

双层壁冷却结构中多排射流冲击冷却的 换热和流阻特性

韦 宏^{1,2}, 祖迎庆¹

(1. 复旦大学 航空航天系, 上海 200433;
2. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 采用稳态热敏液晶技术对双层壁冷却结构中的多排(包括顺排和叉排)射流冲击冷却结构进行了风洞实验,同时结合数值模拟的方法,对两种射流冲击冷却结构的传热和流阻特性的差异进行了研究。实验结果表明:流量系数和冲击靶板上的努塞尔数均随着雷诺数的增大而增大,而冲击孔的排布方式对面平均努塞尔数的影响较小,但是叉排结构的流量系数高于顺排结构,且冲击靶板上换热更加均匀。数值结果显示冲击靶板中心区域的流量分配和换热均随着冲击距离的增大而增大;而在下游区域内恰好与之相反。

关 键 词: 射流冲击冷却; 冲击距离; 努塞尔数; 雷诺数; 流量系数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Heat transfer and flow resistance characteristics of multi-row jet impingement cooling in double-wall cooling structure

WEI Hong^{1,2}, ZU Yingqing¹

(1. Department of Aeronautics and Astronautics,
Fudan University, Shanghai 200433, China;

2. School of Mechanical Engineering,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The heat transfer and flow resistance characteristics of the jet impingement cooling in double-wall cooling structure were experimentally and numerically studied. The cooling structure with inline and staggered patterns were experimentally studied in the wind tunnel with steady-state thermo-chromic liquid crystal technology, and the differences of heat transfer and flow resistance characteristics of two structures were studied. The experimental results indicated that both the discharge coefficient and Nusselt number on the target plate increased with the increase of Reynolds number, and the influence of impingement hole arrangement on the averaged Nusselt number was small. However, the discharge coefficient of the staggered cooling structure was higher than that of the inline pattern, and the heat transfer on the target plate was more uniform. Furthermore, the numerical results showed that distribution of the mass flow rate and the heat transfer in the central region of target plate increased with the increase of impact distance,

收稿日期:2020-11-13

基金项目:上海市自然科学基金(19ZR1402500);上海市商用航空发动机领域联合创新计划(AR908)

作者简介:韦宏(1988—),男,博士,主要从事航空发动机热端部件冷却技术和高超声速飞行器预冷器的结霜和抑霜等方面的研究。

通信作者:祖迎庆(1978—),男,副研究员,博士,主要从事航空发动机气动热力学研究。E-mail:yzu@fudan.edu.cn

引用格式:韦宏,祖迎庆. 双层壁冷却结构中多排射流冲击冷却的换热和流阻特性[J]. 航空动力学报,2021,36(8):1621-1632. WEI Hong,ZU Yingqing. Heat transfer and flow resistance characteristics of multi-row jet impingement cooling in double-wall cooling structure[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(8):1621-1632.

while the opposite phenomenon occurred in the downstream area.

Key words: jet impingement cooling; impact distance; Nusselt number; Reynolds number; discharge coefficient

现代航空飞行器对发动机的推力和推进效率提出了越来越高的要求,而提升涡轮前燃气入口温度是提高航空发动机综合性能的最有效手段之一。目前,先进航空发动机涡轮的前燃气入口温度已经远高于燃烧室和涡轮叶片材料的熔点。因此,在研制新型的耐高温、抗氧化材料和高效的热障涂层的同时,还必须在气冷结构上不断改进和创新。从国外发展趋势可知,双层壁冷却技术是发展下一代航空发动机燃烧室和涡轮叶片的关键技术之一,而冲击冷却作为高效的对流换热方式是双层壁冷却技术的重要组成部分^[1]。

Lee 等人^[2]研究了冲击孔间距、冲击距离和雷诺数对射流冲击冷却的横流和热传递的单独影响和组合影响。实验结果表明:从连续排的射流中产生的横流累积会降低单个射流冲击冷却的效率,冲击横流会导致局部努塞尔数增大。Jang 等人^[3]使用瞬态热敏液晶成像技术研究了在不同雷诺数和不同冲击距离条件下冲击孔的几何尺寸和位置布置对表面冲击换热的影响。实验结果显示:努塞尔数 Nu 随着雷诺数 Re 的增大而增大,而随着冲击距离的增大而减小;带有气膜孔的靶板比没有气膜孔的靶板具有更强的热传递特性,较大尺寸的冲击孔具有更好的热传递特性。Fechter 等人^[4]对不同雷诺数下狭窄冲击冷却通道内的传热特性进行了实验和数值模拟研究,其冲击冷却结构为由五排冲击孔组成的顺排或叉排结构,每排只含有一个冲击孔。结果表明:CFD 预测的传热系数与实验结果吻合较好;流量系数随着冲击距离的增大而增大;横流的影响随冲击距离的降低而更加显著。Rao 等人^[5]对带有多排冲击孔、气膜孔和扰流柱的双层壁冷却结构进行了实验和数值模拟研究,主要研究了在不同雷诺数条件下,扰流柱和气膜孔尺寸对流场和热传递特性的影响。实验结果表明具有扰流柱和气膜孔的冷却结构减弱了双层壁结构下游区域的横流强度,改进了靶板上的传热性能,提高了靶板上的冷却效率,且靶板上的平均努塞尔数随着气膜孔尺寸的增大而增大。Liu 等人^[6]深入地研究了射流冲击和出口孔内的流动结构,了解了冲击孔布置位置对通道内的流动结构和气动参数的影响。Chen 等人^[7]

对 V 形肋湍流发生器在冲击冷却过程中的流场和传热特性进行了实验和数值模拟研究。结果表明实验结果与数值结果吻合得较好,数值模拟的详细流场被用来理解和补充实验中观察到的现象。数值模拟结果对射流位置、射流扩散和传热水平进行了较好的预测。

Li 等人^[8]对在一个典型的叶片平板端壁的不同位置上放置六排圆柱形气膜孔的情形进行了实验研究。结果表明端壁上的气膜冷却主要受到通道内的涡旋和端壁上横向流动的影响,而横向流动能够防止覆盖在接近前缘位置的冷气射流吹离壁面。Kim 等人^[9]使用蔡升华方法研究了扰流柱间距与扰流柱直径之比对所有内表面上传热传质的影响。随着扰流柱间距与扰流柱直径之比的减小和扰流柱数量的增加,使得流动区域的面积变窄,扰流柱阵列会形成非常复杂的涡系,这增强了扰流柱前方和靠近气膜孔附近区域的传热。Liu 等人^[10]通过实验测量了通道高度和冲击孔布置方式对通道内的流动特性和气动参数的影响。实验结果表明:在沿着高度与冲击孔直径之比为 1 的通道内,冷气射流能够有效地冲击整个靶面;但在高度与冲击孔直径之比为 3 和 5 的通道内,射流仅在通道的上游区域能够有效地撞击封闭通道的靶面;而在下游区域,横流使射流对靶面的冲击发生了偏转,且偏转距离随着下游区域的发展而增大。

