

文章编号: 1000-8055(2003)04-0507-05

涡轮工作叶片型面气膜孔流量系数的实验研究

向安定¹, 朱惠人¹, 刘松龄¹, 许都纯¹, 郭文²

(1 西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072;

2 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 对涡轮工作叶片表面不同位置气膜孔的流量系数进行了系统的测量, 在不同吹风比和雷诺数下测得了流量系数值, 并分析了各种因素对流量系数的影响程度。结果表明在不同位置气膜孔流量系数分布规律有较大区别, 孔排位置一定时, 流量系数主要由吹风比决定。该实验结果对涡轮工作叶片表面气膜冷却的设计研究有重要意义。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 气膜冷却; 气孔; 实验; 流量系数

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Discharge Coefficient Measurements of Film Cooling Holes on Blade Surface in a Turbine Cascade

XIANG An-ding¹, ZHU Hui-ren¹, LIU Song-ling¹,

XU Du-chun¹, GUO Wen²

(1 Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2 Gas Turbine Establishment of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Discharge coefficients of film cooling holes on the turbine blade surface were measured in a large-scale low speed turbine cascade. Discharge coefficients of coolant injection were obtained in the region of $Re_{\infty} = 250,000 \sim 450,000$, and $BR = 0.5 \sim 2.5$. The influences of Reynolds numbers and blowing ratios on discharge coefficients were investigated. The results show that turbine blade surface film hole discharge coefficients are different greatly for different hole array positions. The distribution of discharge coefficients is mainly determined by blowing ratio for the same geometry. Film hole discharge coefficients were increased obviously with blowing ratio in the case of low blowing ratio. In the case of high blowing ratio, the discharge coefficients became a constant.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; film cooling; gas hole; experiment; discharge coefficient

收稿日期: 2002-09-16; **修订日期:** 2003-02-20

基金项目: 航空科学基金资助项目(00C53028)

作者简介: 向安定(1975-), 男, 重庆人, 西北工业大学航空动力与热力工程系博士生, 主要从事航空发动机高温部件冷却技术实验研究与数值仿真研究

表 1 气膜孔的几何参数
Table 1 The geometry parameter of film holes

孔号	1	2	3	4	5	6	7	8
s/c	0.53	0.15	0.08	0.01	0.01	0.04	0.23	0.45
L/d	7.88	5.83	4.17	3.03	3.03	3.03	7.14	9.64
$\alpha/(\circ)$	25	60	60	90	90	90	45	40
s_1/d	3.70	3.97	6.36	3.08	3.08	3.63	3.02	2.73

1 引 言

在现代高性能航空发动机中,随着涡轮前燃气温度的不断提高,涡轮叶片表面的冷却问题受到了越来越多的重视。气膜冷却是航空发动机高温部件广泛采用的冷却技术之一,但冷气的使用会引起相应气动损失的增加,降低发动机的的工作性能。因此在气膜冷却技术的应用中,希望用尽可能少的冷气量来达到一定的冷却性能要求。在工程实际应用中,要想确定叶片型面每排气膜孔冷气的实际流量,必须测量单排气膜孔的流量系数。目前公开发表的文献中,国外在气膜孔流量系数研究领域开展了大量的工作^[1~3],国内的研究内容^[4,5]主要是平板上气膜孔流量系数的测量,有关叶片型面上气膜孔的流量系数研究在国内尚未见到报道。本文的主要内容就是对某型涡轮工作叶片表面气膜孔的流量系数进行实验测量,为此在叶片型面不同位置布置了 8 排气膜孔,研究流量系数与二次流吹风比的关系,为新型航空发动机涡轮工作叶片型面的气膜冷却设计提供必要的参考数据。

2 实验装置及测试方法

实验在大尺寸低速平面叶栅风洞中进行。文献[6]对该风洞有详细描述,本文的实验段为动叶叶栅通道。其叶片弦长 C 为 355 mm,轴向弦长 C_x 为 300 mm,实验段转角(即叶栅进气方向和出气方向的夹角) β 为 64° ,栅距 P 为 249 mm,叶高 H 为 300 mm。叶片型面上共布置了 8 排气膜孔,其中 1~3 排分布在压力面,7~8 排分布在吸力面,前缘处(4~6)排孔排列方式为叉排,其余孔排列方式均为顺排。气膜孔平面分布如图 1 所示,图中只标出了孔排 1 和孔排 8,其余的孔排按照逆时针方向从孔排 2~孔排 7 依次排列,由于孔排数量较多,在图中就不标出了。每排气膜孔的个数依

次为 24, 31, 16, 25, 25, 25, 30, 35, 气膜孔几何参数见表 1, 其中 s/c 代表孔中心距前缘驻点弧长与驻点到尾缘的弧长之比, L/d 代表气膜孔的长径比, s_1/d 代表孔沿叶高方向的间距与孔径之比, α 代表孔的轴线方向与叶片表面的夹角。

