

文章编号: 1000-8055(2002) 02-0236-04

冲击粗糙肋壁面流动特性实验研究

张净玉¹, 常海萍¹, 周长春²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 广汉飞行学院, 四川 成都)

摘要: 对有初始横流的冲击粗糙肋壁面的流场进行了流动特性实验研究, 通过对大量实验数据的整理、分析以了解多种流动和几何参数对其流动特性的影响规律, 为优化设计涡轮叶片内部冷却结构提供相应依据。

关键词: 叶片; 流场; 流动特性; 冷却

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Impingement Fluid Characteristics from Rib Roughened Surface within Arrays of Circular Jet

ZHANG Jing-yu¹, CHANG Hai-ping¹, ZHOU Chang-chun²

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Civil Aviation Flight College, Chengdu, China)

Abstract: Impingement heat transfer is one of the useful cooling methods for high temperature gas turbine blades and/or guide vanes in aeroengines. After the cooling jet impinges on the leading edge of the turbine blade and/or guide vane, it flows downstream and turns to be the initial crossflow for the aft row of impinging jet. The process of impingement heat transfer is quite complicated, especially when the target surface is rib roughened.

In this paper, impingement fluid characteristics from rib roughened surface with two-dimensional arrays of circular jet with initial crossflow have been investigated experimentally. Through thousands of experimental data, the effect of several flow parameters ($Re_j = 7000 \sim 15000$, $G_c/G_j = 0 \sim 0.5$) and geometric parameters ($X_n = 5 \sim 15$, $Z_n = 1.5 \sim 5$, $p/e = 5 \sim 12$, $e/d = 0.5 \sim 1.5$) on fluid characteristics has been studied. It would be useful for the design in gas turbine hot section.

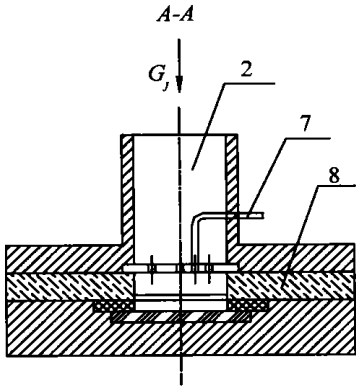
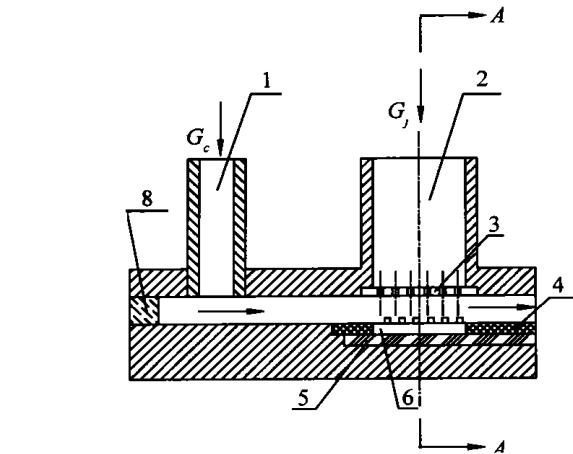
Key words: blades; flow fields; fluid characteristics; cooling

1 前言

冲击粗糙壁面复合冷却在航空发动机涡轮叶片冷却技术中的应用, 一直受到许多学者的关注。但对于这种冷却结构的流动特性, 已发表的相关文献, 只有 Florschuetz L W, Metzger D E 等^[1~5]

实验研究了阵列孔冲击光滑壁面时, 冲击腔内上、下游的冲击射流实际流量分配不均现象。

本文针对先进燃气涡轮发动机高温涡轮的设计需求, 以采用冲击粗糙肋壁面复合冷却技术的涡轮叶片弦中区为研究对象, 通过大量实验研究各种流动、几何参数对冲击粗糙肋壁面流动特性



