

翼舵诱导激波与边界层相互作用研究

吴松, 王世芬, 谷笏华, 韩桂娟, 杨瑞霞

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

摘要 在 GJF 风洞中, 采用油流显示技术获得了平板上翼舵诱导激波与边界层相互作用的流场结构。在 $M=4$, $Re=3.3 \times 10^7/m$ 状态下, 对翼舵干扰区进行了表面热流率测量, 给出了表面热流率在不同攻角及舵偏角时的分布规律。

关键词 激波与边界层, 油流显示, 表面热流率

引言

高超声速飞行器的翼、舵是飞行器维持和控制姿态的主要部件。但翼舵诱导激波会与边界层相互作用, 导致流场结构复杂。并且相互作用产生的分离、再附区的热流较高, 因此翼舵区也是热防护的重点区域。为获得翼前缘、舵轴、舵翼/身干扰区、舵轴缝隙干扰区和舵翼面等处的高精度热流数据, 以便选用可靠防热材料以及进行合理结构设计, 往往需要对翼舵进行局部地面模拟试验。

地面模拟试验中, 边界层厚度较薄, 而且地面模拟设备的扰动特性令边界层流态在试验前难以准确判定, 因此激波/边界层的相互作用区域与数值模拟有所差异, 需要利用热流测量判断边界层流态, 并辅以油流显示技术, 确定流场结构, 然后再有的放矢, 对关键点的气动热特性进行测量。

本文用油流显示和瞬态表面热流测量技术, 在 $M_\infty=4$, $Re_\infty=3.3 \times 10^7/m$ 气流条件下, 获得了翼舵干扰区的流场结构和表面热流率分布。

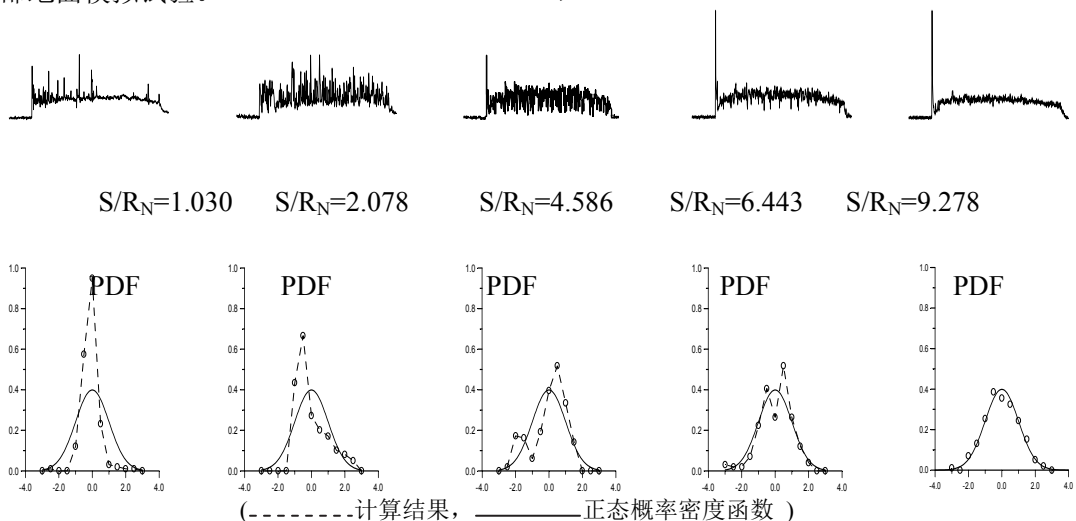


图1 典型转捩区热流曲线脉动及概率密度函数变化

1 边界层流态判断方法及油流显示技术

1.1 边界层流态判断方法

根据热流值及热流脉动情况, 可以确定平板表面边界层流态^[1]。图1所示为一组典型的转捩发展过程的热流曲线。初始时, 曲线略有“毛

刺”, 即脉动量不大, 其热流平均值接近于层流边界层热流值; 随后, “毛刺”大增, 脉动量很大, 但平均热流值略有增加; 再向后, “毛刺”

