

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0518-05

变流向梯形通道内短扰流柱排的 流量分配实验

张 丽, 朱惠人, 刘松龄, 王学文, 许都纯
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 为了深入了解涡轮叶片尾缘扰流柱区域的流动情况, 对叶片内流工程计算程序进行验证, 针对气流 90° 转弯全部从弦向流出的情况, 通过实验测量了梯形通道短扰流柱排的端壁静压分布, 以及各段弦向出流量沿叶片径向的变化。实验结果表明: (1) 静压变化主要发生在弦向, 尤其是在弦向出口附近静压变化剧烈, 而沿径向静压变化不大。(2) 在所研究的 Re 数范围内, 靠近叶片根部和尖部的流量较大, 而叶片中部的流量较小。(3) 弦向出流量沿叶片径向的变化不超过30%。实验结果对涡轮叶片内部冷却计算具有重要的参考价值。

关键词: 航空、航天推进系统; 扰流柱; 流动; 质量流量; 压力

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Experimental Investigation on Flow in Pin-Fin Trapezoidal Duct

ZHANG Li, ZHU Hui-ren, LIU Song-ling,
WANG Xue-wen, XU Du-chun

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Experiments were conducted to determine the distribution of static pressure and lateral mass flow rate in a pin-fin trapezoidal duct that modeled the cooling passages in the gas turbine blades. The ratio of lateral-to-total flow rate was 1. The flow Reynolds numbers were varied from 1.5×10^4 through 9×10^4 . The results show that the pressure drops along chordwise passages are much larger than that along radials. The lateral flow rates near the root and the tip of the blade are larger than that in the middle part by 5% ~ 30%.

Key words: aerospace propulsion system; pin-fin; flow; mass flow rate; pressure

短扰流柱排作为一种强化换热的手段, 在航空发动机涡轮叶片尾缘冷却中有重要的应用。短扰流柱排可增强冷气扰动, 增强端壁的表面换热。文献[1, 2]对气体流过矩形扰流柱通道, 从弦向出流的情况进行了实验研究, 测量了局部的换热。文献[3, 4]采用与实际情况更为接近的梯形通道。对

