

文章编号: 1000-8055(2006)04-0653-5

# 射流布局结构对短通道出流孔流 场影响的实验

刘海涌, 孔满昭, 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:** 用五孔针对两种不同错排射流布局下小长径比、进出口无倒角的直孔内流场进行了详细的测量, 着重研究不同通道高度时射流布局对孔内流动规律的影响。实验结果表明: 在通道高度比为 1 时, 射流布局影响较小, 孔内流动非常类似; 当通道高度比增加到 3, 5 时, 射流布局影响明显, 使孔内流场出现截然不同的变化; 孔流量系数受射流布局影响较大, 并随通道高度增加有所变化。

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 流动分布; 流量系数; 冲击冷却; 速度测量; 五孔探针

**中图分类号:** V231. 1

**文献标识码:** A

## Effect of jet arrangement on the flow characteristics of the outlet hole in short confined channel

LIU Hai-yong, KONG Man-zhao, LIU Song-ling, SHEN Tian-rong

(Department of Engine and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Experimental investigation was carried out to study the flow fields of the outlet hole in two confined passages with different staggered jet arrangement. Detailed flow field measurements were conducted with a five-hole probe. The influence of jet arrangement on the flow field and discharge coefficient of the outlet hole was investigated. Experimental data show that the jet arrangement has little influence on flow behavior in the passage of low aspect ratio, but play important role on discharge coefficient. Distinctively different flow transformation was found when the aspect ratio increased to 3 and 5, while the variation of discharge coefficient showed similar results.

**Key words:** aerospace propulsion system; flow field; discharge coefficient; impingement cooling; velocity measurement; five-hole probe

由于铸造技术的改善, 国外现已经可以在涡轮工作叶片上铸造多个细小的冷气通道, 冷气腔内的冷气经冲击孔流入该通道, 在通道的壁面上形成冲击冷却, 冲击后的气体可通过冷气通道连接孔(以后简称出流孔)进入下游通道, 或者直接由气膜孔流出, 在叶片表面形成保护气膜。该技术是目前国外研究的重点之一<sup>[1-3]</sup>。部分国外研

究结果表明<sup>[4-6]</sup>, 在紧邻连接孔下游的通道内, 由于离心力的作用, 气流表现出很强的三维流动特性, 转弯区域具有很高的局部换热系数而且呈不均匀分布, 但所有研究都集中于矩形连接通道且未进行详细的流场测量。为了深入了解与冲击冷却相关的流动过程, 研究上游通道射流布局对连接孔内流动的影响, 本文在不同通道高度比下, 对

收稿日期: 2005 - 07 - 22; 修订日期: 2006 - 01 - 08

作者简介: 刘海涌(1981 - ), 男, 河北海兴县人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事传热方面的研究。

不带气膜孔的此类通道间长径比为 0.5,进出口无倒角的出流孔内流场进行了详细的实验测量,掌握不同工况下孔内的流动特性和流量系数的变化规律,希望能深入了解下游通道该位置强化换热的内在机理。英国 Rolls-Royce 公司新的叶片内冷通道设计中参考该实验结果以对冲击冷却方案进行改进。

1 实验装置与测量方法

如图 1 所示,本实验将涡轮叶片的冷气通道简化成一矩形直通道并进行等比例放大,在其侧

壁上错排开设 3 个射流孔,在射流孔下游居中开设一个较大的出流孔。风机提供的空气流经稳压腔后由射流孔喷射入通道,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。实验的核心为孔板、靶面板、与侧壁板组成通道及射流孔、出流孔部分,其中侧壁板高度可变为调整不同的通道高度。为了研究射流孔间距及通道高度变化对流场的影响,实验中采用了两种射流布局,分别定义为 A1s 和 A2s,具体结构尺寸见表 1,其中  $d$  为射流孔直径,两种结构均取为 20 mm。

