

文章编号: 1000-8055(2006) 01-0065-06

有错排射流冲击的短通道流场研究

孔满昭, 刘海涌, 刘松龄, 沈天荣
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 用实验和数值模拟的方法, 研究了在错排冲击孔作用下的受限通道的流场结构。并用五孔探针对通道的流场进行了详细的测量, 着重研究了不同雷诺数和不同通道高径比(通道高度与射流孔直径之比)对通道内流场结构的影响。实验结果表明: 通道的流场中存在着复杂的漩涡结构; 在同一高度下, 雷诺数的改变对通道流场的影响很小; 通道高度的改变对通道流场有明显影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 数值模拟; 流场结构; 冲击冷却; 射流孔; 五孔探针

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Investigation of Flow Fields in a Short Confined Channel with Staggered Jet Impingement

KONG Man-zhao, LIU Hai-yong,
LIU Song-ling, SHEN Tian-rong
(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Experimental and numerical simulation results were presented to describe the flow behavior in the channel with staggered jet impingement arrangement. Measurements of flow characteristics at different Reynolds numbers and different channel heights were performed using a five-hole probe. Important results are: (1) there are complicated vortices in the channel; (2) with the same channel height, Reynolds number does not play an important role to the channel flow characteristics; (3) the change of channel heights has significant effect on flow characteristics.

Key words: aerospace propulsion system; numerical simulation; flow distribution; impingement cooling; impinging hole; five hole probe

在高性能发动机中, 为了有效地保护热端部件并延长其寿命, 必须采用必要的冷却技术。冲击冷却对于提高当地的传热系数具有最大的潜力, 其冲击所形成的高速气流, 极大地改善了当地的换热状况, 特别适用于局部高温的地区。国内、外对冲击冷却有了很多的研究^[1~5], 但多集中于对冲击靶面的传热/传质系数及射流孔流量系数影

响因素的测量与分析以及射流孔流场的研究; 而对通道内射流间相互作用及其对通道内流动特性影响的流场研究极少。但冲击表面的换热情况主要是由通道的流场结构来决定的。因此对通道和射流孔相互作用的流场结构研究很有必要。本文在不同的雷诺数和不同的通道高度下, 对通道内的流场进行了详细的测量和数值模拟, 以便能够

收稿日期: 2005- 01- 13; 修订日期: 2005- 04- 26

作者简介: 孔满昭(1978-), 男, 广东佛山人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事航空发动机高温部件冷却技术实验研究与数值仿真的研究。

深入地了解其冲击冷却特性的内在机理,为射流冲击冷却的设计提供参考信息。

1 射流冲击模型

图 1 给出了数值模拟的计算模型,稳压腔顶部设为流量进口,气流经过射流孔冲击到通道,沿出流孔排出大气。计算模型的尺寸、坐标定义和测量截面与实验相一致(如图 3),通道的截面尺寸为: $L_y=62.5\text{ mm}$; L_z 随通道高径比 Z_r 变化,分别为 20 mm 和 60 mm;两射流孔 x 方向间的距离为 $L_x=61\text{ mm}$ 。沿通道高度方向($Z/L_z=0.25, 0.75$)取 2 个截面,在 y 方向上,通过通道的中心和两排射流孔的中心共 2 个截面,即 $y/d=0.94, 2.19$ (见图 3)。工况参数定义如下:射流孔平均雷诺数 $Re_j=\rho V_j d/\mu$,通道高径比 $Z_r=L_z/d$,其中 d

