

文章编号:1000-8055(2013)03-0701-08

斜向冲击强化换热特性试验

单文娟¹, 毛军逵¹, 李 毅², 沈 毅²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 内流与传热研究室 沈阳 110000)

摘 要: 针对某型发动机主动间隙控制系统中典型冷却结构——45°斜向射流冲击,利用热膜法和红外热像仪测试技术,开展了局部强化冷却特性试验研究,分析了冲击雷诺数 Re (33 297~83 242)、斜向冲击间距比 H/d (2~6)等参数对冲击靶板表面局部换热特性参数 Nu 及 $\overline{Nu}$ 的影响。试验中发现位于驻点处和下游附驻点区出现了两个 Nu 峰值,当冲击 Re 较大、斜向冲击间距比 H/d 较小时,该现象尤为突出。试验结果表明:随着冲击 Re 的增大,靶板局部强化换热效果显著提升, Nu 和 $\overline{Nu}$ 均显著增强;随着 H/d 的减小,驻点区域局部强化换热效果逐步提升,但增加幅度微弱;而在远离驻点区域,特别是在第二个峰值位置,冲击间距减小使得冲击强化换热效果明显增强。

关 键 词: 传热; 斜向冲击; 平面靶板; 试验研究; 红外热像仪; 双峰值

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on heat transfer characteristics with inclined impingement

SHAN Wen-juan¹, MAO Jun-kui¹, LI Yi², SHEN Yi²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Internal Flow and Heat Transfer Laboratory,

Shenyang Engine Design and Research Institution, Aviation Industry Corporation of China,
Shenyang 110000, China)

Abstract: Experiments were conducted to investigate the heat transfer characteristics of a typical cooling structure of blade tip clearance active control system with 45 degree inclined impingement. In experiments, jet Reynolds number Re (33 297~83 242) and the ratio of jet impingement distance to the diameter of the jet hole H/d (2~6) were changed. Heated foil and infrared thermal imaging technology were used to investigate the local Nu (Nusselt number) and $\overline{Nu}$ (average Nusselt number) by varying those parameters. It was found that there existed two peaks of heat transfer coefficient along the jet line, located at the main and secondary stagnation points respectively. The two peaks were more evident in larger Re and smaller H/d cases. The experimental results show that the flow characteristics are significantly strengthened with the increase of Re increasing, which results in much larger Nu and $\overline{Nu}$. With H/d decrease, the local heat transfer at the main stagnation point increases faintly, meanwhile, the local heat transfer at the secondary stagnation point is enhanced greatly.

收稿日期: 2012-04-14

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.701_031.html

基金项目: 航空推进验证计划

作者简介: 单文娟(1988—),女,江苏南通人,硕士生,主要从事航空发动机传热、传质研究。

Key words: heat transfer; inclined impingement; flat surface; experimental analysis; infrared camera; two peaks

现代民用航空运输业的迅猛发展以及环保需求的不断提升,对大涵道比涡扇发动机提出了更高的要求.叶尖间隙主动控制技术可以减小叶尖泄漏流动、提高发动机性能、保持合适的发动机排气温度、有效降低发动机排放,已经成为现代高性能民用发动机最具代表性的技术之一.目前PW4000, CFM56-7, GE90, Trent900等先进民用航空发动机中均采用了基于可控热变形的主动间隙控制技术,其本质就是利用不同射流角度的空气冲击到不同位置的机匣表面,调节机匣温度分布,控制机匣的变形,进而实现叶尖间隙调节的功能^[1-2].

显然为了准确预估出发动机叶尖间隙的变化规律,机匣的变形量是最核心的变量之一.而采用间隙主动控制技术后,机匣的变形又主要决定于冲击射流影响下所形成的机匣温度分布规律.因此开展叶尖间隙主动控制系统中斜向冲击射流的局部传热特性研究,是开展叶尖间隙主动控制技术和工程实施的最基础研究内容之一.

事实上,斜向冲击射流由于能在被冲击表面形成很薄的速度边界层和温度边界层,使滞止点附近有很高的局部传热系数^[3],因此还被应用于航空发动机涡轮叶片、大功率电子芯片的冷却设计中^[4-7].

对于冲击射流冷却,国内外众多学者已进行了大量的研究.如针对垂直射流冲击冷却, Al-aqal Osama^[8]通过试验研究的方法获得了单孔冲击射流垂直冲击到一个光滑固体平面时的流场结构,并将其流场分为自由射流区、滞止区和壁面射流区3个部分. Gardon 和 Akfirat^[9]利用圆形射流冲击换热试验重点研究了局部传热系数沿轴向和径向的变化规律,发现靶板局部传热系数在某些工况下存在二次峰值现象.国内张永恒等^[10]应用蔡升华传质/传热比拟技术,研究了喷嘴到被冲击表面不同距离 H/d ($1 \sim 12$) 和不同 Re ($7000 \sim 19000$) 对单个圆形射流局部换热特性的影响,发现局部传热系数随着 Re 的增加而大幅度增加,而与 H/d 呈非单调变化.

