

文章编号: 1000 8055(2010)05-1011-07

带气膜孔出流和侧向出流的冲击换热实验

王克菲, 朱惠人, 张 斌, 许都纯
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用热色液晶瞬态测量技术测量了阵列孔冲击靶面的局部传热系数, 获得了冲击雷诺数为 5000, 10000, 15000, 20000 时侧向出流比(侧向出流质量流量与主流质量流量之比)为 0, 0.25, 0.4, 0.6, 0.8, 1 时的靶面传热系数分布规律. 结果表明: 靶面的传热系数均随雷诺数的升高而升高; 靶面上冲击驻点区域传热系数最大, 气膜孔区域传热系数较高. 靶面的平均传热系数随侧向出流比的增加而减小, 侧向出流比较小时, 靶面的平均传热系数下降幅度不大, 较大时靶面的平均传热系数下降相对较明显.

关 键 词: 涡轮; 冲击; 换热; 出流; 液晶
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Experiment of impingement heat transfer with film holes bleeding and side bleeding

WANG Ke fei, ZHU Hu ren, ZHANG Bin, XU Du chun
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A transient liquid crystal technique was used to measure the local heat transfer coefficients on a target surface with array impingement hole. The effects of jet Reynolds numbers (5000, 10000, 15000, 20000) and the ratios of the side bleeding (0, 0.25, 0.4, 0.6, 0.8, 1) on the heat transfer coefficients were investigated. Results show that, the heat transfer coefficients on the target surface rise with the increase of jet Reynolds number; the heat transfer coefficients on the impingement stagnation regions are the highest, and the heat transfer coefficients on the film holes regions are also relatively high. The average heat transfer coefficients on the target surface decrease with the increase of the ratio of the side bleeding, and are not strongly influenced with the low ratio of side bleeding, but significantly affected with the high ratio of side bleeding.

Key words: turbines; impingement; heat transfer; bleeding; liquid crystal

为了提高发动机的推质比, 涡轮入口温度将越来越高, 航空发动机涡轮入口温度已接近 2000 K, 如此高的温度必然会导致燃烧室、涡轮和尾喷管等热端部件工作的可靠性低、使用寿命短. 解决这个问题主要措施之一就是采用先进的冷却技术对其进行有效的冷却, 包括研究新型冷却方式和改进现有冷却技术. 冲击换热是冷却不同的

高温零部件(如: 燃烧室外壁、火焰筒壁、涡轮机匣壁、涡轮叶片)的主要手段之一. 关于涡轮叶片冲击换热已有不少相关的研究报道^[7]. Uysal U^[8] 研究了小冲击距($H/D=0.73$)带横向出流的单排孔冲击换热特性. Ekkad S V^[9] 等研究了 $H/D=2$ 带气膜孔出流的多排孔冲击换热特性, 同时考虑了横向流的出流方向对换热的影响. 张靖

收稿日期: 2009 04 22; 修订日期: 2009 08 01
基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB70770)
作者简介: 王克菲(1984-), 男, 河南平顶山人, 硕士生, 主要从事航空发动机高温部件的传热与冷却技术研究.

周等^[10]研究了无气膜孔出流阵列冲击的靶面局部传热系数分布. 公开发表的文献集中于研究靶面有无气膜孔出流的换热情况, 对既有靶面气膜孔出流, 又有通道侧向出流且考虑侧向出流比例的阵列冲击换热研究极少. 本文基于涡轮叶片中弦区域研究了带气膜孔出流和侧向出流的小冲击距($H/D=0.71$)阵列冲击换热. 实验中气流冲击完之后一部分从气膜孔流出, 一部分沿侧向出流, 采用热色液晶瞬态测量技术, 研究冲击靶面的换热随雷诺数 Re 以及侧向出流比(侧向出流质量流量与主流质量流量之比) G_s/G_j 的变化规律, 所获的结果对含有类似结构的叶片的初步设计具有参考价值.

1 实验装置及测试方法

1.1 实验装置

图 1 和图 2 为实验系统示意图和实验段示意图.

