

文章编号: 1000-8055(2009)10-2260-06

应用红外热像技术实验研究层板结构 冷却特性

吕锡嘉¹, 王建华¹, 刘庆东², 吴向宇²

(1. 中国科学技术大学 热科学与能源工程系, 合肥 230027;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 在高温热风洞中,应用红外热像系统对三个具有真实燃气轮机尺度的层板结构进行了冷却特性实验研究.为了描述冲击、对流及导热的综合作用,采用数字图像信号运算技术,直接获得描述冷却前后层板高温表面二维温差分布.通过比较三种层板结构综合冷却效率,详细讨论了绕流柱数目及直径、气膜孔角度、主流雷诺数和努塞尔数对层板冷却效率的影响.

关 键 词: 层板结构; 冷却特性; 红外热像技术; 绕流柱; 气膜孔

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental investigation on cooling performance of laminated configuration using infrared thermal imaging technique

LÜ Xī jiā¹, WANG Jiān huā¹, LIU Qīng dōng², WU Xiāng yǔ²,

(1. School of Engineering Science,

University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

China Aviation Industry Corporation, Shenyang 110015, China)

Abstract: To investigate the geometrical performance of laminated film cooling configurations, the surface temperature distributions of three different specimens with true size of gas turbine components were measured by an infrared thermal imaging system. Experiments were carried out in the hot gas wind tunnel of University of Science and Technology of China (USTC). To describe the overall cooling effect contributed by coolant impingement, heat conduction and convection, an algorithm of digital imaging signal was used, and the two-dimensional temperature drops from initial wall to cooled wall were directly obtained. Through comparisons of the cooling performance of these three specimens, the effects of the number and diameter of columnar ribs, the angle of film holes, the Reynolds number and Nusselt number of free stream on the overall cooling effectiveness were discussed.

Key words: laminated configuration; cooling performance;

infrared thermal imaging technique; columnar ribs; film hole

增加透平进气温度是提高发动机推力和效率的重要措施,但是进气温度的增加同时受到高温

部件材料允许温度及发动机使用寿命的限制,因此亟需发展先进的冷却技术.双层多孔板冷却结

收稿日期: 2008-10-08; 修订日期: 2009-03-31

基金项目: 国家自然科学基金(90305006, A1072175); 国家安全基础研究 973 项目子课题

作者简介: 吕锡嘉(1983-),男,安徽合肥人,硕士生,从事传热传质实验技术研究.

构综合了肋片(绕流柱)强化换热、冲击热对流和高温表面气膜冷却的特点,受到燃气透平研究者和设计者的高度重视。

文献[1]利用远红外热像技术,对两种形式绕流柱层板结构进行了实验研究,分析了雷诺数、气膜孔角度及孔间距对冷却效率的影响。文献[2-3]应用窄带液晶测试技术,研究了层板内部通道强化换热特性,并对不同几何结构的层板进行了数值模拟和优化分析。文献[4]利用远红外热像技术,实验研究了主流与冷却流的速度比、温度比、进气孔角度、孔间距等因素对膜冷却效率的影响。文献[5]利用热电偶阵,测量了吹风比对层板冷却效果的影响,并研究了冷却效率沿中轴线顺气流方向的变化规律。在这些实验方法中,远红外热像数字信号可以直接被处理,从而获得层板冷却效率。文献[6-7]详细分析了影响红外热像测量精像技术有一定的优越性。与热电偶阵测量相比,它是非接触测量;与液晶热像法相比,它可以通过数字图像处理技术,分析各种影响因素,给出具体校正方法。文献[8]运用红外热像技术,研究了不同绕流柱结构层板的冷却特性。

通常,燃气轮机冷却部件承受的压力和温度远远高于实验室能够提供的环境。尽管如此,准确的热风洞实验还是非常有意义的,它可以为验证数学模型和数值计算方法提供依据,而可靠的数值模拟技术又是当今层板结构设计的重要工具。文献[9]介绍了远红外热像技术的数据处理和测量误差校正方法。本文利用文献[9]确认的测量方法,在其基础上实验研究三种不同结构的层板冷却特性,着重分析了绕流柱数量和直径、气膜孔角度,主流雷诺数和努塞尔数对层板冷却效率

