[5]研究了锥形、簸箕形气膜孔对孔排下游的冷却效率的影响规律. 但由于扩展

孔型面对二次流与主流的相互掺混的影响非常复杂, 针对其结构参数对冷却效果、换热系数甚至是流动细节的影响的研究还很缺乏, 本文对单排气膜孔后向扩展结构进行了较为系统的实验研究, 研究了扩展孔的两个主要结构参数对壁面的温度分布均匀性、平均冷却效率、换热系数和流量系数的影响规律; 同时为了更好地揭示其中的一些影响机制, 本文还运用 Fluent 软件对流场进行了三维数值计算.

收稿日期: 2007-09-22; 修订日期: 2007-12-21

基金项目: 航空基础科学基金(03C52019)

作者简介: 杨成凤(1980-), 女, 黑龙江克东人, 博士生, 主要从事传热传质方面的研究.

1 实验件及实验系统

1.1 实验件

本实验在厚度为 5 mm 的胶木板上加工出与主流方向夹角为 35° 、孔径为 $d=6\text{ mm}$ 的单排气膜孔,孔间距为 $2d$ 。图 1 为气膜孔板的实验件图,后向扩展型面的几何参数分别为: ①I 型 $\alpha=6^\circ$, $\varphi=0^\circ$; ②II 型 $\alpha=6^\circ$, $\varphi=15^\circ$; ③III 型 $\alpha=15^\circ$, $\varphi=0^\circ$ 。如图 2 所示。

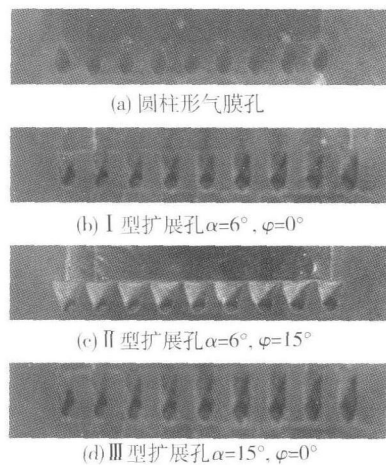


图 1 孔板实验件

Fig. 1 Experimental model of the film cooling holes

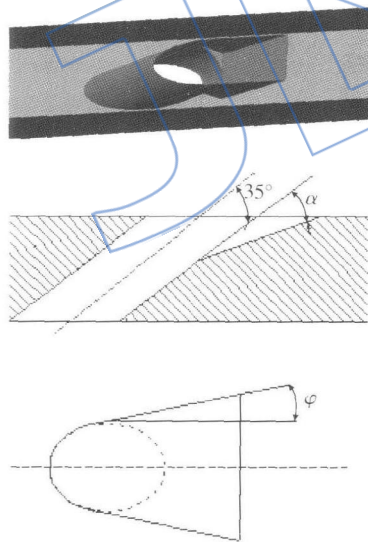


图 2 扩展孔几何结构示意图

Fig. 2 Sketch of the film cooling holes

1.2 实验系统

实验系统如图 3 所示,空气由气源(空气压缩机)进入空气总管道,经过一个控制流量的阀门后分成两股气流,其中一股由主气流管道进入电加热器,通过电加热器的加热,使主气流的温度升高

到实验所需温度,然后进入稳压箱中,在稳压箱的出口处设有一层致密的金属滤网,从由稳压箱出来的平稳气流进入到实验段;另外一股流经二次流管道成为二次气流,由位于二次流管道上的浮子流量计测量出其体积流量,然后流入实验段。详细的实验段结构如图 4 所示,加热膜铺设在实验板上气膜孔的下游,实验板采用导热系数相对较低的胶木板材料加工而成,为了减少热损失,实验板与基板之间布置了石棉垫片。在冷却效率实验中,加热膜不通电;在换热系数实验中,加热膜通电加热,并且控制加热电流和电压,以获得壁面上稳定的等热流密度边界条件。

