

旋转光滑直通道湍流流动一维热线实验

江智耀¹, 李海旺^{1,2}, 由儒全^{2,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 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;

3. 北京航空航天大学 前沿科学技术创新研究院, 北京 100191)

摘 要: 采用一维热线详细测量了不同雷诺数下及较高旋转数条件下旋转光滑直通道内湍流边界层及主流的速度型,在此基础上构建适用旋转数范围更广的旋转通道对数律的修正公式,分析了旋转效应对壁面摩擦速度的影响。实验过程中雷诺数范围是15000~25000,旋转数范围是0~0.444。通道壁面为室温,流体与壁面之间无热交换。结果表明:旋转对于通道截面速度型影响很大;旋转导致速度型整体向后缘面偏转,但最高速度出现在靠近前缘面的区域;后缘面无量纲平均速度型分布顺序与旋转数排列次序相一致,在对数律区符合对数律规律。壁面剪切应力在前缘面随着旋转数的增大而先单调递减,而在后缘面的变化趋势与此相反。旋转状态下修正的对数律公式斜率随着旋转数的增加而单调递减且在后缘面递减的趋势逐步有所减缓,并提出了对数律区的旋转修正公式,公式的误差范围控制在15%以内。

关 键 词: 旋转通道; 一维(1D)热线; 旋转数; 主流平均速度; 壁面剪切速度; 对数律

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on turbulent flow in rotating smooth channel with 1D hot wire

JIANG Zhiyao¹, LI Haiwang^{1,2}, YOU Ruquan^{2,3}

(1. 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-Engine

Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

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

3. Frontier Science and Technology Innovation Institute,

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

Abstract: In order to obtain the velocity models of turbulent boundary layer and main-stream in rotating smooth straight channels at different Reynolds numbers and higher rotation numbers, a correction formula for the logarithmic law of rotation channels with a wider range of rotation numbers was constructed, the hot wire was used to measures the average velocity and wall friction velocity at four different flow locations in a rotating smooth straight

收稿日期: 2018-08-03

基金项目: 国家自然科学基金(51506002); 航空发动机气动热力国家级重点实验室基金(6142702ZX05011811)

作者简介: 江智耀(1994—),男,硕士生,主要从事涡轮叶片内冷通道流动与换热研究。

通讯作者: 由儒全(1991—),男,助理研究员,博士,主要研究方向为旋转换热。E-mail: youruquan10353@buaa.edu.cn

引用格式: 江智耀,李海旺,由儒全. 旋转光滑直通道湍流流动一维热线实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(3): 556-566. JIANG Zhiyao, LI Haiwang, YOU Ruquan. Experiment on turbulent flow in rotating smooth channel with 1D hot wire[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 556-566.

channel. The Reynolds number and rotation number respectively ranged from 15 000—25 000 and 0—0.444, the wall of the channel was at room temperature and there was no heat exchange between the fluid and the wall. Results showed that rotation had a great influence on the velocity of channel section. The rotation led to the overall deflection of the velocity model to trailing side, but the highest speed occurred in the area near the leading side; the dimensionless averaged velocity model near the trailing side was strictly arranged in the order of rotation number, and logarithmic law was distributed in the logarithmic law area. At the same time, wall shear stress monotonously decreased with the increase of the number of rotations at the leading side, and the trend of the change at the trailing side was contrary to this. The slope of the logarithmic law formula modified by rotation decreased monotonously with the increase of rotation number and decreased gradually at the trailing side. The rotation correction formula of the logarithmic law area was put forward, and the error of the formula was controlled within 15%.

Key words: rotating channel; one-dimensional (1D) hot wire; rotation number; main stream averaged velocity; wall shear velocity; logarithmic law

现代燃气涡轮发动机效率和推质比的不断提高是以更高的涡轮前温度作为前提的。目前在研的航空发动机涡轮前温度已超过 2 000 K,已经远远超过现在最好的单晶镍基合金的熔点。

涡轮叶片转子冷却方式主要分为内冷和外冷。国内外针对涡轮转子叶片内部冷却通道的换热问题已经开展了大量的实验研究^[1-3]。但是,由于传热特性大多数与流动特性耦合在一起进行变化,忽略流场信息而单纯研究换热特性有很大的局限性。目前,有一些换热问题由于数据不足无法解释清楚,比如,临界旋转数问题^[4]。为了更深入地理解涡轮转子叶片内部冷却通道的换热问题,有必要获得其内部详细的流场信息。

研究旋转对光滑直通道主流速度型的影响的历史可以上溯到 1962 年。Hill 和 Moon^[5]完成了旋转状态下宽高比接近 1 的光滑直通道主流速度型的测量。

随后,Wagner 和 Velkoff^[6]采用皮托管测量了宽高比为 5 : 2 的旋转光滑直通道内 4 个流向位置的展向中心线(与转轴方向以及主流方向都垂直的中心线)和法向中心线(与转轴方向平行的中心线)上主流速度型分布。结果显示随着转速的升高,展向中心线上的主流速度型不断向后缘面整体偏斜,与此同时法向中心线上的主流速度型逐渐呈现出双峰分布。由于他们采用空间分辨率较低的皮托管测量速度,因此没有获得边界层内详细的速度分布。

之后,学者们开发出了多种实验技术对旋转

通道流场进行测量,比如,热线^[7]、PIV (particle image velocimetry)^[8]、LDV (laser Doppler velocimetry)^[9]等。但是,PIV 和 LDV 这两种测量技术存在两个较大的弊端,一是由于 PIV 和 LDV 测试设备体积较大,无法跟随实验通道旋转,因此只能通过间接测量旋转通道内流体的绝对速度减去被测位置处的迁移速度算出流体的相对运动速度,但这种方式存在较大误差。Di Sante^[8]提出间接测量方式将导致很高的不确定度,尤其是边界层内相对速度较低的情况。二是由于这两种测量技术要用激光照亮示踪粒子,激光在壁面附近会发生反射或散射,从而导致壁面附近流场无法准确测量。