1. 横流进口 2. 射流进口 3. 冲击孔板 4. 冲击靶板安装板 5. 绝热层 6. 冲击靶板 7. 测压管 8. 定距板

图 1 流动实验段示意图

的影响,为优化叶片内部冷却结构提供相应的设计依据。

2 实验设备及实验方案

2.1 实验设备

流动实验装配示意图如图 1。实验装置主要由冲击孔板、冲击靶板(图 2)、测压管、定距板组成。冲击射流 G_j 经冲击孔板上的冲击孔冲击到冲

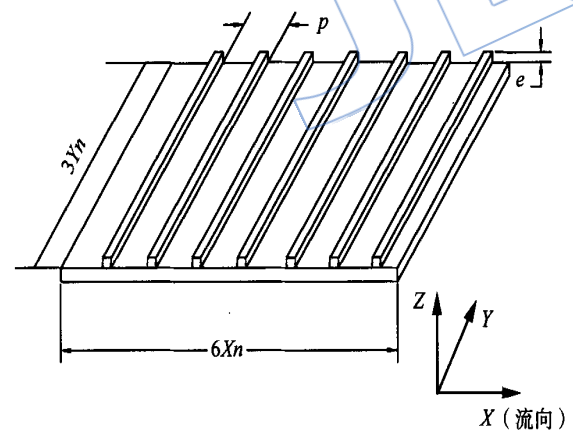


图 2 冲击靶板

击靶板上,然后与初始横流 G_c 一起沿冲击腔流经冲击表面即冲击靶板。冲击腔内沿程均布 7 根测压管,以测量冲击腔内沿程静压。实验中共设计了 11 套冲击孔板($Xn=Yn=5\sim15$), 8 套冲击靶板($p/e=7.5\sim12, e/d=0.75\sim1.5, d$ 为冲击孔径), 以及定距板若干块($Zn=1.5\sim3.0$)。共测量了近 2000 个实验点。

2.2 实验数据处理方法

与一般管流相比,本文研究对象是 1 个变质量管流问题,影响冲击腔内压力降的主要因素来自 4 个方面: (1) 壁面摩擦阻力和粗糙肋流动阻力; (2) 冲击射流冲击壁面引起的压力损失; (3) 射流和横流掺混引起的压力损失; (4) 冲击射流质量加入引起的压力降; 其中第一项为沿程损失,二、三两项为局部损失。对于如何描述这样 1 个复杂流动现象的流动特性, 目前为止尚未取得一致的观点。不同的描述方法都是根据各自研究目的所需,各有侧重。

本文基于叶片设计要求,更关注冲击腔内沿程压力分布情况。一方面,压力的分布影响着冲击射流流量在冲击腔内沿程的分配情况(冲击孔板前的压力不变); 另一方面,采用冲击腔内沿程无因次压力描述流动特性,以便整理成流动准则关系式,用于指导结构设计。

忽略 Z 方向压力梯度,运用三维紊流基本控制方程及边界条件易推得:

$$\frac{dP}{dx} = f\left[\frac{x_n}{d}, \frac{y_n}{d}, \frac{z_n}{d}, \frac{p}{e}, \frac{e}{d}, Re_j, \frac{G_c}{G_j}\right]$$

冲击射流雷诺数的定义: $Re_j = G_j d / \mu$; 其中: $G_j = (\rho u)_j$ 为射流密流($\text{kg}/\text{m}^2 \cdot \text{s}$)。

本文无因次压降定义为:

$$P = \frac{P_i - P_0}{\rho (G_j^* / \rho)^2} = \frac{P_i - P_0}{A_0^2 \rho u_j^2}$$

其中: $A_0 = \pi d^2 / (4 x_n y_n)$ 为冲击孔板开孔面积比; $G_j^* = A_0 G_j$ 为连续分布的平均折合射流密流, P_0 为背压或大气压, P_i 为冲击腔内沿程静压。

3 实验结果及分析

图 3 是一组实验测得的沿程静压分布曲线图。图中 5 条曲线均呈下降趋势,而且沿流向各测点之间的静压压降越来越大。这主要是由于离散冲击射流的质量的不断加入使得冲击腔内流速增加,从而引起的流动阻力越来越大,导致下游的压降较上游大。另外,冲击孔板前压力对每一个冲击孔而言保持不变,冲击腔内沿程压力分布就决定了冲击射流的流量分配。冲击腔内沿程静压压力的下降,使得冲击射流量分配不均,上游小,下游大,从而也导致沿程测点间的压力降越来越大。

