

# 超声速半球绕流实验研究

王登攀<sup>①</sup>, 赵玉新<sup>①\*</sup>, 夏智勋<sup>①</sup>, 王清华<sup>②</sup>, 黄利亚<sup>③</sup>

① 国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073;

② 第二炮兵装备研究院第三研究所, 北京 100085;

③ 国防科学技术大学航天与材料工程学院, 长沙 410073

\* 联系人, E-mail: zyx\_nudt@yahoo.com.cn

2011-12-26 收稿, 2012-03-05 接受

国家自然科学基金(11072264)资助

**摘要** 基于 NPLS 技术, 在超声速静风洞中对超声速半球绕流流场进行了实验研究, 观察到了三维弓形激波及其与边界层相互作用所诱导的转捩/分离区, 再现了超声速半球绕流流场的复杂结构. 根据所得 NPLS 图像的时间相关性, 分析了绕流流场结构的时空演化特征, 得到了大尺度涡结构在流向和展向的运动特征, 并且观察到了明显的周期性和相似的几何结构特征.

**关键词**

NPLS

激波

超声速半球绕流

流动显示

在超声速或高超声速飞行器表面及流道内安装突起部件, 改变局部流场结构, 实现流动控制是当前超声速流动研究的热点和难点. 超声速平板边界层及其与附壁半球的相互干扰具有广泛的应用背景和重要的科学意义, 半球与超声速来流的相互作用, 产生三维脱体激波、上游分离区、壁面三维拓扑结构、下游回流区、再附激波、尾迹以及可能存在的流向涡等. 这些复杂流场结构体现了典型的壁面突起物绕流特征, 因此可作为壁面突起物绕流的典型机理研究模型, 以之考察若干至今存在争议的基本问题, 如三维曲面激波与边界层的相互作用, 横向压力梯度对壁面流谱的影响, 超声速涡结构及其诱导激波结构的动力学特性等.

遗憾的是, 由于受到可压缩性、湍流、大尺度结构、激波、滑移线等强间断和强扩散因素影响, 超声速半球绕流流场精细结构的高分辨率数值模拟和测量十分困难. Hawthorne 和 Martin<sup>[1]</sup>在 1955 年采用计算方法对安装于平板上的半球模型进行了研究; 张瑜<sup>[2]</sup>对外部和内部流动中激波与边界层干扰问题进行了研究, 并给出了不同实验模型的典型流谱照片, 其中包括球体模型流谱照片. 此外, 国内外一些研究

机构分别采用实验和数值方法对此类典型的绕流流场进行了研究, 包括圆柱绕流<sup>[3-11]</sup>、凸台绕流<sup>[5,6]</sup>、钝舵绕流<sup>[5,12]</sup>、楔形物和后向台阶流动<sup>[13]</sup>及圆锥绕流<sup>[14,15]</sup>等, 研究分析了相应绕流流场的三维结构、激波/边界层干扰、边界层分离等问题; Korkegi<sup>[16,17]</sup>和 Sedney<sup>[18,19]</sup>分别对高台和低台绕流实验研究进行了总结和分析. Panov 和 Shvets<sup>[20]</sup>通过分析激波/湍流边界层相互作用实验数据, 给出了来流马赫数与激波导致边界层分离的临界压力下降之间的经验关系.

近年来, 国防科学技术大学在超声速流场测试方面开发了基于纳米粒子的平面激光散射技术(NPLS), 并将其应用于超声速混合层<sup>[21-24]</sup>、边界层<sup>[25]</sup>、飞行器绕流、气动光学<sup>[26,27]</sup>等方面, 获得了大量的实验数据, 取得了一定的进展. 本文利用 NPLS 技术的高分辨率流动显示能力, 结合数值模拟技术, 深入研究了超声速半球绕流流场的精细结构及演化特性.

## 1 实验系统

### 1.1 超声速静风洞

本文实验全部在国防科学技术大学 KD-2 超声速

静风洞中进行. 风洞主要由上游过渡段、稳定段、一体化喷管/实验段、扩张段和下游真空罐系统组成. 该风洞与下吹式风洞相比, 具有气流总压较低和实验段 Reynolds 数较小的特点, 喷管出口为层流流态. 实验段四壁均开有大尺寸的观测窗口, 可以进行全方位的光学观测, 并保证两个侧壁均在上下观察窗的可视范围之内. 风洞实验段尺寸设定为 200 mm×200 mm×400 mm(截面 200 mm×200 mm, 实验段观察窗长度 400 mm), 在条件允许范围内保证实验段的足够宽度(保证侧壁反射波不影响实验段流场), 有效降低侧壁效应对主流的干扰. 风洞校测的马赫数为 2.68, 来流总压 1 atm (1 atm=1.013×10<sup>5</sup> Pa), 总温 300 K. 图 1 所示为实验设备图及示意图.

