

文章编号: 1000-8055(2010)08-1758-05

纵向波纹隔热屏气膜孔流量系数的实验

王寅会, 常海萍, 王玉梅

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对加力燃烧室离散孔纵向波纹板结构隔热屏, 通过改变次流雷诺数 ($Re_c = 24 \times 10^4 \sim 33 \times 10^4$) 和出流比 ($S = 0.02 \sim 0.07$) 得到了波纹板上不同开孔位置处气膜孔的流量系数. 实验结果表明, 不同开孔位置处流量系数有很大差异; 同一开孔位置处, 对于长径比远小于 1 ($L/D \approx 0.17$) 的孔, 气膜孔和次流通道的动量比对小孔流量系数有很大影响, 尤其是在动量比较小的情况下; 而在同一动量比下, 单纯改变小孔雷诺数或次流通道的雷诺数对流量系数影响不大.

关 键 词: 纵向波纹隔热屏; 离散气膜孔; 流量系数; 小长径比; 动量比

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental investigation on discharge coefficient of film holes in a longitudinal ripple insulated liner

WANG Yin-hui, CHANG Hai-ping, WANG Yu-mei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For a longitudinal ripple insulated liner with discrete film holes in high-powered aircraft engine, the discharge coefficients of the film holes in different positions of the ripple liner were investigated. The discharge coefficients of coolant injection were obtained in a region of Reynolds number $Re_c = 24 \times 10^4 \sim 33 \times 10^4$, and blowing ratio $S = 0.02 \sim 0.07$. The results show: (1) The discharge coefficients differ greatly at various hole array positions. (2) For the hole with a low length-to-diameter ratio ($L/D \approx 0.17$) in the same position, the momentum ratio of the hole to secondary fluid has an important influence on the discharge coefficients C_d , especially in the case of small momentum ratio, while the Reynolds number of film hole and secondary flow has little influence on the discharge coefficients C_d .

Key words: longitudinal ripple insulated liner; discrete film hole;

discharge coefficient; low length-to-diameter ratio; momentum ratio

航空发动机的加力燃烧室通常装有隔热屏, 以防止燃烧室筒体的过热和震荡燃烧, 现在先进的发动机上大多采用多孔纵向波纹板结构隔热屏. 只有了解并掌握了纵向波纹板结构隔热屏气膜孔流量系数的影响规律, 才能准确设计冷却结构, 达到预期的冷却效果.

公开发表的有关气膜孔流量系数的国内外文献很多, 但大多数研究限于平板、平板加肋或小弯曲曲率的涡轮叶片型面上气膜孔流量系数^[1-6], 而对于周期性弯曲的纵向波纹板上气膜孔的流量系数研究报道较少. 纵向波纹通道中沿流向压力和速度变化较大^[7], 这两者是影响气膜孔流量系数

收稿日期: 2009-06-29; 修订日期: 2009-09-29

作者简介: 王寅会(1986-), 男, 河北饶阳人, 硕士生, 主要从事航空发动机高温部件冷却技术研究.

的重要因素,而这也会对隔热屏的换热特性产生影响,陆永华和常国强等人^[8-9]都对多孔纵向波纹表面的换热特性进行过实验研究,结果表明流向上压力的变化会对气膜孔的冷却效果产生影响,所以研究波纹面上气膜孔的流量系数是很必要的.本文实验研究了纵向波纹板不同位置上气膜孔的流量系数,分析动量比、小孔雷诺数和孔排位置等因素对流量系数的影响,为设计和优化纵向波纹隔热屏结构提供参考.

1 实验装置

1.1 实验系统

实验系统由压气机提供气源,气的流程如图 1 中箭头所示.次流流量和气膜孔出流量通过阀门调节.实验段进口和出口都与一个稳压腔相连.次流通道进口和出口流量可由管路中的槽道流量计测得,若气膜孔出流由这两个流量计的差值得到,由于出流量相对次流流量较小,难以保证测量精度.方韧和许全宏等人^[10-11]对燃烧室中多斜孔壁和多斜孔加双层壁结构的气膜孔流量系数实验研究表明,主流对气膜孔流量系数的影响都很小.为了精确得到孔出流量,本文实验中忽略了主流的影响,在孔的出流侧加了一个流量的收集腔,这样气膜孔的流量可由出流腔外接的浮子流量计精确测得.实验前都对流量计进行了校核标定.关于非平直波纹通道中,主流对流量系数到底有多大影响,有待后文研究.