为射流孔直径,实验中为 20 mm, V_j 定义为 3 个射流孔的平均速度, ρ 为气体密度, μ 动力粘性系数。

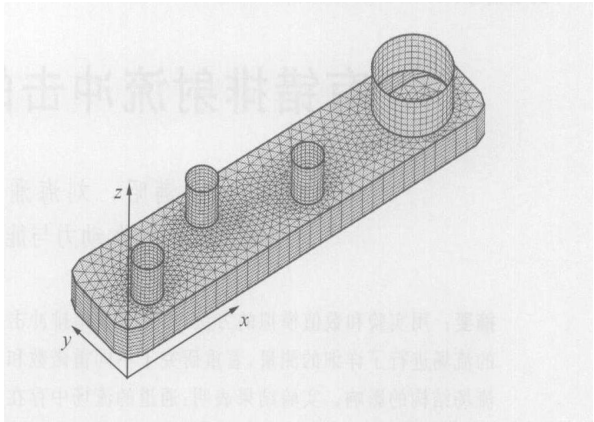


图 2 交接面网格
Fig. 2 Interface mesh

采用 FLUENT 6.0 软件对上述模型进行了数值模拟,即求解三维定常不可压流雷诺平均 N-S 方程,选用 (SST) $k-\omega$ 湍流模型,计算域包括射流孔、矩形通道、和出流孔。对流项采用二阶迎风差分格式进行离散。为了更准确的捕捉射流孔及出流孔附近的一些流动特征,在射流孔与通道、射流孔与稳压腔及出流孔与通道间采用交界面方法处理,并对局部区域进行加密(见图 2)。计算过程中所采用的边界条件为:稳压腔入口给定流量,出流孔出口满足局部单向化条件,边界条件选取为 pressure outlet,与实验情况相一致。计算区域内的网格节点数约为 50×10^4 ,最终收敛解的相对残差 $R^\Phi\leq 1\times 10^{-5}$ 。

