

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0523-05

涡轮叶片尾缘复合通道中隔板结构 对换热特性的影响

丁汀, 刘丽艳, 李莉, 陶智, 徐国强
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘要: 采用热色液晶测温法, 测量了涡轮叶片尾缘带隔板的复合通道的温度场。主要讨论了在通道其它结构均相同的条件下分别采用4种不同结构的隔板(2种孔径的矩形隔板与2种孔径的波形隔板), 研究隔板中孔径大小对通道换热和流阻的影响。结果表明: 矩形隔板中将矩形隔板上的孔由原来的1.8 mm放大到2.5 mm(即出流孔的总面积放大一倍)后提高了通道的换热, 降低了流阻; 波形隔板中将隔板由波谷孔径1.5 mm、波峰孔径2.1 mm分别放大到波谷孔径2.1 mm、波峰孔径3.0 mm后对换热没有提高; 矩形隔板与波形隔板比较的情况下, 波形隔板的换热均高于矩形隔板, 而且流阻较低。

关键词: 航空、航天推进系统; 叶片尾缘; 热色液晶; 矩形隔板; 波形隔板; 换热
中图分类号: V 231.1 文献标识码: A

The Effect of Different Clapboards Structure in Turbine Blade Trailing Edge Complex Passages on Heat Transfer Characteristics

DING Shui-ting, LIU Li-yan, LI Li,
TAO Zhi, XU Guo-qiang

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The experiment mainly aimed at to investigate the effect of different aperture in different clapboard structure in the turbine blade trailing edge complex passages on heat transfer and pressure drop characteristics. A thermochromic liquid crystal method was used to measure the detailed heat transfer coefficients on the end wall surfaces. Comparison of end wall heat transfer and pressure drop characteristics was made between two kinds of rectangular clapboards and two kinds of waved clapboard in the turbine blade trailing edge complex passages. It was found that the rectangular clapboard with aperture of 2.5 millimeter produces higher heat transfer with relatively less pressure drop than that of the rectangular clapboard with aperture of 1.8 millimeter; the heat transfer of the waved clapboard with aperture 1.5 millimeter in trough and aperture 2.1 millimeter on ridge was higher than that of the waved clapboard with aperture 2.1 millimeter in trough and aperture

3. 0 millimeter on ridge. Comparing the four structures, the two waved clapboards performed the higher endwall-averaged heat transfer and in the meanwhile pay the lower pressure drop penalty than the two rectangular clapboards.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade trailing edge; thermochromic liquid crystal; rectangular clapboard; waved clapboard; heat transfer

提高涡轮前燃气温度是提高航空发动机推重比的有效手段之一,目前涡轮叶片材料只能在1300 K左右才能维持较高的强度指标,而涡轮前温度大约为1900 K左右,在新材料耐温性能不能大幅度提升情况下涡轮叶片的冷却技术成为研究热点。1999年Hwang Jenn-jiang^[1]等人主要围绕扰流柱以及出流方向进行了换热和流阻的研究。得出结论:90°折转通道时不论叉排顺排平均换热都高一些,同时阻力也大一些,而在直通道时阻力系数和换热系数都相对低一些。吉洪湖^[2]等人研究了涡轮叶片尾缘出流对带叉排扰流柱阵列内冷通道传热特性的影响。丁水汀、李莉等人研究了涡轮叶片尾缘复合通道的换热,得出结论,开孔均匀的隔板换热效果较好^[3]。

本文以某涡轮叶片尾缘段的内部冷却通道为模型,通过相似原理,将其简化为有隔板的复合通道。实验件是将曲率半径很大的叶盆和叶背的外形简化为直线,得到的实体是由平板构成的梯形通道,底部的直角腰所在的平面为实验面,上面的斜边腰所在的平面为观察面,放置玻璃观察窗。气流从窄直角边所在平面流出,截面沿弦向从其前缘向尾缘方向按倾角8°倾斜收缩。

本实验主要是在文献[3]的基础上进一步提出不同孔径的均孔矩形隔板以及不同孔径的波形隔板对换热和流阻的影响。实验的目的是初步研究出合理的隔板形状,隔板上的孔径,以期达到隔板结构的最优化,为以后的深入研究打下基础。

