

激光 M-Z 干涉法应用于超音速燃烧流场测量*

张 越 俞 刚

(中国科学院力学研究所,北京,100080)

摘 要: 纳秒级脉冲红宝石激光器作光源、一次成像的 Polaroid 相机接收图象的 M-Z 干涉系统用于超音速混合及燃烧流场的测量获得了清晰的干涉照片。利用计算机图像处理技术及自行开发的干涉图处理软件对获得的干涉图进行了处理,得到定量的燃烧流场密度分布。

主题词: 超音速燃烧,流动分布,激光测量,干涉图,计算机技术

分类号: TN249

MEASUREMENT OF SUPERSONIC COMBUSTION FLOW FIELD USING A LASER MACH-ZEHNDER INTERFEROMETER

Zhang Yue Yu Gang

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing, 100080)

Abstract: The clear interferograms of supersonic mixing and combustion flow field are obtained by using Mach-Zehnder interferometer with a pulsed ruby laser, which is employed in pulswidth range of nanosecond as light source, and a Polaroid camera recording pictures. The interferograms are processed by a self-developed computer interferogram processing system. The quantitative density profiles of flow field are shown.

Subject terms: Supersonic combustion, Flow distribution, Laser measurement, Interferogram, Computer technique

1 引 言

超音速燃烧流场是伴随着燃烧化学反应的超音速混合流场。它的特点决定了流场显示手段应该是对流场不产生干扰的非侵入式光学方法,而且只有窄脉宽脉冲光源才能冻结住超音速流动的瞬态过程。

常规的超音速流场显示方法有纹影法、阴影法和干涉法。阴影法和纹影法是依靠光线在气流中的偏转来确定流体折射率的分布。它们往往只能作定性分析。光干涉法是基于光的波动性质利用光线通过流体的位相变化来定量地研究流体折射率的空间分布。由此可获得流体密度场、温度场和浓度场的清晰干涉图以及正确地推算有关的测量值。此外,干涉图像还具有较强的直观性,有利于掌握现象的本质^[1]。

* 收稿日期: 19960416,修回日期: 19960502,本课题为国家“八六三”计划基金资助项目

以上的三种方法本质上都是积分形式的,它们沿光束传播方向将待测物理量加以积分。所以它们适用于测量二维流场。我们实验研究的内容是氢、空气超音速平行混合及燃烧的规律,流场主要呈现二维性,故我们选择马赫-曾德(M-Z)干涉方法作为定性和定量测量超音速混合、燃烧流场的手段。利用计算机图像处理技术以及自行开发的干涉图处理软件对获得的干涉图进行了处理,获得了流场等密度线图。

2 M-Z 干涉仪原理

M-Z 干涉仪的光路原理如图 1 所示。基本元件是两块平面全反镜 M_1 和 M_2 、两块平面半透半反的分光镜 BS_1 和 BS_2 。这四块镜子成矩形布局。试验段 TS 置于 BS_1 和 M_1 之间,经扩束的准直平行光束入射到分光镜 BS_1 上被分成两束相互垂直的光束,一束光先经 BS_1 反射到反射镜 M_2 ,再经反射镜 M_2 反射并由 BS_2 透射到屏幕上。该光束不穿越测试段,称参考光束;另一束光经 BS_1 透射, M_1 的反射, BS_2 的反射也投射在屏幕上,该光束穿越试验段 TS,故称物光束,参考光束与物光束在同一接收屏幕上汇聚而产生干涉现象。如果这四块镜子都精确地和平行入射光束成 45° 角,并且所有光学元件都具有理想的质量,那么,到达接收屏幕的物光与参考光的波面是严格平行的,在物光没有受到测试流场的扰动时,屏幕上将呈现一个非常明亮的光场,看不到干涉条纹;若物光受到二维流场的扰动,则将呈现等密度线分布(如果流体为同一介质);这就是无限宽条纹干涉场。如果平面镜 BS_2 与入射光并非精确地成 45° ,而是离 45° 差一个微小角度 ϵ ,则当物光不受流场扰动时,干涉图呈现间距相等、明暗相间的直条纹;如果物光受到非均匀流场的扰动,将导致物光光程的改变,从而使背景干涉条纹发生扭曲,这就是由 M-Z 干涉仪所产生的有限宽条纹干涉场。虽然无限宽条纹干涉场的灵敏度最高,反映出的细节最多,但它对于光学元件及光束质量要求太高,往往做不到真正的无限宽条纹干涉场,通常都是用有限宽条纹干涉场作测量,通过改变条纹间距来调节灵敏度。

