

火箭发动机燃气射流流场的 光学显示方法研究

华东工学院应用物理系 闫大鹏 贺安之 苗鹏程 王海林

【摘要】 本文研究了两种用于真实固体火箭发动机燃气自由射流流场和射流冲击流场显示的光学方法。实验结果表明, 等厚条纹型 F-P 干涉法。能够用于燃气自由射流流场的显示, 而莫尔偏折法除此之外还可用于大范围的燃气射流冲击流场的显示。由此解决了长期以来无法显示这种高温、高压、强冲击、强火焰光等恶劣环境条件下的流场问题。

关键词: 火箭发动机 流场显示 测量

1 前 言

到目前为止, 火箭发动机自由射流和射流冲击流场的风洞模拟显示实验有比较系统的研究^[1-4]。然而对于真实固体火箭发动机的燃气射流场, 由于它带有浓厚的烟雾, 并伴随着高温、高速、强冲击、强火焰光等, 给显示工作带来了很大的困难。1964 年, Harshbarger, F^[5]曾利用阴影法来显示火箭燃气自由射流流场, 但结果很不理想。1985 年, Lian W. Y 等人^[6]利用纹影法显示, 也未能获得清晰的流场结构照片。尤其是真实火箭燃气射流对挡板的冲击流场, 环境条件更加恶劣, 显示工作难度更大。

本文研究了两种真实固体火箭发动机燃气射流场和射流冲击场的光学显示方法。采用了等厚条纹型 F-P 干涉法和莫尔偏折法分别获得了清晰的燃气自由射流近场结构干涉图和莫尔偏折图, 而对于燃气射流冲击场, 由于其流场范围大, F-P 干涉法的口径难于满足要求, 则采用大口径的莫尔偏折法, 得到了射流对不同挡板冲击的流场莫尔偏折图。解决了真实火箭发动机燃气射流流场的显示难题。

2 等厚条纹型 F-P 干涉法

等厚条纹型 F-P 干涉法的实验装置如图 1 所示。 M_1 和 M_2 是口径为 $\Phi 200\text{mm}$ 的平面镜。当连续 He-Ne 激光经 L_1 和 L_2 扩束准直后, 在 M_1 与 M_2 之间形成一直径为 200mm 的平行探测光。选择双镜的内表面膜层反射率为 60%, 则由 M_1 和 M_2 产生以双光束干涉为主的干涉条纹。当 M_1 与 M_2 之间的相对夹角 θ 很小时, 相位差取决于

$$\delta = (2\pi/\lambda) 2n_0d \quad (1)$$

式中 n_0 为空气折射率, d 为双镜之间的距离。根据两相干光波程差为所用激光器腔长 L_0 的偶数倍时, 即

$$\Delta = 2n_0 L_0 \quad (2)$$

仍可得到条纹的最佳调制度^[7], 则 d 可达 20 米以上, 这样就可以在 M_1 与 M_2 之间放置象火箭燃气射流流场这样恶劣环境条件的被测对象。

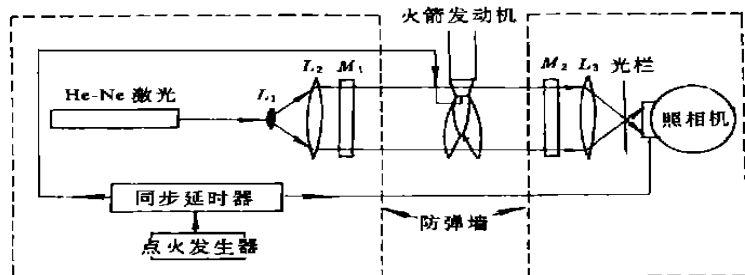


图 1 等厚条纹型 F-P 干涉法的实验装置

当 M_1 与 M_2 之间没有被测流场时, 所产生的干涉条纹是平行的、等间距的, 并称为有限宽条纹。其条纹间距 s 的表达式为

$$s = \lambda / 2n_0 \theta \quad (3)$$

如果 $\theta \rightarrow 0$, $s \rightarrow \infty$, 即干涉条纹的间距趋于无穷大, 形成一个均匀的干涉场, 称这种干涉图为无限宽条纹干涉图。当 M_1 与 M_2 之间存在被测流场, 则被测流场折射率变化引起光程的变化为