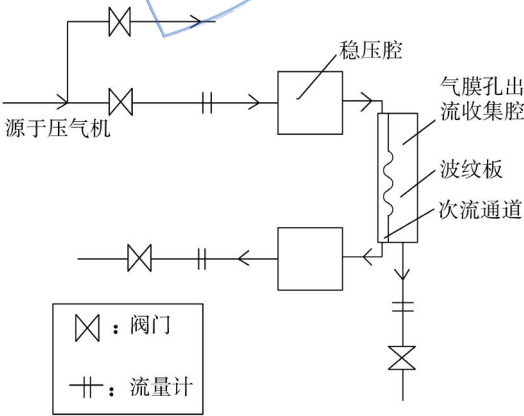


图 1 实验系统图
Fig.1 Test apparatus

1.2 实验件

图 2 就是本文所用的实验件,气膜孔排布方式如图所示.每个波在不同的位置开有 6 排孔,沿

流向等间距分布,每排孔的个数也为 6,相邻孔排之间采用叉排的方式排列,所有孔轴线都垂直于波纹板表面.其中 1 号孔在波峰处,4 号孔位于波谷,2 号和 6 号孔以及 3 号和 5 号孔关于 4 号孔对称,只是 2 号、3 号孔位于次流的迎风面,5 号、6 号孔位于背风面.

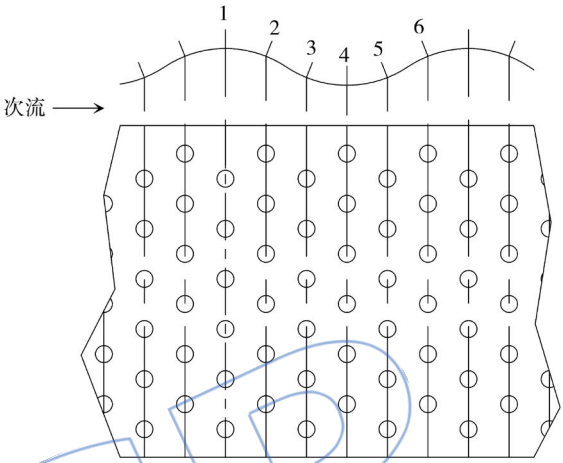


图 2 纵向波纹板
Fig.2 Longitudinal ripple insulated liner

2 工况与数据处理

实验采用堵孔法分别对 6 排气膜孔进行了单独实验,由于离散孔孔间距相对于孔径较大,前排孔的出流对下游的影响归结到动量比中考虑.

实验在不同次流雷诺数和出流比下进行,主要研究了动量比、小孔雷诺数、次流雷诺数以及开孔位置对流量系数的影响.实验工况如表 1 所示.

表 1 实验工况表
Table 1 Experimental parameters

$Re_c / 10^4$		S					
24	0.02 0.03 0.04 0.05 0.06 0.07						
27	0.02 0.03 0.04 0.05 0.06 0.07						
30	0.02 0.03 0.04 0.05 0.06 0.07						
33	0.02 0.03 0.04 0.05 0.06 0.07						

主要参数定义如下:
次流雷诺数定义为

$$Re_c = \frac{v_c \lambda}{\nu}$$

出流比定义为

$$S = \frac{\sum m_j}{m_c}$$

气膜孔雷诺数定义为

$$Re_j = \frac{v_j D}{\nu}$$

气膜孔与次流动量比定义为

$$I = \frac{(\rho v^2)_i}{(\rho v^2)_c}$$

式中 v_c 为次流通道进口平均流速, v_j 为气膜孔内平均流速, λ 为波纹板的波长, D 为气膜孔直径, ν 为空气的运动黏度, $\sum m_j$ 为流过气膜孔的总质量流量, m_c 为次流通道进口流量, $(\rho v^2)_j$ 和 $(\rho v^2)_c$ 分别是基于孔内和次流通道的平均流速得到的与动压相关的量。

本实验中,由于气流速度不高,故可以当作不可压流来处理,流量系数定义如下:

$$C_d = \frac{m_i}{m_t} = \frac{m_i}{A_j \cdot \sqrt{2\rho(p_c^* - p_\infty)}}$$

式中 m_j 为实验中测得的流过气膜孔的实际流量, m_t 为流过气膜孔的理论流量, A_j 为气膜孔的横截面积, ρ 为气膜孔内流体的密度, p_c^* 为次流通道进口总压, p_∞ 为气膜孔出流收集腔内的静压。

3 实验结果与分析

3.1 孔雷诺数和动量比对流量系数的影响

图 3~图 5 给出了 1 号孔、3 号孔和 4 号孔流量系数随孔雷诺数和动量比的变化曲线。从图中可以看出,不同开孔位置处的流量系数只在数值上有差异,而在随流动参数的变化规律上是一致的。

