

涡轮叶片有侧流扰流柱通道流动的实验研究

朱惠人, 王学文, 张丽, 邓明春

(西北工业大学动力与能源学院, 陕西西安 710072)

摘要: 对有侧流梯形扰流柱通道端壁的静压分布和压力系数进行了实验测量。研究了不同的雷诺数和侧向出流比的情况下, 各种因素对压力系数的影响。结果显示: 侧向出流比(C)小于1时。端壁表面静压沿径向变化较小, 在实验段入口和出口处较大, 在中间段略低; 在弦向方向上, 静压变化相对较为剧烈, 从通道左边到右边的弦向出口, 静压分布趋势是递减的, 在通道扰流柱左边压力变化梯度较小, 通道右边弦向出口附近压力变化梯度较大; C为1时, 端壁静压的变化主要集中在弦向方向上, 变化趋势与结论1一致; 压力系数随雷诺数的增加而降低, 但是变化幅度相对较小; 压力系数随着侧向出流比变化相对较大, 压力系数随着侧向出流比的增大而减小。

关键词: 扰流柱; 流动; 静压; 压力系数

中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2006)05-0007-03

涡轮叶片尾缘区由于厚度比较薄, 内流通道很窄, 不宜使用加肋的方法, 而且尾缘区厚度较薄也造成了承力强度上的薄弱, 必须在通道内加强承力机构。因此在叶片尾缘区常采用短扰流柱排的内冷通道。

实际的涡轮叶片尾缘通道中, 冷却气流一般分成两部分, 一部分沿着径向从叶片顶部流出, 另一部分气流从涡轮尾缘后的弦向出口流出。目前国内外对存在弦向出流的扰流柱冷却通道的研究较少, 文献[1]实验研究了梯形通道, 有无横向出流, 顺叉排等情况下的总换热及流动阻力损失。文献[2]实验测量了梯形通道, 横向出流和径向出流(侧向出流比为0或1), 顺叉排等情况下的压力系数, 文献[3]实验研究了在梯形通道中, 气流方向有变化时, 方形柱和菱形柱的换热和压力损失情况。以上文献中都没有分析侧向出流比的变化对扰流柱通道流动及换热的影响, 而事实证明侧向出流比对通道的流动及换热情况有较大影响。所以有必要就弦向侧向出流比对扰流柱通道流动及换热效果的影响进行详细研究。

1 实验装置及测试方法

本实验是在图1所示的系统中完成的。气流经入口段进入实验段后, 在出口分径向出流和弦向出流两部分流出实验段。其中径向的流量由孔板流量计测得, 弦向上的气流流入7个收集腔, 腔之间不联通, 每个腔的流量由阀门控制, 其流量由阀门后的浮子流量计来测量。实验段内的扰流柱布置方式为叉排布置, 沿主流径向方向14排, 侧流弦向方向5排。

图2为实验段结构详图, 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, $H = 0.7d - 0.2d$, 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

