

# 光滑通道内格栅湍流特性实验

袁星<sup>1,2</sup>, 黄维娜<sup>1</sup>

- (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:** 为了更好地模拟实际涡轮叶片内冷通道的流动换热, 采用格栅对光滑通道内湍流进行控制。并通过实验的方法对不同格栅尺寸激发的湍流进行测量。实验中, 在边长为 80 mm×80 mm 的方形通道中, 放置了 3 种不同尺寸的格栅, 利用热线风速仪, 得到了通道雷诺数为 5000~30000 范围内的格栅后下游湍流特性。研究发现: 流体通过该格栅后, 气流在流经格栅后较短距离内就获得了 4.5% 的湍流度, 同时湍流度沿程呈现衰减趋势, 雷诺数对湍流度的影响较小。湍流积分时间尺度与雷诺数呈负相关的关系。

**关键词:** 光滑通道; 热线; 格栅湍流; 湍流度; 湍流特性

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Experiment of grid-generated turbulent in a smooth channel

YUAN Xing<sup>1,2</sup>, HUANG Weina<sup>1</sup>

- (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:** In order to simulate the flow and heat transfer in a turbine coolant channel, grids were used to control the turbulent intensity in a smooth channel. Different sizes of grids were used to generate different turbulence intensity. In the experiment, three different kinds of grids were put in a square smooth channel with the cross-section of 80 mm×80 mm. Hot-wire was used to measure the turbulence with Reynolds ranging from 5 000 to 30 000. The results showed that after flowing through the grids, the turbulent intensity can be up to 4.5%, and decreased along the stream-wise directions. The effect of Reynolds numbers on turbulent intensity is not obvious in the current work. And the turbulent integral time scale has a positive relationship with Reynolds numbers.

**Key words:** smooth channel; hotwire; grid-generated turbulent; turbulent intensity; turbulence characteristics

收稿日期: 2017-05-21

作者简介: 袁星(1981—), 男, 副教授, 博士生, 主要从事涡轮叶片内冷通道流动与换热研究。

引用格式: 袁星, 黄维娜. 光滑通道内格栅湍流特性实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 27-33. YUAN Xing, HUANG Weina. Experiment of grid-generated turbulent in a smooth channel[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 27-33.

随着现代航空发动机涡轮前温度的不断提高,在材料蠕变温度限制下,需要保证涡轮叶片在高温、高转速等恶劣的环境下可靠地工作,两种方法被开发出来了:一是叶片表面热障涂层技术;二是先进的涡轮叶片冷却技术。在过去的几十年间,随着涡轮前温度的不断提升,在这个过程中,材料和加工制造技术的贡献约占 30%,而 70% 的贡献来自先进的冷却技术和热障涂层技术,其中,冷却技术的贡献尤为显著<sup>[1]</sup>。涡轮叶片冷却技术发展至今,已经逐渐成熟。

在涡轮叶片的内部冷却中,叶片中弦部分一般采用冷却通道进行冷却。对于旋转涡轮叶片,在研究中,经常将叶片的中弦部分简化成旋转通道。对于旋转通道内换热的研究已经开展的较多<sup>[2-12]</sup>,且已经较为成熟,而对于旋转通道内流动的研究则较少<sup>[13]</sup>。针对旋转通道内的流动研究,通道的入口条件是一个非常重要的参数,因为入口条件决定了通道内部的流动和换热特征<sup>[14]</sup>。

入口条件主要指通道的入口速度分布以及入口湍流度分布。入口速度分布一般采用阻尼网可以保证进入实验通道内的流动趋于均匀。航空发动机冷却系统中的流动状态一般为湍流流动,而流动状态直接影响了换热效果。湍流度作为流动状态的一个重要参数,对换热的影响不可忽略。真实航空发动机涡轮叶片内冷通道的入口湍流度为中等湍流度,约为 4%~5%。目前开展的研究一般并未考虑入口湍流度的影响,因而得到的结果不能完全反应真实涡轮叶片内冷通道的流动和换热特征。

