

旋转对冲击射流流动及换热影响的数值研究

蔡学成, 李 芹, 杨学森, 董 威
(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 为了探究旋转对动叶前缘冲击射流流动及换热的影响机制,采用数值模拟的方法对比分析了静止条件和三种不同旋转转速下的流场结构与换热情况。结果表明:冲击靶面的平均努塞尔数随转速的增大而减小,最高转速下,靶面平均努塞尔数下降约 16%。另一方面,压力面和吸力面侧对旋转的敏感性不同。高转速下,换热的削弱主要集中在吸力面 and 压力面无量纲弧长 s/d 小于 2 的区域,压力面 s/d 大于 2 区域的换热略有增强;旋转对流场结构产生了明显的影响,旋转改变了射流孔的流量分配,在科氏力的作用下,射流向压力面偏转,这种特征随转速的增大而更加显著。另外,旋转通道内的离心力改变了局部横向流强度。

关 键 词: 旋转效应; 冲击射流; 动叶前缘; 科氏力; 流动换热

中图分类号: V231.1; TK124 **文献标志码:** A

Numerical investigation on effect of rotation on flow and heat transfer of impinging jets

CAI Xuecheng, LI Qin, YANG Xuesen, DONG Wei
(School of Mechanical Engineering,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to explore the effects of rotation on impinging jets flow and heat transfer characteristics of the blade leading edge, the flow structure and heat transfer distribution were studied by numerical method. Furthermore, the differences between the stationary condition and three rotation speeds were compared and analyzed. Results showed that the target average Nusselt number decreased with the increase of the rotation speed. At the highest rotation speed, the target average Nusselt number was reduced by 16%. On the other hand, the sensitivity of pressure side and suction side to rotation was different. At high rotation speed, the decrement of heat transfer was mainly concentrated on the entire suction side and the area where the dimensionless curve length s/d was less than 2 on the pressure side, while the heat transfer in the area where s/d was greater than 2 on the pressure side was slightly enhanced. Rotation had a significant effect on the flow structure. The mass flow distribution of the jet holes was changed by rotation, and Coriolis forces deflected jets to the pressure side. This feature became more pronounced with the increase of rotating speed. In addition, the centrifugal force in the rotating channel changed the local intensity of crossflow.

Key words: rotation effect; impinging jets; blade leading edge; Coriolis force; flow and heat transfer

收稿日期:2020-06-22
基金项目:国家数值风洞项目(NNW2018-ZT2B04)
作者简介:蔡学成(1995—),男,硕士生,主要从事涡轮叶片冲击射流研究。

引用格式:蔡学成,李芹,杨学森,等. 旋转对冲击射流流动及换热影响的数值研究[J]. 航空动力学报,2021,36(1):70-77. CAI Xuecheng, LI Qin, YANG Xuesen, et al. Numerical investigation on effect of rotation on flow and heat transfer of impinging jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 70-77.

冲击射流是指从孔或者狭缝中喷射出高速流体撞击靶面并与靶面进行换热的过程。作为提高局部换热强度最有效的换热方式,冲击射流在航空发动机涡轮部件的冷却,飞机及发动机进气系统的热气防冰等领域得到广泛应用。Martin、Jambunathan、Viskanta 等^[1-3]分别对冲击射流研究做了综述。影响冲击射流换热的因素众多:射流雷诺数、射流孔到靶面的无量纲距离、孔间距、射流孔形状、射流角度、靶面的表面粗糙度、横向流、气膜抽吸、旋转效应等。其中旋转是涡轮动叶工作过程中必然存在的,研究旋转对叶片前缘冲击射流流动和换热特性的影响,有助于优化叶片冷却结构设计、提高冷却效率。

研究旋转对涡轮叶片冲击冷却的影响起步较晚, Metzger 等^[4-5]尝试通过研究冲击转盘来研究旋转对冲击射流的影响。Kreatsoulas 等^[6-7]采用红外辐射计测量了旋转条件下涡轮叶片冲击靶面的换热,并指出在高转速下,靶面平均换热热量会减小 30%。Iacovides 等^[8]采用激光多普勒测速(LDA)和粒子成像技术(PIV)揭示了旋转对冲击射流流场的影响。吴宏等^[9]实验研究了带气膜出流的叶片前缘模型在旋转状态下的换热效果,研究表明:旋转对冲击靶面换热的影响与射流雷诺数有关,小射流雷诺数下,旋转对靶面的换热影响不大;大射流雷诺数下,换热随旋转数增大呈现先增大后减小的趋势。白云峰^[10]通过实验和数值模拟的方法研究了旋转状态下涡轮叶片的冲击换热效果:在小的旋转数下,旋转增强了靶面的扰动,靶面换热增强;旋转数增大,射流结构发生偏转,靶面换热减弱;旋转数继续增大,靶面的强对流使得换热反而增强。杨力等^[11]数值研究了旋转对不同的冲击冷却结构的影响并指出旋转对多排孔冲击射流的影响较小,对双排孔冲击射流的影响更显著。Lamont 等^[12]研究了科氏力在旋转冲击射流中的作用。Jung 等^[13]通过奈升华法实验研究了旋转对冲击射流换热的影响,旋转数为 0.032。研究指出相较于静止条件,旋转增强了流动的混合,增强了换热。Harmon 等^[14]实验研究了高旋转速度下半圆形冲击靶面换热的变化,射流雷诺数为 15 000、25 000,旋转数最大为 0.076,结果表明旋转数小于 0.03 时,旋转对换热的影响不显著;当旋转数超过 0.03,旋转数增大,靶面换热增强。Massini 等^[15]通过瞬态液晶(TLC)和 PIV 的方法测量了旋转对前缘冷却结构换热和流动的影响,射流雷诺数为 10 000~40 000,旋转数