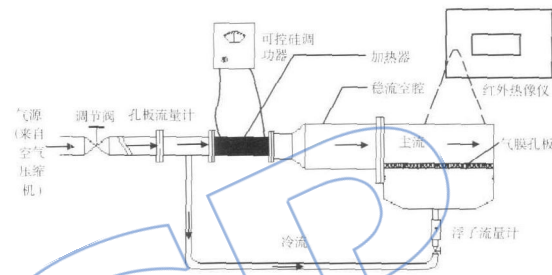


图 3 气膜冷却实验系统

Fig. 3 Experimental system of film cooling

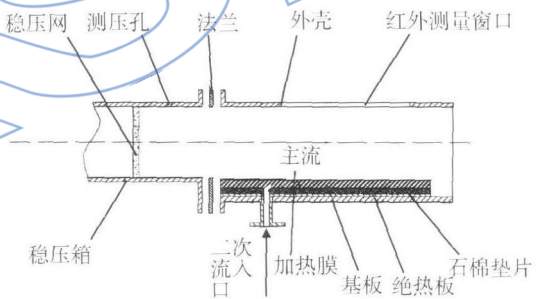


图 4 实验段结构

Fig. 4 Structure of the test segment

2 实验数据的测量及处理方法

在实验段入口前 20 mm 处布置一热电偶测量主流温度 T_∞ , 在二次流进入气膜孔前 20 mm 处布置一热电偶测量二次气流温度 T_2 。在实验段外壳开一红外测量窗口用于测量壁面温度,在测量前需要对红外热像仪进行标定。本文用铜-镍铜热电偶对红外热像仪进行标定,红外热像仪所测温度 T_i 和铜-镍铜热电偶所测的温度 T_t 之间的拟合关系式为

$$T_t = -3\,969 + 0\,63681T_i, \quad 20\text{ }^\circ\text{C} \leq T_i \leq 80\text{ }^\circ\text{C}.$$

吹风比定义为 $M = \rho u_2 / (\rho_\infty u_\infty)$, 式中 ρ 为密度, u 为流向速度,下标 ∞ 和 2 分别表征主流和二次流参数。冷却效率的计算式为 $\eta = (T_\infty -$

$T_{aw})/(T_{\infty}-T_2)$, 其中 T_{aw} 为绝热壁温。

对流换热系数的定义为 $h= q/(T_w- T'_{aw})$, 其中 T_w 是加热后的加热膜温度. 文献[1, 6] 表明: 若给定气膜冷却的几何结构特征, 只要流动相似参数吹风比或动量比一定, 绝热温比不受壁温和对流换热的影响. 由于做换热系数实验时流动几何结构没有任何改变, 故在保证吹风比一致的前提下, 可以认为加热前后的绝热温比, 即冷却效率 η 是不变的, 从而加热后的绝热壁温 T'_{aw} 可以由冷却效率进行反算得到即: $T'_{aw} = T'_{\infty} - \eta(T'_{\infty} - T'_2)$, 从而可以得到对流换热系数. T'_{∞} 和 T'_2 分别为传热实验中的主流和二次流温度.

流量系数的定义为

$$C_d = m_2/m_{th}$$

式中 m_2 为实际通过小孔气流流量, m_{th} 为相同流动情况下的理论流量, 根据柏努力方程 $m_{th2} = A_2 \sqrt{2\rho_2(p_2^* - p_3^*)}$, $p_2^*, p_3^*, A_2, \rho_2$ 分别为气膜孔入口二次流的总压、气膜孔出口的静压、气膜孔的总面积、二次流的密度.

3 实验结果及分析

3.1 气膜冷却效率实验

图 5 为圆柱形气膜孔气膜冷却效率变化曲线, 图 6 至图 8 为不同扩展型面的冷却效率变化曲线, X 向为主流流动方向, 坐标原点在气膜孔口下游边缘, 可见, 有扩展型面的气膜孔的冷却效率明显提高, 并且在气膜孔出流附近区域没有出现气流分离. 在 $X/d > 10$ 以后, 冷却效率沿流动方向逐渐上升, 是因为在 $5 < X/d < 10$ 区域, 气膜在侧向上并没有覆盖完全, $X/d > 10$ 以后孔和孔之间的气膜才逐渐“接壤”, 在壁面上形成了一层均匀的气膜. 从图 9 所示的不同吹风比下气膜孔出口附近的

