

# 火箭燃气射流冲击场的实验研究

吕大鹏 苗鹏程 王海林 贺安之  
(华东工学院应用物理系, 南京 210014)

**摘要** 本文介绍火箭燃气射流冲击场的实验研究方法和结果, 采用大口径长程莫阿偏折仪获得了自由射流和射流冲击场的莫阿偏折图, 定量得到马赫盘位置、边界、斜激波等近场结构值, 并与风洞冷射流模拟和数值模拟结果进行比较。

**关键词** 火箭 冲击 莫阿偏折法 测量

## 一、引言

现代火箭发射技术的发展, 对射流动力学提出了许多急待解决的问题, 其中十分重要的问题就是超音速射流的冲击以及由此而产生的激波问题。为了提高射击密集度, 考虑火箭发射时的导流与防护等问题, 必须充分了解火箭在不同环境发射时的射流冲击流场规律。至目前, 国内外对冷空气风洞的模拟实验有比较系统的研究<sup>[1~4]</sup>。然而, 在真实火箭燃气自由射流与射流冲击的研究上, 有许多问题, 特别是实验研究问题尚待解决。过去人们曾利用阴影法, 纹影法和干涉法来显示真实火箭燃气射流<sup>[5~7]</sup>, 结果表明, 由于燃气射流中烟尘浓厚, 粒子吸收和散射严重, 阴影和纹影法显示的结果很不理想, 而干涉法虽能获得清晰的自由射流近场结构, 但对于火箭燃气射流冲击场, 流场面积大, 环境条件尤其恶劣, 干涉仪的探测视场难于满足要求。

莫阿偏折法由于光路简单, 容易使用而被广泛地应用于流场的显示和定量测试中<sup>[8~10]</sup>, 并易于做成大口径用于大范围的流场测量。本文直接利用 $\varnothing 400$ 口径纹影仪的两个球面反射镜, 形成一直径为400mm的平行探测光经过真实火箭燃气射流冲击场, 然后把大口径的平行探测光缩束形成一直径为40mm的小平行光经过间隔为 $\Delta$ 的两个光栅, 形成一小莫阿偏折仪检测, 这种方法既解决了大面积光栅难于制造的问题, 又提高了莫阿偏折检测的灵敏度<sup>[10]</sup>。我们利用这种方法对火箭燃气射流冲击场进行实验研究, 获得了自由射流和射流冲击场近场结构的莫阿偏折图。从这些莫阿偏折图, 我们定量地得到了自由射流和射流冲击场的马赫盘位置, 斜激波和边界值, 并与理论上的数值模拟结果进行比较, 发现了模拟结果的误差。

## 二、实验装置和原理

实验装置原理如图1所示, 火箭发动机和挡板是固定在发射室工作台的轨道上, 并可以调整。发射室两侧的防弹墙上有两个 $\varnothing 500$ mm的窗口以便探测光通过。点火触发器给火箭发动机一个电脉冲使发动机点火产生燃气射流, 同时给一个脉冲信号经过同步延时

器分别给激光器一个触发信号和照相机快门打开信号。

探测光源为脉冲 YAG 倍频激光器, 输出  $0.53\mu\text{m}$  波长的激光, 经过透镜  $L_1$  扩束, 在纹影仪的两个球面镜上形成一直径为  $400\text{mm}$  的平行光, 并经过被测冲击场。  $L_2$  是一个再准直透镜, 把原直径为  $400\text{mm}$  的平行探测光再次准直为  $40\text{mm}$  直径的小口径平行光, 并经过间隔为  $\Delta$  的双光栅  $G_1$  和  $G_2$  系统形成一小莫阿偏折仪进行检测。  $L_3$  起着滤波和成象的作用, 把经过双光栅后的  $+1$  级莫尔偏折图成象在照相底片上。

