

## 激波与层流/湍流边界层相互作用实验研究\*

全鹏程 易仕和<sup>†</sup> 武宇 朱杨柱 陈植

(国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

(2013年11月26日收到; 2014年1月24日收到修改稿)

在超声速风洞中, 分别对层流和湍流来流条件下的边界层和斜激波 (激波强度足以引起流动分离) 相互干扰进行了实验研究. 利用纳米粒子示踪平面激光散射 (NPLS) 技术获得了两种条件下流场的精细结构图像; 利用粒子图像测速 (PIV) 技术获得了两种条件下流场的速度场和涡量场; 综合运用 NPLS 结果和 PIV 结果对比分析了两种流动的瞬时流动结构和时间相关性. 实验结果表明: 层流边界层内的分离区呈现出狭长的条状, 而湍流边界层内分离区呈现出较规则的椭圆; 在入射激波上游距入射点较远的位置, 层流边界层外围拟序结构会诱导出一系列压缩波系, 进而汇聚成空间位置不稳定的诱导激波, 而湍流边界层则是在入射激波上游较近的地方直接形成较强且稳定的诱导激波; 在入射激波下游, 层流边界层内的膨胀区域较小且急促, 膨胀后产生的再附激波很弱, 而湍流边界层内的膨胀区域较大, 膨胀后产生的激波较强.

关键词: 激波边界层, 层流, 湍流, 流动分离

PACS: 47.40.Ki, 47.54.De, 47.80.Cb, 47.80.Jk

DOI: 10.7498/aps.63.084703

## 1 引言

自1939年Ferri在一个翼型的高速风洞实验中首先观察到激波边界层相互干扰 (shock wave/boundary layer interaction, SWBLI) 后, 关于SWBLI的研究已超过70年. 主要研究分为四个方面: 激波运动非定常性、热流预测、多重激波干扰以及流动控制<sup>[1,2]</sup>. 为了解释SWBLI现象的流动机理, 众多研究者采取了各种方法对该现象进行研究, 流动显示作为一种直观有效的实验手段, 在SWBLI现象尤其是关于非定常性研究方面获得了广泛使用. Smith等<sup>[3]</sup>通过瑞利散射技术对16°压缩拐角产生的SWBLI结构进行了研究, 实验结果发现湍流边界层内大尺度拟序结构对激波位置和形状必然有着某种影响, 但是由于图像分辨率较低并未给出具体的关系. Bueno利用PLS (planar laser scattering) 技术对马赫2湍流SWBLI结构的时间相关性进行了研究, 获得了相关时间为100  $\mu$ s

的流场的连续图像, 揭示了湍流边界层厚度和激波波足的低频运动存在着一定联系<sup>[4]</sup>. Do等<sup>[5]</sup>利用PLRS (planar laser Rayleigh scattering) 较为清楚地观察到SWBLI现象中斜激波、边界层和滑移线等流场结构. 纵观70多年的研究历史, 关于SWBLI的流动显示研究在时间和空间分辨率方面虽然一直有着提升, 但是为了更加深入研究激波低频运动的非定常性, 时空分辨率还有待进一步提高.

NPLS (nanoparticle-tracer based planar laser scattering) 技术是作者所在课题组自主开发的超声速/高超声速流场精细结构流动显示技术<sup>[6-9]</sup>, 其空间分辨率可达微米量级, 时间分辨率可达6 ns, 时间相关分辨率可达200 ns. 该技术在超声速混合层流动、超声速边界层转捩、后台阶绕流、压缩拐角等试验研究得到了成功应用<sup>[10-14]</sup>. 本文利用NPLS技术和粒子图像测速 (PIV) 技术对两种条件下SWBLI现象进行了实验研究, 并对实验结果进行了分析.

\* 国家自然科学基金 (批准号: 11172326, 11302256) 资助的课题.

<sup>†</sup> 通讯作者. E-mail: yishihe@nudt.edu.cn

## 2 测试装置与系统

利用NPLS技术,在流场中播撒名义粒径为10 nm的粒子,纳米粒子能良好跟随超声速流动,通过记录纳米粒子的散射光信息得到流场结构分布.

