

# 固体推进剂燃速动态测量的特性分析

王智

王松柏

(北京 3380 信箱,北京,101407) (哈尔滨工程大学)

**摘要** 固体推进剂在压力作用下的动态燃烧特性为人们所关注,用激光燃速仪研究其特性的测量结果则需认真研究。在本文中,针对激光燃速仪测量的结果进行了理论分析,并提出了去伪存真的修正办法。

**关键词** 动态特性 激光测速 推进剂 固体火箭发动机

**中图分类号** V557.4

在不同压力状态下固体推进剂燃烧性能的瞬态反映在固体火箭发动机理论研究方面有着重要的意义。为此,出现了以激光、充电二极管为探测器的固体推进剂药条燃面跟踪装置。如美国空军推进试验室 Goetz F<sup>[1]</sup>、美国普杜大学 Osborn J R<sup>[2]</sup>等人的研究方法就属此类。

国内在此领域亦十分关注,如桑秉诚等人的“激光步进电机固体推进剂药条燃面同步跟踪装置”,“激光燃速仪”等已投入使用<sup>[3]</sup>。并且已对压力突升、突降、波动状态下的燃速反映进行了测试,并得到了一些曲线。但是,这些曲线是否就如实地反映了燃速的动态特性呢?本文对此进行了理论分析,并提出了去伪存真的修正方法。

## 1 测试原理

当处在密闭容器中的推进剂药条被电阻丝点燃后,产生光电讯号,经过前置放大后输至控制器以控制最大输出电压。输出的直流电压讯号经过电压频率变换器(VFC)变成电脉冲讯号,再输至步进电机电源以控制步进电机的转速。每当有一个脉冲输入时,步进电机就转过一个步距角,此时,与步进电机直接相连的螺杆也随之转动,固定在螺母上的药条就连续地进给。当进给速度小于燃速时燃面位置就由  $L_1$  移至  $L_2$ ,光照面增大,充电二极管的光电流也增大,输出的电压脉冲频率也迅速增大,步进电机变快,使进给速度跟踪燃速,当同步跟踪时,燃面就停

留在空间的某一位置上,参见图 1.1 与图 1.2。

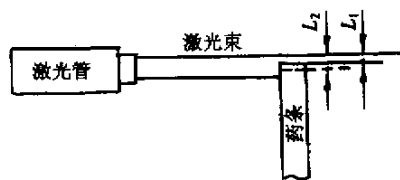


图 1.1 激光燃速仪的工作原理图

Fig.1.1 Principle of laser combustion velocity equipment

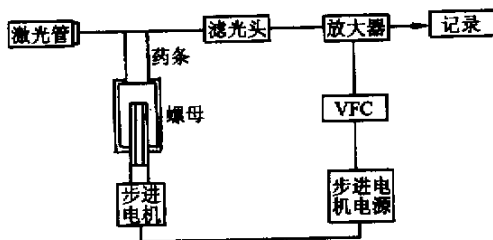


图 1.2 激光燃速仪的光路原理图

Fig.1.2 Scheme of laser combustion velocity equipment

## 2 激光燃速仪的动态特性

由激光燃速仪的工作原理可知,输出的直流电压讯号与光斑的高度成正比,即  $V_i = K_m L_i$ ,将  $V_i$  输至电压频率变换器,输出的频率为  $f_i = K_v V_i$ ,当频率为  $f_i$  时,步进电机的角速度为  $\dot{\vartheta} = K_{ff} f_i$ ,此时

的螺母进给速度为  $r_{\text{feed}} = K_g \dot{\vartheta}$ , 其中  $K_m$ 、 $K_v$ 、 $K_f$ 、 $K_g$  分别为各特性参数的比例常数。在燃速变化时, 由测量系统可知存在下述关系:

$$(r - K_g \dot{\vartheta}) \Delta t = L_2 - L_1 = \Delta L \quad (2.1)$$

当  $\Delta t \rightarrow 0$  时, 上式可写成:

$$r - K_g \dot{\vartheta} = \frac{dL_i}{dt} \quad (2.2)$$

由前面所叙可知,  $L_i = \dot{\vartheta} / K_m K_v K_f$ , 故可得

$$r - K_g \dot{\vartheta} = \frac{1}{K_m K_v K_f} \cdot \frac{d\dot{\vartheta}}{dt} \quad (2.3)$$

设  $K = K_m K_v K_f K_g$ , 把上式改写为

$$\frac{d\dot{\vartheta}}{dt} + K \dot{\vartheta} = \frac{K}{K_g} \cdot r \quad (2.4)$$

