

高超声速平板边界层流动显示的试验研究

付佳 易仕和 王小虎 张庆虎 何霖

Experimental study on flow visualization of hypersonic flat plate boundary layer

Fu Jia Yi Shi-He Wang Xiao-Hu Zhang Qing-Hu He Lin

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 64, 014704 (2015) DOI: 10.7498/aps.64.014704

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.014704>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2015/V64/I1>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于流动显示的压缩拐角流动结构定量研究

Quantitative analysis of flow structures in compression ramp based on flow visualization

物理学报.2015, 64(1): 014703 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.014703>

基于 NPLS 的超声速后台阶流场精细结构及其非定常特性

Fine structures and the unsteadiness characteristics of supersonic flow over backward facing step via NPLS

物理学报.2014, 63(13): 134701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.134701>

激波与层流/湍流边界层相互作用实验研究

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

物理学报.2014, 63(8): 084703 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.084703>

超声速层流/湍流压缩拐角流动结构的实验研究

Experimental investigations on structures of supersonic laminar/turbulent flow over a compression ramp

物理学报.2013, 62(18): 184702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.184702>

矩形喷口欠膨胀超声速射流对撞的实验研究

An experimental study of rectangular under-expanded supersonic jets collision

物理学报.2013, 62(8): 084706 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.084706>

高超声速平板边界层流动显示的试验研究*

付佳 易仕和† 王小虎 张庆虎 何霖

(航天科学与工程学院, 国防科技大学, 长沙 410073)

(2014年6月12日收到; 2014年9月1日收到修改稿)

本文在高超声速脉冲式风洞内对基于纳米示踪的平面激光散射技术(nano-based planar laser scattering, NPLS)的应用进行了探索, 并在此基础上对平板边界层流动结构的精细测量进行了研究. 试验来流 $Ma = 7.3$, 总压 4.8 MPa, 总温 680 K. 通过时序的分析和调试, 对各分系统实现了高精度的同步控制; 定量的粒子注入及混合, 实现了粒子的均匀撒播, 对主流获得了均匀的显示效果; 对于边界层流动, 获得了精细的瞬态流动结构图像, 显示了层流到湍流的转捩过程, 并分析了其时空演化特性.

关键词: 高超声速, 平板边界层, 纳米粒子示踪技术, 流动显示**PACS:** 47.27.nb, 47.40.Ki, 47.80.Jk**DOI:** 10.7498/aps.64.014704

1 引言

湍流及其转捩问题是长久以来困扰研究者的经典问题, 平板作为一种最简单的模型, 开展相关研究无论在理论还是工程应用方面都有很大价值. 虽然低速条件下取得了丰富的研究成果, 但在高速流动中, 由于可压缩效应的存在, 边界层的特性发生了较大变化, 速度、温度、密度等变量存在较大的梯度和复杂的脉动, 增强了流动的非线性和随机性特征. 然而随着研究的深入人们发现湍流并非完全随机的, 拟序结构的发现^[1]为湍流机理的研究提供了一个可能, 但这一研究仍主要集中在不可压流动条件下^[2,3], 而在可压缩条件下, 湍流结构、特征尺度、间歇性及其转捩模式都有所不同, 因此仍需开展大量相关研究.

对于超声速平板边界层, 目前已有不少研究成果. 试验研究方面, Smits等^[4]对比研究了马赫数分别为0.1和2.9的边界层流动, 认为亚声速和超声速边界层存在根本的不同, 主要体现在流向尺度、大尺度结构的运动、形态及其切应力分布等方面. Smith等^[5,6]采用瑞利散射(Rayleigh scatter-

ing)技术对 $Ma = 2.5$ 边界层进行流动显示, 在流向平面观察到了大尺度结构, 以及伴随的亚尺度结构. 近年来, 随着直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)技术的发展, 其开始被广泛应用于超声速边界层流动的研究^[7-10].

对于高超声速平板边界层, Bamgartner等^[11]采用瑞利散射技术在马赫数为2.5和8的来流条件下开展了试验研究, 主要分析了雷诺数和马赫数对湍流边界层结构的影响, 认为影响湍流分型结构和间歇性的主要因素是雷诺数而非马赫数. 相对于较少的试验研究, 近年来主要研究工作集中在对DNS^[12,13]方法在高超声速边界层流动数值模拟的发展和應用方面.

