

文章编号:1000-8055(2011)08-1768-07

横流对冲击射流换热特性的影响

张传杰¹, 孙纪宁¹, 李 浩¹, 毛宏霞²

(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. 中国航天科工集团公司 北京环境特性研究所, 北京 100854)

摘 要: 用实验和数值计算的方法研究了横流对单孔短距冲击换热特性的影响规律. 结果表明:①在实验研究范围内,冲击靶面平均努塞尔数 $N_{u_{av}}$ 随横流的增大而增大;②冲击靶面前区努塞尔数 $N_{u_{in}}$ 随横流的增大而减小,这是因为壁面附近 x 负向流动的气流流速绝对值变小,换热削弱;③靶面冲击点附近及冲击靶面后区努塞尔数 $N_{u_{in}}$ 随横流的增大而增大,原因是在冲击点上游出现的马蹄涡的旋涡方向和冲击射流自身形成的卷吸涡拉伸涡对方向相同,这两种涡的叠加使该区域冲击靶面的换热得到增强.

关 键 词: 横流; 对流换热; 冲击射流; 拉伸涡; 马蹄涡

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Investigation on heat transfer mechanism of impinging jet with cross-flow

ZHANG Chuan-jie¹, SUN Ji-ning¹, LI Hao¹, MAO Hong-xia²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Environmental Features, China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100854, China)

Abstract: Experimental and numerical investigations were made to simulate heat transfer characteristics of a single impinging hole and short impinging distance with cross-flow. The results show that: (1) in the experiment, the average Nusselt number of the impingement surface increases with the increase of cross-flow; (2) the Nusselt number in the front impact area decreases with the increase of cross-flow, because the flow velocity near the wall decreases, weakening the heat transfer effect; (3) the Nusselt number behind impact area near the impact point increases with the increase of cross-flow, because the vortexes directions between the horseshoe vortex in the upstream near the impact point and the stretching vortex produced by impinging jet are the same, and these two vortexes enhance the heat transfer in the impact surface.

Key words: cross-flow; convection transfer; impinging jet; stretching vortex; horseshoe vortex

收稿日期:2010-09-01; 修订日期:2011-01-14

基金项目:“凡舟”青年科研基金(20080402); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-10-02-043)

作者简介:张传杰(1984—),女,山东济南人,硕士生,研究方向为航空发动机高温部件冷却技术.

通讯作者:孙纪宁(1975—),男,辽宁辽阳人,讲师,博士,主要研究方向为航空发动机高温部件冷却及高超声速飞行器热防护.

冲击射流的滞止点附近具有很高的局部传热系数,因此被广泛应用于航空发动机高温部件内部冷却,包括燃烧室、涡轮叶片前缘和中弦区等。当冷却结构由多排冲击孔构成时,上游冲击冷气冲击冷却靶面后会向下游横向流动。受此横流影响,下游冲击射流将偏离单纯冲击换热状态,其流动换热形式更为复杂。

对于带横流的射流冲击冷却很多学者做过实验和数值研究^[1-8]。Florschuetz 等人^[2]研究了横向流对 Nu 的影响;张大林等人^[3]对初始横流的冲击壁面强化的换热特性进行了实验研究;Taslim 等人^[4]对带横流的翼型前缘冷却通道进行了冲击换热的实验和数值研究;谭蕾等^[6]针对燃烧室火焰筒内的横流冲击模型进行了数值研究。这些研究主要集中在多排孔射流,只会得到冲击靶面综合的换热效果,由于实验的局限性,每个孔的射流流量及所受横流的流量不好控制,因此不能得到带横流的单孔附近的换热情况。

