

固体火箭发动机内弹道性能预示的 一 种 方 法

王文平 张鸿涛

(航空航天部41所)

摘 要: 介绍一种在固体火箭发动机药型及其尺寸一定的条件下, 利用发动机静止点火试验结果预示其内弹道性能的方法。利用这一方法, 可以计算在概率条件下发动机的内弹道参数及总体参数的散布。

主题词: 预测, 固体火箭发动机, 内弹道计算, 数字模拟

A METHOD FOR PREDICTION OF INTER BALLISTIC PERFORMANCE OF SOLID ROCKET MOTOR

Wang Wenping Zhang Hongtao

(The 41st Research Institute)

Abstract: A method for prediction of $p-t$ curve and performance parameters of solid rocket motor is presented in this paper. Based on the results of static firing test, and keeping the configuration and diameters of the motor grain unchanged, this method can be used with confidence to calculate the distribution of main performance parameters of the motor such as F , m etc.

Keywords: Prediction, Solid rocket engine, Interior trajectory calculation, Digital simulation

符 号 表

ρ_p ——推进剂密度	d_{t_0} ——喷管初始喉径
K ——燃气比热比	T_t ——燃料温度
V_c ——燃烧室自由容积	m ——质量流率
a ——燃速系数	p_c ——喷管出口压强
n ——压力指数	p_a ——环境大气压强
d_t ——喷管喉径	t_a ——工作时间

1 引 言

固体火箭发动机的主要性能参数,如推力、质量流率、比冲、总冲等都和其内弹道性能即 p_c-t 曲线密切相关。通过发动机静止点火试验,可以获得 p_c-t 曲线,但这种试验需要投入大量的人力、物力和财力,对于大型发动机代价更高。所以研究内弹道性能预示的理论方法,减少试验的次数很有必要。

在发动机的工作过程中,对应某一时刻 t 时的压强 $p_c(t)$ 直接取决于该时刻药柱的燃烧面积 $A_b(t)$ 。在发动机初始设计阶段, $A_b(t)$ 可以用作图法或通用坐标法求得,再由 $A_b(t)$ 计算 $p_c(t)$ 。这些方法的根据都是平行层燃烧规律。计算结果只与药型尺寸及推进剂的燃速有关,不考虑侵蚀燃烧、燃速不均匀性等因素对发动机内弹道性能的影响。

当获得了一次或几次发动机试验结果以后, $A_b(t)$ 可以用更简便、有效的方法求得。这种方法假设:对于药型及其尺寸完全相同的两台发动机,在其工作过程中,当推进剂燃烧肉厚 e 相等时,对应的燃面 A_b 相等。对于内孔燃烧的发动机,本文将对应某一时刻的肉厚 e 定义为:在发动机横截面上,发动机中心线所在点到该时刻燃面的法向距离。这一假设认为对于同型号的两台发动机,在其工作过程中,除压强外的其余因素对推进剂燃速的影响完全相同。根据这一假设,通过建立 $t-e$ 、 $e-A_b$ 及 A_b-p_c 之间的关系,就能求出任意时刻 t 时发动机的燃烧室压强 p_c 。

2 根据试验结果求 $e-A_b$ 的对应关系

在发动机试验过程中,可以获得任意时刻 t_i 对应的发动机燃烧室压强 $p_{c,i}$ 。它反映了发动机的实际性能。可以通过适当的方法将 $t-p_c$ 关系转化为 $e-A_b$ 关系,最简单的方法是瞬时平衡压强法(公式(1)、(2))或修正后的瞬时平衡压强法(公式(1)、(3))。

$$\frac{de}{dt} = a p_c^n \quad (1)$$

$$p_{c,eq} = (\rho_p a \eta_c \cdot C^*_{th} \frac{A_b}{A_t})^{\frac{1}{1-n}} \quad (2)$$

$$\dot{p}_c = (p_{ci}^{1-n} - \frac{V_c a}{\eta_c C_{ih}^* \Gamma^2 A_t} \frac{dp_c}{de})^{\frac{1}{1-n}} \quad (3)$$

在(2)、(3)式中:

$$\text{喉部面积 } A_t = \pi \left(\frac{d_{to}}{2} + \dot{r}t \right)^2 \quad (4)$$

$$\text{喉部烧蚀率 } \dot{r} = \frac{R}{\rho_m d_t^{0.2}} \left(\frac{\dot{m}}{A_t} \right)^{0.8} \quad (5)$$

