

文章编号: 1000-8055(2002)05-0577-05

涡轮叶片表面气膜冷却的传热实验研究

向安定, 罗小强, 朱惠人, 许都纯, 刘松龄
(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 对压力面和吸力面各有双排气膜孔冷却的涡轮导向叶片表面进行了详细的传热实验研究, 在不同吹风比下获得了当地气膜冷却效率和换热系数, 结合流场测量结果分析了叶片表面冷却和换热规律。结果表明不同孔排位置叶片表面气膜冷却效率和换热规律有很大不同, 孔排位置一定时, 冷却效果主要由吹风比决定。结果还表明尽管冷气喷射使型面换热系数随吹风比的增大而显著增大, 气膜冷却还是能有效的降低型面的热负荷, 其中以中吹风比喷射时冷却效果最为显著。

关键词: 涡轮叶栅; 叶片表面; 传热; 实验; 气膜冷却

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Turbine Blade Surface Heat Transfer and Film Cooling Measurements in a Turbine Cascade with Injection on Surface

X I A N G A n-ding, L u o X i a o-qiang, Z H U H u i-ren,

X U D u-chun, L I U S o n g-l i n g

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Detailed heat transfer measurements were conducted on the turbine blade surface of a large-scale low speed turbine cascade with injection on the surface of turbine blade. Local film cooling effectiveness and heat transfer coefficient with coolant injection were determined at different blowing ratios. In conjunction with the previous measurements of the flow field, the behaviours of turbine blade surface film cooling and heat transfer were studied. The results show that turbine blade surface film cooling and heat transfer are different greatly in different hole array position. The coverage of the coolant on the surface is mainly determined by blowing ratio for same geometry. It was also observed that coolant injection made the overall averaged heat transfer increase remarkably with blowing ratio and then made the thermal loads on the surface decrease effectively.

Key words: turbine cascade; blade surface; heat transfer; experiments; film cooling

1 引言

随着航空发动机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, 近年来, 国外在这一领域开展了

收稿日期: 2001- 11- 28; 修订日期: 2002- 03- 07

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研究与数值仿真研究

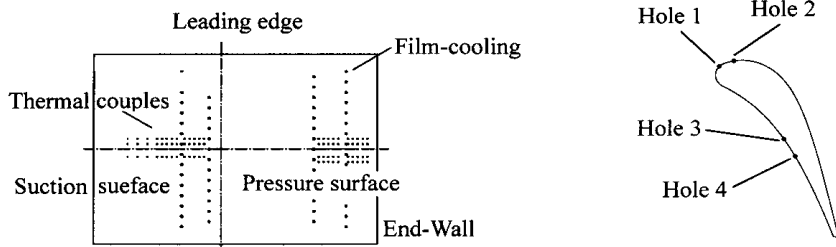


图 1 热电偶布置及气膜孔分布图

Fig 1 The arrangement of thermocouples and film holes

大量的研究工作, Ito 等人^[1]在较大吹风比范围(0.2~2.98)内研究了涡轮叶片吸力面和压力面上曲率对冷却效率的影响。Drost 等人^[2]采用液晶可视化技术研究了平板及涡轮叶片上的气膜冷却,发现涡轮叶片吸力面冷却效率高于压力面。Ammari 等人^[3]分别以空气和 CO_2 做射流流体,在吹风比为 0.5~2.0 范围内发现主流的加速流动会降低湍流度,从而降低换热系数,对提高气膜冷却效果有利。国内较少见到有关叶片型面气膜冷却详细测量的报道。本文的主要内容就是对某型导向涡轮叶片的冷却特性进行实验研究,为此在叶片的吸力面前缘及压力面的尾缘各开了两排气膜孔。本文对涡轮叶片表面的气膜冷却进行了详细的传热实验,以进一步研究叶片表面的冷却和换热规律。

