

压力振荡过程固体推进剂瞬态燃速 对压力变化响应的滞后

华东理工大学 王峻晔* 舒萍萍 吴东棣
哈尔滨工程大学 桑秉诚

【摘要】应用激光方法测量压力振荡过程中的固体推进剂瞬态燃速。发现对应压力的每一次振荡,都存在一次燃速振荡,但燃速对压力变化的响应有一时间滞后。对压力振荡频率为 20-35 Hz 的燃烧过程,燃速滞后在相位上大约为 90° ;在时间上约 20 ms。最后测试结果与国外微波法获得的结果相比较,发现两者相当一致。

主题词: 固体推进剂 振荡 不稳定燃烧 滞后时间

分类号: V 435.12

1 引言

近几十年来,对燃烧室内压力振荡过程,国内外都开展了大量研究^[1-3]。压力振荡过程瞬态燃速的响应测量不仅可揭示不稳定燃烧过程的某些机理,而且可对不稳定燃烧理论模型进行直接的实验验证。到目前为止,比较成功的直接测量技术只有 L. D. Strand 为代表的微波法^[1]。早期的透明窗激光伺服系统主要用于保持推进剂药条燃面定点,为燃面上的燃烧场的摄影、光谱分析和激光多普勒测速等技术提供良好的定位燃面和稳定的流场、温度场^[4,5]。经过改进,这一激光伺服系统成功地用于升压、降压和压力振荡过程燃速的测量^[3]。但是,由于该系统的螺纹进给机械系统对快速的压力变化过程存在时滞等问题,因此发展了无伺服跟踪激光测速新技术,并很快应用于快速降压过程燃速测量^[6]。本文进一步将其用于压力振荡过程的瞬态燃速测量。

2 实验装置和工作原理

实验用燃烧室有 4 个透明窗,沿燃烧室周向分布,相互间相差 90° ;两个相对的透明窗用于激光通路,一个用于嵌装压力传感器,另一个预留(用于摄影、光谱分析等)。燃烧室内上部装有一倒圆锥形排烟罩,下部装有一分气盘。推进剂用镍络丝点火,点火电压为 36V。燃烧室上部的排气口安装了一个多孔转盘,当转盘旋转时,排气口不断地被开、关,燃烧室内压力随着周期性地开、关而周期性地升、降,即产生有规则的压力振荡。其振荡的频率由改变步进电机转速来达到无级调控。

压力振荡过程无跟踪激光测试系统工作原理和燃烧室示于图 1。一个 2mW He-Ne 激光

器用作光源,当药条点燃后,燃面下降,激光束穿过燃面上的燃烧产物被一光电接收器接收,随着燃面继续下降,光电接收器接收的光能量增加。这一信号经接收器转换为电压信号,经放大后输入 SC-16 光线示波器记录。显然,药条高度的变化率随同步转换的电压信号变化率被记录下来,即记录下燃速。通过精选光电接收器、放大器和激光器等,并经调试,转换和放大过程都具有线性关系。由此我们可做如下分析。

光电输出电压 V 正比于推进剂药条的高度 H

$$V = F(H) = a(H) \quad (1)$$

即:

$$H = F(V) = V/a = bV \quad (2)$$

式中 a 、 b 为系统常数,是固定的量,可通过标定得出。(2)式两边对时间 t 微分:

$$dH/dt = b dV/dt = r \quad (3)$$

式中 r 为瞬时燃速。

3 实验结果的影响因素

(1) 测试系统元器件滞后。光电二极管和运算放大器的光电信号转换滞后时间约为 10^{-7} s,所以系统滞后时间要比燃速滞后高几个数量级。

(2) 系统的振动。步进电机带动的多孔转盘独立于燃烧室,两者无任何机械性的连接。整个燃烧室都为静件构成,无任何振源。唯一可能引起振动的是氮气流,实验显示,只有在推进剂药条厚度小于 2 mm 时,太大的气流可能引起药条抖动。在适当选择药条厚度和气流量后,无振动信号出现。

(3) 推进剂燃烧产物及烟。激光束的横截面直径为 2 mm,药条燃面上方 2 mm 以内的分解产物对 6328 Å 红光的吸收性极弱。近年来用双光束方法的研究也表明,推进剂分解产物对 He-Ne 激光的吸收未影响测试结果^[7]。烟的影响主要靠采用的排烟措施,使用图 1 所示漏斗形排烟罩和分气盘来改善燃烧室内流场,加强排烟。排烟罩的锥角直接影响排烟,当外壁扩散角较小和内壁扩散角较大时,排烟效果较好。进气如集中在轴线附近,流场不好,集烟恶化。如在进气盘边缘开孔,排烟得到改善。实验表明,这种措施已使测试压力大为提高。

(4) 火焰光。由于光电池也接收无规律的火焰光,所以火焰光的存在会影响测试结果。因为火焰光谱与 6238 Å 的激光波长相重叠,所以普通的滤色镜是无法消除火焰光的影响的。依据激光的单向传播性和火焰光点光源的辐射传播性,通过增大燃烧室与光电池接收器之间的距离,可消除这种影响。

