

旋转状态边界层速度场及温度场特性实验

李刚夫¹, 李海旺², 由儒全², 夏双枝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. 北京航空航天大学 航空发动机研究院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
3. 中国保利集团新时代科技有限公司, 北京 100088)

摘 要: 针对涡轮转子叶片内冷技术,使用 TR-PIV(time resolved particle image velocimetry)技术与热线技术同步原位测量了壁面加热条件下旋转通道内边界层速度场和温度场特性。结果显示:旋转数大于 0.48 时前缘面附近出现了回流现象,并从受力分析的角度给出了解释;回流区一般出现于流场下游、较大密度比、较高旋转数下,可以利用回流区的影响达到增强前缘面换热的目的;得到了旋转条件下无量纲温度型、温度脉动量和努塞尔数的变化规律,可以看出湍流边界层内部的温度场分布在旋转效应的影响下产生了强烈的不对称性,与静止条件下的标准规律相比会产生一定的偏差。

关 键 词: 涡轮叶片冷却技术; 旋转通道; 湍流边界层;

热线风速仪; TR-PIV(time resolved particle image velocimetry) 技术

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on characteristics of velocity and temperature fields of rotating boundary layer

LI Gangfu¹, LI Haiwang², YOU Ruquan², XIA Shuangzhi³

- (1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero Engines
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero Engines
Aero-thermodynamics, Aero Engine Research Institute,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. China Poly Group New Era Technology Company Limited, Beijing 100088, China)

Abstract: For the turbine rotor blade internal cooling technology, TR-PIV (time resolved particle image velocimetry) and hot wire technology were used to measure the velocity and temperature field of the boundary layer in the rotating channel under wall heating conditions. The results showed that when the rotation number was greater than 0.48, backflow

收稿日期:2020-05-28

基金项目:国家自然科学基金(51906008,51822602); 国家科技重大专项(2017-III-0003-0027)

作者简介:李刚夫(1995—),男,硕士生,主要从事高温旋转部件的流动与换热研究。

通信作者:由儒全(1991—),男,助理研究员、硕士生导师,博士,主要从事高温旋转部件的流动与换热研究。

E-mail:youruquan@buaa.edu.cn

引用格式:李刚夫,李海旺,由儒全,等. 旋转状态边界层速度场及温度场特性实验[J]. 航空动力学报,2020,35(12):2573-2582. LI Gangfu, LI Haiwang, YOU Ruquan, et al. Experiment on characteristics of velocity and temperature fields of rotating boundary layer[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(12): 2573-2582.

occurred near the leading side, and an explanation was given from the force analysis. The backflow zone generally appeared downstream the flow field at a higher density ratio and a higher rotation number. The backflow effects can be used to achieve the purpose of enhancing the heat transfer of the leading side. The change laws of the dimensionless temperature profiles, temperature fluctuation and Nusselt number under different rotation conditions were obtained. The temperature field distribution inside the turbulent boundary layer produced a strong asymmetry under the rotation effect, generating a certain deviation compared with the standard law under static conditions.

Key words: turbine blade cooling technology; rotating channel;
turbulent boundary layer; hot wire anemometer;
TR-PIV (time resolved particle image velocimetry) technology

为了促进航空发动机性能的提升,科研工作者致力于提高涡轮进口前燃气温度,以此实现提高航空发动机推质比和热效率的目标^[1]。工作过程中的涡轮叶片需要承受超过 2 000 K 的高温燃气环境、超过数吨的离心载荷、高温梯度等。目前,没有任何一种单一材料能够完全满足使用要求,需要开发更加先进的材料以及发展更加先进的冷却技术^[2]。涡轮叶片承受高温能力的提升有 60% 来自于涡轮叶片冷却技术的贡献,冷却技术又被誉为“航空发动机安全的第一道防线”。涡轮叶片内部冷却技术是涡轮叶片冷却技术的一个重要分支,主要采用压气机出口或者中间级引出的高压空气作为冷却介质,经过涡轮叶片内冷通道之后,汇入主流燃气。由于涡轮叶片工作环境十分复杂,为了确保利用有限的冷气实现全方位防护,需要精细化认识内冷通道中冷却空气的传热与流动规律,多年以来国内外学者在这方面已经开展了广泛的基础研究^[3]。具体有旋转通道发展中的湍流边界层特征^[4],旋转通道中完全发展的湍流边界层特征^[5],旋转通道中的二次流特征^[6],通道几何特征影响^[7],旋转通道内的局部传热实验研究^[8-10],热边界条件对流动与换热的影响等^[11]。

受限于旋转情况下流动测试技术难度大,目前大部分研究都只关注于旋转通道内整体传热特性,导致对于传热特性变化的机理揭示不足。这主要是缺乏旋转通道内、尤其是通道内近壁面处边界层内流动信息的测量。另外传统换热实验往往只能获得宏观换热量,无法获得边界层内温度分布。

以上不足限制了涡轮叶片冷却结构精细化设计,也影响了航空发动机性能提升。因此,本研究依托 TR-PIV (time resolved particle image velocimetry) 技术和热线技术,克服旋转条件下动静转换、信号传输、传感器影响流场等测试技术的难

题、为获得旋转通道内尤其是近壁面处精细化流场信息提供了可能。本文旨在介绍这两种技术在研究旋转通道内部流动与换热细节方面的实验技术优势和具体实现方式,并依托实验技术获得大量的旋转状态边界层速度和温度分布信息的同时,对实验得出的结果与现象进行分析,从机理层面进行解释,揭示了旋转引起温度与速度分布变化的规律和机理。