小于 0.05 时,研究指出旋转对涡轮冲击射流换热的影响主要体现在将高换热区向吸力面偏移,在数值上的影响不大。Elston 和 Wright^[16]实验研究了旋转对半圆形靶面冲击射流流动和换热的影响,射流雷诺数范围是 10 000~40 000,旋转数小于 0.13,实验发现:旋转显著影响了靶面的换热,旋转产生的二次流增加了流动的混合,增强了换热。王晋声^[17]数值研究了旋转的影响,射流雷诺数为 10 000、25 000,射流旋转数小于 0.024,结果表明旋转削弱了冲击靶面的换热。刘亮亮^[18]采用数值计算方法研究了旋转条件下的冲击射流换热特性,射流雷诺数为 15 000,射流旋转数小于 0.031,结果表明小旋转数下靶面换热被削弱,随旋转数增大,靶面上游换热削弱,下游换热有所增强。Cocchi 等^[19]采用 TLC 方法测量了旋转条件下动叶前缘冲击射流换热分布,射流雷诺数为 20 000~50 000,旋转数为 0.008,研究指出:旋转所带来的科氏力减小了射流的横向扩展,科氏力干扰了叶尖射流的产生,削弱了换热。

目前,针对旋转对冲击射流影响的研究还不够深入,而且由于旋转通道内复杂的受力与流动结构,国内外学者研究旋转对冲击射流的影响结论并不一致,旋转对冲击射流的影响机理并不清晰。为了探究旋转对冲击射流流动及换热的影响机制,本文采用数值模拟方法,设置尽可能接近实际涡轮叶片的几何及流动边界条件,对比了静止和旋转条件下冲击射流的换热效果,分析了旋转条件下冲击射流的流场结构,探讨了旋转对动叶前缘冲击射流流动换热的影响机理。

1 计算模型与数值方法

1.1 几何模型及网格划分

为了尽可能模拟真实的涡轮发动机内部冲击射流流动,几何模型采用的是 GE E³^[20]发动机第 1 级动叶的前缘结构(图 1)。整个模型由图中上方的供气腔,中间的射流孔,下方的射流腔室及出口组成。X、Y、Z 为图 1 所示笛卡儿坐标, s 为 XY 平面内远离前缘点的弧长,压力面为正。模型中几何参数含义及具体数值见表 1。

采用商用软件 Icem 划分结构网格,射流孔、射流靶面及冷气腔的壁面等处都采用了局部加密处理,垂直射流靶面的节点间距比例不超过 1.1, y^+ 不超过 1。表 2 为 4 套不同网格数下计算得到的靶面平均努塞尔数($\overline{Nu}$),当网格总数为 385 万,认为其基本达到网格无关性要求,网格划

分细节见图 2。

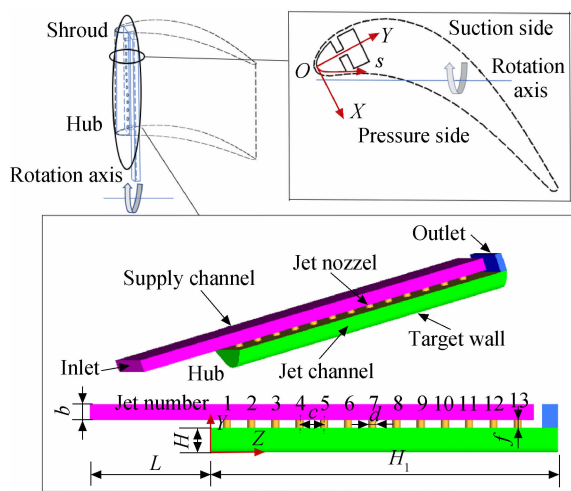


图 1 几何模型

Fig. 1 Geometric model

表 1 几何参数

Table 1 Geometric parameters

参数	数值
冷气腔高度 b/mm	2
射流孔间距 c/mm	3
射流孔直径 d/mm	1
射流孔高度 f/mm	1
射流孔到靶面距离 H/mm	3
冷气腔进口段长度 L/mm	10
冲击靶面长度 H_1/mm	43

表 2 网格无关性验证

Table 2 Grid independence verification

网格数/ 10^6	$\overline{Nu}$	相对误差/%
1.32	26.95	17.63
2.55	26.14	14.10
3.85	22.92	0.04
5.37	22.91	

