

文章编号: 1000-8055(2006)05-0795-05

密度比对涡轮叶片气膜孔流量系数的影响

邓明春, 朱惠人, 王学文, 许都纯
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 试验测量了某涡轮工作叶片表面不同位置气膜孔在不同密度比、吹风比和雷诺数下的流量系数, 分析了各种因素对流量系数的影响程度, 重点研究了二次流-主流密度比对流量系数的影响。试验结果表明: (1) 密度比对不同位置气膜孔流量系数的影响也有差别: 在吸力面、前缘等位置密度比对气膜孔流量系数影响较大; 在压力面密度比对气膜孔流量系数影响较小。 (2) 以往采用空气作为主流及二次流, 在低温差下进行试验所获的流量系数在用于涡轮叶片气膜冷却的实际情况时, 必须进行修正。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 气膜冷却; 密度比; 实验; 流量系数

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Influence of density ratio on the discharge coefficient of turbine blade film cooling holes

DENG Ming-chun, ZHU Huiren, WANG Xuewen, XU Duchen

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Discharge coefficients of the film cooling holes were investigated using a large scale low speed turbine cascade. Discharge coefficients with coolant injection were determined at different density ratio, blowing ratio and Reynolds number. The results show that the influence of density ratio of secondary flow to mainstream flow on discharge coefficients of the film cooling holes is different at different hole array position. The effect of density ratio on suction surface and leading edge is more evident. The data of turbine blade surface film holes discharge coefficients obtained from experiments with small difference in temperature of the secondary and mainstream airflow should be corrected when it was attempted to apply to practice.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; film cooling; density ratio; experiment; discharge coefficient

在现代高性能航空发动机中, 一般采用气膜冷却技术对高温部件表面加以保护, 但过多冷气的使用会引起气动损失的增加, 降低发动机的推

力, 影响其工作性能。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。为此, 必须首先解决以下两方面的

收稿日期: 2005-08-30; 修订日期: 2006-02-08

作者简介: 邓明春(1979-), 男, 河南商水人, 西北工业大学动力与能源学院硕士生, 主要从事航空发动机高温部件的强化传热与气膜冷却技术的研究。

问题: (1) 准确掌握气膜孔的流量系数, 设计恰当的冷气流量; 如果在设计中流量系数估计过大, 会造成冷气量供气不足, 达不到对高温部件的隔热保护作用, 反之则会造成冷气量供气过剩, 既增加了发动机的功率消耗, 又增加了内部的流动损失; (2) 在工程应用条件许可的范围内, 寻找使用流量系数较大的气膜孔, 这样在提供相同冷气量的条件下, 所需要的压差就可减少, 降低发动机的功率消耗。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^[1-4], 国内的研究内容^[5,6]主要是在平板及叶片型面上的气膜孔用空气作为主流及二次流在不同吹风比、主流雷诺数下流量系数的测量, 没有考虑到真实涡轮叶片中燃气和冷却气体密度不同对流量系数的影响, 本文的主要内容就是分别用空气、CO₂ 作为二次流, 改变二次流与主流密度比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 6 排气膜孔, 研究流量系数与密度比、二次流吹风比和主流雷诺数的关系, 为新型航空发动机涡轮叶片型面的气膜冷却设计提供必要的参考数据。

1 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[7]对该风洞有详细描述, 其中叶片弦长 C 为 269.78 mm, 轴向弦长 C_x 为 250.5 mm, 实验段转角 β 为 87°, 栅距 P 为 278.3 mm, 叶高 H 为 300 mm。叶片型面上共布置了 6 排气膜孔, 气膜孔平面分布如图 1 所示, 图中只标出了孔 1 排和孔排 6, 其余的孔排按照顺时针方向从孔排 2 至孔排 5

