

文章编号: 1000-8055(2007)07-1127-05

弯曲壁上开孔倾角对气膜孔流量系数的影响

张弛, 赵梦梦, 林宇震, 刘高恩
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 对弯曲壁上的多孔气膜冷却方式的流量系数进行了实验研究, 目的是确定在一定曲率的弯曲壁上不同开孔倾角冷却孔的平均流量系数随压力参数的变化规律, 并从流动损失方面进行深入分析. 研究结果表明, 对于几何参数一定的多孔冷却方式, 影响其流量系数的气动因素用压力参数来表示是合理的, 但对于不同的开孔倾角, 压力参数对流量系数的影响效果有很大差别.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 弯曲壁; 多孔气膜冷却; 流量系数; 压力参数
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Effect of inclined angle on discharge coefficient of the discrete holes in curved wall

ZHANG Chi, ZHAO Meng-meng, LIN Yu-zhen, LIU Gao-en

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An experimental investigation was conducted on the discharge coefficient of multi-holes cooling with different inclined angles in the curved wall for an aircraft engine combustor. The research purpose is to obtain the tendency of the average discharge coefficients with the pressure parameter, one of the most important influencing factors, and to analyze the flow dynamics. The research results indicate that as an aerodynamics factor the pressure parameter has significant impact on the discharge coefficient of the discrete holes for a given geometrical configuration, and for different inclined angles it has different effects.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft engine; curved wall;
multi-holes cooling; discharge coefficient; pressure parameter

现代高性能航空发动机燃烧室均要求高进口温度 and 高温升, 火焰筒耐久性面临严峻考验, 而对于火焰筒上某些特殊区域的冷却问题也越来越受到关注, 比如针对回流燃烧室内弯曲段的冷却研究. 目前具有良好冷却效果又较为经济的冷却方式为多孔冷却, 该冷却方式不但大大增加壁面内部的对流换热, 还在壁面与燃气之间形成覆盖效果良好的气膜, 因此, 得到广泛应用. 本文所研究

的弯曲壁面上就是采用多孔冷却方式, 为了确定其冷却气量以及开孔面积, 首先必须准确测量多孔壁的开孔流量系数.

国内外学者对冷却孔的流量系数进行了大量研究, 但绝大部分都是针对平板上开孔进行的, 对弯曲叶片上冷却孔流量系数的研究多是以涡轮叶片型面为对象, 从公开的文献资料来看, 目前尚无专门针对火焰筒弯曲壁面的流量系数研究. 文献

[1] 对不同孔间距、长径比、倾角和偏角的平板多斜孔壁在不同小孔雷诺数和环腔气流与小孔气流流量比下的流量系数进行了试验研究. 文献[2]主要研究不同结构方案冲击+ 发散双层壁当量流量系数随压力参数的变化规律, 并分析了主流流量、孔排列方式及缝高的变化对流量系数的影响. 文献[3]实验研究了不同气膜孔出口形状、二次流雷诺数及吹风比对流量系数的影响. 文献[4-6]研究了不同叶片型面位置处气膜孔的流量系数, 并分析了吹风比和主流等对流量系数的影响.

影响流量系数 C_d 的气动因素主要有以下准则参数: 环腔气流与冷却孔射流动量比 $I_1 = \rho_{an} v_{an}^2 / \rho v_j^2$, 或者用压力参数 $PS = 1/I_1 = (p_{an}^* - p_j) / (p_{an}^* - p_{an})$ 表示, 很明显, 两者的物理意义是相同的; 冷却孔内气流雷诺数 Re ; 主流与冷却射流动量比 $I_2 = \rho_g v_g^2 / \rho v_j^2$. 根据已有研究结果, 冷却孔内气流雷诺数 Re 主要影响孔内摩擦损失, 而该损失相对来说对流量系数影响较小, 这在以下的内容中将进一步阐述; 而主流和加温比对冷却孔的流量系数影响作用也很小, 即射流与主流的掺混损失可以忽略^[1,2,7]. 因此, 本文主要针对弯曲壁面的多孔冷却方式, 采用实验的方法研究不同倾角冷却孔流量系数随压力参数 PS 的变化规律^[8], 并且从应用角度来看, 更关心冷却气穿过多排孔的平均效果, 本文中的流量系数严格来讲是指多排孔的平均流量系数.

