

文章编号: 1000-8055(2003)03-0353-05

带肋变截面回转通道内 沿程有效压力分布特性的实验研究

刘 浪, 丁水汀, 陶 智, 徐国强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 以某型航空发动机的实际涡轮叶片内部的带肋变截面 180° 回转通道为研究对象, 以实验的方法分别研究了带 90° 直肋和带 60° 斜肋的通道内的流体流动的特性。根据研究问题的特点, 定义了壁面有效压力及局部有效压力系数, 并得到了其沿程分布及两种通道内有效压力系数的经验公式。实验发现, 对于带 90° 直肋和带 60° 斜肋的矩形回转通道沿程有效压力的分布趋势基本一致, 由于流道截面积的不规则变化, 导致有效压力有沿程递增现象。

关键词: 航空、航天推进系统; 冷却叶片; 回转通道; 流动与换热; 有效压力

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

An Experimental Study of Efficient Pressure Distribution in a Turn-Over Channel with Ribs

LIU Lang, DING Shui-ting, TAO Zhi, XU Guo-qiang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The turn-over channel of turbine blade is an important part of the internal cooling structure of the turbine blade. Its flow performance is important for the design of cooling structure of the turbine blade. In this paper, a real turn-over channel of turbine blade is simplified and experimental study has been conducted. The paper demonstrates the investigation of the flow performance in a 180° turn-over channel with 90° parallel ribs and 60° parallel ribs respectively. The efficient pressure distribution was obtained along the channel in the inner part of these two turn-over channels with 90° and 60° ribs is similar. Some efficient pressure increases along the channel due to irregular change of the channel shape. Correlation formulas of the coefficient of the efficient pressure are derived in the paper.

Key words: aerospace propulsion system; cooling blade; turn-over channel;
heat transfer and flow; efficient pressure

1 前 言

对于航空发动机高压涡轮叶片中部的回转通道冷却结构的研究, 国内外这方面的研究成果很

多, 总的来看, 主要都是针对于通道内强化肋的形式和结构对回转通道流动与换热的影响^[1~3]。肋片的形式和结构对通道内流体的流动影响很大, 如果通道流阻过大, 沿程压力损失将会很大。沿程

收稿日期: 2002-07-08; 修订日期: 2002-09-24

基金项目: 航空发动机气动热力重点实验室基金资助项目(99JS48.3.1)

作者简介: 刘浪(1978-), 男, 四川雅安人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 主要从事强化换热研究。

压力损失设计不合理,将不能很好地组织气膜孔的出流量,甚至可造成局部的燃气倒灌而损坏叶片^[4],因此研究通道内的沿程局部压力分布特性是设计叶片通道内冷结构的重要依据。

2 实验模型及实验设备

本文主要研究了涡轮叶片中部的 180°回转通道内冷气的有效压力分布特性。实验原型是某型航空发动机高压涡轮动叶片内冷通道中部的矩形变截面回转通道,由带肋直通道和连接直通道的弯曲通道组成。为了近似模拟涡轮叶片的回转通道,本文设计了带肋的变截面 180°回转通道实验模型,模型通道为截面沿通道轴向均匀变化的矩形通道,其中带肋表面在进口通道和出口通道中均保持均匀渐缩,而两个侧壁在进口通道和出口通道内分别为均匀渐扩和均匀渐缩。图 1 给出了通道截面积沿流程的变化。由于是变截面通道,