高超声速边界层具有高雷诺数、高马赫数和强可压缩性特征, 因此对实验技术提出了较高的要求, 需要有较高的时空分辨率. 传统的纹影、阴影等光学测试技术由于其积分特性, 难以实现精细测量; 而新兴的FRS^[14,15], PLIF^[16,17]虽然分辨率较高, 但仍存在信噪比较低、校准方法复杂等缺陷. 而粒子示踪技术具有全场测量、信噪比较高的特点, 采用跟随性较好的纳米粒子示踪则能够实现精细结构的测量.

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

† 通信作者. E-mail: yishihe@nudt.edu.cn

NPLS技术是本课题组自主开发的流场精细测试技术. 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, 在超声速流场下的试验研究中取得了丰硕的成果^[18–23]. 而在本文试验中, 由于所用风洞为脉冲式风洞, 相对于常规超声速风洞, 其设计原理和结构不同, 而且运行时间较短, 在毫秒量级, 故试验设置有较大不同, 在该风洞内开展相关研究, 需要解决粒子的均匀投放和各试验系统的同步控制等问题. 这些问题对进一步利用NPLS技术开展更深入的理论和工程应用研究有重要意义. 因此, 本文对高超声速脉冲式风洞中NPLS技术的应用进行了研究, 对实现粒子的均匀投放和高精度同步控制进行了探索, 同时基于此对高超声速平板边界层流动进行了研究.

2 实验设备

2.1 KD-01高超声速炮风洞

试验在KD-01高超声速炮风洞(示意图见图1)中进行. 该风洞是一座轻活塞运行的脉冲式风洞, 由高压驱动段, 低压被驱动段, 喷管段, 实验段和真空罐构成. 整个风洞全长42 m, 其中高压驱动段长8 m, 低压被驱动段长12 m. 喉道可更换, 从而使风洞运行马赫数在一定范围内可调, 该风洞可调的名义马赫数为5到10. 喷管为轴对称喷管, 出口直径为 $\Phi 500$ mm. 风洞实物如图2所示, 近处

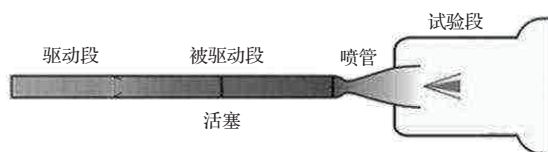


图1 KD-01高超声速炮风洞示意图



图2 (网刊彩色) KD-01高超声速炮风洞实物图

为风洞试验舱, 舱门上有两个圆形光学窗口可以进行试验观察和测量, 稍远处依次为喷管段、低压段和高压段.

2.2 试验参数

本文试验来流马赫数为 $Ma = 7.3$, 高压段初始压力 $P_4 = 8.4$ MPa, 低压段初始压力 $P_1 = 0.28$ MPa, 根据激波管理理论可由初始参数推算出来流参数. 但根据理论推算的结果与实际相比往往有一定的误差, 需要在试验过程中进行实时测量, 所以在低压段下游安装有两个间距为1 m的压电传感器, 用于测量风洞运行过程中的激波马赫数, 再由激波管理理论公式1计算总温

$$T_0 = \frac{1}{(\gamma + 1)^2 M_s^2} [2(\gamma - 1)M_s^2 - (\gamma - 3)] \times [(3\gamma - 1)M_s^2 - 2(\gamma - 1)], \quad (1)$$

其中 M_s 为实测激波马赫数, γ 为低压段气体初始条件下的比热比; 同时在低压段出口附近安装有两个频响为50 kHz的压力传感器, 用于监测实际的总压. 由此可得出详细的来流参数, 具体可见表1.

表1 风洞运行参数表

Ma_∞	T_0/K	P_0/MPa	Re_x/m^{-1}	$\Delta t/\text{ms}$
7.3	680	4.8	9.1×10^6	22

试验模型为平板模型, 材料为碳钢, 总长500 mm, 宽200 mm, 厚25 mm. 为避免产生较强波系, 平板前缘设计为向下 20° 倾角的斜劈.