1 流动损失理论分析

流量系数是在一定的几何结构和流动条件下, 实际流过开孔的流量 $\dot{m}_{re}$ 与理论流量 $\dot{m}_{th}$ (没有任何损失和流线收缩) 之比, 即

$$C_d = \dot{m}_{re} / \dot{m}_{th} \tag{1}$$

对于燃气轮机燃烧室火焰筒的典型开孔方式, 一类是长径比远小于 1 的开孔, 比如主燃孔和掺混孔^[8]; 另一类是长径比为 1 的量级的小孔, 比如各种冷却孔. 这两种开孔的流动物理本质有所区别, 长径比远小于 1 的孔, 流体运动惯性导致流线收缩^[9]; 而对于长径比在 1 的量级的小孔, 除了流线收缩外, 还有折转、摩擦和突扩等各种损失.

图 1 是本文研究的弯曲多孔壁冷却的流动示意图, 环腔冷却气流经弯曲多孔壁气膜孔进入主流腔时, 存在进口折转损失 Δp_s , 进口收缩损失 Δp_c , 摩擦损失 Δp_f , 出口突扩损失 Δp_b 以及加热损失 Δp_t 和主流对冷却气射流的掺混损失 Δp_m . 其中, 进口折转损失 Δp_s 与环腔气流速度及冷却

孔与壁面的夹角有关; 进口收缩损失 Δp_c 与小孔入口处的几何条件有关^[1]; 摩擦损失 Δp_f 则与小孔内壁面粗糙程度以及孔内雷诺数有关; 出口突扩损失 Δp_b 则与气流动压相关, 这是从射流进入相对无限大空间突扩损失分析得出的结论^[1]; 加热损失 Δp_t 与冷却气和壁面换热有关, 在实际燃烧室, 流过小孔气流温升很小, 加热损失可以忽略; 掺混损失 Δp_m 与主流的流动状态有关.

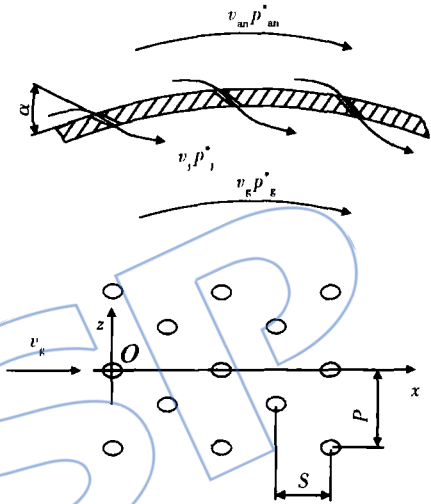


图 1 弯曲多孔壁示意图

Fig. 1 Multi holes curved wall scheme

损失系数定义为压力损失与动压之比, 即

$$\xi = \frac{\Delta p}{(1/2) \rho v_j^2} \tag{2}$$

因此, 总的流动损失系数是各种损失之和:

$$\xi = \xi_s + \xi_c + \xi_f + \xi_b + \xi_t + \xi_m \tag{3}$$

对于孔内射流 $Ma < 0.3$ 的低速流动, 可以忽略气体压缩性, 因此流量系数可以表示为

$$C_d = \frac{\dot{m}_{re}}{A \sqrt{2 \rho (p_{an}^* - p_g)}} \tag{4}$$

其中: A 为冷却孔开孔几何面积, $\dot{m}_{re}$ 为通过多孔壁实际气体质量流量, ρ 为气流密度, p_{an}^* 为环腔气流总压, p_g 为主流腔静压.

若已知损失系数, 可求得射流速度 v_j , 即 $v_j = \sqrt{\frac{2(p_{an}^* - p_g)}{\rho \xi}}$. 而射流理论速度 v_{jth} 可写为 $v_{jth} = \sqrt{\frac{2(p_{an}^* - p_g)}{\rho}}$. 因此, 流量系数也可以表示为 $C_d = \frac{v_j}{v_{jth}} = \frac{1}{\sqrt{\xi}}$.