2 实验装置与测试方法

实验在大尺寸低速平面叶栅风洞中进行。文献[4~6]对该风洞及叶型参数有详细描述,其叶片弦长 C 为 198 mm,轴向弦长 C_x 为 122 mm,有效进气角 α 为 68° ,栅距 P 为 160 mm,叶高 H 为 300 mm。叶片压力面和吸力面各开有两排圆柱形气膜孔,气膜孔直径 D 为 2 mm,吸力面两排孔出口中心距叶片前缘弧线距离为 $6D$ 和 $20D$,喷射角为 90° ;孔间距 $6D$ 为长径比为 2.5。压力面两排孔出口中心距叶片前缘弧线距离为 $47.5D$ 和 $64D$,喷射角为 45° ;孔间距为 $6D$,长径比为 3.54。冷气由位于端壁下方的一个公用供气腔供给。

传热实验采用钢带加热法,钢带和热电偶的布置如图 1 所示。实验叶片用优质木材加工制造而成,为了引出温度信号,叶片被加工成中空的。厚度为 0.04 mm 的 4 条不锈钢钢带串连在一起并贴附在叶片表面,通直流电以获得恒热流密度边界条件,钢带背面焊有 97 个热电偶以测量当地温度,另有 2 个热电偶布置在压力面和吸力面的

内壁上以测量叶片内壁温度,还有 1 个热电偶在叶片内腔中悬空以测量冷气喷出前的温度。实验数据经板转换为数值信号后经计算机自动采集。

在气膜冷却效率实验中,冷气被加热到高于主流温度 15°C 左右,钢带不加热;在换热系数实验中,钢带加热,射流和主流都不加热。

3 实验工况与数据处理方法

实验在同一雷诺数下进行,基于弦长和来流速度的实验雷诺数为 200,000, 20°C 时,来流速度 v_∞ 为 14.1 m/s 。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。

实验中所测得的温度数据被分别整理为气膜冷却效率 η 换热系数 h 和努谢尔特数 Nu 。气膜冷却效率定义为: $\eta = (T_{aw} - T_\infty) / (T_c - T_\infty)$, 其中 T_{aw} 为绝热壁温, T_∞ 为主流温度, T_c 为冷气温度。

为了消除冷气与主流间的温度差异对换热的影响,有冷却时的当地换热系数定义为:

$$h = (q_g - q_r - q_{c1} - q_{c2}) / (T_w - T_{aw})$$

其中: q_g 为电加热热流密度, q_r 为辐射热损失, q_{c1} 为通过叶片的导热损失, q_{c2} 为沿加热钢带的二维导热修正, T_w 为当地壁温, T_{aw} 为绝热壁温,式中的绝热壁温由测得的冷却效率计算。

由换热系数 h 还可以得到 $Nu = hC / \lambda_0$, 其中 C 特征尺度为叶片弦长, λ_0 为空气导热系数。

4 实验结果与分析

涡轮叶片表面气膜冷却和换热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,与本文相关详细的流场结果请参见文献[4]。为便于分析讨论,这里给出了文献[4]对同一叶型测得的型面静压分布结果,如图 2 所示。图 2~图 4 中 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

