

真实火箭燃气射流的实时显示及定量测试技术研究

阎大鹏 刘峰 王振东 贺安之

(南京理工大学应用物理系, 南京, 210094)

摘要: 提出了一种实时显示真实火箭燃气射流和定量测试其参数分布的技术。它是由激光光源、大口径莫尔偏折仪、CCD、监视器、图象存储和处理系统以及 486 计算机等组成。利用这种技术, 实时显示了真实火箭燃气射流场, 定量计算了流场的参量分布。

关键词: 流场显示 测量 莫尔偏折法 火箭射流

Real time visualization and quantitative measurement of rocket exhausted plumes field

Yan Dapeng, Liu Feng, Wang Zhendong, He Anzhi

(Dept. of Appl. Phys., Nanjing University of Science and Technology)

Abstract: A new technique of real-time visualizing and quantitatively measuring of rocket exhausted plume field is presented in this paper. The beam source is a He-Ne laser and a alignment optical system to provide a parallel light beam 300mm in diameter. Then the parallel light beam goes through the plume field and two 20line/mm Ronchi gratings to obtain a diffraction pattern, and the pattern imaged at a CCD sensor to display on a monitor and been recorded. By means of image computer processing and Gladstone - Dale formula, with the parameters of grating index P , shift of more fringe, interval of more fringe, and interval of two gratings, the density distribution of the plume field can be calculated.

Key words: flowfield visualization measurement moire deflectometry rocket exhaust plumes

制的流动型人卫激光测距仪也将采用小型的 YAG 对撞锁模激光器, 其主要指标: 激光波长 532nm, 输出单脉冲能量 $\geq 30\text{mJ}$, 脉宽 $\leq 100\text{ps}$, 重复率为每秒一至五次。该器件也是中科院上海光机所研制, 在上海天文台试验时, 加上原锁模器件上末级放大和倍频, 用输出 17mJ 能量测到了 Lageos 卫星和 ETALON 卫星。与他们正在研制的流动仪相比, 所不同是上海天文台的望远镜接收面积与流动仪接收面积之比为 3:1, 而激光器输出能量之比为 1:2, 如在发散角上加以改善, 那么流动仪测到 ETALON 卫星应该是有把握的, 这一点将会很快得到验证。

当然, 激光器仅仅是发射部分之一, 测距的成功还取决于微弱回波信号的检测处理, 以及其它配套设备如计数器的测时精度和稳定度, 时间系统同步和频率标准等。随着科学技术的不断提高, 人卫激光测距技术将会进一步发展。

参 考 文 献

- 1 夏治中, 叶文蔚, 蔡庆福 *et al.* 地壳形变与地震, 1993; (4): 33~ 40
- 2 沈镜祥, 何妙福, 刘基余 *et al.* 空间大地测量. 北京: 中国地质大学出版社, 1990: 255~ 257

*

*

*

作者简介: 谭业春(附照片), 女, 1953 年 2 月出生。高级工程师。从事人卫激光测距仪研制及卫星测距观测工作。

一、引言

火箭燃气射流场的显示和定量测试是火箭设计、火箭燃气动力学的一个重要研究课题,它涉及到火箭射击精度和射程等问题。到目前为止人们曾利用纹影、阴影、干涉等光学方法显示火箭燃气射流场^[1~3]。结果表明,由于燃气射流中烟尘浓厚、粒子吸收和散射,纹影和阴影法显示的结果很不理想;而干涉法虽能获得燃气自由射流的近场结构干涉图,但由于烟雾的干扰,干涉图内无参考条纹,无法用于定量计算。如何实时地显示火箭燃气射流场,由流场图象定量地计算其参量分布,是有关科技人员十分感兴趣的课题,也是一个难题。

本文采用了莫尔偏折法,利用激光光源, CCD, 监视器, 计算机图象存贮和处理设备构成一种流场实时显示系统,不但能够通过监视器实时地观察火箭燃气射流场的流谱结构,而且可通过流场干涉图定量地计算流场的参量分布。我们利用这种真实火箭燃气射流场显示系统,获得了清晰的燃气射流场的莫尔偏折图,并定量地计算了其密度分布。

二、实验装置和原理

火箭燃气射流场实时显示系统示于图 1。探测光源为 He-Ne 激光器。L₁ 和 L₂ 构成一准直系统,把连续 He-Ne 激光扩束成一直径为 $\phi 300\text{mm}$ 并通过被测火箭燃气射流场的平行光。

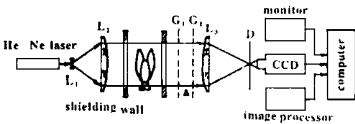


Fig. 1 Real time visualization system of rocket exhaust plumes field

G₁ 和 G₂ 为一对 20 条/mm 的朗琦 (Ronchi) 光栅,它们之间间隔为 Δ , L₃ 为成象和滤波透镜,让经过双光栅产生的 +1 级衍射光通过光栏 D 并把流场成象在 CCD 上, CCD 记录莫尔偏折图并在监视器上显示同时存贮在存贮器中,图象处理系统用来细化莫尔条纹和判读条纹位移量,最后用计算机定量计算所需参数分布。

假定火箭燃气射流场为轴对称,如图 2 所示。光线通过对轴对称场后的偏折角为 φ ,则该偏折角与光栅常数 P , 莫尔条纹位移量 h , 莫尔条纹的间距 P' , 以及双光栅间隔 Δ 之间的关系为^[4]

$$\varphi = (P \cdot h) / (P' \cdot \Delta) \quad (1)$$

若被测火箭燃气射流场的折射率分布为 $n(x, y)$, 则 φ 与 n 的关系为

$$\varphi = \frac{1}{n_0} \int_{x_0}^x \left(\frac{\partial n}{\partial y} \right) dx \quad (2)$$

