

楔形凹腔内带前伸槽冲击板射流冲击换热

关涛¹, 张靖周^{1,2}, 单勇¹, 李云单³, 陆海鹰³

- (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;
3. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对楔形凹腔内带前伸槽冲击板结构开展了传热特性的试验研究, 分析了冲击板前伸槽伸出长度比(5~11)、前伸槽宽度比(2.5~8)和射流雷诺数(7900~31700)等参数对凹腔表面温度、展向平均努塞尔数和面积平均努塞尔数以及射流压力损失的影响。研究表明: 相对于基准冲击板, 带前伸槽的冲击板能够使凹腔的射流冲击对流换热较基准冲击板有较大幅度的改善, 但引起较大的射流压力损失; 前伸槽伸出长度的增大使得凹腔表面射流冲击对流换热有较显著的增强, 对射流压力损失的影响很小; 增大冲击板前伸槽宽度可以使得凹腔表面对流换热得到一定程度的强化, 但也会造成压力损失的增大。

关键词: 楔形凹腔表面; 冲击板; 射流冲击; 对流换热; 前伸槽

中图分类号: V231

文献标志码: A

Impingement heat transfer inside wedge-shaped concave by jets from impingment plate with front-extended port

GUAN Tao¹, ZHANG Jing-zhou^{1,2}, SHAN Yong¹,
LI Yun-dan³, LU Hai-ying³

- (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;
3. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Experimental analysis was conducted to investigate the heat transfer inside a wedge-shaped concave by a row of jets from impingment plate with front-extended port. The effect of front-extended port extension spacing ratio (5~11), front-extended port width spacing ratio (2.5~8) and jet Reynolds number (7900~31700) on the concave surface temperature distribution, spanwise-averaged Nusselt numbers, area-averaged Nusselt numbers and jet pressure loss were experimentally tested. The results indicated that the convective heat transfer of impinging plate with front-extended port was obviously enhanced compared

收稿日期: 2015-07-15

基金项目: 国家自然科学基金(U1508212)

作者简介: 关涛(1985—), 男, 博士生, 主要从事传热传质研究。

引用格式: 关涛, 张靖周, 单勇, 等. 楔形凹腔内带前伸槽冲击板射流冲击换热[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 592-598. GUAN Tao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Impingement heat transfer inside wedge-shaped concave by jets from impingment plate with front-extended port[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 592-598.

with baseline plate, the front-extended port caused high jet pressure loss. The convective heat transfer of concave surface was significantly improved with the increase of front-extended port extension spacing ratio, yielding little effect on jet pressure loss. Convective heat transfer of concave surface was enhanced with increase of front-extended port width spacing ratio, however, the total pressure loss increased also.

Key words: wedge-shaped concave surface; impingement plate; jet impingement; convective heat transfer; front-extended port

飞机发动机进气道内部的结冰现象不仅影响进气流通面积而导致气动性能下降、冰层脱落,甚至会造成压气机或涡轮叶片损伤,对飞行安全产生严重的危害,因此高效的防冰结构对提高飞机安全性能有着至关重要的作用^[1]. 热气防冰是目前应用最为广泛的技术,由于热气防冰系统的引气量对发动机性能有较大的影响,因此在保证热气防冰效果的同时尽可能地减小热空气引气量是热气防冰结构优化设计的主要目标^[2-3].

射流冲击换热具有较高的传热传质效率,被广泛应用于强化传热等场合,国内外已有很多关于射流冲击强化传热的研究^[4-5]. 大量的研究表明,靶板的曲率对冲击射流的流动和换热特性有着重要的影响^[6-12],现有的研究往往将凹腔曲面简化成半圆形或半球形结构,而发动机进口支板前缘的防冰腔较为狭长,曲率变化大,整体呈楔形凹腔的特点. 目前对楔形凹腔内部的射流冲击流动和换热特性的研究尚不充分.

