

脉冲风洞油流和液晶热图流动显示技术

唐贵明

(中国科学院力学研究所·北京·100080)

摘要 介绍适合脉冲风洞进行表面流动显示的油流和液晶热图技术。前者用油滴流动迹线显示表面流线方向和形状,后者用液晶层反射光的波长(即颜色)分布显示表面温度分布。用这两种方法在定常流时间7ms至500ms的脉冲风洞中成功地获得了尖前缘翼、钝翼和方台的三维干扰流油流和液晶热图清晰照片,清楚地显示出三维干扰流动特征。结果表明,用油流、液晶热图和薄膜电阻温度计热流分布测量得到的干扰流特征位置完全吻合,证实了显示方法的可靠性。

主题词 流动显示 表面油流 液晶热图 脉冲风洞

1 前言

众所周知,用分散的传感器进行表面压力和热流分布等流动参数的测量,能为飞行器的设计、流动模型和计算流体力学的发展提供精确的数据。但由于传感器体积和测点数目的限制,使得测量空间分辨率很有限,每次实验只能得到有限点的数据。这种技术用于复杂流动现象研究时,费时费力,且很昂贵。而表面流动显示可在一次实验中得到整个模型表面上的流动图象,单幅流动显示照片往往比一大堆分散点测量数据提供更形象更直观的物理图象。因此表面油流显示技术在常规风洞流动显示实验中得到了广泛应用^[1,2],对复杂流动现象观察和流体力学的发展起了非常重要的作用。脉冲风洞实验时间短,实验又在低压的真空条件下进行,油流显示遇到很大困难,用常规风洞的油膜方法难以得到清晰的流动图象^[3,4]。近几年来,发展了脉冲风洞油滴和液晶热图显示技术^[5-7],并在实验时间为500ms的高超声速等熵压缩管风洞^[7,8],20ms的炮风洞^[5,9-10],和8ms的激波风洞^[6,9]中成功地用于三维激波湍流边界层干扰流研究,获得了高清晰度的干扰油流图象和液晶热图照片及干扰流特征的定量结果。现将脉冲风洞油滴和液晶热图技术及其应用的典型情况作一总结性介绍。

2 实验方法

油滴技术 油流示踪剂是液体和粉状颜料的混合物。由于脉冲风洞定常流时间短,来流静压很低,我们选用硅油或高真空油和钛白粉的混合物作为示踪剂。硅油是透明液体,在常温真空条件下不蒸发,粘性很低。在气流作用下,硅油油滴可在较短时间内产生明显的位移,适合脉冲风洞的工作条件。氧化钛为白色粉末,颗粒直径以10μm为宜,它随油滴流动,显示

本文于1993年10月收到

流动轨迹。硅油与氧化钛混合时,可加入数滴油酸,以防止钛白结块混合不匀。为了提高照片反差,模型表面要刷层黑漆。黑漆表面要光滑平整。实验前用细管或鸭嘴笔将混合物均匀滴于模型表面上。油滴直径约 1 至 2mm,油滴间距 2 至 3mm。混合物混合比的选取主要根据实验条件和实际经验。一般来说,油滴于表面上时稍微鼓起,表面置于垂直位置时也不因重力作用变形或向下流动。实验时,气流流过模型表面,壁面剪切力作用于油滴,使之变形,并沿表面气流方向移动,从而在壁面上留下流动的痕迹,形成表面流动图象。根据油滴形状的变化可以确定当地壁面剪切力的方向。油流图象用三种方法记录保存,即在实验时和实验后用相机拍摄照片,或用摄录相设备实时录相,或实验后用透明胶片粘贴在黑色纸上。前两种方法主要用于了解风洞关车后对流动图象的影响及观察油流图象发展和形成的过程。第三种方法可得到全尺寸的图象和消除照相视角误差,便于对图象进行定量分析。

