

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0331-05

叶片弦中区内部气膜孔局部 换热特性实验

徐 磊, 常海萍, 常国强, 张镜洋
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 对叶片弦中区内部有、无冲击射流的气膜出流冷却方式中, 冷气侧气膜孔局部换热特性进行了实验研究。无冲击射流时, 主要研究了来流雷诺数、气膜出流与横流密流比的变化对气膜孔局部换热特性的影响; 研究发现, 气膜孔局部的换热均随两者的增加而强化, 且孔后的换热要好于孔前的换热, 越靠近孔的地方换热越强, 并对倾角为30°和90°时气膜孔的“溢流效应”进行了比较。有冲击射流时, 改变冲击雷诺数、横流射流密流比等流动参数, 通过对数据整理得出了这些参数对其局部换热特性的影响规律。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 气膜冷却; 溢流效应; 局部换热特性

中图分类号: V 231.1 文献标识码: A

Experimental Investigation of the Local Heat Transfer Characteristics at the Inner Side of the Midchord Region near Film Cooling Holes

XU Lei, CHANG Hai-ping, CHANG Guo-qiang, ZHANG Jing-yang
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Experimental investigation of the turbine blade local heat transfer characteristics at the inner side of the mid-chord region near film holes was conducted, with and without impingement cooling. Under no impingement condition, the investigation was carried out with different crossflow Reynolds Numbers and different density flow ratios of film outflow to cross flow. The research results indicate that the local heat transfer near the film cooling holes is enhanced with the increase of the cross flow Reynolds Numbers and density flow ratios. The local heat transfer characteristics aft the film holes are better than that ahead the film holes. The closer to the holes the stronger heat transfer will be, regardless of ahead or aft the film holes. A comparison of extraction effect between 30° and 90° film cooling holes was conducted also. Under the condition with impingement cooling, through the experimental data, effect of flow parameters such as impinging Reynolds Numbers and density flow ratios on the local heat transfer characteristics were obtained.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; film cooling; extraction effect; local heat transfer characteristics

目前,航空发动机高压涡轮导向叶片弦中区普遍存在一些致密的气膜孔排,冷却气流通过这些小孔排对叶片外壁面形成气膜保护的同时,也对叶片内壁面的换热产生了影响,只有同时考虑以上两个方面,才能从真正意义上解决叶片冷却结构精确设计的问题。通常叶片设计在应用气膜冷却方式的同时,总是伴随着冲击冷却。国内外大多数学者关于气膜对叶片外表面的保护作用的研究已经有一定的基础^[1,2],而对叶片内表面的换热研究较少,尤其是对内表面气膜孔附近的局部换热特性研究更是少之又少。Hollworth B R^[3]曾经进行过一项阵列冲击射流冲击带通气孔靶面平均换热特性实验,指出顺排较错排显示出较差的传热性能;国内陶智^[4~6]、常海萍^[7]、李朝晖^[8]等利用实验和数值计算的方法研究了带气膜出流时流动和几何参数对叶片内表面换热特性的影响。但以上学者的研究都还没有细致到气膜孔的局部,而气膜孔附近的局部换热特性,是精确设计涡轮叶片的重要依据。本文取气膜孔倾角为30°;在有、无冲击射流的条件下,通过改变各种流动参数,研究了这些参数对叶片内表面气膜孔附近的局部换热的影响规律,并把30°和90°倾角气膜孔的“溢流效应”进行了对比。

