

孔位对涡轮叶片表面气膜冷却换热系数的影响^{*}

朱惠人, 马 兰, 许都纯, 屈 展

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 采用放大的叶片模型, 利用大尺寸低速线性叶栅风洞进行实验, 测量了涡轮导向叶片表面不同位置单排气膜孔喷射时下游的换热系数, 研究了孔排位置、吹风比的影响。风洞实验段由 3 个叶片组成, 中间的叶片为试验叶片, 由优质木材制成。试验叶片表面上开有 15 排气膜孔, 吸力面 3 排, 前缘区 6 排, 压力面 6 排。实验中吹风比的变化范围是 0.5~2.5。研究结果表明: 由于气膜孔排位置的不同, 喷气对换热系数的影响范围不同, 换热系数受吹风比影响的变化趋势也有所不同。

关键词: 涡轮叶片; 薄膜冷却; 传热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2005) 04-0302-05

Influences of position of hole-rows on film cooling heat transfer of turbine blade surface

ZHU Huiren, MA Lan, XU Du-chun, QU Zhan

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Film cooling heat transfer of single film row at different locations on turbine blade surface was studied experimentally. A three-blade liner cascade in a large-scale low-speed opening wind tunnel was used in the experiment. There are 15 rows of film cooling holes at the surface of middle blade made of high quality wood. Three rows are on the suction surface. Six rows are on the leading edge. Six rows are on the pressure surface. Film cooling heat transfer on the blade surface is measured in the cases of blowing ratio changes from 0.5 to 2.5. Result shows that the local heat transfer coefficients with film injection are higher than that without film injection for the cases of high blowing ratio, and it is reverse for the cases of low blowing ratio. The regions of influence of film injection are different at the different location of blade.

Key words Turbine blade; Film cooling; Heat transfer

1 引 言

20 世纪 90 年代以来, 国际上相继开展了涡轮叶片上的气膜冷却的实验研究, 其中, 大多数是利用放大的叶片模型和大尺寸低速叶栅风洞进行实验。Mehendle 等^[1]测量了涡轮叶片上有气膜情况下的冷却效率及换热系数, 并研究了湍流度及密度比的影响。Jiang 等^[2]研究了涡轮叶片上气膜孔排位对冷却效率的影响。Ou 及 Mehendle 等^[3,4]分别研究了非定常尾迹对涡轮叶片上气膜冷却和换热的影响, 但很少

见到有关涡轮叶片表面不同位置单排气膜孔喷气时换热系数的测量研究。因此, 本文对涡轮叶片表面上不同区域单排孔喷气时, 气膜冷却换热系数的分布特性进行了研究, 为涡轮叶片气膜孔排的布局设计提供概念性技术储备, 文献 [5, 6] 分别对涡轮叶片表面不同区域的气膜冷却效率及各排气膜孔流量系数进行了研究, 与本文一起形成了有关涡轮叶片表面气膜冷却特性三个重要参数 (流量系数、冷却效率及换热系数) 较为系统的研究。有关多排气膜孔冷却特性的研究将在后续工作中进行。

^{*} 收稿日期: 2004-12-10 修订日期: 2005-03-15

基金项目: 航空科学基金资助项目 (00C53028)

作者简介: 朱惠人 (1958—), 男, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机高温部件强化传热及气膜冷却技术。

Email: zhuh@nwpu.edu.cn

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。试验段迎风横截面为 3000 mm(高) × 8000 mm(长), 其内安装了由 3 个导向叶片组成的叶栅, 中间的叶片经加工后用于测量换热系数, 其余叶片主要用来为中间的叶片形成周期性边界条件。叶片弦长 C 为 370 mm, 轴向弦长 C_x 为 212 mm, 实验段转角 β 为 75° , 栅距 P 为 267 mm, 叶高 H 为 300 mm。叶片型面上共布置了 15 排气膜孔, 其中 1~6 排分布在吸力面, 7~15 排分布在压力面, 前缘处 (4~10) 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 1 和孔 15, 其余的孔排按照逆时针方向从孔 2~孔 14 依次排列, 由于孔排数量较多, 在图中没有标出。各排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, U/U_0 代表气膜孔处主流速度与来流速度之比, α 代表孔的出气方向与叶片表面的夹角。实验孔的长径比范围为 2.68~6.15。

