

高旋转数下不同通道转角梯形带肋回转通道的换热特性

王晓增¹, 阚瑞¹, 田淑青¹, 邓宏武²

(1. 中国航空发动机集团有限公司

商用航空发动机有限责任公司 设计研发中心, 上海 200241;

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)

摘 要: 为研究截面形状和旋转效应对高压涡轮动叶内部冷却通道换热的影响,对雷诺数为10 000~50 000,旋转数为0~2.09,通道转角为0°、22.5°、45°的带直肋双流程梯形截面通道换热特性进行了实验研究。结果表明:静止状态下,在第一通道,梯形通道后缘换热强于前缘;在第二通道,前、后缘换热区别不大,后缘的换热略强于前缘。旋转状态下,对0°通道转角,随旋转数的增大,第一通道的后缘面换热仍强于前缘面和外侧面,且差异更明显;第二通道前缘换热相对后缘增强。在较高旋转数(旋转数大于1)时,0°通道转角工况的换热最强,45°转角最弱。

关 键 词: 高旋转数; 通道转角; 梯形; 回转通道; 换热特性

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Heat transfer characteristics in two-pass rib-roughened trapezoidal channel at high rotation number with different model orientation angles

WANG Xiaozeng¹, KAN Rui¹, TIAN Shuqing¹, DENG Hongwu²

(1. Research and Development center,

Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200241, 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)

Abstract: In order to study the effects of rotation on a real-shaped internal cooling channel in the high pressure turbine blade, the heat transfer characteristics of a two-pass trapezoidal channel with vertical ribs were studied experimentally, with Reynolds numbers range of 10 000—50 000, rotation number range of 0—2.09 and the model orientation angles of 0°, 22.5° and 45°. The results indicated that: for the stationary case, the heat transfer at the

收稿日期:2016-10-02

基金项目:上海市科学技术委员会资助项目(14DZ1104600)

作者简介:王晓增(1984—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机涡轮叶片冷却设计。

引用格式:王晓增,阚瑞,田淑青,等.高旋转数下不同通道转角梯形带肋回转通道的换热特性[J].航空动力学报,2017,32(12):2947-2954. WANG Xiaozeng, KAN Rui, TIAN Shuqing, et al. Heat transfer characteristics in two-pass rib-roughened trapezoidal channel at high rotation number with different model orientation angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2947-2954.

trailing wall was stronger than that at the leading wall in the first channel, but it was only slightly larger in the second channel. For the rotating case with the model orientation angle of 0° to the axis of rotation, as the rotation number increased, the heat transfer difference between the trailing wall and the leading wall became larger in the first channel, while the heat transfer at the leading wall gradually became stronger than that at the trailing wall in the second channel. At a high rotation number (rotation number was more than 1), the heat transfer was the largest for the case with 0° model orientation angle, and the smallest for the case with 45° model orientation angle.

Key words: high rotation number; model orientation angle; trapezoidal; two-pass channel; heat transfer characteristics

为提高发动机功率与热效率,航空发动机涡轮进口温度不断提高,已远超金属耐受温度,对涡轮冷却设计提出了挑战。带肋片回转通道是高压涡轮动叶的典型冷却结构之一^[1],对于转速超过 10 000 r/min 的航空发动机,涡轮动叶工作在高速旋转情况下,离心力、哥氏力、浮力、旋转可压缩性等因素导致旋转工况下的流动和换热特征均与静止状态有较大区别,通过实验手段模拟覆盖真实发动机工作参数下的旋转工况十分重要。Clifford 等^[2]报道了由瞬态法测量的旋转带肋通道换热数据。20 世纪 80 年代末后对旋转带肋通道内换热的实验研究广泛开展,Taslim 等^[3-5]以及 Johnson 等^[6-8]测试了肋片间距与肋高比为 10 的旋转直肋或斜肋通道,研究表明径向出流情况下,旋转减弱了通道前缘的传热,但增加了通道后缘的换热。

旋转的影响与通道的宽高比、肋片结构、通道转角有关,在旋转研究中需要尽可能模拟通道真实几何结构。Parsons 等^[9]分析了不同通道转角和加热方式对通道中二次流结构和传热的影响。Dutta 等^[10-11]分析了三角形截面光滑和带肋双流通道旋转换热特征。Prabhu 等^[12]的实验中,发现 $p/e = 4$ 的旋转径向出流直肋通道前缘的换热并不会因旋转数的增加而下降,却随旋转数的增加而增加,这与上述 $p/e = 10$ 的通道显著不同。Wright 等^[13]对各种带有“高效能”肋片如 V 肋、断 V 肋、W 肋、断 W 肋的旋转通道进行了探索。

