

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.05.018

半圆柱形凹靶面单排射流冲击换热实验研究

刘锡晨¹, 吕元伟¹, 张靖周^{1,2}

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京, 210016; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

摘要: 对半圆柱形凹靶面单排圆形喷管和冠齿形喷管射流冲击换热进行了实验研究。凹形靶面直径与喷管直径之比 D/d 为 10, 射流孔节距与直径之比 W/d 为 5, 射流雷诺数分别为 5 000、10 000 和 20 000, 冲击间距比 H/d 分别为 2、4、6 和 8。实验结果表明: 两种形状喷管均在冲击间距比 $H/d=4$ 时获得最强的驻点对流换热, 但凹靶面前缘附近纵向平均努塞尔数基本呈现随射流冲击间距增加而减小的单调变换趋势; 相对于圆形喷管, 冠齿喷管射流冲击使得凹形靶面前缘线上的纵向平均努塞尔数最大提高幅度约为 16%, 凹形靶面前缘 $\pm 2d$ 区域的面积平均努塞尔数最大提高幅度约为 18%。

关键词: 射流冲击; 冠齿喷管; 凹形靶面; 对流换热

中图分类号: V244.1

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2020)05-0808-09

Experimental Investigation of Single-Row Jet Impingement Heat Transfer on Semi-cylindrical Concave Surface

LIU Xichen¹, LYU Yuanwei¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing, 210016, China; 2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-engine, Beijing, 100191, China)

Abstract: Experimental investigations are performed on the single-row jet impingement heat transfer onto a semi-cylindrical concave surface. Two kinds of nozzle shapes are taken into consideration. They are circular nozzle and chevron nozzle. The semi-cylindrical concave surface has a diameter ratio (D/d) of 10. The jet-to-jet pitch is $5d$. The experiments are conducted under three Reynolds numbers ($Re=5\ 000$, $10\ 000$, and $20\ 000$) and four dimensionless nozzle-to-surface distances ($H/d=2$, 4 , 6 , and 8). The results show that both nozzles achieve their respective maximum stagnation Nusselt numbers at $H/d=4$. However, the longitudinally-averaged Nusselt number in the vicinity of concave leading is monotonously reduced with the increase of nozzle-to-surface distance in general. The chevron nozzle is confirmed to produce higher convective heat transfer than that of circular nozzle. In comparison with the circular nozzle jet impingement, the maximum increase of longitudinally-averaged Nusselt number at the concave leading is about 16% and the maximum increase of the locally area-averaged Nusselt number in the vicinity of concave leading (within $\pm 2d$) is about 18%, produced by the chevron-nozzle jet impingement.

Key words: jet impingement; chevron nozzle; concave surface; convective heat transfer

基金项目: 国家自然科学基金(51776097)资助项目。

收稿日期: 2019-05-21; **修订日期:** 2019-11-11

通信作者: 张靖周, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhangjz@nuaa.edu.cn。

引用格式: 刘锡晨, 吕元伟, 张靖周. 半圆柱形凹靶面单排射流冲击换热实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(5): 808-816. LIU Xichen, LYU Yuanwei, ZHANG Jingzhou. Experimental investigation of single-row jet impingement heat transfer on semi-cylindrical concave surface[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(5): 808-816.

射流冲击能够获得很高的驻点区局部对流换热,在飞行器机翼和发动机进口部件热气防冰系统中具有重要的作用^[1-4]。对于热气防冰系统设计而言,尽可能地减少引气量,实现热气防冰效果是一个重要的研究需求,迫切需要发展高效的射流冲击传热强化策略^[5]。

大量研究表明,射流喷管形状是一个影响射流冲击换热的关键因素,通过改变射流孔形状强化射流冲击传热是一个主要的技术途径^[6-8];同时利用射流出口的涡激励也是一个强化射流冲击传热的策略^[9-10]。冠齿喷管是一种近年来发展的异型喷管形式,它具有喷管形状和涡激励双重影响机制,Violoato等^[11-12]通过详细的流场测试揭示了冠齿喷管射流流场存在明显的涡环相干结构,由于其出口形状的改变以及局部诱导的流向涡改变了射流剪切层结构和卷吸掺混过程,增强了趋近靶面的射流湍流强度,进而强化了射流在冲击驻点附近的换热效果;Vinze等^[13]实验研究了10种不同结构参数的冠齿喷管射流冲击换热,分析了锯齿数和锯齿穿透角度对平直靶面射流冲击对流换热的影响,相对于常规圆形喷管,冠齿形喷管射流冲击的靶板局部努塞尔数增加26%~38%;吕元伟等^[14]实验研究了平直表面单个冠齿喷管射流冲击换热,研究表明冠齿射流在射流驻点附近的平均努塞尔数相对圆形射流的增加幅度在15%至30%之间。Guan等^[15-16]结合发动机进气整流锥的热气防冰结构,通过数值计算和实验研究获得了圆形喷管和冠齿喷管射流冲击锥形凹壁的综合加热效果,但未对其对流换热特性开展研究。

目前冠齿喷管射流冲击换热研究主要针对单个管喷管和平直靶面。众所周知,冲击靶面的形状对于射流冲击换热具有显著的影响,相关研究表明靶面曲率效应不仅影响壁面射流的流动,而且凹腔内部的大尺度环流结构还影响趋近靶面的射流结构以及射流驻点附近的流体温度^[17-19]。Zhou等^[20]近期对半圆柱形凹靶面单个圆形喷管射流冲击换热进行了实验研究,其研究结果表明表面相对曲率(d/D ,射流喷管直径与凹形靶面直径之比)对于射流冲击换热具有不同的影响效果,对于固定的凹形靶面直径,增加表面相对曲率(即增大射流喷管直径)可以提高射流冲击的驻点和平均对流换热;相反,对于固定的射流喷管直径,增加表面相对曲率(即减小凹形靶面直径)则削弱射流冲击换热。

