

旋转带肋直通道湍流流动 TR-PIV 实验

施锦程¹, 胡颂军², 由儒全¹, 李海旺¹, 夏双枝³

(1. 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;

2. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 中国保利集团有限公司 新时代科技有限公司, 北京 100088)

摘 要: 采用高频粒子图像测速系统(TR-PIV)测量了旋转带肋通道内的主流平均速度、雷诺切应力、再附点等参数,并研究其沿程变化规律,通道高宽比为1,肋的阻塞比为0.1,雷诺数为10000,旋转数从0变化到0.52,实验结果表明:静止时流动呈对称分布,但旋转后产生的哥氏力会极大地影响通道内的湍流流动,随着转速的增加,主流速度型偏向后缘面,前缘面涡系结构不断增大,再附点不断后移,而后缘面正好相反,并且这种趋势会沿程发展;前缘面附近的雷诺切应力变得越来越弱,而后缘面则越来越强,沿程雷诺切应力极值基本不变,但下游区域有所扩大。

关 键 词: 旋转通道; 高频粒子图像测速系统(TR-PIV); 旋转数; 主流平均速度; 雷诺应力; 再附点
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experiment of turbulent flow in rotating ribbed channel with TR-PIV

SHI Jincheng¹, HU Songjun², YOU Ruquan¹,

LI Haiwang¹, XIA Shuangzhi³

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine

Aero-thermodynamics, Research Institute of Aero-engine,

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

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. New Era Technology Company Limited,

China Poly Group Corporation Limited, Beijing 100088, China)

Abstract: The mainstream averaged velocity, Reynolds stress and the reattachment point were measured in rotating ribbed channel with time-resolved particle image velocimetry (TR-PIV), and their change rule along the channel was studied. The aspect ratio of channel was 1, the blockage ratio of rib was 0.1, the Reynolds number was set to 10000, and the rotation numbers ranged from 0 to 0.52. The experimental results showed that: the flow was symmetrical in static conditions, but Coriolis force generated by rotation would greatly affect the flow. With the increase of the rotating speed, the mainflow velocity pattern was inclined to the trailing side, the vortices structure on the leading side increased, and the attachment

收稿日期: 2020-06-01

作者简介: 施锦程(1995—),男,博士生,主要从事涡轮叶片内冷通道旋转换热实验研究。

通信作者: 由儒全(1991—),男,副教授,博士,主要从事涡轮叶片内冷通道流场实验研究。E-mail:10353@buaa.edu.cn

引用格式: 施锦程,胡颂军,由儒全,等. 旋转带肋直通道湍流流动 TR-PIV 实验[J]. 航空动力学报,2021,36(1):53-60. SHI Jincheng, HU Songjun, YOU Ruquan, et al. Experiment of turbulent flow in rotating ribbed channel with TR-PIV[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 53-60.

point moved backward, while the trailing side was just the opposite, and this trend would develop along the path; the Reynolds stress near the leading side became weaker, while the trailing side became stronger, and the extreme value of the Reynolds stress along the channel was basically the same, but the region would expand downstream.

Key words: rotating channel; time-resolved particle image velocimetry (TR-PIV); rotating number; mainstream averaged velocity; Reynolds stress; reattachment point

为了提高现代航空发动机的效率和推质比,需要进一步地增加涡轮前温度^[1],目前在研的航空发动机涡轮前温度甚至已经远高于涡轮叶片材料的熔点^[2],因此为了保证旋转涡轮叶片的安全运行,必须采用多种冷却技术来保持足够的温度裕度。

近几十年来,国内外对涡轮叶片外冷和内冷的研究取得了长足的进展。对于叶片中弦来说,主要是采用带肋蛇形通道内冷技术,然而在真实的涡轮叶片冷却通道中,其几何横截面的形状并不是保持一致,而且内壁面又布置着很多肋片。与此同时,旋转所产生的哥氏力与离心力以及温度差产生浮生力的共同作用下,通道内部的换热情况十分复杂,相关的研究开展了许多^[3-5]; Han、Park 等^[6-8]研究了不同参数,如高宽比 (R_a)、肋间距 (P/e)、堵塞比 (e/H) 对于带肋通道换热的影响。研究表明,由于前后缘面肋的存在,局部努塞尔数 (Nu) 与光滑通道相比提升了 3~4 倍;此外随着肋间距的升高,局部 Nu 逐渐减小;然而对于堵塞比而言,局部 Nu 则呈现出相反的变化规律,在相同雷诺数的情况下,换热效率随着堵塞比的升高而升高;对于高宽比而言,在相同的来流情况下,大高宽比情况下的换热效果要优于小高宽比情况,但提升的效果很微小。Wagner 等^[9-10]通过实验证明了有和没有肋的情况下哥氏力和浮升力对于涡轮叶片内冷通道的换热影响是大相径庭的。结果表明,由于旋转效应的影响,前缘面附近的换热较之静止条件弱化,后缘面增强,并且由于肋的存在,换热普遍增强。