在狭长的楔形凹腔内部,为了提供射流冲击后能够在距支板前缘下游一定弦长位置形成表面热气膜防护,冲击板距支板前缘的射流冲击长度往往较大. 为了增强射流冲击的强化传热效果,本文借鉴 Esposito 等^[13]提出的波纹冲击板概念,提出一种带前伸槽的冲击板结构,通过试验对楔形凹腔内部带前伸槽的冲击板射流冲击对流换热进行研究,分析前伸槽伸出长度比(H_j/d)、宽度比(W_j/d)在不同射流雷诺数(Re)下对楔形凹腔表面对流换热的影响.

1 试验装置及试验件模型

1.1 试验系统

本文采用楔形凹腔内部射流冲击和外部冷气流外掠对流换热的内、外流共驱传热的试验研究方法,试验段如图 1 所示.

冷气通道为宽为 240 mm、高为 120 mm 的等截面矩形通道,长度为 600 mm;冷气流由鼓风机

提供,通过标准孔板流量计以及稳压段稳定后进入通道,质量流量恒定为 0.9 kg/s,对应的冷气流进口速度为 26 m/s,进口温度由热电偶测温靶测量. 支板试验件置于冷气流通道中,热气流由压气机提供,经过稳压罐、调节阀、质量流量控制器及加热装置后进入楔形凹腔,通过楔形凹腔内部的冲击板对凹腔内侧表面形成射流冲击,之后从距支板前缘下游一定弦长位置处的狭缝出口排入冷气流通道,如图 2 所示. 射流在楔形凹腔的温度同样由热电偶测温靶测量. 在冷气流通道侧壁安装红外玻璃测试窗口,支板试验件外表面的温度由红外热像仪测量.

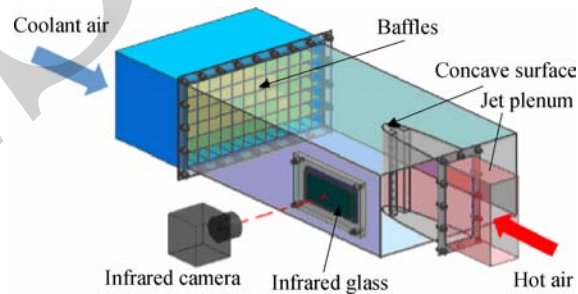


图 1 试验段示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus

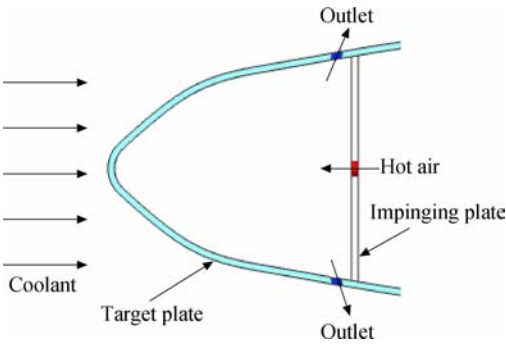


图 2 支板结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of strut

1.2 试验件模型

楔形凹腔结构如图 3 所示. 楔形凹腔表面型

线由圆弧段、直线段和过渡段组成,其主要几何参数包括:前缘圆弧段半径 $r_1=4.2\text{ mm}$,直线段楔角 $\alpha=43^\circ$,过渡段圆弧半径 $r_2=22.5\text{ mm}$,直线段楔角 $\beta=10.5^\circ$.

支板试验件为铝合金材料,凹腔壁厚为 0.5 mm .单排射流孔直径 $d=2.4\text{ mm}$,冲击板的宽度 $W=14d$,冲击板距支板前缘的距离为 $15d$,射流孔间距 $L=5d$.凹腔出流孔为缝槽形,缝宽 $d_e=1.5\text{ mm}$,缝长 $L_e=9\text{ mm}$,与射流孔呈交错对应关

系,距凹腔前缘顶点的法向距离 $G=14d$, s 为沿凹腔弦向长度.坐标原点定义在凹腔前缘, $z=0$ 截面位于某个射流孔中心.

为了增强射流冲击的强化传热效果,本文提出一种带前伸槽的冲击板结构,通过改变前伸槽伸出长度(H_j)和宽度(W_j),得到如表 1 所示的试验结构参数.

