

## 超声速湍流混合层中小激波结构的实验研究\*

赵玉新, 易仕和, 何霖, 程忠宇, 田立丰

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要** 在对流马赫数为 1.24 的超声速湍流混合层风洞中, 以 NPLS 实验技术为基础观察到了小激波结构。分析了小激波结构产生时的混合层流场参数, 给出了从实验图像中确定对流马赫数的方法, 避免了理论分析不必要的假设。探讨了小激波结构产生、发展的一般规律。

**关键词** 超声速湍流混合层; 小激波; 对流马赫数

中图分类号: V211 文献标识码: A

## The Experimental Research of Shocklet in Supersonic Turbulent Mix Layer

ZHAO Yu-xin, YI Shi-he, HE Lin, CHENG Zhong-yu, TIAN Li-feng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** The shocklet was observed based on NPLS techniques in supersonic turbulent mix layer wind tunnel with convective Mach number 1.24. The flow field parameters of mix layer were analyzed with the appearance of shocklet. The method of calculating convective Mach number from experiment image was presented with the consideration that it can avoid unnecessary hypothesis of theory. Finally, the generation and development of shocklet structure were discussed.

**Key words** supersonic turbulent mix layer; shocklet; convective mach number

小激波结构是超声速湍流混合层中最为复杂的现象之一, 目前尚无统一的理论能够解释其成因<sup>[1]</sup>, 但人们从小激波结构对混合层流场结构的影响方面进行了较多的研究。自 1989 年 Lele 在湍流混合流动数值模拟中第一次发现小激波结构之后, 大量的实验和数值模拟工作对小激波结构的存在及其影响进行了深入的研究, 并企图从理论上给予合理的解释。Stanford 大学的 Tobias Rossmann 在 2003 年对超声速混合层中小激波结构的相关研究进行了回顾, 并对 Stanford 大学所做的工作做了详细的说明<sup>[1]</sup>。目前, 小激波结构已经成为现代超声速湍流研究中的重要现象, 对其进行深入研究具有十分重要的理论价值。本文在 NPLS 技术基础上更加深入研究了超声速湍流混合层中的小激波结构。目前关于超声速湍流混合层中小激波结构比较公认的解释认为, 小激波结构是湍流混合层中的大尺度结构相对于当地流动的马赫数大于 1 时, 当地流动受到大尺度结构的阻碍而产生的激波, 它对混合层流动的结构产生重要的影响。首先, 小激波必然是激波, 激波的存在就意味着熵增, 熵增则表明流动做有用功能力的下降, 这反映在混合层中就是抑制了混合的效率<sup>[2]</sup>, 因此小激波结构对超声速燃烧的影响一般是负面的, 因为混合效率降低将会导致燃烧效率的降低。其次, 在强激光器中, 激光的产生与输出都与混合层息息相关, 激光输出的气动窗口中如果存在小激波结构, 输出光束的质量必然会降低<sup>[3-4]</sup>, 因此也就导致激光器工作效率的下降。由此可见, 对小激波结构的研究还具有十分重要的应用价值。

### 1 实验装置

图 1 所示为实验中使用的吸气式超声速湍流混合层风洞, 气源为经过干燥之后的大气, 风洞前端的阀门控制风洞的启动与关闭, 阀门后端的矩形槽道为稳定段, 它能够为喷管提供均匀的来流条件, 喷管

\* 收稿日期: 2006-06-29  
基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10672178)  
作者简介: 赵玉新(1980—), 男, 博士生。

可以根据需要的流动条件进行更换, 喷管之后为实验段和观察窗口, 主要由八块光学玻璃嵌入金属框架实现, 最后的扩压器与真空设备直接连接, 提供混合层与真空装置之间的压力匹配。在本文的实验中, 来流通过内部安装的隔板分成上下两股, 上侧气流经过总压调节器进入喷管, 下侧气流直接进入喷管。通过控制总压调节器可以控制上下喷管的出口静压。