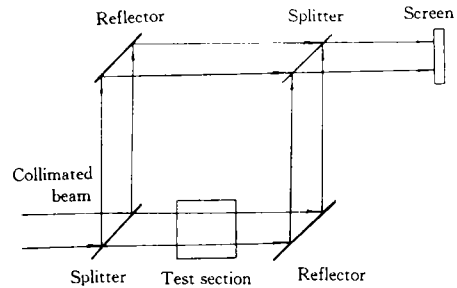


Fig. 1 Principle diagram of Mach-Zehnder interferometer

3 脉冲激光 M-Z 干涉测量及接收系统

实验中所采取的以脉冲红宝石激光作光源的 M-Z 干涉测量系统示意图见图 2。

(1) 脉冲红宝石激光器:脉冲红宝石激光器系天津大学生产,为了得到高的峰值功率和窄的单个脉冲,采用了 Q 调制技术。采用的调 Q 方法为电光开关法,调 Q 输出脉冲宽度为 20ns。在实验中,试验段气流速度达 1500m/s,曾尝试不加调 Q,得到的照片对比度差,不清晰,所以必须加 Q 调。此外为了提高相干性,激光的模式通过小孔光阑进行选横模。

(2) 平行光束的检验:准直光束平行度的好坏与扩束准直系统两个透镜之间的距离和透镜的质量及焦距有关。因为采用的负透镜(直径 6mm,焦距 100mm)扩束,很难通过焦点位置直接测量第二块透镜(口径 100mm,焦长 400mm)与第一块透镜之间的距离,为此用一块标准平晶置于准直后平行光束之间,将平晶稍缓偏转一个角度,屏置于光束上游两侧(见图 3),此时如果不是理想的平行光,则在屏上出现明暗相间的条纹,如果是理想的平行光,屏上将不会出现条纹,屏上条纹愈多,说明平行度愈差。此时,需调节两块透镜距离使两边屏上条纹都达到最

少。

此外,透镜的质量及焦距直接影响平行光质量,理想的透镜应是消像差透镜,这里用了付氏透镜,在光强允许条件下,应选择长焦距透镜 L_2 。因为焦距越长,愈接近近轴光束,象差也愈小,这样得到的平行光质量最好。

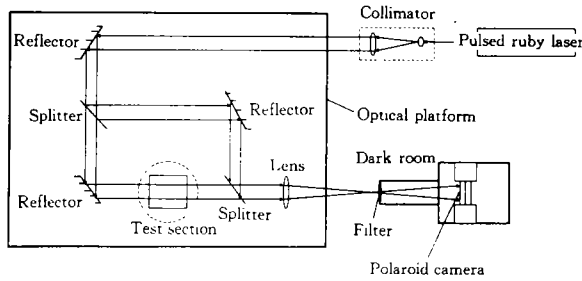


Fig. 2 Diagram of pulsed laser M-Z interferometric measurement system

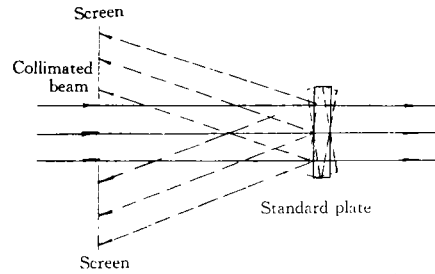


Fig. 3 Schematic of beam examination

(3) 光学元件的保护:因光学元件最忌灰尘,而超音速燃烧试验条件比较恶劣。为防止氢气泄漏到室内,加了大功率抽风机,而且有时试验段石棉密封会被高温燃气烧坏,起不到密封作用,里面的火焰顺势喷出。所以针对这些具体问题,我们设计了保护罩,除了光束通过的地方开孔外,其余全部封住,四壁涂黑,用吸铁石吸在光学平台上,防止受试验时振动的影响。