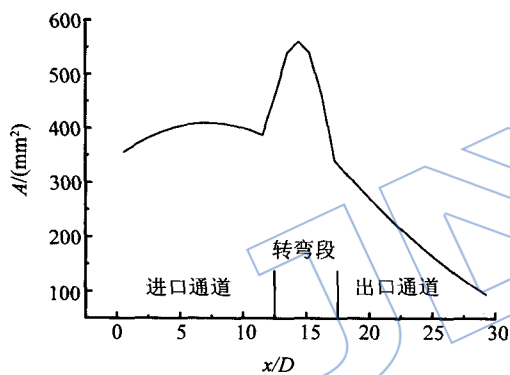


图 1 通道截面沿流程的变化

Fig. 1 Change of the channel's shape along the process

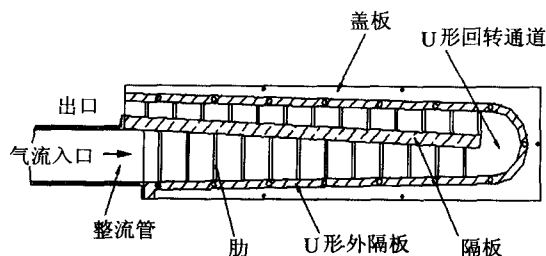


图 2 实验模型通道

Fig. 2 Model channel of experiment

本文选取通道入口水力直径 D 为特征尺度。实验模型与发动机原型近似为 4:1,入口水力直径 $D=20$ mm,通道内沿流道每隔 20 mm 均匀分布肋

片,包括 90°直肋和 60°斜肋两种形式,肋高和肋宽分别是 1 mm 和 2 mm。

实验模型由五个部分组合而成,包括:上、下盖板、U 形外隔板、隔板以及整流管。如图 2 所示,整流管的截面尺寸与回转通道进口尺寸一致,整流管长 200 mm,末端与供气管道相连。上下盖板形状相同,一面为光滑表面,另一面为带肋面。隔板的材料均为不锈钢,其厚度尺寸按原型的设计尺寸放大 4 倍设计。模型各部分由螺钉连接组合在一起,结合面用中性硅酮密封胶密封。

本项实验研究是在静止状态下完成的,实验冷气由外部气源提供,进口流量由浮子流量计测量。实验中压力的测量点布置在通道的光滑侧壁上,沿通道等距分布,得到通道沿程各处的局部压力分布。

3 实验结果及分析

实验利用水压差计分别测出了通道内光滑侧壁各处的局部压力分布。由于通道沿轴向非均匀等截面变化,而且通道内有肋片,所以气流在通道内的流动并非近似的沿通道轴向的一维流动,而是复杂的三维流动。对于涡轮叶片中部回转通道的结构设计,由于要合理组织各气膜孔的冷气流流量,同时要避免通道壁面气膜出流孔处产生燃气倒灌的现象,因此就必须知道通道壁面各处详细的局部压力分布。本文实验中取压孔是垂直于通道侧壁开设,实验中所测壁面压力并非气流在壁面当地的静压,而是气流在当地的静压与部分动压之和,本文中定义为有效压力 P_e 。气流在通道内的流动为三维流动,设来流速度 $\vec{u}$ 在垂直于侧壁方向上的分量为 $\vec{u}_1$,则速度分量 $\vec{u}_1$ 与取压孔轴向方向一致,那么在壁面取压孔开孔处来流速度 $\vec{u}$ 垂直于侧壁的分量 $\vec{u}_1$ 在此滞止,有一动压头。因此此处取压孔实际所测的压力应该包括两部分,即来流在当地的静压与速度分量 $\vec{u}_1$ 所产生的动压之和,称之为有效压力 P_e ,根据有效压力的定义有:

$$P_e = P + \frac{1}{2} \rho \cdot u_1^2$$

式中: P 为当地静压, u_1 为速度分量。

因此,本文实验中所测的压力分布应该是通道内侧壁处沿流程的有效压力分布。图 3 和图 4 分别给出了带 90°直肋和 60°斜肋的通道内沿流程壁面各处的有效压力分布,出口压力为环境大气压力 P_0 。由图中可知不管是在带 90°直肋还是