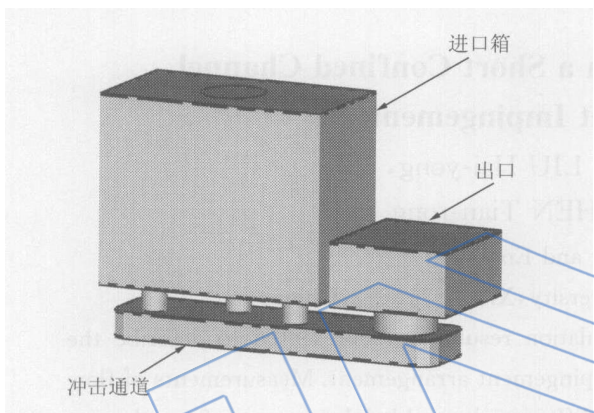


图 1 冲击模型
Fig. 1 Impingement model

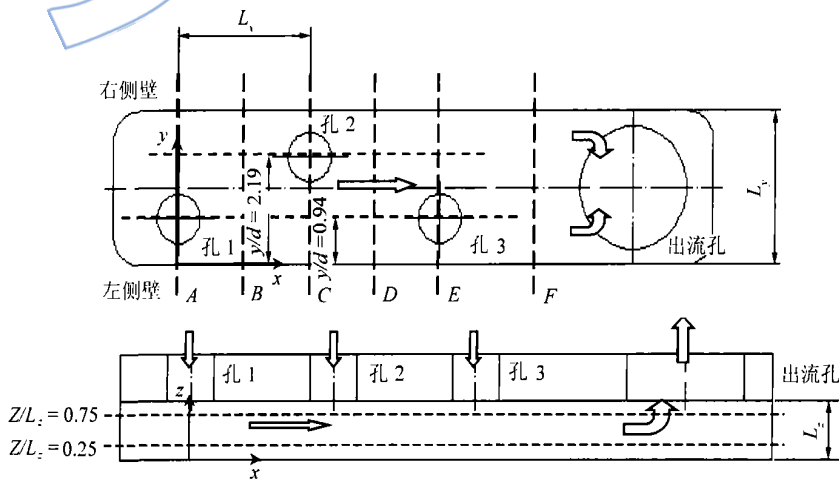


图 3 实验坐标及相关截面定义
Fig. 3 Schematic view of sections arrangements and coordinate

2 数值模拟结果与分析

2.1 工况 $Re_j=25\,000, Z_r=L_z/d=1$ 下 x - z 和 x - y 截面的流动特征

由图4可看出,因通道内不存在初始横流,1号射流基本呈自由射流形式冲击到靶面,并在与之相邻较近的通道前端壁间形成了较强漩涡结构,射流冲击靶面后,因受邻近的通道左侧壁限制,大部分射流向近右侧壁区域流动并形成对2号射流孔的横流,在下端壁附近更为明显(见图4(b) $Z/L_z=0.25$),横流使2号射流未能在靶面形成典型的辐射形流动,而是被横流推移相下游偏移,同时,2号射流对横流形成阻挡作用,使其向两侧移动,并在下游形成了明显的低速分离区。从1、2号孔进入通道的气流使3号孔出口压力显著减低,射流的速度提高,在 $Z/L_z=0.25$ 平面上3号孔射流速度明显高于上游射流。3号射流所受到横流作用更强,以致于射流高速区产生了明显

变形,形成了近C形分布,通道主流由右侧壁区域流向出流孔,小部分从左侧壁流过,与2号射流相比,靠近3号射流下游形成的低速分离区范围更大,影响更广。由于3号射流的阻挡作用使通道内流动的不均匀分布增强,大部分气流从通道的右侧流向出流孔,受到通道后端壁的阻挡,使得在出流孔下方通道内形成了一个较强的顺时针漩涡,并决定了出流孔的出流特性。

2.2 工况 $Re_j=25\,000, Z_r=L_z/d=3$ 下 x - z 和 x - y 截面的流动特征

该工况下,如图5所示:1号孔射流情况变化不大,依然保持自由射流形态,但由于通道高度增高,流通面积增加,其与通道前端壁间的漩涡强度降低。流通面积的增加同时降低了通道内的横流强度,使得2号射流基本未受到干扰,冲击直达靶面。因此,1、2号射流冲击靶面后形成的壁面射流并在两者中间区域相碰撞,部分气流脱离靶面形成一条沿通道高度方向向斜上方运动的带状高速

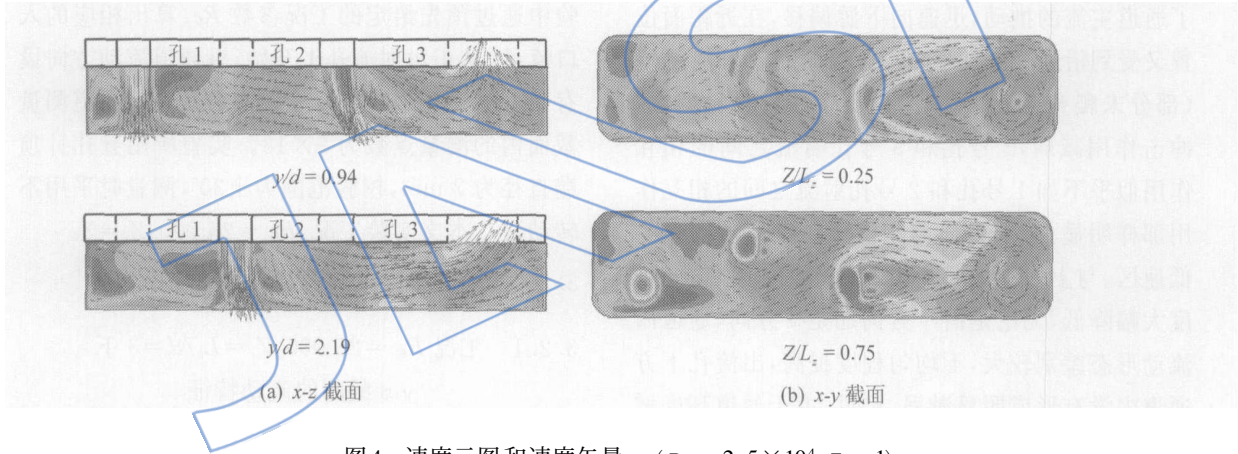


图4 速度云图和速度矢量 ($Re_j=2.5\times10^4, Z_r=1$)
Fig. 4 Velocity contours and vectors ($Re_j=2.5\times10^4, Z_r=1$)