也有一些学者对带横流的单孔射流冲击进行了研究^[9-11]。Goldstein 等^[9],Bouchez 等人^[10]对带横流的单排孔射流冲击做过实验研究,实验结果表明,初始横流的加入对射流冲击换热具有削弱作用。Sebastian 等^[11]用数值计算研究了带横流的单孔射流冲击实验结果,表明数值计算结果和实验结果吻合得很好。但这些研究多是针对相对冲击距比较大(≥ 6)的燃烧室等较大空间冲击,其研究结果无法直接应用于涡轮叶片内的短距射流冲击换热。

本文将叶片中弦区导管冲击模型简化为单排孔短距冲击模型,将实验和数值计算相结合,研究横流影响的单孔短距冲击换热规律;通过实验获得横流雷诺数 Re_c 和冲击雷诺数 Re_j 对冲击靶面平均努塞尔数 $Nu_{av, is}$ 的影响规律;通过数值计算的方法分析流动结构对换热规律的影响机理。

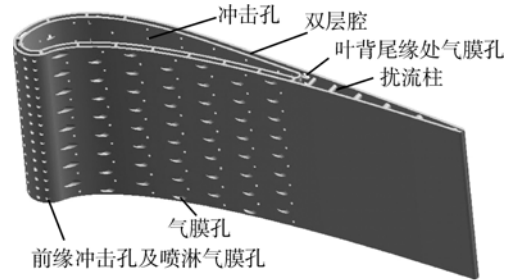
1 实验模型与数值模型

1.1 实验模型

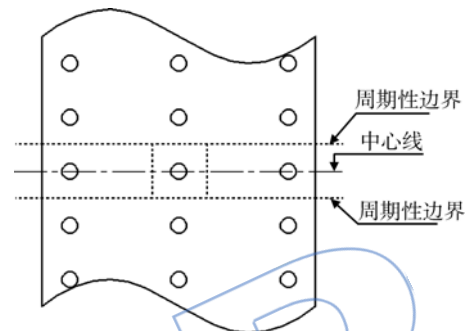
在涡轮叶片多孔排冲击冷却结构中,叶片展向方向通常具有近似周期性几何及流动结构(如图 1(a)),可以将其简化为具有展向周期性边界条件的单孔冲击结构(如图 1(b))。

为实现展向周期性边界条件,设计了“1 个中心冲击孔+2 个辅助冲击孔”的实验模型,如图 2 所示。

横流从左侧入口进入冲击腔,从右侧出口排



(a) 涡轮叶片中内部换热结构



(b) 实验模型在孔排中的位置示意图

图 1 涡轮叶片内部换热结构及孔排示意图
Fig. 1 Sketch map of turbine blade internal heat transfer structure and multi-row holes

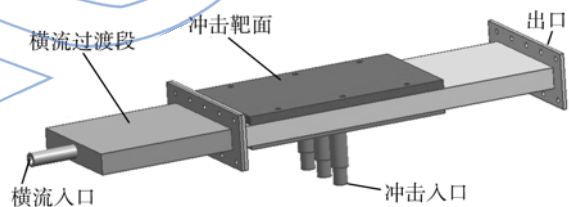


图 2 实验模型图

Fig. 2 Experiment model

向大气。冲击射流从 3 个冲击孔进入冲击腔,冲击到靶面上,和横流一起流出右侧出口。其中中间冲击孔为本文的研究对象,两侧冲击孔为辅助结构,可以为中间冲击孔提供近似周期性边界条件。

图 3 是实验模型简图。冲击孔的直径为 D ,沿展向相邻孔之间的距离 $P/D=3.3$,矩形通道的宽 $W/D=10.67$,长 $L/D=25$,冲击距 $Z/D=1$ 。

研究区域为以冲击中心点为中心的 $3.3D \times 3.3D$ 的冲击靶面,定义该冲击靶面的上游部分为冲击靶面前区,下游部分为冲击靶面后区,如图 3 所示。

为提高穿透时间及易于背面拍照,实验模型冲击靶面的材料采用导热系数较小、透明度高的有机玻璃。冲击表面涂热色液晶,并通过固定在上部的摄像头拍摄热色液晶^[12]呈现的热图像。