3 应用于脉冲风洞的NPLS系统研究

NPLS系统示意图如图3所示, 主要包括行间传输型双曝光CCD相机、同步控制器、双腔Nd:YAG激光器及纳米粒子发生器等. CCD分辨率为 $2K \times 2K$, 输出图像灰度等级为4096; 同步

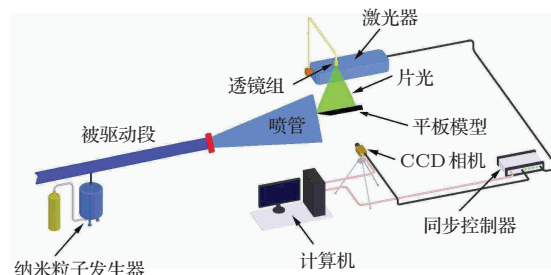


图3 (网刊彩色) NPLS系统示意图

控制器时间精度可达 0.25 ns, 能精确控制各分系统同步工作; 激光束波长 532 nm, 单脉冲时间 6 ns, 脉冲能量 350 mJ, 片光束腰处厚度小于 1 mm.

相比应用于连续式超声速风洞的 NPLS 系统, 高超声速脉冲风洞下的 NPLS 系统主要的不同之处在于粒子投放控制和测试系统的同步控制. 试验初步探索了 NPLS 系统在高超声速脉冲风洞下的粒子注入方法. 采用真空吸注法, 即试验前先向纳米粒子发生器中投放定量名义粒径为 50 nm 的纳米粒子, 然后把低压段抽真空, 通过低压段的负压及外接气瓶的恒定高压把纳米粒子吸入被驱动段, 同时通过监测低压段内气体压力来定量确定注入的粒子量. 适用于当前试验的粒子注入量需要通过多次试验调试来确定. 所采用的纳米粒子发生器示意图如图 4 所示, 在容器底部设置有一个风扇, 用于搅动所放入的纳米粒子, 使其扬起, 然后静置约 60 min, 使大粒子充分沉降至容器底部, 容器上部悬浮为粒径较小的粒子, 分别如图中深灰色和浅灰色区域所示. 完成粒子注入后再将低压段内气压充至设定值. 试验过程中低压段气体受到急剧的压缩, 并通过激波的作用, 使试验气体与纳米粒子充分混合, 从而保证试验段内粒子的均匀分布.

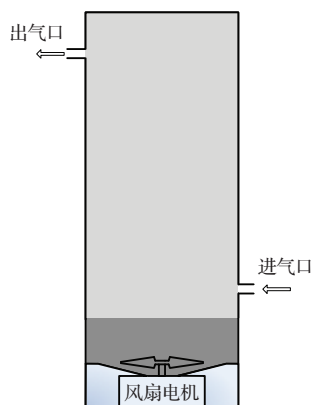


图4 纳米粒子发生器示意图

由于在脉冲风洞中试验时间较短, 在毫秒量级, 从流场开始建立, 到稳定, 再到试验结束, 仅有 30 ms 左右, 而流场保持稳定的时间更仅有 22 ms, 要保证所拍摄的流场是建立并稳定的流场, 就需要对激光器出光时间进行精确的同步控制. 试验采用位于被驱动段出口附近的总压传感器信号作为触发信号, 风洞启动后, 在被驱动段内形成向下游运动的激波; 激波运行到出口附近, 压力突增, 使

控制电路达到触发电平并向同步控制器发出触发信号, 由同步控制器在一定的延时后控制激光器和相机工作; 同时压力的突增和激波的作用使副膜破裂, 流场开始建立. 试验所用的总压传感器频响为 50 kHz, 数采系统采样频率 200 kHz; 通过前述的压电传感器实测的激波马赫数为 1.783, 而总压传感器的安装位置距副膜仅 40 mm, 因此触发信号的产生与副膜破裂的时间差在微秒量级, 远小于风洞运行时间, 可以忽略不计. 通过预先的总压校测发现, 对于 $Ma = 7.3$ 的喷管, 皮托压力信号相对于总压信号的延时为 2 ms, 误差同样在微秒量级, 即从副膜破裂, 风洞启动, 到在喷管出口开始建立流场的时间也是可测且稳定的. 由此可知, 在 KD-01 炮风洞内实现风洞运行与 NPLS 系统的精确同步控制是可行的.

确定了触发信号的产生与流场建立的时序和误差后, 就需要通过试验调试确定风洞运行过程, 从而设定合理的触发延时, 使激光的出光、相机的拍摄处于风洞平稳运行的时间段内. 为了确认激光的出光时序, 试验时在激光光源附近放置了一个光电探头 (见图 5), 当激光器出光时, 它能感应光信号并同时产生阶跃的电压信号, 将该信号与总压信号比较便可确认激光的出光时间是否位于风洞平稳运行时间区间内.

