

莫尔偏折法及其在燃气射流冲击场中的应用

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

提 要

用傅里叶光学方法从理论上分析了带有滤波器的相干性莫尔偏折法的测量原理, 把这种方法用于真实火箭燃气射流冲击场的实验研究, 获得了真实火箭燃气射流冲击流场莫尔偏折图, 解决了长期以来无法拍摄到高温、高速、强振动冲击、强火焰光的火箭射流流场图像问题。

关键词 莫尔偏折法, 测量, 冲击, 流场显示。

1 引 言

在光学干涉测量流场中, 均假定探测光线是以直线通过被测流场, 忽略了光线在折射率场中的偏折效应。所以在实际测量中, 必须利用成像透镜来进行修正^[1~3]。莫尔偏折法正是利用光线经过被测场的偏折效应来测量流场的折射率分布。并由于其光路简单、调节方便、计算容易、对光源相干性要求不高、抗干扰性能好等优点而广泛地用于流场的定量测试^[4~6]。

然而, 对于真实火箭燃气射流冲击流场, 由于其特殊的恶劣环境条件, 过去一般是在风洞中进行冷射流模拟实验^[7~8], 人们极希望能对真实火箭燃气射流冲击流场进行测量。实验结果表明, 由于燃气射流中烟尘浓度, 粒子吸收和散射严重, 纹影和阴影法无法显示其流场结构^[9,10]。干涉法虽能获得清晰的燃气自由射流近场结构干涉图^[11], 但对真实火箭燃气射流冲击流场, 流场面积大, 干涉仪的探测视场难以满足要求。

本文直接利用带有滤波器的莫尔偏折仪, 对真实火箭燃气射流场进行实验研究, 发现了射流冲击流场中激波结构的一些变化规律和一些新的激波结构。

2 实验装置和测量原理

实验装置原理图如图1所示, 火箭和锥体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。点火触发器给火箭一个电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快门打开信号。

探测光源为输出 $0.53 \mu\text{m}$ 的脉冲YAG倍频激光器, 经过透镜 L_1 扩束, 在纹影仪两个400 mm口径的凹面镜上形成一束平行探测光经过被测冲击流场。 L_2 是一个再准直透镜, 把大口径平行探测光再次准直为40 mm直径的小平行光, 并经间隔为 Δ 的双光栅 G_1 和 G_2 , 形成一小莫尔偏折仪, L_3 和小孔光阑 D 分别起着成像和滤波作用, 把经过双光栅后的 $+1$ (或 -1)级莫尔偏折图成象在照相底片上。

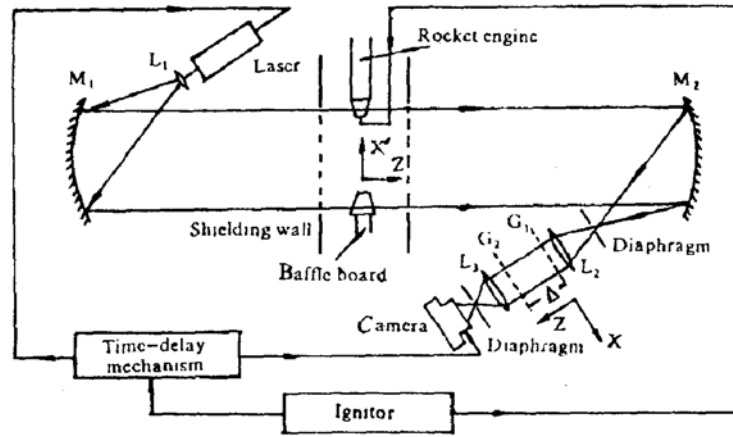


Fig. 1 Schematic diagram of the experimental arrangement

如果波长为 λ 的大口径平行探测光经过被测流场, 在 x', y', z 坐标系中, 其波场的复振幅为

$$\left. \begin{aligned} V_z(x', y') &= \exp[ik\phi(x', y')], \\ \phi(x', y') &= \int [n(x', y', z) - n_0] dz, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 $\phi(x', y')$ 为位相函数, $n(x', y', z)$ 和 n_0 分别为被测流场和环境的折射率, 经过缩束后, 如果双光栅不存在, 在 x, y 坐标系中, 这个波场的复振幅应表示为

$$\left. \begin{aligned} V_z(x, y) &= \exp[ik\phi(x, y)], \\ \phi(x, y) &= \phi(x', y'), \quad x = x'/M, \quad y = y'/M, \quad M = f_{M2}/f_{L2} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