扰流柱排的流动和换热进行了实验研究。文献[5]采用数值计算的方法对弦向出流的矩形通道内的扰流柱排的流动和换热进行了研究。

实际涡轮叶片尾缘, 冷却气体一般存在弦向出流, 即部分冷气从尾缘处的弦向出流孔排出, 部分从叶尖处的排出, 或者全部从尾缘处的弦向出

收稿日期: 2005- 04- 22; 修订日期: 2005- 08- 13

作者简介: 张丽(1968-), 女, 河南平顶山人, 西北工业大学动力与能源学院副教授, 在职博士, 主要从事涡轮叶片内部冷却的实验与数值模拟的研究。

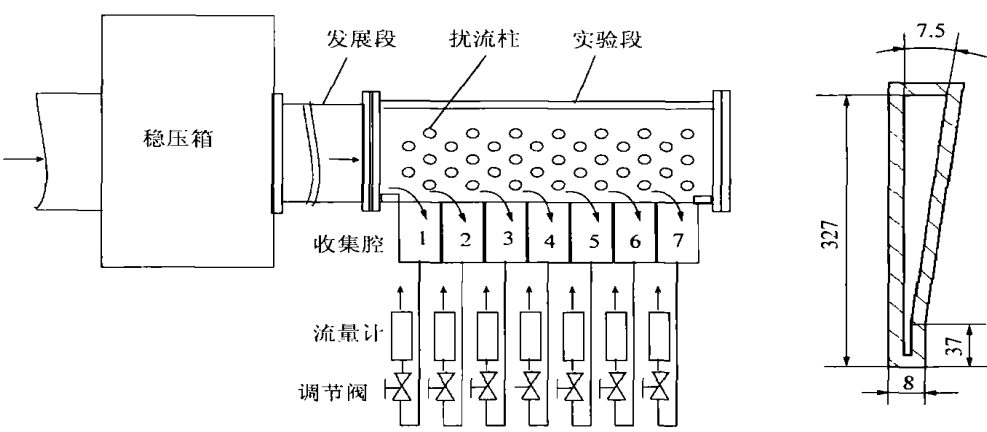


图1 实验装置简图

Fig. 1 Sketch of the experimental apparatus

流孔排出。冷气在流过扰流柱时流动方向发生变化,从叶根到叶尖冷气的流量也在不断减小。文献 [1, 2] 通过实验测定了有弦向出流孔的扰流柱通道内的传热和压降。从测量结果可以看出,对于多排扰流柱,流动和换热情况除了与入口流动参数有关之外,还与弦向的出流量有关。弦向的出流量沿叶片高度方向的变化将直接决定或影响着扰流柱区域的阻力损失和换热。而这方面的研究在国内外的文献中很少报道过。

所以有必要对有弦向出流时扰流柱排的弦向出流量的分布进行详细地研究。

本文通过实验测量了当弦向出流比为1(即全部空气都从弦向流出)时,梯形通道端壁的静压分布以及弦向出流量沿径向的变化情况。总结出总压损失系数和弦向出流量的变化规律。由于没有考虑旋转的影响,所得结果与真实涡轮叶片的情况有一定的差别。但实验结果有助于对涡轮叶片内部冷却通道的工程计算程序进行验证。

1 实验装置和实验方法

1.1 实验装置

实验装置如图 1 所示,一定压力的压缩空气经过稳压箱后进入发展段,在发展段内流动充分发展后进入实验段,实验段内是叉排的扰流柱排,空气流过扰流柱排全部从弦向排出,径向出口封闭。沿径向扰流柱为 14 排,沿弦向扰流柱为 5 排扰流柱排沿径向分为 7 段,每段包括 2 排扰流柱,靠近入口为第 1 段,距入口最远的为第 7 段。为了测量弦向的出流量沿径向的变化情况,对应于 7 段扰流柱排在弦向出口处设有 7 个流量收集腔,

每个收集腔尺寸相同。收集腔的出口经过调节阀与转子流量计相连。最后空气从流量计排到环境中。发展段和实验段均为梯形通道,通道的截面尺寸如图 1 示。为了测量端壁静压分布,在端壁上开有静压孔。

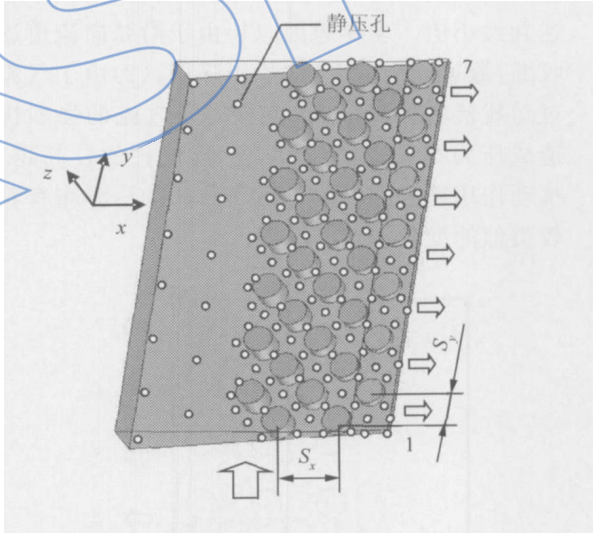


图2 实验段结构简图

Fig. 2 Sketch of the test section

图 2 为实验段结构简图, y 方向为径向, x 方向为弦向, z 方向为扰流柱高度方向。扰流柱的高度随弦向位置不同而变化, $H = 0.7d \sim 0.2d$, 扰流柱之间的间距 $S_x = 2.2d$, $S_y = 1.1d$ 。其中 S_x , S_y 分别为沿径向和弦向的扰流柱间距, H 为扰流柱高度, d 为扰流柱直径。实验段通道端壁共设有 154 个静压孔, 位置如图 2 所示。

