

带喷流超声速后台阶流场精细结构及其运动特性研究

朱杨柱 易仕和 孔小平 何霖

Fine structures and characteristics on supersonic flow over backward facing step with tangential injection

Zhu Yang-Zhu Yi Shi-He Kong Xiao-Ping He Lin

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 64, 064701 (2015) DOI: 10.7498/aps.64.064701

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.064701>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2015/V64/I6>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

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>

带喷流超声速后台阶流场精细结构及其运动特性研究*

朱杨柱 易仕和 孔小平 何霖†

(国防科学技术大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

(2014年9月7日收到; 2014年10月17日收到修改稿)

采用基于纳米示踪的平面激光散射技术(NPLS)对带超声速喷流的后台阶流动精细结构进行了研究. 来流马赫数为3.4, 喷流实测马赫数为2.45, 而名义马赫数为2.5. 结果清晰地揭示了激波、剪切层、混合层、Kelvin-Helmholtz涡、羊角涡及湍流大尺度结构等大量典型流场结构. 基于大量流场精细结构图像, 对典型位置处的结构进行了空间两点相关性分析, 在喷流混合层前端涡结构小于湍流充分发展的尾端, 结构角相对也小. 喷流工作时, 模型台阶下游表面由一薄层气膜覆盖. 获得了模型流向和不同高度展向平面内的流场结构, 对照纹影试验结果, 分析了流动特点及时间演化规律. 采用微型压力扫描系统测试了模型表面的压力系数分布, 靠近喷流下游处压力系数区域0.0146. 针对NPLS图像做了流动的分形维数的分析, 发现在流动初始阶段分形维数接近于1, 越靠下游分形维数越高.

关键词: 超声速, 后台阶, 喷流, 流场结构

PACS: 47.40.Ki, 47.80.Jk, 47.40.-x, 33.20.Fb

DOI: 10.7498/aps.64.064701

1 引言

飞行器在大气中做超声速或高超声速飞行时, 头部产生弓形激波, 且其表面会被高温环境所包围, 这对飞行器表面材料的刚度和强度提出了更高的要求^[1]. 因此, 该飞行器表面需要冷却. 超声速气膜冷却, 相对于采用特殊材料更为经济, 被广泛用于将飞行器壁面与外部高温气流隔离开来^[2], 这种方法是沿平行于飞行器表面方向喷入一股相对低温的超声速气体薄层/膜. 喷流、壁面、主流相互作用将使得流场更为复杂. 该冷却方式亦常见于发动机喷管内部壁面的冷却^[3]. 参考Seban等^[4]的研究, 气膜冷却的流场可以分为无黏主流区、壁面射流区及边界层区三个区域. 无黏主流区类似于自由射流, 包括从喷缝唇口发展到与增长的喷缝流动边界层相遇的黏性层部分. 在这个区域, 壁面温

度恒为喷流的恢复温度值. 壁面射流区从发展自喷缝唇口的黏性层与喷缝流动边界层交点处开始, 这个区域内的壁面开始受到主流与喷流混合的影响. 由于流动混合的剧烈作用, 温度逐渐接近主流温度值, 壁面流动继续向下游发展为边界层流动. 为更深入地研究飞行器表面有无冷却气膜时的流场特征, 迫切需要对流动的精细结构进行观测.

自1665年Robert提出纹影和阴影技术, 作为传统的流动显示手段被广泛应用已有数百年^[5], 而该两种技术获得的流动图像空间分辨率低且难以避免积分效应影响. 干涉技术作为一种流场密度的定量测量工具也备受欢迎, 但有调节困难、极易受到振动干扰等不足, 这些技术不太适合对复杂超声速流场精细结构进行研究. 另外, 平面激光诱导荧光(PLIF)^[6]及滤波瑞利散射(FRS)^[7]两种方法近年来应用也较为广泛, 但却存在散射信号弱、信噪比低及高成本的不足之处.

