

旋转对弯扭涡轮叶片前缘气膜冷却的影响

韩 枫¹, 李海旺^{1,2}, 马薏文¹, 陶 智^{1,2}

(1. 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国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 基于热色液晶(TLC)测温技术,开展了转速(攻角)和吹风比对弯扭涡轮叶片前缘区域气膜冷却效率分布影响的实验研究。实验中涡轮转速分别为 400 r/min(正攻角)、550 r/min(零攻角)和 700 r/min(负攻角),平均吹风比为 0.5~1.25。冷却工质采用氮气,对应的射流-主流密度比为 1.04。基于涡轮动叶弦长的涡轮出口主流雷诺数为 60800。实验结果表明:转速是决定涡轮叶片前缘气膜冷却效率分布最重要的参数之一。随着转速的增大,滞止线的位置会从压力侧(PS)移动到吸力侧(SS)。当吹风比相同时,面平均气膜冷却效率随转速的增大而逐渐增大;当转速相同时,面平均气膜冷却效率随吹风比的增大而增大。

关 键 词: 旋转; 前缘; 吹风比; 气膜冷却效率; 涡轮叶片

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Effect of rotation on the leading-edge region film cooling of a twisted turbine blade

HAN Feng¹, LI Haiwang^{1,2}, MA Yiwen¹, TAO Zhi^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: An experimental investigation was performed to investigate the effects of the rotation and blowing ratio on the film cooling effectiveness distributions of the leading-edge regions of a twist gas turbine blade using a thermochromic liquid crystal (TLC) technique. The experiments were carried out at three rotating speeds, including 400 r/min (positive incidence angle), 550 r/min (zero incidence angle), and 700 r/min (negative incidence angle). The averaged blowing ratio varied from 0.5 to 1.25. Nitrogen was used as the coolant to ensure that the coolant-to-mainstream density ratio kept at 1.04. The Reynolds number, based on the mainstream velocity of the turbine outlet and the rotor blade chord length, was 60800. The results show that rotating speed is one of the most critical parameters in determining the film cooling effectiveness distributions on the leading edge. The position of the stagnation line moved from the pressure side (PS) to the suction side (SS) with the increase in rotating speed. Under the same blowing ratio, the area-averaged film cooling effectiveness increases monotonously with the increase in rotating speed. Under the same rotating speed,

收稿日期: 2018-10-12
作者简介: 韩枫(1989—),男,博士生,主要从事涡轮叶片旋转气膜冷却研究。

引用格式: 韩枫,李海旺,马薏文,等. 旋转对弯扭涡轮叶片前缘气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(6):1352-1363. HAN Feng, LI Haiwang, MA Yiwen, et al. Effect of rotation on the leading-edge region film cooling of a twisted turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1352-1363.

the area-averaged film cooling effectiveness increases with the increase in blowing ratio.

Key words: rotating; leading-edge; blowing ratio; film cooling effectiveness; turbine blade

在现代先进航空发动机的设计中,涡轮前进口温度被不断的提高以获得更高的热效率。导致涡轮部件工作环境温度已经远远超过制造它们的金属温度耐热极限,这将降低涡轮机的可靠性和寿命。由于叶片前缘承受着最高的热负荷并存在滞止区域,使得前缘成为最薄弱的区域,更容易被烧蚀。气膜冷却是保护叶片表面免受高温气体影响的最经典有效的技术之一。Goldstein^[1]提出了对气膜冷却的基本理解,并给出两个评价指标:冷却效率和传热系数。Han 等^[2]对先进的冷却技术进行了综合汇编。开展叶片前缘气膜冷却特性的研究,有利于进一步提高航空发动机的性能。

当前,关于涡轮叶片前缘气膜冷却的研究主要集中在静止条件下。Mick 和 Mayle^[3]在一圆形叶片前缘模型上详细研究了换热特性和气膜冷却效率特性。Cruse 等^[4]在一前缘模型上分析了滞止线的位置对绝热冷却效率的影响。Ekkad 等^[5]采用热色液晶(thermochromic liquid crystal, TLC)技术,在涡轮动叶前缘模型上,研究了主流湍流度和密度比对冷却效率的影响。Ou 等^[6]在一圆形前缘模型上,研究了主流雷诺数和吹风比对气膜冷却效率的影响。Kim 等^[7]采用红外热成像技术,研究了五种不同的气膜孔结构对前缘气膜冷却特性的影响。Rozati 和 Tafti^[8]采用大涡模拟的方法研究了吹风比对前缘区域气膜冷却的影响。Li 等^[9]采用压敏漆(pressure sensitive paint, PSP)测试技术,研究了异形孔和吹风比对叶片前缘气膜冷却效果的影响。刘存良等^[10]进行了圆柱形气膜孔和悠闲孔(laid-back hole)对前缘模型的气膜冷效影响的实验研究,并分析了两种不同孔间距的影响。之后,刘存良等^[11]又实验研究了圆柱形气膜孔和悠闲孔对前缘气膜冷却效果的影响,这两种孔型均包含两种不同的径向出流角度(30°和 45°)。Chowdhury 等^[12]在一风洞设备中进行了一项实验研究,来考虑涡轮叶片前缘形状,密度比和吹风比对气膜冷却的影响。

已发表的文献中,很少有在旋转状态下进行的气膜冷却实验研究,针对旋转涡轮叶片前缘气膜冷却特性的研究就更少了。Dring 等^[13]最早研究了在旋转状态下叶片前缘的气膜冷却效果。结果表明,冷却剂的径向分量对冷却效果的分布具

有重要的影响。Takeishi 等^[14]分别测量了静止状态下低速级联和旋转状态下叶片上的气膜冷却效率。结果表明,旋转叶片吸力面的气膜冷效与静止级联的结果一致,但是压力面的效率比静止级联的低些。Ahn 等^[15-16]通过 PSP 方法在一个三级轴流涡轮中,分别测量了旋转条件下两排气膜孔的叶片前缘和三排气膜孔的叶片前缘气膜冷却效率分布。转速分别为:2 400 r/min(正攻角),2 550 r/min(零攻角)和 3 000 r/min(负攻角)。结果表明,旋转是决定气膜冷却效率分布的最重要因素,并指出旋转可以改变冷却剂出流的方向。陶智等^[17]采用 TLC 技术在 1.5 级涡轮中对旋转条件下放大的涡轮叶片模型的气膜冷却性能进行了实验研究。李国庆、邓宏武等^[18-22]通过 TLC 技术对旋转状态下 1.5 级涡轮叶片压力面和吸力面单孔气膜冷却进行了系统的实验和数值模拟的研究,包括吹风比、密度比、转速(旋转数)等参数的影响。

