

文章编号: 1000-8055(2003) 04-0502-05

稀疏型气膜出流内部冷气侧 换热特性实验研究

张净玉, 常海萍

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 目前航空发动机涡轮叶片的弦中区大多采用稀疏型(相对叶片前缘)气膜冷却技术。实验研究了这种复合冷却方式中带有冲击射流和没有冲击射流两种情况下的稀疏型气膜出流内部冷气侧换热特性, 通过对大量的实验数据分析, 得出了诸多流动及几何参数对叶片内表面换热特性的影响, 并在实验参数范围内整理出了换热准则关系式。其分析结果及相应准则关系式对叶片的结构设计具有直接的指导意义。

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

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

The Interior Heat Transfer Characteristics of Gas Turbine Blade Due to Sparse Film Cooling Holes

ZHANG Jing-yu, CHANG Hai-ping

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

Abstract: The film cooling technique is one of the useful cooling methods. At present, the sparse film cooling technique is always employed for the midchord region of gas turbine blade in aeroengine, and the impingement cooling technique is also used at the same time. So the interior heat transfer characteristics about an inner side of blade due to sparse film cooling holes have become a very complicated and interesting problem. In this paper, the heat transfer characteristics have been investigated experimentally whether there is impingement-cooling fluid or not. Through lots of experimental data, the effect of flow parameters and geometric parameters on heat transfer characteristics has been studied. Besides that, the correlation equation for the interior heat transfer characteristics to the parameters is finally formulated, and the comparison shows that the correlation results are in good agreement with the experimental data.

Key words: aerospace propulsion system; film cooling; heat transfer; turbine blade; aircraft engine

1 前言

提高涡轮前进口温度是提高航空发动机性能和推力的最直接而有效的途径之一。但目前材料

的耐热极限远远低于这一要求, 因而对涡轮叶片冷却技术的研究依然是一个至关重要的研究方向。气膜冷却技术是一种高效的冷却技术, 在航空发动机涡轮叶片中, 有气膜出流的复合冷却一般

同时采用多孔冲击射流冷却技术。基本冷却结构如图 1。在航空发动机涡轮叶片中, 冷却气流由叶片底部进入叶片中心, 经叶片内部的隔流板上冲击孔冲击到叶片弦中区区内表面的冷却气流, 一部分由叶片尾缘排出, 另一部分气流由弦中区稀疏的气膜孔排出, 在外壁形成气膜以保护叶片表面。叶片内部当冷却气流流出气膜孔时, 在冷气侧的小孔周围产生扰动, 同时壁面边界层减薄, 强化了涡轮叶片内表面的换热, 称之为溢流效应。

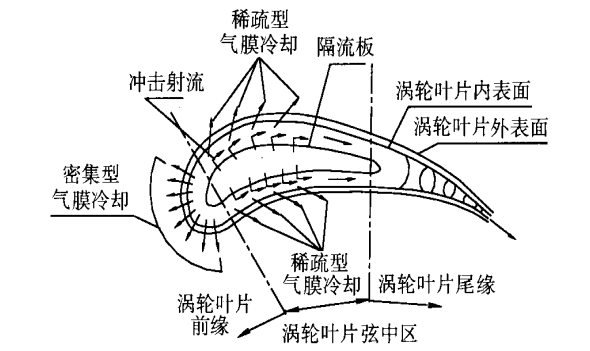


图 1 涡轮叶片内部冷却示意图

Fig. 1 The scheme of blade cooling

以往研究气膜冷却的学者大多致力于研究气膜对叶片外表面(即燃气侧)的保护冷却作用, 而对溢流效应引起的涡轮叶片内表面强化换热作用的研究甚少。已发表文献显示, 仅 J-R Shen^[4]在这方面进行了一些基本的探讨。

本文主要针对涡轮叶片弦中区实际几何结构及流动情况, 实验研究稀疏型气膜出流冷却的溢流换热特性, 了解各种相关几何、流动因素对换热的影响规律。

2 实验模型及实验方案

2.1 实验模型

由于涡轮叶片弦中区取叶盆弧度不大, 故实验中采用直平面来模拟。因实验条件所限, 很难测出气膜出流量, 所以实验中来流全部经气膜孔流出, 如图 2。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, 直接对气膜孔板(即冲击靶板)进行冲击冷却。第二股气流经阀门、转子流量计、稳压罐、横流入口, 进入冲击腔。以此模拟上游冲击射流对下游形成的初始横流效应。

通过三维紊流模型简化推导得本实验模型的换热准则关系式:

$$Nu = f(Re_j, G_c/G_j, G_f/G_c, X_f, Y_f, X_n, Y_n, Z_n, p/e, e/d_n, d_f/d_n) \tag{1}$$