依然很多，但平均热流值明显增大；最终，“毛刺”逐渐减少，而平均热流值也趋于湍流边界层热流值，转捩结束，达到完全湍流。

1.2 油流显示技术

干扰流场壁面附近流动特性的显示选用含钛白粉的硅油，以离散方式在模型表面上布点，获取干扰区全尺度油流谱图^[2]。

2 实验设备、模型和测试系统

2.1 实验设备

实验在中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室 GJF 高超声速风洞中进行。GJF 风洞型面喷管出口直径 0.8m，实验段直径 1.5m，激波管内径 405mm，低压段长 22 米，高压段长 11 米。试验段内径 2m，长 3.2m，真空罐长 10m，内径 2m，容积 30m³。为保证风洞运行状态的重复性，驱动段和被驱动段之间采用双膜结构，并用快速泄压法破膜。

根据试验中监控的风洞运行参数，GJF 提供的气流参数为马赫数 $M=4.03$ ，总压 $P_0=12.1\text{MPa}$ ，总温 $T_0=430\text{K}$ ，单位长度雷诺数 $Re_\infty=3.3\times 10^7/\text{m}$ ，有效实验时间 30 毫秒。

2.2 模型

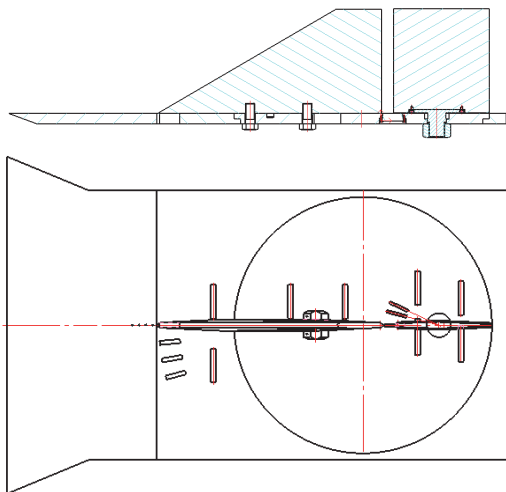


图 2 模型示意图

模型由平板、翼和控制舵组成（图 2）。平板总长度 710mm，分前后两部分。前平板宽度由 500mm 渐变至 400mm，后平板宽 400mm。翼用螺钉和键固定在后平板的圆盘上，圆盘可在平板上旋转，以模拟不同攻角时水平翼的状态。

控制舵也固定在圆盘上，但可以通过定位键，相对于圆盘旋转 0° 、 15° 和 25° 。

根据计算结果，测点分布如下：前平板布置 4 个测点，以判断流态；翼前缘采用两段各 110mm 的玻璃棒嵌入其中，以减小对前缘外形的破坏，提高测试精度；翼面与舵面受其厚度影响采用玻璃片式传感器，即可保证翼舵外形又使测点密集度增加。翼舵干扰区与舵轴采用玻璃块式传感器，方便更换，并且测点最小间隔仅为 2mm。本模型中，平板代表机身，翼相对机身固定，圆盘旋转模拟攻角变化时水平翼舵情况。由于是局部模型，为清晰说明热流分布，我们建立了如下坐标系：控制舵轴线与平板上表面的交点作为坐标原点；控制舵轴线为 Z 轴，向上为正；翼与平板上表面相交曲线的中心线为 x 轴，顺着来流方向为正；y 轴在平板上垂直于 x 轴，圆盘旋转负攻角后，迎风区为 $y>0$ 。坐标系随圆盘一起旋转，由于大部分测点在圆盘上，因此坐标不变。前平板及翼前部侧向的测点坐标，旋转后改变。

