

超声速混合层转换过程实验研究的进展

易仕和, 赵玉新, 田立丰, 何霖, 程忠宇

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙, 410073)

摘要: 超声速湍流机理的实验研究是一件十分困难的工作。在2000年以来, 本研究小组在低噪声超声速混合层风洞研究、超声速流动精细结构测量技术研究方面取得了重要进展, 这给超声速混合层湍流精细结构的研究奠定了基础。为了研究超声速混合层及其气动光学问题, 在研制的超声速混合层风洞中, 主要以基于纳米技术的平面激光散射技术(Nano-trace Planar Laser Scattering, 简称NPLS)为基础, 研究了几种对流马赫数的超声速混合层从层流到湍流转换过程K-H不稳定涡的空间结构, 以及K-H不稳定涡的空间结构随着时间的发展过程。实验结果清晰地反映了湍流混合的不稳定性与转换的精细结构, 以及转换过程的展向精细结构。

关键词: 混合层; NPLS; 不稳定性; 转换

中国分类号: V211.7

文献标识码: A

0 引言

超声速混合层湍流结构的研究是空气动力学研究领域中的重要和困难的研究课题。其重要性不仅在于它涉及到湍流结构的基本问题, 而且这方面的研究在高速导弹的成像制导方面、在超燃冲压发动机燃烧室燃料混合方面、在超声速混合层湍流气动噪声效应、以及在“超-超”引射等方面具有重要的应用。

超声速湍流机理的实验研究是一件十分困难的工作。一方面, 超声速混合层湍流的实验研究需要低噪声的超声速混合层风洞, 这类风洞要求其喷管按照严格的层流喷管设计和制造, 并且按照压力匹配条件进行混合层布局, 条件非常苛刻。否则就无法得到混合层从层流到湍流过渡的流动结构。另一方面, 超声速混合层的实验研究对超声速流动精细结构测量和显示技术的时间和空间分辨率提出了更严格的要求。

2000年以来, 为了研究超声速混合层及其气动光学问题, 我们在以下两个方面的研究中取得了进展: 一是低噪声的超声速混合层风洞研究, 二是超声速流动精细结构测量和显示技术的研究。这两方面研究的进展, 给超声速混合层湍流精细结构的研究奠定了较好的基础。

本文介绍了本研究小组利用低噪声超声速混合层风洞、超声速流动精细结构测量技术, 在超声速混合层转换过程实验研究方面的研究进展。

1 超声速混合层实验装置研究

超声速混合层风洞是产生来流参数可控的超声速混合层的实验装置, 它主要是由气源、稳定段、总压调节器、分隔板、喷管和实验段组成。上下两股气流在实验段之前由分隔板隔开, 上侧气流通过总压调节器调节之后进入喷管而形成马赫数较低的超声速流动, 下面一股气流形成马赫数较高的超声速流动。在实验段中分隔板的末端, 两股超声速气流相遇形成超声速混合层。调节总压调节器, 使两个喷管出口处气流的静压相等(即满足压力匹配条件)。图1是超声速混合层风洞的照片, 图2是超声速混合层示意图。在实验段中形成超声速混合层。在实验段每个侧面和上下均匀光学观察窗口, 以便于对流场进行非接触测量研究。实验段上下板各有两个透光窗口。实验段中已经进行了边界层修正。

超声速混合层风洞研究的研究方面, 通过积累经验和改进, 先后研制了三套超声速混合层风洞。采用层流喷管技术, 和借鉴超声速静风洞设计技术, 降低

• 收稿日期: 2008-07-22; 修订日期: 2009-01-23.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10672178).

作者简介: 易仕和(1965-), 男, 湖南湘阴人, 教授, 博导, 研究方向: 实验空气动力学与气动光学.