表 1 冲击板的结构参数

Table 1 Geometric parameters of impingement plate

冲击板	W/d	W_j/d	H/d	H_j/d
基准	14		15	
改变前伸槽伸出长度	14	2.5	10, 8, 6, 4	5, 7, 9, 11
改变前伸槽宽度	14	2.5, 4, 6, 8	6	9

在多股射流冲击对流换热研究中,射流雷诺数 Re 一般依据多股射流的总体平均确定

$$Re = \frac{u_j d}{\nu} = \frac{4\dot{m}}{N\pi d\mu}$$

(1)

式中 ν 为射流的运动黏度, u_j 为射流的平均速度, $\dot{m}$ 为冲击板喷射气流的总质量流量, μ 为射流的动力黏度, N 为射流孔数.本文所研究的射流雷诺数为 $7\,900\sim31\,700$.

2 试验方法和参数定义

本文采用内部射流冲击和外部冷气流外掠对流换热的内、外流共轭传热试验研究方法,确定凹腔内侧表面的温度和表面传热系数.

2.1 楔形锥体外表面的表面传热系数测试

在本文试验过程中,外掠楔形表面的外部气流对流换热均在恒定的外部气流环境和特定的表面结构上进行,为确定外掠楔形表面外部气流的表面传热系数,采用木质材料制作型面与楔形凹腔结构一致的楔形锥体,在其表面黏贴铁铬铝合金(0Cr25Al5)膜作为恒定热流加热元件进行试验测试.测试过程中,对加热膜表面均匀喷涂高发射率黑漆,并通过表面上均匀布置的 10 个热电偶进行红外测温标定和修正.标定过程详见文献[14-16],标定结果为,在中远红外波段($8\sim14\text{ }\mu\text{m}$),测试表面的发射率约为 0.96,红外玻璃的透过率约为 0.98.

楔形锥体外表面的表面传热系数 h_{out} 定义如下:

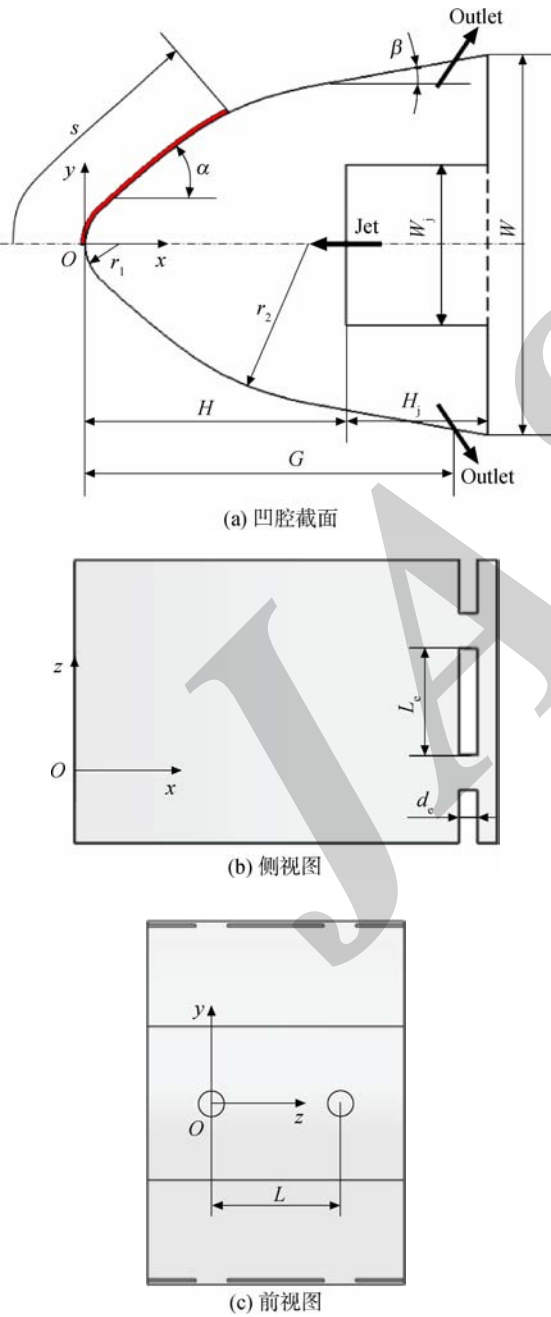


图 3 楔形凹腔结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of wedged-shaped concave structure

$$h_{out} = \frac{q}{T_w - T_c} \tag{2}$$

式中 q 为表面加热热流密度,由加热膜施加电压、电流和加热膜面积确定, T_w 为热膜温度, T_c 为冷气流温度.

