

射流冲击对短通道出流孔流场影响的实验研究^{*}

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: 在有错排射流的短通道内, 用五孔针对小长径比、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和射流雷诺数对孔内流动规律的影响。实验结果表明: 通道高度的变化会显著改变孔内的流场结构, 从而影响孔的流量系数; 而同一高度比情况下, 雷诺数变化的影响则相对较小; 孔内流动存在旋涡结构并随通道高度的增大而减弱以至消失, 该结果有助于深入了解上游有射流冲击的通道连接段的流动与换热规律。

关键词: 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 文章编号: 1001-4055 (2005) 05-0408-05

Experimental investigation of flow fields in outlet hole of a short channel with jet impingement

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

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Experimental investigation was carried out to study the flow fields of the outlet hole in a confined passage with staggered jet impingement arrangement. Detailed flow field measurements were conducted with a five-hole probe. The effect of altering passage height and Reynolds number on the flow field and discharge coefficient of the outlet hole was investigated. Experimental data has shown that the flow behavior and discharge coefficient changed significantly while the passage height to jet hole diameter ratio increased from 1 to 3. Compared with passage height ratio, Reynolds number did not play an important role in the tested range. A strong vortex in the outlet hole was observed at low passage height condition and it was distinctively weakened when the passage height ratio increased to 5, which suggested a flow pattern transformation in the passage.

Key words Flow distribution; Flow coefficient; Impingement cooling; Velocity measurement; Five hole probe

1 引 言

在高性能发动机中为更有效地保护其热端部件, 有必要强化燃气涡轮叶片的冷却措施, 其中应用比较广泛的方案之一就是实施较高强度的冲击冷却。冲击冷却常应用于涡轮叶片的前缘及中弦区, 有关其换热规律国内外已有不少研究^[1-4], 但有关其流动机理的相关研究较少^[5]。为了深入了解与冲击冷却相关的流动过程, 研究射流、通道以及出流孔流动间的相互影响, 针对错排射流冲击短通道内的流动规律对射流孔、通道和出流孔等进行了详细的测量。本文主要阐述不同射流雷诺数和通道高度与射流孔直径之比 (简称高度比) 下, 长径比为 0.5 进、出口无倒角的出

流孔内的流场特性及变化规律, 希望能够从该方面对射流冲击冷却的特性有较深入的理解。

2 实验装置与测量方法

实验装置简图如图 1、2 所示, 实验将冲击冷却通

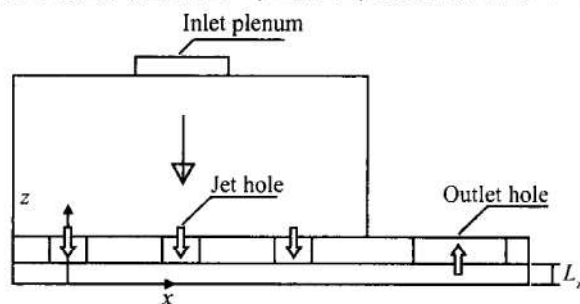


Fig 1 Test configuration section

* 收稿日期: 2004-12-08 修订日期: 2005-03-25.

