

文章编号 :1007-3124(2000)02-0098-04

# 用于激波风洞中的表面油流流动显示方法

唐贵明

(中国科学院力学研究所高温空气动力学开放研究实验室,北京 100080)

**摘要**:介绍适用于激波风洞的表面油流流动显示方法及其典型显示结果。实验表明应用油滴、油膜及其组合等方法在 6~8ms 的实验时间内,能够清晰地显示三维突出物干扰引起的层流分离、转捩分离和湍流分离流及其尾迹流谱。

**关键词**:流动显示;表面油流;激波风洞;流动分离

**中图分类号**:O353.5;V211.751 **文献标识码**:A

## The surface oil flow visualization technique for use in shock tunnels

TANG Gui-ming

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,  
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract**:This paper describes a surface oil flow visualization technique that is suitable for use in shock tunnels with the running time of 6~8 ms. By means of oil-drop method or oil film method and their combination, the high spatial resolution oil flow patterns of flow separation induced by 3D - protuberances in turbulent or laminar flows could be obtained. Typical oil flow patterns are given.

**Key words** flow visualization ;surface oil flow ;shock tunnel ;flow separation

### 0 技术背景及其途径

表面流动显示是研究复杂流动,揭示边界层分离及其旋涡结构的重要流体力学实验技术,已广泛应用于长时间的常规风洞中。但是在脉冲风洞中使用油流技术十分困难,这是由于脉冲风洞实验时间通常只有数毫秒至数百毫秒,同时实验段气流处于低压真空状态,从而很难产生完整的和清晰的流动图像。笔者在 80 年代末采用油滴方法将油流技术成功地用于流动周期长于 20ms 的轻活塞炮风洞和等熵压缩管风洞中,获得了清晰的和形象直观的三维激波边界层干扰流谱图<sup>[1~5]</sup>。但该方法用于流动周期只有几毫秒的激波风

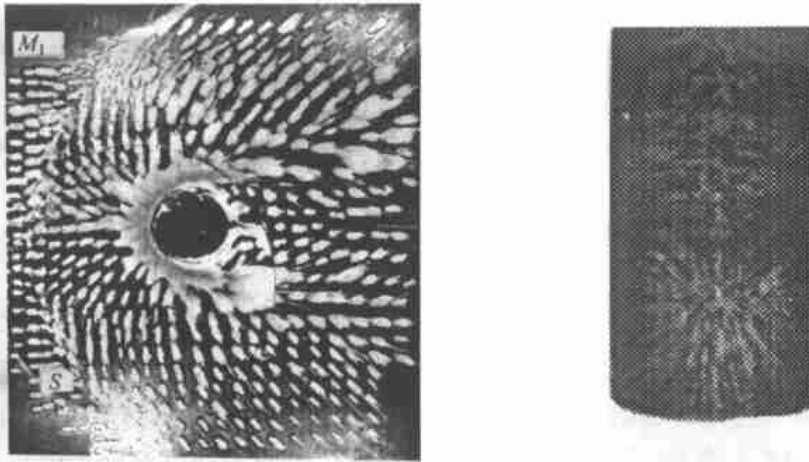
收稿日期:2000-02-21

作者简介:唐贵明(1939-),男,湖南宁乡县人,中国科学院力学研究所研究员。

洞中进行分离流动显示时,却遇到了如下两个问题<sup>[3]</sup>。其一是在高剪切应力的再附区虽然易于形成流纹,但在低剪切力的分离线及其附近区域难以形成清晰的流纹。而分离线及其附近流谱是判断分离类型和旋涡结构的重要依据。其二是实验气流流光以后,分界面后的驱动气体流过实验段中的模型时,会损坏已形成的流谱,即存在风洞关车影响。在活塞式风洞中不存在风洞关车影响,因为实验气流后的驱动气体被活塞堵在激波管中,不能流入实验段。如果是外形简单的平板模型,驱动气体影响问题可以采用实时照相方法解决。但如果是模型外形比较复杂或内流的情况下,实时照相就极其困难。因此,解决上述两个问题是油流显示能否用于激波风洞的关键。我们采用各种不同的显示方法,如油膜、油滴和彩色油流等方法,进行探索性实验。实验中发现油滴响应低剪切流动比油膜灵敏。同时发现实验气流后的驱动气流主要影响油积层较厚区域的油流谱,例如分离线及其附近,它往往使分离线和流谱变得不规则或模糊不清。而对油层较薄的油流图像没有影响,例如再附区。因此,根据不同实验条件和不同流动区域(如分离区和再附区或背风面和迎风面),采用不同的显示方法,而且同时选用不同粘度、不同配比或不同颜色的显示剂,并使用适量的油混合物。从而使整个干扰区都可产生非常清晰和不受驱动气流影响的油流图像。为了确定干扰流各流动区域大致范围和合适的显示方法及其显示剂粘稠度,需要在显示实验之前进行一次试探性的初步显示实验。