表 1 不同射流布局时孔板结构尺寸

| Table 1 The structure parameters of different orifice |       |       |       |        |       |       |       |         |
|-------------------------------------------------------|-------|-------|-------|--------|-------|-------|-------|---------|
| 孔板结构                                                  | $a/d$ | $b/d$ | $c/d$ | $e/d$  | $f/d$ | $j/d$ | $D/d$ | $L_x/d$ |
| A1s                                                   | 1.5   | 4.5   | 1.875 | 0.9375 | 1.25  | 1.25  | 2.5   | 3.05    |
| A2s                                                   | 2.4   | 7.2   | 3     | 1.5    | 2     | 2     | 4     | 5.48    |

实验工况参数定义如下:射流孔平均雷诺数  $Re = \rho V_j d / \mu$ ,通道高度比  $Z_r = L_z / d$ ,  $V_j$  定义为三个射流孔的平均速度。实验中通过预先给定的工况参数  $Re$  反算出相应的入口流量。两种射流布局下出流孔的高度长径比均为 0.5,进出口无倒角。实验所用直头五孔针顶端直径为 2.0 mm,校验范围为  $\pm 35^\circ$ ,测量时采用不转动法。压力通过 BYG(ASD)-CB-I 型差压变送器进行测量,测量精度为 0.5%,所得速度不确定度为 1.5%。本文实验工况:  $2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 1, 3$  和 5。在每个测量截面  $r-z$  内沿孔周向有 6 个角度位置,  $\alpha = 0^\circ, 90^\circ, \pm 30^\circ, \pm 60^\circ$ ,沿孔高方向设有 5 个测量截面(  $z/L_H = 0.00, 0.25, 0.50, 0.75$  和 1.00) 入口截

面  $z/L_H = 0.00$  在图 3,4,5 中未给出,实验坐标方向见图 2。

2 实验结果与分析

2.1 工况  $Re = 2.5 \times 10^4, Z_r = 1$  下的流动特征

图 3(a)、(b) 中分别给出了 A1s 和 A2s 结构下出流孔部分  $r-y$  截面内的速度分布,图中的云图分布为  $z$  方向速度 ( $V_z$ ) 的测量结果,矢量为该截面的速度分量,速度  $V_z$  及其他速度分量用射流孔内的平均速度 ( $V_j$ ) 进行无量纲化(图中标为  $V_{ref}$ )。如图 3 所示,通道内的气流方向为由左至右。