飞机机翼、发动机进口短舱和整流支板前缘等热气防冰结构可以抽象为凹形靶面的多股射流冲

击换热物理模型^[1-4]。为阐明半圆柱形凹靶面上冠齿形喷管相对于圆形喷管的换热强化作用,本文开展了单排射流冲击的对流换热实验研究。

1 实验装置

实验系统如图1(a)所示,冲击射流由空气压缩机提供,经过调节阀和流量控制器进入射流腔再分配至单排各射流喷管。射流喷管直径 d 为10 mm、长径比 l/d 为12,以使得射流出口具有充分发展的速度剖面。在凹靶面或凹腔的纵轴方向(z 向)布置3个射流喷管,相邻射流喷管之间的节距 W 恒定为 $5d$,如图1(b)所示,凹形靶面的直径 D 和纵向长度 L 分别为 $10d$ 和 $15d$,在纵向两端由盖板封闭,以使得射流冲击至加热靶面后沿曲面弧线方向流出。冲击靶板由支撑框架和加热膜片组成,支撑框架由厚度5 mm的耐热板(导热系数 $0.05 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$)镂空制备,将厚度为0.05 mm的铜镍铬合金加热膜黏附在凹形支撑框架外侧,两端由铜棒压紧,热膜加热的电流由直流稳压电源提供。为了减少加热膜向环境的散热损失,在凹形靶面外侧加装隔热箱,正对加热膜一侧的隔热壁上开设红外监测窗口,安装红外透过率达0.97的红外玻璃,加热表面温度由红外热像仪测量。

射流喷管轴线垂直于凹腔基底平面且与凹靶面前缘相交,如图2(a)所示。本文采用两种喷管结构,即圆形喷管和冠齿喷管。根据吕元伟等^[14]的前

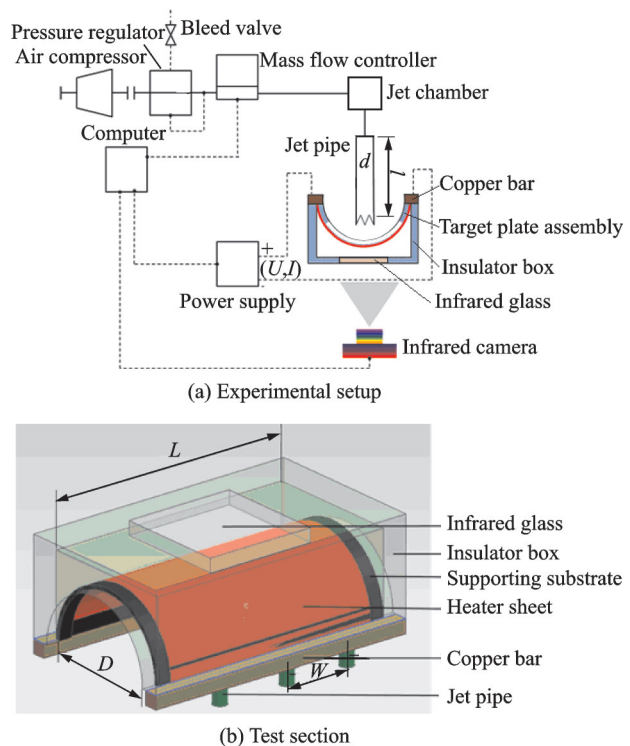


图1 射流冲击实验装置示意图

Fig.1 Schematic test setup of jet impingement

期研究,冠齿喷管采用6-锯齿的结构形式,如图2(b)所示,6个锯齿在周向均匀布置,锯齿为弧齿,齿尖轴线与喷管轴线平行,凹形靶面前缘线对应于锯齿的齿谷;锯齿高度 a 为6 mm,锯齿根部对应的弧长 B 为 $\pi d/6$ 。

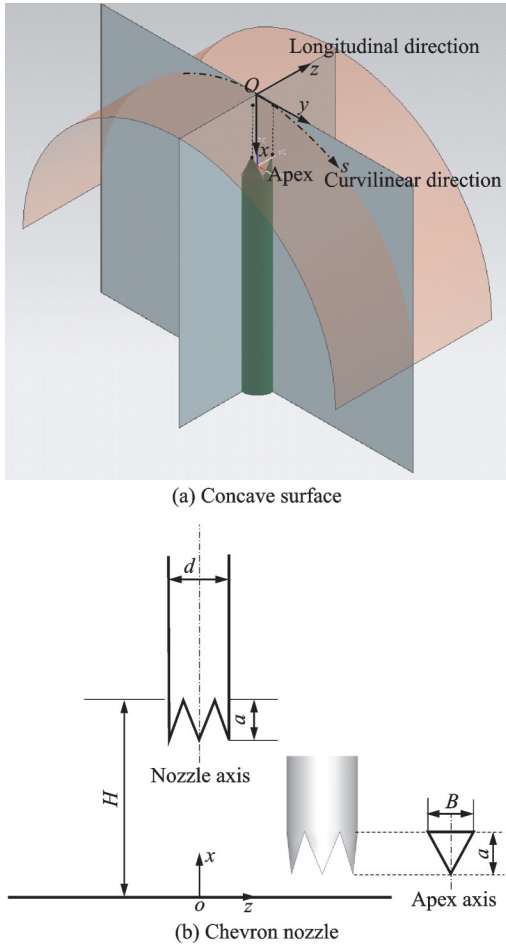


图2 凹形靶面和冠齿结构示意图

Fig.2 Schematic concave surface and chevron nozzle

按照已有的研究^[12-14],射流冲击间距 H 定义为锯齿根部至冲击靶面的距离,实验中通过靶板位移机构调节冲击间距比 H/d 。坐标系原点定位于凹表面前缘和中间喷管轴线的相交点。