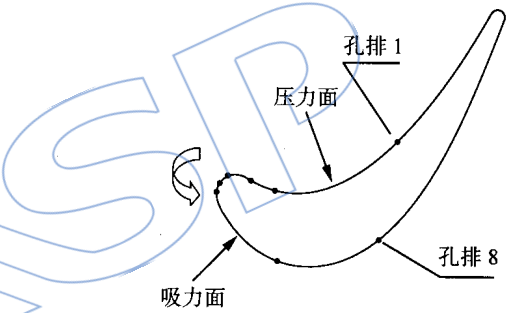


图 1 气膜孔分布示意图
Fig 1 The arrangement of film holes

实验叶片用优质木材加工制造而成,叶片加工成中空的,气膜孔的出口即为叶栅风洞的试验段,孔的进口与稳压箱连接。冷气由位于端壁下方的一个公用供气腔供给,二次流流量采用浮子流量计和控制阀进行调节。

3 实验工况与数据处理方法

实验在不同主流雷诺数和二次流吹风比下进行,基于弦长和来流速度的实验雷诺数范围为 $Re = 250,000 \sim 450,000$,二次流吹风比范围为 $BR = 0.5 \sim 2.5$,在上述范围内选取了 25 个工况分别对 8 排孔单独进行实验。由于冷气与主流间的密度差异微小,吹风比 BR 定义为射流平均出口速度与当地主流速度间的比值,在不同吹风比下进行了实验。当地主流速度 U 由无射流情况下测量的型面静压分布确定,具体计算式如下:

$$U = \sqrt{2(p_\infty - p)/\rho_\infty} \tag{1}$$

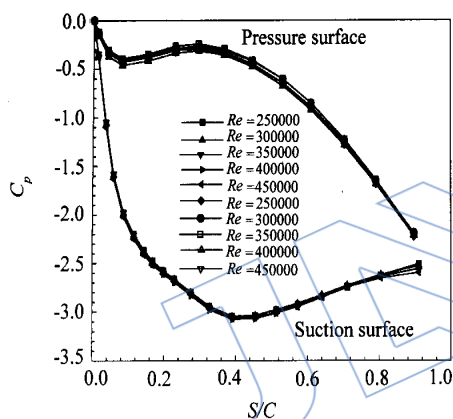
本实验中由于气流速度不高, 可以按不可压缩来处理, 流量系数定义如下:

$$C_d = \frac{m_1}{m_2} = \frac{m_1}{A_2 \sqrt{2\rho_2(p_2^* - p_\infty)}} \quad (2)$$

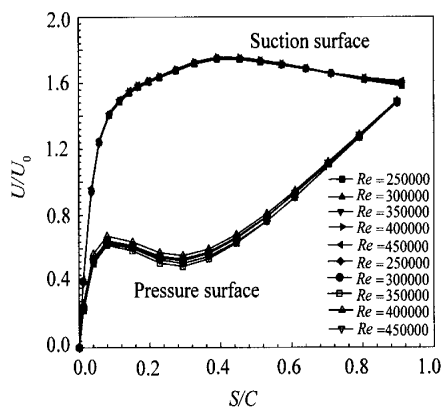
以上(1)、(2)式中: p_∞ 为来流总压, p 为当地静压, m_1 为实测的二次流流量, m_2 为理论二次流量, A_2 为喷孔圆柱部分的横截面积, p_2^* 为叶片供气腔内二次流的总压, p_∞ 为叶片表面相应气膜孔出口处主流静压。

4 实验结果与分析

涡轮叶片表面气膜孔的流量系数分布规律与叶栅中的三维流场结构及叶片表面上的流动图案密切相关。为便于分析讨论, 这里给出了不同雷诺数情况下同一叶型测得的型面静压和速度分布结



(a) 压力分布



(b) 速度分布

图2 叶片型面的压力和速度分布

Fig 2 The distribution of static pressure and velocity on surface

果, 分别如图 2(a)、2(b) 所示。压力系数定义为:

$$C_p = 2(p - p_\infty) / \rho v_\infty^2$$

其中: p_∞ 为来流总压, p 为当地气流静压, v_∞ 为来流速度, C_p 代表气流能量损失。 S/C 指测量孔中心到驻点线的弧长与驻点线到尾缘的弧长之比, 可以看出吸力面的气流加速在 $S/C = 0.4$ 时就基本完成, 而后气流速度有所减缓。压力面的气流加速比较平稳, 除 $S/C = 0.1 \sim 0.3$ 区域速度有微弱的减小之外, 从前缘到尾缘速度一直呈上升趋势, $S/C = 0 \sim 0.4$ 范围内速度变化比较平缓, 而后速度快速增加, 但速度始终小于吸力面上气流的速度。

