

高超音速后掠激波与边界层 干扰流场特性

王世芬 王宇 刘鹏

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

SURFACE FEATURE IN HYPERSONIC SWEEP SHOCK AND BOUNDARY LAYER INTERACTION

Wang Shi-fen, Wang Yu, Liu Peng

(Institute of mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080)

摘要 应用表面油流和液晶温度显示、表面热流率和压力测量四种测试技术, 在 $Ma_\infty = 7.8$ 、单位长度雷诺数 $Re_\infty = 3.5 \times 10^7 / \text{m}$ 条件下, 研究了 30° 迎角尖前缘翼面诱导激波和湍流边界层干扰流场特性。结果表明: 表面流动是准锥型; 在强相互作用下, 流动发生了二次分离和再附, 导致表面油流线的流向角、温度、热流率和压力分布均出现明显的凹坑。

关键词 激波边界层干扰, 高超音速流, 分离流, 流动显示, 液晶技术, 热流测量

Abstract Experimental investigation of surface features in a swept shock turbulent boundary layer interaction induced by a sharp fin at angle of attack of 30° is performed using surface oil-dot visualization, liquid crystal surface thermography, surface heat transfer and pressure measurements. The nominal test condition is free stream Mach number of 7.8, unit Reynolds number of $3.5 \times 10^7 / \text{m}$. The study shows that the surface flow is quasi-conical. There are both secondary separation and attachment in the strong interaction. The streak deflection, surface heat transfer and pressure distributions show distinct dip associated with secondary separation.

Key words shock wave and boundary layer interaction, hypersonic flow, separated flow, flow visualization, liquid crystals, heat transfer measurements

随着高速飞行器和推进系统的发展, 高超音速后掠激波与湍流边界层相互作用问题已引起气动工作者关注。最近, Pace 和 Lu^[1]、Kussoy 等人^[2]分别采用油流显示、表面压力和热流率测量, 研究了 Mach 数 8 和 8.2 高超音速气流绕无后掠尖前缘翼面流动。指出高超音速干扰流场仍有类似于超音速干扰流场的准锥特性, 但拐角附近平板最大压力无过冲现象, 而是低于无粘激波下游的数值。从目前仅有的另外两个压力测量结果来看, 一个是最大压力接近二维无粘流理论^[3], 一个是高于无粘激波下游数值^[4], 需进一步澄清。此外, 在干扰流场油流显示中出现了只有二次分离线, 无二次再附线的现象, 这与拓朴理论不符, 也应探讨。

通过扩大观测激波强度范围, 应用表面油流和液晶温度显示、热流率和压力测量等技术, 考察 Mach 数 7.8 的气流绕迎角 30° 的无后掠尖前缘翼面流动的壁面特性。由测量结

1992年7月4日收到, 1993年4月12日收到修改稿

国家自然科学基金资助课题

果揭示高超音速激波湍流边界层干扰时均流场的详细结构,找出油流显示中干扰区各特征线与表面热流率和压力分布中特性参数的内在联系;比较高超音速和超音速两种干扰流场的相似性及差异,为高超音速数值计算方法的改进和工程预计方法的建立提供依据。

1 实验设备和模型

实验在中国科学院力学研究所 JF_{4B} 高超音速自由活塞炮风洞中进行。名义气流 Mach 数为 7.8, 滞止压力 17.2MPa, 滞止温度 770K, 壁温与自由流滞止温度之比为 0.39, 相应的单位长度雷诺数为 $3.5 \times 10^7 / \text{m}$ 。气流准定常时间为 20ms。

实验模型由 $550 \times 300 \text{mm}^2$ 尖前缘平板和高 80mm, 弦长 140mm 无后掠尖前缘翼面组成。平板后部有一直径 145mm 的圆孔, 以安装具有不同测试元件的转盘。实验时, 转盘齐平嵌入平板, 翼面垂直固定在转盘上, 翼面与来流成 30° 角, 其前缘距平板前缘与侧缘分别为 350mm 和 100mm, 平板零迎角安装(图 1)。