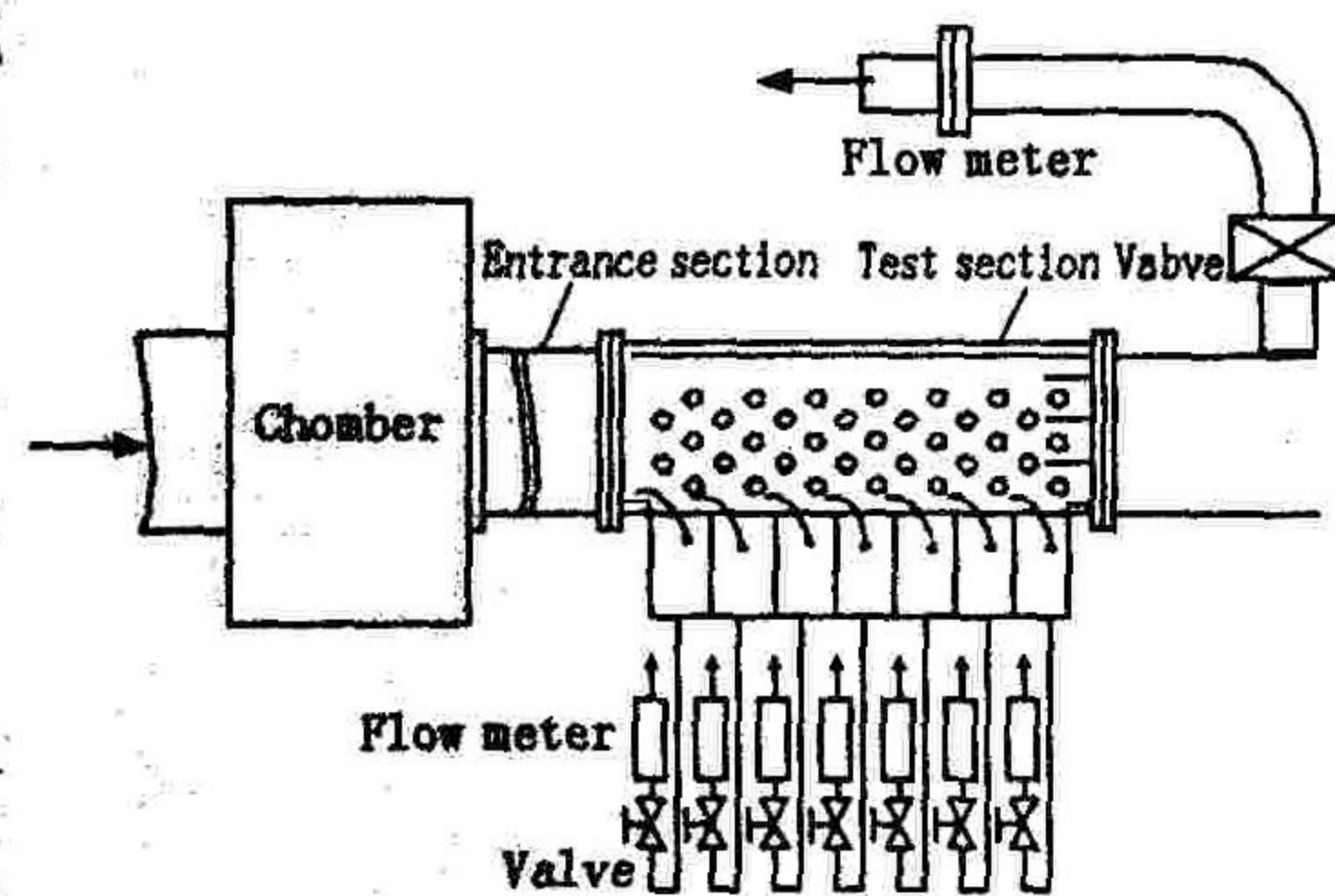


图1 实验系统示意图

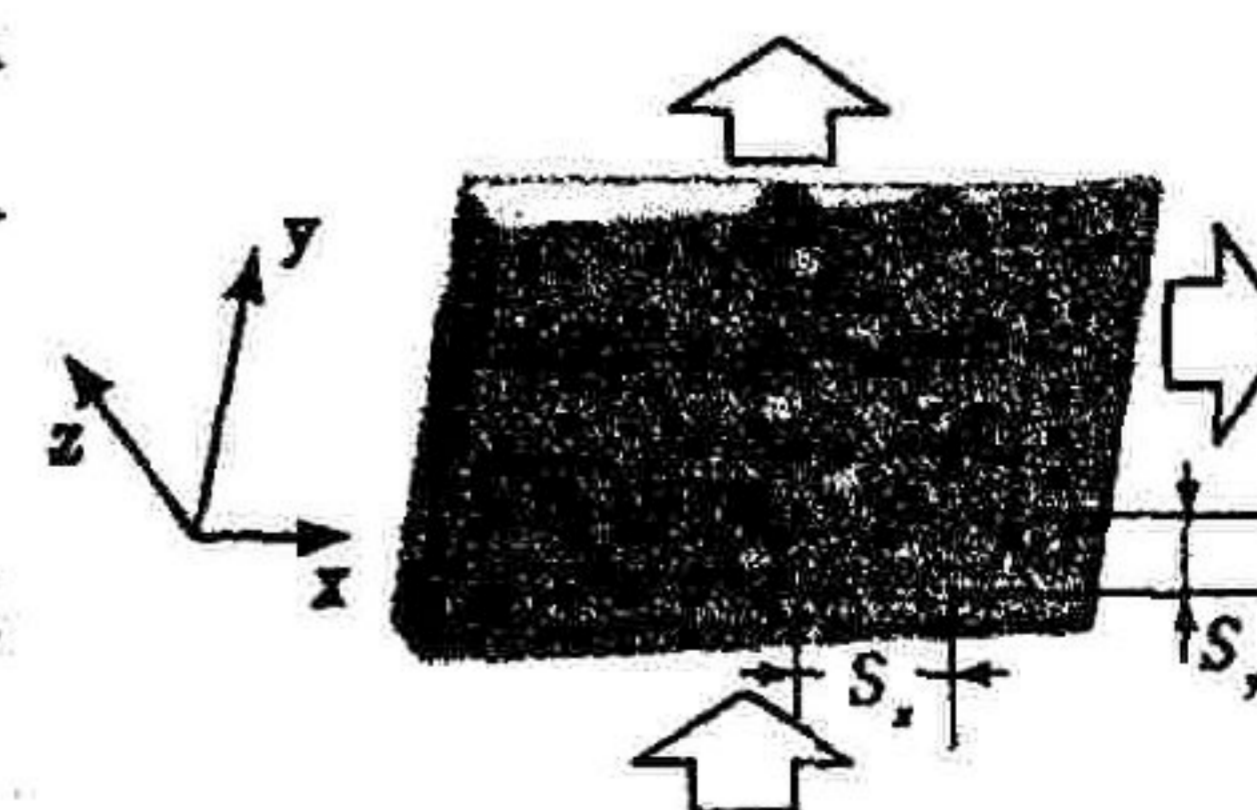


图2 实验段详图

收稿日期: 2005-12-22

基金项目: 国防科工委资助项目(APTD-1203-02-03)

作者简介: 朱惠人(1958-), 男, 陕西岐山人, 教授, 博士生导师, 主要从事航空发动机研究。

向的扰流柱间距, H 为扰流柱高度, d 为扰流柱直径。

2 实验工况与数据处理方法

实验是在不同的弦向出流雷诺数和侧向出流比下进行。侧向出流比 C 的范围是从 0.25 到 1.0, 雷诺数 Re_c 从 30 000 到 90 000。实验参数定义如下: 弦向出流雷诺数; $Re_c = m_c d \mu / A_{min}$, 其中, μ 为动力粘度, m_c 为弦向出流量, A_{min} 为弦向出口处最窄截面面积。侧向出流比; $C = m_c / m$, 其中, m 为通道入口总流量。压力系数, $C_p = 2(p - p_2^*) / \rho v_2^2$, 其中 p 为通道入口总压, p_2^* 为弦向出口处总压, v_2 为通道弦向出口最大流速。