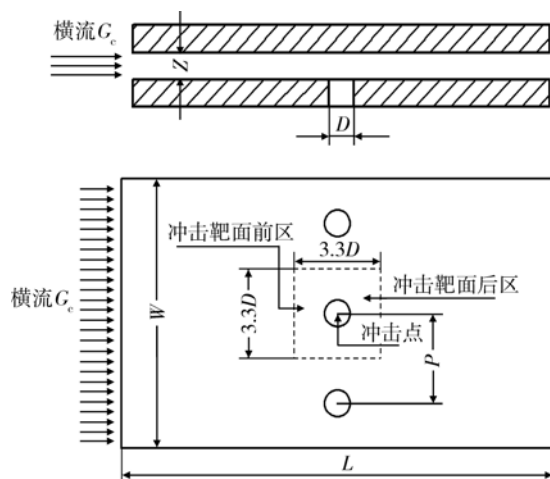


图3 实验模型简图

Fig. 3 Experiment model diagram

冲击雷诺数、横流雷诺数的定义分别为

$$Re_j = \frac{u_j D}{\nu_j} \quad (1)$$

$$Re_c = \frac{u_c Z}{\nu_c} \quad (2)$$

式中 u_j 为冲击入口的速度; u_c 为横流入口的速度; ν_j 为冲击射流的运动黏度; ν_c 为横流的运动黏度。

平均努塞尔数

$$Nu_{av} = \frac{\bar{h}D}{\lambda} \quad (3)$$

式中 $\bar{h}$ 为面积平均表面传热系数, λ 为横流和射流混合后流体的导热系数。

表面传热系数

$$h = \frac{q}{T_w - \bar{T}} \quad (4)$$

式中 q 为壁面热流密度, T_w 为壁面温度, $\bar{T}$ 为横流和射流混合后的流体温度

$$\bar{T} = \frac{m_c T_c + m_j T_j}{m_c + m_j} \quad (5)$$

式中 T_j 为冲击射流的入口温度; T_c 为横流的入口温度; m_c 为横流的质量流量; m_j 为射流的质量流量。

1.2 数值模型

图4是数值模型。

数值模型和实验模型相同,但只包含流体部分。

定义无量纲温度 θ 如下:

$$\theta = \frac{T - T_c}{T_j - T_c} \quad (6)$$

式中参数定义同上。

为了和实验模型定性上一致,边界条件设置如下:

冲击入口边界

$$Re = 6000 \sim 12000, \quad \theta = 1$$

横流入口边界

$$Re = 0 \sim 1500, \quad \theta = 0$$

冲击面边界

$$\theta = 0$$

其余壁面为无滑移绝热壁面。

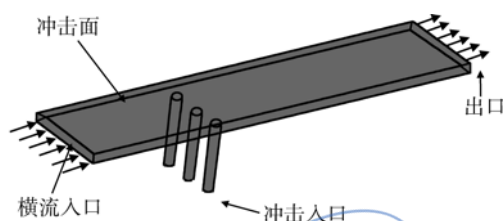
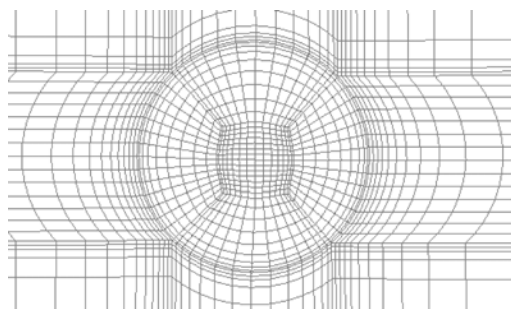