2 实验测试和数据处理

对于多股射流冲击,射流雷诺数 Re 按照平均射流速度进行定义,即

$$Re = \frac{u_j d}{\nu} \quad (1)$$

式中: ν 为射流的运动黏度; u_j 为射流的平均速度。通过调节阀和流量控制器进行控制,本文射流雷诺数分别为5 000,10 000和20 000。

加热表面温度采用工作波段为8~14 μm 的红外热像仪测试,预先将加热表面均匀地喷涂黑漆,

使得被测表面的发射率均匀且接近于1(标定实验结果表明测试表面的发射率约为0.96)。

在实验过程中,加热膜的电加热输入热流密度 q_{joule} 由两部分热流所平衡,即加热膜背侧表面(相对于射流冲击侧)与环境的散热热流密度 q_s ,加热膜冲击侧的射流对流换热 q_c^{front} 。由此,射流冲击的局部对流换热系数确定为

$$h = \frac{q_c^{\text{front}}}{T_w - T_j} = \frac{q_{\text{joule}} - q_s}{T_w - T_j} \quad (2)$$

式中: T_j 为冲击射流温度,由喷嘴出口处的热电偶测得; T_w 为加热膜温度,由红外热像仪测得。

电加热输入热流密度由通过加热膜的电流和电压测得,恒定为4 500 W/m^2 ;加热膜背侧表面的散热热流密度由隔热箱外表面上的热电偶测量温度、按照自然对流换热方式处理,即

$$q_s = h_{\text{nb}}(T_b - T_a) \quad (3)$$

式中: T_a 和 T_b 分别为环境温度和隔热箱外表面上的平均温度; h_{nb} 为自然对流换热系数,按照有限垂直表面的自然对流经验关联式预估^[21]。散热热流密度约占电加热输入热流的5%。

射流冲击努塞尔数 Nu 定义为

$$Nu = \frac{hd}{k} \quad (4)$$

式中: d 为射流管直径; k 为射流的导热系数。

采用局部努塞尔数 Nu_{local} 和沿凹靶面曲率方向的纵向平均努塞尔数 $Nu_{\text{av},s}$ 比较两种喷管的换热效果。对于局部努塞尔数 Nu_{local} ,主要沿凹靶面曲率方向(s 方向)和纵轴方向(z 方向)拾取数据。基于平均努塞尔数 $Nu_{\text{av},s}$ 的计算方法为:将凹形曲面沿弧线方向展开,如图3所示,将局部努塞尔数在中央射流附近的一个射流节距($W=5d$)内进行线平均。具体表达式如下

$$Nu_{\text{av},s} = \int_{-2.5d}^{2.5d} \int_s^{s+\Delta s} \frac{Nu(s,z) ds dz}{5d\Delta s} \quad (5)$$

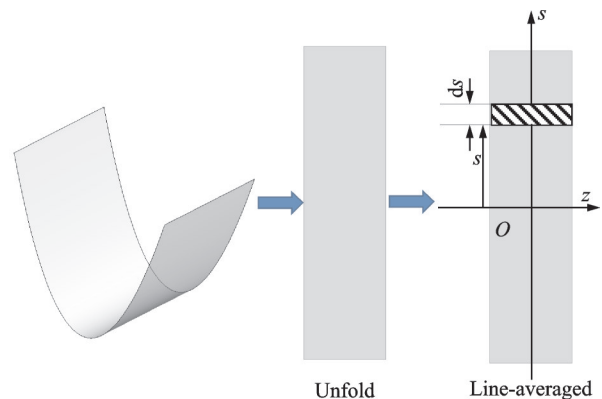


图3 纵向平均努塞尔数确定方式

Fig.3 Deduction of longitudinally-averaged Nusselt number

具体的实验参数如表 1 所示,实验过程中还对射流温度和环境温度进行了监测。

Nu 数的测试不确定度来自各独立测试参数的测试误差。根据误差传递分析方法^[22],有

表 1 实验参数

Table 1 Experimental parameters	
名称	数值
冲击距离 H/d	2, 4, 6, 8
射流雷诺数 Re	5 000, 10 000, 20 000
热参数	$q_{\text{joule}}=4\ 500\ \text{W/m}^2$
射流温度 T_j	297.3~304.7 K
环境温度 T_a	297.3~303.9 K

表 2 独立测试量的不确定度

Table 2 Standard uncertainties of independent parameters

参数	误差来源	最大不确定度
q_{joule}	Voltage (V), $\pm 2\%$	$\frac{\Delta q_{\text{joule}}}{q_{\text{joule}} - q_s} = \pm 2.6\%$
	Current (I), $\pm 1\%$	
	Effective area of heating foil, $\pm 1\%$	
q_s	Temperature (T_b), $\pm 0.5\ ^\circ\text{C}$	$\frac{\Delta q_s}{q_{\text{joule}} - q_s} = \pm 1.0\%$
	Temperature (T_a), $\pm 0.5\ ^\circ\text{C}$	
	Empirical relation (h_{nb}), $\pm 10\%$	
T_w	Temperature (T_w) $\pm 1.0\ ^\circ\text{C}$	$\frac{\Delta T_j}{T_w - T_j} = \pm 5.6\%$
T_j	Temperature (T_j) $\pm 0.5\ ^\circ\text{C}$	$\frac{\Delta T_j}{T_w - T_j} = \pm 2.8\%$
k	Temperature effect, $\pm 2\%$	$\frac{\Delta k}{k} = \pm 2.0\%$
d	Manufacture error, $\pm 1.5\%$	$\frac{\Delta d}{d} = \pm 1.5\%$