1 实验模型及实验方案

1.1 实验模型

由于叶片后缘弦中区的曲率不大,我们把此区域的叶片壁面和冲击导管简化为平板,叶片弦中区前排冲击孔的冲击射流分别构成后排冲击射流的初始横流。

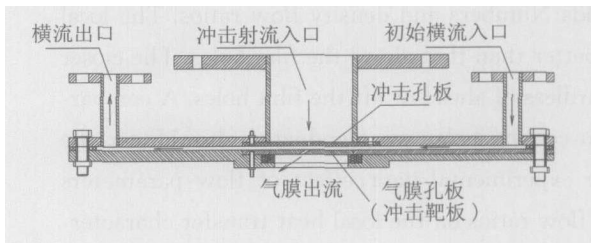


图1 实验装置

Fig. 1 The experimental equipment

实验装置如图1所示。一股气流经阀门、转子流量计后,进入稳压段,通过冲击孔板的冲击孔形成冲击射流;第二股气流经阀门、转子流量计后,进入稳压腔,然后进入横流入口,模拟初始横流效应;横流出口的气流经阀门、转子流量计后,直接排入大气。其中每股气流的流量由玻璃转子流量

计读数、流过流量计冷气的温度及流过流量计冷气的压力共同确定。壁面温度采用热电偶进行测量,然后由NI数据采集系统进行采集。

通过对控制方程无因次化推导并简化得到影响气膜孔局部换热的因素:

$$Nu = f \cdot$$

$$\left(Re_j, \frac{G_c}{G_j}, \frac{G_f}{G_c}, Y_f, Y_n, Z_n, \frac{d_f}{d_n}, \frac{p}{d_f}, \alpha \right) \quad (1)$$

其中:

冲击雷诺数:

$$Re_j = \frac{u d_n}{\nu}$$

横流射流密流比:

$$\frac{G_f}{G_c} = \frac{(\rho u)_c}{(\rho u)_j}$$

气膜出流与横流密流比:

$$\frac{G_f}{G_c} = \frac{(\rho u)_f}{(\rho u)_c}$$

气膜孔间距与气膜孔径比:

$$Y_f = \frac{y_f}{d_f}$$

冲击孔间距与气膜孔径比:

$$Y_n = \frac{y_n}{d_f}$$

冲击孔靶间距(通道高度)与气膜孔径比:

$$Z_n = \frac{z_n}{d_f}$$

气膜孔径与冲击孔径比: d_f/d_n

冲击孔与气膜孔沿流向的间距与气膜孔径比: p/d_f

气膜孔倾斜角度: α

最后我们固定所有的几何参数,只改变流动参数,得到:

$$Nu = f \left(Re_j, \frac{G_c}{G_j}, \frac{G_f}{G_c} \right) \quad (2)$$

根据以上分析,本次实验的具体参数范围如下: $Re_j = 7\,000 \sim 30\,000$, $G_c/G_j = 0.1 \sim 0.5$, $G_f/G_c = 7 \sim 20$, $Y_f = 4$, $Y_n = 8$, $Z_n = 1.76$, $d_f/d_n = 0.86$, $p/d_f = 0$, $\alpha = 30^\circ$

1.2 实验方案

有冲击射流时,取单排冲击孔和单排气膜孔进行研究。冲击孔在气膜孔板内表面上的投影如图2所示,冲击孔间距是气膜孔间距的2倍。

实验使用康铜膜作为发热元件。将康铜膜粘贴在气膜孔板内表面,且把气膜孔前后的两个完全相同的加热膜用汇流条串联起来,保证两者的

热流密度相同,最后通过汇流条引电加热。冲击孔板由有机玻璃制作,气膜孔板由胶木板制作。热电偶通过气膜孔板上的小孔,从外表面伸入,粘接在康铜膜下面。实验中共在气膜孔前后 $1d_f$, $2d_f$ 和 $3d_f$ 范围埋设24个热电偶(考虑气膜孔板对称性,只在板中心线一侧埋设热电偶),位置如图2。