图 3(a)、图 4(a)、图 5(a) 给出的是不同动量比下,流量系数随孔雷诺数变化的分布曲线。可以发现,在动量比相同的情况下,流量系数几乎不随孔雷诺数的变化而改变,说明孔雷诺数对流量系数影响很小。流量系数反映了流体流经孔所产生的流动损失的大小,当气膜孔与次流动量比确定的情况下,气膜孔的雷诺数的改变主要影响孔内流动损失^[12],而针对本实验中长径比远小于 1 的气膜孔($L/D \approx 0.17$),孔内流动损失在总损失中所占的比例很小,所以孔雷诺数对流量系数影响不大。

比较图 3~图 5 的(a),(b)图,可以发现动量比对流量系数的影响显著。随动量比的增大,流量系数逐渐升高,尤其是在动量比较小的情况下,流量系数上升趋势明显,当动量比较大时,流量系数变化平缓,并有趋于定值的趋势。动量比增大意味着次流流速相对于孔内流速较小,这样气流进入孔时产生的转折损失和收缩损失程度就会减小,流量系数就会增大,同时随动量比的增大这部分损失对总损失的影响也在下降,所以曲线逐渐平缓。

3.2 孔排位置对流量系数的影响

图 6(a),(b) 给出了不同次流雷诺数下 ($Re_c = 24 \times 10^4$ 和 $Re_c = 27 \times 10^4$),各排孔流量系数随动量比的变化曲线。比较不同孔排在相同流动参数下的流量系数发现,不同开孔位置处流量系数差异很大。参照前面图 2 所示的孔排布图可以发现,流量系数最大的是 2 号孔,它相比于流

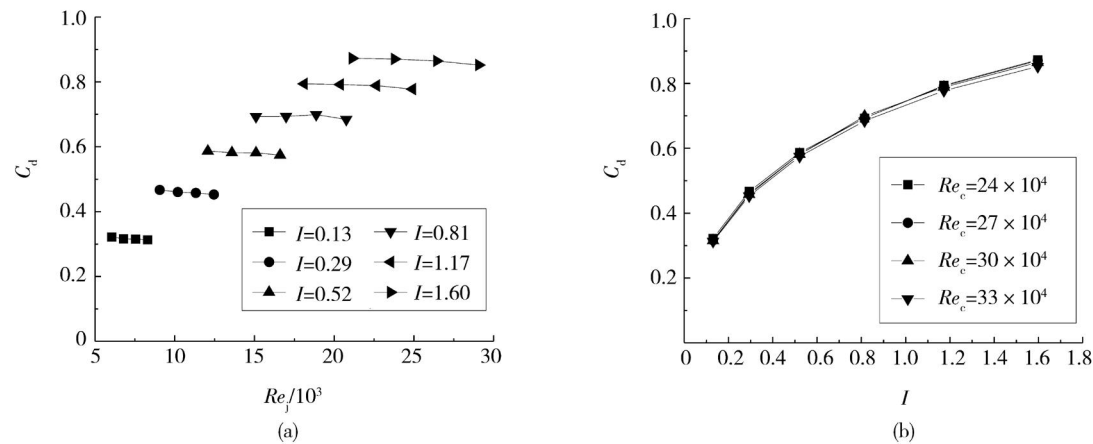


图 3 1 号孔流量系数随孔雷诺数、动量比的变化规律

Fig.3 Curves of discharge coefficient of hole 1 with Reynolds number of film hole and momentum ratio

