

# 降压熄火过程复合推进剂燃速的测试研究

浙江兰溪市锅炉压力容器检验所 王峻晔  
哈尔滨船舶工程学院 桑秉诚

## 一、实验原理和装置

激光光斑法是激光阴影技术的实际应用,它是文献[1]中激光燃速仪法的发展,但本质上有很大差别。激光器发出的激光束照在燃烧的药条上,随药条燃烧,燃面下移逐渐增多的透过激光量由一光电池接收并转换为电压信号。如果在激光束上加一整形片,使这种转换具有线性关系,并且适当选择和调整放大和记录元件,使在要求的测试精度范围内,每个环节的信号转换都具有线性关系。因而,组成一个线性系统。由此,定常燃速在示波器上的记录为一直线,该斜率反映了定常燃速数值的大小。这样瞬时燃速 $r$ ,也就是药条高度 $h$ 对时间的变化率, $r = dh/dt$ 。

激光光斑法的系统特性的数学分析:设光电池输出电压 $u_1$ 和药条燃完高度 $h$ 对于线性环节:

$$u_1 = G_1(h) = k_1 h \quad (1)$$

放大后的电压信号 $u_2 = G_2(u_1) = k_2 u_1 = k_2 k_1 h$

即:

$$h = u_2 / (k_2 k_1) \quad (2)$$

由示波器记录的曲线方程 $u_2 = f(t)$ ,得

$$h = f(t) / (k_1 k_2) \quad (3)$$

即:

$$r = dh/dt = f'(t) / (k_1 \cdot k_2) = k f'(t) \quad (4)$$

(4)式中常数 $k = 1 / (k_1 k_2)$ 称系统常数,可由标定得出。

显然,示波器记录的曲线 $u_2 = f(t)$ 的不同时刻斜率 $f'(t)$ 就表示不同时刻的 $r$ ,两者只差 $k$ 。在数据处理中,如用无量纲量 $R$ 表示斜率或燃速,就可消除 $k$ ,因而可一次性测出整个降压过程的瞬时无量纲燃速 $R$ 随时间的变化曲线。

上面介绍的是激光光斑法在非稳态燃速测量中的一般工作原理。对于降压熄火过程,需要设计一个带有爆破降压装置的燃烧室和相应的电子控制电路(图1)。燃烧室降压速率的大小是由孔板孔径的大小来控制的。燃烧室的上方装有一个由膜片封闭的大孔,这层膜片的破裂将使燃烧室内压力快速下降。膜片的种类和数量随着燃烧室内所要测试的最高压力的不同,可以是铝膜,也可以是牛皮纸,可以是一层,也可以是两层。

实验中使用的是He-Ne单模激光器,功率为2mW,激光是波长为6328Å的红光,本文测试用光斑直径大约2mm,在测试的线性段内,其线性时间段长度将随着压力和药条种类

而变。为了最大限度地延长测试时间,我们希望药条一燃烧到线性范围内燃烧室就爆破降压。这种毫秒级的精确时间控制是由一套光控电子开关来实现。因此,原则上透过药条燃面的任意大小的激光量都可以打开电子光控开关,导通爆破电路,引爆药头。所以,药条烧到光斑内的什么位置打开光控电子开关,可事先调整确定,从而保证测试在光斑线性段内执行。

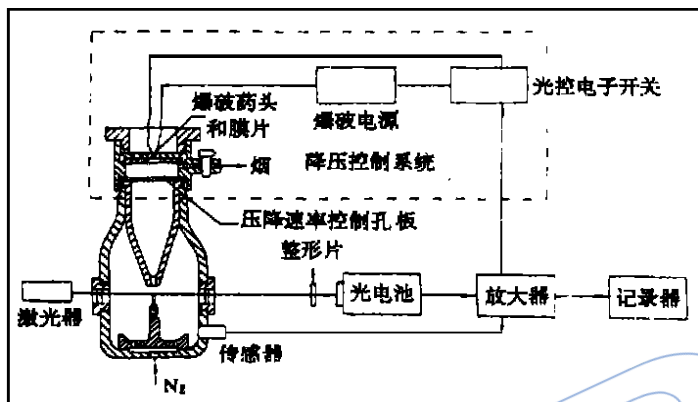


图1 降压过程测试原理和燃烧室结构

为了同步测得燃烧室内的压力变化,我们在燃烧室装置了压力传感器,测得的压力信号与燃速信号同步送入 SC-16 光线示波器记录。有关本测试系统调试等更详细的资料可参考文献 [2]。

## 二、实验结果与分析

实验中使用某聚硫复合推进剂,药条横截面为  $2 \times 4 \text{ mm}^2$ ,并用包复剂包复。表1列出一组初温、初压相近,初始降压速率不同的实验原始数据1、2、3,图2中用虚线4、5、6绘出了与表1序号相对应的无量纲压力变化曲线,并用实线1、2、3绘出了相对应的无量纲压力变化曲线4、5、6下的无量纲燃速变化曲线。由此我们可获得不同初始降压速率对瞬态燃速的影响。

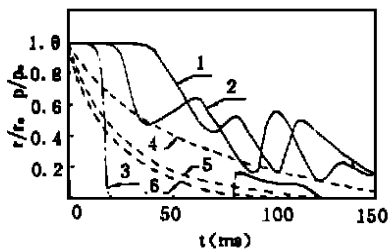


图2 初始降压速率不同时聚硫推进剂的  $R-t$  和  $P-t$  曲线

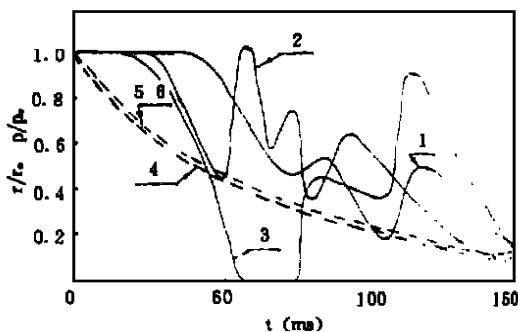


图3 初压不同时聚硫推进剂的  $R-t$  和  $P-t$  曲线

为了了解初压对燃速的影响,我们选用了一组初温和初始降压速率相近,初压不同的实验原始数据列于表1的4、5、6,相应的无量纲压力变化曲线4、5、6和无量纲燃速变化曲线