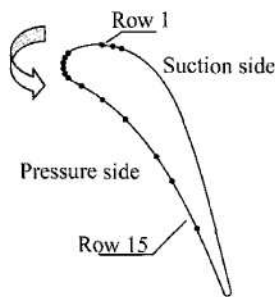


Fig 1 Arrangement of film holes

实验测量叶片采用优质木材加工制造而成, 冷气由端壁下方进入叶片内部, 再从气膜孔出流。叶片表面敷设有厚度为 0.04 mm 的钢带, 通电后可产生等密度热流 (开孔部位未布置加热带), 叶片中部钢带内表面布置有热电偶用于测量叶片表面的温度, 见图 2。试验时, 有气膜冷却时的当地换热系数采用下式计算

$$h = (q_g - q_r - q_{cl} - q_{c2}) / (T_w - T_{aw})$$

Table 1 Geometry parameter of film holes

No	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
S/C	0.20	0.17	0.14	0.04	0.02	0.01	0.01	0.03	0.05	0.10	0.19	0.29	0.45	0.56	0.74
U/U_0	3.04	2.86	2.58	1.86	1.45	0.77	0.33	0.37	0.71	0.83	0.85	0.94	1.29	1.67	2.45
$\alpha/(^\circ)$	50.0	43.5	42.0	90.0	90.0	90.0	90.0	90.0	90.0	33.0	30.0	40.0	38.0	30.0	34.0

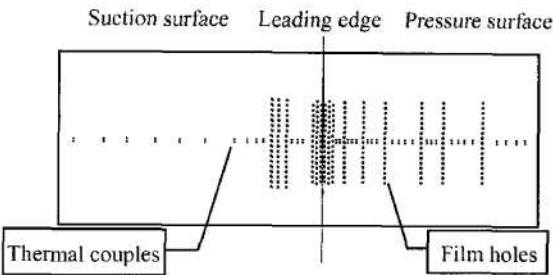


Fig 2 Arrangement of thermocouples and film holes

式中 q_g 为电加热热流密度, 由测得的电流和电压计算。 T_w 为当地壁温, 由布置在叶片表面的热电偶测量, T_{aw} 为绝热壁温, 本实验只对钢带加热, 二次流与主流温度一样, 故绝热壁温 T_{aw} 就是来流的主流温度 T_∞ 。 q_r 为辐射热损失, q_{cl} 为通过叶片的导热损失, 这两项都可根据试验时布置的测点所获得的数据由传热学定律计算出来, q_{c2} 为沿加热钢带的二维导热修正, 可由二维导热理论计算。

本实验是测量各排气膜孔单独喷气时下游的换热系数, 因此在实验时, 除测量孔排外, 其余各排孔都是被堵塞的, 并保证表面的光滑性。

3 实验结果与分析

实验在不同的来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为 $Re = \rho_0 U_0 C / \mu = 2.5 \times 10^5, 3 \times 10^5, 4.5 \times 10^5$, 式中 U_0 为来流速度, C 为实验叶片的弦长, μ 为来流的动力粘性系数, 二次流吹风比 $Br = \rho_2 U_2 / \rho_0 U_0 = 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5$ 式中 ρ_2 和 U_2 分别为气膜孔内二次流的密度和速度, ρ_0 和 U_0 分别为当地主流密度和速度。叶片型面速度分布及压力系数分布的测量结果参见文献 [6]。

3.1 叶片吸力面换热系数的测量结果

实验中吸力面有三排孔, 分别为孔排 1, 孔排 2 和孔排 3 所处的位置是叶片的凸面, 对应的主流有较大的加速度, 其中前一因素会使喷出的二次流 (特别是在高吹风比时) 穿过边界层进入主流, 造成较大的扰动, 后一因素对喷出气流有一定作用, 使其向壁