1 实验装置及数据处理

1.1 实验装置

复合通道由两通道组成,在第一通道与第二通道之间布置隔板,隔板中均匀布置出流孔。图1以及图2分别表示带有矩形隔板实验件以及带有波形隔板的实验件,两实验件的不同之处仅在隔板的结构不同。实验设计了2种不同孔径的均孔矩形隔板(图3),以及2种开孔结构的波形隔板(图4)。所有隔板的开孔数和孔的位置都是一样

的,为15个孔,各孔中心距均为10 mm,第一个孔中心距进口端为4 mm,最后一个孔中心距末端为6 mm,所有的孔均与液晶面相距0.5 mm。矩形隔板1和波形隔板1上孔的总出流面积相同。矩形隔板2和波形隔板2上孔的总出流面积相同,为矩形隔板1上孔的总出流面积的2倍。两种均孔矩形隔板上的孔径分别为:1.8 mm和2.5 mm,分别称为矩形隔板1,矩形隔板2。

2种波形隔板分别为:

- (1) 波形隔板1:波谷8个孔,孔径1.5 mm;波峰7个孔,孔径2.1 mm。
- (2) 波形隔板2:波谷8个孔,孔径2.1 mm;波峰7个孔,孔径3 mm。

其中波谷和波峰是从第一通道的观察角度而得,波形隔板的折角度为120°。

隔板在纵向上与尾缘出流边方向平行,横向与实验件两侧垂直,而且与气体的入口边相切。本实验的气体流向是:冷气由第1通道进入,通过隔板上的孔不断的由径向流动变为弦向流动后,流过小孔对第2通道形成射流冲击,最后由尾缘的劈缝排出。如图1所示。

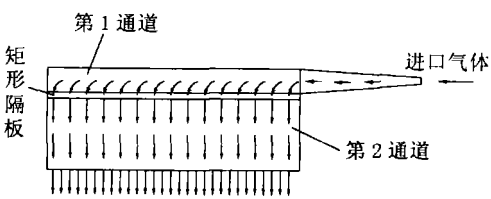


图1 矩形隔板实验件平面图
Fig. 1 The plane model of rectangular clapboard

图5为实验台装置示意图,通道进口空气来自经过稳压后的压缩空气,经过空气过滤器,由浮子流量计测得气体的流量。空气经过加热器加热到合适的温度,进入实验件。实验取得的图片由扫描仪扫描后传入电脑后进行处理。