2 实验安排

本文试验研究中主流腔内无气流流过, 并在常温常压下进行. 对于弯曲多孔壁, 由于曲率影响, 弯曲环腔通道内部的流动很复杂^[10], 但主要与环腔雷诺数有关, 考虑到数据整理, 其作用效果在给定的几何尺寸下仍然可用压力参数来表示.

弯曲多孔壁流量系数实验段如图 2 所示, 环腔宽高比 $l/h=4.4$, 环腔气流由低压稳定气源从入口 1 供给; 在主流腔入口 2 处用盲板密封, 不提供主流气流; 出口 1 和 2 处的阀门控制控制气流量和压降. 气流流量均用浮子流量计测量, 入口 1 前的浮子流量计测量出环腔气流量, 出口 2 后的浮子流量计测量出通过多孔板的气流量. 环腔 p_{an} 和主流腔压力 p_g 可以由压力水排测出. 误差分析表明, 本实验测量得到的流量系数的精度在 8% 以内. 流量系数实验设计在较宽的压力参数范围内进行, 实验工况参见表 1.

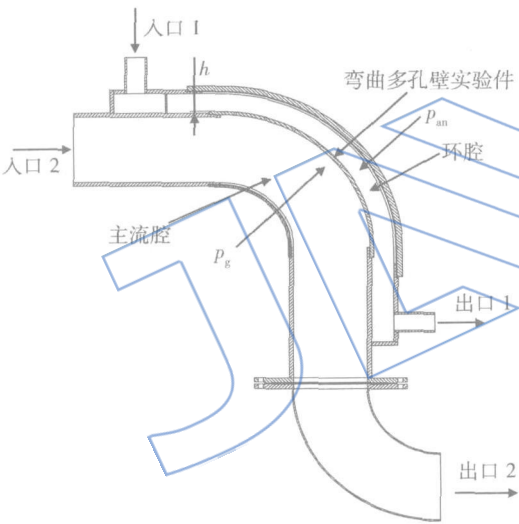


图 2 实验段简图

Fig. 2 Experimental section scheme

表 1 实验工况参数

Table 1 Experimental operating conditions

方案	压力参数 PS	环腔雷诺数 Re	孔内雷诺数 Re
1	1.5~50	17 000~41 000	900~7 500
2	1.2~50	19 000~42 000	1 100~10 000

弯曲多孔壁实验结构参数见表 2, 实验板曲率半径均为 200 mm, 小孔采用叉排方式, 板的厚度和孔间距都一致, 倾角分别为 90° 和 30° , 没有复合偏角.

表 2 弯曲多孔试验板结构参数

Table 2 Multi-holes curved wall configurations

方案	P/d	S/d	l/d	$\alpha/(^\circ)$	排列方式
1	9.9	8.7	1.33	90	叉排
2	9.9	8.7	2.66	30	叉排

3 实验结果分析

图 3 是弯曲多孔壁流量系数 C_d 随压力参数 PS 变化的实验结果. 很明显, 流量系数均随着压力参数的增大而增大. 但是对于方案 1 的直孔壁, 当压力参数 $PS < 12$ 时, 流量系数 C_d 增幅较大, 当 $PS > 12$ 后, C_d 变化很小, 基本稳定在 0.62 左右; 对于方案 2 的斜孔壁, 当压力参数 $PS < 8$ 时, 流量系数 C_d 增幅较大, 当 $PS > 8$ 后, C_d 保持不变, 稳定在 0.8 左右. 从两种弯曲壁的实验结果对比来看, 在压力参数 $PS=3$ 左右的地方, 直孔壁与斜孔壁的流量系数相同; 当压力参数 $PS < 3$ 时, 方案 2 斜孔壁的流量系数均略大于方案 1 直孔壁; 而压力参数 $PS > 3$ 后, 却意外地发现直孔壁的流量系数是大于斜孔壁的, 并且进入稳定状态后两者相差 0.18.