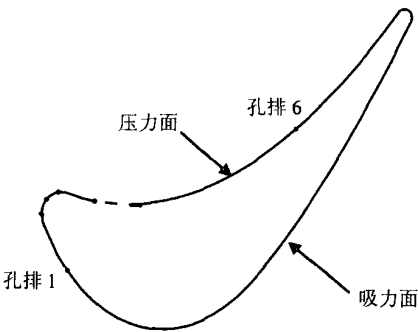


图 1 气膜孔分布示意图

Fig. 1 The arrangement of film holes

依次排列。各排气膜孔几何参数见表 1, 其中 S/C

C 代表孔中心距前缘驻点弧长与驻点到尾缘的弧长之比, U/U_0 代表气膜孔处主流速度与来流速度之比, S_1/D 代表气膜孔沿叶高方向的间距与孔径之比, θ 代表孔的出气方向与叶片表面的夹角。本实验孔的长径比范围为 2.73~8.54。

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

孔号	S/C	U/U_0	S_1/D	$\theta/(^\circ)$
1	0.13	2.86	2.89	73
2	0.03	1.86	7.05	70
3	0.004	0.77	7.05	90.0
4	0.03	0.37	7.05	70
5	0.11	0.83	2.89	42
6	0.59	0.94	6.40	31

实验叶片用有机玻璃加工制造而成, 叶片被加工成中空的, 冷气由叶片底部进入, 并从叶片型面上开设的 6 排气膜孔喷出, 二次流流量采用浮子流量计和控制阀进行调节。

2 实验工况与数据处理方法

实验在不同主流雷诺数、二次流吹风比和密度比下进行。基于弦长和来流速度的实验雷诺数为 $Re=100\,000, 300\,000, 450\,000$, 二次流吹风比范围为 $BR=0.5\sim 2.0$ 。主流为空气, 二次流分别为空气和 CO₂ 时的二次流与主流密度比 DR 分别为 1 和 1.52。在上述范围内选取了 24 个工况分别对 6 排孔单独进行实验。

当地主流 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:

$$U = \sqrt{2(P^* - P)/\rho_\infty} \tag{1}$$

本实验中由于气流速度不高, 可以按不可压流来处理, 流量系数定义如下:

$$C_d = \frac{m_1}{m_2} = \frac{m_1}{A_2 \sqrt{2\rho_2(P_2^* - P_0)}} \tag{2}$$

式中: P^* 为来流总压, P 为静压孔壁面附近主流静压, ρ_∞ 为来流气体密度, 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, ρ_2 为气膜孔内冷气的密度, P_2^* 为叶片供气腔内二次流的总压, P_0 为叶片表面相应气膜孔出口处主流静压。

3 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, 图2给出了不同主流雷诺数下同一叶型测得的型面速度分布结果, 其中 S/C 代表测量孔中心距前缘驻点弧长与驻点到尾缘的弧长之比。由图可以看出吸力面的气流加速在 $S/C=0.4$ 时就基本完成, 从 $S/C=0.4$ 到尾缘气流速度有所减缓。压力面前缘区域的气流加速较大, 从前缘到尾缘速度一直呈上升趋势,

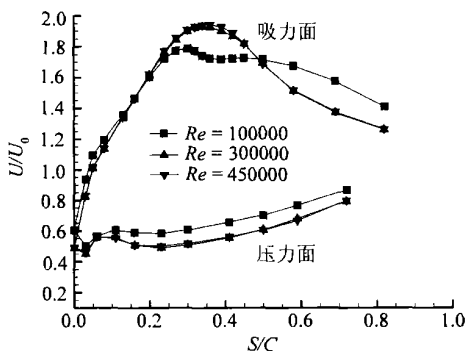


图2 叶片表面速度比分布图

Fig. 2 Velocity ratio on blade surface ratio

$S/C=0.1\sim 0.5$ 范围内速度增加比较平缓, 从 $S/C=0.5$ 到尾缘速度快速增加, 但速度始终小于吸力面上气流的速度。在主流雷诺数较大时, 叶片型面上速度分布曲线几乎重合, 表明主流雷诺数较大时对叶片型面上速度分布影响较小。