在前三分之一通道就基本完成,而后气流速度有所减缓。压力面的气流加速比较平稳,从前缘到尾缘速度一直呈上升趋势,但速度始终小于吸力面上气流的速度。

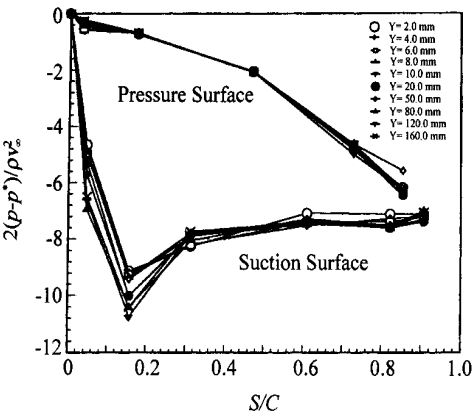
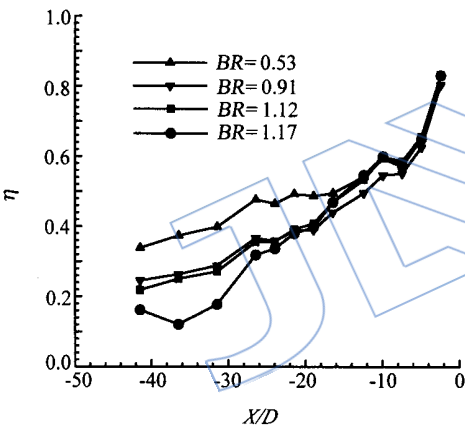
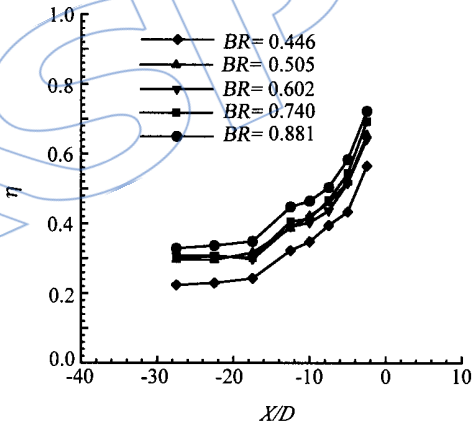


图 2 叶片型面静压分布

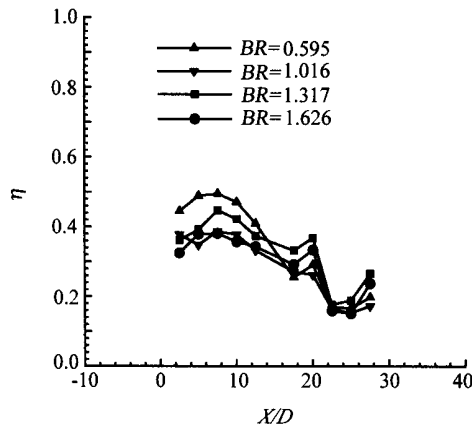
Fig 2 The distribution of static pressure on surface



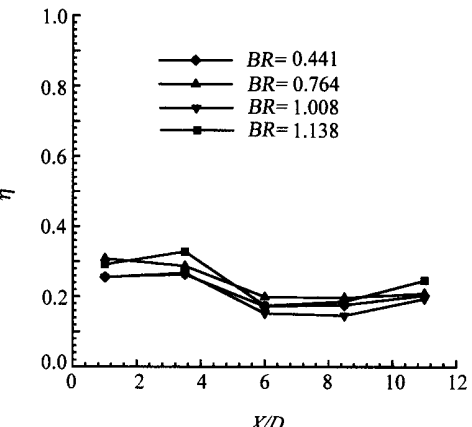
(a) 孔排 1, $S/C = 0.05$



(b) 孔排 2, $S/C = 0.167$



(c) 孔排 3, $S/C = 0.475$



(d) 孔排 4, $S/C = 0.64$

图 3 各吹风比下型面气膜冷却效率沿流向分布

Fig 3 Surface film cooling effectiveness measured at different blowing ratio

4 1 叶片表面气膜冷却效率

图 3(a)~(d) 给出了各吹风比喷射时叶片型面的冷却效率径向平均结果。 X/D 指喷孔下游热电偶到相应孔排中心的弧长与孔径之比,其中吸力面用负值表示,孔排 1、2 布置在吸力面,孔排 3、4 布置在压力面。由图 3(a)可以看出,冷却效率值沿流向迅速降低,在 $X/D = -16.0 \sim 0$ 之间吹风比对冷却效率值影响较弱,之后吹风比越高冷却效率值下降越快。紧靠喷孔下游区域冷却效率值较高,可达 0.84 左右,在气膜孔下游 $41.5D$ 处,效率最低仍保持在 0.18 左右,这对一般的平板气膜冷却来说是不可能的,平板气膜冷却的效率值一般在喷孔下游 $15D$ 以后迅速下降到 0.1 以下。产生上述现象的原因在于:在 $S/C = 0 \sim 0.15$ 之间吸力面上的气流一直加速,而后气流速度有所减缓,主流的加速流动可以使冷气更好的覆盖在吸力面表面,此时吹风比的影响相对较弱。