液晶热图技术 液晶热图是利用热敏液晶显示物体表面温度分布的一种方法,已用于常规风洞中进行流动显示和表面温度分布测量。近几年来,由于快速响应液晶的发展,开始应用于脉冲风洞实验^[7,8,10],并用实验方法研究了液晶的热响应时间^[12,13]。实验结果表明热响应时间约 2 至 3ms,这主要是由于液晶内的热传导滞后和分子结构驰豫时间所引起的。热敏液晶具有选择反射入射光的光学特性。因为向列型液晶分子成层状排列,层与层之间分子的取向呈螺旋状结构。液晶反射光的波长是螺距的函数,而螺距随温度和所受剪切力变化。因此根据液晶反射光波长的分布,可以显示或确定表面温度和剪切力分布。为了使液晶只感应温度变化,消除壁面剪切力的影响,液晶微粒封装在微小胶囊内。所使用的两种不同量程的向列型液晶 TCF552 和 TCS656 由英国 BDH 化学有限公司生产。前者显示颜色的起始温度为 23.3℃,量程为 7℃;后者起始温度为 59.9℃,量程为 15℃。液晶平均粒度为 10μm。当表面温度升高时,在白光照射下液晶依次显示无色、红、绿、兰和无色。金属模型表面需刷黑漆或镀黑色塑料作为衬底,以便吸收液晶层的透射光,增加照片反差。黑色涂层厚度要大于热扩散深度,使金属底层热传导损失对液晶层温度的影响忽略不计。液晶用喷枪分多次喷涂在模型上。涂层要均匀,平整,其厚度约 10 至 20μm。要注意保持液晶面的清洁,不要受到污染和损伤。实验时,相机和光源投射方向尽可能保持与模型液晶面垂直,其偏斜角不得大于 30°。由于液晶颜色显示是可逆的,因此液晶模型可反复使用多次,液晶热图也只能在实验过程中拍摄照片或用高速摄录相系统记录。照相光源为日光型闪光灯,底片是普通彩色胶卷。实验前要确保模型初始温度低于液晶颜色显示起始温度。有关液晶热图技术的详细情况请见文献^[7,10]。

3 讨论

由于脉冲风洞定常流时间很短,人们很关心表面油滴是否能足够快地响应表面流动,风洞关车是否会影响已形成的油流谱。下面根据不同实验时间的风洞中得到的油流显示、液晶热图和热流分布测量结果进行讨论。

在实验时间为 500ms 的轻活塞等熵压缩风洞中用高速摄录系统记录了实验过程中油流谱和液晶热图随时间的变化^[7]。平板上钝前缘翼干扰油流图几个发展阶段的典型录相照片示于图 1 中。第 1 幅是实验开始前的油滴分布情况。第 2 至 4 幅气流达到后连续拍摄的三幅照片。由于脉冲风洞流动建立时间极短。气流到达后不久干扰流场已经建立,油滴开始变

