

射流孔交错偏置排布下的楔形凹表面 对流换热数值研究

关涛¹, 张靖周^{1,2}, 单勇¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 通过三维数值模拟的方法研究了射流孔交错偏置排布下的楔形凹表面对流换热, 在射流孔偏置间距比(L/d)为0~2.5、射流孔距凹腔前缘间距比(H/d)为6~12、射流冲击雷诺数(Re)为10000~28000的研究参数下, 研究结果表明射流孔交错偏置排布在凹腔中诱导复杂的涡流, 对应于射流冲击驻点区的局部表面传热系数得到增强; 相对于直线排布的射流孔, 小射流孔交错偏置比能够使得凹腔前缘附近沿弦向的展向平均努塞尔数相对射流孔直线排布方式有所改善, 随着射流孔交错偏置比增加, 沿弦向的展向平均努塞尔数最大值所对应的弦向位置逐渐向凹腔前缘下游迁移, 为了在保持凹腔前缘对流换热能力不受到显著削弱的前提下, 改善凹腔前缘附近的射流冲击对流换热能力, 射流孔交错偏置比宜选择在1倍射流孔直径左右。

关 键 词: 楔形凹表面; 射流冲击; 对流换热; 交错偏置; 数值模拟

中图分类号: V244.1

文献标志码: A

Numerical investigation of convective heat transfer on a wedge-shaped concave surface subjected to staggered offset impinging jets

GUAN Tao¹, ZHANG Jing-zhou^{1,2}, SHAN Yong¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Three-dimensional numerical simulations were conducted to investigate the convective heat transfer on a wedge-shaped concave surface subjected to staggered offset impinging jets. Under the presented parameters, such as offset spacing ratio (L/d) of 0~2.5, jet to concave leading edge spacing ratio (H/d) of 6~12, and jet Reynolds number (Re) of 10000~28000, the results showed that staggered offset of the impinging jets introduced complicated vortex flow inside the concave cavity and enhanced the local heat transfer correspondingly to the impingement stagnation zone. By comparison with the jets arranged in a line, relative little staggered offset of the impinging jets enhanced the laterally-averaged Nusselt number in the vicinity of concave leading edge. With the increase of offset spacing ratio, the chordwise location corresponding to the maximum laterally-averaged Nusselt number moved downwards. To improve the laterally-averaged Nusselt number in the vicinity of concave leading edge while maintaining local heat transfer capacity at the leading edge, the offset spacing ratio of 1 approximately is more appropriate.

击孔直径(d)为 0.8 mm,孔间距(P)为 $5d$;通过改变射流板的位置得到 3 种不同射流板距前缘的法向间距(H),依次为 $6d, 9d$ 和 $12d$;射流孔偏置距离(L)变化范围为 $0\sim 2.5d$,其中当 $L=0$ mm 时,射流孔排布在一条直线上且正对凹腔前缘;凹腔出流孔为缝槽形,缝宽(d_c)为 0.5 mm,与射流孔呈交错对应关系,距凹腔前缘顶点的法向距离为 G .坐标原点定义在凹腔前缘, $z=0$ 截面位于某个射流孔中心.表 1 为 3 种不同的冲击板距前缘法向间距所对应的冲击板宽度和狭缝出流距凹腔前缘顶点的法向距离.

表 1 不同 H/d 对应的 W 和 G 值

Table 1 Values of W and G corresponding to different H/d

参数	H/d		
	6	9	12
W/mm	8.4	9.6	10.5
G/mm	4.4	6.8	9.2

鉴于物理模型的周期性结构特征,计算域在 z 向选择 2 个射流孔间距,此时凹腔在 z 向的两个端壁可以处理为周期性边界.在计算过程中,相应的边界条件和物性参数选择如下:

进口边界条件:给定射流管进口的质量流量,所对应的射流冲击雷诺数(Re)分别为 28 000, 23 500, 19 000, 14 500 和 10 000;湍流度设定为 5% 且湍流特征长度为射流孔直径的 3%;气流温度为 300 K.

出口边界条件:设定为压力出口,静压为 101 325 Pa.

冲击靶面边界条件:采用无滑移壁面边界条件,壁面设为恒热流壁面,热流密度为 $10\,000\text{ W/m}^2$.

冲击板面边界条件:采用无滑移壁面边界条件,壁面设为绝热壁面.

