

旋转涡轮叶片前缘热色液晶测温 技术研究

王磊¹, 陶智^{1,2,3}, 王海潮¹, 李海旺^{1,2,3}

(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;

3. 北京航空航天大学 飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 建立了基于频闪拍照和液晶测温技术的旋转态全环涡轮叶片前缘外壁面温度场测量系统, 研究了不同旋转状态下前缘外壁面温度场特性。实验结果表明:该系统能够获取旋转状态下全环涡轮叶片前缘外壁面温度分布, 并具有足够的分辨率和精度; 随着旋转数的增加, 前缘气膜冷却效率整体呈下降趋势, 且加剧了压力面和吸力面气膜冷却效率的不均衡。

关 键 词: 热色液晶; 旋转; 前缘; 频闪; 温度场

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Study on thermometry of leading edge of rotating turbine blade by thermochromic liquid crystal

WANG Lei¹, TAO Zhi^{1,2,3}, WANG Haichao¹, LI Haiwang^{1,2,3}

(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;

3. Beijing Key Laboratory on Safety of Integrated Aircraft and Propulsion Systems,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A temperature measure system for the leading edge of the rotating turbine blade was established based on stroboscopic imaging technique and thermochromic liquid crystal, while the temperature field characteristics of the leading edge were studied under different rotational speeds. The experiment result showed that this system was workable, and presented enough resolution and accuracy; the film cooling efficiency of the leading edge decreased with the increasing rotation number, and the disequilibrium of the film cooling efficiency on the pressure and suction surfaces increased

Key words: thermochromic liquid crystal; rotation; leading edge; stroboscopic; temperature field

收稿日期: 2016-04-27

作者简介: 王磊(1988—), 男, 硕士生, 主要从事涡轮叶片旋转气膜冷却研究。

引用格式: 王磊, 陶智, 王海潮, 等. 旋转涡轮叶片前缘液晶测温技术研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2638-2645. WANG Lei, TAO Zhi, WANG Haichao, et al. Study on thermometry of leading edge of rotating turbine blade by thermochromic liquid crystal[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2638-2645.

当前,先进的涡轮冷却技术对提高航空发动机性能和效率起决定性的作用。特别是高压涡轮叶片前缘,由于该区域存在驻点,容易出现燃气倒灌被高温燃气烧蚀,且旋转产生的离心力、哥氏力等也会对流动换热产生影响^[1]。因此,旋转状态下涡轮叶片前缘流动换热特性的实验研究是必不可少的。

国内外学者对旋转态涡轮叶片前缘流动换热的研究,主要集中在数值模拟、利用压敏漆(PSP)技术、研究相似模型等方面。Bohn等^[2]采用数值计算的方法,研究了气膜冷却对涡轮叶片前缘外壁面温度分布的影响。Ahn等^[3]基于压敏漆技术和传质类比技术研究了旋转对涡轮叶片前缘气膜冷却效率的影响。朱进容等^[4]采用数值模拟的方法,研究了旋转状态下冲击气膜复合冷却对涡轮叶片前缘流动换热特性的影响。杨彬等^[5]利用液晶测温技术实验研究了旋转状态下曲率模型上气膜冷却的流动换热特性。

但是,上面的工作还不能够准确的测量叶片前缘的气膜覆盖效果,并以此判断是否发生燃气倒灌。为了能够研究旋转状态下叶片前缘的覆盖效果,最好能够对叶片前缘的温度场进行拍摄。

目前,通过测量前缘外壁面温度场研究旋转态涡轮叶片前缘流动换热特性的研究工作很少。主要原因是由于实验方法和测试设备相对复杂,传统的热电偶测温技术更适合于点测温,很难应用到测量旋转态前缘外壁面温度场;红外测温技术虽是场测温技术,但很难实现测试设备既不扰动流场又精准测量的目的。

为了研究涡轮叶片温度场及气膜冷却整体覆盖效果,液晶测温技术被迅速发展起来。

液晶测温技术早已应用于航空发动机换热实验研究^[6],Lucas等^[7]利用热色液晶测量了平板冲击冷却的换热特性。Newton等^[8]利用热色液晶配合频闪照明拍摄系统准确测量了旋转盘表面局部温度。Satta等^[9]利用热敏液晶结合频闪照明拍摄系统准确测量了涡轮叶片侧壁局部传热系数。谷振鹏等^[10]等利用液晶测温技术,实验研究了旋转状态下带气膜出流的冲击冷却结构流动换热特性。

