

少烟丁羟推进剂高压性能的实验研究*

张 春 泰

(航天工业总公司 210 所, 西安, 710061)

摘 要: 对少烟丁羟复合推进剂在高压下的燃烧性能、能量特性和微波衰减特性进行了实验研究。研究得出: 少烟丁羟复合推进剂在 17~18MPa 以上压强时存在燃速突变现象, 但不会引起发动机工作压强失控, 而且通过调整弹道改良剂可以降低推进剂高压压强指数; 少烟丁羟复合推进剂高压海平面实际比冲可以突破 2452N·s/kg; 该推进剂的微波衰减强度只相当于普通双基推进剂的水平, 比(有烟)丁羟复合推进剂和改性双基推进剂低得多。

主题词: 端羟基聚丁二烯推进剂, 硝胺推进剂, 推进剂燃速, 能量性能, 微波衰减

分类号: V512.3

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON PROPERTIES OF REDUCED-SMOKE HTPB PROPELLANT AT HIGH PRESSURE

Zhang Chuntai

(The 210th Research Inst., Xi'an, 710061)

Abstract: An experimental investigation on combustion properties, energy characteristics and microwave attenuation characteristics of reduced-smoke HTPB composite propellant at high pressure is carried out in motors. It is concluded that although the burning rate of reduced-smoke HTPB composite propellant abruptly changes at high pressure of 17~18MPa, but it will not cause operating pressure out of control, and the high pressure exponent can well reduced by adjusting ballistic modifier, the reduced-smoke HTPB composite propellant has good energy release at high pressure, to over 2452 N·s/kg of spacific impule at sea level, and its microwave attenuation intensity is only equal to that of common double base propellant, lower than of HTPB composite propellant (smoke) and modified double base propellant.

Subject terms: Hydroxy terminated polybutadiene propellant, Nitramine propellant, Propellant burning rate, Energetic property, Microwave attenuation

* 本文 1994 年 3 月 22 日收到

1 引言

目前,少烟丁羟复合推进剂在固体火箭发动机中的应用愈来愈广泛,而且许多发动机都要求在高压下工作,但对少烟丁羟复合推进剂高压性能的研究却甚少。为此,我们用小型试验发动机对少烟丁羟复合推进剂的高压性能进行了实验研究,包括高压下的燃烧性能、能量特性以及微波衰减特性,从而得出了一些有参考价值的数据和结论。

2 试验用发动机及推进剂

(1) 试验用发动机:

小型试验发动机采用贴壁浇铸的内燃星形装药,燃面变化较平缓;喷管扩张比 A_e/A_t 为 9~10;发动机比冲效率 η_{1c} 约为 0.92。地面热试车均进行燃烧室压强、发动机推力和壁温的测试,对部分发动机进行了微波衰减测试。

(2) 试验用推进剂:

选用了两种少烟丁羟推进剂:1号推进剂为 HTPB/AP/HMX/Al 推进剂;2号推进剂为 HTPB/AP/RDX/Al 推进剂。

每种推进剂又分两种情况:a)压强在 17MPa 以上时存在着燃速突变现象;推进剂静态压强指数均在 0.62 以上,压强在 18MPa 以上时推进剂静态压强指数均在 0.90 以上;b)推进剂在高压下不存在燃速突变现象,压强在 17MPa 以上时推进剂静态压强指数在 0.5 以下。上述两种情况下的静态燃速分别见表 1 和表 2。

Table 1 Static-State burning rate of propellant while having the abrupt change of burning rate

p (MPa)	12	15.2	17	18	19
r (mm/s)	11.13	12.37	12.86	13.33	14.03
n	0.4467	0.3470	0.6280	0.9466	

Table 2 Static-State burning rate of propellant after the extinguishing of abrupt change of burning rate

p (MPa)	12	15.2	17	18	19
r (mm/s)	11.54	12.15	12.67	13.02	13.34
n	0.2179	0.3745	0.4767	0.4491	

3 高压燃烧性能的实验研究

由于

$$p_c = \left(\frac{\rho_p C^* a A_b}{g A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