1.2 计算方法

采用 Gambit 软件划分计算网格.网格划分时采用结构化与非结构化混合的网格系统,在射流孔附近采用适应能力较强的非结构化网格,其余部分采用结构化网格,以求提高网格对结构适应性的同时降低网格总数,从而提高计算效率.为了准确模拟射流冲击,在射流孔处采用局部加密,凹腔壁面附近采用了附面层网格加密.为了验证网格的独立性,本文设计了 4 套网格,网格数分别

为 50 万、100 万、160 万和 250 万,其差异主要是射流孔网格加密区及壁面近壁区加密造成的.网格试验结果表明,当网格数为 160 万时,射流孔处的速度、温度以及凹腔壁面的温度和换热系数分布不再随着网格的增加而变化.

计算利用 Fluent 软件,采用剪切应力输运 SST $k-\omega$ 湍流模型,本文计算中动量方程、湍流动能方程、耗散率方程及能量方程均采用二阶迎风格式进行离散,压力速度耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations-consistent) 算法;收敛精度 10^{-4} .

1.3 计算验证

验证模型取自文献[12,16],为半圆形凹腔射流冲击.其射流冲击雷诺数 $Re=23\,000$,射流孔间距为 4 倍射流孔直径,射流气体和凹腔壁面温差 $T_j-T_w=311\text{ K}(38\text{ }^\circ\text{C})$.图 3(a)为前缘线上的局部努塞尔数(Nu)计算值与文献[12,16]对比,图 3(b)为横截射流孔中心平面的弦线上的 Nu 计算值与文献[12,16]的对比,比较得出,除了在 $z/d=$

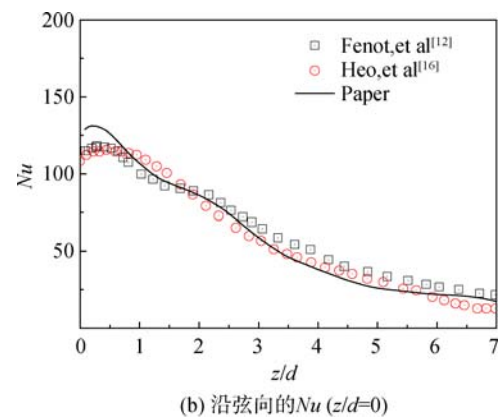
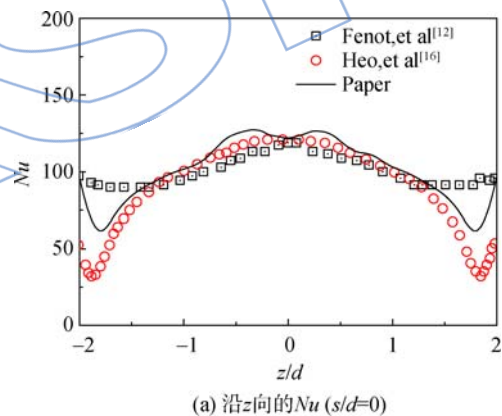


图 3 计算结果的模型验证($Re=23\,000, H/d=2$)
Fig. 3 Validation of the computational results with model test
($Re=23\,000, H/d=2, P/d=4$)

± 1.75 附近的计算值与文献中数据相差约 30% 之外,其他对比均相差在 12% 以内.在前缘线上 Nu 分布的计算结果中,表面传热系数在 $z/d = \pm 1.5$ 后下降显著,由于相邻射流冲击壁面后形成的壁面射流的相互作用,位于相邻射流孔中央的局部表面传热系数又得以提高.

2 计算结果与分析

2.1 凹腔内部流场和表面局部对流换热特征

图 4 为射流板距前缘的法向间距 $H/d=6$ 、射流冲击雷诺数 $Re=23\,500$ 下,位于 $z=0$ (横截

射流孔中心)的 x - y 截面上的流线和涡流强度 (ω_z) 云图.可以看出,当射流孔排布在一条直线上且正对凹腔前缘时 ($L/d=0$),射流冲击到楔形靶面后未能在凹腔内部形成明显的涡流,凹腔内射流孔两侧的流动对称.当射流孔布置偏离对称位置且交错排布时,凹腔内部的流动呈现出非对称性,随着 L/d 增大,在凹腔内部诱导出的涡流尺度随之增加,且涡核逐渐向凹腔前缘附近迁移;但是当射流孔偏距增加到某一数值后,在相对射流孔一侧的靶面与射流板结合部的拐角处形成相对较大的角涡区,导致近壁处的贴壁气流流动受到阻隔.

