

# 亚-超声速混合层流动特征研究

魏杰立, 何小民, 黄亚坤, 周毅, 宫冠吉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 为了获得亚-超声速混合层速度分布、压力分布及混合层发展的基本特征, 开展试验与数值模拟研究。试验中采用粒子图像测速技术 PIV 测量二维速度分布; 数值研究中, 湍流模型为标准  $k-\omega$ , 考虑亚-超声速混合层的压缩性影响, 开展稳态流场特征模拟。亚声速气流马赫数为 0.11, 超声速气流马赫数为 1.32。研究表明: 混合层具有非稳态特征, 分界面发展经历近似线性发展、褶皱与变形、破碎; 时均特征为混合层沿流向近似呈现线性增长, 增长率为 0.135; 混合层内速度和总压分布具有相似性特征。

**关键词:** 混合层; 流动特征; 剪切层; 增长率; 自相似; 超声速

**中图分类号:** V231.2

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2020)03-0649-08

混合层广泛存在于亚燃和超燃冲压发动机燃烧室内, 实现燃料与空气间的掺混及燃烧组织。其基本结构为平板将 2 股相互平行的不同或同种类的流体隔开, 在隔板下游形成混合层。根据上下 2 股流流动速度的大小关系, 可以分为亚/亚声速混合层、亚/超声速混合层和超/超声速混合层。通常, 下标“1”表示高速侧流体参数; 下标“2”表示低速侧流体参数。

针对自由混合层已开展大量的深入研究, 获得表征自由剪切层的物理量, 如剪切层的增长率、卷吸率等<sup>[1-5]</sup>。随着自由流马赫数的增加, 逐渐从亚/亚声速混合层过渡至亚/超声速或超/超声速混合层, 二维剪切层增长率降低, 压缩性对剪切层的影响逐渐显现。寻找合适的参数表征压缩性的影响成为研究重点。对流马赫数被证实为合适的参数并得到关于该参数的修正关系<sup>[6-8]</sup>。剪切层内部存在大涡拟序结构, 在卷吸和混合过程中起到重要作用<sup>[9-11]</sup>。

混合层的流动特征主要包括速度分布、压力分布、混合层厚度等。针对不可压低速混合层、射流剪切层、边界层等各类剪切层, 已开展较为丰富的研究。研究发现不可压剪切层内的无量纲速度分布具有相似性, 各流向速度具有一普遍的无因次分

布<sup>[12]</sup>, 无量纲速度呈现误差函数分布<sup>[13]</sup>。对于高速可压剪切层, 也发现在火箭轴对称超声速燃气射流基本段内, 不同流向位置处速度和动压均落在一无因次分布曲线上<sup>[14]</sup>。

以往研究多采用纹影、阴影、NPLS 等技术对混合层进行可视化, 并确定混合层空间发展情况, 但是较难定量分析混合层内速度分布规律。传统接触式压力探针可以完成流场的定量分析, 但会干扰流场结构。粒子图像测速技术 PIV 的发展为开展混合层内速度测量提供可能。大量学者开展 PIV 测量亚声速与超声速气流速度的性能研究, 包括 PIV 粒子要求、粒子特性、投放方法等<sup>[15-19]</sup>。赵玉新<sup>[4]</sup>与何霖<sup>[20]</sup>分别采用 PIV 技术测量超-超声速混合层和超声速平板边界层, 获得速度分布特征。由此说明, PIV 对混合层流场的测量具有可行性。然而, 对亚-超混合层的 PIV 测量研究还相对较少。

因此, 本文采用粒子图像测速技术 PIV 对亚-超声速混合层二维流场进行测量, 并结合基于雷诺平均方程(RANS)的稳态数值模拟研究, 获得了混合层的流场特征, 包括速度分布、压力分布和混合层厚度。

收稿日期: 2019-07-01

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(973 计划)资助

作者简介: 魏杰立(1990—), 南京航空航天大学博士研究生, 主要从事航空、冲压发动机燃烧室研究。

通信作者: 何小民(1971—), 南京航空航天大学教授, 主要从事航空航天推进系统燃烧研究。E-mail: hxm@nuaa.edu.cn

## 1 研究方法

### 1.1 试验方法

图 1 为试验系统示意图,包含 2 股平行流道。在试验段(编号 7)形成混合层(编号 9)前,2 股流道相互隔开;试验段出口与真空罐(编号 11)及真空泵(编号 12)相连,模拟试验段内低于大气压力环境。在试验段上游,分别测量两股流体的总压(编号 6)、总温(编号 5)和流量(编号 4)。