面靠近,从而增大了表面切向速度。本文以第1排孔为例研究了具有此类特点的孔排下游换热系数分布情况,孔排2和孔排3具有类似的几何位置和主流条件,因而具有基本相同的换热规律,这一点已被作者的实验所证实。

图3是在孔排1打开,其余气膜孔排关闭的情况下,在不同吹风比时气膜孔下游的换热系数的分布图,其中图3(b)是有气膜孔时叶片表面换热系数与无气膜孔时叶片表面换热系数的比。图中横坐标 X/D 代表热电偶测点到相应的气膜孔中心的距离与气膜孔孔径之比。

从图3(a)可以看出,换热系数都是随着距离的增加而下降的。紧靠孔排1下游处换热系数值较大,沿流向换热系数在 $20D$ 以内下降较快,在 $20D$ 以后下降趋于缓慢。从图3(b)中可以看出,换热系数比在孔附近可高达4~5倍,在下游较远区域 $X/D \geq 40$ 与无气膜相比差别已不大了。说明二次流的喷出对孔排附近下游的换热系数有很大影响,但随着主流和二次流的不断掺混,这种影响越来越小,在较远的下

游,换热系数与无气膜时相差不大了。从图还可以看到,吹风比较大时对换热系数有增强的影响作用,其主要原因可能是因为孔1喷角较大,二次流喷出后加强了主流的扰动,强化了孔排下游壁面的换热。

3.2 叶片压力面换热系数的测量结果

与吸力面相比,压力面是凹的,冷气出流后更容易贴附在壁面上,但另一方面,压力面的边界层厚度一般要比吸力面薄,冷气出流后容易穿过边界层进入主流区,从而产生较大的掺混。本文以第12排孔为例研究此类孔排下游换热系数分布情况,从实验结果看,压力面大部分孔排下游都具有基本相同的换热规律。

图4是在孔排12打开,其余气膜孔排关闭的情况下,在不同吹风比下气膜孔下游的换热系数的分布图。从图中可以看出,在紧靠孔的下游区域,换热系数较低,随后逐渐上升,到 $25D$ 附近,达到最高值,吹风比对换热系数的影响主要在 $0 \sim 35D$ 以内, $35D$ 以后的区域冷气已不再产生影响且换热系数趋于定值。而在 $20D$ 的位置,各吹风比下的换热系数都达到最

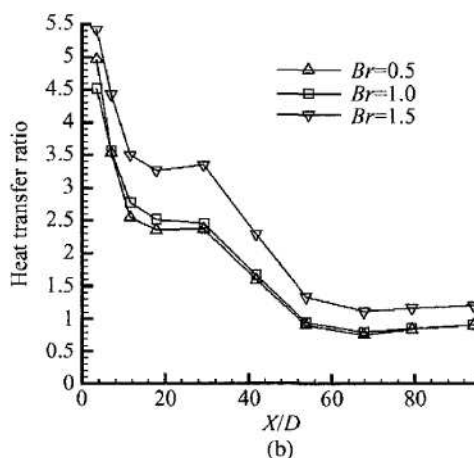
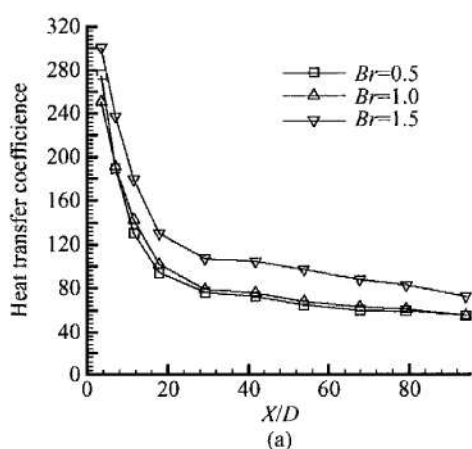