带 60° 斜肋的通道内, 进口通道 (图中压力分布曲线的前半段) 有效压力的损失很小, 压力分布曲线基本上是一条直线; 而在出口通道 (图中压力分布曲线的后半段) 有效压力损失很大, 压力急剧减小; 在转弯段 (图中曲线中段), 有效压力有局部升高的趋势, 这是因为通道转弯段为一圆弧过渡段, 主流速度从加速气流进入较大截面, 气流扩压, 因此在中段就出现了局部有效压力的升高, 如图中所示, 这并不影响对阻力系数的分析。由图还可看出, 随着进口雷诺数的增大, 通道内有效压力是增大的。

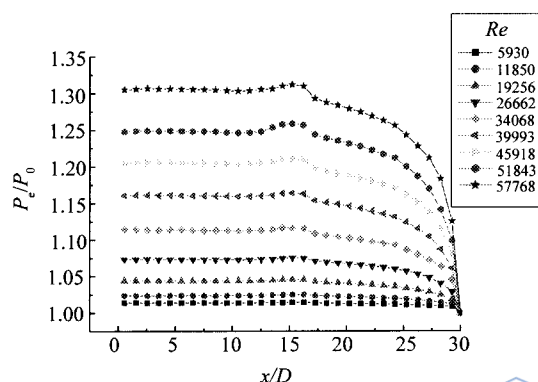


图 3 90° 直肋通道内沿程有效压力分布

Fig. 3 Efficient pressure distribution in the channel with 90° parallel ribs

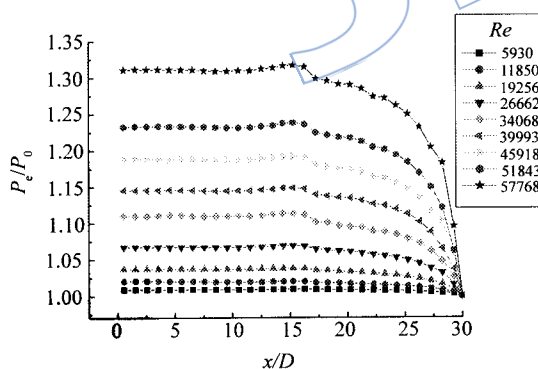


图 4 60° 斜肋通道内沿程有效压力分布

Fig. 4 Efficient pressure distribution in the channel with 60° parallel ribs

图 5~图 7 给出了不同进口雷诺数下直肋与斜肋的有效压力分布的比较。由以上各图可看出, 带直肋和带斜肋的通道内有效压力沿流程的分布趋势是相同的, 即在进口通道平缓降低, 在出口通道急剧降低, 而在转弯段有效压力局部有增加。分析回转通道的形状可知, 在进口通道, 由于通道截