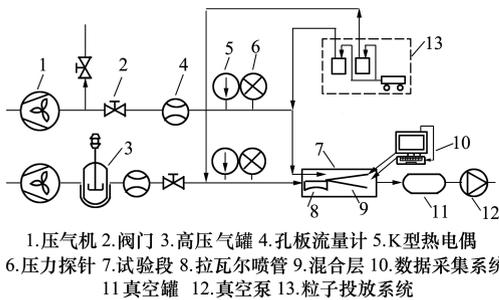


图 1 试验系统原理

在超声速气流侧的壁面沿流向  $x = 20 \sim 230$  mm 布置 16 个静压测点,同时,在隔板末端上游 16 mm 处,测量 2 股流体的静压。压力由精度等级为 0.075% 的单晶硅压力变送器进行测量;来流温度采用精度为 0.1 级 K 型热电偶测量;流量由孔板流量计测量得到。

PIV 系统如图 2 所示,主要由 Nd: YAG 双脉冲激光器、片光源组件、同步控制器、CCD 相机和计算机组成。

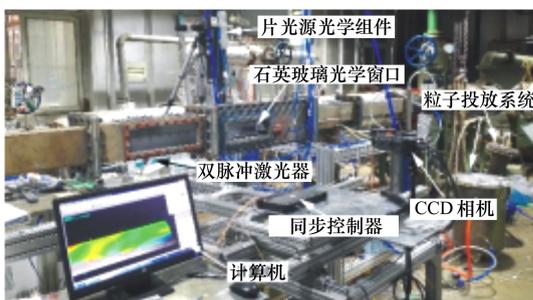


图 2 PIV 系统及试验段图片

其中,激光器最大激光功率为 200 mJ/脉冲 (532 nm),每次脉冲时间持续 6~8 ns,最大工作频率 15 Hz;片光源名义厚度为 1 mm;CCD 相机的分辨率为 2 048×2 048,12 bit 灰度等级,每个像素大小

为  $(7.4 \times 7.4) \mu\text{m}$ 。整套系统由 MicroVec 软件进行控制并对拍摄结果进行后处理。示踪粒子为氧化铝粉末,名义粒子直径 10  $\mu\text{m}$ 。试验前,将粒子放入 110℃ 的恒温烘箱中烘干。粒子投放分别位于混合层初始形成处上游 2 m 和 1.5 m 处。

试验参数如表 1 所示。超声速气流马赫数  $Ma_1$  为 1.32,速度  $U_1$  为 396 m/s;亚声速气流马赫数  $Ma_2$  为 0.11,速度  $U_2$  为 40 m/s;2 股流体的速度差  $\Delta U$  为 356 m/s;超声速气流的静压  $p_1$  为 78.8 kPa;亚声速气流的静压  $p_2$  为 70.6 kPa;2 股流体的静压比  $p_1/p_2$  为 1.11,超声速气流为轻度欠膨胀状态;2 股流体的总温  $T_{1t}$  和  $T_{2t}$  均为 303 K;试验段出口背压  $p_e$  为 75 kPa。

表 1 试验参数

参数	值
$Ma_1, Ma_2$	1.32, 0.11
$T_{1t}, T_{2t}/\text{K}$	303, 303
$U_1, U_2/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	396, 40
$p_{1t}, p_1/\text{kPa}$	223.2, 78.8
$p_2/\text{kPa}$	70.6
$p_e/\text{kPa}$	75
$p_1/p_2$	1.11
$\Delta U/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	356

### 1.2 数值计算方法

#### 1.2.1 计算域及网格

计算域模型如图 3a) 所示,为二维物理模型。隔板厚度 5 mm,亚声速气流进口高度 115 mm,超声速气流进口高度为 16 mm,混合层流向发展长度为 900 mm。采用结构化四边形网格并开展网格独立性验证。最终,计算网格如图 3b) 所示,网格单元数为 95 400,混合层区域最小网格尺寸为 0.1 mm。边界条件如图 3b) 所示,进口均采用压力进口,出口为压力出口;所有固体壁面采用无滑移壁面。