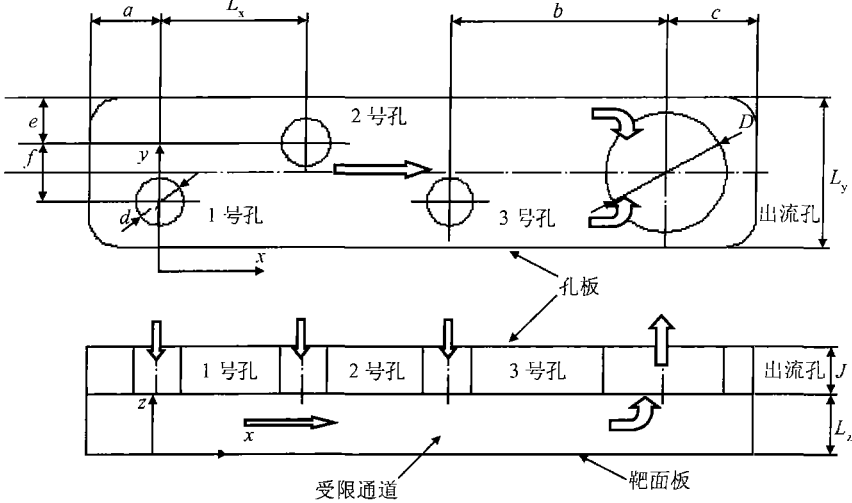


图 1 实验件结构简图

Fig. 1 Test configuration section

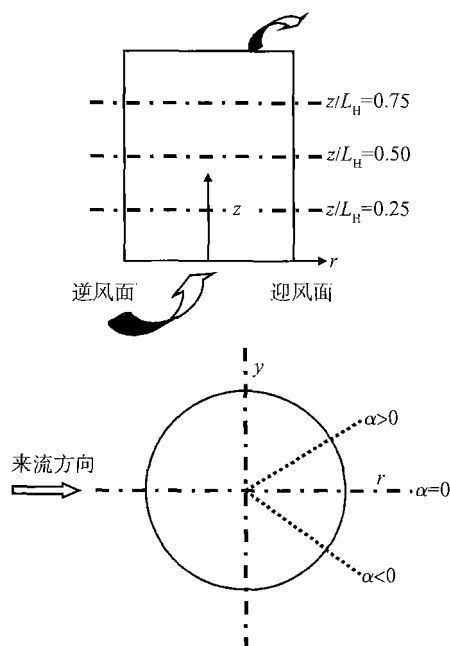


图 2 孔内测量截面布置及坐标定义

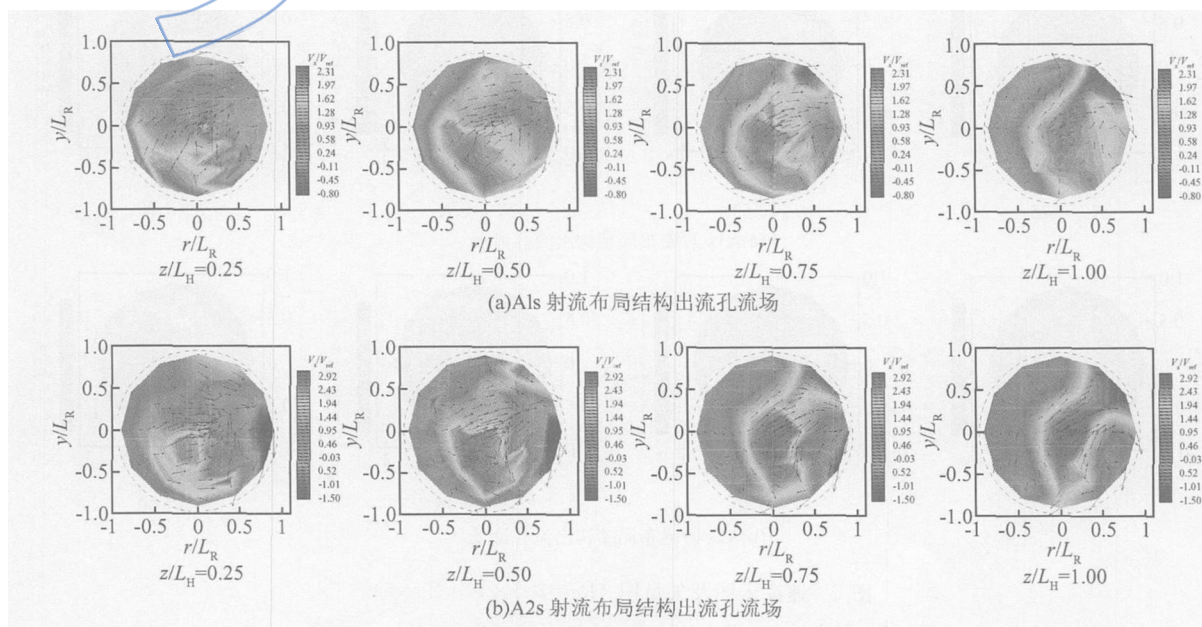
Fig. 2 Position of the measurements in the hole

由图 3 可以看出,本工况下 A1s 和 A2s 两种射流布局的出流孔流场非常相似。由于通道内气流方向基本垂直于出流孔轴线,且孔的边缘尖锐无倒角,造成孔的逆风面处气流发生分离,分离区沿孔轴正方向逐渐扩大,至孔出口面时已占近一半孔截面积。另一方面,来自通道的高速气流撞击到孔入口附近的迎风面,在该位置形成类似射流冲击驻点的高压区,引起部分气流倒流。射流的交错布置使得通道内的气流分布表现出很大的