为了更准确地反应实际涡轮叶片内部冷却通道的流动和换热特征,应该在实验中,保证入口条件与真实涡轮叶片内部冷却通道的入口条件一直,即保证相同的入口湍流度。

加入收缩扩张通道是最常用的控制入口湍流度的方法。这种方法通过布置较长的整流段来得到所需要的湍流度。但是这种方法造价高、技术难度大,而且受限于旋转实验台安装空间,最终导致无法在旋转实验中应用。

根据旋转实验的特殊限制,如要在旋转实验中实现湍流度的控制,必须满足以下条件:①能在受限空间内达到控制湍流度的目的;②结构简单,便于安装。

经过研究发展,格栅是一种结构简单且可以控制湍流度的材料。将格栅至于流体中,通过调整格栅的网丝直径以及网丝间距,可以控制格栅

后的湍流度大小。国外许多学者对于大型低速风洞中格栅激发的湍流特征进行了研究<sup>[15-25]</sup>。他们的研究表明:当流体流经格栅后,流体的湍流度最大可增大到 10% 左右,然后沿着流向逐渐衰减,同时满足一定衰减规律。

根据已有的研究,可以发现,格栅可以实现大型低速风洞中湍流的控制,但是对于旋转实验中,由于通道尺寸较小,格栅能够在小尺寸的旋转通道中同样达到控制湍流度的作用,仍需要进一步研究。

因此,为了在旋转实验中,模拟真实涡轮叶片内部冷却通道的入口条件,在受限空间内控制入口湍流度,本文提出了一种旋转通道入口湍流度的控制方法,本方法将格栅置于通道入口出,通过控制不同的格栅尺寸,以期达到控制入口湍流度的目的。

本文的目的是采用不同尺寸的格栅,对静止条件下光滑通道内湍流进行激发,测量格栅后湍流度情况。为后续开展旋转状态下通道内流动换热实验提供可控的湍流度数据。

## 1 实验装置与测试技术

### 1.1 实验台与实验段

为了为后续的旋转研究提供入口湍流度数据库,本文开展的是静止实验。实验是在北京航空航天大学旋转流场测试实验台上开展的。旋转流场测试实验台如图 1 所示。本研究的采用空气作为工质,空气由 RHG-520 型涡旋气泵提供,然后空气依次流经浮子流量计、动静转换接头、整流装置、格栅、最终进入实验段。

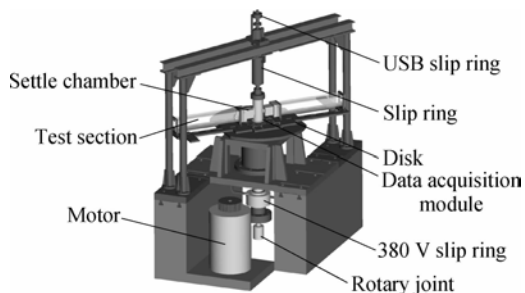


图 1 旋转实验台

Fig. 1 Rotating test rig

图 2 展示的是实验段的几何图(图中  $X$  为沿  $X$  方向的距离, $D$  为通道的水利直径)。实验段入口距离旋转轴心 211 mm,实验段横截面尺寸为 80 mm×80 mm。