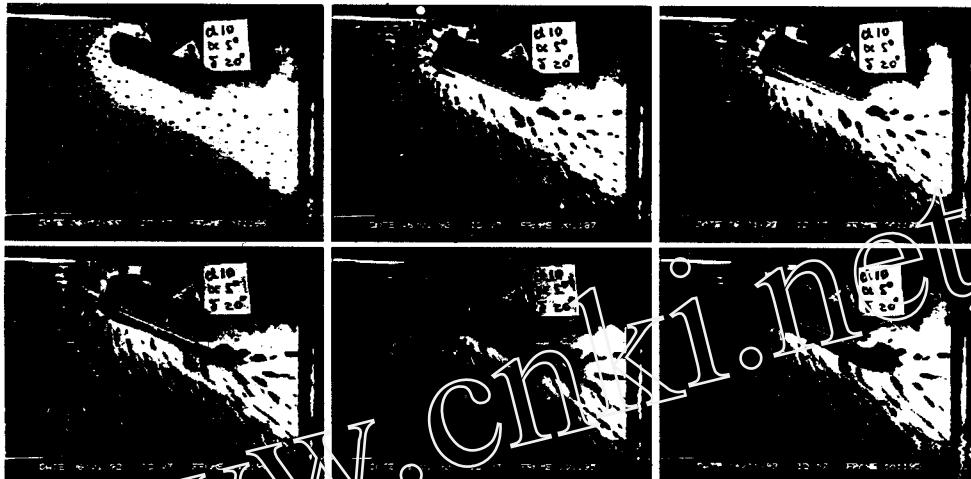


图1 钝翼干扰油流谱随时间变化的典型照片

$t_{实}=500\text{ms}$, $M_1=6.2$, $Re=5.4\times 10^7/\text{m}$, $\delta=20^\circ$

形伸长，并随表面气流流动，上游流线收拢线及根部附近的流线发散线已基本形成（第2幅）。随时间增长，油迹线逐渐伸长，流线收拢线更加清晰，并逐渐变成油积线。而翼根部附近由于高剪切力作用，油混合物几乎被冲刷干净。但在整个实验过程中，干扰区范围、流线收拢和发散线位置以及表面流线方向不随时间变化。第五幅照片表示已形成完全稳定的图象，即油迹线及油层分布不再随时间变化。第六幅为实验后的照片，与实验开始后不久拍摄的第五幅完全相同。说明此风洞关车对油流图象没有影响。这是由于轻活塞等熵压缩风洞运行时，以活塞前气体流尽而终止实验，同时实验段下游的真空罐仍处于低压真空状态。液晶热图录相也得到了与油流显示一致的结果^[7]，如干扰区范围、分离线位置。值得指出的是气流条件、油的粘性及油与颜料的混合比等因素对油流图象的发展和形成过程有很大的影响。因此在脉冲风洞中获得清晰油流图象的关键是要根据实验具体情况选择合适的油混合物配方。

图2表示平板上无后掠尖前缘翼干扰油流谱、液晶热图及其比较。油流谱是实验后用透明胶纸粘贴下来的。从油流谱中可清楚看到翼上游有两条流线收拢线 S_1 和 S_2 ，一条流线发散线 A_1 。前者通常称为分离线，后者称为再附线。在液晶热图中（图2b），存在相应的具有较低表面温度的 S_1 和 S_2 线，与油流图中的分离线 S_1 和 S_2 相互重合（图2c）。

对于方台干扰流，由于方台前分离线附近近壁面流速很低，剪切力很小，难以使油滴产生明显的位移。而近方台根部区油混合物冲刷干净，油纹很淡。采用彩色油流技术^[7]及油滴、油膜相结合的方法，则可得到很清晰的油流谱（图3a）。从图3a可以看到，分离线 S_1 和 S_2 ，再附线 A_1 显示得非常清楚。在液晶热图中可观察到对应的低温度线 S_1 和 S_2 ，以及峰值线 A_1 ，而且其位置相互吻合（图3c）。