但是,结合液晶测温技术的旋转换热实验研究主要集中在旋转盘腔流动换热研究中,测量涡轮前缘外壁面温度场的研究则相对较少,主要原因是光学设备对流场扰动、相机和频闪在特定位置周向定位及同步触发等技术难题制约了液晶测温技术的应用。为更清楚地认识旋转态涡轮叶片前缘流动换热特性,本文提出了频闪拍照系统结合热色液晶测量旋转状态下全环涡轮叶片前缘外壁面温度场的实验方法,并利用该方法对前缘气膜覆盖效果进行了研究。

1 实验介绍

1.1 实验台介绍

实验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循环热风洞上完成。实验台主体结构如图 1 所示,图中带箭头实线代表主流管路,带箭头虚线代表射流管路。实验台主流气路为循环闭式

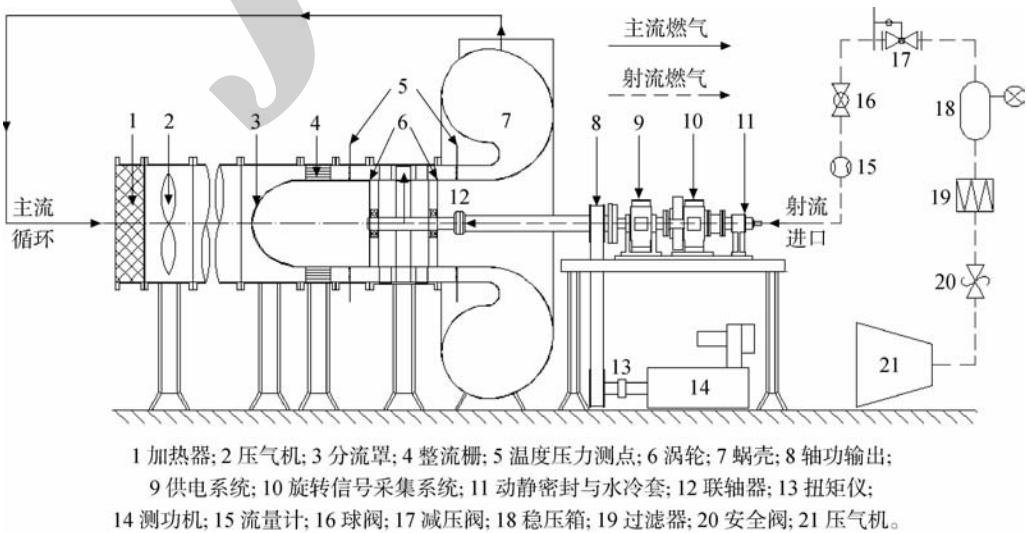


图 1 单级涡轮叶片气膜冷却实验台

Fig. 1 Experimental facility of a 1-stage turbine blade film cooling

风洞,由功率为 55 kW 的压气机提供。主流气体通过加热器进行加热后,经压气机加压后流过分流罩和整流段,之后进入实验段,推动涡轮转子转动做功。实验段为整级涡轮,包括进口导叶和工作动叶。叶型是由某型高压涡轮叶片 1 : 1 得到。经过加热和加压的主流气体进入实验段,温度测点和压力测点均布于实验段前后。

1.2 测温设备和方法

本文提出的测试方案是频闪拍照系统结合热色液晶测量涡轮叶片前缘外壁面温度。根据液晶显色时其色调值与温度值之间的标定关系曲线确

定前缘的表面温度。图 2 所示为液晶图像采集系统示意图,系统包括 P + F OBT200-18GM60-E5 漫射型红外光电传感器、信号控制单片机、相机控制系统、工业相机、频闪及控制系统、计算机等。

信号控制单片机是实现液晶图像采集系统在复杂条件下工作的核心控制部件。它与 P + F (Pepperl-Fuchs) 光电传感器、高速频闪控制系统以及相机控制系统一起构成了这个控制系统。信号控制单片机的输入端连接 P + F 光电传感器,输出端连接高速频闪控制系统和相机控制系统。