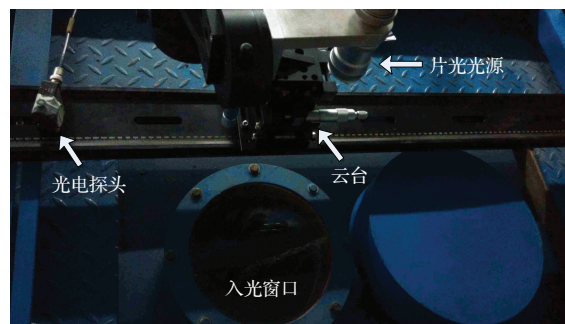


图5 试验舱顶部系统布置图

如图 6 所示, 曲线 1-3 为总压传感器信号曲线, 其处于两个光标间的部分为风洞稳定运行时的总压曲线; 曲线 1-4 为光电探头的信号曲线, 阶跃处代表感应到激光出光所产生的信号. 从图中可以看出, 激光出光时间被控制在流场比较稳定的时刻, 在当前试验设置下, 理想的激光延时为 33 ms.

综上所述, 可绘出整个系统时序图如图 7 所示, 其中虚线框表示风洞平稳运行的时间区间.

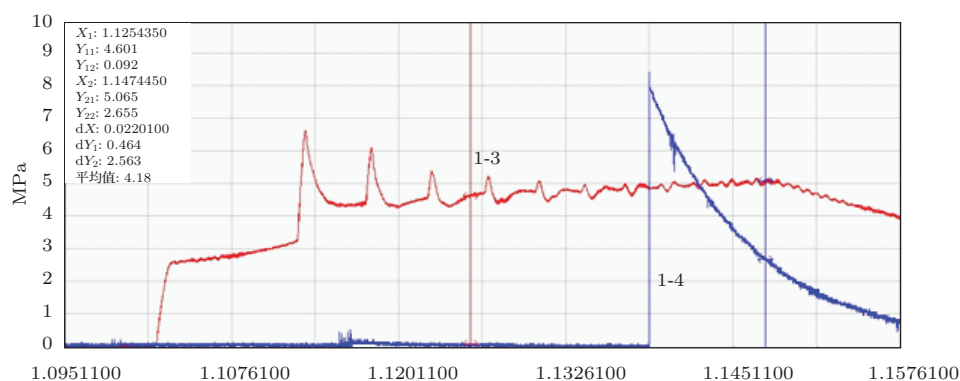


图6 (网刊彩色) 光电探头信号曲线

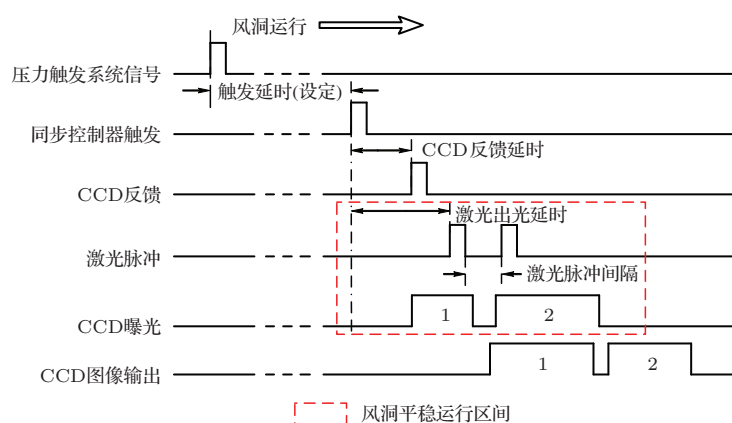


图7 (网刊彩色) 系统时序图

4 高超声速平板边界层试验研究

4.1 转捩过程的流动显示

采用NPLS技术拍摄的 $Ma = 7.3$ 的高超声速平板边界层瞬态流场结构如图8所示. 通过调试发现试验条件下层流区较长, 因此模型前缘部分伸进喷管内部, 以保证拍摄范围能够覆盖流动转捩至湍流的区域. 如图8所示, 实际拍摄范围为100 mm至450 mm, 像素分辨率为 $177 \mu\text{m}/\text{pixel}$