由以上分析可得在已发表的文献中,采用 TLC 测试技术研究旋转状态下涡轮叶片气膜冷却的文献^[17-22],只报道了放大比例叶片的压力面和吸力面单孔的气膜冷却特性。虽然 Ahn 和 Han 等^[15-16]已开展了旋转状态下整级涡轮叶片前缘气膜冷却特性的研究,但采用的是简化直叶片和压力敏感涂料(PSP)测试技术。最近,Zeng 等^[23]研究了涡轮叶片的简化对气膜冷却性能的影响,并指出将弯扭叶型简化成直叶片将对气膜冷却效率带来很大影响,尤其在前缘区域会造成很大误差。另外,Yang 等^[24]通过数值模拟的方法研究了 1.5 级涡轮中直叶片前缘气膜冷却效率的分布,并指出在旋转状态下二维直叶片的前缘滞止线不是一条简单的直线,而是从叶片叶根向叶尖倾斜着的;若采用以设计很好的弯扭叶型,在前缘区域可以得到更好地气膜覆盖效果,进而提高气动性能。然而叶片前缘气膜冷却分布的均匀性是直接受滞止线位置影响的。因此,本文采用 TLC 测试技术,在一低速单级涡轮中,研究转速(攻角)和吹风比对一弯扭涡轮叶片前缘区域气膜冷却特性的影响。

1 实验介绍

1.1 实验台结构

实验是在北京航空航天大学航空发动机气动

热力国家级重点实验室的低速、全环整级涡轮叶片气膜冷却实验台上完成的。实验台主体结构尺寸为 $8\,300\text{ mm}\times 4\,400\text{ mm}\times 3\,000\text{ mm}$ ，如图 1 所示，图中实线箭头表示主流管路，虚线箭头表示射流管路。

实验台主流气路是循环闭式结构。主流由功率为 55 kW 的压缩机提供，首先经过加热器加热，经过压缩机加压，依次通过分流罩、整流栅，进入实验段，推动动叶转动做功。实验段包括 42 个静叶和 73 个动叶，如图 2 所示。叶型由某型高压涡轮叶片 1 : 1 得到，动叶弦长为 40 mm ，叶高为 67 mm ，安装角为 60° ，轮毂直径 646 mm ，机匣直径为 782 mm 。在实验段前后均与各布置了 4 组 T 型热电偶，用于测量主流的温度。做功后的气体通过蜗壳收集器汇集稳流后再进入压气机，

从而完成整个主流循环。

测试叶片是采用导热系数为 $0.22\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 的耐高温工程树脂材料(RGD525)3-D 打印制成，且前缘内部设有冷气腔，如图 3 所示。

前缘包括 3 排交错排列的气膜孔，孔径为 $D=0.4\text{ mm}$ ，分别称为压力排，中间排和吸力排气膜孔，且每排孔与前缘滞止线的夹角分别为 30° 、 0° 和 30° 。前缘测试区的气膜孔在叶高方向上的孔间距为 $P=2.5D$ 。孔出流角度为 $\alpha=45^\circ$ ，如图 4 所示。

射流通过一系列阀门、稳压箱和布置在空心轴内的管路进入测试叶片前缘的冷气腔。采用浮子流量计测射流流量，射流的出口温度是通过布置在测试叶片前缘冷气腔内的一个型号为 TH-44034-40-T 的热敏电阻测得。

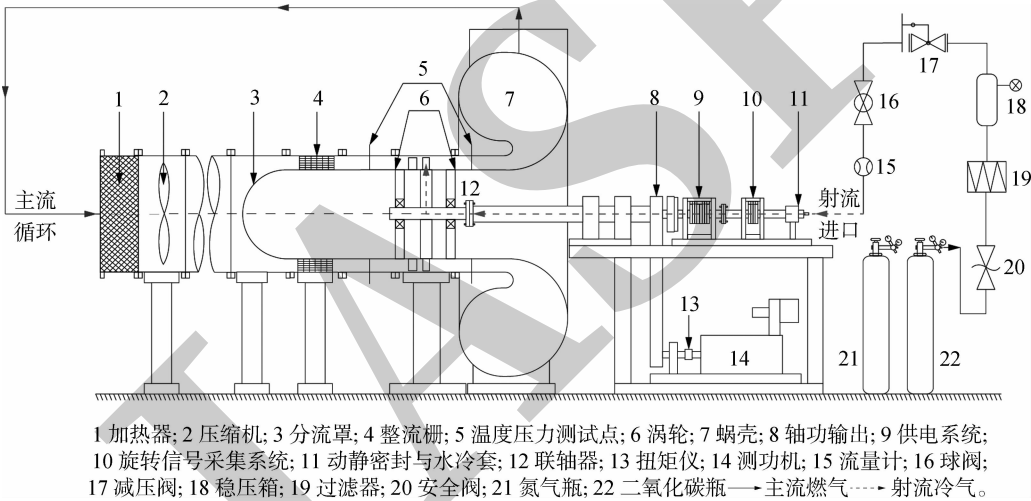


图 1 单级涡轮实验台

Fig. 1 Experimental facility of the 1-stage turbine

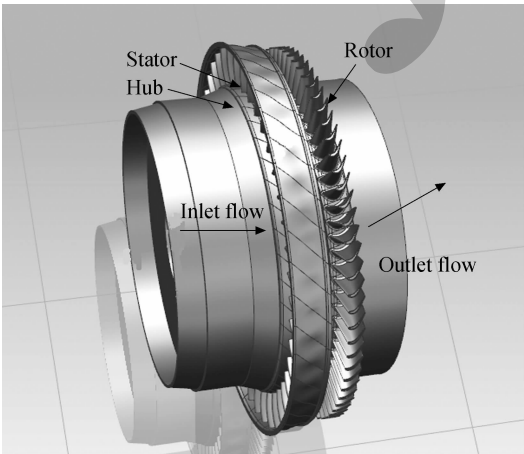


图 2 单级涡轮

Fig. 2 1-stage turbine

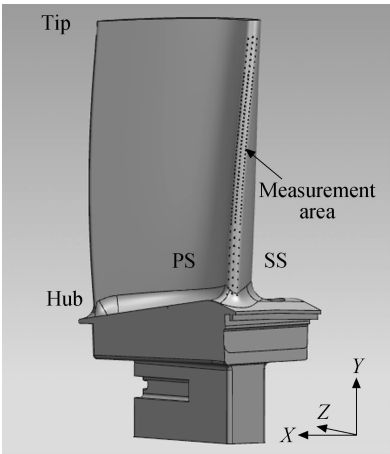


图 3 测试叶片

Fig. 3 Tested blade

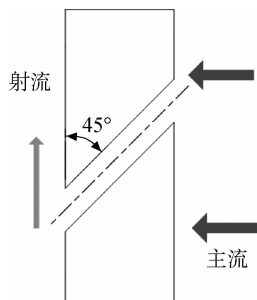


图 4 气膜孔孔倾角示意图

Fig. 4 Schematic diagram of film hole injection angle

1.2 测量设备、方法及精度分析

本实验基于频闪拍照系统和稳态热色液晶测量技术来测量涡轮叶片前缘表面温度,图像采集示意图如图 5 所示。其包括计算机、高速相机控制系统、信号控制单片机、涡轮静叶、工业相机、P+F 红外光电传感器、发光二极管(LED)面光源、涡轮动叶和高速频闪控制系统等。