1 实验原理与方法

1.1 TR-PIV 测量速度分布

PIV (particle image velocimetry) 利用相机拍摄被激光照亮的示踪粒子,是一种瞬态、多点、无接触式的流体测速方法。其显著优势是超出了单点测速技术的局限性,比如 CTA (constant temperature anemometers)、LDV (laser doppler velocimetry) 等,能在同一瞬态记录下大量空间点上的速度分布信息。本研究需要采用 PIV 技术测量旋转通道内的流场,目前一般采用两种 PIV 布置方式:一种是将 PIV 系统置于静止端,利用锁定相位触发技术实现静止 PIV 系统测量旋转通道内的流场^[12],另一种是将 PIV 系统整体置于旋转端^[13]。第一种布置方式下直接测量的是绝对速度,为了得到准确的相对速度,需要锁定相位触发和转速控制的准确性。本研究为了避免锁相拍摄过程中的误差采用第二种方式,即 TR-PIV,如图 1。

为此需要将一般的大型 PIV 激光模块换成集成化半导体连续激光模块,并将其固定在旋转端,其主要由电源部件、激光发射器部件以及片状光转换器部件组成,采用整体风冷。由于激光是连续的,不需要考虑激光与拍摄快门的同步问题,可以满足高频率的连续拍摄需求,能更好地反映

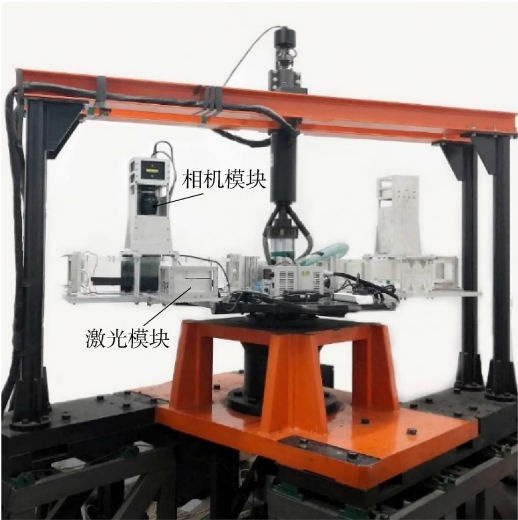


图 1 PIV 测试技术实物图
Fig. 1 PIV test technology physical map

流场信息。

1.2 平行双丝热线测量温度分布

热线技术的优势是探针具有极小的热惯性,可以使得热线风速仪达到极高的动态响应频率(100 kHz 以上),可以用于测量速度以及温度时域脉动,虽然属于接触式测量,但是空间分辨率极高,而且不需要借助激光,避免了光学测量中需要解决的近壁面反射问题。对于旋转通道边界层内速度特性测量而言,前人对速度^[14]及其脉动量^[15]已有详细的研究。

由于流体的速度和温度都能对热线信号产生影响,因此单丝热线无法满足本研究的温度测量目的,解决办法是采用平行双丝热线,一路使用原有的测速功能,另一路连接自制的测温电路。另外在后文可以看到,由于在温度分布的无量纲化过程中需要使用速度信息,从这一点看温度和速度的同步测量也是必要的。

旋转状态下热线风速仪测试系统最大的不同就是探头以及探头支杆必须跟随实验段旋转。但接收测试信号的计算机,由于体积太大不能旋转。因此,热线技术旋转应用要解决的最关键的问题就是在热线系统连线图选择合适的位置,通过接入滑环实现信号通路的转静变换。本研究选择将 A/D(analog/digital)板与计算机之间的连线断开接入滑环,可最大限度的减小由此带来的误差。

2 实验系统

2.1 旋转实验台系统

旋转实验台的总体布置如图 2 所示。

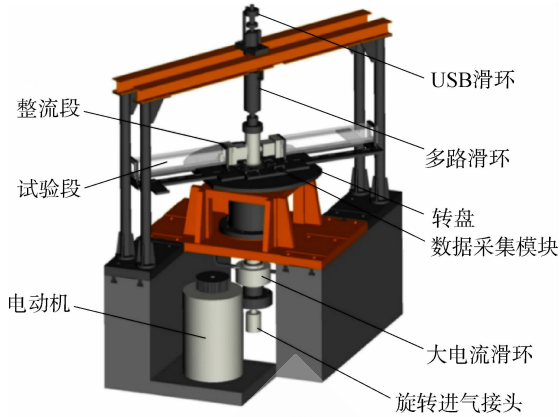


图 2 旋转实验台
Fig. 2 Rotating experiment bench

采取垂直旋转轴布置,实验台的旋转部分固定在转盘上,由 V 带-电动机驱动。旋转实验台设计的最大旋转半径约为 1 m,最大转速为 500 r/min,通道入口距离旋转轴的距离为 211 mm。为了保证旋转通道实验的安全性,在实验段对称位置安装了相同质量的配重,以平衡质量保证实验台旋转时的平稳性。下面是各个系统的具体介绍。

1) 供气系统

整个供气系统由:涡旋气泵、输气管道、循环水冷系统、热式气体体积流量计、旋转进气接头所构成,如图 3 所示。实验中采用 RHG-520 型涡旋气泵给通道提供连续的空气,经过输气管道之后,到达管壳式水冷换热器,冷却水由水泵提供动力循环,经过温度控制器将水冷却。气体通过流量计后,由热电偶及压力传感器分别测量气体温度(T)和压力(p)信号,并传送到计算机。最后,冷气将会通过旋转进气接头 (DEUBLIN-452-000-198)进行动静转换,为实验通道输送温度稳定、流量稳定的冷气。