选取试验件中央区域进行数据处理以消除端壁效应的影响.图 4 为在本文的试验条件下(即冷气流流量为 0.9 kg/s 或冷气流通道进口速度约为 26 m/s)时的楔形锥体表面沿弦向的展向平均表面传热系数 h_{out} 分布.可以看出,楔形锥体的展向平均表面传热系数 h_{out} 在楔形锥体前缘 $s/d=0$ 时得到最大值,沿着楔形锥体外表面的弦向 $s/d \leq 4$ 的区域 h_{out} 急剧下降逐渐降低,随后在 $s/d > 4$ 的区域 h_{out} 减小幅度较为平缓.

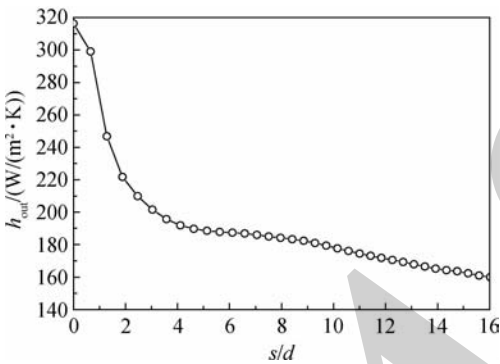


图 4 楔形锥体外表面沿弦向的展向平均表面传热系数
Fig. 4 Spanwise-averaged surface heat transfer coefficient along chordwise direction on wedge-shaped centrum surface

2.2 凹腔内部的表面传热系数确定

对于凹腔内部的表面传热系数,在试验件表面温度稳定时,存在如图 5 所示的局部热平衡关系

$$Q_i + Q_{n-1} = Q_c + Q_r + Q_n \tag{3}$$

式中 Q_i 为热气射流冲击对流换热热流量, Q_c 为外壁面冷气流对流换热热流量, Q_r 为外壁面辐射换热热流量, Q_{n-1} 为上游与该微元段之间发生的导热热流量, Q_n 为下游与该微元段之间发生的导热热流量.其中,由于凹腔内表面温度较低,外壁面辐射热流可以忽略不计;又由于壁厚(δ)较小且导热系数(λ_s)较大,内侧温度($T_{w,in}$)与外侧温度($T_{w,out}$)相差甚微,即近似认为 $T_{w,in} = T_{w,out} = T_w$.

尽管金属壁内、外侧的温度差异很小,但由于离散孔射流冲击以及狭缝出流,表面上的温度分布仍具有明显的二维(即沿着凹腔壁的弦向和展向)分布特征.为此,本文采用展向平均的表面传热系数加以定义,即

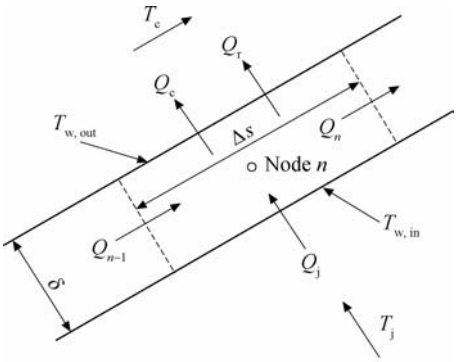


图 5 凹腔内部的表面传热系数确定
Fig. 5 Determination of surface heat transfer coefficient inside concave

$$h_{in,avs} = \frac{Q_c - Q_{conduction}}{\Delta s (T_j - T_{w,avs})} \tag{4}$$

式中 $T_{w,avs}$ 为壁面展向平均温度, T_j 为射流温度, Δs 为微元段长度, Q_c 和 $Q_{conduction}$ 分别为

$$Q_c = h_{out} \Delta s (T_{w,avs} - T_c) \tag{5}$$

$$Q_{conduction} = \lambda_s \delta \nabla^2 T_{w,avs} \tag{6}$$

式中 h_{out} 为楔形锥体外表面的展向平均表面传热系数,根据图 4 确定.