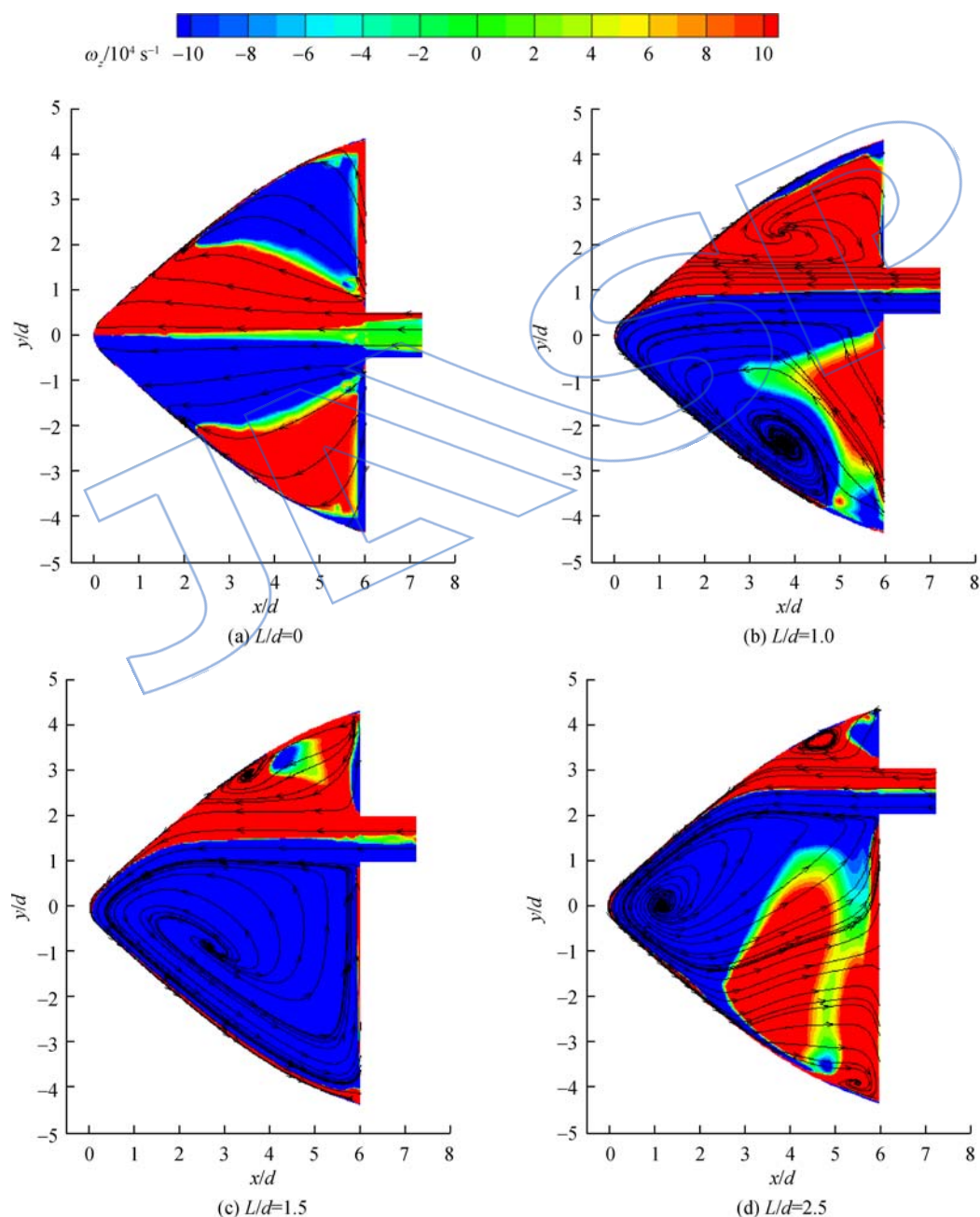


图 4 不同偏置间距下流线和涡强度云图 ($z=0$)