2) 动力系统

本实验台的实验段绕垂直轴旋转,其动力系

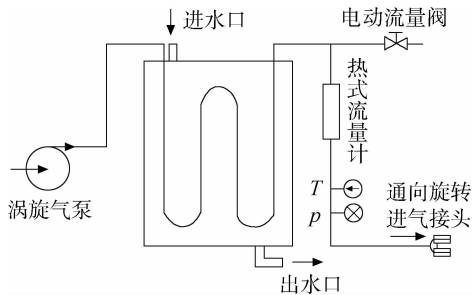


图 3 供气系统示意图
Fig. 3 Schematic diagram of gas supply system

统核心部分 Z2-61 型直流电动机为实验台提供旋转的动力,以 EUROTHERM 590C 型控制器为基础调节直流电动机工作电压以此调节旋转台的转速,利用单片微处理器编写的控制算法来完成调控,并且其本身软件结构和微处理器的工作速度能够保证控制装置的良好动态控制特性,最大转速可达 500 r/min,转速控制精度为 ± 0.1 r/min 的量级。图 4 展示了动力系统示意图。

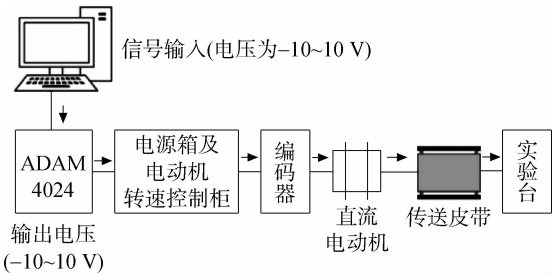


图 4 动力系统示意图
Fig. 4 Schematic diagram of power system

3) 滑环引电系统

滑环引电系统包括 2 路 USB(通用串行总线)滑环、72 路信号滑环、4 路强电滑环以及千兆网线滑环,4 种滑环可以同时工作。USB 滑环主要应用于热线测试过程中的热线信号的传输。72 路信号滑环主要用于旋转实验台上热电偶、热电阻等温度传感器信号的传输。由于传感器信号一般为模拟信号,而滑环会引入信号的干扰,因此在信号传输过程中,一般是将模拟信号转换成数字信号再进行传输。4 路强电滑环主要用于为实验通道提供加热功率,最大可提供 10 A、380 V 的电信号。由于 PIV 高速相机拍摄速率高而且自身内存不足,需要网线滑环将照片快速传输到计算机进行保存。

4) 加热系统

加热系统采用 DWW-K 型稳压稳流开关电源,加热电源可实现恒流式或恒压式加热,最大可提供 600 V/5 A 的加热功率;电流通过强电滑环传输到旋转实验台上,实现对旋转通道壁面加热的功能。

5) 测试段

图 5 展示了测试段坐标系的选取, x 、 y 、 z 分别为沿程方向、垂直于侧壁方向、旋转方向,两个侧壁分别为前缘面和后缘面,可以由右手法则确定哥氏力方向进而确定两者(哥氏力由前缘面指向后缘面)。

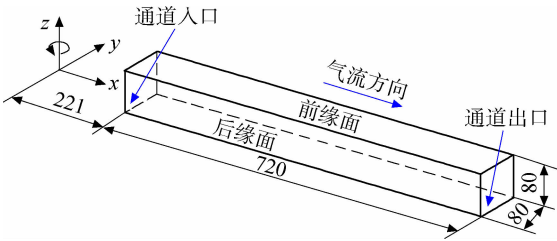


图 5 实验测试段示意图(单位:mm)
Fig. 5 Schematic diagram of the experimental test section (unit:mm)

2.2 基于 TR-PIV 的速度测量系统

本研究放弃了以往 PIV 系统中常用的脉冲激光部件,采用连续激光模块,主要由电源部件、激光发射器部件以及片状光转换器部件组成。该模块能够以 28° 为张角发射出功率可调控,最大可达 10 W 的 532 nm 连续激光。同时片状光转换器部件可使片状激光最薄处厚度达到 1 mm 以内,使 10 W 的连续激光能量充分汇聚,弥补了没有使用脉冲激光的激光强度不足问题。

相机部件采用 Photron 公司所研发生产的科研级高速相机 FASTCAM MINI AX200,其分辨率为 1024 像素 $\times$ 1024 像素、在满分辨率的拍摄情况下,最高拍摄频率可达 6 400 帧/s。镜头部件采用 Nikon 60 mm/F2.8 的微距镜头安装在这款高速相机上,保证每帧拍摄画面内示踪粒子的成像足够清晰完整。

为实现将 TR-PIV 测试系统整体搭载于旋转通道实验台上,并要求激光与相机随实验台一起旋转,本研究设计了旋转通道外侧夹具,如图 6 所示,用以安装 TR-PIV 测试系统的激光发生器和高速相机。

将高速相机安装于通道上方,从上向下拍摄,将激光发生器安装于通道一侧,向通道中心 $z/D=0.5$ (z 为旋转轴方向)处发射片状光源,而

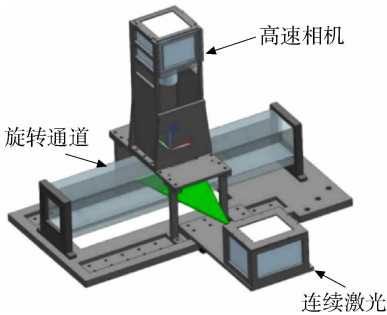


图 6 旋转端 TR-PIV 系统示意图
Fig. 6 Schematic diagram of rotating end TR-PIV system

两者的安装位置需要根据片状光张角以及高速相机与镜头的拍摄张角来计算两者离测试区域的最小距离,以此保证片状激光对于测试区域的全覆盖,以及高速相机对测试区域的完整拍摄。同时,高速相机和激光发生器的电源装置安装于旋转台面上,通过引电滑环为 TR-PIV 测试系统供电,高速相机外接光纤通过信号滑环与计算机端连接,实现测试数据的实时传输。