需要指出的是,在本文的射流雷诺数试验范围内,高射流雷诺数下存在可压缩效应,此时在表面传热系数定义中采用绝热壁温而非射流进口腔温度更为合理^[17].考虑到大部分研究者采用凹腔内部的射流恢复温度作为参考温度,且采用该温度可以直观地反映出不同射流雷诺数下的对流换热效果对比,因此本文仍采用射流温度作为参考温度,在此定义下,高射流雷诺数的可压缩效应包含在总体的对流换热效果上.

凹腔内壁射流冲击展向平均努塞尔数为

$$Nu_{avs} = \frac{h_{in,avs} d}{\lambda} \tag{7}$$

式中 λ 为热气流进口的气体导热系数.

为了评估冲击板前伸槽对射流压力损失特性的影响,以射流进口腔总压和凹腔狭缝出口截面处的冷气流通道总压的差值作为评估参数

$$\Delta p = p_{in}^* - p_{out}^* \tag{8}$$

式中 p_{in}^* 为射流进口处的总压, p_{out}^* 为狭缝出口处的总压.

本文温度测试采用红外热像仪,同时采用展向平均的温度和表面传热系数定义,作为误差分析,设定在所测温度范围内壁面的温度测试误差为 $\pm 4\%$,热流密度相对误差为 $\pm 6\%$,射流物性误差为 $\pm 2\%$,根据误差传递理论^[18],表面传热系数的测试误差为 $\pm 8\%$.射流流量由质量流量控制器

控制,精度为 2%.

3 试验结果与分析

3.1 前伸槽对凹腔表面温度的影响

图 6 为前伸槽冲击板宽度比 $W_j/d=2.5$,射流雷诺数 $Re=19800$ 下,前伸槽冲击板不同伸出长度比(H_j/d)下的楔形凹腔表面温度分布情况.可以看出随着前伸槽冲击板伸出长度比的增大,楔形凹腔表面的温度逐渐上升,表明增大前伸槽

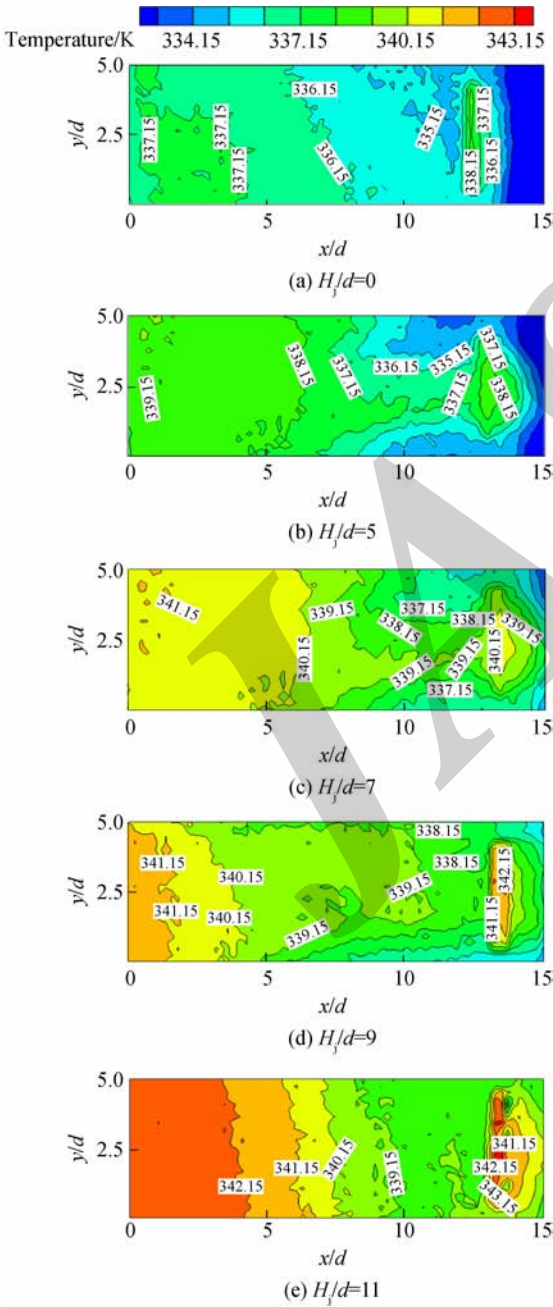


图 6 楔形凹腔表面温度分布($Re=19800$)

伸出长度可以有效地提高凹腔表面温度.