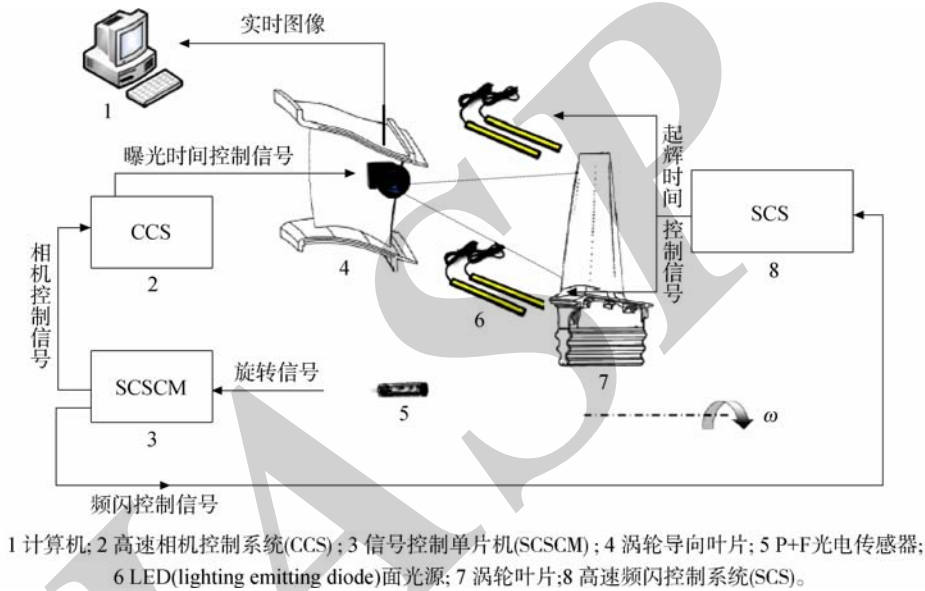


图 2 液晶图像采集系统
Fig. 2 Liquid crystal image acquisition system

图像采集由 XIMEA 公司的 xiMU 系列袖珍工业相机完成,将工业相机整机内嵌于涡轮导向叶片内,镜头两侧圆滑过渡,以减小对流场的扰动,如图 3 所示(相邻叶片涡轮导向叶片隐藏,便于观察)。相机工作于外触发拍照模式,并控制曝光时间。计算得出该型涡轮转速为 1 400 r/min 时,相机曝光时间必须低于 15 μs,才能保证拍摄图像清楚。相机控制系统 (CCS) 利用高速光耦隔离电路实现对相机高速且准确控制曝光时间的控制。

测试系统工作时,设定信号控制单片机为上升沿触发的中断信号输入,接受 P + F 光电传感器的信号。涡轮转到初始设置位置时,P + F 光电传感器发出信号,信号控制单片机进入中断服务函数,并对脉冲信号进行计时,经过适当的延时,分别向频闪控制系统和相机控制系统输出两个不



图 3 相机安装示意图
Fig. 3 Sketch map of camera installation

同脉宽的方波脉冲控制信号。控制信号延时时间是决定涡轮在高速旋转状态下能否相机精准周向定位拍照及相机和频闪同步工作的关键因素。本系统的控制信号延时时间与涡轮转速关联,不同的转速唯一对应不同的延时时间,涡轮转速变化时,控制信号延时时间随转速变化,保证相机在不同转速状态下都能精准周向定位;而发出不同脉宽信号则可精确控制频闪起辉及相机曝光,实现相机和频闪在涡轮高速旋转状态下在同步工作,完成叶片前缘液晶图像采样。信号时序如图 4 所示。

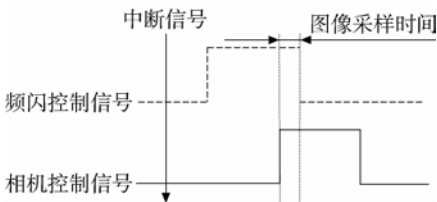


图 4 控制信号时序图

Fig. 4 Control signal sequence diagram

1.3 测温系统液晶标定

热敏液晶的反射光波长随环境温度的变化而改变,且这种改变是可逆的^[11]。工业相机记录液晶显色图像后,分析处理后得出被测物体表面温度分布^[12]。本文图像处理系统采用 hue-saturation-intensity(HSV)色彩模型^[13](图 5),图中, H 代表色调, S 代表饱和度, V 代表亮度。色调是区别不同颜色的特性,因此在标定热色液晶时,只对色调值进行标定,得到温度与色调值的函数关系。