针对带角度的斜向冲击, Goldstein 等^[11]对冲击靶板表面传热系数随冲击孔入射角度 α ($30^\circ \sim 90^\circ$)、斜向冲击间距比 H/d ($4 \sim 10$) 和冲击雷诺数 Re ($10000 \sim 30000$) 的变化规律进行了试验研

究,得出了最大 Nu 所在位置与入射角有关这一结论. O'Donovan 等^[12]研究了 $Re = 10000$ 时,在冲击间距比 H/d ($2 \sim 8$)、冲击角度 α ($30^\circ \sim 90^\circ$) 的工况下冲击表面的流场和换热特性,研究发现:在一定工况下壁面边界层湍流度的增加使 Nu 曲线出现了双峰值.而国内该方面的研究相对较少,陈庆光等^[13]利用压力耦合方程组的半隐式方法 (SIMPLER) 和重整化群 (RNG) $\kappa-\omega$ 湍流模型,对平面射流倾斜冲击平板的半封闭空间内的流场进行了数值分析,结果表明射流倾角的变化对流场结构具有显著的影响.沈瑾, 缪同君等^[14]采用烟线法,通过改变冲击雷诺数、冲击间距比、冲击角度以及凹柱面相对曲率等参数,重点研究了带倾角冲击凹柱面靶板表面旋流产生和发展的规律.

综合目前的研究来看,针对斜向冲击射流的研究大多在冲击雷诺数较小、斜向冲击间距比较大 (4 以上) 条件下开展.而叶尖间隙主动控制系统中冲击冷却管或空气冷却筒的安装空间有限,导致冲击间距比较小.因此本文利用试验研究,重点分析在斜向冲击间距比较小 ($2 \sim 6$)、冲击雷诺数较大的情况下,斜向冲击射流的局部和平均换热特性,总结出相应的准则关系式,为空气系统热分析及机匣变形预估提供基础试验数据和设计依据.

1 试验装置及试验件

1.1 试验系统和试验件

试验系统主要可分为供气系统、加热系统、测量系统和试验段几个部分.试验中压气机提供的压缩空气,通过干燥、除油以及稳压筒稳定后进入冲击管,形成射流并以一定的角度冲击到靶板上.整个系统示意图如图1所示.

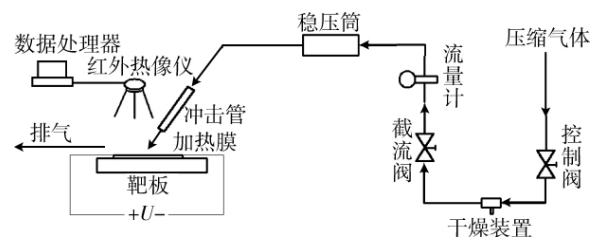


图1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental system

本试验利用康铜膜对试验件进行加热,其温度系数为 $50 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$,电阻率为 $480 \Omega \cdot \text{m}$ (20°C),厚度仅为 0.015 mm ,具有电阻均匀且随温度变化小等优点。试验时将康铜加热膜平整黏贴在靶板表面,以硅整流器为加热电源在靶板内表面构造等热流边界条件。

试验中采用 Research-N3 型全数字动态红外热像仪测量冲击靶板上的温度,其精度为 $\pm 1\%$ 。为了确定靶板的散热损失,试验中利用 3 个精度为 $\pm 2\%$ 的 HS10 热流计黏贴于靶板背面来直接测量散热的热流密度。

图 2 为试验段的示意图。气流离开斜向冲击管后射向靶板,受到阻力变为壁面流动,与高温冲击靶板强迫对流换热,最后流入周围环境中。铜管内径为 $d = 13.9 \text{ mm}$,外径为 $D = 16 \text{ mm}$,利用卡箍固定在支架上,通过调节固定的位置实现冲击管和冲击靶板间距、角度的调节。

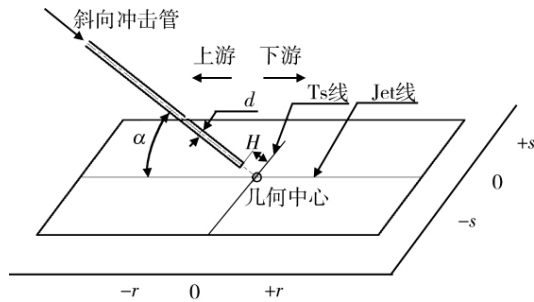


图 2 试验段示意图

Fig. 2 Schematic of experimental section

1.2 试验参数定义和数据处理

冲击雷诺数 Re 定义如下:

$$Re = \rho u d / \mu = 4 \dot{m} / \pi \mu d \quad (1)$$

其中 ρ 为冲击气流密度, u 为冲击气流离开冲击管的速度, $\dot{m}$ 为冲击气流的质量流量, d 为冲击管的内径, μ 为进口流体的动力黏度。

为了便于分析,本文选取冲击靶板上冲击点所在展线(Jet 线)的局部 Nu 及经过冲击几何中心且垂直于 Jet 线的 Ts 线上的局部 Nu 为表征参数,来反映冲击靶板表面的换热特性。