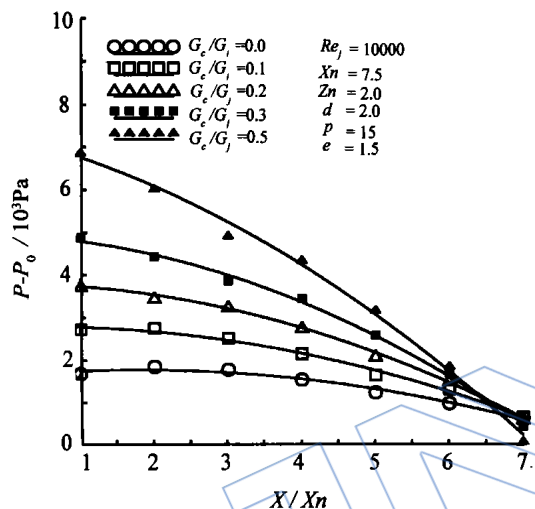


图 3 沿程静压分布曲线图

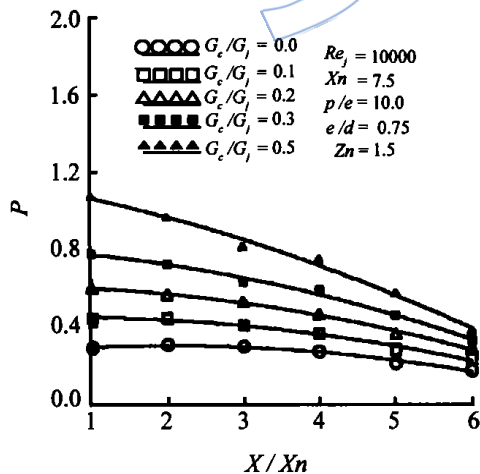


图 4 沿程无因次压力分布曲线图

以下均以无因次压力描述流场的流动特性,分别讨论各个无因次流动、几何结构参数对流动特性的影响规律。

3.1 初始横流(G_c/G_j)的影响

图 4 中的 5 条曲线是由不同横流、密流比下实验结果所绘制的。可见冲击腔进出口无因次压力降随着 G_c/G_j 的增大而增大。因为流量的增加使得冲击腔内流速增加,从而导致沿程壁面摩擦阻力增大,另外流场中粗糙肋对流体扰动所引起的流动阻力也随流道内流速的增大而增加,从而导致压降的增大。

3.2 孔靶间距(Z_n)的影响

由图 5 可见,随着 Z_n 的减小(z_n/d),冲击腔内进出口无因次压力降是呈上升趋势的。对于不同的 Z_n ,冲击射流的流量是保持不变的。 Z_n 的减小,即冲击腔的流通面积减小,冲击腔内流速增加,从而导致了流动阻力的增大。