实验装置主要有风机、加热器、测试段、稳压箱、真空泵组成, 测试段用有机玻璃加工. 流量计 1 可以调节流动参数雷诺数, 出口的节流阀和流量计 2 可以控制主流与侧向出流质量流量的比例. 开始实验时, 气流通过加热器后先通过电磁阀 2 旁通, 等气流加热到需要的温度再切换到电磁阀 1 流经测试段, 气流经过冲击孔冲击完之后, 一部分从气膜孔出流, 剩余部分从侧向出流. 测试段

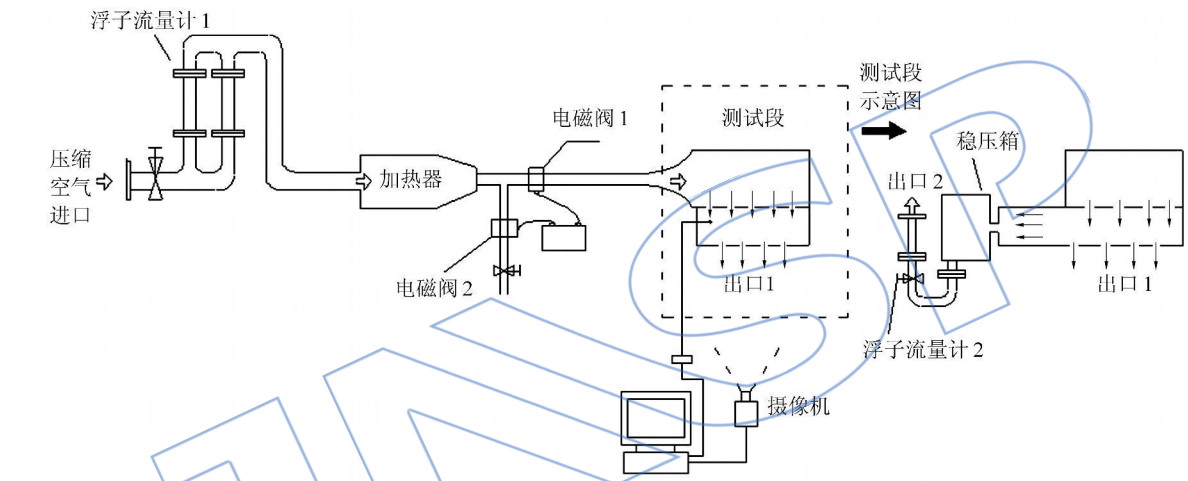


图 1 实验系统示意图
Fig.1 Schematic of experimental facility

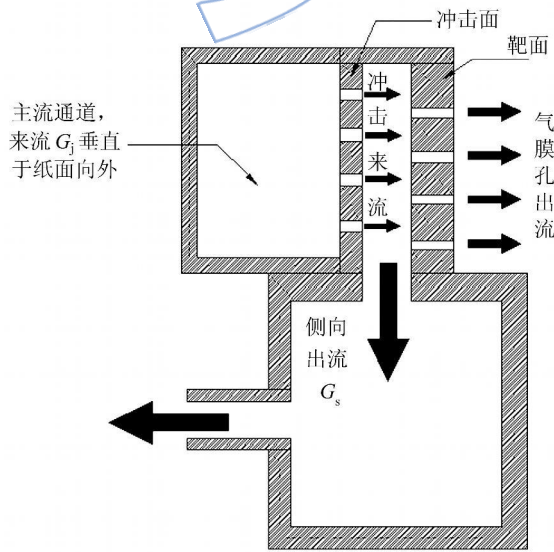


图 2 实验段示意图
Fig.2 Schematic of the test section

由冲击面和靶面组成, 本实验是为了测量靶面上的传热系数分布, 图 3 为阵列冲击孔(圆形直孔)和气膜孔(为了模拟叶片表面的气膜孔所以设计成椭圆形直孔)的相对位置, 由于冲击孔和气膜孔之间的相对位置关系复杂, 具体尺寸不再标出. 冲击孔直径 7mm, 冲击面厚度 2mm, 靶面的椭圆形孔的尺寸有两种, 4 排椭圆孔中, 每排 4 个的椭圆孔尺寸为长轴 16.18mm, 短轴 5mm, 每排 6 个的椭圆形孔尺寸为长轴 11.83mm, 短轴 5mm, 靶面厚 15mm. 为了减小侧壁对冲击气流的影响, 实验结果只比较编号为 2, 3, 4, 7, 8, 9, 12, 13, 14 的冲击孔对应的靶面区域.

1.2 测试方法及误差

实验采用热色液晶瞬态测量技术对靶面进行传热系数测量. 热色液晶瞬态测量技术在国外已发展的较为成熟, 并有广泛的应用^[211], 国内也取

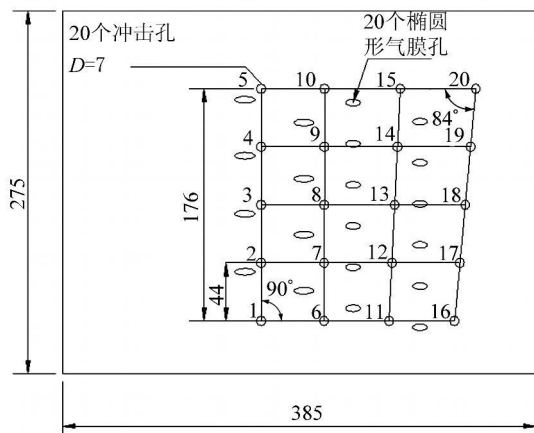


图3 阵列冲击孔与气膜孔的几何结构

Fig. 3 Schematic diagrams of the array
impingement holes and film holes

得了初步进展^[12]. 本文采用的热色液晶为 R35C1W 型, 即显色范围在 35~36 °C, 环境温度在 15 °C 左右, 主流温度范围为 40~70 °C.