Ren 等人^[11]采用实验研究为双层壁冷却实验装置全覆盖气膜冷却板的两侧表面提供了新的传热数据。结果显示在特定的流向位置和吹风比条件下,雷诺数越低,绝热气膜冷却效果越好。在低雷诺数下,传热系数通常也会越高。Mensch 等人^[12]采用了一种共轭传热方法来考虑涡轮叶片端壁内外冷却的综合冷却效应,包括冲击和气膜冷却以及通过端壁的相关热传导。实验结果显示在两种通道高度中,仅有冲击冷却的情况下两种通道高度的整体效果存在局部差异,而在气膜冷却+冲击冷却的复合冷却情况下,整体效果难以区分。Tan 等人^[13]对射流冲击+气膜的双层壁复合冷却结构的冷却性能进行了实验研究,气膜孔垂直于主流流动方向。实验结果表明:在射流冲击+气膜的复合冷却结构中,在较低的冲击间距

和较密集的射流阵列下产生较高的整体传热。Hong 等人^[14]对旋转条件下不同的射流冲击的传热传质特性进行了实验研究,考虑了射流冲击冷却和射流冲击+气膜复合冷却两种与射流冲击相关的冷却方法。实验结果表明由于射流的偏转和扩散现象,旋转改变了局部传热传质特性。此外,Hong 等人^[15]还使用蔡升华方法进行了实验,得到了气膜孔板上的局部传热系数。实验结果显示:轴向的传热传质分布与静止情况相似,而尾缘区域产生了不同的舍伍德数特征,在滞止区域周围存在高舍伍德数区域和低舍伍德数区域,使得舍伍德数出现了急剧的变化。

Qu 等人^[16]使用三维数值计算的方法对吹风比和波纹状几何结构对横向波纹表面上的绝热气膜冷却效率和传热系数进行了数值研究。与平面相比,横向波纹状壁面在横向产生的绝热气膜冷却效率分布更不均匀。Khalatov 等人^[17]完成了平板上倾斜角为 30° 的单排圆柱形气膜孔的数值模拟。数值模拟结果表明:在较低的吹风比下,三种气膜孔形状在冷却区域内的展向平均气膜冷却效率是相同的,此时可以选择简单的气膜孔结构。在中等和高吹风比下,与传统的单排圆柱形孔气膜冷却方法相比,文中所提出的气膜冷却结构均能提高展向平均气膜孔冷却效率。Zhang 等人^[18]对平板上单排圆-槽孔的气膜冷却进行了一系列的数值模拟研究。结果表明:由于圆-槽孔内的过渡流道占主导地位,因此冷却气体向两侧流动。由于圆-槽形气膜孔原生的几何特征,相比较于圆柱形气膜孔,冷气射流穿透到主流内部的量更少,而且具有更宽的横向覆盖范围。

通过文献调研发现,虽然已经有一些学者对冲击冷却结构进行了实验或者数值研究,但是他们的研究主要集中在冲击冷却结构的换热特性和流动特性,而鲜有学者对双层壁冲击冷却结构的流阻特性、流量系数以及冲击孔板上各排冲击孔的流量分配进行研究。此外,已有的双层壁冲击冷却实验结构多采用半封闭通道进行,这与真实的双层壁冷却结构(如燃烧室和涡轮叶片)不相符。因此,为了研究冲击孔排布方式、冲击距离和雷诺数等因素对双层壁冷却结构的换热特性、流阻特性以及各排冲击孔流量分配的影响,本文采用稳态热敏液晶技术对双侧出流的双层壁冲击冷却结构的换热和流阻特性进行了实验和数值模拟研究,分析了顺排结构和叉排结构、雷诺数 Re 以

及无量纲冲击距离 H/D (H 为冲击孔板到冲击靶板的距离, D 为冲击孔直径) 对冲击靶板的换热特性和冲击孔板上下游各排冲击孔流量分配的影响。实验模型几何参数包括:冲击孔板无量纲厚度 P/D (P 为冲击孔板厚度)、流向无量纲排间距 X/D (X 为流向排间距)、展向无量纲孔间距 Y/D (Y 为展向孔间距) 和无量纲冲击距离 H/D , 均与典型双层壁结构几何特征相一致。

1 冲击冷却实验设备及过程

1.1 冲击冷却实验板

双层壁冲击冷却实验板主要由冲击孔板、冲击靶板、加热膜和垫板组成,如图1所示。冲击靶板位于冲击孔板的正前方,且冲击靶板和冲击孔板的几何尺寸均为 $400\text{ mm} \times 400\text{ mm}$ 。在冲击靶板正面上贴有康铜加热膜,且加热膜与冲击靶板表面紧密贴合,并且保证加热膜平整,在康铜加热膜的左右两侧用导电性能较好的紫铜电极对康铜加热膜进行加热,以确保冲击靶板上加热膜均匀加热,形成等热流边界条件。然后在加热膜上喷有黑色涂层和稳态热敏液晶(图1中黑色部分),在冲击孔板和冲击靶板之间的上下两侧有垫板,用于在冲击靶板上支撑冲击孔板,而且冲击靶板和冲击孔板之间的冲击距离可以通过调整垫板的厚度来改变。冲击靶板采用绝热性良好的黑胶木板加工而成,并在其背面紧密覆盖两层厚度均为 5 mm (共 10 mm) 的耐温绝缘橡胶垫。此外,在实验过程中使用红外热成像仪对冲击靶板背面进行了实时监测,确保了冲击靶板背面无热量损失。实验过程中,冷却剂通过冲击孔喷射至冲击靶板,对均匀加热后的冲击靶板进行冲击冷却,然后经由左右两侧の出流通道排出,如图1所示。

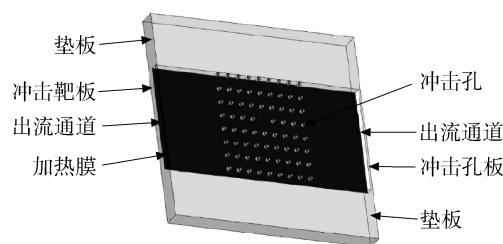


图1 冲击冷却结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of impingement cooling structure

冲击孔板有两种结构形式,即顺排结构和叉排结构,其几何尺寸分布如图2(a)和图2(b)所示。冲击孔板的厚度 P 和冲击孔的直径 D 均为 5

mm;垫板的厚度 H 有三种,分别为5、10、15 mm。因此冲击孔板的无量纲厚度为 $P/D=1$,双层壁(冲击孔板和冲击靶板)之间的无量纲冲击距离分别为 $H/D=1, 2, 3$ 。实验中,流向无量纲排间距为 $3 \leq X/D \leq 5$,展向无量纲孔间距为 $3 \leq Y/D \leq 5$ 。这些无量纲参数与典型的双层壁冷却结构(如燃烧室和涡轮叶片的吸力侧)的几何特征参数相一致。

1.2 液晶标定

在采用稳态热敏液晶进行温度测量之前,需要先对其进行温度标定实验,以获取热敏液晶颜色与温度的定量对应关系。在对热敏液晶进行标定的过程中,为了最大限度地减小标定过程和实验过程中由于光学参数(光源的强度及照射角度)和相机位置对热敏液晶测量温度的影响,实验过程中采用原位标定方法,即保持实验过程和液晶标定过程中的光照参数和工业 CCD(charge coupled device)相机摆放位置恒定,且将标定板安装