1.2 加热

本实验采用厚0.04 mm的不锈钢箔片作为

加热片,以直接加热的方式对实验件进行加热(图

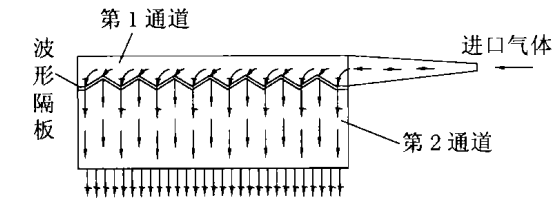


图2 波形隔板实验件平面图

Fig. 2 The plane model of waved clapboard

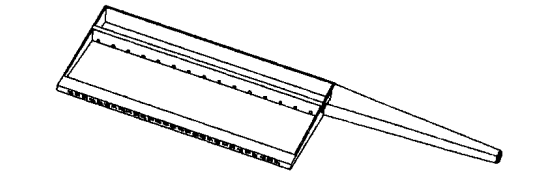


图3 矩形隔板实验模型

Fig. 3 The solid model of rectangular clapboard

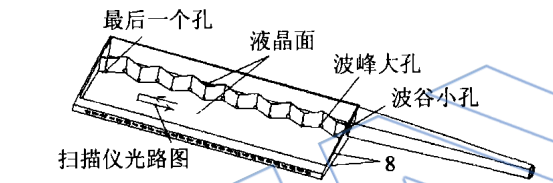


图4 波形隔板模型

Fig. 4 The solid model of waved clapboard

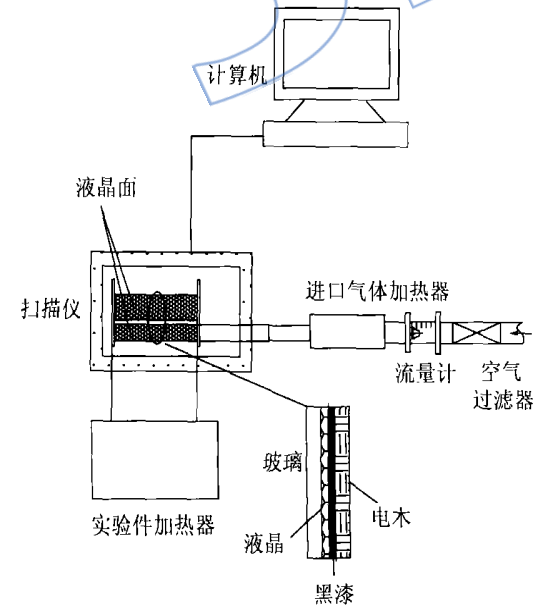


图5 实验台装置示意图

Fig. 5 Scheme of experimental setup

6)。加热片对叶背直接加热,提供等热流的边界条件,其它部分则采用导热系数很小的材料绝热。加热片的两端通过紫铜电极与大电流调压器连接,通过调节调压器改变加热电压,以得到合适的加热热流。并且根据实验情况,把电极放置在实验件外部,避免了电极发热对测试表面加热均匀性的影响。加热片长宽分别为170 mm 和 59 mm,实验件测试板尺寸为150 mm×58 mm×1.5 mm,测

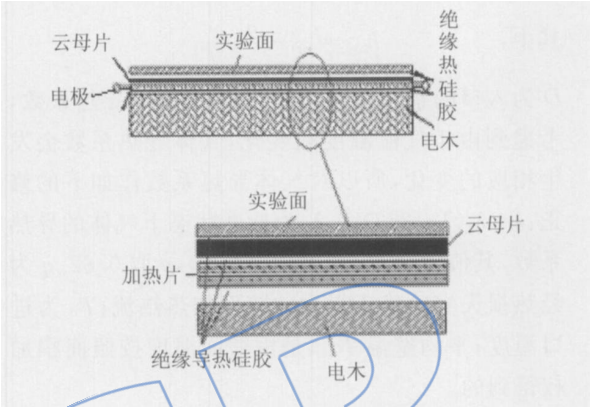


图6 实验加热板结构示意图

Fig. 6 The scheme of heated section

试板与加热片之间放置云母片,通过绝缘导热硅胶粘结,加热片底部为电木,电木有很好的绝缘绝热性能。在实验件的外表面使用玻璃棉和石棉布充分包裹,减少向外界的散热损失。

1.3 温度的测量

实验采用热色液晶显色测温技术来获得冷却通道内壁面的全场温度分布。实验件倒扣在扫描仪上,实验件的玻璃观察窗与扫描仪的玻璃面相贴合,透过玻璃窗扫描得到温度图片,由图像处理软件和程序对图片进行处理得到换热规律。由于液晶的显色是有范围的,本实验中所用的液晶显色范围大致为59℃~89℃,超过温度范围液晶为无色,测不出温度值,所以实验中通过加热器给进口气体加热,使全场温度处于液晶显色范围内,在进口处布置热电偶测得进口气体的温度。液晶粒子测量流体温度场是一种新型的测温方法,与其他测温方式相比有很大的优越性。因为该方法与图像处理技术紧密结合,因而具有图像处理技术的各项优点,即:

- (1) 因为图像处理和接受的至少是二维信息,所以能够对多点进行同时测量,迅速得到二维或三维温度场的分布;
- (2) 属于非接触测量,不干扰流场,并且能够得到靠近壁面的温度值,这是任何传统的测温方

式都难做到的;

(3) 可获得温度的瞬态分布,能够应用于非恒定流的测量。

2 实验数据处理

实验中采用了 3 个评价指标:

(1) 全场平均努塞尔数:

$$Nu_{av} = (h_{av} \cdot D) / \lambda$$

其中:

$$h_{av} = \frac{\overset{\circ}{q}}{T_{wavr} - T_0}$$

D 为入口的水力直径,其中 λ 为气体的导热系数,考虑到由于气流温度的变化,气体导热系数会发生相应的变化,所以对气体导热系数作如下的修正: $\lambda = \lambda_0 (T_0 / 273)^n$ 。 λ_0 为标准状态下气体的导热系数,其值为 $0.0259 \text{ W} / (\text{m} \cdot \text{K})$, n 取 0.82 。 $\overset{\circ}{q}$ 为经热损失实验修正得到的壁面加热热流; T_0 为进口温度;平均壁温 T_{wavr} 是由壁面温度按照面积加权得到的。