由于旋转参数和几何参数对通道换热的影响均较大,为模拟涡轮叶片中形状不规则的通道旋转下的换热(如图 1,仰视图),本文在真实发动机参数范围下^[14],结合前期光滑和带肋回转通道旋转换热研究^[15-18],采用实验手段研究了梯形带肋双流通道在通道转角分别为 0° 、 22.5° 和 45° 情况下的换热特性,为旋转工况下接近真实形状的带肋通道换热设计提供了数据支撑。

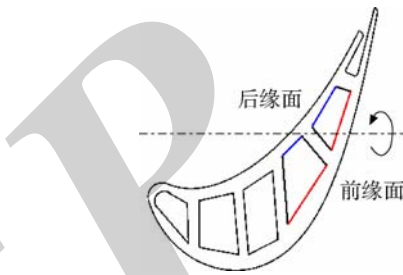


图 1 涡轮叶片中梯形换热通道
Fig. 1 Trapezoidal heat transfer channel inside a turbine blade

1 实验设备及实验模型

1.1 旋转涡轮叶片内冷通道换热实验台

本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旋转实验台上进行,结构如图 2 所示。实验台采用热式质量流量计测量主流冷气流量,并采用气动阀实现流量的实时调节。为保证较高的旋转数,梯形带肋通道的压力水平在 500 kPa 以上。采用一台额定功率为 30 kW 电动机驱动实验件旋转,通过电控程序和智能转速仪连续控制转速。旋转部件中的加热电流采用直流稳压电源和滑环引电器提供,通过调节电流来改变实验模型的热流量,以实现实验要求

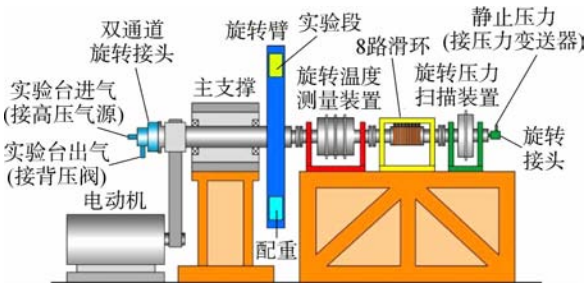


图 2 旋转换热实验台简图
Fig. 2 Description of rotation heat transfer experimental setup

的温度条件。采用热电偶测量实验段的温度,其测量结果经数据采集模块转换为数字信号,并通过滑环引电器引出。

1.2 实验模型

实验模型为简化后的梯形截面带肋 U 型通道,如图 3 所示。共 3 个通道:第一通道($X/D_h=5\sim12$)、转弯段($X/D_h=13\sim15$)和第二通道($X/D_h=16\sim25$),其中 D_h 为当地水力直径。第一通道水力直径为 $D_{h1}=24.5\text{ mm}$,第二通道水力直径为 $D_{h2}=19.6\text{ mm}$,通道模型平均旋转半径为 450 mm ,平均旋转半径与第一通道水力直径的比值为 18.37 。

实验模型内、外侧面和转弯段均为光滑壁面,第一、第二通道内前后缘面分别交错布置 7 个扰流肋片,肋片与主流方向呈 90° 夹角,肋间距比 $p/e=10$,肋高-水力直径比 $e/D_{h1}=0.1$,肋片横截面为方形,顶部、根部均倒圆角,圆角与肋高比 $R/e=0.4$ 。

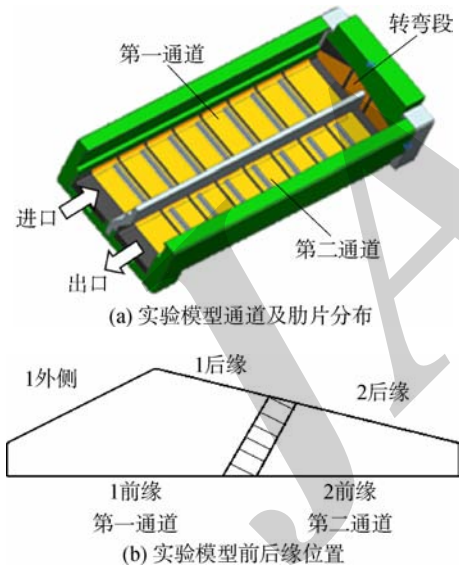


图 3 实验模型结构示意图

Fig. 3 Description of experiment model structure

如图 4 所示,本实验通道转角以仰视时旋转轴相对通道顺时针旋转为正,共有 0° 、 22.5° 和 45° 三种通道转角,已用虚线标出。第一通道流动方向为径向出流,第二通道为径向入流。不同通道转角和气体流向下哥氏力方向不同,3 个通道转角情况下两个通道的哥氏力方向已用箭头标出。

实验通道沿流向分为多个测温单元,每个测温单元由铜块、电加热膜、热电偶和绝热盖板等组成,如图 5 所示。实验中,铜块外表面与冷气进行对流换热,为第 3 类边界条件,背面由电加热膜加