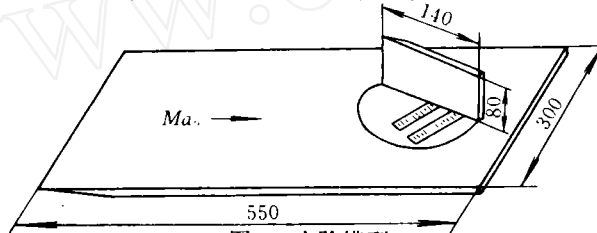


图1 实验模型

2 测试技术

2.1 流动显示技术

根据高超音速脉冲型风洞运行时实验段为负压且运行时间短的特点,对流动显示技术作了如下改进:选用饱和蒸气压低、粘度小的硅油(293.15K 时运动粘度为 $9 \sim 12 \times 10^{-6} \text{m}^2 / \text{s}$)作载体,并加入分散剂(油酸)以减小示踪粒子(钛白粉)凝聚的尺度,使示踪粒子与载体均匀混合;另一方面改变传统涂刷方法,采用离散的小油滴布局,以获得清晰的油流谱图画。

2.2 液晶温度显示技术

液晶温度显示是将热色液晶涂于模型表面,由液晶反射光谱随表面温度变化的特性,以颜色显示表面温度分布,并通过计算获得表面热流率。与逐点测量相比,它具有省时省力,效率高等优点,是了解和分析复杂外形热环境的一种有力工具。

该技术实施的关键是选择合适的热色液晶均匀喷涂于模型表面,并建立光源和实时拍摄系统。现选用英国 BDH 公司的 TCS-522 胆甾型微胶囊液晶。为确保液晶能准确反映物体表面温度,金属模型表面先喷涂一层 $70 \mu\text{m}$ 厚的黑色塑料,以减少热扩散,增加光吸收率。在实验时间内塑料层可视为半无限体,液晶喷涂其上,厚 $10 \mu\text{m}$ 。此材料起色温度为 297.65K,在 297.65~315.65K 范围内顺次呈红、绿和蓝三种颜色;在此范围以外均为无色。光源选用闪光指数为 28 的日光型闪光灯,用延时后的风洞滞止压力信号启动。实验时照相机置于 B 门,用改变延时时间的方法调整拍摄时间。为精确给定照片所对应

的气动加热时间,拍摄时同时记录两个信号,即模型表面测热元件输出信号和位于闪光灯照明区光电管输出信号,分别确定气动加热起、止时间。测试系统如图 2 所示,有关技术细节见文献[5]。

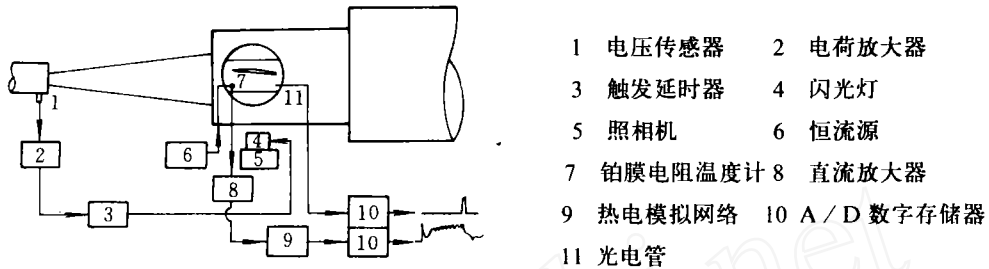


图 2 测试系统

2.2: 表面热流率和压力测量

测热元件为条形铂膜电阻温度计(长 4mm、宽 0.3mm、厚 10^{-3} mm),依次排列在宽 5mm、长 50mm 的玻璃衬底上,元件间距为 2~5mm。实验时,将四块具有铂膜电阻温度计的玻璃片分别齐平封装在测热转盘两个平行槽中,槽中心间距 30mm。两排测量线与来流成 31° 角(图 1)。被测信号放大后经热电模拟网络变换成与热流率成正比的电信号,由多通道数据存贮器记录。

测压元件为压阻式传感器,由直径 1.4mm 的紫铜管与测压转盘表面测压孔相连。测压孔共两排,排距 30mm,孔距 3~6mm。测压时,将测压转盘装在平板的圆孔上。