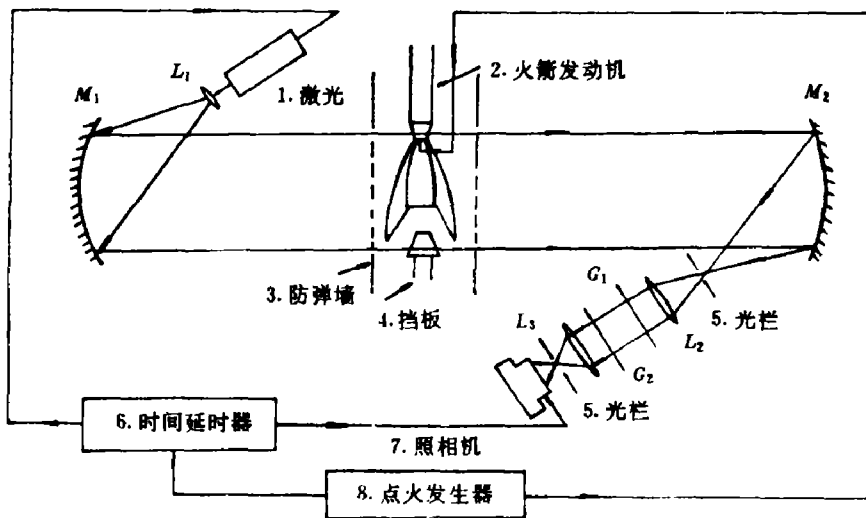


图 1 实验装置原理图

Fig. 1 Schematic diagram of the experimental arrangement

1. Laser, 2. Rocket engine, 3. Shielding wall, 4. Baffle board,
5. Diaphragm, 6. Time-delay mechanism, 7. Camera, 8. Ignitor.

在图 1 的小口径莫阿偏折仪中,  $G_1$  和  $G_2$  是两块相同的朗琦光栅 ( $20$  条/ $\text{mm}$ )。假定探测光线经过被测场后的偏折角为  $\varphi$ , 进入光栅时光线的偏折角  $\varphi'$  则为

$$\varphi' = M\varphi = (f_{M_2}/f_{L_2})\varphi \quad (1)$$

式中  $f_{M_2}$  是球面镜  $M_2$  的焦距,  $f_{L_2}$  是透镜  $L_2$  的焦距, 由于  $f_{M_2}/f_{L_2} = M = 10$ , 则图 1 所示的莫阿偏折法中, 系统的灵敏度提高了 10 倍。

为了得到较好对比度的莫阿条纹,  $G_2$  置放在  $G_1$  的自成象位置<sup>[11]</sup>。假定两光栅的夹角为  $\theta$ ,  $\theta$  值较小, 在光线小角偏折的近似假定下, 则光栅的条纹间距与莫阿条纹的间距其关系是<sup>[12]</sup>

$$P' = P/2\sin(\theta/2) \approx P/\theta \quad (2)$$

式中  $P'$  为莫阿条纹间距,  $P$  为光栅条纹的间距。当探测光线经过被测冲击场, 引起莫阿条纹的位移, 位

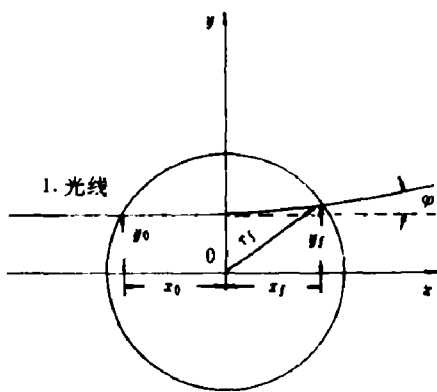


图 2 积分限的几何示意图

Fig. 2 Geometric scheme of the

integrating limits

1. Ray.

移量  $h$  为

$$h = \varphi' \Delta / 2 \sin(\theta/2) \approx \varphi' \cdot \Delta / \theta \quad (3)$$

则由(1)式、(2)式和(3)式,我们得到探测光线经过被测冲击场后的偏折角  $\varphi$  为

$$\varphi \approx \frac{\int_{x_0}^{x_f} P h}{\int_{x_0}^{x_f} \Delta P'} \quad (4)$$

