

文章编号: 1000-8055 (2004) 03-0356-05

横肋变截面回转通道不同肋高的流阻特性

关智华, 丁汀, 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, 采用实验方法研究了 4 种不同肋高的流阻规律, 并做了比较。实验模型中, 矩形肋对称布置在上下两个面, 肋间距为 15 mm, 肋宽为 2 mm, 肋与流体流向夹角为 90°。定义了沿程有效压力系数, 并得到了其沿程分布。实验表明, 对于带 90° 直肋不同肋高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。试验还发现高径比越大的其阻力系数越大, 即沿程的阻力越大。

关键词: 航空、航天推进系统; 高径比; 回转通道; 肋高; 有效压力

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Influence of the rib pitch on flow resistance in a U-shaped variable cross-section channel with transverse ribs

GUAN Zhi-hua, DING Shui-ting, TAO Zhi, XU Guo-qiang
(School of Jet Propulsion, 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. A real turn-over channel of turbine blade is simplified as an object to be studied in the present paper which studies flow performance in a 180° turn-over channel with 90° parallel different height ribs. The efficient pressure distribution in the inner part of the turn-over channel along the channel, including 90° parallel different height ribs, is shown in the paper. The result shows that the efficient pressure distribution in the inner part of these two turn-over channels with 90° parallel rib along the process is similar. Some efficient pressure increases along the channel because of the irregular changing of the channel shape. Correlation formulas of the coefficient of the efficient pressure are obtained in the paper. Resistance coefficient increases with the increase of the rib height to diameter ratio.

Key words: aerospace propulsion system; height to diameter; turn-over channel;
rib height; efficient pressure

符 号

A_{in}	通道入口截面积
$\dot{m}$	入口空气质量流量
D_{in}	入口水力直径 $\frac{2w \cdot h}{w + h}$
U_{in}	通道入口速度
e	肋高
P_e	有效压力
h_1	单元的入口高度
Re	雷诺数 $\frac{U_{in} D_{in}}{\nu}$
w_1	单元的入口宽度
ζ	阻力系数
ν	空气的运动粘性系数
Q_s	使用状态下流过仪表的体积流量
t_{in}, t_{out}	通道入口、出口温度
Q_N	仪表实际读出的体积流量
e/D_{in}	高径比
P_s	进口静压
h_1/w_1	通道内单元入口高宽比
P_{out}^*	出口总压
ρ	使用状态下入口空气密度
P_{in}^*	进口总压

随着航空发动机性能的不断提高，高压涡轮叶片的冷却问题成为人们必须面对的难题。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,从国内外这方面的研究成果总的来看,主要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^[1~4]。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,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。

1 实验模型及实验设备

以某型航空发动机涡轮叶片中段的内部冷却通道的实验模型,上下表面肋的布置为沿流向等距离分布,且与流向的夹角为 90°;实验模型中肋的形状为矩形,宽度为 2 mm,肋间距为 15 mm。通道主要由气流进口通道 拐弯段和出口通道三部分组成。为了安装方便,验件设计成带肋的上下盖板, U 型外隔板和内部隔板以及整流管五