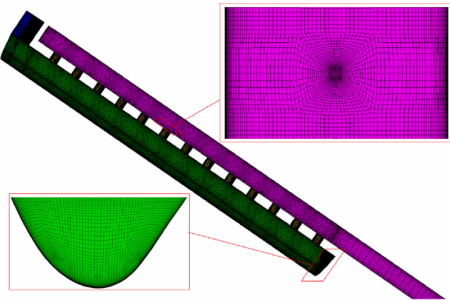


图 2 网格划分

Fig. 2 Mesh details

1.2 计算方法及边界条件

数值算例边界条件的设置参考文献[20]中的实验边界条件。采用质量流量(下文简称为流量)入口以保证射流雷诺数 $Re_j = 8\,000$, 总温为 350 K, 湍流度为 5%, 出口为压力出口, 压力为 0.15 MPa, 壁面为恒壁温 500 K 的无滑移壁, 考虑到高速下气体的可压缩性, 冷却介质采用理想气体模型。旋转的施加方式是通过启用 Fluent 里的 Frame motion, 设置旋转轴、旋转方向、转速(分别为 0、3 000、8 280、15 000 r/min)。旋转轴的相对位置及旋转方向见图 1。采用 Fluent 压力基求解器求解 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 方程组, 压力与速度的耦合方法为 semi-implicit method for pressure linked equations (SIMPLE) 算法, 动量、能量、湍流参数的离散格式为 2 阶迎风格式, 各参数的求解残差设置为 10^{-5} 。计算过程中导热和辐射效果均被忽略。

1.3 湍流模型的验证

冲击射流滞止区附近的流动是典型的各向异性、高压力梯度的流动, 这些特点使得大部分 RANS 湍流模型都无法准确预测冲击射流流场和换热分布, 选取合适的湍流模型对准确计算冲击射流流动至关重要。Zuckerman 等^[21]综述了冲击射流的数值模拟研究并总结了湍流模型在冲击射流中的适用性。

本文采用了 Chupp^[22]的射流实验结构(图 3)进行湍流模型的验证, 基于前期文献调研, 选取了 shear-stress transport (SST) $k-\omega$, realizable $k-\epsilon$, renormalization group (RNG) $k-\epsilon$, $k-\omega$ 等湍流模型进行计算, 并将不同湍流模型的计算结果与文献[22]给出的实验数据进行对比。图 4 是流向平均努塞尔数($\overline{Nu}$)沿弧长分布的对比结果: 数值计

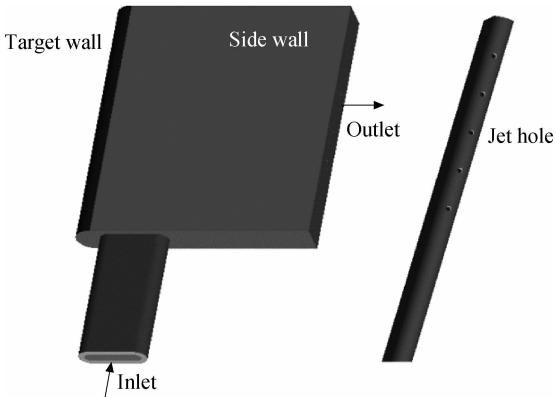


图 3 文献[22]中的几何模型

Fig. 3 Geometric model in Ref. [22]

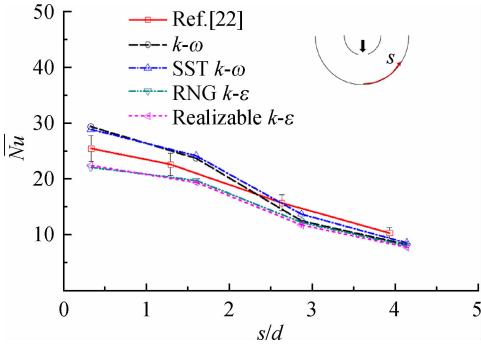


图 4 数值计算与文献[22]实验流向平均努塞尔数对比

($Re_j = 5000, H/d = 4.1$)

Fig. 4 Comparison of streamwise averaged Nusselt number between numerical method and Ref. [22]

($Re_j = 5000, H/d = 4.1$)

算流向平均努塞尔数沿弧长方向的变化趋势和实验趋势基本一致,用数值计算探讨流动换热的变化规律是可行的。在射流滞止区,基于 ω 型的湍流模型的计算结果高于实验值,而基于 ϵ 型的湍流模型的结果低于实验值。远离滞止区,数值计算结果都略小于实验值,SST $k-\omega$ 湍流模型在远离滞止区的区域与实验值更接近,本文最终采取 SST $k-\omega$ 湍流模型进行后续的数值计算。