3 实验结果与分析

3.1 局部努塞尔数分布

图 4 和图 5 分别为圆形和冠齿喷管在 $Re=5\ 000$ 时的射流冲击半圆柱凹形靶板的局部努塞尔数云图,图 6 和图 7 分别为圆形和冠齿喷管在 $Re=20\ 000$ 时的射流冲击半圆柱凹形靶板的局部努塞尔数云图。可见,无论对于圆形喷管和冠齿喷管,射流冲击间距对于射流冲击换热均具有显著的影响,在较小的射流冲击间距下,由于射流冲击表面后形成的壁面射流流动能力强,在凹形靶板前缘附近形成相互间的有效融合,如图 4(a)、5(a)、6(a)和 7(a)所示,但在较大的射流冲击间距下,各股射流的射流冲击换热趋近于单股射流,如图 4(d)、5(d)、6(d)和 7(d)所示。对比两种喷管结构,冠齿喷管除了在射流驻点区具有更高的对流换热能力之外,也

$$Nu = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (6)$$

$$\Delta Nu = \pm \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial Nu}{\partial x_i} \Delta^2(x_i) \right)^2 \right]^{1/2} \quad (7)$$

式中: f 为影响 Nu 数测试的独立参数(x_1, x_2, \dots, x_n) 函数; $\Delta(x_i)$ 为独立参数 x_i 的不确定度。在本文的误差分析中,根据式(2)和(4),选取的影响参数为 $q_{\text{joule}}, q_s, T_w, T_j, k$ 和 d 。

表 2 显示了各独立测试量的测试误差来源及其最大不确定度预估值,由误差传递分析方法可得靶板表面的努塞尔数测量最大误差为 $\pm 7.3\%$ 。

促进了各股射流在凹形靶板前缘附近的相互融合,从而改善了凹形靶板前缘附近的对流换热效果。

图 8 为圆形喷管和冠齿喷管射流在 $Re=10\ 000$ 下, Nu_{local} 沿曲面方向(s)和纵轴方向(z)的分布。射流驻点的局部努塞尔数在 $H/d=4$ 位置取得极大值,这说明滞止中心位置存在优化的冲击间距比。在小的冲击间距比 H/d 下($H/d=2$), Nu_{local} 沿 s/d 或 z/d 呈现先增加后减小的规律。峰值位于 $s/d=1$ 或 $z/d=1$ 位置处;在其他冲击间距比下, Nu_{local} 沿 s/d 或 z/d 呈现单调下降的趋势。同时, Nu_{local} 沿曲面方向下降的幅度要较纵轴方向平缓,这是因为壁面射流沿 z/d 方向流动时,与相邻的射流在 $z/d=2.5$ 位置处形成相互对冲,因而在两股射流的中央,局部对流换热系数略低。

3.2 纵向平均努塞尔数分布

图 9 为圆形喷管和冠齿喷管射流冲击纵向平

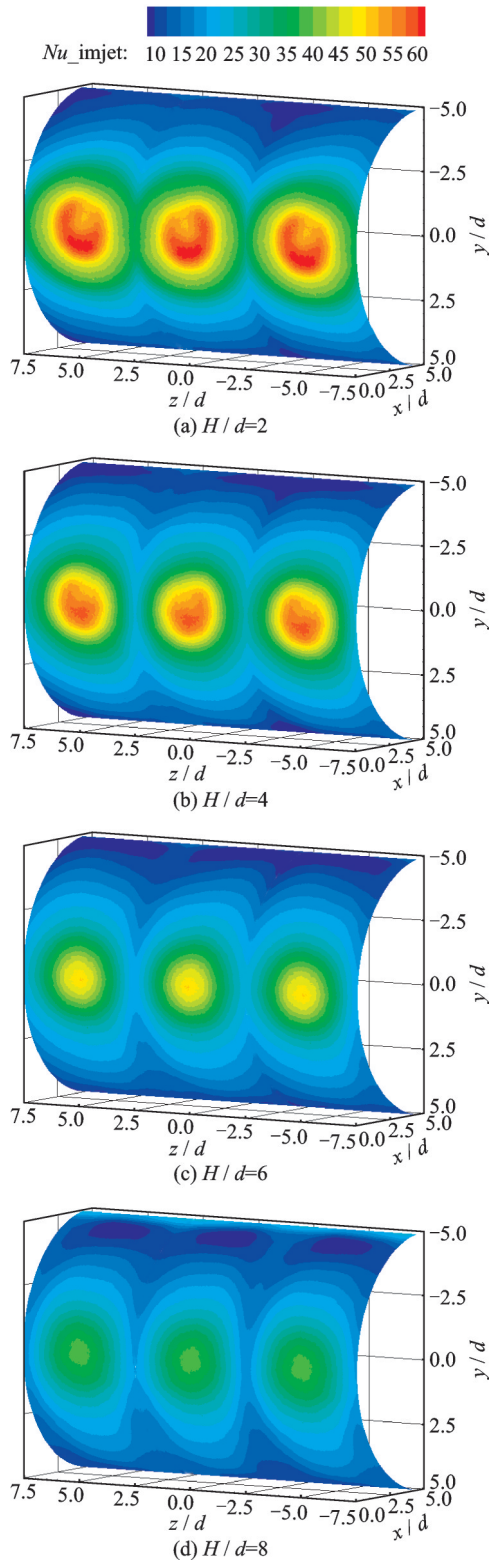


图4 $Re=5\ 000$ 下圆形喷管射流冲击努塞尔数云图
Fig.4 Local Nusselt number distribution by circular-jet impingement at $Re=5\ 000$

均努塞尔数分布的比较。可以看出,在不同射流雷诺数和冲击间距比下,冠齿喷管射流冲击下的半圆柱凹形靶板对流换热效果均高于相应的圆形喷管射流。例如,在凹形靶面前缘附近,相对于圆形喷管射流,冠齿喷管射流使得凹形靶面前缘线上的纵