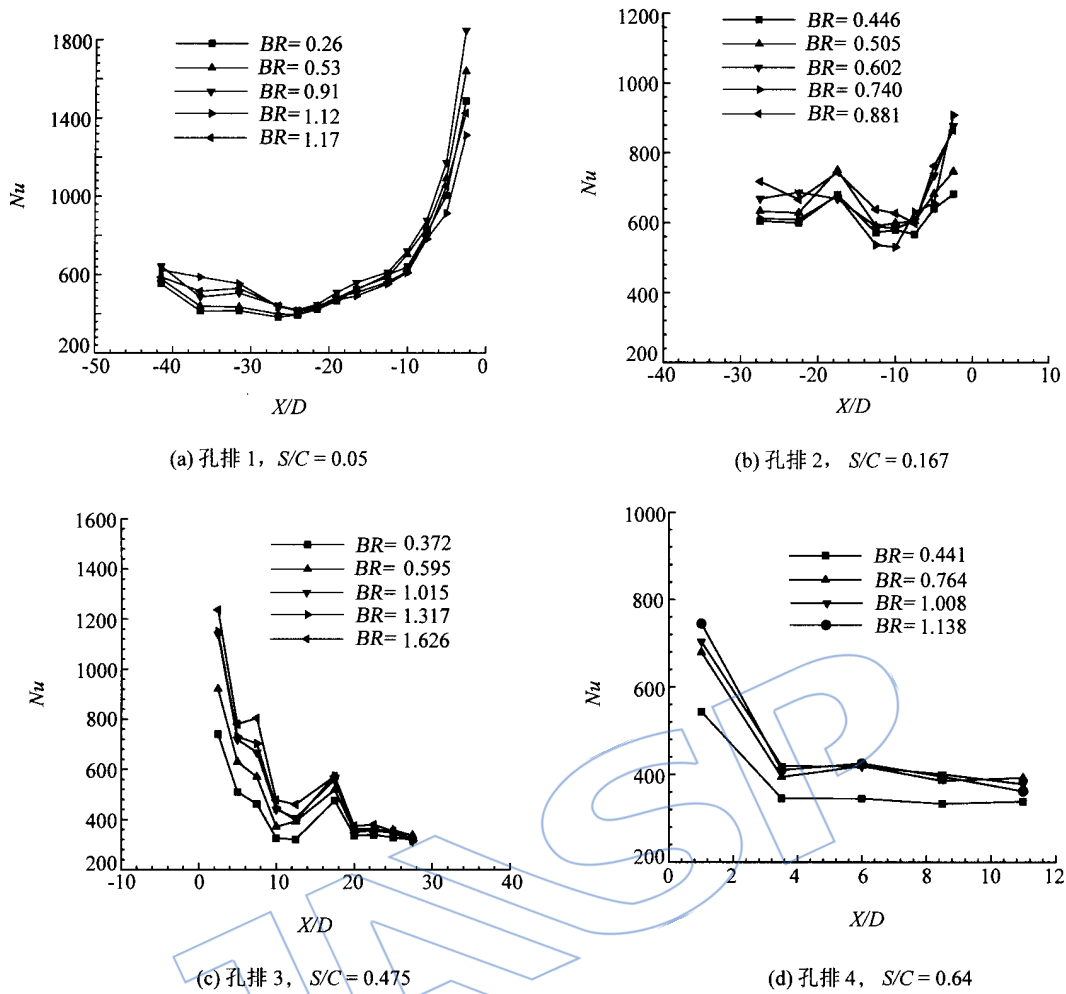


图 4 各吹风比下型面 Nu 数沿流向分布

Fig 4 Surface Nusselt number measured at different blowing ratio

在 $s/c = 0.15$ 处, 即气膜孔下游 $16D$ 之后, 吹风比的影响较大, 吹风比越高, 冷气与燃气之间的掺混越厉害, 产生剧烈的漩涡, 使冷气不能较好的覆盖叶片表面, 冷却效率值迅速下降。由图 3(b) 可以观察到, 冷却效率值沿流向逐渐下降, 在气膜孔下游 $18.0D$ 左右以后趋于稳定。吹风比越高, 冷却效率值越高, 在吹风比 $BR = 0.505 \sim 0.740$ 之间冷却效率曲线几乎重合。从图 2 可以看出, 吸力面在 $s/c = 0.15$ 之后速度变化平缓, 冷气可以较好的覆盖叶片表面。孔排 2 处于气流速度减小的区域, 此时吹风比的影响较大, 吹风比越大, 冷气流越大, 带走的热量也就越多。

由图 3(c) 可以看出, 冷却效率值沿流向先上升而逐渐下降, 在喷孔下游 $17.5D \sim 22.5D$ 之间有微小的波动, $x/d = 20.0$ 处出现局部峰值, 在喷孔下游 $22.5D$ 以后冷却效率值有逐渐恢复的趋势。还可以发现: $x/d = 0 \sim 20.0$ 之间吹风比对冷却效率的影响较大, 在 $x/d = 0 \sim 15.0$ 区域吹

风比越高冷却效率值越低, 在 $x/d > 15.0$ 以后逐渐发生了变化, 高吹风比喷射时的冷却效率逐渐高于低吹风比喷射情况, 总的变化趋势比较平缓。这主要是由于压力面上的气流加速比较平稳, 从前缘到尾缘速度一直呈上升趋势, 在高雷诺数下, 在压力面尾缘附近受压力面与吸力面气流掺混的影响, 气流波动性极强, 并涉及整个叶高, 尾缘附近的流动具有三维性, 并使尾缘附近的冷却效率沿径向表现出二维特色, 沿流向同时出现较大的波动性。从图 3(d) 中也可以得出和图 3(c) 类似的结论, 此时吹风比对冷却效率的影响已不十分明显。由图可见, 整个曲线变化十分平缓, 并有较弱的波动性。