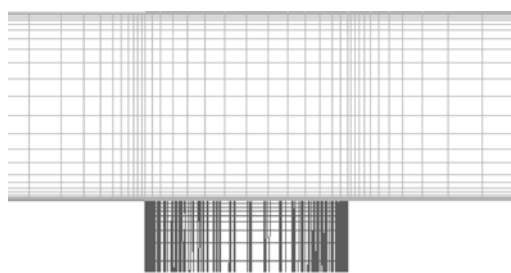
图4 数值模型

Fig. 4 Numerical computing model

本文数值模型采用六面体网格,二阶迎风格式进行空间离散,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,运用商业软件 CFX 进行计算,壁面采用壁面函数处理。为了使计算更为精确,对冲击孔附近和换热靶面附近进行了局部加密,使冲击靶面的 y_{plus} 在湍流模型要求的范围之内。计算模型的典型网格如图5所示。



(a) 冲击孔附近的网格



(b) 壁面附近的网格

图5 计算模型的典型网格

Fig. 5 Typical grid of numerical computing model

本文首先对比了不同网格密度的计算结果,进行了网格无关解的分析.计算采用的节点数目分别为19万、27万、35万、41万.经验证得出,节点数为35万和41万时的计算结果相差已仅0.2%.综合考虑,最终选取了节点数为35万的网格进行计算.

2 结果分析

2.1 实验结果

图6是冲击雷诺数 Re_j 分别为6000, 8000, 10000, 12000时,冲击靶面 $3.3D \times 3.3D$ 区域面积平均努塞尔数 $Nu_{av, is}$ 随横流雷诺数 Re_c 变化的实验结果.

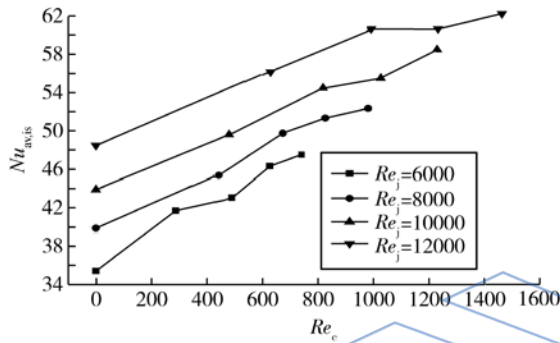


图6 冲击靶面平均努塞尔数 $Nu_{av, is}$ 随横流雷诺数 Re_c 变化的实验结果

Fig. 6 Experiment distribution of average Nusselt number along with cross-flow Reynolds number in impingement surface

从图6中可以看出,随着冲击雷诺数 Re_j 增大,冲击靶面平均努塞尔数 $Nu_{av, is}$ 不断增大.随横流雷诺数 Re_c 增大, $Nu_{av, is}$ 也呈现增大的趋势.

在本实验的研究范围内, Re_j 和 Re_c 对拟合努塞尔数 Nu_{fit} 的影响规律拟合公式为

$$Nu_{fit} = 1.447 Re_j^{0.284} Re_c^{0.15} \quad (7)$$

拟合公式(7)适用于:冲击距 $Z/D=1$, 研究范围以冲击点为中心 $3.3D \times 3.3D$ 区域,冲击雷诺数 Re_j 范围[6000, 12000],横流雷诺数 Re_c 范围(0, 1500).

图7是由公式(7)拟合得出的 Nu_{fit} 与实验努塞尔数 Nu_{exp} 的误差范围图,由图中可以看出拟合误差为 $[-2.33\%, 3.33\%]$.

图8是冲击雷诺数 $Re_j = 10000$ 和 $Re_j = 12000$ 时展向平均努塞尔数 $Nu_{av, span}$ 在流向上的分布曲线图.展向平均努塞尔数 $Nu_{av, span}$ 为相同流向坐标数据点的局部努塞尔数平均值.