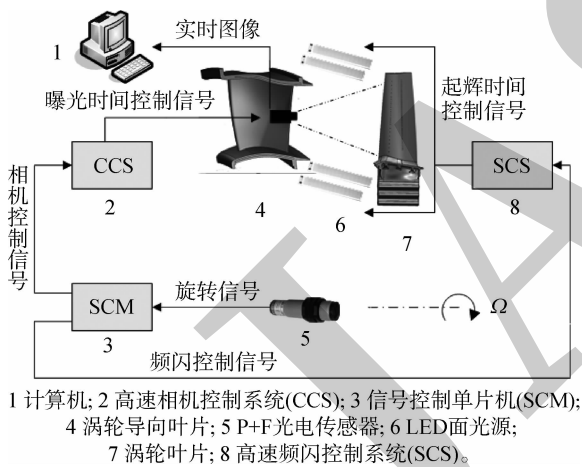


图 5 图像采集系统示意图

Fig. 5 Diagrammatic drawing of the image acquisition system

如图 6 所示,型号为 xiMU9Px-MH 的工业相机(15 mm×15 mm×8.5 mm)被安装在一涡轮静叶上,并对镜头两侧进行圆滑过度以减小其对流场的影响。在图像采集系统工作时,先将信号单片机设置为上升沿触发的中断信号输入,来接受光电传感器发出的信号。当测试动叶转到初始位置时,光电传感器发出的信号会使信号控制单片机进入中断服务函数,并对信号进行计时,在经过适当延迟后,分别向高速频闪控制系统和高速相机控制系统发出两个不同脉宽的方波脉冲信号。这两不同脉宽的信号可以准确控制频闪起辉和相机曝光,从而实现频闪和相机在旋转状态下

的涡轮上同步工作,完成叶片前缘表面液晶图像的采集。对控制信号的延迟时间长短直接决定了涡轮在高速旋转状态下能否被相机精准定位,以及相机和频闪系统能否同步工作,信号时序图如图 7 所示。

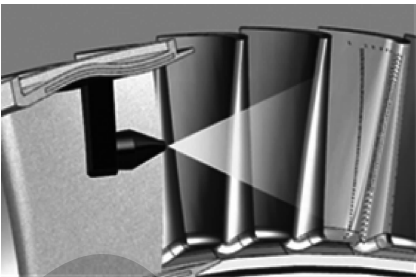


图 6 相机安装示意图

Fig. 6 Camera mounting position

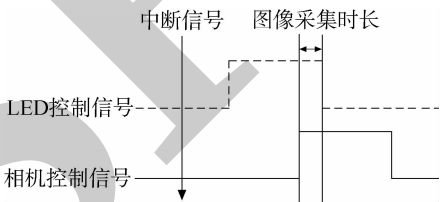


图 7 控制信号时序图

Fig. 7 Control signal sequence diagram

1.3 实验参数

实验中涉及到的无量纲参数定义如下:主流雷诺数 $Re_m = \rho_m v_m l / \mu$, 旋转数 $R_t = \Omega D / v_m$, 吹风比 $M = \rho_c v_c / \rho_m v_m$ 。其中 l 为涡轮动叶弦长, D 为气膜孔直径, Ω 为涡轮动叶旋转角速度, ρ 和 v 分别为密度和速度, 下标 m 和 c 分别为主流和射流的参数。实验中, 涡轮进口速度为 12.5 m/s, 涡轮动叶的相对风速为 20.4 m/s, 对应的动叶前缘处的主流雷诺数 $Re_m = 6.08 \times 10^4$ 。涡轮转速分别为 400 r/min(正攻角)、550 r/min(零攻角) 和 700 r/min(负攻角)。吹风比 M 分别为 0.50、0.75、1.00 和 1.25。射流采用 N_2 , 对应的射流-主流的密度比为 1.04。主流温度 $T_m = 315$ K, 射流温度 $T_c = 298$ K。具体的实验参数如表 1 所示。

若叶片壁面绝热或者近似绝热,测得的壁面温度认为是绝热壁温,气膜冷却效率定义为

$$\eta_{\text{meas}} = (T_m - T_w) / (T_m - T_c) \tag{1}$$

式中下标 w 为壁面温度。尽管本文测试叶片采用导热系数仅为 0.22 W/(m·K) 的耐高温工程树脂材料 3-D 打印加工,实验过程中也会存在导热的现象。需要对导热影响进行修正,本文采用

Ethridge 等^[25]提出的方法。将具有用于气膜冷却校正项的计算公式定义为

$$\eta = (\eta_{\text{meas}} - \eta_0)/(1 - \eta_0) \tag{2}$$

式中 η 为真实气膜冷却效率, η_{meas} 为实验测得的冷却效率, η_0 为导热带来的误差。而且 $\eta_0 = (T_m - T_{w0})/(T_m - T_c)$, T_{w0} 为没受到气膜影响区域的温度。在本文中, T_{w0} 为在三排气膜孔上边界和叶片叶顶之间区域测得的。Ethridge 等^[25]指出在高端流度情况下, 导热误差范围为 $0.02 \leq \eta_0 \leq 0.07$ 。本实验主流湍流度为 5%, 测量的 $\eta_0 = 0.06$ 。

表 1 实验参数

Table 1 Experimental conditions

参数	数值
主流质量流量/(kg/s)	3.08
主流湍流度/%	5
涡轮进口速度/(m/s)	12.5
涡轮动叶前缘处相对风速/(m/s)	20.4
涡轮出口速度/(m/s)	26
主流雷诺数 Re	60 800
转速 $N_t/(r/min)$	400, 550, 700
旋转数 R_t	0.0018
吹风比 M	0.50~1.25
密度比 D_r	1.04
主流温度 T_m/K	315
射流温度 T_c/K	298

2 结果分析

实验前,通过布置在测试叶片前缘表面的 T 型热电偶,对前缘表面液晶进行标定,标定实验的光源位置和强度,相机位置和拍摄方式都与实验条件相同。得到的液晶标定曲线如图 8。

2.1 气膜覆盖效果

2.1.1 吹风比的影响

图 9~图 11 分别给出了三种转速(攻角),4 种吹风比条件下的前缘测量区域的气膜冷却效率分布。水平轴 s/s_{max} 为无量纲距离,其中 s 为从测量区域中心线沿着叶片表面的距离,负值和正值分别为从测量区域中心线到压力侧(PS)和吸力侧(SS)的距离。纵坐标 Y/H 为径向无量纲距离,其中 Y 为距测量区域下边界的径向距离, H