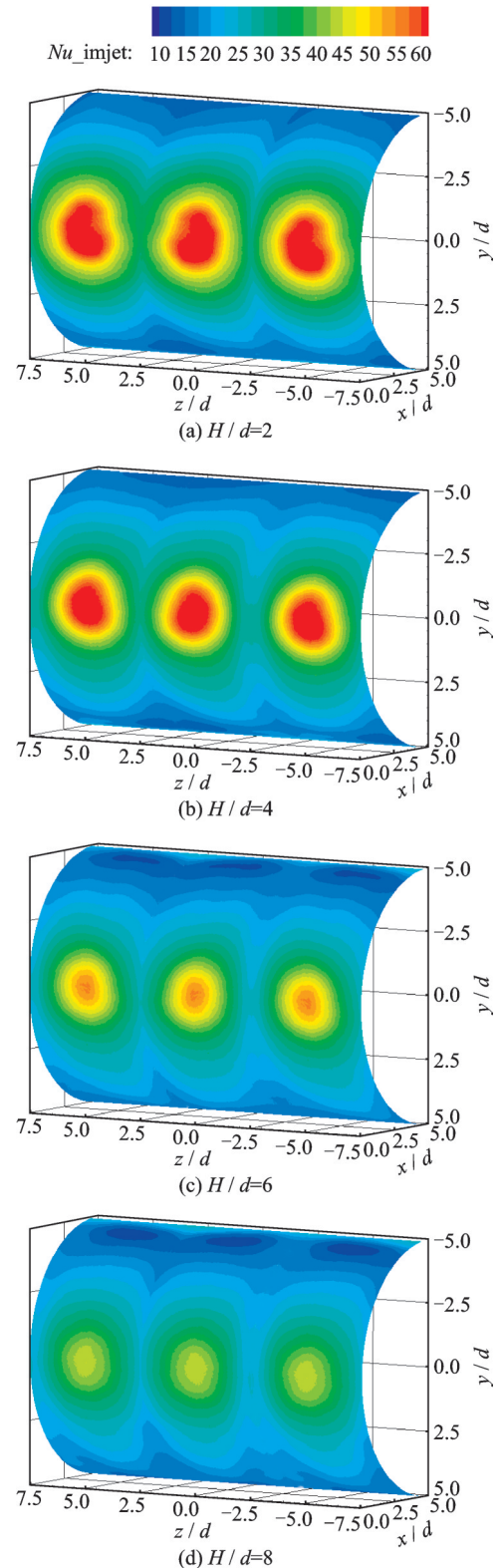


图5 $Re=5\ 000$ 下冠齿喷管射流冲击努塞尔数云图
Fig.5 Local Nusselt number distribution by chevron-jet impingement at $Re=5\ 000$

向平均努塞尔数 $Nu_{av,s}$ 的增强幅度约为16% ($Re=5\ 000, H/d=8$)、7% ($Re=10\ 000, H/d=4$) 和8% ($Re=20\ 000, H/d=8$)。这是因为冠齿喷管能够在其出口诱导出流向涡,可以增强趋近靶面的射流湍流强度,进而强化射流冲击靶板的对流换热效果。

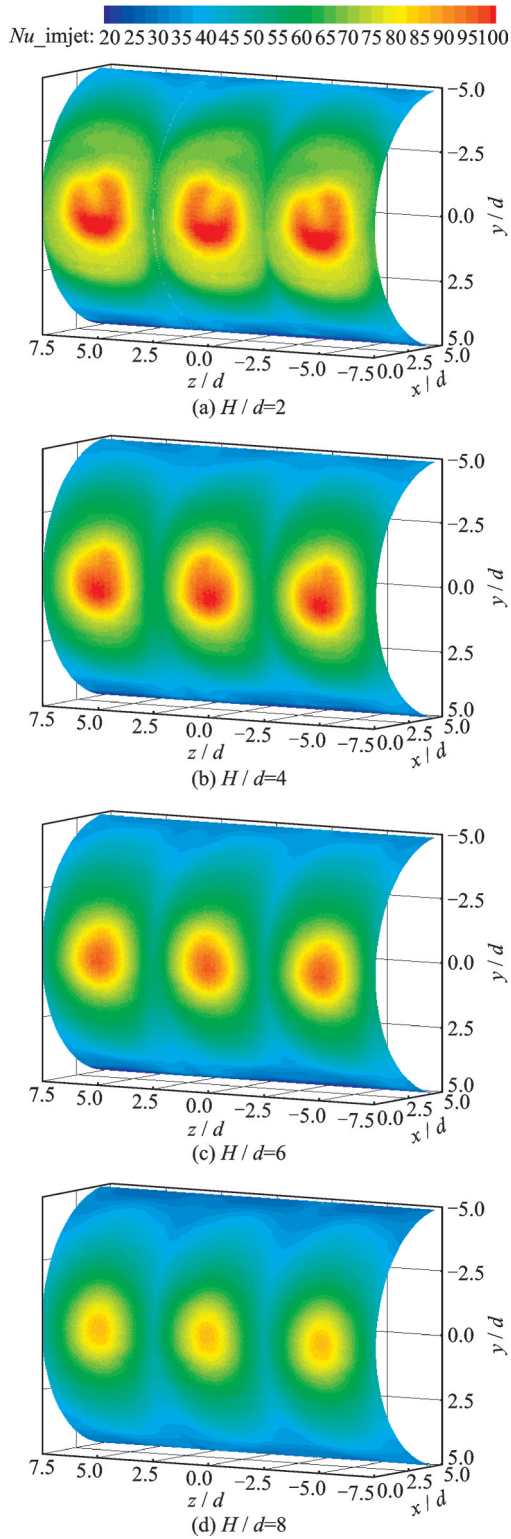


图 6 $Re=20\ 000$ 下圆形喷管射流冲击努塞尔数云图
Fig.6 Local Nusselt number distribution by circular-jet impingement at $Re=20\ 000$

