

脉冲风洞中用油滴表面流动显示技术 研究激波-边界层干扰流动

唐贵明

(中国科学院力学研究所)

摘要 本文介绍一种适合于脉冲风洞中显示复杂流动的表面油滴技术及其实验结果。在实验时间为20至500ms的风洞中用表面油滴技术能清晰地显示尖前缘翼诱导激波-边界层干扰流表面流谱的详细特征,其特征位置与用铂薄膜电阻温度计和液晶热图测量结果吻合。油流图像表明尖翼高超声速干扰流具有类似于超声速干扰流的锥形特性,大翼偏转角时,存在二次分离再附现象。实验结果证实了尖翼上游干扰角的高超声速相似特性。

关键词 激波边界层干扰;高超声速流;流动显示;分离流;脉冲风洞

1 引言

直立于平板上的尖劈是机翼与机身结合处和超声速发动机入口外形的简化模型。它虽外形简单,但尖前缘头激波与平板端流边界层相互干扰引起的三维分离流极其复杂。对这种流动已进行了广泛的实验研究^[1~3, 10~19]。但这些实验都是在超声速,特别是马赫数低于3的条件下进行的,很少有高超声速的数据。现代高超声速飞行器的发展,需要高超声激波-端流边界层干扰流的实验数据来揭示其流动的详细特征,证实超声速有关知识的适用性,并为高超声流体力学计算方法提供检验数据。为此,在高超声速脉冲风洞中进行了无后掠尖翼引起的激波-端流边界层干扰流的实验研究^[6, 8],实验包括进行表面压力、热流分布测量,油滴技术和液晶热图显示壁面流动。本文概要介绍油滴技术及其部分实验结果。

众所周知,用分离的传感器测量压力和热流分布能为飞行器设计和计算方法检验提供精确的实验数据,但由于分离传感器体积的限制,每次实验只能得到有限点的数据。这种技术用于激波-边界层干扰这种复杂流动研究时费时费力且很昂贵。而表面流动显示技术在一次实验中可以得到整个模型表面上的流动图像,单幅流动显示图像往往能比一大堆单点测量数据提供更多更形象的物理图像,便于建立合理的流动模型,特别是象这

本文于1993年2月12日收到。

种三维分离流。许多表面流动显示技术被推广用于低速和超声速常规风洞中。但在脉冲风洞中,由于实验时间短,工作压力低,它的应用遇到了很大困难,限制了它们的应用^[7]。本研究发展的脉冲风洞表面油滴显示技术有足够快的时间响应,能清晰地显示干扰流的表面流谱,为脉冲风洞提供了一种新的实验技术。实验结果表明,用表面油滴技术、液晶热图和薄膜计测热三种方法得到的干扰流特征点位置完全一致。表面油滴显示技术已用于表面台阶、钝翼、横向喷流等引起的干扰流研究以及发动机叶栅流和大攻角横向流研究中,取得了很好的结果。

2 实验技术

2.1 实验设备和模型

实验先后在炮风洞^[6]和等熵压缩管风洞^[9]中进行。炮风洞来流马赫数为7.8,雷诺数 $3.5 \times 10^7/m$,实验时间20ms。无后掠尖翼模型高8cm,长14.5cm,安装在离前缘0.5m的平板上。平板宽30cm,长70cm,攻角为 0° ,翼面偏转角 $\alpha = 0^\circ \sim 30^\circ$ 。后者马赫数为6.2和6.85,雷诺数分别为 $5.0 \times 10^7/m$ 和 $4.0 \times 10^7/m$,实验时间500ms。尖翼模型高2.5cm,长5cm,偏转角 $\alpha = 5^\circ \sim 20^\circ$,安装在离前缘20cm的平板上,平板长30cm,宽10cm。由于该风洞实验时间较长,油流和热图同时用高速摄像系统记录,从而可观察油流和热图的形成过程。录像速率每秒50幅。上述两座风洞均采用活塞驱动,以活塞前被驱动气体流尽而终止实验,所以流动图像不受关车影响,因此油流图像可在实验后拍摄照片(图1)或直接粘贴在透明胶片上(图2)。