HSV 模型与红绿蓝(RGB)色彩模型转化关系式为^[14]

$$\left\{\begin{aligned} V &= \max(R,G,B) \\ S &= \begin{cases} [V - \min(R,G,B)]/V & V > 0 \\ 0 & V = 0 \end{cases} \\ H &= \begin{cases} 60(G-B)/(SV) & V = R \\ 60[2 + (B-R)/(SV)] & V = G \\ 60[4 + (B-R)/(SV)] & V = B \\ 0 & V = 0 \\ H + 360 & H = 0 \end{cases} \end{aligned}\right.$$

式中 R 代表 RGB 色彩模型中的红色色值, G 代表绿色色值, B 代表蓝色色值。

标定叶片选用导热系数为 $175\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 的铝合金加工完成,前缘沿叶高方向均布 3 个 T 型热电偶,如图 6 所示。选用 SPN/R30C20W 宽幅热色液晶对涡轮前缘外壁面温度进行测量,理论

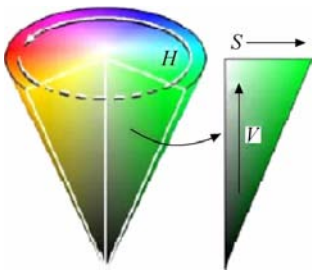


图 5 HSV 色彩模型

Fig. 5 HSV color model

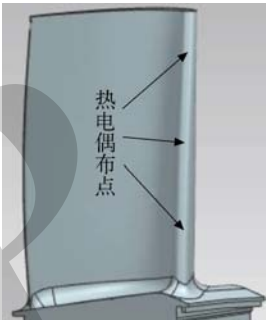


图 6 热电偶布点

Fig 6 Thermocouple arrangement point

显色范围 $303\sim323\text{ K}$ 。根据 Syson 等^[15]的研究,旋转实验件的离心加速度达到 $16\,000g$ 时,热色液晶的显色特性几乎不受旋转的影响,本文最大离心加速度为 $4\,000g$,因此只在涡轮静止状态下标定液晶显色 H 值随温度变化的规律。标定实验中,光源位置、光照强度、相机位置和拍摄方式等均与实验工况相同。在液晶显色范围内,温度每改变约 0.5 K 时拍摄多张图片,计算前缘区域的平均 H 值。利用 OriginPro 软件拟合,得到 SPN/R30C20W 宽幅热色液晶在该实验条件下的标定曲线,如图 7 所示。

本文将标定曲线导入图像处理系统后,通过

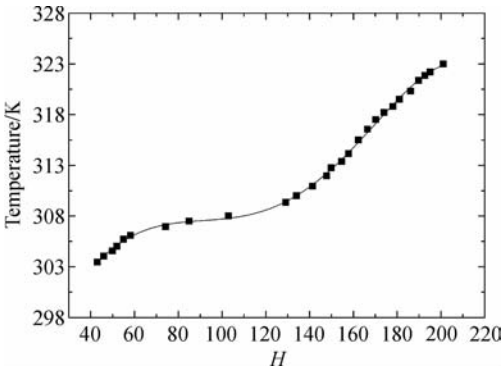


图 7 液晶标定曲线

Fig 7 Calibration curve of liquid crystal

使用图像处理系统计算标定实验图像的方法来验证标定曲线的准确性。结果显示:303~309 K 范围内,测量误差较大,误差范围为±1.5 K,为液晶测温带宽的 15%;308~323 K 范围内,测量误差较小,误差范围为±0.7 K,为液晶测温带宽的 7%。可见,液晶显示范围内,在中高温段测温精度较高,可满足实验要求。

2 结果分析

2.1 可行性分析

图 8 给出了不同日期多次启动实验台,转速稳定到 1000 r/min 时,图像采集系统得到的前缘壁面液晶显色图像结果。可以看出,前缘气膜孔清晰可辨,每次旋转拍摄的位置基本一致。

图像处理软件测得,转速为 500 r/min 时,叶根处抖动量范围为±0.4 mm,即周向定位误差范

围为±0.06°。叶根处抖动量范围为±0.5 mm,周向定位误差范围为±0.07°。转速为 1400 r/min 时,叶根处抖动量范围为±0.9 mm,周向定位误差范围为±0.13°。可见,本文提出的图像采集系统具有足够的分辨率和相位控制精度,可应用于旋转态实验。