2.3 测试系统

瞬态热流测量系统由薄铂膜电阻温度计、信号调理器和多通道高速数据采集系统及微机组组成。信号调理器为薄铂膜电阻温度计提供恒流源。传感器输出一个与温度成正比的电信号，测量信号经信号调理器放大和滤波，经过热电模拟网络后，用 12bit A/D 多通道数字存储器记录。薄铂膜电阻温度计响应频率可达 1MHz，滤波器截止频率均为 10kHz，信号调理器带宽 0—100kHz，数据采样速率 25kHz。实验结果用实验室自行开发的 Windows 汉字环境下的数据采集、显示、分析处理和输出软件获得。

3 实验结果及讨论

3.1 翼上游边界层流态

边界层流态不同，激波/边界层相互作用的结果也不同。为判断边界层流态，在前平板布置 4 个测点。利用上面所述流态判断方法，可以确定本次试验平板表面边界层流态如下：

$M=4$ 时，前平板测点的热流曲线脉动量不大，热流值与计算的平板湍流边界层热流值相当。表明 $M=4$ 时，边界层在前平板已经完成转捩，达到完全湍流。

3.2 流场结构

图3、4、5分别给出了 $M=4$ 时， $\alpha=0^\circ$ 时 $\delta=15^\circ$ 和 $\alpha=-15^\circ$ 时 $\delta=0^\circ$ 、 15° 的油流谱图。图中可见，翼、舵及凸起物在平板及翼面上形成多个干扰区。

在翼邻近前方及其周围，气流受其诱导激波与边界层相互作用，在翼邻近前方发生分离，形成一条绕翼向下游扩展的油流聚积线即分离线。攻角 $\alpha=0^\circ$ 时，此分离区相对翼中心线左右对称。随着攻角变化，迎风面分离线明显外扩，背面面分离区减小，向翼靠近。当 $\alpha=-15^\circ$ 时，在距翼前缘顶点 $1/3$ 翼长处，靠近翼根部可见一条油流发散的再附线。再附线到达凸起物邻近前方消失。

在翼分离区内，凸起物邻近前方及其周围，再次发生激波与边界层相互作用。在翼面和凸起物邻近前方发生分离。翼面上的分离线呈“弧线型”向下游发展，在凸起物后方很快消失。 $\alpha=-15^\circ$ 时，在迎风翼面上的分离线最为明显。平板上凸起物前方，分离线近似与凸起物、平板的交线平行，到凸起物侧端附近略向后移，但绕过凸起物的侧向拐角，分离线迅速向下游扩展，并在凸起物侧壁与平板交接处附近产生一条再附线。凸起物紧邻后方流线平直。对于 $\alpha=-15^\circ$ 时，迎风区凸起物产生的分离区明显增大，而背风区凸起物产生的分离区很小，分离线几乎紧贴着凸起物侧面，并且很快消失，背风区凸起物外侧未见再附线。凸起物的诱导激

波与边界层相互作用产生的分离区随着向下游推移，展向分离距离变化减缓。

在翼尾部，控制舵干扰区，气流受凸起物前方分离区向下游扩展、翼尾部涡以及舵诱导激波与边界层相互作用，流动变得十分复杂。由于控制舵垂直于平板，其分离线脱体距离明显大于后掠翼的分离线。在舵前方出现明显的再附区，流线向四周发散。发散的流线在翼后部受翼尾涡的影响略弯向上游。舵前缘上也出现一个油流四处发散的点，这是由于舵诱导激波与边界层相互作用产生 λ 波，从而一股超声速气流撞击在舵前缘上形成的。此处的热流值应当是舵前缘上的热流峰值。控制舵分离线绕过舵前缘后迅速向下游扩展，并在舵侧壁与平板交接处附近产生一条再附线。攻角会导致控制舵分离区的不对称，但舵偏角对其影响更大。当 $\alpha=-15^\circ$ 时，对比 $\delta=0^\circ$ 、 15° 的油流谱图可以看到：整个控制舵分离区随控制舵发生偏转， 15° 舵偏角时，控制舵分离区展向方向明显增大，与迎风面凸起物产生的分离线汇聚在一起，而且再附线与舵的夹角也远大于 0° 舵偏角时的角度。此外，控制舵分离区在舵轴的凹槽处出现二次分离与再附。凹槽内的流动十分复杂，有限的油滴显示其中有涡存在。