3 实验结果和讨论

3.1 表面流动特性

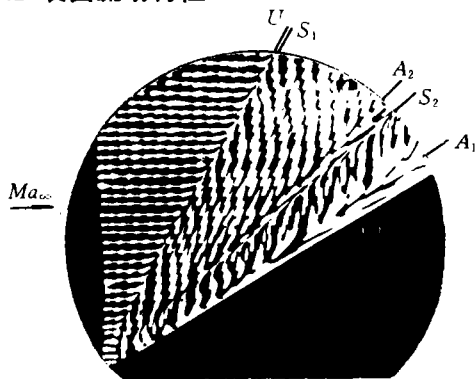


图 3 平板表面流谱

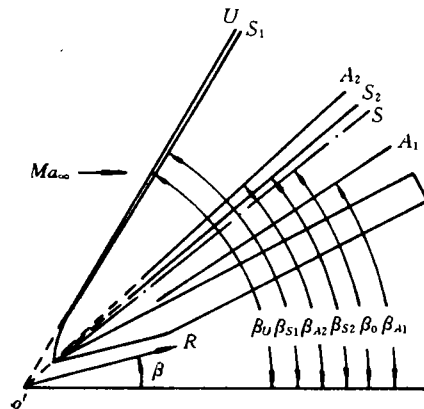


图 4 干扰区特性线极坐标表示

图 3 给出实验获得的表面流谱。从图中可清楚地看到两条油流线收敛的渐近线(S_1 、 S_2)和两条油流线发散的分离线(A_1 、 A_2),即主分离线、二次分离线、主再附线和二次再附线。这些特性线除在翼面前缘出现弯曲外,随着向下游的推移呈直线型。若将特性线的直线段和翼面前的无粘激波反向延长,则几乎交于一点。这些结果证实:高超音速后掠激

波边界层干扰流场具有准锥特性；分离线和再附线成对出现；二次分离涡位于大分离涡之中，尺度较小。在低激波强度下会出现二次分离线几乎掩盖二次再附线的现象。高超音速干扰流的另一特性是上游影响线 U (油流线开始偏转) 紧靠主分离线 S_1 ，其干扰尺度大于超音速干扰流相关式^[6]外推的结果。图 4 给出极坐标描写的锥型区壁面流动特性，虚假原点 O' 距翼面前缘 23mm，特性线偏角 (特性线与来流间夹角，在准锥流情况下即极坐标辐角 (图 4)) β_U 、 β_{S_1} 、 β_{A_2} 、 β_{S_2} 、 β_0 和 β_{A_1} 分别为 60° 、 59° 、 43.5° 、 41° 、 39.4° 和 34° 。 β_0 为无粘激波角。

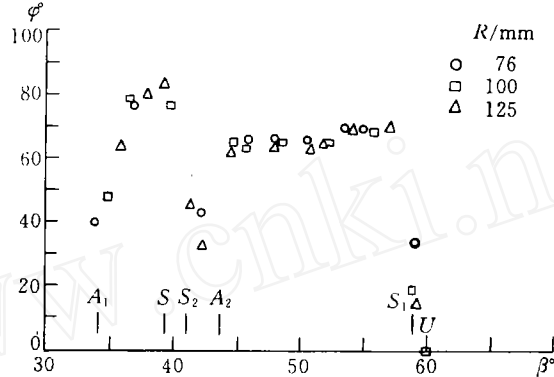


图 5 干扰区油流线流向角的分布

图 5 给出从油流谱测得的干扰区油流线方向与来流方向间的夹角，即流向角 φ 。结果表明： φ 是 β 的函数，与极坐标向径 R 无关，其分布规律受流场分离涡制约。在主分离涡作用起始区 φ 迅速增大，然后达一平台值；在二次分离涡作用下 φ 出现极小值；在无粘激波附近 φ 又上升到最大值，接着急剧下降。