在与冲击冷却实验板相同的位置。

标定板由一层 0.02 mm 厚的康铜加热膜、两块紫铜板和两块有机玻璃板组成。如图 3(a)所示,中心为康铜加热膜,两侧各紧贴一块紫铜板。在一侧紫铜板的表面喷涂黑色涂层和热敏液晶,如图 3(b)所示;而在另一侧紫铜板的表面布置五根 T 型热电偶,如图 3(c)所示。再将两块透明的有机玻璃板覆盖在两侧的紫铜板表面。这种对称结构使两块紫铜板在康铜膜加热过程中具有相同的温度分布,从而确定热敏液晶的颜色与温度的对应关系。

通过温度与图像采集系统,获得了一段时间内稳态热敏液晶的颜色连续变化图像,以及在该段时间内与之对应的中心区域的五根 T 型热电偶测得的实际温度值。通过数据后处理分析,得到热敏液晶的色调值(H_{uc})与实际温度值(t)的拟合曲线,标定结果如图 4 所示,其中 t_{ci} ($i=1 \sim 5$) 表示第 i 根热电偶测点的实际温度值。

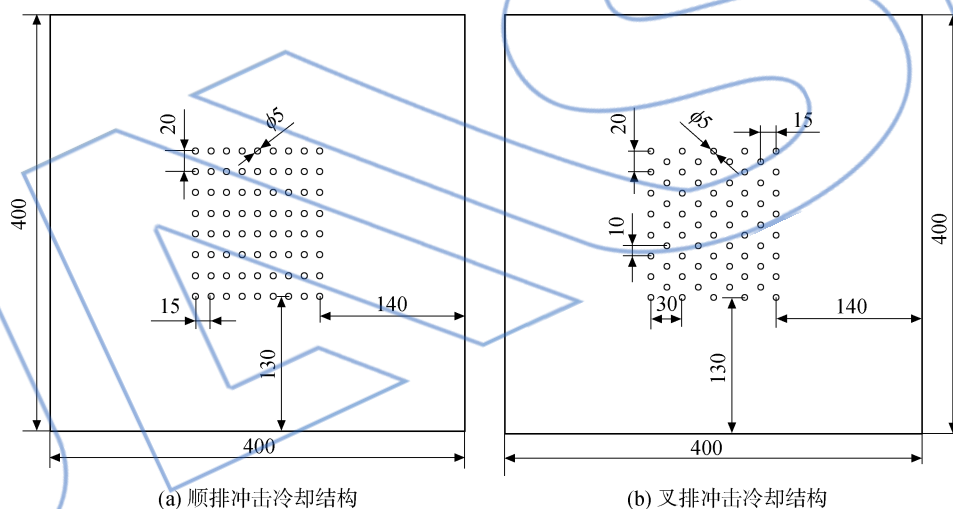


图2 冲击孔板结构参数图(单位:mm)

Fig.2 Schematic structure of impingement plate (unit:mm)

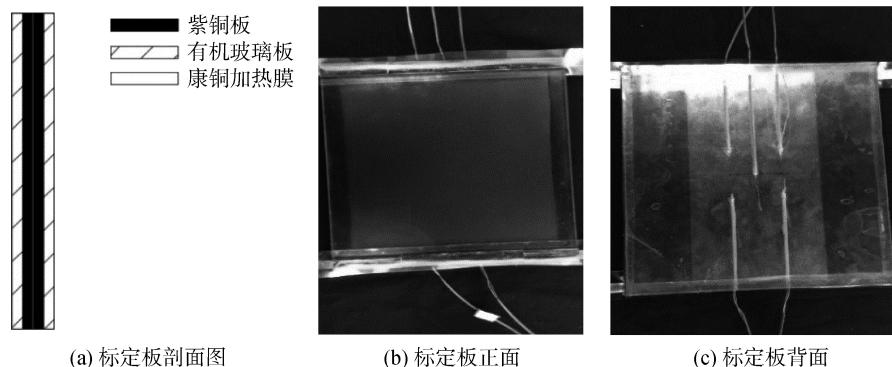


图3 热敏液晶标定装置

Fig.3 Calibration apparatus of thermo-chromic liquid crystal

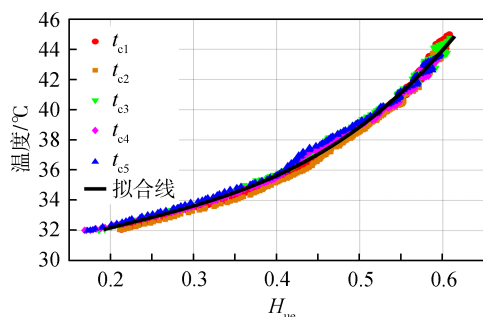


图4 温度与色调值的关系

Fig.4 Relationship between temperature and hue

1.3 实验的不确定性分析

实验中热电偶测得的二次流来流温度误差为 $\pm 0.15^\circ\text{C}$,相对误差为 $\pm 1\%$,稳态热敏液晶测量的冲击靶板上温度不确定性为 $\pm 0.5^\circ\text{C}$,相对误差为 $\pm 1.67\%$;冲击孔板孔径的加工误差为 $\pm 0.1\text{ mm}$,相对误差为 $\pm 2\%$;冲击靶板上热流密度的相对误差为 $\pm 0.7\%$ 。设以上各项均为独立变量 x_i ,设因变量 Θ 与自变量 x_i 之间存在如下函数关系:

$$\Theta = \Theta(x_1, x_2, \dots, x_N) \quad (1)$$

则实验的总体相对误差可由下式给出^[19]:

$$\frac{\delta\Theta}{\Theta} = \left[\sum_{i=1}^N \left(\frac{\partial\Theta}{\partial x_i} \cdot \frac{\delta x_i}{\Theta} \right)^2 \right]^{1/2} \times 100\% \quad (2)$$

其中 δx_i 为各个独立变量 x_i 的相对误差,表1中给出了各个独立变量对努塞尔数 Nu 总体相对误差 $\Delta Nu/Nu$ 的贡献值。而努塞尔数 Nu 的定义式为

$$Nu = hD/\lambda \quad (3)$$

式中 λ 为空气导热系数, h 为冲击靶板上热侧面表面传热系数分布,其又可以定义为

$$h = \frac{Q}{A(t_w - t_c)} = \frac{q}{t_w - t_c} \quad (4)$$

式中 A 为靶板热侧面加热面积, Q 为热侧面上的加热功率, $q=Q/A$ 为靶板上的热流密度, t_w 为靶板壁面温度(由热敏液晶测得), t_c 为冷却剂来流温度(由Pt100型热电阻测得)。