本文实验使用的风洞设计马赫数为3.4,来流总压为 $P_0 = 1 \text{ atm}$ ,总温 $T_0 = 300 \text{ K}$ ,实验段来流速度约为 $650 \text{ m/s}$  ( $U_\infty$ ).激波发生器倾斜角为 $12^\circ$ ,利用平板模型产生边界层:当模型置于均匀流场中央,模型上方是均匀稳定的超声速流动,流动附着在平板产生边界层可以视为层流边界层;而当模型置于喷管出口与喷管下壁面平齐的位置,由于风洞

上游的稳定段及喷管会产生边界层,并且由于其发展距离很长,在模型上方会自然形成充分发展的湍流边界层.

## 3 实验结果与分析

### 3.1 瞬时流动结构对比

为了研究方便,特征长度 $\delta$ 为充分发展湍流边界层厚度,取速度恢复到主流99%  $U_\infty$ 的厚度,根据未受扰动的湍流边界PIV测试结果, $\delta = 10.8 \text{ mm}$ .图1是激波分别与层流/湍流边界层相互干扰的瞬时流动结构,对比两组图像的不同之处可以得出边界层性质对SWBLI现象的影响.

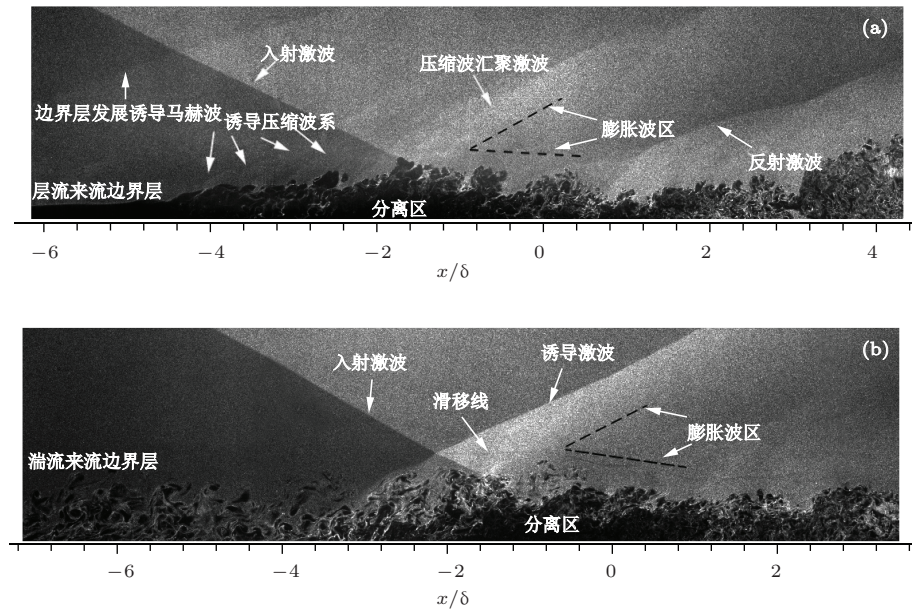


图1 激波与边界层相互干扰瞬时流场结构 (a) 来流边界层为层流; (b) 来流边界层为湍流

在入射激波之前,层流边界层逐渐失稳,转换形成的大尺度拟序结构会诱导形成一系列的压缩波系,压缩波系穿过入射激波后汇聚成的激波位置并不清楚,说明其强度较弱;而湍流边界层由于与主流的强烈脉动,边界层内的亚声速区域相对于层流边界层较小,逆压梯度向上游传播的范围会较小,边界层在斜激波入射点之前迅速增厚,形成的分离区域比较集中,对主流产生强烈的阻碍作用,所以会直接形成一道较强的诱导激波.分离区之后一定位置流动会再附,再附时流动方向的改变会形成反射激波,图1(a)中反射激波位置清晰,而图1(b)中反射激波几乎没有.为了定量地解释这

一现象,利用PIV瞬时速度场结果计算得到瞬时涡量场,然后将300组瞬时涡量场进行平均处理,利用最大涡量值归一化后得到如图2所示结果.