2.2 表面油滴显示技术

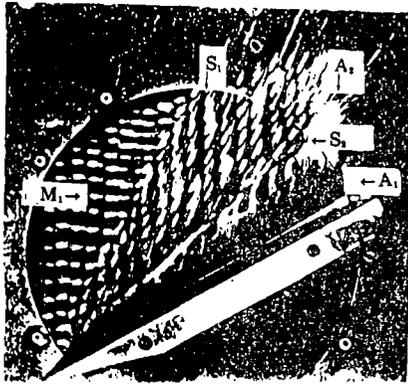
脉冲风洞实验时间短,实验在低压的真空条件下进行。选用硅油和氧化钛粉的混合物作为示踪剂。氧化钛是白色粉末,颗粒直径约 10μ 。硅油是透明液体,具有粘性低、蒸气压低的特点;在气流作用下,表面油滴在很短的时间内产生较明显的位移,适合于脉冲风洞的工作条件。为了提高照片反差,模型表面涂成黑色。实验前将混合物均匀滴于模型表面上。油滴直径约1至2毫米,油滴间距2至3毫米。实验时,气流流过表面,壁面剪切力作用于油滴,使之变形,并沿表面气流方向移动,从而在壁面上留下流动的轨迹,形成表面流动图像。油流图像清晰度与壁剪切力大小、实验时间长短、混合物浓度、模型表面特性、油滴大小及其密度等因素有关。为了提高油流图像清晰度,可根据实验条件采用油滴和油膜相结合的方法,或者采用彩色油滴技术。快速液晶热图技术见文献[6, 8, 9]。

3 实验结果及讨论

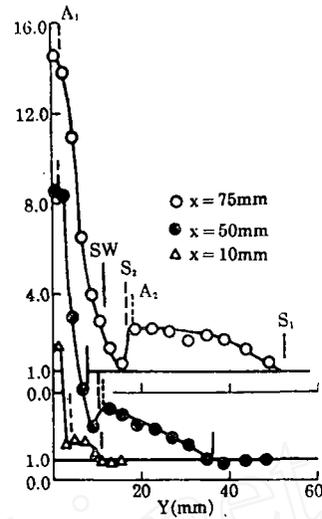
3.1 油流图像与热流分布测量和液晶热图结果比较

图1表示实验时间为20ms的炮风洞中得到的油流照片及垂直于翼面的平板热流分

布。图中 q_1 为无干扰平板热流率， x 为从翼前缘算起的平行翼面的距离， y 表示平板上测点到翼根部的垂直距离。偏转角 30° 的翼引起了较大的干扰区。从油流图中可以看到两条流线收拢的极限线和两条流线发散的极限线。前者称为分离线 S_1 和 S_2 ，后者称为附着



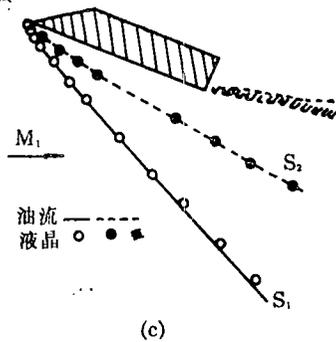
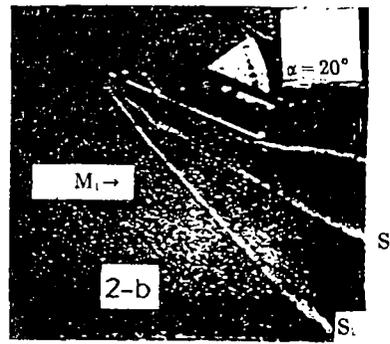
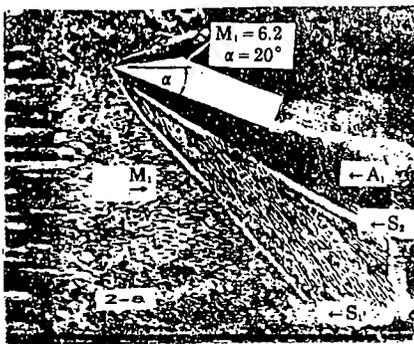
(a)