2 结果分析与讨论

各算例保持射流雷诺数 Re_j 为 8000^[23]。射流雷诺数的定义式为

$$Re_j = \frac{4q_m}{13\pi d\mu} \quad (1)$$

式中 q_m 为入口流量, μ 为动力黏度。算例的旋转角速度 Ω 分别为 0、314、2、867、1、1570.8 rad/s,对应射流旋转数^[23] Ro_j 为 0.0031、0.0087、0.0157,射流旋转数 Ro_j 的定义式为

$$Ro_j = \frac{\Omega d}{v_j} \quad (2)$$

式中 v_j 为射流速度。

2.1 旋转对流场的影响

定义流量比

$$\gamma = \frac{q_{m,i}}{q_m} \quad (3)$$

式中 $q_{m,i}$ 为第 i 个射流孔的流量。

图 5 对比了不同转速 n (单位:r/min)下各射流孔的流量比,可以看出,旋转改变了各射流孔的流量分配情况:旋转条件下 1~8 号射流孔的流量小于静止条件,而 11~13 号射流孔的流量在旋转条件下显著大于静止情况下的流量值。原因是旋

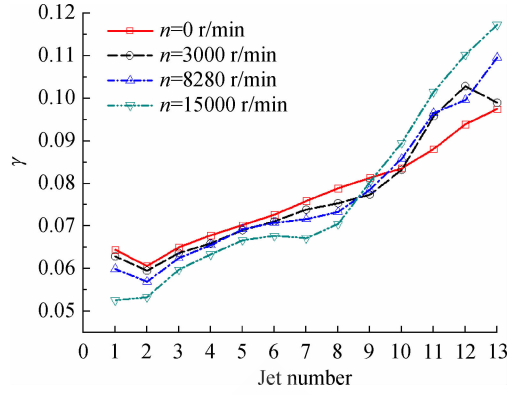


图 5 不同转速下射流孔流量分布

Fig. 5 Mass flow ratio distribution of jet holes at different rotation speeds

转状态下供气腔顶部压力升高,导致了靠近叶根的射流孔流量减小,靠近叶顶的射流孔流量增大。

旋转算例的流场部分采用相对坐标系下的速度及流线进行分析,相对坐标系下速度 w 的定义式为

$$w = v - \Omega \times r \quad (4)$$

式中 v 为绝对坐标系下的速度矢量, Ω 为旋转角速度矢量, r 为位置矢量。

图 6 给出了静止及旋转条件下 ZY 截面(坐标系参考图 1)的速度云图。静止条件下,靠近叶根的射流能较好地冲击靶面,远离叶根后,由于横向流的对射流的吹拂,射流向下游弯曲。旋转的影响主要体现在:离心力的作用下,供气腔顶部形成强回流结构,流动掺混剧烈;另一方面,低叶高处射流核心变窄,流速略有增大,靠近叶顶区域,因为流量的增大,射流变宽且流速显著增大,但射流维持长度却略有减小。图 7 为 ZY 截面的 Z 方向分速度(w_z)云图,表征横向流的强度。可以看出,旋转增强了局部的横向流强度,转速越大,横流速度大的区域显著增多。

为了进一步分析旋转对冲击射流流场的影响,图 8 给出了 5 个射流孔对应位置的 XY 截面的速度云图及流线图。静止条件下,射流向前缘点冲击,在压力面侧和吸力面侧形成涡旋,流动趋于对称。旋转条件下,供气腔和射流腔内流动不对称性增加。从 7 号射流孔位置开始,流动明显向压力面偏转,同时射流腔内吸力面侧涡结构增大,压力面侧涡结构变小。从流线图可以看出射流发生了明显的弯曲变形。以上现象是科氏力导致的,科氏力(F_{Co})的表达式为