相对 PIV 和 LDV,热线测量设备可以小型化,且不需要激光,所以不存在上述两个问题。而且热线具有高时间分辨率、高空间分辨率的优点,非常适用于湍流测量。

Koyama 等^[10]采用一维热线对宽高比为 1 : 7 的旋转光滑直通道内一固定流向位置展向中心线上的层流以及湍流流动进行了测量,并对湍流边界层对数律区进行了旋转修正。其中,第 1 种旋转修正保留对数律基本形式,只是在经验系数中引入旋转修正关系式

$$U^+ = \frac{1}{\kappa_r} \ln(y^+) + C_r \tag{1}$$

其中

$$\kappa_r = 0.41 \times 1.41^{R_{o,x}}$$

$$C_r = 14.0 - 9.0 \times 1.41^{-R_{o,x}}$$

式中 κ_r 是旋转修正的冯卡门系数, C_r 为修正的截

距, $R_{o,x}$ 为当地旋转数。第 2 种旋转修正改变对数律基本形式, 在对数律的基础之上增加了与旋转相关的项

$$U^+ = \frac{1}{\kappa_s} \ln(y^+) + C_s - \beta(2\Omega y/u_\tau) \quad (2)$$

其中

$$\kappa_s = 0.41, \quad C_s = 5.0$$

式中 κ_s 为静止状态下的冯卡门系数, C_s 为静止状态下的截距。 β 为修正因子。其值与下式给出:

$$\begin{cases} \beta = 1.25 - 1.73R_{o,x} & R_{o,x} < -0.4 \\ \beta = 3.07 \sqrt{|R_{o,x}|} & -0.4 \leq R_{o,x} \leq 0 \\ \beta = 1.91 \sqrt{|R_{o,x}|} & 0 \leq R_{o,x} \leq 0.4 \\ \beta = 0.71 + 1.24R_{o,x} & 0.4 < R_{o,x} \end{cases}$$

Nakabayashi 和 Kitoh^[11] 测量宽高比为 1 : 8 的旋转光滑直通道内充分发展湍流的流动。通过分析湍流边界层内流体微团所受各种作用力(惯性力, 科氏力, 黏性力)的相对量级和不同作用力的影响尺度, 他们对边界层进行了分层, 并给出了各层的速度型关系式。

Nickels 和 Joubert^[12] 对墨尔本大学大型旋转风洞获得的实验数据进行了分析表明, 对数区域内的速度分布存在通用的线性校正, 他们修正了旋转通道湍流边界层对数律区, 使其能够稳健的适用于负压力梯度、零压力梯度和不同的宽高比, 不同的二次流量的流量情况。本文研究了受系统旋转影响的湍流边界层的平均速度分布的变化。

由上可知, 一维热线研究旋转通道湍流的主要内容是湍流边界层速度型及其关系式的旋转修正。

一些学者也采用了二维热线探头进行测量, 以获得更加丰富的旋转通道内湍流信息。Wattmuff 等^[13] 采用二维热线测量了低雷诺数零压力梯度下宽高比为 4 : 1 的旋转光滑直通道内 5 个流向位置湍流边界层雷诺应力分量的分布。Macfarlane 和 Joubert^[14] 采用二维热线测量了零压力梯度下不同宽高比 AR(量符号记为 R_a , $R_a = 4, 2, 1$) 的湍流边界层雷诺应力分量的分布, 总结了宽高比对湍流边界层雷诺应力的影响。其后, 为了研究宽高比对二次流的影响, Macfarlane 等^[15] 采用二维热线探头测量了不同宽高比($R_a = 4, 2, 1$) 的旋转光滑直通道内二次流流场。Nakabayashi 和 Kitoh^[16] 采用二维热线探头测量了宽高比为 1 : 8 的旋转光滑直通道内充分发展湍流流动。他们从湍流强度、湍流脉动象限分布、雷诺应力分量分布、偏斜因子度、平坦度因子、脉动能

谱分布等几个角度对旋转通道湍流进行了描述。

二维热线可以测出 x 、 y 两个方向的速度分量, 更好地反映流场的湍流两个方向的脉动信息。但是, 由于二维热线是互相交叉的双丝结构, 导致其不能很好地贴近壁面来测量湍流边界层底层的速度型。而一维边界层热线探针在此方面有独特的优势, 能够通过带折角的叉齿结构使探针深入到边界层底部。

综上所述, 采用热线研究旋转通道湍流流动已经得到部分开展。但是, 由于实验难度较大, 开展的并不充分, 比如被测旋转通道旋转数较小, 大旋转数下的一些新的变化规律没有被发现。其次开展的实验雷诺数工况较为单一, 实验结果不具有很宽的适用范围, 用于对数律区的旋转修正的实验数据不够充分, 修正公式也未给出公式的误差估计。本文的目的是采用一维热线研究在较大的旋转数($0 \sim 0.444$) 和较大的雷诺数($15\,000 \sim 25\,000$) 工况范围下(其中雷诺数 $Re = \overline{U}D/\nu$, 旋转数 $R_o = \Omega D/\overline{U}$, $\overline{U}$ 为通道主流平均速度, D 为截面边长, 即通道水力直径, Ω 为旋转角速度, ν 为空气运动黏度), 通道壁面为室温, 流体与壁面之间无热交换情况下, 旋转光滑直通道内湍流边界层及主流的流动规律, 并研究了旋转对对数律层边界层的影响, 提出了对数律区的旋转修正公式, 并给出了误差估计。

1 实验设备与测试方法

1.1 实验台与实验段

图 1 展示的是旋转通道流动换热综合实验台。由涡旋气泵(RHG-520)驱动的空气流首先经过 LZB-50 型浮子流量计进行流量测量, 再通过旋转接头进入实验台。之后, 空气流沿实验台空心轴内管道向上流动, 再经过整流段整流之后

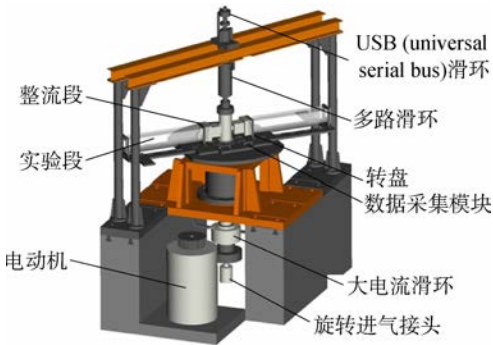


图 1 旋转实验台

Fig. 1 Rotating experiment rig

进入实验段。

图 2 展示的是通道入口的整流段。整流段由渐扩段、蜂窝段以及阻尼段 3 部分组成。渐扩段采用扩张角为 18° 的扩张通道,以减少流动分离并且使气流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,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 6 层不锈钢网组成的阻尼段。阻尼段主要作用是:第一,利用其流阻大的特点实现均匀来流;第二,利用其湍流耗散强的特点实现低湍流度(大约为 1%)。