(b)

图1 油流流谱(a)与热流分布(b),
 $M_1 = 7.8, \alpha = 30^\circ, t = 20\text{ms}$

线 A_1 和 A_2 。 S_2 和 A_2 靠得很近，很多实验中观察不到 A_2 的存在，因此有人怀疑 S_2 是否是



(c)

图2 油流流谱, 液晶热图及其比较
 $M_1 = 6.2, \alpha = 20^\circ, t = 500\text{ms}$

分离线。图1的结果表明 30° 翼的干扰流，除主分离涡 S_1A_1 外还存在一很小的二次分离涡 S_2A_2 。 S_1 为干扰流最上游界线， A_1 则紧靠翼根部附近，这说明翼上游平板上干扰流运动主要受主分离涡 S_1A_1 影响。这些特征位置分别标在热流分布图1(b)中，其中 SW 表示无粘激波。图中结果表明油流图中分离线和附着线分别与热流分布中低热流和峰热流特征位置一一对应。

图2所示是实验时间为500ms的等熵压缩管风洞中获得的油流和液晶热图照片，油流图像是实验后用透明胶片粘贴法得到的，油流流纹细而清晰。翼上游平板上有两条明显的油积线。 S_1 是流线从两边收拢，而 S_2 紧靠无粘激波，流线从下游一侧收拢，而从上游一侧发散，这可能是分离线 S_2 和附着线 A_2 靠得太近的缘故。 S_1 和 S_2 之间的流线近似平行，向下游有一很小的扩散角。液晶热图中有两条淡色的线，表示干扰热流较低的位置，与油流图中的分离线 S_1 和 S_2 的位置一一对应(图2c)。

油流实验的录像结果^[6]证实在头20ms内，干扰流谱已完全建立。干扰区太小，特征线 S_1 和 S_2 的位置不随时间延长而变化，也不受风洞关车影响。油流流谱只随时间的增长，流纹增长变细，分离线上油积增厚，再附区 A_1 附近逐渐变成油层很薄的流纹。最近在实验时间为8ms的激波风洞中也获得了高清晰度的台阶干扰流油流照片。上述结果表明油滴技术有相当快的时间响应，能产生清晰的油流图像，可以用于脉冲风洞中复杂流动显示。

3.2 初始分离角

MacCabe^[10]提出了尖翼初始分离准则，即假定干扰流方向与无粘激波平行时的翼偏转为初始分离角 α_i 。KorKegi将这一准则简化为公式 $\alpha_i = 21^\circ/M_1$ ，并根据当时实验数据将MacCabe准则修正为 $\alpha_i = 17.2^\circ/M_1$ 。初始分离角的实验结果与计算值绘于图3。Holden^[12]和Golberg^[13]的结果高于其它实验值和计算值。本实验数据接近计算值。

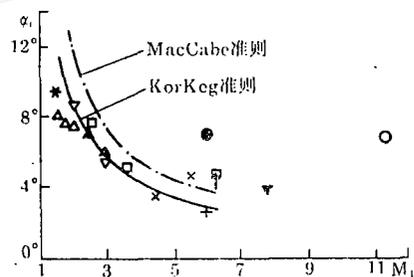


图3 马赫数对尖翼初始分离角的影响
 Δ Stanbrook, ∇ MacCabe \square Lowrie $*$ Stalker
 \times Neumann \bullet Golberg $+$ Law \circ Holden
 \blacktriangle Lu \blacktriangledown \blacksquare 本文

3.3 尖翼干扰流的锥形特性

Settles等^[1, 2]人在 $M_1 = 2.95$ 的气流条件下的油流实验发现尖翼干扰流具有锥形性质，其主要特征示于图4。图1和图2的油流图像和液晶热图照片表示了完全类似的性质。根据文献[19]的上游干扰线的相关结果将 $M_1 = 6.2$ 的油流和液晶热图显示数据绘于图5中。图中 δ 为平板边界