3.2 前伸槽伸出长度的影响

图 7 为前伸槽冲击板宽度比 $W_j/d=2.5$ 下,在 $Re=7900\sim31700$ 范围内,前伸槽冲击板伸出长度对凹腔表面沿弦向的展向平均努塞尔数(Nu_{avs})的影响.可以看出,前伸槽冲击板能够使得凹腔的射流冲击对流换热较基准冲击板有较大幅度的改善,在较低的射流雷诺数下其作用效果更为显著.在 $s/d=0$ 区域,当 $Re=31700$ 时, $H_j/d=11,9,7,5$ 所对应的 Nu_{avs} 分别比基准冲击板增大了 20%,14%,11%和 5%;在 $Re=25700$ 时, $H_j/d=11,9,7,5$ 所对应的 Nu_{avs} 分别增大了 22%,19%,13%和 10%;在 $Re=13800$ 时, $H_j/d=11,9,7,5$ 所对应的 Nu_{avs} 分别增大了

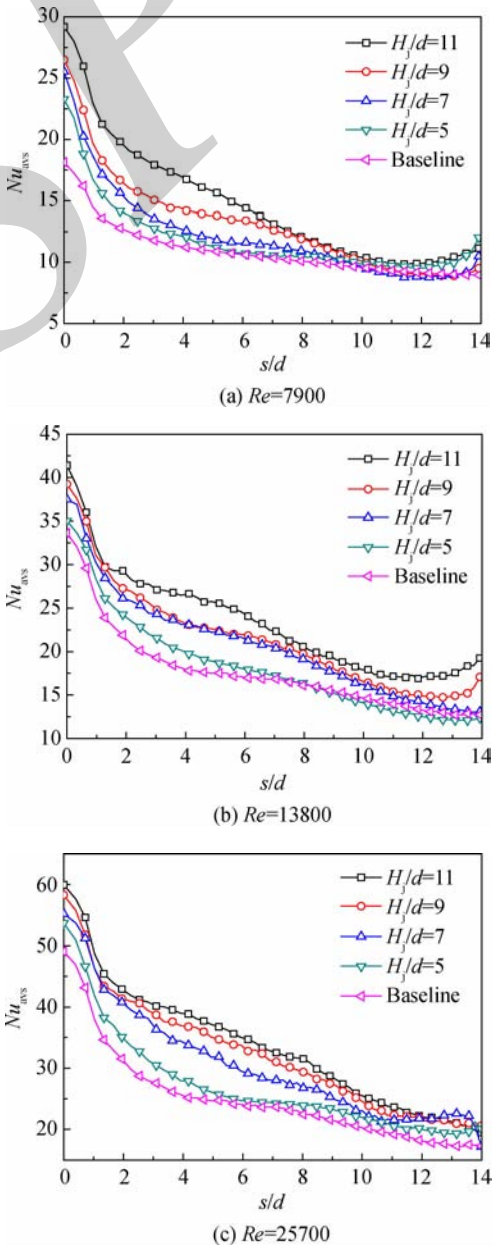


Fig. 6 Temperature distribution on wedge-shaped concave surface ($Re=19800$)

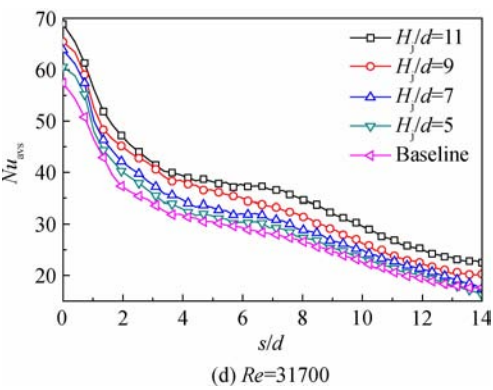


图 7 前伸槽伸出长度比对沿弦向的展向平均努塞尔数分布的影响($W_j/d=2.5$)