3.3 冲击雷诺数(Re_i)的影响

由图 6 可知,冲击雷诺数 Re_j 的增加对无量

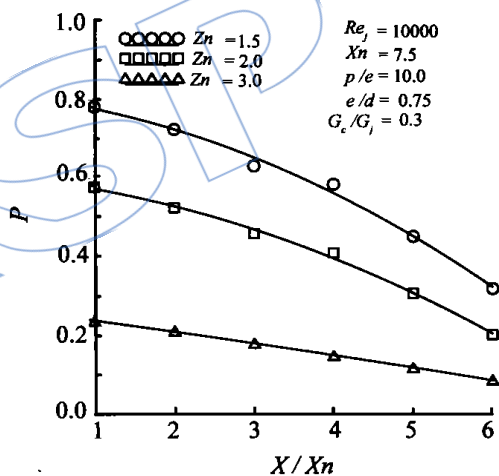


图 5 沿程无因次压力分布曲线

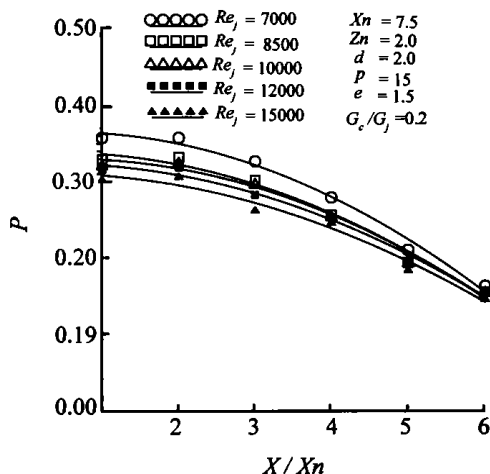


图 6 沿程无因次压力分布曲线

纲压降关系不大。

3.4 冲击孔板几何参数(Xn) 的影响

由图 7 可见, 随 Xn 的增大, 冲击腔进出口无因次压力降略呈下降趋势。由于其它条件不变的情况下, 冲击射流的流速 u_j 和流量以及初始横流

的流速 u_c 均保持不变。 $Xn(xn/ d)$ 的增大即是增大了冲击孔相对间距, 从而减小了单位流通面积上的冲击射流流量, 流速降低, 流阻减小。

3.5 肋间距与肋高比(p/e) 的影响

由图 8 可见, 随着 p/e 的增加, 冲击腔进出口无因次压降的变化不大。本实验结果显示了这一结论。

3.6 肋高与冲击孔径比(e/d) 的影响

通过仔细对比图 9 中的 3 条曲线可以发现: 随着 e/d 的增大, 冲击腔内的无因次压降呈上升趋势。其实 e/d 的增大即冲击表面的相对粗糙高度增加。因此, 随着 e/d 的增大, 冲击腔内的粗糙肋对流动的扰动作用增强, 由此引起的流动阻力增大, 无因次压降增大。

4 结 论

综上所述, 实验参数范围内, 冲击雷诺数 (Re_j)、肋间距与肋高比(p/e) 对冲击腔内的无因次压降影响不大; 初始横流 (G_c/G_j) 和孔靶间距 (Zn) 对无因次压降的影响较为显著 (G_j 为冲击射流密流; G_c 为初始横流密流), 随前者增加而增大, 随后者增加而减小; 随冲击孔板几何参数 (Xn) 的减小、肋高与冲击孔径比(e/d) 的增大, 无因次压降呈上升趋势。

参考文献:

[1] Metzger D M, Florschuetz L W. Heat Transfer Characteristics for Inline and Stagered Srray of Circular Jets With Crossflow of Spent Air[J]. Journal of Heat Tranfer, Transaction of ASME, 1979, 101: 526- 531.

[2] Florschuetz L W, Metzger D E. Streamwise Flow and Heat Transfer Distributions for Jet Array Impingement with Crossflow[R]. ASME, 81- GT- 77.

[3] Florschuetz L W, Isoda Y. Flow Distribution and Discharge Coefficient Effects for Jet Array Impingement with Initial Crossflow[R]. ASME, 82- GT- 156.

[4] Florschuetz L W, Metzger D E. Heat Transfer Characteristics for Jet Array Impingement with Initial Crossflow[R]. ASME, 83- GT- 28.

[5] Florschuetz L W, Tseng H H. Effect of Nonuniform Geometries on Flow Distributions and Heat Transfer Characteristics for Arrays of Impinging Jets [R]. ASME, 84- GT- 156.

(责任编辑 杨再荣)

图 7 沿程无因次压力分布曲线

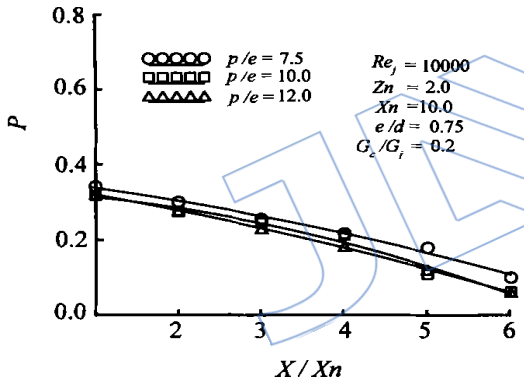


图 8 沿程无因次压力分布曲线

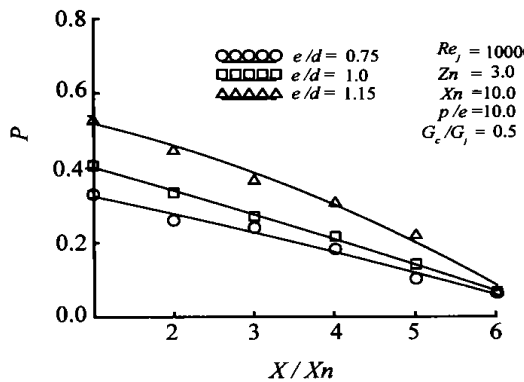


图 9 沿程无因次压力分布曲线