由此,可得到偏折角  $\varphi$  与被测冲击场的折射率  $n$  的关系是

$$\varphi = \frac{1}{n_f} \int_{x_0}^{x_f} \left( \frac{\partial n}{\partial y} \right) dy \quad (5)$$

其中  $n_f$  为环境折射率,  $x_0$  和  $x_f$  为被测流场边界。由于火箭燃气自由射流场和射流冲击场是轴对称流场,则根据 Abel 变换<sup>[13]</sup>, (5)式可写成

$$n - n_f = - \frac{n_f}{\pi} \int_r^{x_f} \frac{\varphi y}{(y^2 - r^2)^{1/2}} \quad (6)$$

(5)式和(6)式的积分限的几何意义见图2所示。

同时根据 Gladstone-Dale 公式<sup>[13]</sup>

$$n - 1 = K \rho \quad (7)$$

其中  $K$  为 Gladstone-Dale 常数,  $\rho$  为密度,则(7)式把被测场的折射率分布和密度分布联系起来。

### 三、实验结果和分析

我们利用图1所示的实验装置对火箭燃气自由射流和冲击场进行测量。发动机的参数是  $\phi = 28.0 \text{ mm}$ ,  $\eta = 2.0$ ,  $\alpha = 17^\circ$ , 其中  $\eta = \frac{d\phi}{dt}$ ,  $\alpha$  是喷口扩张半角。挡板为  $\alpha = 45^\circ$  和  $\alpha = 60^\circ$  的锥体。YAG 倍频激光的脉冲宽度为 20ns。获得自由射流的近场结构莫阿偏折图见图3所示,射流对  $\alpha = 45^\circ$  凹曲面锥体冲击流场的莫阿偏折图如图4所示,射流对  $\alpha = 60^\circ$  锥体冲击的流场莫阿偏折图见图5所示,这些真实火箭发动机燃气自由射流和冲击流场的莫阿偏折图在国内外首次获得,尚未见有资料报道。

从火箭燃气自由射流场的莫阿偏折图,我们定量地获得了流谱结构如马赫盘位置,斜激波和边界值如图6所示,并与风洞的冷射流模拟结果(图6中的虚线)和计算机数值模拟结果(见图7)比较,结果表明,风洞冷射流模拟和计算机数值模拟的结果与真实燃气射流的实验结果差异较大,这为进一步修正理论模型提供了实验依据。

为了从射流冲击场的莫阿偏折图定量得到流谱结构的实验结果,我们通过计算机图像处理技术,从莫阿偏折图中提取了冲击流场的流谱结构,并去掉莫阿条纹和消除背景噪声,其结果见图8和图9所示。可见当燃气射流冲击挡板时,流谱结构发生变化,对于  $\alpha = 60^\circ$  的钝头体,射流冲击产生脱体的拱形激波,并与射流斜激波相交。而对于  $\alpha = 45^\circ$  凹曲面锥,形成了一种十分奇特的激波结构,锥尖可以穿过马赫盘而形成一山形激波,锥尖前部的附体或脱体激波同马赫盘相交,局部地破坏了马赫盘,形成了两个三波交点,我们称之为一级马赫反射与二级马赫反射,而且附体激波还在曲锥后部的锥面上反射,形成十分奇特而复杂的结构对于这一类流动还有待于进一步研究。