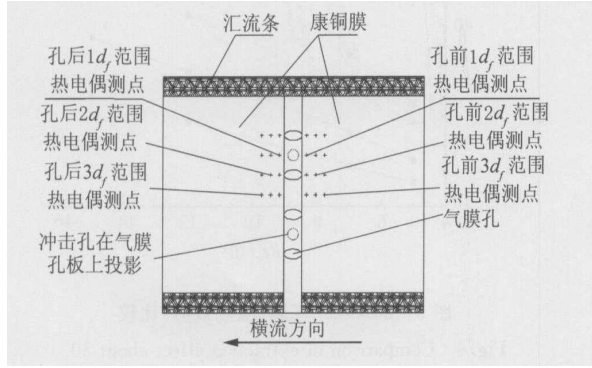


图2 气膜孔板示意图

Fig. 2 The scheme of film plate

另外,还在气膜孔板内、外表面上各贴了4个热电偶,以便测量气膜孔板上的散热损失。

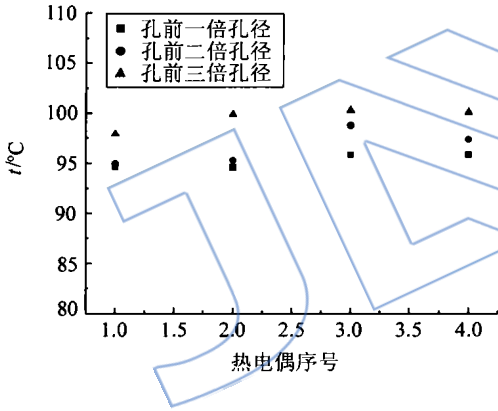


图3 热流均匀性标定

Fig. 3 Symmetrical demarcator of heat flux

实验开始前先进行热流均匀性实验,在不通气的情况下,加热膜被加热到 100°C 左右,气膜孔前 $3d_f$ 范围内温度最大偏差在 6°C 左右,说明加热膜加热比较均匀(图3)。实验内容分为两个部分:一是考虑没有冲击射流,仅有初始横流的情况下,来流状态和气膜出流状态的改变所带来的气膜孔前后换热特性的变化;另一方面是有冲击射流的情况下,各种流动参数对气膜孔前后换热特性的影响。

2 实验数据处理

气膜孔前后内表面局部平均努塞尔数定义:

$$Nu = \frac{(Q - Q_{\text{loss}}) df}{A_i (\bar{T}_{wi} - T_f) \lambda} \quad (3)$$

式中: Q 为总加热量/ W ; Q_{loss} 为总散热量/ W ; A_i 为康铜膜换热面积/ m^2 ; λ 为空气导热系数/ $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; 为气膜孔前后 $1d_f$, $2d_f$ 或 $3d_f$ 范围内所有热电偶的平均温度/ K ; T_f 为流体的温度/ K 。

$$T_f = \frac{T_{\text{in}} + T_{\text{out}}}{2} \quad (4)$$

$$T_{\text{in}} = \frac{\dot{m}_c T_c C_p + \dot{m}_j T_j C_p}{(\dot{m}_c + \dot{m}_j) C_p} \quad (5)$$

$$T_{\text{out}} = \frac{\dot{m}_c T_c C_p + \dot{m}_j T_j C_p + Q - Q_{\text{loss}}}{(\dot{m}_c + \dot{m}_j) C_p} \quad (6)$$

式中: T_j 为射流温度/ K , T_c 为横流入口温度/ K 。

无冲击时,令式(4)、(5)、(6)中 $\dot{m}_j = 0$ 。

散热损失的计算:

$$Q_{\text{loss}} = \frac{\lambda_s \cdot \Delta T_{\text{loss}} \cdot A_s}{\delta_s} \quad (7)$$

其中: ΔT_{loss} 为被测气膜孔板两面的平均温差/ K ; λ_s 为胶木板导热系数/ $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; δ_s 为气膜孔板厚度/ m ; A_s 为气膜孔板的表面面积/ m^2 。

在无冲击的气膜出流冷却方式中,来流雷诺数定义为: $Re_c = (u d_c) / \nu$, 其中 d_c 为来流截面的当量直径。来流雷诺数 Re_c 取5 000, 7 000, 12 000 和 15 000。