2.3 基于双丝热线探针的温度测量系统

图 7 展示的是采用热线测量旋转通道内温度分布所采用的试验段结构图。实验段是由底板、整流段、通道段以及热线相关测试机构构成。其中,底板主要是起到一个装配平台的作用,整流段由渐扩段、蜂窝段以及阻尼段组成。渐扩段采用扩张角为 18° 的扩张通道,尽量减少流动分离并且尽量均匀地进入下游蜂窝段。蜂窝段装有平均孔径为 0.5 mm ,流向长度为 10 mm 的蜂窝网,从而可以消除来流中的大尺度二次流。经过蜂窝段后,来流将会进入由 4~6 层不锈钢网组成的阻尼段,使入口气流湍流度大约为 1% 。

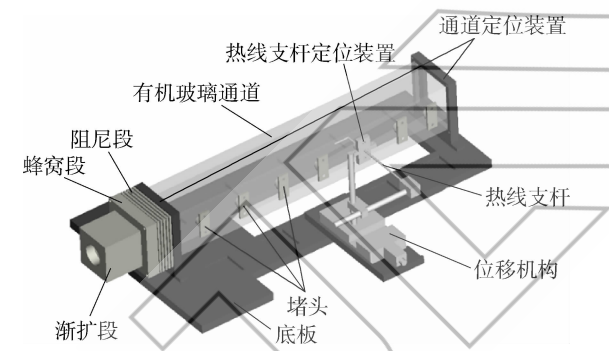


图 7 旋转端热线系统示意图

Fig. 7 Schematic diagram of rotating end hot wire system

通道段由有机玻璃通道以及通道定位装置构成。有机玻璃通道壁厚为 15 mm ,方形通道横截面尺寸为 $80\text{ mm}\times 80\text{ mm}$ 。在有机玻璃内层黏贴有一层很薄的 ITO(indium tin oxides)玻璃,可以在两端通电从而制造壁面加热的条件,外侧有机玻璃还能起到隔热作用,热稳定后能够实现近似的恒热流边界条件,由于有机玻璃和 ITO 玻璃对于可见光和激光都有很好的透光性(透光率大于 85%),因此在文中第 2.2 节所描述的 TR-PIV 实验中也使用了这种通道。本研究热线实验采取单侧面加热的实验条件,PIV 实验采取双侧面加热的实验条件。

热线相关测试机构主要由热线探头、热线支

杆、定位装置以及位移机构组成。其中,热线探针采用 Dantec 公司 55P71 型双丝平行探针,有效长度为 1.25 mm ,直径为 $5\text{ }\mu\text{m}$,双丝之间的空间距离为 0.4 mm ,根据同类研究^[16]中的指导法则选择采集频率为 2000 Hz 。定位装置主要是保证热线支杆垂直于通道壁面安装,实现垂直于通道壁面方向的位移。位移机构采用 ETS-50R 型超薄电动位移平台,位移行程为 50 mm ,定位精度为 $2\text{ }\mu\text{m}$,通过 RS232 控制端口与 PMC100 型控制器连接,从而实现位移平台远程控制。

3 实验工况与可靠性验证

3.1 速度测量系统可靠性验证

为确保 TR-PIV 实验结果准确性,本研究首先对 TR-PIV 测试技术进行收敛性验证,选取测试段主流区域内任意两点,每组实验拍摄张数增加 500 张,最终的收敛性验证结果如图 8 所示。图中纵坐标表示通道流向速度,可以看出当拍摄张数大于 6000 张时,结果趋于稳定代表收敛性良好。为确保实验结果精确性,本文所有实验数据均采取 8000 张拍摄结果计算得到。

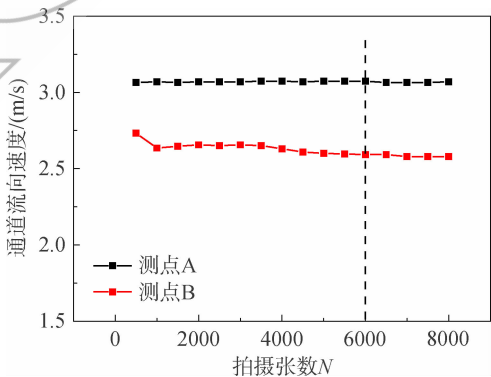


图 8 TR-PIV 测试结果收敛性验证

Fig. 8 Verification of TR-PIV test result convergence

在湍流近壁面流动中,湍流附加切应力与黏性力对流动产生的影响程度会随着距壁面距离不同而改变。因此根据不同的流动特性,将边界层分为内层与外层,其中内层区包括了黏性底层、过渡层和对数率层^[17]。在通道静止、无流向压力梯度、不加热条件下,湍流边界层已有普遍认同的壁面函数,因此可以将 $Re=10\text{ }000, x/D=5$ (x 是测点距离通道入口的流向距离, D 是通道水力直径),静止条件下的结果与对数率层标准函数 ($u^+=2.44\ln y^++5.2$) 做对比,再加入了 Macfarlane 等^[18]的结果做对比,如图 9 所示。

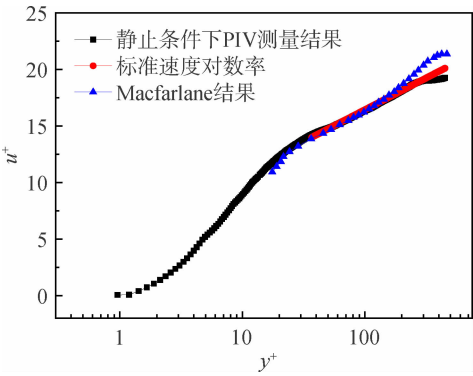


图 9 旋转 TR-PIV 对速度测量结果的无量纲化对比图

Fig. 9 Dimensionless comparison of the velocity measurement results of rotating TR-PIV

u^+ 和 y^+ 的计算公式为 $y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}$, $u^+ = \frac{u}{u_\tau}$, u_τ