风洞噪声,改善了流场品质。使超声速混合层实现较长的层流段,以便于研究超声速混合层的从层流、失稳到向湍流过渡的过程。

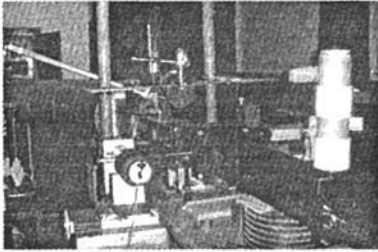


图1 超声速混合层风洞照片

Fig. 1 Photo of supersonic mixing layer tunnel

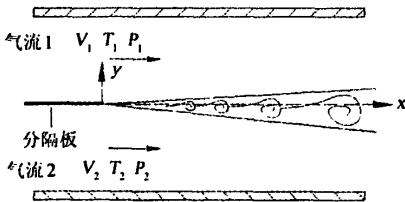


图2 超声速混合层示意图

Fig. 2 Schematic of supersonic mixing layer

2 超声速混合层的测试方法研究

对超声速混合层结构的非接触测试方法进行了研究,包括常规的激光纹影方法、利用光散射特性的方法、以及利用光激发特性的方法。研究表明:对于超声速混合层,由于受到可压缩性、激波、不稳定性以及湍流等因素的影响,基于米氏散射的粒子成像技术在测量超声速流场,尤其是流动局部加速度很大的带有激波和漩涡的超声速流场时,往往无法满足跟随性的要求;另一方面,基于分子示踪的成像方法应用于超声速流场测量时,信号较弱,信噪比较低,需要相对较昂贵的 ICCD 进行成像测量,且校准方法复杂,很难实现高分辨率的测量。

现代激光技术、成像技术、图像处理技术和纳米材料技术的发展和运用,为超声速流动精细结构测量技术的发展带来了难得的机遇。近几年来本研究小组对这些技术进行集成和创新,开发了基于纳米粒子的平面激光散射技术(NPLS)。基于NPLS系统,不仅可以得到高时间分辨率和高空间分辨率的流场结构

图像,而且,通过适当的校准还可以得到三维瞬态超声速流场的平面密度场、速度场,这是以往其它方法难以做到的。

NPLS系统由计算机、同步控制器、CCD相机、脉冲激光光源以及纳米粒子发生器组成,其结构见参考文献[3]。在NPLS系统中,计算机控制各部件的运行,并保存所采集到的实验图像;同步控制器的输入、输出参数通过计算机软件控制,其它各部件的协同工作均由同步器所发出的指令控制;CCD相机的曝光和脉冲激光光源的激光输出时序可根据测量目的进行调整;准直激光束通过片光镜头转换为具有一定厚度的平面激光;纳米粒子发生器由高压气源驱动,输出粒子的浓度通过调节驱动压力实现。NPLS系统工作时,首先通过一定的撒播方式使纳米粒子与来流充分混合,待观察区域内建立所需流场之后,同步控制器控制激光与CCD的同步,保证纳米粒子散射激光的同时CCD处于曝光状态。CCD接收到的纳米粒子激光散射图像与片光切面内的流场结构有一定对应关系,通过适当的处理方法就可以得到粒子图像所反映的流场结构。采用跨帧技术,NPLS系统不仅可以测量流场的瞬态空间结构,还可以研究双曝光时间间隔内的流场时间演化特征。

与其它同类测试方法(如PIV和PLIF)相比,NPLS技术的特点在于:NPLS技术是基于纳米粒子示踪技术,克服了基于米氏散射的常规粒子成像速度场测量(PIV)存在粒子跟随性问题,NPLS技术是基于瑞利散射,克服了基于分子散射的PLIF测量存在的信噪比低的弱点。NPLS技术可以用于超声速瞬态流场的测量,测量的时间分辨率可达纳秒级,空间分辨率可达微米级。

3 超声速混合层转换过程

我们在研究超声速混合层转换时,先后针对马赫数 Mc 为0.12、0.21、0.24、0.32、0.50、0.60等多种对流马赫数的超声速混合层转换过程的时空特性进行了研究。通过实验研究得到了超声速混合层从层流到湍流转换过程K-H不稳定涡的空间结构,以及K-H不稳定涡的空间结构随着时间的发展过程。研究采用的测试技术主要包括纳米粒子激光散射技术(NPLS)、超声速粒子速度场技术(SDPIV)、背景纹影技术(BOS)、时均的纹影技术和瞬态的纹影技术等。

在进行超声速混合层的 NPLS 实验研究时,激光片光源固定在混合层风洞的对称面上(即与图 2 的纸面一致)。CCD 在与片光源垂直的方向上进行成像。

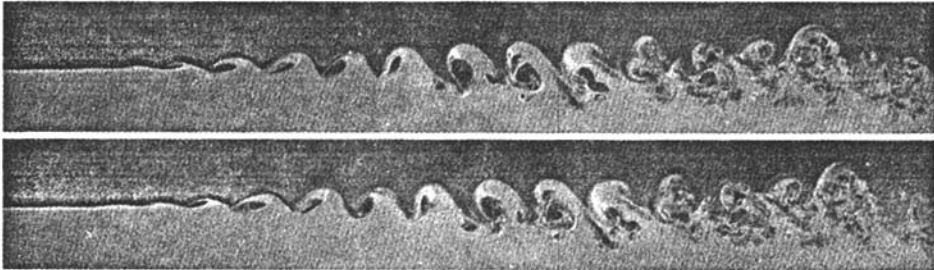
如图 3 为采用 NPLS 技术得到的流动显示实验瞬态图像,图像曝光时间均为 5 ns,图中对应实际流场长度 240 mm。这种 NPLS 图像的灰度与流场密度成近