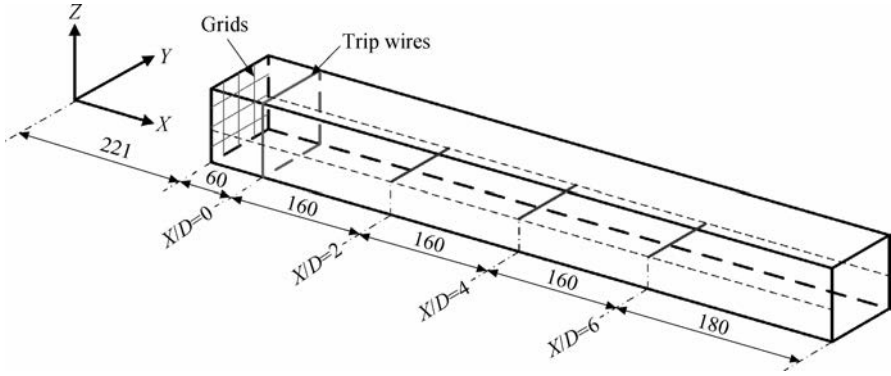


图 2 实验段几何图(单位:mm)

Fig. 2 Geometry of the test section (unit:mm)

图 3 是本文用于激发湍流的格栅示意图。格栅的特征尺寸为  $\sigma$ ,它是阻塞比。

$$\sigma = \frac{M^2 - (M - b)^2}{M^2} \quad (1)$$

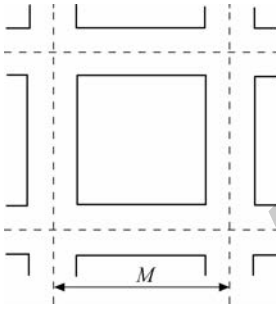


图 3 格栅示意图

Fig. 3 Sketch of Grid

本文研究了 3 种尺寸的格栅、通道雷诺数 ( $Re$ ) 从 5 000~30 000、通道内 3 个沿程位置的通道内湍流度变化情况。如表 1 所示。

表 1 格栅结构参数及实验工况

Table 1 Structure parameters of grid and experimental conditions

$b/mm$	$\sigma$	$D/mm$	$Re$	$X/D$
3	0.36		5 000, 10 000,	
3	0.54	80	15 000, 20 000,	2, 4, 6
3	0.72		25 000, 30 000	

### 1.2 热线测试技术

#### 1.2.1 热线测试系统

由于本文的静止实验是在旋转实验台上进行的,因此采用的热线测量设备沿用旋转实验台的布置方式。热线系统由小型化的恒温式热线风速仪(MiniCTA)、A/D 转换电路、计算机等组成。为了能够将信号从旋转实验台上传递到静止的计算机中,采用了旋转滑环,如图 4 所示。

#### 1.2.2 热线探针布置

图 5 展示了本文所用的一维边界层热线的布置图。如图所示,探针安装带有  $93^\circ$  夹角的延长支杆上,支杆通过壁面的定位圆孔、以及外部的位移机构进行固定。位移机构的精度为 0.002 mm。位移机构带动支杆移动,从而实现热线探针可以测量壁面到核心区的速度。采用自制  $93^\circ$  夹角支杆的原因是:不但可以保证热线探针支杆位于待测点的下游,降低支杆对流场的干扰,而且还可以让热线探针尽可能的贴近接近壁面,能够获得靠近壁面的速度。

#### 1.2.3 热线探头标定

热线探针采用 Dantec 公司 Streamline Pro Automatic Calibrator 实现标定。每次实验测量前后均对热线探针进行标定。标定时,将热线探针置于风洞中心的射流核心区,设定风洞的速度 ( $U$ ) 为 1~20 m/s,在此速度范围内选取 15 个速

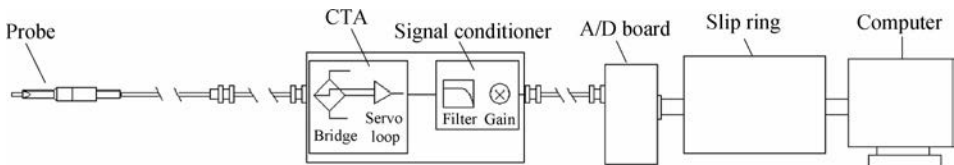


图 4 热线测量系统

Fig. 4 Hotwire measuring system

度点,得到热线探针的电压(V)。最终得到热线探针的标定曲线,即速度-电压曲线,如图6所示。在标定过程中,气体来流温度为290~300 K,热线系统的过热比设置为0.8。