表1 各个独立变量的相对误差

Table 1 Relative error of each independent variable

变量 x_i	误差/%
热流密度 q	± 0.7
冲击孔直径 D	± 2
冷却剂来流温度 t_c	± 1
靶板壁面温度 t_w	± 1.67

将以上各独立变量的相对误差代入式(2)中,可以得到努塞尔数 Nu 的总体相对误差 $\Delta Nu/Nu$ 为 $\pm 2.74\%$ 。此外,孔板流量计量程为 $0.05 \sim 0.8\text{ kg/s}$,误差为 $\pm 0.15\% \text{ FS}$ (full scall),即 $\pm 0.0012\text{ kg/s}$ 。而实验中的最小流量为 0.06 kg/s ,由此可得本实验中流量误差为 $\pm 2\%$ 。参考冲击孔直径 D 的误差,可以得到本实验中雷诺数 Re 的误差为 $\pm 2.83\%$ 。而基于冲击孔直径 D 定义的雷诺数 Re 为

$$Re = \rho u D / \mu \quad (5)$$

式中 ρ 和 μ 分别为冷却剂的密度和动力黏度, u 为冲击孔内冷却剂的射流速度。

为了验证实验的可重复性,在进行实验时,针对冲击距离为 $H/D=1$ 的顺排射流冲击冷却结构,共进行了三组实验,实验的 Re 均约等于21800,通过对实验结果进行分析,发现三组实验结果的偏差(面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 和流量系数 C_d)均小于3%。

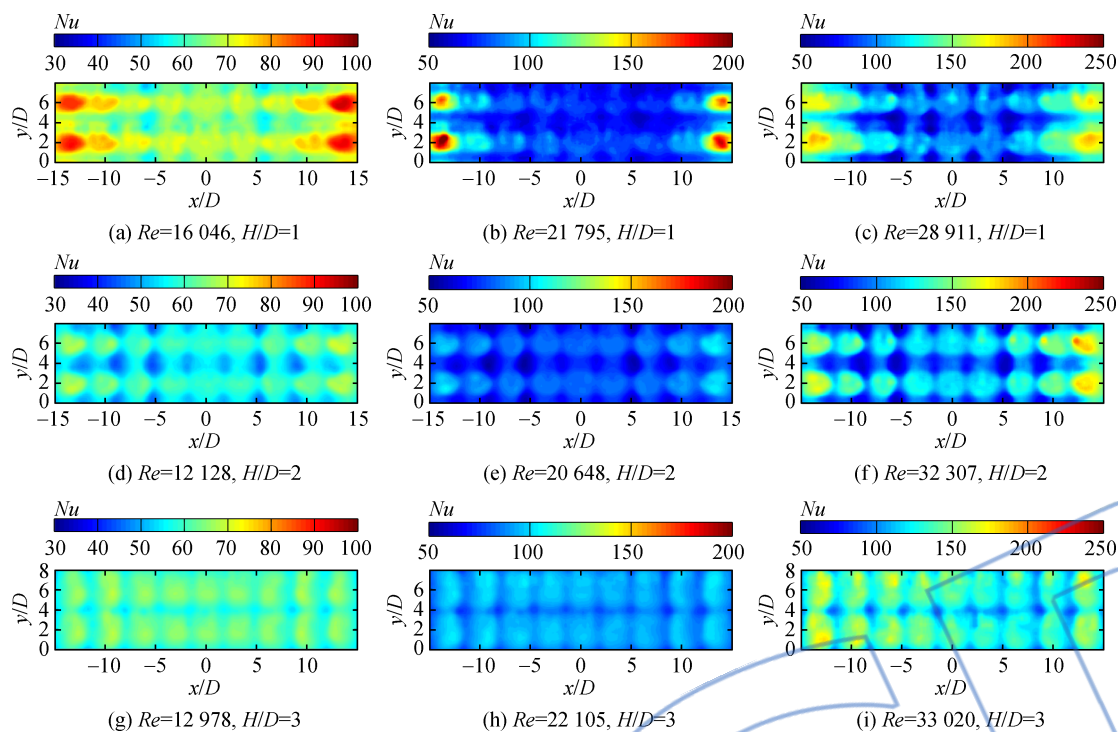
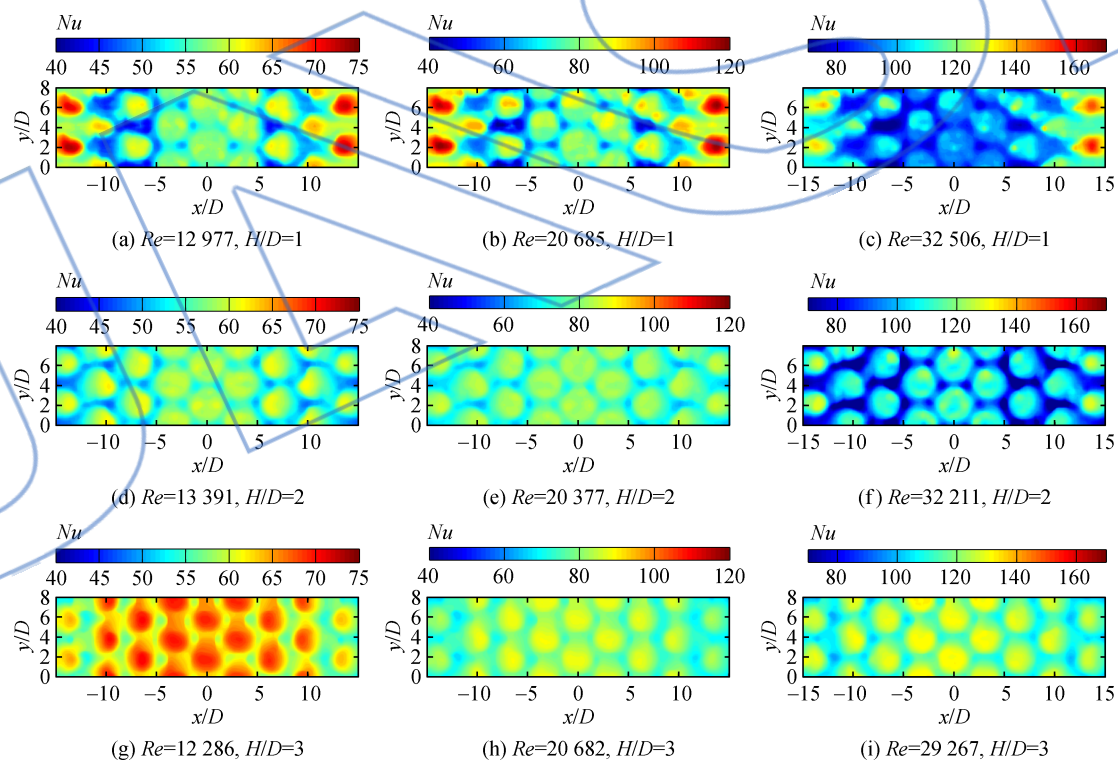
2 实验传热特性分析

2.1 冲击靶板上 Nu 分布

取冲击孔板中心为坐标原点,沿流向为 x 轴方向,展向为 y 轴方向。图5和图6分别为顺排冲击冷却结构和叉排冲击冷却结构靶板上的 Nu 分布。图5和图6中,从上到下依次为随着冲击孔板到冲击靶板的无量纲距离的增加,分别为 $H/D=1, 2, 3$;从左至右依次为随着雷诺数的增加。在图5和图6中,从左到右和从上至下分别显示了靶板上努塞尔数 Nu 随着雷诺数 Re 和无量纲冲击距离 H/D 的变化云图。