图4表示在20ms的炮风洞JF_{4B}中得到的平板上尖翼的干扰油流谱、液晶热图及薄膜

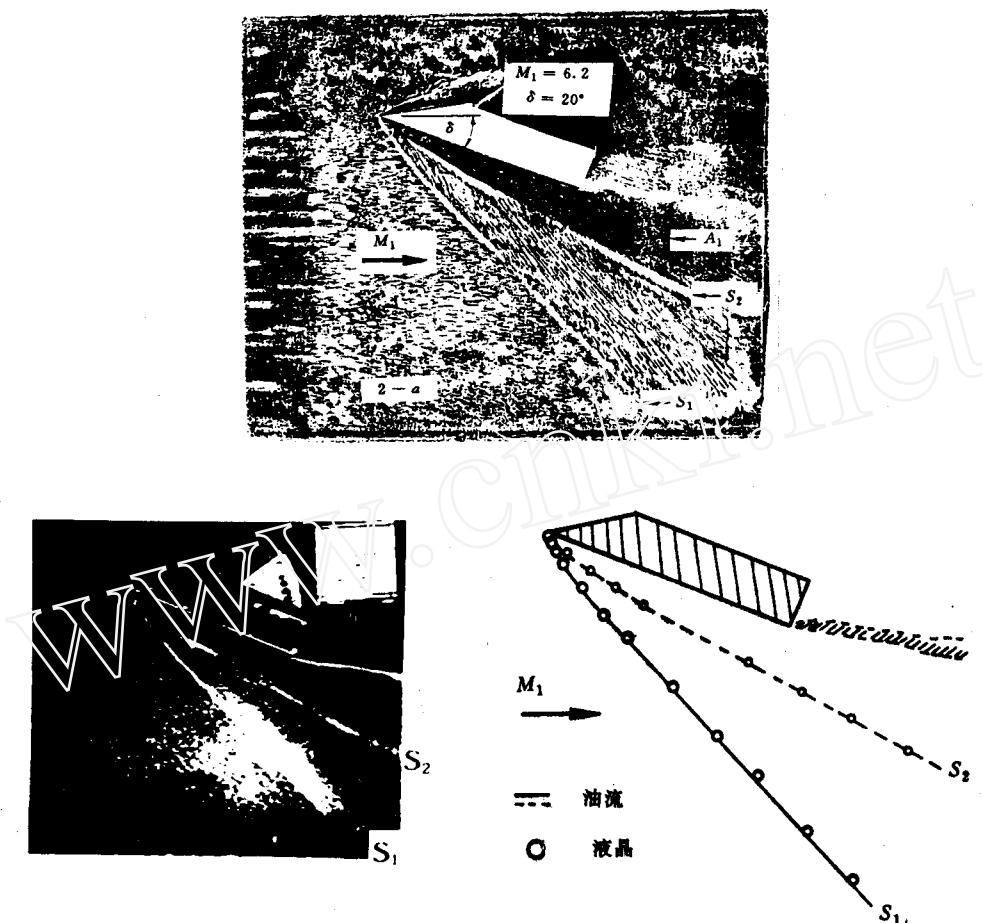


图2 尖翼干扰油流谱(a)、液晶热图(b)及其比较(c)

$t_{\text{实}}=500\text{ms}$, $M_1=6.2$, $\text{Re}=5.4 \times 10^7/\text{m}$, $\delta=20^\circ$

计测量的垂直于翼面线上的热流分布。油流照片是实验后拍摄的。从油流图(图4a)中可以看到两条分离线S₁和S₂,两条再附线A₁和A₂。但在大量的超声速尖翼干扰实验和计算中,往往只能观察到S₁、S₂和A₁,很难发现A₂的存在。这些特征位置分别标在液晶热图(4b)和热流分布曲线上(图4c)。S₁和S₂正好对应液晶热图中的低温度线和热流分布曲线的低热流点,而A₁和A₂对应高热流点,即峰值点。尖翼干扰流大致可分为两个区。无粘激波以内是高热流区,这对应于热图中颜色最深的近根部V区和油流图中具有高剪切力的再附区A₁。S₁和S₂之间的区域对应于热图中颜色较淡的Ⅰ区,即热流分布的平台区。该区内表面流线近乎平行(图2a)。这些结果说明炮风洞实验后拍摄干扰油流谱的特征位置与实验中得到的液晶热图和热流分布中特征位置一致。这表明炮风洞油流结果是可靠的。

自由活塞式风洞,以活塞前气体流尽而终止实验,不存在风洞关车的影响。激波风洞实验气流后的驱动气体流过模型时会对油流图象产生影响^[6]。对于平板模型可用实时照相方法避免这种影响。但对复杂的曲面模型和内流,实时照相是十分困难的。大量激波风洞油流实验表明^[6],驱动气流只对油层较厚区域的图形有影响,如分离线及其附近。而对油层较薄