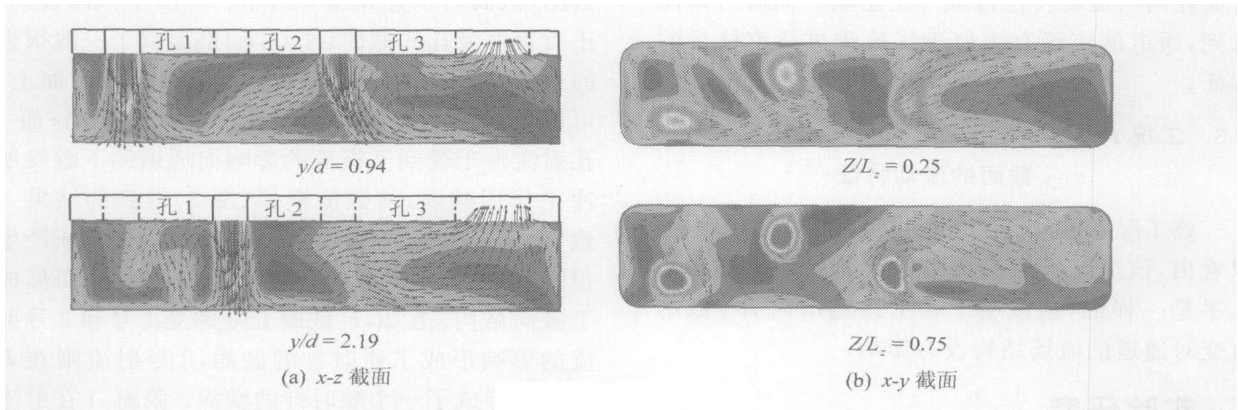


图5 速度云图和速度矢量 ($Re_j=2.5\times10^4, Z_r=3$)
Fig. 5 Velocity contours and vectors ($Re_j=2.5\times10^4, Z_r=3$)

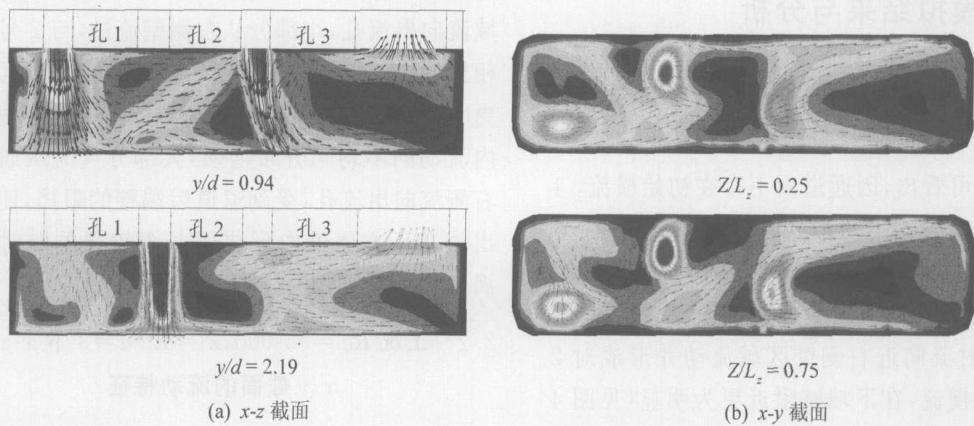


图 6 速度云图和速度矢量 ($Re_j=5.0\times10^4, Z_r=3$)
Fig. 6 Velocity contours and vectors($Re_j=2.5\times10^4, Z_r=3$)