面积的变化不大且肋高较小, 无论是直肋还是斜

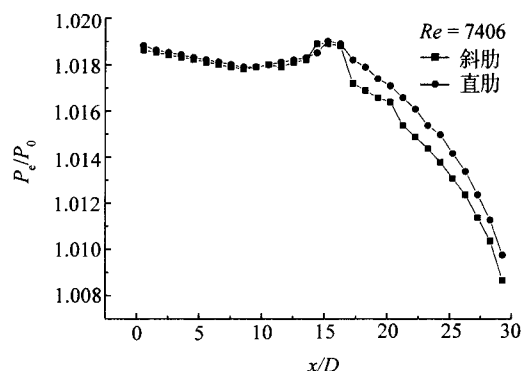


图 5 不同雷诺数下的沿程有效压力比较

Fig. 5 Compare of the efficient pressure distribution in each Re

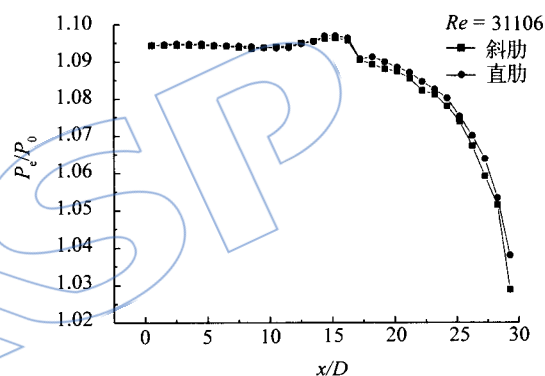


图 6 不同雷诺数下的沿程有效压力比较

Fig. 6 Compare of the efficient pressure distribution in each Re

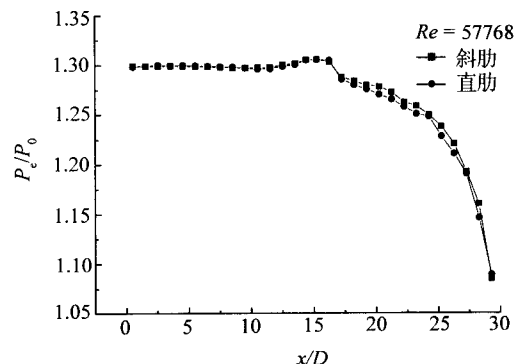


图 7 不同雷诺数下的沿程有效压力比较

Fig. 7 Compare of the efficient pressure distribution in each Re

肋对通道内气体的流动的影响不大, 气流压力变化平缓; 而在出口通道, 通道截面积变化较大, 所以气流压力变化剧烈, 压力损失较大, 影响气流程

动的主要因素是通道的形状。比较带直肋和带斜肋的通道的沿程有效压力分布,可以看出在进口雷诺数小于 20000 时,带直肋和带斜肋的通道在进口通道的压力分布曲线基本是一致的,而在转弯后进入出口通道,带直肋通道的压力要高于带斜肋的通道;随着进口雷诺数的增加到大于 30000 时,进口通道和出口通道两种通道内的压力分布逐渐一致,说明在雷诺数下,肋的形式对流动的影响逐渐降低。无论在低进口雷诺数还是在高进口雷诺数下,带直肋通道的进口压力和带斜肋通道的进口压力相差很小,而出口压力均为环境大气压力,则可知带直肋的通道的压力损失与带斜肋的通道的压力损失相当。

在工程应用中通道内详细的局部有效压力系数是涡轮叶片内冷通道设计的一个重要依据。本文定义了通道内局部有效压力系数 ξ_e , 令 $\xi_e = 2\Delta P_e / \rho u^2$ 。沿回转通道取一微元体,如图 8 所示,1 为进口截面,2 为出口截面,则上式中 ΔP_e 定义为微段进出口的有效压力之差,即:

$$\Delta P_e = P_{e1} - P_{e2}$$

式中: P_{e1} , P_{e2} 分别指微段进出口的有效压力; ρ , u 分别取微段进口处来流的密度和速度。这样就得到了回转通道内沿流程的局部有效压力系数的分布。

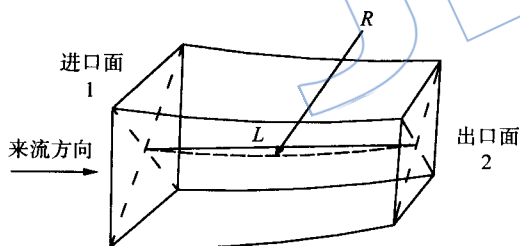


图 8 通道内的微元通道
Fig. 8 The tiny unit of the channel

图 9 和图 10 分别是直肋和斜肋通道内的不同进口雷诺数时有效压力系数沿流程的分布。由图可以看出,两种通道内的有效压力系数沿流程的分布趋势基本上是一致的:在进口通道内有效压力系数很小,且沿流程变化不大,局部出现负值,这是因为通道局部有扩张;转弯段有效压力系数变化较大,转弯前段出现负值,而转弯后出现极大值,这是由于转弯段流道的不均匀变化造成了有效压力的不均匀剧烈变化;出口通道内有效压力系数沿流程变化不大,比进口段有效压力系数