似比例关系。从图 3 可以看出,压力匹配混合层在混合初始阶段是层流流动,经过一定距离后流动开始不稳定,开始出现 K-H 不稳定涡,并在下游迅速转变为湍流。从图 3 的数值图像可以精确得到 K-H 不稳定涡的空间尺度和涡的波长。

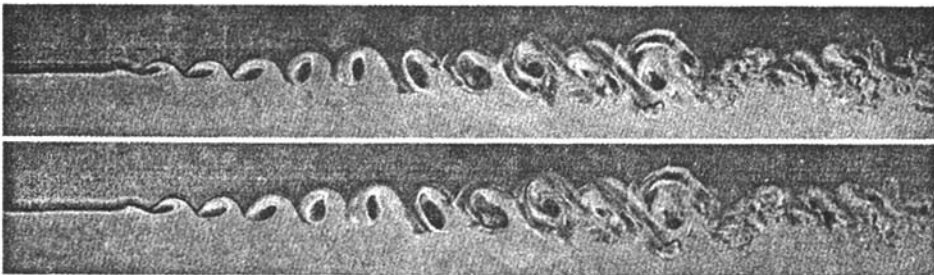


图 3 压力匹配混合层转捩过程 K-H 不稳定涡空间结构的 NPLS 图像(图像曝光时间为 5 ns)

Fig. 3 NPLS image of instable K-H vortex in the transition of pressure matched mixing layer(Exposure time is 5 ns)



(a)



(b)

图 4 $Mc = 0.24$ 的超声速混合层转捩过程 K-H 不稳定涡随时间演化过程的 NPLS 图像

(图像总长度 230 mm, 图像曝光时间均为 5 ns, 图 4a 的两幅图像、图 4b 的两幅图像的时间间隔均为 5 微秒)

Fig. 4 NPLS images of instable K-H vortices in transition of $Mc = 0.24$ supersonic mixing layer

(Image length is 230 mm, exposure time is 5 ns, and time interval between the two images of figure (a) and (b) is $5\mu\text{s}$)

采用 CCD 的跨帧技术,可以得到超声速混合层结构的时间相关的照片。图 4 是压力匹配混合层转捩过程 K-H 不稳定涡结构随时间演化过程的 NPLS 的瞬态图像,图像曝光时间均为 5 ns,两幅图像的时间间隔为 5 微秒。可以看出在 5 微秒间隔内层流到湍流转捩的流态基本没有变化,只是前端不断有涡的卷起。湍流流动经过 5 微秒时间后,总体的涡系结构基

本没有改变,只是流场整体以一个平均速度向下游流动了一段距离。可以看出,对于超声速混合层湍流的 K-H 不稳定涡的结构,湍流结构的变化速度与流动整体的平移速度小得多。也就是说,超声速混合层湍流的 K-H 不稳定涡的结构向下游快速前进,本身变形速度相对较慢。

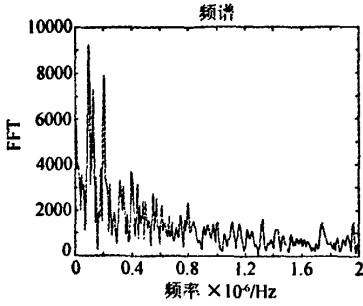


图5 通过 NPLS 技术测量到的超声速混合层密度脉动的频谱分布

Fig. 5 Density fluctuation spectrum based on supersonic mixing layer NPLS images

通过图 4 这种两个时刻图像的对比计算,可以得到许多有价值的结果。比如说,可以测量出 K - H 不稳定涡的波长 λ 、大涡的对流速度 U_c 随流向距离的变化关系曲线,可以得到超声速混合层的增长率,可以验证在等熵假设下定义的对流马赫数 Mc 概念在超声速混合层的适应性,可以得到超声速混合层的分形维数随着流向座标的变化规律曲线^[5,6]。通过对图 4 的 NPLS 图像进行校准,也可以得到超声速混合层密度在片光平面的分布,通过对图 4 图像采用时空变换计算可以得到超声速混合层中任意点的密度脉动频谱结构(如图 5),采用类似的方法还可以从图 4 计算得到光线穿过超声速混合层后的气动光学畸变的脉动频谱结构,等等。