舵面的流动没有异常，只是当大舵偏角时，受前方翼的影响，舵面前部靠近舵顶面和底面的位置，流线上倾，略有聚集。

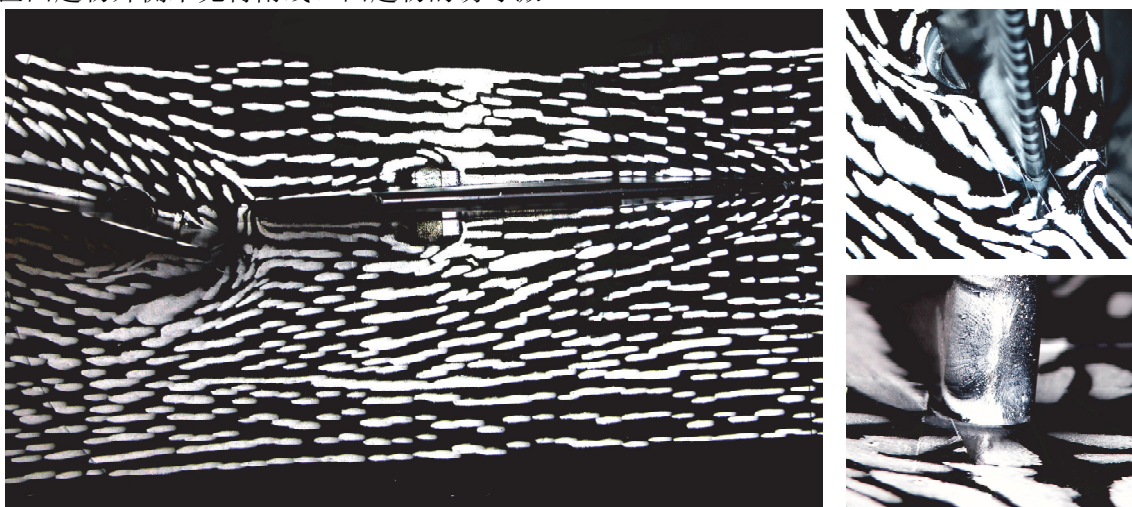


图3 $M=4, \alpha=0^\circ, \delta=15^\circ$ 油流谱图

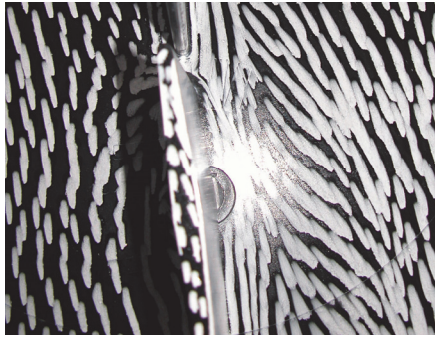


图4 $M=4, \alpha=-15^\circ, \delta=0^\circ$ 油流谱图

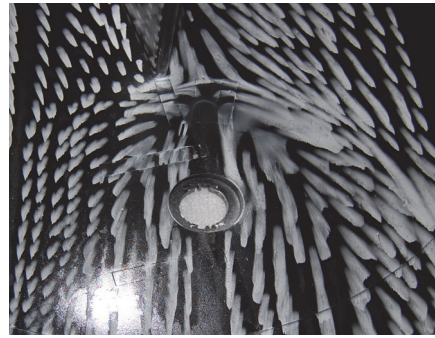


图5 $M=4, \alpha=-15^\circ, \delta=15^\circ$ 油流谱图

3.3 热流分布

1、翼分离区热流分布

在翼分离区内布置有两个测量块(如图6)。一块在前部约1/4翼长处,另一块在翼中部突起物前。

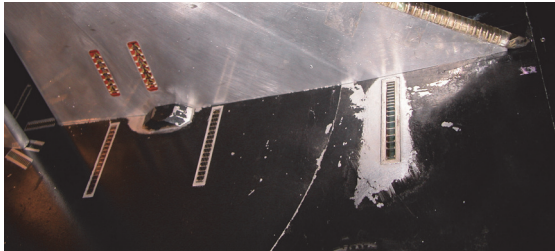


图6 翼分离区测热传感器

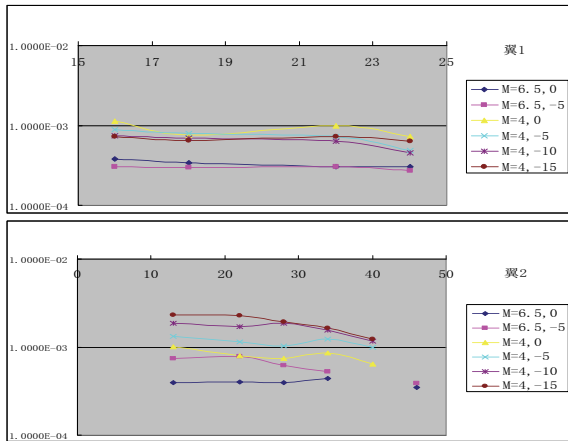


图7 翼分离区热流分布