Fig. 4 Effect of L/d on streamlines and vorticity contours at the $z=0$ plane

图5为 $H/d=6$, $Re=23500$ 下,不同射流孔偏置距离比 L/d 对凹腔表面对流换热的影响.可以看出,射流孔呈直线排布时,凹腔前缘表面上的射流冲击驻点区 Nu 较高,邻近凹腔出流狭缝附近,由于出流的溢流效应使得局部对流换热得到了一定增强,在相邻射流驻点形成的沿弦向的壁面射流区出现对流换热最弱的局部区域;对于射流孔交错偏置方式,由于射流对靶面的垂直冲击

间距较射流孔直线排布方式有所减小,因此对应于射流冲击驻点区的局部表面传热系数得到增强,此时相对射流孔的一侧由于凹腔内部诱导出的涡流作用,对流换热也在较大的区域上具有较高的数值;相较于无偏置的射流孔直线排布, $L/d=1.0, 1.5, 2.5$ 对应的驻点处局部分别增大了80%,109%和77%,呈现出先增大后减小的趋势.

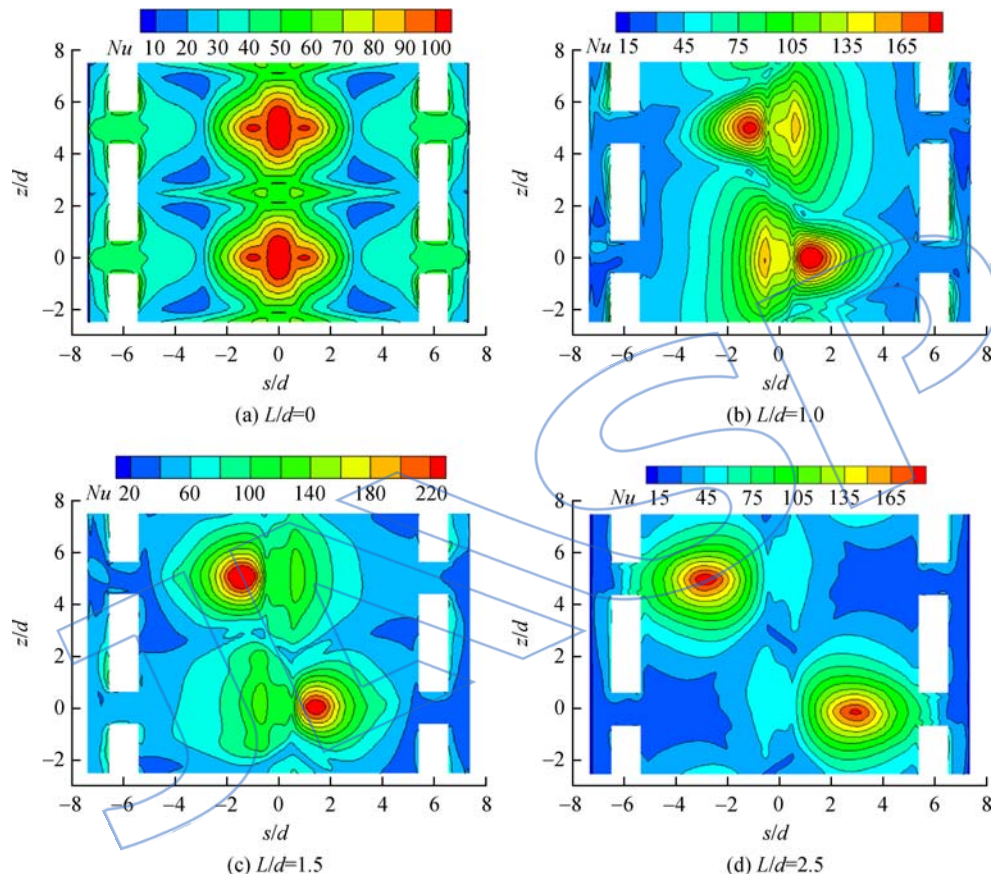


图5 射流孔偏置排布对楔形凹腔表面换热的影响

Fig.5 Effect of L/d on Nusselt numbers distribution on wedge-shaped surface

2.2 射流孔偏距对楔形凹表面对流换热的影响

图6显示了在射流雷诺数 $Re=23500$ 时,不同 H/d 下的偏置间距对沿弦向的展向平均 Nu 分布影响.这里,沿弦向的展向平均 Nu 定义为

$$Nu_{ave,s} = \frac{1}{P} \int_0^P Nu(s, y) dy$$