(2) 阻力系数: $C_f = \frac{\Delta P}{(1/2) \rho u^2}$

压差:

$$\Delta P = P^* - P_0$$

即进口总压和出口压力的差值,本实验中出口压力为大气压力。

(3) 换热效果与压力损失的比较: Nu_{av} / C_f , 主要表征结构的换热性能,在本实验中,称为换热性能系数。

3 实验结果分析

由图7 可以看到在某雷诺数下整场的换热情况,这充分体现了用液晶测温的最大优点之一。在第1 通道上,从通道的进口开始随着冷气温度的不断升高,换热系数沿径向逐渐降低,在叶尖处由于不能及时的破坏热附面层换热系数降至该通道的最低处。在第2 通道,换热相对比较均匀。在小孔射流的范围内换热系数最大,但是在两个相邻孔的射流角之间,由于冷气量的不足,有换热死区。在叶根处由于冷气量的不足,换热系数有所降低。

由图8 和图9 可以看到,无论是在第1 通道还是第2 通道矩形隔板孔径放大后换热都有所增强。可见孔径增大后增加气流的扩散角,增大了冷气到达的区域,有效的减小了换热死区,同时减小了压力损失(图10)。而波形隔板孔径放大后无论是第1 通道还是第2 通道换热都没有增强,可见孔

径过大,由于气流的速度大大降低,降低了气流流过小孔的射流冲击力,减小了气流的扩散角,增加了换热死区。但是波形隔板孔径放大后减小了

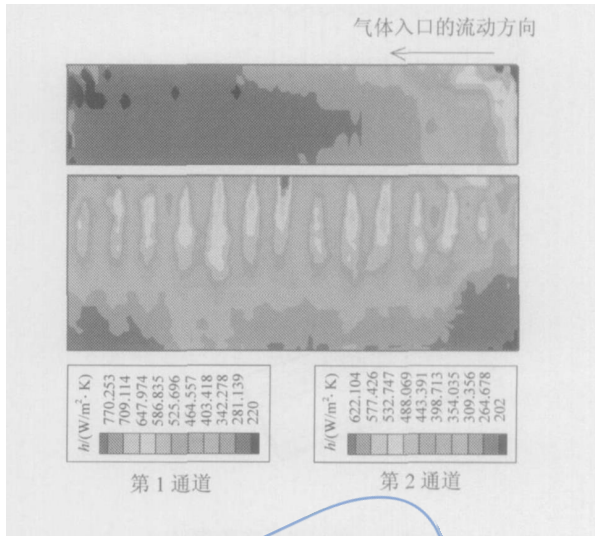


图7 矩形隔板 $h / (\text{W} / \text{m}^2 \cdot \text{K})$ 分布
($Re = 274.37$)

Fig. 7 $h / (\text{W} / \text{m}^2 \cdot \text{K})$ in the rectangular
($Re = 274.37$)