是壁面摩擦速度,可以由近壁区域的速度梯度计算得到, y 是测点距离壁面的法向距离, ν 是空气的运动黏度, u 是沿 x 方向的速度。可以看出,本研究的结果与标准速度对数率符合得很好,与前人研究的结果也只是靠近边界层外层才有明显差异,能够证明本文实验结果的准确性。

3.2 温度测量系统可靠性验证

在实验之前,也需要对热线测温部分进行可靠性验证。在本研究中两条热线之间的空间距离为 0.4 mm。热线探针的直径为 $5\mu\text{m}$,两条热线之间的影响对实验结果的准确性至关重要。将热线编号 1 和 2,分别测量速度电压和温度电压,都与壁面平行并垂直于旋转半径方向,在通道静止条件下分别采取以下两种测量方式:测量方式 1 中,热线 1 更靠近壁面,热线 2 与之相距 0.4 mm。而在测量方式 2 中,将探针旋转 180° 使两根探针交换位置,在图 10 中比较两种测量方式下的结果。可以看出温度和速度都有很好的一致性,这表明

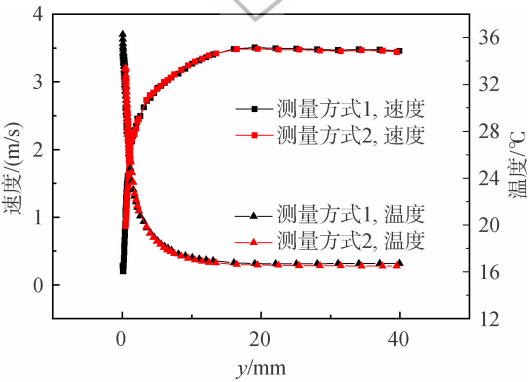


图 10 双丝热线之间的影响验证

Fig. 10 Verification of the impact between two hot wires

两根热线之间的影响是可以接受的,也证明了该装置在测量过程中具有很好的空间分辨率。在之后的实验测量中,采用测量方式 1。

另外,还需要对温度型本身的准确性进行验证,由于各个实验测量过程中的条件千差万别,使用无量纲温度来比较是必要的。温度的无量纲化过程与速度类似,具体公式为 $y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}$, $t^+ =$

$\frac{t_w - t}{t_\tau}$, $t_\tau = \frac{q_w}{\rho c_p u_\tau}$, 其中 t_w 是壁面温度, q_w 是壁面热流密度, ρ 和 c_p 分别是空气的密度和比定压热容,其他参数与文中第 3.1 节速度无量纲化公式中的意义一致。静止条件、无流向压力梯度下,无量纲温度的对数区定律公式为 $t^+ = 2.075 \ln y^+ + 3.8^{[19]}$ 。将其与静止条件下, $Re=19\,000$ 、 $q_w=380\text{ W/m}^2$ 恒热流边界条件测量的无量纲温度型比较,如图 11 所示,另外还在图中加入 Houra 等^[20]的结果进行比对,结果显示,本实验的测量结果与前人研究符合得很好,可以证明当前研究中温度测量结果的可靠性。

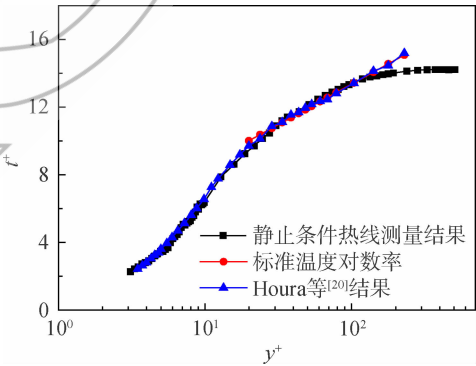


图 11 热线系统对温度测量结果的无量纲化对比图

Fig. 11 Dimensionless comparison of the temperature measurement results of hot wire system

4 实验结果分析

4.1 旋转条件下速度特性

在研究旋转条件下流场特征时,选择雷诺数 $Re=10\,000$,原因是在较小的雷诺数下能够发挥 PIV 二维测量的优势,观察回流、涡旋等现象。其他实验条件为 $x/D=4.0\sim 6.5$,近似恒热流边界条件 $q_w=380\text{ W/m}^2$,旋转数 R 。从 0 逐渐增大。结果发现在旋转数较小时通道内流场只是向后缘面偏转而并无回流现象,直到 $R=0.48$ 时出现回流现象,如图 12 所示,图中上部为后缘面,下部为前缘面,回流区位于前缘面附近,大概范围为

$x/D=5.5\sim6.5$ 。

为进一步分析回流现象,将实验旋转数继续提高使 $R_o=0.6$,在雷诺数与加热条件不变的情况下,下游处($x/D=5.875\sim6.5$)观察到较为明显的回流现象,图 13 为该实验条件下通道内流场流线图(由于回流区主要出现于下游,因此只截取了下游段的图像)。从图中可以看出,此时通道前缘面附近出现很明显的与主流速度方向相反的气流,说明此处发生了回流现象,所影响的边界层厚度可达距离壁面 7 mm 处。与图 11 中 $R_o=0.48$ 时流线图相同位置对比,此时的回流速度和影响范围都变得更大。

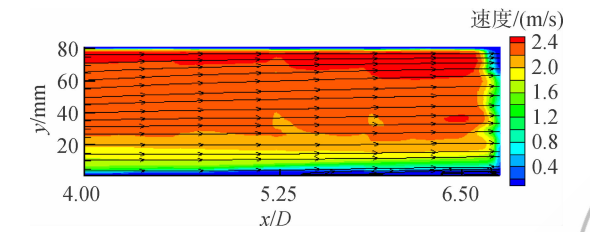


图 12 $R_o=0.48$ 条件下 $x/D=4.0\sim6.5$ 区域流场
流线图
Fig. 12 Streamline diagram of flow field at $x/D=4.0\sim6.5$ under $R_o=0.48$