的影响,并对不同结构层板的平均换热特性给出定量比较。本文目的是为深入理解层板结构设计中的细节问题,并为下一步数值研究层板流、固、热耦合数学模型和计算方法提供可靠的验证数据源。

1 实验设备及实验件

实验在如图 1 所示热风洞中进行。压缩空气经过数字式质量流量控制系统进入风洞后,被电热阻丝加热,由数字式温控器设定温度,最高温度可达到 1350℃,控制精度为±1 K。整个实验段内壁为矩形(50 mm×40 mm)刚玉管结构,外部由 100 mm 厚的保温材料隔热,实验段中部安装矩形蓝宝石视窗,在相应的远红外波长范围内的透射率可达到 60% 以上。层板表面温度测量使用的红外热像系统是 NECTH 5104R,工作波长范围在 3~5.3 μm,温度分辨率为 0.1 K,测量精度可达±1.0% RFS。冷却气注射系统由空气过滤器、数字式质量流量控制器及高压气储存罐组成。

为了接近真实层板结构导热特性,实验件的高温盖板和绕流柱为一体化结构,该结构由数控铣床加工而成,材料为 45 号钢。为了减小红外测量误差,对试件进行发黑处理,使其发射率接近黑体。本实验所测 3 个实验件具有相同的外观尺寸 87.6 mm×34.9 mm×2.8 mm、气膜孔总数 55 个、直径为 0.5 mm、孔间距 8 mm、圆形绕流柱高 1.6 mm,见图 2。但是高温盖板上的绕流柱数目、直径及气膜孔角度不同,其差别由图 3 及表 1 给出。3 个实验件共用同一块基板和冷气注射系统。基板上开有 40 个直径 0.8 mm 的冲击孔,成中心对称分布,孔间距为 8 mm。