$$F_{Co} = -2\Omega \times w \quad (5)$$

科氏力方向垂直于速度矢量,它的作用只是

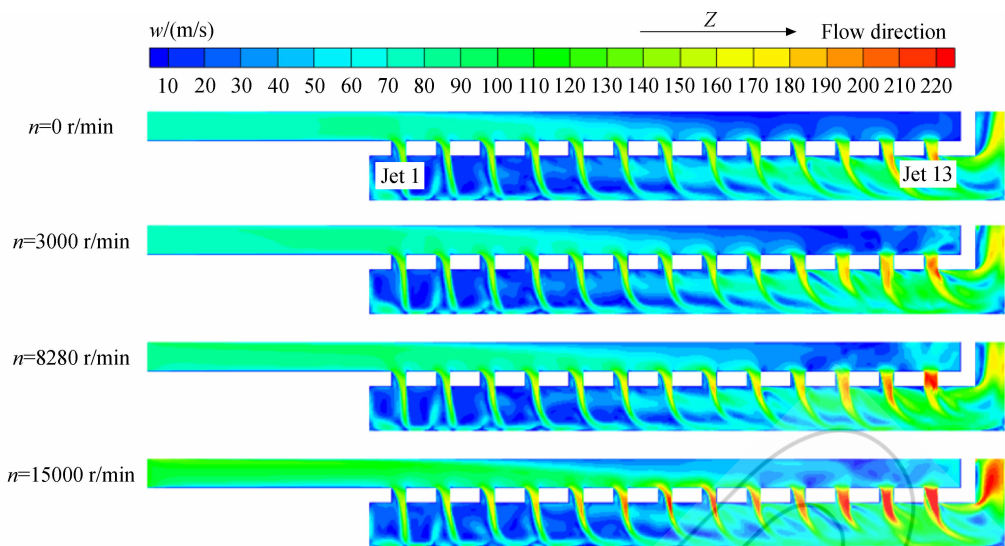


图 6 不同转速下 ZY 截面速度云图

Fig. 6 Velocity contours on ZY section at different rotation speeds

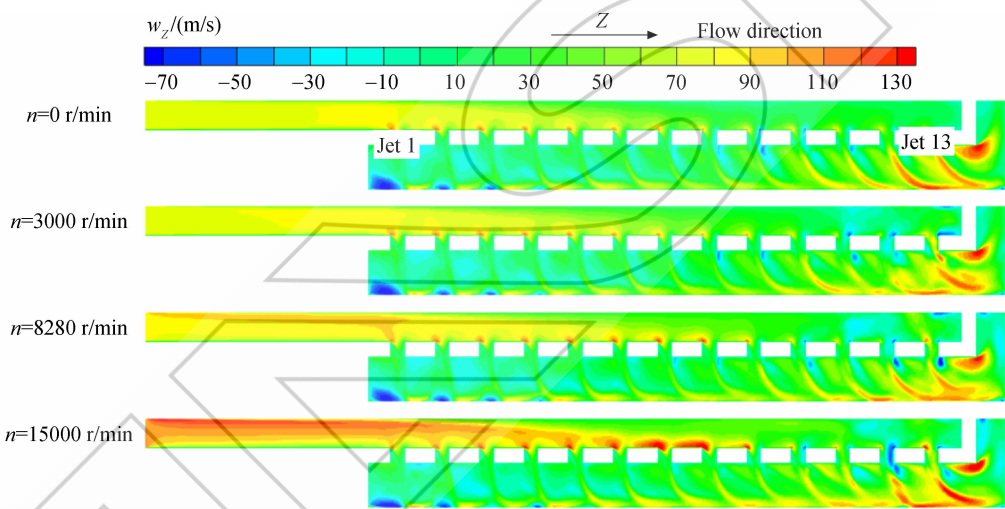


图 7 不同转速下 ZY 截面速度 Z 分量云图

Fig. 7 Z velocity contours on ZY section at different rotation speeds

使流动方向改变。图 9 分析了科氏力的方向,根据式(5),科氏力在 XY 平面内的分量主要取决于射流速度在 Z 方向上的分量,射流在 Z 方向的分速度主要向外,故科氏力在 XY 平面的分量指向压力面,导致射流向压力面倾斜,而射流腔内靠近叶根区域的横向流强度低,Z 方向速度分量小,所以靠近叶根附近射流腔内流动的偏转不显著。此外,旋转算例第 13 号射流孔的供气腔流动方向与其他射流孔不同,流动是从压力面流向吸力面的,原因在于离心力使供气腔顶部形成了回流涡结构。

图 10 为冲击靶面压力分布云图,由于边界条件设置的是定流量入口和压力出口,旋转条件下离心力会使高压区向叶顶移动,转速越大,入口压力越小,靠近叶顶区域的压力越大。靶面上的局

部高压区是射流冲击造成的,对比局部高压区的位置可以发现:静止条件下,射流冲击靶面形成对称的压力分布,随转速的增大,局部高压区逐渐向压力面侧移动,转速越大这种趋势越明显。这说明了随转速增大,射流冲击靶面的位置由静止条件下的前缘附近移向了压力面,这与上文中流场的分析相吻合。