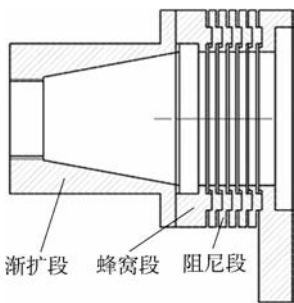


图 2 通道入口整流段
Fig. 2 Channel inlet rectifier

图 3 展示的是实验段的通道几何图。该图定义了旋转坐标系、旋转方向、气流方向及所对应的前缘面与后缘面、绊线位置以及热线测点位置。通道横截面为 $80\text{ mm} \times 80\text{ mm}$,通道入口距离轴线 $R_0 = 221\text{ mm}$,测点位置距离旋转中心距离为 X_r ,在 4 个测点位置处用位移机构移动探针沿 y 坐标方向进行速度型的测量,测点位置的 z 向坐标均为零。本文在通道入口附近的壁面上布置了

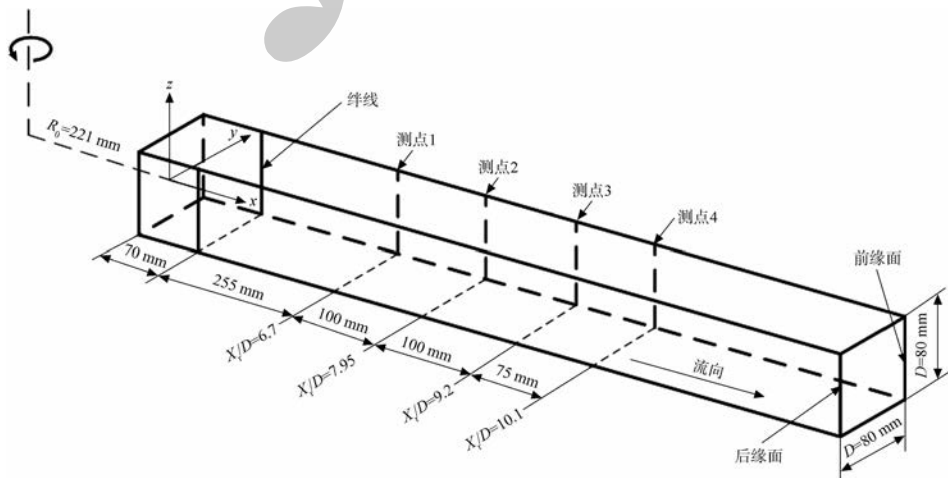


图 3 通道几何图
Fig. 3 Geometric diagram of the channel

绊线,目的是激发边界层提前转捩。这是由于整流段将来流湍流度降低到 1% 以下,低湍流度将导致边界层转捩推迟到距离入口很远处。为了保证热线所测边界层为湍流边界层,需要布置绊线让边界层立即转捩。布置绊线之后,边界层内湍流度达到 15% 以上。

1.2 一维热线测试技术

1.2.1 热线测试信号通路

图 4 展示了热线测试信号的传递路径。魏宽等^[17]提出采用热线测量流场必须在线测量,同时在旋转条件下还必须保证信号动静传递不失真。为了解决这一问题,本文选用了恒温式热线风速仪(MiniCTA),使热线电桥电路小型化,以便将电桥电路置于旋转端。另外,为了保证信号不失真,本文采用小型 A/D(analog to digital)转换电路将热线模拟信号数字化,再将数字化的信号通过滑环传递到静止端的计算机上。

1.2.2 热线测试机构

图 4 展示了一维热线测试机构,主要由热线探头、热线支杆、热线支杆定位装置以及位移机构组成。其中,热线探头和热线支杆分别采用 Dantec 公司 55P15 型一维边界层探头和 55H22 型直角支杆。采用直角支杆一是保证支杆是从待测位置下游伸入通道的,从而大幅降低热线探头及支杆对被测流场的影响;二是使探头尽可能地贴近壁面,以测量边界层的速度型。热线支杆定位装置主要是保证热线支杆垂直于通道壁面安装。热线支杆通过一些连接杆件安装在位移机构上,从而可以实现垂直于通道壁面方向的位移。

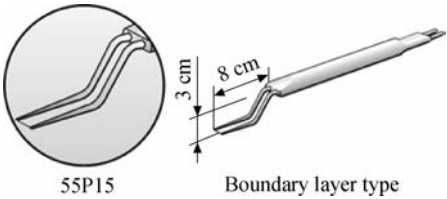


图 4 一维热线探头安装图

Fig. 4 Installation diagram of 1D hot wire probe

位移机构采用 ETS-50R 型超薄电动位移平台,定位精度为 $2\mu\text{m}$,位移行程为 50 mm。

1. 2. 3 热线标定

热线标定就是建立一定条件下恒温式热线风速仪(CTA)输出电压与流体速度之间的关系,并且要求实验测量条件与标定条件相同。如果出现标定条件与实验测量条件不同,则需要进行适当修正。标定时由于环境温度变化及风机发热使得气流温度上升,气流温度与实验测量时气流温度不同,需要进行适当的温度修正。修正公式如下:

$$E_e = E_m \left(\frac{T_w - T_{a0}}{T_w - T_a} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

式中 E_e 为修正后电压, E_m 为实测电压, T_w 、 T_{a0} 、 T_a 分别为参考温度、标定气流温度、实验气流温度。

热线标定是利用 Dantec 公司的标准风洞和 Streamline Pro Automatic Calibrator 标定软件实现的。再将输出电压与气流速度的对应关系拟合成 4 次多项式或者基于 King 定律构造的公式,即可将拟合公式用于实验数据处理。图 5 展示了在室温条件下标定的气流速度 V 与电压 E 的关系。