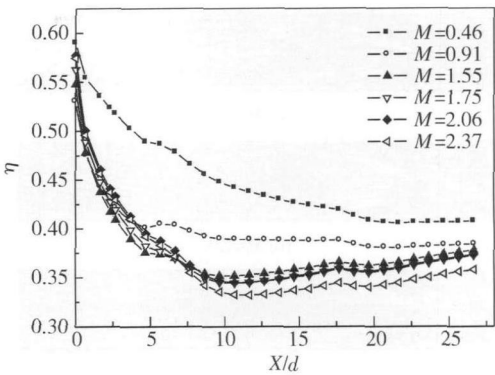


图 6 冷却效率变化曲线 ($\alpha=6^\circ, \varphi=0^\circ$)
Fig. 6 Laterally averaged film-cooling effectiveness

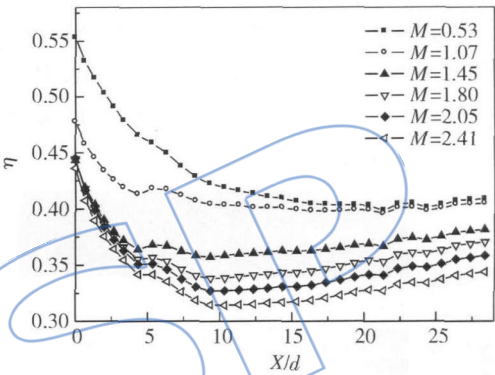


图 7 冷却效率变化曲线 ($\alpha=6^\circ, \varphi=15^\circ$)
Fig. 7 Laterally averaged film-cooling effectiveness

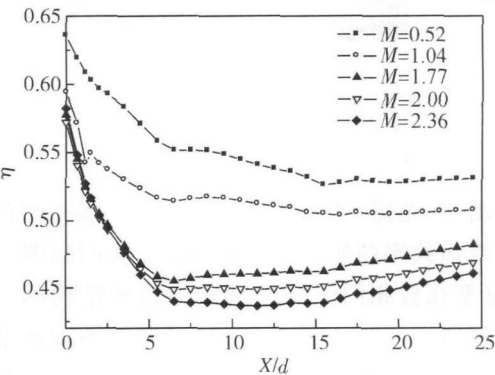


图 8 冷却效率变化曲线 ($\alpha=15^\circ, \varphi=0^\circ$)
Fig. 8 Laterally averaged film-cooling effectiveness

速度场的数值计算结果可以看出: 吹风比增大后, 孔口附近的冷流体流动区域显著收缩.

有扩展型面的气膜孔之所以提高了壁面的冷却效率, 主要是因为这种结构降低了气膜孔出口二次流的动量, 即实际吹风比降低. 而且, 扩展孔最大的特点是在孔口附近可以获得很高的冷却效率. 随着吹风比的增大, 气膜在紧邻出口处急剧收缩, 致使该区域 ($X/d < 5$) 的冷却效率迅速下降, 受上游的影响, 下游区域气膜的均匀性也随之降

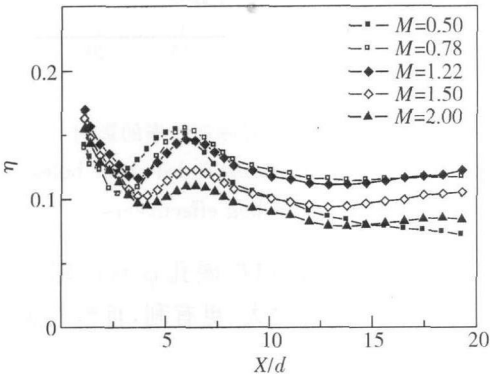


图 5 冷却效率变化曲线(圆柱形孔)
Fig. 5 Laterally averaged filmr cooling effectiveness (Round hole)

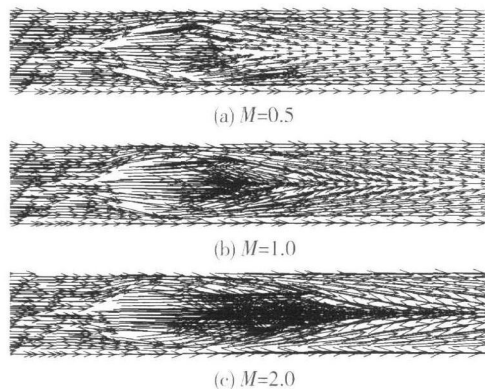


图9 气膜出口附近的速度场(I型, 数值模拟)

Fig. 9 Velocity field near the exit of film cooling holes.

