

旋转受限层板中隔板对层板流动 换热的影响

白国强, 常海萍

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值模拟的方法,研究了旋转受限层板结构中隔板对层板中冷却气体流动换热的影响机理.结果表明:隔板结构能够有效地提高层板的换热能力,旋转受限层板比不受限横流冲击层板的 Nu 高 18%,比不受限横流冲击出流层板的 Nu 高 15%.隔板导热条件下比绝热条件下的层板的 Nu 提高 10%~15%.在旋转受限层板中,冲击孔靠近旋转中心一侧换热能力随着旋转数的增加而降低,冲击孔远离旋转中心一侧换热能力随着旋转数的增加而增加.旋转的加入,可以有效地降低靶面上由于隔板的加入而导致的高温区的温度,旋转受限层板更适用于涡轮动叶.

关 键 词: 受限层板; 旋转; 隔板; 导热; 绝热

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of baffle plate of rotating limited lamilloy on flow heat transfer of lamilloy

BAI Guo-qiang, CHANG Hai-ping

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Using numerical simulation method, the effect of baffle plate on the flow heat transfer capacity of coolant air in rotating limited lamilloy was researched. The results show that the heat transfer capacity of lamilloy is enhanced evidently by baffle plate. Nu of the rotating limited lamilloy is 18% higher than that of unlimited transverse flow impact lamilloy, and 15% higher than that of the unlimited transverse flow impact lamilloy. The Nu in heat conduction baffle plate is 10% to 15% higher than that in heat insulation baffle plate. In the rotating limited lamilloy, the heat transfer capacity declines with the increase of the rotation number of impingement hole close to the rotating center, and increases with increasing rotation number of impingement hole far away from the rotating center. Rotation can effectively reduce the temperature of high temperature regions of the target surface because of the baffle plate. Rotating limited lamilloy is more suitable for turbine rotor.

Key words: limited lamilloy; rotation; baffle plate; heat conduction; heat insulation

层板冷却技术集冲击、对流传热于一体,被广泛应用于涡轮叶片冷却中.涡轮动叶相对于静叶而言,由于旋转导致了离心力和哥氏力,其内部流体的流动状况将更加复杂,因此有必要着重对其研究.国外学者对旋转状态的数值计算进行了大

量的探索,针对湍流模型的选取,Sathyamurthy, Bonhoff, Sleiti 等^[1-3]认为增强壁面雷诺应力模型(ERSM)对旋转流动换热的模拟较为准确.国外 Mattern, Parsons, Sung 等^[4-9]对旋转条件下冲击、冲击/气膜结构中叶片内外壁面相互导热的问

题进行了广泛的研究,研究认为叶片内壁面之间的导热对叶片内部的换热起到积极的作用.毛军逵等^[10]对小空间内冲击/气膜复合冷却换热特性进行了试验研究,得到了结构参数和流动参数对换热的影响.旋转受限层板由于隔板对横流的限制以及增加了换热面积,逐渐被广泛应用于层板冷却技术中.国内徐磊、张镜洋等^[11-14]在此基础上设计出了双层壁换热模型,采用隔板实现双层壁面之间的导热,并对常规冲击/气膜结构模型和双层壁模型进行了试验对比研究,研究认为在不同的流动和旋转状态下,后者强于前者换热能力15%以上.

本文主要在受限双层壁换热结构的基础上,简化模型,研究隔板在旋转受限层板中的作用及其对旋转受限层板中流动换热的影响机理.

1 模型选取

本文采用图1中3种模型进行研究:①横流冲击层板(图1(b));②横流冲击出流层板(图1(c));③旋转受限层板(图1(d)).3种模型结构中,进口孔和出口孔直径相同,板间距与进口孔直径之比 $z/d=5$,通道宽度与板间距之比 $w/z=2.5$,进口孔间距与进口孔直径之比 $b/d=15$,进口孔和出口孔间距与进口孔直径之比 $p/d=7.5$,隔板结构中隔板分割的层板腔长度与进口孔直径之比 $l/d=15$,层板壁厚与进口孔直径之比 $m/d=1.25$,隔板壁厚与进口孔直径之比 $n/d=0.625$,