区(见图5),同时在2号射流上游形成了漩涡。由于受到2号射流的阻挡,上述带状高速区中的气流绕过2号射流向通道左侧壁移动,如图5(b)中 $Z/L_z=0.25$ 处的图形所示。左侧壁附近的高速气流又绕过3号射流而流向右侧壁,3号射流受到了通道主流的推动,迅速向下游偏移,在近靶面位置又受到沿通道左侧壁(部分2号射流)和右侧壁(部分未爬升主流)位置的横流作用,在靶面上的冲击作用减弱,2号孔和3号孔射流之间的相互作用似乎不如1号孔和2号孔射流之间的相互作用那样明显。2号和3号射流下游都存在明显的低速区。与上一个工况相比,该工况下通道内充满度大幅降低,无论是沿 y 方向还是 z 方向,通道内流动形态差别较大,不均匀程度提高,出流孔下方通道内没有形成明显漩涡。可见,由于通道高度增加造成的横流强度的降低使得各射流间的相互干涉作用增强,改变了通道内的流动特性,并且会对射流孔内的流动特性造成一定影响。同时可以注意到,通道的流场有类似于气流流过扰流柱排的特征。

2.3 工况 $Re_j=50\,000, Z_r=L_z/d=3$ 下 $x-z$ 和 $x-y$ 截面的流动特征

该工况下的计算结果如图6所示。从图中可以看出,该工况下的流场结构与图5的流场结构几乎是一样的,这说明了在上述范围内 Re_j 数的改变对通道的流场结构没有影响。

3 实验研究

3.1 实验方法

图3给出所研究的射流冲击结构简图。空气流经稳压腔后由射流孔冲射入通道(图中省略了

稳压腔部分),全部通过出流孔排入大气,其流量由接在稳压腔入口前的浮子流量计测量。实验的核心部分为孔板、靶面板、与侧壁板组成的射流孔、出流孔、及通道部分,其中侧壁板高度可变。实验中通过预先给定的工况参数 Re_j 算出相应的入口流量。从正对射流孔1开始,沿通道流动方向设有A、B、C、D、E和F六个测量截面。在通道测量截面内的测量点数为 9×18 。实验所用五孔针顶端直径为2 mm,校验范围为 $\pm 30^\circ$;测量时采用不转动法。本文实验工况: $Re_j=25\,000, Z_r=3$ 。

3.2 实验测量结果与分析

3.2.1 工况 $Re_j=25\,000, Z_r=L_z/d=3$ 下 $y-z$ 截面的流动特征

图7是用五孔探针对实验通道的测量结果,图中表示通道 $y-z$ 截面上的速度矢量图和全速度云图,截面的位置如图3所示。从图中可以看到,正对着射流孔的截面(A、C、E)都形成了一股很强的射流,1号和2号射流(A、C)能冲击到靶面上,可以设想这个靶面区域的换热系数会很高;而3孔射流由于受到了横流的影响向通道的下游发展冲击作用减弱,与数值模拟(图5)得到的结果一致。射流冲击受到靶面与侧壁的限制,使气流产生很强反卷现象,直接地影响到下游的流动而形成了漩涡结构。在B、F截面上分别受1号和3号射流的影响形成了逆时针的漩涡,2号射流则在D截面上形成了一个顺时针的漩涡。截面A在射流右侧是一片低速区,在截面B上可以很清楚的看到在通道的右下角和靠近左侧的两个高速区,1号射流诱导形成的逆时针涡将靶面附近的高