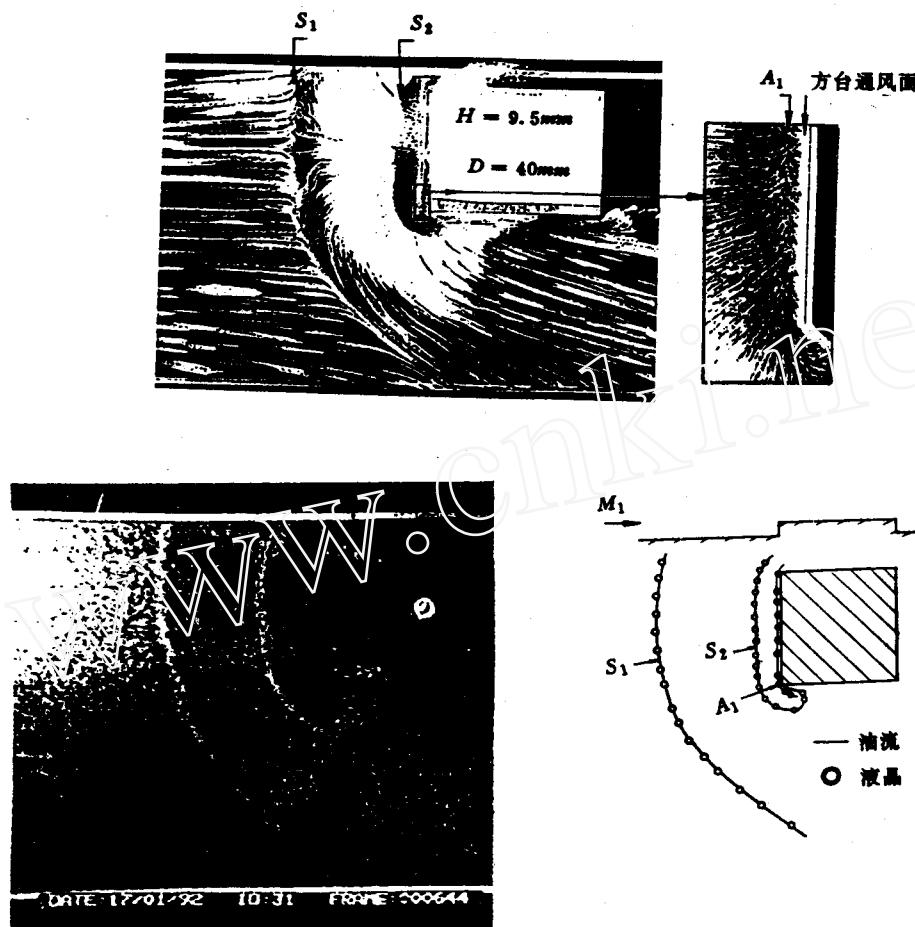


图3 方台干扰油流谱(a)、液晶热图(b)及其比较(c)

$$M_1 = 6.2, Re = 5.4 \times 10^7 / m$$

的油流图象没有影响,如再附区的流谱。它往往使分离线变得不规则或模糊不清。只要选择适当油混合物配方和模型上应用适量的油混合物,可以在激波风洞中得到清晰的不受驱动气流影响的油流图象^[6,9]。

图5表示实验时间为7ms的激波风洞中平板上垂直长圆柱干扰流纹影照片和柱前缘流谱。油流照片是实验后拍摄的。图中表明圆柱头激波与分离激波相互干扰产生的超声速射流撞在柱前缘形成了再附油流谱。流线发散中心点位置($Z_{pk/d}$)与射流撞击中心点位置相符,也与柱前缘热流峰值点位置相一致^[9]。这说明在7ms的时间内已形成了稳定的圆柱干扰油流谱。

图6所示的三维斜角突块干扰油流图象是在8ms的超声速激波风洞实验后获得的。斜角突块安装在实验段下凹的底面上,它引起的干扰流表面油纹细而清晰。根据局部放大照片绘制的表面流线图示于图6b中。大量实验表明详细热流分布测量得到的分离点位置与油流