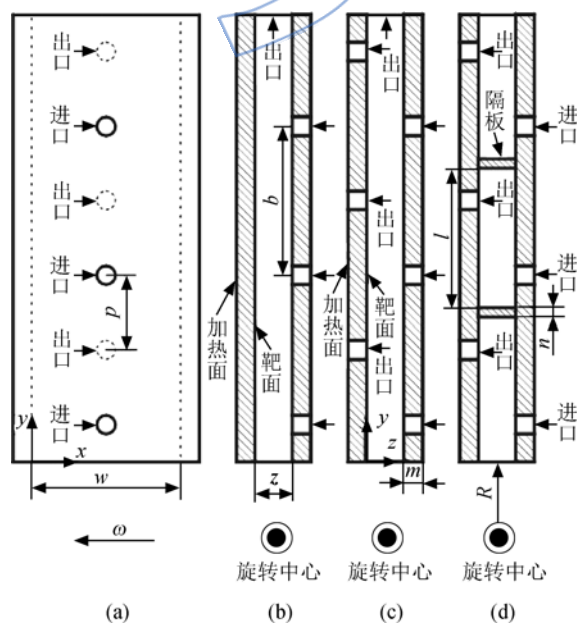


图1 3种层板结构示意图

Fig. 1 Sketch of three lamilloy structures

旋转半径 $R=500\text{ mm}$.在旋转受限层板中,考虑隔板的导热和绝热的影响.

采用 GAMBIT 2.3 软件生成网格.在流体域和固体域接触面之间进行网格加密处理.结构网格如图2所示.

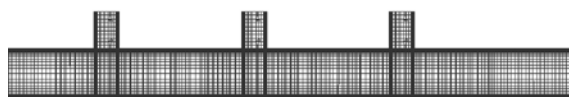


图2 结构网格

Fig. 2 Structural grids

2 参数定义

$$Nu = \frac{qd}{(T_w - T_f)\lambda}$$

式中 q 为加热面热流密度, d 为进口孔直径, T_w 为靶面平均温度, T_f 为冷气平均温度, λ 为空气导热系数.

冷气平均温度 T_f

$$T_f = (T_{in} - T_{out})/2$$

式中 T_{in} 为冷气进口温度, T_{out} 为冷气出口温度.

旋转数 N_{ro}

$$N_{ro} = \omega d / V_{in}$$

其中 ω 为旋转角速度, V_{in} 为冷气进口速度.

3 计算准确性验证

为了确保计算的准确性,首先进行了网格独立性验证,选用横流冲击出流层板结构进行验证, $Re=3000$, $z/d=5$.网格从 2×10^5 开始逐渐加密至 8×10^5 ,如图3所示,当网格数量达到 5×10^5 以上后,靶面 Nu 基本不再变化,选取 7×10^5 网格数量进行后续の数値计算.

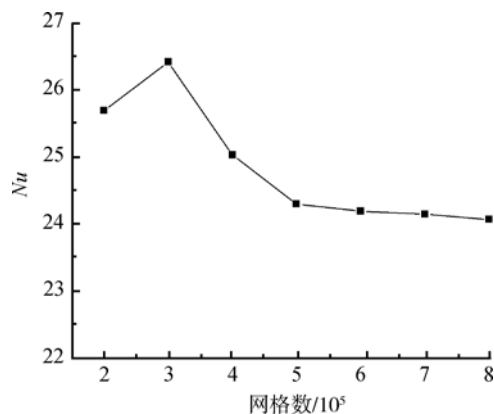


图3 网格独立性验证

Fig. 3 Independence verification of grids

以文献[15]所做的旋转单孔冲击试验数据为参考,验证数值计算的准确性,其模型如图4所示.采用标准 $k-\epsilon$ 模型(S $k-\epsilon$)、增强 $k-\epsilon$ 模型(E $k-\epsilon$)、标准壁面重整化群 $k-\epsilon$ 模型(SRNG)、增强壁面重整化群 $k-\epsilon$ 模型(ERNG)、标准壁面雷诺应力模型(SRSM)、增强壁面雷诺应力模型(ERSM)和切应力输运(SST) $k-\omega$ 模型分别验证.验证结果如图5所示.

从图5中可以看出,增强型壁面函数处理方法的计算结果接近试验值,ERSM 最接近试验数值,计算值与试验值的误差在 10%之内,所以本文采用 ERSM 模型.