### 1.2 NPLS 系统

本文采用 Zhao 等人<sup>[28]</sup>开发的 NPLS 技术(系统组成示意图如图 2 所示), 对超声速半球绕流密度场进行高时空分辨率测量, 该技术具有良好跟随性和高时空分辨率的特点, 克服了超声速流场测量时难以解决的粒子跟随性问题, 也使得超声速流动成像的信噪比相对于其他现代流动成像技术得到大大提高.

NPLS 系统采用双腔 Nd:YAG 激光器作为照明光源, 经过导光臂和片光源系统, 产生照明流场的脉冲片光源. 输出波长 532 nm, 光强 350 mJ, 脉宽 6 ns, 由于有滤光装置, 相机的实际曝光时间和激光脉冲相同, 均为纳秒量级, 所拍摄的流场是瞬态超声速流场结构, 超声速流场本身可以看成是冻结的. 成像器件是美国 IMPERX-11M 数字相机, 配备 NIKON-105 mm 微距镜头, CCD 分辨率为 4096 像素×2600 像素, 镜头放大率最大可达 1:1. 通过外部触发捕捉两帧图像, 同时捕捉到的一系列图像数据通过图像采集板实时地传输到计算机内存中. 触发信号由同步控制器提供, 从而保持与脉冲激光器的完全同步. 纳米粒子示踪是 NPLS 技术的核心, 本文使用的是国防科学技术大学自行研制的 KD-5 纳米粒子发生器, 校准实验表明, 该粒子发生器生成的纳米粒子平均直径为 45 nm, 具有良好的跟随性, 流场内速度和密度变化会直接影响纳米粒子的浓度变化, 进而产生粒子图像的光强变化.