2.2 实验结果分析

实验采用稳态液晶测温法,定义主流雷诺数 $Re_g = \rho_g v_g l / \mu$, 旋转数 $R_t = \omega D / v_g$, 吹风比 $M = \rho_c v_c / \rho_g v_g$ 。其中 l 为涡轮叶片弦长, D 为气膜孔直径, ω 为旋转角速度, μ 为动力黏度, ρ_g 、 v_g 、 ρ_c 和 v_c 分别为主流和射流的密度和速度。本实验中主流雷诺数 $Re_g = 9.67 \times 10^5$, 转速为 0、500、1000、1400 r/min, 对应旋转数 R_t 分别为 0、0.001623、0.003951、0.004574, 对应叶片线速度分别为 0、19.54、39.09、54.72 m/s。气膜孔直径 $D = 0.4$ mm, 孔间距 $p = 2$ mm, 气膜孔径向角 $\beta = 45^\circ$ 。射流为 CO_2 气体, 射流流量 $m_c = 0.4$ m³/h, 吹风比 $M = 0.72$ 。定义气膜冷却效率 $\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c)$, 其中 T_g 、 T_c 和 T_{aw} 分别为主流和射流平均温度及叶片表面绝热温度, T_g 和 T_c 由 T 型热电偶测得, 其中 $T_g = 323$ K, $T_c = 303$ K。涡轮叶片采用导热系数为 0.22 W/(m·K) 的耐高温工程塑料 3D 打印制成。由于耐高温工程塑料的导热系数低, 绝热性能高, 可近似认为叶片壁面绝热, 测得的前缘外壁面温度为绝热壁温 T_{aw} 。

图像处理系统根据 HSV 模型与 RGB 模型色彩转换关系式将实验图像转化为二维 H 值云图, 结合前缘液晶标定曲线, 得到前缘外壁面二维温度云图。图 9 给出了某型涡轮叶片静止状态和不同旋转状态下的前缘部分区域外壁面平均气膜