$$\Delta = \int [n(x, y, z) - n_0] dL \quad (4)$$

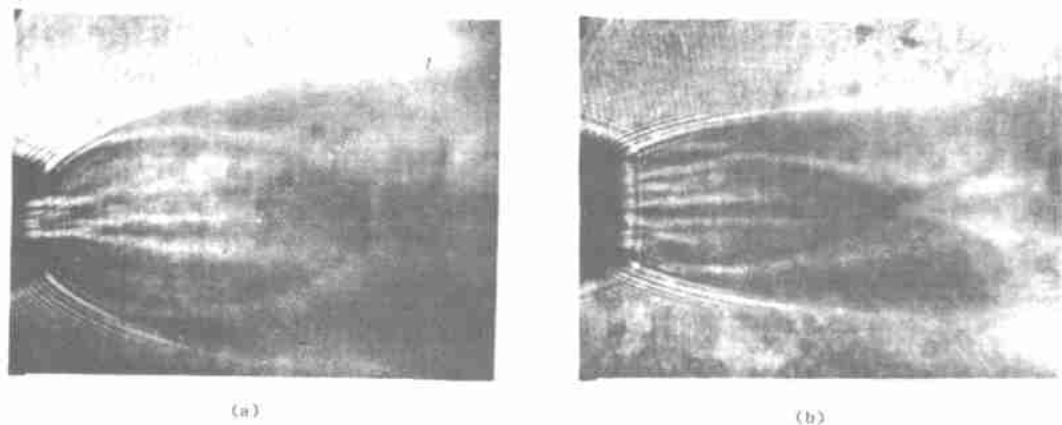
式中 L 为光线经过被测流场的路程, $n(x, y, z)$ 为被测流场的折射率。反映在有限宽条纹干涉图上是干涉条纹发生位移, 通过条纹位移量的判读, 由(4)式可定量计算被测场的折射率分布。而对于无限宽条纹干涉图, 其条纹代表被测流场的等折射率线或等密度线。

这种干涉法的优点是, 它是单通道共光路结构, 且干涉腔 M_1 与 M_2 是分离的, 防震性能好, 对环境条件无特殊要求。

由于火箭燃气射流流场变化速度快, 采用连续的 He-Ne 激光, 如果曝光速度高, 燃气射流场中 Al_2O_3 和 HCL 等凝相颗粒的衰减, 曝光量不足; 曝光速度慢, 则造成干涉条纹的模糊。所以作者利用无限宽条纹的方式对真实固体火箭发动机燃气自由射流场进行显示。

实验中, 火箭发动机固定在发射室的工作台上, 发射室两侧的防弹墙上有两个 $\Phi 500\text{mm}$ 直径的窗口以便探测光通过。点火发生器给火箭发动机一个电脉冲使发动机点火产生燃气射流, 同时给一个脉冲经过同步延时器给照相机快门打开信号。火箭发动机为 $\varphi = 28.0\text{mm}$, $\eta = 2.0$, $\alpha = 17^\circ$; $\varphi = 21.0\text{mm}$, $\eta = 1.5$, $\alpha = 17^\circ$ 。其中 φ 为喷口直径, η 为扩张比, α 为喷口扩张半角。燃烧室参数: $T_c = 2308\text{K}$, $P_c = 80 \sim 100 \times 10^5 \text{N/m}^2$; 其中 T_c 和 P_c 分别为喷口处的温度和压力。固体推进剂为双石-2, 其参数为 $r = 1.257$, $G = 363.3$, 这里 r 是比热比, G 是气体常数。

作者用输出功率为 50mW 的连续 He-Ne 激光作为光源, 用 $1/5000$ 秒的曝光时间, 获得无限宽条纹方式下火箭燃气自由射流近场结构干涉图如图 2(a、b) 所示。图中的背景条纹是由于调节不佳, 平面镜自身产生的。显然, 这种等厚条纹型 F-P 干涉法能够获得清晰的火箭发动机燃气自由射流近场结构干涉图。但要把这种干涉仪的口径做到 $\Phi 400\text{mm}$ 以上用于其射流冲击场的显示, 由于 M_1 和 M_2 的加工精度要求高, 造价大, 因此我们探索一种容易实现大口径