从这些莫阿偏折图还可看出,靠近火箭发喷口,莫阿偏折图的条纹是清晰的,说明这

一段流场燃烧充分,透光性能好;而靠近马赫盘左右,条纹清晰度差,说明流场中颗粒严重,透光性能差,这一流场的光学特性也有待于进一步研究。

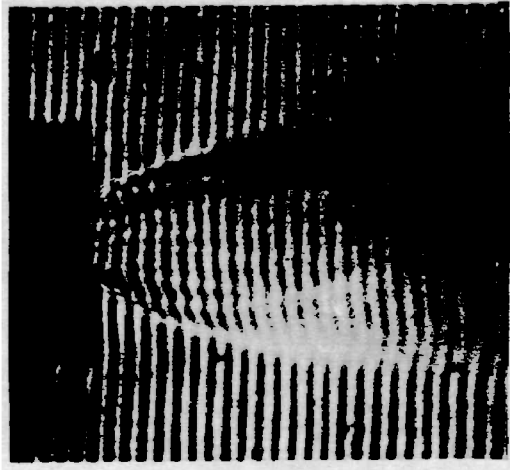


图 3 火箭燃气自由射流近场结构莫阿偏折图

Fig. 3 Moiré deflectogram of near field structure of rocket exhausted jet

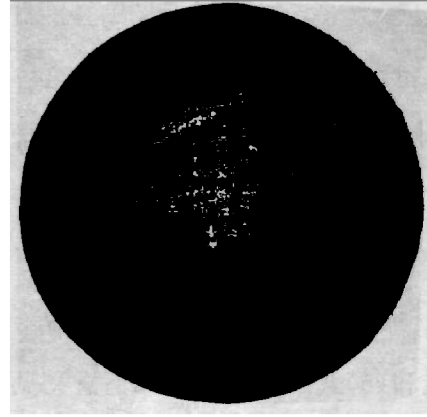


图 4 火箭燃气射流对  $\alpha=45^\circ$  锥体冲击的近场结构莫阿偏折图

Fig. 4 Moiré deflectogram of near field structure of rocket exhausted jet impinges upon  $\alpha=45^\circ$  cone



图 5 火箭燃气射流对  $\alpha=60^\circ$  锥体冲击的近场结构莫阿偏折图

Fig. 5 Moiré deflectogram of near field structure of rocket exhausted jet impinges upon  $\alpha=60^\circ$  cone

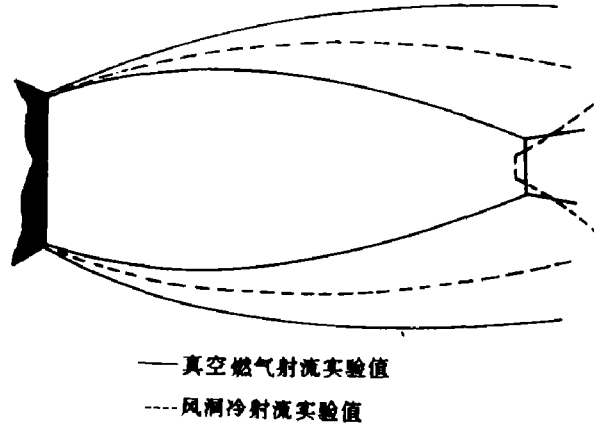


图 6 火箭燃气自由射流实验和风洞冷射流实验的结果示意图

Fig. 6 Experimental record scheme of rocket exhausted free jet and cold jet in wind tunnel  
 ——Experimental record of real exhausted jet,  
 ----Experimental record of cold jet in wind tunnel.

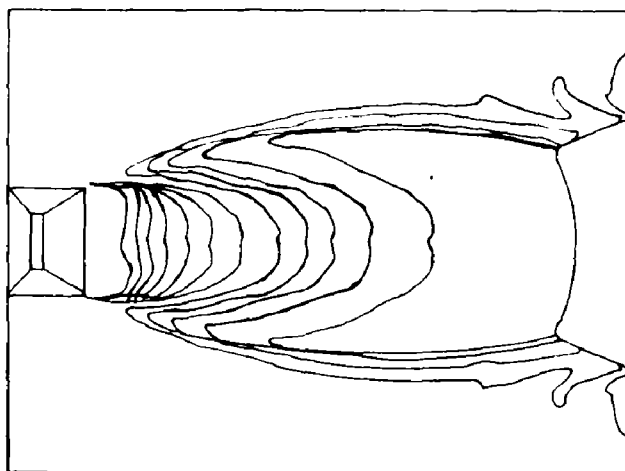


图 7 计算机数值模拟结果

Fig. 7 Numerical simulated result by computer



图 8 通过计算机图像处理获取的火箭燃气射流对  $\alpha=45^\circ$  锥体冲击的近场结构

Fig. 8 Near field structure of rocket exhausted jet impinges upon  $\alpha=45^\circ$  cone obtained from computer image processing