(4) 干涉图接收系统:采用一次成像的 Polaroid 相机记录。暗室内壁全部涂黑,将相机固定在其中,实验时,将相机快门打开,处于等待状态,实验完毕时,将快门合上,将相纸从相机中抽出。

此外,暗室的头部置于成像透镜的焦点附近,这样可以使暗室的进光孔径开得最小,避免了外部杂散光的进入,保证了等待时底片不会因杂散光而影响成像质量。Polaroid 相机位置距离端部 700mm,即使杂散光有少许进来,也基本上被涂黑的壁面吸收。当拍摄超音速燃烧流场的干涉图时,因氢、氧燃烧发出强烈耀眼的光,大大强于环境杂散光,此时在端部的小孔位置加一块中性滤波片。同时将红宝石激光强度调大些,就能够得到亮度适中,对比度好的干涉照片。

(5) 流场测量、曝光、接收同步技术:在我们的超燃实验装置上,可以对流场任一时刻进行测量,得到该时刻的干涉图。该时刻的确定由计算机控制系统实现。红宝石激光器的触发由计算机的同步信号完成。因此就实现了对不同时刻流场的干涉测量。

4 干涉图的计算机处理

4.1 干涉图计算机处理技术

干涉图计算机处理技术就是将图像转化成灰度表示强度的数字矩阵。干涉图处理的关键技术是背景噪音去除技术和条纹骨架的提取技术。

干涉图和干涉条纹代表两相干光波面在空间迭加的强度分布,强度分布反映了两相干光波面的等位相差 $\Delta\phi$ 的分布。一般情况下,干涉图强度分布为:

$$I(x, y) = I_0(x, y) + I_1(x, y)\cos[\Delta\phi(x, y)]$$

式中 $I_0(x, y)$ 是由于两相干光强度不等产生的背景强度, $I_1(x, y)$ 是由于两相干光波面位相差

$\Delta\phi$ 所产生的调制强度。在理想光学系统情况下, $I_0(x, y), I_1(x, y)$ 均为常数。干涉条纹的强度分布为余弦分布迭加一直流项。用相同强度的点的位置作为条纹骨架的位置是很方便的。实际上, 由于光源不均匀, 光学元件表面上的尘埃引起的散斑等原因, 使 $I_0(x, y), I_1(x, y)$ 不再是常数, 引起条纹强度分布的规则与不规则的变化, 散斑散射光强的随机性是产生不规则变化的原因。此外, 干涉图还受到其它噪音源干扰, 这些干扰都能引起干涉图强度不规则变化。这就是干涉图的背景噪音, 实际干涉图中条纹的强度不再是余弦分布, 因此不能再用等强度点代表条纹位置。但是, 条纹强度分布的极值点仍代表了相同的位相差, 可以代表条纹骨架的位置。

由于背景噪音的存在, 使干涉条纹极值点的位置难以确定。因此, 处理干涉图, 提取条纹骨架首先要清除背景噪音。空间邻域平均法是图像处理技术中一种有效的方法。去除噪音后的干涉条纹极值点的位置很容易确定。因此, 条纹骨架便确定了。

处理后的干涉图成为二值化干涉图, 条纹骨架的位置坐标确定了。由试验干涉图减去参考干涉图, 则由流动引起的条纹位移便知道了^[2], 从而可转换成定量的流场密度分布。

