

宽使用温度范围的丁羟高燃速推进剂配方研究^{*}

鲁国林, 尹瑞康, 刘 燊

(湖北红星化学研究所, 湖北 襄樊 441003)

摘 要: 研究了细 AP 含量、增塑剂癸二酸二异辛酯 (DOS) 含量和键合剂 LW1 等因素对 HTPB/IPDI 高燃速推进剂-55℃低温力学性能的影响, 获得了一个使用温度范围广 (-55℃~+70℃)、综合性能优良的丁羟高燃速推进剂配方。该推进剂除具有能量高、燃速高等特点外, 还有优良的力学性能, 70℃最大抗拉强度 (σ_m) 大于 0.5 MPa, 25℃, 70℃最大伸长率 (ϵ_m) 大于 45%, -55℃时的伸长率大于 30%。

关键词: 端羟基聚丁二烯推进剂; 高燃速推进剂; 高温推进剂; 低温力学性能

中图分类号: V512.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2001) 02-0162-03

High burning rate propellant formulation used in broad temperature range

LU Guo-lin, YIN Rui-kang, LIU Yue

(Hubei Red Star Chemical Inst., Xiangfan 441003, China)

Abstract: The effects of the contents of fine ammonium perchlorate (AP) and plasticizer di-2-ethylhexyl sebacate (DOS) and bonding agent LW1 on mechanical properties of high burning rate HTPB/IPDI propellant at -55℃ were studied. A high burning rate HTPB propellant formulation with better comprehensive properties and used in the -55℃~+70℃ broad temperature range was gained. Propellant formulation has better mechanical properties except for properties of high burning rate and energy. Maximum tensile strength (σ_m) of propellant at 70℃ is higher than 0.5 MPa. Maximum elongation (ϵ_m) at 70℃ and 25℃ are superior to 45%. Maximum elongation (ϵ_m) at -55℃ is higher than 30%.

Key words: Hydroxy terminated polybutadiene propellant; High burning rate propellant; High temperature propellant; Performance of low temperature mechanics

1 引 言

目前, 高燃速丁羟推进剂已广泛应用于各种助推和宇航发动机中。从使用考虑, 要求研制出能在宽广温度(-55℃~+70℃)内使用的推进剂配方。但公开报道的国内高燃速推进剂只研究了在-40℃下的力学性能^[1~3], 美国的近程攻击导弹 SRAM 用高燃速 (13.7 MPa 下燃速约为 61.7 mm/s) 的推进剂配方, 在 -54℃, 拉速 $R=51$ mm/s 条件下, 当含卡托辛时 (GFP), 最大伸长率在 20%~30% 之间, 当用 Fe_2O_3 作燃速催化剂时, 则 ϵ_m 低于 20%^[4]。提高-55℃下的力学性能是高燃速推进剂配方研究的一项关键技术, 我们在单项研究的基础上, 研制出一个燃速为 50

mm/s 以上 (10 MPa) 丁羟推进剂配方, 该配方具有高的燃速、较高能量及优良的-55℃力学性能, 可广泛用于点火、逃逸救生、助推等固体发动机中。

2 改善丁羟高燃速推进剂低温力学性能的技术途径

2.1 细 AP 含量对推进剂力学性能的影响

配方中加入大量细粒度的 AP 是丁羟推进剂实现高燃速的主要技术途径之一, 细 AP 含量对推进剂低温力学性能的影响, 试验结果如表 1 所示。

由表 1 结果可见, 细 AP 含量对丁羟高燃速推进剂常温下抗拉强度和伸长率影响不大, 但对-55℃低温力学性能有影响显著, 随着细 AP 含量增加, 低

* 收稿日期: 2000-03-16; 修订日期: 2000-06-01。

作者简介: 鲁国林 (1964—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为复合固体火箭推进剂。

温伸长率呈下降趋势。因此,要改善丁羟高燃速推进剂- 55 ℃低温力学性能,应尽可能的控制和降低推进剂配方中细 AP 的含量。

Table 1 Effect of fine AP on mechanical properties of propellant

Fine AP / wt. %	25 ℃, 100 mm/ min			- 55 ℃, 100 mm/ min		
	σ_m / MPa	ϵ_m / %	ϵ_b / %	σ_m / MPa	ϵ_m / %	ϵ_b / %
34	1. 18	46. 0	49. 2	4. 90	35. 3	46. 0
36	1. 15	47. 7	51. 9	5. 36	26. 7	47. 7
38	1. 12	47. 5	52. 4	5. 33	17. 9	44. 7
40	1. 14	46. 1	50. 6	4. 79	24. 9	46. 2
42	1. 07	45. 1	48. 3	5. 25	17. 8	48. 6