图中流动从左至右. 首先从外部流场可以看出, 除有少数大粒子外, 整个主流显示比较均匀; 然

后对于壁面附近, 黑色区域即边界层流动, 显示出了流场从层流转捩到湍流的整个过程. 从图中可以看出, 在 $x \leq 250 \text{ mm}$ 的范围内边界层皆处于层流状态; 在 $x = 250 \text{ mm}$ 附近处边界层开始失稳, 出现涡的卷起, 并形成大尺度结构, 这些大尺度结构进一步发展, 破碎为小尺度结构, 在 $x = 350 \text{ mm}$ 附近逐渐形成湍流. 通过比较同一条件下不同车次的试验发现, 不同车次边界层流动的空间发展过程基本相同, 但流动失稳位置和转捩过程中的具体形态并不完全一致. 需要说明的是, 由于目前对于边界层流动发展各阶段的区分还缺乏严格的判定标准, 因此对各段分区位置只是定性地表示.

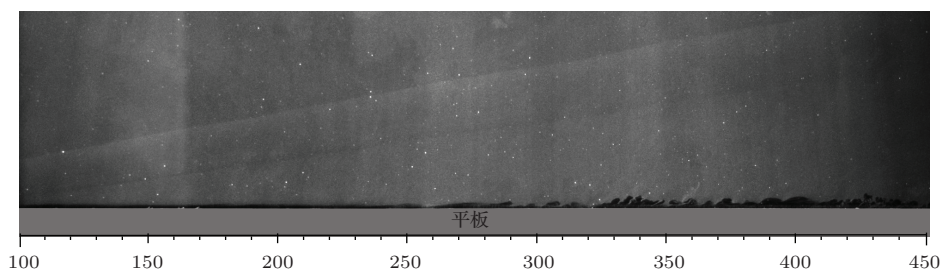


图8 高超声速平板边界层全场 NPLS 图

4.2 湍流边界层的时间演化

上一节给出了整个高超声速流场平板边界层的NPLS流动显示结果, 由于视场范围较大, 细节显示不够明显. 为了进一步观察边界层的精细结构, 选用焦距稍长的镜头对局部流场进行观察, 并分析其时空演化关系. 图9给出了湍流边界层局部区域时间相关的两幅NPLS图像, 时间间隔为 $5\ \mu\text{s}$, 图像放大率 $85\ \mu\text{m}/\text{pixel}$. 从图中可以观察到湍流边界层的内部结构, 以及湍流边界层外缘特有的锯齿型结构; 对比两幅图像, 可以发现其在边界层的结构上具有明显的相关性, 在 $5\ \mu\text{s}$ 的时间间隔内, 边界层结构的运动以平移和变形为主. 如图所示, 从两幅图像中在边界层外沿可提取多处相关性明显的涡结构, 测出其位移皆为 $5.4\ \text{mm}$, 则对应速度为 $1080\ \text{m/s}$, 接近主流速度 $1118\ \text{m/s}$.

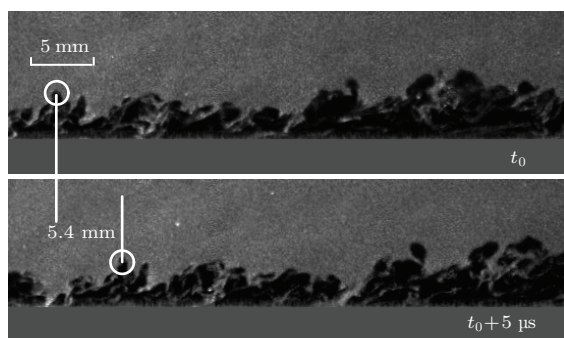


图9 湍流边界层时间演化关系

5 结 论

本文首先在KD-01高超声速脉冲式风洞中探索了NPLS系统的应用, 主要研究了粒子的定量投放和系统的精确同步控制. 通过真空吸注的方法及定量的控制技术, 实现了粒子均匀且可重复的定量投放; 通过分析系统时序, 测量和调试各系统延时, 使测试系统与风洞运行得到精确的同步控制, 误差在微秒量级, 完全能够满足脉冲式风洞的试验需求. 然后基于此, 开展了高超声速平板边界层精细流动显示的研究, 对主流获得了均匀的显示效果, 得到了边界层从层流到湍流转捩的流动图像, 对于湍流边界层的内部结构也能清晰地显示; 然后依据时间间隔为 $5\ \mu\text{s}$ 的图像序列分析了湍流边界层的时间演化特性. 由于脉冲式风洞运行时间在毫秒量

级, 在当前试验条件下无法对同一车次试验获得足够数据, 故未开展相关性分析等统计研究.