Fig 3 Distribution of heat transfer coefficients on the downstream of holes row 1, $Re = 3 \times 10^5$

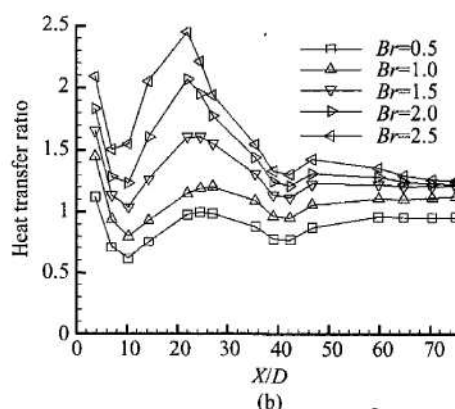
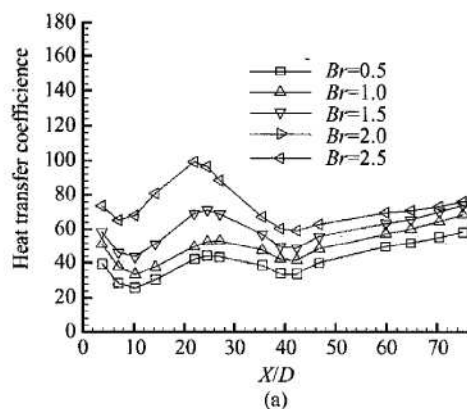


Fig 4 Distribution of heat transfer coefficients on the downstream of holes row 12, $Re = 3 \times 10^5$

大值。孔排 12 位于 $X/D = 0.29$ 的位置, 处于凹面区, 冷气喷出后, 在其下方形成一个小的死区, 在该区换热系数较低。但随着向下游的延伸, 在主流加速度作用下, 部分冷气会回到壁面, 所形成的扰动使换热系数有小幅的升高, 之后, 随着冷气的不断掺混, 所造成的影响趋于消失。

从图 4(b) 中可以看出, 除了吹风比为 0.5 的情况以外, 其余吹风比下的孔排下游的换热系数比均大于 1, 说明在较高吹风比时喷出气流对孔排下游区域的换热有加强作用。主要是由于低吹风比下喷气出流速度较主流速度小, 使得在喷气影响较大的孔下游附近区域, 气流速度较低, 从而削弱了换热。在较高吹风比下, 情况正相反。这一趋势与文献 [7] 有关平板气膜冷却换热特性研究所获结论一致。

3.3 叶片前缘换热系数的测量结果

叶片前缘往往是热负荷最大的区域, 高温涡轮叶片常在前缘安排较多的气膜孔, 形成喷淋式的气膜冷却。实验中叶片前缘有 6 排孔, 所处的位置特点是凸面, 主流加速度大但速度很低, 边界层很薄, 气膜冷却效果的好坏取决于冷气喷出状态与这三个因素综合作用的结果。前缘区的气膜孔往往径向与表面呈一定夹角, 以防止冷气沿表面法向的动量过大而脱离表面。本文主要对第 4 排 (吸力面前缘) 和第 9 排 (压力面前缘) 孔的气膜冷却换热的实验进行讨论, 从实验结果看, 它们基本可以代表吸力面前缘及压力面前缘其它孔排下游的换热规律。有关前缘多排孔同时喷气的所谓喷淋式冷却特性及其与单排冷却特性的关系的研究将在后续工作中进行。

图 5 是在孔排 4 打开, 其余气膜孔排关闭的情况下, 在不同吹风比下气膜孔下游的换热系数的分布图。从图中可以发现, 吹风比最高的 3 条曲线很接

近, 说明高吹风比下, 吹风比对换热影响很小。孔排 4 位于前缘气流加速区, 主流速度很小, 低吹风比时冷气较少, 冷气在来流作用下向壁面偏折, 使得壁面附近气流速度偏低, 造成换热系数较低, 但在高吹风比时, 由于喷角与比面呈 90° 夹角, 冷气出流后的穿透能力很强, 喷出后对主流扰动较强, 使得换热系数比低吹风比时大。