作者简介: 刘海涌 (1980-), 男, 博士, 研究领域为航空发动机及计算流体力学。E-mail: gestb-706@mail.nwpu.edu.cn

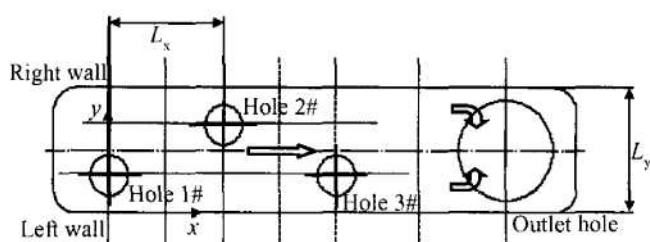


Fig 2 Orifice plate

道简化成一矩形直通道并按等比例放大,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,实验过程中保证工况雷诺数相同。风机提供的空气流经稳压腔后由射流孔射入通道,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。为减小入口效应的影响,稳压腔入口直径远大于射流孔径且保证较高的稳压腔高度。实验的核心部分为孔板(图 2)、靶面板、以及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。实验工况参数定义如下:射流孔平均雷诺数 $Re_j = \rho V_j d_j / \mu$, 高度比 $Z_r = L_z / d_j$, 其中 d_j 为射流孔直径, 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_j 得出相应的入口流量。出流孔的高度 $L_H = 25\text{mm}$, 其长径比为 0.5, 进出口无倒角。出流孔内流场用直头五孔针测量,测针顶端直径为 2.0mm, 校验范围为 $\pm 35^\circ$, 测量时采用不转动法。本文实验工况: $Re_j = 5.0 \times 10^3$, 2.5×10^4 和 5.0×10^4 , $Z_r = 1, 3$ 和 5。在每个测量截面 $r-z$ 内的测点数为 15×6 (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), 实验中的测量坐标见图 3。

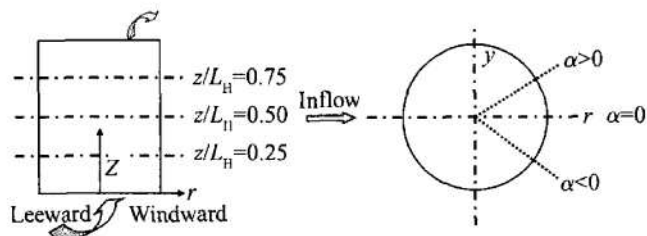


Fig 3 Position of the measurements in the hole

3 实验结果与分析

3.1 $Re_j = 2.5 \times 10^4$, $Z_r = 1$ 时的流动特征

图 4(a) 中给出了部分 α 角度下 $r-z$ 截面内的速度分布, 图 4(b) 中给出了沿通道高度 z 方向, 不同 $r-y$ 截面内的速度分布 (包括 z 方向速度以及该截面内

的速度分量)。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 及其它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。

出流孔后的通道封闭, 气流在该位置发生突然偏转, 全部通过出流孔流出通道。由于通道内气流方向基本上垂直于出流孔轴线, 且孔的边缘尖锐无倒角, 造成在孔的迎风面上气流发生分离, 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, 倒流现象在孔入口的迎风面及 $\alpha = 0^\circ$ 截面的相应位置最为明显, 沿孔轴正方向, 倒流区迅速减小, 至孔一半高度处完全消失。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, 而且相对于通道的主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旋涡, 沿孔轴线正方向旋涡的大小几乎不变但涡强度则有所减弱, 而且至孔出口面时旋涡依然存在, 旋涡所在区域的气流 z 方向速度较低。在逆风面低速分离区和迎风面旋涡的联合作用下, 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, 这一点在不同 α 角度下 $r-z$ 截面内得到了充分体现。而且, 从不同 $r-y$ 截面内的速度分布可看出该工况下孔内流动充满度非常低, 必然导致孔流量系数的减小。

3.2 $Re_j = 2.5 \times 10^4$, $Z_r = 3$ 时的流动特征

本工况下通道高度的增加改善了气流从通道进入出流孔的条件, 使得出流孔逆风面的分离区明显减小, 而且 $\alpha = 60^\circ$ 截面内分离区消失 (见图 5)。通道内流速的降低使得气流进入出流孔时对迎风面的冲击作用减弱, 入口迎风面附近的倒流区消失。孔内顺时针旋涡依然存在, 强度降低但影响范围增大, 已经扩展到整个孔内。上述流动状况的变化使得孔内流动均匀程度有所改善, 充满度大幅度提高, 可以推断