3.2 表面温度分布

图 6 是干扰区液晶涂层气动加热 20ms 后所显示的表面温度分布，温度场也具有准锥特性。除翼面前缘附近，最上游两种颜色的分界线与来流成 61° 角，与油流谱得到的近似相等。由液晶显示干扰区温度分布大致可分成三个区域 (图 6)。I 区 ($43^\circ < \beta \leq 61^\circ$) 色彩基本均匀，呈蓝色，为温度均匀分布区。若仔细区分，在低 β 值段 ($43^\circ < \beta < 46^\circ$) 色彩深些，即温度略高。II 区 ($37^\circ < \beta \leq 43^\circ$) 色彩多变，呈现淡蓝-模型底色-淡蓝-深蓝分布，温度先下降后上升，最低温度在二次分离线附近。III 区 ($30^\circ < \beta \leq 37^\circ$) 色彩又为模型底色，表示液晶温度上升到 315.65K 以上，为高温区。

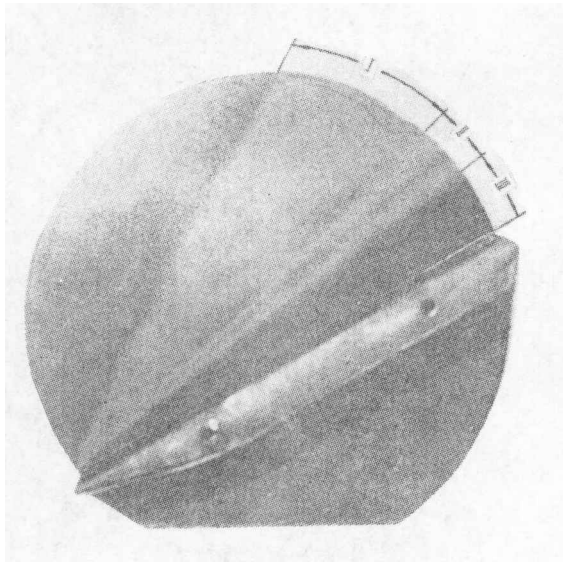


图 6 液晶热图照片

3.3 表面热流率和压力分布

热流率 q_w 和压力 p_w 与无干扰平板热流率 q_{w0} 和压力 p_{w0} 的比值也具有准锥特性，它们是极坐标辐角 β 的函数 (图 7)，热流率分布和压力分布十分相似。在主分离线附近热流

率和压力均迅速增大; 后接一平台区; 在二次分离线处出现凹坑; 随后又急剧上升在主再附线处达最大值; 然后再下降。热流率的变化与液晶温度显示的温度变化一致。受所用液晶色温范围限制, 实验未能反映出再附区附近高温温度场的细节。

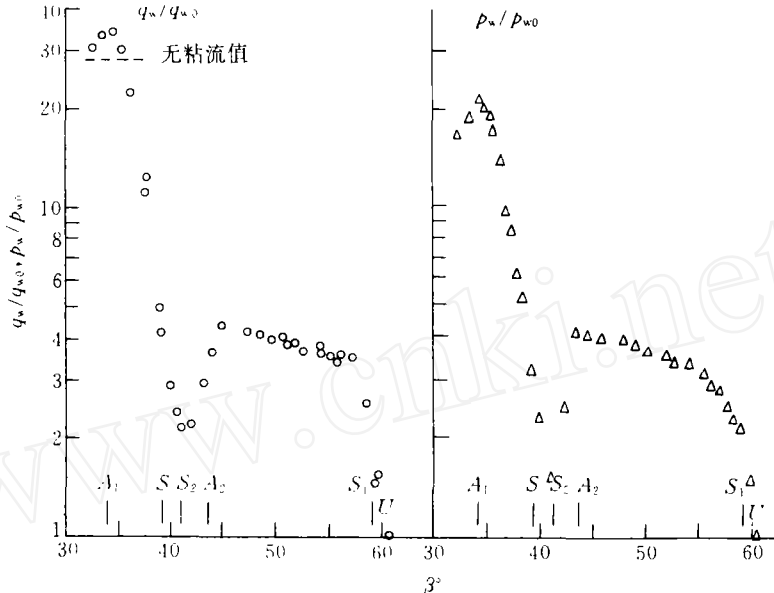


图 7 热流率和压力分布 (a)压力分布 (b)热流率分布

为获得干扰区最大热流率和最大压力, 实验中增加了再附区测点密度。结果表明: 高超音速干扰流场的最大压力仍有过冲现象(图 7(a)), 即高于无粘激波后压力数值; 而最大热流率和最大压力可用 Holden 给出的幂次式相关^[3]。