4.2 有气膜冷却的叶片表面换热

根据流场测量结果^[5], 叶片表面喷射冷气后壁面附近的流动图案将有较大的改变, 因此有气膜冷却时的型面换热规律将有别于没有气膜冷却时的情况, 气膜冷却将增强叶片表面的换热系数。

图 4(a)~(d) 给出了各吹风比下叶片型面 Nu 数的径向分布规律, 由图 4(a) 可以看出, 在紧靠孔排 1 下游处换热强度较大, Nu 数最高可达 1900 左右, 沿流向 Nu 数迅速下降, 在喷孔下游 $24D$ 以后 Nu 数有所回升。还可以观察到: 大部分区域吹风比对换热的影响较大, 中吹风比 ($BR = 0.91$) 喷射时换热强度最大。从图 4(b) 可发现: 沿流向 Nu 数出现较大波动, 综合来看曲线呈下降趋势, 此时吹风比的影响较大, 中吹风比 ($BR = 0.881$) 喷射时换 Nu 数最大, 和图 4(a) 中的结论一致。出现上述现象主要是由于孔排 1 处于气流加速的区域, 速度较大, 并且冷气的喷射有效的抑制了气流的分离, 使得该区域的换热明显增强。孔排 2 则处于气流速度不稳定的区域, 速度有所减小, 而且气流发生强烈分离, 因此换热强度有所降低, 并沿流向出现较大的波动。

图 4(c) 给出了孔排 3 下游的径向平均 Nu 数沿流向的分布。由图可见, 在喷孔下游 $10D$ 以前 Nu 数迅速下降, $X/D > 20.0$ 以后 Nu 数几乎不再变化, 换热强度趋于稳定。在 $X/D = 0 \sim 20.0$ 之间吹风比的影响较大, 吹风比越高换热越强。从图 4(d) 也可发现类似现象, Nu 数在喷孔下游 $3.5D$ 以前迅速下降, $X/D > 3.5$ 以后换热强度趋于稳定, 沿流向几乎不再发生变化。吹风比在 $BR = 0.764 \sim 1.138$ 之间 3 条曲线几乎重合, 该范围内吹风比对叶片表面换热的影响较小, 当低吹风比 ($BR = 0.441$) 喷射时 Nu 数分布曲线远离其他曲线, 吹风比越高换热系数越大。