### 1.3 实验模型

超声速层流半球绕流流动实验模型由玻璃平板

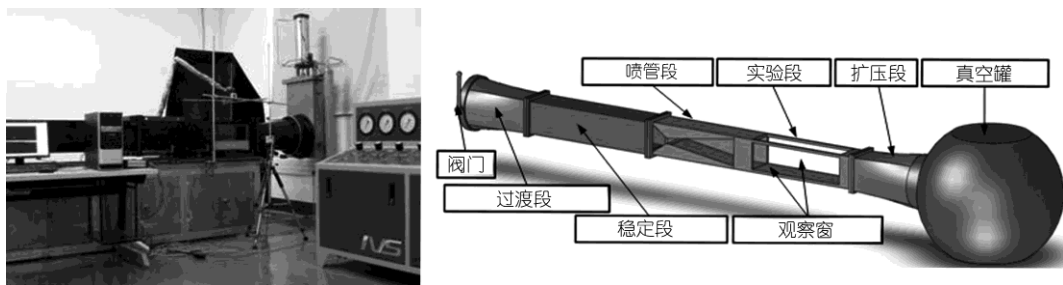


图 1 实验系统图及其示意图

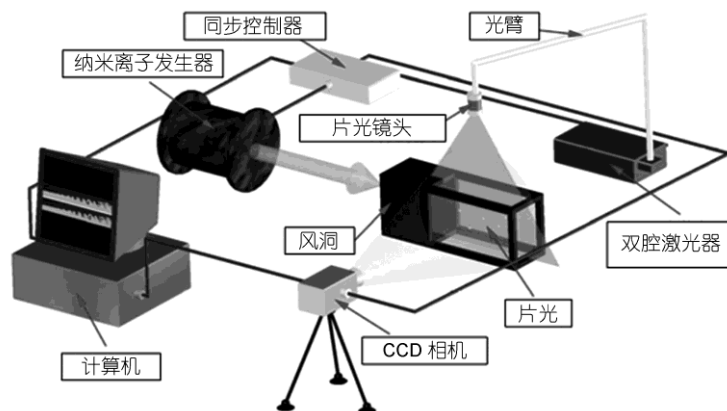


图 2 纳米平面激光成像系统组成示意图

和半球体构成, 玻璃平板与来流平行, 半球体安装于玻璃平板前端中心位置. 模型玻璃平板和半球的尺寸分别为: 玻璃平板为 500 mm(长)×196 mm(宽); 半球的半径  $R=10$  mm, 平板前缘距半球球心距离  $L=132$  mm; 实验段模型与坐标系如图 3 和 4 所示, 坐标原点取为半球的球心,  $x$  方向代表流向,  $y$  方向代表展向,  $z$  方向代表垂直方向(流场质点距玻璃平面的高度), 实验段示意图如图 4 所示;  $R/\delta=2.5$ ,  $\delta$  为半球安装位置对应的边界层厚度.

在本文 NPLS 系统实验中, 平面激光分别从上方观察窗和侧壁观察窗法向方向照射流场, 相机分别垂直于片光观测流场, 拍摄流向与展向流场示意图分别如图 5 和 6 所示.