与前人的研究结果相比^[12-14],多股冠齿射流冲击相对于圆形喷管的对流换热增强幅度有所降低。究其原因,对于多股射流冲击而言,相邻的射流之间形成相互作用,相较于单股射流冲击情形,多股射流在凹腔内形成的流动结构三维效应更为显著,鉴于凹腔中的回流以及射流间的相互掺混,冠齿喷

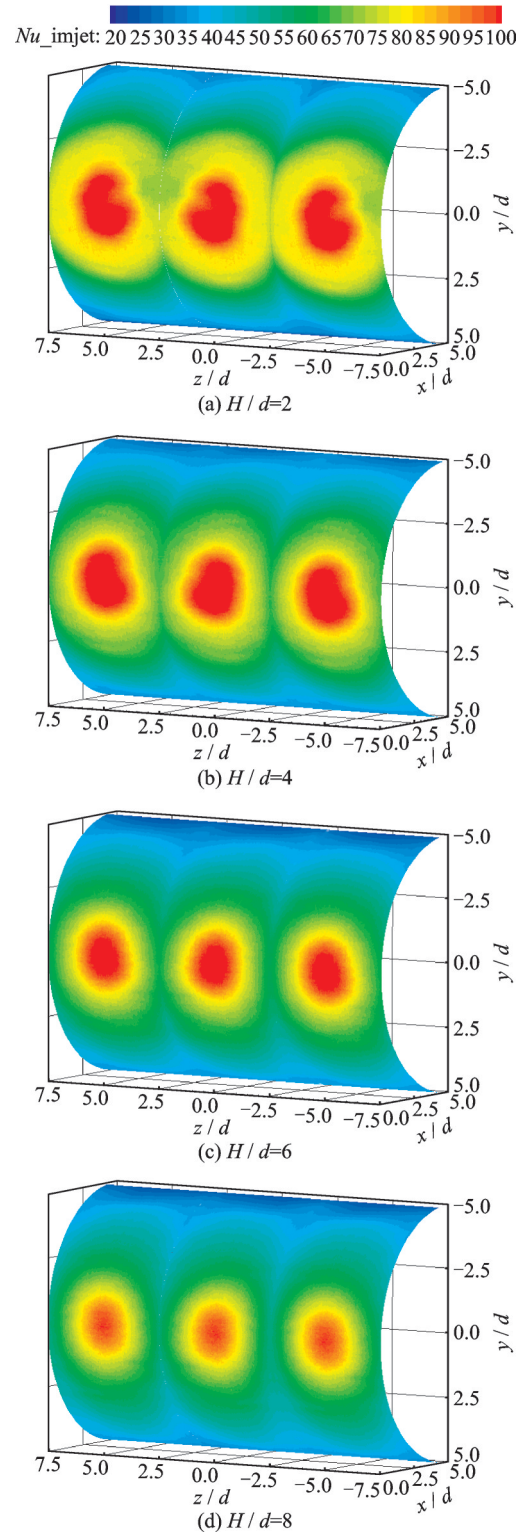


图 7 $Re=20\ 000$ 下冠齿喷管射流冲击努塞尔数云图
Fig.7 Local Nusselt number distribution by chevron-jet impingement at $Re=20\ 000$

管在其出口诱导的流向涡必然受到凹腔内部复杂流场的较大影响。因此,一定程度上相对于单股射流有所衰减。同时,多个喷管射流在其驻点区的对流换热相对于单股射流冲击有所增强。因此,作为对比的圆形喷管对流换热基准值较大,也导致多股冠齿射流冲击相对于圆形喷管的增强幅度有所