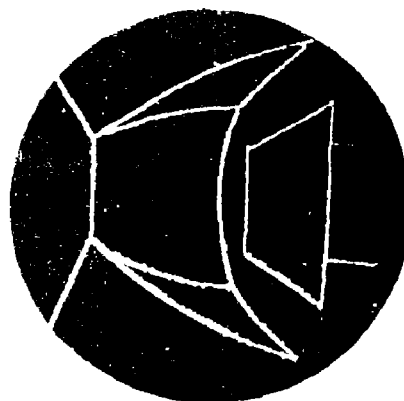


图 9 通过计算机图像处理获取的火箭燃气射流对  $\alpha=60^\circ$  锥体冲击的近场结构

Fig. 9 Near field structure of rocket exhausted jet impinges upon  $\alpha=60^\circ$  cone obtained from computer image processing

#### 四、结 论

本文在实验上成功地获得了火箭燃气射流场和射流冲击场的莫阿偏折图,实验结果表明:

(1)大口径探测小口径偏折检测的莫阿偏折法能够用于火箭射流冲击场的显示,解决了这种大范围环境条件恶劣的瞬态流场显示问题。

(2)火箭燃气自由射流的实验激波系与风洞冷射流模拟和计算机数值模拟的结果存

在很大差异,为修正理论模型提供了依据。

(3)射流冲击场的激波系与均匀来流的冲击场不同,射流冲击场的激波系比较复杂。

(4)本文的实验结果为进一步研究射流冲击波的参数分布打下了基础。

本文的实验工作是在华东工学院火箭发动机研究课题组进行的,得到张福祥博士导师和廉闻宇博士及黄丽娜硕士的大力支持和帮助,在此表示衷心的感谢。

### 参 考 文 献

- [1] Hunt, B. L., Lamont, P. J., *J. Fluid Mech.* 76, part 2, (1976), 307-336.
- [2] Hunt, B. L., Lamont, P. J., *J. Fluid Mech.* 100, part 3, (1980), 471-511.
- [3] Jennions, I. K., Hunt, B. L., *Aero. Quart.*, 31, part 1, (1980), 26-41.
- [4] Truscott, N84-245248, (1984).
- [5] Harshbarger, F., AD-44088, (1964).
- [6] Lian Wenyu, Zhang Fuxiang; International Symposium On Refined Flow Modelling And Turbulence Measurements. Iowa City U. S. A. 16-18 sep. (1985), A12.
- [7] He Anzhi, Yan Dapeng, Ni Xiaowu, *Optical Engineering*, 27, (10) (1988), 941-945.
- [8] Stricker, J., Kafri, O., *AIAA. J.* 20(4) (1982), 820-823.
- [9] Stricker, J., Keren, E., *AIAA. J.* 21(12) (1983), 1767-1769.
- [10] 闫大鹏、贺安之, *光学学报*, 10(6) (1990), 533-539.
- [11] Mahendra P. Kothiyal, Rajpal S. Sirohi, *Applied Optics*, 26(19) (1987), 4056-4057.
- [12] Keren, E., Bar-Ziv, E., Glatt, I., Kafri O., *Applied Optics*, 20, (24) (1981), 4263-4266.
- [13] Goulard R., *Combustion Measurements*, (Academic Press New York 1976), 226-244.

## STUDIES ON THE EXPERIMENTS OF IMPINGEMENT FIELD OF ROCKET EXHAUSTED JET

Yan Dapeng, Miao Pengcheng, Wang Hailing, He Anzhi

(Department of Applied Physics, East China Institute of Technology, Nanjing 210014)

**ABSTRACT** This paper describes the experimental research method and results of real rocket exhausted jet impingement field. By using a large aperture and long path moire deflectometer, the moire deflectograms of a free jet and jet impingement field are obtained. The Mach plate, boundary and oblique shock wave are quantitatively given from the moire deflectograms, and are compared with the results of modeling in wind tunnel and computer numerical method.

**KEY WORDS** rocket, impingement, moire deflectometry, measurement.