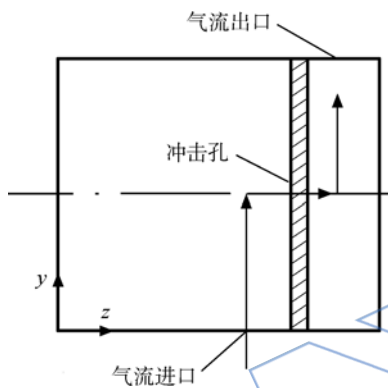


图4 湍流模型验证模型

Fig. 4 Verification model for turbulence model

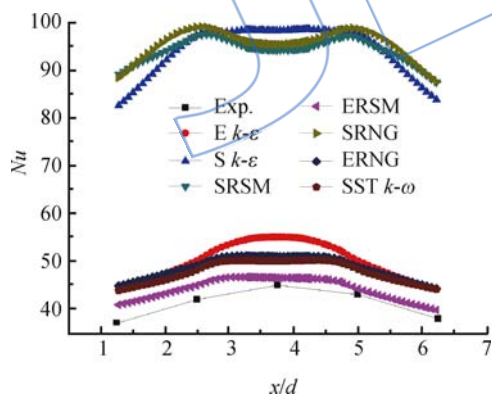


图5 计算结果与试验结果对比

Fig. 5 Comparison of experimental result and computational result

4 计算结果分析

以上述3种层板结构为研究对象,采用ERSM进行数值计算.进口采用质量流量进口(质量流量 $\dot{m}=3.39 \times 10^{-5}$ kg/s),加热面采用等热流密度加热,旋转半径 $R=500$ mm,旋转数 $N_{ro}=0 \sim 0.44$.

从图6可以看出,旋转受限层板要比普通不受限的横流冲击层板和横流冲击出流层板换热效果强.旋转受限层板比不受限横流冲击层板 Nu 高 18%左右,比横流冲击出流层板 Nu 高 15%左右.在横流冲击层板和横流冲击出流层板结构中,旋转的加入均降低了其换热效果,而且随着旋转数的增加, Nu 降低.而对于隔板冲击出流结构而言,其换热能力受旋转的影响相对较小.旋转条件相同的情况下,离心力和哥氏力作用相同,没有隔板时冲击射流的偏转程度比有隔板时偏转程度大,没有隔板时,层板中存在高速横流(图7(a)),