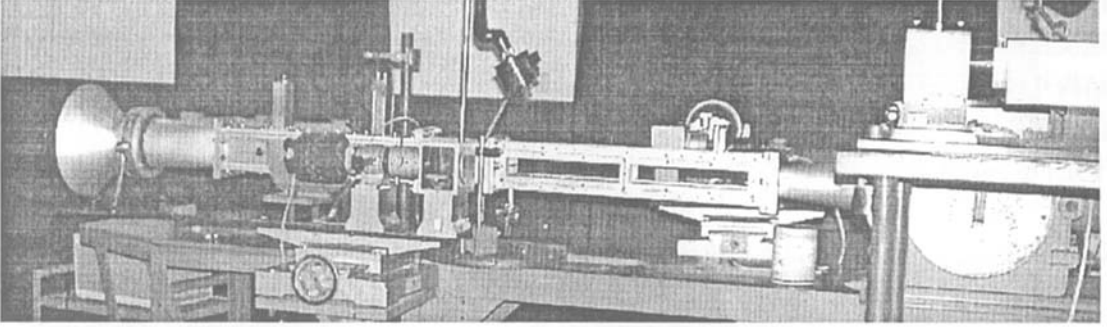


图 1 超声速湍流风洞

Fig. 1 Supersonic turbulent wind tunnel

NPLS 技术可以实现湍流流场结构的高时空分辨率流动显示, 该技术涉及到纳米技术、激光技术和控制技术等学科, 其中最为关键的是纳米技术。传统的平面激光散射技术大都采用液滴或固体颗粒作为示踪粒子, 粒子的大小和浓度难以控制, 因此在跟随性和散射光强等方面很难调节。超声速流动的速度较高, 可能产生的加速度也较大, 若采用示踪物显示流场结构, 必须保证示踪物的跟随性, 才能捕捉到精细的湍流流场结构。经过大量的实验反复验证, 本文选择纳米粒子作为示踪物, 结果表明即使是激波前后的速度突变, 粒子也能较好地跟随流体一起运动。在本文的实验中, 消除团聚效应的纳米粒子经过旋风分离器之后通过喷嘴均匀地注入到下喷管中, 厚度为 1mm 的脉冲激光从风洞正上方平行于观察窗口照射流场, 流场中纳米粒子散射的光线成像在 CCD 上就可以再现激波与湍流相互作用的流场结构。

## 2 对流马赫数计算

一般认为, 超声速混合层的对流马赫数大于 0.7 才可能出现小激波<sup>[5]</sup>。对流马赫数的概念最初由 Bogdanoff 于 1983 年提出, Papamoschou 和 Roshko 在大量实验数据的基础上于 1988 年给出了更为精确定义。该定义假定大尺度结构相对于当地流动的速度为  $U_c$ , 如果由大尺度结构夹带的流体在当地参考系中满足等熵条件, 那么根据压力匹配条件有:

$$\left(1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} M_{c_1}^2\right)^{\frac{\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} = \left(1 + \frac{\gamma_2 - 1}{2} M_{c_2}^2\right)^{\frac{\gamma_2}{\gamma_2 - 1}} \quad (1)$$

$$M_{c_1} = \frac{U_1 - U_c}{a_1} \quad (2)$$

$$M_{c_2} = \frac{U_c - U_2}{a_2} \quad (3)$$

式中,  $\gamma_1$ 、 $\gamma_2$ 、 $U_1$ 、 $U_2$ 、 $M_{c_1}$  和  $M_{c_2}$  分别为两层流动介质的比热比、速度和对流马赫数, 由上述三个方程可以求得  $M_{c_1}$ 、 $M_{c_2}$  以及  $U_c$ 。特别地, 若  $\gamma_1 = \gamma_2$  则有:

$$U_c = \frac{a_2 U_1 + a_1 U_2}{a_1 + a_2} \quad (4)$$

$$M_{c_1} = M_{c_2} = \frac{U_1 - U_2}{a_1 + a_2} \quad (5)$$

对于可压缩剪切混合层来说, 对流马赫数是描述可压缩性影响的最重要的无量纲量, 但是从对流马赫数的定义可以看出, 计算对流马赫数的式(2)(3)(5)中并没有反映出湍流大尺度结构的实际速度, 而是通过附加的等熵条件来计算大尺度结构的的速度。湍流混合层中的等熵假设在什么程度上得到满足