3.4 空间流场结构

Alvi 和 Settles^[7]曾用 PLS 成像技术获得后掠激波和边界层相互作用流场结构(图 8)。图 8 与前述实验结果比较, 可看出干扰区表面流动特性受空间流场结构制约。边界层离开平板形成自由剪切层处, 表面流动受 λ 波前足(分离激波根部压缩波系)作用, 压力和热流率(温度)均迅速上升。 λ 波后足处(激波下游)自由剪切层向平板拐折, 形成一个扁平的旋涡(分离泡)。在分离泡内表面压力和热流率(温度)近似不变为平台区。在分离泡下游, λ 波三叉点下的无粘流向下冲刷与平板碰撞形成再附, 致使表面压力和热流率(温度)急剧上升达最大值。再附后的气流一部分向翼面流动, 在拐角处产生一个小分离涡; 一部分返回分离泡, 使再附线两旁的油流线向两边散开。折回到分离泡的气流受强顺压梯度作用不断加速到局部超音速。但由于压力低于分离泡内平台压力, 气流中必然产生一正激波。正激波和回流边界层相互作用, 致使再附气流再次分离, 表面压力和热流率(温度)分布出现凹坑。因此二次分离涡与主分离涡相比尺度小且紧靠壁面。可以认为表面流动参数极小值的存在是流动二次分离的结果。

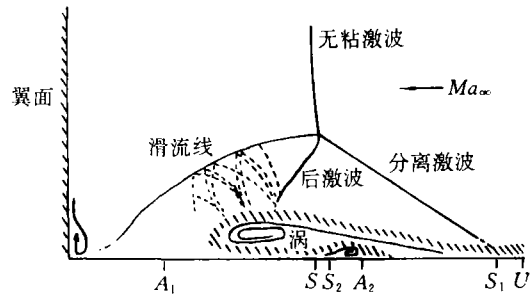


图 8 空间流场结构

为获得干扰区最大热流率和最大压力, 实验中增加了再附区测点密度。结果表明: 高超音速干扰流场的最大压力仍有过冲现象(图 7(a)), 即高于无粘激波后压力数值; 而最大热流率和最大压力可用 Holden 给出的幂次式相关^[3]。

4 结 论

(1) 高超音速后掠激波和边界层干扰流场具有准锥特性, 但上游影响线紧靠主分离线。

(2) 在激波和边界层强干扰时, 流动出现二次分离和再附。在此流场中干扰区表面压力和热流率(温度)分布均可分成四个区域: 上升区、平台区、凹坑区和急剧上升区, 其尺度和位置可用表面流谱中各特征线的位置加以判断。

本工作得到力学所激波和激波管实验室大力协助, 尤其是马家骥、李清泉、潘文欣、袁生学和唐贵明等同志为液晶热图技术在我国脉冲型风洞中首次实施付出了辛勤的劳动, 在此向他们表示衷心感谢。

参 考 文 献

- 1 Pace E G, Lu F K. On the Scale of Surface Feature in Hypersonic Shock Boundary Layer Interactions. AIAA 91-1769, 1991.
- 2 Kussoy M I, Kim K S, Horstman K C. An Experimental Study of a Three-Dimensional Shock Wave / Turbulent Boundary Layer Interaction at a Hypersonic Mach Number. AIAA 91-1761, 1991.
- 3 Holden M S. Experimental Studies of Quasi-Two-Dimensional and Three-Dimensional Viscous Interaction Regions Induced by Skewed-Shock and Swept-Shock Boundary Layer Interactions. AIAA 84-1677, 1984.
- 4 Law C H. Three-Dimensional Shock Wave-Turbulent Boundary Layer Interactions at Mach 6. ARL 75-191, 1975.
- 5 East R A. Applications of Liquid Crystal Surface Thermography in Hypersonic Flow. 18th International Symposium on Shock Waves, Sendai, Japan: July 1991.
- 6 Lu F K, Settles G S. Upstream-Influence Scaling of Fin Generated Shock Wave Boundary Layer Interactions. AIAA 90-376, 1990.
- 7 Alvi F S, Settles G S. A Physical Model of the Swept Shock / Boundary Layer Interaction Flowfield. AIAA 91-1768, 1991.