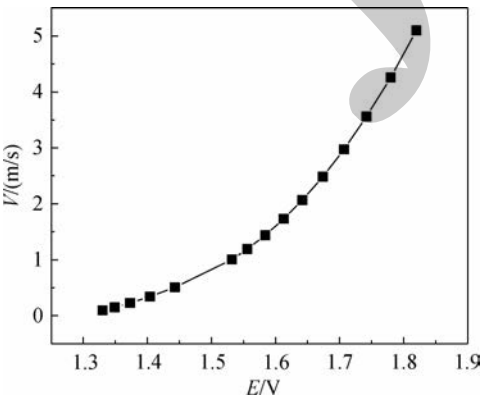


图 5 气流速度电压标定关系图

Fig. 5 Airflow velocity and voltage calibration diagram

1. 2. 4 壁面剪切应力测量

为了实现湍流边界层流场速度型无量纲分析,需要获得热线探头与壁面之间距离以及当地壁面

切应力数据。本文采用线性底层速度梯度法^[18]获得了相应的探头与壁面之间距离和壁面切应力。

2 实验结果与分析

2. 1 数据有效性验证

图 6 验证了本实验测量数据的有效性,其中 $U^+ = U/U_\tau$, $y^+ = U_\tau y/\nu$, U 为主流速度, y 为测点离壁面展向距离, ν 为运动黏度。图中显示与魏宽等^[18]测得数据相比,误差限在 2% 以内。证明本实验测量的数据是准确的。

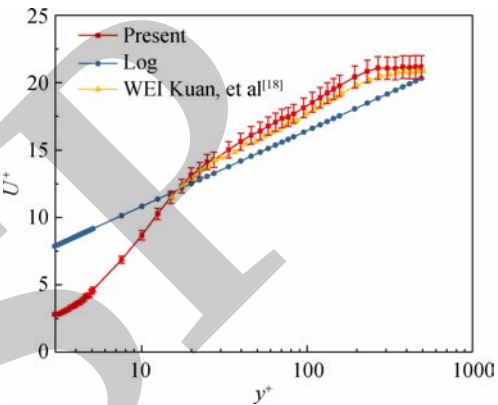


图 6 半对数坐标速度型对比图

Fig. 6 Semi-logarithmic coordinate contrast diagram

本文最关键的物理量的测量是 U 和 y , 其余的物理量可以通过误差传递公式计算出误差范围,限于篇幅不再列出分析过程。魏宽^[19]对此误差做出了详尽地分析,主流速度 U 的误差主要来源于标定风洞误差,标定曲线拟合误差,实际温度偏离标定温度误差。风洞误差由产品手册知为 1%,拟合采用 4 次拟合公式,其误差较小,可以忽略。温度偏差导致的系统误差为 1%。综上,主流速度的误差大约在 2%。对于测点与壁面的距离误差,主要是参考点的定位误差和位移机构的误差($2\mu\text{m}/\text{次}$)。魏宽^[19]对此误差做出了分析最大为 5.6%。

2. 2 主流平均速度

图 7~图 8 展示了 $Re=15000$ 与 25000 时不同旋转数条件下主流速度型随流向位置变化的情况。图中 Y 为展向坐标, U 为主流速度。旋转通道后缘面附近速度型较之静止通道壁面附近速度型更加饱满。与此同时,前缘面附近速度型较之静止通道壁面附近速度型出现了明显的速度亏损,这是由于流速度引起的哥氏力指向后缘面,使流体向后缘面迁移。

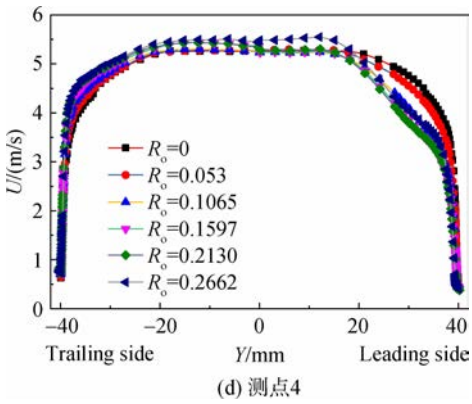
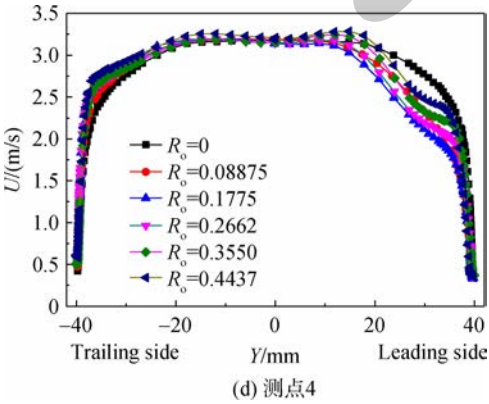
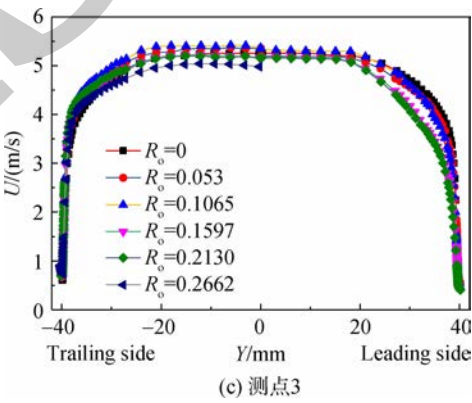
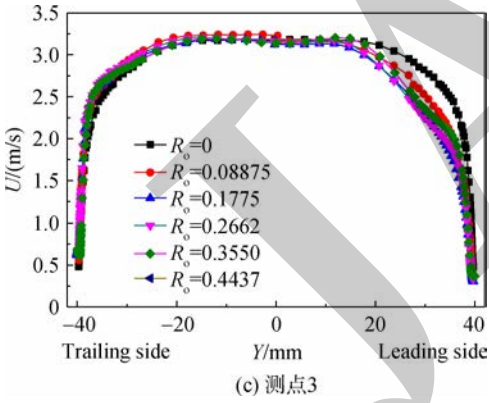
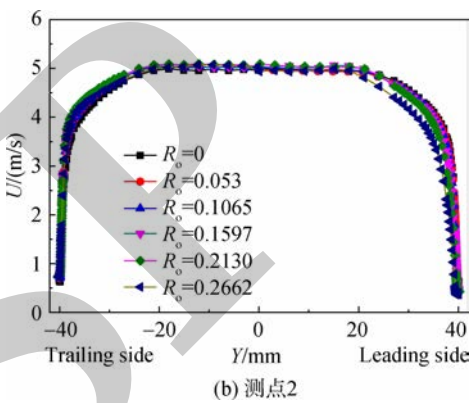
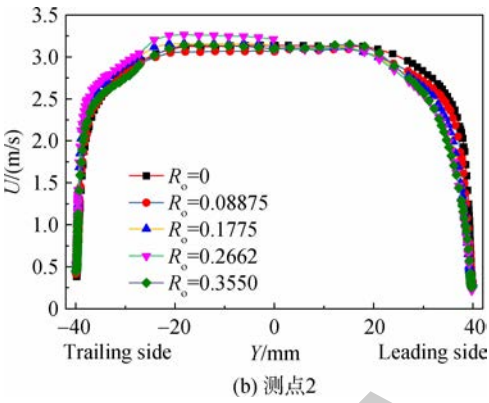
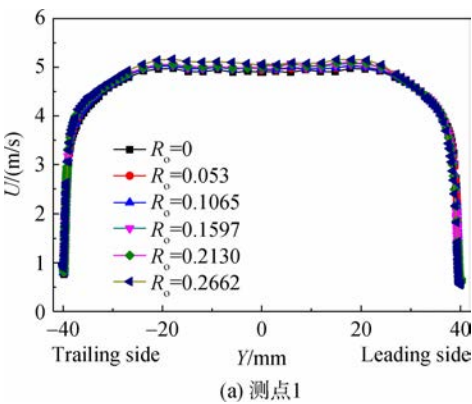
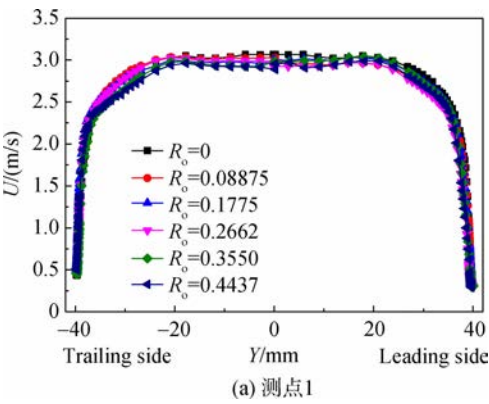