冲击靶板表面局部 Nu 定义如下:

$$Nu = \frac{(q_{\text{total}} - q_{\text{loss}})d}{(T_w - T_{\text{in}})\lambda_{\text{air}}} \quad (2)$$

$$q_{\text{loss}} = q_{\text{con}} + q_{\text{rad}} \quad (3)$$

$$q_{\text{rad}} = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_{\text{in}}^4) \quad (4)$$

其中 q_{total} 为电加热功率, q_{loss} 为散热损失, q_{con} 为靶板的导热损失, q_{rad} 为加热膜的辐射损失, d 为

冲击管内径, σ 为黑体常数, T_w 为靶板表面的局部温度,由红外热像仪测得 T_{in} 为冲击气流进口温度,利用精度为 $\pm 0.75\%$ 的热电偶测得, λ_{air} 为进口温度下气流的导热系数。由于加热膜表面构造的是等热流加热边界条件,因此 $q_{\text{total}} = UI/A$, 其中 U 为加热膜两端电压, I 为电流,均为数字万用表测量得到,精度为 $\pm 0.5\%$, A 为加热膜加热面积。根据误差传递公式,可推出 Nu 的不确定度为 3.47% 。

本文定义冲击靶板表面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 为

$$\overline{Nu} = \frac{(q_{\text{total}} - q_{\text{loss}})d}{(\overline{T_w} - T_{\text{in}})\lambda_{\text{air}}} \quad (5)$$

其中 $\overline{T_w}$ 为靶板表面 $[(-3d \sim +5d) \times (-d \sim +d)]$ 区域的面平均温度,该区域如图 3 阴影部分所示。文献[12]研究表明:Jet 线上 $-3d \sim +5d$ 的范围内强化换热效果较为明显,而 Ts 线方向结合试验件几何参数选择 $-d \sim +d$ 的范围。同 Nu 数相似,平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 的不确定度为 3.47% 。

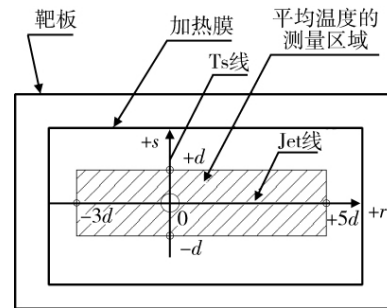


图 3 靶板表面平均温度测量区域示意图

Fig. 3 Schematic of average temperature region measurement

试验中通过改变斜向冲击间距比 H/d 及冲击雷诺数 Re 等参数,来观察改变这些参数对靶板表面温度场的影响。表 1 为试验的具体工况。

表 1 试验工况表

Table 1 Experimental parameters of designed experiments

参数	数值
斜向冲击角度 $\alpha/(^{\circ})$	45
斜向冲击间距比 (H/d)	2, 4, 6
冲击雷诺数 $/Re$	33 297, 49 945, 66 594, 83 242