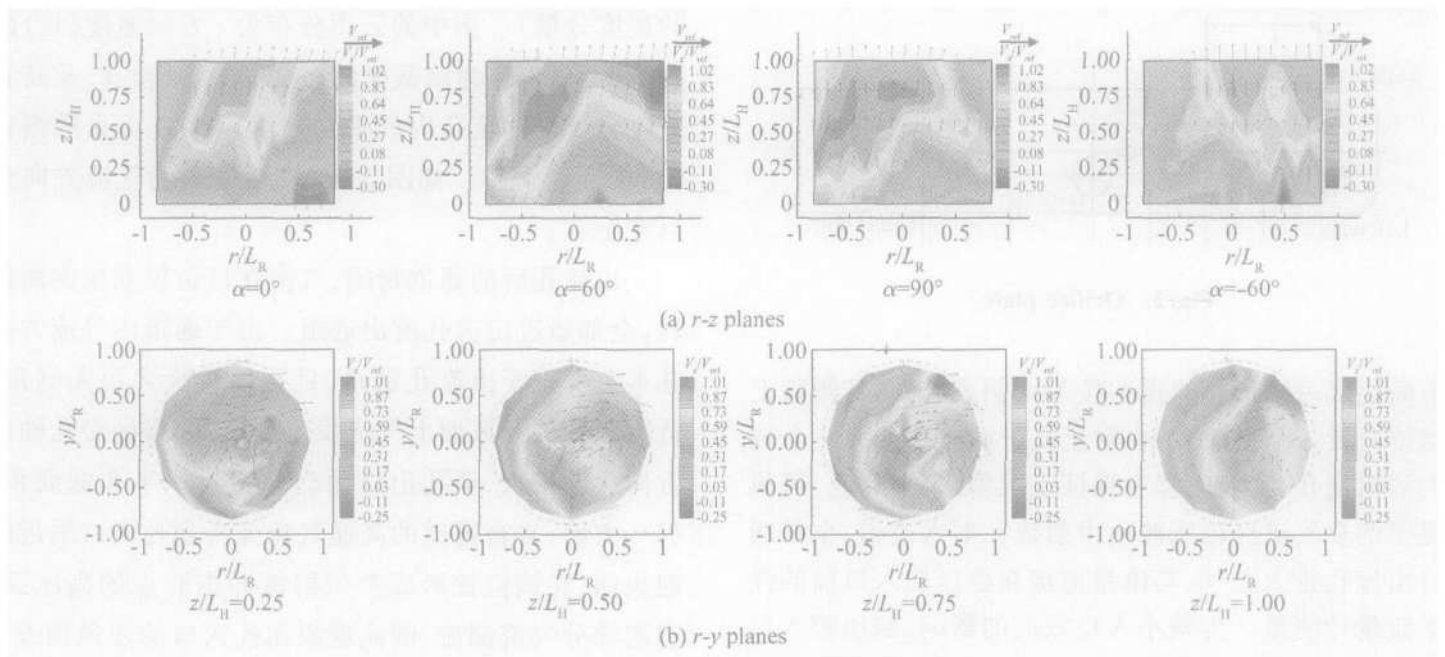


Fig 4 Velocity contours and vectors ($Re_j = 2.5 \times 10^4$, $Z_r = 1$)