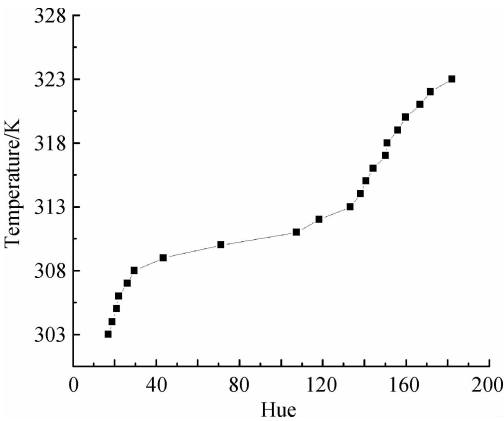


图 8 液晶标定曲线

Fig.8 Calibration for TLC

为测量区域的径向高度。不管转速多少,前缘区域气膜覆盖水平是随着吹风比的增加而单调增加的。因为当转速一定时,增加吹风比意味着增加冷却剂射流的动量,这有利于冷却剂射流扩散。以转速为 550r/min(零攻角)的情况为例,如图 10 所示。当 $M=0.50$ 时,前缘中间 $0.6H$ 附近区域只有孔周围有气膜保护,这可能因为前缘射流腔内的压力梯度是沿着叶高方向减小的,沿着叶高方向越来越难出流。但 $0.8H$ 附近区域的气膜覆盖效果要比 $0.6H$ 的好些,这应该因为在离心力的作用下,射流容易从高半径的位置出流。 $M=0.75$ 时, $0.6H$ 附近区域气膜覆盖面积稍微增加; $M=1.00$ 时, $0.6H$ 附近区域气膜覆盖面积明显增加。 $M=1.25$ 时,气膜覆盖的面积和均匀性均达到最佳。

2.1.2 转速的影响

为了理解和正确解释气膜冷却效果的实验结果,需提前了解涡轮空气动力学方面知识,详细讨论可参阅 Schobeiri 等^[26-27]。当涡轮在较低转速下运行时,主流以正攻角冲击叶片前缘,并使滞止线移动到压力侧。因此,从前缘压力排孔出流的部分冷却剂射流偏向吸力侧。同理,当涡轮在高速下运行时,主流以负攻角冲击叶片前缘,使得滞止线移动到压力侧而且射流偏向压力侧。这种现象在图 12^[28]中可得到解释。

为研究转速的影响,以 $M=1.00$ 情况为例,如图 9(c)、图 10(c)和图 11(c)所示。根据气膜冷却效率分布可得,随着转速的增加,滞止线从压力侧移动前缘,然后移动到吸力侧。当转速为 400 r/min 时,吸力排孔附近区域上的气膜覆盖效果比压力排孔附近区域的略好。此时滞止线位于压力侧,使得从压力排和中间排孔出流的冷却剂朝

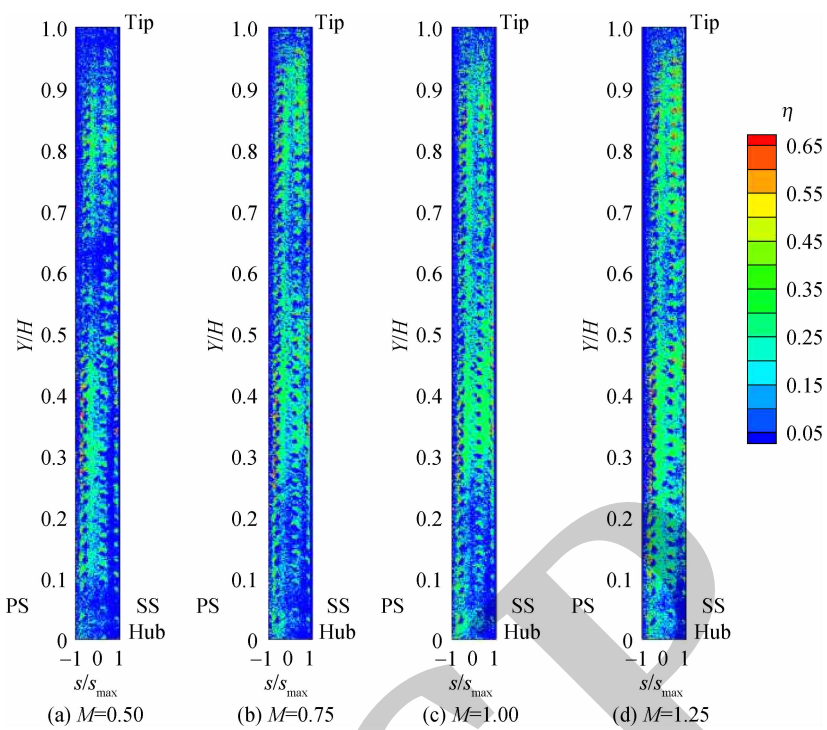


图 9 不同吹风比条件下的气膜冷效分布 ($N_t=400\text{ r/min}$)

Fig. 9 Film cooling effectiveness distributions under different blowing ratios ($N_t=400\text{ r/min}$)

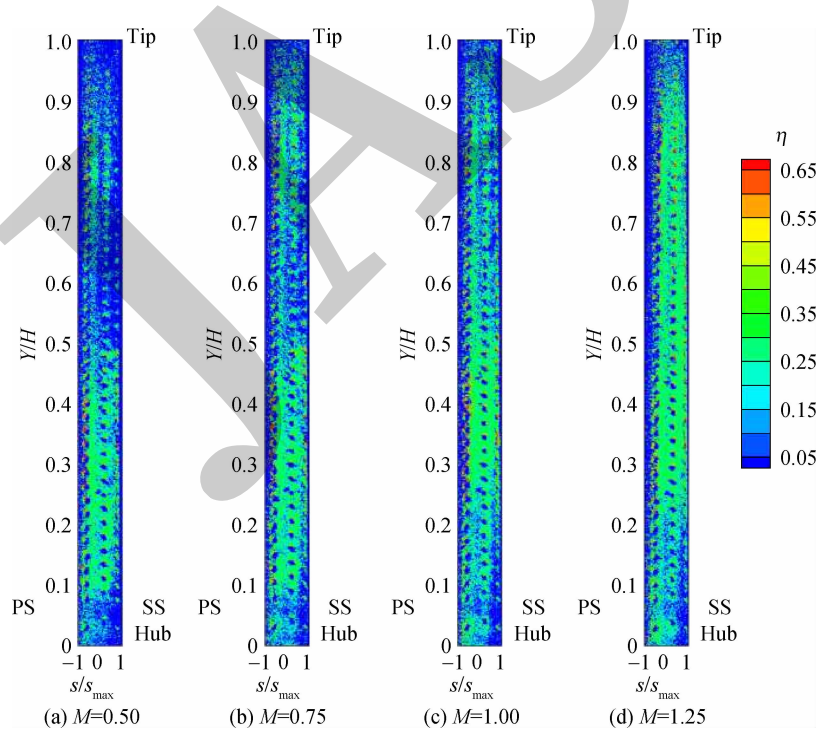


图 10 不同吹风比条件下的气膜冷效分布 ($N_t=550\text{ r/min}$)