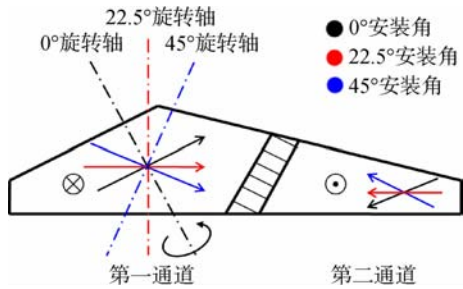


图 4 不同通道转角下通道截面哥氏力示意图

Fig. 4 Description of Coriolis force in channel section with different model orientation angles

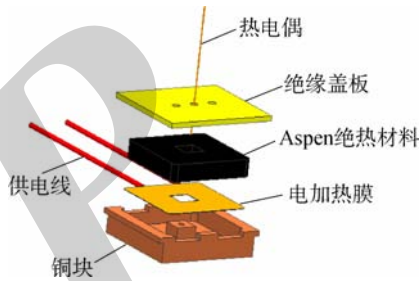


图 5 测温单元示意图

Fig. 5 Description of temperature measurement element

热,视为等热流边界条件,热量通过铜块导热传递给冷气,流向相邻测点的铜块之间用尼龙垫片绝热。铜块导热系数高,内部的温差可忽略,其温度通过中部埋设的 T 型热电偶测量。电加热膜由镍铬电阻丝、高温聚乙烯及导电引线组成,通过一层较薄的绝缘导热硅胶将电加热膜贴在铜块背面,减少接触热阻,电加热膜背面则通过气凝胶绝热材料和绝热盖板减少热损失。

通道中铜块的净对流换热热量通过电加热膜的加热量扣除向环境的散热量获得,因此需要对热损失进行测算。忽略铜块之间的热传导,则热损失主要是铜块背面向环境散失的热量,其大小与旋转速度以及测点的位置相关,还跟测点与环境之间的温差成正比。采用热损失标定实验估算局部热损失,在通道内部塞满绝热材料(如脱脂棉),在内部不供气的情况下对通道加热,分别在静止状态和各种转速下待温度稳定后测得各点温度值,认为温度稳定后通道加热功率等于该情况下的热损失,进而确定相应工况下不同位置的热损失系数,并将结果用于热损失修正。

实验参数中,通道转角为 0° 、 22.5° 和 45° ,进口雷诺数为 $10\,000\sim50\,000$,转速为 $0\sim1\,000\text{ r/min}$,旋转数范围为 $0\sim2.09$,通道进口压力保持在 500 kPa 以上。

2 实验数据处理及误差分析

本实验的数据处理方法如下：
气流的雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho V_0 D_h}{\mu}$$
 (1)

其中 ρ 为进口气流密度, μ 为的气体黏度, 定性温度为进口气流温度, V_0 为进口气流平均速度。

旋转数定义为

$$Ro = \frac{\Omega D_h}{V_0}$$
 (2)

其中 Ω 为角速度的标量值。

壁面局部的努塞尔数定义为

$$Nu = \frac{h D_h}{\lambda}$$
 (3)

其中 h 为表面传热系数, λ 为导热系数。

表面传热系数定义为

$$h = \frac{Q}{A(T_w - T_b)}$$
 (4)

其中 Q 为扣除热损失后铜块的净换热量; A 为铜块与空气间的对流换热面积(不含肋); T_w 为当地铜块壁面温度; T_b 为当地主流平均温度, 通过气体进口温度以及沿程主流和铜块的热交换进行能量守恒换算得到。

本实验中采用努塞尔数比(Nu/Nu_0)和转静努塞尔数比(Nu_r/Nu_s)分析旋转通道换热。努塞尔数比定义为实验段努塞尔数与具有相同进口当量直径的静态光滑圆管充分发展湍流的平均努塞尔数之比, 即

$$\frac{Nu}{Nu_0} = \frac{h D_h / \lambda}{0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}}$$
 (5)

转静努塞尔数比定义为实验段旋转状态下的努塞尔数与其他实验参数相同时实验段静止状态下的努塞尔数之比, 即 Nu_r/Nu_s 。

通过误差传递原理计算得, 不同实验工况下雷诺数的相对误差范围为 $-2.28\% \sim 2.28\%$, 旋转数相对误差范围为 $-3.30\% \sim 3.30\%$ 。局部努塞尔数误差在不同雷诺数、转速以及不同沿程位置处存在差异, 总体而言, Nu 的相对误差随转速的增大而增加, 随雷诺数的增大而减小。在 $Re=50\,000$ 工况下, 通道总体的努塞尔数相对误差范围为 $-5\% \sim 5\%$; 在 $Re=10\,000$ 工况下, 努塞尔数相对误差较大, 高转速下通道进出口和转弯段的相对误差范围为 $-12\% \sim 12\%$, 第一和第二通道大部分位置处的相对误差范围为 $-10\% \sim 10\%$ 。