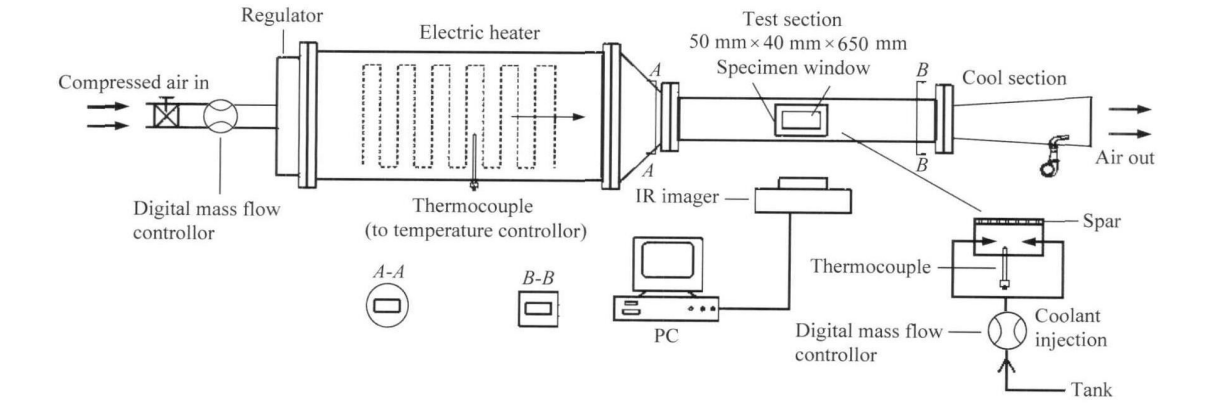


图 1 热风洞结构
Fig 1 Configuration of hot gas wind tunnel

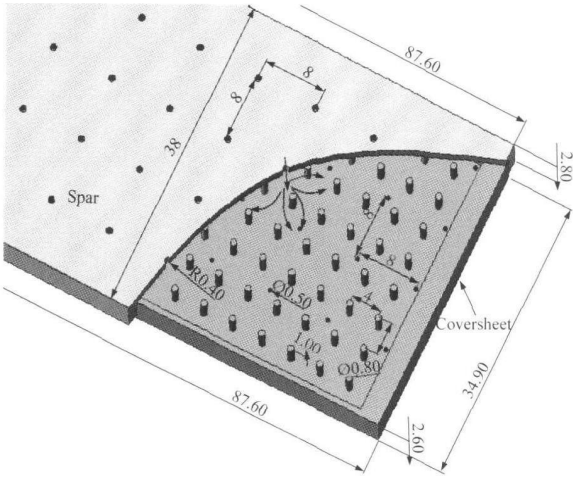


图 2 实验层板结构(单位:mm)
Fig. 2 Laminated configuration of the test (unit:mm)

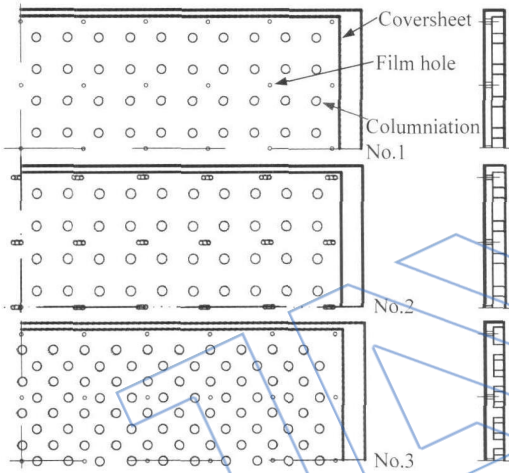


图 3 三种盖板结构
Fig. 3 Configuration of three coversheets

表 1 三种试验件结构的区别

Table 1 Summary of test specimen geometry

序号	气膜孔 角度/(°)	绕流柱 直径/mm	绕流柱 间距/mm	进气孔数: 绕流柱数: 气膜孔数
1	90	0.8	4	1: 4: 1
2	45	1.2	4	1: 4: 1
3	90	1.2	2.8	1: 8: 1

2 实验过程、误差分析及数据处理

在红外热像仪进行温度采集时,需考虑实验件表面发射率、气密性、风洞运行的稳定性、测量表面到镜头之间的气流吸收率、风洞外部环境辐射率及环境壁面热辐射率等的影响。

实验前,对实验件进行发黑处理以接近黑体,

对实验件冷气腔进行水下检验以确保气密性。实验过程中,热风洞中主流质量流量及温度由两套数字式控制系统给定,当主流热电偶值在 3 min 内波动幅度小于±1 K 表示热风洞运行状态达到稳态。

在很多气膜冷却特性实验研究文献中,冷却效率由主流温度 T_{∞} 、冷气进口温度 T_c 及绝热壁面温度 T_{aw} 定义

$$\eta = (T_{\infty} - T_{aw}) / (T_{\infty} - T_c) \tag{1}$$

但在与远红外热像实验技术相关的文献[1] 中,绝热壁面温度被冷却后的真实壁面温度 T_{cw} 代替

$$\eta = (T_{\infty} - T_{cw}) / (T_{\infty} - T_c) \tag{2}$$

T_{cw} 反应了高温表面受到气膜覆盖、结构导热及冷却气流冲击的综合作用。但是这种冷却效率定义不能反应高温表面冷却前后局部温度差别。文献[6-7, 9] 详细讨论了远红外视窗透射率、实验环境及被测表面发射率等对测量结果的影响,并使用建议采用如下冷却效率定义:

$$\eta = (T_{iw} - T_{cw}) / (T_{\infty} - T_c) \tag{3}$$

其中 T_{iw} 是初始时刻(即:无冷却介质注入时)表面温度分布,这是个二维的函数。这个定义式除了可以反应二维表面冷却前后局部综合效应外,根据文献[6] 证明,环境对两次红外热像系统温度场测量(T_{iw} 和 T_{cw}) 的影响几乎是一样的,因此在计算 η 时, T_{iw} 与 T_{cw} 的差值可以把环境影响降低到忽略不计的程度。