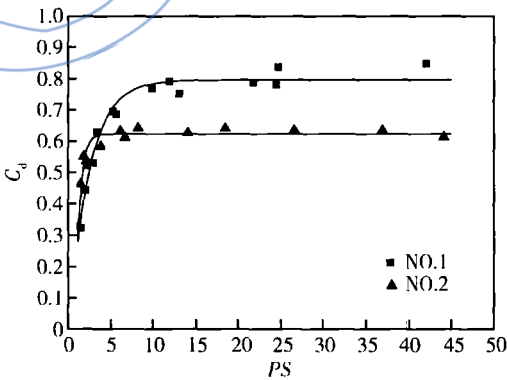


图 3 流量系数随压力参数变化曲线

Fig. 3 Curves of discharge coefficient with pressure parameter

在流量系数实验数据基础上, 根据各损失系数定义, 可计算出它们的大小, 其中摩擦损失 Δp_f 的估算可参考文献[11], 而突扩损失系数 ξ_1 近似等于 1^[1], 因此, 折转和收缩损失系数为 $\xi_2 + \xi_3 = \xi_1 - \xi_2 - 1$. 图 4 显示了由流量系数实验结果估算出的各方案损失系数.

对于方案 1 直孔壁, 可以看出, 摩擦损失 ξ_1 很小, $\xi_2 + \xi_3$ 以及总压损失 ξ 都随着压力参数的增大而减小, 这与流量系数随压力参数变化是相对应的, 影响总压损失系数 ξ 变化的主要是折转

损失 Δp_s 和收缩损失 Δp_c . 对于方案 2 斜孔壁, 其损失系数变化规律与直孔壁相似, 但比较而言, 斜孔壁的摩擦损失系数稍大于直孔壁, 主要是由于斜孔长径比较大. 另外, 在 $PS < 3$ 时, 斜孔壁的折

转损失和收缩损失系数 $\xi_s + \xi_c$ 小于直孔壁; 随着压力参数的变化, $PS > 3$ 后, 斜孔壁的 $\xi_s + \xi_c$ 却明显大于直孔壁, 这就造成了较高压力参数下的斜孔壁流量系数反而小于直孔壁.

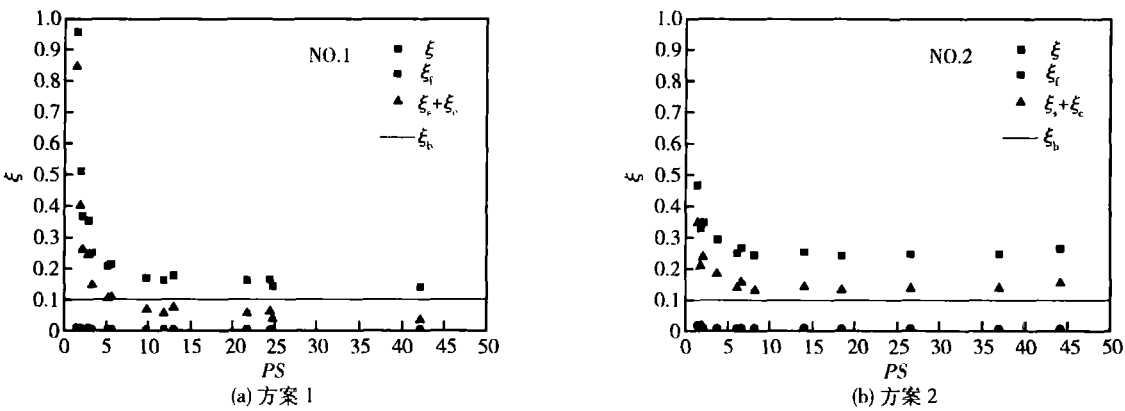


图 4 不同压力参数下弯曲多孔壁损失系数分布
Fig. 4 Loss coefficients for multi-holes curved wall at different pressure parameters