Fig. 10 Film cooling effectiveness distributions under different blowing ratios ($N_t=550\text{ r/min}$)

向吸力侧偏转。当转速为 550 r/min 时,滞止线位于中间排孔上,使得冷却剂射流分别流向压力侧和吸力侧,与正负攻角两情况相比,其气膜覆盖效果和均匀性最佳。当转速为 700 r/min 时,滞

止线位于吸力侧,从吸力排和中间排出流的冷却剂朝向吸力侧偏转,使得压力排孔附近的区域上气膜覆盖效果好于吸力侧孔附近区域的。因此,转速(攻角)是决定气膜冷却效率分布的最关键

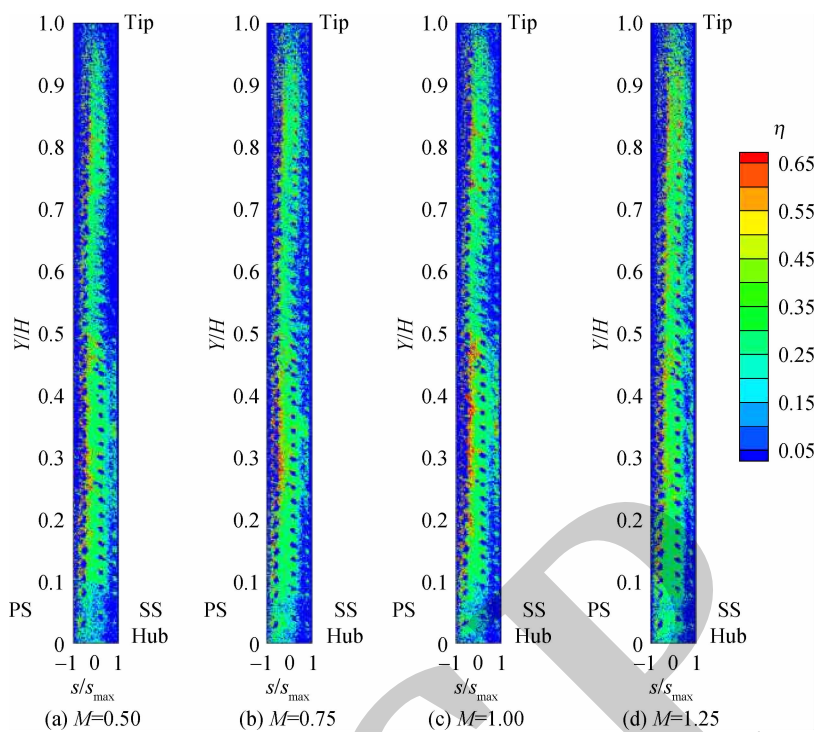


图 11 不同吹风比条件下的气膜冷效分布($N_t=700\text{ r/min}$)

Fig. 11 Film cooling effectiveness distributions under different blowing ratio ($N_t=700\text{ r/min}$)

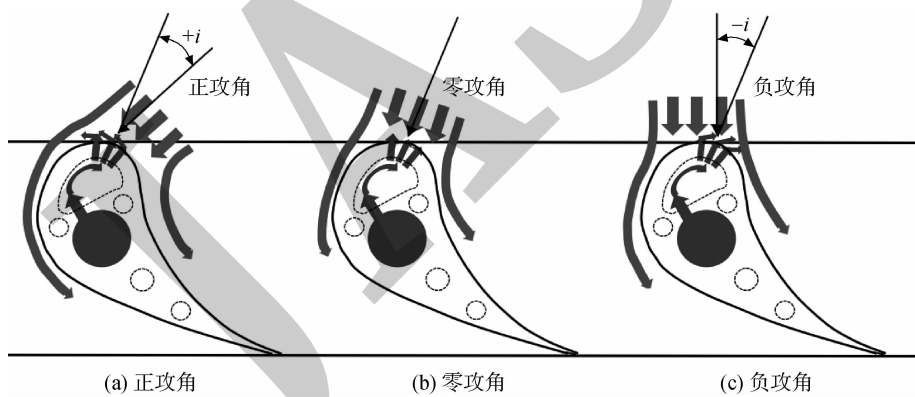


图 12 射流在叶片内部和外部流动轨迹^[12]

Fig. 12 Flow path inside and outside the blade^[12]

因素。

2.2 展向平均气膜冷却效率

2.2.1 吹风比的影响

图 13~图 15 给出了不同转速条件下吹风比对展向平均气膜冷效的影响。其中,水平坐标 X/D 为流向上无量纲距离, X 为与中间排气膜孔中心线的距离,正值和负值分别表示从中心线到吸力侧和压力侧的距离。垂直坐标 η 为平均气膜冷效,是由区间 $(-4.3D, 3.75D)$ 的平均值计算得到。三个黑色箭头表示三排气膜孔的位置。对于所有吹风比情况下,当转速一定,由于冷却剂射流

出口下游区域高的气膜冷效,在每排孔下游出现三个峰值。

当转速为 400 r/min (正攻角),如图 12 所示。总的来说,在整个区间 $(-4.3D, 3.75D)$ 上展向平均气膜冷效水平随着吹风比的增大呈现上升趋势的。在 $M=0.50, 0.75$ 时,冷却剂射流具有较小的动量,不但形成的气膜尾迹较短,而且其气膜轨迹方向容易受主流的支配,因此气膜覆盖的区域不大,获得的气膜冷效水平较低。当吹风比增大到 $M=1.00$,射流的动量也在增加,使得其更容易克服主流的压制对前缘壁面进行保护。 $M=1.25$ 提供的气膜冷气却效率水平最佳。

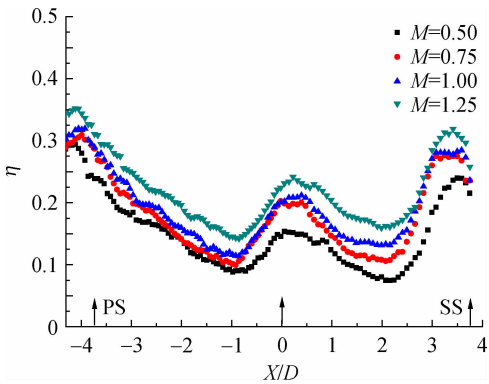


图 13 不同吹风比下展向平均气膜冷效
($N_t = 400 \text{ r/min}$)

Fig. 13 Effect of the blowing ratio on the spanwise average film cooling effectiveness
($N_t = 400 \text{ r/min}$)