3 实验结果及分析

3.1 旋转对梯形通道换热的影响

图 6 给出了静止工况下, 雷诺数分别为 20 000、35 000 和 50 000 时, 梯形带肋通道 Nu_s/Nu_0 的沿程分布, 图注中 3 组数分别为雷诺数 Re 、旋转数 Ro 、换热面位置(T 代表通道后缘面, L 代表通道前缘面, O 代表通道外侧面), 旋转数采用进口值。静止工况下, 在不同的雷诺数下获得的 Nu_s/Nu_0 的趋势一致。在第一通道, 与对称的方形通道不同, 后缘面换热强于前缘面和外侧面, 这是由于通道不规则的几何结构影响了二次流分布造成的。在转弯段, 第一点努塞尔数比显著增加, 后半部分受流体进入第二通道的冲击效应影响, 换热下降之后再次增强, 出口点的局部努塞尔数比最大。在第二通道, 换热强于第一通道, 这是由于流体经过突扩突缩的转弯段之后具有更强的通道二次流和湍流度。受到这种弯道效应的影响, 第二通道前部后缘的换热略强于前缘; 随 X/D_h 增大弯道效应减弱, 前、后缘换热逐渐接近。

图 7 给出了梯形带肋通道在旋转状态下转速 $n=200、600、1\,000\text{ r/min}$, 雷诺数 Re 分别为

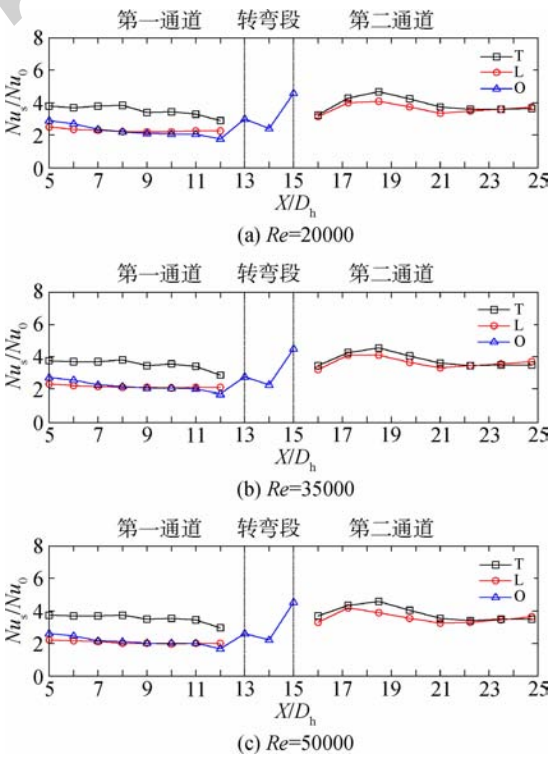


图 6 静止工况下 Nu_s/Nu_0 的沿程分布 ($Ro=20\,000$)
Fig. 6 Nu_s/Nu_0 distribution of the stationary cases ($Ro=20\,000$)

20 000、35 000 和 50 000 时,0°通道转角下 Nu_r/Nu_0 的沿程分布。

在旋转通道内,哥氏力大小正比于流体径向速度分量。由于流体黏性的存在,近壁流体速度较低而中心区的流体速度较高。因此,通道截面内形成了不平衡的哥氏力分布,推动了截面二次流的形成,并改变了各表面的换热分布。带肋的通道换热受到截面二次流和肋片诱发的二次流的共同作用而变得更加复杂。与静止状态下的数据相比,在同一转速下,当雷诺数为 20 000 时,通道