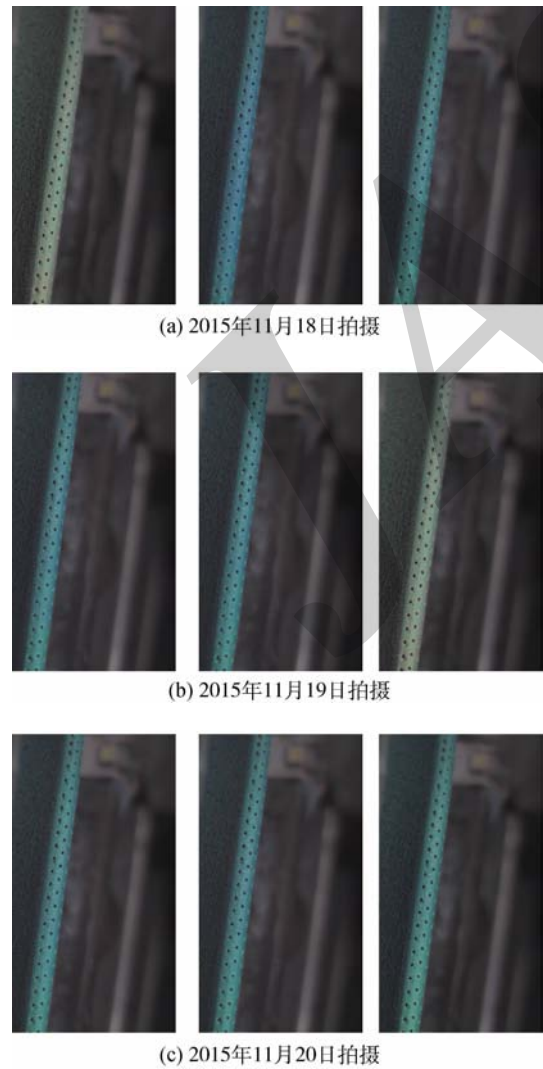


图 8 液晶显色图像

Fig. 8 Liquid crystal color image

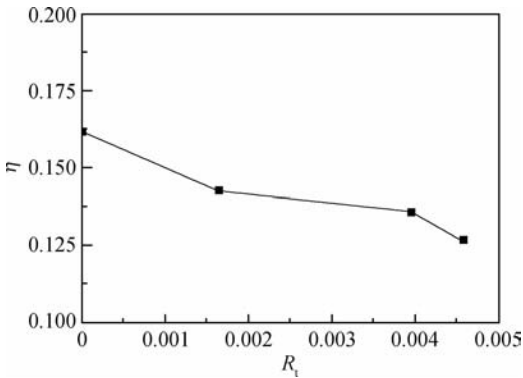


图 9 平均冷却效率随旋转数变化曲线

Fig. 9 Variation of averaged cooling effectiveness with rotation numbers

冷却效率随旋转数变化规律曲线。

图 10 给出了该区域不同旋转数下二维温度云图,横、纵坐标 n_x, n_y 表示 X、Y 方向的像素个数。可以看出,旋转状态下的气膜覆盖面积整体上小于静止状态下的气膜覆盖面积,且随着旋转数的增大,前缘整体气膜覆盖面积减少,外壁面温度升高,气膜冷却效率随旋转数下降。

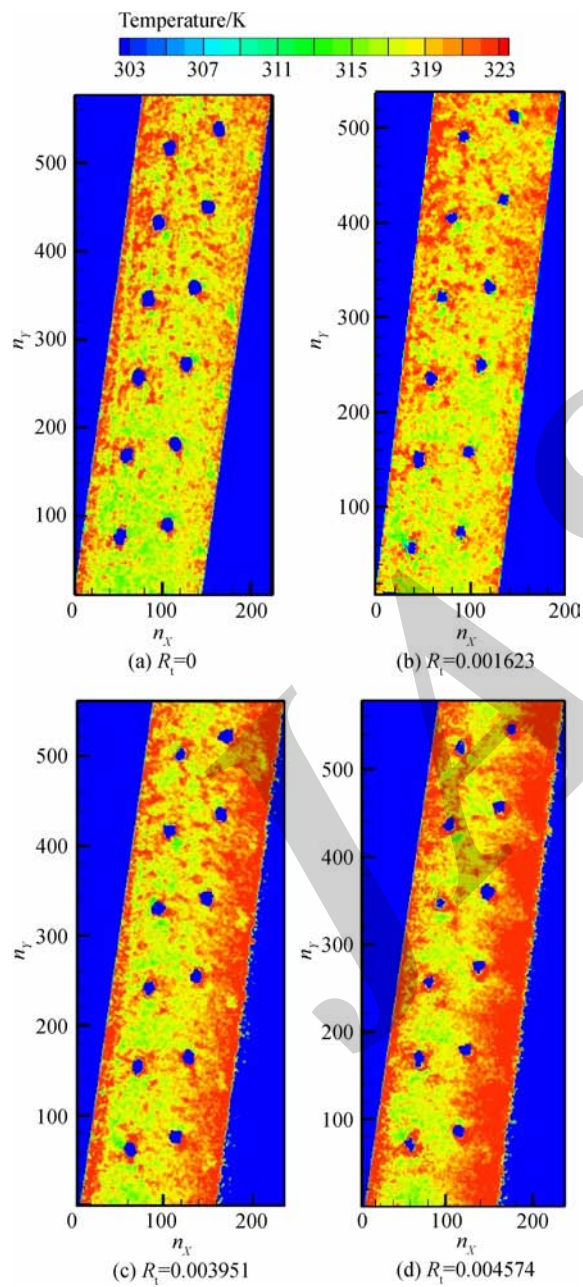


图 10 不同旋转数温度云图

Fig. 10 Temperature distributions for different rotation numbers

图 11 给出了静止状态和不同旋转状态下该区域压力面及吸力面沿展向 $\pm 4D$ 范围内平均气膜冷却效率分布情况。可以看出,静止状态下,压

力面和吸力面沿展向的 η 都高于旋转状态,而气膜孔附近 η 变化较小。随旋转数的升高,压力面侧向平均的 η 降幅较小,且局部 η 略有升高。而吸力面受旋转因素影响较大。旋转数 R_t 达到 0.003951 时,吸力面 2D 区域内整体冷却效率降低了 50%,最大降幅为 70%。在 2D 到 4D 区域, η 沿展向逐渐升高,降幅缩小,气膜孔附近区域 η 随旋转数变化较小。分析原因,压力面和吸力面 η 随旋转数变化趋势不同,主要是由于旋转衍生的哥氏力:首先,冷气出流之前,冷气在冷气腔内受到的哥氏力促使其向压力面侧累积流动,而在吸力面侧的哥氏力则使冷气向远离气膜出口方向流动而流向压力面侧。其次,冷气从气膜孔出流后,压力面侧射流受到的哥氏力径向分量与离心力方向相反,减弱了射流向高半径方向的偏转,而吸力面侧射流受到的哥氏力径向分量与离心力方向相同,离心力和哥氏力的共同作用加剧了射流向高半径方向的偏转程度,加速了主流燃气和射流的掺混。