* 国家自然科学基金(批准号: 11172326, 11302256)、湖南省研究生科研创新项目(批准号: CX2013B002)和国防科技大学优秀研究生创新资助项目(批准号: B130103)资助的课题.

† 通信作者. E-mail: helin@nudt.edu.cn

基于纳米示踪的平面激光散射 (NPLS) 是最新发展的一种超声速、高超声速流动精细结构显示技术, 采用纳米粒子作为示踪粒子, 具有时空分辨率高的优点, 其空间分辨率达微米量级, 时间分辨率 6 ns. Zhu 等 [8] 采用该技术对有无超声速喷流的钝头双锥模型绕流流场进行了分析, 揭示了流场精细结构, 但是仅局限于三维流场, 不久后研究了二维后台阶流动特性 [9], 但没有涉及带喷流二维后台阶的流动机理. 本文则基于 NPLS 技术并结合传统纹影手段研究了来流马赫数 3.4 条件下的带喷流二维后台阶模型流场, 获得了流向和展向流场结构的高分辨率瞬态图像, 对照纹影图像进行了分析对比,

发现流动特点及时间演化规律.

2 试验装置

2.1 超声速风洞

如图 1 所示, 试验使用的风洞为 KD-02 小型吸气式低噪声超声速风洞, 气源为洁净干燥的大气, 试验段横截面尺寸为 100 mm × 120 mm, 喷管型面采用基于 B 样条曲线的轴线配置马赫数的特征线方法设计, 能够提供均匀稳定的超声速来流. 本文采用的喷管马赫数为 3.4, 风洞具体运行参数如表 1 所示.

表 1 KD-02 风洞试验参数

Ma_∞	P_0/MPa	T_0/K	T_∞/K	$\rho_\infty/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	$U_\infty/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	Re_h
3.4	0.1	300	90.6	0.0589	648	18330



图 1 超风速风洞

2.2 试验模型

图 2 所示为试验用带喷流结构的后台阶模型. 采用风洞稳定段空气作为喷流气源, 模型头部设计有型面喷管, 其出口喷缝为矩形并垂直于模型表

面, 以产生平行于台阶表面的超声速喷流气膜, 设计喷流马赫数 2.5. 模型喷缝高度 $h = 3$ mm, 宽度 $d = 80$ mm, 喷缝距离模型前缘 $l_1 = 70$ mm, 下壁面长度 $l_2 = 135$ mm, 台阶上壁面距离试验段上端 $H_1 = 55$ mm, 下壁面距离试验段上端 $H_2 = 58$ mm. 自喷缝下游 3 mm 处, 每隔 12 mm 分布一个静压测压孔进行压力测量, 共 6 个测压点. 压力测量与采集采用的是微型电子压力扫描系统, 其测量误差小于 0.05%.

2.3 基于纳米示踪的平面激光散射系统

为获得流场的高分辨率精细结构图像, 本文采用基于 NPLS 的系统. 该系统通过向超声速流场中均匀撒播名义粒径为 50 nm 的 TiO_2 粒子, 采用波长为 532 nm 的激光片光照明感兴趣流场区域, 由垂直于片光平面放置的 CCD 相机接收粒子的瑞利散射信号成像. 片光由 Nd:YAG 双腔脉冲激光器发出的激光通过相应的片光组件形成, 激光脉冲时间为 6 ns, 最大脉冲能量为 350 mJ, 片光最薄处厚度小于 0.5 mm, 距离片光出光口 500 mm. 试验采用线间传输的双曝光 CCD, 双曝光时间间隔最小为 0.2 μs , 获得图像大小为 2048 pixel × 2048 pixel, 灰度级 4096. CCD 和片光光源由同步控制器控制, 两次脉冲片光照射下的流场中粒子的光散射信号分别记录在 CCD 的两次曝光时间内, 得到时间相关的两幅