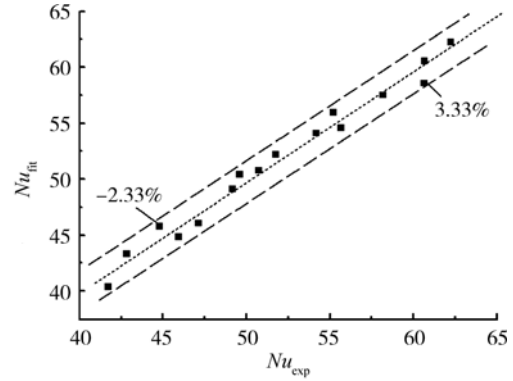
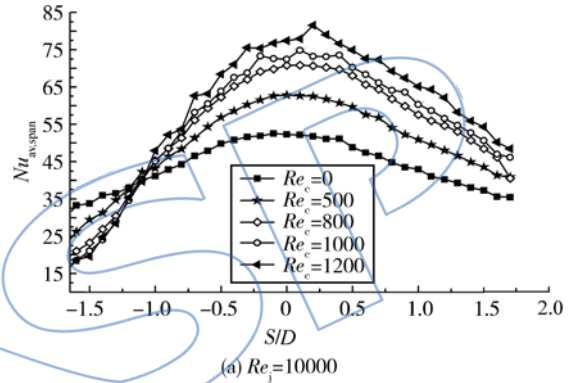
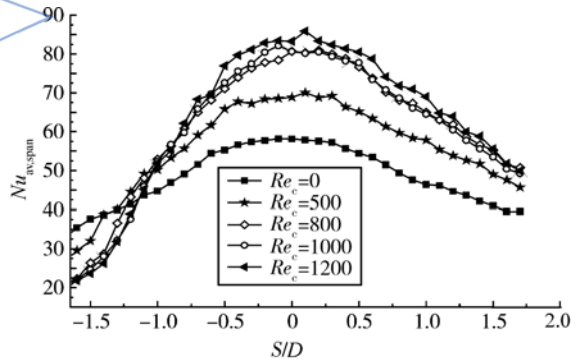


图7 实验努塞尔数 Nu_{exp} 与拟合努塞尔数 Nu_{fit} 的误差范围

Fig. 7 Nusselt number error range between experiment and fitting



(a) $Re_j = 10000$



(b) $Re_j = 12000$

图8 不同横流雷诺数时展向平均努塞尔数 $Nu_{av, span}$ 沿流向的变化曲线

Fig. 8 Spanwise average Nusselt number distribution along streamline at different cross-flow Reynolds numbers

在图8中可以看出,在冲击靶面前区随横流雷诺数 Re_c 的增加, $Nu_{av, span}$ 逐渐减小;而在冲击驻点附近及冲击靶面后区,随横流雷诺数 Re_c 的增加, $Nu_{av, span}$ 逐渐增加.其综合结果则是图6中显示的冲击靶面平均努塞尔数 $Nu_{av, is}$ 随 Re_c 增加而不断增大.

图9是冲击雷诺数 $Re_j = 10000$,横流雷诺数

分别为0和1000时,冲击靶面努塞尔数 Nu_{is} 分布的实验结果。

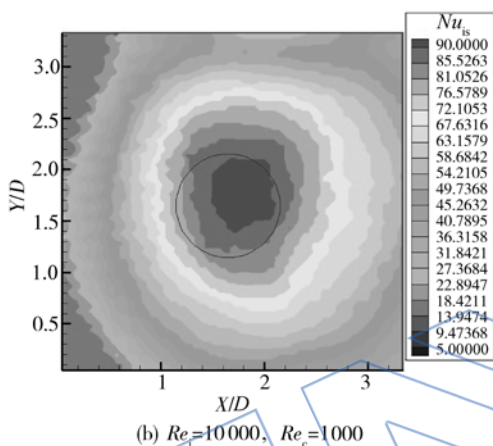
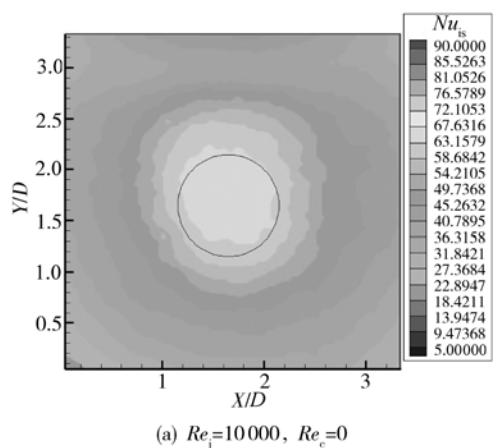