不均匀性,而且相对于通道中轴线呈强烈的不对称性,这种非对称气流受到出流孔迎风面和通道后端壁阻挡,在出流孔迎风面附近形成了顺时针方向的漩涡,沿孔轴线正方向漩涡的大小几乎不变但涡强度则有所减弱,而且至孔出口面时漩涡依然存在,漩涡所在区域的气流  $z$  方向速度较低。在逆风面低速分离区和迎风面漩涡的联合作用下,沿孔轴线正方向孔的有效流通面积不断减小,气流速度逐渐提高,高速气流逐渐向迎风面一侧偏移,而且迎风面处涡流的存在使得高速区不能完全贴合到孔的迎风面,于是在孔内形成了弯曲的带状高速区。孔内上述流动现象的存在使得孔内流动分布极不均匀,表现出很强的不对称性,而且孔内流动充满度非常低。比较图 (a)、(b), A2s 结构下出流孔内的倒流现象及漩涡强度均强于 A1s 结构,使孔内充满度更低,必然导致更小的流量系数。

## 2.2 工况 $Re = 2.5 \times 10^4$ , $Z_r = 3$ 下的流动特征

随着通道高度的增加, A1s 和 A2s 两种射流布局中出流孔流场发生了截然不同的变化。在 A1s 结构下,通道内主流集中于右侧区域,气流沿  $\alpha = -60^\circ$  方向进入出流孔,孔逆风面侧的分离区明显减小,入口迎风面附近的倒流区消失。孔内顺时针漩涡依然存在,强度降低但影响范围增大,已经扩展到整个孔内。而在 A2s 结构下,通道内气流受 3 号射流的诱导及冲击反卷涡的推移作用而在左侧壁集中,以致发展至孔内后形成逆时针

图 3 速度云图及矢量图 ( $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 1$ )Fig. 3 Velocity contours and vectors ( $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 1$ )

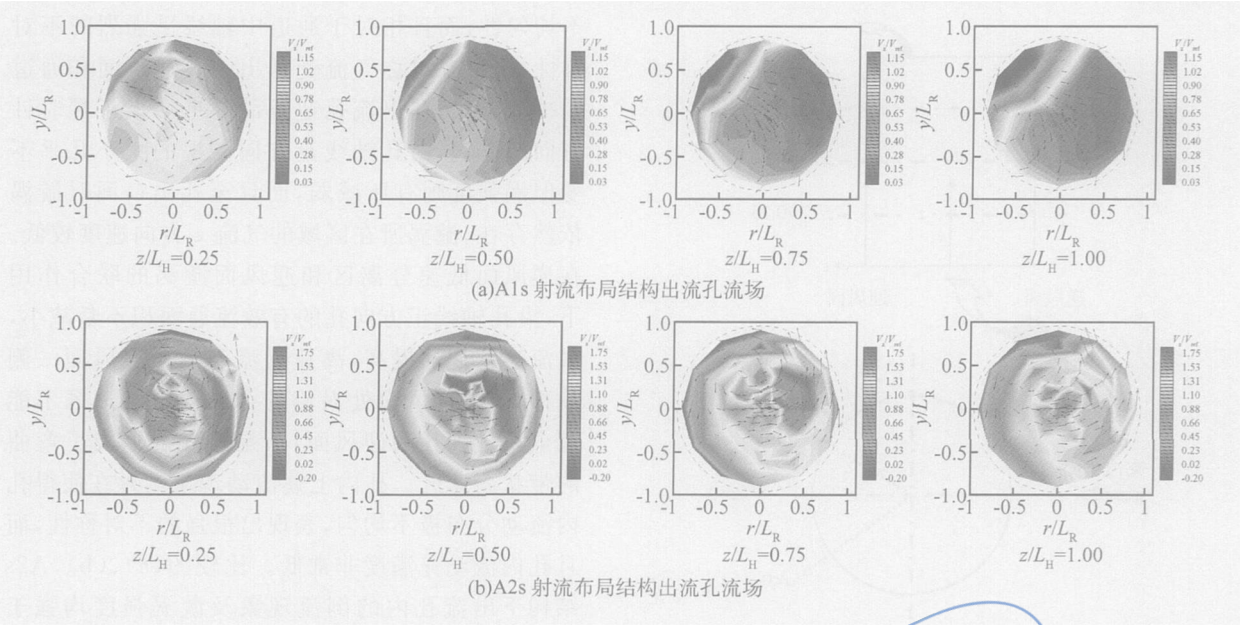


图 4 速度云图及矢量图 ( $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 3$ )