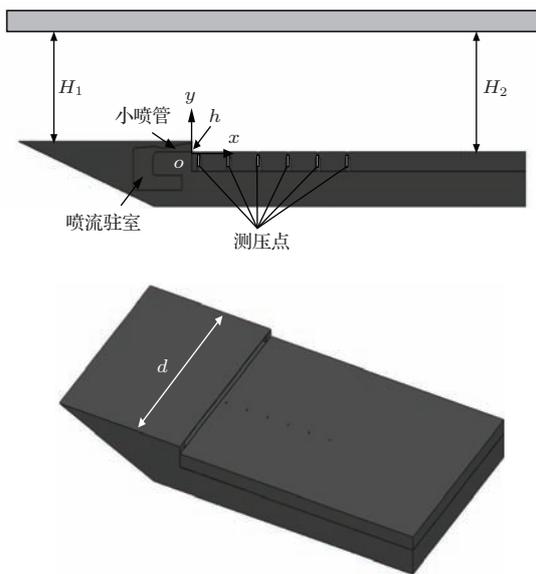


图 2 试验模型示意图

NPLS 图像^[10]. 该系统已经成功应用于超声速湍流复杂流场的精细测量, 能够清晰揭示激波、膨胀波、马赫盘、混合层、边界层等超声速典型流场结构^[11-13].

图 3 所示为本文 NPLS 试验测量装置示意, 片

光照明区域为后台阶模型的法向对称面, 即 xoy 平面, 其中原点 o 定于对称面内台阶下缘处, x 轴平行于来流方向, y 轴垂直于台阶模型表面指向上. 相机镜头选用尼康 $f = 60 \text{ mm}$ 定焦镜头, 拍摄光圈为 2.8.

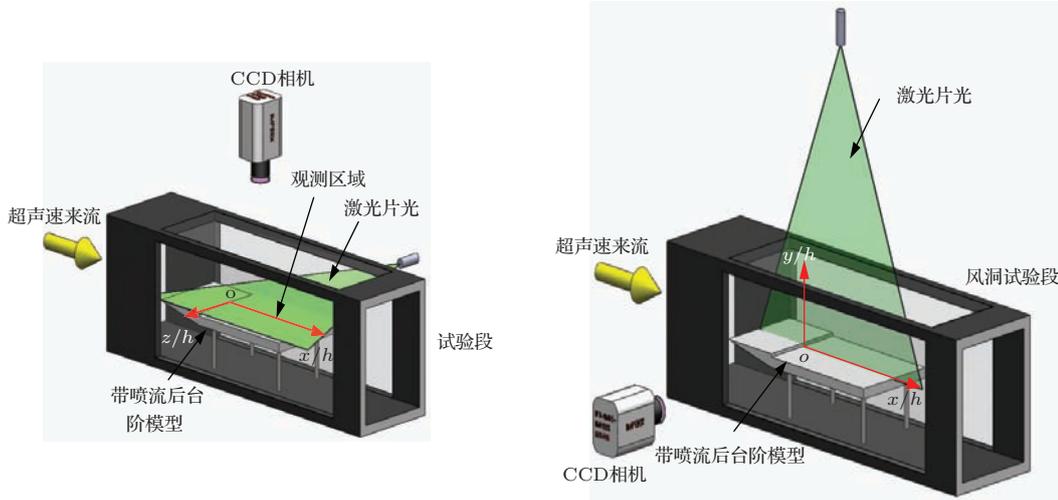


图 3 (网刊彩色) 模型安装及 NPLS 测试示意图 (左, 侧视; 右, 顶视)

3 试验结果与分析

图 4 所示为流场结构的流向 NPLS 图像, 空间分辨率为 $0.057 \text{ mm}\cdot\text{pixel}^{-1}$. 在马赫数 3.4 的来流条件下, 超声速喷流沿壁面的切线方向喷出, 形成薄层气膜覆盖住模型表面, 由于存在速度和密度差异, 喷流与主流发生剪切作用, 从图中可以清晰地发现 K-H 不稳定涡的出现, 并且涡卷起的方向为顺