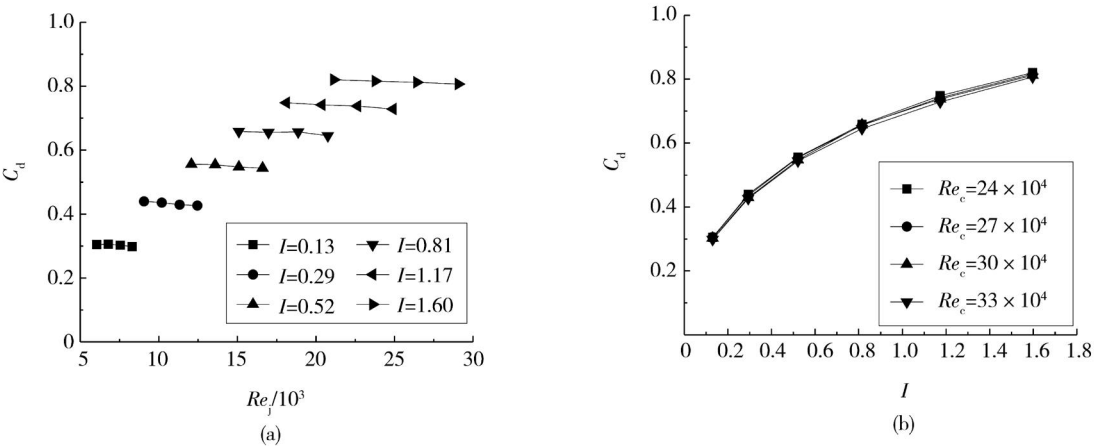


图 4 3 号孔流量系数随孔雷诺数、动量比的变化规律

Fig. 4 Curves of discharge coefficient of hole 3 with Reynolds number of film hole and momentum ratio

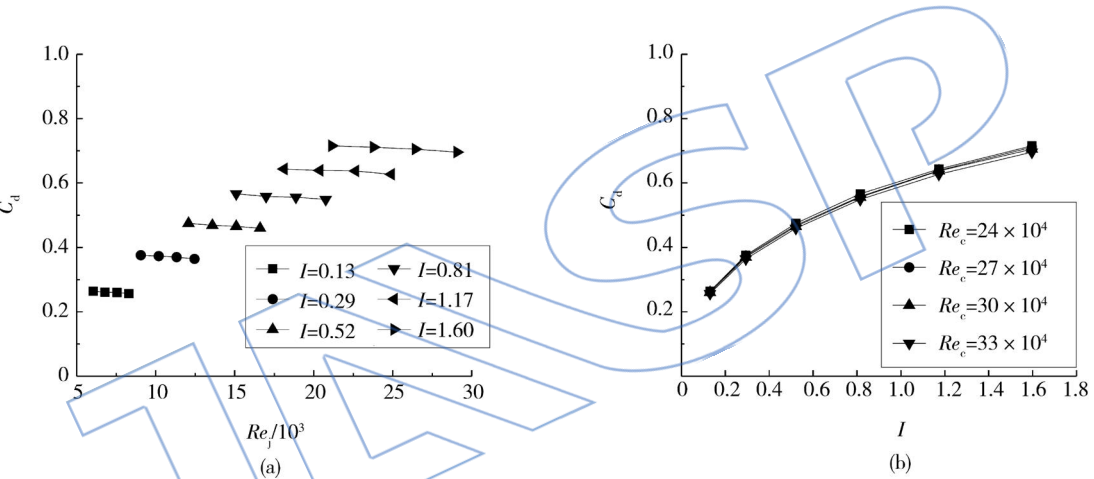


图 5 4 号孔流量系数随孔雷诺数、动量比的变化规律

Fig. 5 Curves of discharge coefficient of hole 4 with Reynolds number of film hole and momentum ratio

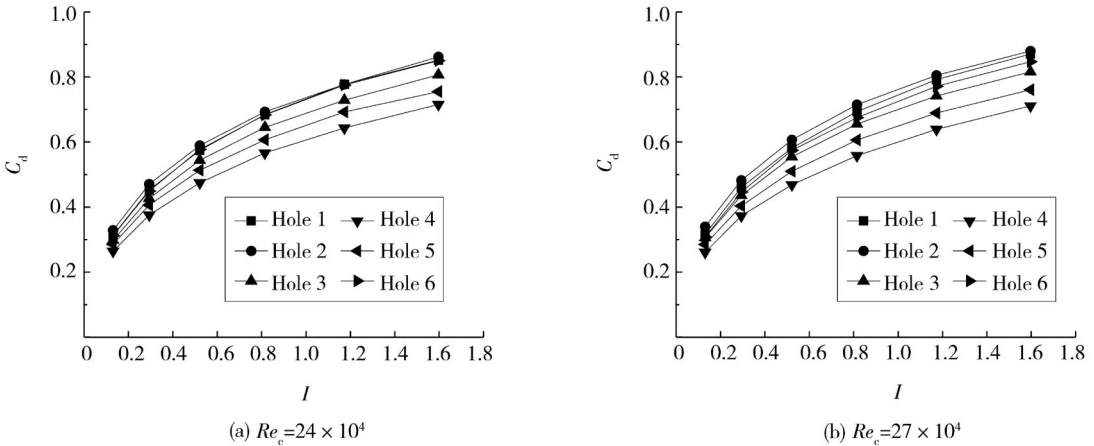


图 6 各排气膜孔流量系数随动量比的变化规律

Fig. 6 Curves of discharge coefficient of different holes with momentum ratio

量系数最低的4号孔,最大值相差0.2左右.按照流量系数数值降序排列为2号孔、1号孔、6号孔、3号孔、5号孔和4号孔.