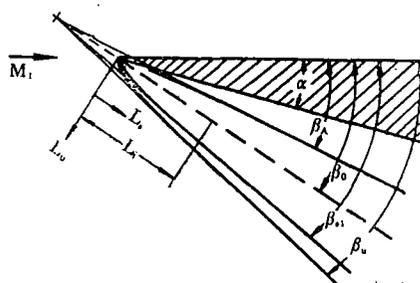


图4 尖翼干扰流的特征 ($M_1 = 2.95$)

层厚度, M_{1n} 为来流马赫沿激波法向分量, L_u 和 L_s 是激波坐标系(图 4)。图中结果表明不同偏转角的数据能很好相关; 高超声速尖翼干扰流也具有一非锥形开始区和下游的锥形区, 但高超声速干扰流的非锥形开始区远比超声速时小。如 $M_1 = 2.95$ 时; $[L_s(\text{Re}\delta)^{1/3}/\delta]/M_{1n} \approx 1600$; $M_1 = 6.2$ 时, $[L_s(\text{Re}\delta)^{1/3}/\delta]/M_{1n} \approx 300$ 。

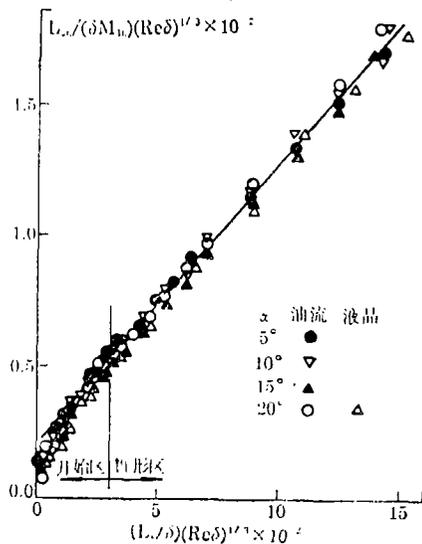


图 5 尖翼上游干扰线相关 ($M_1 = 6.2$)

激波强度对锥形区上游干扰角 β_0 的影响表示在图 6 中。尖翼干扰流引起分离的基本机理是由于无粘激波后的压力升高值, 此值由来流马赫数的激波法向分量 $M_1 \sin \beta_0$ 决定。高超声速时, $M_1 \sin \beta_0 \approx M_1 \beta_0$ 。图中结果表明超声速和高超声速尖翼上游干扰角能够用 $M_1 \beta_0$ 很好相关。事实上参数 $K_s = M_1 \beta_0$ 类似于高超声速相似参数 $K = M_1 \tau^{[20]}$ 。因此, 图 6 的相关结果表明翼干扰流具有高超声速相似特性。

激波强度对锥形区上游干扰角 β_0 的影响表示在图 6 中。尖翼干扰流引起分离的基本机理是由于无粘激波后的压力升高值, 此值由来流马赫数的激波法向分量 $M_1 \sin \beta_0$ 决定。高超声速时, $M_1 \sin \beta_0 \approx M_1 \beta_0$ 。图中结果表明超声速和高超声速尖翼上游干扰角能够用 $M_1 \beta_0$ 很好相关。事实上参数 $K_s = M_1 \beta_0$ 类似于高超声速相似参数 $K = M_1 \tau^{[20]}$ 。因此, 图 6 的相关结果表明翼干扰流具有高超声速相似特性。