Fig. 4 Velocity contours and vectors ( $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 3$ )

漩涡。漩涡中心靠近  $\alpha = -90^\circ$  截面的迎风边,形成类似气旋中的低压低速区,孔内高速气流围绕孔中心形成环状分布。相比较,A1s 结构下出流孔流动充满度较高,流动较为均匀;而 A2s 结构的流动较为紊乱,充满度相对较低。

2.3 工况  $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 5$  下的流动特征

在本工况下,A1s 结构中孔内流动特性与  $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 3$  时比较相似,孔内分离区范

围进一步减小,涡旋强度相应减弱,截面内流动更加均匀。而 A2s 结构中则仍有较大变化,通道内气流进入出流孔时更加偏向于  $r - y$  截面的下侧,逆时针方向漩涡中心转移至迎风面近孔中心位置,强度降低但影响范围增加,孔内高速区主要集中在孔中心附近呈连续分布。通道高度的增加改善了气流从通道进入出流孔的条件是发生上述变化的主要原因,两种结构下的流动特性都预示了较高的流量系数。

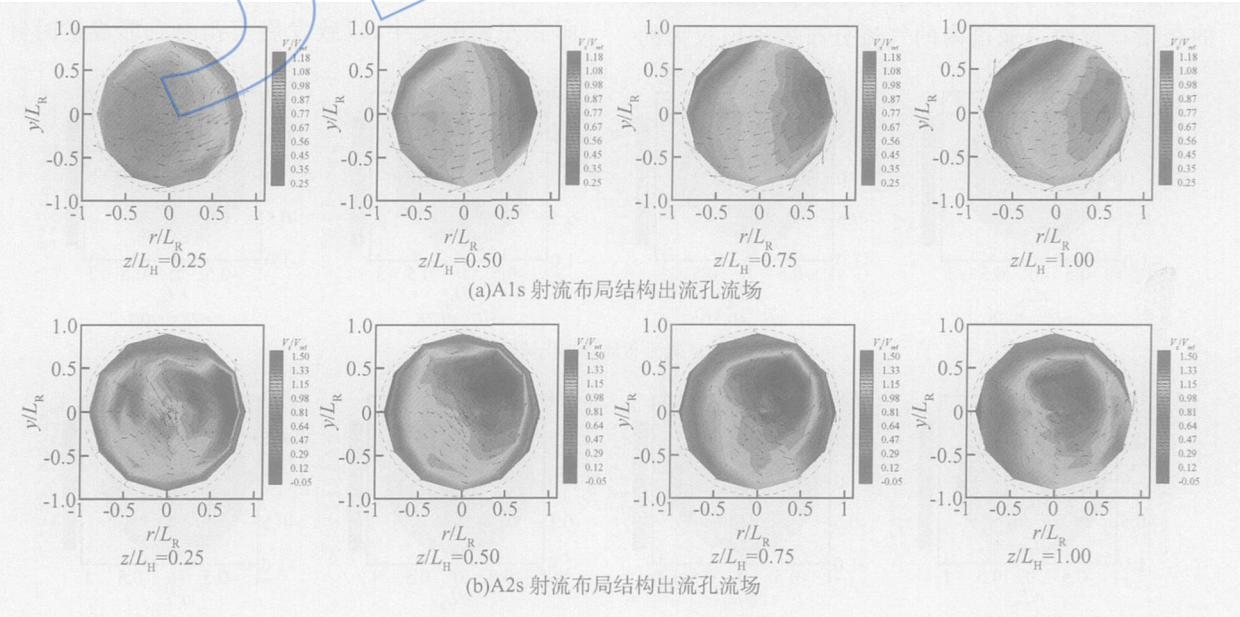


图 5 速度云图及矢量图 ( $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 5$ )

Fig. 5 Velocity contours and vectors ( $Re = 2.5 \times 10^4$ ,  $Z_r = 5$ )