瞬态传热技术测量壁面表面传热系数的原理
基于第三类边界条件下的一维半无限大瞬态导热
过程, 导热方程如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\lambda}{\rho c} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \\ t = 0, \quad T(x, 0) = T_0 \\ x = 0, \quad \lambda \frac{\partial T(x, t)}{\partial x} = h(T_w(t) - T_g(t)) \\ x \rightarrow \infty, \quad T(x, t) = T_0 \end{array} \right. \quad (1)$$

其中 $T(x, t)$ 为时刻 t 、平板内部深度为 x 处的温度, T_0 为平板初始温度, T_w 为平板外表面温度, T_g 为气流温度. ρ , c , λ 分别为平板材料的密度、比热容和导热系数. 根据 Shultz 定义的满足半无限大条件的材料厚度, 对于一块初始温度均匀的厚 $2l$ 的平板, 当一个侧面的温度突然变化到另一恒定温度时, 如果其半厚度 $l \geq 4 \sqrt{a \cdot \tau}$ ($a = \lambda \cdot (\rho \cdot c)^{-1}$ 为热扩散率), 则在 τ 时刻之前, 平板中的瞬时温度场的计算可以采用半无限大模型. 根据有机玻璃的物性: $\lambda = 0.185 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$, $c = 1.47 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, $\rho = 1.18 \text{ g}/\text{cm}^3$, 实验台测试段平板 $l = 15 \text{ mm}$, 由 $l \geq 4 \sqrt{a \cdot \tau} \Rightarrow \tau \leq 133 \text{ s}$, 所以实验的时间小于 133 s 时满足半无限大条件.

方程的解析解为

$$\frac{T_w(t) - T_0}{T_g(t) - T_0} = 1 - \exp(-\beta^2) \operatorname{erfc}(\beta) \quad (2)$$

其中

$$\beta = h \left(\frac{t}{\rho_{ck}} \right)^{1/2}$$

$$T_g(t) = T_0 + \sum_{i=1}^n (T_{g_i}^c - T_{g_{i-1}}^c) U(t - \tau_i)$$

$$T_{g0} = T_0$$

真实的实验中, 气流温度是一个逐步上升的过程, 所以气流温度 T_g 可以看作是多段阶跃的函数, 实验过程中, 记录气流温度 T_g 的变化过程, 并用摄像机记录液晶的显色变化过程, 从液晶的显色变化可以得到每个时刻的壁面温度 T_w 的分布, 把 T_w 、 T_g 代入式 (2) 就可以得到壁面传热系数 h 的分布。

主要参数定义如下: 冲击雷诺数 $Re = \rho V_j D / \mu$, 为 $5\,000 \sim 20\,000$, $G_s / G_j = (0, 0.25, 0.4, 0.6, 0.8, 1)$, G_s 为侧向出流质量流量, G_j 为主流质量流量, $G_s / G_j = 1$ 时气流全部从侧向通道流出, 无气膜孔出流, $G_s / G_j = 0$ 时气流全部从气膜孔流出, 无侧向通道出流. 努塞尔数 $Nu = hD / \lambda$, 其中 ρ , μ 及 λ 分别为空气的密度, 动力黏性系数和导热系数, D 为冲击孔直径, V_j 定义为 20 个冲击孔的平均速度, 平均努塞尔数 Nu_{av} 为靶面各点努塞尔数的平均值.

实验中,冲击气流温度测量误差为 $0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$, 时间测量误差为 0.1 s , 靶板材料的物性($\rho c\lambda$) 不确定度为 5% , 根据文献[13]中方法计算得到传热系数测量的最大不确定度为 7% .

2 实验结果分析

2.1 与现有数据的比较

对于本文的几何结构,公开发表的文献中还很少见到有经验关系式. 文献[8]中研究了单排孔冲击带气膜孔出流的靶面换热情况, 结果如图4圆所示, S 为孔间距, H 为冲击距, D 为冲击孔直径, 与本实验如图4方块所示, $G_s/G_i = 1$, $H/D = 0.71$ 具有一定的可比性. 本实验的雷诺数与该文献的雷诺数不完全相同, 且 H/D 略偏小, 平均努塞尔数稍微偏高, 但平均传热系数的变化趋势基本保持一致, 说明本实验测量的传热系数是比较可靠的.