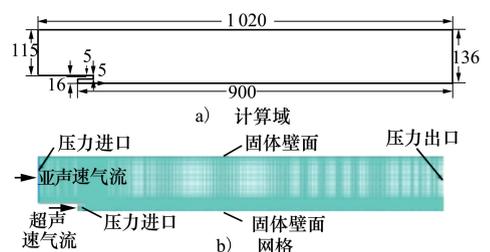


图 3 计算域与网格

### 1.2.2 湍流模型

采用标准  $k-\omega$  湍流模型。该模型包含了对低雷诺数影响、压缩性和剪切流扩展等的修正。输运方程为<sup>[21]</sup>

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (2)$$

同时,考虑剪切流修正和压缩性影响。在  $k$  和  $\omega$  的耗散项中引入压缩性修正,压缩性方程为

$$F(M_t) = \begin{cases} 0 & M_t \leq M_{t0} \\ M_t^2 - M_{t0}^2 & M_t > M_{t0} \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $M_t^2 \equiv \frac{2k}{a^2}$ ;  $M_{t0} = 0.25$ ;  $a = \sqrt{\gamma RT}$ 。

### 1.2.3 数值方法验证

图4为本文数值计算和 Goebel<sup>[22]</sup> 试验无量纲速度分布及 Hall 和 Dimotakis<sup>[10]</sup> 获得的总压分布对比。速度与总压分布均与试验值吻合较好。

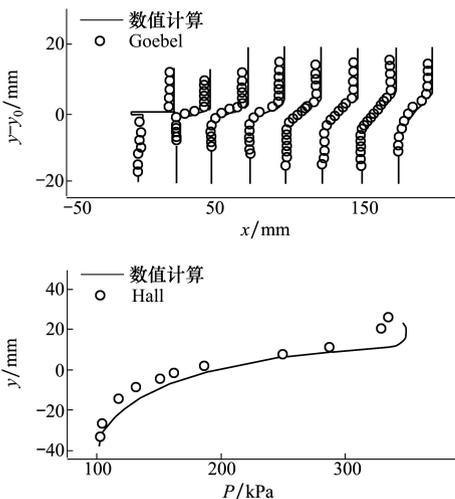


图4 数值计算与 Goebel 和 Hall 试验结果对比

### 1.3 参数处理

图5为混合层示意图。在某流向位置处,平均速度分别等于  $U_1 - 0.1\Delta U$  和  $U_2 + 0.1\Delta U$  对应的  $y$  值作为混合层的超声速侧和亚声速侧边界点  $y_1$  和  $y_2$ , 两者间的差值作为混合层的厚度  $b$ 。

无量纲坐标  $\tilde{y}$

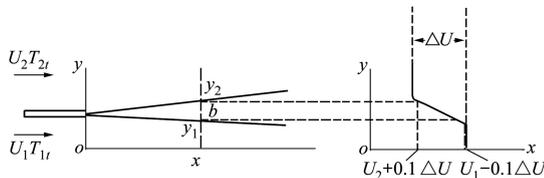


图5 混合层参数定义示意图

$$\tilde{y} = \frac{y - y_0}{b} \quad (4)$$

式中:  $y$  为实际坐标;  $y_0$  为流向位置  $x$  处混合层中心位置坐标  $((y_1 + y_2)/2)$ ;  $\tilde{y} = 0$  表示混合层的中心位置;  $-0.5 \leq \tilde{y} \leq 0.5$  对应混合层位置,  $\tilde{y} < -0.5$  为超声速气流部分,  $\tilde{y} > 0.5$  为亚声速气流部分。

无量纲速度  $U_r$  和无量纲总压  $p_n$

$$U_r = \frac{U - U_2}{\Delta U} \quad (5)$$

$$p_n = \frac{p_t - p_{t2}}{p_{t1} - p_{t2}} \quad (6)$$

式中,  $p_{t1}$  和  $p_{t2}$  分别为超声速气流和亚声速气流进口平均总压(kPa)。混合层内,  $0 < U_r < 1$ ,  $0 < p_n < 1$ 。亚声速气流无量纲速度  $U_r$  和  $p_n$  接近 0, 超声速气流无量纲速度  $U_r$  和  $p_n$  接近 1。