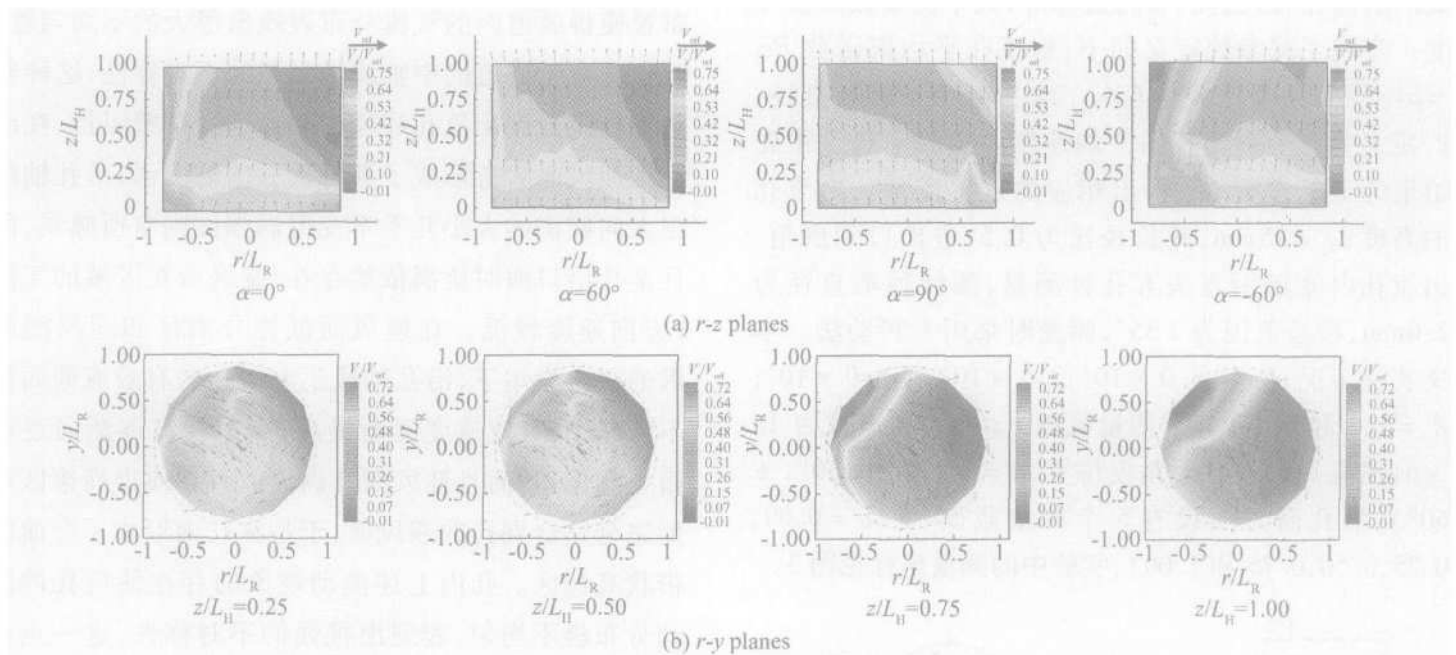


Fig 5 Velocity contours and vectors ($Re_j = 2.5 \times 10^4$, $Z_r = 3$)

较上个工况有更高的流量系数。与 $Z_r = 1$ 相比, 孔内最大分离区所处位置发生了显著变化, 由 $\alpha = 0^\circ$ 截面转移到了 $\alpha = -60^\circ$ 截面附近, 这表明自通道进入出流孔的气流方向大幅度偏离了通道的轴线方向, 通道内主流集中于右侧区域, 通道内气流分布依然是高度不均匀的。

3.3 $Re_j = 5.0 \times 10^4$, $Z_r = 5$ 时的流动特征

在本工况下, 孔内流动特性与 $Re_j = 2.5 \times 10^4$, Z_r

$= 3$ 比较相似, 从图 6(a), (b) 中可看出, 孔内分离区范围进一步减小, 强度相应减弱; $z/L_H = 0.25$ 截面内通道主流方向速度分量减小, 涡旋强度减弱; 沿孔高方向, 孔截面内流动更加均匀, 气流方向逐渐变得近似与孔中心轴线 (z) 平行。由此可见, 孔内的流动特征主要受高度比 Z_r 的影响, 而雷诺数 Re_j 则主要与射流孔内的流动相关联。