2.2 局部换热分析

2.2.1 雷诺数 Re 对传热系数的影响

图 5 给出 $G_{\infty}/G_j = 0, Re = 15000$ 时, 冲击靶面局部努塞尔数分布云图。数字编号代表对应的冲击驻点区域, 以下每张云图都与图 5 标注一致。根

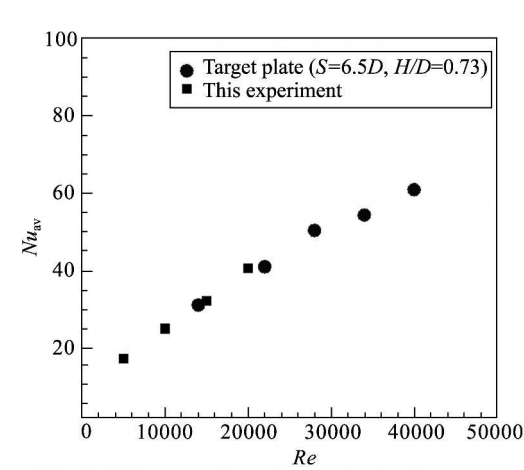


图 4 本实验与文献[8] 结果的比较
($H/D=0.71$, $G_s/G_j=1$)

Fig. 4 Average heat transfer coefficients comparison
with existing experiment results
($H/D=0.71$, $G_s/G_j=1$)

据传热系数云图,冲击驻点处的努塞尔数相对较高,其次是在气膜孔的附近,由于气膜孔抽吸加速作用的原因,边界层变薄,使得气膜孔边缘的努塞尔数要比没有气膜孔的地方相对较高.不同雷诺数下,传热系数的分布趋势基本一致,都是随着雷诺数的升高,整个靶面的传热系数都在升高.进口段流场,可能分布不均匀,每个孔的流动状态不可能完全一样,这也会造成每个冲击孔周围的传热系数不一致,这也正是实际情况的客观反映.图 6 给出了($G_s/G_j=0$, $Re=5\,000\sim 20\,000$)沿着侧向出流 G_s 方向,平均努塞尔数变化趋势.

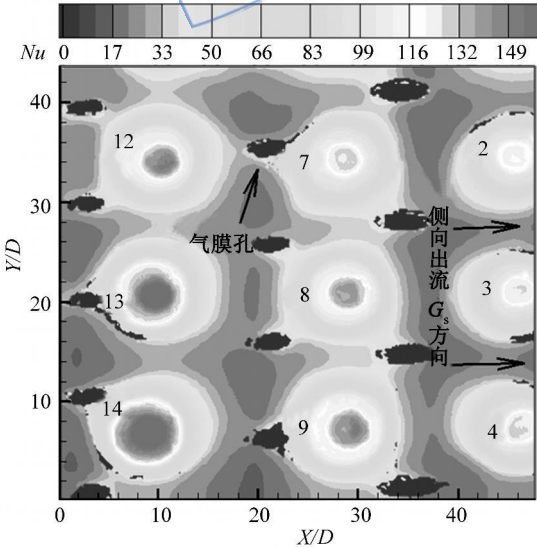


图 5 冲击靶面局部努塞尔数分布($Re=15\,000$)
Fig. 5 Impingement target surface local Nusselt
number distributions ($Re=15\,000$)

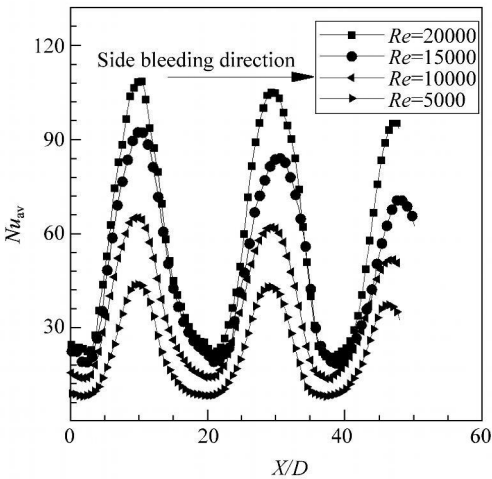


图 6 雷诺数对沿侧向出流方向平均努塞尔数的影响
Fig. 6 Effect of Reynolds number on spanwise averaged
Nusselt number distributions

随着雷诺数的升高,沿侧向出流方向努塞尔数依次升高,驻点区域努塞尔数较高,冲击孔排之间形成相对较低换热区域.这是由于气流冲击之后,大部分气流从气膜孔直接流出,所以气流以冲击驻点为圆心向四周扩散的速度越来越慢,这样就在冲击孔排之间形成相对较低的换热区域.沿侧向出流方向平均努塞尔数的峰值有下降趋势,由于侧向出流通道较短,所以下降的幅度不太明显.

