

# 高超音速湍流分离激波结构 不稳定性的实验研究

王世芬 李清泉

(中国科学院力学研究所)

**摘要** 用铂膜电阻温度计测量了前向台阶诱导激波与湍流边界层相互作用流场中的表面热流率脉动。试验条件是：自由流马赫数为7.8,单位长度雷诺数为 $3.5 \times 10^7 \text{米}^{-1}$ 。给出相互作用区平均热流率和脉动热流率分布。结果表明：在激波诱导的高超音速湍流分离流中，激波结构是不稳定的，产生一个间歇区域。在间歇区中，表面平均热流率由未扰动湍流边界层的热流信号和低频高幅热流脉动迭加而成， $\sigma q_w / \bar{q}_w$ 出现一个极大值。相互作用愈强， $(\sigma q_w / \bar{q}_w)_m$ 愈大，间歇区域愈长。

**关键词** 高超音速流，分离流，激波-边界层干扰，热传递。

## 符 号

|  |                              |
|--|------------------------------|
| $q$ 瞬时热流率  | $P$ 标准几率密度函数                 |
| $\Gamma$ 间歇因子  | $X$ 以前向台阶前根为起点，沿台阶上游平板中心线的距离 |
| $n$ 确定平均值所用的数据个数   |                              |
| $\bar{q}$ 平均热流率 = $\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n q_i$                             | 下 标                          |
| $\sigma q$ 脉动热流信号的标准偏差 = $\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (q_i - \bar{q})^2}$ | $w$ 壁面                       |
|  | $m$ 最大值                      |
|  | $o$ 无干扰平板值                   |

## 一、前 言

湍流分离一直是流体力学中的一大难题，长期以来之所以没有实质性的突破，其主要原因是湍流本身的非定常、三维和随机的困难。近年来，随着计算技术的发展，数值模拟虽取得较大的进展，但对实践中更为关心的脱体分离，尤其是三维湍流问题的解决，还有相当的距离。实践表明：当用电子计算机来处理流动问题时，重要的是首先有

一个正确的物理模型。因此,采用有效的实验手段,观察湍流分离的物理过程仍是当务之急。

湍流分离一个重要特点是激波结构不稳定,在激波与边界层相互作用起始区域出现大尺度脉动。因此研究其脉动的产生、发展和消失过程便成为当今实验研究的一个重要内容。从现有的实验手段来看,目前主要应用激光测速、高速摄影、高频响应压阻传感器、热线和热膜技术系统测量低速或超音速流中相互作用区的各种流动参数,从中获取一个物理量或几个物理量的瞬时值随时间变化的序列,找出其统计平均特性。与此相比,高超音速区域的研究就少得可怜。为了适应航天技术的发展,开展了高超音速湍流分离激波结构不稳定性的实验研究。

在实验中,我们以铂膜电阻温度计为其高频响应元件,研究前向台阶诱导激波与湍流边界层相互作用区表面热流率瞬时变化。其原因是:1.该模型产生的激波不稳定性强,实验中容易观察。2.铂膜电阻温度计频响高,能反映其动态变化规律。3.传感元件间距小,可了解整个物理过程。

本文首先证明其实验方案的可行性,然后给出湍流分离激波结构不稳定特性,为今后分离流研究工作的开展奠定基础。

## 二、实验设备、模型和测试系统

实验在 JF<sub>1B</sub> 高超音速自由活塞炮风洞中进行,使用型面喷管。气流马赫数 7.8,总焓 774.6 千焦/千克,总压 1.716 兆帕,单位长度雷诺数  $3.5 \times 10^7$  米<sup>-1</sup>,气流准定常时间为 20 毫秒。有关设备的详细情况参看文献[1]。

实验模型由 650 毫米 × 350 毫米的平板和可更换的前向台阶组成(图 1)。台阶宽 80 毫米,高分别为 20.8、20、18 和 8 毫米。台阶前根部与平板前缘的距离为 550 毫米和 480 毫米,对称面与平板中心线重合。平板零攻角安装。

传感元件为铂膜电阻温度计。它们是在一块宽 20 毫米、长 50 毫米、厚 3 毫米玻璃片上溅射 15 条铂膜制作而成的。每条膜长 3 毫米、宽 0.3 毫米、厚亚微米。实验时,玻璃片平齐安装在台阶正前方的平板表面上,前缘距平板前缘 430 毫米,以观察相互作用区激波结构的不稳定性。