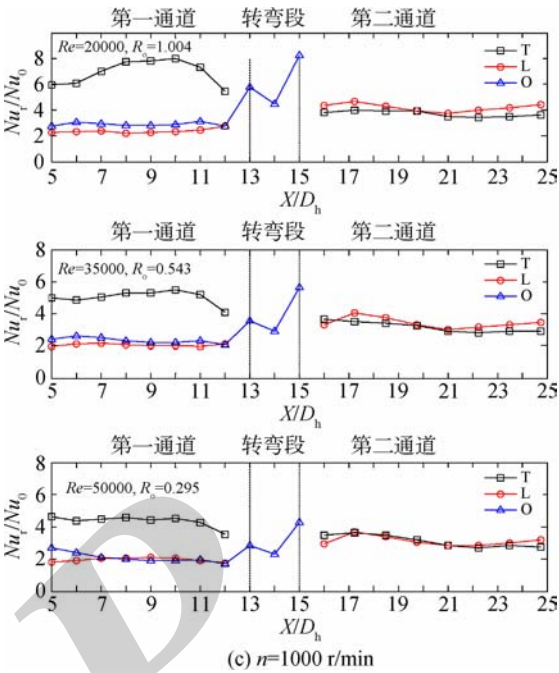
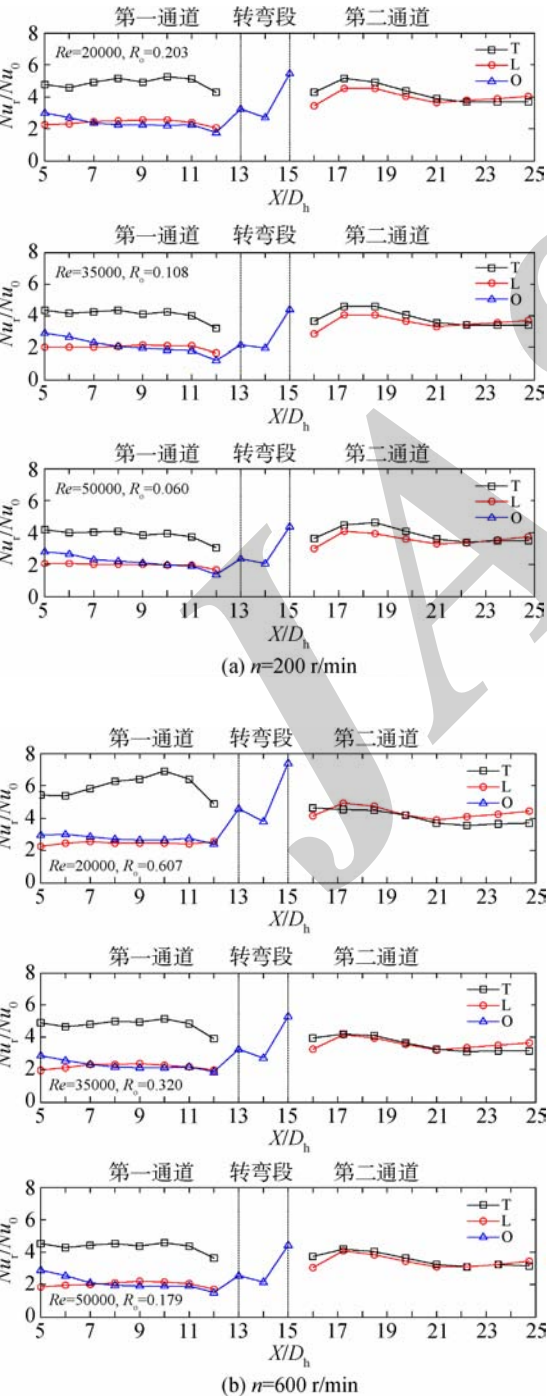


图 7 0°通道转角时不同转速下 Nu_r/Nu_0 的沿程分布
Fig. 7 Nu_r/Nu_0 distribution with 0° model orientation angle under different rotation speeds

内的旋转数较大、旋转效应较强,而雷诺数为 50 000 时,旋转数较小,旋转效应相对较弱。通道在旋转状态下的努塞尔数比分布同样表现出进口及弯道效应,但在不同旋转强度下分布规律又发生了变化。

对于第一通道,0°通道转角下哥氏力指向后缘,使其换热增强,且后缘换热效果受旋转影响较大,前缘和外侧面受旋转影响较小,导致旋转工况下后缘的沿程局部努塞尔数大于前缘,且该差异随着旋转数增大而增大。沿流向分布上,后缘面的沿程局部努塞尔数比由于进口效应在第二点处略有降低,然后随 X/D_h 增加而换热增强,增大到一临界点后达到最大又开始下降,靠近转弯段入口的点换热效果最低,且随旋转数增大该现象更加明显。前缘面的沿程局部努塞尔数比在通道中部存在最高点,在靠近转弯段入口处呈下降趋势,整体上随 X/D_h 增大变化趋势缓和。对于不带肋的外侧面,在低旋转数下局部努塞尔数比随 X/D_h 增大呈下降趋势,高旋转数下会出现先增后降的现象,但换热的整体变化趋势也较平缓。

在转弯段,旋转离心力使流体对弯头上游的冲击作用增强,同时,第一通道的哥氏力改变了进口的流场分布,增强了通道二次流以及弯头前部的流体脉动。因此相对于静止状态,旋转时转弯段局部努塞尔数比显著增大。

对于第二通道,前后缘换热沿 X/D_h 变化趋势基本相似,换热同时受到弯道效应和旋转的影响,两个因素的相对强弱与旋转数有关:在低旋转数下,旋转影响较弱,弯道效应的影响仍然占主导,换热分布规律与静止情况相似;而在大旋转数下,旋转哥氏力与浮升力的影响显著增强,对通道换热起主导作用,表现为前缘换热相对后缘增强,且前缘换热大于后缘的分界点向转弯段方向移动。

3.2 通道转角对梯形通道换热的影响

通道转角 θ 变化时,旋转产生的哥氏力也随之改变。在本节中,以旋转努塞尔数比静止努塞尔数 (Nu_r/Nu_s) 的形式来说明不同旋转数下通道转角的影响,旋转数采用当地值。