时针, 向流动方向倾斜, 这是主流速度大于喷流速度的影响所致. 唇口激波如图中箭头所示, 另外图中黑色虚线指示的是向下的喷流唇口激波遇到台阶下游壁面引起的反射激波, 上下两幅流场图像的时间间隔为 $5 \mu\text{s}$. 比较发现, 涡结构 A, B 经过 $5 \mu\text{s}$ 向下游分别平移运动了 2.85 mm 和 2.28 mm , 然而其自身形状并未发生明显变形, 这证明了超声速流场中涡结构运动快、变形慢的特点.

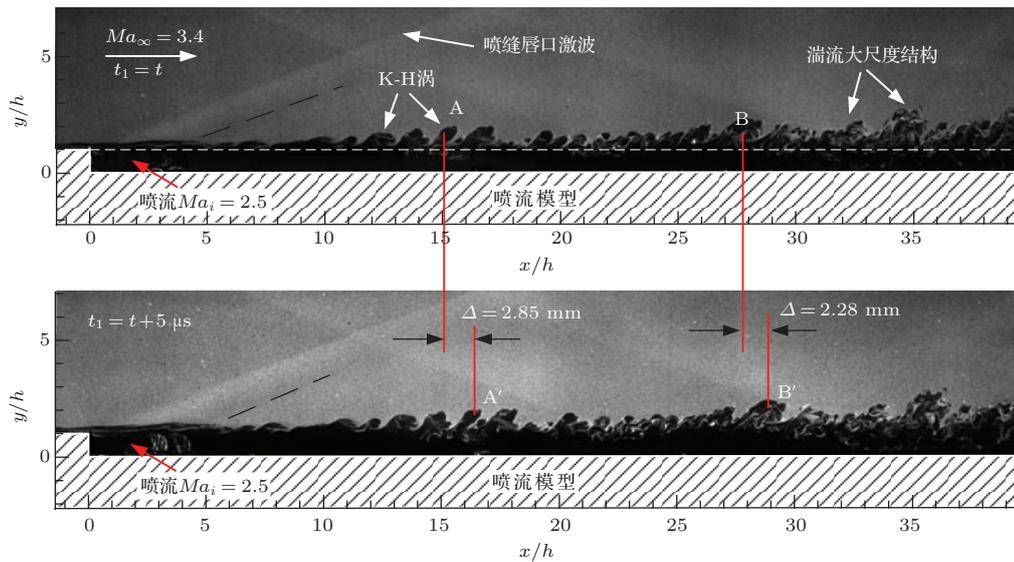


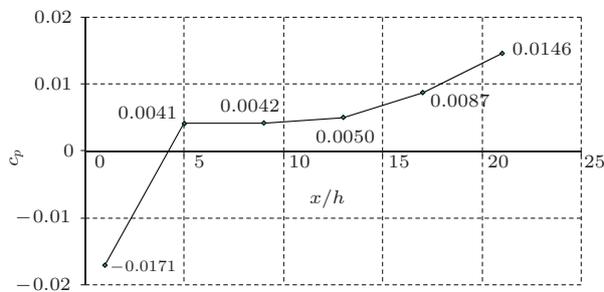
图 4 带切向喷流的超声速后台阶瞬态流场结构

试验测得喷流驻室的工作压力 $p_{0i} = 20.1$ kPa, 喷流出口静压 $p_i = 1.267$ kPa, 由等熵关系 (1) 式可知喷流实际马赫数 $Ma_i = 2.45$. 由 (2) 式得出喷缝下游壁面压力系数分布, 如图 5 所示. 从压力分布可以看出, 在喷缝附近压力较低, 当 $x > 5h$ 后, 压力系数转为正值, 压力大于来流静压; 自 $x = 5h$ 至 $x = 13h$ 这段区域内, 压力系数曲线呈现出一定的平台期, 该段可认为是均匀稳定的喷流区域; 随着喷流与壁面及主流的相互作用逐渐充分, 压力逐渐升高, 最终将随着湍流得到充分的发展而趋于稳定, 压力绝对值在 1.6 kPa 附近, 压力系数为 0.0146.