## 1 典型表面油流显示结果

下面给出几个油流显示表面流动的典型例子,说明用上述方法可以在激波风洞中获得整个物面上清晰的油流图像。图1表示平板上后掠长圆柱诱导激波与湍流边界层相互



(a) 圆柱周围平板上 on the flat plate

(b) 迎风柱面 windward cylinder

图1 平板上长圆柱引起的激波/湍流边界层干扰油流谱

( $M_1 = 5.2$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ,  $t_{\text{实}} = 6\text{ms}$ )

Fig.1 surface oil flow pattern of shock/ turbulent boundary layer interaction induced by a cylinder on a flat plate

干扰引起的三维分离流油流图像,  $S$  表示分离线。实验气流马赫数  $M_1 = 5.2$ , 实验时间

6ms,圆柱后掠角 15°。实验前圆柱周围平板上涂滴状粘性很低的硅油与钛白粉混合物,圆柱根部附近涂油膜,而圆柱迎风面涂一层粘性较高的显示剂。从图 1 可以看到,圆柱上游分离线清楚可辨,圆柱靠根部迎风面上菊花形油流谱十分清晰。圆柱上菊花形流谱是由于分离激波与圆柱头激波相互干扰的结果。这些干扰流动特征点位置与热流分布实验结果完全一致<sup>[1]</sup>。

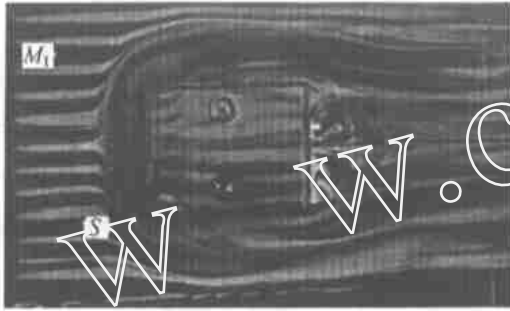


图 2 三维台阶引起的激波湍流边界层干扰油流谱  
 Fig. 2 Three-dimensional step induced surface oil flow pattern ( $M_1 = 2.3$ ,  $\theta = 76^\circ$ ,  $t_{实} = 8ms$ )

图 2 表示在超声速激波风洞中获得的三维方形突台干扰引起的湍流分离油流谱,其中  $S$  表示分离线位置。实验气流马赫数  $M_1 = 2.3$ ,实验时间 8ms。突台高 3mm,宽 30mm,迎风面与底面夹角  $\theta = 76^\circ$ 。突台安装在截面尺寸为 14mm  $\times$  70mm 的长方形实验段的底面上。图 2 流谱是采用油滴方法得到的,显示剂是粘性适中的硅油和钛白粉的混合物。从图 2 中可以看到突台上游分离线、尾迹及其旋涡显示得非常清楚。

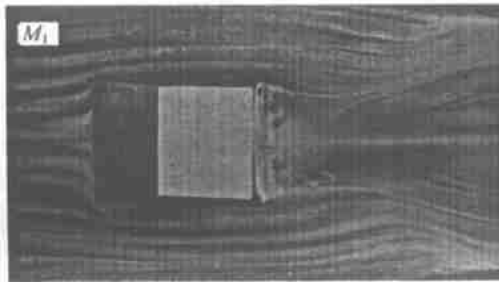


图 3 三维斜角突台引起的湍流干扰油流谱  
 ( $M_1 = 2.3$ ,  $\theta = 18^\circ$ ,  $t_{实} = 8ms$ )