将上式微分

$$\frac{dp_c}{p_c} = \frac{1}{1-n} \frac{dM}{M}$$

式中

$$M = \frac{\rho_p C^* a A_b}{g A_t}$$

如果 $n=0.8$, 那么 $\frac{1}{1-n}=5$, 当 M 中任一参量变化 1% 时, p_c 就要变化 5%。 n 值愈大, 压强 p_c 对 M 值的敏感性也就愈大, 发动机工作就愈不稳定, 随时都有失控的可能; 当 $n=1$ 时, 发动机就无法工作。

少烟丁羟推进剂的高压动态燃烧特性的实验研究结果如表 3 和图 1、图 2。表 3 给出了推进剂存在高压燃速突变和燃速突变现象消除后两种情况下的实验结果, 图 1 和图 2 分别给出了两种具有代表性的典曲线。

Table 3 Dynamic-state combustion properties
of reduced smoke HTPB propellant

No.	Propellant	T (°C)	$\bar{p}_{tb}$ (MPa)	p_m (MPa)	Dynamic-State combustion properties
1	Propellant of having abrupt change of burning rate at high pressure	20	16.97	20.54	Motor operation is normal. Do not lose control phenomenon of pressure. Merely the rising rate of actual pressure value more higher than the predicted value
2		20	14.92	15.55	
3		20	16.97	20.54	
4		20	13.29	14.70	
4	Propellant of extinguishing abrupt change of burning rate at high pressure	20	14.76	15.92	Motor operation is normal. The rising rate of actual operating pressure is according with the predicted value completely
5		-30	11.96	12.74	
6		-30	12.63	13.88	
7		50	14.67	15.86	
8		50	15.01	16.41	

Note: p_m is pressure erosive peak value

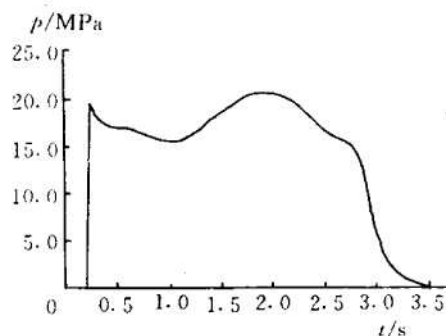


Fig. 1 The typical $p-t$ curve while the pressure exponent of propellant at high pressure being more higher (+20°C)

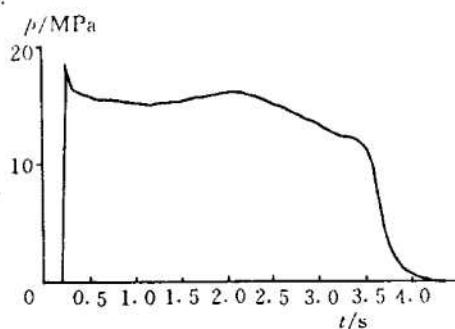


Fig. 2 The typical $p-t$ curve while the pressure exponent of propellant at high pressure being not higher (+20°C)

由实验结果可以得出如下结论:

(1) 尽管少烟丁羟推进剂在高压 (17MPa 以上) 下存在燃速突变现象, 但发动机仍能正常工作, 未发现工作压强失控, 甚至压强一度达到 20.55MPa 时也是收敛的, 只是增面燃烧装药的压强上升速率较大。这与有高压燃速突变的改性双基推进剂^[1]压强对发动机装填参量十分敏感大不相同。

(2) 通过调整弹道改良剂, 可消除少烟丁羟推进剂的燃速突变现象, 高压压强指数也可以降到 0.5 以下。这时少烟丁羟推进剂的动态燃烧性能是很理想的。

4 高压能量特性的实验研究

少烟丁羟推进剂用硝胺类物质 (HMX 或 RDX) 部分或全部取代了高氯酸铵, 在常压下的能量比 (有烟) 丁羟推进剂略高, 高压下少烟丁羟推进剂能量特性的实验结果列于表 4 中。

Table 4 The measured specific impulse at sea level of
reduced smoke HTPB propellant

No.	T (°C)	$\bar{p}_{tb}$ (MPa)	A_e/A_t	β (°)	p_a (MPa)	I_s (N · s/kg)
1	20	14.92	9.155	15	0.1013	2471
2	20	16.97	9.345	15	0.1013	2481
3	20	13.29	9.797	15	0.1013	2479
4	20	14.76	9.797	15	0.1013	2480