要大,这是因为出口段流道截面变化较进口段剧烈。

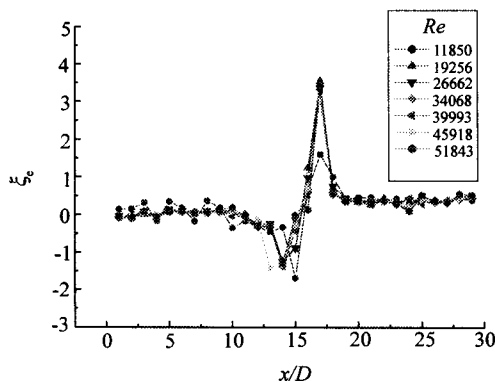


图 9 直肋通道内有效压力系数沿程分布
Fig. 9 Distribution of the coefficient of the efficient pressure in the channel with 90°parallel ribs

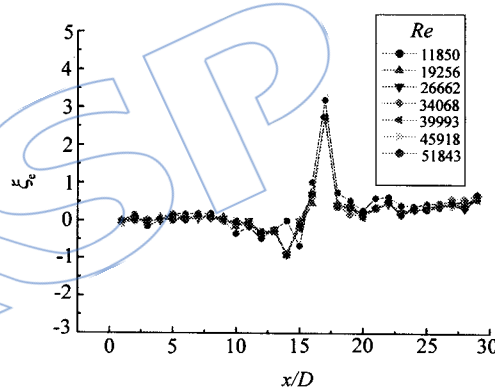


图 10 斜肋通道内有效压力系数沿程分布
Fig. 10 Distribution of the coefficient of the efficient pressure in the channel with 60°parallel ribs

有效压力系数是和微元通道的几何结构以及微元通道的进口雷诺数有关。描述微元通道几何结构的变量有微元通道进出口截面的水力直径 D_1 , D_2 以及通道的长度 L , L 取进出口截面中心点的距离。考虑到回转通道中的弯曲段,所以描述微元通道几何结构的变量中还应该加入弯曲通道的曲率半径 R ,如图 8 中所示。因此,定义影响通道局部有效压力系数的无量纲量为: $\frac{D_1}{D_2}$, $\frac{D_1}{L}$ 和 $\frac{L}{R}$, 同时还包括微元的进口雷诺数 Re 。由此可知通道局部有效压力系数可以由这些无量纲变量所决定,写成这些变量的函数,得到:

$$\xi_e = f\left(\frac{D_1}{D_2}, \frac{D_1}{L}, \frac{L}{R}, Re\right)$$

根据以上分析的准则关系式以及实验中得到的有效压力分布和进口流量的数据,可对实验数

据进行回归拟合,得到通道内部有效压力系数的经验公式。

4 结 论

(1) 对于带 90°直肋和带 60°斜肋的矩形回转通道,沿程有效压力的分布趋势基本一致。

(2) 定义了有效压力的概念,由于流道截面积的不规则变化,导致有效压力有沿程递增现象。

(3) 两种通道的阻力都主要集中在出口通道,且进出口的压力损失基本相当。

(4) 定义了通道内局部有效压力系数 ξ_e ,其形式应为:

$$\xi_e = f \left(\frac{D_1}{D_2}, \frac{D_1}{L}, \frac{L}{R}, Re \right)$$

参考文献:

- [1] Srinath V Ekkad, Je-Chin Han. Detailed Heat Transfer Distributions in Two-Pass Square Channels with Rib Turbulators [J]. Int. J. Heat Mass Transfer, 1997, 40(11): 2525—2537.
- [2] El-Husayni H A, Taslim M E. Experimental Heat Transfer Investigation of Stationary and Orthogonally Rotating Asymmetric and Symmetric Heated Smooth and Turbulated Channels[R]. ASME paper 92—GT—189.
- [3] Lau S C, Mcmillin R D, Han J C. Heat Transfer Characteristics of Turbulent Flow in a Square Channel with Angled Discrete Ribs[R]. ASME paper 90—GT—254.
- [4] 顾维藻, 赵东梅, 涂建平, 等. 涡轮叶片内冷却通道的流阻与换热实验研究[J]. 航空动力学报, 1995, 10(3): 225—228.