由图5和图6可知,随着 Re 的增大,冲击靶板上的对流换热逐渐增强。而且随着冲击孔板到冲击靶板的无量纲冲击距离 H/D 的增大,在正对冲击孔中心区域的冲击靶板上换热逐渐增强,而与之相反地,在冲击靶板两侧流向下流区域的换热则逐渐减弱。这主要是由于冲击孔板上的各排冲击孔之间的流量分配差异以及冲击孔板和冲击靶板之间的横流影响造成的,当冲击孔板和冲击靶板之间的冲击距离 H/D 不同时,横流的影响和各行冲击孔之间的流量分配差异又有所不同。

随着冲击距离 H/D 的增大,冲击靶板的流向下流区域冲击孔的流量分配比例逐渐降低,而冲击靶板中心区域冲击孔的流量分配则逐渐增大。这个结论将在下文关于流量分配的定量分析中得

图 5 顺排结构靶板上的 Nu 分布Fig.5 Distribution of Nu on the target plate for inline pattern图 6 叉排结构靶板上的 Nu 分布Fig.6 Distribution of Nu on the target plate for staggered pattern

到验证。此外,由于冲击孔板与冲击靶板之间流道的横截面积随着冲击距离 H/D 的增大而增大,从而导致了横流的影响逐渐减小。

2.2 顺流方向平均努塞尔数分布

冲击靶板上展向平均努塞尔数 $\overline{Nu}(x)$ 可定义为

$$\overline{Nu}(x) = \frac{\int_0^W Nu(x, y) dy}{W} \quad (6)$$

其中 W 为展向宽度。而沿着流向, 冲击靶板上的面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 可定义为

$$\overline{Nu} = \frac{\int_0^W \int_{x_0}^x Nu(x, y) dx dy}{W|x - x_0|} = \frac{\int_{x_0}^x \overline{Nu}(x) dx}{|x - x_0|} \quad (7)$$

式中 x_0 为分段积分的起点, 为冲击孔板中心的坐标原点。则可以得到在不同的雷诺数 Re 和冲击距离 H/D 下, 展向平均努塞尔数 $\overline{Nu}(x)$ 和面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 的分布曲线分别如图 7 和图 8 所示。

图 7 为不同雷诺数和冲击距离条件下的顺排结构和叉排结构的 $\overline{Nu}$ 的分布情况, 图 8 为不同雷诺数和冲击距离条件下的顺排结构和叉排结构的 $\overline{Nu}$ 的分布情况。从图 7 和图 8 中可以看出, 随着冲击距离 H/D 的增大, 双层壁冲击冷却结构的流道横截面积逐渐增大, 横流的影响变得越来越小, 从而使得冷气射流与冲击靶板下游区域之

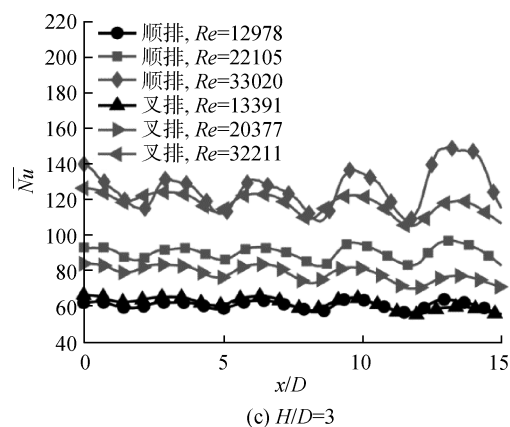
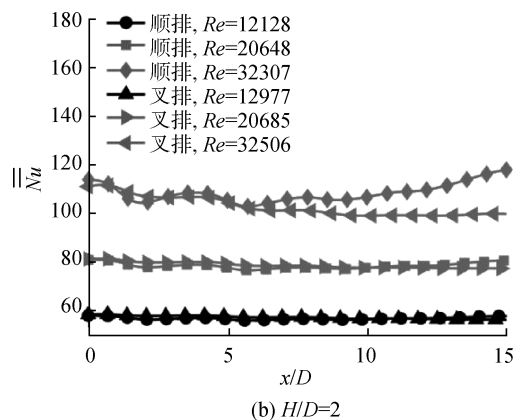
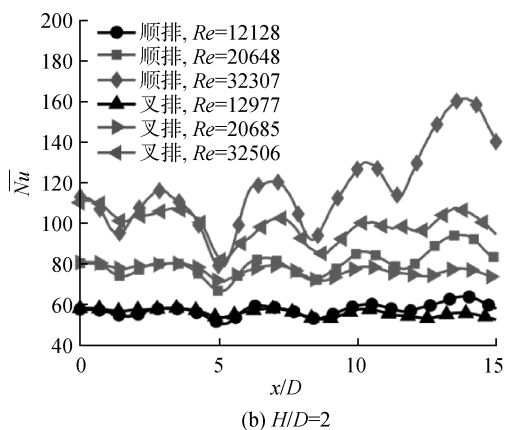
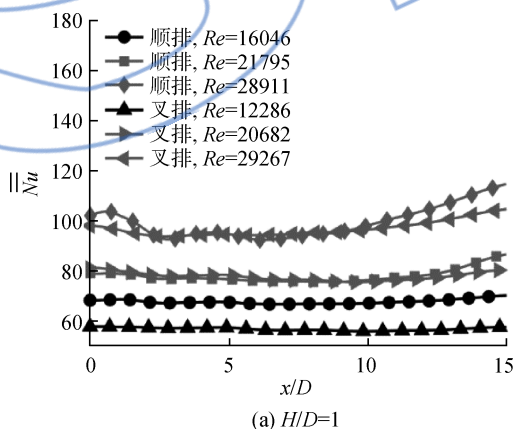
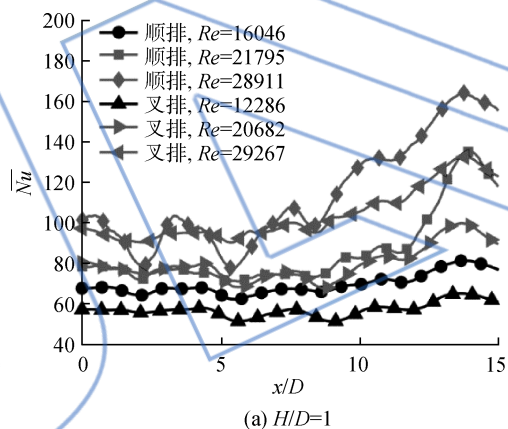
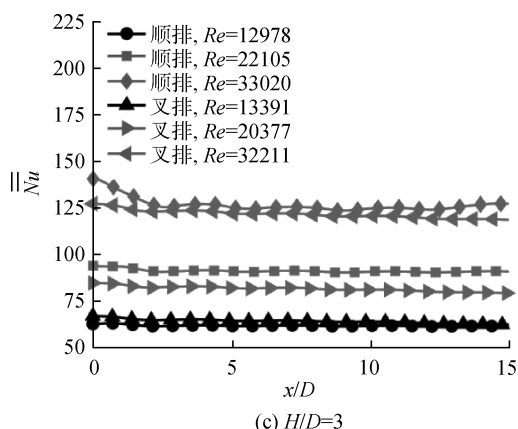