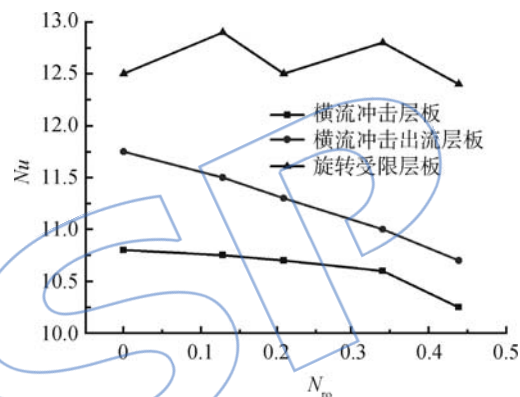


图6 3种层板结构 Nu 分布

Fig. 6 Nu distribution of three lamilloy structures

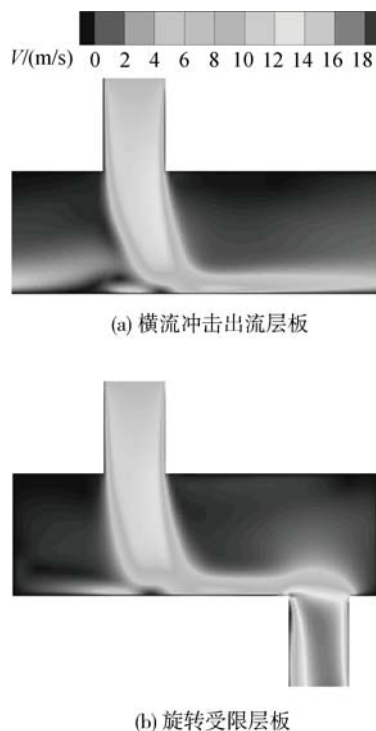


图7 $N_{ro}=0.33$ 时流体速度分布图

Fig. 7 Flow velocity profile at $N_{ro}=0.33$

横流减弱冲击射流的冲击作用,使其发生较大幅度地向远离旋转中心方向偏转,隔板的存在(图7(b))会阻碍靠近旋转中心一侧的横流对冲击射流的影响,降低冲击射流的偏转。

隔板的加入,还有利于靶面的热流密度通过导热的作用传递给隔板和冲击板,增加整个结构的换热面积,提高换热能力。

图8为隔板绝热和导热时,旋转受限层板内部各面热流密度传递分布图。从图中可以看出,隔板导热的情况下冲击板传递给冷气的热流密度明显大于隔板绝热的情况,而且隔板也参与换热,增加了换热面积,将更多的热流密度传递给冷气。说明隔板的导热作用能够大大强化层板结构与冷气之间热流密度的交换。

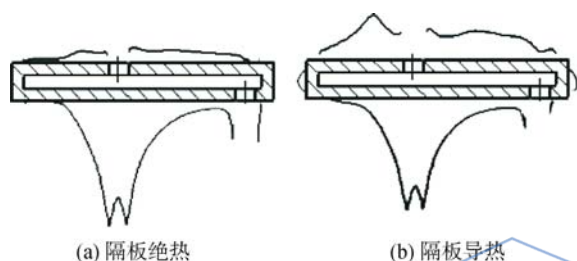


图8 旋转受限层板各壁面热流密度分布示意图

Fig. 8 Sketch of wall heat flux distribution of rotating limited lamilloy

旋转的加入,哥氏力使冲击射流发生偏移,减弱其冲击效果,而且横流受到背离靶面的哥氏力,同样降低了其换热能力。横流冲击出流层板,出流孔会将靠近旋转中心一侧的横流导出层板,减薄靶面附近的边界层,提高换热能力。

图9是隔板绝热和导热时 Nu 随旋转数的变化规律。可以看出隔板导热时 Nu 比隔板绝热时 Nu 高,高出将近10%~15%。主要是由于隔板参

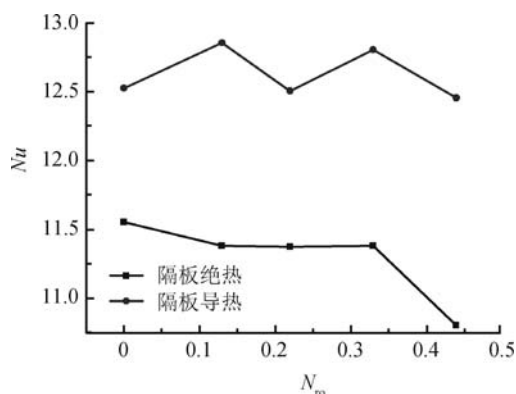


图9 隔板绝热和导热时的 Nu

Fig. 9 Nu of baffle of heat insulation and heat conduction

与换热,增加了换热面积,同时将更多的热流密度传递到冲击板上,强化了换热效果。

对于隔板导热的横流冲击出流层板,在中线处沿程 Nu 分布如图10所示。可以看出:在冲击孔靠近旋转中心一侧区域, Nu 随着旋转数的增加而降低,在冲击孔的远离旋转中心一侧, Nu 随着旋转数的增加而增加,由于受到离心力和旋转哥氏力对冲击射流的影响, Nu 峰值逐渐向远离旋转中心方向偏离。

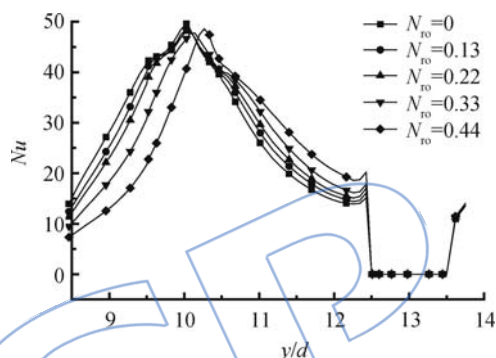
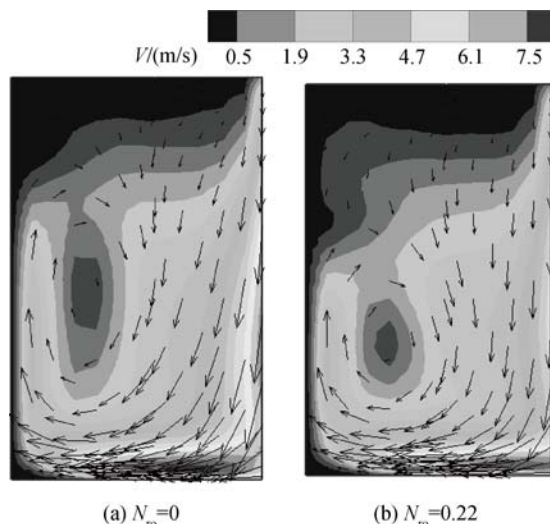