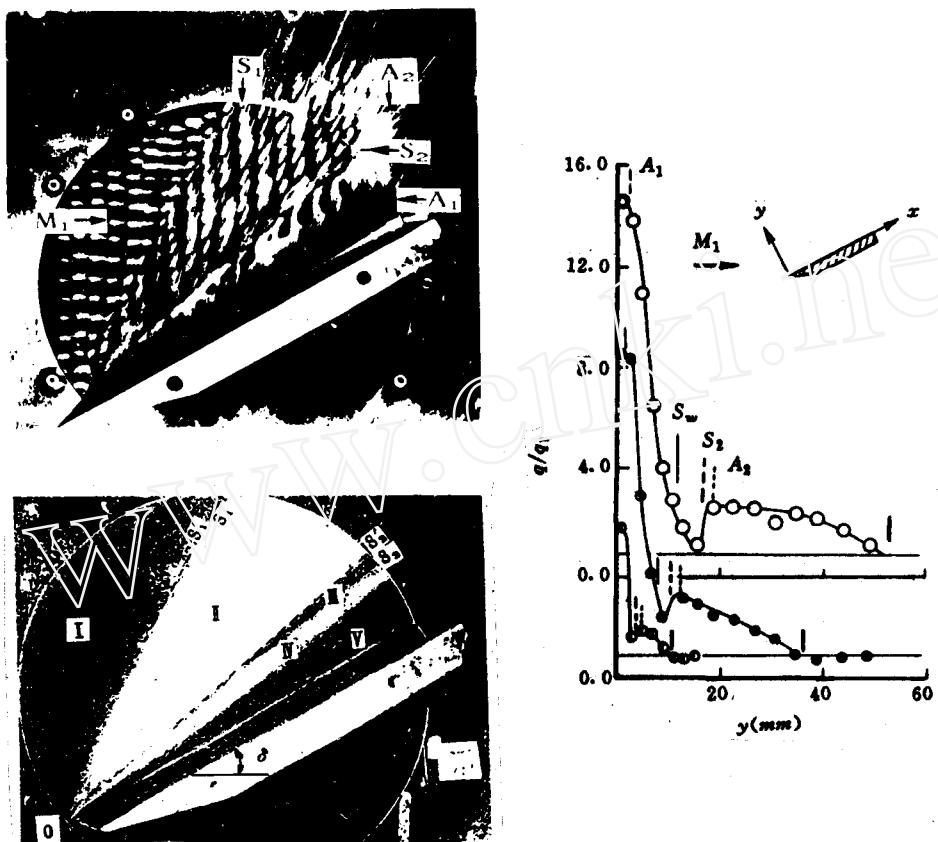


图 4 尖翼干扰油流谱(a)、液晶热图(b)和热流分布(c)

$t_{\text{实}}=20\text{ms}$, $M_1=7.8$, $\text{Re}=3.5 \times 10^7/\text{m}$, $\delta=30^\circ$

显示结果很好相符^[6]。

4 结论

在定常流时间为 7~500ms 的脉冲风洞中, 已获得高清晰度的表面突出物干扰流场的表面油流和液晶热图照片。油流、液晶热图和薄膜计热流分布测量确定的干扰流特征点位置相互重合, 证实了脉冲风洞和液晶热图技术的可靠性。

油流和液晶热图已成功地用于脉冲风洞三维激波湍流边界干扰流研究, 为脉冲风洞进行复杂流动研究提供了形象、直观和可靠的表面流动显示方法。

油滴技术用于低雷诺数气流条件和模型背风面流动显示时, 还有待进一步改进。

致谢: 在实验过程中, 得到了谭安忠、刘鹏、王宇等同志的帮助, 向他们表示感谢。

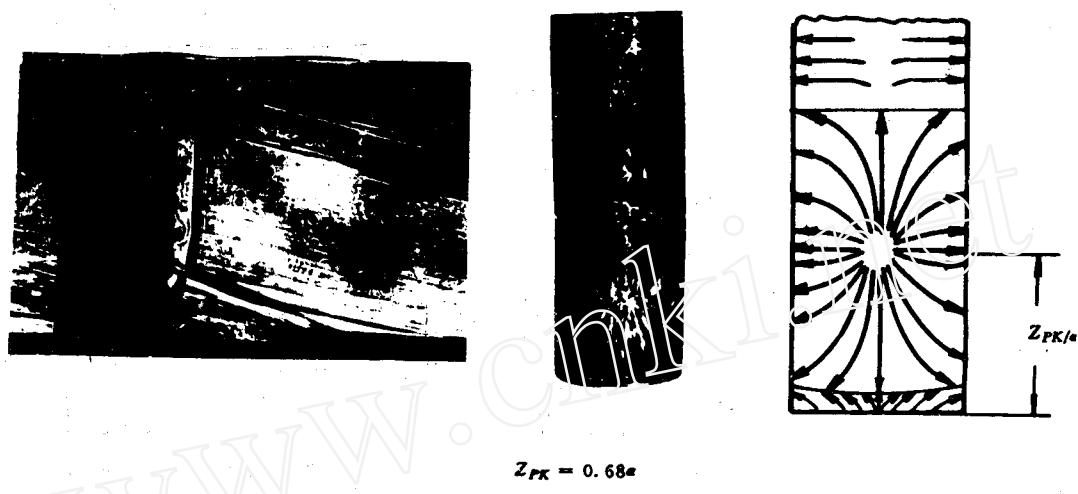
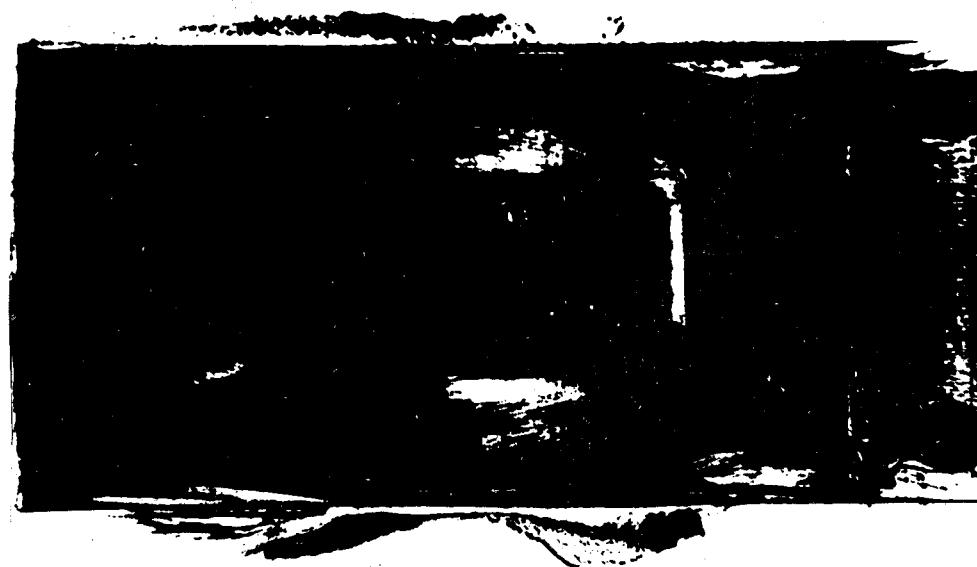