设 G_1 光栅的栅线垂直于 x 轴, 光的透射函数的傅里叶级展开式为

$$t_1(x, y) = \sum_{m=0}^{\infty} a_m \exp[i2\pi\zeta_m x] \quad (3)$$

式中 a_m 为 G_1 光栅的傅里叶系数, $\zeta_m = m/d$, d 为 G_1 和 G_2 的光栅栅距. 当由(2)式所示的波场通过 G_1 光栅后, 得到光栅 G_2 左表面上的复振幅为

$$u_z^-(x, y) = \sum_{m=0}^{\infty} a_m \exp(-i\pi\lambda z \zeta_m^2) \exp(i2\pi\zeta_m x) V_z(x - \lambda z \zeta_m, y). \quad (4)$$

(4)式中应用了菲涅耳近似^[12]. 设 G_2 光栅栅线与 G_1 光栅栅线的夹角为 θ , 则 G_2 光栅的透射函数的傅里叶级数展开式为

$$t_2(x, y) = \sum_{m=0}^{\infty} a_m \exp[i2\pi\zeta_m(x\cos\theta + y\sin\theta)], \quad (5)$$

式中 a_m 为 G_2 光栅的傅里叶系数, $\zeta_m = n/d$. 由(4)式和(5)式, 得到光栅 G_2 右表面的复振幅为

$$u_z^+(x, y) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=0}^{\infty} a_m a_n \exp(-i\pi\lambda z \zeta_m^2) \cdot \exp\{i2\pi[x(\zeta_m + \zeta_n \cos\theta) + y\sin\theta]\} V_z(x - \lambda z \zeta_m, y). \quad (6)$$

由于 G_2 与照相底片有物像共轭关系, 在不考虑线性放大率和在+1级频谱的滤波下, 照相底片上的复振幅为

$$\begin{aligned} u(x, y) &= a_0 a_1 \exp\{i2\pi[(\cos\theta/d)x + (\sin\theta/d)y]\} \exp[i(2\pi/\lambda)\phi(x, y)] \\ &+ a_1 a_0 \exp\{i2\pi[-(\lambda\Delta/2d^2) + (x/d)]\} \exp\{i(2\pi/\lambda)\phi[x - (\lambda\Delta/d), y]\}, \end{aligned} \quad (7)$$

于是得到像平面上光强分布为

$$I(x, y) \approx 2a_0^2 a_1^2 \left\{ 1 + \cos\left\{2\pi\left[-\left(\frac{\lambda\Delta}{2d^2}\right) + (1 - \cos\theta)\left(\frac{x}{d}\right) - \sin\theta\left(\frac{y}{d}\right) - \left(\frac{\Delta}{d}\right) \frac{\partial\phi(x, y)}{\partial x}\right]\right\} \right\}, \quad (8)$$

式中考虑了 (Δ/d) 很小的情况, 并把波函数 $\phi[x - (\lambda\Delta/d), y]$ 展开成泰勒级数, 取其前两项. 所以相干型莫尔条纹方程为

$$y = \frac{(1 - \cos\theta)}{\sin\theta}x - \frac{\partial\phi(x, y)}{\partial x} \frac{\Delta}{\sin\theta} - \frac{\lambda\Delta}{2d\sin\theta} - \frac{Qd}{\sin\theta}, \quad (9)$$

式中 $Q = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$. 于是莫尔条纹的间距 d' 为

$$d' = (d/\sin\theta) \approx (d/\theta), \quad (10)$$

以及平行探测光经过被测流场引起光线偏折所产生的莫尔条纹位移量 h 为

$$h = \frac{\partial\phi(x, y)}{\partial x} \frac{\Delta}{\sin\theta} \approx \frac{\partial\phi(x, y)}{\partial x} \frac{\Delta}{\theta}. \quad (11)$$

光线经过被测流场后的偏折角 α' 为

$$\alpha' = \frac{\partial\phi(x', y')}{\partial x'} = \int \frac{\partial[n(x', y', z) - n_0]}{\partial x'} dz. \quad (12)$$

由(2)式可得光线经过被测流场缩束后进入双光栅的偏折角 α 与 α' 的关系为

$$\alpha = M\alpha' = (f_{M_2}/f_{L_2})\alpha'. \quad (13)$$

则莫尔条纹的位移量与被测流场折射率分布之间的关系为

$$h = \frac{f_{M_2}\Delta \cdot d'}{f_{L_2} \cdot d} \int \frac{\partial[n(x', y', z) - n_0]}{\partial x'} dz. \quad (14)$$