图10 横流冲击出流层板内部沿程 Nu 分布

Fig. 10 Nu distribution along the path of transverse flow impact lamilloy

对于冲击孔靠近旋转中心一侧区域,从图11中可以看出:随着旋转数的增加,速度矢量逐渐向远离旋转中心方向偏移,哥氏力和离心力对冲击射流的作用都是沿旋转半径指向远离旋转中心方向的,转速增加使冲击射流受到哥氏力与离心力的共同作用越来越明显,冲击射流向远离旋转中心方向偏斜,减弱流向旋转中心的流体速度,冷却空气冲击靶面后造成的壁面射流由于隔板阻挡而产生的涡被逐渐削弱,从而导致换热能力的降低。



(a) $N_{ro}=0$

(b) $N_{ro}=0.22$

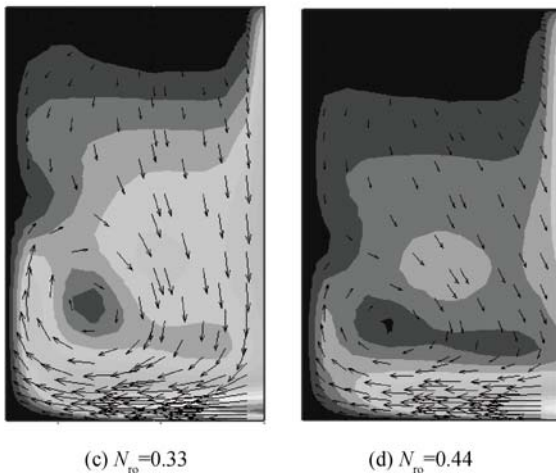


图 11 冲击孔靠近旋转中心一侧流体速度矢量图

Fig. 11 Flow velocity vector diagram of impingement hole close to the rotating center

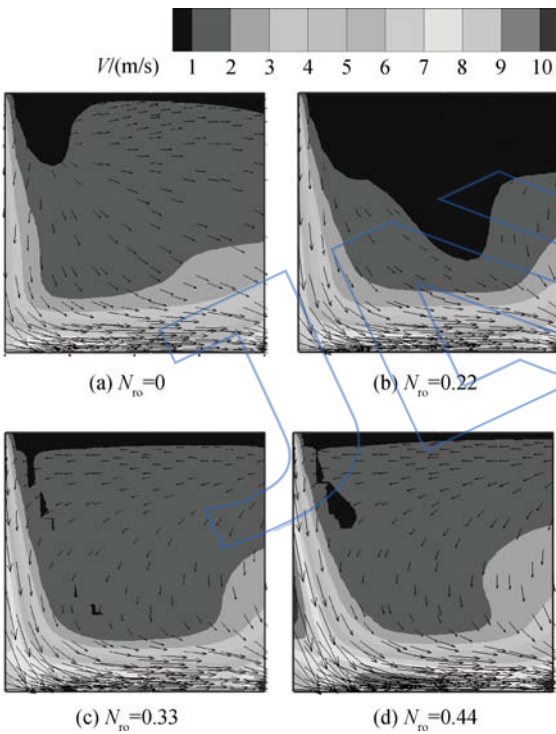


图 12 冲击孔远离旋转中心一侧流体速度矢量图

Fig. 12 Flow velocity vector diagram of impingement hole far away from the rotating center

从图 12 中可以看出,在冲击孔远离旋转中心一侧,由于旋转产生的离心力和哥氏力导致冲击射流发生向远离旋转中心方向的偏斜,致使大量高速流体偏向远离旋转中心方向,使得远离旋转中心方向边界层变薄,换热能力增强.转速越大,偏斜效应越大,从而提高了冲击孔远离旋转中心一侧流体的换热能力.