图5 激波风洞中圆柱干扰流纹影及其前缘油流照片.

$t_{实}=7\text{ms}$, $M_1=5.2$, $Re=2\times 10^7/\text{m}$



6-a

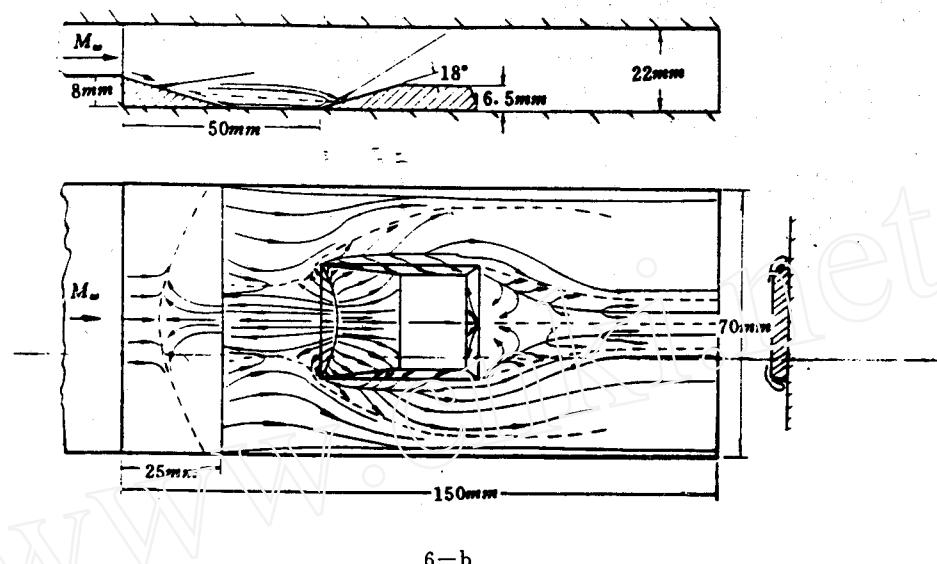


图 6 激波风洞中三维突块干扰油流谱

$t_s = 8\text{ms}$, $M_1 = 2.3$, $Re = 8 \times 10^7/\text{m}$

参 考 文 献

- 1 Steeles G F, and Lu F K. Conical similarity of Shock/Boundary Layer Interactions Generated by Swept and Unswept Fins, AIAA J, 1985, 23(1): 1021—1027.
- 2 Sedney R, et al.. Separation ahead of Protuberances in Supersonic Turbulent Boundary Layers, AIAA J, 1977 15(4).
- 3 俞鸿儒, 李仲发. 圆柱形突出物诱导激波湍流边界层干扰区传热研究. 力学学报, 1980, 1.
- 4 李颂辉等. 高超声速激波风洞中的油流技术和分离流的初步研究. 空气动力学学报, 1983, 3: 55—63.
- 5 Tang G M, et al.. An Experimental Study on the 3-D shock Wave Turbulent Boundary Layer Interaction Induced by a sharp Fin in Hypersonic Flows. IMCAS STR-91011, 1991.
- 6 唐贵明等. 激波风洞模拟超声速湍流导管内三维台阶干扰流动. IMCAS CR-92016, 1992.
- 7 Tang G M. Application of Surface Flow Visualization to The Study of Hypersonic Shock Wave Turbulent boundary Layer Interaction in a Short Duration Tunnel, AASU No. 92/03, Southampton UK, 1992.
- 8 East R A. Application of Liquid Crystal Surface Thermography in Hypersonic Flow, Proceedings of 18th International Symposium on Shock Waves, Sendai, Japan, 1991.
- 9 Tang G M, Yu H R. Aerodynamic Heating in the Region of Shock and Turbulent Boundary Layer Interaction Induced by a Cylinder, Acta Mechanica Sinica, 1992 8(3).
- 10 唐贵明. 脉冲风洞中用表面油滴流场显示技术研究激波边界层干扰流动, 第 6 届全国激波管及激波学术会议文集, 四川绵阳, 1992, 10.
- 11 刘鹏, 唐贵明等. 液晶热图技术在脉冲风洞中的应用. 气动实验与 测量控制, 1993 (3).
- 12 Ireland P T, Jones T V. The Response Time of a Surface Thermometer Employing Encapsulated Thermochromic Liquid Crystals. J Phys. E, Sci Instrum., 1987, 20: 1195.
- 13 Zhang Z C, et al.. In: Kim Y W(ed) Current Topics in Shock Waves. AIP Conference Proceedings 208, 1990.

telescience study in China.

Beijing an integration and an improvement of relevant technologies available, telescience is a feasible technology with great power.

KEY WORDS Telescience Virtual reality Telepresence Teleoperation Remote communication Telescience testbed

A NEW APPROACH TO ESTIMATE THE MOVING PARAMETERS FOR MANOEUVERING OBJECTS

Chen Chang Wang Chaozhu Han Jingqing

(Institute of Systems Science Academia Sinica)

ABSTRACT Using the ideas of nonlinear tracking-differentiator, we put forward a new approach to estimate the moving parameters of manoeuvering objects. The main point of this method is design a dynamic system obtaining velocity signal of objects while it tracks location information from radar. The simulation example shows that it is a reliable and effective method, not only providing higher estimated accuracy, but also having a small amount of calculationg work.