3 实验结果与分析

3.1 无冲击射流(气膜溢流)

3.1.1 来流雷诺数 Re_c 的影响

图4我们可以看出,随来流雷诺数的增加,气

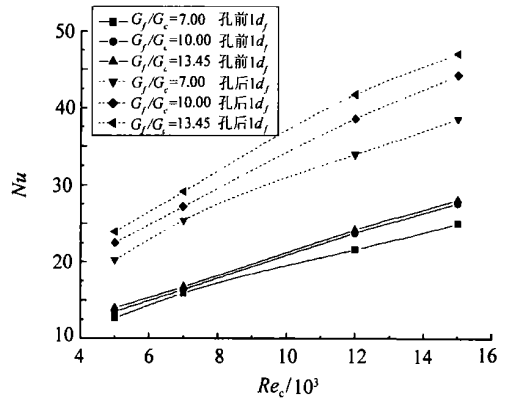


图4 Nu 随来流雷诺数 Re_c 的关系

Fig. 4 Changes of Nu according to Re_c

膜孔前后1倍气膜孔径范围的换热 Nu 都增加,但是气膜孔后1倍气膜孔径范围的换热 Nu 要高于

孔前50%以上。这是因为气膜孔附近的附面层被气膜孔破坏,气膜孔周围的流体向气膜孔会聚,经过气膜孔之后,又迅速发展,这引起气膜孔周围的扰动增强,雷诺数提高,这种扰动的程度越剧烈;同时,由于气膜出流导致纵向压力梯度的产生,促使上方的流体经过气膜孔之后流线向着气膜出流面偏转,当这部分气流在孔后再附着壁面时,冲击对流冷却作用增强,这必然对孔后一定小范围的换热有利。

3.1.2 气膜出流与横流密流比 G_f/G_c 的影响

同时由图4我们也可以看出,随 G_f/G_c 增加,气膜出流量的增加,气膜孔前后1倍气膜孔径范围的换热都相应增加。

3.1.3 气膜孔前后位置的变化

图5表示了气膜孔前后距离气膜孔不同位置时,换热 Nu 分布。我们可以看出,在气膜孔前和孔后,越靠近气膜孔的位置,换热越好。

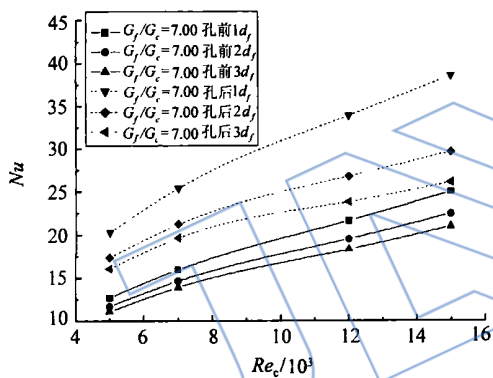


图5 气膜孔前后不同位置处的 Nu
Fig. 5 Distribution of Nu at different position

3.1.4 30°气膜倾角和90°气膜倾角的“溢流效应”的比较

由图6我们可以看出,90°气膜倾角时气膜孔1倍气膜孔径范围的换热要好于30°气膜倾角的情况。主要表面为气流流线偏转的程度要比倾角小时要大,这使孔前的附面层被压缩或破坏的程度加剧;气流在孔后再附着壁面时,气流冲击角度增加,冲击冷却作用变强。