2 试验结果与讨论

2.1 冲击雷诺数 Re 对 Nu 的影响

图 4 给出了斜向冲击角度 $\alpha = 45^{\circ}$, 斜向冲击

间距比 H/d 分别等于 2, 4, 6 时 Jet 线上 Nu 随 Re 的变化曲线。

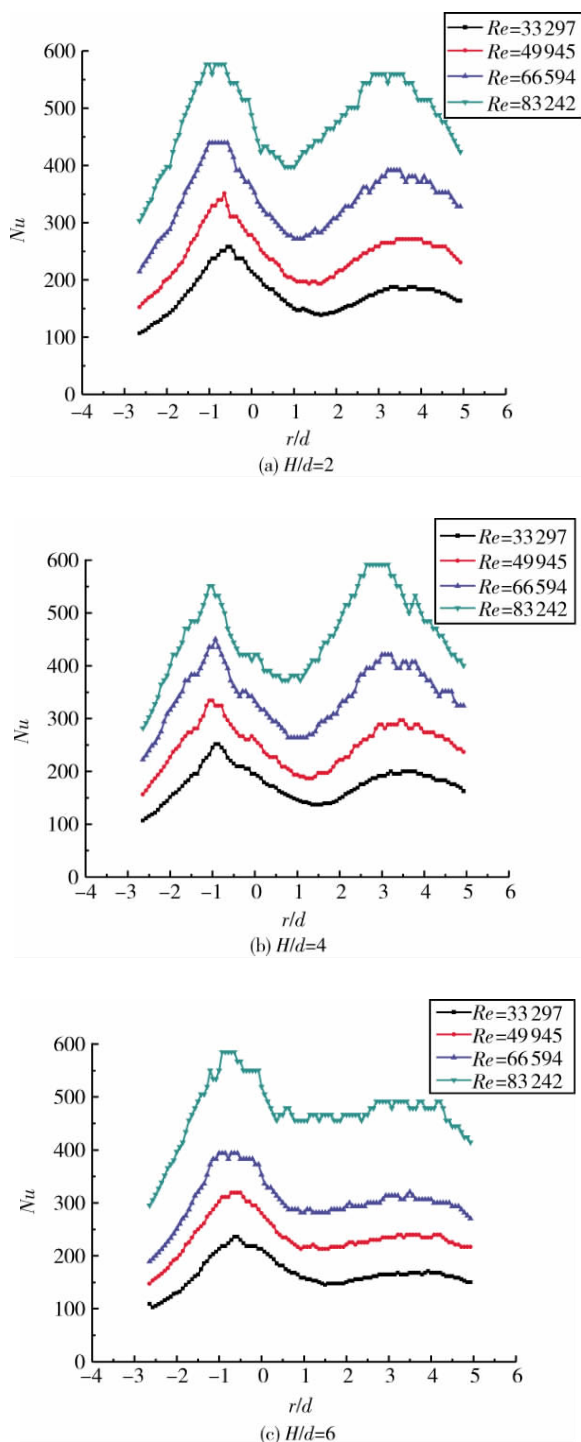


图4 Jet 线上 Nu 随冲击雷诺数 Re 的变化曲线

Fig. 4 Local Nusselt number Nu with different Re

从图 4(a)~图 4(c) 可以明显看出, 当 H/d 相同时, 在不同冲击 Re 下 Nu 分布规律相似, 均出现了 2 个峰值。第一个峰值位于驻点处, 第二峰值位于冲击板下游的附加驻点区。该驻点位于几何中心 ($r/d = 0$) 上游, 约 $r/d = -1$ 处。形成驻

点的原因是: 由于存在一定的冲击角度, 射流左侧最先接触板面, 速度滞止为 0 m/s , 并迅速转为径向流动后形进行壁面流动。该速度为 0 m/s 的点即为驻点。示意图如图 5^[12] 所示。而形成双峰值是由于驻点处速度为 0 m/s , 形成高压区, 流体沿径向加速流动, 速度和温度边界层都很薄, 因此换热效果很好, Nu 较高, 即为第一个峰值; 之后气流向下游流动过程中, 由于同时受到壁面反向摩擦力和射流卷吸作用的影响, 形成逆压力梯度, 速度边界层和温度边界层逐渐增厚, 导致换热效果逐渐降低, Nu 逐渐减小; 同时, 由于上述逆压力梯度的作用, 导致了流体经过某一点后由加速转为减速, 流动变得不稳定。一般射流流动中, 随着壁面流动的不断发展, 在壁面摩擦和周围空气切应力作用下, 压力梯度逐步降低, 并且可能会出现负压力梯度, 从而导致分离出现, 往往也就对应着换热的二次强化。由于本文研究的 Re 足够大, 惯性力的影响大于黏性力, 流动并未发生不稳定分离, 但是流动的湍流度增加, 使换热效果增强, 导致 Nu 会再次增大, 出现第二个峰值。

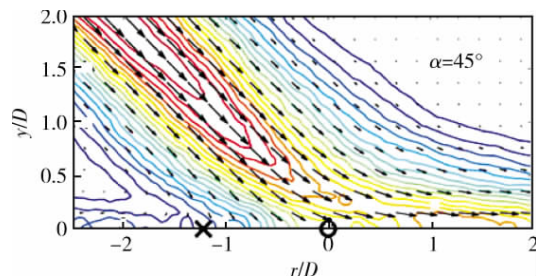


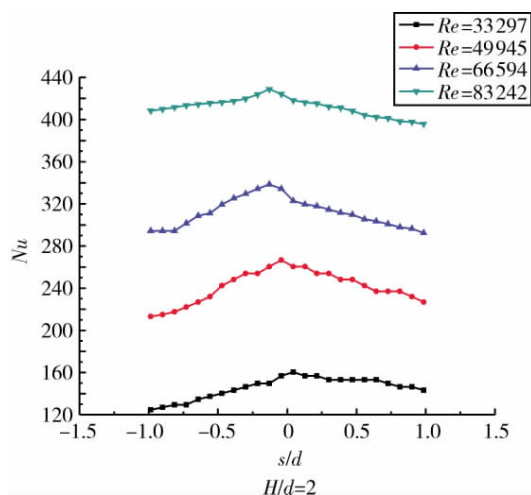
图5 速度流场示意图^[12]