下面分二种情况做具体分析。

### 2.1 压力为线性变化

假设燃速与压力呈线性规律, 即  $r = a + bp$ , 那么当压力为升降变化时, 燃速亦呈线性变化, 设其变化规律为

$$r = r_s + \beta t \quad (2.5)$$

式中,  $r_s$  为某一平衡状态下的燃速;  $\beta$  为斜率,  $\beta > 0$  为压力上升时的燃速,  $\beta < 0$  为压力下降时的燃速。

把 (2.5) 式代入 (2.4) 式, 得

$$\frac{d\dot{\vartheta}}{dt} + K \dot{\vartheta} = \frac{K}{K_g} (r_s + \beta t) \quad (2.6)$$

代入初始条件  $t = 0$  时,  $r = r_s$ , 方程 (2.6) 的解为

$$\dot{\vartheta} = \frac{1}{K_g} (r_s + \beta t) - \frac{\beta}{KK_g} (1 - e^{-Kt}) \quad (2.7)$$

由于  $K_g \dot{\vartheta}$  为测量的燃速 ( $r_s + \beta t$ ) 为真实燃速 (2.7) 式又可以写成

$$r_{\text{mea}} = r - \frac{\beta}{K} (1 - e^{-Kt}) \quad (2.8)$$

### 2.2 压力为正弦规律变化

采用与 2.1 节相同的假设, 并令燃速变化为

$$r = r_s + r_o \sin \omega t \quad (2.9)$$

式中,  $r_s$  为平衡燃速,  $r_o$  为振幅, 代入 (2.4) 式可得

$$\frac{d\dot{\vartheta}}{dt} + K \dot{\vartheta} = \frac{K}{K_g} (r_s + r_o \sin \omega t) \quad (2.10)$$

代入初始条件  $t = 0$  时,  $r = r_s$ , 由上式得

$$r_{\text{mea}} = r_s + r_o \cos \alpha [\sin(\omega t - \alpha) + \sin \alpha e^{-kt}] \quad (2.11)$$

$$\text{式中, } \sin \alpha = \frac{\omega}{\sqrt{K^2 + \omega^2}}, \cos \alpha = \frac{K}{\sqrt{K^2 + \omega^2}}.$$

## 3 动态特性分析

### 3.1 压力为线性变化

压力为线性变化时的燃速反映为 (2.8) 式, 现在把它改写为

$$r_{\text{mea}} = r - \frac{\beta}{K} (1 - e^{-\frac{t}{t_m}}) \quad (3.1)$$

式中,  $1/t_m = K_m K_g K_f K_v = K$ , 称  $t_m$  为时间常数。由 (3.1) 式可知测得的燃速滞后于真实燃速, 而且存在一过渡过程, 其时间为  $e^{-\frac{t}{t_m}} \approx 0$  时的时间, 在此把这个时间称滞后时间, 用  $t_r$  表示, 令  $\Delta r = (r_{\text{mea}} + \beta t_m) - r$ , 由 (3.1) 式可求得

$$t_r = -t_m \ln \frac{\Delta r}{\beta t_m} \quad (3.2)$$

由上式可知, 滞后时间与时间常数成正比 (与  $K$  成反比), 并随  $\beta$  的增大而增大。

当  $t > t_r$  时, 燃速的滞后量为

$$r - r_{\text{mea}} = \beta t_m \quad (3.3)$$

由 (3.3) 式可知, 燃速的滞后量与斜率  $\beta$ 、时间常数  $t_m$  成正比。

现观察一实例, 图 3.1 为压力上升过程中的燃速反映。

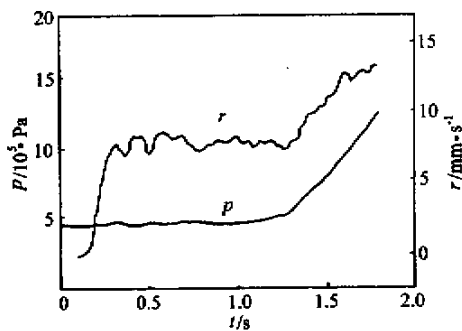


图 3.1 压力上升过程中的燃速反映

Fig. 3.1 Curve of response of combustion velocity with increase of pressure

由图 3.1 测得  $\beta = 12.12 \text{ mm/s}$ ,  $t_m = 0.05 \text{ s}$ , 滞后时间为  $0.1 \text{ s}$  左右。取  $\Delta r = 0.1 \text{ mm/s}$ , 由 (3.2) 式可得  $t_r = -t_m \ln \frac{\Delta r}{\beta t_m} = 0.09 \text{ s}$ 。