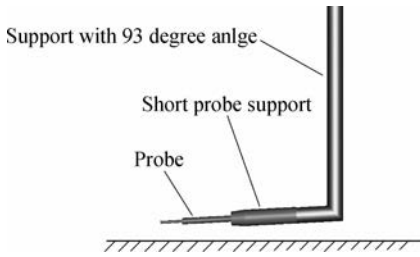


图5 热线探针布置图  
Fig. 5 Setup of probe

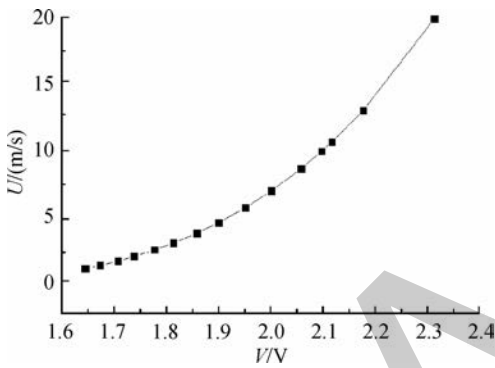


图6 热线探头标定曲线  
Fig. 6 Calibration curves of X-type probe

实际测量过程中,热线采样频率为30 kHz,采用时间为10 s,热线测量误差为2.1%。

## 2 实验结果与分析

### 2.1 主流平均速度分布

图7展示在 $X/D=1$ 处的主流平均速度型(图中横坐标 $u$ 为通道时间的平均速度, $\bar{U}$ 为通道截面

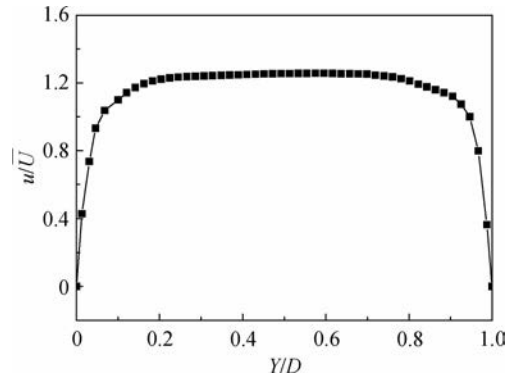


图7  $X/D=1$ 处速度型  
Fig. 7 Velocity profile at  $X/D=1$

的平均速度;纵坐标 $Y$ 为沿 $Y$ 方向的距离)。从图中可以看出,本文研究的通道内流动是均匀的。

### 2.2 湍流度分布

针对不同通道雷诺数,在格栅下游沿流向3个测点绝对距离分别是 $2D$ 、 $4D$ 、 $6D$ 处测量了流向湍流度分布,其中流向湍流度定义如下:

$$I = \frac{\sqrt{u'^2}}{U} \quad (2)$$

图8展示了不同 $\sigma$ 对湍流度分布的影响。从图中可以看出,随着 $\sigma$ 的增加,湍流度不断降低。在 $X/D=2$ 的位置,当 $\sigma$ 为0.36时,湍流度约为4.5%,而当 $\sigma$ 为0.72的时候,湍流度降低到3%,下降了约11%。在 $X/D=4$ 的位置,湍流度整体下降了20%;而在 $X/D=6$ 的位置,湍流度下降了约25%。而且不同雷诺数下,所呈现的规律均相同。

同时从图8中还可以看出,在靠近格栅 $X/D=2$ 的位置湍流度迅速激发变成4.5%左右,沿着 $X/D$ 增加的方向(即沿程方向),湍流度是不断降低的。这是由于格栅激发的湍流,其能量是不断衰减的。