2.2 旋转对换热的影响

换热部分对比的是靶面的努塞尔数(Nu),计算选取的参考温度是射流入口温度,Nu 计算式为

$$Nu = \frac{hd}{\lambda} = \frac{q_w d}{\lambda(T_w - T_j)} \tag{6}$$

式中 h 为靶面表面传热系数,λ 为流体导热系数,q_w 为壁面热流密度,T_w 为靶面温度,T_j 为射流温度。

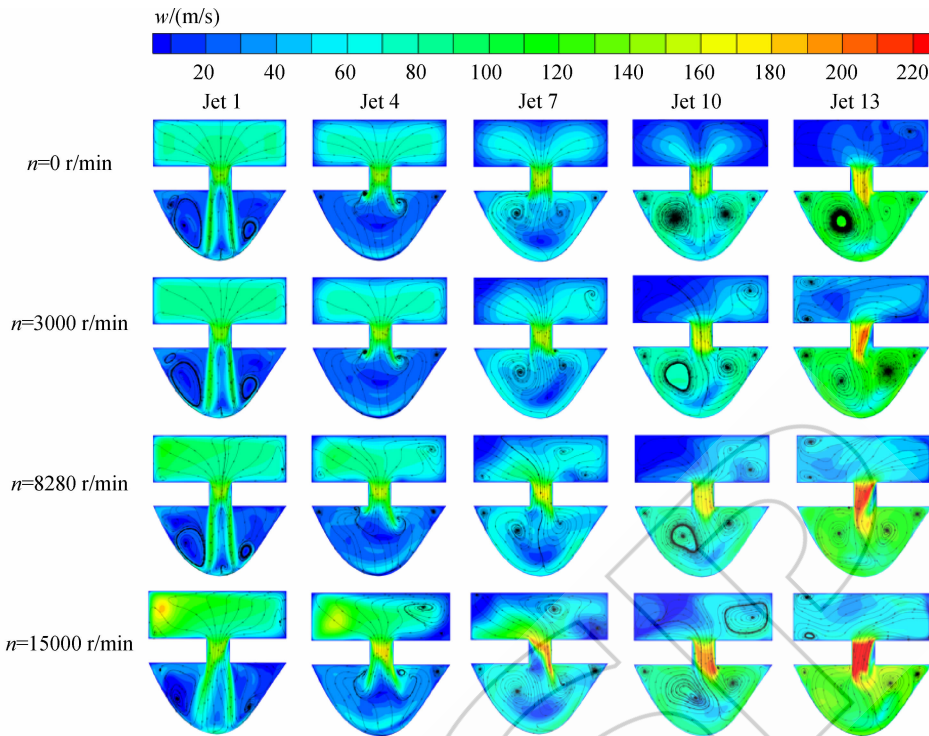


图 8 不同转速下 XY 截面速度云图

Fig. 8 Velocity contours on XY sections at different rotation speeds

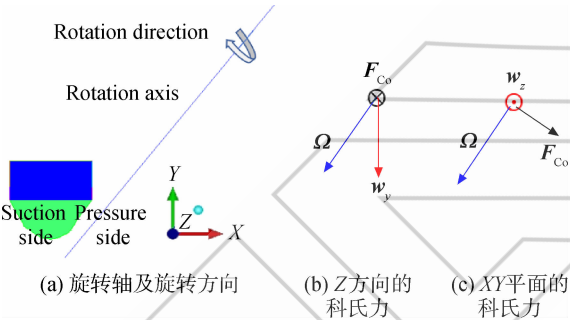


图 9 旋转通道内科氏力分析

Fig. 9 Analysis of Coriolis force in rotation channel

图 11 对比了静止和不同转速下的靶面努塞尔数云图(正 Y 轴视角)。从云图可以看出,静止条件下,由于前面 4 个射流孔的射流能较好冲击到靶面,努塞尔数在中间滞止点位置最大,向四周衰减;后续射流在横向流的影响下冲击效果变差,中间区域换热显著削弱,展向上呈现两个强换热区域对称分布,这是射流在压力面和吸力面卷起的典型涡对壁面的冲刷导致的。对比旋转条件下的结果发现:旋转增加了换热的不均匀性和不对称性,主要体现在高转速下,吸力面侧和靠近叶顶位置处的换热被显著削弱。将云图的数值量化得到图 12 靶面平均努塞尔数随转速变化图,结果表明:静止条件下,靶面平均努塞尔数最大,靶面平均努塞尔数随着转速的增大而减小,最大转速下,

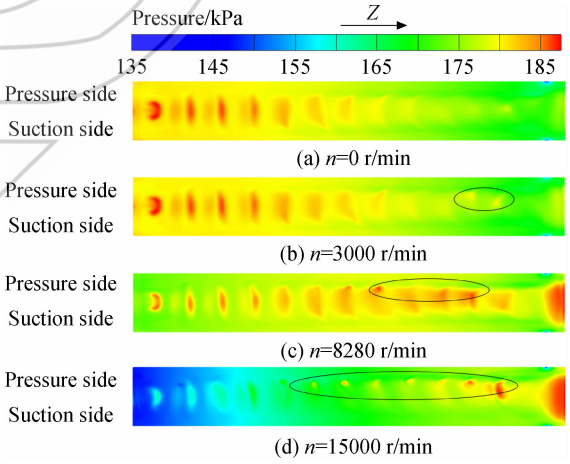


图 10 不同转速下靶面压力云图

Fig. 10 Pressure contours on target surface at different rotation speeds

靶面平均努塞尔数减小了约 16%。

图 13 为不同转速下靶面流向平均努塞尔数沿弧长的分布。静止条件下换热特点是中间区域换热强度略小,两侧各有一个峰值,原因在前文已进行过分析说明,这里着重分析旋转的影响。旋转对压力面及吸力面换热的影响有明显区别:从整体趋势上看,吸力面侧换热随转速增大而减弱,而压力面侧换热的削弱只发生在 s/d 小于 2 的区域, s/d 大于 2 区域的换热在旋转条件下略有增强。数值上看,高转速下,吸力面侧换热的削弱幅