文献[9] 用高精度数字式热电偶与红外热像的测量数据进行比较,给出校正曲线,用线性关系拟合测量数据,其误差小于 1%。

为了量化层板换热强度,可以用主流经过层板后的上下游平均温差及冷气进出平均温差确定层板的平均传热系数。将冷气腔做绝热处理,参考文献[5] 计算方法,认为主流放热量 Q_{∞} 等于冷气流吸热量 Q_c 。

$$Q_{\infty} = A \alpha (T_{\infty} - T_{cw})$$
$$Q_c = M_c c_p (T_{co} - T_c)$$

即

$$A \alpha (T_{\infty} - T_{cw}) = M_c c_p (T_{co} - T_c)$$

其中 T_{co} 和 T_c 为冷气出口和进口处的温度, T_c 和 T_{∞} 由热电偶测量, T_{co} 和 T_{cw} 由红外热像系统测量并取平均值。由测量数据可得平均表面传热系数

$$\alpha = \frac{M_c c_p (T_{co} - T_c)}{A (T_{\infty} - T_{cw})} \tag{4}$$

及努塞尔数 Nu 。

3 实验结果及分析

3.1 不同层板结构冷却效率的比较

控制主流温度和流量, 保持实验段温度为 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、基于实验通道尺寸的主流雷诺数为 1962。控制冷气流量, 保持基于气膜孔直径的冷却流雷诺数为 663。从冷却前后红外热像数据块中取 255×101 个有效像素, 运用红外热像系统自带软件可得到 T_{iv} 与 T_{cw} 的温差值分布, 如图 4 所示。

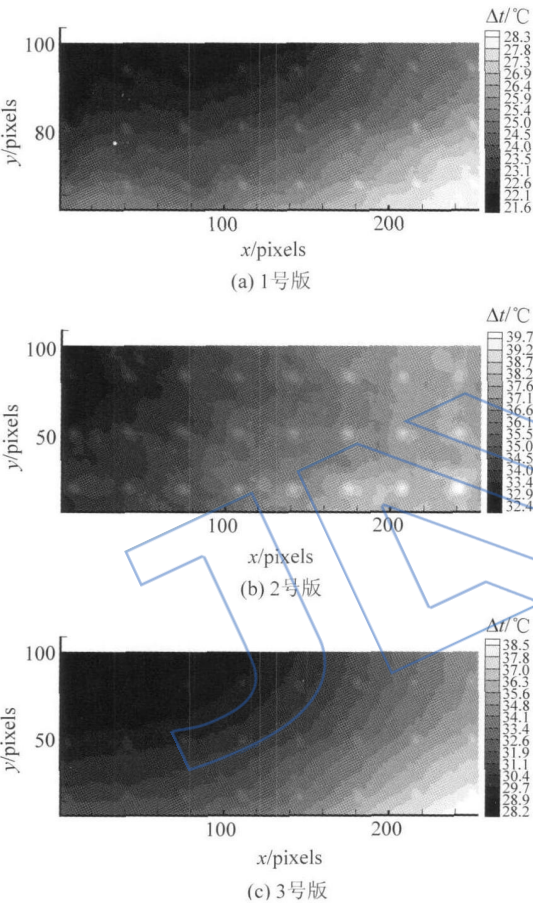


图 4 不同层板表面温降图

Fig. 4 Temperature drop distribution of different specimens

由图 4 可见: ①高温表面温降值从左到右呈增加趋势, 这是由于主流方向从左向右带动气膜孔出流从左向右运动, 冷气的累积作用使得右边冷却效率高于左边; ②板面下方的温降值比上方大, 这是由于重力作用使得高密度冷气下沉, 因此下方的冷却效率高于上方; ③与 1 和 3 号板相比, 2 号板冷气下沉的相对幅度较小, 这是由于 2 号板的 45° 角气膜孔使得冷气没有直接进入主流,