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad (1)$$

$$c_p = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left(\frac{p}{p_\infty} - 1\right). \quad (2)$$

采用 Canny 检测算子对图 4 的上面一幅流场结构进行边缘检测, 得到结果如图 6 所示. 根据计盒维数的原理 [14,15], 将该流场结构边缘自喷缝起从左至右等分为 8 个区域进行分形维数的运算, 得到流场结构的分形维数分布如图 7 所示. 在流场前段, 分形维数接近于 1, 流态近似于层流状态, 随着混合层和边界层的发展, 越靠近下游, 分形维数越高, 表示流场越接近湍流状态, 流场结构更为破碎.



模型表面压力系数

图 5 喷流下游表面压力系数分布

为客观描述流场拟序结构的平均大小、形状和倾斜角度, 需要对大量的流场精细图像进行统计分析. 这里采用 (3) 式对图像做空间两点相关性分析 [16]:

$$R(i, j) = \sum_{n=1}^N [I_n(i, j) - \bar{I}(i, j)] [I_n(i_0, j_0) - \bar{I}(i_0, j_0)] \times \left\{ \sum_{n=1}^N (I_n(i, j) - \bar{I}(i, j))^2 \right\}^{-1/2}, \quad (3)$$

其中, I_n 为第 n 个样本图像灰度值, N 为样本总数, i 和 j 为图像的像素坐标值, i_0 和 j_0 为参考点的像素坐标值, 上划线表示平均值.



图 6 流场结构边缘检测及分区

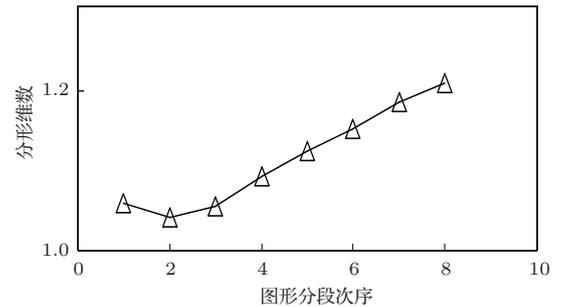


图 7 流向流场结构不同区域的分形维数

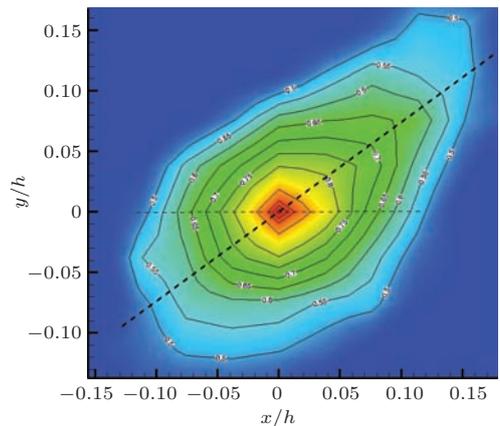


图 8 (网刊彩色) (15h, 1h) 处空间相关性分布

以喷缝高度 h 作为量纲归一化的参数, 基于 500 幅流场图像, 对距离台阶下游壁面 $1h$ 处不同流向位置的两参考点 $(15h, 1h)$ 与 $(35h, 1h)$ 进行相关性分析, 得出空间相关性场的等值线如图 8 和图 9 所示. $(15h, 1h)$ 是超声速混合层中拟序结构 Kelvin-Helmholtz (K-H) 涡发展的位置, 而 $(35h, 1h)$ 是喷流与壁面边界层及主流充分发展作用位置, 接近于充分发展的湍流流动, 均具有一定的代表性. 从图中统计结果可以看出, 等值线的轮廓呈现椭圆特性, 等值线代表拟序结构的平均结构, 对 0.5 的等值线进行拟合得到一个椭圆, 该椭圆的长