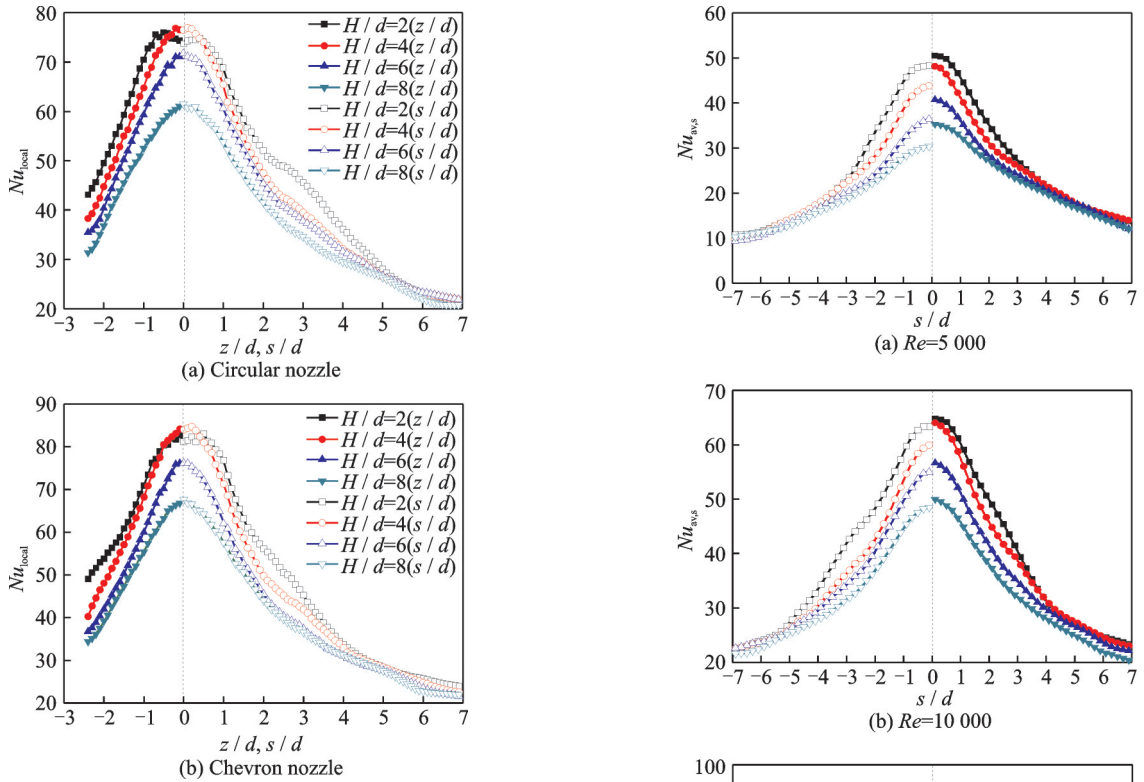


图8 $Re=10\ 000$ 时 Nu_{local} 沿纵轴方向和曲面方向分布
Fig.8 Nu_{local} distributions along z - and s - directions at $Re=10\ 000$

降低。

总体而言,在本文的实验参数下,单排冠齿喷管在半圆柱凹形靶板前缘线上的射流冲击对流换热系数相对圆形喷管可以提高7%~16%,其增加幅度与射流雷诺数和射流冲击间距比有较强关联。同时,对于多股射流冲击情形,纵向平均努塞尔数随着射流冲击间距的减小而增加,与射流驻点局部努塞尔数在 $H/d=4$ 位置取得极大值有所差异,其原因在于在小射流冲击间距下,相邻射流冲击表面后形成的壁面射流流动能够形成更有效的融合,从而改善纵向平均对流换热效果。

3.3 区域面积平均努塞尔数

为了评价半圆柱凹形靶板前缘区域的对流换热能力,选择 $S/d=\pm 2$ 之间的区域作为基准面积,对局部努塞尔数进行面积平均,得到区域面积平均努塞尔数 Nu_{avg} 。图10为圆形喷管和冠齿喷管射流冲击局部面积平均努塞尔数分布的比较。可以看出,在不同射流雷诺数和冲击间距比下,冠齿喷管射流冲击下的半圆柱凹形靶板区域对流换热效果均高于相应的圆形喷管射流,如冠齿喷管射流使得凹形靶面前缘区域的面积平均努塞尔数 Nu_{avg} 的增强幅度大约为18% ($Re=5\ 000, H/d=8$)、7% ($Re=$

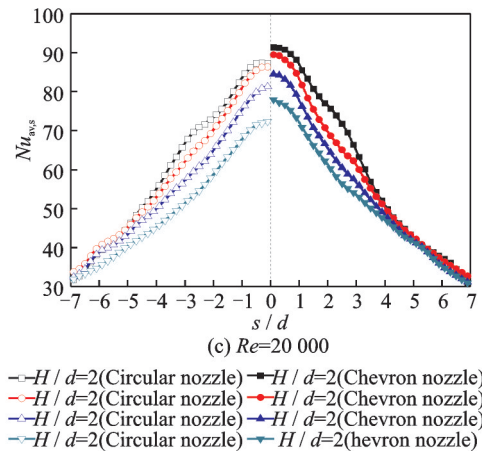
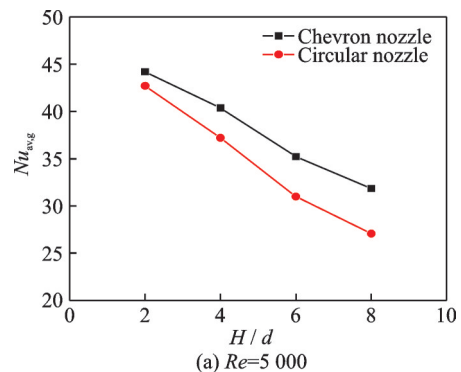


图9 圆管和冠齿喷管射流冲击纵向平均努塞尔数的比较
Fig.9 Comparison between circular nozzle and chevron nozzle on $Nu_{av,s}$ distribution along z -direction

10 000, $H/d=4$) 和6% ($Re=20\ 000, H/d=8$)。此外,区域面积平均努塞尔数与射流冲击间距和射流雷诺数有密切的关联。



(a) $Re=5\ 000$

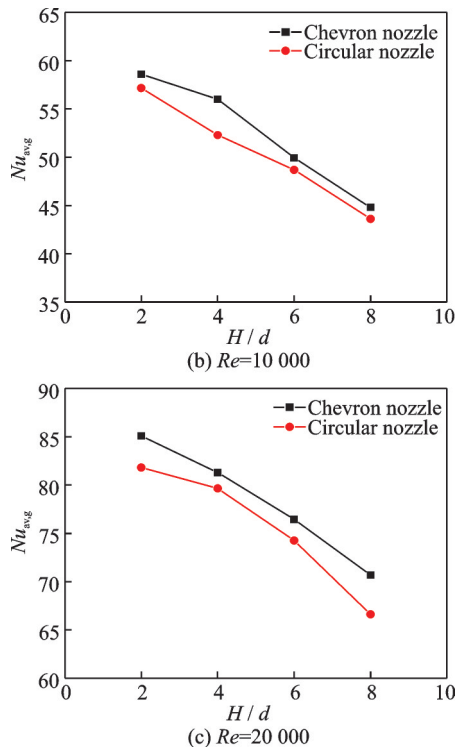


图10 圆管和冠齿喷管射流冲击前缘附近面积平均努塞尔数的比较

Fig.10 Comparison between circular nozzle and chevron nozzle on Nu_{avg} in vicinity of concave leading