部分,实验模型内部剖面结构见图 1 所示。模型尺寸与实际涡轮叶片通道的尺寸比例为 4:1。图中竖线为水排测压孔。

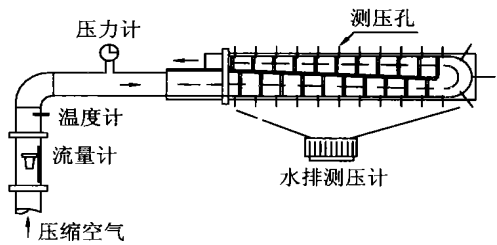


图 1 试验图
Fig. 1 Experimental rig

从进口到出口均匀布置 30 个测压孔,在 U 形外隔板打上小孔,从中引流测压。

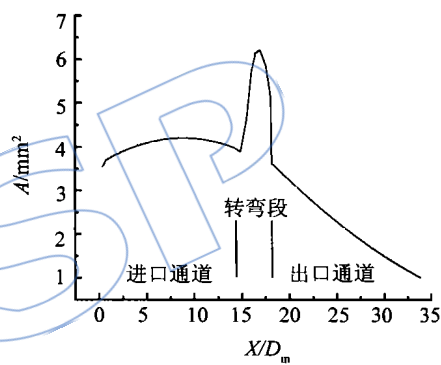


图 2 通道截面沿流程的变化
Fig. 2 Cross-section area along the channel

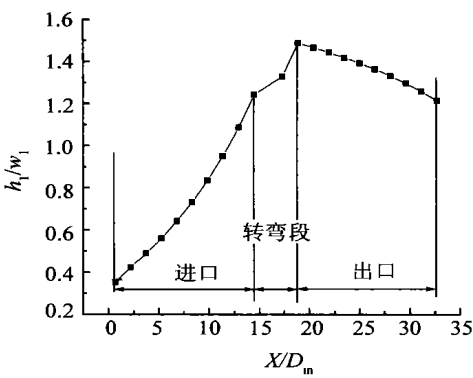


图 3 通道内单元沿程高宽比分布
Fig. 3 The cell's ratio of height to wide along the channel

通道带肋上下面积在进口通道和出口通道流向保持均匀渐缩,而侧壁在进口通道和出口通道沿流向分别为均匀渐扩和均匀渐缩,通道截面沿流程的变化见图 2。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。

图 3 是 4 个模型件不同节距比通道单元高宽比沿程分布情况。图中可以看出, 高宽比在进口段逐渐升高, 出口段逐渐减小。

2 实验数据分析方法

本文进行了肋高 分别为 1 mm, 1.5 mm 和 2 mm 和 2.5 mm 的流阻实验。由于通道截面积是变化的, 考虑实验结果的通用性, 按照边界连续性原则, 以肋为特征, 将通道分成若干单元, 使得每一个单元的中心包含一个肋, 其中转弯段作为一个独立的单元。对于 $e=1.0, 1.5, 2.0, 2.5$ mm 的实验模型, 高径比 e/D_{in} 的值分别为 0.0613, 0.0920, 0.1227 和 0.1534。

2.1 通道进口雷诺的计算

$$Re = \frac{U_{in}U_{in}}{\nu}$$

其中通道的进口速度 U_{in} 由入口空气的质量流量 $\dot{m}$ 得出, 定性温度取通道进口温度。

$$U_{in} = \frac{\dot{m}}{\rho_s A_{in}}$$

实验中由浮子流量计测出体积流量, 由于当地的大气压和大气温度与流量计标定时不同, 需要进行流量修正, 求出使用状态下的体积流量 Q_s 。

$$Q_s = Q_N \frac{P_N T_s}{P_s T_N}$$

式中: P_N 和 T_N 分别为标准状态时的大气压力 (Pa) 和大气温度 (K); P_s 和 T_s 分别为通道入口空气的压力和温度。

将此使用状态下的体积流量 转化为使用状态下的质量流量 $\dot{m}$:

$$\dot{m} = \rho_s Q_s$$

ρ_s 为使用状态下通道进口空气的密度, 由理想气体状态方程得:

$$\rho_s = \frac{P_{in}}{RT_{in}}$$

其中: P_{in} 和 T_{in} 为通道进口处空气的绝对压力和温度, R 为空气的气体常数。

2.2 有效压力和阻力系数

试验中定义了有效压力系数 P_e/P_0 的概念。 P_e 为水排测出的压力。

试验使用了阻力系数 ζ 以此来评测压力损失。

其计算式为:

$$\zeta = \frac{P_{in}^* - P_{out}^*}{(1/2) \rho_s U_{in}^2}$$

式中: P_{in}^* 和 P_{out}^* 分别为进出口总压。 P_{out}^* 为实测量。

$$P_{in}^* = P_s + (1/2) \rho_s U_{in}^2$$

2.3 实验结果及分析

在实验过程中, 将出口截面堵上一半 (简称堵口), 图 4 是堵口前后沿程压力变化比较。

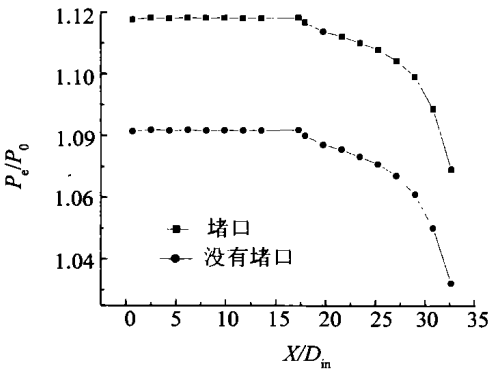


图 4 堵口前后沿程压力变化比较

Fig. 4 Pressure along the channel
(data before seal compared with data after seal)

通过比较堵口和未堵口时通道内的压力变化情况, 可以检测实验件的密封性能, 如果堵口后沿程压力变化趋势不变且沿程压力整体升高, 则可证明证明密封良好。

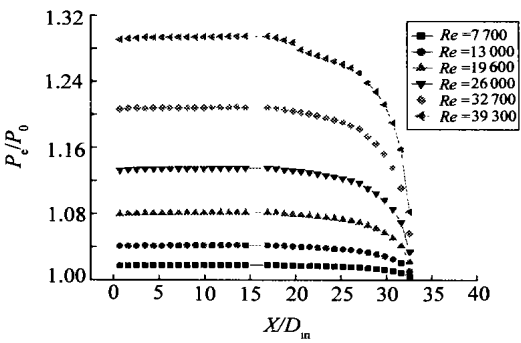


图 5 某试验件的通道内沿程有效压力分布

Fig. 5 Efficient pressure along the channel

图 5 给出了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, 在进口通道(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(图中曲线的中段), 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, 主气流速

度在壁面方向的分量 u_1 先增大后减小, 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 6~图 8 给出了不同进口雷诺数下不同高径比的有效压力分布的比较。由以上图可看出, 不同高径比的通道内有效压力沿流程的分布趋势是一致的, 即在进口通道平缓降低, 而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, 气流压力变化平缓; 而在出口通道, 通道截面积变化较大, 所以气流速度及压力变化剧烈, 压力损失较大, 影响气流流动的主要因素是通道的形状。比较不同肋高的通道的沿程有效压力分布, 可以看出, 肋高越高的沿程压力损失越大。

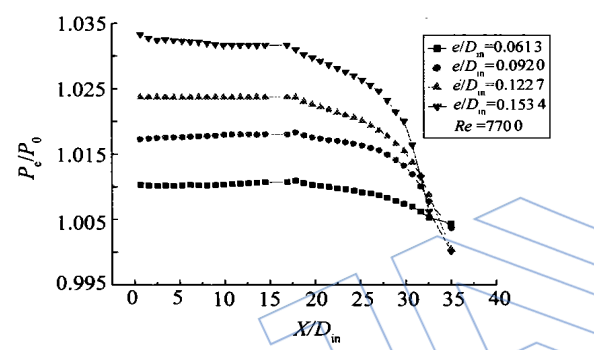


图 6 雷诺数 7700 下不同高径比的沿程有效压力比较

Fig. 6 Efficient pressure along the channel (Re= 7700)

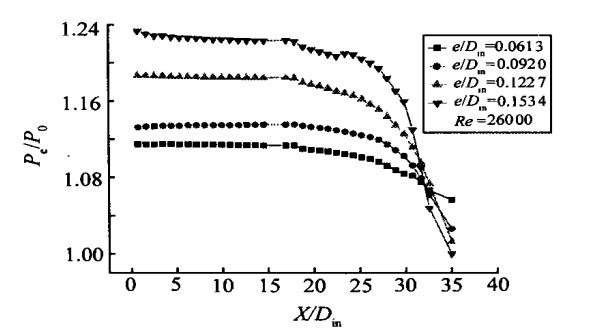


图 7 雷诺数 26000 下不同高径比的沿程有效压力比较

Fig. 7 Efficient pressure along the channel (Re= 26000)