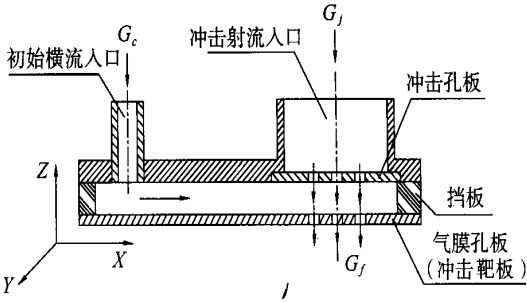


图 2 实验装置示意图

Fig. 2 The scheme of experimental equipment

其中:

- 冲击雷诺数: $Re_j = u d_n / \nu$;
- 初始横流与射流密流比: $G_c/G_j = (\rho u)_c / (\rho u)_j$;
- 气膜出流与初始横流密流比: $G_f/G_c = (\rho u)_f / (\rho u)_c$;
- 气膜孔间距与气膜孔径比: $X_f = x_f/d_f, Y_f = y_f/d_f$;
- 冲击孔间距与冲击孔径比: $X_n = x_n/d_n, Y_n = y_n/d_n$;
- 冲击孔靶间距与冲击孔径比: $Z_n = z_n/d_n$;
- 冲击靶板肋间距与肋高比: p/e ;
- 冲击靶板肋高与冲击孔径比: e/d_n ;
- 气膜孔径与冲击孔径比: d_f/d_n ;

2.2 实验方案

实验中使用康铜膜作为发热元件(康铜膜的电阻十分均匀且随温度变化小), 将康铜膜贴在气

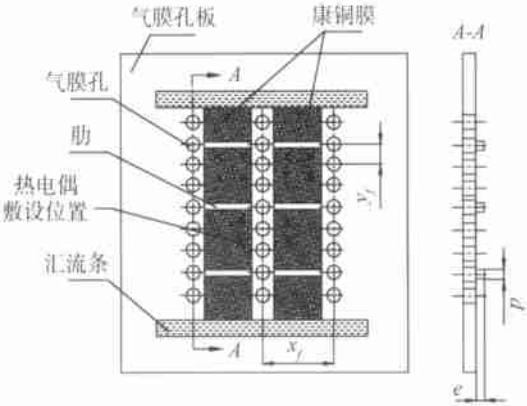


图 3 气膜孔板示意图

Fig. 3 The scheme of film plate

膜孔板内表面, 通过汇流条引电加热。冲击孔板及

表 1 实验参数范围表
Table 1 Values of experimental parameters

Re_j	G_c/G_j	X_f	Y_f	X_n	Y_n	Z_n	p/e	e/d_n	d_f/d_n
7000~20000	0.0~0.5	5~15	2.5	10	10	1.5~4	5~15	0.7	0.7

气膜孔板均采用有机玻璃制作的, 热电偶通过气膜孔板上的小孔, 从外表面伸入, 粘贴在康铜膜上。如图 3。实验中共在康铜膜上粘贴了 12 对热电偶, 位置如图。另外, 还在气膜孔板内、外表面上各粘贴了一对热电偶, 以便测量气膜孔板上的散热损失。如图所示, 冲击靶板上的粗糙肋为方肋, 沿流动方向纵向布置(粗糙肋粘贴在加热膜上)。

实验共设计了三块气膜孔板(即冲击靶板), 一块冲击孔板。实验内容只要分为两个部分: 一个是考虑没有冲击射流, 仅有初始横流情况下, 几个主要因素对稀疏型气膜出流换热效果的影响; 另一方面实验研究了有冲击射流情况下, 各参数对换热效果的影响。同时实验还就仅有冲击射流和仅有初始横流情况下气膜出流换热特性进行了比较。具体实验参数范围如表 1。

3 实验数据处理

气膜孔板内表面的平均努塞尔数的定义:

$$Nu = \frac{(Q - Q_{\text{loss}}) d}{A_i (T_w - T_f) \lambda} \tag{2}$$

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/ $(W/m \cdot s)$; T_w 为康铜膜上所有热电偶平均温度/ K ; d 为出流截面当量直径/ m ; T_f 为流体温度/ K 。

散热损失的计算:

$$Q_{\text{loss}} = \frac{\Delta T_{\text{loss}} \cdot A_s}{\delta_s / \lambda} \tag{3}$$

其中: ΔT_{loss} 为被测冲击靶板两面的温差/ K ; λ 为有机玻璃的导热系数/ $(W/m \cdot K)$; δ_s 为冲击靶板有机玻璃的厚度/ m ; A_s 为冲击靶板的表面积/ m^2 。