## 2 结果与分析

### 2.1 速度分布特征

图6为混合层  $x = 10 \sim 100$  mm 和  $x = 140 \sim 210$  mm 区域, 时间间隔为  $1/15$  s 的 2 个连续时刻瞬态速度分布云图(流向: 从左向右)。上层  $y > 21$  mm 区域为亚声速气流通道的, 下层为超声速气流通道的。将 2 股流体隔开的界面变化情况反映出 2 股流体间的混合掺混过程。在  $x = 10 \sim 40$  mm 区域, 界面近似呈现直线段; 随后, 在  $x = 50 \sim 100$  mm 区间, 界面出现褶皱和变形, 在混合层的下游区域更为明显, 界面开始破碎, 并且在亚声速气流通道的内出现单独的高速流体微团。对于 2 个区域, 相邻 2 个时刻界面的整体特征相似, 但是形状明显不同, 反映混合层具有瞬态变化特征。

图7为试验时均速度及数值计算速度分布云图。两者呈现出相似分布特征, 混合层位于亚声速气流和超声速气流之间, 随着流向发展, 逐渐向两侧流体中扩展, 厚度不断增加; 在  $x = 10 \sim 100$  mm 区域, 试验的流线表明亚声速气流不断流入混合层内,

说明混合层及超声速气流的具有较强卷吸作用。

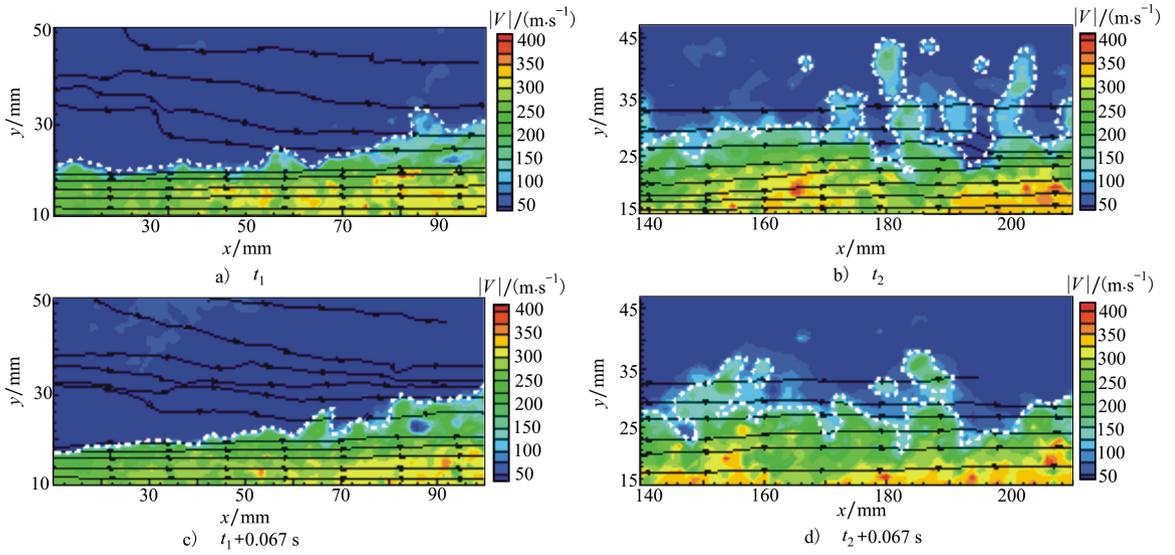


图 6 PIV 测量瞬态速度分布云图

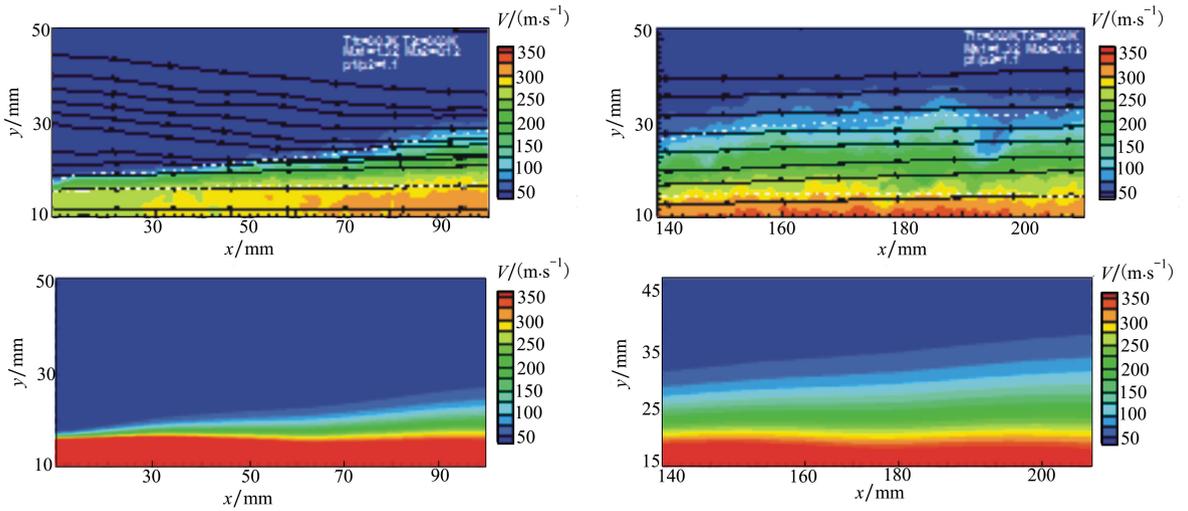


图 7 PIV 时均与数值计算速度分布云图对比

图 8 为  $x=80, 140, 170$  和  $190$  mm 流向位置处, 试验时均速度与数值计算速度对比。对于亚声速气流, 数值计算速度与试验测量速度匹配较好; 在混合层内, 靠近亚声速气流部分, 两者速度吻合也很好; 对于超声速气流, 两者存在差异, 但是随着流向的发展差值逐渐减小。

### 2.2 压力分布特征

图 9 为试验和数值计算的超声速侧壁面静压沿

流向分布。静压沿流向呈现“波纹”形分布; 波幅随着流动方向不断减小, 波动特征减弱。

图 10 为数值计算总压与静压分布云图。亚声速气流总、静压保持不变; 随着流向发展, 混合层内的总压不断增加, 超声速气流的总压及高压区域逐渐减小。超声速气流的静压出现离散的相互交替的低、高静压区, 区域形状由初始的三角形逐渐变为半圆形。