Fig. 5 Velocity flow fields of inclined impingement

比较不同 Re 下的 Nu 曲线可以看出: 随着 Re 增加, 相同位置处 Nu 显著增大, 同时峰值点逐渐向上游移动。如在 $H/d = 4$ 的工况中, 当 $Re = 33297$ 时, 第一个峰值点位于 $r/d = -0.9$ 处, $Nu = 257.7$, 而当 $Re = 49945$ 时, 第一个峰值点移至 $r/d = -1$ 处, Nu 增大到 351.1。出现该现象的原因是随着 Re 的增大, 流体冲击到板面后形成更强的高压区, 流体湍流度增强, 换热效果得到了提高。

图 6 中的曲线表示的是 T_s 线上的 Nu 在 $H/d = 2$ 时随 Re 的变化规律。

从图 6 可以看出, 在同一工况下, 横向 Nu 在几何中心处达到最大, 沿横向逐渐减小, 基本沿该点对称分布。这是因为气流从冲击管射出后, 在横

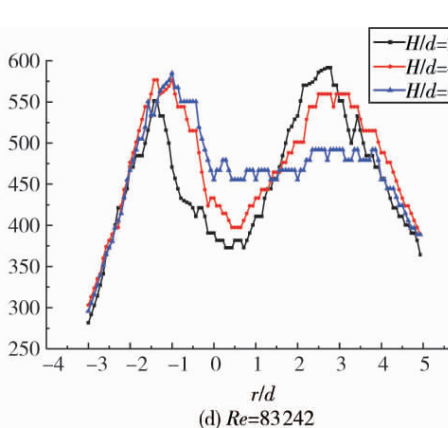
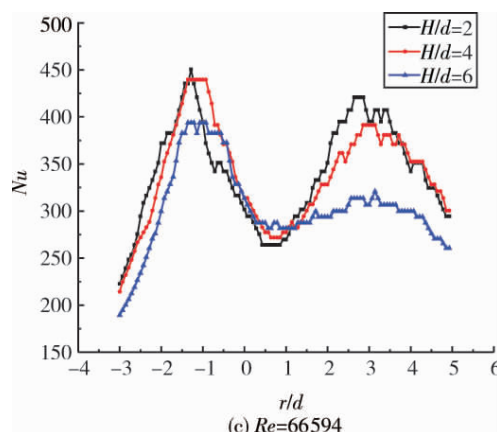
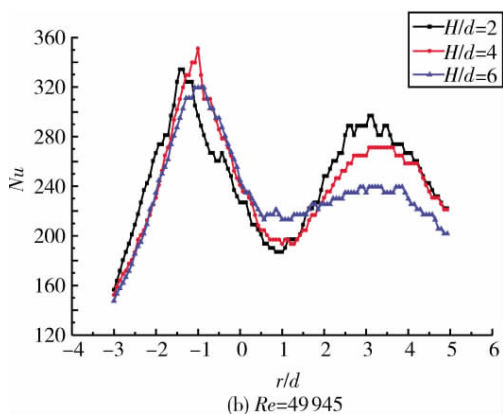
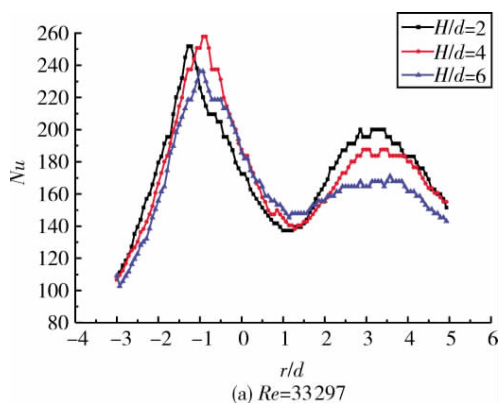
图6 横向 Nu 随冲击雷诺数 Re 的变化曲线Fig. 6 Local Nusselt number Nu with different Re

向最先接触该点,形成高压,速度边界层和温度边界层最薄,换热效果最好,即 Nu 达到峰值,然后沿着横向边界层逐渐增厚, Nu 逐渐减小。

同 Jet 线上 Nu 相似,横向 Nu 也随着 Re 的增加而显著增大,产生该现象的原因与 Jet 线的 Nu 变化的原因相同。当 $H/d = 4, 6$ 时 Nu 的变化规律与 $H/d = 2$ 时相似,限于篇幅不再赘述。