2. 2. 2 侧向出流比 G_s/G_j 对换热的影响

图 7 给出了 $Re=15\,000$, $G_s/G_j=0.6, 1$ 的局部努塞尔数的分布云图.与图 5 做比较, $Re=15\,000$, $G_s/G_j=0$ 时,气流全部从气膜孔流出,气膜孔对气流起到加速的作用,这样冲击驻点换热较强的区域比较大,可以明显看出来,随着侧向出流比的增加,驻点换热区域的范围在逐渐减小, $G_s/G_j=0$ 与 $G_s/G_j=0.6$ 相比局部努塞尔数云图变化不是太大,与 $G_s/G_j=1$ 相比变化较大.而且侧向出流比 $G_s/G_j=0$ 时,气流从气膜孔流出,气膜孔周围气流速度较高,边界层变薄,所以气膜孔周围换热也相对较强, $G_s/G_j=1$ 时可以明显看出来,气膜孔周围换热强度较低, (如图 8(a)).侧向出流比的增加对侧向出流通道下游冲击区域的换热也影响较强, $G_s/G_j=0$ 时,侧向出流通道下游冲击区域的换热要比 $G_s/G_j=1$ 时强,这主要是由于来自侧向出流通道上游的气流,要从侧向出通道出流,这样在横流的作用下,就削弱了下游冲击区域的换热(如图 8(b)),越靠近侧向出流通道的下游,横流的作用越强,从图 7 比较也可以看出来,

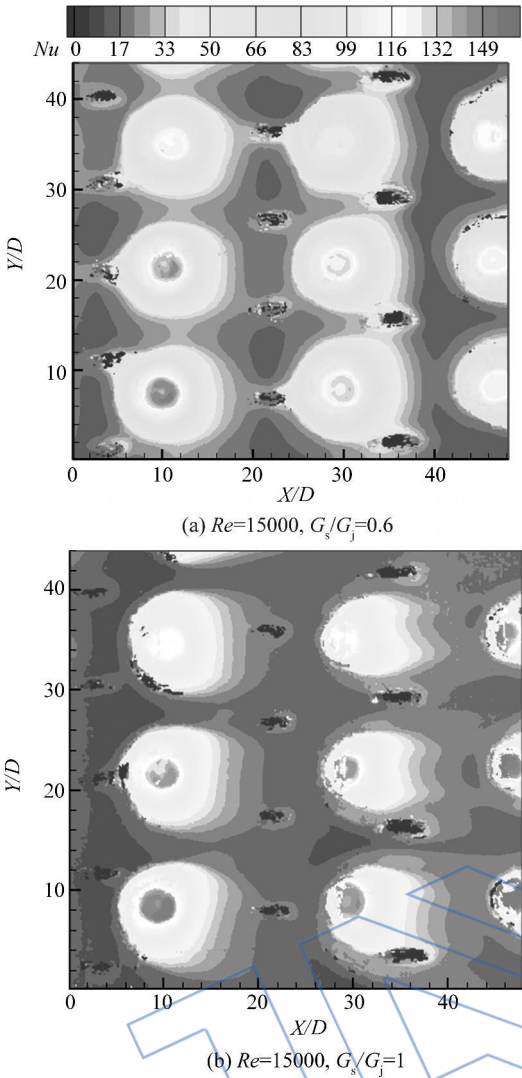


图 7 不同 G_s/G_j 时的局部努塞尔数分布

Fig.7 Local Nusselt number distributions for different G_s/G_j

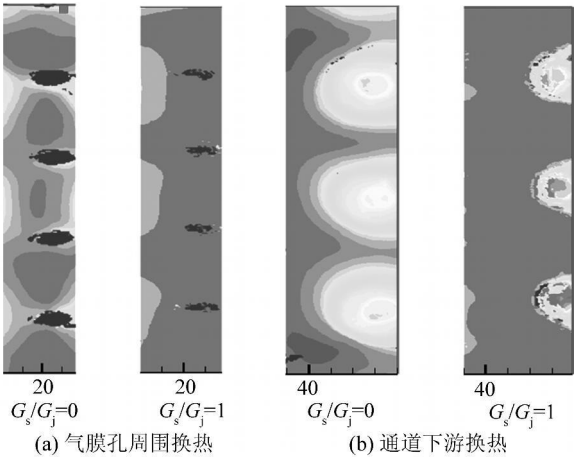


图 8 气膜孔周围换热和通道下游换热
局部努塞尔数分布

Fig. 8 Local Nusselt number distributions around film holes and downstream of impingement channel

$X/D=10$ 处的一排孔, 由于处于上游, 受横流的影响较小, 所以随着侧向出流比的增加驻点区域局部努塞尔数从云图上看变化最小, 而 $X/D=47$ 处的一排孔, 由于处于横向出流通道的下游, 受横流影响最大, 所以驻点区域局部努塞尔数的变化最明显.