然而流动和换热的影响是耦合的,换热是流动在边界上的体现^[11],必须对航空发动机涡轮叶片内冷通道中冷却空气流动情况有更好的认识,涡轮叶片内冷通道通过在前后缘面布置强化换热的肋,能够有效强化层间掺混和扰动,进而强化湍流强度达到增强换热效率,实现在更短的时间内带走更多热量的最终目的。首先简单地介绍一下其典型流动结构,如图 1 所示,在高宽比不太大的通道内,流动是高度三维的。来流在接近肋片后边界层被迫分离,在阶梯处产生角涡,并且与旋转条件下哥氏力产生的二次流相叠加。在肋片上部产生一个弯曲的自由剪切层,同时肋片的阻塞作用使得来流流速突然增加,然后突然扩张,肋后流体经历较大的逆压梯度,产生回流区,并在肋后也形成角涡;如果肋间距足够大(通常认为大于 5),则剪切层将重新附着到壁面,此处称之为再附点,从肋后到这点的距离称之为再附长度,一个新的边界层又开始发展,并在遇到下一个肋片时再次分离,如此循环往复。

有许多换热实验都表明在回流区内换热效果很差,会形成局部热点^[12-13]。这是因为这个区域的流体速度与主流相比非常低,甚至可以说近乎停滞,因此换热效率很低。所以研究肋的影响主要目标就是缩短这个区域的长度甚至彻底冲散这个区域。Islam 等^[14]以肋间距 P/e 和雷诺数 Re ($P/e=10, 20; Re=7\,000, 20\,000$) 为参数研究了静止状态下方形通道内部流动特性。研究表明,这两个参数对于肋后涡结构再附点位置有一定影

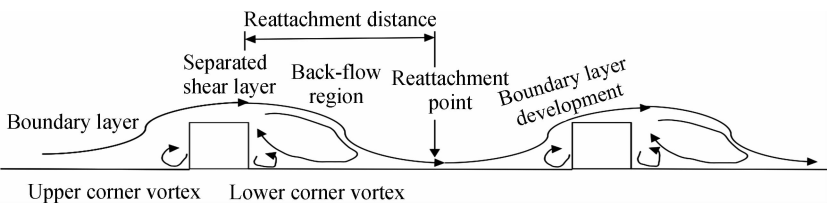


图 1 典型的带肋通道内流动结构图

Fig. 1 Main features of flow structure in a ribbed channel

响,并且肋片上方的区域具有较强的剪切强度和湍流强度。雷诺数低于 15 000 时,雷诺数和肋间距对于再附着点的位置有一定影响;当雷诺数超过 15 000 之后,雷诺数和肋间距对于再附点的位置没有明显影响,再附点的位置基本就在 4 倍肋高的距离处。Coletti 等^[15-16]使用 PIV (particle image velocimetry)研究了旋转状态下高宽比为 1 的带肋直通道的流场,肋间距为 10,阻塞比为 0.1。研究发现,旋转效应对于再附着点的位置具有一定影响。随着旋转数 R_o 的增加,前缘面的肋后回流区尺寸不断增加,即再附点不断后移,再附距离增加;后缘面的肋后回流区却相反,再附点虽然前移但前移尺度很小。并且给出了哥氏力对于边界层稳定性和自由剪切层的影响,哥氏力会抑制前缘面附近的湍流强度,而增加后缘面的湍流强度。对于回流区和热点问题,有些学者考虑使肋不再紧贴壁面布置,而是与壁面之间有一定的缝隙,这样穿过缝隙的流体就会把这个局部低速回流区打散,进而提升回流区附近的换热效果。He 等^[17]使用 TSP (temperature sensitive paint) 和 PIV 测量了平板上的肋在不同缝隙 (G 为肋的下侧与壁面的距离,也即缝隙宽度, $G/e=0, 0.25, 0.75$) 影响下的流动特性。实验表明,当 $G/e=0$,即没有缝隙时,肋后的确存在一个局部热点,在 Re 相同时 $G/e=0.25$ 对应着最佳的换热效果。