冲击射流雷诺数的定义:

$$Re_j = (G_j \cdot d_n) / \mu \tag{4}$$

式中: μ 为空气粘性系数/ $(kg/m \cdot s)$ 。

在没有冲击射流的实验中, 来流雷诺数的定义:

$$Re_c = (G_c \cdot d) / \mu \tag{5}$$

式中: d 为出流截面当量直径/ m 。

4 实验结果与分析

4.1 无冲击射流

(1) 气膜孔板孔间距与气膜孔径比 X_f 的影响:

X_f 实际上表征的是气膜孔的相对密集程度。来流雷诺数 Re_c 一定的情况下, X_f 越小, 气膜孔相对密集程度就越大, 冷却气流对气膜板内表面流场的扰动就越强烈。图 4 很清楚地显示了这个现象: 随着 X_f 的减小, 在不同 Re_c 下, 平均努塞尔数 Nu 均呈上升趋势。

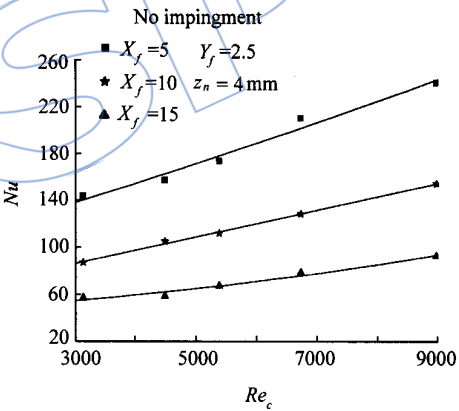


图 4 无冲击 X_f 对换热特性的影响
Fig. 4 The effect of X_f on Nu without impingement

(2) 来流雷诺数 Re_c 的影响:

图 4 还清楚地显示: 随着 Re_c 的增加, Nu 明显增大。事实上, 其他参数一定的情况下, Re_c 的增大, 即增加了冷却流量, 换热效果自然增强。

(3) 气膜出流与来流密流比 G_f/G_c 的影响:

图 5 是换热特性随 G_f/G_c 的变化曲线图。从图中可以看到: G_f/G_c 越大, 换热效果越好。由于实验中全部冷却气流均由气膜孔排出, 即:

$$\begin{aligned} \dot{m}_f &= \dot{m}_c \\ \dot{m}_f &= G_f \cdot A_f \\ \dot{m}_c &= G_c \cdot A_c = \frac{Re_c \cdot A_c \cdot \mu}{d} \end{aligned}$$

因而 $G_f/G_c = A_c/A_f$ (A_c 和 A_f 分别为来流进

口横截面积和气膜孔板出流面积)。可见 G_f/G_c 的增大,即增大了 A_c/A_f 。同时,增大 A_c 即增大了来流的流量,使得气膜孔出流速度增加;而减小 A_f

的影响:
前面已提到, X_f 表征的是气膜孔的相对密集程度。与没有冲击射流时的情况相同, X_f 越小,气膜出流对内表面流场的扰动就越强烈。图 7 再次证实了这一点: 随着 X_f 的减小, Nu 不断上升,尤其当 X_f 减小到 5 时,上升趋势尤为显著;另一点值得注意的是: 随着 X_f 的减小, Nu 随 G_c/G_f 增大而增高的趋势显著提高,即在较小 X_f 的情况下,增大 G_c/G_f 可以使换热表面的 Nu 得到大幅度的提高。