4.2 二维氢平行射流超音速燃烧流场密度分布

气体介质的密度 ρ 与其折射率 n 的关系由 Gladstone 公式给出:

$$n - 1 = k\rho \quad (1)$$

k 为 Gladstone-Dale 常数。光在气体介质中传播时, 由于介质密度变化将引起介质折射率变化, 介质折射率的变化所引起的光波阵面位相畸变

$$N(x, y) = \frac{1}{\lambda} \int_L [n(x, y, z) - n_0(x, y, z)] dz \quad (2)$$

上式表示光沿 z 方向穿过厚度为 L 的气体介质层后的位相变化。

如果是一个二维流场, 流动参数只是 x, y 的函数, 与 z 无关, 此时

$$n(x, y, z) = n(x, y), \quad n_0(x, y, z) = n_0(x, y) \quad (3)$$

式(2)变为:

$$N(x, y) = \frac{L}{\lambda} (n(x, y) - n_0(x, y)) = \frac{L}{\lambda} (k(x, y)\rho(x, y) - k_0(x, y)\rho_0(x, y)) \quad (4)$$

式(4)将干涉图中得到的条纹位相变化与密度、浓度联系起来。如果已知初始流场, 则 $k_0(x, y), \rho_0(x, y)$ 为已知量, 则从上式能够求出 $k(x, y), \rho(x, y)$ 的分布。

如果流动介质为同一种介质, $k(x, y) = k = \text{常数}$, 则很容易得到密度 $\rho(x, y)$ 分布, 如果流动介质为两种或两种以上不同组分组成, 则必须求出各点上浓度分布, 才能得到密度分布。这时往往要对流动建立模型, 作合理假设。

这里, 我们以二维狭缝喷氢超音速燃烧流场的干涉图处理为例, 干涉图见图 4, 图 5 所示的为直接用摄像机拍到的流场火焰照片。

首先对干涉图进行分析。燃料氢从试验段中心喷嘴中平行地喷出与超音速的空气混合。引起折射率变化的主要因素有浓度梯度和温度梯度。与图 5 中火焰照片对比, 这个混合燃烧流场可分为未燃混合区、燃烧区和纯空气流区。这三个区在干涉图中也有相应的体现: 干涉图中靠近壁面两侧未动的条纹为空气流区, 这里的空气没有参与燃烧, 氢气没有混合到这个区域; 而条纹明显弯曲的地方对应为燃烧区与未燃区的边界, 这里由于强烈的温度梯度引起密度的强烈梯度, 故造成条纹的剧烈弯曲; 靠近氢喷口区域, 条纹只在中心喷氢附近有变化, 这完全是由于介质不同, 折射率不同造成。在下游火焰区的中央, 条纹平缓变化。

根据以上的分析,我们将整个流场分为三个区:未掺混区(未燃烧,未混合)、燃烧区及未燃氢、空气混合区(见图 6)。分别对各区作如下假设:

(1) 参考条纹假定:因没有参考条纹,将未掺混区的条纹作参考条纹,这个区域的密度、温度、压力均为已知,等于超音速喷嘴出口空气流的参数。其它区域的参考条纹由两边未掺混区条纹插值得到。

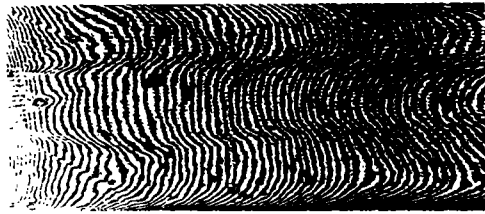


Fig. 4 Interferogram of 2D supersonic combustion flow field with parallel H₂ injection



Fig. 5 Picture of 2D supersonic diffusion flame with parallel H₂ injection

(2) 燃烧区假定:考虑到喷氢流量与空气流量相比非常小(1%),因此,燃烧区的 *Glastone* 常数 *k* 认为是空气的 *k* 值,这样便可直接由位相变化,得到密度分布。

(3) 未燃混合区假定:由于喷氢流量与空气流量相比很小,而且氢喷口的压力与空气压力近似相等。因此假定混合区内,氢、空气为等压混合。

在混合区任取一小微团,微团的密度 ρ 及压力 p 等于: $\rho = \rho_a + \rho_h, p = p_a + p_h$ 。 p_a, p_h 和 ρ_a, ρ_h 分别为微团内空气、氢气的分压、分密度。