然而 PIV 和 LDV (laser Doppler velocimeter) 装置体积较大,很难将其与实验段一起旋转,所以一般是用流体的绝对速度减去牵连速度从而得到流体的相对速度,这会导致测量结果的不确定度大大增加;此外热线测量是单点测量,并且会对流体产生干扰。本文采用一套可旋转 TR-PIV (time-resolved particle image velocimetry) 测试系统来研究带肋旋转通道内流动特性。此套 TR-PIV 测试系统采用小型的半导体激光器,并用自制夹具将其和高速相机固定在旋转实验台上同步旋转,实现精确测量。

1 实验装置和方法

1.1 实验台

实验台模型图如图 2 所示,该实验台采用垂直轴设计,旋转直径为 2 m,设计最大转速为 500 r/min。它包括动力系统、供气系统、动静转换系统、数据采集系统、TR-PIV 测试系统、实验段。实验段可绕垂直空心轴旋转,由 Z2-61 型直流电

机为实验台提供旋转的动力,根据实验要求,可以通过 EUROTHERM 590C 型控制器调节直流电机工作电压实现电机连续平滑调速,实验段和 TR-PIV 测试系统固定在一个旋转臂上,而另一个臂上也会加上相同质量的配重来保持平衡。

由 RHG-520 型离心风机产生的气体经过温度控制系统,达到降温并保持温度的目的,然后将 Laskin 喷嘴粒子发生器所喷射的示踪粒子和空气混合均匀,通过浮子流量计控制空气流量;在旋转实验段入口处设计安置了整流装置,由蜂窝段和整流格栅组成,结构如图 3 所示,目的是消除因气流在前段曲折管道中产生的二次流影响,使得进口处气流湍流度小于 1%。使用网线滑环进行动静转换,将照片信息稳定,不失真地传输到计算机进行保存。