低, 冷却效率减小. 本文所研究的三种结构气膜孔的冷却效率均随着吹风比的增大而降低. 从图 10 示出的壁面温度场可以发现, II型的温度最低, 其次是II型的, 最高是I型的.

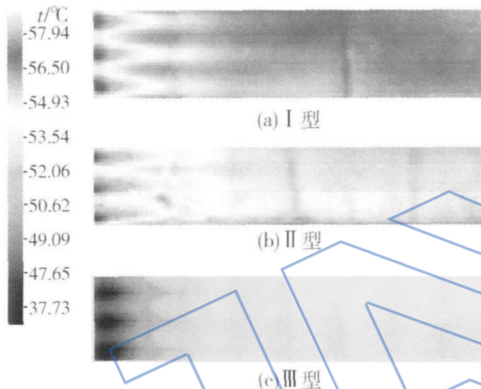


图10 红外热像仪拍摄的温度场($M=1.0$)

Fig. 10 Temperature field at wall

图 11 至图 14 为相同吹风比下扩展孔型面对气膜冷却效率的影响情况的比较. 从四副图上可知, II型孔较相同吹风比下其他两种结构的气膜冷却效率提高约 25%~30%. 主要是因为该结构降低了气膜出流的动量, 使气膜更好的覆盖在壁面上, 并且贴壁处的二次流也具有比较高的流向速度. 在本文研究范围内, 侧向扩展角对提高气膜的侧向覆盖率、从而提高气膜冷却效率的作用是比较微弱的, 它只在吹风比为 1.0 时才得以体现, 在其他吹风比时影响不大.

图 15 为气膜出流下游壁面上 $X/d=1, 2, 3$ 三个位置的温度变化曲线. 随着 X/d 的增大, 温度逐渐上升. 比较 $X/d=1$ 这一位置的温度变化曲线可以看出: I型曲线的平均振幅约为 3.27 K, II型的约为 2.9 K, III型的约为 1.1 K. 这就说明三种型面沿侧向的温度均匀性是逐渐增强的, II型的温度沿侧向分布得更为均匀, 从这一点上

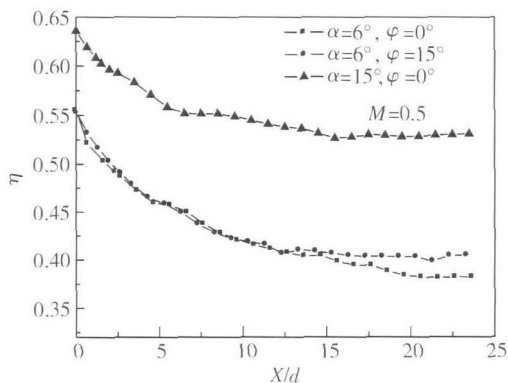


图11 扩展孔形对冷却效率的影响

Fig. 11 Effect of the expanded shape holes on the film-cooling effectiveness

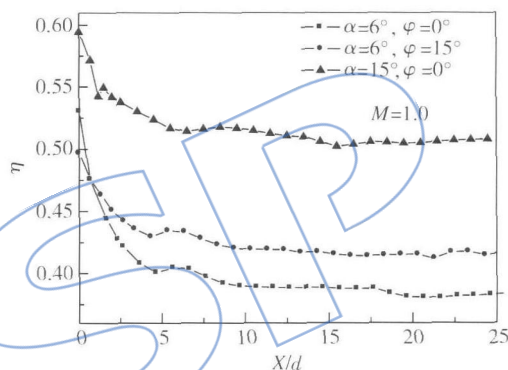


图12 扩展孔形对冷却效率的影响

Fig. 12 Effect of the expanded shape holes on the film-cooling effectiveness

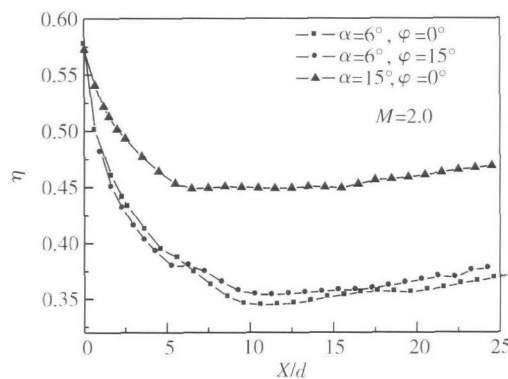


图13 扩展孔形对冷却效率的影响

Fig. 13 Effect of the expanded shape holes on the film-cooling effectiveness

看, 流向扩展孔 α 较侧向扩展孔 φ 对冷却效率和壁面温度分布的影响更大、更有利, II型气膜孔的孔间温度最低.