涡量值的改变取决于涡扩散矢量:

$$\nabla \times \mathbf{a} = \nabla \times \mathbf{f} + \nabla \mathbf{T} \times \nabla \mathbf{S} + \mathbf{v} \nabla^2 \omega,$$

在激波与边界层相互干扰区域涡量生成主要来源于斜压项,其又可以表达为

$$\nabla \mathbf{T} \times \nabla \mathbf{S} = -\nabla \left( \frac{1}{\rho} \right) \times \nabla p.$$

边界层内部由于密度梯度是沿竖直方向,而由激波入射带来的压力梯度是沿流向,二者方向不平行使得 $\nabla \left( \frac{1}{\rho} \right) \times \nabla p$ 不为零,从而使得涡扩散矢量不为

零, 进而改变该区域的涡量值.

从涡量云图可以看出, 层流边界层内大于  $0.7\omega_{\max}$  的高涡量分布主要在  $-4.5\delta-0.4\delta$  之间, 而湍流边界层内的高涡量则是分布在  $-3.6\delta-3.2\delta$  之间. 以激波在边界层顶端的入射点  $P$  和  $P'$  为界, 分别将高涡量分布区分为前后两个椭圆形区域, 前半部分对应着由激波入射引起的压缩区域, 层流对应压缩区域范围较大, 在这个区域形成一系列的压缩波系, 而湍流边界层对应形成的压缩区域较小, 在这个区域压缩波直接汇聚成斜激波. 后半部分对应着过激波入射点之后的膨胀区域, 层流边界层对应的膨胀区域较小, 加速作用不明显, 并且由于膨胀作用在较小的范围内完成, 过膨胀区之后速度方向偏离主流方向较大, 使得再附过程中速度方向改变较大, 再附形成反射激波比较明显; 而湍流边界层膨胀区域较大, 加速作用要大于层流边界层, 在经过一个较大范围的膨胀区域之后, 速度方向与主流方向相差较小, 因此再附形成激波会很弱.

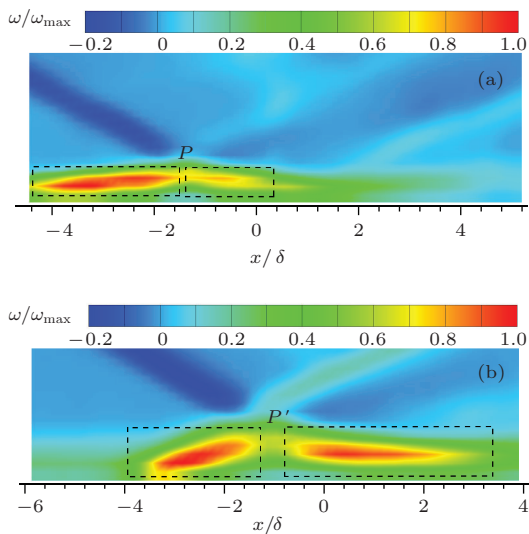


图2 (网刊彩色) 激波与边界层干扰涡量场 (a) 来流边界层为层流; (b) 来流边界层为湍流

### 3.2 时间相关性分析对比

图3是激波和层流/湍流边界层相互干扰的时间相关NPLS图像序列, 相关时间为  $5\ \mu\text{s}$ , 分别选取流场三个不同位置典型的流动结构进行分析如下.

由图3可见,  $A$  和  $A'$  位于入射激波上游,  $A$  处于层流边界层向湍流转捩的过程中, 该结构水平方向平均运动速度约为  $621\ \text{m/s}$ ,  $A'$  涡结构处于充分

发展湍流边界层与主流交界的位置, 旋转和变形都很微弱, 这说明相比层流边界, 层湍流边界层抵抗变形能力要强得多, 其水平方向平均运动速度约为  $648\ \text{m/s}$ , 与主流速度基本一致.