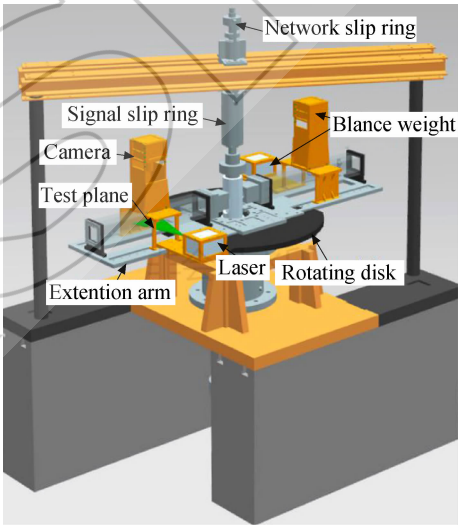


图 2 旋转实验台模型图

Fig. 2 Diagram of rotating experimental platform

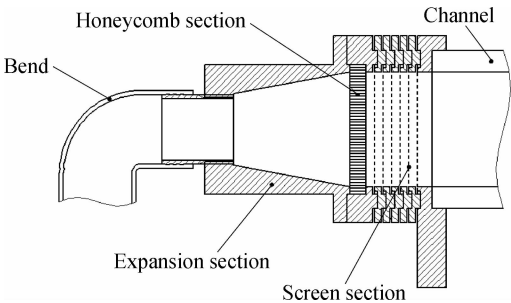


图 3 整流装置

Fig. 3 Rectifier devices

1.2 实验段

图 4 展示的是实验段的几何图,实验段总长为 720 mm,进口与旋转轴的距离为 211 mm,实验

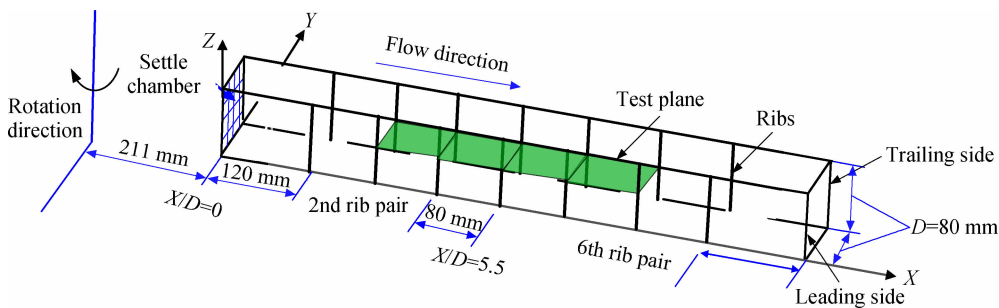


图 4 实验段
Fig.4 Test section

段的截面为 80 mm×80 mm 的正方形, X 代表流向, 肋片高度为 8 mm, 肋高占通道截面的比例, 即阻塞比为 0.1, 第 1 对肋布置在离进口 120 mm 处, 往后每对肋之间距离为 80 mm, 即肋间距 $P/e=10$, 共有 7 对肋。为了消除进口和出口效应的影响, 实验中拍摄的区域为第 2 对到第 6 对肋, 此外图中还标注了旋转坐标系, 旋转方向以及所对应的前后缘面。

表 1 列出了该实验的实验参数, 其中雷诺数 $Re=10\,000$, 旋转数 R_o 大小从 0 变化到 0.52, 两者的定义如下:

$$Re = \frac{\rho U_0 D}{\mu} \tag{1}$$

$$R_o = \frac{\Omega D}{U_0} \tag{2}$$

其中 Ω 是旋转的角速度, U_0 是主流的相对速度, D 是通道的水力直径。对于 TR-PIV 系统, 放大倍数 (M) 为 12.8 像素/mm, 曝光时间设置为 100 μ s, 跨帧时间为 156 μ s, 图像分辨率为 1024 像素×1024 像素。为了保证速度结果的收敛性, 当前实验工况下每次拍摄 10 000 张图片以上以保证收敛。

表 1 实验参数

Table 1 Experimental parameters	
参数	数值
Re	1000
R_o	0, 0.13, 0.26, 0.39, 0.52
拍摄张数	>10 000
跨帧时间/ μ s	156
阻塞比	0.1

然而因为连续激光发射出的是辐射的片状光, 其光强会随着流向远离镜头而逐渐衰减, 导致粒子拍摄不清晰, 无法在一次拍摄情况下将两肋之间整个通道区域拍摄完全, 为解决这个问题, 在

拍摄的时候分两次进行: 如图 5 中的位置 1 和位置 2, 这两块区域有重叠部分, 之后再通过自行开发的基于 MATLAB 的数据裁剪拼接技术将两幅图片的数据拼接在一起。

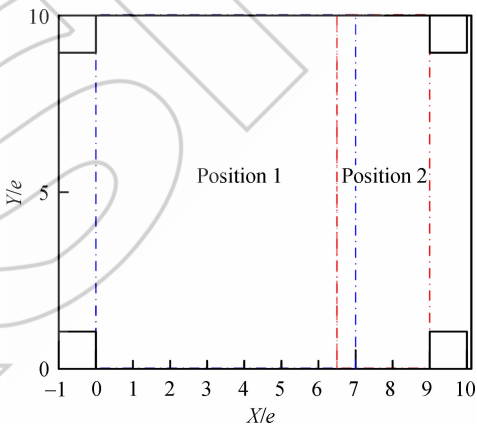


图 5 拍摄位置示意图
Fig. 5 Diagram of photo location

此外, 为了验证当前 TR-PIV 测试技术的可用性, 在非旋转光滑方通道中, 将文献[18]中热线获得的数据与图 6 所示的 TR-PIV 获得的数据进行比较。在静态条件下, 当雷诺数都为 15 000

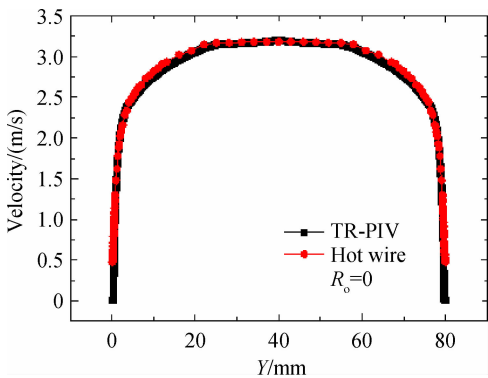


图 6 用热线和 TR-PIV 测量的主流速度型($X/D=5$)
Fig. 6 Velocity profile with hot wire and TR-PIV ($X/D=5$)