图9 横流雷诺数不同冲击靶面努塞尔数 Nu_{is} 分布的实验结果

Fig. 9 Experiment result of Nusselt number distribution in impingement surface with at different cross-flow Reynolds numbers

从图9(a)中可以看出,冲击靶面上下游 Nu_{is} 分布基本对称.在图9(b)中可以明显看出冲击靶面前区换热削弱,而冲击点附近及冲击靶面后区的换热却得到了加强。

2.2 数值计算结果

图10是冲击雷诺数 Re_j 分别为6000,10000时,冲击靶面平均努塞尔数 $Nu_{av,is}$ 随横流雷诺数 Re_c 变化的实验与数值计算结果对比。

从图10中可以看出,数值结果与实验结果的变化趋势相同,但绝对数值有一定差异,结果的误差在4.3%~17.8%。

图11是冲击雷诺数 $Re_j=10000$ 时,横流雷诺数不同,冲击靶面努塞尔数 Nu_{is} 分布的数值计算结果。

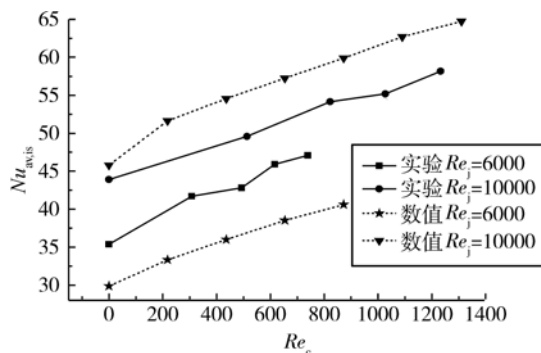


图10 冲击靶面平均努塞尔数 $Nu_{av,is}$ 随横流雷诺数变化的实验与数值计算结果对比

Fig. 10 Contrast between experiment and numerical computing of impingement surface average Nusselt number as cross-flow Reynolds numbers change

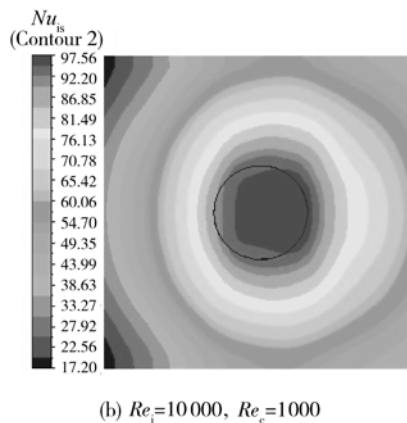
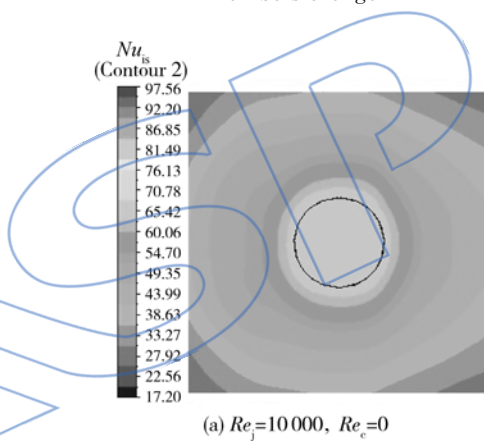


图11 横流雷诺数不同冲击靶面努塞尔数 Nu_{is} 分布的数值结果

Fig. 11 Numerical result of Nusselt number distribution in impingement surface at different cross-flow Reynolds numbers

对比图9与图11可以发现,实验和数值计算的传热系数的分布十分吻合。

图12是用数值计算方法,模拟图9工况时在

中心线(如图 1(b)所示)截面处的 u 速度矢量云图. 定义速度 u 的方向是沿气流的流向, 如图 12(a)中所示.