半轴与水平的夹角即当地流场结构的平均倾斜角,长半轴大小表征了当地拟序结构的尺度. 结果表明混合层发展的初始阶段涡结构倾斜角为 36.3° ,结构大小约为 $0.16h$,后期充分发展阶段的流场结构倾斜角为 47.2° ,结构大小约为 $0.10h$. 发现随着流动发展越来越充分,流场拟序结构尺度逐渐变小,而倾斜角逐渐增大.

图10所示为带喷流模型的纹影图, a, b箭头所示为超声速喷流唇口激波, c为激波b受喷流下游壁面引起的反射激波, d为试验段安装狭缝引起的两道马赫波. 从纹影显示结果可以发现,自喷缝至红色与白色虚线②和③相交之处的白色区域为完全喷流区域,而白虚线③为壁面边界层发展的边缘,两条红色虚线①和②包围的灰度较低区域为喷流与主流相互作用产生的混合层区域. 在②和③交点之后,壁面边界层、喷流、主流三者相互作用加

剧,如椭圆内所示,已无法区分三种流动,形成了更为混乱的湍流流动,与外部主流的分界面逐渐升高,湍流厚度逐渐增加并区域平稳,这可以对应到图4中NPLS图像流场下游湍流大尺度结构.

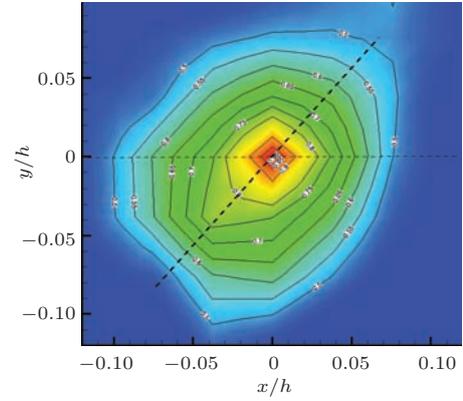


图9 (网刊彩色) (35h, 1h)处空间相关性分布

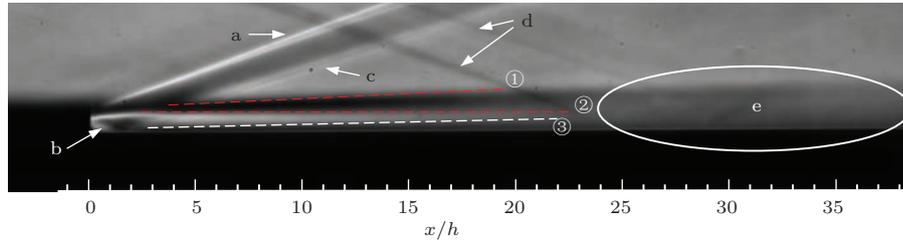


图10 带喷流后台阶流场结构纹影图像

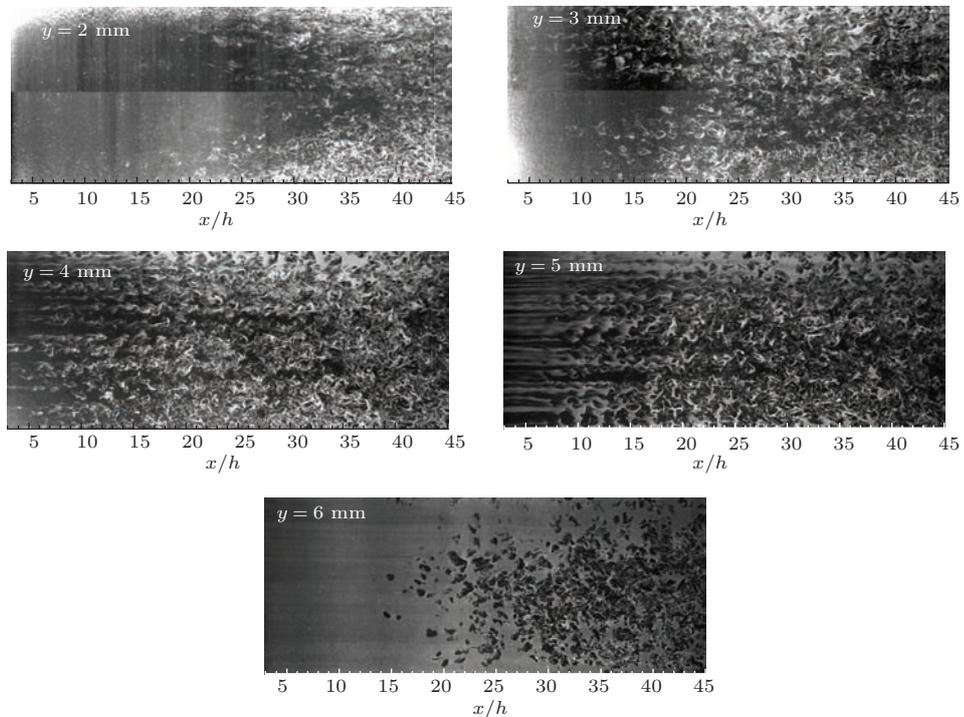


图11 不同高度处的带喷流后台阶展向流场精细结构

将激光片光平行于模型表面照亮流场, 改变片光与台阶下游面的距离, 得到如图 11 所示的不同高度 y 处 xoz 平面内的流场瞬态结构 NPLS 图像. $y = 2 \text{ mm}$ 处, 激光打在喷流内部, 可以发现在 $x = 20h$ 之前, 喷流都是均匀的层流状态, 