图2 自由射流近场结构干涉图(a. $\varphi = 28.0$ b. $\varphi = 21.0$)

的显示方法—莫尔偏折法。

3 莫尔偏折法

莫尔偏折法实验装置如图3所示,它是由两个 $\Phi 400\text{mm}$ 的纹影仪非球面镜 M_1 和 M_2 ,把经 L_1 扩束的激光形成一直径为 400mm 的平行探测光经过被测燃气射流场,然后由 L_2 透镜缩束后再准直形成一直径为 4mm 的小平行光经过双光栅 G_1 和 G_2 系统检测光线经过被测流场的偏折角。 L_3 为频谱滤波和成像透镜。照相机记录干涉条纹。

假定探测光线经过被测流场后的偏折角为 φ , G_1 和 G_2 光栅的栅距为 P , 两光栅间隔为 H , 栅线的相对夹角为 α , 则所产生的莫尔条纹的间距 P' 为

$$P' = P / 2 \sin(\alpha/2) \approx P / \alpha \quad (5)$$

莫尔条纹的变形量 h 与光线偏折角 φ 之间的关系是

$$h = f_{M_2} P' H \varphi f_{L_2} P \quad (6)$$

而光线偏折角 φ 与被测流场中折射率 $n(x, y, z)$ 的关系为

$$\varphi = \int \frac{\partial n(x, y, z)}{\partial x} dy \quad (7)$$

(6) 式和(7)式表明, 莫尔条纹的变形量反映了被测流场中的折射率变化, 则通过莫尔条纹变形量

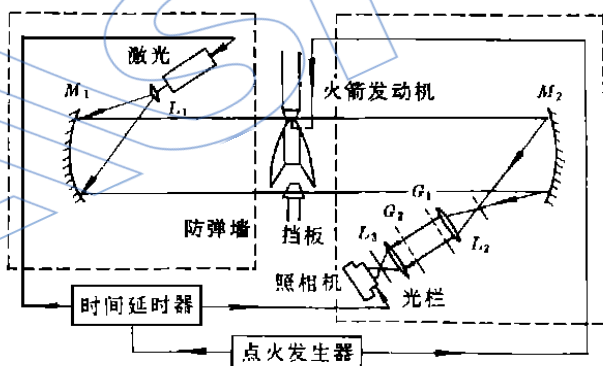
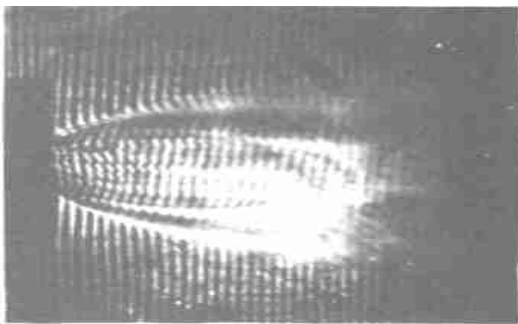


图3 莫尔偏折法实验装置

图4 $\varphi = 21.0$ 自由射流近场结构莫尔偏折图

的判读,可定量计算被测流场的折射率分布。

我们用这种方法显示真实固体火箭发动机燃气自由射流场和射流对锥体挡板的冲击流场。实验中,所用的激光光源为脉冲 YAG 倍频激光,脉宽为 20ns,波长为 $0.53\mu\text{m}$,能量为 80mJ。点火发生器给火箭发动机一个电脉冲使发动机点火产生燃气射流流场,同时给一个脉冲信号经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。对 $\varphi=21.0^\circ$ 火箭发动机,获得其燃气自由射流近场结构莫尔偏折图如图 4 所示,射流对 120° 锥角的锥体挡板的冲击流场莫尔偏折图如图 5a 所示。获得 $\varphi=28.0^\circ$ 火箭发动机其燃气射流对 45 凹面锥挡板冲击流场的莫尔偏折图如图 5b 所示。