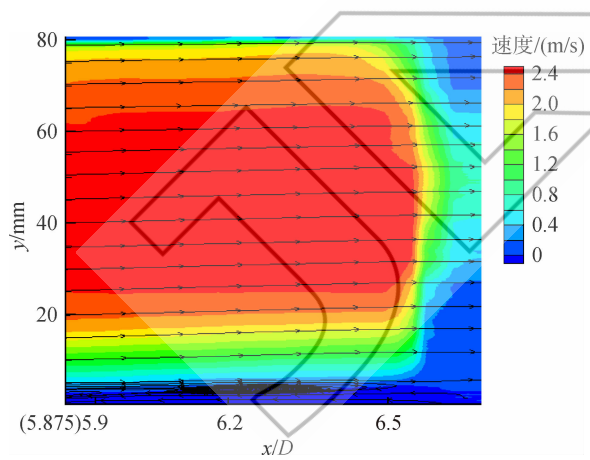


图 13 $R_o=0.6$ 条件下 $x/D=5.875\sim6.5$ 主流流场
流线图
Fig. 13 Streamline diagram of flow field at $x/D=5.875\sim6.5$ under $R_o=0.6$

为了分析回流发生的机制,选取通道最下游 $x/D=6.5$ 处加热与不加热条件下的速度型进行对比及受力情况分析,如图 14 所示,图中 u 为流向速度, u_m 为截面平均速度。当通道旋转时,通道内产生哥氏力,使得主流速度型偏向后缘面。当通道处于加热状态时,壁面会向流场传热,使流

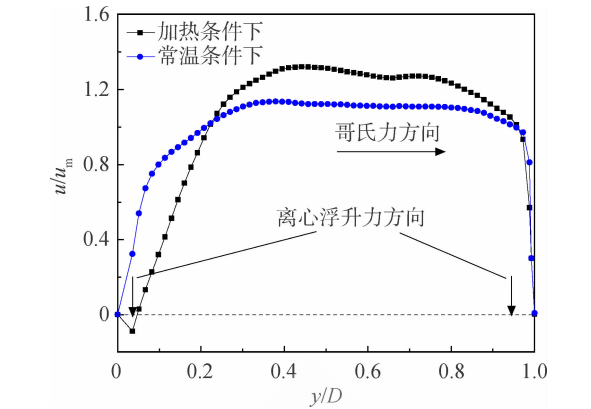


图 14 $R_o=0.6$ 条件下加热与不加热条件下速度型
Fig. 14 Velocity profiles with and without heating under $R_o=0.6$

场存在温度差,越靠近主流温度越低。在旋转作用下诱发离心浮升力,其方向与通道内产生它的惯性力方向相反。在前缘面附近,由于哥氏力的作用,速度向后缘面偏移,前缘面速度不断下降,导致惯性力随之减弱,同时离心浮升力随旋转数和沿程长度(或旋转半径)不断增强,故在沿程某一位置处出现惯性力小于离心浮升力,导致回流现象的产生。

用壁面温度和通道进口温度定义密度比 $r_d = (t_w - t_{in})/t_w$,在其他条件不变的前提下改变壁面热流密度,得到不同密度比下前缘面回流区速度型如图 15 所示。从图中可以看出,密度比越大,离心浮升力越强,导致回流区的速度负值越大,最大回流速度可达 0.018 m/s,在 $Re=10000$, $R_o=0.6$, $x/D=6.5$ 的条件下,回流产生的临界密度比大约是 0.06,由于实验条件限制,无法进一步增大热流密度,并不能得出更具普适性的结论,但从有限的数据中仍可验证温度梯度是回流产生机

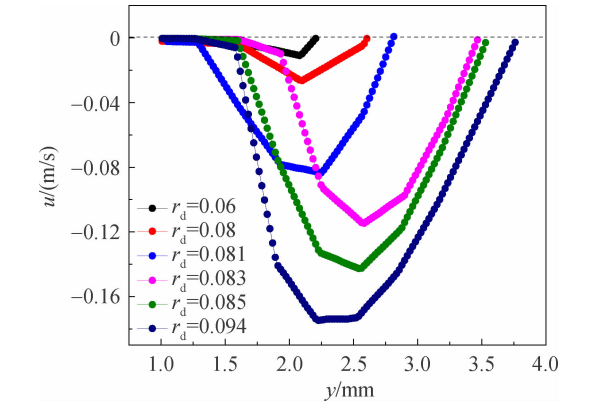


图 15 不同密度比下前缘面回流区速度型
Fig. 15 Velocity profiles of the leading side backflow zone under different density ratios

理的重要因素。一般情况下,由于哥氏力使速度型向后缘面倾斜,前缘面附近换热被削弱,但是回流区的产生能够促进所在区域流体的掺混,起到增强换热的作用。可以看出,回流区一般出现于流场下游、较大密度比、较高旋转数下,叶片内冷通道设计可以根据这一规律,利用回流区的影响达到增强前缘面换热的目的。

4.2 旋转条件下温度特性

在研究旋转条件下温度场特征时,选择 $Re=19000$,原因是二维平行热线只能测量速度的绝对值而不能得到 x 和 y 方向的分量。在较大的雷诺数下,沿程方向 x 之外的两个速度分量非常小可以忽略不计。其他实验条件为 $x/D=5.31$,近似恒热流边界条件 $q_w=380\text{ W/m}^2$,旋转数 R_o 从 0 逐渐增大。最终的无量纲速度型($u^+=\frac{u}{u_\tau}$)