参考文献

- [1] Kline S J, Reynolds W C, Schranb F A, Runstadler P W 1967 *J. Fluid Mech.* **30** 741
- [2] Theodorsen T 1952 In: *Proceedings of the Second Mid-western Conference on Fluid Mechanics* Columbus, US-A
- [3] Head M R, Bandyopadhyay P R 1981 *J. Fluid Mech.* **107** 297
- [4] Smits A J, Spina E F, Alving A E, Smith R W, Fernando E M, Donovan J F 1989 *Phys. Fluids* **1** 1865
- [5] Smith M W, Smits A J 1995 *Exps. Fluids* **18** 288
- [6] Smith M W, Smits A J, Miles R B 1988 *Opt. Lett.* **14** 916
- [7] Ringuette M J, Wu M, Martin M P 2008 *J. Fluid Mech.* **594** 59
- [8] Gao H, Fu D X, Ma Y W, Li X L 2005 *Chin. Phys. Lett.* **22** 1709
- [9] Guarini S E, Moser R D, Shariff K, Wray A 2000 *J. Fluid Mech.* **414** 1
- [10] Maeder T, Adams N A, Kleiser L J 2001 *Fluid Mech.* **429** 187
- [11] Baumgartner M L, Erbland P J, Etz M R, Yalin A, Muzas B K, Smits A J, Lempert W R, Miles R B 1997 *35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit* Reno, NV 1997
- [12] Martin M P 2004 *AIAA Paper* 2004-2337
- [13] Liang X, LI X L 2013 *Sci. Sin-Phys. Mech. Astron* **56** 1408
- [14] Forkey J N, Lempert W R, Miles R B 1998 *Exps. Fluids* **24** 151
- [15] Boguszko M, Elliott G S 2005 *Exps. Fluids* **38** 33
- [16] Danehy P M, Wilkes J A, Alderfer D W 2006 *AIAA Paper* 2006-3442
- [17] Bathel B F, Danehy P M, Inman J A 2008 *AIAA Paper* 2008-4266
- [18] He L, Yi S H, Tian L F, Chen Z, Zhu Y Z 2013 *Chin. Phys. B* **22** 024704
- [19] Zhu Y Z, Yi S H, Chen Z, Ge Y, Wang X H, Fu J 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 084219 (in Chinese) [朱杨柱, 易仕和, 陈值, 葛勇, 王小虎, 付佳 2013 物理学报 **62** 084219]
- [20] Chen Z, Yi S H, He L, Tian L F, Zhu Y Z 2012 *Chinese Science Bulletin* **57** 584
- [21] Zhang Q H, Yi S H, Zhu Y Z, Chen Z, Wu Y 2013 *Chin. Phys. Lett.* **30** 044701
- [22] He L, Yi S H, Zhao Y X, Tian L F, Chen Z 2011 *Chinese Science Bulletin* **54** 1702
- [23] He L, Yi S H, Zhao Y X, Tian L F, Chen Z 2011 *Chinese Science Bulletin* **56** 489

Experimental study on flow visualization of hypersonic flat plate boundary layer^{*}

Fu Jia Yi Shi-He[†] Wang Xiao-Hu Zhang Qing-Hu He Lin

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

(Received 12 June 2014; revised manuscript received 1 September 2014)

Abstract

The classical problem of flat plate boundary layer which involves turbulence and transition is still hot, and a mass of work should be done to reach a high accuracy measurement of this flow, especially under the condition of high velocity. In the present paper, the application of the nano-based planar laser scattering (NPLS) method in a hypersonic short-duration facility is explored, and then the high accuracy measurement of a flat plate boundary layer is studied. The Mach number of the main flow is 7.3, the total pressure is 4.8 MPa, and the total temperature is 680 K. Through analysis and tests, the synchronization control of the NPLS system with the test facility is realized, and with the quantitative control, the tracer particle is uniformly seeded. Based on this, the transient boundary layer flow in the short-duration tunnel is visualized with high resolution, and the transition from laminar to turbulent flows is captured. The development characteristic of the flow is studied finally.

Keywords: hypersonic, flat plate boundary layer, NPLS, flow visualization

PACS: 47.27.nb, 47.40.Ki, 47.80.Jk

DOI: 10.7498/aps.64.014704

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

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