时,在 $X/D=6.5$ 时测量主流速度,通过比较,两者的速度型吻合度较高,验证了 TR-PIV 测量在当前工作中的可靠性。

2 实验结果与分析

2.1 主流速度

移动相机和激光的位置,对第 2~6 对肋之间的区域($2.5 \leq X/D \leq 6.5$)在不同旋转数下进行拍摄,经过软件处理和拼接之后得到速度场如图 7 所示,其中 $Y/e=0$ 代表前缘面, $Y/e=10$ 代表后缘面。从图中可以看出,在肋后侧局部区域发生了流动分离,在前后缘面分别出现了分离涡,并在这个区域形成了一个低速流动区,由于旋转效应的影响,作为旋转附加项的哥氏力必须要考虑,哥氏力的定义如下:

$$f_{\text{cor}} = -2\Omega \times U \quad (3)$$

式中 U 为流向的平均速度。

哥氏力会通过修正主流速度型以及流场中前后缘面的涡系结构影响流动。

首先观察不同转速条件下相同肋之间的速度场,随着转速的增加,主流速度型偏向后缘面,前缘面附近的涡结构面积变大,流向长度被拉长;而后缘面附近的涡结构面积被压缩,流向长度也变短,在 $R_o=0.52$ 时,前缘面涡结构流向长度甚至是后缘面的 2 倍。这主要是因为主流引起的哥氏力方向朝向后缘面,哥氏力的存在抑制了后缘面附近的涡结构,导致了后缘面涡结构的流向分离长度缩短,对前缘面来说现象是相反的。随着转速的不断提高,哥氏力也随之增强,前后缘面再附着点差异变得越来越明显。然后再观察相同转速条件下沿程的速度场,静止时($R_o=0$),速度场及涡系均呈对称分布,并重复流动分离,再附着这个