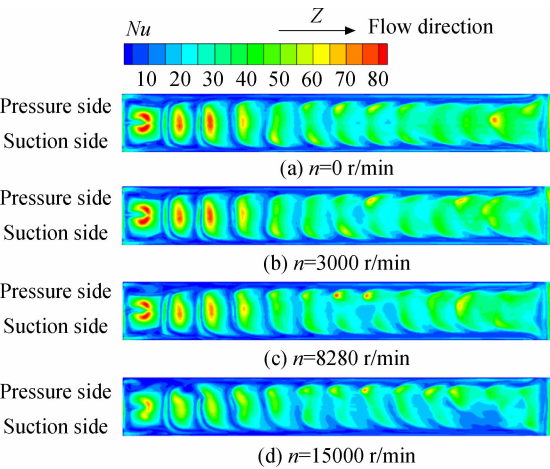


图 11 不同转速下靶面努塞尔数分布
Fig. 11 Nusselt number distribution on target surface at different rotation speeds

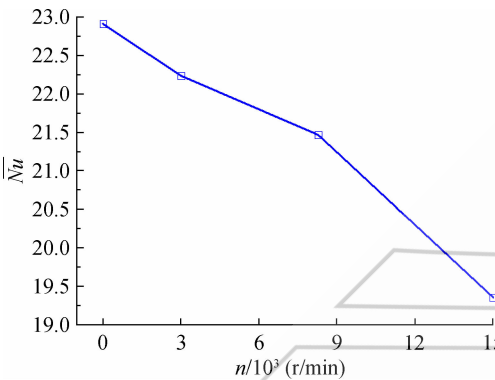


图 12 靶面平均努塞尔数随转速变化
Fig. 12 Change of target averaged Nusselt number with rotation speed

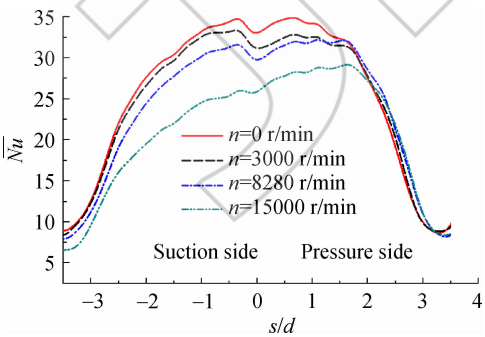


图 13 不同转速下流向平均努塞尔数分布
Fig. 13 Distribution of streamwise averaged Nusselt number at different rotation speeds

度明显高于压力面侧。由流场部分的分析可知, 旋转科氏力使射流向压力面侧倾斜, 这导致了吸力面换热显著削弱。在科氏力和两侧涡结构的作用下, 射流腔室掺混加剧, 射流被弯曲, 强度减弱。此外, 射流冲击到压力面侧后向两侧发展的曲率

变化不大, 形成的壁面涡强度不如冲击前缘点向两侧卷起的壁面涡强度, 故整个靶面平均换热是减弱的。压力面侧 s/d 大于 2 区域换热的略增是偏转后的压力面侧涡在壁面冲刷所致。

图 14 给出了不同转速下靶面展向平均努塞尔数沿 Z 轴的分布。可以看出, 静止和旋转条件下, 最强换热都发生在第 3 个射流孔对应位置, 由于横向流的吹拂, 下游射流冲击效果减弱, 换热削弱, 且换热峰值的位置滞后于对应射流孔中心位置。对比旋转条件下的结果可以发现: 整体上, 展向平均换热随转速增大而减小。低转速下换热削弱的原因主要是射流孔流量的减小以及横向流强度的增强。高转速下换热的削弱还与上文分析的射流偏转弯曲降低了整体冲击换热有关。旋转条件下最后 4 个射流孔的流量超过了静止下的值, 所以转速为 3000 r/min 和 8280 r/min 时第 10、11 个换热峰值超过了静止下的值, 后两个换热峰的削弱是横向流强度增强导致的; 对于转速为 15000 r/min 时, 后 4 个射流孔的换热都被削弱, 一方面是高转速下, 科氏力作用效果显著, 吸力面换热下降幅度大, 另一方面也与横向流有关。

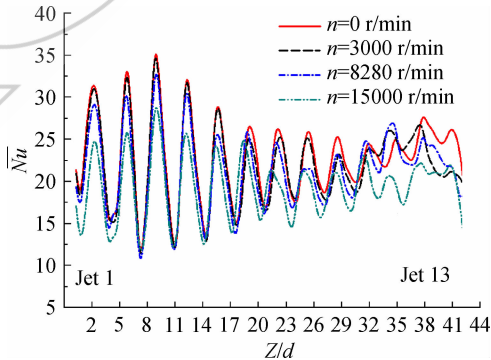


图 14 不同转速下展向平均努塞尔数分布
Fig. 14 Distribution of spanwise averaged Nusselt number at different rotation speeds

3 结 论

采用数值模拟方法对比静止和 3 种转速下的流动和换热特性, 分析了旋转对冲击射流的影响。主要结论如下:

- 1) 不同旋转条件下, 靶面平均努塞尔数最大, 靶面平均努塞尔数随着转速的增大而减小, 最大转速下, 靶面平均努塞尔数下降约 16%。
- 2) 旋转对压力面和吸力面换热的影响不同。吸力面侧换热随转速增大而减小, 压力面侧换热的减小只发生在 s/d 小于 2 的区域, s/d 大于 2