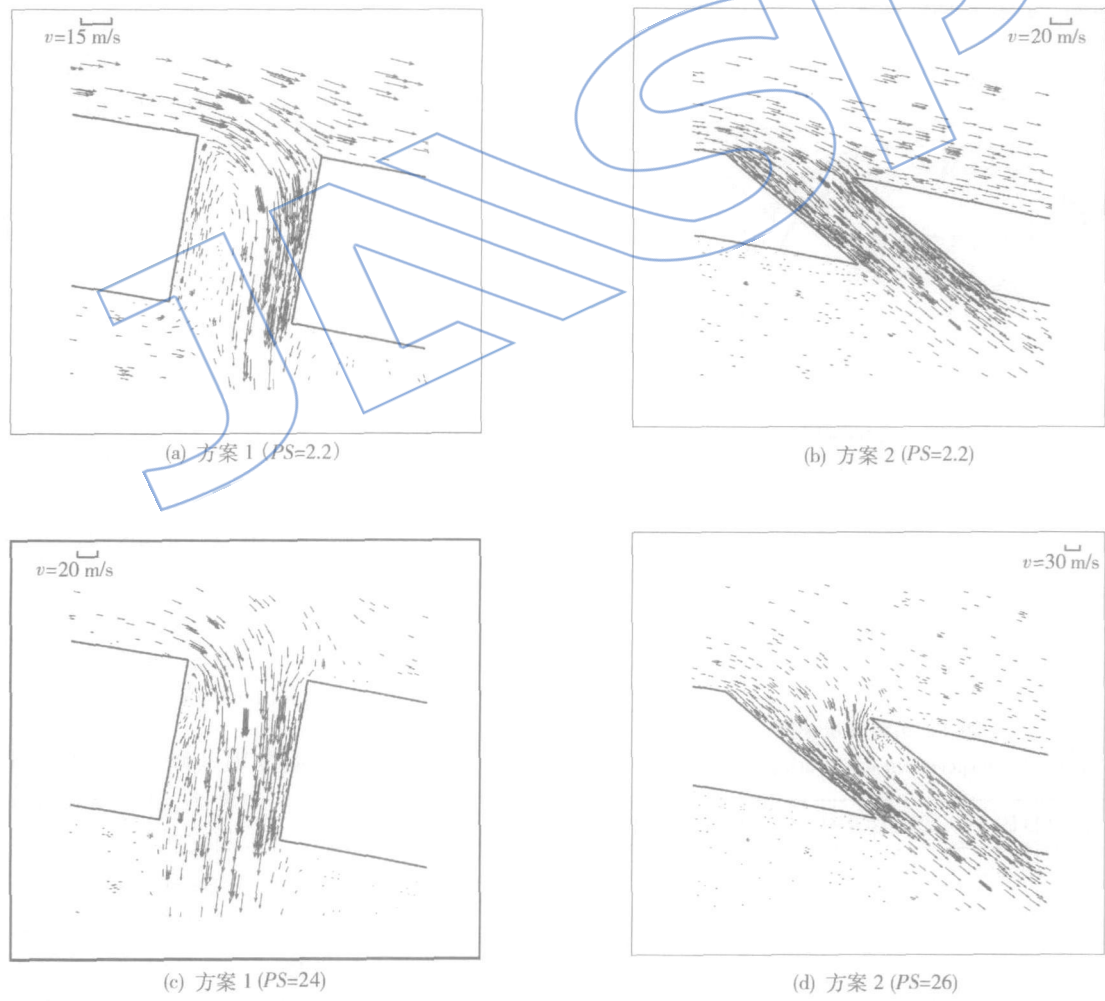


图 5 不同压力参数下弯曲壁孔内流场图
Fig. 5 Flow fields in the curved wall hole at different pressure parameters