由状态方程: $p_a = \frac{\rho_a}{W_a} RT, p_h = \frac{\rho_h}{W_h} RT$ 。 W_a, W_h 分别为空气、氢气的相对分子质量。
 $p = p_a + p_h = p_3, T = T_3, \rho_3 = \frac{p_3 W_a}{RT_3}$, 下标“3”表示第 III 区。

$$p_3 = \frac{\rho_a}{W_a} RT_3 + \frac{\rho_h}{W_h} RT_3 \quad (5) \quad \rho_3 = \rho_a + \frac{W_a}{W_h} \rho_h \quad (6)$$

混合气体 $n - 1 = k_a \rho_a + k_h \rho_h$ 由式(6)得:

$$\rho_h = (\rho_3 - \rho) / \left(\frac{W_a}{W_h} - 1 \right) \quad (7) \quad \rho_a = \left(\frac{W_a}{W_h} \rho - \rho_3 \right) / \left(\frac{W_a}{W_h} - 1 \right) \quad (8)$$

由式(7)及式(8)得:

$$N(x, y) = \frac{L}{\lambda} (k_a \rho_a + k_h \rho_h - k_a \rho_1) \frac{k_a W_a / W_h - k_h}{W_a / W_h - 1} \rho = k_a \rho_1 + \frac{\lambda}{L} N(x, y) - \frac{(k_h - k_a)}{W_a / W_h - 1} \rho_3 \quad (9)$$

由式(9)便可求出未燃混合区的密度 ρ 。

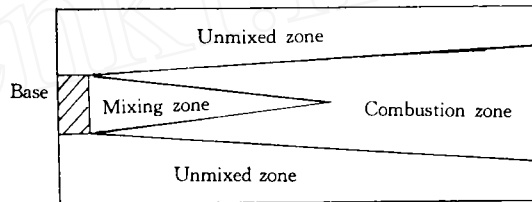


Fig. 6 Schematic of interferogram in fig. 4 for computer interferogram processing

5 结束语

M-Z 干涉系统利用计算机触发的红宝石激光器脉冲光源和 Polaroid 像机在暗箱中等待的方式成功地解决了试验过程中的同步问题,获得了高清晰质量的干涉照片。该干涉图还能用计算机图像处理技术转换成定量的流场密度分布。相信本系统将成为研究超音速流场(燃烧或不燃烧)的有力工具。

致谢: 本研究是在 863-2 航天领域专家委员会支持下开展的,在实验过程中,天津大学的任国权教授、叶志生教授和本组的李建国、刘文杰、杨仕润、李英、赵建荣同志给了很大的帮助,特此致谢。

参 考 文 献

- 1 朱德忠主编. 热物理激光测试技术. 北京:科学出版社,1990
- 2 杨仕润. 鉴定流动介质光学特性的干涉图计算机处理研究:[硕士学位论文]. 北京:中国科学院力学研究所,1990

(上接第 77 页)

参 考 文 献

- 1 秦 鹏编译. 轴流压气机气动设计. 北京:国防工业出版社,1975
- 2 Davis M W. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability. AIAA-91-1895,1991
- 3 Gorrell S E. Application of a dynamic compression system model to a low aspect ratio fan casing treatment and distortion. AIAA-93-1871,1993
- 4 吴 虎,廉小纯,陈辅群. 动态压缩系统模型在某型高压压气机中的应用. 推进技术,1996,17(5)
- 5 吴 虎,廉小纯,陈辅群. 动态压力畸变下压缩系统稳定性分析. 推进技术,1996,17(4)
- 6 Davis M W. Unsteady response of an axial flow compressor to planar temperature transients. J of Propulsion 1985,1
- 7 Medeiros, et al. Investigation of individual stage performance of eight stage compressor. NACA RM E54H17, 1955