4.3 叶片表面热负荷

在实际的燃气涡轮叶栅中, 气膜冷却一方面因降低了壁面附近的燃气温度而减小了叶片表面的换热, 另一方面却因提高了换热系数而增大了叶片表面的换热。因此在实施气膜冷却时, 必须将冷却效率和换热系数这两个参数综合起来, 以判断它的实际冷却效果。本文引入的壁面热负荷就是这样一个综合指数, 这个参数体现了气膜冷却所带来的正面和负面影响, 壁面热负荷的减小意味着壁面温度的降低。

没有气膜时的壁面热负荷为 $q_w = h_0(T_g - T_w)$, 有气膜时的壁面热负荷为 $q'_w = h(T_{aw} - T'_w)$, 根据冷却效率定义可以得出绝热壁温 $T_{aw} = T_g - \eta(T_g - T_c)$ 。其中: T_g 为燃气温度, T_c 为冷气温度, T_w 和 T'_w 分别为有、无气膜冷却时的壁面温度。为了得到冷气喷射后叶片表面热负荷的相对减小

量 $\Delta q = (q_w - q'_w)/q_w \times 100\%$, 假定 $T_g = 1800\text{ K}$, $T_c = 800\text{ K}$, $T_w = T'_w = 1200\text{ K}$, 无气膜冷却时换热系数由另一实验获得, 利用总体平均效率和总体平均换热系数比便可计算出 Δq 。本文以孔排 1 为例, 吹风比为 0.53, 0.91, 1.17 情况下 Δq 分别为 72.3%, 81.2%, 71.6%。这些数字表明叶片表面气膜冷却从传热的角度来说明显获益的, 其中以中吹风比 $BR = 0.91$ 喷射时获益最大, 它使叶片表面的热负荷减小了 81.2%。

5 结 论

对压力面和吸力面各有双排气膜孔冷却的涡轮导向叶片表面进行了详细的传热实验研究, 在不同吹风比下获得了当地气膜冷却效率和换热规律, 结果表明: (1) 吹风比是决定叶片表面气膜冷却效率和换热系数的主要参数, 紧靠喷孔下游区域有较高的冷却效率和换热系数, 沿流向冷却效率和换热系数均有大幅度的下降, 孔排位置不同, 冷却效率和换热系数分布规律有较大的区别。(2) 气膜冷却降低了壁面附近的燃气温度而减小了叶片表面的换热, 同时又提高了换热系数而增大了叶片表面的换热。气膜冷却可以有效的降低叶片表面热负荷, 其中以中吹风比喷射时果最为显著, 在一定条件下降幅可达到 81.2%。(3) 叶片型面气膜冷却结构的设计必须充分的考虑型面附近的气流流动特性、冷气喷射对流场结构的影响及对型面换热系数的改变等因素。

参考文献

- [1] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film Cooling of a Gas Turbine Blade[J]. ASME, Journal of Engineering for Power, 1978, 100: 476- 481.
- [2] Drost U, Bolcs A, Hoffs A. Utilization of the Transient Liquid Crystal Technique for Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer Investigations on a Flat Plate and a Turbine Airfoil[R]. ASME Paper 97- GT- 26.
- [3] Ammari H D, Hay N, Lampard D. Effect of Acceleration on the Heat Transfer Coefficient on a Film-Cooled Surface[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 442- 449.
- [4] 董志锐. 涡轮叶栅中流动与换热的试验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1999.
- [5] 刘高文, 刘松龄, 许都. 纯涡轮叶栅前缘上游端壁气膜冷却的流场实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 135- 141.
- [6] 刘高文, 董素燕, 刘松龄. 涡轮平面叶栅端壁附近的流动和损失[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 60- 63.