图 7 平均速度型图($Re=15\,000$)

图 8 平均速度型图($Re=25\,000$)

Fig. 7 Averaged velocity type diagram ($Re=15\,000$)

Fig. 8 Averaged velocity type diagram ($Re=25\,000$)

如图 9,选择每个位置速度亏损最严重的前缘面速度型进行比较,发现随着流向位置旋转半径的增大,前缘面速度型速度亏损越来越严重。选择每个位置最饱满的后缘面速度型进行比较,发现随着流向位置旋转半径的增大,后缘面速度型越来越饱满,但是下游变化没有上游明显。

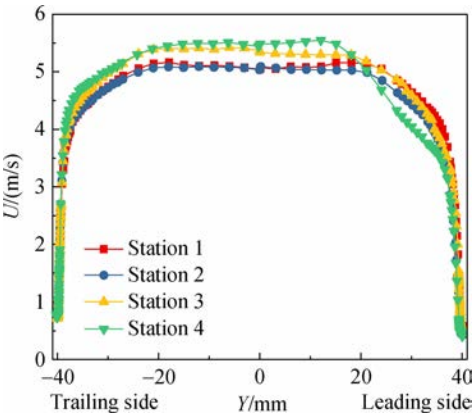


图 9 速度型随流向位置变化

Fig. 9 Variation of velocity type with flow direction

2.3 壁面剪切应力

图 10 展示了不同 Re 下不同流向位置的壁面摩擦速度随旋转数变化情况。壁面剪切速度是通过线性底层速度梯度法测得的,其定义为

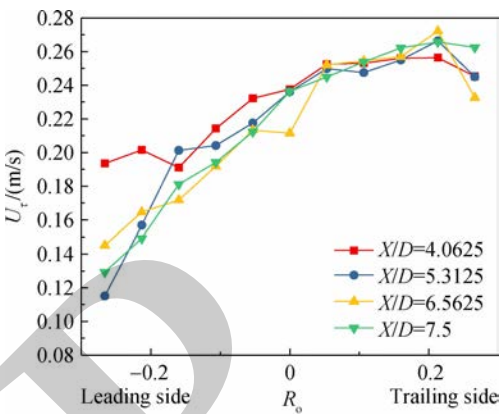
$$U_\tau = \sqrt{\mu \frac{du}{dy} \Big|_w / \rho} \quad (4)$$

其中 U_τ 是壁面摩擦速度, μ 是空气的动力黏度, ρ 是空气的密度。 $(du/dy)|_w$ 是壁面的速度梯度。

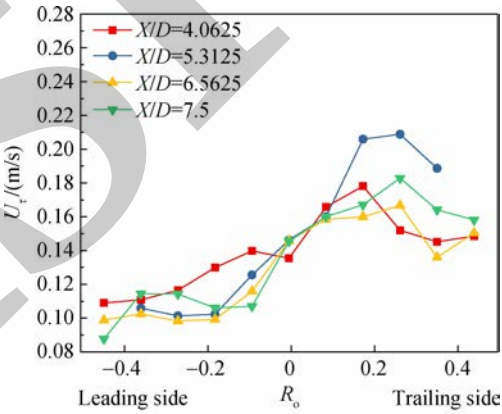
本文定义了前缘面的旋转数为负而后缘面为正,这样便于在同一图中分析其随旋转数的变化规律, X/D 为测点坐标与通道水力直径之比。如图 10(a),在 $Re=25\,000$ 情况下,壁面摩擦速度与 $Re=15\,000$ 相比较,这是因为大雷诺数主流速度大,速度梯度大,剪切较强。旋转效应导致了前缘面的壁面剪切低于静止条件,而后缘面高于静止条件。随着旋转数的增大,壁面摩擦速度几乎都单调增加,但是这一增长趋势在 $R_o > 0.217$ 之后变得平缓甚至在大旋转半径处有下降的趋势。这一趋势在 $Re=15\,000$ 工况下得到了验证,因为其旋转数的范围更宽。

如图 10(b),当 $R_o < -0.217$ 时壁面摩擦速度平稳中略有下降趋势;当 $-0.217 \leq R_o \leq 0.217$ 时,随着旋转数的增大,壁面摩擦速度几乎都迅速单调增加;当 $R_o > 0.217$ 的时候,后缘面的壁面摩擦速度随之减小。这种趋势和后缘面主流速度

的变化趋势是一致的,当达到临界旋转数的时候后缘面的速度型由变饱满转变为逐渐变亏损,壁面的剪切作用降低。魏宽等^[18]从受力分析以及速度分析的角度,对临界旋转数现象进行了详细地解释。这与哥氏力和压力梯度形成的合力方向有关。