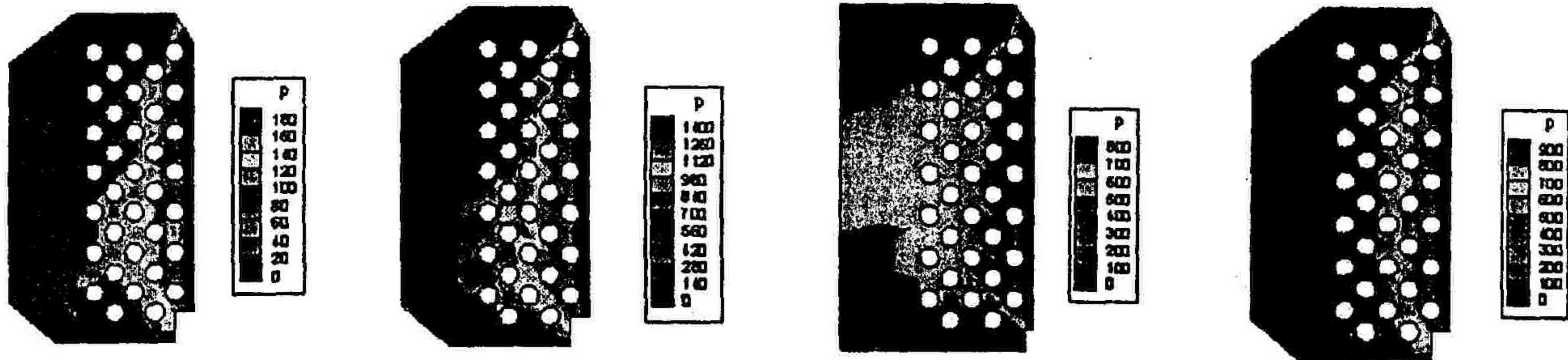
3 结果分析与结论

3.1 端壁静压分布

实验中端壁表面的静压(图 3 和图 4 所示)是通过测量通道端壁表面与弦向出口的压差而得到的。在端壁表面及通道入口和径向、弦线出口共布置 150 个静压孔。

图 3 中的 2 幅压力图是在相同侧向出流比($C = 0.5$)、不同雷诺数下的对比图。从图 3 可以看出, 沿着径向(y 方向)静压变化较小, 在通道入口和出口处较大, 在实验段的中间部分略有降低; 而在弦向方向上, 静压变化较为剧烈, 从通道左边的无柱区域到扰流柱区, 再到弦向出口, 静压分布趋势是递减的, 并且在扰流柱左边的变化梯度较小, 越靠近弦向出口, 变化梯度越大, 在弦向出口处静压达到最小值。产生这一现象的原因是由于通道是梯形的, 在弦向方向上是逐渐收缩的, 气流流速逐渐增大, 使得静压降低, 同时由于气流流过扰流柱时, 会产生强烈的扰动而使得静压降低, 越靠近弦向出口扰流柱越短, 扰动越大, 压力损失也就越大。在其他雷诺数的情况下, 静压的分布也呈现较类似的分布规律。

图 4 是在雷诺数为 70 000, 侧向出流比为 0.25 和 1.0 时, 实验段端壁表面静压分布图。从图 4 的 2 幅图的对比中, 可以看出, 侧向出流比为 1, 即气流全部从弦向出口流出的情况下, 静压分布与其他情况下有明显的不同, 当侧向出流比为 1 时, 沿着径向通道左侧的无扰流柱区域的端壁静压几乎没有变化, 变化主要集中在弦向方向上, 这说明此时气流主要是沿着弦向方向流动的。气流在径向方向上的流动很弱。在其他雷诺数下、侧向出流比为 1 时, 有着较相似的静压分布情况。



(a) $Re = 30\ 000$

(b) $Re = 90\ 000$

图 3 不同雷诺数端壁表面静压分布图

(a) $C = 0.25$

(b) $C = 1.0$

图 4 不同侧向出流比端壁表面静压分布图

综合图 3 和图 4, 可以看出在实验段径向入口和出口附近靠近弦向出口处的压力变化相对较大, 而实验段的中间压力变化较相似, 靠近弦向出口处的压力变化相对较小。这种情况是由于在实验段中存在径向和弦向两种出流, 以及在弦向上是收缩的结构特点所造成的。

3.2 压力系数

压力系数描述的是流体的能量损失情况, 其值越大, 表示流体所受的阻力越大, 能量损失越大。图 5 给出的是不同侧向出流比 C 时, 压力系数随雷诺数 Re 的变化图。从图中可以看出, 固定某一侧向出流比时, 压力系数随雷诺数的变化幅度较小, 基本上随着雷诺数的增加而降低的,