$B$  和  $B'$  为已经受到激波影响的结构,  $B$  为层流边界层经过入射激波之后的涡结构, 水平方向平均运动速度为  $538\ \text{m/s}$ , 涡结构过分离区之后开始向壁面顺时针旋转并再附.  $B'$  结构在  $5\ \mu\text{s}$  间隔内从诱导激波之前运动到诱导激波之后, 水平运动平均速度为  $564\ \text{m/s}$ , 虽然在入射激波之前湍流边界层各个涡结构的变形很小, 但是由于诱导激波对涡结构的作用会远远强于层流边界层诱导压缩波系的作用,  $B'$  结构在垂直于诱导激波方向被强烈地压缩.

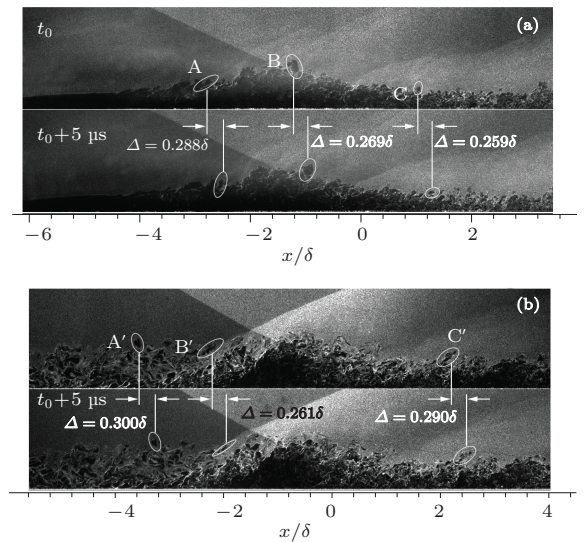


图3 激波与边界层干扰的时间相关图像 (a) 来流边界层为层流; (b) 来流边界层为湍流

$C$  和  $C'$  结构则是位于过分离区膨胀再附后的位置,  $C$  位置边界层已经由层流完全发展为湍流, 所以其运动规律和  $C'$  类似, 都是位于湍流边界层和主流交界的位置, 旋转变形较小,  $C$  结构在经过入射激波和诱导压缩波系之后, 速度已经被减小, 虽然过膨胀区速度会有一定上升, 但是由于膨胀区域较小, 加速作用不明显, 所以经过再附激波之后  $C$  结构的运动速度会进一步减小到  $518\ \text{m/s}$ . 而湍流边界层由于分离区集中在水平方向一个很小的区域, 分离泡的高度较层流边界层较大, 过分离泡之后的膨胀加速作用相对层流边界层就较强, 并且再附激波较弱, 所以  $C'$  结构水平方向速度达到了  $627\ \text{m/s}$ .

## 4 结 论

本文利用NPLS技术和PIV技术对层流和湍流SWBLI现象进行了对比研究: 通过NPLS技术得到了高空间分辨率的流场瞬时图像和高时间分辨率的时间相关图像, 清晰地展现了流场中激波、边界层、膨胀波、流向涡等结构及其时间发展特性; 通过PIV计算结果得到流场平均涡量场, 阐释了SWBLI现象中涡分布与压力梯度分布的关系.

本文实验在NPLS技术的基础上获得了70多年以来SWBLI现象最精细的流场结构, 对SWBLI流动机理和非定常性的研究具有重要意义. 通过对比层流和湍流SWBLI现象, 发现两种条件下诱导激波、反射激波以及分离区差别很大, 为实际工程应用提供了重要实验和理论指导. 当然, 时间相关性还可以进行更深入的研究, 结合高频压力测量结果, 利用现代多腔激光器技术获得多组时间相关的NPLS图像, 可以观测到短时间内激波的连续变化, 从而可以为激波的非定常运动研究提供清晰可靠的实验数据.