数和不同高径比阻力系数比较。由图 9 可以看出, 高径比为 0.0920 阻力系数大体随雷诺数呈上升趋势, 在雷诺数 40000 到 50000 间略有升高。图 10 给出了 4 种不同高径比的阻力系数的比较。图中显示了肋高越高的阻力系数越大, 即阻力越大。

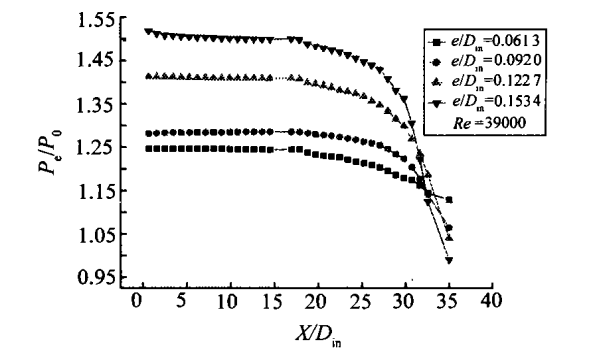


图 8 雷诺数 39000 下不同高径比的沿程有效压力比较

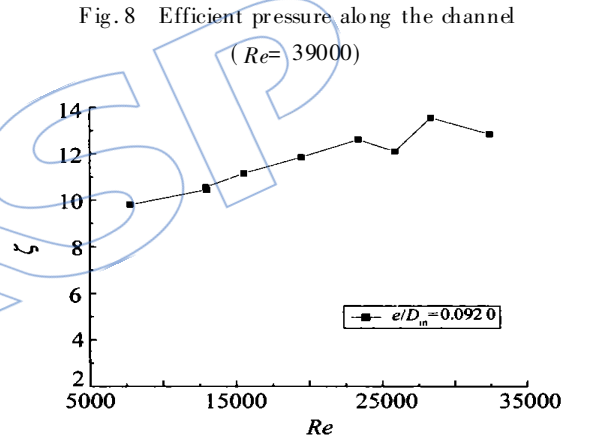


图 9 高径比为 0.0920 时通道阻力系数

Fig. 9 Resistance coefficient of the channel (Height to diameter= 0.0920)

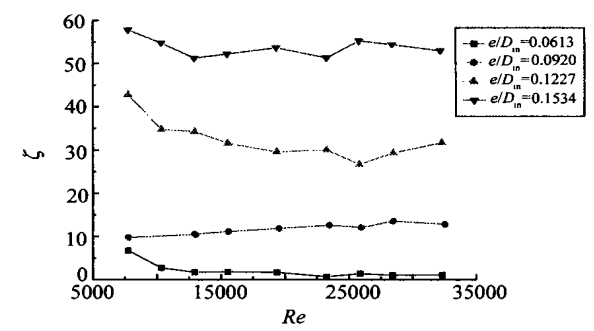


图 10 不同高径比阻力系数比较

Fig. 10 Resistance coefficient of different height to diameter

且随着肋高的增加其相差趋势增大。

3 结 论

- (1) 对于不同肋高矩形回转通道, 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) 在出口通道, 通道截面积变化较大, 所以气流速度及压力变化剧烈, 压力损失较大。
- (4) 阻力系数是和通道的肋高径比、通道的进口雷诺数有关。高径比越大的其阻力系数越大。

参考文献:

[1] Srinath V Ekkad, Je-Chin Han. Detailed Heat Transfer Distri-

butions in Two-Pass Square Channels with Rib Turbulators [J] . Int.J. Heat Mass Transfer 1997, 40: 2525- 2537.

[2] Zhang Y M, Han J C, Parsons J A. Surface Heating Effect on Local Heat Transfer in a Rotating Two-Pass Square Channel with 60 °Angled Turbulators[R] . ASME Paper 1993, 336: 2525- 2537.

[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 1990: 254.

[4] 顾维藻, 涂建平, 刘文仁等. 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.

GU Wei-zao, TU Jian-ping, LIU Wen-yen, et al. Investigation on Flow Resistance and Heat Transfer in Cooling Passages of Gas Turbine Blade. Journal of Aerospace Power, 1995, 10 (3) : 225- 228.