3.2 有冲击射流

3.2.1 冲击雷诺数 Re_j 的影响

如图7所示,随着冲击雷诺数增大,气膜孔前后1倍气膜孔径范围内的换热都增强。冲击的作用使冲击靶面的局部区域的附面层遭到破坏,换热

增强;如果气膜孔落在此范围内,加上气膜出流的本身又能使气膜孔周围的附面层再次破坏,这样气膜孔周围的换热效果就比较好。

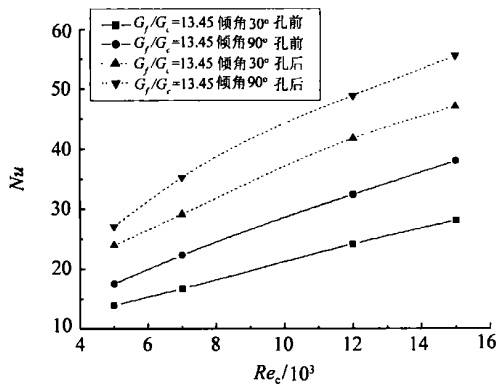


图6 30和90°气膜“溢流效应”比较
Fig. 6 Comparison of extraction effect about 30° and 90° obliquity

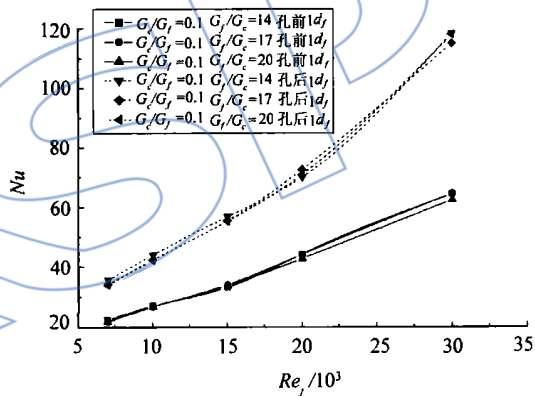


图7 Nu 与冲击雷诺数 Re_j 关系曲线
Fig. 7 Changes of Nu according to Re_j

3.2.2 横流与射流密流比 G_c/G_j 的影响

如图8所示,气膜孔前和孔后1倍气膜孔径范围的换热 Nu 随横流射流密流比的变化趋势并不相同。对于孔前1倍孔径范围,初始横流较小时,这时对强化换热起主要作用的是冲击射流;但是随着横流的加大,横流削弱了射流的冲击冷却作用;后来横流又使整个冲击靶面的对流冷却作用增强。所以曲线呈先减小后增加的趋势。对于孔后,初始横流较小时,横流不仅对射流有削弱作用,而且还能使冲击斑沿横流流向向后移动,这时孔后的局部小范围仍然在冲击的作用范围之内,冲击和横流的共同作用使孔后换热增强;随横流冷气量的加大,横流对流冷却作用增强超过了冲击的削弱。所以孔后换热特性曲线呈一直上升的趋势。