该结果与测得的结果十分相近, 说明测得的燃速对压力的滞后时间与测试系统本身有关, 而不是真实的燃速对压力的滞后效应 (在火箭发动机理论

上存在燃速对压力的滞后效应) 故测得的结果应予修正,即

$$r=r_{\text{mea}}+\beta t_{\text{m}}\left(1-e^{-k t}\right), t < t_r \quad(3.4)$$

$$r=r_{\text{mea}}+\beta t_{\text{m}}, t < t_r \quad(3.5)$$

3.2 压力为正弦规律变化

当  $t \rightarrow \infty$  时,由(2.11)式得

$$r_{\text{mea}}=r_s+r_o \cos \alpha \sin (\omega t-\alpha) \quad(3.6)$$

从上式可知,测得的燃速有二个变化,第一,燃速的振幅减小了  $\cos \alpha$  倍;第二,与真实燃速相比存在相位差角  $\alpha$ ,而且随着  $\omega$  的增大相位差角越接近  $\pi / 2$ 。这一结论与测得的结果是一致的,如图 3.2、图 3.3 所示。

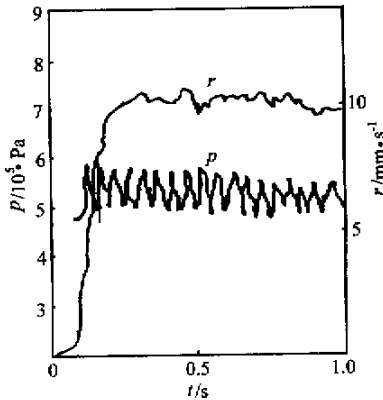


图 3.2 压力振荡为 20Hz 时的燃速反映  
Fig.3.2 Curve of response of combustion velocity with a pressure frequency of 20Hz

图 3.2 与图 3.3 的振荡压力是由孔板实现的,它虽然不是规则的正弦规律,但其表现出来的特性与理论分析的结果是一致的。即表现出相位的滞后与振幅的减小,当频率为 240Hz 时燃速反映曲线几乎是一条线( $\cos \alpha \rightarrow 0$ )。

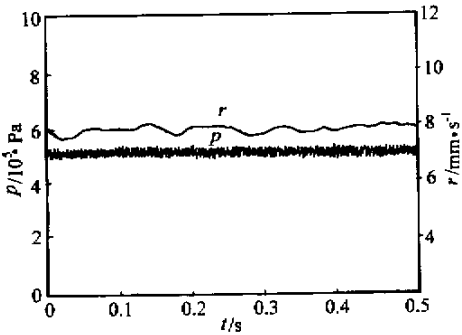


图 3.3 压力振荡为 240Hz 时的燃速反映  
Fig.3.3 Curve of response of combustion velocity with a pressure frequency of 240Hz

因此,对测量结果应予修正,即

$$r=r_s+r_{\text{omea}} \cdot \frac{1}{\cos \alpha} \sin \left(\alpha_{\text{mea}}+\alpha\right) \quad(3.8)$$

4 结束语

在火箭发动机理论研究中,研究者很希望得到燃速对压力的滞后数据,文中提到的激光燃速仪便是其中一种手段。但从本文的分析中知道,实测的滞后数据很大程度上是属于测试系统本身造成的。为此,在对实验结果进行分析时应删除这部分影响,并且应尽力减少它的影响。从本文的分析中可以知道,加大系统的 K 值便是其中有效的办法。

参 考 文 献

1 Goetz F, Mann D M. Design and use of servo-controlled high pressure window bomb in spectroscopic studies of solid propellant combustion, AD-A094820.  
2 Renine J P, Osborn J R. Aluminium particle combustion in composite solid propellant, AIAA-82-1110.  
3 哈尔滨船舶工程学院激光测试课题组. 激光步进电机固体推进剂药条燃面同步跟踪装置. 推进技术, 1985, 3: 65~77.

AN ANALYSIS ON THE DYNAMIC MEASUREMENT OF COMBUSTION BEHAVIOR OF SOLID PROPELLENTS

Wang Zhi

Wang Songbai

(P.O. Box 3380 Beijing, 101407) (Harbin Engineering University)

**Abstract** The dynamic behaviors of a solid propellant in combustion under pressure is of great importance. Some results of measurment through laser combustion velocity equipment have to be studied critically. In this paper the results of dynamic measurement of propellant combustion are put under analysis and a method of correction is proposed.

**Key words** dynamic behavior, laser measurement of velocity, propellant, solid propellant rocket engine