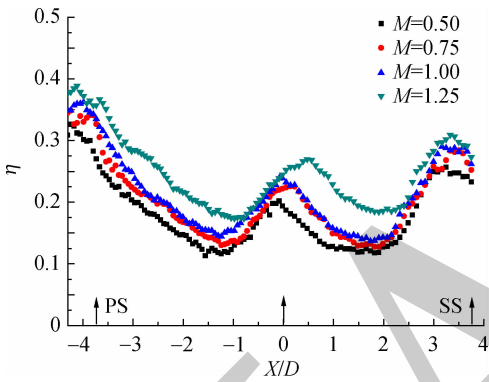


图 14 不同吹风比下展向平均气膜冷效
($N_t = 550 \text{ r/min}$)

Fig. 14 Effect of the blowing ratio on the spanwise average film cooling effectiveness
($N_t = 550 \text{ r/min}$)

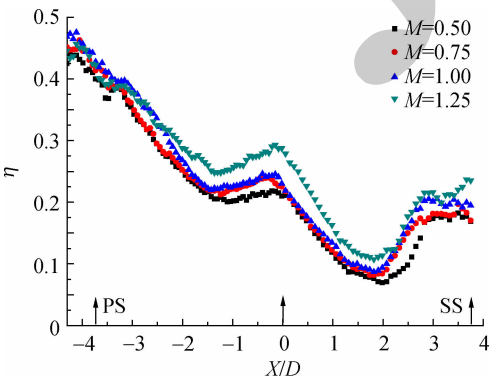


图 15 不同吹风比下展向平均气膜冷效
($N_t = 700 \text{ r/min}$)

Fig. 15 Effect of the blowing ratio on the spanwise average film cooling effectiveness
($N_t = 700 \text{ r/min}$)

当转速为 550 r/min (零攻角),如图 13 所示。在区间 $(-4.3D, 3.75D)$ 上展向平均气膜冷效水平随着吹风比的增大而增大。当 $M = 0.50, 0.75, 1.00, 1.25$ 时,区间 $(-4.3D, 0D)$ 的平均气膜冷效分别为 $0.19, 0.21, 0.22, 0.25$; 区间 $(0D, 3.75D)$ 的平均气膜冷效分别为 $0.17, 0.19, 0.20, 0.24$ 。对于零攻角情况,当吹风比恒定,前缘上压力侧冷却效率水平高于吸力侧的,这与 Ahn 等^[15]和 Zhang 等^[29]研究的结果一致。首先因为在射流流出之前,前缘冷气腔内的冷却剂在哥氏力的作用下向着冷气腔的压力侧流动;靠近冷气腔吸力侧的冷却剂在哥氏力的作用下,远离压力排气膜孔出口方向而流向压力侧。其次因为在射流从气膜孔出流后,哥氏力的方向是垂直于射流的流向并指向压力侧的,使得在前缘外壁面的射流向叶高方向流动的同时偏向于压力侧。

当转速为 700 r/min (负攻角),如图 13 所示。在区间 $(-2.3D, 3.75D)$ 上展向平均气膜冷效水平随着吹风比的增大而增大;在区间 $(-4.3D, -3D)$ 上,平均气膜冷效随吹风比随吹风比的增大先增大后降低, $M = 1.00$ 提供的气膜冷却效率水平最佳。这可能因为在区间 $(-4.3D, -3D)$ 上,当吹风比增加到 $M = 1.25$ 时,射流由于出流速度增加,加强了射流穿透主流的能力,增加了射流和主流之间的掺混,导致气膜冷效水平有所降低。

2.2.2 转速的影响

图 16~图 19 给出了不同转速条件下吹风比对展向平均气膜冷效的影响。当吹风比一定,在区间 $(-4.3D, 0D)$ 上,展向平均气膜冷效随着转速的增大而增大。与压力排孔附近区间 $(-4.3D, -3D)$ 和吸力排孔附近区间 $(3D, 3.75D)$ 相比,中间排气膜孔附近区间 $(-0.5D, 0.5D)$ 的平均气膜冷效对转速的变化不是很敏感。在吸力排孔附近区间 $(3D, 3.75D)$ 上,在四种吹风比条件下,转速为 700 r/min 提供的气膜冷效水平最低。

$M = 0.50$ 时,从图 16 中可得,在压力排孔附近区间 $(-4.3D, -3D)$ 和中间排孔附近区间 $(-0.5D, 0.5D)$ 上,转速为 400 r/min 情况提供的气膜冷效水平最低,气膜冷效水平随着转速的增大而增大。在吸力排孔附近区间 $(3D, 3.75D)$ 上,气膜冷效水平随着转速的增大是先增大后减小。

$M = 0.75$ 时,从图 17 中可得,在压力排孔附

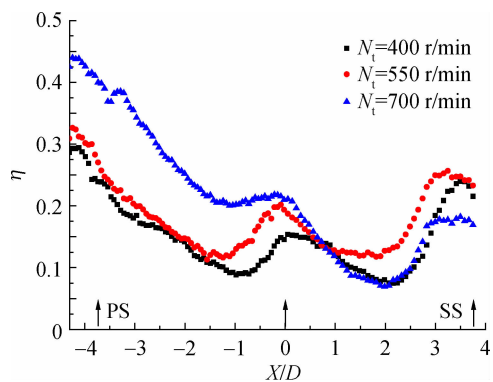


图 16 不同转速下展向平均气膜冷效
($M=0.50$)

Fig. 16 Effect of rotating speed on the spanwise average film cooling effectiveness
($M=0.50$)

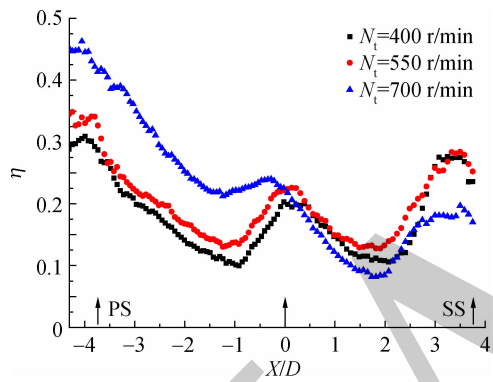


图 17 不同转速下展向平均气膜冷效
($M=0.75$)

Fig. 17 Effect of rotating speed on the spanwise average film cooling effectiveness
($M=0.75$)

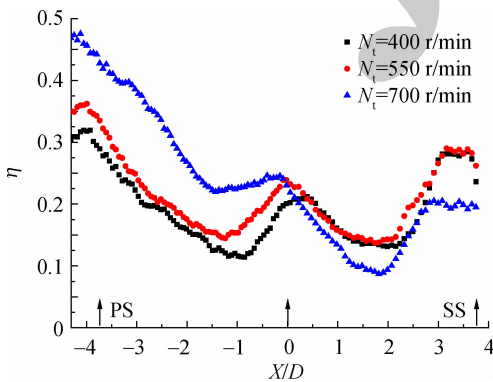


图 18 不同转速下展向平均气膜冷效
($M=1.00$)