热流分布如图7所示,最靠近翼的测点热流值最高,随后沿展向下降,趋于无干扰平板热流值。在相同展向位置第二块的热流值更高一些,这与翼分离区向下游扩展相吻合。随着攻角绝对值变大,由于第二测量块处于迎风区,其测点热流值也随之增大。而第一测量块不在圆盘上,当攻角绝对值变大,其测点与翼的距离增大,测点热流值也随之下降,更趋于无干

扰平板热流值。 $M=4$ 时翼分离区最高热流值出现在 $\alpha=-15^\circ$ 时第二测量块上展向距离翼中心线13mm处,约为 64.85kW/m^2 。

2、翼舵之间干扰区热流分布

此处布置三块测量块(如图8),保证转动舵偏角后沿舵中心线舵前方都有测点。测量块较长,正对舵的测量块其一半测点位于舵正前方,另一半测点位于舵下方的缝隙中。

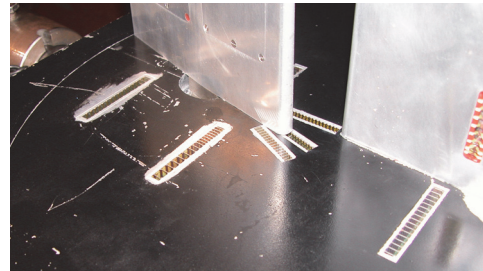


图8 翼舵间测热传感器

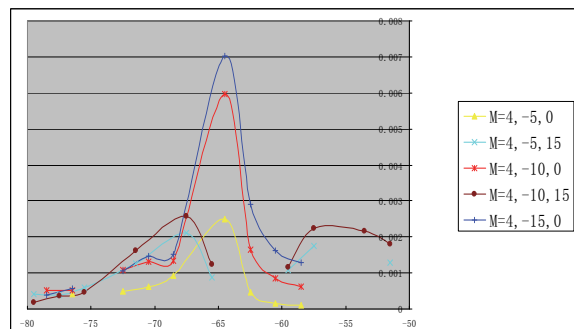


图9 翼舵之间干扰区热流分布

热流分布见图9。正对舵的测量块上热流值分布呈现单峰形状,两边低,中间高。前方低值是翼尾涡造成的,后方低值是缝隙区内形成的。热流峰值的测点位于舵前方再附区中,距离舵前缘不到1mm。而相对舵中心线有偏角的两个测量块上呈现双峰形状,双峰分别对应凸起物分离、再附线和舵分离线。双峰的峰值低