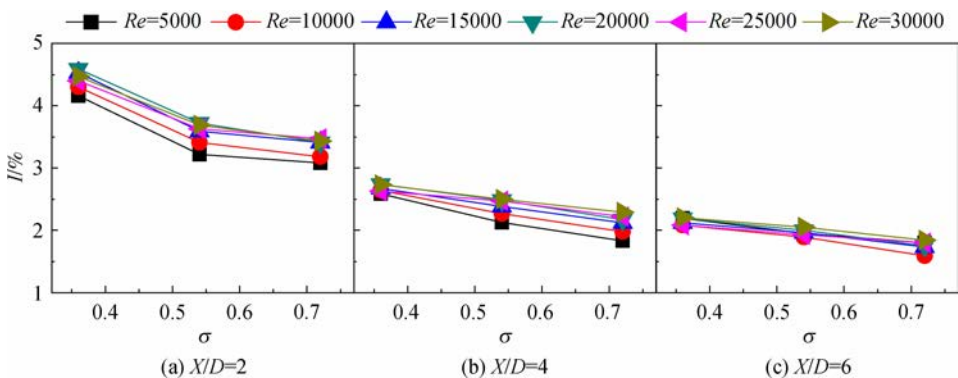


图8 不同 $\sigma$ 对湍流度分布的影响( $b=3$  mm)  
Fig. 8 Effect of  $\sigma$  on turbulent intensity ( $b=3$  mm)

图 9 展示了在  $\sigma=0.36$  时,不同雷诺数对通道湍流速度分布的影响。从图中可以看出,湍流速度受雷诺数的影响较小。从  $Re=5\,000\sim 30\,000$  的范围内,湍流速度变化范围小于 1%。可以得到结论,影响通道内湍流速度分布的主要因素是  $\sigma$ ,而不是雷诺数。同时从图 9 中可以更加明显的看到,随着  $X/D$  的增加,湍流速度是逐渐降低的,在  $\sigma=0.36$  时, $X/D=2$  时的湍流速度约为 4.5%,而  $X/D=6$  时,湍流速度降低到 2.1%左右,降低了约 53%。这与图 8 中得到的湍流速度沿程不断降低的现象一样。

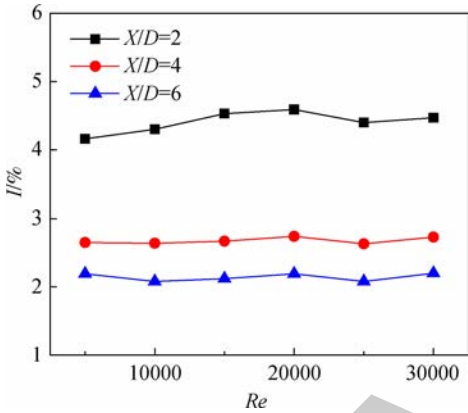


图 9 不同雷诺数湍流速度分布的影响  
( $\sigma=0.36, b=3\text{ mm}$ )

Fig. 9 Effect of  $Re$  on turbulent intensity  
( $\sigma=0.36, b=3\text{ mm}$ )

### 2.3 湍流积分时间尺度分布

积分尺度是表征各种尺度湍流涡旋中最常见的并且起主导作用的涡旋尺度,其定义为湍流脉

动量的自相关系数的无穷积分,根据积分域不同可以分为积分时间尺度和积分空间尺度。由于热线只能获得单个位置连续一段时间内的湍流信息,因此,只能获得积分时间尺度。积分时间尺度定义如下:

$$R_x(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t)x(t+\tau)dt \quad (3)$$

$$\rho_x(\tau) = \frac{R_x(\tau)}{R_x(0)} \quad (4)$$

$$T_1 = \int_0^\infty \rho_x(\tau) d\tau \quad (5)$$

式中  $R_x(\tau)$  为湍流脉动量  $x$  的自相关函数,  $\rho_x(\tau)$  为  $x$  的自相关系数,  $T_1$  即为  $x$  的积分时间尺度。Romano<sup>[26]</sup> 研究静止壁面边界层内的积分时间尺度时发现,积分时间尺度  $T_1$  随着距离壁面距离增加而减小。除此之外,  $T_1$  随着湍流速度的增大而增大。因此,可以表明  $T_1$  可以作为描述湍流输运强度能力的量度。  $T_1$  越大代表湍流最常见的并且起主导作用的涡旋尺度越大,因此其输运湍流动能的能力也就越大。