Fig. 18 Effect of rotating speed on the spanwise average film cooling effectiveness
($M=1.00$)

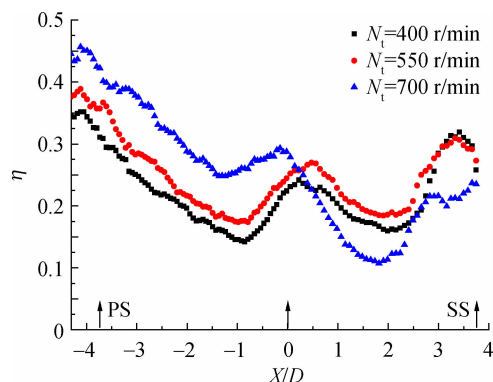


图 19 不同转速下展向平均气膜冷效
($M=1.25$)

Fig. 19 Effect of rotating speed on the spanwise average film cooling effectiveness
($M=1.25$)

近区间($-4.3D, -3D$),气膜冷效水平随着转速的增大而增大,转速为 700 r/min 情况提供的气膜冷效水平最高。中间排孔附近区间($-0.5D, 0.5D$)的平均气膜冷效受转速影响的变化规律不明显。在吸力排孔附近区间($3D, 3.75D$)上,转速为 400 r/min 和 550 r/min 提供的气膜冷效水平基本一致,转速为 700 r/min 提供着最低的冷效水平。对于 $M=1.00$,情况与 $M=0.75$ 类似。

以射流覆盖效果最好的 $M=1.25$ 情况为例,详细讨论转速的影响。从图 19 中可得,转速为 400 r/min 情况在压力排孔附近区间($-4.3D, -3D$)提供的气膜冷效水平最低。对于低转速(正攻角)条件,滞止线位于压力侧上,导致从叶片前缘三排气膜孔出流的冷却剂射流流向吸力侧。区间($-4.3D, 0D$)和区间($0D, 3.75D$)的展向平均气膜冷效值均为 0.22 。转速为 400 r/min 情况在区间($-3D, 3.75D$)上提供的冷效水平最高,这是因为此时吸力排孔附近区域受益于压力排和中间排孔。转速为 550 r/min 情况在压力排孔附近区域提供的冷效水平高于转速为 400 r/min 的,因为在转速为 550 r/min (零攻角)情况,滞止线位于中间排孔上,使得从中间排孔出流的冷却剂射流分别流向压力侧和吸力侧,压力排孔附近区域受益于中间排孔。然而与转速为 400 r/min 相比,转速为 550 r/min 情况吸力排孔附近区域不受益于压力排孔,而且收益于中间排孔的程度也减小,但是转速为 550 r/min 情况在区间($0D, 3D$)上提供的冷效水平高于转速为 400 r/min 情况。这可能因为中间排孔与其他两排孔是错列的, 550 r/min 情况可以在该区间提供更均匀的气

膜覆盖。当转速增加到转速为 700 r/min 时,压力侧附近区域的冷却效果明显得到改善,而且与转速为 400 r/min 相比,在区间 $(-4.3D,3D)$ 上的平均冷却效率增加了 0.11。对于高转速(负攻角)条件,滞止线位于吸力侧,从吸力排和中间排孔出流的冷却剂射流流向压力侧,填充压力排气膜孔之间的区域。因此,压力排孔受益于中间排和吸力排气膜孔,导致压力排孔附近区域冷却效率水平最高。相比之下,转速为 700 r/min 情况在吸力排附近区间 $(3D,3.75D)$ 提供最低的气膜冷效水平,这应该是因为从吸力排孔喷出的部分冷却剂射流没有足够的动量来克服滞止线的抑制。

2.3 面平均气膜冷却效率

为了更好地分析吹风比和转速的影响,表 2 给出了不同吹风比和转速条件下的测试区域面平均气膜冷却效率值。对于所有转速情况,面平均气膜冷效的值随吹风比的增大而增大,这与 Ahn 等^[16]获得的实验结果一致。对于所有吹风比情况,面平均气膜冷效随转速的增大而增大,这与 Ahn 等^[16]在吹风比 $M=2.00$ 条件下获得的实验结果一致。与吹风比的影响相比,转速在确定前缘气膜冷却效率分布方面起着关键作用。这是因为转速可以改变主流冲击前缘的角度进而影响冷却剂射流的方向。然而,Ahn 等^[16]研究发现,当 $M=0.50,1.00$ 时,测试区域的面平均气膜冷效值均随着转速的增大先减小后增大。这可能与实验中使用的涡轮叶片几何形状有关,Ahn 等^[16]实验采用的是简化的直叶片,本文采用的是弯扭叶片。在零攻角情况下,当采用直叶片时,前缘滞止线不是一条简单的直线,而是从叶根向叶尖倾斜着的;当采用设计较好的弯扭叶片时,前缘滞止线

正好位于中间排气膜孔的中心线上。

表 2 测试区域面平均平均冷却效率
Table 2 Averaged cooling effectiveness on the measurement area

转速/ (r/min)	M=0.5	M=0.75	M=1.0	M=1.25
400	0.1504	0.1795	0.1925	0.2218
550	0.1807	0.2026	0.2148	0.2487
700	0.2256	0.2378	0.2498	0.2682

3 误差分析

为了明确实验精度,需要对实验结果进行误差分析。具体的实验误差如表 3 所示。

表 3 实验误差
Table 3 Experimental error

参数	测量方法	测量值	误差
主流温度 T_m/K	T-型热电偶	315	± 0.5
射流温度 T_c/K	热电阻	298	± 0.2
壁面温度 T_w/K	液晶	298~315	± 0.5
主流体积流量 $Q_m/(m^3/h)$	均速管流量计	9893	$\pm 3\%$
射流体积流量 $Q_c/(m^3/h)$	转子流量计	0.79~1.97	$\pm 0.06\%$
转速 $N_t/$ (r/min)	YK-23 转速表	400~700	± 1

根据 Moffat 等^[30]提出的方法,气膜冷却效率相对误差的计算公式如下所示:

$$\Delta \eta = \sqrt{\left[\frac{T_w - T_c}{(T_m - T_c)^2}\right]^2 (\Delta T_m)^2 + \left(\frac{1}{T_m - T_c}\right)^2 (\Delta T_w)^2 + \left[\frac{T_m - T_w}{(T_m - T_c)^2}\right]^2 (\Delta T_c)^2} \tag{3}$$

根据公式(3)和表 3 提供的主流,射流和壁面温度的相对误差值,当前缘外壁面温度为 308 K 时,气膜冷却效率的不确定度为 6.9%。

4 结 论

本文在旋转状态下实验研究了转速(攻角)和吹风比对弯扭叶片前缘气膜冷却特性的影响。实验结果表明:

1) 旋转是决定叶片前缘气膜冷却效率分布的决定性因素。当转速从 400 r/min(正攻角),增大到转速为 550 r/min(零攻角),再到转速为 700

r/min(负攻角)的过程中,滞止线的位置从压力侧移动到吸力侧。

2) 对于所有转速,前缘测试区气膜覆盖效果和展向平均气膜冷效水平平均随着吹风比的增大而增大。

3) 对于所有吹风比,前缘测试区展向平均气膜冷效在压力排孔附近区域上随着转速的增加而增大;中间排孔的展向平均气膜冷效受转速变化的影响没有其他两排孔敏感;转速为 700 r/min 的情况在吸力排孔附近区域提供的冷却小水平最低。

4) 对于所有转速,当吹风比从 $M=0.50$ 增到 $M=1.25$ 时,前缘测试区面平均气膜冷效是单调增加的。对于所有吹风比,当转速从 400 r/min (正攻角)增到转速为 700 r/min (负攻角)时,前缘测试区面平均气膜冷效也是单调增加的。

参考文献:

- [1] GOLDSTEIN R J. Advances in heat transfer; Volumn 7 film cooling[M]. New York: Academic Press, 1971.
- [2] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[J]. 2nd ed. Boca Raton, FL: CRC Press, 2012.
- [3] MICK W J, MAYLE R E. Stagnation film cooling and heat transfer, including its effect within the hole pattern[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(1): 66-72.
- [4] CRUSE M W, YUKI U M, BOGARD D G. Investigation of various parametric influences on leading edge film cooling [R]. ASME Paper 97-GT-296, 1997.
- [5] EKKAD S V, HAN J C, DU H. Detailed film cooling measurements on a cylindrical leading edge model; effect of free-stream turbulence and coolant density[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 799-807.
- [6] OU S, RIVIR R B. Leading edge film cooling heat transfer with high free stream turbulence using a transient liquid crystal image method[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001, 22(6): 614-623.
- [7] KIM Y J, KIM S M. Influence of shaped injection holes on turbine blade leading edge film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(2): 245-256.
- [8] ROZATI A, TAFTI D K. Effect of coolant-mainstream blowing ratio on leading edge film cooling flow and heat transfer-LES investigation [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(4): 857-873.
- [9] LI S J, YANG S F, HAN J C. Effect of coolant density on leading edge showerhead film cooling using the pressure sensitive paint measurement technique[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(5): 051011. 1-051011. 10.
- [10] LIU C L, ZHU H R, ZHANG Z W, et al. Experimental investigation on the leading edge film cooling of cylindrical and laid-back holes with different hole pitches[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55 (23/24): 6832-6845.
- [11] LIU C L, ZHU H R, ZHANG X, et al. Experimental investigation on the leading edge film cooling of cylindrical and laid-back holes with different radial angles[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 71(4): 615-625.
- [12] CHOWDHURY N H K, QURESHI S A, ZHANG M, et al. Influence of turbine blade leading edge shape on film cooling with cylindrical holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115(12): 895-908.
- [13] DRING R P, BLAIR M F, JOSLYN H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(1): 81-88.
- [14] TAKEISHI K, AOKI S, SATO T, et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 828-834.
- [15] AHN J, SCHOEIRI M T, HAN J C, et al. Film cooling effectiveness on the leading edge region of a rotating turbine blade with two rows of film cooling holes using pressure sensitive paint[J]. Journal of Heat Transfer, 2006, 128(9): 879-888.
- [16] AHN J, SCHOEIRI M T, HAN J C, et al. Effect of rotation on leading edge region film cooling of a gas turbine blade with three rows of film cooling holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(1): 15-25.
- [17] TAO Z, LI G Q, DENG H W, et al. Film cooling performance in a low-speed 1.5-stage turbine: Effects of blowing ratio and rotation[J]. Journal of Enhanced Heat Transfer, 2011, 18(5): 419-432.
- [18] LI G Q, ZHU J Q, DENG H W, et al. Experimental investigation of rotating film cooling performance in a low speed 1.5-stage turbine[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 61(6): 18-27.
- [19] 李国庆, 邓宏武, 肖俊. 旋转状态下涡轮叶片压力面气膜冷却特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(11): 1286-1289.
- LI Guoqing, DENG Hongwu, XIAO Jun. Filmcooling characteristics on pressure side of rotating turbine blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1286-1289. (in Chinese)
- [20] 李国庆, 邓宏武, 肖俊. 旋转状态涡轮叶片吸力面单孔气膜冷却实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 780-785.
- LI Guoqing, DENG Hongwu, XIAO Jun. Experimental investigation of rotating single-hole film cooling performance on suction side of a turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 780-785. (in Chinese)
- [21] 邓宏武, 肖俊, 李国庆, 等. 吹风比对旋转涡轮叶片气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1452-1457.
- DENG Hongwu, XIAO Jun, LI Guoqing, et al. Influence of blowing ratio on film cooling of rotating turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1452-1457. (in Chinese)
- [22] 李国庆, 朱俊强. 涡轮叶片压力面旋转气膜冷却数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(5): 835-838.
- LI Guoqing, ZHU Junqiang. Numerical simulation of film cooling on pressure side of rotating turbine blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(5): 835-838. (in Chinese)
- [23] ZENG L, CHEN P, LI X, et al. Influence of simplifications of blade in gas turbine on film cooling performance[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 128(1): 877-886.
- [24] YANG H, CHEN H C, HAN J C, et al. Film cooling pre-

diction on rotor blade leading edge in 1-1/2 turbine stage [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2015, 22(2): 201-209.

[25] ETHRIDGE M I, CUTBIRTH J M, BOGARD D G. Scaling of performance for varying density ratio coolants on an airfoil with strong curvature and pressure gradient effects [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 231-237.

[26] SCHOBELIRI M T, GILARRANZ J L, JOHANSEN E S. Aerodynamic and performance studies of a three-stage high pressure research turbine with 3-D-blades, design point and off-design experimental investigations[R]. ASME Paper 2000-GT-0484, 2000.

[27] SCHOBELIRI M T, SURYANARAYANAN A, JERMANN C, et al. A comparative aerodynamic and performance study of a three-stage high pressure turbine with 3-D bowed blades and cylindrical blades [R]. ASME Paper GT2004-53650, 2004.

[28] AHN J, SCHOBELIRI M T, HAN J C, et al. Film cooling effectiveness on the leading edge of a rotating film-cooled blade using pressure sensitive paint [R]. ASME Paper GT2005-68344, 2005.

[29] ZHANG C, HASSAN I. Rotational effects on film cooling performance[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2012, 22(5): 622-640.

[30] MOFFAT R J. Describing the uncertainties in experimental results[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1988, 1(1): 3-17.

(编辑:叶 青)