图 13 中,随着旋转数的增加,靶面高温区域

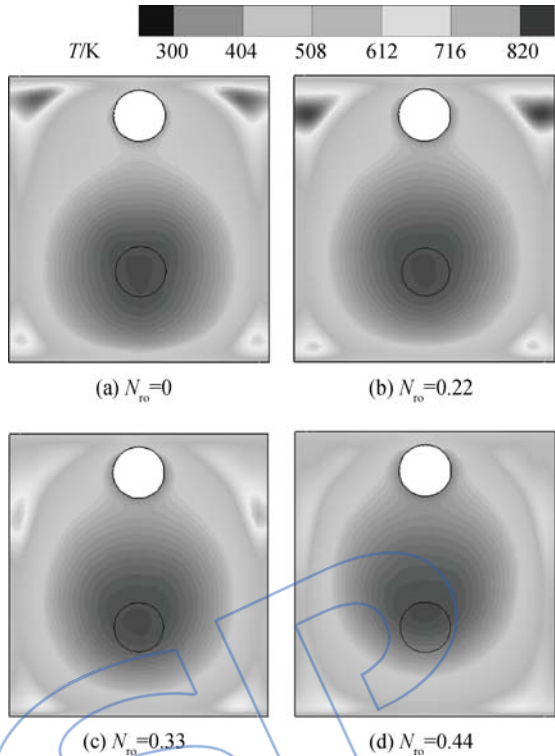
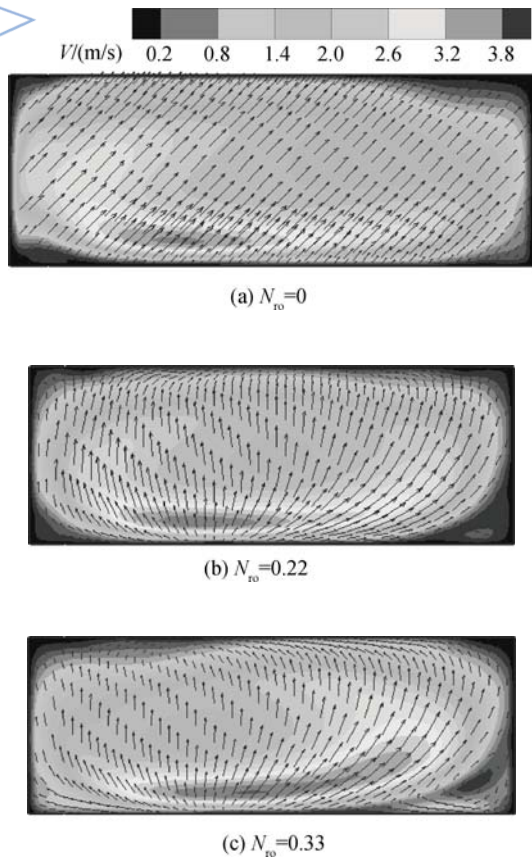


图 13 靶面温度分布图

Fig. 13 Temperature distribution of target surface



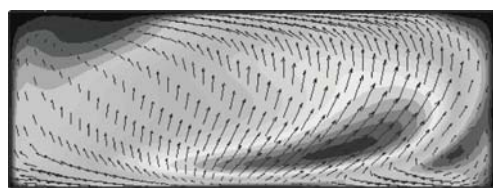
(d) $N_{10}=0.44$

图14 高温区流体速度矢量图

Fig. 14 Flow velocity vector diagram at the high temperature zone

逐渐消失. 从高温区域处的速度矢量图(图14)中看到, 随着旋转数的增加, 冲击射流受到离心力和哥氏力的偏转效应越来越明显, 靶面附近流体的高速区域逐渐向远离旋转中心方向偏移, 使远离旋转中心方向靠近靶面的流体的平均温度降低, 该区域冷流受到离心力较大, 同时离心力衍生的浮升力与离心力方向相同, 增加了该区域流体的速度, 从而导致了该区域流体受到哥氏力的影响增大, 哥氏力作用方向为背离靶面, 哥氏力衍生的浮升力的方向和哥氏力方向相同, 均背离靶面, 导致在该处流体发生分离, 高速的分离流体和隔板共同作用导致的涡致使此处边界层减薄, 从而换热能力增强, 降低了该区域的壁面温度. 在冲击孔的靠近旋转中心一侧的高温区, 可以看到此区域流体的流动方向基本是垂直于靶面向上的, 由于哥氏力的作用, 这部分流体会向旋转中心偏转, 使远离旋转中心的冷流体转移到了靠近旋转中心一侧, 靠近旋转中心的高温区也逐渐减弱.