从图 10 中可以看出当雷诺数为 5 000 的时候,时间尺度 ( $\tau$ ) 大约为 0.008 s,而当雷诺数为 30 000 的时候,时间尺度减小到 0.001 5 s 左右。这是因为湍流的最小耗散尺度一般是一定的,随着雷诺数的增加,其时间尺度是降低的。因此,通道内湍流的时间尺度随着雷诺数的增加而降低。积分时间尺度随着  $\sigma$  的变化较小。

同时,从图 10 中也可以看出,时间尺度在沿程方向变化不是很大。这可以得出结论,时间尺度的主要影响因素是雷诺数,而不是湍流的能量。

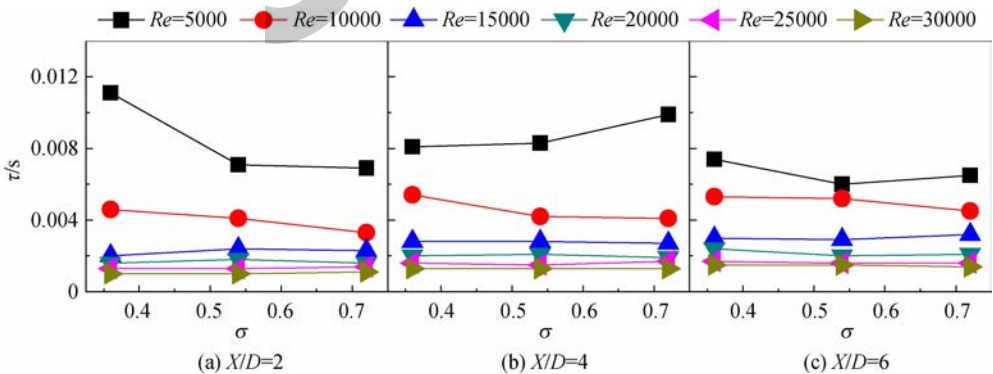


图 10 不同  $\sigma$  对时间尺度分布的影响 ( $b=3\text{ mm}$ )

Fig. 10 Effect of  $\sigma$  on time scale of turbulence ( $b=3\text{ mm}$ )

## 3 结 论

本文采用格栅对光滑通道内湍流速度进行控

制,并采用热线风速仪对不同格栅尺寸激发的湍流速度进行测量。实验中采用 3 中不同尺寸的格栅,通道雷诺数变化范围为 5 000~30 000。得到

以下结论:

1) 格栅激发湍流,并使得通道内湍流速度在很短的入口距离内( $X/D=2$ )便可达到中等湍流速度,约为4.5%。

2) 格栅的尺寸决定了通道内的湍流速度,因此可通过更换不同的格栅实现对通道内湍流速度的控制,格栅结构简单,更换容易。

3) 格栅后湍流速度沿程呈现衰减的趋势,雷诺数对湍流速度影响不大。

4) 湍流积分时间尺度随着雷诺数的增加而减小,沿程湍流积分时间尺度变化不明显。

综上所述,本文所研究的格栅能够激发湍流,且结构简单、能在较短距离内( $X/D=2$ )就可达到航空发动机涡轮叶片内冷通道入口中等湍流速度的条件(4.5%)。并且可以通过更换不同尺寸的格栅实现通道内湍流速度的调节。因此格栅可以满足旋转通道内湍流速度的控制,为进一步研究旋转条件下通道内流动提供了条件。

