

固体火箭发动机瞬态燃烧过程 ——熄火特性与实验

王普光

(北京航空航天大学)

摘 要

作者利用自制实验设备对固体推进剂进行快速降压熄火实验研究。其方法简单易行,对双基推进剂取得较满意结果。复合固体推进剂的燃烧温度较高,实验设备需加以改装,加大 dp/dt 变化范围。这样可以找出不同推进剂的瞬态熄火特性,供发动机设计参数。

主题词: 推进剂熄火, 推进剂燃烧, 固体推进剂, 固体火箭发动机, 实验

一、引 言

为了控制导弹的命中精度,或者为避免分离时与弹体发生碰撞,都要求准确控制飞行器的关机速度。对于固体火箭采用推力中止的方法,一般是在头部或侧面装反向喷管。当喷口打开后,瞬间快速降压熄火,并产生反向推力。

本文研究的重点是快速降压熄火过程。由于是瞬变过程,给理论及实验研究都带来一定困难。几十年来许多研究者进行了大量工作,有代表性的理论是:

1. dp/dt 模型。它主要是利用改变 dp/dt 的方法进行熄火的理论与实验研究。如 Ciepluch^[1], Merrkle^[2]及 Tien^[3]等人
2. 火焰描述理论(或叫作图法)。如 Ktss^[4]等人。
3. Zeldovich模型。苏联学者以 Zeldovich 为代表的研究人员进行的工作。

但目前理论处理仍为准稳态理论模型。本文以实验研究为主,对几种推进剂进行了快速降压熄火特性研究,其中有些推进剂得到较满意的结果。

二、实验设备

实验设备主要有:快速降压熄火实验器(见图1)、光线示波器、压力传感器、控制台以及气源系统。对熄火现象可以直接观察或者通过高速摄像机拍摄观察。

在实验器内装入所试的推进剂1,点火后燃烧的平衡压力通过小喷管2来控制,小喷管的喉衬可以用铜或石墨材料制成。在上部装有两个膜片3及4,一般用铝材。在膜片之间形成

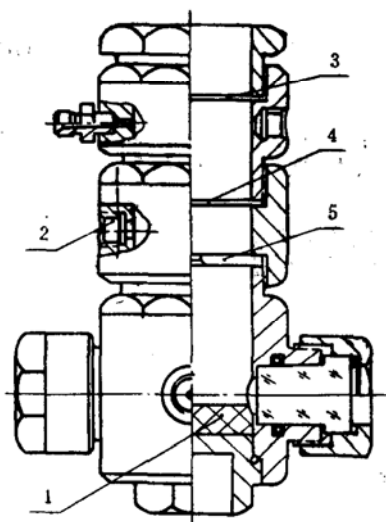


图1 实验器结构图

一系列实验得到一种推进剂的 $(dp/dt)_{cr}$ 。

压力腔，在点火前充气，但其压力不应把膜片冲破，一般充气压力为 $(2 \sim 5) \text{MPa}$ ，膜片厚度为 $0.5 \sim 0.8 \text{mm}$ 。燃烧时的平衡压力约为 $(3 \sim 6) \text{MPa}$ ，在该压力差下，膜片不会破裂。为了改变熄火时的 dp/dt ，在燃烧器中装有大孔板 5，它有一系列直径，在实验时可供选用。通过石英窗口可以观察熄火时燃烧表面情况。

在进行实验时，按预定程序来控制膜片间压力的释放时间。当到预定时间时，给电动气动阀门通电，突然放气，这时膜片 3 承受燃烧器内平衡压力和大气压力之差，使膜片突然破裂，燃气几乎全部通过大孔板 5 流出，因而推进剂可在不同的 dp/dt 下熄火。不同的 dp/dt 下，推进剂会出现熄火、不熄火或熄火后复燃现象。通过观察及压力记录等方法来判别，通过

三、实验结果与分析

本实验共使用五种推进剂，有双基药 SM-3 及双乙醛，改性双基药 171-30，复合药 GBH-60 及 DBH-60。

实验结果分为三类：1. 快速降压后瞬间熄火；2. 降压后开始时熄火，后又复燃；3. 一直不熄火。出现这三种情况的原因，主要取决于推进剂的性质及降压率。本实验是利用两个膜片瞬间破裂来实现放气熄火，降压率由大孔板孔径来调节。因此认为降压时喷管面积是阶跃变化，即喷管喉面 A_t 瞬间变为 $A_t + A_o$ ，而没有时间滞后。

这次实验的目的在于求出不同推进剂的熄火特性 φ 值。所以在实验中，我们采用了 KTSS 简化处理后得到的瞬态燃速公式：

$$r_b = r_o \left[1 + \varphi \left(\frac{n\alpha_c}{pr_o^2} \right) \frac{dp}{dt} \right] \quad (1)$$