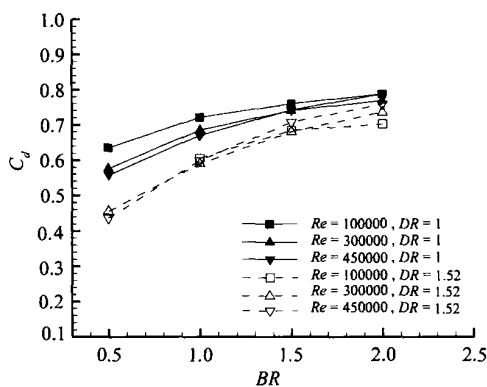
本实验对6排孔分别进行了流量系数的测量, 图3~图5分别给出了不同密度比、吹风比和主流雷诺数下各排气膜孔流量系数分布曲线。孔排的分布如图1所示, 其中孔排1布置在吸力面, 孔排2、3和4布置在前缘区域, 孔排5和6布置在压力面。

3.1 吸力面

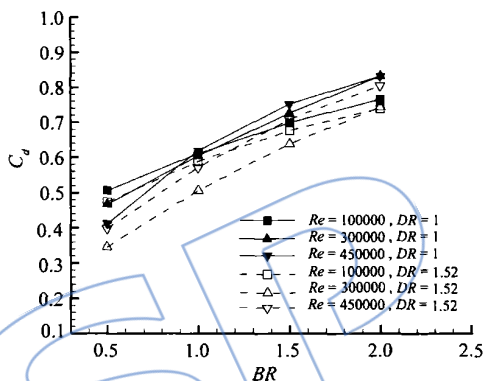
从图2可以看出孔排1位于吸力面上气流加速流动区域, 气膜孔出口处主流静压较低。由图3(a)可以看出, 在主流雷诺数和吹风比相同时流量系数随密度比的增大而减小, $BR < 1.5$, 密度比对流量系数的影响较大, 最大差别达0.15左右。密度比不同时, 主流雷诺数对流量系数的影响很小, 影响流量系数的主要因素是吹风比, $BR < 1.5$ 流量系数随吹风比的增加上升的较快, 而后流量系数逐渐趋于平稳, 在 $BR > 1.5$ 时流量系数随吹风比的变化很小, 逐渐趋于平稳。