## 参考文献

[1] Dolling D S 2000 *AIAA Paper* 2000-2596

- [2] Gaitonde D V 2013 *AIAA Paper* 2013-2607
- [3] Smith D R, Poggie J, Konrad W, Smits A J 1991 *AIAA Paper* 1991-0651
- [4] Bueno P C, Ganapathisubramani B, Clemens N T, Dolling D S 2005 *AIAA Paper* 2005-441
- [5] Do H, Im S, Mungal M G, Cappelli M A 2011 *Exp. Fluids* **50** 1651
- [6] Yi S H, He L, Tian L F, Zhao Y X 2010 *Proceedings of the 14th Chinese National Symposium on Shock Waves* Huangshan, China, July 14-16 2010 p29
- [7] Zhao Y X, Yi S H, Tian L F, Cheng Z Y 2009 *Sci. China E: Tech. Sci.* **52** 3640
- [8] Yi S H, Tian L F, Zhao Y X, He L 2011 *Adv. Mech.* **41** 379 (in Chinese)[易仕和, 田立丰, 赵玉新, 何霖 2011 力学进展 **41** 379]
- [9] Zhao Y X, Yi S H, He L, Cheng Z Y, Tian L F 2007 *Chin. Sci. Bull.* **52** 1297
- [10] Chen Z, Yi S H, He L, Tian L F, Zhu Y Z 2012 *Chin. Sci. Bull.* **57** 584
- [11] Zhu Y Z, Yi S H, He L, Tian L F, Zhou Y W 2013 *Chin. Phys. B* **22** 014702
- [12] Zhang Q H, Yi S H, Zhu Y Z, Chen Z, Wu Y 2013 *Chin. Phys. Lett.* **30** 044701
- [13] He L, Yi S H, Tian L F, Chen Z, Zhu Y Z 2013 *Chin. Phys. B* **22** 24704
- [14] Wu Y, Yi S H, Chen Z, Zhang Q H, Gang D D 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 184702 (in Chinese)[武宇, 易仕和, 陈植, 张庆虎, 冈敦殿 2013 物理学报 **62** 184702]

# Experimental investigation of interactions between laminar or turbulent boundary layer and shock wave\*

Quan Peng-Cheng Yi Shi-He<sup>†</sup> Wu Yu Zhu Yang-Zhu Chen Zhi

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

( Received 26 November 2013; revised manuscript received 24 January 2014 )

## Abstract

Investigation on the interactions between laminar or turbulent layer and shock wave is performed in a Mach 3.4 supersonic wind tunnel, based on nanoparticle-tracer based planar laser scattering (NPLS) system and supersonic particle image velocimetry (PIV) system. The model geometry in this experiment is composed of two flats with different positions in the test section which can provide the flat with different kinds of boundary layer, and a shock wave generator—a 12° wedge. Boundary layer separation/attachment, induced suppression waves, induced shock wave and expansion fan were clearly presented by NPLS images, velocity field and vorticity field were given by PIV results. Instantaneous flow structures and temporal evolution of two different flow conditions were analysed and compared according to both NPLS and PIV results. The experimental results show that: the separation zone in the turbulent boundary layer is long and narrow, but it's quite different in the turbulent boundary layer where it is oval-shaped; upstream of the oblique shock wave, a serious of suppression waves can be observed outside of the laminar boundary layer and they will focus into a unsteady induced shock wave, but in contrast, only a focused shock wave can be found outside of the turbulent boundary layer and it's quite stable; the expansion fan downstream of the oblique shock wave is small in the laminar boundary layer, leading to a sufficient acceleration of the flow, and the attachment shock wave behind the expansion fan is extremely weak, however it is a totally different condition in the turbulent boundary layer with a wide expansion fan and a strong attachment shock wave.

**Keywords:** shock wave-boundary layer, laminar flow, turbulent flow, flow separation

**PACS:** 47.40.Ki, 47.54.De, 47.80.Cb, 47.80.Jk

**DOI:** [10.7498/aps.63.084703](https://doi.org/10.7498/aps.63.084703)

---

\* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant Nos. 11172326, 11302256).

† Corresponding author. E-mail: [yishihe@nudt.edu.cn](mailto:yishihe@nudt.edu.cn)