受到试验段侧壁的影响, 在 $x = 20h$ 之后, 喷流两侧逐渐转捩, 使得喷流均匀区形成 V 字构型, 最长喷流均匀流区为 $x \approx 35h$. $y = 3 \text{ mm}$ 时, 激光片光与喷缝上沿平齐, 喷流均匀层流区缩短至 $20h$, 该平面是喷流与主流开始相互作用的平面, 流场的中央是混合层层流区较长的区域, 在 $x = 20h$ 之后, 混合层发展剧烈. 高度再升高, 可以发现整个平面内布满了各种涡结构, 在流场的上游段, K-H 涡的展向结构显而易见, 呈现麻花串状并有规律的条带分布. $y = 5 \text{ mm}$ 时, 由于片光切到了流向涡的头部, 这里剪切作用更为强烈, 涡更容易破碎, 而且展向发展的区域极为明显, 出现大片的羊角涡结构, 并向下游迅速破碎. $y = 6 \text{ mm}$ 时, 片光已有部分区域切到了主流, 上游流场又重出现均匀层流区, 图像中显示出来的涡破碎区集中在下游, 主要是因为下游湍流大尺度结构集中, 湍流区域增高.

4 结 论

在马赫数 3.4 来流中, 对带超声速喷流的二维后台阶流场结构与压力分布进行了试验研究. 采用高时空分辨率的 NPLS 系统, 改变激光片光的照射方向, 分别获得了流场流向及展向截面的高分辨率瞬态图像, 并对照纹影试验结果, 分析了流动特点及时间演化规律, 清晰揭示了包括混合层、羊角涡、K-H 涡等典型流场结构. 台阶下游 $21 h$ 处, 壁面压力趋于 1.6 kPa , 压力系数为 0.0146 . 基于 NPLS 图

像对流动界面的分形维数的分析, 发现在流动初始阶段分形维数接近于 1, 越靠下游分形维数越高. 在获得大量流场精细结构图像的基础上, 对流场结构的统计规律做了空间两点相关性分析, 发现随着流动发展越来越充分, 流场拟序结构尺度逐渐变小, 而倾斜角逐渐增大.