式中, ρ_m 是喉部材料密度, R 是与推进剂及燃烧室气体流动有关的常数。

$$\text{理论特征速度 } C_{ih}^* = \frac{1}{\Gamma} \sqrt{RT_i} \quad (6)$$

$$\text{常数 } \Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (7)$$

燃烧效率 η_c^* 的计算公式见文献[2]。

计算时, 将(1)~(3)式改为差分格式:

$$e_i = e_{i-1} + (a p_{ci}^n) \Delta t_i \quad (1')$$

$$A_{bi} = \frac{A_t p_{ci}^{1-n}}{\rho_p a \eta_c^* C_{ih}^*} \quad (2')$$

$$A_{bi} = \frac{1}{\rho_p a p_{ci}^n} \left[\frac{V_c}{\Gamma^2 (\eta_c^* C_{ih}^*)^2} \frac{\Delta p_{ci}}{\Delta t_i} + \frac{p_{ci} A_t}{\eta_c^* C_{ih}^*} \right] \quad (3')$$

($i = 0, 1, 2, \dots, m$)

实践证明, 当 p_{ci} 的采集点间隔较大 ($\Delta t_i \geq 0.5s$) 时, 用 (2') 式计算的精度较高。当采集点很密 ($\Delta t_i < 0.5s$) 时, 用 (3') 式计算的精度较高。

对每一次试验结果都这样处理, 并将求出的 e 及其对应的 A_b 值按 e 值由小到大的顺序排列, 可得到 $e-A_b$ 对应关系数据库。根据前面假设, 对于同一型号的发动机, 可认为该数据不变。

3 单台发动机性能预示

在固体火箭发动机的研制过程中, 由于原材料、环境条件、配方等因素的影响, 每一台发动机的推进剂性能不可能完全相同, 表现在 a , ρ_p , C_{ih}^* 等值有一定偏差。由于工艺稳定性等因素的影响, 每一台发动机的药型尺寸也不完全相同。这些都直接影响到发动机的内弹道性能。所以在每一台发动机试验前都有必要根据该台发动机的具体情况对其内弹道性能及总体性能进行预示, 以便和试验结果比较。假定在试验前, 根据小型燃速试验发动机测出的推进剂燃速及相应的燃速相关性可以准确预示出实际发动机的燃速性能, 如 a , C^* , n 等。同时, 测出推进剂密度, 那么就可以用下面的方法来预示发动机的内弹道性能及总体性能。

任意时刻 t_i 时推进剂的燃烧肉厚仍用 (1') 式计算:

$$e_i = e_{i-1} + (ap_{ci-1})^{1-n} \Delta t_i \quad (i=0, 1, 2, \dots, m)$$

$$e_0 = 0$$

对应肉厚 e_i 的燃面 A_{bi} 可通过线性插值或抛物线插值求得。即在 $e-A_b$ 关系数据库中寻找与 e_i 最接近的三个点，依次为 e_1, e_2, e_3 ，对应的 A_b 值分别是 A_{b1}, A_{b2}, A_{b3} ，那么有：

$$A_{bi} = A_{b1} + \frac{(e_i - e_1)(A_{b2} - A_{b1})}{e_2 - e_1} \quad (8)$$

或

$$A_{bi} = \frac{(e_i - e_2)(e_i - e_3)}{(e_1 - e_2)(e_1 - e_3)} A_{b1} + \frac{(e_i - e_1)(e_i - e_3)}{(e_2 - e_1)(e_2 - e_3)} A_{b2} + \frac{(e_i - e_1)(e_i - e_2)}{(e_3 - e_1)(e_3 - e_2)} A_{b3} \quad (9)$$

$$(i=1, 2, \dots, m)$$

将 A_{bi} 及相应各参数值代入 (2') 或 (3')，即求出 p_{ci} 。在给定初始压强 p_{c0} 和时间步长 Δt 后，对 e, A_b, p_c 三个参数进行迭代计算，即可求出对应任意时刻的 p_c 值，直到发动机工作结束为止。

已知 p_c-t 曲线，就能很容易地求出发动机其它主要性能参数，例如：

$$\text{瞬时推力 } F_i = \eta_{cF} C_{Fth} p_{ci} A_i \quad (10)$$

$$\text{瞬时秒流量 } m_i = \frac{p_{ci} A_i}{\eta_{c^*} C_{i^*}} \quad (11)$$

$$\text{装药量 } m_p = \int_0^t m dt \quad (12)$$

$$\text{实际特征速度 } C^* = \frac{\int_0^t A_i p_c dt}{m_p} \quad (13)$$

$$\text{实际推力系数 } C_F = \frac{\int_0^t F dt}{\int_0^t p_c A_i dt} \quad (14)$$

$$\text{平均比冲 } I_{SP} = \frac{\int_0^t F dt}{m_p} \quad (15)$$

式中，理论推力系数

$$C_{Fth} = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \quad (16)$$

喷管效率 η_{cF} 的计算公式见文献 [2]。

本文利用这一方法对某型号发动机的一次试验进行性能预示。在工作平稳段的任意时刻，预示值和试验值比较，压强误差小于 0.2%，推力误差小于 1.25%，但在上升段、下降段的误差较大。可见该方法对发动机平稳段的性能预示有较高的精度，但不适用于上升段和下降段。几个平均性能的比较见表 1。