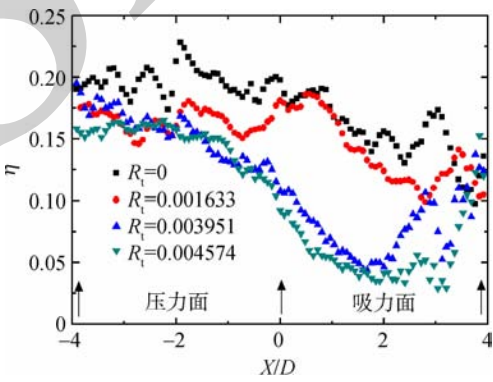


图 11 侧向平均冷却效率

Fig. 11 Laterally averaged cooling effectiveness

图 12 给出了静止状态和不同旋转状态下该区域沿叶高方向(径向)平均气膜冷却效率分布情况。如图所示,静止状态下,由于冷气腔内沿程气压逐渐降低,平均气膜冷却效率沿高半径方向整体上呈波动下降趋势。随着旋转数的提高,整体下降趋势减小,但波动振幅增大, η 的峰值出现在气膜孔附近区域。

分析认为,射流出流前,由于旋转产生的离心力类似于质量力,可并入到压力梯度项中,随着转速的升高,冷气腔内沿程气压趋于平衡,整体下降趋势减小。当转速超过某一临界值时,则可能出现 η 沿高半径方向整体上呈波动上升趋势。同时,离心力与哥氏力的综合作用使得射流径向偏

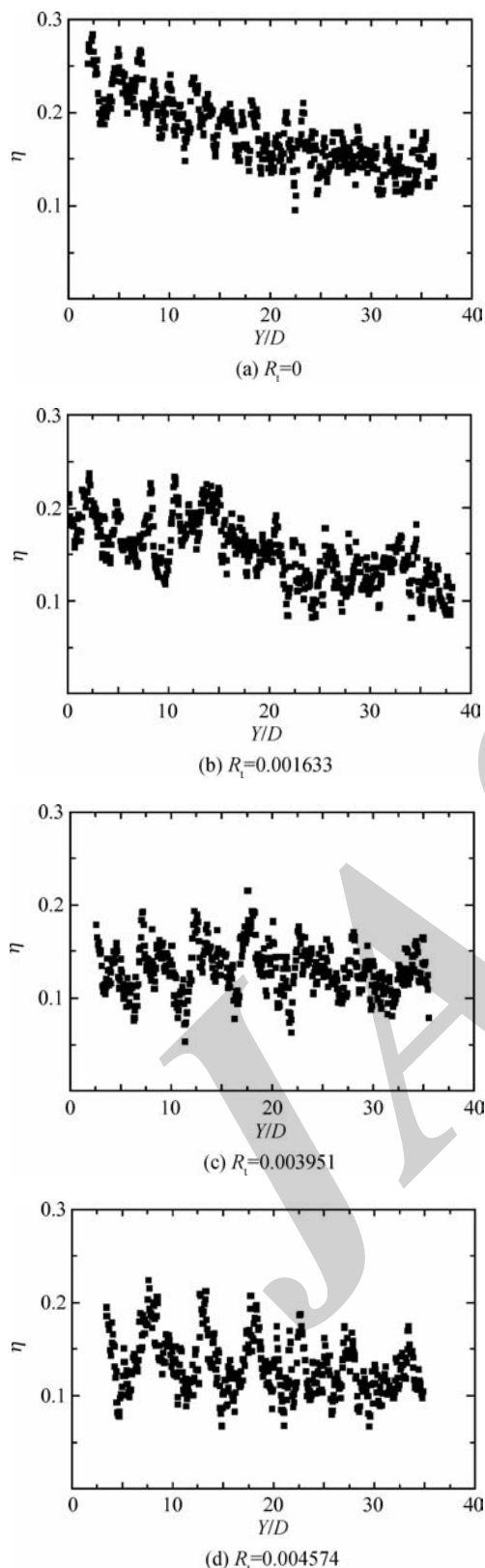


图12 不同旋转数径向平均冷却效率的对比
Fig. 12 Radial averaged cooling effectiveness for different rotation numbers