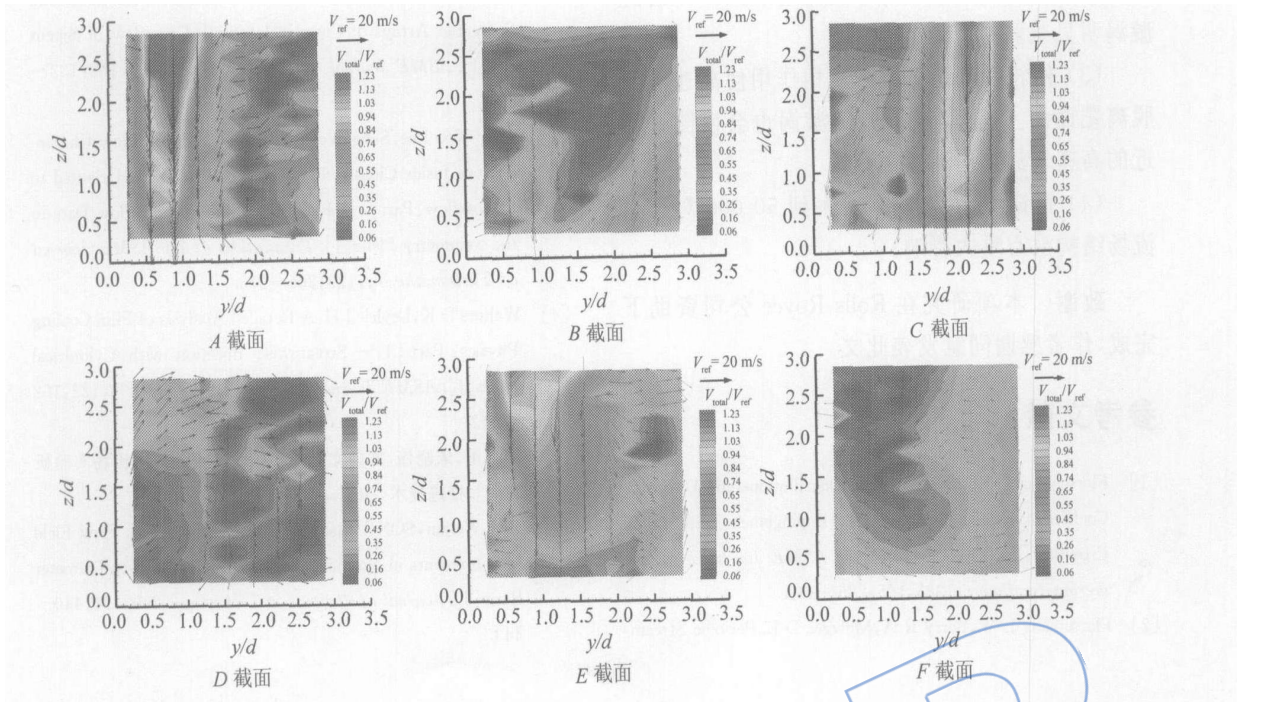


图7 速度云图和速度矢量 ($Re_j = 2.5 \times 10^4, Zr = 3$)
Fig. 7 Velocity contours and vectors ($Re_j = 2.5 \times 10^4, Zr = 3$)