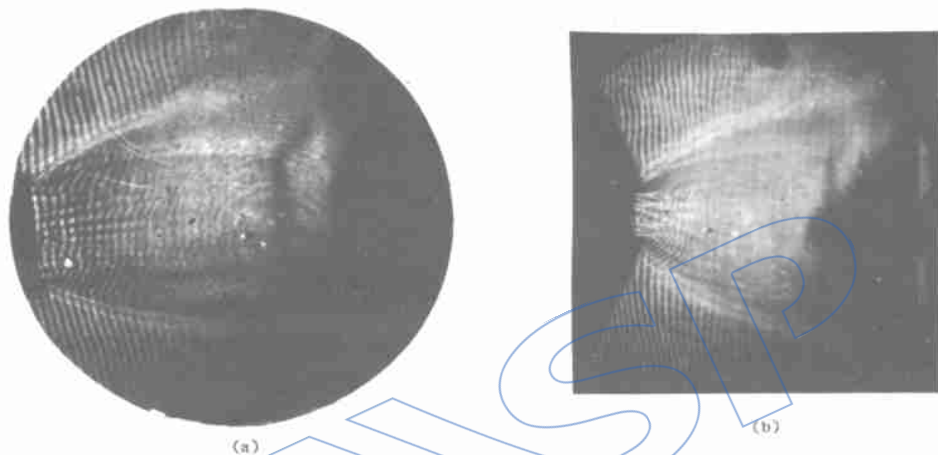


图 5 燃射流冲击流场的近场结构莫尔偏折图(a. 对 120° 锥体冲击; b. 对 45° 凹面锥冲击)

可见,这种莫尔偏折法,方法简单,造价低,口径大能够满足大范围流场显示的要求。同时,莫尔偏折图中带有参考条纹,可进一步用于定量计算其流场中的折射率分布。

4 结果分析

由图 2b 和图 4 可见,等厚条纹型 F-P 干涉法和莫尔偏折法所获得 $\varphi=21.0^\circ$ 火箭燃气自由射流近场结构是一样的。它们可用于定量获取火箭燃气自由射流近场结构中的马赫盘位置,斜激波和边界值。图 6 为 $\varphi=21.0^\circ$ 火箭发动机燃气自由射流近场结构参数实验值与理论

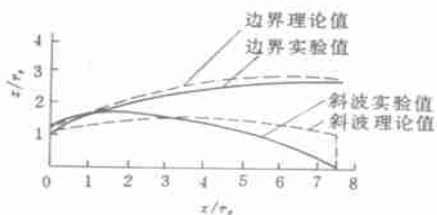


图 6 $\varphi=21.0^\circ$ 近场结构参数实验值与理论值比较



图 7 $\varphi=21.0^\circ$ 风洞冷射流模拟实验纹影图

值的比较。特别是图 5 可根据莫尔条纹的变形量定量计算燃气自由射流场中的折射率分布(有关论文待发表)。同时把图 2b 和图 4 与风洞中的冷射流模拟实验纹影图(如图 7 所示)进行比较,显然风洞模拟结果具有较大的偏差,这是由于燃气射流中固体粒子的存在使斜激波向轴线收缩,马赫盘半径减小,但马赫盘位置两者是相同的。

由图 5b 还发现了一种十分奇特的激波结构,如图 8 所示。对这种凹形曲面,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,形成一个由三波交点集合而成的轴对称圆圈。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。对于这一类流动有待于进一步研究。

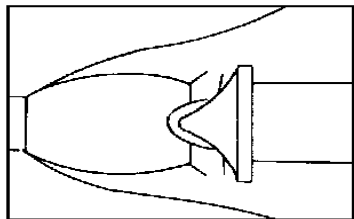


图 8 凹曲面锥激波结构

从本文的实验结果还可以看出,尽管火箭燃气射流场中烟雾很浓,对其流场显示造成很大的影响,但 F-P 干涉法和莫尔偏折法都能获得清晰的流场结构图像,而纹影和阴影却无法做到。这种烟雾对探测光线的效应机理也有待于进一步研究。