图 7 不同 Re 下的 $\overline{Nu}$ 分布

Fig.7 Distribution of $\overline{Nu}$ under different Re

间的换热逐渐减弱。此外, 通过对比顺排结构和叉排结构还可以发现, 在叉排结构的热侧壁面上的换热更加均匀, 这有利于减少热侧壁面上的局部热应力集中, 使得热侧壁面上的热载荷分布更均匀, 从而能够延长双层壁冲击冷却结构的使用寿命。



图8 不同 Re 下 $\overline{Nu}$ 分布Fig.8 Distribution of $\overline{Nu}$ under different Re

3 流量系数分析

3.1 实验流量系数分析

流量系数 C_d 定义为实际条件下通过冲击孔的流量 $\dot{m}_{\text{real}}$ 与理论条件下流量 $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 的比值,即

$$C_d = \frac{\dot{m}_{\text{real}}}{\dot{m}_{\text{ideal}}} \quad (8)$$

实际流量 $\dot{m}_{\text{real}}$ 可由标定好的孔板流量计测量得到,而理论流量 $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 可由下式给出:

$$\dot{m}_{\text{ideal}} = \frac{\pi D^2}{4} \rho_{\text{ideal}} u_{\text{ideal}} N \quad (9)$$

其中 N 为冲击孔板上冲击孔总个数, u_{ideal} 为理论流速。理论密度 ρ_{ideal} 由下式给出:

$$\rho_{\text{ideal}} = \frac{p_{\text{os}}}{R t_{\text{ideal}}} \quad (10)$$

其中 p_{os} 为实验段出口静压,可由实验测量得到。理论温度 t_{ideal} 为

$$t_{\text{ideal}} = t_{\text{it}} (p_{\text{it}}/p_{\text{os}})^{(1-\kappa)/\kappa} \quad (11)$$

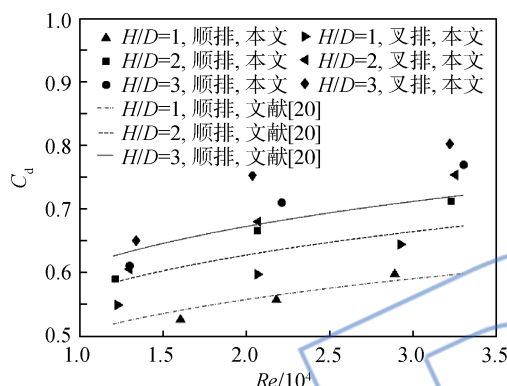
式中 κ 为空气等熵指数,取 1.4。 t_{it} 与 p_{it} 分别为实验段入口总温和总压。由于实验过程中稳压箱的截面积远远大于冲击孔的总面积,因此稳压箱内冷气的流动速度和马赫数很小。因此,可以忽略稳压箱入口动压,用实验测得的静压作为总压,用于流量系数计算。同理,用实验测得的静温作为总温。进而可以得到理论速度 u_{ideal} 为

$$u_{\text{ideal}} = \sqrt{2(t_{\text{it}} - t_{\text{ideal}})c_p} \quad (12)$$

式中 c_p 为比定压热容。

测量得到的顺排结构和叉排结构的孔板流量系数如图9所示。可见,在研究参数范围内,流量系数随着 Re 的增加而增加。这是因为随着 Re 的增加,穿过冲击孔的射流速度增加,冲击孔内气流

的饱和度逐步升高,而且冲击孔内摩擦阻力损失的影响相对减小,从而使得流过冲击孔的流量系数逐渐增加。此外,对比相近 Re 下顺排结构和叉排结构的实验结果可以发现,叉排结构的流量系数明显高于顺排结构。

图9 不同 Re 和冲击距离条件下冲击孔板流量系数Fig.9 Discharge coefficient of impingement plate under different Re and impingement distances

Liu 等人^[6]对叉排结构的射流冲击传热特性进行了实验研究。冲击孔板实验模型带有三个叉排分布的冲击孔。冲击孔展向间距和流向间距均与本实验研究有较大差异,因此无法进行定量对比。但是其实验结果显示,当 $1 \leq H/D \leq 5$ 时,流量系数随着 H/D 的增大而增大,且增长趋势随 H/D 的增大逐渐趋于平缓。这与本实验研究所得到的现象相一致。张泽远等人^[20-21]对半封闭通道内单侧出流的顺排射流冲击冷却结构的换热特性和流量系数 C_d 进行了实验研究,并给出了如下冲击孔流量系数 C_d 的拟合关系式^[20]:

$$C_d = 0.144 Re^{0.14} (H/D)^{0.094} (X/D)^{-0.02833} \quad (13)$$

该拟合公式与本实验中顺排结构的流量系数对比偏差均在 $\pm 10\%$ 以内,造成这种误差的可能原因是张泽远^[20]采用的实验结构是半封闭通道,而本实验中所有工况均采用的是双侧出流结构;另一个原因是张泽远^[20]的拟合公式与其实验结果存在一定的偏差,其拟合公式与其实验结果的偏差在 10% 以内。因此,本实验中顺排冲击冷却结构的实验结果与张泽远^[20]的拟合公式进行对比,吻合度较好。

3.2 数值模拟流量系数分析

为了研究各排冲击孔的流量分配随冲击距离

H/D 的变化情况以及由此产生的冲击靶面上的传热系数分布变化,本文采用与实验研究相同的工况对双层壁结构内部的流动及换热特性进行了数值模拟分析。根据双层壁冲击冷却结构的流动以及结构的对称性特点,选取物理模型的1/4作为计算域以便于减少计算资源的消耗,同时提高计算效率。如图10(a)所示,取计算域的两个黄色区域作为对称面,将其作为对称边界条件;在图10(b)中上侧的黑色区域为冷气流的入口,在此处给定冷气流的流量及温度值;在出口(图10(b)中右侧的青色区域)处给定出口静压为101.325 kPa;在冲击靶面(图10(b)中下侧的红色区域)上给定等热流密度边界条件,其具体的数值参考实验数据;而数值计算域的其他表面则设定为绝热无滑移边界条件。