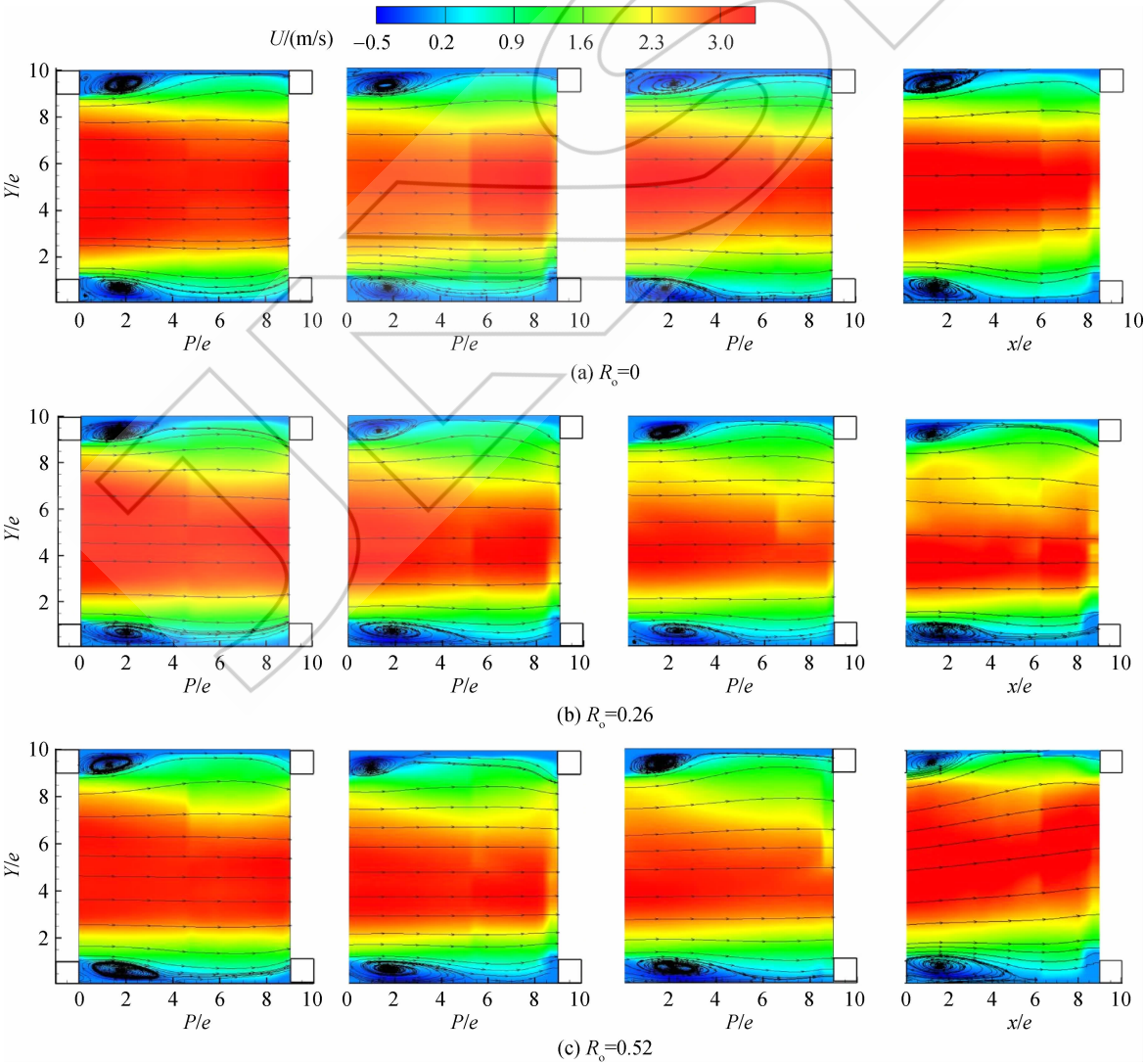


图 7 不同旋转数下沿程速度云图

Fig. 7 Contours of velocity along the channel with different R_o

过程。随着转速的增加,沿程的前后缘面涡结构面积和流向长度基本保持不变,这主要是由于哥氏力只与转速和主流速度有关,而两者沿程均不变,所以在不同流向位置哥氏力的大小都一样。

2.2 速度矢量及雷诺切应力云图

旋转效应极大地改变了湍流的性质,在雷诺时均 N-S 方程中,包括雷诺切应力 $\overline{u'v'}$,沿 X 和 Y 方向的湍流正应力 $\overline{u'u'}$, $\overline{v'v'}$,雷诺切应力可以理解为速度不同的流体层由于脉动引起的动量传递产生的切应力,本文将讨论旋转引起的哥氏力对雷诺切应力的影响。

图 8 是不同旋转数下同一区域(第 4、5 对肋之间)的雷诺应力云图,可以明显看出,静止时雷诺应力分布对称,而肋产生的二次流旋向相反,导致符号相反。随着旋转数从 0 增加到 0.52,前、后缘面的雷诺切应力分布发生了明显改变,而肋的阻碍产生的自由剪切层是雷诺切应力的主要来源,在后缘面该高湍流度区域几乎横跨整个肋间

距。对于前缘面来说,随着旋转数的升高,雷诺剪切强度逐渐减弱,最大旋转数时的雷诺切应力极值只有静止时的 41%,该结果与文献[16]较为吻合。这是由于肋所引起的二次流、主流所引起的哥氏力全都指向后缘面,并不能很好的提升该区域的剪切强度而导致的。同时,对于后缘面来说,随着旋转数升高剪切强度变得越来越强。其沿流向的变化趋势为:沿流向剪切强度先变得越来越强,然后达到了一个局部的最强剪切区域,当靠近下一对肋时,剪切强度又变弱。后缘面发生的这种现象是由于主流引起哥氏力指向后缘面,而由于肋的阻挡而产生的二次流指向前缘面。这会造成该区域内局部强烈的剪切效应,与静止条件相比提升了后缘面附近的剪切强度。

图 9 为旋转数为 0.52 时沿程的雷诺应力和速度矢量图,可以看出各对肋之间的雷诺切应力极值基本保持不变,只是越往下游极值的区域会变大,原因如上文所述,哥氏力会使前缘面附近流