综上, 扩展型面的流向扩展角 α 对冷却效率和壁面温度分布的影响大于侧向扩展角 φ , 本文中的II型和III型气膜孔具有相近的开孔率, 但是

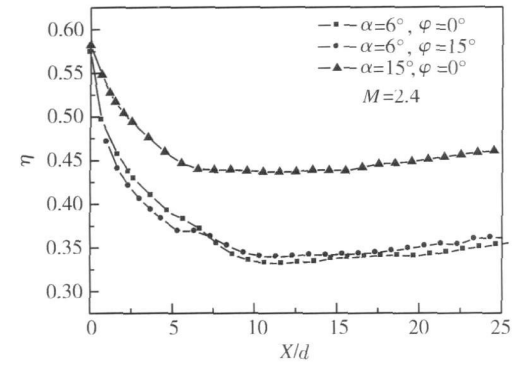


图 14 扩展孔形对冷却效率的影响
Fig. 14 Effect of the expanded shape holes on the film-cooling effectiveness

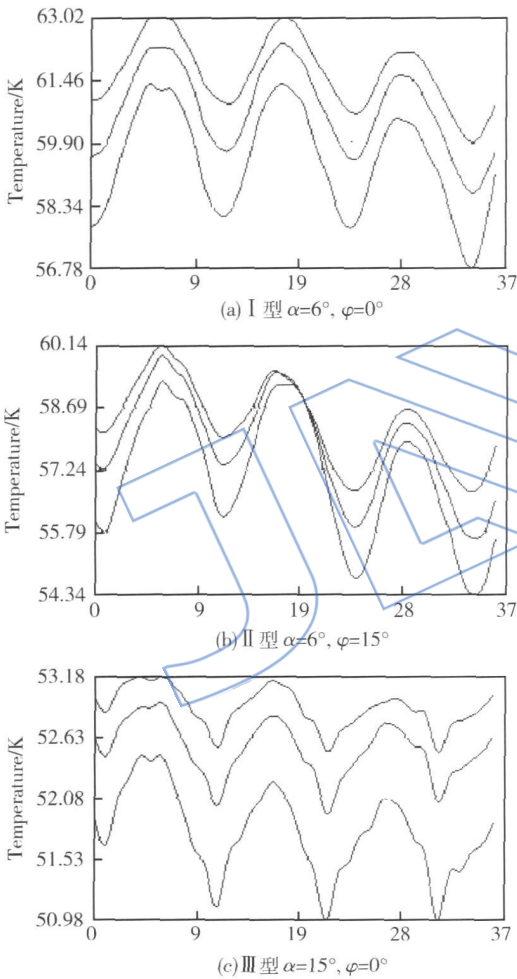


图 15 扩展孔形对壁面温度的影响 ($M=1$)
Fig. 15 Effect of the expanded shape holes on the temperature at wall

由于结构不同, 其影响规律也不同. 所以说, 单纯考虑开孔率对气膜冷却效率的影响具有一定的局限性, 通过改变侧向扩展角 φ 去改变开孔率, 此时的开孔率可能对气膜冷却效率影响很小, 而通过改变流向扩展角 α 去改变开孔率, 此时开孔率的

影响就相对比较显著了.

3.2 传热实验

当壁面进行气膜冷却时, 直接与壁面进行对流热交换的气流不再是主流, 而是主气流与冷却气的混合气流, 特征温度是该气流的恢复温度 T_r ($T_r = T_{aw}$)^[1], 在涡轮叶片与混合气流传热过程中, 热流从气流向固体壁面传递, 因此, 应尽量减少该热流密度, 即换热系数大对冷却是不利的. 本实验中采用的是反向热流法, 这样做的目的是保证整个实验过程中热流均由壁面向气流传导, 得到的换热系数具有相同的意义, 即换热系数越小对叶片冷却越有利.