2.2 斜向冲击间距比 H/d 对 Nu 的影响

图7给出了 $\alpha = 45^\circ$ 时不同 Re 下 Jet 线上 Nu

图7 Jet 线上 Nu 随斜向冲击间距比 H/d 的变化曲线Fig. 7 Local Nusselt number Nu with different H/d 

随斜向冲击间距比 H/d 的变化曲线。

从图7(a)~图7(d)可以看出,在冲击角度 α 和冲击雷诺数 Re 一定的情况下, Nu 在不同的斜向冲击间距比 H/d 下分布规律相似,均在 $r/d = -1$ 附近达到第一个峰值,随后显著减小,在 $r/d = 1$ 附近出现拐点后逐渐增加,继而出现第二个峰值。

同时从上图也能看出,在不同的斜向冲击间距比 H/d 下,冲击靶板表面强化冷却换热效果不同:驻点区域, $H/d = 2, 4$ 时,可以获得相对较好的换热效果,但与 $H/d = 6$ 的差异不明显;而在远离驻点区域,特别是在第二个峰值的位置,由于冲击间距减小所带来的冲击强化效果明显增强,例如在 $Re = 49945$ 时, $H/d = 2$ 时的第二峰值相比于 $H/d = 6$ 时增加了 23.91%。该规律出现的原因是:气流从冲击铜管冲出后,首先经过自由射流区,该区域由中心向外依次包括:V 形的核心射流区、剪切流区以及卷吸区。射流卷吸区通过黏性力诱导周围流体运动,并与之发生剪切、掺混和动量交换,降低了射流核心区的速度。相比于大的

冲击间距,当冲击间距 H 较小时,核心射流区携带的动量更大,直接和冲击靶板撞击后,近孔处动量交换增强,使表面高压区得到加强,强化了壁面流动,换热效果提高, Nu 变大. 随着冲击距离的增大,气流从冲击管射出后,外层与周围空气的动量交换增强,核心射流区速度减小更明显,从而削弱了靶板表面的高压区,使得靶板表面气流速度边界层和温度边界层加厚,换热效果减弱, Nu 减小.

通过比较还可以发现,随着 H/d 的减小,第二个峰值点的数值逐渐增大,且位置向上游移动. 该现象在图4中也能很好地体现.

2.3 冲击雷诺数 Re 及斜向冲击间距比

H/d 对 $\overline{Nu}$ 的影响

图8为冲击角 $\alpha = 45^\circ$ 时平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 随冲击雷诺数 Re 及斜向冲击间距比 H/d 的变化曲线.

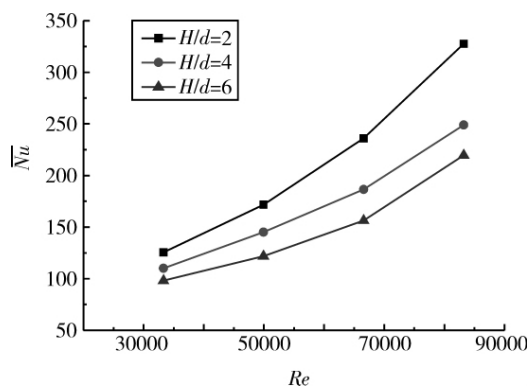


图8 $\overline{Nu}$ 随 H/d 及 Re 的变化曲线

Fig. 8 Average local Nusselt number $\overline{Nu}$ with different Re and H/d

从图8可以看出,在所研究的工况内,当 H/d 一定时, $\overline{Nu}$ 随着 Re 的增大显著增强. 如在 $H/d = 4$ 的情况下, $Re = 33\,297$ 时, $\overline{Nu} = 110.12$, 当 $Re = 49\,945$ 时, $\overline{Nu}$ 则增大到 145.03. 此时 Re 增大到 1.5 倍后, $\overline{Nu}$ 增加了 31%. 该规律与 Jet 线上的 $\overline{Nu}$ 的分析相似,随着冲击雷诺数 Re 的增大,气流从冲击管喷出后冲击到靶板表面形成更强的高压,壁面流动增强,边界层变薄,靶板表面传热得到强化.

图8还可以明显看出,当冲击雷诺数 Re 一定时, $\overline{Nu}$ 呈现出随着 H/d 减小而增大的趋势. 这是由于随着冲击间距的减小,气流从冲击管射出后,与周围空气因摩擦等原因导致的能量损失减少,气流冲击到靶板表面后速度更大,壁面流动强

度更高,带动整个表面传热增强,即反映为 $\overline{Nu}$ 的增大.

2.4 驻点处努塞尔数的计算公式

根据本文试验数据,拟合了驻点处的努塞尔数 ($Nu_{\max}$) 随 H/d ($2 \sim 6$) 和 Re ($33\,297 \sim 83\,242$) 的经验关系式

$$Nu_{\max} = 0.0193Re^{0.9090}(H/d)^{-0.0456}, \quad \begin{cases} 33\,297 \leq Re \leq 83\,242 \\ 2 \leq H/d \leq 6 \\ \theta = 45^\circ \end{cases} \quad (6)$$

图9为拟合关系式与试验结果的比较图.