2.2 键合剂对推进剂力学性能的影响

加入键合剂是改善推进剂力学性能最基本方法,固定增塑剂含量为 2. 77%,键合剂 LW1 对推进剂力学性能的影响如表 2 所示。

Table 2 Effect of bonding agent on mechanical properties of propellant

LW1/ (wt. %)	25 ℃, 100 mm/ min			- 55 ℃, 100 mm/ min		
	σ_m / MPa	ϵ_m / %	ϵ_b / %	σ_m / MPa	ϵ_m / %	ϵ_b / %
0	1. 18	41. 7	46. 2	5. 10	11. 7	35. 3
0. 04	1. 14	46. 1	50. 6	5. 15	12. 9	40. 4
0. 06	1. 03	49. 7	53. 9	4. 88	36. 1	45. 0
0. 08	0. 99	52. 3	57. 9	5. 44	38. 4	48. 1

由于高燃速推进剂中细 AP 含量较高,随细 AP 粒径变细,比表面积增大,加入低温键合剂和适当增加键合剂用量有利于增强界面的粘接。试验结果也表明:随着配方中键合剂 LW1 的含量增加,推进剂常温 σ_m 降低,常温 ϵ_m 增加;加入 LW1 能显著改善丁羟高燃速推进剂- 55 ℃低温力学性能,当键合剂 LW1 含量由 0. 04% 增至 0. 06% 或 0. 08% 时,低温伸长率即由 12. 9% 提高至 30% 以上,效果极为明显。

2.3 增塑剂含量对推进剂力学性能的影响

配方中键合剂含量为 0. 04%,将 DOS 含量由 2. 77% 增至 3. 27%,推进剂力学性能变化如表 3 所示。

Table 3 Effect of plasticizer on mechanical properties of propellant

DOS / wt. %	25 ℃, 100 mm/ min			- 55 ℃, 100 mm/ min		
	σ_m / MPa	ϵ_m / %	ϵ_b / %	σ_m / MPa	ϵ_m / %	ϵ_b / %
2. 77	1. 14	46. 1	50. 6	5. 15	12. 9	40. 4
3. 27	1. 03	57. 7	60. 7	4. 42	36. 2	49. 5

由表 3 结果知:虽然增塑剂不参与固化网络反

应,但增塑剂含量增加,丁羟高燃速推进剂常温、低温力学性能得到改善,特别是低温力学性能大幅度提高,- 55 ℃的伸长率达到了 30% 以上。

3 丁羟高燃速推进剂配方综合性能

在改善丁羟高燃速推进剂- 55 ℃低温力学性能单项研究基础上,从中优选了有效和可行的技术途径,确定了推进剂配方组成。配方组成为固体含量为 86%,其中细 AP 占 38% ~ 45%,粘合剂体系为 HTPB/ IPDI,选用二茂铁衍生物和过渡金属氧化物组合燃速催化剂,加入高效工艺助剂 YZ 和低温键合剂 LW1。采用 25L 混合机制药装 BSF Φ 18 mm 发动机,用相同的配方与参数、1L 混合机制备 12 锅推进剂,分别测试推进剂的密度、燃烧和力学等性能。

3.1 推进剂能量

采用 BSF Φ 18 发动机实测推进剂的比冲,推进剂在 15° 扩散半角、10 MPa 压强下的比冲为: $I_{sp} = 2. 491 \text{ kN} \cdot \text{s}/\text{kg}$, $S_x = 6. 4 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ ($N = 6$)。

用 QJ917A-97 的方法测试了 5 批药块的密度,结果为 $1. 790 \times 10^3 \text{ kg}/\text{m}^3$, $S_x = 0. 5 \text{ kg}/\text{m}^3$ 。

3.2 推进剂燃烧性能

按 QJ912-85 标准的要求,用氮气声发射方法测试经聚乙烯醇缩丁醛包覆的药条燃速,并根据维也里经验公式计算推进剂燃速压强指数,推进剂在 10 MPa 下的燃速 $r = 51. 23 \text{ mm}/\text{s}$, $S_x = 0. 351 \text{ mm}/\text{s}$ ($N = 10$),推进剂在 10 MPa~ 20. 5 MPa 范围内的压强指数 $n = 0. 35$, $S_x = 0. 029$ ($N = 5$),由此可见,本推进剂配方的燃烧性能具有较好的重复性,燃速在 10 MPa 时可达 50 mm/s 以上,压强指数较低。

3.3 推进剂力学性能

根据 QJ924-85 的要求测试推进剂样品在高、低、常温下的单向拉伸性能,结果如下:

70 ℃: $R = 2 \text{ mm}/\text{min}$, $\sigma_m = 0. 67 \text{ MPa}$, $S_x = 0. 062 \text{ MPa}$, $\epsilon_m = 76. 3\%$, $S_x = 4. 87\%$ ($N = 5$);

25 ℃: $R = 100 \text{ mm}/\text{min}$, $\sigma_m = 1. 30 \text{ MPa}$, $S_x = 0. 032 \text{ MPa}$, $\epsilon_m = 51. 7\%$, $S_x = 0. 73\%$ ($N = 12$);

- 55 ℃: $R = 100 \text{ mm}/\text{min}$, $\sigma_m = 5. 40 \text{ MPa}$, $S_x = 0. 546 \text{ MPa}$, $\epsilon_m = 39. 2\%$, $S_x = 2. 24\%$ ($N = 10$)。