是值得商榷的,尤其是湍流占主导地位的混合层流动中,粘性效应是不可以忽略的,因此流动也一定不是等熵的。

为了避免理论上的不必要假设及其带来的误差,本文提出了基于 NPLS 实验图像计算对流马赫数的方法。根据对流马赫数的最初定义,应该通过确定大尺度结构的实际运动速度和混合层上下两层的流动速度直接求解对流马赫数。NPLS 实验技术具有高时空分辨率的特点,能够精确定位混合层中的大尺度结构并计算其速度,然后根据定义计算实际的对流马赫数,这样就可以避免等熵假设可能造成的计算误差。图 2 所示为时间间隔  $11\mu\text{s}$  的两幅 NPLS 图像,分辨率为  $0.089686\text{ mm/pixel}$ ,其中白色十字交叉线用于定位大涡,图 2(a)中大涡边缘起始像素坐标为(226,682),图 2(b)中大涡边缘起始像素坐标为(225,767),由此可以计算大涡流向移动距离为  $7.62\text{ mm}$ ,对应的运动速度为  $693.03\text{ m/s}$ 。采用相同的方法可以计算流场中的可分辨的大粒子的运动速度,从而得到实际的对流马赫数。

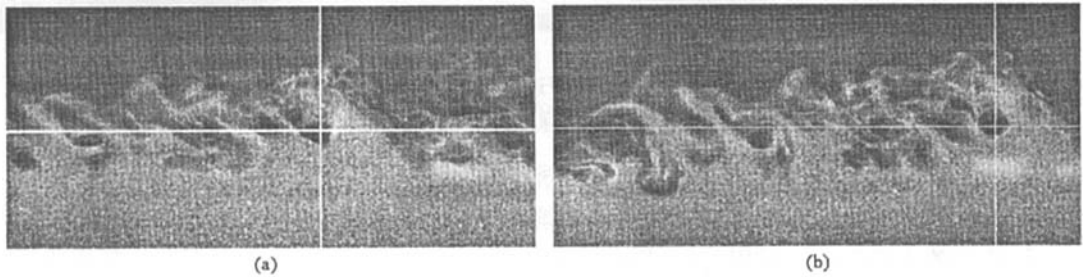


图 2 基于 NPLS 图像的大涡运动速度计算

Fig. 2 Computation of large vortex velocity based on NPLS image

### 3 小激波结构

根据前面所述的计算方法,针对观察到小激波结构的实验状态计算了相应的对流马赫数。图 3 所示对流马赫数为 1.24 的超声速湍流混合层流场中的小激波结构,图 3(a)(b)的时间间隔为  $11\mu\text{s}$ 。按照对流马赫数的定义可知,只有在对流马赫数接近或大于 1 时才可能出现大涡诱导的小激波,所以大量的实验和数值模拟都比较关注对流马赫数 0.8 以上的混合层中的小激波结构,而且在对流马赫数小于 0.8 时很多实验和计算都观察不到小激波的产生。根据前面提出的马赫数计算方法可得,本实验的对流马赫数为 1.24,从理论上讲应该存在大涡诱导的小激波结构,图 3 中所示的清晰的界面到底是不是激波?如果是,它是不是大涡所诱导产生的?因为 NPLS 图案中只有激波与混合界面会对应比较清晰的曲线,膨胀波不会有如此尖锐的界面,因此第一个问题的答案是肯定的。对于第二个问题,因为间隔  $11\mu\text{s}$  的两幅图案中,激波是随着混合层一起向下运动的,但是运动速度要慢于大涡,这是符合运动激波理论的,因为激波确实应该向远离障碍物的方向传播,同时也说明该激波并不是从上壁面反射下来而是混合层内部大涡诱导产生的。

经过对同一流场条件下的大量实验数据(5000 多幅 NPLS 图像)分析表明,图 3 所示的小激波结构并不是偶然产生的,凡存在小激波实验中,对流马赫数均大于 1,但由于大涡运动速度并不是固定的,相应的对流马赫数也是有所变化的。因此,从 NPLS 图像分析小激波的成因可以省去不必要的假设,所得到的结论也更具有说服力。