在气膜孔下游壁面不同的 X/d 位置上作出一系列平行线段, 得到相应的线平均换热系数, 从而绘制出图 16 至图 18 所示的无量纲换热系数随 X/d 的变化曲线, h_0 表示只有主流而无二次流时壁面的对流换热系数, 通过实验测量得到. 从图上可知, 随着吹风比增大, 冷气流量增大, 从而使壁面换热增强. 随着 X/d 增大, 换热系数逐渐降低. II 型的换热系数相对最大, I 型次之, III 型最小. 而 II 型在吹风比为 0.53 时具有比较高的换热系数, 主要是因为下游冷气覆盖面积相对较高. 在相同吹风比下, II 型由于二次流出口动量相对较低, 所以换热系数较小, 而 II 型由于流向扩展角的作用使贴壁流体的流速较高, 从而换热最强, 与 I 型相比, 换热系数约提高 30%~40%.

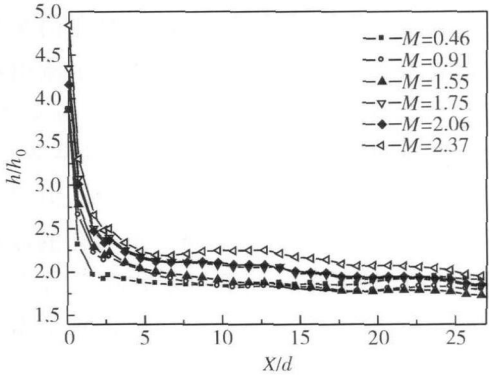


图 16 吹风比对换热系数的影响 ($\alpha=6^\circ, \varphi=0^\circ$)
Fig. 16 Effect of the blow ratio on the heat transfer coefficient ($\alpha=6^\circ, \varphi=0^\circ$)

3.3 流量系数实验

图 19 为不同扩展孔的流量系数随二次流入口雷诺数的变化曲线. 雷诺数定义为 $Re = u_2 d / \nu$, u_2 为二次流入口速度, d 为气膜孔直径. 由图可知, 随着二次流入口雷诺数增大, 流量系数逐渐增

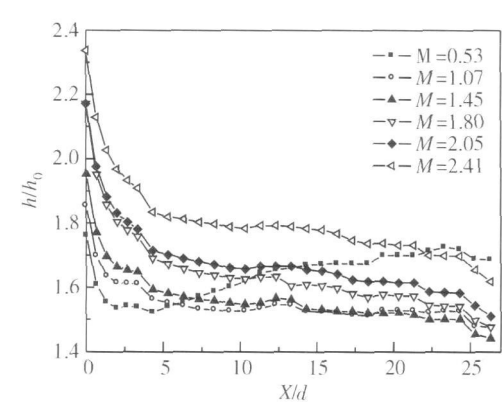


图 17 吹风比对换热系数的影响($\alpha=6^\circ, \varphi=15^\circ$)
Fig. 17 Effect of the blow ratio on the heat transfer coefficient($\alpha=6^\circ, \varphi=15^\circ$)

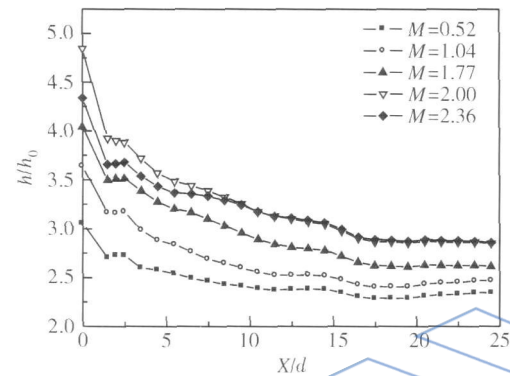


图 18 吹风比对换热系数的影响($\alpha=15^\circ, \varphi=0^\circ$)
Fig. 18 Effect of the blow ratio on the heat transfer coefficient($\alpha=15^\circ, \varphi=0^\circ$)

大. 这是因为: 随着雷诺数的增加, 气膜孔出流的二次流流速增大, 这一方面使得气膜孔内摩擦损失的影响相对较小, 另一方面削弱了主流引起的堵塞效应. 在同一冷气入口雷诺数下, 与文献[7]中的无扩展型面圆柱形气膜孔的流量系数相比, 两个扩展孔结构的流量系数有所减小, 但减小幅度不大, 约为 5%. 通过比较两个扩展孔的流量系数可知: 侧向扩展角 φ 使流量系数降低约 2.5%. 主要是因为: 扩展角 φ 使位于气膜出流下游的低压区域范围增大, 流动损失增加, 流量系数减小. 图 20 所示为通过数值模拟得到的二次流出口静压分布, 压力标尺显示的是表压, 单位 Pa, 绝对压力= 表压+ 101 325 Pa. 从图中可以看到: 侧向扩展角 φ 使上述低压区域扩大.