式中 r_b —瞬态燃速， r_o —稳态燃速， n —压力指数， α_c —固相热扩散系数 p —压强， t —时间。

φ 值是瞬态燃速的特性常数，取决于瞬态压力、推进剂燃烧特性以及推进剂的性质。它可以按下式计算：

$$\varphi = \frac{\left[1 + \frac{1}{K} \left(\frac{p}{p_i} \right)^{n/h} \right]}{\left[\left(\frac{p}{p_i} \right)^{n/h} \left(2 + \frac{1}{K} \right) - \frac{2Q_s}{c_c(T_s - T_i)} \right]} \quad (2)$$

式中 p_i —下降段开始时压力， Q_s —表面热释放值， T_s —表面温度， T_i —固相初温。

如果用 (2) 式进行计算，需知各个有关的物性参数。另一种办法是利用方程式 (1)，当瞬态燃速 r_b 为零时，认为是熄火条件，得到临界降压率为：

$$-\left(\frac{dp}{dt}\right) c_r = \frac{r_0^2}{\varphi \alpha_c n} p(t) \quad (3)$$

$$\therefore p(t) = -k dp/dt$$

$$k = \varphi \alpha_c n / r_0^2 \quad (4)$$

根据实验的 $dp/dt \sim p$ 曲线, k 值为此方程的斜率, 通过最小二乘法可以拟合出 k 值。对于 SM-3 及双乙醛推进剂的实验结果表示在图 2 上。由图 2 可得 SM-3 推进剂的 $k = 0.004$, 双乙醛的 $k = 0.006$ 。再利用方程 (4) 可以计算出 SM-3 推进剂的 $\varphi = 1.45$, 双乙醛的 $\varphi = 1.14$ 。

通过实验研究可以得到以下看法:

1. 本文的实验方法是简单易行的。由于双基推进剂热值低, 也较易熄火, 在此设备中得到满意结果。求出的 φ 值, 可用来计算发动机降压熄火时的内弹道性能, 以减少全尺寸发动机的实验次数。

2. 由于复合推进剂燃烧温度较高, 此设备受到限制、实现熄火较困难。应改变实验设备加大 dp/dt 变化范围。

3. 实验时燃烧室腔内应进行包复。以模拟实际发动机。

4. 上述模型理论本身有近似性, 有许多理论缺陷, 待进一步研究。

由于本实验每次耗费推进剂很少, 是很经济的实验方法, 它可以找出不同推进剂的瞬态熄火特性, 以供发动机设计时参考。

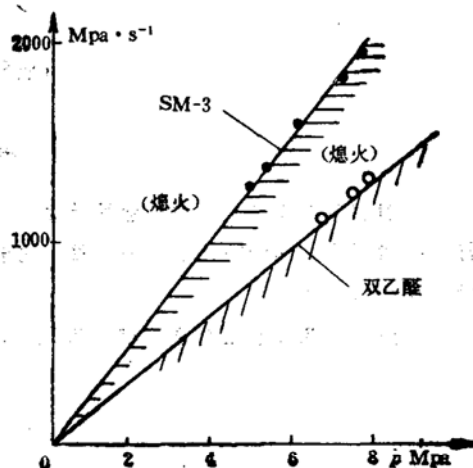


图 2 熄火特性实验结果

参 考 文 献

- (1) Ciepluch, C.C., Effect of Rapid Pressure Decay on Solid Propellant Combustion, AIAA, J. No. 11, 1961.
- (2) Merkle, C.L., Turk, S. L. and Summerfield, M., Extinguishment of Solid Propellants by Rapid Depressurization, AD 697661.
- (3) T'ien, Combustion Science and Technology, Vol. 7, No. 4, 1973.
- (4) Kuo, K.K., Summerfield, M., Fundamentals of Solid Propellant Combustion, 1984.

TRANSIENT BURNING PROCESSES IN SOLID ROCKET ENGINE—FLAME-OUT PERFORMANCES AND EXPERIMENTS

Wang Puguang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The flame-out of solid propellants often occur at the moment of a rapid pressure decrease. Experimental observation and theoretical research are full of difficulties. The main purpose of this paper is experimental research. The results obtained with some solid propellant are satisfied.

Keywords: Extinguishment of propellant, Propellant combustion, Solid propellant, Solid rocket engine, Experimentation

MODIFICATION IN ENGINEERING CALCULATION METHOD FOR INLET DESIGN

Zhang Xueliang

(Chengdu Aircraft Corporation)

Abstract

Some modifications are conducted in engineering calculations for inlet design such as two-dimensional oblique shock angle, total pressure recovery coefficient at rounded lip, subsonic critical flow coefficient and minimum throat area, to be available to computerization. It is shown that the calculation with modified method is precise enough to satisfy the needs of selecting and analysing parameters in inlet design, compared with experimental data. The modified method presented in this paper could be used in CAD of inlet.

Keywords: Engine inlet, Jet engine, Calculation method