3 应用和结果分析

作者利用图 1 所示的实验装置对真实火箭燃气射流冲击流场进行显示. 锥体挡板为 $\varnothing 20$ mm, 锥角 $\alpha = 20^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ, 120^\circ$. YAG 倍频激光的脉冲宽度为 20 ns. 获得火箭燃气自由射流的近场结构莫尔偏折图如图 2 所示. 火箭燃气射流对 $\alpha = 45^\circ, 60^\circ$ 锥体冲击流场的莫尔偏折图分别如图 3 和图 4 所示. 从这些莫尔偏折图, 不但可以定量地获取火箭燃气自由射流场和射流冲击场的激波结构, 而且可以由(14)式和 Gladstone-Dale 公式定量计算其流场的密度分布.

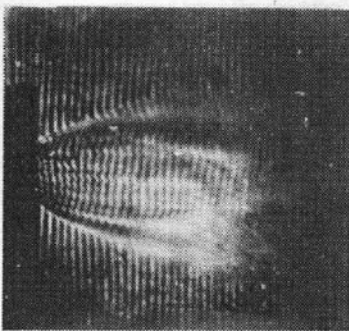


Fig. 2 Moire deflectogram of near-field structure of rocket exhausted freejet

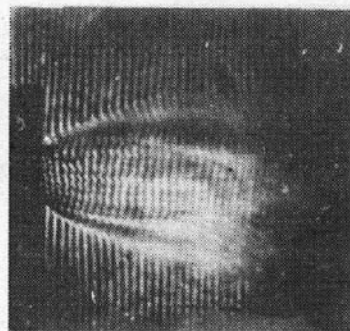


Fig. 3 Moire deflectogram of flow field from rocket exhausted jet impinged upon $\alpha = 45^\circ$ cone

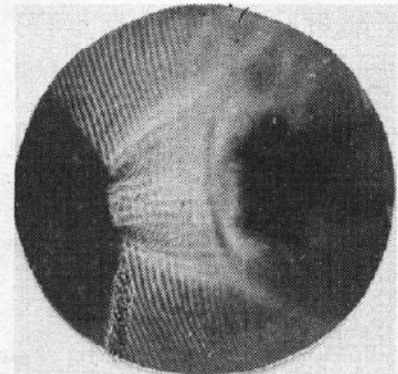


Fig. 4 Moire deflectogram of flow field from rocket exhausted jet impinged upon $\alpha = 60^\circ$ cone

由(14)式经 Abel 变换^[13]有

$$n(x', y', z) - n_0 = - \frac{f_{L_2} \cdot d}{\pi \cdot f_{M_2} \cdot \Delta \cdot d'} \int_r^{r_0} \frac{h(x, z)}{\sqrt{x^2 - r^2}} dx \quad (15)$$

假定 Gladstone-Dale 公式适用^[13], 则密度分布公式为

$$\rho - \rho_0 = - \frac{f_{L_2} \cdot d}{k \cdot \pi \cdot f_{M_2} \cdot \Delta \cdot d'} \int_r^{r_0} \frac{h(x, z)}{\sqrt{x^2 - r^2}} dx \quad (16)$$

式中 k 为 G-D 常数图 5 表示了计算机从图 2 定量计算的燃气自由射流场密度分布*。

通过实验观察, 对于欠膨胀火箭燃气射流冲击直锥体, 发现了五种激波结构, 如图 6 所示。这是由于锥体的阻塞效应, 使流场的激波结构发生了变化, 不同的锥角以及锥体与喷口的距离不同, 所形成的激波结构不同。这些实验结果, 在机弹相容和火箭导流防护设计中具有重要的参考价值。