4 结 论

本文对三种扩展气膜孔结构的气膜冷却效率、换热系数和流量系数开展了实验研究, 并与典型的圆柱型倾斜气膜孔进行了比较, 主要得到了

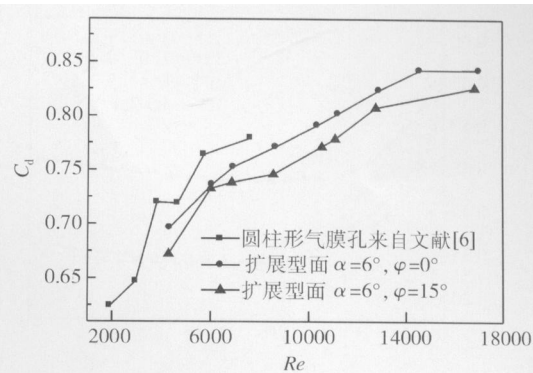


图 19 流量系数变化曲线
Fig. 19 Discharge coefficient curves

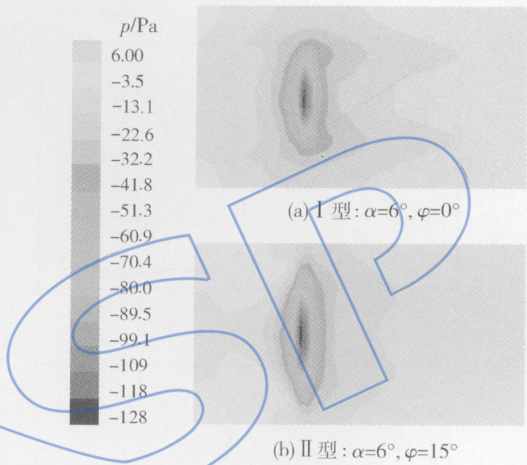


图 20 气膜孔口附近的低压区(数值模拟)
Fig. 20 Low pressure area near the film cooling holes. (numerical simulation)

以下结论:

- 1) 气膜孔后向扩展结构由于降低了气膜孔出口二次流的射流动量, 故具有比较高的冷却效率, 在下游很远处仍然保持着较高的冷却效率. 随着吹风比增大, 冷却效率降低. 侧向扩展角度对提高气膜的侧向覆盖率、从而提高气膜冷却效率的作用只在特定的吹风比下才得以体现.
- 2) 扩展型面的流向扩展角 α 对冷却效率、换热系数和壁面温度分布的影响大于侧向扩展角 φ , 随着流向扩展角增大冷却效率和换热系数均显著增大.
- 3) 有扩展型面的气膜孔的流量系数随着二次流入口雷诺数的增大而增大. 侧向扩展角使得位于气膜出流下游的低压区域范围增大, 流动损失增加, 流量系数减小约 2.5%.

参考文献:

[1] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出

版社, 1985.

[2] Goldstein R J, Eckert F R, Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three dimensional film cooling[J] . Int J Heat Mass Transfer, 1974, 17: 595-607.

[3] Gritsch M. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan-shaped film cooling holes[J] . ASME, 2005, 127: 718-725.

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

[5] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J] . 航空学报. 1997, 18(5): 535-538.

ZHU Huiren, XU Duchun , LIU Songling et al. Film cooling experimental investigation of a row of dustpan-shaped holes[J] . Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(5): 535-538. (in Chinese)

[6] Eriksen V L. Film cooling effectiveness and heat transfer with injection through holes[R] . NASA- CR- 72911, 1971.

[7] 杨卫华, 李永康, 张靖周, 等. 突片作用下气膜冷却效率的试验研究[J] . 航空动力学报, 2007, 22(3): 380-383.

YANG Weihua, LI Yongkang, ZHANG Jingzhou, et al. Experimental study of cooling efficiency of film cooling with tab[J] . Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 380-383. (in Chinese)