## 2 超声速层流半球绕流波系结构

图 7(a)和(b)为不同片光位置所得到的超声速层流半球绕流流场  $x-y$  和  $x-z$  平面的 NPLS 图像. 对比观察  $x-y$  和  $x-z$  面的 NPLS 图像可清晰看出, 超声速层流场绕过玻璃平板上的半球体, 在半球体上游

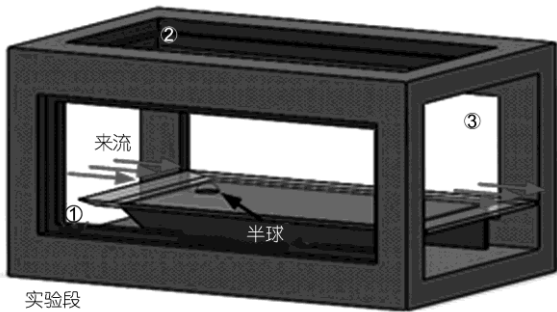


图 3 实验段示意图  
①②③分别代表观察窗

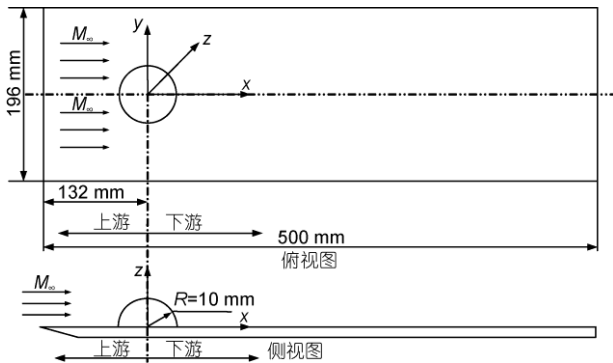


图 4 模型与坐标系示意图

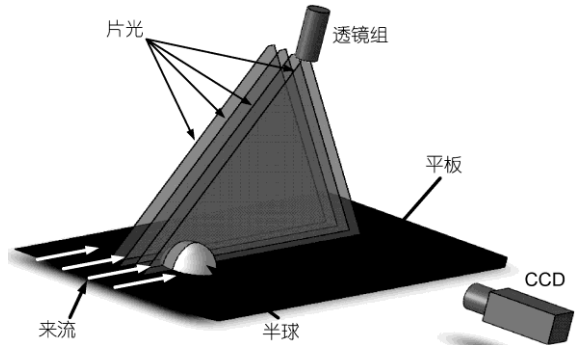


图 5 流向( $x-z$ 平面)流场系统布置示意图

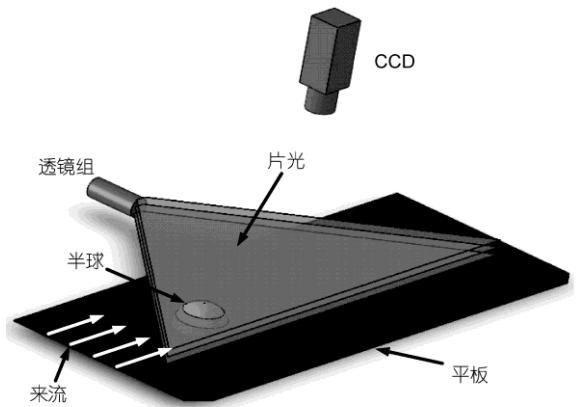


图 6 展向( $x-y$ 平面)流场系统布置示意图

形成较强的三维弓形脱体激波. 来流通过脱体激波引起压力、密度和温度的剧烈变化, 压力突升形成逆压梯度, 并促使波后高压通过边界层的亚声速区传至上游, 使上游压力升高, 在弓形激波上游引起边界层变厚和转捩, 图 7(b)中④⑥分别为上游边界层变厚、转捩引起的诱导激波和弓形转捩/分离区. 由于在边界层中, 壁面附近为亚声速区, 而激波又只能存在于超声速气流中, 所以外流所产生的激波不能一直入射到壁面, 该现象由图 7(a)得以清晰显示.