3.2.1 第一通道

图 8 给出了通道转角对于第一通道前后缘面各沿程位置 Nu_r/Nu_s 的影响。

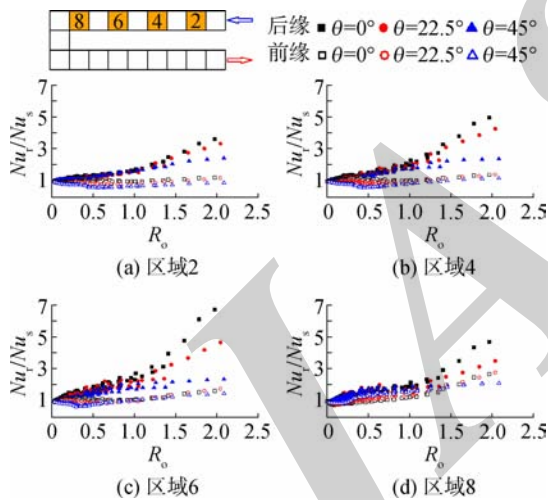


图 8 不同通道转角下,第一通道前后缘面 Nu_r/Nu_s 沿程分布

Fig. 8 Nu_r/Nu_s distribution of the leading and trailing edge inside the first channel under different model orientation angles

对于第一通道后缘,低旋转数时,通道转角对换热的影响并不明显;在较高旋转数时($R_o > 1$),各点的换热开始出现差异, 0° 通道转角的换热最强, 22.5° 通道转角次之, 45° 通道转角最弱。该现象是由于哥氏力的方向在 0° 通道转角时与第一通道后缘面法向的夹角最小,随着转角的变大,哥氏力由近似于垂直于后缘面的指向逐渐变成了平行于后缘面的指向。

对于第一通道前缘,高低旋转数下不同通道转角的影响也不同。在低旋转数($R_o < 1$)时,通

道转角对换热有较为明显的影响,且对不同沿程位置的影响规律不同。在接近进口处, 0° 通道转角下,第一通道前缘换热随着旋转数的增大呈先增强、后减弱的变化趋势, 22.5° 通道转角与 0° 通道转角趋势类似,但是换热强度相比之下较弱,而 45° 通道转角下,换热趋势变为随旋转数增大而先减弱后增强,换热强度弱于 22.5° 通道转角。在接近转弯段处(如第 8 点, $X/D_h = 12$), 0° 通道转角与 22.5° 通道转角的换热规律也变为随旋转数增大先减弱后增强,与 45° 通道转角趋势类似,换热强度则是 $(Nu_r/Nu_s)_{\theta=0^\circ} < (Nu_r/Nu_s)_{\theta=22.5^\circ} < (Nu_r/Nu_s)_{\theta=45^\circ}$ 。

在高旋转数($R_o > 1$)时,在接近进口处换热为 $(Nu_r/Nu_s)_{\theta=0^\circ} > (Nu_r/Nu_s)_{\theta=22.5^\circ} > (Nu_r/Nu_s)_{\theta=45^\circ}$,随着沿程位置的增加,3 个转角工况的换热差异减小,直至靠近转弯段的第 8 点, 45° 通道转角的换热强度才又有了小幅下降。

图 9 给出了通道转角对于第一通道外侧面各沿程位置 Nu_r/Nu_s 的影响。

在 0° 通道转角时,第一通道外侧与哥氏力方向平行,随着通道转角由 22.5° 变化到 45° ,逐渐被哥氏力指向所背离。因此,总体上转角减弱了外侧的换热强度。通道转角对换热的具体影响与旋转数和位置均有关。

在低旋转数下,除靠近转弯段的第 8 点外,转角对换热的影响均不明显。随着旋转数的提高,转角对换热的影响略有增强, 0° 通道转角与 22.5° 通道转角换热强度相近, 45° 通道转角换热稍弱。

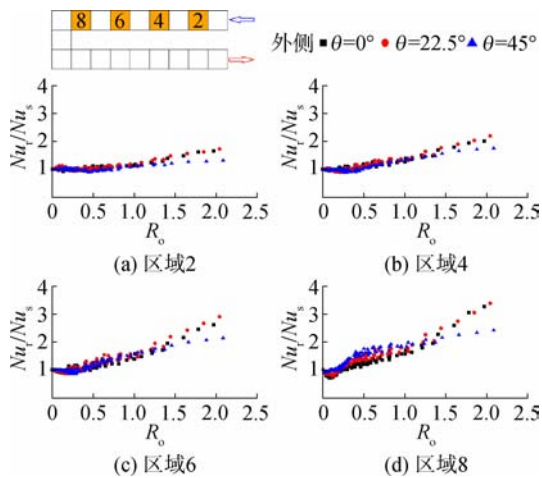


图 9 不同通道转角下,第一通道外侧面 Nu_r/Nu_s 沿程分布

Fig. 9 Nu_r/Nu_s distribution of the outer-side inside the first channel under different model orientation angles