Fig. 3 Turbulent oil flow pattern induced by a three-dimensional inclined step

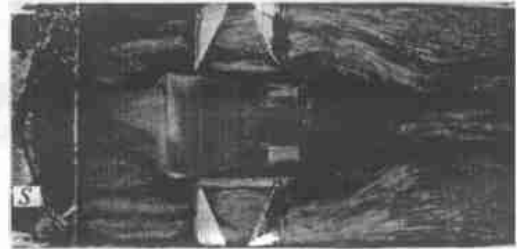


图 4 三维斜角突台引起层流分离流油流谱  
 ( $\theta = 18^\circ$ ,  $t_{实} = 8ms$ )

Fig. 4 A three-dimensional inclined step induced laminar flow separation oil flow pattern

的湍流干扰流和层流分离流的油流图像。突台高 6.5mm,宽 30mm,迎风面与实验段底面成 18° 斜角。流动显示采用对流动比较灵敏的油膜和油滴相结合的方法,显示效果非常好,特别是低剪切力尾迹区的图像也非常清晰。从图中油流显示结果可以判断,图 3 是湍流干扰流谱,突台根部附近上游边界层没有分离。而图 4 是层流分离流谱,突台上游产生了很大的分离区,而且出现了左右对称的一对旋涡。因为图 4 中的突台上游存在一斜角为 17° 的后向台阶,使气流膨胀,实验段底面当地边界层变为层流。另外图 4 突台两侧中部还装有高度为 3mm 的横向菱形突条,使上游对称旋涡得以加强。如果图 4 中的突台沿底面稍移向下游,还可在干扰油流谱中看到转捩菱形花纹,特别是突台后部两侧及其下游的清晰菱形花纹,这是边界层转捩所特有的流动现象。图 4 所示的层流分离油流谱的获得是很不容易的。在技术上除了采用特殊的显示剂外,对模型表面还作了特殊处理,以

提高表面光洁度和显示剂的灵敏度。这样不但能显示出层流分离和旋涡流谱,而且流纹特别精细和清晰。

图 5 表示三维斜角突台(图 3)前缘产生的斜激波撞击在实验段顶壁湍流边界层上所引起湍流分离流油流谱。显示方法采用薄油膜与油滴相结合的方法。从油流谱中可以看到分离线  $S$  和再附线  $A$  非常清晰,分离线形状很规则,丝毫没有受到驱动气体流动的影响。图中三排圆点是安装的测热传感器。

本流动显示方法还广泛用于激波管叶栅风洞中叶栅流动和高超声速激波风洞中控制翼、偏转尾翼和空气舵及其它突出物所引起的干扰流动显示,得到了非常清晰的流动显示照片,对分析干扰流场,确定干扰峰值热流区和防热关键部位起了重要作用。



图 5 斜激波撞击湍流边界层所引起的湍流分离油流谱 ( $M_1 = 2.3$ ,  $t_{\text{实}} = 8\text{ms}$ )

Fig.5 Separated flow pattern induced by oblique shock impingement on turbulent boundary layer

## 2 结 论

在实验时间  $6 \sim 8\text{ms}$  的激波风洞中进行的大量表面油流流动显示实验表明,只要使用适当和适量的显示剂,并采用油滴或油膜和油滴相结合的方法,可以获得完整的和清晰的激波边界层干扰流流动显示图像,同时可以使流动图像不受驱动气流的影响。使用本显示方法分别观察了圆柱和三维突台诱导激波与边界层干扰所引起的湍流分离、转捩分离和层流分离流及其尾迹流场,也获得了斜激波撞击湍流边界层所引起的湍流分离流油流显示图像。本方法还广泛用于激波风洞中控制翼、偏转尾翼和空气舵的干扰流动显示。

### 参考文献:

- [1] 唐贵明,俞鸿儒. Aerodynamic heating in the region of shock and turbulent boundary layer interaction induced by a cylinder. Acta Mechanica Sinica, 1992, 8(3): 224 ~ 230.
- [2] 唐贵明. 表面台阶引起的湍流边界层分离. 力学学报, 1994, 26(1): 113 ~ 120.
- [3] 唐贵明. Surface oil flow technique and liquid crystal thermography for flow visualization in impulse wind tunnels. Acta Mechanica Sinica, 1994, 10(3): 220 ~ 226.
- [4] 唐贵明. 脉冲风洞油流和液晶热图流动显示技术. 宇航学报, 1995, 16(1): 36 ~ 42.
- [5] 唐贵明. Heating characteristics of blunt swept layer interaction. Acta Mechanica Sinica, 1998, 14(2): 139 ~ 146.