超声速气流绕过半球后, 在下游形成复杂的波系结构. 对比分析不同片光位置所得到的  $x-y$  和  $x-z$  面的 NPLS 图像, 可以看出再附激波(图 7 中②)的起始位置在不断变化. 片光位置由  $y=0$  到  $y=10$  mm, 再附激波在  $z$  方向起始高度( $z$  向高度)逐渐降低, 而在  $x$  方向起始距离( $x$  向距离)先增大后减小.

由图 7 的 NPLS 图像可以看出, 在片光平面为  $y=0$  和 5 mm 及  $z=2, 5$  和 8 mm 时, 在半球下游流场出现大尺度湍流涡结构, 靠近半球体的涡结构附近出现弧形小激波, 弧形小激波的强度随涡向下游运动

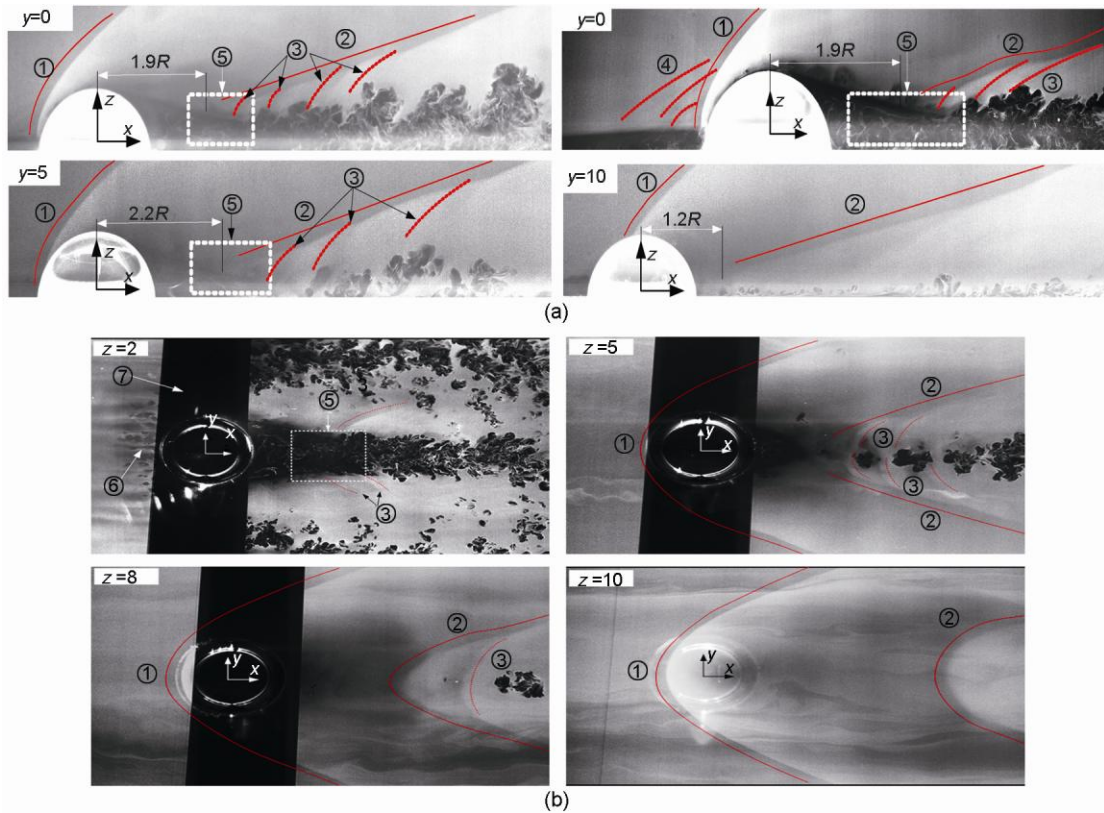


图7 不同片光位置超声速层流半球绕流流场  $x$ - $y$  和  $x$ - $z$  平面 NPLS 图像

(a) 不同片光位置  $x$ - $z$  平面流场 NPLS 图像( $y$  值代表片光面位置, 单位为 mm; 图像不具有时间相关性); (b) 不同片光位置  $x$ - $y$  平面流场 NPLS 图像( $z$  值代表片光平面位置, 单位为 mm, 展向图像对应实际流场宽度为 62 mm、长度为 98 mm, 空间分辨率均为 0.03 mm/pixel, 图左端距离玻璃平板前缘均为 103 mm). ① 超声速层流流场绕过半球体所形成的三维脱体弓形激波; ② 再附激波; ③ 半球下游流场所形成的小激波结构; ④ 三维弓形激波与边界层相互作用引起的诱导激波; ⑤ 超声速半球绕流尾流颈; ⑥ 激波/边界层相互作用引起的弓形转捩区; ⑦ 遮光带

而逐渐变弱并消失, 图7中③为在半球体下游流场所形成的小激波结构. 通过分析大量 NPLS 实验图像发现, 半球体及其前缘和下游产生较强的激波及膨胀波, 形成较大的压差, 同时在气流本身流向速度的作用下, 形成尾涡, 随着半球体周围气流在其下游的不断脱落, 并持续地被卷入不断演化的大尺度涡中, 在涡不断脱落和被卷入的过程中, 边界层中的低速流体也被不断地卷入到高速主流, 形成比当地流体速度低的涡结构, 这样当地流体的流动将受到大尺度涡结构的阻碍, 从而产生不断演化的小激波结构, 随着涡结构不断被加速, 其与主流之间的相对速度逐渐减小, 即大尺度涡运动的速度逐渐接近主流运动的速度, 从而使小激波的强度逐渐减弱并消失.

### 3 超声速层流半球绕流涡结构

图8(a)和(b)所示为超声速层流流场半球绕流  $x$ - $z$

和  $x$ - $y$  平面 NPLS 图像,  $x$ - $z$  面的片光所在平面为  $y=0$ ,  $x$ - $y$  面片光所在平面为  $z=2$  mm. 由图可以看出, 半球绕流下游存在大量的大尺度拟序涡结构, 各图的主流区与半球体下游大尺度拟序结构之间具有清晰的明暗分界线. 图中半球后缘近壁面区域的灰度值与其他流场区域之间的灰度值差别较大, 主要原因在于该区域流场为低压、低密度区, 流场密度越低对应的纳米粒子浓度越低, 相应的散射光强度也越弱.

从图8(a)可以看出, 涡卷起之后的大尺度涡结构展现出周期性、相似性的几何结构特征, 时间间隔为  $15 \mu\text{s}$  时, 大尺度涡结构在  $x$  向有明显位移, 但其形状并没有明显变化, 由此也可以说明超声速层流半球绕流流场中的涡结构在流向具有快运动、慢变化的特征. 根据互相关算法<sup>[29]</sup>, 可测得涡结构沿  $x$  方向的位移(7.4 mm, 8.3 mm 和 8.9 mm). 从下游特征涡结构在  $x$  方向的位移可以看出, 在  $15 \mu\text{s}$  的时间间隔里, 半球