图 9 给出了 $Re=15000, G_s/G_j=0, 0.25, 0.4, 0.6, 0.8, 1$, 沿侧向出流的方向的平均努塞尔数分布. 可以看出, 不同侧向出流比情况下, 沿侧向出流方向平均努塞尔数的变化趋势基本一致, $G_s/G_j=0$ 时相对较高, 随着侧向出流比的增加相对降低, 侧向出流比较大时下降相对明显. 随着侧向出流比的增加, 平均努塞尔数的峰值逆侧向出流方向有向右偏移的趋势, 这点从局部努塞尔数分布云图也可以比较出来.

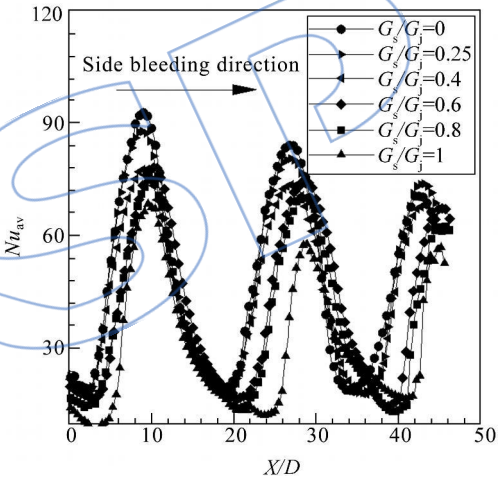


图 9 G_s/G_j 对沿侧向出流方向平均努塞尔数的影响

Fig.9 Effect of G_s/G_j on spanwise averaged Nusselt number distributions

2. 2. 3 计算结果分析

利用数值模拟方法对流动和换热进行分析, 本文采用 SST (shear stress transport) $k-w$ 模型, 近壁面采用增强型壁面函数法, 用流动特性分析传热系数的分布规律. 图 10 数值计算给出了 $Y/D=22$ 处一排冲击孔截面上的速度分布, 可以明显看出, 侧向出流比 $G_s/G_j=1$ 时, 下游(右侧)的冲击气流受影响较大, 气流发生了偏移. 侧向出流比 $G_s/G_j=0$ 时, 下游的冲击气流受横流的影响较小, 3 股冲击气流流动几乎一样. 这种流动特性很明显对下游冲击区域的换热会造成影响, 这与前面实验结果一致. 图 11 给出 $Re=15000, G_s/G_j=0, 1$ 时靶面局部努塞尔数分布的计算结果, 考虑到网格数量的限制, 取其中的 6 个冲击孔

区域, 如图所示. $G_s/G_j=1$ 与 $G_s/G_j=0$ 相比, 可以看出, 驻点区域受侧向出流的影响换热强度在削弱, 特别是在下游 2, 3 号冲击孔对应的区域受影响更大, 在上游 12, 13 号冲击孔对应的位置驻点区域换热受影响的程度相对较小, 这与前面实验结果所分析的一致.

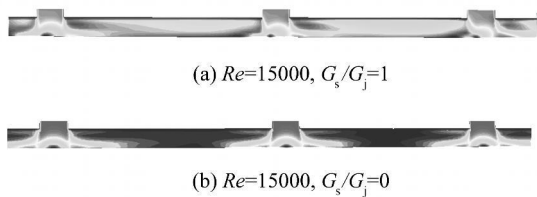


图 10 不同 G_s/G_j 通道流向截面速度局部分布计算结果
Fig. 10 Calculation results of local velocity distributions for different G_s/G_j