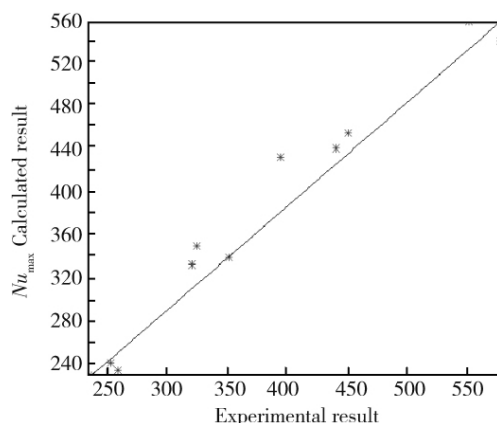


图9 拟合曲线与试验结果比较图

Fig. 9 Comparison of fitting curve and experimental result

经验算,拟合数据最大误差小于 9%,拟合精度较好,具有一定的工程实用性.

Beitelmal 等^[15]也对靶板上的 $Nu_{\max}$ 进行过公式拟合,其试验件的几何尺寸具体为:靶板为 $55\text{ mm} \times 50\text{ mm} \times 25\text{ mm}$,矩形冲击管为 $5.5\text{ mm} \times 50\text{ mm}$,其得到的经验关系式为式(7),其中 z 是矩形冲击管出口截面中心到冲击靶板表面的垂直距离, D 是该冲击管的等效水力直径.

$$Nu_{\max} = 0.09821Re^{0.7}(1 + 0.365\sin\theta) \times (1 - 0.0248z/D), \quad \begin{cases} 4000 \leq Re \leq 12\,000 \\ 4 \leq z/D \leq 12 \\ 40^\circ \leq \theta \leq 90^\circ \end{cases} \quad (7)$$

秦曼等^[16]等做了垂直射流冲击冷却试验,其试验件的几何尺寸具体为:加热膜为 $5\text{ mm} \times 5\text{ mm} \times 0.01\text{ mm}$,冲击管内径 0.985 mm ,对 $Nu_{\max}$ 拟合的公式如式(8)所示,其中 z 是圆形冲击管出口截面中心到冲击靶板表面的垂直距离, d 是该冲击管的内径.

$$Nu_{\max} = 1.6361Re^{0.465}Pr^{0.4},$$

$$\begin{cases} 3500 \leq Re \leq 42600 \\ z/d = 4 \\ \theta = 90^\circ \end{cases} \quad (8)$$

图10为文献[15]、文献[16]和本试验对一定工况范围内的 $Nu_{\max}$ 进行公式拟合得到的经验关系式的曲线图。

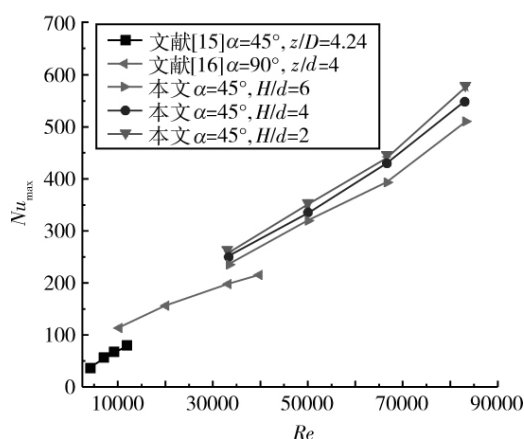


图10 文献[15]、文献[16]和试验结果比较图

Fig. 10 Comparison of Ref. [15], Ref. [16] and experimental results

从图10可以看出,在冲击角度均为 45° 且冲击间距相同(本文的 $H/d = 6$ 即对应着文献[15]的 $z/D = 4.24$)时,由文献[15]得到的曲线($4000 \leq Re \leq 12000$)明显位于本试验($33297 \leq Re \leq 83242$)前下方,这说明 $Nu_{\max}$ 随着 Re 增大而增大,与局部 Nu 及 $\overline{Nu}$ 的结论一致.而通过比较文献[16]在 $z/d = 4$ 时得到的曲线与本试验在 $H/d = 4$ 时得到的曲线可以看出, $Nu_{\max}$ 在冲击角度为 45° 时比冲击角度为 90° 时数值更大,强化换热效果更好.例如当 $Re = 33297$ 时,前者的值达到后者的1.26倍.这是由于当冲击角度为 45° 时,文献[16]中 $z/d = 4$ 实际对应着本文的 $H/d = 5.657$,即本文冲击间距较小,气流从冲击管喷出后能量损失减小,使得接触靶板后流动更强,强化换热更加显著.当然,由于各个试验中冲击管的形状、尺寸等存在差异,也会对结果造成一定影响。