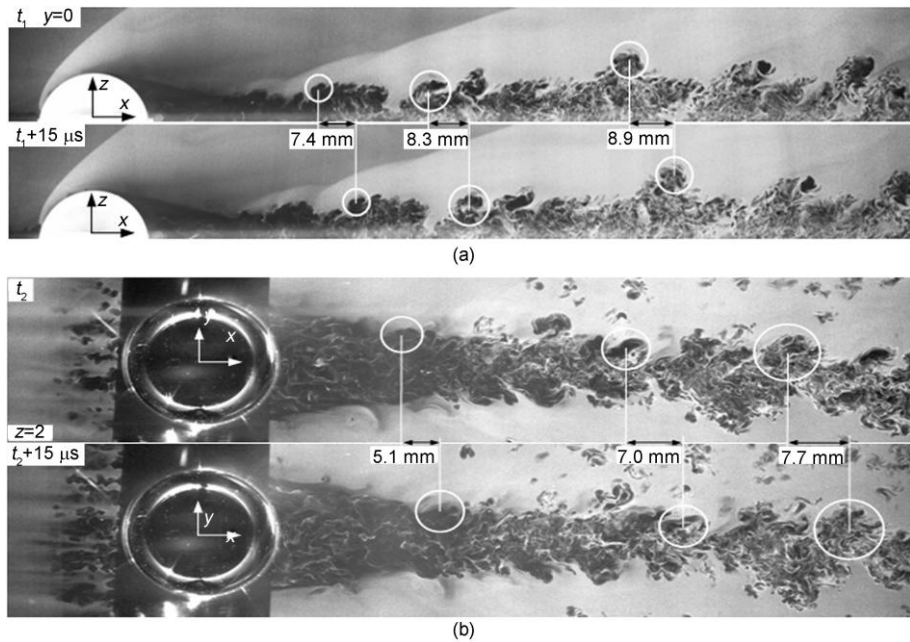


图 8 超声速层流半球绕流流场  $x$ - $y$  和  $x$ - $z$  平面 NPLS 图像(跨帧时间为  $15 \mu\text{s}$ )

(a) 绕流流场  $x$ - $z$ ( $y=0$ )面的 NPLS 图像(图像对应实际流场长度  $190 \text{ mm}$ 、高度  $23 \text{ mm}$ ，空间分辨率  $0.0475 \text{ mm/pixel}$ ，左端距平板前缘  $132 \text{ mm}$ )；  
 (b) 绕流流场  $x$ - $y$ ( $z=2 \text{ mm}$ )面的 NPLS 图像(图像对应实际流场长  $120 \text{ mm}$ ，宽度  $30 \text{ mm}$ ，空间分辨率  $0.03 \text{ mm/pixel}$ ，左端距平板前缘  $132 \text{ mm}$ )

绕流下游涡结构沿  $x$  方向的位移逐渐增大，由此可以判断，高速流不断与低速流进行能量、动量和质量交换，沿  $x$  方向不断加速涡结构。

由图 8(b)可知，在  $15 \mu\text{s}$  的时间间隔内，大涡结构的细节已出现明显变化，但仍能清晰分辨出涡结构位置的时间演化特征，说明  $x$ - $y$  平面涡结构具有周期性的、相似的几何结构特征，将其与  $x$ - $z$  面涡相比，其形状变化更快、更明显，具有快运动、快变化的特点。根据互相关算法，测得涡结构沿  $x$  方向的位移分别为  $5.1 \text{ mm}$ ， $7.0 \text{ mm}$  和  $7.7 \text{ mm}$ ，涡结构沿  $x$  方向的位移逐渐增大，可判断  $x$ - $y$  面的涡结构沿  $x$  方向不断被加速。

图 9(a)和(b)为超声速半球绕流  $x$ - $y$  和  $x$ - $z$  面的 NPLS 图和密度云图。从图中可以看出，三维弓形脱体激波与边界层相互作用，在半球前缘近壁面区域产生边界层转捩/分离，且转捩/分离区的涡结构沿  $x$  方向呈“带状”，与边界层自然转捩的“发卡涡”类似。由于半球前后缘近壁面区域流场结构变化比较快， $5 \mu\text{s}$  的时间间隔，两帧 NPLS 图像的时间相关性很差，通过文中的静态 NPLS 图已很难通过时间相关性来判断流场结构的演化特征。但通过连续放映一次采样(两帧)NPLS 近距离图像，可以看到在回流区下游出

现一个圆形膨胀区。为了进一步说明通过 NPLS 所观察到的现象，本文对相应流场区域进行了数值计算，如图 9(a2)和(b2)所示。由矢量图可以看出，在半球前缘近壁面流场产生顺时针旋转的转捩区，在半球后缘近壁面流场区产生顺时针旋转的回流区，在回流区下游出现类似“喷泉”的区域。

根据 NPLS 图像所显示的现象，结合数值计算结果，得到如下结论：在半球前缘近壁面流场内产生顺时针旋转的分离区；在半球后缘近壁面流场区产生顺时针旋转的回流区；在回流区下游出现膨胀区，类似“喷泉”，气流垂直纸面向外运动，并向四周扩散，有助于回流区的形成，该区域的形成主要是源于三维涡结构运动。