(5) 激光横截面能量分布。激光横截面能量是按高斯型分布的,即中心光强大,边缘光强弱。在药条高度方向上呈上下光强弱,中心光强强,这将影响测试系统的线性。所以,若对激光横截面进行“剪辑”,中心部分通过的激光窄些,那么就可使其在高度方向上按线性分布。实际过程中是在光路中插入整形片,调整激光束截面形状,达到测试精度要求为止。

(6) 推进剂药条燃烧表面形状和燃烧表面粗糙度。熄火后的药条燃面有一约 200 μm 深的凹坑,它随燃烧室内压力和降压速率而变化,但其变化范围在 ±5% 以内,约 ±10 μm。不同推进剂种类或组分影响凹坑深的绝对值,对相对变化值影响不大。燃面的粗糙突出物主要是大直

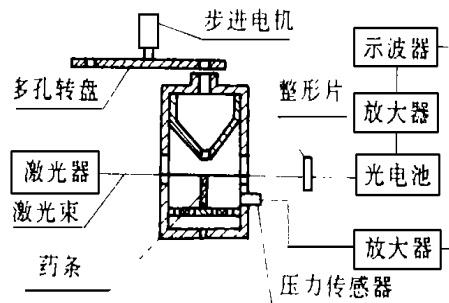


图 1 压力振荡过程测试系统工作原理图

径的氧化剂粒子,其数量级为 $100\ \mu\text{m}$ 左右。但氧化物粒子高度的平均值却近似为一常数,变化在 $\pm 10\%$ 以内。并且,燃面形状和燃面粗糙度在光学上具有互补性,因此,实际引起的误差在 $\pm 10\ \mu\text{m}$ 以内。

(7) 激光器功率变化。激光器功率受电流和环境影响,在采取稳压措施后,可以限制在精度要求之内。激光器本身还有功率稳定性,精选的激光器因燃速测量时间只有几百 ms , 所以其功率变化在千分之一以内。

根据上述分析,测试系统响应滞后时间在 10^{-7}s 的数量级。经仔细校正后的系统,其绝对误差在 $\pm 10\ \mu\text{m}$ 以内。对直径为 2 mm 的激光束,其相对误差在 5% 以内。

4 实验结果与分析

实验用 AP/PS 聚硫复合推进剂,切成 $2\text{ mm} \times 4\text{ mm} \times 15\text{ mm}^3$ 的长方体药条,表面用包复

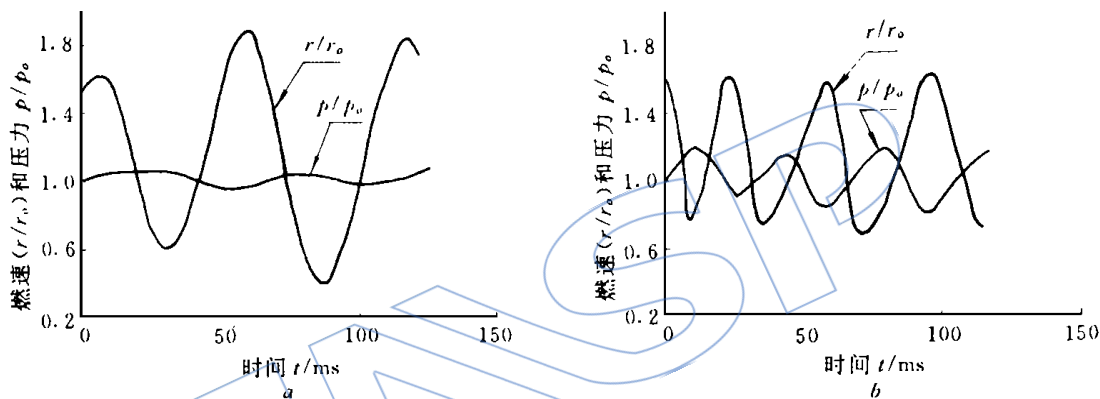


图2 压力振荡频率为 20 Hz、30 Hz 时的瞬态燃速响应

剂包复阻燃。药条点火后,经过 8 mm 左右的燃烧稳定,进入激光测试段。燃烧室内压力由压力传感器测量,经放大后在光线示波器上同步记示。为便于比较和减少误差,瞬态燃速和压力均无量纲化。

图 2 是燃烧室压力振荡频率分别为 20 Hz 和 30 Hz 时的瞬时燃速响应曲线。压力的每一次振荡,燃速都跟随一次振荡,但燃速对压力变化的响应有 20 ms 左右的时间滞后,也就是在相位上燃速落后压力约 90° 。图 3 是用有跟踪系统激光法的测试结果。图 4 是 Strand 用微波法获得的结果,图中燃速 $r = (I_0/Q_0)(dQ/dt)$, 振荡频为 25 Hz 左右^[1]。显然,图 3、图 4 与图 2 中的结果在定性定量上都是一致的。