### 4 结论

以 NPLS 实验技术为基础研究了超声速湍流混合层中的小激波的产生与发展。为了精确求解湍流流场中的大涡运动速度,给出了精确定位 NPLS 图像中大涡的方法,以该方法为基础计算了大量存在小激波图案的 NPLS 图像,结果表明小激波现象不是偶然发生的,在对流马赫数大于 1 的超声速混合层流场中,小激波总是随着大涡一起运动且速度略小于大涡。对小激波现象的深入研究需要可靠的流动显示手段和实验装置,目前看来 NPLS 实验技术完全能够胜任小激波的研究工作,但实验装置还有待改

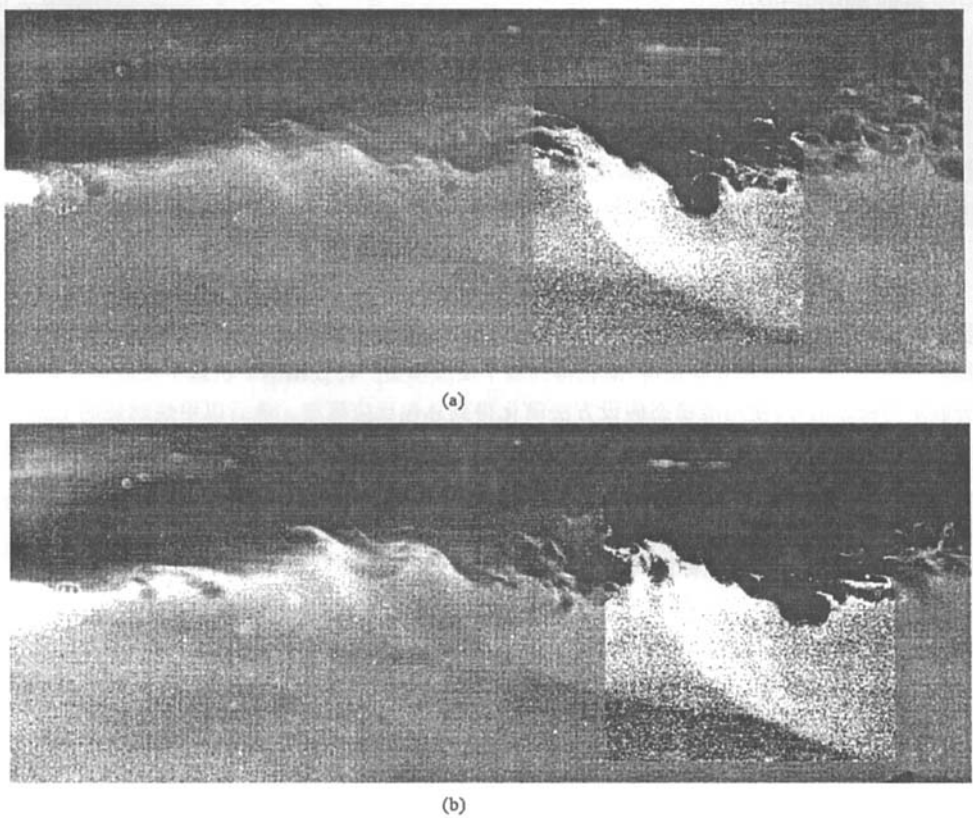
图3 间隔  $11\mu\text{s}$  的小激波结构

Fig.3 The shocklet structure at interval of 13 microseconds

进,以便于从多个角度研究小激波的运动规律,进而为超音速燃烧和气动光学等工程应用提供可靠的理论与实验基础。

### 参考文献:

- [1] Rossmann T. An Experimental Investigation of High Compressibility Mixing Layers[R]. Technical Report TSD-138, 2001.
- [2] 刘陵. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1993.
- [3] 易仕和, 侯中喜, 赵玉新. 超声速自由涡流气动窗口及其光学质量研究[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 2005.
- [4] Bhowmik A, Yang T T, Jones K. Optical Phase Distribution and Beam Quality in a High-power Chemical Oxygen-iodine Laser[R]. CA 91307-7922, 1991.
- [5] Kourta A, Sauvage R. Computation of Supersonic Mixing Layers[J]. Physics of Fluids, 2002, 14.