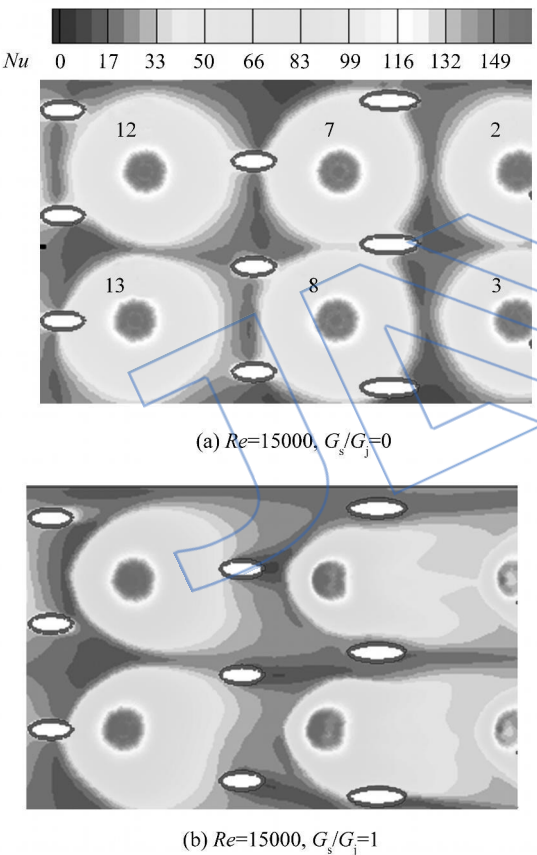


图 11 靶面局部努塞尔数的计算结果
Fig. 11 Calculation results of impingement target surface local Nusselt number distributions

图 12 给出了靶面平均努塞尔数的计算结果与实验结果的比较, 由计算结果可以看出侧向出流比 $G_s/G_j=1$ 与 $G_s/G_j=0$ 相比较, 平均努塞尔数有所下降, 这与实验结果一致, 具体数值上实验结果偏低, 最大相差 30% .

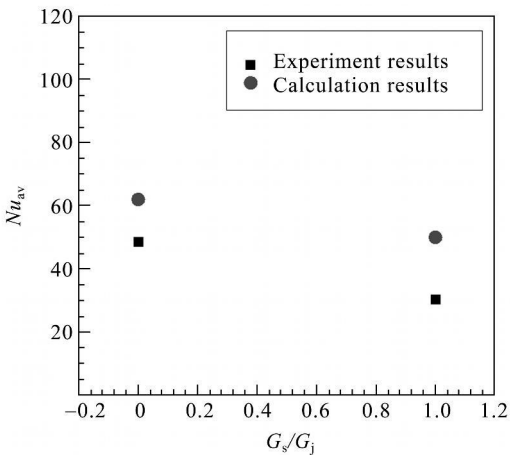


图 12 靶面平均努塞尔数的计算结果与实验结果的比较
Fig. 12 Comparison of experiment with calculation results of target surface average Nusselt number

2.3 平均换热分析

2.3.1 靶面平均努塞尔数随雷诺数的变化

图 13 是冲击靶面平均努塞尔数 Nu_{av} 随雷诺数的变化曲线图. 可以看出 6 种不同侧向出流比情况下, 雷诺数对靶面平均努塞尔数的影响应该是一致的, 随着雷诺数的升高, 平均努塞尔数整体升高, 不同侧向出流比时最高雷诺数下的平均努塞尔数是最低雷诺数下平均努塞尔数的 2.6 倍左右.

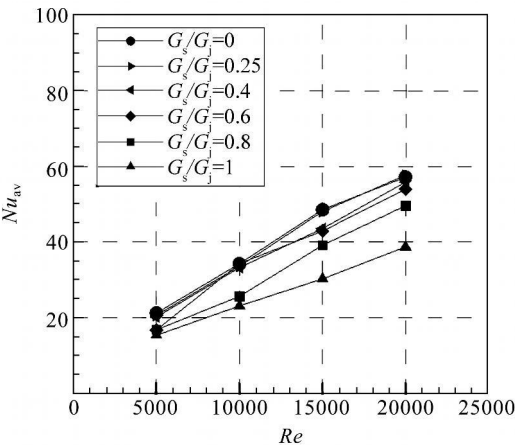


图 13 冲击靶面平均努塞尔数随雷诺数变化图
Fig. 13 Impingement target surface average Nusselt number varying with Reynolds number

2.3.2 靶面平均努塞尔数随侧向出流比的变化

图 14 给出了靶面的平均努塞尔数随侧向出流比的变化曲线. 可以看出, 6 种侧向出流比下, $G_s/G_j=0$ 时靶面的平均努塞尔数较高, 随着侧向出流比的增加, 靶面的平均努塞尔数降低.