Note: β is nozzle-divergence half-angle, p_a is ambient barometric pressure at sea level

由表 4 的数据, 可以得出如下结论:

(1) 含有硝胺组分少烟丁羟推进剂, 在高压下有较高的能量释放率, 少烟丁羟推进剂高压下的比冲比 (有烟) 丁羟推进剂有较大幅度的提高。

(2) 少烟丁羟推进剂在高压下的海平面实际比冲突破了 2452N · s/kg 大关, 这一指标已达到了高能推进剂的标准。美国锡奥科尔公司研制的 TP-H8313 少烟丁羟推进剂在压强 18.89MPa 下实际比冲为 2426N · s/kg^[2] (在 VT-1 发动机中)。

5 微波衰减特性的实验研究

少烟丁羟推进剂的可见烟雾和不可见烟雾均少, 喷气羽烟对微波的吸收、散射作用小, 实验研究的数据如下: 在 $T=20^\circ\text{C}$, $\bar{p}_c=15\sim 17\text{MPa}$, $\bar{q}_m=11.96\sim 13.34\text{kg/s}$ 条件下, 在 X 和 Ku 波段, 平均微波衰减值 $\bar{\beta}=12\text{dB}$, 最大微波衰减值 $\beta_m=13\text{dB}$ 。

为了便于比较各类推进剂的微波衰减特性, 引入微波衰减强度的概念^[3]

$$A = \frac{\beta}{q_m} (\text{dB} \cdot \text{s/kg})$$

(下转第 72 页)

(2) 用时-温等效原理处理求得的光滑体积模量主曲线说明其符合简单热流变假设, 其数学表达式也说明了广义 Maxwell 模型的通用性。

(3) 实测得到的固体推进剂的可压缩性表明, 过去由于缺乏试验值而假设发动机药柱为不可压缩性材料, 将引起一定的误差。

(4) 将该测试系统与加速老化方法结合, 可测定和研究药柱初始气孔率的大小和变化规律, 它是预测材料使用寿命的一条新途径。

(5) 实测出 CSP-7 (8) 推进剂在不同温度下的体积蠕变柔量、体积松弛量主曲线方程, 对药柱强度分析、配方工艺研究有实用意义。

参 考 文 献

- [1] 赵伯华, 高 鸣. 体积模量和粘弹泊松比试验装置. 北京理工大学, 1992
- [2] 牛秉彝编著. 高聚物粘弹及断裂性能. 北京: 国防工业出版社, 1991
- [3] 彭培根编. 固体推进剂性能及原理. 长沙: 国防科技大学, 1992
- [4] 周胜国编. 工程检测技术. 北京: 北京理工大学出版社, 1990
- [5] Ward I M. Mechanical Properties of Solid Polymes. Second Edition, 1983

(上接第 53 页)

式中 q_m 为燃气的质量流率, $q_m = \frac{M_g}{t_b}$ (kg/s)。微波衰减强度 A 的物理意义是: 发动机在一定压强下, 单位时间内排出一定质量的燃气, 所产生的微波衰减的分贝数。

少烟丁羟推进剂与其他类型推进剂微波衰减强度的比较见表 5。

由实验结果和表 5 的数据可看出: 少烟丁羟推进剂的微波衰减强度比改性双基推进剂小得多, 比普通双基推进剂略小。

Table 5 The comparison of the microwave attenuation strength of reduced smoke HTPB propellant with other some propellant

Propellant	$\bar{p}_c$ (MPa)	A (dB · s/kg)
SQ-2 DB	19.61	0.25
SS-2 DB	19.61	1.62
SGP-18 DB	16.47	1.266
762 CMDB	19.61	5.58
171 CMDB	19.61	9.9
NO.1 HTPB/AP/HMX/Al	14.92	0.10
NO.2 HTPB/AP/RDX/Al	16.97	0.09

参 考 文 献

- [1] 姚雄健, 李澄俊. 对微波衰减小的推进剂研究的几点看法. 572 会议资料, 1983. 1
- [2] 涂永珍, 王朝珍, 周兴明. 硝胺 (RDX) 低燃速平台推进剂研究. 推进技术, 1994 (1)
- [3] Magness R W and Gasaway J W. Development of a High Performance Rocket Motor for the VT-1 Tactical Missile. AIAA-88-3325