于单峰值。单峰值随攻角绝对值增加而增大，随缝隙高度的减小而增大。 $M=4$ 时，最高热流峰值约为 320.49kW/m^2 。

3、舵前缘下游分离区热流分布

舵分离区的热流分布见图 10。靠近舵根部的测点由于处于再附区，其热流值较高，出现一个峰值。随后沿展向下降，再上升，到达分离线处形成第二个峰值。迎风面舵分离区热流值随攻角绝对值增加而增大。 $M=4$ 时，最高的热流峰值约为 98.32kW/m^2 。

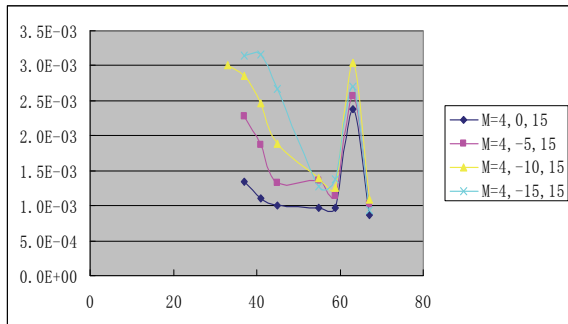


图 10 舵前缘下游分离区热流分布

3.4 误差分析

本实验在 GJF 高超声速脉冲风洞中进行，由于受破膜、充气压力和流场非均匀性等因素影响，同一气流条件下来流参数的散差约 5%。从测量系统来看，信号调理器和数据采集系统精度较高。大部分传感器实验前后阻值几乎不变，个别变化也小于 3Ω ，因此传感器在试验中由于冲刷带来的误差可忽略不计。传感器基底

参数和灵敏度系数的标定误差约为 5%。测量误差的主要来源为：流态和分离激波的非稳定性，导致热流值和峰值位置的变化，由于条件有限，未能进行多次重复性实验，因此，个别测点数据重复性误差较大。综合上述各因素，本项目的重复性误差约为 15%。

4 结论

综观所有数据，舵邻近前方再附区的热流值最高，可达无干扰湍流边界层平板热流值的 30 多倍。其次是翼前缘和凸起物。整个翼舵干扰区多处存在激波/边界层相互作用，流动复杂，整体表面热流率高，需重点进行热防护。

参考文献

- 1 Dolling D S. Fluctuating Loads in Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction: Tutorial and Update. AIAA 93-0284
- 2 吴松,王世芬. 蜡纸存贮法在高超声速脉冲风洞舵一锥干扰流场显示中的应用, 实验流体力学,2005,19(3):26-28,38
- 3 D.L.Schultz, T.V.Jones. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. AGARD-AG-165.
- 4 Wang S F. A New Method of Acquiring a Permanent Full - Scale Oil Flow Pattern in Hypersonic Pulse Tunnel. Journal of Visualization, 1999, 1(4): 373-378
- 5 唐贵明, 曾远金. 四尾翼弹头模型热流分布实验研究. IMCAS CR-97010
- 6 Settles G S, Dolling D S. Swept Shock Wave/Boundary Layer Interaction. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1986,104:297-397

RESEARCH ON INTERACTION OF SHOCK / BOUNDARY LAYER INDUCED BY WING AND RUDDER

WU Song, WANG Shifen, GU Jiahua, HAN Guijuan, YANG Ruixia

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract This paper applicant the oil dot wax paper technique to the visualization of wing-rudder interference flowfields in GJF hypersonic tunnel. Free-stream Mach number is 4, Reynolds number is $3.3 \times 10^7/\text{m}$. The heat transfer rate on wing/rudder interference region is given. And analysising the source of error, measurement error distribution is given.

Key words shock / boundary layer, oil dot visualization, surface heat transfer rate