### 3 流量系数 $C_D$

流量系数定义为:  $C_D = m/m_i$ , 其中  $m$  为流经出流孔的实际流量,  $m_i$  为理想流量, 可表示为:  $m_i = \sqrt{2\rho(P^* - P_0)}A$ ,  $P^*$  和  $P_0$  分别为出流孔入口总压和出口静压。实际流量实验中通过浮子流量计测得, 理想流量则由孔入口总压和实验环境下的大气压力求得(出流直接排入大气), 孔入口总压取为出流孔与最后一个射流孔间通道两侧壁静压平均值与当地平均速度所对应动压头之和。

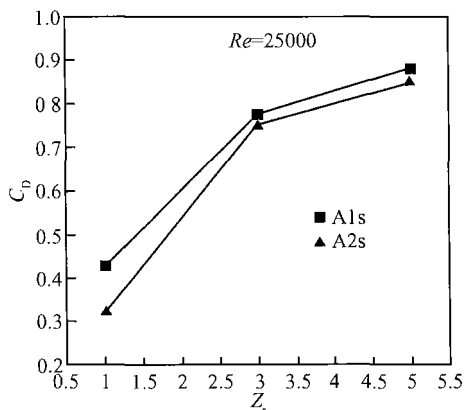


图6 流量系数

Fig. 6 Discharge coefficient

图6中给出了A1s、A2s结构不同高度比 $Z_r$ 下出流孔流量系数 $C_D$ 的变化规律。可以看出, 随着高度比 $Z_r$ 的增大, A1s结构 $C_D$ 值由0.42左右增加到约0.87; 而A2s结构 $C_D$ 值由0.32左右增加到约0.85。在相同高度比下A1s结构出流孔流量系数均高于A2s结构, 该趋势与前文所描述孔内流动的充满程度相一致。而且, 在两种结构下,  $Z_r$ 从3增加到5时 $C_D$ 的变化幅度小于从1增加到3时变化值, 并且变化趋势趋于一致, 说明当通道高度增加到一定程度时, 高度比的变化已经不会对流量系数带来太大影响, 流量系数主要决定于孔板结构与射流布局。

### 4 结 论

(1) 高度比 $Z_r = 1$ 时, 射流布局对出流孔流动特性影响较小, 孔内流动情况非常类似; 但孔流量系数所受影响较大, 两种结构下差别达到0.1。

(2) 在高度比3.5时射流布局对流场影响明显, 孔内流动情况存在显著差别; 而流量系数所受影响减小, 两种结构下呈现出较为一致的变化趋势。

(3) 受出流孔抽吸、逆压梯度和孔壁滞止的联合作用, 两种射流布局下出流孔内气流在高度比为1时形成一顺时针漩涡, 而随高度比增加到3.5时, A1s结构保持原有旋向而A2s结构则演变为逆时针旋向。该测量结果有助于深入了解上游通道对出流孔特性的影响以及出流孔下游涡旋形成机理。

致谢: 本项研究在Rolls-Royce公司资助下完成, 作者在此表示感谢。

### 参考文献:

- [1] Dailey G M. Aero-thermal performance of internal cooling system in turbomachines: design and calculation issue[M]. VKI Lecture series, 2000, February 28 th-March 3rd.
- [2] Chambers A C, Gillespie R H. The effect of initial cross flow on the cooling performance of a narrow impingement channel[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127: 358-365.
- [3] Ekkad S V, Pamula G. Influence of crossflow-induced swirl and impingement on heat transfer in an internal coolant passage of a turbine airfoil[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2000, 122: 587-597.
- [4] Metzger D E, Baum R. Heat transfer around sharp 180 turns in smooth rectangular channels[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1986, 108: 500-506.
- [5] Ekkad S V, Han J C. Local heat transfer distribution near a sharp 180 deg turn of a two-passage square channel using a transient liquid crystal image technique[J]. Flow Visual, Image Process 2, (3): 287-298.
- [6] Chyu M K. Regional heat transfer in two-pass and three-pass passages with 180 deg sharp turns[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1991, 113: 63-70.