在热流率脉动测量中,主要观测热流信号随时间变化序列,这样对测试系统频响特性提出了更高的要求<sup>[2]</sup>。Muck 等人<sup>[3]</sup>在研究超音速湍流分离流场时发现,当频宽高于 1 千赫,相互作用激波结构不稳定区壁压脉动的标准偏差受频响影响不大,只是到分离区

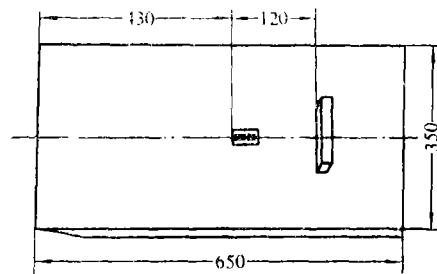


图 1 实验模型(单位:毫米)

标准偏差才随着频带的增宽明显加大。因此,在本次高超音速湍流分离激波结构非稳定性研究中,我们仍采用时间常数为100微秒的热电模拟网络<sup>[4]</sup>,将被测信号变换成与热流成正比的电信号。数据采集速率为20或50千赫。

### 三、实验结果和讨论

#### 1. 来流边界层

众所周知,激波与边界层相互作用的特性是受其边界层流态制约的,分离流场表现更为突出。为了准确判断相互作用区上游平板边界层流态,测量了平板中心线上的热流率分布。结果表明:在测试区域平板边界层已充分发展成湍流。

#### 2. 表面热流率脉动测量

为了进一步审核模拟网络测量热流率脉动的可靠性,实验中曾同时采集了两个

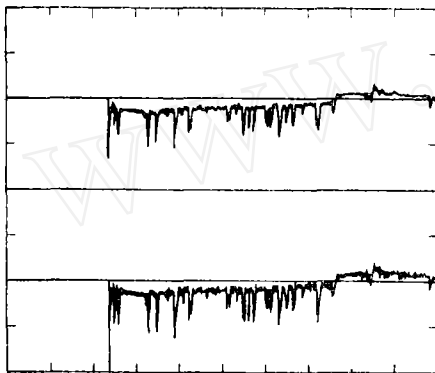


图2 热流曲线

信号:一个是电阻温度计两端的电压变化,一个是热电模拟网络第一个电阻两端的电压变化。由实测的温度计两端电压变化曲线可知:在本实验条件下,它并非一个简单函数。要想求得热流率,必须进行数值积分。图2分别给出用热电模拟网络的输出和用温度计输出计算的热流曲线。不难看出:曲线形状极为相似,其平均值与脉动标准偏差两者相差4%和9%。这说明测试系统基本上能满足湍流分离激波结构不稳定性的实验研究。

#### 3. 台阶上游平板中心线上表面热流率分布

##### (1) 表面热流率信号

图3给出本次实验所采集到部分测点在风洞运行时间内表面热流率随时间变化曲线,其中下线相应于无扰动区,上面各线相应于高20毫米台阶诱导激波与湍流边界层相互作用区。各测点与台阶前根部的距离从下至上分别为120、116、114、110、106和94毫米。结果表明:激波与湍流边界层开始相互作用时,热流率随时间变化曲线出现“尖峰状的信号”,随着相互作用的推移,这些“尖峰信号”的大小和频率随之增大,其值在无扰动平板热流率和激波引起的高热流率间来回跳跃,信号呈间歇式。到分离区,间歇性显著变小,而合并成大的加热率。由此可见,湍流分离激波结构是极其不稳定的。

图4给出激波与湍流边界层相互作用区4个测点热流率信号的标准几率密度函数。它们分别相应未扰动点、相互作用开始点、脉动最大的点和分离区的点。在未扰动的情况下,几率密度函数为高斯正态曲线,满足随机过程的统计性质。但相互作用开始,曲线

严重不对称。在比  $\bar{q}_w$  略低处出现一个高峰，峰带狭窄，说明信号主要为未扰动的平板热流部分，高幅脉动较少。当脉动达最大峰值时，尽管信号仍由未扰动热流和低频高幅脉动迭加而成，但由于脉动幅度和频率加大，几率密度函数呈双峰型。高尖峰在比  $\bar{q}_w$  低一个  $\sigma_{q_w}$  处，峰带狭窄；低峰在比  $\bar{q}_w$  高一个  $\sigma_{q_w}$  处，峰带较宽。在分离区，信号又恢复到随机结构，几率密度函数为高斯型。