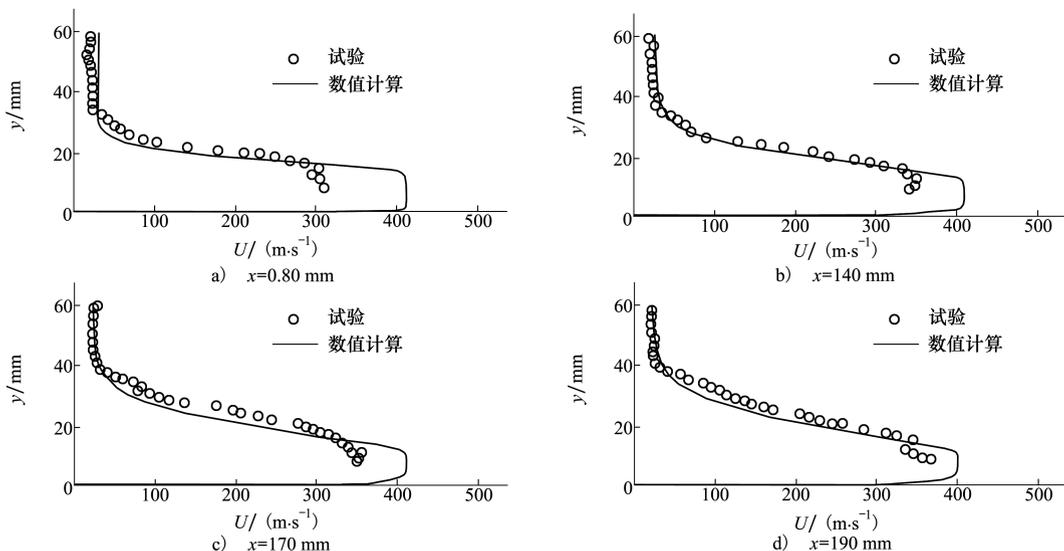


图 8 不同流向位置, 试验与数值计算速度分布对比

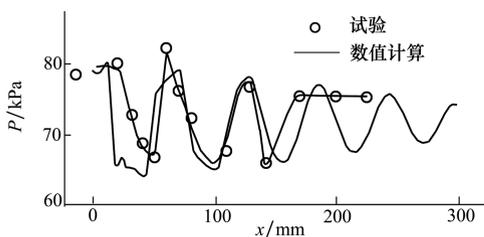


图 9 试验与数值计算超声侧壁面静压分布

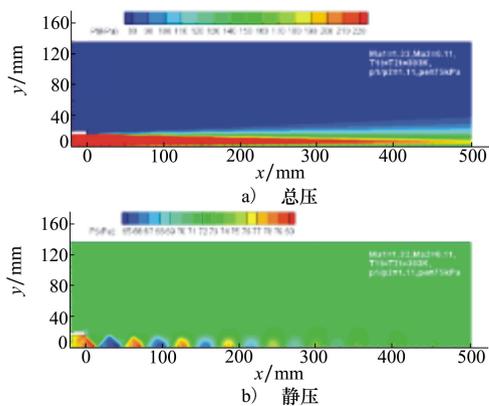


图 10 数值计算总压与静压分布分布

研究中超声速气流与亚声速气流静压比为 1.1, 超声速气流轻度欠膨胀, 在隔板下游将经历一系列膨胀加速和压缩减速过程。膨胀时, 静压降低, 压缩时, 静压升高。因此, 超声速壁面静压呈现波纹分布, 静压分布云图中出现离散交替的低、高静压区。

### 2.3 相似性

混合层发展中, 当其进入充分发展状态后, 各流向位置的发展具有相同的特征。当对各流向位置采用无量纲量统一标度后, 各流动参数分布曲线相互重合, 即流动存在相似性。

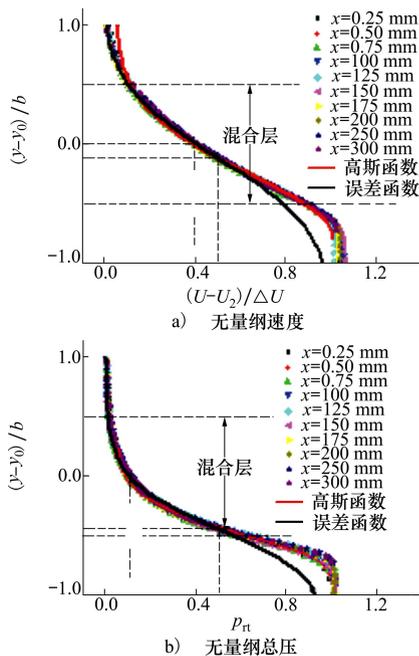


图 11 不同流向位置处, 数值计算  $U_r$  和  $p_{rt}$  和  $\bar{y}$  分布规律

图 11 为不同流向位置处, 数值计算无量纲速度  $U_r$ 、无量纲总压  $p_{rt}$  与无量纲坐标  $\bar{y}$  分布规律。各流向位置处无量纲速度和无量纲总压分布重合。  $U_r =$

0.5 和  $p_{r1} = 0.5$  分别对应  $\bar{y} = -0.11$  和  $\bar{y} = -0.45$ , 偏向超声速气流侧。其中速度分布在  $-0.11 \leq \bar{y} \leq 0.5$  区间, 误差函数与各流向位置处的速度吻合较好; 而在  $-0.5 \leq \bar{y} \leq -0.11$  区间, 速度变化率较大, 高斯分布函数较为接近。总压分布在  $p_{r1} < 0.5$  时, 近似呈现双曲正切函数分布, 而在  $p_{r1} > 0.5$  时, 仍然呈现出高斯函数分布。试验测量的无量纲速度与拟合曲线的对比如图 12 所示。各流向位置处速度分布基本相重合且分布型式与拟合的误差函数及高斯函数分布型相近。整体而言, 高斯函数可以表征混合层内速度与总压分布。