式中, n_0 为空气折射率, (2) 式经 Abel 变换有^[5],

$$n - n_0 = - \frac{n_0}{\pi} \int_r^f \frac{\varphi dy}{\sqrt{y^2 - r^2}} \quad (3)$$

把(1)式代入(2)式有:

$$n - n_0 = - \frac{n_0 P}{P' \Delta \pi} \int_r^f \frac{h dy}{\sqrt{y^2 - r^2}} \quad (4)$$

根据 Gladstone-Dale 公式^[6], 则由被测流场的折射率分布可求出流场的密度分布, 有

$$\rho(x, y) - \rho_0 = \frac{-n_0 P}{P' \Delta \pi K} \int_r^f \frac{h dy}{\sqrt{y^2 - r^2}}, \text{ 式中, } \rho_0 = 1.025(\text{kg}/\text{m}^3), K = 0.227 \times 10^{-3}(\text{m}^3/\text{kg})$$

三、实验结果和分析

我们利用图 1 所示的实验装置对真实火箭燃气射流场进行实时显示和定量测试。实验用

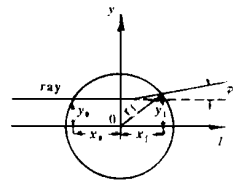


Fig. 2 Deflection of light pass through an axisymmetric flow field

发动机直径 $\bar{i} = 40\text{mm}$, 箭药为双石-2, 喷口直径为 $d_e = 17\text{mm}$, 扩张比 $\xi = 2.0$, 扩张半角为 15° , 火箭发动机燃烧室的温度 $T_c = 2308\text{K}$, 比热比为 $\gamma = 1.257$, 据此推算出发动机稳定工作时喷口处的流动参数为 $P_e = 0.312(\text{MPa})$, $\rho_e = 0.372(\text{kg/m}^3)$, $M_e = 2.7$, M_e 为马赫数。同时实验中双光栅的间隔 $\Delta = 46\text{mm}$, CCD 的曝光时间为 $1/10000\text{s}$ 。

Fig. 3 Selected sequence time moire deflectionograms of the rocket exhaust plumes field

发动机点火后, 我们通过监视器可清楚地观察到燃气射流场全过程流谱的莫尔偏折图, 通过图象存储器存贮, 可任意提取其中每一瞬间的流场结构进行观察, 图 3 给出了从监视器翻拍下来的燃气射流场全程序列莫尔偏折图的摘选。

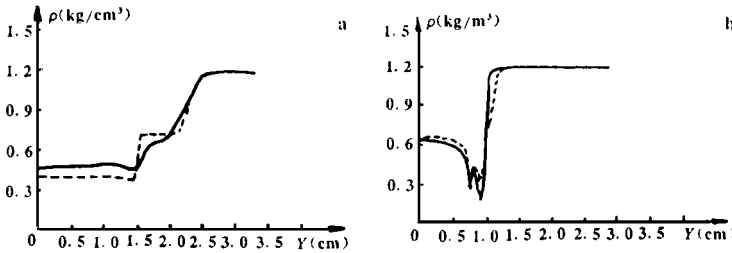


fig. 4 Density distribution of two cross section
a- $Z = 0.25\text{cm}$ b- $Z = 2.6\text{cm}$

为了从莫尔偏折图定量计算燃气射流场的密度分布, 把莫尔偏折图输入图象处理系统, 经过条纹细化^[7], 然后由 (5) 式的数值积分计算, 得到两个截面的密度分布如图 4 所示。其中 Z 表示该断面离喷口的实际距离, 图中

的数值模拟值是由改进的任意网格下的 Godunov 格式差分求解得到的。从图 4 可以看出, 由莫尔偏折图定量计算的密度值与理论计算值基本上是相吻合的。略有差别这是因为理论计算中假定了火箭燃气射流是轴对称无粘理想气体流动。

四、结 论

本文提出的火箭燃气射流场实时显示法, 能够用于真实火箭燃气射流场实时显示和定量测试。解决了像火箭燃气射流场这种大范围恶劣环境条件的瞬态流场显示与定量测试问题。

参 考 文 献

- 1 Harshbarger F. Further experimental and theoretical studies of underexpanded jets near mach disc. 1964: AÐ 44088
- 2 Lian W Y, Xhang F X. The structure and properties of underexpanded exhaust jets. International symposium on defield flow modelling and turbulence measurement. Iowa City, USA, 1985: Sep A 12, 16~ 18
- 3 He A Zh, Yan D P. Opt Engng, 1988; 10(27): 941~ 945
- 4 Bar-Zir E, Glatl E, Kafri O I. Appl Opt, 1981; 24(10): 4263~ 4266
- 5 Bar-Zir E, Sgnlion S, Kafri O. Appl Opt, 1983; 22(5): 698~ 725
- 6 Goulard R. Combustion Measurement. New York:Academic Press, 1976: 226 ~ 244
- 7 阎大鹏, 朱兆青, 鲁江陵 et al. 光学学报, 1993; 13(5): 439~ 443

* * *

作者简介: 阎大鹏, 男, 1956年4月生。博士。现任南京理工大学研究生部副部长、教授、博士生导师。1992年荣获霍英东教育基金会青年教师奖(研究类)壹等奖和青年教师基金, 政府特殊津贴, 国家教委“优中选优”重点跟踪对象; 1993年获国防科工委光华基金奖二等奖; 1994年当选为南京市“十大青年科星”, 江苏省“十大杰出青年”, 全国先进青年科技标兵, 被批准为国家级有突出贡献中青年专家。