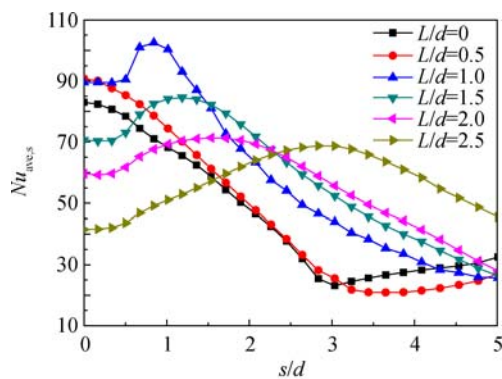
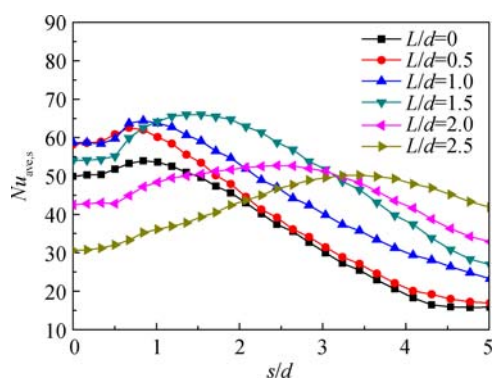
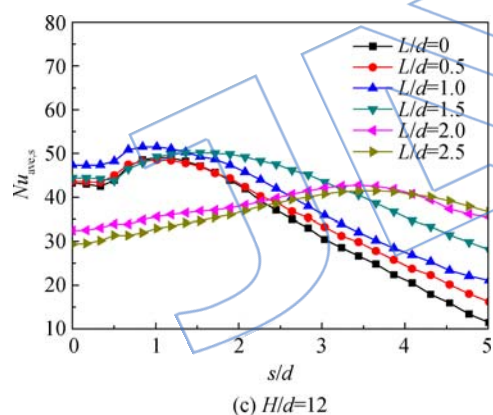
式中 $Nu(s, y)$ 为冲击靶面的局部努塞尔数.

在3种 H/d 下,小的射流孔交错偏距比能够使得凹腔前缘的 $Nu_{ave,s}$ 相对射流孔直线排布方式有所改善,譬如: $H/d=6$ 时, $L/d=0.5, 1.0$; $H/d=9$ 和 12 时, L/d 的值可以达到 1.5 ;而大的射流孔交错偏距比则导致凹腔前缘的 $Nu_{ave,s}$ 减

小,这主要是由于射流冲击驻点偏离前缘线所引起的.随着射流孔交错偏距比增加,沿弦向的展向平均 Nu 最大值逐渐向凹腔前缘下游迁移.

从图6中,也可以看出 H/d 对 $Nu_{ave,s}$ 分布影响.随着冲击板距前缘法向间距的增大,楔形凹腔表面 $Nu_{ave,s}$ 呈下降趋势.其原因在于,冲击板距前缘的法向间距减小,缩短了射流对靶面的冲击距离,有利于提高冲击驻点区的局部表面传热系数.

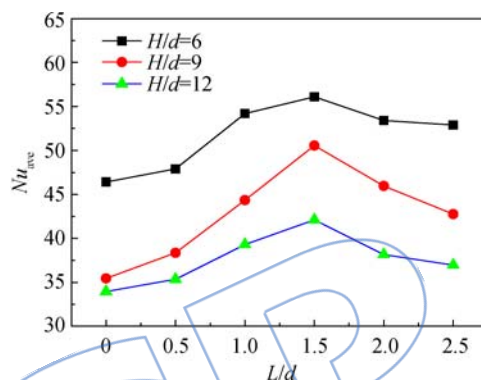
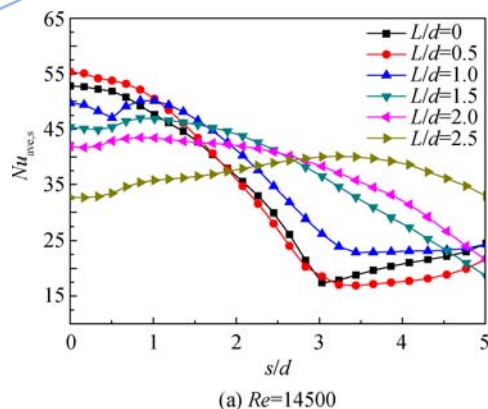
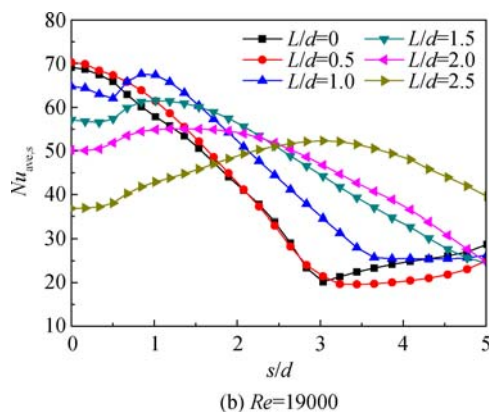
为了评价楔形凹腔前缘区域的对流换热能力,选择如图2(a)所示的前缘线两侧 $s=5d$ 的区域作为基准面积,对局部表面传热系数进行面积平均,得到的结果如图7所示.可以得出:和