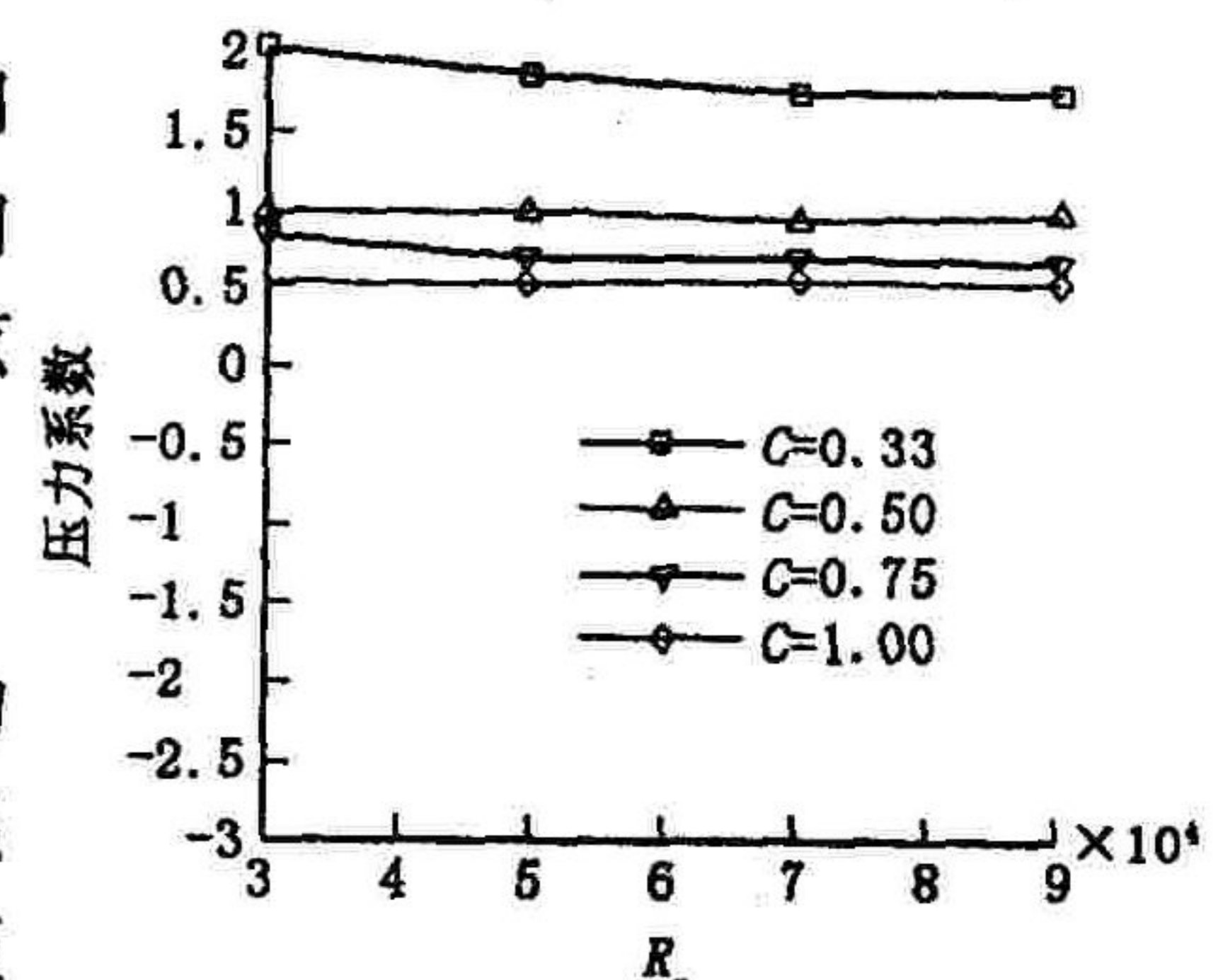


图 5 压力系数随 Re 数变化图

但是减低的幅度并不大。图中还可以看出,压力系数随着侧向出流比变化相对明显,压力系数随着侧向出流比的增大而减小,侧向出流比为0.33时最大,1.0时最小。其中侧向出流比 C 从0.33到0.50时,压力系数降低相对较大;从0.50到0.75、0.75到1.0时,则降低较小。