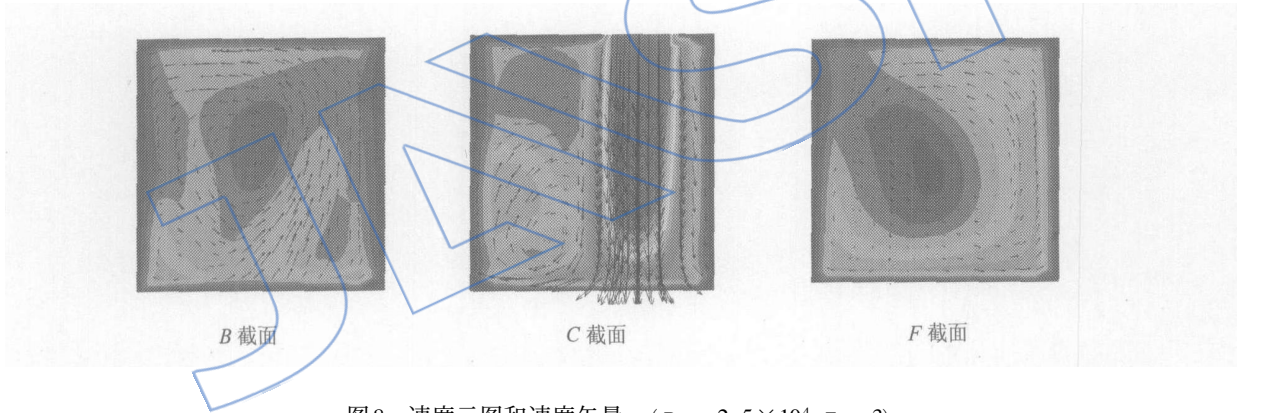


图8 速度云图和速度矢量 ($Re_j = 2.5 \times 10^4, Zr = 3$)
Fig. 8 Velocity contours and vectors ($Re_j = 2.5 \times 10^4, Zr = 3$)

度气流推向右侧, 形成了右下角的高速区, 左侧的高速区则是1号射流向下游发展的结果。上述图形与图5(b)中 $Z/L_z = 0.25$ 平面上的数值模拟结果一致的。C截面上可以看到2号射流诱导的顺时针涡, 在其作用下一部分高速气流出现在左侧壁约1/3高度处, 到D截面, 高速气流被推到通道顶壁附近。在F截面上可以看到类似于B截面的图形, 但右侧壁附近的高速气流到达了通道顶部, 在图5(b)中 $Z/L_z = 0.75$ 的图形相一致。对比B、F两截面上涡中心的位置, F截面涡心明显靠近靶面, 从而把靶面附近高速气流推向更高的位置。

图8给出了部分 $y-z$ 截面(B, C, F)的计算结果与图7中相应的截面相比较。中对应的截面可以看到, 无论是通道中的高低速的分布、流体流动

的矢量方向以及漩涡的结构都很相似。说明了实验测量与数值计算的合理性, 得到的结果可以相互验证。

4 结 论

- (1) 在受限通道错排冲击冷却结构中, 由于射流的诱导、射流间的相互作用以及射流与壁面的相互作用, 在通道中形成复杂漩涡结构; 在通道横截面上的流场是高度不均匀的。
- (2) 射流对通道内的横流起阻挡作用, 迫使气流绕过射流向通道两侧壁流动, 在通道高度比为1.0时, 沿侧壁的高速气流在出口孔附近形成了强烈的顺时针漩涡, 当高度比增加到3.0时此

漩涡明显减弱。

(3) 相邻射流在靶面的互相作用使高速气流脱离靶面向上运动, 通道中的漩涡也会使侧壁附近的高速气流移向通道顶壁。

(4) 雷诺数由25 000 增大到50 000 对通道流场结构没有重大影响。

致谢 本项研究在Rolls-Royce 公司资助下完成, 作者感谢同意发表此文。

参考文献:

[1] Florschutz L W, Isoda Y. Flow Distributions and Discharge Coefficient Effects for Jet Array Impingement with Initial Crossflow[J]. *Transactions of the ASME Journal of Engineering for Power*, 1983, 105: 286~304.

[2] Florschuetz L W, Berry R A, Metzger D E. Periodic Streamwise Variations of Heat Transfer Coefficients for Inline

and Staggered Arrays of Circular Jets with Crossflow of Sijpent Air[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 1980, 102: 132~137.

[3] Sang Woo Lee, Sang Won Park, Joon Sik Lee. Flow Characteristics Inside Circular Injection Holes Normally Oriented to a Crossflow: Part I - Flow Visualizations and Flow Data in the Symmetry Plane[J]. *Transactions of the ASME Journal of Turbomachinery*, 123: 266~273.

[4] Walters D K, Lylek J H. A Detailed Analysis of Film Cooling Physics: Part I - Streamwise Injection with Cylindrical Holes[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, 122: 102~112.

[5] 蔡卫军, 宋晓伟, 刘高文, 等. 小长径比直孔内的流场实验研究[J]. *推进技术*, 2003, 24: 440~443.

CAI Weijun, SONG Xiaowei, LIU Gaowen, et al. Flow Field Measurements in Normal Hole with Low Length to Diameter Ratio[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24: 440~443.