仔细比较不同孔排的流量系数值,发现开孔位置正对的次流通道截面积较大的孔流量系数值比正对通道截面积较小的孔的流量系数要大,这是因为截面积比较大的开孔位置处所对应的次流流速较小,这样流体进入孔所产生的转折和收缩损失程度比较小,所以流量系数较大.另外还可以发现,凡是处于迎风面的气膜孔流量系数要大于相同几何位置处背风面的流量系数(比如2号孔 $>$ 6号孔,3号孔 $>$ 5号孔),这是因为在迎风面流体流入孔的方向相对于孔的轴线方向为锐角,即一部分流体可以借助动压直接出流,这样流体在进入孔时所产生的转折损失程度比同一几何位置处背风面的孔要小,所以流量系数要大.此外,2号孔所对应的通道的截面积要小于1号孔,但是由于孔2号孔位于迎风面,综合考虑后,本实验得到的结果是2号孔流量系数要大于1号孔.

4 结 论

针对加力燃烧室隔热屏的纵向波纹结构,分别单独测量了不同开孔位置处的气膜孔的流量系数,并分析了小孔雷诺数、次流雷诺数和动量比对流量系数的影响,结果表明:

- 1) 不同开孔位置处气膜孔流量系数有很大差异,表明孔排位置对流量系数有重要影响;
- 2) 同一开孔位置处,针对长径比远小于1的气膜孔,流量系数受动量比的影响非常大,在动量比较小的时候,影响尤其明显,而同一动量比下,单纯改变小孔雷诺数或次流雷诺数对流量系数的影响都不大.

参考文献:

- [1] Hay N, Lampard D. Discharge coefficient of turbine cooling holes: a review[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 314-319.
- [2] Hay N, Lampard D, Benmansour S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105: 243-248.
- [3] Andrews G E, Mkpadi M C. Full coverage discrete hole wall cooling: discharge coefficient [R]. ASME 83-GT-79, 1983.
- [4] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 气膜孔形状对流量系数影响的实验研究[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 42-45.
- [5] ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling. The effect of film cooling holes shape on discharge coefficient[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 42-45. (in Chinese)
- [6] 裘云, 朱惠人, 倪萌, 等. 带肋壁与气膜孔内通道中肋角度对流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 235-238.
- [7] QIU Yun, ZHU Huiren, NI Meng, et al. Effect of rib turbulator orientation on the discharge coefficient of suction hole in the internal passage[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 235-238. (in Chinese)
- [8] 向安定, 朱惠人, 刘松龄. 涡轮工作叶片型面气膜孔流量系数的实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 507-511.
- [9] XIANG Anding, ZHU Huiren, LIU Songling. Discharge coefficient measurements of film cooling holes on blade surface in a turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 507-511. (in Chinese)
- [10] 金志浩, 王关晴, 刘洁. 波纹板内流体流动特性的数值模拟[J]. 水动力学研究与进展(A辑), 2004, 19(1): 26-30.
- [11] JIN Zhihao, WANG Guanqing, LIU Jie. Numerical simulation of fluid flow characteristics in wavy plates[J]. Journal of Hydrodynamics (ser. A), 2004, 19(1): 26-30. (in Chinese)
- [12] 陆永华, 常海萍, 谈浩元. 纵向波纹隔热屏通道的换热特性[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 230-232.
- [13] LU Yonghua, CHANG Haiping, TAN Haoyuan. Heating transfer of longitudinal ripple heat shield tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 230-232. (in Chinese)
- [14] 常国强, 常海萍, 常飞. 多孔纵向波纹表面气膜冷却效率实验研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 513-518.
- [15] CHANG Guoqiang, CHANG Haiping, CHANG Fei. Experimental investigation on film cooling effectiveness of multi-hole at longitudinal wavy surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 513-518. (in Chinese)
- [16] 方初, 林宇震, 李彬. 燃烧室多斜孔壁流量系数研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 61-64.
- [17] FANG Ren, LIN Yuzhen, LIN Bin. Discharge coefficients of inclined multi-hole wall cooling in a combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 61-64. (in Chinese)
- [18] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击加多斜孔双层壁冷却方式流量系数研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 49-52.
- [19] XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Discharge coefficients of double wall with discrete hole and inclined multi-hole for combustor liner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 49-52. (in Chinese)
- [20] Gritsh M, Schulz A, Witting S. Method for correlating discharge coefficients of film-cooling holes[J]. AIAA Journal, 1998, 36(6): 976-980.