区域的换热在旋转条件下略有增强。数值上看,高转速下,吸力面侧换热的削弱幅度明显高于压力面侧。这种差距主要是科氏力使射流向压力面偏转弯曲导致的。

3) 旋转导致换热沿叶高方向的变化是多因素作用下的结果,①旋转导致了射流孔流量分配的变化;②旋转离心力增强了局部横向流强度;③高转速下,科氏力使射流偏转弯曲导致换热的削弱。低转速下,科氏力的影响不显著,换热主要由流量变化趋势和横向流强度决定;高转速下,科氏力对换热的削弱效果明显。

参考文献:

[1] MARTIN H. Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces[J]. *Advances in Heat Transfer*, 1977, 13: 1-60.

[2] JAMBUNATHAN K, LAI E, MOSS M A, et al. A review of heat transfer data for single circular jet impingement [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1992, 13 (2): 106-115.

[3] VISKANTA R. Heat transfer to impinging isothermal gas and flame jets[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1993, 6(2): 111-134.

[4] METZGER D E, BUNKER R S, BOSCH G. Transient liquid crystal measurement of local heat transfer on a rotating disk with jet impingement[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(1): 52-59.

[5] METZGER D E, GROCHOWSKY L D. Heat transfer between an impinging jet and a rotating disk[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1977, 99(4): 663-667.

[6] KREATSOULAS J. Experimental data correlations for the effects of rotation on impingement cooling of turbine blades[R]. *AIAA-87-2008*, 1987.

[7] KREATSOULAS J, KERREBROCK J, EPSTEIN A, et al. Effects of rotation on impingement cooling of turbine blades[R]. *AIAA-85-1217*, 1985.

[8] IACOVIDES H, KOUNADIS D, LAUNDER B E, et al. Experimental study of the flow and thermal development of a row of cooling jets impinging on a rotating concave surface [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1): 222-229.

[9] 吴宏, 陶智, 徐国强, 等. 带气膜出流的旋转叶片冲击冷却的实验研究[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(4): 375-380.

WU Hong, TAO Zhi, XU Guoqiang, et al. Experimental study on impingement cooling of rotating blades with film outflow[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(4): 375-380. (in Chinese)

[10] 白云峰. 旋转条件下冲击冷却数值模拟及实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.

BAI Yunfeng. Numerical simulation and experiment research on the effect of rotation on jet impingement cooling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and As-

tronautics, 2005. (in Chinese)

[11] 杨力, TYAGI K, 任静, 等. 不同冲击冷却结构对旋转效应的敏感性[J]. *工程热物理学报*, 2016, 37(1): 39-43.

YANG Li, TYAGI K, REN Jing, et al. Sensitivity of different impingement structure to rotation[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2016, 37(1): 39-43. (in Chinese)

[12] LAMONT J, EKKAD S, ALVIN M A. Effects of rotation on heat transfer for a single row jet impingement array with crossflow [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2012, 134 (8): 082202. 1-082202. 12.

[13] JUNG E Y, CHAN U P, DONG H L, et al. Effect of rotation on heat transfer of a concave surface with array impingement jet[R]. *ASME Paper GT2013-95443*, 2013.

[14] HARMON W, ELSTON C, WRIGHT L. Experimental investigation of leading edge impingement under high rotation numbers with racetrack shaped jets[R]. *ASME Paper GT2014-26181*, 2014.

[15] MASSINI D, BURBERI E, CARCASI C, et al. Effect of rotation on a gas turbine blade internal cooling system: experimental investigation[R]. *ASME Paper GT2016-57594*, 2016.

[16] ELSTON C A, WRIGHT L M. Leading edge jet impingement under high rotation numbers[J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2017, 9(2): 021010. 1-021010. 12.

[17] 王晋声. 旋转状态下涡轮动叶内冷结构的流动与换热特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.

WANG Jinsheng. Investigations on flow and heat transfer characteristics of internal cooling for turbine blade in rotating condition[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)

[18] 刘亮亮. 带横流涡轮叶片前缘冲击冷却流动和换热的研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2018.

LIU Liangliang. Research on flow and heat transfer of impingement cooling in turbine blade leading edge with cross-flow[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018. (in Chinese)

[19] COCCHI L, FACCHINI B, PICCHI A. Heat transfer measurements in leading-edge cooling geometry under rotating conditions[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2019, 33(13): 1-12.

[20] TIMKO L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[R]. *NASA CR-168289*, 1990.

[21] ZUCKERMAN N, LIOR N. Jet impingement heat transfer: physics, correlation and numerics modeling[J]. *Advances in Heat Transfer*, 2006, 39: 565-631.

[22] CHUPP R E. Evaluation of internal heat-transfer coefficients for impingement-cooled turbine airfoils[J]. *Journal of Aircraft*, 1969, 6(3): 203-208.

[23] PARSONS J A, HAN J C. Rotation effect on jet impingement heat transfer in smooth rectangular channels with film coolant extraction[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2001, 7(2): 87-103.