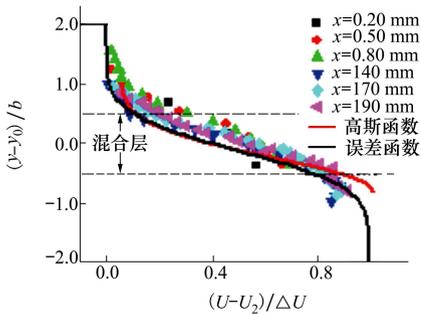


图 12 PIV 测量无量纲速度与拟合曲线对比

### 2.4 混合层厚度发展

图 13 为试验与数值计算的混合层边界线及混合层厚度发展。随着流向发展, 混合层边界向两侧扩展, 混合层厚度不断增加。  $x = 10 \sim 100$  mm 区间,

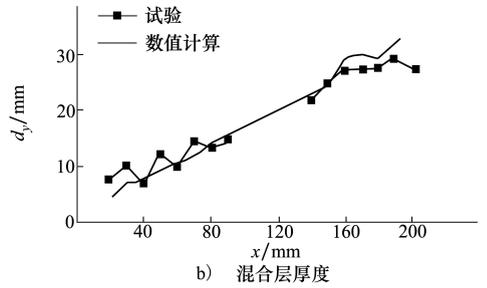
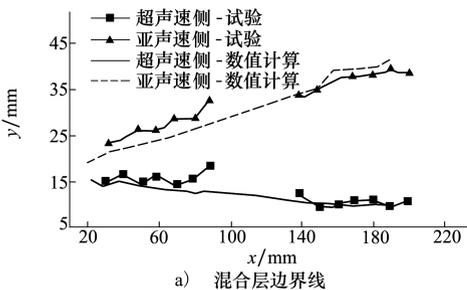


图 13 混合层边界线及厚度随流向发展

试验测量的亚声速侧边界数值较大, 可能原因为该位置混合层初始形成, 速度差较大, 混合较为强烈。对试验数据进行最小二乘法线性拟合, 混合层增长速率为  $0.135$  mm/mm。

## 3 结 论

采用粒子图像测速技术 PIV 对亚-超声速混合层流场进行测量, 同时, 采用基于雷诺平均方程 RANS 的标准  $k-\omega$  湍流模型开展稳态数值模拟, 考虑亚超声速混合层压缩性影响, 获得亚-超混合层基本流场特征, 包括速度分布、压力分布和混合层厚度发展。超声速气流马赫数  $Ma_1$  为 1.32, 亚声速气流马赫数  $Ma_2$  为 0.11, 混合层内静压约为 70 kPa。研究得到的主要结论如下:

- 1) 亚-超声速混合层具有非稳态特征, 2 股流体分界面从近似线性分布, 随后发生褶皱变形, 最后发生破碎并出现离散的流体微团;
- 2) 混合层的时均特征为沿流向近似呈现线性增长, 增长率为  $0.135$  mm/mm。
- 3) 混合层内速度和总压分布具有相似性特征, 曲线分布呈现高斯函数分布。

## 参考文献:

[1] ABRAMOWICH G N. The Theory of Turbulent Jets[M]. Cambridge, MA: MIT Press, 1963

[2] SABIN C M. An Analytical and Experimental Study of the Plane, Incompressible, Turbulent Free-Shear Layer with Arbitrary Velocity Ratio and Pressure Gradient[J]. Journal of Fluids Engineering, 1965, 87(2): 421-428

[3] DIMOTAKIS P E. Two-Dimensional Shear-Layer Entrainment[J]. AIAA Journal, 1986, 24(11): 1791-1796

[4] 赵玉新. 超声速混合层时空结构的试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008

ZHAO Yuxin. Experimental Investigation of Spatiotemporal Structures of Supersonic Mixing Layer[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008 (in Chinese)

[5] KONRAD J H. An Experimental Investigation of Mixing in Two-dimensional Turbulent Shear Flows with Applications to Diffu-