5 结 论

通过数值研究, 针对本文研究的层板结构, 得到如下结论:

1) 旋转受限层板比不受限横流冲击层板换热能力高18%, 比不受限横流冲击出流层板换热能力高13%.

2) 隔板的导热和绝热会造成旋转受限层板换热能力10%~15%的差异.

3) 在旋转状态下, 冲击孔靠近旋转中心一侧靶面 Nu 随着旋转数的增加而降低, 冲击孔远离旋转中心一侧靶面 Nu 随着旋转数的增加而增加.

4) 旋转的加入, 可以有效地抑制由于隔板的加入而导致的靶面高温区.

参考文献:

[1] Sathyamurthy P S, Karki K C, Patankar S V. Prediction of

turbulent flow and heat transfer in a rotating square duct with a 180 degree bend[R]. ASME Paper 94-GT-197, 1994.

[2] Bonhoff B, Tomm U, Johnson B V, et al. Heat transfer predictions for rotating U-shaped coolant channels with skewed ribs and with smooth walls[R]. ASME Paper 97-GT-162, 1997.

[3] Sleiti A K, Kapat J S. Effect of Coriolis and centrifugal forces on turbulence and transport at high rotation and density ratios in a rib-roughened channel[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2008, 47(5): 609-619.

[4] Mattern C, Hennecke D K. Influence of rotation on impingement cooling[R]. ASME Paper 96-GT-161, 1996.

[5] Parsons J A, Han J C. Rotation effect on jet impingement heat transfer in smooth rectangular channels with heated target walls and radially outward cross flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1998, 41(13): 2059-2071.

[6] Parsons J A, Han J C, Lee C P. Rotation effect on jet impingement heat transfer in smooth rectangular channels with four heated walls and radially outward cross flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(1): 79-85.

[7] 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.

[8] Parsons J A, Han J C. Jet-impingement heat transfer in rotating channels with staggered extraction flow[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, 19(2): 156-162.

[9] Sung K H, Dong H L, Hyun L. Effect of jet direction on heat/mass transfer of rotating impingement jet[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(2): 2914-2920.

[10] 毛军逵, 郭文, 常海萍, 等. 小空间内冲击/气膜复合冷却换热特性试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 352-359.

MAO Junkui, GUO Wen, CHANG Haiping, et al. Experimental investigation of the local heat transfer of impinging cooling with outflow film in closed small space[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 352-359. (in Chinese)

[11] 徐磊, 常海萍, 潘金栋. 旋转条件下带出流孔的受限空间内冲击换热[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 149-152.

XU Lei, CHANG Haiping, PAN Jindong. Heat transfer of impingement in limited room configuration with effusion in rotating state[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 149-152. (in Chinese)

[12] 徐磊, 常海萍, 潘金栋. 旋转条件下“冲击/出流”双层壁内部换热试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1658-1662.

XU Lei, CHANG Haiping, PAN Jindong. Experimental research on heat transfer of “impingement/effusion” double-plate configuration in rotating state[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1658-1662. (in Chinese)

[13] 徐磊, 常海萍, 常国强. 叶片弦中区内部气膜孔局部换热特性研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 331-335.

XU Lei, CHANG Haiping, CHANG Guoqiang. Experi-

- mental investigation of the local heat transfer characteristics at the inner side of the midchord region near film cooling holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 331-335. (in Chinese)
- [14] 张镜洋,常海萍,徐磊. 转子叶片径向受限的“冲击-气膜出流”冷却结构流动与换热[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 125-139.
ZHANG Jingyang, CHANG Haiping, XU Lei. Flow and heat transfer characteristics of “impingement-film cooling” configuration in limited space of rotating blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 125-139. (in Chinese)
- [15] 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, 2004.
BAI Yunfeng. Numerical simulation and experiment research on the effect of rotation on jet impingement cooling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)