图6给出的是不同雷诺数 Re 时,压力系数随侧向出流比 C 的变化图。图中可以更直观的看出,对于某一固定雷诺数,压力损失随着侧向出流比的增大而降低。对于不同的雷诺数来说,压力系数的变化趋势几乎相同,只有雷诺数为30 000,侧向出流比为0.75时,与其他工况有较大差别外,其余的变化趋势都非常一致。压力损失主要是由于流体经过扰流柱,在其后面产生旋涡,而使得局部的阻力损失增大;另一个原因是由于梯形通道的收缩作用,使得沿着弦向方向出流流速增大,而使得压力降低。由于入口总流量是随着侧向出流比的增大而降低的,所以通道内的

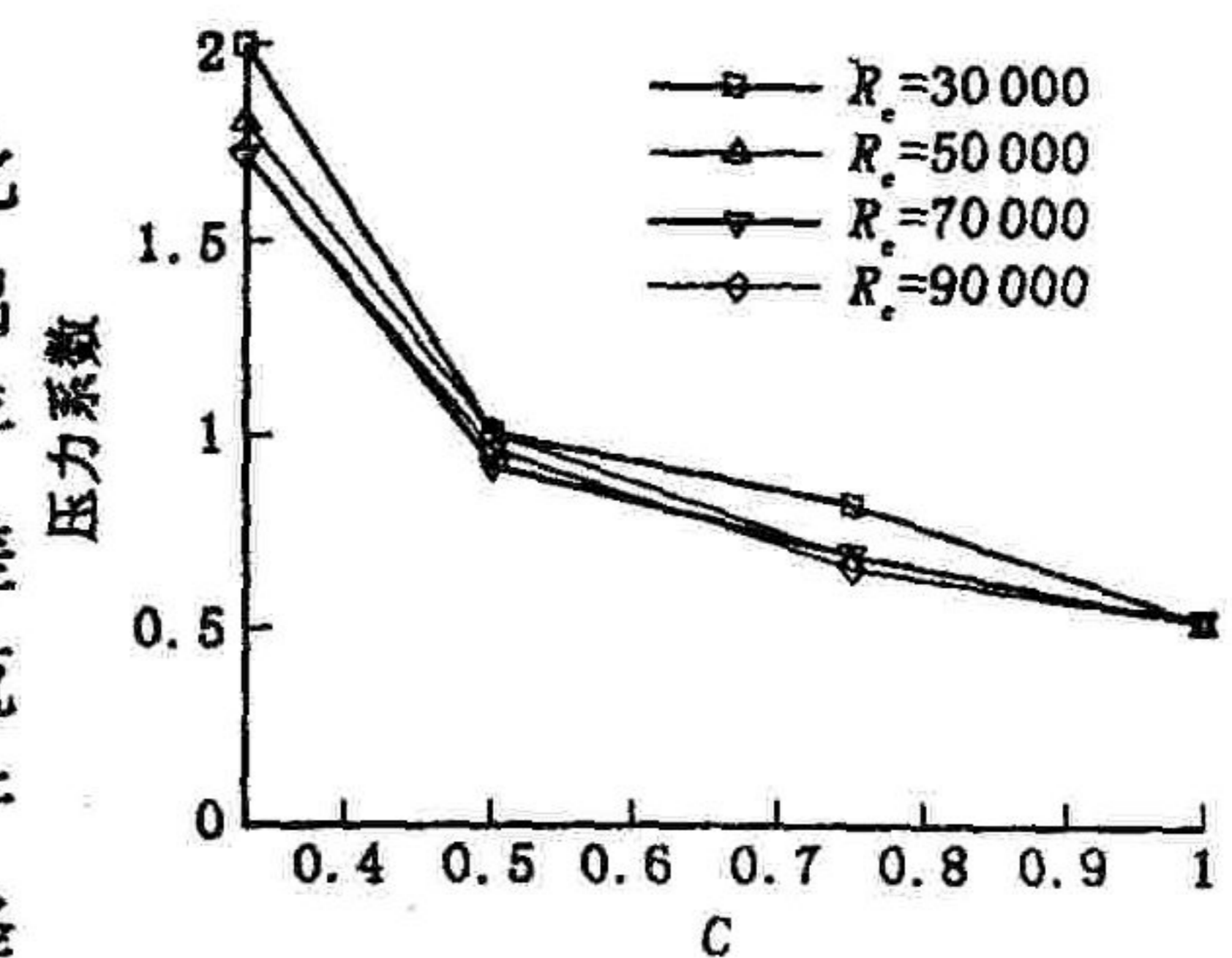


图6 压力系数随侧向出流比 C 变化图

流体流速和流动的紊流程度也是随着侧向出流比的增大而降低的,导致压力系数也随着侧向出流比的增大而减小。

3.3 结论

①侧向出流比小于1时,静压沿径向(y 方向)变化较小,在通道入口和出口处较大,在实验段的中间部分略低;在弦向方向上,静压变化相对较为剧烈,从通道左边到右边弦向出口,静压分布趋势是递减的,并且在扰流柱左边的变化梯度较小,越靠近弦向出口,变化梯度越大。②侧向出流比为1时,沿着径向通道左侧的无扰流柱区域的端壁静压几乎没有变化,变化主要集中在弦向方向上,变化趋势与结论1相同。③压力系数随雷诺数的增加而降低,但是变化幅度相对较小;压力系数随着侧向出流比变化相对较大,压力系数随着侧向出流比的增大而减小,侧向出流比为0.33时最大,1.0时最小。

参考文献:

- [1] Hwang J J, Lai D Y. Heat Transfer and Pressure Drop in Pin - Fin Trapezoidal Ducts[J]. ASME J of turbomachinery, 1999, 121:264 - 271.
- [2] Hwang J J, Lui C C. Detailed Heat Transfer Characteristic Comparison in Straight and 90 - Deg Turned Trapezoidal Ducts With Pin - Fin Arrays[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer 1999, 42:4005 - 4016.
- [3] Hwang J J, Lu C C. Lateral - Flow Effect on Endwall Heat Transfer and Pressure Drop in a Pin Fin Trapezoidal Duct of Various Pin Shapes[J]. ASME J of Turbomachinery, 2001, 123:133 - 139.
- [4] Hwang J J, Lui C C. Measurement of Endwall Heat Transfer and Pressure Drop in a Pin - Fin Wedge Duct[J]. Int J Heat Mass Transfer, 2002, 45:877 - 889.

(编辑:姚树峰)

Experimental Investigation on Flow in Pin - fin Trapezoidal Duct

ZHU Hui - ten, WANG Xue - wen, ZHANG Li, DENG Ming - chun

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

Abstract: Experiments are conducted to determine the distribution of static pressure and pressure coefficient in a pin - fin trapezoidal duct that models the cooling passages in gas turbine blades. The result reveals: (1) When the lateral off - take ratio (C) is less than 1, i. e., ($C < 1$), the radial variation of the static pressure is not remarkable. At the entrance and exit of test segment, the static pressure is higher than that in the middle of test segment; the chordwise variation of the static pressure is intense. The changing grade of the static pressure is much larger at the chordwise exit than that at the left of the pin - fin. (2) $C = 1$, the variation of the static pressure of the end wall mainly concentrates on the along chordwise direction. The trend is the same as conclusion one. (3) The lateral off - take ratio's effect on pressure coefficient is much higher than the Re number's. The pressure coefficient is decreased with the increase of C .

Key words: pin - fin; flow; static pressure; pressure coefficient