4 结 论

本文通过实验研究了半圆柱形凹靶面单排冠齿喷管射流冲击换热特性,并与圆形喷管射流冲击换热进行了比较。在本文研究的参数条件下,主要结论如下:

(1) 两种喷管射流冲击的驻点努塞尔数均在 $H/d=4$ 位置取得各自的极大值,相对于凹靶面前缘纵向轴线上的局部努塞尔数分布,局部努塞尔数自射流驻点沿曲面方向的下降幅度相对平缓。

(2) 对于单排射流冲击情形,纵向平均努塞尔数基本呈现出随着射流冲击间距的增加而单调降低的变化趋势。小的射流冲击间距有利于改善凹靶面前缘的对流换热。

(3) 相对于圆形喷管,单排冠齿喷管在半圆柱凹形靶板前缘线上的纵向平均射流冲击对流换热系数可以提高7%~16%,在前缘附近区域 $\pm 2d$ 区域内的面积平均努塞尔数可以提高6%~18%,其增加幅度与射流雷诺数和射流冲击间距比有较强的关联。

参考文献:

[1] FENOT M, DORIGNAC E, VULLIERME J J. An experimental study on hot round jets impinging a con-

cave surface[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(4): 945-956.

[2] FREGEAU M, GABR M, PARASCHIVIOU I, et al. Simulation of heat transfer from hot-air jets impinging a three-dimensional concave surface[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 721-725.

[3] 马辉,陈维建,孟繁鑫,等. 发动机导向叶片热气防冰腔结构改进[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(1): 70-74.

MA Hui, CHEN Weijian, MENG Fanxin, et al. Improvement of hot-air anti-icing structure of engine inlet vane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(1): 70-74.

[4] 张靖周,关涛,单勇. 笛形管结构参数对热气防冰凹腔表面温度分布的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(5): 669-675.

ZHANG Jingzhou, GUAN Tao, SHAN Yong. Influence of piccolo tube parameters on temperature distribution on hot-air anti-icing concave surface[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(5): 669-675.

[5] CARLOMAGNO G M, IANIRO A. Thermo-fluid dynamics of submerged jets impinging at short nozzle-to-plate distance: A review[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2014, 58: 15-35.

[6] LEE J H, LEE S J. The effect of nozzle configuration on stagnation region heat transfer enhancement of axisymmetric jet impingement[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43: 3497-3509.

[7] GULATI P, KATTI V, PRABHU S V. Influence of the shape of the nozzle on the local heat transfer distribution between smooth flat surface and impinging air jet[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2009, 48(4): 602-617.

[8] HERRERO M R, BUCHLIN J M. Jet impingement heat transfer from lobed nozzles[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2011, 20: 1199-1206.

[9] GAO N, SUN H, EWING D. Heat Transfer to impinging round jets with triangular tabs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46: 2557-2569.

[10] 余业珍,张靖周. 利用三角形突片改善冲击换热特性的计算与实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(1): 11-15.

YU Yezhen, ZHANG Jingzhou. Numerical computation and experiment on improvement of jet impingement convective heat transfer by using delta-shaped tabs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(1): 11-15.

[11] VIOLATO D, SCARANO F. Three-dimensional

- evolution of flow structures in transitional circular and chevron jets[J]. *Physics of Fluids*, 2011, 23(12): 124104.
- [12] VIOLATO D, IANIRO A, CARDONE G, et al. Three-dimensional vortex dynamics and convective heat transfer in circular and chevron impinging jets[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2012, 37: 22-36.
- [13] VINZE R, CHANDEL S, LIMAYE M D, et al. Local heat transfer distribution between smooth flat surface and impinging incompressible air jet from a chevron nozzle[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 78: 124-136.
- [14] 吕元伟, 张靖周, 王博滢, 等. 冠齿喷嘴射流冲击平直靶面对流换热实验[J]. *航空学报*, 2018, 39(3): 89-95.
- LYU Yuanwei, ZHANG Jingzhou, WANG Boyan, et al. Experimental of chevron nozzle jet impingement heat transfer on flat targeting surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(3): 89-95.
- [15] GUAN T, ZHANG J, SHAN Y, et al. Conjugate heat transfer on leading edge of a conical wall subjected to external cold flow and internal hot jet impingement from chevron nozzle—Part 1: Experimental analysis[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 106: 329-338.
- [16] GUAN T, ZHANG J, SHAN Y. Conjugate heat transfer on leading edge of a conical wall subjected to external cold flow and internal hot jet impingement from chevron nozzle—Part 2: Numerical analysis[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 106: 339-355.
- [17] YASASWY S N, KATTI V, PRABHU S V. Experimental study on local heat transfer distribution between smooth semi-cylindrical concave surface and impinging air jet from a circular straight pipe nozzle: AIAA Paper 2009-4088[R]. USA: AIAA, 2009.
- [18] BU X Q, PENG L, LIN G P, et al. Experimental study of jet impingement heat transfer on a variable-curvature concave surface in a wing leading edge [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 90: 92-101.
- [19] AILLAUD P, DUCHAINE F, GICQUEL L, et al. Characterization of the surface curvature effect using LES for a single round impinging jet : ASME Paper GT2017-64159[R]. USA : ASME, 2017.
- [20] ZHOU Ying, LIN Guipin, BU Xueqin, et al. Experimental study of curvature effects on jet impingement heat transfer on concave surfaces[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(2): 586-594.
- [21] HOLMAN J P. *Heat transfer*[M]. 9th ed. New York: McGraw-Hill Book Company, 2002.
- [22] LEE D H, CHUNG Y S, WON S Y. The effect of concave surface curvature on heat transfer from a fully developed round impinging jet[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1999, 42: 2489-2497.

(编辑: 胥橙庭)