KEY WORDS Nonlinear tracking-differentiator Manoeuvering object Estimate Filter

SURFACE OIL FLOW TECHNIQUE AND LIQUID CRYSTAL THERMOGRAPHY FOR FLOW VISUALIZATION IN IMPULSE WIND TUNNELS

Tang Guiming

(Institute of Mechanics Chinese Academy of Sciences)

ABSTRACT This paper describes flow visualization techniques with surface oil flow and liquid crystal thermograph that are suitable for use in impulse wind tunnels. The former provides a record of oil traces that show surface-streamline direction and shape, the latter provides a color pattern displayed by liquid crystal coating that shows surface temperature distribution. High spatial resolution photographs of oil flow pattern and liquid crystal ther-

mograph have been obtained and shown to be very useful to reveal the detailed features of interaction flows induced by sharp and blunt fins and square step in impulse wind tunnels with running times from 8ms to 500ms. The results indicate that the characteristic line positions of the interaction flow obtained from oil flow pattern, liquid crystal thermograph and heat transfer measurements by thin film gages are in good agreement.

KEY WORDS Flow visualization Surface oil flow Liquid crystal thermograph Impulse wind tunnel

THE PARALLEL COMPUTATION ON SUPERCOMPUTERS FOR THE AXISYMMETRIC STRONG INTERACTION FLOW WITH TRANSVERSE INJECTION

Wang Zhenghua Wang Chengyao

(National University of Defense Technology)

ABSTRACT The computational code based on MacCormack explicit scheme is reconstructed and vectorized on national YH-1 and YH-2 supercomputers so that it can be executed parallelly for the calculation of the axisymmetric strong interaction flow with transverse injection. The running results show that the code gets a speedup about 6 on YH-1 and runs about 3 times as fast on a single processor of YH-2 as on YH-1. Compared with the traditionally subsequent computation, the running CPU time using parallel computation is shortened greatly.

KEY WORDS Supercomputer Vectorization Parallel computation Speedup Transverse injection

AN INVESTIGATION OF WIND-TUNNEL TEST TECHNIQUES OF TWO-BODIES SEPARATION WITH FLOW AND COUNTER FLOW DIRECTION JET INTERFERENCE AND FOR-BODY AXIAL FORCE CHARACTERISTICS

Chen Mo

(Beijing Institute of Aerodynamics)