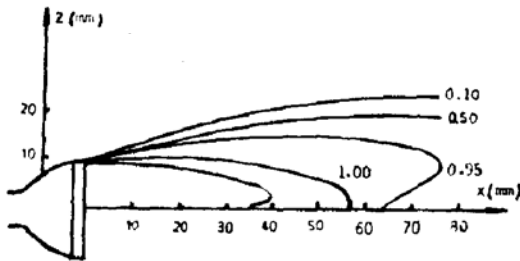


Fig. 5 Gas density contours

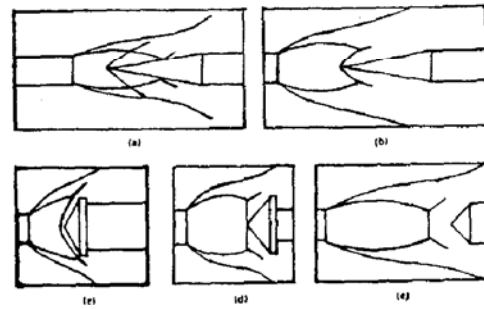


Fig. 6 Five types of shock wave structure

从图 3、图 4 的莫尔偏折图可看到, 靠近火箭喷口, 条纹是清晰的; 而马赫盘附近及马赫盘之后, 条纹清晰度很差。这是因为火箭燃气射流场中, 靠近喷口存在一次烟雾, 其马赫盘以后, 存在二次烟雾, 而二次烟雾是对入射光线产生散射效应的主要原因, 由此造成了条纹清晰度下降。这也进一步证明了二次烟雾是造成激光信号衰减的主要原因^[15]。

还须指出, 在图 1 所示的实验装置中, 调节好透镜 L_3 , 使被测流场与照相底片上的象面共轭是很重要的, 否则会造成双像使模型边缘不清晰。

本文实验是在华东工学院 102 室实验室进行, 得到张福祥教授, 李开明讲师等的大力支持和帮助, 在此表示衷心感谢。

参 考 文 献

- [1] C. M. Vest, Interferometry of strong refracting axisymmetric phase objects. *Appl. Opt.* 1975, 14(7): 1601~1606
- [2] P. G. Montgomery, D. L. Ress, Effect of refraction on axisymmetric flume temperature measured by holographic interferometry. *Appl. Opt.*, 1982, 21(8): 1373~1380
- [3] 阎大鹏, 贺安之, 等厚条纹型 F-P 干涉仪测量误差的修正与精度的提高. *华东工学院学报*, 1982, (2): 32~38
- [4] J. Stricker, O. Kafri, A new method for density gradient measurement in compressible flow. *AIAA. J.*, 1982, 20(4): 820~823

* 此处莫尔条纹识别法是用计算机自动识别^[14], 但因打字色带不好, 图不够清晰, 故图经手工描绘的。

- [5] E. Bar-Ziv, S. Sgülim, O. Kafri *et al.*, Temperature mapping in flumes by Moire deflectometry. *Appl. Opt.*, 1983, **22**(5):698~705
- [6] M. Servin, R. Rodriguez-Vera, M. Carpio *et al.*, Automatic fringe detection algorithm used for moire deflectometry. *Appl. Opt.*, 1990, **29**(22):3266~3270
- [7] B. L. Hunt, P. L. Lamont, The impingement of underexpanded axisymmetric jets on perpendicular and inclined flate plates. *J. Fluid Mech.*, 1980, **100**(Part 3):471~511
- [8] I. K. Jennions, B. L. Hunt, The axisymmetric impingement of supersonic air jets on cones, *Aero. Quart.*, 1980, **31**(Part 1):26~41
- [9] F. Harshbarger, Further experimental and theoretical studies of underexpanded jets near Mach disc. 1964: AD-44088
- [10] Lian Wenyu, Zhang Fuxiang, The structure and properties of underexpanded exhausted jets. *International Symposium on Refined Flow Modeling and Turbulence Measurements*, Iowa city: USA, 1985, (16~18, Sep.): A12
- [11] He Anzhi, Yan Dapeng, Ni Xiaowu, Large-aperture and long-path interferometer for measuring transient thermal field. *Opt. Engineering*, 1988, **27**(10):841~844
- [12] J. D. Gaskill 著;封开印译,线性系数、傅里叶变换、光学.北京:人民教育出版社,1981:366
- [13] R. Goulard, *Combustion Measurement*. New York: Academic Press, 1976:226~244
- [14] 阎大鹏,苗鹏程,王海林等,起爆药爆轰场和燃烧场的干涉法显示及其图像处理. *光学学报*, 1992, **12**(6):565~569
- [15] 张平,徐荣甫,通过固体推进剂火焰的激光衰减研究. *航空动力学报*, 1991, **6**(4):355~358

Moire deflectometry and its application in impingement flow field of exhausted jet

YAN Dapeng ZHANG Jian WANG Hailin
MIAO Pengcheng HE Anzhi

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

Abstract

The measurement principle of coherent moire deflectometry with filter is analyzed theoretically by using Fourier optical method. It is used to study the experiment of impingement flow field of real rocket exhausted jet. The moire deflectograms of impingement flow field of real rocket exhausted jet are obtained. So the problem of taking the picture of real rocket jet flow field with high temperature, high valocity, strong vibration and strong flame are solved.

Key words Motre deflectometry, measurement, impingement, visualization.