(a) $Re=25\,000$



(b) $Re=15\,000$

图 10 不同 Re 下壁面摩擦速度 U_τ 随旋转数变化

Fig. 10 Variation of wall friction velocity U_τ with rotation number under different Re

2.4 主流平均速度无量纲半对数坐标分布

图 11~图 12 展示了从测点 1 到测点 4 上的静止壁面、前缘面(在图例中表示为 L)、后缘面(在图例中表示为 T)附近 U^+ 的分布。图例中 Log 为标准对数律函数。

$$U^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(y^+) + C_0 \quad (5)$$

式中 κ 为冯卡门系数,通常取 0.41。 C_0 为截距通常取 5.5。

首先可以发现,静止条件下在对数律区无量纲平均速度型并未完全与标准对数律重合。导致这一现象的原因有两个方面,一是因为壁面剪切速度的测量本身存在误差,二是由于标准对数律测量的是流向为零压梯度边界层,而本文的通道

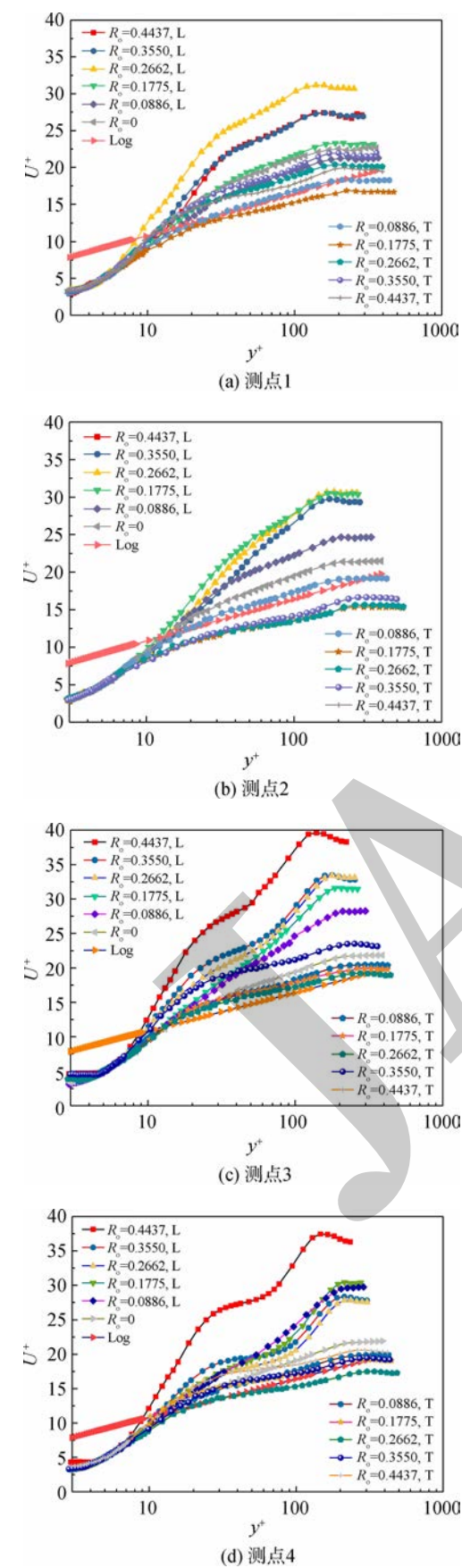


图 11 不同流向测点 U^+ 分布 ($Re=15000$)

Fig. 11 Distribution of U^+ at different flow directions measure points ($Re=15000$)

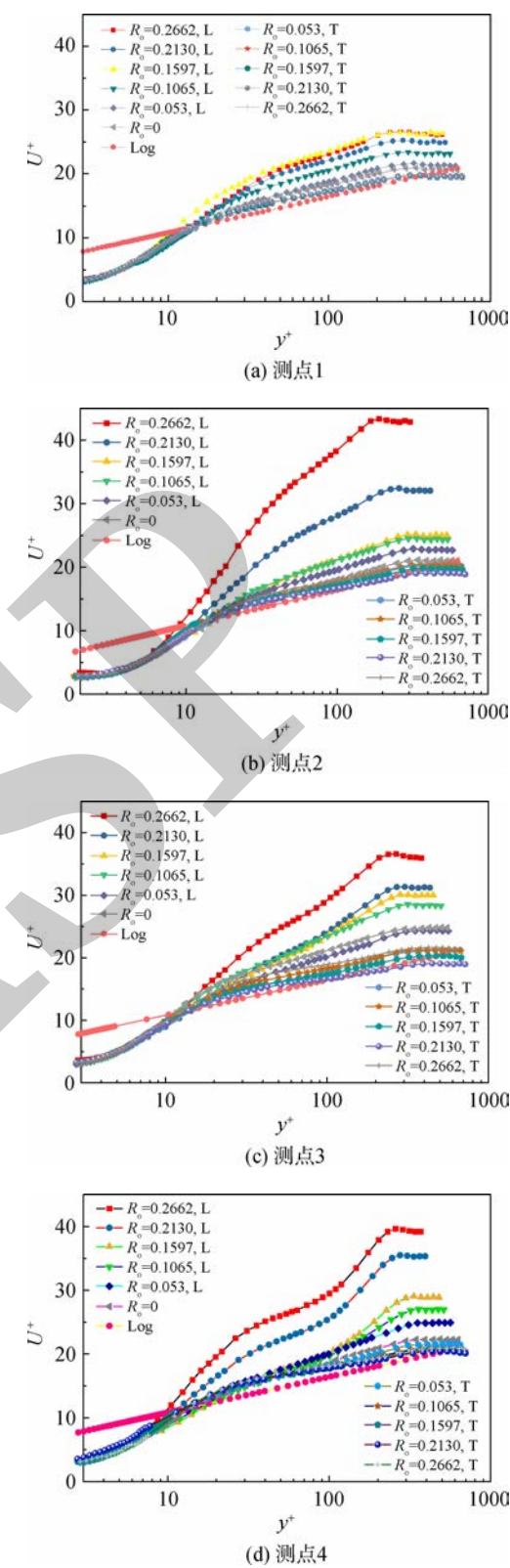


图 12 不同流向测点 U^+ 分布 ($Re=25000$)

Fig. 12 Distribution of U^+ at different flow directions measure points ($Re=25000$)