参考文献

- [1] Li G C 2006 *Aero-Optics* (Beijing: National Defense Industry Press) (in Chinese) [李桂春 2006 气动光学 (北京: 国防工业出版社)]
- [2] Eckert E R G 1953 *Heat-Transfer Symposium* University of Michigan USA 195
- [3] Philippe R 2007 *AIAA paper* 2007-5747
- [4] Seban R A, Back L H 1962 *J. Heat Trans.* **84** 45
- [5] Hargather M J, Settles G S 2010 *AIAA Paper* 2010-4206
- [6] Meyer T R 2002 *Exp. Fluids* **32** 603
- [7] Elliott G S, Glumac N, Carter C D 1999 *AIAA Paper* 1999 0643
- [8] Zhu Y Z, Yi S H, He L, Tian L F, Zhou Y W 2013 *Chin. Phys. B* **22** 014702
- [9] Zhu Y Z, Yi S H, Kong X P, Quan P C, Chen Z, Tian L F 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 134701 (in Chinese) [朱杨柱, 易仕和, 孔小平, 全鹏程, 陈植, 田立丰 2014 物理学报 **63** 134701]
- [10] Zhao Y X, Yi S H, Tian L F, Cheng Z Y 2009 *Sci. China E* **52** 3640
- [11] Zhao Y X, Yi S H, He L, Tian L F, Cheng Z Y 2007 *Chin. Sci. Bull.* **52** 1297
- [12] Zhao Y X, Yi S H, Tian L F, He L, Cheng Z Y 2008 *Sci. China G* **51** 1134
- [13] Yi S H, He L, Zhao Y X, Tian L F, Cheng Z Y 2009 *Sci. China G* **52** 2001
- [14] Sreenivasan K R, Meneveau C 1986 *J. Fluid Mech.* **173** 357
- [15] Zhao Y X, Yi S H, Tian L F, He L, Cheng Z Y 2009 *Sci. China G* **51** 1134
- [16] Bourdon C J, Dutton J C 1999 *Phys. Fluids* **11** 201

Fine structures and characteristics on supersonic flow over backward facing step with tangential injection*

Zhu Yang-Zhu Yi Shi-He Kong Xiao-Ping He Lin[†]

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

(Received 7 September 2014; revised manuscript received 17 October 2014)

Abstract

The fine flow structure over backward facing step with supersonic injection at the free-stream Mach number of 3.4 is investigated via nano-tracer planar laser scattering (NPLS). The Mach number of injection is measured to be 2.45 actually, even though designed to be 2.5 nominally. The shock wave, shear layer, mixing layer, Kelvin-Helmholtz vortex, horn-like vortex, coherent structures, etc, are clearly revealed. Flow images with the high spatiotemporal resolution are captured involving the streamwise and spanwise flow field in planes at different heights. Based on a large number of fine images, the spatial correlation analysis is conducted to reveal the structure scale and incline angle. The results indicate that with the flow developing, the structure angle tends to be larger and the structure scale becomes smaller. While the injection is working, the downstream surface of step will be covered by a thin film layer. In addition, the schlieren technique is used to compare with NPLS results, and the surface pressure coefficients are measured. In the downstream of injection, the coefficient is 0.0146. The fractal dimensions of different zones in NPLS image are calculated, showing that in the initial stage of flow the fractional dimension is approximate to 1 and the closer to downstream, the higher the dimension is.

Keywords: supersonic, backward facing step, injection, flow structures

PACS: 47.40.Ki, 47.80.Jk, 47.40.-x, 33.20.Fb

DOI: [10.7498/aps.64.064701](https://doi.org/10.7498/aps.64.064701)

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant Nos. 11172326, 11302256), the Hunan Provincial Innovation Foundation for Postgraduate, China (Grant No. CX2013B002), and the Innovation Fund Program for Standout Graduate Students of National University of Defense Technology, China (Grant No. B130103).

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