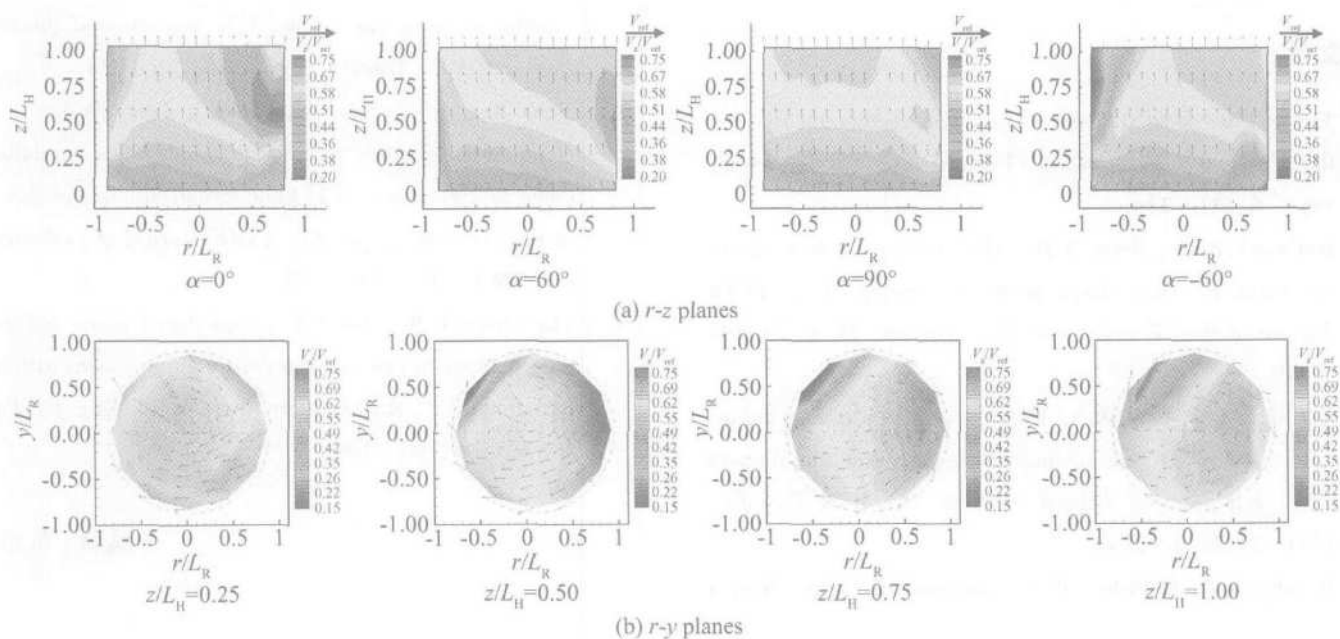


Fig 6 Velocity contours and vectors ($Re_j = 5.0 \times 10^4$, $Z_r = 5$)

4 流量系数

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。

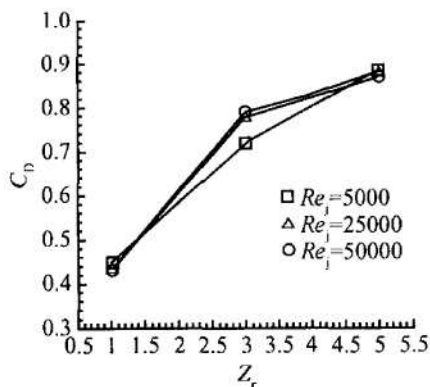


Fig 7 Discharge coefficient

图 7 中给出了不同雷诺数 Re_j 和高度比 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, C_D 值由 0.42 左右增加到约 0.85, 该趋势与前文所描述孔内流动的充满程度相一致。同一雷诺数在大高度比情况下, 出流孔入口和出口的总、

静压之差要比小高度比时低, 在相同的实际流量下其理论流量低的多, 因此流量系数 C_D 较大。 Z_r 从 3 增加到 5 时 C_D 的变化幅度小于从 1 增加到 3 时的变化值, 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, 这可与文献 [6] 中的结果相验证。从 C_D 的变化规律还可看出, 雷诺数 Re_j 的变化对其影响相对较小。

5 结论

(1) 高度比 $Z_r = 1$ 时, 孔内低速分离区较大, 且局部区域存在回流, 随着 Z_r 增大, 低速分离区减小, 倒流区消失, 孔内气流充填程度更为饱满, 使得孔流量系数也逐渐增加。高度比较高时 ($Z_r = 3, 5$), 流量系数变化趋于平稳。