从图 12(a)中可以看出, 当没有横流时, 冲击靶面前区 u 速度为 x 负向, 且主要区域速度大于 20 m/s. 而在图 12(b)中可以看到, 横流加入后, 冲击靶面前区大于 20 m/s 的区域明显减小, 气体的流动速度变小, 与冲击靶面周围流体的扰动能力减弱, 使得换热效果削弱. 对比图 12 两幅图发现冲击点附近及冲击靶面后区的 u 速度变化不大.

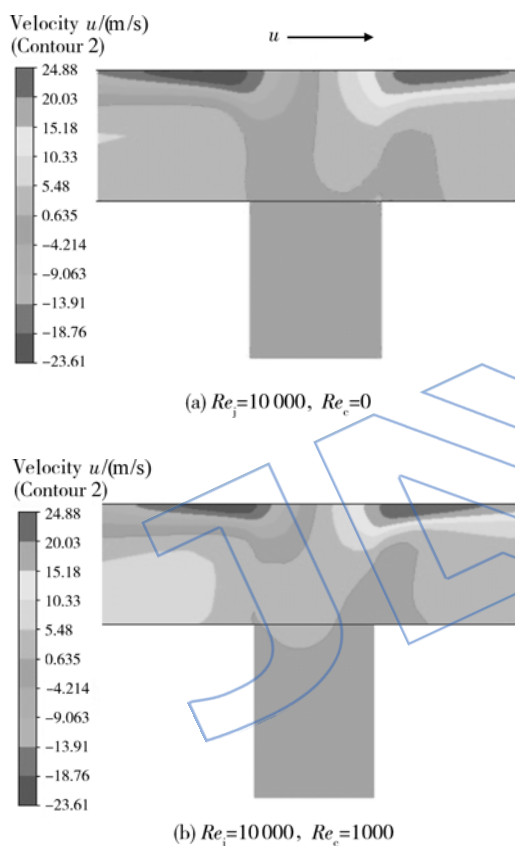


图 12 横流雷诺数不同 u 速度云图

Fig. 12 Distribution of speed of u at different cross-flow Reynolds numbers

图 13 是冲击雷诺数 $Re_j = 10\,000$ 时, 不同横流雷诺数时冲击驻点附近的流线图, 从流线上可以明显地看出冲击靶面附近流体的流动情况.

从图 13(a)可以看到, 当没有横流时, 射流冲击壁面, 会在冲击点周围形成明显地卷吸涡. 在冲击射流自身形成的横流作用下, 冲击靶面后区的卷吸涡被拉伸, 形成拉伸涡对. 该拉伸涡对通过对流卷吸作用, 可增强主流和冲击靶面贴壁流体的掺混, 强化换热.

从图 13(b)可以看出, 在横流和冲击射流的混合作用下, 冲击点前出现马蹄涡, 且该马蹄涡的旋涡方向和冲击射流自身形成的卷吸涡拉伸涡对方向相同, 对拉伸涡对起到增强作用; 在冲击靶面后区, 随拉伸涡对强度增大, 冲击靶面的换热也将增强.