上述实验曲线说明,对一个压力振荡峰值,燃烧室平均压力上增加一个增值 Δp , 燃烧层内发生绝热压缩,从而使燃烧层密度增加,燃烧表面温度升高,导致燃烧产物向反应气体以及凝相的热量传递,

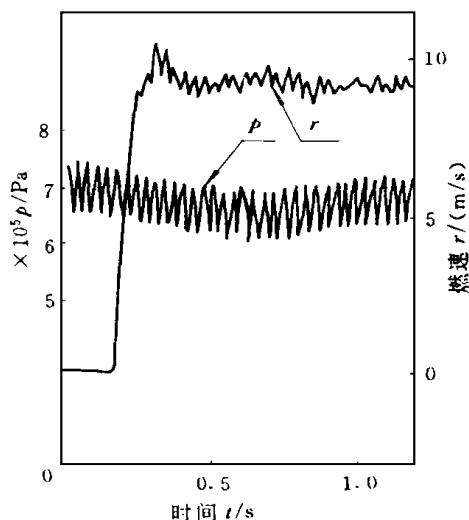


图3 压力振荡频率约 33 Hz 用跟踪激光法测量曲线

动量传递、物质扩散增加。在一个暂短的滞后时间 Δt ,或燃速对压力响应滞后一个相位后,燃速在平均燃速之上附加一个振荡燃速 Δr ,导致燃速追随压力振荡而振荡。

火箭发动机内的不稳定燃烧,无论是声振还是非声振的,其产生的原因都与燃速对压力响应的滞后有关,只有燃速的滞后,压力振幅才得以增强,最终导致燃烧室压力突升。直接测得燃速滞后时间,无论是对燃烧机理的了解,还是理论模型的建立,都具有十分重要的意义。

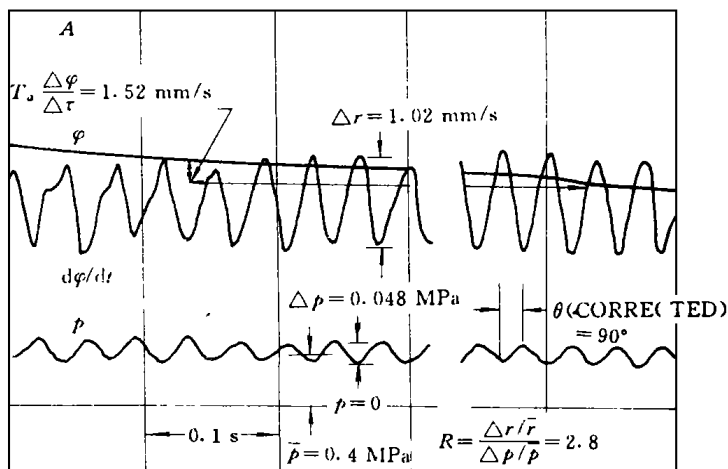


图 4 压力振荡频率约 25 Hz 用微波法测量曲线

5 结 论

(1) 本文所述激光测试系统可用于压力振荡过程燃速的测量。(2) 激光测试系统不仅可测量瞬态燃速,而且可测量燃速的压力响应特性。(3) 激光测试系统测量绝对误差在 $\pm 10 \mu\text{m}$ 以内,其相对误差在 5%以内。系统响应时间在 10^{-7}s 的数量级。(4) 在振荡频率为 20-35 Hz 的燃烧过程中,压力的每一次振荡,都对应一次燃速振荡。但燃速对压力变化响应有滞后,其在时间上约 20 ms,在相位上约 90° 。(5) 激光测试技术(包括跟踪或无跟踪系统)与微波测试技术所获得的实验结果完全一致。

参 考 文 献

- 1 Strand L D, McNamara R P. Feasibility Demonstration of a Variable Frequency Driver Microwave Transient Regression Rate Measurement System. AIAA: 76-105
- 2 Culick F E C. Stability of Three-Dimensional Motions in Combustion Chamber. Combustion Science and Technology, 1975, 10: 109-124
- 3 桑秉诚, 张唯, 朱卫兵, 林志民. 用激光燃速仪测量固体推进剂药条的瞬态燃速. 推进技术, 1987, (4): 70-74
- 4 Goetz F, Mann D M. Design and Use of a Servo-Controlled High Pressure Window Bomb in Spectroscopic Studies of Solid Propellant Combustion. ADAO 94820
- 5 Renie J P, Osborn J R. Investigation of the Combustion Mechanisms of Aluminaized Propellants. AIAA: 83-1271
- 6 王峻峰, 桑秉诚. 降压熄火过程复合推进剂燃速的测试研究. 航空动力学报, 1990, 5(2): 173-175
- 7 张平等. 燃烧诊断用多功能药条燃烧器系统的设计和应用. 航天与导弹动力装置联合会议: 泰安, 1988: CSA PR 88-036

(责任编辑 杨再荣)