5 结 论

通过对真实固体火箭发动机燃气射流流场的两种显示方法研究,我们认为莫尔偏折法方法简单,造价便宜,可直接在纹影仪的基础上改造而成,是一种很有实用价值的显示方法。利用这种方法,能够有效地解决真实火箭燃气射流流场的光学非接触定量测试问题。

参 考 文 献

- 1 Pindzola M. Jet simulation in ground test facilities. AGARD ograph, 1963, (9)
- 2 Sutter s j, Bertin Dannemiller D P, et al. Study of the exhaust plume for high underexpanded supersonic nozzles exhausting into quiescent air. Aer. Eng. Report 79001, Uniy. of Texas at Austin, 1979
- 3 Hunt B L, Lamont P J. The impingement of underexpanded axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates. J. Fluid Mech, 100, Part 3, 1980
- 4 Truscott. The impingement of an underexpanded air jet on square section beams. N84- 245248, 1984
- 5 Harshbarger F. Further experimental and theoretical studies of underexpanded jets near mach disc. AD- 444088, 1964
- 6 Lian Wenyu, ZHANG Fuxiang. The structure and properties of underexpanded exhausted jets. International Symposium on Refin Flow Modeling and Turbulence Measurements. Iowa city U SA(16- 18sep), 1985
- 7 史密斯 H M. 全息学原理. 中国科学院物理所翻译组译校, 科学出版社, 1973: 140

STUDY OF OPTICAL VISUALIZATION METHODS FOR EXHAUST JET OF ROCKET ENGINE

Yan Dapeng, He Anzhi, Miao Pengcheng, Wang Hailin
(*East-China Institute of technology*)

ABSTRACT

Two optical methods are studied which are used to visualize the flow field of exhaust free jet and jet impingement from a real solid rocket engine. One is equal-thickness-fringe F-P interferometry which is constructed with two mirrors about 200mm in diameter. It features that the optical layout is co-optical light path and separated form, the distance between two mirrors is more than 20m and the resistance to vibration distortion is strong. Another is moire deflectometry which has an aperture over 400mm in diameter. In this method a big-diameter collimated light beam is used to explore the flow field, then it is reduced and recollimated into a small-diameter recollimated light beam and detected by a two-gratings system to produce moire fringes. It is characterized by large aperture and simplicity of the method. The experimental results show that the equal-thickness-fringe F-P interferometry can be used to visualize the flow field of the exhaust jet from a real solid rocket, and the moire deflectometry can be even used to visualize the extensive flow field of rocket exhaust jet impingement besides the exhaust free jet.

NUMERICAL SIMULATION OF INTERACTION BETWEEN SUPERSONIC MAIN STREAM AND TRANSVERSE JET

Zhou Weijiang, Ma Handong, Li Feng
(*Beijing Institute of Aerodynamics*)

ABSTRACT

The laminar N-S equations have been solved for a supersonic flow with a transverse sonic jet. The numerical algorithm used here is a second-order windward TVD scheme. The conditions of supersonic main stream are: $Ma_\infty = 2.5$, $T_\infty = 130\text{K}$, $Re_\infty = 5 \times 10^5$. In sonic jet, $T_j = 243^\circ\text{K}$ ($T_j/T_\infty = 1.87$), $P_j/P_\infty = 43.0$. The grid nodes are 121×95 with compressed in both a transverse direction near the wall and a streamwise direction near the injector. The detail waves and vortex structures are obtained, the flow field pictures and pressure distribution along plate are compared with experiments in a good agreement. The calculation also demonstrates that the TVD scheme not only has high capability of shock capturing, but also can be applied to efficient simulation of the complex vortex structure.

COMPUTATION OF FLEXIBLE-WALL AIRFOIL FLOW USING N-S EQUATIONS

Ma Xia, Xiao Linkui, Jiang Jinggui, Chang Mianchun
(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences*)

ABSTRACT

The 2-D Reynolds-averaged compressible unsteady full Navier-Stokes equations are solved by using the Beam-Warming scheme with Baldwin-Lomax turbulent model about the flexible-wall airfoil. A method is proposed which can treat the locally changing surface of airfoils. The adaptive surface in the shock region can influence the