1.2 实验方法

在本文中,雷诺数定义为:

$$Red = (\dot{m}c/A_{min}) \cdot d/\mu$$

其中: μ 为动力粘度, $\dot{m}c$ 为总的弦向出流量, A_{min} 在本实验中, 等于入口总流量, 为弦向出口处最窄截面面积。

实验雷诺数:

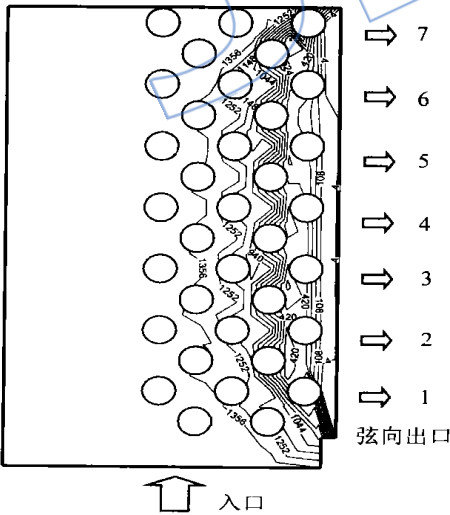
$$Red = 1.5 \times 10^4 \sim 9 \times 10^4$$

实验时首先调节 7 个流量计前的调节阀门, 使 7 个流量收集腔中的压力相等。收集腔中的压力由上端面中部的静压孔测量出。然后测量出端壁的静压分布以及 7 个腔的出流量。7 段弦向出流量之和应满足雷诺数的要求。

2 实验结果

2.1 端壁静压分布

图 3 为实验测得的雷诺数 $Red = 9 \times 10^4$ 时的端壁静压分布, 从图中可以看出, 沿径向(y 方向)的压力变化较小, 尤其是在远离弦向出口的无扰流柱区域, 径向的不同位置静压几乎相等。而沿着弦向静压变化相对比较剧烈, 越靠近弦向出口处, 静压变化越剧烈, 静压梯度越大, 在弦向出口静压达到最小值。主要原因: (1) 由于沿弦向流道逐渐收缩, 流速逐渐增大, 使静压降低; (2) 由于气流流过短扰流柱区域时, 扰流柱对于气流的强烈扰动造成压力损失, 越靠近出口, 扰流柱的柱高越小, 扰动作用越强烈。其它雷诺数的静压分布有着比较类似的变化规律。



从图 3 还可以看出, 由于径向入口和出口附近的流动特点造成在这两个区域附近, 即第 1 段和第 7 段, 靠近出口处弦向的压力变化相对较大。而中间区域即第 3~5 段的静压变化比较近似, 靠近出口处弦向的压力梯度相对较小。

在扰流柱附近的静压变化, 第 3~6 段规律近似, 都是在图中的柱左侧(即远离弦向出口侧)静压较大, 柱的右侧(即靠近弦向出口侧)静压较小。这说明在这个区域气体的流动基本上是沿着弦向流动。第 1 和 2 段的扰流柱附近, 较大的静压位于扰流柱的左下侧, 而扰流柱的右上侧静压较小。第 7 段的扰流柱附近, 柱的左上侧静压较大而右下侧静压较小。这说明在第 1, 2 和第 7 段的扰流柱区域的气流即有弦向流动又有径向流动。对应于第 1, 2 和 7 段(尤其是第 1, 7 段)的弦向出口的气体流动方向不是沿着 x 方向(弦向), 而是与 x 方向有一定的夹角。

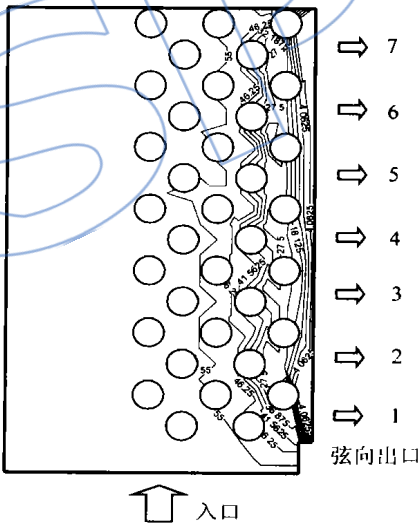


图 4 实验测得的端壁静压分布
($Red = 1.5 \times 10^4$)