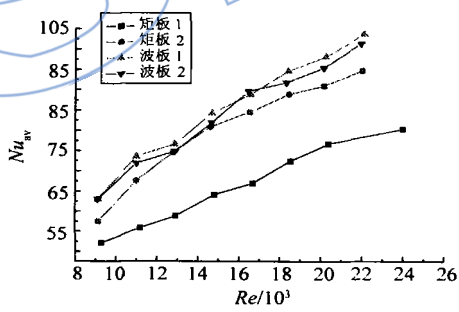


图8 第1通道 Nu_{av} 随 Re 的变化
Fig. 8 Nu_{av} in the first passage

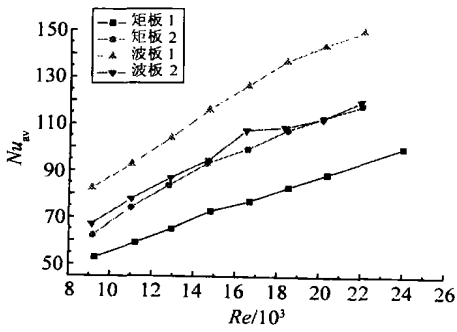


图9 第2通道 Nu_{av} 随 Re 的变化
Fig. 9 Nu_{av} in the second passage

压力损失(图10),提高了换热性能(图11和图

12)。

由图8~图12可知,对3种评价指标,波形隔板的情况均好于矩形隔板。这是由于波形隔板

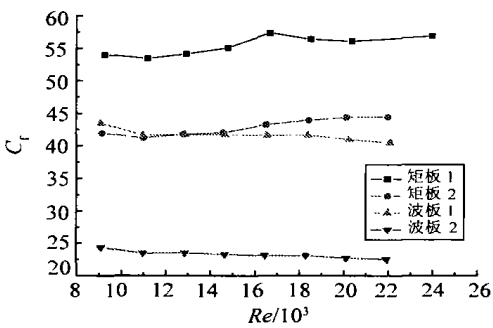


图10 C_f 随 Re 的变化
Fig. 10 C_f in four structure

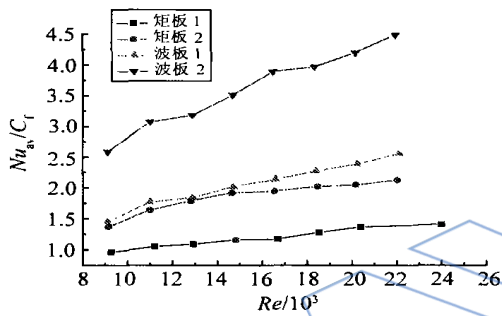


图11 第1通道换 Nu_{av}/C_f 随 Re 的变化
Fig. 11 Nu_{av}/C_f in the first passage

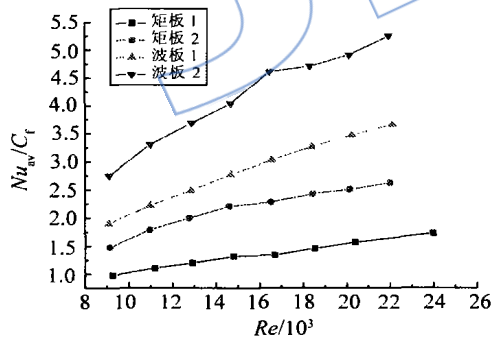


图12 第2通道换 Nu_{av}/C_f 随 Re 的变化
Fig. 12 Nu_{av}/C_f in the second passage

的特殊形状,使流过的气体不断的经历收缩扩张的过程,可以有效的破坏气流的附面层,提高换热。同时由于波形隔板上部分孔径大于相应的总出流面积相同的矩形隔板,而且大孔的出流量较大,所以波形隔板的流阻小于相应的矩形隔板。

4 结 论

本实验初步研究了两种均孔径的矩形隔板与两种孔径的波形隔板对涡轮叶片尾缘流阻和换热的影响。在本实验范围内结果表明:

(1) 均孔矩形隔板孔的总出流面积增大一倍后即孔径由1.8 mm 放大到2.5 mm,增大了射流角,扩大了冷气到达的区域,减小了换热死区,有效的增强通道的换热,同时由于孔径的增大而减小了流阻。

(2) 波形隔板孔的总出流面积增大一倍后,即波谷孔径1.5 mm,波峰孔径2.1 mm 分别放大到2.1 mm 和3.0 mm,并没有增强通道内换热,由于减小流阻,所以换热性能提高。

(3) 对于3种评价指标下,波形隔板的两结构在增强换热和减少流阻上均好于2个均孔矩形隔板。

参考文献:

[1] Jenn-Jiang Hwang, Chau-Chin Lui. Detailed Heat Transfer Characteristic Comparison Inrectangular and 90-Deg Turned Trapezoidal Ducts with Pin-Fin Arrays [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1999, 42: 4005~4016.

[2] 吉洪湖, 玉宝官. 涡轮叶片尾缘出流对带叉排扰流柱阵列的内冷通道传热特性的影响[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(3): Ji Honghu, Wang Baoguan, Wang Daijun, Deng Huayu. Effect of Trailing and Edge Ejection of Turbine Blades on Heat Transfer of Cooling Passage with Staggered Pin Fins [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(3): 237~241.

[3] 李莉, 丁水汀, 陶智, 徐国强, 赵世红. 涡轮叶片尾缘复合通道的换热[J]. *北京航空航天大学学报*, 2005, 31(2): 202~205.

Li Li, Ding Shuiting, Tao Zhi, Xu GuoQiang, Zhao Shihong. Heart Transfer in Complex Passages of Turbine Blade Trailing Edge [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautic*, 2005, 31(2): 202~205.