而是沿着板面向下游移动一段距离后, 才受重力影响向下移动。除去层板左右边界效应, 将图 4 中数据沿纵坐标轴方向取平均, 可得平均降温分布, 如图 5 所示。

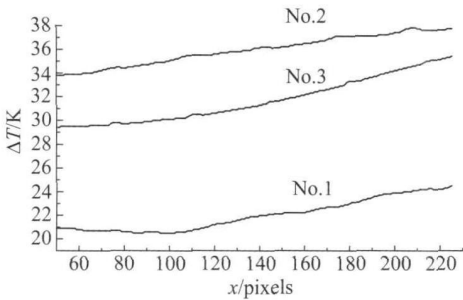


图 5 不同层板平均降温图

Fig. 5 Averaging temperature drop of different specimens

由图 5 可见, 2 号板平均冷却效率最高, 3 号板次之, 1 号板冷却效率最差, 为了详细解释这种现象, 我们将取局部放大的热像图来分析。

3.2 同一层板冷却前后温度分布的比较

由于周期性和对称性, 仅需展示 2 号板中半个气膜孔对应的区域。从无冷却热像中取 33×16 个具有代表意义的像素, 将之放大如图 6。

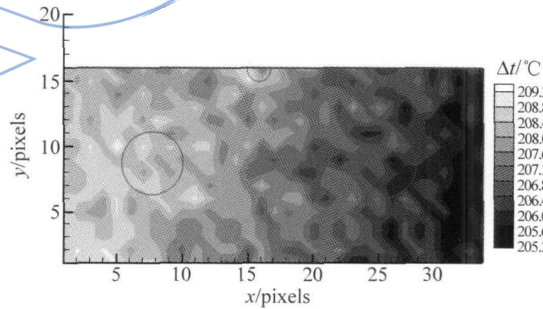


图 6 2 号板无冷却局部放大热像

Fig. 6 Enlarged image 2nd specimen without coolant injection

图 6 中圆形为绕流柱位置, 上边的半圆形为气膜孔位置。由图可见: ①当没有冷气注入时, 表面温度分布是一个二维函数, 因此有必要用定义式(3)描述冷却效果; ②图中左侧温度高于右侧, 这是因为主流从左向右运动; ③图像上方中部的气膜孔温度高于周围温度, 这是因为当没有冷却流注入时, 小孔具有空腔效应所表现的理想黑体性质, 发射率高于周围, 因此红外测量出的温度略高于周围; ④在图像中部的绕流柱区域可见热传导效果, 即: 左边的绕流柱把高温影响区向扩张, 而右边的绕流柱把低温影响区向左扩张。

图 7 为控制主流温度在 350 ℃、主流雷诺数为 1962、冷却流雷诺数为 663 时,2 号板局部放大热像,图下方 2 个四分之一圆为冲击孔位置。由图可见: ①气膜孔处温度最低,且这种冷气膜有向下游延伸的趋势; ②由于冷却气流的冲击作用,热像的左、右下角温度明显低于左、右上角; ③绕流柱的热传导作用似乎并不明显。