3.2 前缘

孔排2、3和4处在在前缘驻点附近, 从图2可



(a) 孔排1 $S/C \approx 0.13$



(b) 孔排2 $S/C \approx 0.03$

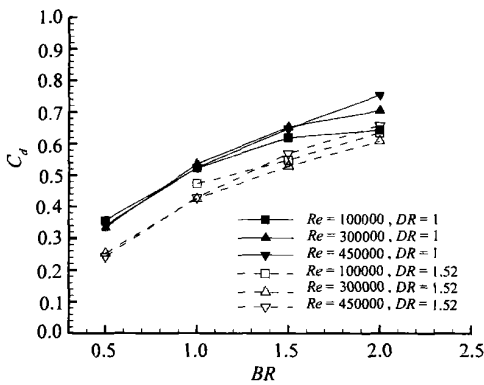
图3 气膜孔的流量系数分布

Fig. 3 Discharge coefficient of film cooling holes

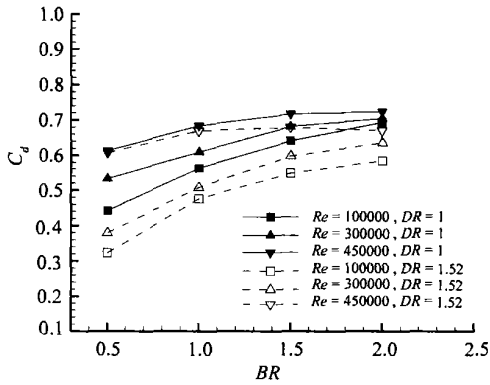
以看出该区域气流速度较低, 气膜孔出口处主流静压较高。由图3(b)、图4(a)和图4(b)可以观察到, 孔2、孔3的流量系数变化范围较大, 孔4的流量系数变化范围较小。密度比不同时, 吹风比对孔排2、3气膜孔流量系数的影响比较明显, 流量系数随吹风比的增大上升的较快, 吹风比对孔排4气膜孔流量系数的影响较小, 随吹风比的增加, 流量系数上升比较平缓, 雷诺数对流量系数的影响较小。在相同主流雷诺数和吹风比下, 流量系数随密度比的增加有所减小, 在 $BR < 1.5$ 时密度比对流量系数的影响较大。吹风比是影响流量系数的主要因素。

3.3 压力面

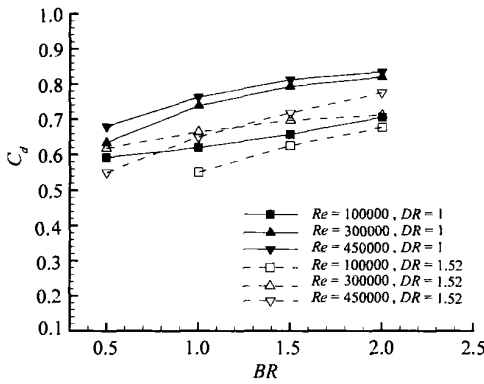
由图2可以看出该区域气膜孔处气流速度低, 孔外主流静压高, 该区域气膜孔的流量系数变化范围有所减小。从图5(a)可以看出, 在相同密度比下, 流量系数随主流雷诺数的增加而增大, 特别是在 $BR < 1.5$ 的情况下, 增加幅度较大, 高吹风比情况下流量系数随主流雷诺数的变化较平缓。相同密度比下流量系数随吹风比的增加而增大,



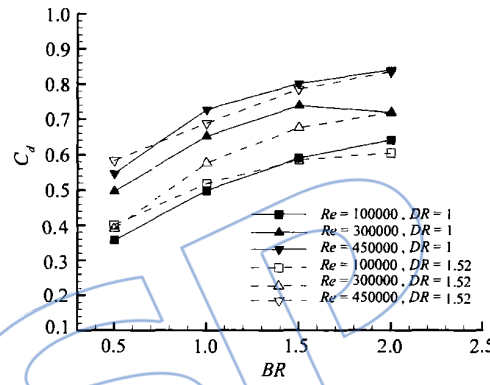
(a) 孔排 3 $S/C = 0.00$



(a) 孔排 5 $S/C = 0.11$



(b) 孔排 4 $S/C = 0.03$



(b) 孔排 6 $S/C = 0.59$

图 4 气膜孔的流量系数分布

Fig. 4 Discharge coefficient of film cooling holes

图 5 气膜孔的流量系数分布

Fig. 5 Discharge coefficient of film cooling holes

BR < 1.5 时流量系数随吹风比的增加上升的较快, BR > 1.5 时流量系数随吹风比的变化较小, 逐渐趋于平稳。在相同吹风比下和低主流雷诺数下密度比对流量系数影响较大, BR < 1.5 时最大差别达 0.12。在相同吹风比下和高主流雷诺数下密度比对流量系数影响较小。

3.4 压力面后部

由图 2 可以看出该区域气膜孔处于压力面下游气流加速区域, 孔外压力沿流向迅速下降。从图 5(b) 可以看出, 在密度比相同情况下, BR < 1.5 时流量系数随吹风比的增加迅速增大, 气膜孔流量系数最大值随雷诺数的增加而上升。相同吹风比下, 雷诺数对流量系数的影响较大, 最大差别达 0.15 左右。在相同吹风比和主流雷诺数下, 密度比对流量系数的影响较小, 流量系数随密度比增加而减小。流量系数的主要影响因素是主流雷诺数和吹风比。