(2) 相同高度比 Z_r 下, 雷诺数 Re_j 的变化对孔内流场的影响较小, 在雷诺数由 5.0×10^3 增加到 2.5×10^4 时, 流量系数略有变化, 当雷诺数增加到 5.0×10^4 时, 雷诺数的变化对流量系数已基本没有影响。

(3) 受出流孔抽吸, 逆压梯度和孔壁滞止的联合作用, 孔内气流在小通道高度比时形成一顺时针旋涡, 并随高度比的增加逐渐演变为整个孔内的顺时针流动趋势。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, 为涡轮叶片内部腔室间的连接方案设计提供参考。

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] Viskanta R. Heat transfer to impinging isothermal gas and flame jets [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1980, 6: 111~134
- [2] Hollworth B R, Berry R D. Heat transfer from arrays of impinging jets with large jet-to-jet spacing [J]. *ASME Journal of Heat Transfer and Mass Transfer*, 1978, 24: 407~419
- [3] Goldstein R J, Seol W S. Heat transfer to a row of impinging circular air jets including the effect of entrainment [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1991, 34: 2133~2147
- [4] Bouchez J P, Goldstein R J. Impingement cooling from a

circular jet in a cross flow [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1975, 18: 719~730

- [5] Sang Woo Lee, Sang Won Park, Joon Sik Lee. Flow characteristics inside circular injection holes normally oriented to a crossflow: (I) Flow visualizations and flow data in the symmetry plane [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2001, 123: 266~273
- [6] Florschuetz L W, Isoda Y. Flow distributions and discharge coefficient effects for jet array impingement with initial crossflow [J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1983, 105: 296~304

(编辑: 郭振伶)

(上接第 407 页)

6 结 论

(1)通过加入粒子进行以气体为介质的固冲发动机内流场冷流模拟及显示是可行的,然而常规的图像采集方法只能获得不稳定的实验图像,为了获得有用的实验结果需要进行图像处理。

(2)应用本文的图像处理方法,对连续拍摄的不稳定图像进行处理,可以获得稳定的,效果良好的反映内流场混合情况的图像,处理图像表明固冲内流场是十分复杂的。

(3)将从经过处理的图像中获得的结果与使用测温法获得的结果相比较,发现两者具有高度的一致性,这说明图像处理结果是可靠的。

(4)利用测温法也可以进行固冲内流场的测量,然而由于空间限制只能获得很少的几个点的流场数据。

参考文献:

- [1] Brophy C, Hawk C. Mixing and combustion studies of four-inlet side dump combustors [R]. AIAA 96-2765
- [2] Brophy C, Hawk C. A flow visualization facility for ducted

rocket engine mixing studies [R]. AIAA 95-2934

- [3] Brophy C, Hawk C. An investigation of four-inlet ducted rocket engine flameholding characteristics [R]. AIAA 97-2846
- [4] Mayer A E H J, Stowe R A. Experimental study into mixing in a solid fuel ducted rocket combustion chamber [R]. AIAA 2000-3346
- [5] Stowe R A, De Champlain A, Mayer A E H J, et al. Modeling and flow visualization of mixing in a ducted rocket combustor [R]. AIAA 98-3768
- [6] Ristori A, Heid G, Cochet A, et al. Experimental and numerical study of turbulent flow inside a research SDR combustor [R]. AIAA 99-2814
- [7] 王卫东,刘兴洲.侧面突扩燃烧室冷态流场可视化研究 [J]. 推进技术, 1994, 15(4). (WANG Weidong, LIU Xingzhou. Flow visualization and 3-D numerical study on cold flow field in a side dump combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1994, 15(4).)
- [8] 范洁川.近代流动显示技术 [M]. 北京:国防工业出版社, 2002

(编辑: 梅 瑛)