#### 4 结论

本文利用新近开发的高分辨率流动显示技术，获得了高时空分辨率的超声速层流半球绕流流场图像。分析表明，超声速层流半球绕流流场十分复杂，特别是在三维脱体激波与边界层的相互作用、下游回流区与尾迹诱导激波方面，具有极其复杂的空间结构和时间演化特性。由于某些特征无法通过实验辨

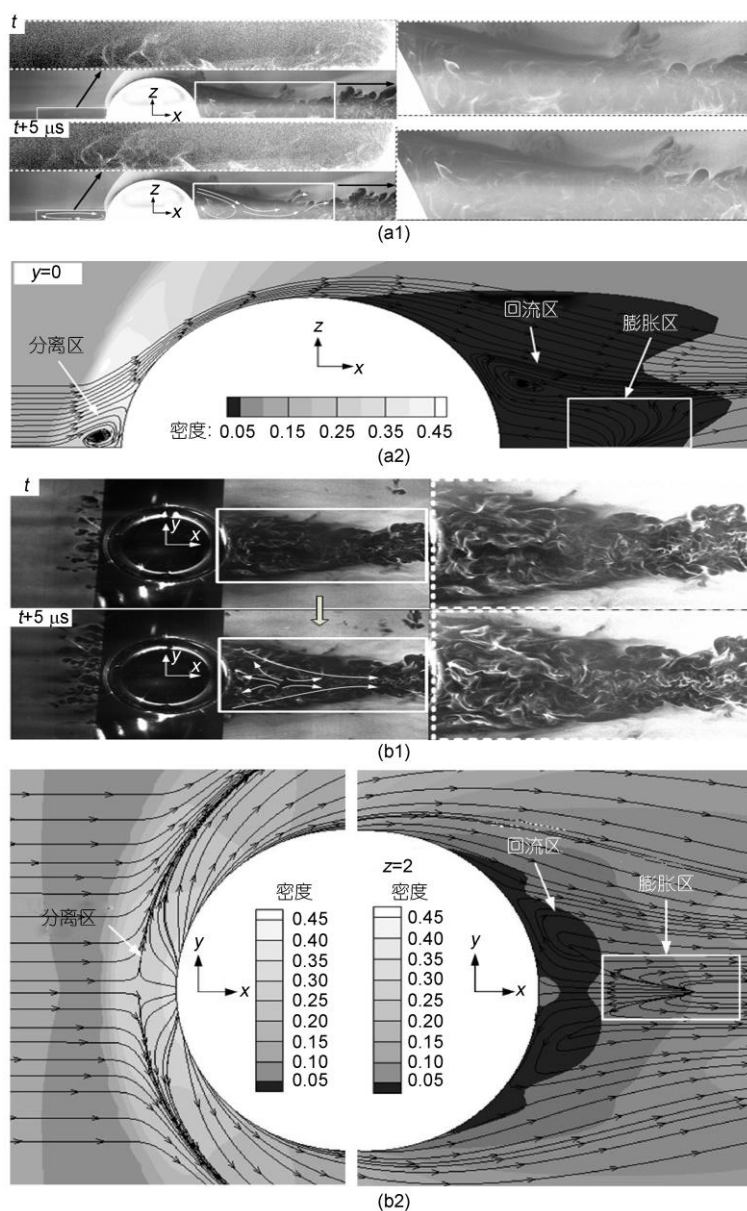


图9 半球绕流  $x$ - $y$  和  $x$ - $z$  面局部 NPLS 图像和密度云图(跨帧时间为  $5 \mu\text{s}$ , 虚框流场区域为相应实框流场区域的放大图)  
 (a)  $x$ - $z$  ( $y=0$ )面近距实验和数值模拟图; (b)  $x$ - $y$  ( $z=2 \text{ mm}$ )面近距实验和数值模拟图

识, 本文还结合数值模拟技术相互验证. 结果表明, 半球体上游流场, 产生很强的三维弓形脱体激波, 激波与边界层的相互作用导致三维高压区前传, 并诱导层流边界层失稳, 产生条状三维分离结构; 半球下

游流场, 形成三维再附激波, 在大尺度涡结构的上游段产生小激波结构, 在半球后缘近壁面流场区形成顺时针旋转的回流区, 且大尺度涡结构展现出周期性、相似的几何结构特征.