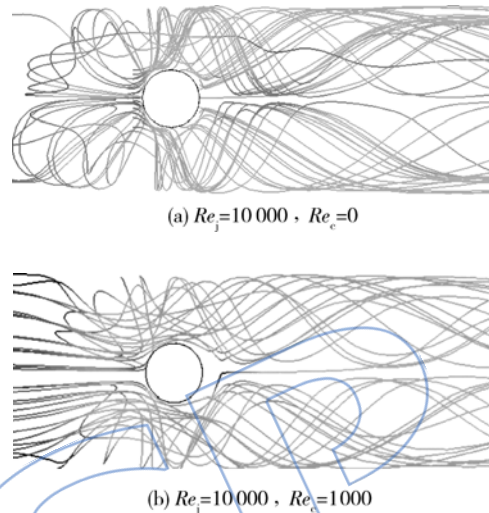


图 13 不同横流雷诺数时冲击点附近流线图

Fig. 13 Streamline around impingement point at different cross-flow Reynolds numbers

3 结 论

1) 在研究的横流范围内, 冲击靶面平均 $Nu_{av, is}$ 随冲击射流雷诺数 Re_j 的增大而增大, 且随横流雷诺数 Re_c 的增大而增大.

2) 冲击靶面前区努塞尔数 Nu_{fin} 随横流的增大而减小, 其原因在于 x 正向流动的横流加入后, 使上游壁面附近 x 负向流动的冲击散射气流流速绝对值变小, 与冲击靶面附近流体的掺混能力减弱, 导致该区域换热能力削弱.

3) 靶面冲击点附近及冲击靶面后区努塞尔数 Nu_{bin} 随横流的增大而增大, 原因是在冲击点上游附近出现马蹄涡的旋涡方向和冲击射流自身形成的卷吸涡拉伸涡对方向相同, 对拉伸涡对起到增强作用. 这两种涡作用的叠加效果使冲击靶面的换热得到增强.

参考文献:

- [1] Koopman R N, Sprrow E M. Local and average transfer coefficients due to an impinging row of jets[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1976, 19(6): 673-683.

- [2] Florschuetz L W, Su C C. Effects of crossflow temperature on heat transfer within an array of impinging jets[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1987, 109(1): 74-82.
- [3] 张大林, 常海萍, 韩东. 有初始横流的冲击壁面强化的换热特性实验研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(3): 269-272, 330-331.
ZHANG Dalin, CHANG Haiping, HAN Dong. An experimental study of heat transfer by jet impingement on roughened surface with initial crossflow[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(3): 269-272, 330-331. (in Chinese)
- [4] Taslim M E, Bethka D. Experimental and numerical impingement heat transfer in an airfoil leading-edge cooling channel with cross-flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011021(7 pages).
- [5] Vadiraj V, Katti, S, Prabhu V. Influence of streamwise pitch on the local heat transfer characteristics for in-line arrays of circular jets with crossflow of spent air in one direction[J]. Heat Mass Transfer, 2009, 45(9): 1167-1184.
- [6] 谭蕾, 张靖周, 谭晓茗. 非均匀横流作用下冲击射流冷却的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 528-532.
TAN Lei, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Numerical investigation of jet impingement cooling with non-uniform crossflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 528-532. (in Chinese)
- [7] Srinath V E, Sumanta A. Influence of cross flow-induced swirl and impingement on heat transfer in a two-pass channel connected by two rows of holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 281-287.
- [8] Florschuetz L W, Truman C R, Metzger D E. Streamwise flow and heat transfer distributions for jet array impingement with crossflow[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1981, 103(2): 337-342.
- [9] Goldstein R, Behbahani A. Impingement of a circular jet with and without cross flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1982, 25(9): 1377-1382.
- [10] Bouchez J P, Goldstein J. Impingement cooling from a circular jet in a cross flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1975, 18(6): 719-730.
- [11] Sebastian S, Bernhard W. CFD heat transfer predictions of a single circular jet impinging with crossflow[R]. AIAA 2006-3589, 2006.
- [12] 神家锐. 瞬态液晶传热测量技术[J]. 工程热物理学报, 1993, 14(2): 193-196.
SHEN Jiarui. Transient liquid crystal heat transfer measurement techniques[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1993, 14(2): 193-196. (in Chinese)