在靠近转弯段处,22.5°通道转角和 45°通道转角在 $R_o=0.5\sim1$ 时换热增加,且 45°通道转角的换热强度超过了 22.5°通道转角和 0°通道转角。旋转数增大到 1.3 之后,45°通道转角又转为最弱。

3.2.2 第二通道

图 10 给出了通道转角对于第二通道前后缘面各沿程位置 Nu_t/Nu_s 的影响。

在 0°通道转角下,哥氏力指向前缘且与前后缘夹角最大,此时前后缘面的换热均为最强。在 22.5°通道转角时,哥氏力开始指向内侧面,45°通道转角时与内侧趋近于垂直。因此,22.5°通道转角下前后缘面各点换热均稍弱于 0°通道转角,45°通道转角下,换热进一步削弱,且旋转的影响不明显。

3.2.3 旋转通道区域平均换热特性

图 11 为不同转角下第一通道、转弯区域、第二通道的平均 Nu_t/Nu_s 随旋转数的变化。整体上,在高旋转数下换热强度随着转角的增大而减小,转弯段的换热强度最强。在低旋转数下,3个

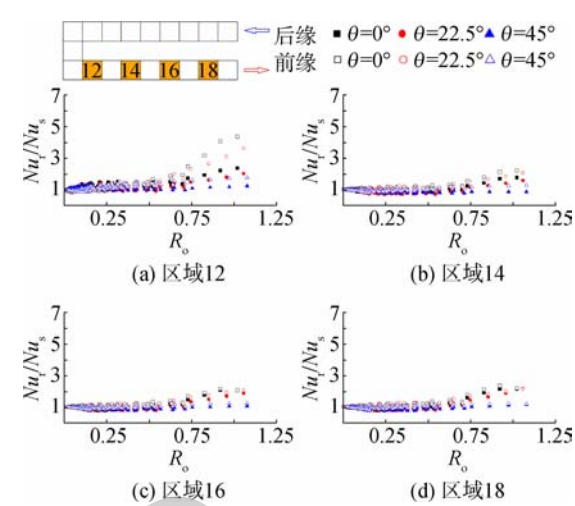


图 10 不同通道转角下,第二通道前后缘面 Nu_t/Nu_s 沿程分布

Fig. 10 Nu_t/Nu_s distribution of the leading and trailing edge inside the second channel under different model orientation angles

转角工况下第一通道、第二通道以及转弯段的换热均没有明显差异。

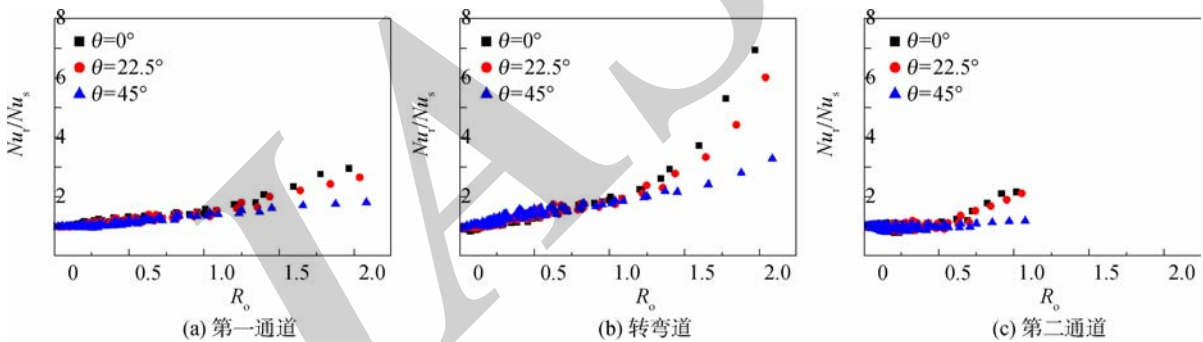


图 11 3 个通道转角下,旋转数对通道区域平均 Nu_t/Nu_s 的影响

Fig. 11 Effect of rotation number on averaged Nu_t/Nu_s under three different model orientation angles

4 结 论

通过对实验数据的分析,得到了以下主要结论:

1) 静止梯形通道的传热分布。在第一通道,由于截面形状的特殊性,后缘换热明显强于前缘,前缘和外侧面的换热表现相差不大;在第二通道,后缘换热略强于前缘。

2) 旋转的影响。旋转的影响在不同通道位置不同。0°通道转角时,在平均换热上,第一通道前缘和外侧面换热效果受旋转影响不及后缘,旋转状态下后缘面换热强于前缘和外侧面,且差距随旋转数增大而增大;第二通道旋转使前缘换热