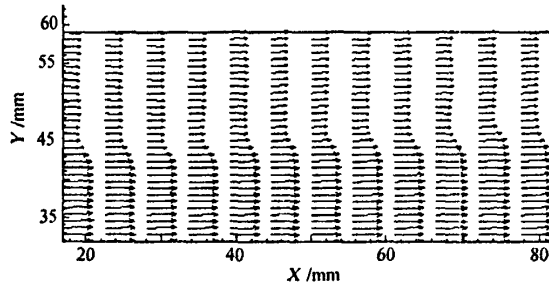


图6 超声速混合层的速度场结构 ($Mc=0.5$, 距离混合层起始点 30mm, 图像对应混合层长度为 80mm)

Fig. 6 Velocity field of supersonic mixing layer

($Mc=0.5$, distance from the start of the mixing layer is 30mm, the corresponding mixing layer length is 80mm)

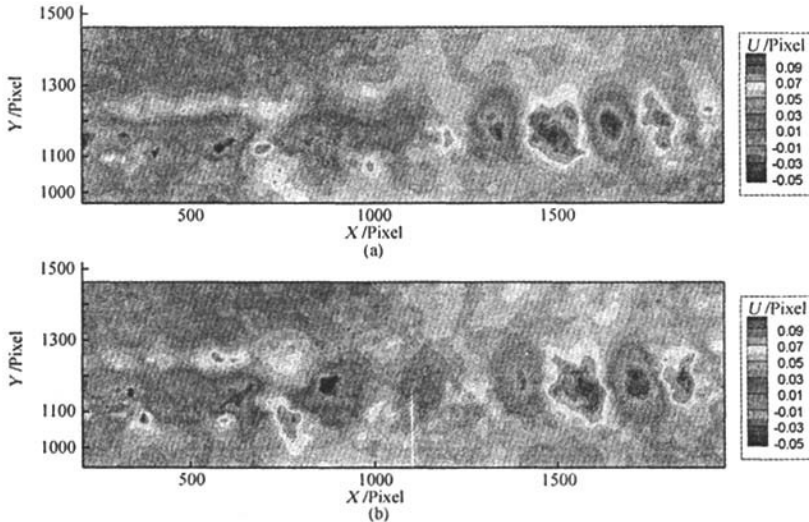


图7 采用背景纹影(BOS)技术得到的超声速混合层 K - H 不稳定涡的流向密度梯度云图 (图 7a 和图 7b 的时间间隔 5 微秒, 图像前端距离混合层出口 10mm, 全长 100mm)

Fig. 7 Contour of streamwise density gradient of K - H instable vortices of supersonic mixing layer based on BOS (Time interval between (a) and (b) is $5\mu s$, distance from the start of mixing layer is 10mm, and total length is 100mm)

基于 NPLS 系统,采用图像互相关技术开发了纳米示踪的 PIV 技术,并对超声速混合层的速度场结构进行了大量研究。得到了不同对流马赫数条件下超声速混合层的速度场结构。如图 6 是对流马赫数 0.5 的超声速混合层的速度场结构,图像左端距离混合层起始点 30mm,图像对应混合层长度为 80mm。

采用 NPLS 系统的硬件和 PIV 的图像互相关技术,并且基于纹影的原理,开发了背景纹影(BOS)测试技术。该项技术不仅可以测量超声速流场密度梯度场,而且可以测量光束穿过可压缩流场后的气动光学畸变(OPD)。图 7 采用背景纹影(BOS)技术得到的超声速混合层 K-H 不稳定涡的流向密度梯度云图。图 7a 和图 7b 的时间间隔 5 微秒,图像前端距离混合层出口 10mm,全长 100mm。

4 超声速混合层展向结构

以上介绍了实验中观察到的超声速混合层 K-H 不稳定涡结构,它是主导流向流场结构的主要特征。在进行超声速混合层的 NPLS 实验时,如果选择激光片光平面与混合层分隔板平面重合,(即与图 2 的纸

面垂直),CCD 在与片光源垂直的方向上进行成像,可以得到声速混合层展向湍流结构的 NPLS 图像。同样,在超声速混合层展向结构的 NPLS 研究中,也采用了 CCD 跨帧技术,得到的照片是时间相关的。

我们课题组对超声速混合层的展向结构也作了大量的研究。比如,图 8 所示为 $Mc = 0.3$ 的压力匹配混合层展向的 NPLS 图像。由 8(a)可以看出,混合层前段是层流区域,在距混合层分隔板 30mm - 40mm 左右的位置低马赫数的流体开始向上翻转,且二维效应比较明显,因此在该区域混合层出现 K-H 不稳定导致的界面波动。由图 8(b)可以看出,二维效应仍然很明显,沿流向周期性的特征表明风洞所提供的流场质量是非常好的,但是每个周期靠近下游的一端有很多毛刺出现,这说明展向开始出现局部的失稳。由图 8(c)可以看出,在混合层下游区域,两层流体之间的掺混已经比较充分,这和上一节介绍的流向结构是相符合的。除了展向的周期性结构之外,同时还大量存在着以前在超声速混合层中未曾发现的另一种拟序结构,如图 9 所示。经过初步分析认为这种结构是由于展向剪切导致拟序涡。