本实验对 8 排气膜孔均单独进行了流量系数的测量, 由于篇幅有限, 本文只给出了其中 6 排具有代表性的气膜孔流量系数测量结果, 孔的分布如图 1 所示。图 3(a)~3(f) 分别给出了不同吹风比和主流雷诺数下各排气膜孔流量系数分布曲线, 其中孔排 5、6、8 布置在吸力面, 孔排 1、3、4 布置在压力面。比较各排气膜孔流量系数分布曲线可以发现, 流量系数随二次流吹风比的增加而增大, 当吹风比大于一定数值时, 流量系数逐渐趋于一定值; 在叶片型面不同位置, 气膜孔流量系数分布有一定的差别。由图 3(a) 可以观察到, 孔 1 的最大流量趋于 0.50, 最小流量系数为 0.36; 流量系数随吹风比的增大变化比较平缓。从图 3(b) 可以看出, 孔 3 的最大流量系数趋于 0.62, 最小流量系数为 0.34, $BR < 1.5$ 时流量系数随吹风比的增加迅速增大, 在 $BR > 1.5$ 时流量系数不再随吹风比的变化而变化; 在小吹风比时, 雷诺数对流量系数的影响较大。由图 3(c) 和 3(d) 可以观察到, 在前缘驻点附近, 孔 4、孔 5 的流量系数变化范围较大, 最小值为 0.23, 最大值趋于 0.50, 当 $BR < 1.5$ 时吹风比对流量系数的影响较大, 雷诺数对流量系数的影响较小。从图 3(e) 可以得出和 3(c)、3(d) 类似的结论, 但孔 6 的流量系数变化范围有所减小, 最小值为 0.43, 最大值趋于 0.62。从图 3(f) 可以看到, 孔 8 的流量系数随吹风比的增加而缓慢增大, 在低吹风比下, 雷诺数对流量系数影响较小, 当 $BR > 1.0$ 时雷诺数对流量系数的影响较大; 在相同吹风比下, 雷诺数越高流量系数越大。

比较图 3(a)~3(f) 可发现, 在叶片型面不同位置, 气膜孔流量系数分布有较大的差别。孔 1 在吸力面上气流加速流动区域, 孔出口主流静压较低, 在低吹风比下流量系数也可达到 0.4 左右, 并随吹风比的增加很快就趋于一定值。孔 4 处在前缘驻点附近, 由于该区域气流速度较低, 孔外主流