(a) $H/d=6$ (b) $H/d=9$ (c) $H/d=12$ 图6 不同 H/d 下偏置间距比对沿弦向的展向平均 Nu 分布影响Fig. 6 Effect of L/d on laterally-averaged Nusselt numbers along s direction under different H/d

$L/d=0$ 时所得到的面积平均努塞尔数 (Nu_{ave}) 相比, 在 $H/d=6$ 时, $L/d=0.5, 1.0, 1.5, 2.0$ 和 2.5 分别增大了 3.2% , 16.8% , 20% , 15% 和 14% ; 在 $H/d=9$ 时, 分别增大了 8.2% , 25.1% , 42.6% , 29.6% 和 20.6% ; 在 $H/d=12$ 时, 分别增大了 4.1% , 15.8% , 24% , 12.4% 和 8.8% 。此外, 与 $H/d=6$ 相比, 在 $L/d=0.5, 1.0, 1.5, 2.0$ 和 2.5 下, $H/d=9$ 所对应的 Nu_{ave} 分别降低了 30.9% , 24.9% , 22.2% , 11% , 16.2% 和 23.7% ;

$H/d=12$ 所对应的 Nu_{ave} 分别降低了 36.7% , 35.5% , 37.9% , 33.2% , 40% 和 43% 。

图8给出了 $H/d=6$ 时, 不同射流冲击雷诺数下的的偏置间距对 $Nu_{ave,s}$ 分布影响。随着射流冲击雷诺数的增大, 楔形凹腔表面对流换热不断强化。注意到, 在 $Re=14500$ 和 19000 时, 只有当射流孔交错偏距比为 0.5 时才能够使得凹腔前缘的 $Nu_{ave,s}$ 相对射流孔直线排布方式有所改善; 在

图7 偏置间距比对前缘特定区域面积平均 Nu 的影响Fig. 7 Effect of L/d on area-averaged Nusselt numbers around leading edge of wedged-shaped concave(a) $Re=14500$ (b) $Re=19000$

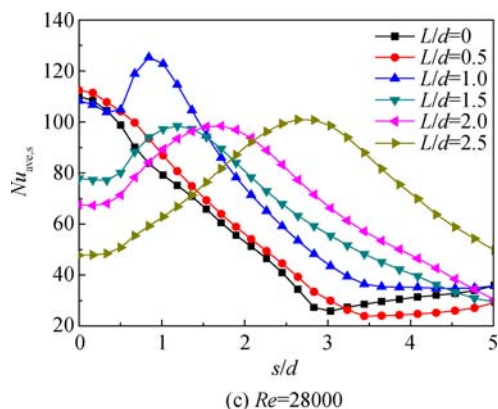


图8 不同 Re 下偏置间距比对沿弦向的展向平均 Nu 分布影响

Fig. 8 Effect of L/d on laterally-averaged Nusselt numbers along s direction under different Re

$Re=23\,500$ 和 $28\,000$ 时,射流孔交错偏距比在 1.0 时依然能保持凹腔前缘对流换热能力不受到削弱。

为了在保持凹腔前缘对流换热能力不受到显著削弱的前提下,改善凹腔前缘附近的射流冲击对流换热能力,射流孔交错偏距比宜选择在 1 倍射流孔直径左右;同时减小冲击板距前缘的法向间距可以显著改善凹腔前缘的对流换热能力。