和无量纲温度型($t^+=\frac{t_w-t}{t_\tau}$)如图 16 和图 17。为了方便表示,字母 L 和 T 分布代表前缘面(leading side)和后缘面(trailing side)。从两幅图中可以看出,无论是速度还是温度,旋转效应对于黏性底层的影响非常小,这部分主要由黏性力主导,大概区域为 $y^+<10$,而在大概区域为 $30<y^+<200$ 的对数区(由于旋转实验中通道长度的限制,边界层还处于发展中状态,对数区并没有延伸到 y^+ 很大的值),旋转效应的影响非常显著。对于在本实验的无量纲速度,前缘面 u^+ 随着旋转数的增大而增大,后缘面则相反但是变化幅度较小。和静止条件下相似,在横坐标取对数的情况下,旋转条件下对数区仍存在线性区域,但是该区域的范围有所缩小,这一点在大旋转数前缘面附近的结果中体现得尤为明显。对于无量纲温度,可以看出 t_τ 是一个很好的量度,前缘面附近的温度型与静止条件下比较接近,后缘面附近的温度型只有在高旋转数下才有明显差异,这说明在小旋转数下(大约 $R_o<0.1$),旋转对于温度型的影响可以忽略。这些结果都能为数值计算提供很好的验证。

除去无量纲温度型,热线探针还能获得温度的脉动量 $t'^+=\left[\sqrt{\frac{t' t'}{t_\tau^2}}\right]$,实验结果如图 18 所示。

可以看出温度脉动量的大小与壁面摩擦温度 t_τ 是同一量级的,在前缘面随着旋转数的增大而整体明显降低,原因是旋转产生的哥氏力由前缘面指向后缘面,从而增强的前缘面附近的稳定性,这一现象在之前的文献[21-22]中也有提到,这里

就是在温度上的体现,结果显示旋转效应最大可以使温度脉动量降低约 50%。

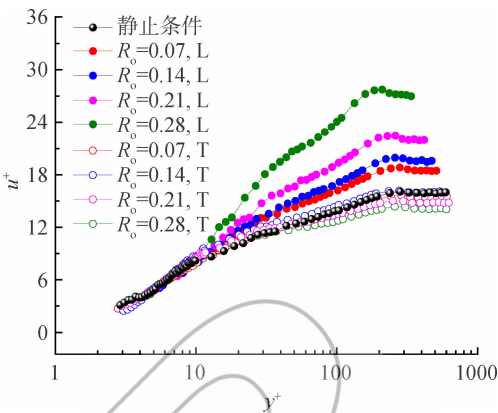


图 16 $x/D=5.31$ 不同旋转数下无量纲速度型分布
Fig. 16 Dimensionless velocity profiles under different rotation numbers at $x/D=5.31$

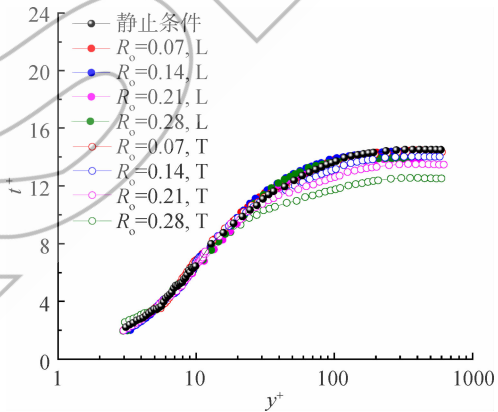


图 17 $x/D=5.31$ 不同旋转数下无量纲温度型分布
Fig. 17 Dimensionless temperature profiles under different rotation numbers at $x/D=5.31$

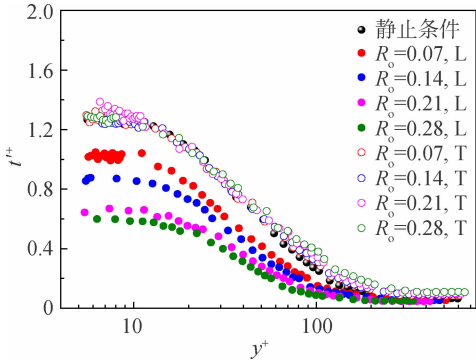


图 18 $x/D=5.31$ 不同旋转数下无量纲温度脉动量
Fig. 18 Dimensionless temperature pulsation distribution under different rotation numbers at $x/D=5.31$

热线测量旋转边界层温度分布的同时,还能获得壁面的换热特征,即努塞尔数 Nu ($Nu = \frac{hD}{\lambda} = \frac{q_w D}{(t_w - t)\lambda}$),本实验中不同旋转数下 Nu 的变化规律如图 19,旋转数正、负值分别代表前缘面和后缘面。可以看出后缘面的换热被明显强化,而前缘面的换热被大幅削弱。参考文献[23]可知,造成这种现象的原因主要是哥氏力从前缘面指向后缘面,把主流冷流体压向后缘面强化了后缘面附近流场掺混,同理前缘面附近的换热能力因此下降。

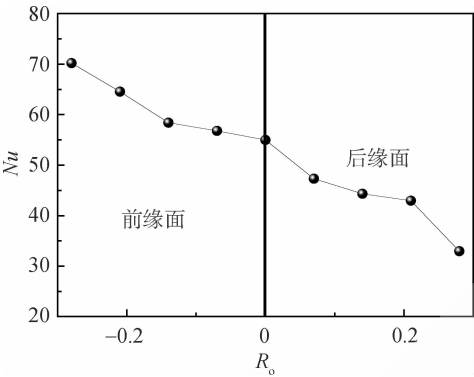


图 19 $x/D=5.31$ 不同旋转数下努塞尔数分布
($Re=19000$)
Fig. 19 Nusselt number distribution under different rotation numbers at $x/D=5.31$ ($Re=19000$)