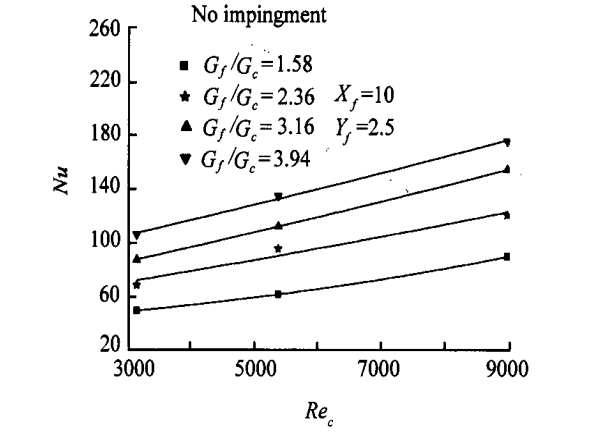


图 5 无冲击 G_f/G_c 对换热特性的影响
Fig. 5 The effect of G_f/G_c on Nu without impingement

(来流流量一定), 同样使气膜孔出流速度增大。因而增大 G_f/G_c , 就增加了气膜出流速度, 扰动增强, 强化换热。

4.2 有冲击射流

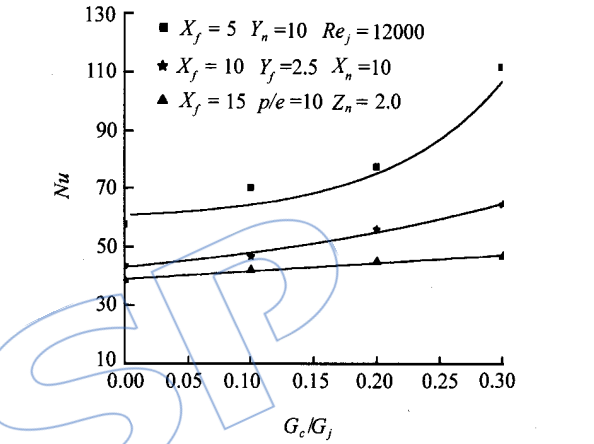


图 7 有冲击 X_f 对换热特性的影响
Fig. 7 The effect of X_f on Nu with impingement

(1) 初始横流与射流密流比 G_c/G_f 的影响:
由图 6 至图 9 均可看到, 随着 G_c/G_f 的增大, 换热表面的平均努塞尔数 Nu 均随之增高。有关具体理论分析, 在参考文献[2]中有详细的讨论。

(2) 冲击雷诺数 Re_j 的影响:
图 6 是一组相同几何参数、不同冲击雷诺数下, 换热表面 Nu 随 G_c/G_f 变化的曲线图。 Re_j 增大, 即增加了冷却流量, 必然强化换热效果。图中曲线清楚地显示了这一点。

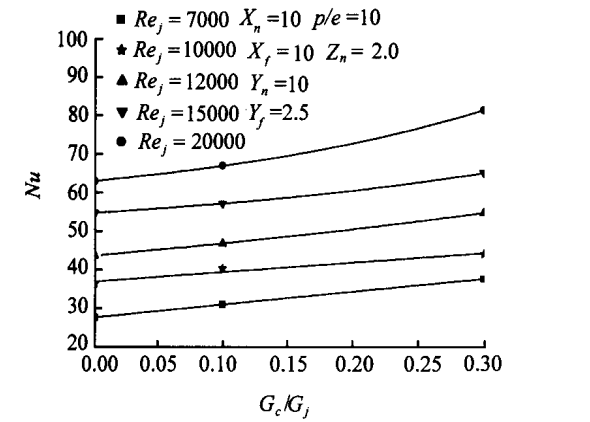


图 6 有冲击 Re_j 对换热特性的影响
Fig. 6 The effect of Re_j on Nu with impingement

(4) 冲击靶板(气膜孔板)肋间距与肋高比 p/e 的影响:

图 8 是一组不同 p/e 下, Nu 随 G_c/G_f 的变化曲线。从图中可以看到, 在实验参数范围内, 不同 p/e 下, Nu 的变化不大。

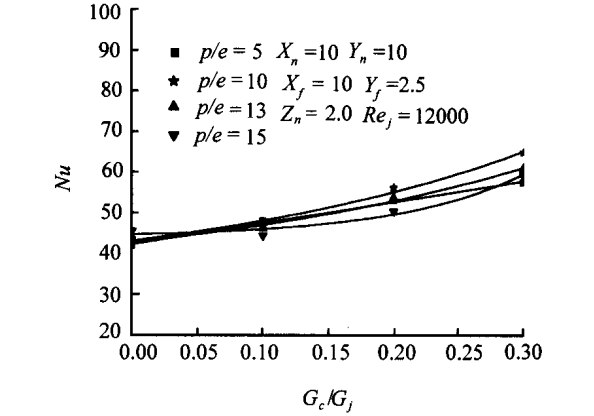


图 8 有冲击 p/e 对换热特性的影响
Fig. 8 The effect of p/e on Nu with impingement

(3) 沿流向气膜孔板间距与气膜孔径比 X_f

(5) 冲击孔靶间距与冲击孔径比 Z_n 的影响:

实验中的 Z_n 依据实际叶片模型, 分别取了 1.5, 2.5, 4 三组参数。由以往的研究^[2]可知: 在没有气膜出流的情况下, Z_n 的变化(与以上参数范