相对后缘增强。在换热的沿程分布上,第一通道后缘换热由于进口效应在第二点略有降低,然后随 X/D_h 增大而增强,达到最大值后下降并在靠近转弯段处最低,随旋转数增大该现象更加明显;前缘和外侧面沿程努塞尔数比随 X/D_h 增大变化较为缓和。第二通道中,前后缘换热沿 X/D_h 的变化趋势相似,并受到弯道效应和旋转的综合影响;低旋转数下,进口段后缘的换热强于前缘,随 X/D_h 增大弯道效应减弱,前缘换热开始强于后缘;高旋转数下,前缘换热进一步增强,且随着旋转数增大前缘换热大于后缘的分界点向来流方向移动。

3) 通道转角的影响。转角的影响与位置和

旋转数均有关。在第一通道中,随转角增加,哥氏力逐渐由指向后缘面转为指向内侧面。对于后缘,低旋转数时,转角对换热的影响不明显;高旋转数时($R_o > 1$),各点的换热出现明显差异, 0° 通道转角的换热最强, 22.5° 通道转角次之, 45° 通道转角最弱。对于前缘,低旋转数时,转角对换热便有较为明显的影响,高旋转数时,转角的影响反而减弱了。对于外侧面,总体上转角增加减弱了其换热强度。第二通道中,在 0° 转角时,哥氏力指向前缘面背离后缘面;在 22.5° 通道转角时,哥氏力开始指向内侧面; 45° 通道转角时哥氏力与内侧趋近于垂直,且与前后缘面的角度较小。故在 0° 通道转角下,前后缘面的换热均较强, 22.5° 通道转角下前后缘面各点换热均稍弱于 0° 通道转角, 45° 通道转角下,换热进一步削弱,且旋转数的影响变得不明显。

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.
- [2] CLIFFORD R J. Rotating heat transfer investigations on a multipass cooling geometry[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD CP-390, 1985.
- [3] TASLIM M E, CHRYSAFIS C, KERCHER D M. An experimental study of heat transfer in a spanwise rotating channel turbulated with 45° criss-cross ribs[R]. San Francisco, CA: ASME Winter Annual Meeting, 1989.
- [4] TASLIM M E, BONDI L A, KERCHER D M. An experimental investigation of heat transfer in an orthogonally rotating channel roughened with 45° criss-cross ribs on two opposite walls[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 346-353.
- [5] TASLIM M E, CHRYSAFIS C, KERCHER D M. An experimental investigation of heat transfer coefficients in a spanwise rotating channel with two opposite rib-roughened walls[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(1): 75-82.
- [6] JOHNSON B V, WAGNER J H, STEUBER G D. Effects of rotation on coolant passage heat transfer: Volume II coolant passages with trips normal and skewed to the flow [M]. NASA-CR-4396, 1993.
- [7] JOHNSON B V, WAGNER J H, STEUBER G D, et al. Heat transfer in rotating serpentine passages with selected model orientations for smooth or skewed trip walls[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 738-744.
- [8] JOHNSON B V, WAGNER J H, STEUBER G D, et al. Heat transfer in rotating serpentine passages with trips skewed to the flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(1): 113-123.
- [9] PARSONS J A, HAN J C, ZHANG Y M. Effects of model orientation and wall heating condition on local heat transfer in a rotating two-pass square channel with rib turbulators[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1995, 38(7): 1151-1159.
- [10] DUTTA S, HAN J C, ZHANG Y M. Local heat transfer in a rotating two-pass triangular duct with smooth walls. Journal of Turbomachinery[J]. 1996, 118(3): 435-443.
- [11] DUTTA S, HAN J C. Local heat transfer in a rotating two-pass ribbed triangular duct with two model orientations[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1996, 39(4): 707-715.
- [12] PRABHU S V, VEDULA R P. Local heat transfer distribution in a rib roughened rotating square duct with ribs on two opposite surfaces[R]. Reno, NV, USA: The 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000.
- [13] WRIGHT L M, FU W L, HAN J C. Thermal performance of angled v -shaped, and w -shaped rib turbulators in rotating rectangular cooling channels ($AR = 4:1$) [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 604-614.
- [14] 程俊华, 倪彬, 邓宏武, 等. 高旋转数通道换热实验技术及验证[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1817-1823.
- CHENG Junhua, NI Bin, DENG Hongwu, et al. Experimental technique and its validation for heat transfer in cooling channels at high rotation numbers[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1817-1823. (in Chinese)
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 王辉, 田淑青, 邓宏武. 高旋转数下不同通道转角带肋回转通道的换热特性[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2391-2400.
- WANG Hui, TIAN Shuqing, DENG Hongwu. Heat transfer characteristics in two-pass rib-roughened channel at high rotation number with different channel angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2391-2400. (in Chinese)
- [18] 张洪, 田淑青, 邓宏武, 等. 高旋转数下带肋回转通道的换热特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 360-368.
- ZHANG Hong, TIAN Shuqing, DENG Hongwu, et al. Heat transfer characteristics in U-shaped rib-roughened channel at high rotation numbers[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 360-368. (in Chinese)