- sion-limited Chemical Reactions[D]. Pasadena, California: California Institute of Technology, 1977
- [6] BOGDANOFF D W. Compressibility Effects in Turbulent Shear Layers[J]. AIAA Journal, 1983, 21(6): 926-927
- [7] PAPAMOSCHOU D, ROSHKO A. The Compressible Turbulent Shear Layer an Experimental Study[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 197(1): 453
- [8] DIMOTAKIS P E. On the Convection Velocity of Turbulent Structures in Supersonic Shear Layer[C]//AIAA 22nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1991
- [9] BROWN G L, ROSHKO A. On Density Effects and Large Structure in Turbulent Mixing Layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 64: 775-816
- [10] HALL J L. An Experimental Investigation of Structure, Mixing and Combustion in Compressible Turbulent Shear Layers[D]. Pasadena, California: California Institute of Technology, 1991
- [11] ZHANG C X, LIU Y, FU B S, et al. Direct Numerical Simulation of Subsonic-Supersonic Mixing Layer[J]. Acta Astronautica, 2018, 153: 50-59
- [12] 平浚. 射流理论基础及应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1995  
PING Jun. Theory and Application of Jet[M]. Beijing: Astronautics Press, 1995 (in Chinese)
- [13] 亚历山大·斯米茨, 让-保罗·迪索热. 超声速湍流剪切层[M]. 刘洪, 张斌, 译. 北京: 航空工业出版社, 2016  
Smits A J, Dussauge J P. Turbulent Shear Layers in Supersonic Flow[M]. LIU Hong, ZHANG Bin, Translator. Beijing: Aviation industry press, 2016 (in Chinese)
- [14] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2004  
ZHANG Fuxiang. Dynamics of Rocket Jet[M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2004 (in Chinese)
- [15] 徐惊雷. PIV 技术在超及高超声速流场测量中的研究进展[J]. 力学进展, 2012, 42(1): 85-94  
XU Jinglei. The Development of the PIV Experimental study of the Super/Hypersonic Flow Field[J]. Advance in Mechanics, 2012, 42(1): 85-94 (in Chinese)
- [16] 荣臻. 超声速流场 PIV 测试技术及其应用研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012  
RONG Zhen. Research on the PIV Technique and Application in Supersonic Flow[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2012 (in Chinese)
- [17] GOYNE C P, MCDANIEL J C, KRAUSS R H, et al. Velocity Measurement in a Dual-Mode Supersonic Combustor Using Particle Image Velocimetry[R]. AIAA-2001-1761
- [18] HUMPHREYS W M, BARTRAM S M, BLACKSHIRE J L. A Survey of Particle Image Velocimetry Applications in Langley Aerospace Facilities[R]. AIAA-1993-0411
- [19] HAERTIG J, HAVERMANN M, REY C, et al. Particle Image Velocimetry in Mach 3.5 and 4.5 Shock-Tunnel Flows[J]. AIAA Journal, 2002, 40(6): 1056-1060
- [20] 何霖. 超声速边界层及激波与边界层相互作用的实验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011  
HE Lin. Experimental Investigation of Supersonic Boundary Layer and Shock Wave/Boundary Layer Interaction[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese)
- [21] 陈懋章. 黏性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002  
CHEN Maozhang. Fundamentals of Viscous Fluid Dynamics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2002 (in Chinese)
- [22] GOEBEL S G, DUTTON J C. Experimental study of Compressible Turbulent Mixing Layers[J]. AIAA Journal, 1991, 29(4): 538-546

## Study on Flow Characteristic of Sub-/Super-Sonic Mixing Layer

WEI Jieli, HE Xiaomin, HUANG Yakun, ZHOU Yi, GONG Guanji

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to obtain the flow characteristics of sub-super-sonic mixing layer including velocity distribution, pressure distribution and development of mixing layer, experimental and numerical investigations were conducted. PIV technique was employed to measure the two-dimensional velocity distribution in the experiment while the standard  $k-\omega$  turbulent considering the effect of compressibility was adopted to simulate the flow characteristic of mixing layer. The Mach number of subsonic stream and supersonic one was 0.11 and 1.32, respectively. The results show the flow of mixing layer is temporally transient. The interface between two streams lies initially as an approximately line segment; afterward, it becomes wrinkled and distorted; finally, it breaks up. The mixing layer develops linearly along streamwise direction in the time averaged velocity field with a growth rate of 0.135. The velocity and total pressure distributions in the mixing layer are self-similar.

**Keywords:** mixing layer; flow characteristic; shear layer; growth rate; self-similar; supersonic