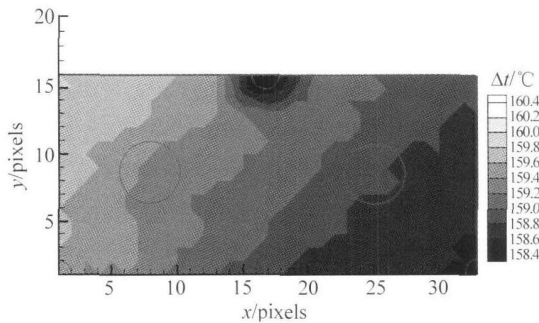


图 7 2 号板冷却后局部放大热像
Fig. 7 Enlarged image of 2nd specimen with coolant injection

3.3 不同气膜孔角度及绕流柱直径的比较

图 8 展示了当主流温度为 350 ℃、雷诺数为 1962、且冷气流雷诺数为 663 时,1 号板局部放大热像。与图 7 相比可发现: ①由于 1 号板气膜孔垂直于主流,冷气膜几乎没有向右延伸,相反由于重力作用,冷气膜明显向下运动; ②由于绕流柱直径的减小及气膜孔角度的改变,冷气在层板内通道的流阻降低,因此冷气冲击作用和对流作用大幅度减小。这些因素的综合作用导致 1 号板冷却效果远低于 2 号板。

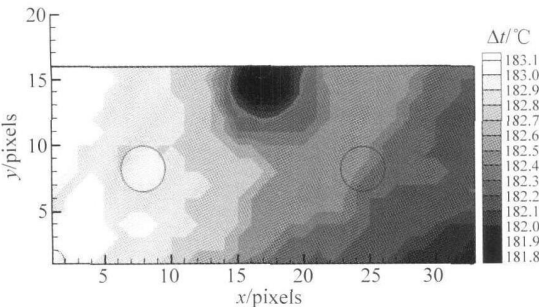


图 8 1 号板冷却后局部放大热像
Fig. 8 Enlarged image of 1st specimen with coolant injection

3.4 不同绕流柱直径及数目的比较

图 9 为当控制主流温度在 350 ℃、雷诺数为 1962、冷却流雷诺数为 663 时,3 号板的局部放大

热像。1,3 号板气膜孔均为直角,但是与图 8 相比可见: 由于绕流柱直径和数量的增加,明显加大了换热面积,整块板温度更加均匀,冷却效果有所增强。

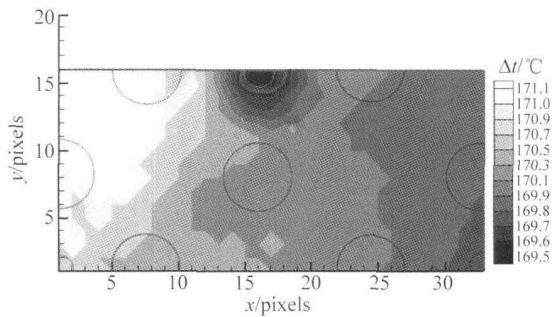


图 9 3 号板冷却后局部放大图
Fig. 9 Enlarged image of 3rd specimen with coolant injection

3.5 主流雷诺数和努塞尔数对冷却效率的影响
为了定量描述层板换热特性,本文比较了上述三种结构层板主流雷诺数和努塞尔数对冷却效率的影响。将冷气腔做绝热处理,用控制系统改变主流流量和温度,保持冷气流量 0.019 kg/min 不变,分别用热电偶和红外热像系统测量主流上下游、冷气进口及试验件高温表面温度。用式(3)计算总冷却效率后取平均,用式(4)计算传热系数,由此可得出雷诺数 Re 、努塞尔数 Nu 与平均冷却效率的关系,如图 10 及图 11。

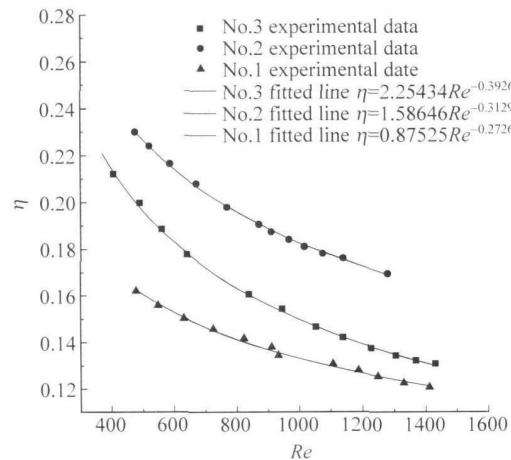


图 10 Re 与冷却效率关系
Fig. 10 Relationship of cooling effectiveness with Re

由图可见:随着主流雷诺数的增大,冷却效率降低。这是因为高温主流雷诺数的增大,导致主流与层板表面对流换热能力增强,因此在一定程度上减弱了冷气对层板作用。随着主流努塞尔数