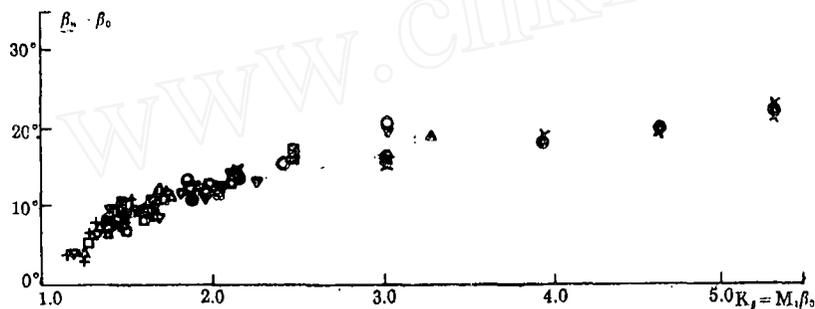


图 6 激波强度对上游干扰角的影响

oil—油流 L_c —液晶热图, H —热流测量, P —压力测量

M_1	2.47	2.95	3.44	3.95	5.9	6.2	6.85	7.8
Oil	+	Δ	\square	∇		\circ	\blacktriangle	\bullet
L_c						\times		*
H								\bullet
P					\blacksquare			

4 结 论

表面油滴技术已成功用于脉冲风洞中研究激波-边界层干扰流, 有足够快的时间响

应,能清晰显示翼干扰流的详细特征和初始分离,分离和二次分离再附现象。油流流谱中的特征线位置与热流分布测量和液晶热图结果很好吻合。

高超声速尖翼干扰流也具有超声速流时的锥形特性,上游干扰角与高超声相似参数相关得很好。

高超声速尖翼干扰流有很小的初始分离角,较短的非锥开始区,很高的再附峰值热流,上游干扰角与主分离线角近似相等。

参 考 文 献

- 1 Settles G S, Lu F K. *AIAA J*, 1985,23(7)
- 2 Lu F K, Settles G S. *AIAA J*, 1990, 28(1)
- 3 Kubota H, Stollery J L. *J Fluid Mach.* 1982, 116
- 4 Inger G R. *AIAA J*, 1987, 25(2)
- 5 Tang G M, Tan A z, Wang S F. IMCAS STR-91011 1991.
- 6 Tang G M. Dept. of Aero-& Astronautics, University of Southampton UK 1992.
- 7 俞鸿儒,李仲发.力学学报,1981,1(1)
- 8 刘鹏.第六届激波管学术讨论会,1992.
- 9 East R A. Proc. 18th ISSW, Sendai, Japan, 1991.
- 10 MacCabe A. *The Aeronautical Quarterly*, 1966, 7(2)
- 11 Korkegi R H. *AIAA J*, 1973, 11(11)
- 12 Holden M S. *AIAA Paper No.* 84-1677 1984.
- 13 Golberg T. J. *AIAA J*, 1973, 11(11)
- 14 Stanbrook A. ARC CP-555 1961.
- 15 Lowric B W. Ph. D. Thesis, Cambridge University UK, Dec. 1965.
- 16 Stalker R J, *J Aeronautical Science* 1957, 24(7)
- 17 Neumann R D, Hayes J R. *AIAA Paper No.* 77-46 1977.
- 18 Law C H. ARL-TR-75-191 1975
- 19 Doiling D C Bogdonoff S M. *AIAA J*, 1983. 21
- 20 Anderson J D. *Hypersonic & High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill, New York 1989.

APPLICATION OF SURFACE OIL-DOT VISUALIZATION TECHNIQUE TO THE STUDY OF 3-D SHOCK-BOUNDARY LAYER INTERACTION IN SHORT DURATION FACILITIES

Tang Guiming

(Institute of Mechanics, Academia sinica)

Abstract This paper describes a surface oil-drops visualization technique that is suitable for use in short duration facilities and some experimental results from it. High spatial resolution oil flow patterns induced by a sharp fin have been obtained in impulse wind tunnels with a test time range of 20~500ms and used to determine quantitatively the feature line positions of the interaction flow, which are in good agreement with those from liquid crystal thermograph and thin film gage measurements.

Secondary separation-reattachment was observed for high fin deflection. Oil flow patterns show that sharp fin induced hypersonic interaction flow has conical symmetry similar to the supersonic one. The study results demonstrate hypersonic similarity of relative influence angle, $(\beta_u - \beta_0)$, at Mach number up to 8 and hypersonic similarity parameter, $M_1\beta_0$, up to 5.5.

Key words shock-boundary layer interaction, hypersonic flow, flow visualization, 3-D separation, impulse wind tunnel