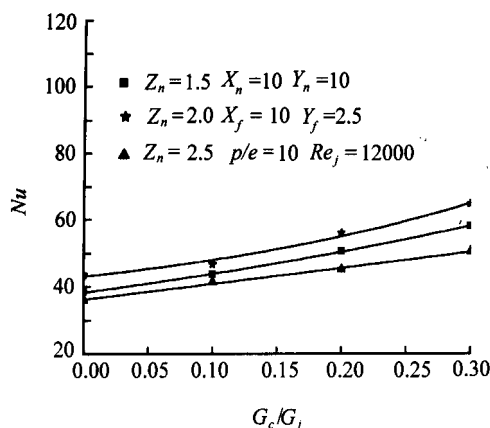


图 9 有冲击 Z_n 对换热特性的影响

Fig. 9 The effect of Z_n on Nu with impingement

围相同) 对冲击靶板换热特性的影响是非常显著的, 随着 Z_n 的减小, 换热明显增强。从图 9 可以看到, 对于有气膜出流的内表面换热特性, Z_n 的变化对其影响不大。

4.3 仅有冲击射流和仅有初始横流对气膜出流换热特性影响的对比

为了对比冲击射流和初始横流对气膜出流换热特性的影响, 设计了两套特殊的模型: 一套仅有冲击射流, 另一套仅有初始横流, 冷却气流均全部从气膜孔流出, 流道及气膜孔板的几何参数完全相同, 且 $Re_c = Re_j$ 。图 10 是两组实验结果的曲线对比图。从图中可以看到: 只有冲击射流的换热效

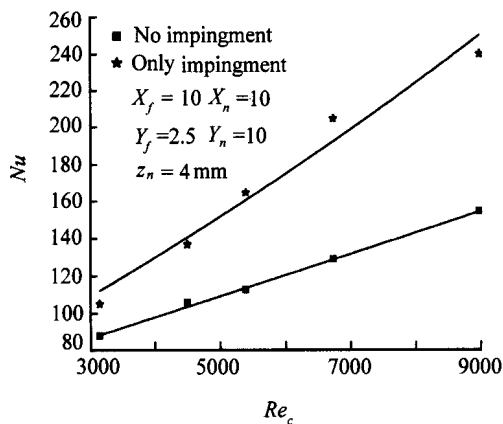


图 10 纯冲击与纯横流对比图

Fig. 10 Comparison between no impingement and only impingement

果明显好于只有初始横流的换热效果。

5 准则关系式

由于影响参数过多, 通过对实验数据的分析, 将有冲击射流的稀疏型气膜出流换热特性准则关系式整理成如下形式:

$$Nu = 0.14 Re_j^{0.78-0.022Z_n} Z_n^{0.12} \left(\frac{G_c}{G_j} \right)^{0.359} X_f^{-0.322}$$

$$Y_f = 2.5, d_f/d_n = 0.7, e/d = 0.7$$

$$X_n = Y_n = 10, p/e = 10$$

通过计算得出准则关系式误差均在 10% 以内, 对于工程设计具有一定指导价值。

6 结 论

以下结论均在参数范围内获得:

(1) 实验中 Y_f 不变, 随着气膜孔板几何参数 X_f 的减小, Nu 随之增大, 且 X_f 越小, 增大幅度越明显。有无冲击射流情况下, 均有类似现象; 当有冲击射流时, 现象更明显。

(2) 没有冲击射流时, Re_c 增大, 换热效果变好; 随着 G_f/G_c 的增大, 气膜出流速度增加, 扰动增强, 强化换热。

(3) 有冲击射流时, Re_c 增大, 换热效果变好; 且随 G_f/G_j 的增大, Nu 均呈上升趋势。

(4) p/e 和 Z_n 的变化对有冲击射流时的换热效果影响不大。

(5) 在相同几何参数和流动参数的情况下, 单纯冲击射流时的气膜出流内部冷气侧换热特性要远远优于单纯初始横流的情况。

(6) 文中所整理的准则关系式与实验数据吻合较好, 具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] Shen J R, Ireland P T, Wang Z, et al. Heat Transfer Coefficient Enhancement in a Gas Turbine Blade Cooling Passage Due to Film Cooling Holes[R]. IMechE, 1991: 219- 226.
- [2] 张净玉, 常海萍. 冲击粗糙壁面复合冷却实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 386- 389.
- [3] 常海萍, 张净玉. 密集型气膜出流溢流效应换热特性研究[A]. 第五届学术会议论文集[C]. 南京: 南京工程热物理学会, 2000: 76- 80.
- [4] 常海萍, 张净玉. 稀疏型气膜出流溢流效应换热特性研究[A]. 第五届学术会议论文集[C]. 南京: 南京工程热物理学会, 2000: 81- 86.
- [5] 陆永华, 常海萍, 谈浩元. 纵向波纹隔板屏通道换热特性的研究[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 230- 232.