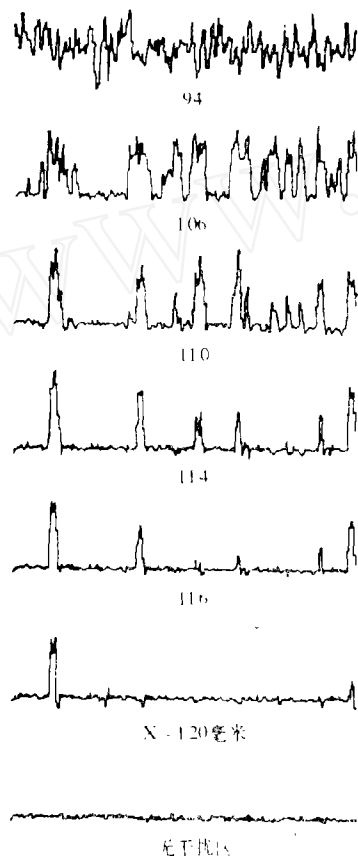


图 3 表面热流率随时间变化曲线

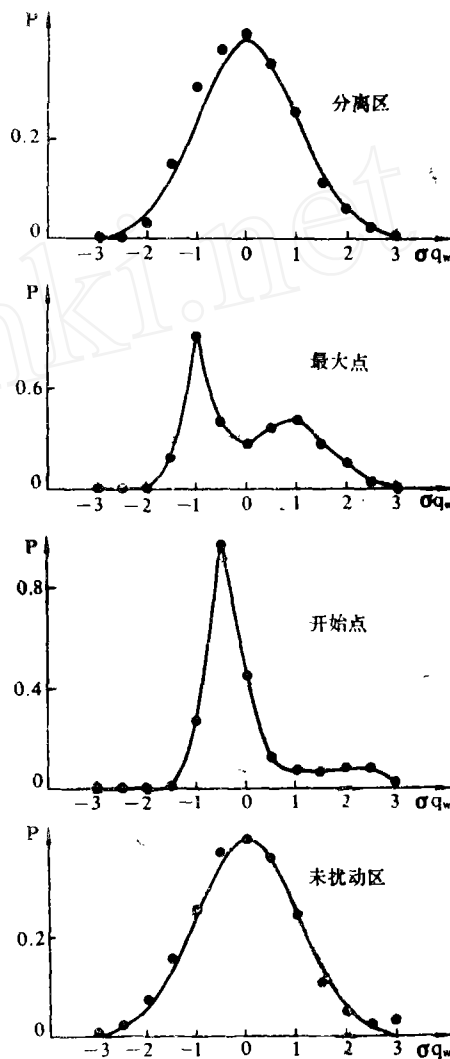


图 4 标准几率密度函数

(2) 平均热流率和脉动热流率的分布

图 5 给出 20.8、18 和 8 毫米三个前向台阶模型上游平板中心线上的平均热流率分布。在相互作用区内，平均热流率开始随  $X$  距离减小明显加大。当热流达最大值后下

降,而后又上升。激波越强,相互作用区越大,上升前沿地段也越长。

台阶上游平板中心线上各测点热流率的标准偏差 $\sigma q_w$ 与平均值 $\bar{q}_w$ 的比值随 $X$ 的变化如图6所示。在相互作用区内,其比值开始也是随 $X$ 的减小急剧上升,达最大值后下降,而后又趋近一个常数。相互作用愈强, $(\sigma q_w/\bar{q}_w)_m$ 愈大,平台值愈高。最大值比未扰动平板热流信号近似高一个量级。变化规律与国外超音速激波与湍流边界层相互作用区壁压脉动测量结果基本相符<sup>[1]</sup>,这充分证实了本测试方法的可行性。