入口段边界层还未充分发展,存在正压梯度。

旋转对前缘面和后缘面附近主流平均速度型有不同的影响。首先,与静止条件相比,前缘面附

近无量纲主流平均速度型要高于静止壁面;后缘面附近无量纲主流平均速度型要低于静止壁面,导致这一结果的原因是前缘面壁面剪切速度小于静止壁面,而后缘面壁面剪切速度大于静止壁面所导致的。其次,所有流向测点上后缘面无量纲平均速度型分布顺序与 R_0 排列次序相一致,在对数律区符合对数律规律。然而,前缘面附近速度型排列可能出现交错,且在大半径高旋转数条件下对数律区未必能保持对数分布规律,即在半对数坐标系中, y^+ 在 40~130 范围内速度型不再是线性关系。

半对数坐标平均速度型结果表明,尽管受到旋转的影响,半对数坐标平均速度型仍然存在一段对数律区域,并且在对数律区域,前缘面斜率大于后缘面斜率。另外,前缘面对数律区范围较之静止通道对数律区缩小了,而后缘面对数律区较之静止通道对数律区范围则增大了。

2.5 对数律的旋转修正

如图 13 展示了不同位置,不同 Re 下的对数律区的拟合公式的斜率即 $1/\kappa_r$ 随旋转数的变化。图中 X_r 是测点到旋转中心的距离($X_r = X + R_0$) X 为测点离通道入口的距离坐标, R_0 为通道入口离旋转中心的距离, D 为通道水力直径。横坐标旋转数 R_0 为负时表示前缘面,反之为后缘面。该图是剔除了前缘面再层流化区域的数据。Koyama 等^[10]将前缘面附近哥氏力抑制流动不稳定性的现象称为再层流化过程。通过观察前缘面附近速度脉动,发现速度脉动消失,从而判断流动出现再层流化。魏宽等^[18]在实验中也发现了在较大的当地旋转系数条件下前缘面出现再层流化现象。再层流化导致边界层有湍流边界层状态变为层流状态,其规律不再遵守湍流边界层的速度分布律了,因而不将其纳入修正范围之内。由图中可知, $1/\kappa_r$ 随着旋转数的增加而单调递减且在后缘面递减的趋势有所减缓。同一位置处, Re 对 $1/\kappa_r$ 几乎没有影响。而不同的位置处 $1/\kappa_r$ 与 R_0 近似成二次曲线关系,且 X_r/D 越大,越远离旋转中心,旋转效应越大,图线越来越陡,表明其斜率的绝对值越大。经过以上的分析,在对数律区 $1/\kappa_r$ 的旋转修正的时候,要同时考虑 R_0 和 X_r/D 的影响。

本文的修正思路如下:

假设

$$1/\kappa_r = A + B \times R_0 + C \times R_0^2 \tag{6}$$

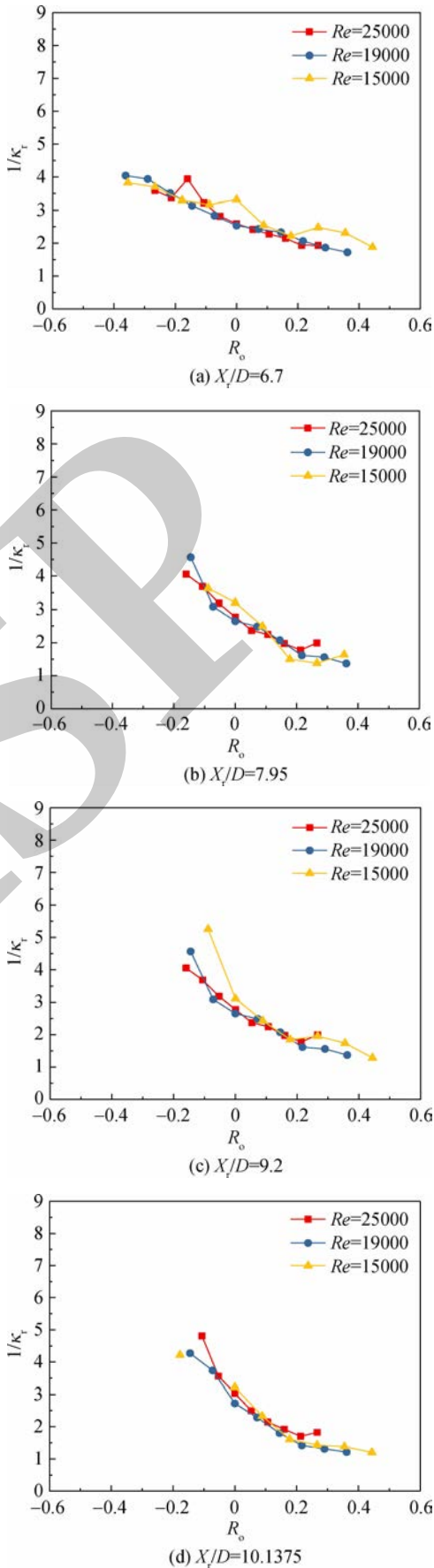


图 13 $1/\kappa_r$ 随旋转数的变化
Fig. 13 Variation of $1/\kappa_r$ with rotation number

得到不同的 X_r/D 位置处的 A 、 B 、 C 参数值,如表 1。

表 1 参数 A 、 B 、 C 随 X_r/D 的变化
Table 1 Variation of the parameter A , B , C with X_r/D

X_r/D	A	B	C
6.7	2.73	-3.03	2.09
7.95	2.84	-7.33	10.08
9.2	2.87	-6.83	8.45
10.1375	2.97	-8.32	9.77

研究发现, A 的值随 X_r/D 的变化很小, 而 B 、 C 是 X_r/D 的函数。取 4 个位置的 A 的算数平均值为 A 的值, 则 $A=2.86$ 。而 B 、 C 随 R_0 的变化如图 14~图 15。

