

无喷管固体火箭发动机侵蚀燃烧 初步实验研究

国防科学技术大学 张超才 孙绪全 吕振忠

一、实验装置与方法

实验发动机采用分段式,段与段之间用法蓝盘连接(见图1)。用四个压力传感器测量各截面和头部的压力时间曲线。装药形状为内孔管状并带有后扩张锥。中止燃烧机构采用向发动机喷水的方法,在需要中止燃烧时,由微机控制时间,接通点火电源,点燃喷水装置的药包,燃气压力使活塞将水推入燃烧室,当水进入装药通道时,装药燃烧立即停止。

装药尺寸测量,采用测量显微镜,装药初始尺寸见表1。

表1 装药尺寸

装药 内径 d(mm)	装药 外径 D(mm)	装药 长度 L(mm)	后锥角 $\alpha(^{\circ})$	出口 直径 (mm)	长径比 L/D
12.24	30	437.7	20	24.0	14.5
14.24	30	438.4	20	21.5	14.5

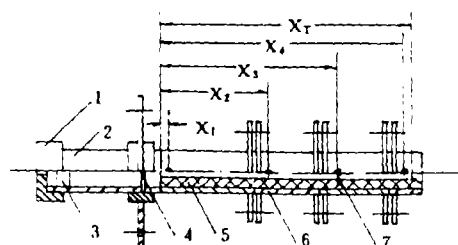


图1 实验发动机(1.水箱封头 2.水箱
3.活塞 4.膜片、限位环 5.装药 6.燃烧室 7.测压孔)

二、实验结果

1. 装药为丁羟A, 燃速公式 $r = 1.5376 \times 10^{-5} p^{0.4293}$, 中止燃烧时间为0.72秒, 实验后数据见表2。

表2 实验结果

项 目 \ 轴 向 位 置 X	X_1	X_2	X_3	X_4	X_r
X_i (mm)	32	211	311	411	421.6
中止燃烧后装药内径尺寸 (mm)	22.53	23.06	23.84	24.74	24.88
平均压力 (MPa)	2.20	2.02	1.72	0.92	—
平均燃速 (mm/s)	7.147	7.51	8.05	8.68	8.77
无侵蚀燃速 r_0 (mm/s)	7.147	6.94	6.45	4.95	—
侵蚀比 ϵ	1	1.082	1.248	1.754	—
燃气流速 v (m/s)	0	261.05	503.18	1087.28	—
相对密流 δ	0	0.5163	0.7949	0.9974	—

根据表 2 数据处理得:

$$\varepsilon_v = 1 + 0.0004898(v - 30.23) \quad (1)$$

$$\varepsilon_\delta = 1 + 0.30364(\delta - 0.08365) \quad (2)$$

2. 装药为丁羟 B, 燃速公式 $r = 4.024 \times 10^{-5} p^{0.3924}$, 中止燃烧时间为 0.28 秒, 实验后数据见表 3。

表 3 实验结果

项 目 \ 轴 向 位 置 X	X ₁	X ₂	X ₃	X ₄	X ₇
X _i (mm)	34	213	313	413	428.6
中止燃烧后装药内径尺寸 (mm)	21.74	22.20	22.52	23.08	23.78
平均压力 (MPa)	3.49	3.275	2.954	1.99	1.608
平均燃速 (mm/s)	13.889	14.617	15.348	16.648	17.689
无侵蚀燃速 r_0 (mm/s)	13.889	13.777	13.106	11.33	10.477
侵蚀比 ε	1	1.061	1.171	1.469	1.688
燃气流速 v (m/s)	0	148.5	411.3	838.5	1044.4
相对密流 δ	0	0.2786	0.682	0.9764	1

根据表 3 数据处理得:

$$\varepsilon_v = 1 + 0.0006478(v - 61.47) \quad (3)$$

$$\varepsilon_\delta = 1 + 0.6012(\delta - 0.1274) \quad (4)$$

三、计算^[3]与实测的 $p-t$ 曲线比较及初步分析

设流动为一维准定常两相平衡流, 颗粒相所占体积可以忽略。两项混合物的比热比

$$k_c = k(1 + \varepsilon\delta_1/1 - \varepsilon)/(1 + \varepsilon\delta_1k/1 - \varepsilon) \quad (5)$$

式中 $\delta_1 = C_p/C_m$; ε —颗粒分数; C_m —燃气定压比热; C_p —颗粒比热。

混合物的气体常数 $\bar{R}_c = (1 - \varepsilon)R_g$, 其中 R_g 为燃气气体常数。

1. 控制方程

$$dv/dx = [\rho_p s r x T_c / \rho A_p T + (k_c + 1) M a^2 \rho_p s r / 2 \rho A_p + v d A_p / A_p dx] / 1 - M^2 \quad (6)$$

$$dp/dx = [-\rho_p s r x T_c / \rho A_p T - \rho_p s r v x \{2 + (k_c - 1) M a^2\} / 2 A_p + \rho v^2 d A_p / A_p dx] / 1 - M^2 \quad (7)$$

$$d\rho/dx = \{-\rho_p s r x T_c / A_p v T + \rho_p s r \cdot [2 - (k_c + 3) M a^2] / 2 A_p v + \rho M a^2 d A_p / A_p dx\} / 1 - M a^2 \quad (8)$$