Fig. 4 Static pressure distribution
($Red = 1.5 \times 10^4$)

图 4 是实验测得的雷诺数 $Red = 1.5 \times 10^4$ 时的端壁静压分布, 与图 3 对比可以看出, 静压变化规律比较类似。不同之处在于靠近入口和远离入口两端区域的扰流柱附近的流动情况。小雷诺数时, 存在径向流动的区域比较小。并且这个区域的气体流动方向与 x 方向的夹角也较小。

2.2 总压损失系数

总压损失系数定义为:

图 3 实验测得的端壁静压分布 ($Red = 9 \times 10^4$)

Fig. 3 Static pressure distribution
($Red = 9 \times 10^4$)

$$f = \Delta p \cdot \frac{2\rho}{(m_c/A_{\min})^2}$$

其中: Δp , 为入口和弦向出口的总压差, 根据入口、出口平均流速以及测量得到的静压差算出。

图 5 给出了总压损失系数随雷诺数的变化情况。从图中可以看出, 当 $Re_d = 1.5 \times 10^4$ 时, 总压损失系数 f 较大, 而其余雷诺数 ($Re_d = 3 \times 10^4, 5 \times 10^4, 7 \times 10^4, 9 \times 10^4$) 的压力损失系数 f 比较接近, 均比小雷诺数的损失系数要小。

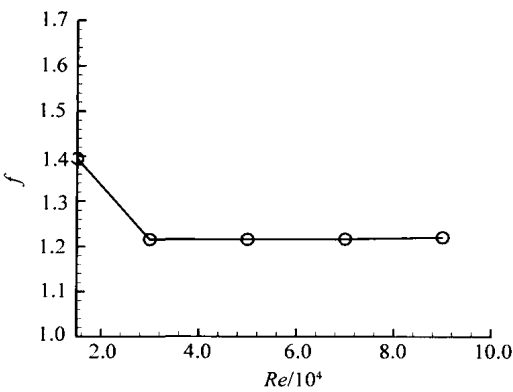


图 5 压力损失系数随 Re_d 数的变化
Fig. 5 Pressure loss coefficient f as a function of Re

根据 2. 1 分析, 在扰流柱区域的气流方向主要是沿着弦向, 在远离弦向出口的区域, 静压变化很小, 静压主要是沿着弦向变化, 所以, 损失也主要是在弦向发生的。压力损失主要由两个因素造成: 一是扰流柱的扰流作用, 在扰流柱后气流分离, 造成旋涡造成局部阻力损失; 二是沿着弦向通道逐渐收缩, 流过收缩通道也会造成压力损失。由于本文所研究的实验模型中, 扰流柱的高度相对于柱直径比较小, 扰流作用可能比较强烈, 造成的损失也较大。

2. 3 弦向出流量

图 6 表示出不同雷诺数的弦向出流量沿径向的变化情况。横坐标表示 7 段扰流柱排, 纵坐标是每段的弦向出流量占总流量的比例。从图 6 的实验结果可以看出, 总的来说, 在靠近径向入口附近 (第 1 或第 2 段) 和远离径向入口附近 (第 7 或第 6 段) 出流量较大, 而在中间区域出流量较小。原因是在径向入口附近和径向出口附近扰流柱区域的压力梯度较大 (如图 3、图 4 所示)。各段弦向出流量之间的相对差别不超过 30%。

另外, 从图 6 还可以看出, 雷诺数不同, 各段弦向出流量的变化规律有所不同。小雷诺数 ($Re_d = 1.5 \times 10^4$) 时, 各段弦向出流量相差较大, 最大