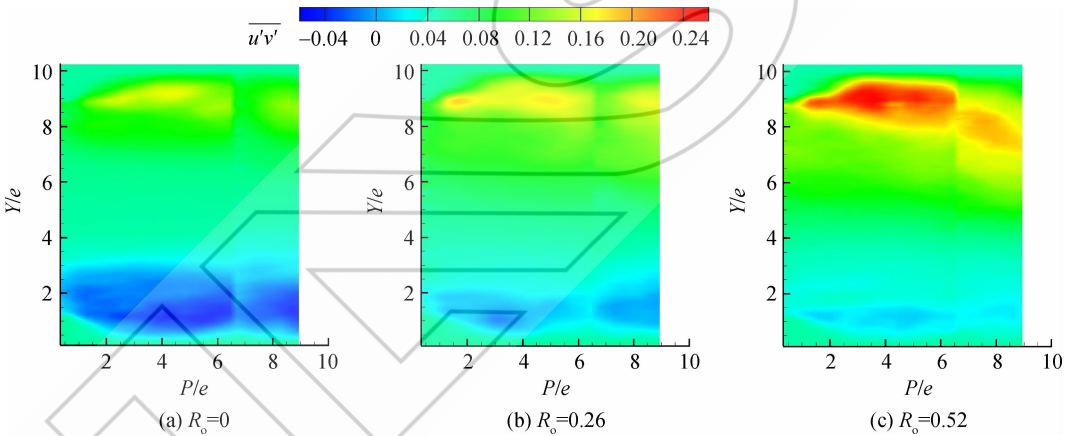


图 8 不同旋转数下第 4、5 对肋之间雷诺切应力云图

Fig. 8 Contours of Reynolds shear stress with different R_o between the 4th and 5th ribs

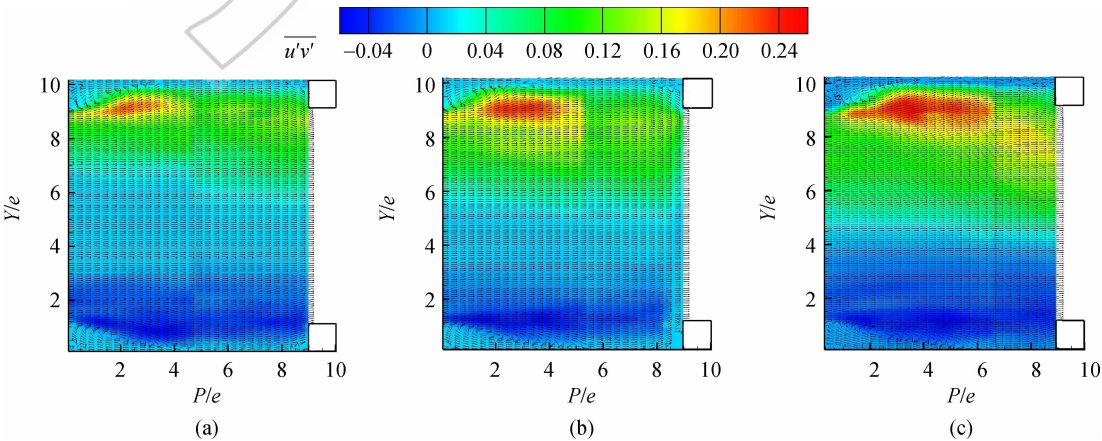


图 9 第 3、6 对肋之间雷诺切应力和速度矢量图($R_o=0.52$)

Fig. 9 Contours of Reynolds shear stress and velocity vector between the 3rd and 6th ribs ($R_o=0.52$)

动稳定,使后缘面附近流动失稳^[19],这种影响会沿程发展,从速度矢量图也可以发现,肋后的二次流在变大,再附点位置越来越后,最终使得几乎整个肋间距内的剪切强度都保持较大值。

2.3 再附点位置

上文中已经多次提到再附点,文献[20]的研究表明再附点及其之后区域换热效果要优于前面回流区,即肋后隅再附点的位置可以大致判断换热的好坏,因此准确把握再附着点的位置对于优化涡轮叶片内冷通道的结构具有重要意义。

再附点定义是壁面剪切应力 $\tau_w = 0$ 的点,也即速度梯度为 0,图 10 为不同旋转数下第 4、5 对肋之间再附点位置分布图,可以看出再附点位置和涡系结构有很大的关联,具体的原因上文已经解释。静止时前缘面(LS),后缘面(TS)再附点的位置基本一致,旋转后再附点在前、后缘面有相反的变化规律:随着转速的增加,前缘面再附着点不断向下游移动,这表明前缘面附近涡系结构变大;相比之下,尾侧再附着点不断向上游移动,涡系结构尺寸不断减小。前缘面再附点位置增加的速率明显快于后缘面的减小,在最大转速时,前者约为后者的 2.6 倍。

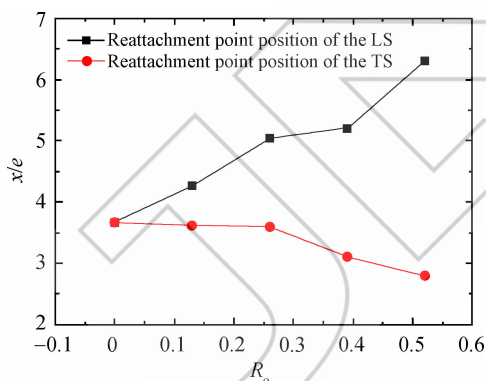


图 10 不同旋转数下第 4、5 对肋之间再附点位置图

Fig. 10 Location of reattachment point between the 4th and 5th ribs with different R_o .