试验结果表明,本配方力学性能重复性良好,在燃速高达 50 mm/s 以上和较高的常、高温强度下,推进剂的常温、高温伸长率大于 50%, - 55 ℃低温伸长率大于 35%。

3.4 推进剂药浆工艺性能

高燃速推进剂研制中遇到的首要问题是工艺, 尽管本配方具有诸多对工艺不利的因素, 如细 AP 含量和含铁燃速催化剂的含量均较高, 但由于采用了反应活性较低的 IPDI 固化剂, 特别是加入了高效工艺助剂 YZ, 即使取消了稀释剂苯乙烯, 推进剂药浆仍具有良好的流变特性, 表 4 是采用哈克粘度计测定了药浆的粘度及屈服值。由此可见, 丁羟高燃速推进剂药浆的粘度、屈服值较低且增长速度慢, 可以满足长径比较大、药型复杂的发动机装药要求。

Table 4 Viscosities of propellant slurry(50℃)

t_h	1	2	3	4	5
$\eta/(\text{Pa}\cdot\text{s})$	420.0	415.5	403.1	420.7	452.4
τ_y/Pa	31.3	34.1	38.2	48.8	51.8

4 结 论

(1) 在丁羟高燃速推进剂中, 细 AP 含量减少、增塑剂含量增加, 特别是键合剂 LW1 的使用都能改善丁羟高燃速推进剂-55℃低温伸长率。

(2) 所研制的丁羟高燃速推进剂配方综合性能优良、重复性好, 在 10 MPa 压强下燃速可高达 50 mm/s 以上, 压强指数为 0.35 左右; 推进剂 70℃下的 σ_m 大于 0.5 MPa, 25℃、70℃下的 ϵ_m 均高于 45%, -55℃的 ϵ_m 可达到 30% 以上; 推进剂的能量和密度较高, 实测比冲为 2.491 kN·s/kg, 实测密度为 $1.790 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$; 推进剂药浆流变性能好, 使用期长, 足以满足各种复杂药型发动机装药要求。

参考文献:

[1] 谈景煜. 高燃速丁羟推进剂配方研究[J]. 固体火箭技术, 1993(3): 59~64.

[2] 王德美. 战术攻击导弹发动机用丁羟推进剂配方研究[J]. 含能材料, 1995, 3(2): 20~25.

[3] 王景林. 高燃速丁羟复合固体推进剂的研究[C]. 航天与导弹动力装置联合会议, 1988.

[4] McGee, L R, et al. Development of HTPB propellants for the SRAM motor[R]. AIAA78~173.

(编辑: 龚士杰)

(上接第 156 页)

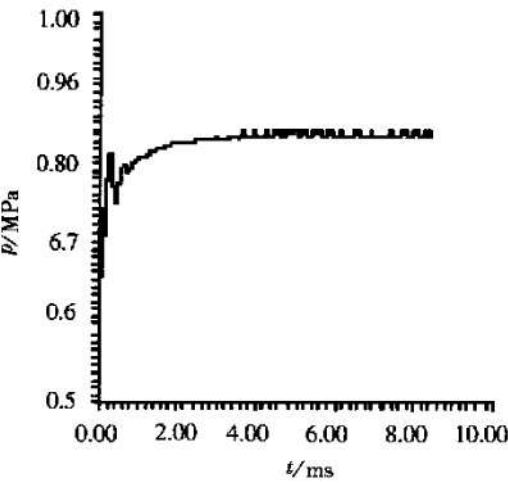


Fig. 3 Pressure evolution vs time without acoustic cavity(150N, $\alpha_p=250\%$)

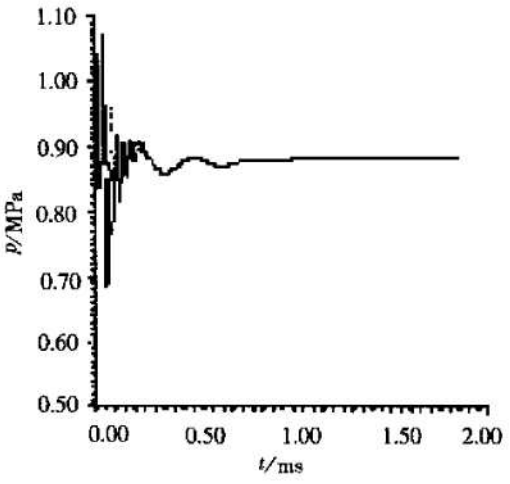


Fig. 4 Pressure evolution vs time without acoustic cavity(25N, $\alpha_p=450\%$)

参考文献:

[1] Yang V, Anderson W. Liquid rocket combustion instability[M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169 Washington: AIAA, 1995.

[2] Zhuang Fengchen, Liu Weidong, Zhao Wentao. Liquid rocket combustion instability analysis methodology-method and representative examples[R]. AIAA 98-3690.

[3] Zhuang Fengchen, Nie Wansheng, Zou Qin. Numerical simulation of MMH/NTO rocket engine combustion instability[R]. AIAA 99-2779.

[4] 聂万胜, 庄逢辰. 自燃推进剂火箭发动机燃烧不稳定性研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4).

[5] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型和应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.

(编辑: 龚士杰)