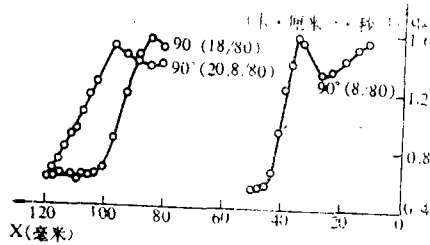


图5 平板中心线上平均热流率分布

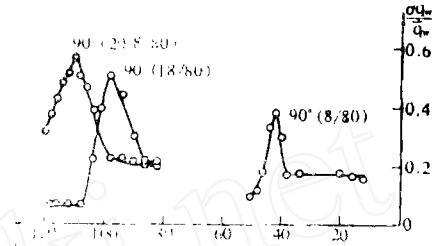


图6 平板中心线上脉动热流率分布

### (3) 间歇区特征

由上述情况可知,在激波与湍流边界层相互作用过程中,存在一个明显的间歇区域,它影响并决定其后分离区的发展。因此,进一步研究该区的特征是十分重要的。

间歇区的特点是信号呈间歇式,其间歇的大小可用间歇因子 $\Gamma$ 来表征。 $\Gamma$ 定义为瞬时热流率 $q_w$ 高于未扰动的最大平板热流率 $\bar{q}_{w0} + 3\sigma q_{w0}$ 的时间分数,即:

$$\Gamma = \text{时间}[q_w > (\bar{q}_{w0} + 3\sigma q_{w0})] / \text{总时间}$$

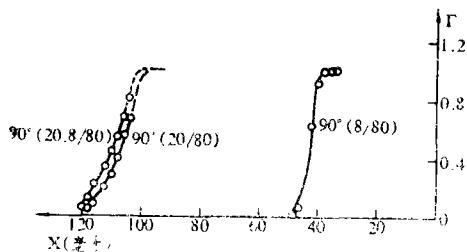


图7 间歇因子的分布

从图7给出的三个模型 $\Gamma$ 随 $X$ 的变化来看,其形状基本相同。随 $X$ 的减小 $\Gamma$ 明显增大,最后上升到“1”。

激波结构运动的长度即间歇区长度为扰动开始点至 $\Gamma$ 上升到“1”测点间的距离。实际上,要用实验精确确定此值是很困难的。它不仅需要很高的空间分辨率,而且每一测点需要大量的记录。为了便于比

较,往往将间歇区长度定义为 $0.04 \leq \Gamma \leq 0.98$ 。在本实验条件下,相互作用愈强,间歇区长度愈大。

## 四、结 论

在本实验中,我们采用铂膜电阻温度计测量了前向台阶诱导激波与湍流边界层相互作用流场中的表面热流率脉动,结果表明:

1. 用铂膜电阻温度计研究分离流场中的脉动现象是可行的。

2. 在激波诱导的高超音速湍流分离流中, 激波结构是不稳定的, 产生一个间歇区域。
3. 在间歇区中, 表面平均热流率由未扰动湍流边界层的热流信号和低频高幅热流脉动迭加而成,  $\sigma q_w / \bar{q}_w$  出现一个极大值。相互作用愈强,  $(\sigma q_w / \bar{q}_w)_m$  愈大, 间歇区域愈长。

### 参 考 文 献

- [1] 肖林奎: 第一届全国实验流体力学学术会议报告 (1981)。
- [2] 王世芬: 第四届全国激波管与激波学术会议论文集, 南京 (1987), 424—431。
- [3] Muck, K. C., Dussauge, J. P. and Bogdonoff, S. M.; AIAA 85—179 (1985)。
- [4] 李仲发、俞鸿儒: 第一届全国激波管学术会议报告 (1978)。
- [5] Dolling, D. S. and Or, C. T.; AIAA 83—1715 (1983)。

## EXPERIMENTAL STUDIES OF UNSTEADINESS OF THE SHOCK WAVE STRUCTURE IN HYPERSONIC TURBULENT SEPARATED FLOWS

Wang Shifeng Li Qingquan

(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

**Abstract** Wall heat transfer fluctuations have been measured using a platinum film resistance thermometer in forward facing steps induced shock wave and turbulent boundary layer interaction fields. The nominal test conditions were a freestream Mach number of 7.8 and a unit Reynolds number of  $3.5 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ . Mean and fluctuating heat transfer distributions in the interaction region are presented. The results show that the shock wave structure is unsteady in shock induced hypersonic turbulent separated flows, generating an intermittent region. The mean wall heat transfers in this region result from the superposition of relatively low frequency, large amplitude heat transfer fluctuations on the heat transfer signal of the undisturbed turbulent boundary layer. There is a maximum value of  $\sigma q_w / \bar{q}_w$  in the intermittent region. The maximum value and the length scale of intermittent region were found to increase with increasingly stronger interactions.

**Key words** hypersonic flow, separated flow, shock wave and boundary layer interaction, heat transfer.