综合本节温度特性的实验结果,可以看出湍流边界层内部的温度场分布在旋转效应的影响下产生了强烈的不对称性,与静止条件下的标准规律相比会产生一定的偏差,在设计使用中需要增加一些旋转修正。受限于本实验的工况量不够大,因此没能得出实用更广泛的经验公式,但是仍能反映内冷通道非对称、精细设计的重要性。另外,对于数值模拟计算而言,也可以为其从壁面量、内部温度场、温度脉动强度等方面提供检验,增强其可靠性。

5 结 论

本文针对涡轮转子叶片内冷技术,使用 TR-PIV 技术与热线技术分别测量了壁面加热条件下旋转通道内边界层速度场和温度场特性。速度场测量的条件为 $Re=10000$, $x/D=4.0\sim6.5$, $q_w=380\text{ W/m}^2$,结果显示旋转数大于 0.48 时前缘面附近出现了回流现象,并从受力分析的角度给出了解释,还得到不同密度比下的回流情况;回流区

一般出现于流场下游、较大密度比、较高旋转数下,叶片内冷通道设计可以根据这一规律,利用回流区的影响达到增强前缘面换热的目的;温度场测量的条件为 $Re=19000$, $x/D=5.31$, $q_w=380\text{ W/m}^2$,得到了旋转条件下无量纲温度型、温度脉动量和努塞尔数的变化规律。可以看出湍流边界层内部的温度场分布在旋转效应的影响下产生了强烈的不对称性,与静止条件下的标准规律相比会产生一定的偏差,这些结果可以为数值模拟计算提供多方面的检验,增强其可靠性。

参考文献:

[1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. London: Taylor and Francis, 2000: 129-139.

[2] 陈懋章. 航空发动机技术的发展[J]. 科学中国人, 2015 (10): 10-19.

[3] HAN J C, DUTTA S. Recent developments in turbine blade internal cooling[J]. Annals of New York Academy of Sciences, 2001, 934(8): 162-178.

[4] KOYAMA H S, TAMURA E, SAITO T. Effects of Coriolis force on developing turbulent channel flow[R]. Melbourne, Australia: the 10th Australasian Fluid Mechanics Conference, 1989.

[5] MACIEL Y, PICARD D, YAN G, et al. Fully developed turbulent channel flow subject to system rotation[R]. AIAA 2003-4153, 2003.

[6] WAGNER R E, VELKOFF H R. Measurements of secondary flows in a rotating duct[J]. Journal of Engineering for Power, 1972, 94(4): 261-270.

[7] BROSSARD C, SERVOUZE Y, GICQUEL P, et al. Characterization of the flow field inside a rotating, rib-roughened, U-shaped channel using particle image velocimetry [C]// Proceedings of International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. Sendai, Japan: IEEE, 2005: 299-307.

[8] WAGNER J H, JOHNSON B V, HAJEK T J. Heat transfer in rotating passages with smooth walls and radial outward flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(1): 42-51.

[9] WAGNER J H, JOHNSON B V, GRAZIANI R A, et al. Heat transfer in rotating serpentine passages with trips normal to the flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 847-857.

[10] JOHNSON B V, WAGNER J H, STEUBER G D, et al. Heat transfer in rotating serpentine passages with selected model orientation for smooth or skewed trip walls[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 738-744.

[11] PARSONS J A, JE-CHIN H, YUMING Z. Wall heating effect on local heat transfer in a rotating two-pass square channel with 90° rib turbulators[J]. International Journal

of Heat and Mass Transfer,1994,37(9):1411-1420.

[12] ELFERT M, VOGES M, KLINNER J. Detailed flow investigation using PIV in a rotating square-sectioned two-pass cooling system with ribbed walls[R]. ASME Paper, GT 2008-5118,2008.

[13] SANTE A D, THEUNISSEN R, RENÉ A, et al. A new facility for time-resolved PIV measurements in rotating channels[J]. Experiments in Fluids,2008,44(2):179-188.

[14] 魏宽,陶智,邓宏武,等. 旋转状态下方形通道内部流场特性热线实验[J]. 航空动力学报,2016,31(11):2635-2640. WEI Kuan,TAO Zhi,DENG Hongwu,et al. Hot wire test on the flow fields in a rotating square channel[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(11):2635-2640. (in Chinese)

[15] 由儒全,李海旺,魏宽,等. 旋转光滑直通道湍流流动二维热线实验[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1577-1584. YOU Ruquan,LI Haiwang,WEI Kuan,et al. Experiment of turbulent flow in rotating smooth channel using two-dimensional hotwire[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(7):1577-1584. (in Chinese)

[16] HUTCHINS N,NICKELS T B,MARUSIC I,et al. Hot-wire spatial resolution issues in wall-bounded turbulence [J]. Journal of Fluid Mechanics,2009,635:103-136.

[17] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京:高等教育出版社,1993:304-323.

[18] MACFARLANE I, JOUBERT P N. Effects of secondary flows on developing, turbulent, rotating boundary layers [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1998, 17 (1/2):79-89.

[19] 赵振南. 对流传热与传质[M]. 北京:高等教育出版社,2007:192-203.

[20] HOURA T,NAGANO Y. Effects of adverse pressure gradient on heat transfer mechanism in thermal boundary layer[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2006,27(5):967-976.

[21] GREITZER E M, GRAF M B, TAN C S. Internal flow: concepts and applications[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press,2007:347-388.

[22] KOYAMA H, MASUDA S, ARIGA I, et al. Stabilizing and destabilizing effects of Coriolis force on two-dimensional laminar and turbulent boundary layers[J]. Journal of Engineering for Power,1979,101(1):23-29.

[23] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:201-210.

(编辑:李岩梅、王碧琚)