1, 2, 3 绘于图 3 中。

图 4 表示初稳态燃速  $r_o$ 、准稳态燃速  $r_q$  和瞬态燃速  $r$  之间的关系，图中  $n=0.55$  为聚硫推进剂的压力指数， $r_q=ap^n$ 。  $p_o$  为初稳态压力。

表 1 某聚硫推进剂实验原始数据

| 序号 | 初温   | 初压<br>bar | 终压<br>bar | 初始降压速率<br>bar/s | 再燃是否发生 |
|----|------|-----------|-----------|-----------------|--------|
| 1  | 19.5 | 4.9       | 0.98      | 125             | 再燃发生   |
| 2  | 20   | 5.88      | 0.59      | 245             | 再燃发生   |
| 3  | 19   | 7.65      | 0.59      | 530             | 再燃发生   |
| 4  | 19.5 | 4.9       | 0.98      | 132             | 再燃发生   |
| 5  | 19.5 | 7.85      | 1.96      | 130             | 再燃发生   |
| 6  | 20   | 10.3      | 2.75      | 130             | 再燃发生   |

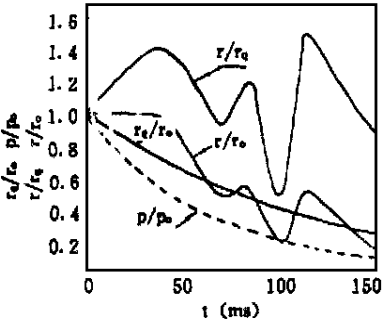


图 4 各燃速间的关系

见文献 [3] 中电容法实验曲线，可知燃速在降压初始滞后和燃速振荡方面两方法是相近的，但电容法测得的振荡幅值较小<sup>[2]</sup>，比较图 4 和文献 [3] 中同压力下的各燃速间关系图可知已存在较大的差别。

三、结 论

在降压过程中的实验结果显示:

- 1. 在降压过程测试中，激光光斑法、电容法与微波法在降压初始相差较大微，微波法无滞后现象。但光斑法与微波法在初始后的燃速变化是相近的。
- 2. 在降压过程初始，瞬态燃速高于相应压力下的准稳态燃速，但在整个降压过程中，瞬态燃速在准稳态燃速附近振荡。
- 3. 在降压过程开始后的短时，燃速仍未改变，即在  $t=0$  时， $dR/dt=0$ ，也就是燃速对压力变化响应有滞后。
- 4. 燃烧室内初压增加，燃速对压力变化的响应时滞减小。

参 考 文 献

[1] 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 年第 4 期。  
[2] 王峻晔，"固体推进剂非稳态燃烧过程的实验研究和理论分析"，哈尔滨船舶工程学院，1988 年 12 月硕士论文。  
[3] Yin, C. F., and Hermance, C. E., "Continuous Measurement of Transient Burning Rates of A Composite Propellant Undergoing Rapid Depressurization." AIAA -71-173.

## A CALCULATION METHOD FOR INFLAMMABILITY LIMIT OF MIXTURE WITH NONINFLAMMABLE GASES

Su Dawei (*Light-Duty Gas Turbine Development Center*)

**ABSTRACT** This paper provides a calculation method which can estimate the inflammability limit of mixture with noninflammable gases with more accuracy than the available methods.

## MEASUREMENT OF TRANSIENT BURNING RATES OF COMPOSITE PROPELLANTS IN FAST DEPRESSURIZATION

Wang Junye (*Laxi Inspection Institute of Boiler and Pressure*)

Sang Bingcheng (*Harbin Shipbuilding Engineering Institute*)

**ABSTRACT** A continuous laser beam is transmitted through the burning surface of a propellant strand and converted into voltage signal by photocell. The voltage differentiation with respect to time is proportional to the burning rate of the propellant strand. The experimental results show that the burning rate at the start of depressurization remains unchanged, and then decreased with very low frequency oscillation. During the whole depressurization process the transient burning rate is not higher than the quasi-steady burning rate at the corresponding pressure and oscillates around quasi-steady burning rate, except for a short time after the start of the depressurization.

## OPTIMIZATION DESIGN OF THE SOLID ROCKET MOTOR

Fang Guoyao and Guo Zhiyong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

**ABSTRACT** This paper presents the optimization design of a two-stage solid rocket motor for a air-to-air missile. There are eight variables in the optimization process. The mathematical model of the solid rocket motor is formulated. A variable-simplex method has been used. Finally, the optimum results for a real solid rocket motor are obtained.

## LINEAR DYNAMICS OF SUPERSONIC RAMJET

Qian Boshun and Zeng Qingfu (*Northwestern Polytechnical University*)

**ABSTRACT** This paper presents a mathematical model of a supersonic ramjet. The basic thermoaerodynamical equations of ramjet components are linearized in conformity with small perturbation. Then the transfer functions of the components are deduced on the S domain. With the method of subsystem in series, the dynamical mathematical model of the ramjet with the inlet normal shock position, the parameters along duct and thrust is formulated under the perturbation of upstream Mach number, temperature, pressure and downstream fuel flow rate of the ramjet. A numerical example of digital imitation of a real ramjet is completed and gives reasonable results.