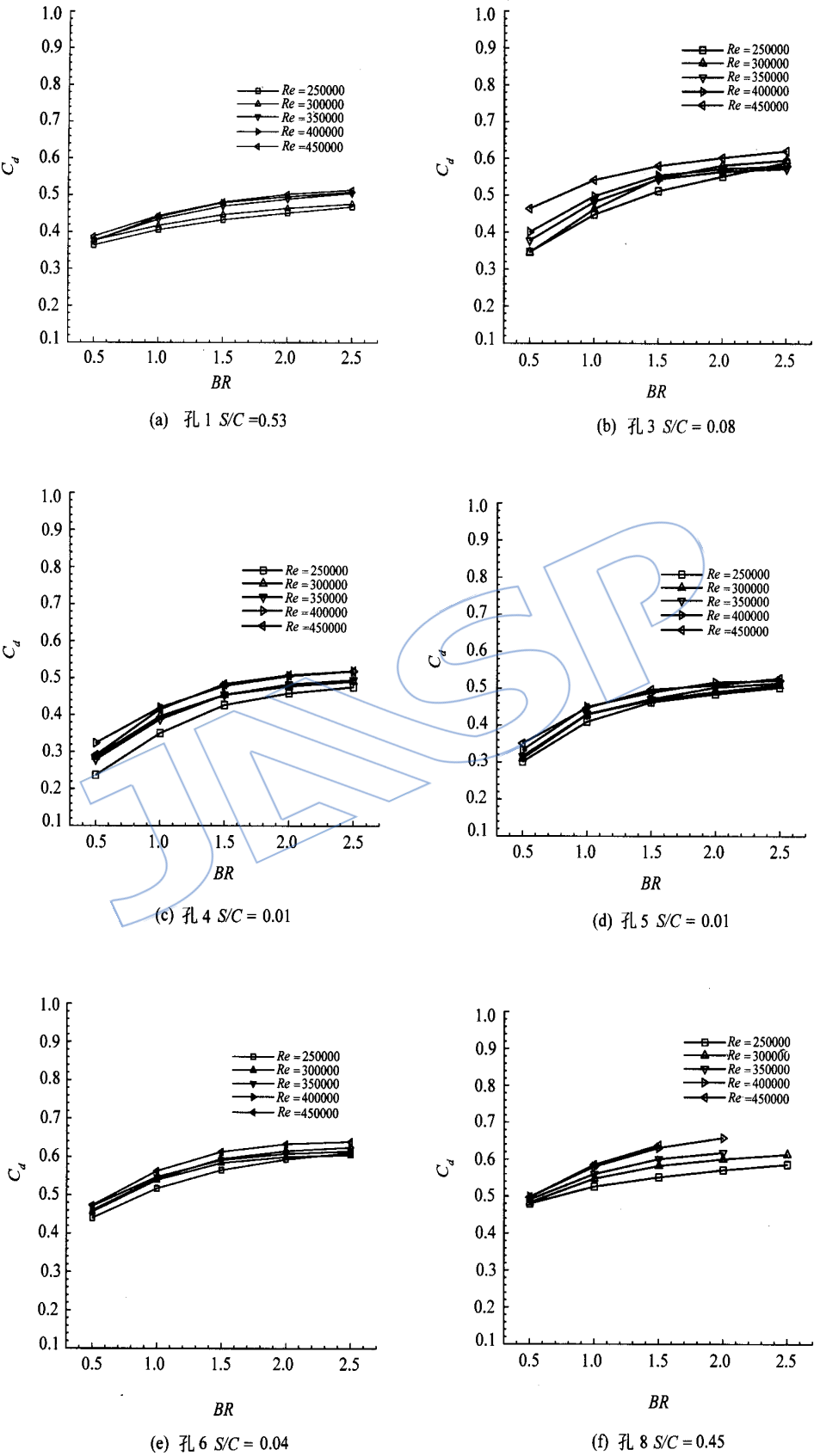


图 3 各排气膜孔的流量系数分布

Fig 3 Discharge coefficient of film cooling holes

静压较高, 低吹风比下流量系数只有 0.23 左右, 在 $BR < 1.5$ 范围内, 随吹风比的增加流量系数上升趋势明显。孔 8 则处于压力面下游气流加速区域, 孔外压力沿流向迅速下降, 流量系数随吹风比的增加变化不大, $BR > 1.0$ 后基本稳定在 0.5~0.6 之间。

由以上现象可以看出, 在相同的主流雷诺数下, 每排孔的流量系数受吹风比的影响都较大, 并随吹风比 BR 的增大而增大, 这是由于二次流速度的增加可以增大孔的有效出流面积, 削弱由主流引起的堵塞效应, 减小了孔内的流动损失, 使流量系数增大, 特别是在吹风比较小时, 影响尤为明显。当吹风比较大时, 流量系数随吹风比的变化幅度较小, 并逐渐趋近于一个定值。在不同孔排位置, 流量系数随吹风比变化的幅度有较大差别, 这是由于在叶片表面不同位置气流的速度和压力分布有较大不同, 如图 2 所示。在相同吹风比下, 主流雷诺数对流量系数的影响相对较小, 这是因为在提高主流速度增加对二次流出流堵塞效应的同时, 二次流速度相应的增加同时削弱了由主流引起的堵塞效应, 二者相互抵消一部分, 导致二次流的有效出口面积变化不大。

5 结 论

对压力面和吸力面各有多排气膜孔冷却的涡轮工作叶片表面进行了单排孔流量系数实验研

究, 在不同吹风比和主流雷诺数下获得各排气膜孔的流量系数值。结果表明: (1) 在相同的主流雷诺数下, 孔的流量系数受吹风比的影响都较大, 并随吹风比的增大而增加, 在小吹风比时, 影响尤为明显。高吹风比时, 流量系数随吹风比的变化幅度较小, 并逐渐趋近于一个定值。(2) 在相同吹风比下, 主流雷诺数对流量系数的影响相对较小。(3) 叶片型面上各排气膜孔的流量系数有较大的差别, 表明孔排位置对流量系数有较大的影响。

参考文献

- [1] Hay N, Khaldi A, Lampard D. Effects of Crossflows on the Discharge Coefficient of Film Cooling Holes With Rounded Entries and Exits[R]. Proc 2nd ASME-JSME Thermal Engineering Joint Conference Honolulu, HI, 1987, 3, 369-374
- [2] Hay N, Spencer A. Discharge Coefficient of Film Cooling Holes with Rounded and Chamfered Inlets[R]. ASME Paper No 91-GT-269, 1991
- [3] Hay N, Henshall S E, Manning A. Discharge Coefficient of Holes Angled to the Flow Direction[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 358-368
- [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] 方韧, 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): 61-65
- [6] 刘高文. 涡轮叶栅端壁抛射气膜冷却的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001