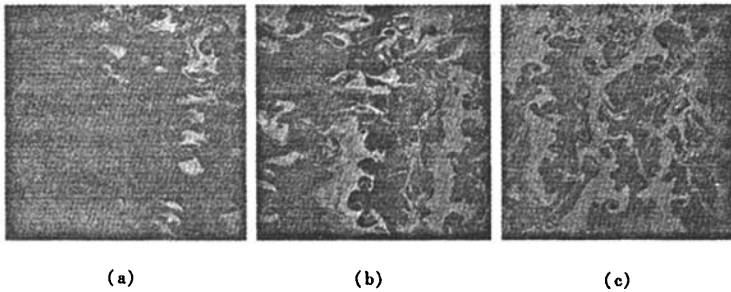


图 8 $Mc = 0.3$ 混合层展向结构
Fig. 8 Spanwise structure of $Mc = 0.3$ mixing layer

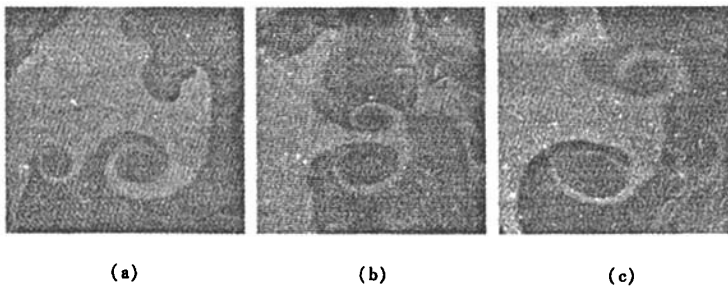


图 9 超声速混合层展向大量存在拟序结构-“羊角涡”结构
Fig. 9 ‘Horn vortex’ in spanwise structure of supersonic mixing layer

5 结 论

本文介绍了本研究小组在低噪声的超声速混合层风洞、超声速流动精细结构测量和显示技术、以及超声速混合层及其气动光学问题研究方面的进展情况。对大量的实验图像进行统计可以发现,压力匹配混合层前缘存在一定的层流区域,经过一定距离后流动开始不稳定,开始出现 K-H 不稳定涡,并在下游转变为湍流。从实验图像可以得到 K-H 不稳定涡的空间尺度和涡的波长。超声速混合层湍流的 K-H 不稳定涡的结构向下游快速前进,本身变形速度相对较慢。观察到超声速混合层转换过程展向“羊角涡”结构。

参 考 文 献:

[1] WERNER J A. High resolution measurements of supersonic

mixing and combustion in coflowing turbulent jets [R]. AFOSR Report 032839 - 5.

[2] TOBIN CHRISTOPHER ISLAND. Quantitative scalar measurements and mixing enhancement in compressible shear layers [D]. Ph. D Thesis, 1997.

[3] JOHN C RUSS. The image processing handbook (4th Ed.) [M]. CRC Press, 2002.

[4] 易仕和,侯中喜,赵玉新. 超声速自由漩涡气动窗口及其光学质量研究 [M]. 国防科技大学出版社,2005.

[5] 赵玉新,易仕和,田立丰,何霖. 超声速湍流混合层实验图像的分形度量 [J]. 中国科学,2008,38(5):562 - 571.

[6] 赵玉新,易仕和,何霖,程忠宇. 激波与湍流相互作用的实验研究 [J]. 科学通报,2007,52(2):140 - 143.

Recent advances of experimental study of supersonic mixing layer transition

YI Shi - he, ZHAO Yu - xin, TIAN Li - feng, HE Lin, CHENG Zhong - yu
(College of Aerospace and Material Engineering, National University
of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Experimental study of supersonic turbulence mechanics is a very hard work. Some significant advances of low noise supersonic mixing layer tunnel and fine structure of supersonic flow have been obtained from 2000, and these works will help the study of the fine structure of supersonic mixing layer turbulence. To study supersonic mixing layer and its optical performance, we studied the K-H instable vortexes of the transition of supersonic mixing layer at several M_{cs}, and its temporal evolution based on NPLS (Nano - trace Planar Laser Scattering). The results reveal instability of the turbulent mixing, and streamwise and spanwise fine structure of transition.

Key words: mixing layer; NPLS; instability; transition