3 结 论

1) 当射流孔布置偏离对称位置且交错排布时,凹腔内部的流动呈现出非对称性,在凹腔内部诱导出复杂的涡流,随着射流孔偏距增大,涡流尺度随之增加,且涡核逐渐向凹腔前缘附近迁移;当射流孔偏距增加到某一数值后,在相对射流孔一侧的靶面与射流板结合部的拐角处形成相对较大的角涡区。

2) 对于射流孔交错偏置方式,对应于射流冲击驻点区的局部表面传热系数得到增强,小射流孔交错偏距比能够使得凹腔前缘沿 $Nu_{ave,s}$ 相对射流孔直线排布方式有所改善,随着射流孔交错偏距比增加, $Nu_{ave,s}$ 最大值对应的弦向位置逐渐向凹腔前缘下游迁移。

3) 在本文所研究结构下,射流孔交错偏距比选择在 1 倍射流孔直径左右可以在保持凹腔前缘对流换热能力不受到显著削弱的前提下,改善凹腔前缘附近的射流冲击对流换热能力;同时减小冲击板距前缘的法向间距可以显著改善凹腔前缘的对流换热能力。

参考文献:

- [1] Brawn J K, Raghunathan S, Watterson J K, et al. Heat transfer correlation for anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(1): 65-70.
- [2] Cebeci T, Kafyeke F. Aircraft icing[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(1): 11-21.
- [3] 卜学琴, 林贵平, 郁嘉. 三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2495-2500. BU Xueqin, LIN Guiping, YU Jia. Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2495-2500. (in Chinese)
- [4] Weigand B, Spring S. Multiple jet impingement: a review[J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(2): 101-142.
- [5] Nirmalkumar M, Katti V, Prabhu S V. Local heat transfer distribution on a smooth flat plate impinged by a slot jet[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(1/2/3): 727-738.
- [6] Choi M, Yoo H S, Yang G, et al. Measurements of impinging jet flow and heat transfer on a semi-circular concave surface[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43(10): 1811-1822.
- [7] Kayansayan N, Kucuka S. Impingement cooling of a semi-cylindrical concave channel by confined slot air jet[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2001, 25(6): 383-396.
- [8] Sharif M A R, Mothe K K. Parametric study of turbulent slot-jet impingement heat transfer from concave cylindrical surfaces[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2010, 49(2): 428-442.
- [9] Yang Y T, Wei T C, Wang Y H. Numerical study of turbulent jet impingement cooling on a semi-circular concave surface[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(1/2/3): 482-489.
- [10] Oztekin E, Aydin O, Avci M. Heat transfer in a turbulent slot jet flow impinging on concave surfaces[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2013, 44(5): 77-82.
- [11] Wright W B. Anevaluation of the jet impingement heat transfer correlations for piccolo tube application [R]. AIAA-2004-0062, 2004.
- [12] Fenot M, Dorignac E, Vullierme J J. An experimental study on hot round jets impinging on a concave surface[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(4): 945-956.
- [13] Fregeau M, Gabr M, Paraschivoiu I. Simulation of heat transfer from hot-air jets impinging a three-dimensional concave surface[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 721-725.
- [14] Pellissier M P C, Habashi W G, Pueyo A. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 265-276.

- [15] Tawfek A A. Heat transfer studies of the oblique impingement of round jets upon a curved surface[J]. Heat and Mass Transfer, 2002, 38(6): 467-475.
- [16] Heo M W, Lee K D, Kim K. Y. Parametric of study and optimization of staggered inclined impinging jets on a concave surface for heat transfer augmentation[J]. Numerical Heat Transfer, 2012, 61(6): 442-462.
- [17] 单文娟, 毛军逵, 李毅, 等. 斜向冲击强化换热特性试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 701-708.
SHAN Wenjuan, MAO Junkui, LI Yi, et al. Experiment on heat transfer characteristics with inclined impingement [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 701-708. (in Chinese)
- [18] 刘海涌, 刘存良, 武文明, 等. 斜射流梯形腔内靶面的冲击冷却换热特性实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 385-391.
LIU Haiyong, LIU Cunliang, WU Wenming, et al. Experimental investigation on heat transfer characteristics on target wall in a trapezoid duct with incline impingement jets [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 385-391. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼、叶 青)

JALSP