图 6 是在孔排 9 打开, 其余气膜孔排关闭的情况下, 在不同吹风比下气膜孔下游的换热系数的分布图。从图可见, 吹风比对换热系数的影响主要集中在气膜孔下游 $X/D = 0 \sim 20$ 的区域内, 换热系数在此区域下降很快, 并且吹风比越大换热系数越大; 在 $X/D > 20$ 的区域, 吹风比对换热系数的影响比较小, 且不同吹风比时的换热系数比趋于 1。说明在叶片前缘, 冷气喷出的影响区域主要在孔下游附近。原因是该前缘区域边界层很薄, 各种吹风比下的喷出的冷气均会穿过边界层进入主流, 只有很少部分冷气影响到孔下游区域的换热。

从图 6(b) 可看出: 冷气对孔排下游附近换热的影响趋势随吹风比不同而不同, 在低吹风比下, 换热系数比小于 1, 说明此时有气膜冷却时的换热系数比无气膜时降低, 主要原因可能是由于低吹风比下喷气出流速度较主流速度小, 使得在喷气影响较大的孔附近下游区域, 气流速度较低, 从而削弱了换热。在较高吹风比下, 换热系数比大于 1, 说明冷气喷出后加强了孔下游附近的换热, 这主要是冷气喷出后速度较高及与主流作用形成较高湍流度所致。在远离喷孔的下游, 随着喷气与主流的不断掺混, 喷气的影响逐渐缩小, 换热系数比趋于 1。这种换热系数比随吹风比由小变大, 而从小于 1 变为大于 1 的现象, 在平板气膜冷却换热研究中已有报道^[7]。

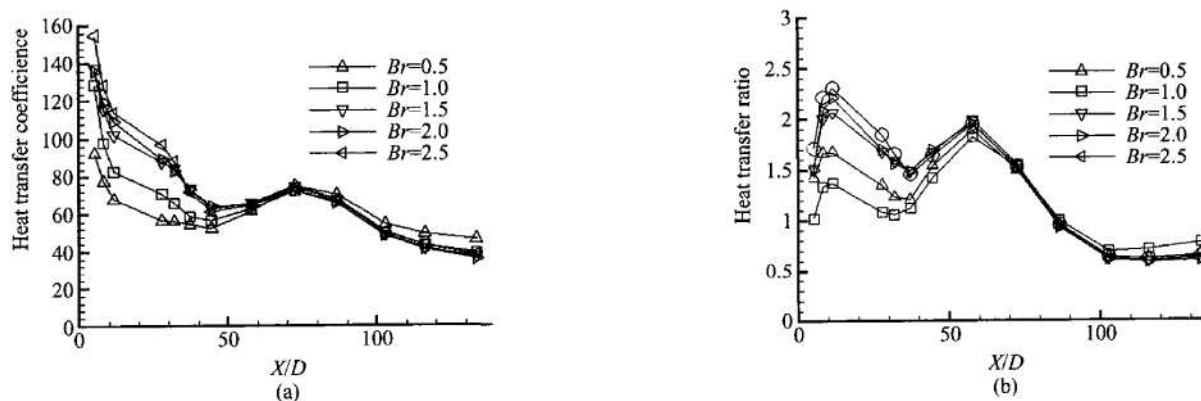


Fig 5 Distribution of heat transfer coefficients on the downstream of holes row 4 $Re = 3 \times 10^5$