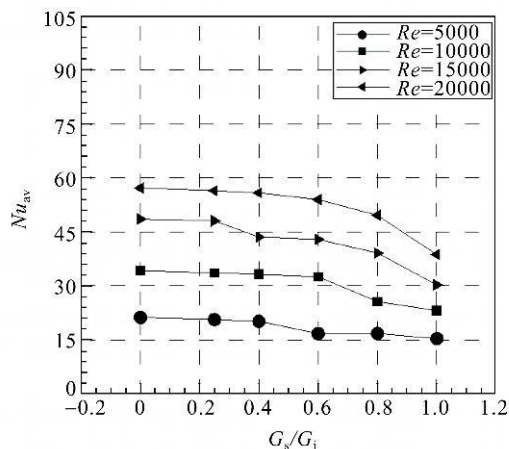


图 14 冲击靶面平均努塞尔数随 G_s/G_j 变化图

Fig. 14 Impingement target surface average Nusselt number varying with G_s/G_j

侧向出流比较小时, 靶面平均努塞尔数下降的幅度不是很大, 侧向出流比较大时下降的幅度有所增加, 横流作用的加强, 靶面的平均换热强度也随之降低, 与前面的局部换热分布规律相同. 侧向出流比 $G_s/G_j = 1$ 与 $G_s/G_j = 0$ 相比, $Re = 5000 \sim 20000$ 时靶面平均努塞尔数分别下降了 27.67%, 32.55%, 37.67%, 32.30%. 文献[11]给出了静止条件下, $H/D = 2$ 时, 有气膜孔出流与无气膜孔出流的靶面平均换热特性, 有气膜孔出流时, 由于减小了横流作用, 所以平均换热特性提高了 15%~30%.

3 结 论

总结本文实验结果, 主要有以下结论:

1) 传热系数随雷诺数的升高而升高, 最高雷诺数 20000 与最低雷诺数 5000 相比传热系数增加了大约 1.5 倍.

2) 沿侧向出流方向, 平均努塞尔数呈周期性分布, 沿侧向出流方向平均努塞尔数的峰值有下降趋势, 由于侧向出流通道较短, 所以下降的幅度不算太大.

3) 随着侧向出流比的增加, 靶面平均努塞尔数有所下降, 侧向出流比较小时下降的趋势较弱, 随着侧向出流比的增加, 下降的幅度也有所增强, 侧向出流比从 $G_s/G_j = 0$ 到 $G_s/G_j = 1$, 靶面平均努塞尔数最大的下降了 37.67%.

参考文献:

[1] Goldstein R J, Seol W S. Heat transfer to a row of impir

ging circular air jets including the effects of entrainment [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1991, 34(1): 2133-2147.

- [2] Gillespie D R, Ireland P T. Full surface local heat transfer coefficient measurements in a model of an integrally cast impingement cooling geometry[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 92-99.
- [3] Taslim M E, Setayeshgar L. An experimental evaluation of advanced leading edge impinging cooling concepts [R]. ASME Paper 2000 GT-0222, 2000.
- [4] Hyung H C, Dong H R. Effects of hole arrangements on local heat/mass transfer for impingement/effusion cooling with small hole spacing [R]. ASME Paper 2004 GT-53685, 2004.
- [5] Luai M, Shaahid S M. Heat transfer in a channel with inclined target surface cooled by single array of impinging jets [R]. ASME Paper 2007 GT-27055, 2007.
- [6] Shigemichi Y, Nakamata C. Cooling performance of an iterated impingement and pin fin cooling configuration [R]. ASME Paper 2003 GT-38215, 2003.
- [7] Huang Y Z, Ekkad S V, Han J C. Detailed heat transfer distribution under an array of orthogonal impinging jets [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1998, 12(1): 73-77.
- [8] Uysal U, Chyu M K, Cunha F J. Heat transfer on internal surface of a duct subjected to impingement of a jet array with varying jet holes size and spacing [R]. ASME Paper 2005 GT-68106, 2005.
- [9] Ekkad S V, Huang Y Z, Han J C. Impingement heat transfer on a target plate with film cooling holes [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1999, 13(4): 525-528.
- [10] 张靖周, 李永康, 谭晓茗, 等. 阵列射流冲击冷却局部对流换热特性的数值计算与实验研究 [J]. 航空学报, 2004, 25(4): 339-342.
- ZHANG Jingzhou, LI Yongkang, TAN Xiaoming, et al. Numerical computation and experimental investigation on local convective heat transfer characteristics for jet array impingement [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(4): 339-342. (in Chinese)
- [11] Hong S K, Cho H H. Effect of rotation on heat/mass transfer for an impingement/effusion cooling system [R]. ASME Paper 2007 GT-27265, 2007.
- [12] 朱惠人, 郭涛, 张丽. 液晶瞬态技术测量带侧向流绕流柱通道端壁换热 [J]. 推进技术, 2007, 28(6): 620-623.
- ZHU Huiren, GUO Tao, ZHANG Li. Measurements of endwall heat transfer in pin fin array duct with lateral flow by using transient liquid crystal technique [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 620-623. (in Chinese)
- [13] Yan Y Y, Owen J M. Uncertainties in transient heat transfer measurements with liquid crystal [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2002, 23(1): 29-35.