转程度加剧,冷气出流后与主流燃气迅速掺混,气膜覆盖面积减小,出现了气膜孔附近区域 η 最高,

并迅速降低的现象,且 η 波动振幅随着旋转数的增加而增大。

3 结 论

本文基于热色液晶建立了涡轮叶片前缘测温系统,测量了旋转状态下全环涡轮叶片前缘外壁面温度场,为研究涡轮叶片前缘流动换热特性及发动机涡轮叶片前缘外壁面温度实时监控提供了可靠的工具,且具有较高的空间分辨率和相位控制精度。

同时,实验结果表明,旋转产生的离心力、哥氏力等对实验模型前缘流动换热产生影响,气膜冷却效率整体呈下降趋势,且加剧了压力面和吸力面气膜冷却效率的不均衡。

基于热色液晶的测温技术也有一些问题和不足,如热色液晶有效示温范围较小、喷涂质量等因素对测量精度影响很大,每次实验前必须重新标定灯。因此,本文提出的测试方法还有待进一步完善,促进涡轮叶片冷却的优化设计。

参考文献:

- [1] AKELLA K V, HAN J C. Jet impingement cooling in rotating two-pass rectangular channels with smooth walls[R]. AIAA 97-2488, 1997.
- [2] BOHN D E, KUSTERER K A. Aerothermal investigations of mixing flow phenomena in case of radially inclined ejection holes at the leading edge[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 334-339.
- [3] 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.
- [4] 朱进容, 吴宏. 旋转状态下涡轮叶片前缘的流动与换热[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(2): 261-264.
ZHU Jinrong, WU Hong. Fluid flow and heat transfer characteristics in the leading of blades at rotating state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(2): 261-264. (in Chinese)
- [5] 杨彬, 徐国强, 孟恒辉, 等. 旋转状态下曲率模型上的气膜冷却效率[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 273-279.
YANG Bin, XU Guoqiang, MENG Henghui, et al. Adiabatic effectiveness measurements on rotating curvature models[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 273-279. (in Chinese)
- [6] METZGER D E, BUNKER R S, BOSCH G. Transient liquid crystal measurement of local heat transfer on a rotating disk with jet impingement[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(1): 52-59.

[7] LUCAS M G, IRELAND P T, WANG Z, et al. Fundamental studies of impingement cooling thermal boundary conditions[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD CP-527, 1993.

[8] NEWTON P J, YAN Y, STEVENS N E, et al. Transient heat transfer measurements using thermochromic liquid crystal: Part 1 an improved technique[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2003, 24(1): 14-22.

[9] SATTA F, TANDA G. Measurement of local heat transfer coefficient on the endwall of a turbine blade cascade by liquid crystal thermography[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2014, 58(10): 209-215.

[10] 谷振鹏, 邓宏武, 陶智, 等. 旋转状态下叶片前缘复合换热实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(11): 1404-1409.

GU Zhengpeng, DENG Hongwu, TAO Zhi, et al. Experiments of combined heat transfer in leading of blades at rotating state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(11): 1404-1409. (in Chinese)

[11] 吴宗善. 热色液晶定量测热显示技术[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(1): 83-87.

WU Zongshan. A measuring heat-visualization technique using thermochromic liquid crystals[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(1): 83-87. (in Chinese)

[12] CAMCI C, KIM K, HIPPENSTEELE S A. A new hue capturing technique for the quantitative interpretation of liquid crystal images used in convective heat transfer studies[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 765-775.

[13] 李莉. 新型涡轮叶片内部冷却结构的流动与换热研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.

LI Li. Fluid flow and heat transfer study of a novel configuration of turbine blade internal cooling passage[D]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[14] 吴宏, 刘洪鹏, 徐国强, 等. 高位垂直进气转静系盘腔内流场的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(2): 13-17.

WU Hong, LIU Hongpeng, XU Guoqiang, et al. Numerical study on flow field between rotating and stationary disks with high-positioned air inflow[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(2): 13-17. (in Chinese)

[15] SYSON B J, PILBROW R G, OWEN J M. Effect of rotation on temperature response of thermochromic liquid crystal[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1996, 17(5): 491-499.

(编辑: 王碧琚)