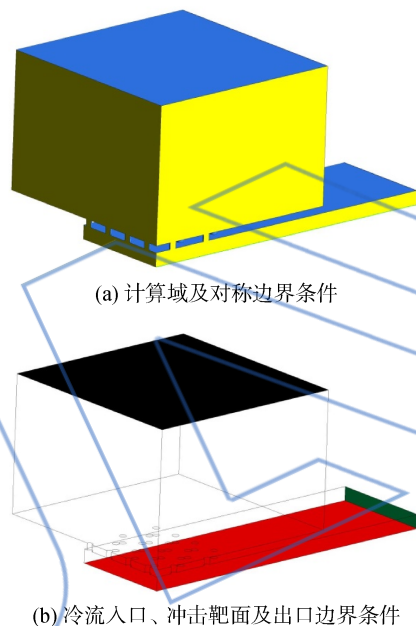


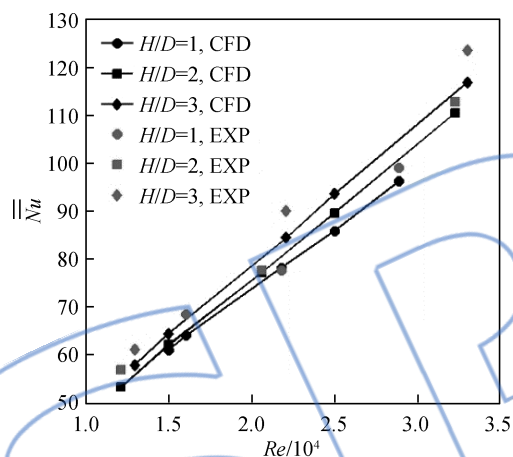
图10 数值计算域及其边界条件设置

Fig.10 Numerical simulation domain with the setting of boundary condition

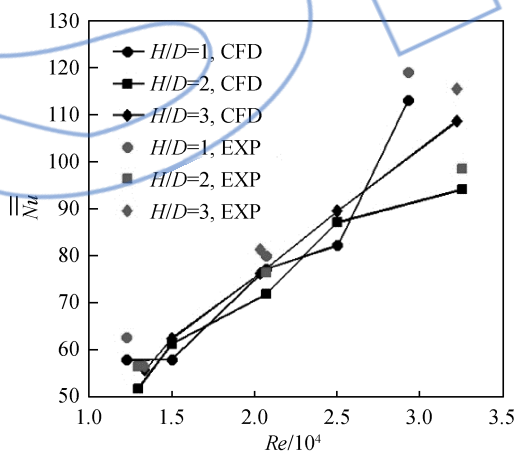
图11中给出了 $x \in [0, 13.5D]$, $y \in [0, 4D]$ 范围内的面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 随着 Re 及 H/D 变化的情况,表明数值模拟结果(CFD)与实验结果(EXP)吻合较好。对比叉排结构和顺排结构的换热效率可以发现冲击孔的排布方式对 $\overline{Nu}$ 的影响较小,但是在 $x \in [0, 13.5D]$, $y \in [0, 4D]$ 范围内,顺排结构的 $\overline{Nu}$ 略高于叉排结构。

此外,从图11(a)和图11(b)中均可以看出,实验 $\overline{Nu}$ 和数值模拟 $\overline{Nu}$ 均随着 Re 的逐渐增大而

增大。在图11(a)的顺排冲击冷却结构中,由于随着冲击距离 H/D 的逐渐增大,流道的横截面积逐渐增大,使得横流对冲击靶板的作用逐渐减小,进而导致了冷气射流与冲击靶板之间的换热逐渐减弱,因此在相同的 Re 条件下,随着冲击距离 H/D 的增大,面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 有所增大。



(a) 顺排冲击冷却结构



(b) 叉排冲击冷却结构

图11 实验和数值模拟的 $\overline{Nu}$ 对比

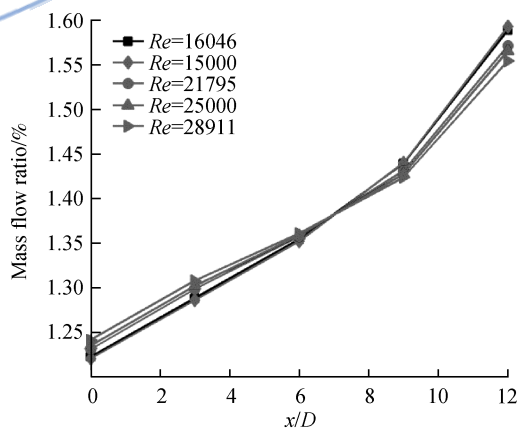
Fig.11 Comparisons of $\overline{Nu}$ between experimental and numerical simulation results

而对于叉排冲击冷却结构,从图11(b)中可以发现当 $Re \leq 25\,000$ 时,当冲击距离 H/D 从1增大到3时,面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 变化不大,而当 $Re > 25\,000$ 时,冲击距离为 $H/D=1$ 的面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 突然增大。这是由于当 Re 较小($Re \leq 25\,000$)时,冲击距离 H/D 对 $x \in [0, 13.5D]$, $y \in [0, 4D]$ 范围内的面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 的影响较小;而随着 Re 的逐渐增大,冲击距离 H/D 的影

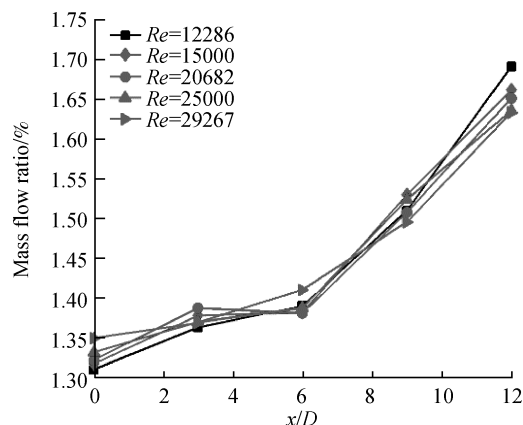
响趋于明显,且在该区域上的 $\overline{Nu}$ 不随 H/D 的变化而单调变化。在大 Re 下,横流对冲击靶板上的换热影响显著。尤其随着 H/D 的降低,横流的影响越来越大,冷气射流与冲击靶板下游区域之间的换热得到增强;而同时,上游区域的换热则逐渐减弱。因此,冲击距离 H/D 对冲击靶板整个区域上的换热面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 的影响是两种因素相互竞争的结果。此外,还应该指出的是,由于上下游区域换热的不均衡性,面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 随着冲击距离 H/D 的变化趋势也与选取的区域范围密切相关,且不同区域上的面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 已由图8给出。

在 $y \in [0, 4D]$ 范围内,自冲击孔板中心位置 $x/D=0$ 处至下游共有五排冲击孔,图12给出了冲击距离为 $H/D=1$ 时顺排结构和叉排结构的流量分配随着 Re 的变化情况。从两种不同的冲击冷却结构中均可以发现,在相同的冲击距离下,冲击孔板上各排冲击孔的流量分配从上游至下游都明显增加,而 Re 对各排冲击孔的流量分配影响较小。

为了进一步研究冲击距离 H/D 对冲击孔板上各排冲击孔流量分配的影响,图13给出了在雷诺数 $Re=25\,000$ 时各排冲击孔流量分配随着冲击距离 H/D 的变化情况。由图可知,无论是顺排冲击结构还是叉排冲击结构,随着冲击距离 H/D 的增大,上游冲击孔的流量分配逐渐增大,而下游的流量分配逐渐降低,与此同时,横流的强度也随着 H/D 的增大而减弱。当 H/D 逐渐增大时,下游区域流量分配的减小和横流的减弱,是导致冲击靶板下游区域的换热相对减弱的直接原因。