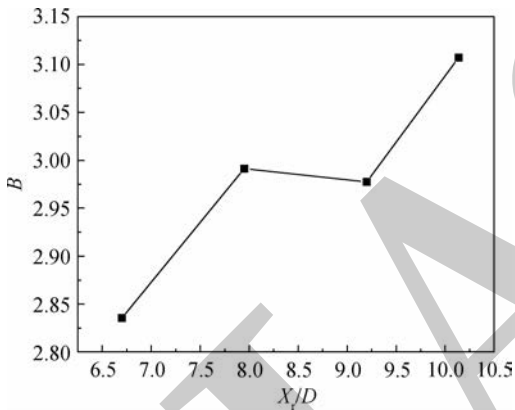


图 14 参数 B 随位置的变化

Fig. 14 Variation of parameter B with location

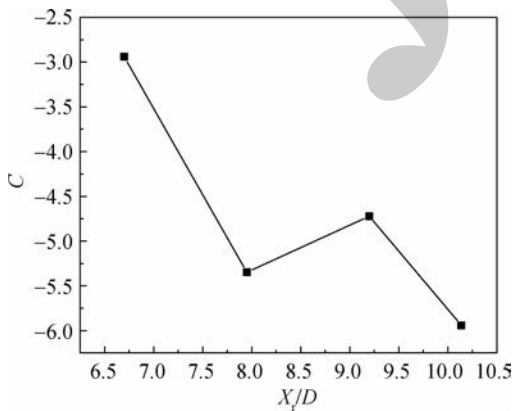


图 15 参数 C 随位置的变化

Fig. 15 Variation of parameter C with location

本文发现 B 、 C 随 X_r/D 呈现出 3 次曲线关系, 用 3 次曲线拟合得到 B 、 C 的经验公式分别为

$$B = -0.7115 \times (X_r/D)^3 + 18.507 \times (X_r/D)^2 - 159.77 \times (X_r/D) + 450.64 \quad (7)$$

$$C = 1.2537 \times (X_r/D)^3 - 32.975 \times (X_r/D)^2 + 287.19 \times (X_r/D) - 818.86 \quad (8)$$

最后此公式的拟合误差带图如图 16。其中纵坐标为拟合公式的计算出的 $1/\kappa_r$ 值, 横坐标为实际实验测量的 $1/\kappa_r$ 值, 10% 和 15% 误差带为坐标图对角线值上下各浮动 10% 和 15% 所得到的, 表明了计算值和测量值之间的偏差。此公式的拟合误差控制在 15% 上下。

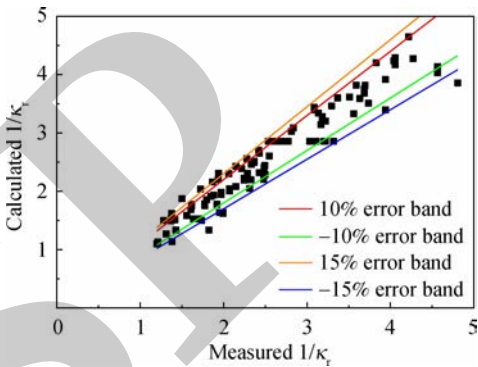


图 16 经验公式误差带图

Fig. 16 Empirical formula error band diagram

3 结 论

1) 旋转通道后缘面附近速度型较之静止通道壁面附近速度型更加饱满。与此同时, 前缘面附近速度型较之静止通道壁面附近速度型出现了明显的速度亏损。

2) 旋转效应导致了前缘面的壁面剪切低于静止条件, 而后缘面高于静止条件。随着旋转数的增大, 壁面摩擦速度几乎都单调增加。

3) 后缘面无量纲平均速度型分布顺序与 R_0 数排列次序相一致, 在对数律区符合对数律规律。前缘面对数律区范围较之静止通道对数律区缩小了, 而后缘面对数律区范围则增大了。

4) 修正公式的斜率 $1/\kappa_r$ 随着旋转数的增加而单调递减且在后缘面递减的趋势逐步有所减缓。其修正要综合考虑旋转数和 X_r/D 的影响。所提出的拟合经验公式的误差在 15% 以内。

参考文献:

[1] YANG Wenjie, ZHANG Nengli, CHIOU J. Local heat transfer in a rotating serpentine flow passage[J]. Journal of Heat Transfer, 1992, 114(2): 354-361.
[2] HAN J C, ZHANG Yimiao, KALKUEHLER K. Uneven

- wall temperature effect on local heat transfer in a rotating two pass square channel with smooth wall[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1993, 115(4): 912-920.
- [3] PARSONS J A, HAN J C, ZHANG Yimiao. Effects of model orientation and wall heating condition on local heat transfer in a rotating two pass square channel with 90° rib turbulators[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1995, 38(7): 1151-1159.
- [4] DENG Hongwu, QIU Lu, TAO Zhi, et al. Heat transfer study in rotating smooth square U-duct at high rotation numbers[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 66(11): 733-744.
- [5] HILL P G, MOON I M. Effect of Coriolis on the turbulent boundary layer in rotating fluid machines[R]. MIT Gas Turbine Laboratory Report No. 69, 1962.
- [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] JOHNSTON J P, HALLEEN R M, LEZIUS D K. Effect of spanwise rotation on the structure of two-dimensional fully developed turbulent channel flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1972, 56(3): 535-557.
- [8] DI SANTE A, THEUNISSEN R, BRAEMBUSSCHE R A. A new facility for time-resolved PIV measurements in rotating channels[J]. *Experiments in Fluids*, 2008, 44(2): 179-188.
- [9] LIOU Tongming, CHEN Chungchu. LDV study of developing flows through a smooth duct with 180-deg straight-corner turn[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(1): 167-174.
- [10] KOYAMA H, MASUDA S, ARIGA I, et al. Stability 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.
- [11] NAKABAYASHI K, KITOH O. Low Reynolds number fully developed two-dimensional turbulent channel flow with system rotation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1996, 315(1): 1-29.
- [12] NICKELS T B, JOUBERT P N. The mean velocity profile of turbulent boundary layers with system rotation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2000, 408(1): 323-345.
- [13] WATMUFF J H, WITT T, JOUBERT P N. Developing turbulent boundary layers with system rotation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1985, 157(1): 405-448.
- [14] 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.
- [15] MACFARLANE I, JOUBERT P N, NICKELS T B. Secondary flows and developing, turbulent boundary layers in a rotating duct[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1998, 373(1): 1-32.
- [16] NAKABAYASHI K, KITOH O. Turbulence characteristics of two-dimensional channel flow with system rotation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 528(1): 355-377.
- [17] 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 experiment on the flow fields in a rotating square channel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(11): 2635-2640. (in Chinese)
- [18] WEI Kuan, TAO Zhi, DENG Hongwu, et al. Interaction of secondary flow with developing turbulent boundary layers in a rotating duct[R]. ASME Paper GT2015-42828, 2015.
- [19] 魏宽. 旋转光滑直通道入口段主流以及二次流特性实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
- WEI Kuan. Experimental investigations of the characteristics of primary and secondary flow in the entrance section of a rotating smooth straight duct[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)