3.5 分析

在叶片型面不同位置, 气膜孔流量系数分布有较大的差别, 密度比对流量系数的影响也有差

别。

孔排 1 在吸力面上气流加速流动区域, 气膜孔出口主流静压较低, 在低吹风比下流量系数也可达到 0.45 左右, 并随吹风比的增加很快就趋于一定值。吸力面上气膜孔流量系数在相同吹风比和主流雷诺数下, 密度比对气膜孔流量系数的影响较大。密度比对气膜孔流量系数影响幅度随吹风比增加而减小。不同密度比时影响流量系数的主要因素是吹风比, 主流雷诺数对流量系数的影响较小。孔排 3 处在前缘驻点附近, 由于该区气流速度较低, 孔外主流静压较高, 低吹风比下流量系数只有 0.24 左右, 在实验范围内, 在相同密度比和主流雷诺数下, 随吹风比的增加流量系数一直有上升的趋势, BR < 1.5 时流量系数随吹风比的增加上升较快。在相同主流雷诺数下, 随吹风比的增加, 密度比对气膜孔流量系数的影响基本上趋于一致, 流量系数随密度比的增加而减小。孔排 6 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, 在相同密度比和主流雷诺数下, 流量系数随吹风比的增加变化较小, BR > 1.0 后基本稳定在一定范围内。在相同主流雷诺数和

吹风比下, 密度比对流量系数的影响较小, 流量系数随密度比的增加而减小。在相同密度比和吹风比下, 主流雷诺数对流量系数有较大影响。

在相同的主流雷诺数下, 无论是在压力面还是在吸力面上, 气膜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; 每排孔的流量系数都随密度比的增大而有不同程度的减小, 随吹风比的增加, 密度比对气膜孔流量系数影响幅度减小。在相同主流雷诺数、相同密流比下, 密度比减小必然会所引起二次流速度的增大, 二次流速度增大, 二次流与主流的动量比随着增大。二次流速度的增加可以增大其有效出流面积, 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。密度比对流量系数的影响幅度也随吹风比的增加而减小。在不同孔排位置, 密度比对流量系数影响的幅度不同, 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。在相同吹风比、密度比下, 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。

4 结 论

对涡轮工作叶片型面上典型位置处气膜孔流量系数进行了实验研究, 分别采用空气和二氧化碳作为二次流来改变密度比, 在不同密度比、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, 相同的吹风比下, 孔的流量系数随密度比的增大而减小, 在低吹风比下, 密度比对气膜孔流量系数影响幅度较大。

(2) 在相同的主流雷诺数、相同密度比下, 气膜孔的流量系数受吹风比的影响较大, 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。相同吹风比、密度比下, 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, 在不同区域密度比对流量系数的影响也不相同, 在压力面影响较大, 前缘附近次之, 吸力面最小, 表明孔排位置对流量系数有较大的影响。

参考文献:

- [1] Hay N, Lampard D, Benmansour S. Effects of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105: 243-374.
- [2] 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.
- [3] Hay N, Spencer A. Discharge coefficient of film cooling holes with radiused and chamfered inlets [R]. ASME Paper No. 91-GT-269, 1991.
- [4] Petersen D R, Eckert E R G, Goldstein R J. Film cooling with large density differences between the mainstream and secondary fluid measured by heat mass transfer analogy [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1997, 99: 620-627.
- [5] 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.
Zhu Huiren, Xu Duchun, Liu Songling. The experimental investigation in the effects of film cooling holes shape on discharge coefficient [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 42-45.
- [6] 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.
- [7] 许都纯, 刘松龄, 游绍堃, 等. 低速大尺寸传热风洞的研制 [J]. 推进技术, 1997, 18(2): 61-64.
Xu Duchun, Liu Songling, You Shaokun, et al. Setting up and investigation of a large scale low-speed heat transfer wind tunnel [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(2): 61-64.