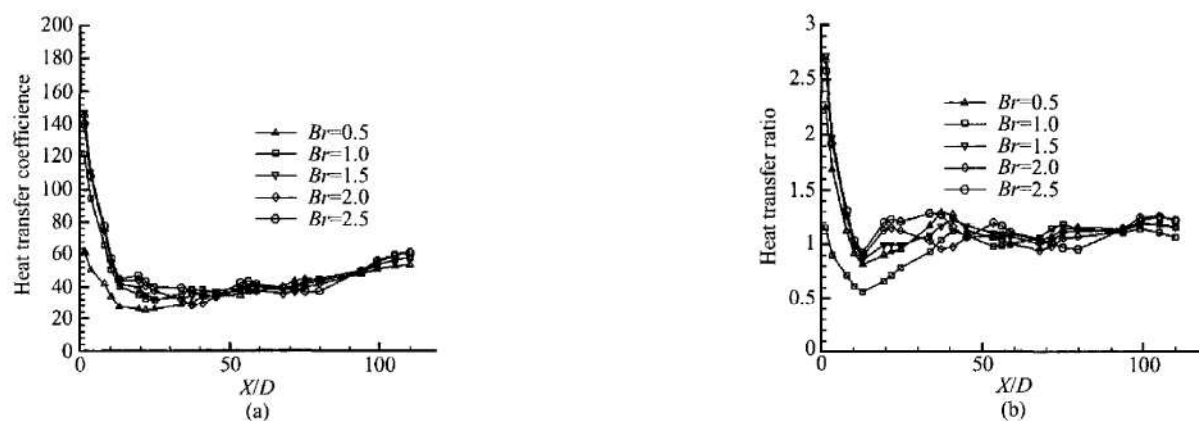


Fig 6 Distribution of heat transfer coefficients on the downstream of holes row 9, $Re = 3 \times 10^5$

4 结 论

(1) 吸力面中段开孔时, 喷气对孔排下游 $X/D \leq 40$ 的区域的换热有较大影响, 与无气膜相比, 使换热加强。吹风比越大对换热系数的影响越大。

(2) 压力面中段开孔时, 喷气对换热系数影响明显的区域主要在 $X/D \leq 35$ 范围内。吹风比对换热系数的变化趋势影响较大, 低吹风比时换热系数要低于不带气膜的情况, 较高吹风比时, 在紧靠孔下游附近换热系数与不带气膜相比大大增加。

(3) 叶片前缘开孔时, 吸力面一侧喷气对换热影响较大的区域为 $X/D \leq 70$, 压力面一侧喷气的影响区域为 $X/D \leq 20$ 。

参考文献:

- [1] Mehendale A B, Ekkad S V, Han J C. Mainstream turbulence effect on film effectiveness and heat transfer coefficient of a gas turbine blade with air and CO_2 film injection [J]. *Int Journal of Heat and Mass Transfer*, 1994, 37: 2707~2714.
- [2] Jiang H W, Han J C. Effect of film hole row location on film effectiveness on a gas turbine blade [J]. *ASME, Journal of Heat Transfer*, 1996, 118: 327~333.
- [3] Ou S, Han J C, Mehendale A B, et al. Unsteady wake over a linear turbine blade cascade with air and CO_2 film injection (I) Effect on heat transfer coefficients [J]. *ASME, Journal of Turbomachinery*, 1994, 116: 721~729.
- [4] Mehendale A B, Han J C, Ou S, et al. Unsteady wake over a linear turbine blade cascade with air and CO_2 film injection (I) Effect on film effectiveness and heat transfer distributions [J]. *ASME, Journal of Turbomachinery*, 1994, 116: 730~737.
- [5] 朱惠人, 向安定, 许都纯, 等. 涡轮叶片表面气膜冷却效率的实验研究 [J]. 推进技术, 2003, 24 (6). (ZHU Huiren, XIANG An-ding, XU Du-chun, et al. An experimental investigation of film cooling effectiveness on the surface of turbine blade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6).)
- [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). (XIANG An-ding, ZHU Huiren, LIU Song-ling, et al. Discharge coefficient measurements for film cooling holes on blade surface in a turbine cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3).)
- [7] ZHU Huiren, XU Du-chun, GUO Tao, et al. Effects of film cooling hole shape on heat transfer [J]. *Heat Transfer-Asian Research*, 2004, 33: 73~80.

(编辑: 朱立影)