(a) 顺排冲击冷却结构



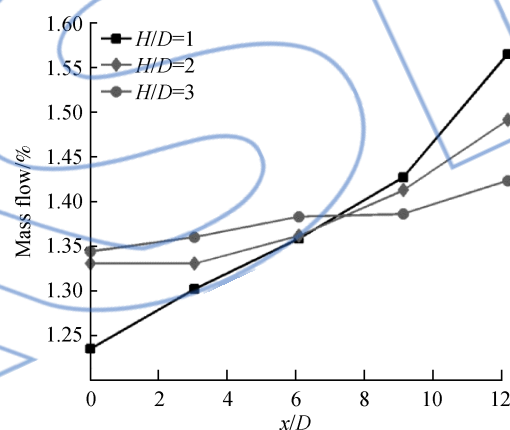
(b) 叉排冲击冷却结构

图12 不同 Re 下冲击孔板上各排冲击孔的流量分配

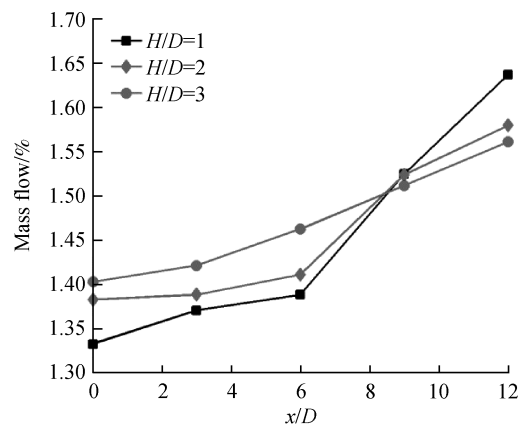
($H/D=1$)

Fig.12 Mass flow distribution in each row of jet holes on impingement plate under different Re

($H/D=1$)



(a) 顺排冲击冷却结构



(b) 叉排冲击冷却结构

图13 不同冲击距离下冲击孔板上各排冲击孔的流量分配($Re=25\,000$)

Fig.13 Mass flow distribution in each row of jet holes on impingement plate at different impingement distances ($Re=25\,000$)

4 结 论

通过对双层壁射流冲击(顺排和叉排)冷却结构进行实验和数值模拟研究,在所研究的参数范围之内,可以得出如下的结论:

1) 努塞尔数 Nu 和流量系数 C_d 均随着雷诺数 Re 的增大而增大,而且叉排结构的流量系数明显高于顺排结构。

2) 雷诺数 Re 对两种不同冲击孔结构的流量分配的影响较小,在冲击距离 H/D 不变的情况下,两种冲击孔结构的流量分配从上游至下游明显增加。

3) 冲击孔排布方式对面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 的影响不大,顺排冲击孔的 $\overline{Nu}$ 略高于叉排冲击孔。但是相比较于顺排结构,叉排结构能够使冲击靶板热侧面上的换热更加均匀。这有利于减少热端部件上热应力集中,使得热载荷分布更均匀,从而有利于延长热端部件的使用寿命。

4) 随着冲击距离 H/D 的增大,在冲击孔板中心区域的流量分配逐渐增大,从而使得靶板的中心区域的换热逐渐增强;而与之相反地,在冲击孔板下游区域的流量分配逐渐减小,同时冲击孔板与冲击靶板之间流道的横截面积的增大导致了横流影响逐渐降低,使得冲击靶板下游区域的换热逐渐减弱。

参考文献:

- [1] HAM J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. 2nd ed. New York: Taylor & Francis Group, 2012: 14-67.
- [2] LEE J, REN Z, LIGRANI P, et al. Crossflows from jet array impingement cooling: hole spacing, target plate distance, Reynolds number effects[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2015, 88: 7-18.
- [3] JANG J H, CHUI H C, YAN W M. Impinging cooling of film hole surface using transient liquid crystal thermograph[J]. International Communication in Heat and Mass Transfer, 2013, 44: 23-30.
- [4] FECHTER S, TERZIS A, OTT P, et al. Experimental and numerical investigation of narrow impingement cooling channels[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 67: 1208-1219.
- [5] RAO Y, LIU Y Y, WAN C Y. Multiple-jet impingement heat transfer in double wall cooling structures with pin fins and effusion holes[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 133: 106-119.
- [6] LIU H Y, KONG M Z, LIU S L, et al. The effect of jet array arrangement on the flow characteristics of the outlet hole in short confined channels[J]. Heat Transfer, 2008, 37 (1): 20-28.
- [7] CHEN L L, BRAKMANN R G A, WEIGAND B, et al. Experimental and numerical heat transfer investigation of an impingement jet array with V-ribs on the target plate and on the impingement plate[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2017, 68: 126-138.
- [8] LI X Y, REN J, JIANG H D. Film cooling effectiveness distribution of cylindrical hole injections at different locations on a vane endwall[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 90: 1-14.
- [9] KIM S H, AHN K H, PARK J S, et al. Local heat and mass transfer measurements for multi-layered impingement/effusion cooling: Effects of pin spacing on the impingement and effusion plate[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 105: 712-722.
- [10] LIU H Y, LIU S L, QIANG H F, et al. Aerodynamic investigation of impingement cooling in a confined channel with staggered jet array arrangement[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2013, 48: 184-197.
- [11] REN Z, VANGA S R, ROGERS N, et al. Internal and external cooling of a full coverage effusion cooling plate: effects of double wall configuration and conditions[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 124: 36-49.
- [12] MENSCH A, THOLE K A. Conjugate heat transfer analysis of the effects of impingement channel height for a turbine blade endwall[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 82: 66-77.
- [13] TAN X M, ZHANG J Z, XU H S. Experimental investigation on impingement/effusion cooling with short normal injection holes[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2015, 69: 1-10.
- [14] HONG S K, LEE D H, CHO H H. Effect of jet direction on heat/mass transfer of rotating impingement jet[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29 (14/15): 2914-2920.
- [15] HONG S K, LEE D H, CHO H H, et al. Local heat/mass transfer measurements on effusion plates in impingement/effusion cooling with rotation[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53: 1373-1379.
- [16] QU L H, ZHANG J Z, TAN X M, et al. Numerical investigation on adiabatic film cooling effectiveness and heat transfer coefficient for effusion cooling over a transverse corrugated surface[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30 (2): 677-684.
- [17] KHALATOV A A, PANCHENKO N A, SEVERIN S D. Application of cylindrical, triangular and hemispherical dimples in the film cooling technology[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2017, 891 (1): 012145.1-012145.6.
- [18] ZHANG J Z, ZHU X D, HUANG Y, et al. Investigation on film cooling performance from a row of round-to-slot holes on flat plate[J]. International Journal of Thermal Sciences,

- 2017, 118:207-225.
- [19] MOFFAT R J. Describing the uncertainties in experimental results[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1988, 1(1):3-17.
- [20] 张泽远. 半封闭通道内冲击射流换热特性和流量系数的实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
- ZHANG Zeyuan. Experiment study of convective heat transfer and discharge coefficient of jet impingement inside semi-confined channel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [21] 张泽远, 张靖周, 杨卫华. 半封闭通道射流冲击孔流量系数的实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6):1270-1274.
- ZHANG Zeyuan, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua. Experimental investigation on discharge coefficient of jet impingement holes within semi-confined channel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6):1270-1274. (in Chinese)

(编辑:陈 越)

JANSP