图5是利用商用CFD软件FLUENT计算得到的不同压力参数下弯曲壁面上直孔与斜孔内的流场图,其结果与文献[12]雷同。在 $PS=22$ 时,对于直孔,见图5(a),环腔内近壁面处气流速度较大,入口处气流折转很大,并在小孔内产生明显的回流区,这个低速回流区大大减小了小孔的有效流动面积,致使流量系数偏低;但对于 30° 斜孔,见图5(b),气流以很小折转就顺利进入孔内,折转损失较小,并且斜孔内基本上没有出现流动分离现象,所以其流量系数高于直孔。在 $PS=25$ 左右时,对于直孔,见图5(c),环腔气流速度相对于孔内流速来说较低,入口处折转较弱,并且孔内回流区变弱甚至消失,流量系数因此明显增大;但对于倾角 30° 斜孔,见图5(d),此时气流反而以较大的折转进入小孔,并以较高速度冲击到斜孔内偏下的面上,增大了摩擦和气流滞止损失,而且在斜孔内偏上的面附近存在明显低速回流区,这也造成了斜孔内有效流动面积的减小,所以流量系数较相同压力参数下的直孔要小。可见,正是不同倾斜孔附近的流动规律造成了其流量系数随压力参数的变化规律有所差别。

4 结 论

本文对弯曲多孔壁不同倾角气膜孔的流量系数进行了实验研究,主要结论如下:

(1) 压力参数是影响冷却孔流量系数的综合气动参数,流量系数随压力参数升高而增大。但是当压力参数升高到一定数值后,流量系数增幅很小,基本保持稳定,并且该压力参数值随着气膜孔倾角的增大而有所升高;

(2) 不同倾角气膜孔的流量系数随压力参数的变化趋势有所不同。在锐角范围内,气膜孔与壁面倾角越大,低压力参数下的流量系数越小,而高压力参数下的流量系数越大;

(3) 气膜孔与壁面的倾角对不同压力参数下小孔进口区域和孔内的流动状态影响甚大,而这又影响到气流流经小孔的折转损失和孔内的实际有效通道面积,这些是影响流量系数的决定性因素。

参考文献:

- [1] 方初,林宇震,李彬,等.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
FANG Ren, LIN Yuzhen, LI Bing, et al. Discharge coeff-

icients of inclined multihole wall cooling in a combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 61-64

- [2] 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
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Discharge coefficient of double wall with discrete hole and inclined multihole for combustor liner [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 49-52
- [3] 朱惠人,许都纯,刘松龄,等.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
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling, et al. The experimental investigation in the effects of film cooling holes shape on discharge coefficient [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 42-45
- [4] 向安定,刘松龄,朱惠人,等.吹风比对涡轮动叶型面气膜孔流量系数的影响[J].西北工业大学学报,2004,22(1):104-107
XUANG Anding, LIU Songling, ZHU Huiren, et al. Experimental investigation of discharge coefficients of film cooling hole on turbine blade [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(1): 104-107
- [5] 向安定,朱惠人,刘松龄,等.涡轮导向叶片表面气膜孔流量系数的实验研究[J].推进技术,2003,24(3):216-218
XIANG Anding, ZHU Huiren, LIU Songling, et al. Discharge coefficient measurements for film cooling holes on blade surface in a turbine cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3): 216-218
- [6] Rowbury D A, Oldfield M L G, Lock G D. A method for correlation the influence of external crossflow on the discharge coefficients of film cooling holes [R]. ASME 2000 GT-0294
- [7] Andrews G E, Mkpadi M C. Full coverage discrete hole wall cooling: discharge coefficients [R]. ASME 83-GT-79, 1979
- [8] Mellor A M. Design of modern turbine combustor [M]. Orlando: Academic Press, 1991
- [9] 金如山.航空燃气轮机燃烧室[M].北京:宇航出版社,1988
- [10] 尚虹,王尚锦,席光,等.90°圆截面弯管内三维紊流场实验研究[J].航空动力学报,1994,9(3):263-266
SHANG Hong, WANG Shangjin, XI Guang, et al. Experimental study of 3-D turbulent flow field in a 90° bend pipe [J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(3): 263-266
- [11] 潘锦珊.气体动力学基础[M].北京:国防工业出版社,1989
- [12] ZHANG Chi, XU Quanhong, ZHAO Mengmeng, et al. Effect of impingement/effusion hole area ratio on discharge coefficients of double cooling wall [R]. ASME GT 2006-90612, 2006