Fig. 7 Effect of front-extended port extension spacing ratio on spanwise-averaged Nusselt numbers along chordwise direction ($W_j/d=2.5$)

23%, 17%, 12%和 4%;在 $Re=7900$ 时, $H_j/d=11, 9, 7, 5$ 所对应的 Nu_{ave} 分别增大了 61%, 46%, 40%和 28%. 其原因在于, 随着前伸槽伸出长度的增大, 冲击板距支板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, 选取 $s/d \leq 14$ 的楔形凹腔表面对局部表面传热系数进行面积平均, 得到的面积平均努塞尔数 Nu_{ava} 如图 8 所示. 可以得出, 和基准冲击板相比, 在 $Re=31700$ 时, $H_j/d=11, 9, 7, 5$ 的面积平均表面传热系数分别增大了 36.7%, 20.1%, 11.7%和 7.6%;在 $Re=25700$ 时, 分别增大了 41%, 20.1%, 7.9%和 3.1%;在 $Re=19800$ 时, 分别增大了 45.8%, 17.8%, 6.1%和 19.5%;在

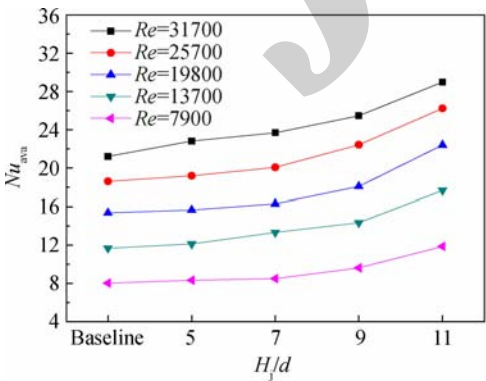


图 8 前伸槽伸出长度比对凹腔表面面积平均努塞尔数的影响

Fig. 8 Effect of front-extended port extension spacing ratio on area-averaged Nusselt numbers of wedged-shaped concave surface

$Re=13800$ 时, 分别增大了 51.2%, 22.8%, 5.9%和 3.9%;在 $Re=7900$ 时, 分别增大了 47.8%, 19.6%, 5.9%和 3.6%, 结果表明冲击板前伸槽可以显著地提高楔形凹腔表面的对流换热能力.

图 9 给出了不同射流雷诺数下, 前伸槽伸出长度对射流压力损失的影响. 由图可知, 在所研究的射流雷诺数范围内, 相对于基准冲击板, 前伸槽冲击板的压力损失有较大的增加; 另外还可得出, 不同的前伸槽冲击板伸出长度下, 压力损失相差不大. 这说明在楔形凹腔内, 压力损失主要是由于前伸槽冲击板的收缩结构所造成的, 与前伸槽冲击板的伸出长度关系不大.

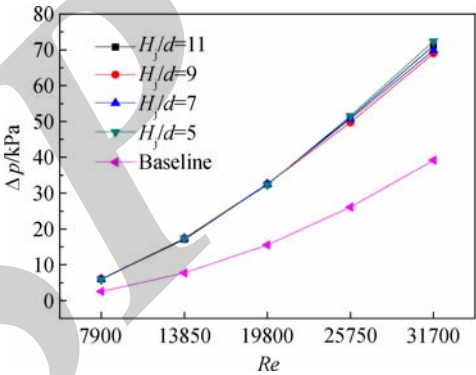


图 9 前伸槽伸出长度比对压力损失影响

Fig. 9 Effect of front-extended port extension spacing ratio on pressure loss

3.3 前伸槽宽度的影响

图 10 给出了 $H_j/d=9, Re=19800$ 时, 冲击板前伸槽宽度对凹腔表面沿弦向的展向平均努塞尔数(Nu_{ave})的影响. 随着冲击板宽度的增大, 楔形凹腔表面对流换热略有增强. 相对于 $W_j/d=$