3 结 论

从以上分析可以得到以下结论:

1) 在斜向冲击角度 α 、斜向冲击间距比 H/d 均不变时, Nu , $\overline{Nu}$ 均随着冲击雷诺数 Re 的增大而显著增大, Re 是影响斜向冲击传热系数的主要

因素。

2) 在斜向冲击角度 α 、冲击雷诺数 Re 均不变时,不同的冲击间距下驻点区域均可以获得相对较好的换热效果,但差异不明显;而在远离驻点区域,特别是在第二个峰值的位置,由于冲击间距减小所带来的冲击强化效果明显增强, $\overline{Nu}$ 则呈现出随着 H/d 的减小而增大的趋势。

3) $\alpha = 45^\circ$, $33297 \leq Re \leq 83242$ 的工况下 $2 \leq H/d \leq 6$ 时在驻点处传热系数的关联式为

$$Nu_{\max} = 0.0193Re^{0.9090}(H/d)^{-0.0456}$$

参考文献:

- [1] Lattime S B, Steinetz B M. High-pressure-turbine clearance control systems; current practices and future directions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 302-311.
- [2] 乔剑. 涡轮叶尖间隙主动控制机匣内部流动与换热特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.
QIAO Jian. Research on flow and heat transfer characteristics in turbine tip active clearance control case[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [3] 顾维藻, 神家锐, 马重芳, 等. 强化传热[M]. 北京: 科学出版社, 1990.
- [4] Ashforth-frost S, Jambunathan K. Numerical prediction of semi-confined jet impingement and comparison with experimental data[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1996, 23(3): 295.
- [5] Cooper D, Jackson D C, Launder B E, et al. Impinging jet studies for turbulence model assessment: I flow field experiments[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1993, 36(10): 26-75.
- [6] 李藤, 刘静. 芯片冷却技术的最新进展及其评价[J]. 制冷学报, 2004(3): 22-32.
LI Teng, LIU Jing. The latest progress of and evaluation of the chip cooling technology[J]. Journal of Refrigeration, 2004(3): 22-32. (in Chinese)
- [7] Bergles A E. Evolution of cooling technology for electrical, electronic, and microelectronic equipment[J]. Transactions on Components and Packaging Technologies, 2003, 26(1): 6-15.
- [8] Al-aqal Osama M A. Heat transfer distributions on the walls of a narrow channel with jet impingement and cross flow[D]. Pittsburgh: University of Pittsburgh, 1999.
- [9] Gardon R, Akfirat J C. The role of turbulence in determining the heat transfer characteristics of impinging jets[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1965, 8(10): 1261-1272.
- [10] 张永恒, 周勇, 王良璧. 圆形冲击射流传热性能的实验研究[J]. 热科学与技术, 2006, 5(1): 38-43.
ZHANG Yongheng, ZHOU Yong, WANG Liangbi. Exper-

- imental investigations for the heat transfer characteristics with round impingement[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2006, 5(1): 38-43. (in Chinese)
- [11] Goldstein R J, Franchett M E. Heat transfer from a flat surface to an oblique impinging jet[J]. Journal of Heat Transfer, 1988, 110(2): 84-90.
- [12] O'Donovan T S, Murray D B. Fluctuating fluid flow and heat transfer of an obliquely impinging air jet[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(25/26): 6169-6179.
- [13] 陈庆光, 徐忠, 吴玉林, 等. 平面倾斜冲击射流场的数值分析[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 237-239.
CHEN Qingguang, XU Zhong, WU Yulin, et al. Numerical analysis of a planar oblique impinging jet flow field[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 237-239. (in Chinese)
- [14] 沈瑾, 缪国君, 毛军逵. 小冲击间距下带倾角冲击凹柱面流场结构实验研究[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 187-192.
- SHEN Jin, MIAO Guojun, MAO Junkui. Experimental investigations for the flow structures on the concave surface with inclined impingement in small distance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 187-192. (in Chinese)
- [15] Beitelmal A H, Saad M A, Patel C D. The effect of inclination on the heat transfer between a flat surface and an impinging two-dimensional air jet[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000 21(2): 156-163.
- [16] 秦曼, 郑青, 马重芳, 等. FC-72 圆形射流冲击模拟电子芯片单相局部对流传热的实验研究[J]. 工程热物理学报, 1996, 17(1): 69-74.
QIN Man, ZHENG Qing, MA Chongfang, et al. Experimental studies of local characteristics of heat transfer from a simulated microelectronic chip to an impinging circular dielectric liquid jet[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1996, 17(1): 69-74. (in Chinese)