### 参考文献

1 Hawthorne W R, Martin M E. The effect of density gradient and shear on the flow over a hemisphere. Proc R Soc Lond A, 1955, 232: 184-195

- 2 张瑜. 膨胀波与激波. 北京: 北京大学出版社, 1983
- 3 Voitenko D M, Zubkov A I, Panov Y A. Supersonic gas flow past a cylindrical obstacle on a plate. *Fluid Dyn*, 1966, 1: 121–125
- 4 Özcan O, Holt M. Supersonic separated flow past a cylindrical obstacle on a flat plate. *AIAA J*, 1984, 22: 611–617
- 5 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动. 北京: 国防工业出版社, 2007
- 6 Settles G S, Teng H Y. Cylindrical and conical flow regimes of three-dimensional shock/boundary-layer interactions. *AIAA J*, 1984, 22: 194–200
- 7 Bashkin V A, Egorov I V, Egorova M V. Supersonic viscous perfect gas flow past a circular cylinder. *Fluid Dyn*, 1993, 28: 833–838
- 8 Bashkin V A, Egorov I V, Egorova M V, et al. Supersonic laminar-turbulent gas flow past a circular cylinder. *Fluid Dyn*, 2000, 35: 652–662
- 9 Bashkin V A, Egorov I V, Egorova M V, et al. Supersonic flow past a circular cylinder with an isothermal surface. *Fluid Dyn*, 2001, 36: 147–153
- 10 Bashkin V A, Vaganov A V, Egorov I V, et al. Comparison of calculated and experimental data on supersonic flow past a circular cylinder. *Fluid Dyn*, 2002, 37: 473–483
- 11 Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Effect of Mach number on transonic flow past a circular cylinder. *Chin Sci Bull*, 2009, 54: 1886–1893
- 12 Dolling D S, Bogdonoff S M. Blunt fin-induced shock wave/turbulent boundary-layer interaction. *AIAA J*, 1982, 20: 1674–1680
- 13 Zheltovodov A A. Properties of two- and three-dimensional separation flows at supersonic velocities. *Fluid Dyn*, 1979, 14: 357–364
- 14 Avduevskii V S, Medvedev K I. Study of laminar boundary layer separation on a cone at an angle of attack. *Fluid Dyn*, 1966, 1: 78–80
- 15 Avduevskii V S, Medvedev K I. Separation of a three-dimensional boundary layer. *Fluid Dyn*, 1966, 1: 11–15
- 16 Korkegi R H. Survey of viscous interactions associated with high Mach number flight. *AIAA J*, 1971, 9: 771–784
- 17 Korkegi R H. Effect of transition on three-dimensional shock wave/boundary-layer interaction. *AIAA J*, 1972, 10: 361–363
- 18 Sedney R. A survey of the effects of small protuberances on boundary-layer flows. *AIAA J*, 1973, 11: 782–792
- 19 Sedney R, Kitchens C W Jr. Separation ahead of protuberances in supersonic turbulent boundary layers. *AIAA J*, 1977, 15: 546–552
- 20 Panov Yu A, Shvets A I. Separation of a turbulent boundary layer in a supersonic flow. *Prikladnaya Mekhanika*, 1966, 2: 99–105
- 21 赵玉新. 超声速混合层时空结构的实验研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科技大学, 2008
- 22 Zhao Y X, Yi S H, He L. The fractal measurement of experimental images of supersonic turbulent mixing layer. *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2008, 52: 1134–1143
- 23 Yi S H, He L, Zhao Y X. A flow control study of a supersonic mixing layer via NPLS. *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2009, 52: 2001–2006
- 24 Zhao Y X, Yi S H, Tian L F. Multiresolution analysis of density fluctuation in supersonic mixing layer. *Sci China Tech Sci*, 2010, 53: 584–591
- 25 He L, Yi S H, Zhao Y X. Visualization of coherent structures in a supersonic flat-plate boundary layer. *Chin Sci Bull*, 2011, 56: 489–494
- 26 Yi S H, Tian L F, Zhao Y X. Aero-optical aberration measuring method based on NPLS and its application. *Chin Sci Bull*, 2010, 55: 3545–3549
- 27 Tian L F, Yi S H, Zhao Y X, et al. Aero-optical wavefront measurement technique based on BOS and its applications. *Chin Sci Bull*, 2011, 56: 2320–2326
- 28 Zhao Y X, Tian L F, Yi S H. Supersonic flow imaging via nanoparticles. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2009, 52: 3640–3648
- 29 范洁川. 近代流动显示技术. 北京: 国防工业出版社, 2002. 145–147