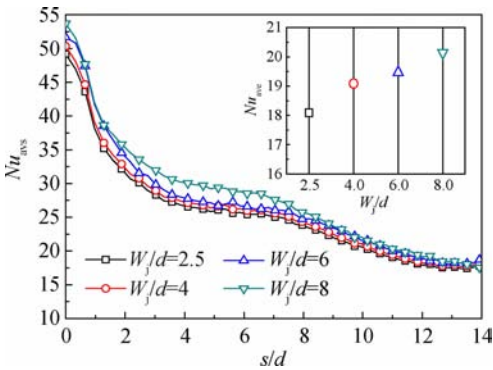


图 10 前伸槽宽度比对沿弦向的展向平均努塞尔数的影响

Fig. 10 Effect of front-extended port width spacing ratio on spanwise-averaged Nusselt number along chordwise direction

2.5 的情形, $W_j/d=4, 6$ 和 8 所对应的 Nu_{avg} 分别增大了 5.5%, 7.6% 和 11.3%, 这说明前伸槽冲击板宽度增大有利于强化换热. 另一方面, 前伸槽宽度的增加会造成凹腔射流冲击区域面积减小, 使得压力损失增大, 如图 11 所示.

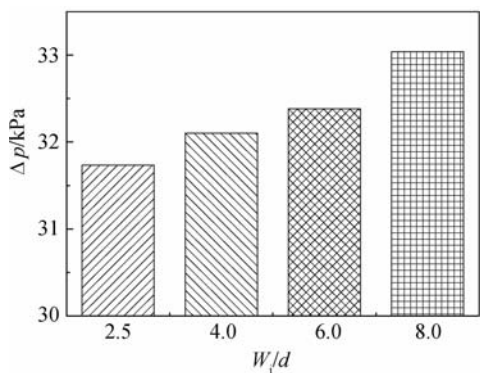


图 11 前伸槽宽度比对压力损失影响

Fig. 11 Effect of front-extended port width spacing ratio on pressure loss

4 结 论

在本文所研究的结构下, 得到以下结论:

1) 冲击板前伸槽能够使得凹腔的射流冲击对流换热较基准冲击板有较大幅度的改善, 在较低的射流雷诺数下其作用效果更为显著, 但前伸槽冲击板的收缩结构会使得射流压力损失有较大幅度的增加.

2) 随着冲击板前伸槽伸出长度的增加, 无论是楔形凹腔前缘的展向平均努塞尔数, 还是凹腔表面面积平均努塞尔数均呈现增强的趋势, 前伸槽伸出长度对射流压力损失的影响很小.

3) 增大冲击板前伸槽宽度可以使得凹腔表面对流换热得到一定程度的强化, 同时, 也有利于减小射流因通道收缩而引起的压力损失.

参考文献:

- [1] Cebeci T, Kafyeke F. Aircraft icing[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35: 11-21.
- [2] 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.
- [3] Pellissier M P C, Habashi W G, Pueyo A. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing system[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 265-276.
- [4] Viskanta R. Heat transfer to impinging isothermal gas and flame jets[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1993, 6(2): 111-134.

- [5] Weigand B, Spring S. Multiple jet impingement; a review[J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(2): 101-142.
- [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] Fregeau M, Gabr M, Paraschivoiu I, et al. Simulation of heat transfer from hot-air jets impinging a three-dimensional concave surface[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 721-726.
- [9] 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.
- [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] GUAN Tao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Convective heat transfer by tab-excited impinging jets on a wedge-shaped concave surface[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2016, 10: 37-53.
- [12] BU Xueqin, PENG Long, LIN Guiping, 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.
- [13] Esposito E I, Ekkad S V, Kim Y. Novel jet impingement cooling geometry for combustor liner backside cooling[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2009, 1(2): 427-432.
- [14] TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou. Flow and heat transfer characteristics under synthetic jets impingement driven by piezoelectric actuator[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2013, 48(7): 134-146.
- [15] YU Yezhen, ZHANG Jingzhou, XU Huasheng. Convective heat transfer by a row of confined air jets from round holes equipped with triangular tabs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 72: 222-233.
- [16] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, XIE Gongnan. Convective heat transfer for multiple rows of impinging air jets with small jet-to-jet spacing in a semi-confined channel[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 86: 832-842.
- [17] Cardone M, Ligrani P, Fox M, et al. Infrared thermography for convective heat transfer measurements[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2010, 24: 133-144.
- [18] Moffat R J. Describing the uncertainties in experimental results[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1988, 1(1): 3-17.