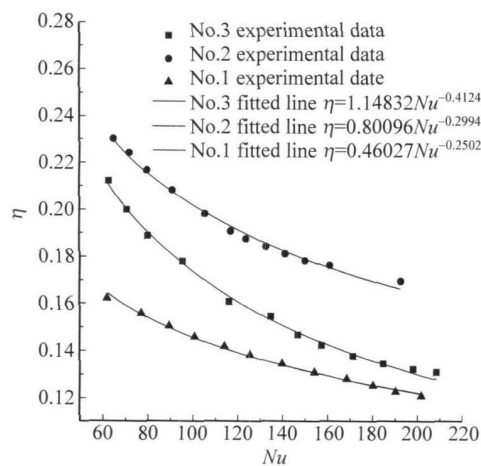


图 11 Nu 与冷却效率关系

Fig. 11 Relationship of cooling effectiveness with Nu

的增大,冷却效率降低.这是由于对流传热系数增大,使得高温主流对层板加热能力增强,所以减弱了冷气对层板的作用.对此实验数据进行指数拟合,可得出定量比较:3号层板对应拟合公式的系数和指数绝对值都最大,因而主流的雷诺数和努塞尔数对其冷却效率影响最大.

4 结 论

通过上述试验及分析,可得以下结论:

- 1) 气膜孔倾角可以大幅度提高层板冷却效率,同时减弱冷气下沉的趋势;
- 2) 在相同主流雷诺数下,绕流柱数量及直径的增加有改进冷却效果的作用,但是没有气膜孔倾角作用显著;
- 3) 随着主流雷诺数和努塞尔数的增大,层板的平均冷却效率降低,对于绕流柱数量多,直径大的层板影响尤为显著.

参考文献:

[1] Sweeney P C, Rhodes J F. An infrared technique for evaluating turbine airfoil cooling designs [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 170-177.

[2] Funazaki K, Tarukawa Y. Heat transfer characteristics of an integrated cooling configuration of ultrahigh temperature turbine blades: experimental and numerical investigations[R]. ASME 2001-GT-0148.

[3] Funazaki K, Hachlya K. Systematic numerical studies on heat transfer and aerodynamic characteristics of impingement cooling devices combined with pins [R]. ASME 2003-GT-38256.

[4] Gustafsson K M B, Johansson T G. An xperimental study of surface temperature distribution on effusion-cooled plates[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(2): 308-316.

[5] 董威, 韩树军, 曹玉璋. 多孔层板换热特性实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 122-126.

DONG Wei, HAN Shujun, CAO Yuzhang. Experimental investigation on heat transfer characteristic of porous lamillar tablet [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 122-126. (in Chinese)

[6] WANG J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation of transpiration cooling: Part I —Application of an infrared measurement technique [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2003, 9(3): 153-161.

[7] WANG J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation of transpiration cooling: Part II —Comparison of cooling methods and media [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2004, 10(5): 355-363.

[8] 全栋梁, 李江海, 刘高文, 等. 应用红外技术进行层板冷却特性的研究[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(5): 554-558.

QUAN Dongliang, LI Jianghai, LIU Gaowen, et al. On improving cooling effectiveness of lamilloy with infrared technique[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(5): 554-558. (in Chinese)

[9] 马龙, 王建华, 吴向宇, 等. 利用远红外技术进行层板冷却特性实验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 657-661.

MA Long, WANG Jianhua, WU Xiangyu, et al. Experimental investigation of the cooling performance of lamilloy using infrared thermal imaging technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 657-661. (in Chinese)