出流量与最小出流之间相差 30%, 最大出流量在第 1 段, 其次为第 7 段, 第 2~5 段的出流量较小。

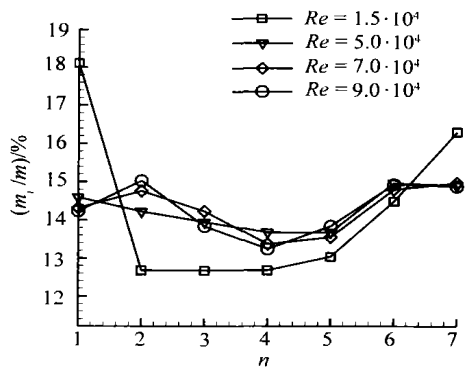


图 6 弦向出流量分布
Fig. 6 Chordwise mass flow rate distribution

雷诺数增加时, 各段弦向出流量相差较小, 最大出流量与最小出流之间相差 11%, 最大出流量在第 6 或 7 段, 其次为第 2 或 1 段, 第 1、2、6、7 段的出流量相差不大, 第 1 和第 7 段的出流量没有远大于其它段的原因可能是大雷诺数时, 这个区域的气体流动方向与 x 方向的夹角较大, 使得实际通流面积变小造成的。

3 结 论

(1) 对于梯形通道扰流柱排内的流动, 当全部流体从弦向流出, 即弦向出流比为 1 时, 流动方向主要为弦向, 只在靠近径向入口和远离径向入口的区域 (图 2 中的第 1 和第 7 段) 存在着明显的径向流动。相应地, 静压的变化也主要发生在弦向, 越靠近弦向出口, 静压变化越剧烈。

(2) 总压损失系数 f 在小雷诺数 ($Re_d = 1.5 \times 10^4$) 时较大, 其余雷诺数的 f 都比较接近。

(3) 在靠近径向入口附近和远离径向入口附近弦向出流量较大, 而在中间区域出流量较小。各段弦向出流量之间的相对差别不超过 30%。小雷诺数 ($Re_d = 1.5 \times 10^4$) 时, 各段弦向出流量相差较大, 大雷诺数时, 各段弦向出流量相差较小。

参考文献:

[1] Kumaran T K, Han J C. Augmented Heat Transfer in a Pin Fin Channel with Short or Long Ejection Holes [J]. *Int. Journal Heat Mass transfer*, 1991, 34(10): 2617~2628.
[2] Lau S C, Mcmillin R D, Kukreja R T. Segmental Heat Transfer in a Pin Fin Channel with Ejection Holes [J]. *Int. Journal Heat Mass Transfer*, 1992, 35 (6): 1407~1417.
[3] Jenn-Jiang Hwang, Chau-Chin Lui. Detailed Heat Transfer

Characteristic Comparison in Straight and 90- Deg Turned Trapezoidal Ducts with Pin-Fin Arrays [J]. *Int. Journal Heat Mass Transfer*, 1999, 42: 4005~4016.

- [4] Jenn-Jiang Hwang, Chau-Chin Lui. Measurement of Endwall Heat Transfer and Pressure Drop in a Pin-Fin Wedge Duct[J]. *Int. Journal Heat Mass Transfer*, 2002, 45: 877~889.

- [5] 张丽, 刘松龄. 有弦向出流的短扰流柱排流动与换热数值计算[J]. *推进技术*, 2004(4): 307~310.

Zhang Li, Liu Songling. Numerical Study on Heat Transfer and Pressure Drop in Pin-Fin Channels with Lateral Flow Ejection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004(4): 307~310.

航空动力学报》明年改为月刊

经主办单位中国航空学会、主管单位中航一集团及北京新闻出版局的批准,《航空动力学报》将从2007年1月起改为月刊。

近年来,随着我国航空航天科学领域的迅速发展,本刊的稿件也逐年增加,尽管编辑部每期尽量增加版面,但仍然难以解决稿件积压和作者的论文发表周期较长的问题。

今年4月27日,《航空动力学报》收到中国航空工业一集团科技发展部转来的北京市新闻出版局批准本刊改为月刊的批文,这对广大作者是一个喜讯,这能缩短论文发表的周期,能让自己的研究成果早日介绍给广大读者。同时,本刊改为月刊,对读者也是一个好消息,能够通过本刊尽快地获得更多的信息。

希望广大作者充分利用《航空动力学报》改月刊这一时机,通过《航空动力学报》这一学术交流的窗口,向国内外的同行介绍自己的研究成果。

航空动力学报》编辑部