## 参考文献:

- [1] 陈懋章. 航空发动机技术的发展[J]. 科学中国人, 2015(304):10-19.  
CHEN Maozhang. Development of aero-engine. [J]. Scientific Chinese, 2015(304):10-19. (in Chinese)
- [2] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. Boca Raton, FL, US: CRC Press, 2012.
- [3] LIU T M, CHANG S W, YANG C C, et al. Thermal performance of a radially rotating twin-pass smooth-walled parallelogram channel [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(12):121007. 1-121007. 7.
- [4] QIU Lu, DENG Hongwu, SUN Jining, et al. Pressure drop and heat transfer in rotating smooth square U-duct under high rotation numbers[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 66(6):543-552.
- [5] 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(4):1043-1061.
- [6] 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.
- [7] COLETTI F, JACONO D L, CRESCI I, et al. Turbulent flow in rib-roughened channel under the effect of Coriolis and rotational buoyancy forces [J]. Physics of Fluids, 2014, 26(4):533-557.
- [8] COLETTI F, ARTS T. Aerodynamic investigation of a rotating ribroughened channel by means of time-resolved PIV[J]. Journal of Power and Energy, 2011, 225(7):975-984.
- [9] ELFERT M, SCHROLL M, FÖRSTER W. PIV-measurement of secondary flow in a rotating two-pass cooling system with an improved sequencer technique[R]. ASME Paper GT2010-23510, 2010.
- [10] 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 GT2008-51183, 2008.
- [11] YOU Ruquan, LI Haiwang, TAO Zhi, et al. PIV measurements of turbulent flow in a smooth channel with heated boundary under rotation condition [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 123(8):1021-1033.
- [12] 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)
- [13] 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)
- [14] YOU Ruquan, LI Haiwang, TAO Zhi, et al. Measurement of the mean flow field in a smooth rotating channel with Coriolis and buoyancy effects[R]. ASME Paper GT2017-63123, 2017.
- [15] COMTEBLOT G, CORRISIN S. The use of a contraction to improve the isotropy of grid-generated turbulence[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1966, 25(4):657-682.
- [16] OZONO S, NISHI A, MIYAGI H. Turbulence generated by a wind tunnel of multi-fan type in uniformly active and quasi-grid modes[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2006, 94(4):225-240.
- [17] MURZYN F, BÉLORGEY M. Experimental investigation of the grid-generated turbulence features in a free surface flow[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2005, 29(8):925-935.
- [18] ANDE M L, LIVESEY J L. Flow through screens[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1978, 10(1):247-266.
- [19] FREDSSØE J, SUMER B M, KOZAKIEWICZ A, et al. Effect of externally generated turbulence on wave boundary layer[J]. Coastal Engineering, 2003, 49(3):155-183.
- [20] NISHI A, KIKUGAWA H, MATSUDA Y, et al. Active control of turbulence for an atmospheric boundary layer model in a wind tunnel[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1999, 83(1):409-419.
- [21] NISHI A, KIKUGAWA H, MATSUDA Y, et al. Turbulence control in multiple-fan wind tunnels[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1997, 67-68(4):861-872.

- [22] SPEZIALE C G, BERNARD P S. The energy decay in self-preserving isotropic turbulence revisited[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1992, 241(1): 645-667.
- [23] MOHAMED M S, LARUE J C. The decay power law in grid-generated turbulence[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1990, 219(1): 195-214.
- [24] TSUJI H. A contribution to the energy decay law of isotropic turbulence in the initial period[J]. *Japan Aerospace Exploration Agency Report*, 1959, 25(5): 87-108.
- [25] BATCHELOR G K, TOWNSEND A A. Decay of isotropic turbulence in the initial period[J]. *Proceedings of the Royal Society A*, 1948, 193(1035): 539-558.
- [26] ROMANO G P. Analysis of two-point velocity measurements in near-wall flows[J]. *Experiments in Fluids*, 1995, 20(2): 68-83.

(编辑:叶 青)