3 结 论

本文利用 TR-PIV 技术对旋转带肋直通道内的湍流流动进行研究,并对实验台进行改造使其拍摄区域增加,研究流动沿程的变化,得到了以下几点结论:

1) 旋转产生的哥氏力对带肋通道内流动有显著影响。在静止情况下,前、后缘面附近涡系结构对称分布;随着转速的增加,主流速度型偏向后

缘面,前缘面涡系结构不断增大,而后缘面正好相反,并且这种趋势沿程会继续发展,前缘面涡系结构流向长度甚至是后缘面的 2 倍。

2) 雷诺切应力分布表明,旋转对其有影响。旋转效应会使前缘面附近的雷诺切应力变得越来越弱,而后缘面则相反。沿程各对肋之间的雷诺切应力极值基本保持不变,越往下游极值的区域会变大。

3) 静止时前、后缘面再附点的位置基本一致,随着转速的增加,前缘面再附着点不断向下游移动,而后缘面则相反。

参考文献:

- [1] COHEN H, ROGERS G F C, SARAVANAMUTTOO H I. Gas turbine theory[M]. 4th. London: Longman, 1996.
- [2] SUNDEN B, XIE G. Gas turbine blade tip heat transfer and cooling: a literature survey[J]. Heat Transfer Engineering, 2010, 31(7): 527-554.
- [3] 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.
- [4] HAN J C, ZHANG Yimiao, KALKUEHLER K. Uneven wall temperature effect on local heat transfer in a rotating two-pass square channel with smooth walls[J]. Journal of Heat Transfer, 1993, 115(4): 912-920.
- [5] 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.
- [6] HAN J C. Heat transfer and friction characteristics in rectangular channels with rib turbulators[J]. Journal of Heat Transfer, 1988, 110(2): 321-328.
- [7] PARK J S, HAN J C, HUANG Y, et al. Heat transfer performance comparisons of five different rectangular channels with parallel angled ribs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 35(11): 2891-2903.
- [8] HAN J C, OU S, PARK J S, et al. Augmented heat transfer in rectangular channels of narrow aspect ratios with rib turbulators[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1989, 32(9): 1619-1630.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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)

[12] LIOU T M, HWANG J J. Turbulent heat transfer augmentation and friction in periodic fully developed channel flows[J]. Journal of Heat Transfer, 1992, 114(1): 56-64.

[13] LOCKETT J F, COLLINS M W. Holographic interferometry applied to rib-roughness heat transfer in turbulent flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1990, 33(11): 2439-2449.

[14] ISLAM S M, HAGA K, KAMINAGA M, et al. Experimental analysis of turbulent flow structure in a fully developed rib-roughened rectangular channel with PIV[J]. Experiments in Fluids, 2002, 33(2): 296-306.

[15] COLETTI F, CRESCI I, ARTS T. Time-resolved PIV measurements of turbulent flow in rotating rib-roughened channel with Coriolis and buoyancy forces[R]. ASME Paper GT2012-69406, 2012.

[16] COLETTI F, MAURER T, ARTS T, et al. Flow field investigation in rotating rib-roughened channel by means of particle image velocimetry [J]. Experiments in Fluids, 2012, 52: 1043-1061.

[17] HE Chuangxin, LIU Yingzheng, PENG Di, et al. Measurement of flow structures and heat transfer behind a wall-proximity square rib using TSP, PIV and split-fiber film [J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(11): 165-183.

[18] 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)

[19] KRISTOFFERSEN R, ANDERSSON H I. Direct simulations of low-Reynolds-number turbulent flow in a rotating channel[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1993, 256: 163-197.

[20] WANG L, SUNDEN B. Experimental investigation of local heat transfer in a square duct with continuous and truncated ribs[J]. Experimental Heat Transfer, 2005, 18(3): 179-197.

(编辑: 李岩梅、张 雪)