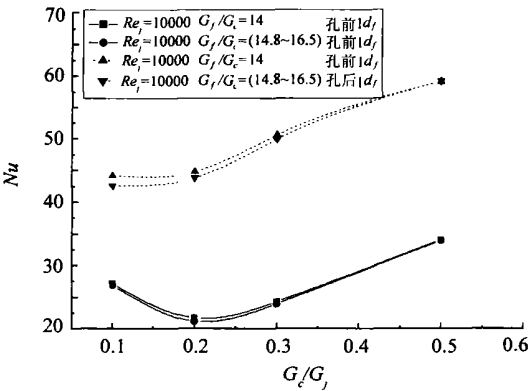


图8 Nu 与横流射流密度比 G_c/G_j 的关系
Fig.8 Changes of Nu according to G_c/G_j

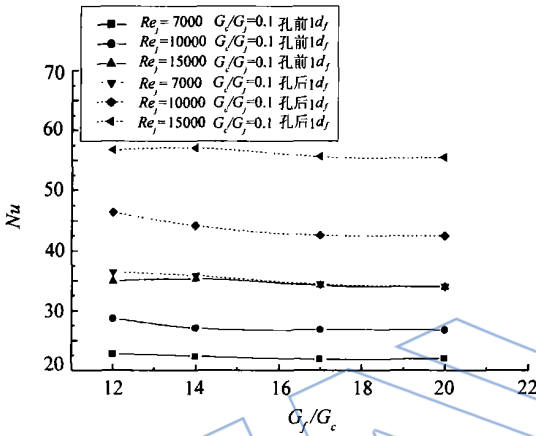


图9 Nu 与 G_f/G_c 的关系曲线
Fig. 9 Changes of Nu according to G_f/G_c

3. 2. 3 气膜出流与初始横流密流比 G_f/G_c 的影响

由图9我们都可以看出, G_f/G_c 增加, 气膜孔前后1倍孔径区域换热 Nu 随 G_f/G_c 增加都略呈减小的趋势。当 G_f/G_c 增加时, 气膜出流量增大, 气膜出流产生的横向压力梯度导致自由射流未充分冲击到气膜孔周围区域, 而是大部分直接从气膜孔溢出, 这就减弱了的射流的冲击冷却作用。总体上, G_f/G_c 的变化对气膜孔前后局部换热特性的影响不是很大, 当然这也与冲击孔和气膜孔的相对位置和冲击间距有关。

4 结 论

(1) 无冲击的情况下: 气膜孔前后小范围的换热都随来流雷诺数提高和气膜出流量的增加而变好; 气膜孔后的换热要好于孔前的换热; 无论在气膜孔前还是在气膜孔后, 越靠近气膜孔的地方

换热越强; 90°气膜孔比30°气膜孔的“溢流效应”更显著。

(2) 有冲击的情况下: 随着冲击雷诺数增大, 气膜孔前后换热都增强。随着 G_d/G_j 的增加, 气膜孔前小范围的换热 Nu 呈先减小后增加的趋势, 气膜孔后换热 Nu 呈一直增加的趋势。气膜孔前后1倍孔径区域换热 Nu 随 G_f/G_c 增加都略呈减小的趋势; 总体上在实验所确定的几何参数下, G_f/G_c 变化对气膜孔前后换热影响较小。

参考文献:

[1] Han J C, Srinath Ekkad. Recent Development in Turbine Blade Film Cooling[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2001, 7(1): 21~40.

[2] Walters D K, Lylek J H. A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part I - Streamwise Injection With Cylindrical Holes[J]. *ASME*, 2000, 122: 102~112.

[3] Hollworth B R, Dagan L. Arrays of Impinging Jets with Spent Fluid Removal Through Vent Holes on the Target Surface[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102: 994~999.

[4] 陶智, 吴宏, 蔡毅. 气膜出流对叶片各表面换热系数的影响[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(4): 413~415.

Tao Zhi, Wu Hong, Cai Yi. Effect of Film Cooling on Internal Heat Transfer Coefficients of Blades [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(4): 413~415.

[5] 吴宏, 邓宏武, 陶智. 气膜出流对叶片各表面换热系数影响的实验研究和计算[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(3): 247~250.

Wu Hong, Deng Hongwu, Tao Zhi. Effects of Film Cooling on Internal Heat Transfer Coefficients of a Square Channel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(3): 247~250.

[6] 吴宏, 陶智, 徐国强, 丁水汀. 带气膜出流的旋转叶片冲击冷却的实验研究[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(4): 375~380.

Wu Hong, Tao Zhi, Xu Guoqiang, Ding Shuiting. Experiments of Impinging Cooling in Leading Edge of Rotating Blades with Outflow Film[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(4): 375~380.

[7] 张净玉, 常海萍. 稀疏型气膜出流内部冷气侧换热特性实验研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(4): 502~506.

Zhang Jingyu, Chang Haiping. The Interior Heat Transfer Characteristics of Gas Turbine Blade Due to Sparse Film Cooling Holes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(4): 502~506.

[8] 李朝晖, 李立国. 叶片前缘有气膜孔的冲击冷却研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 1993, 25(4): 457~463.

Li Zhaohui, Li Ligu. Impingement Cooling with Film Coolant Extraction in the Airfoil Leading Edge Regions[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1993, 25(4): 457~463.