表1 发动机平均性能的预示值与试验结果的比较

项 目	t_a	m_p	I_{sp}	C^*	C_F	$\bar{p}$	$\bar{F}$
单 位	s	kg	N·s/kg	m/s	/	MPa	KN
预 示 值	62.42	9819	2224.3	1574.5	1.415	5.51	350
试验结果	62.04	9812	2229.4	1575	1.42	5.51	352

4 用数字模拟法预示发动机内弹道性能散布

要准确给出发动机的内弹道性能不能以某一次的试验数据为依据,而需要对多次试验结果进行分析、总结。其中一个办法就是给出在一定概率条件下 p_c 的散布范围。用数字模拟法(即蒙特卡罗法)结合本文提供的方法可以完成这一工作。

假设 C_{th} 、 n 、 a 、 ρ_p 这四个参数的取值服从正态分布,分布函数是:

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \quad (17)$$

根据 n 次($n \geq 2$)试验数据 $x_1, x_2, \dots, x_n$,可以求出 σ^2 、 μ 的无偏估计量是:

$$\hat{\mu} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (18)$$

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \hat{\mu})^2 \quad (19)$$

令 $\mu = \hat{\mu}$, $\sigma^2 = \hat{\sigma}^2$,代入(17)式,即能确定四个参数的概率分布函数。

以任意给定的概率分别求出四个参数的随机变量值^[3],用这组参数结合第3节提供的方法就能求出一次模拟试验数据。当模拟次数很多时,便可求出任意时刻 p_c 、 F 的散布范围。本文根据某发动机七次试验的统计数据(表2),以99%的概率分别给出

表2 某发动机七次试验的统计数据

项 目	a	$C_{th}^*(m/s)$	$\rho_p(kg/cm^3)$
$\hat{\mu}$	6.11	1590	1.799
$\hat{\sigma}$	0.183	13.1	0.0397

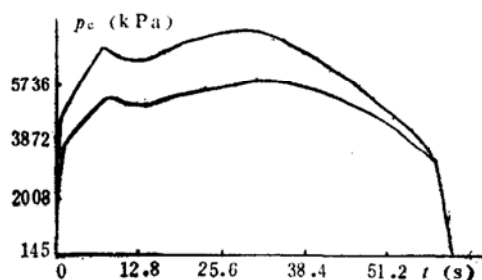


图1 p_c 值散布的上下极限值曲线

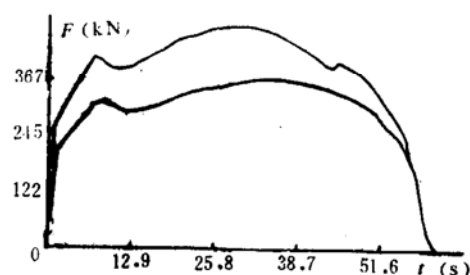


图2 F 值散布的上下极限值曲线

α 、 C_{th} 、 ρ_p 三个参数的随机分布数,共进行了347次模拟运算,作出 p_c-t 、 $F-t$ 散布的上下极值曲线,分别见图1、图2。

5. 结 论

本文结合固体火箭发动机研制过程的特点,通过对发动机试验结果做适当处理来预示其内弹道性能和总体性能,适合于发动机工作平稳段。方法简单、可靠、具有通用性。最重要的是结合这一方法可以预示发动机内弹道性能及其它主要性能的散布,为导弹总体部门提供可靠的设计依据。

参 考 文 献

- [1] 张鸿涛. 固体火箭发动机内弹道计算程序. 固体火箭推进, 1983 (2)
- [2] 方国尧, 余利风等. 固体火箭发动机总体优化设计. 北京航空航天大学, 1988年
- [3] 韩慧君. 系统仿真. 国防工业出版社, 1985年

~~~~~  
(上接第74页)

- [4] (a) Bazaki H and Kubota N Energetics of AMMO. Prp. Expl. Pyrotech, 1991, 16;68  
(b) Nakashita G and Kudota. N Energetics of Nitro/Azide propellants. ibid, 1991, 16;177
- [5] Eisele S Menke K and Schubert H. Raketenfesttreibstoffe. EP, 0, 365, 809, 1990
- [6] 御手洗善昭 等. AMMO聚合物的物化性能. 工业火药 (日), 1990, 51 (4) ;240
- [7] 板东和仁 等. BAMO系推进剂的研究. 工业火药 (日), 1990, 51 (4) ;228
- [8] Sollott G P and Gildert E E. Research towards Novel Energetic Materials. J. Energetic Materials, 1986, 4;5
- [9] Bourasseau S. A Systemstic Procedures for Estimating the Standard Heats of Formation in the Condensed State of Non-aromatic Polynitro Compounds. J. Energetic Materials, 1990, 8 ;378
- [10] Nielsen A T et al. Polyazapolycyclics by condensation of Aldehydes with Amines. J. Org. Chem, 1990, 55;1495