2. 计算方程 由于控制方程在某些点具有奇异性, 故需变形、引入一个变量 α , 使 $dx/d\alpha = 1 - M a^2$, 这样方程(6)~(8)中 $1/(1 - M a^2)$ 项被消去。

计算曲线是将实验得到的侵蚀函数中的常数代入程序算出的(图 2、3)(图中 P 是头部压力)。式中 A_p —通道面积; S —通道周长; T_c —总温; x —热损失系数; ρ —燃气密度; ρ_p —推进剂密度。

3. 初步分析

(1) 无喷管发动机装药侵蚀燃烧特点。一般根据无喷管发动机装药通道内气流速度可从零

到音速或超音速,认为侵蚀燃烧一定非常严重,其实这只是一个方面,而另一方面是压力沿轴向下降也是非常快的(见图4),由实验曲线可知,喉部压力仅是头部压力的50%左右,而扩张锥内压力更低。如流速和压力一起考虑, ε 在喉部较高,在喉部以后的扩张锥内 ε 下降。

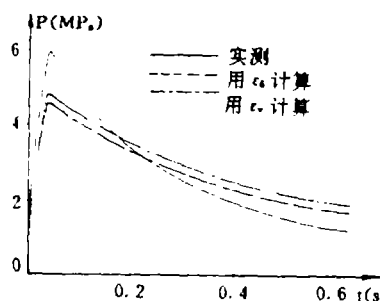


图2 丁羟A实测和计算的 $p-t$ 曲线

(2)侵蚀模型比较。从计算曲线和实测曲线比较来看,都存在一定误差。若采用两相非平衡流算法^[2],并进一步考虑压力的影响,误差会大大减小。从图2可知,用中止燃烧时间长的侵蚀数据计算曲线时,在曲线起始段会失真,这是因为在数据处理中,将工作初始段严重侵蚀条件与工作后期几乎无侵蚀条件平均,拟合成的侵蚀函数,所以使工作初期侵蚀效应大大减弱了。因此为了提高性能预估精度,要选择合适的中止燃烧时间。

(3)推进剂无侵蚀燃速对侵蚀燃烧的影响。文中用两种无侵蚀燃速的推进剂进行实验,所得侵蚀函数是不同的。无侵蚀燃速大,侵蚀较轻,界限值较大。这与有喷管发动机中装药侵蚀燃烧研究结果是完全一致的^[4]。当然这两种推进剂因过氯酸铵粒度不同,表面粗糙度也不同,这也使燃速快的推进剂侵蚀轻。

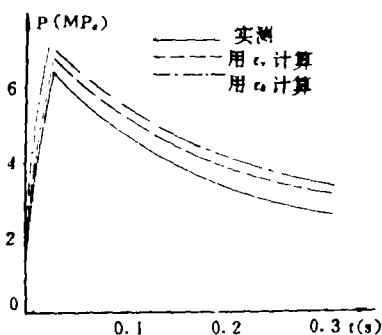


图3 丁羟B实测和计算的 $p-t$ 曲线

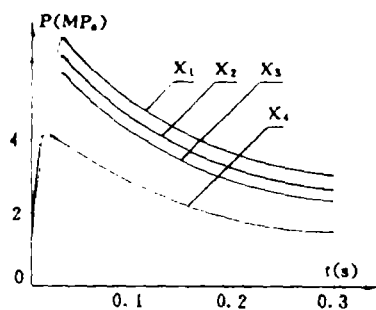


图4 四个测压点的 $p-t$ 曲线

参 考 文 献

- [1] 张超才,“固体火箭发动机实验技术”,国防科大1984.
- [2] 盛淮清,“无喷管固体火箭发动机点火瞬变过程内流场计算”,硕士论文1988.1.
- [3] 方丁酉,“一维不等焓喷管流动的数值解法”,国防科大论文报告85-1026.
- [4] 张超才等,“丁羟推进剂侵蚀燃烧实验研究小结”,国防科大论文报告88-1207.
- [5] AIAA-84-1469.

(责任编辑 杨再荣)

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF AEROENGINE HIGH-SPEED ROLLER BEARING

Feng Yangyuan, Shao Jiaxing, Zhan Mingxue

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT A research work for developing aeroengine high-speed roller bearings with 2.5×10^6 DN has been completed. At first, a front roller bearing of a turbine rotor on an existing engine was tested to expose its defects as its DN was enhanced. Then, a new bearing 5D2002832NW has been designed to eliminate the these defects, the comparative tests have been carried out. The results show that the new bearing can meet the requirements of the roller bearing working at 2.5×10^6 DN, when its design parameters are chosen reasonably.

PRIMARY EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON EROSION BURNING IN A NOZZLELESS SOLID PROPELLANT ROCKET MOTOR

Zhang Chaocai, Sun Xuquan, Lu Zhenzhang

(*National University of Defence Technology*)

ABSTRACT A new apparatus for investigating the erosive characteristics of the nozzleless solid propellant rocket motor by interruption of burning is presented. The erosive characteristics of HTPB composite propellant are obtained. The curves $p-t$ computed with the erosive characteristics are compared with the experimental data. The experimental results show that the erosive characteristics of nozzleless rocket motors are similar to those of the rocket motor with a nozzle.