

三种无烟推进剂压力 耦合响应函数的实验研究*

王宁飞 李上文 赵崇信
张 暹 王秀维 孙维申

(西安近代化学研究所, 西安, 710061)

摘 要: 用压力可控 T 形燃烧器测量了三种无烟推进剂压力耦合响应函数, 总结到一些实验规律, 提出燃烧催化剂对抑制不稳定燃烧可能起到的重要作用。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 无烟推进剂, 双基推进剂, 燃烧器, 燃烧稳定性, 压力振荡, 催化剂

分类号: V435.12

EXPERIMENTAL STUDIES ON THE PRESSURE COUPLING RESPONSES OF THREE SMOKELESS SOLID PROPELLANTS

Wang Ningfei Li Shangwen Zhao Chongxin
Zhang Xian Wang Xiuwei Sun Weishen

(Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an, 710061)

Abstract: Using pressure-controlled T-burner the authors have determined the pressure coupling responses of three smokeless solid propellants. From the experiment results we have believed that the combustion catalyst may play an important role in eliminating the combustion instability in a solid rocket motor.

Keywords: Solid propellant rocket engine, Smokeless propellant, Double base propellant, Burner, Combustion stability, Pressure oscillation, Catalyst

1 前 言

消除无烟推进剂燃烧不稳定性的途径很多, 经常采用而且行之有效的办法是根据微粒阻尼原理在推进剂配方中加入惰性的难熔固体微粒(我们常称为燃烧稳定剂), 如碳化硅、碳化

* 本文 1993 年 10 月 2 日收到

锆、碳化钽、三氧化二铝、氧化镁、二氧化钛、二氧化硅等^[1,2]。由 Dobbins 提出的一维理论^[3]，可以推导出难熔微粒的最佳粒径 d_{opt} 为：

$$d_{opt} = \sqrt{18\mu/\rho_s\omega} \quad (1)$$

式中： μ 动力粘性系数， ρ_s 微粒密度， ω 圆频率。对于无烟推进剂应用的大多数场合， d_{opt} 值为 $2\sim 20\mu\text{m}$ 可以选适当的微粒直径以避免对可见光散射强的区域，从而既保证了添加的微粒具有很强的抑振作用又可满足无烟少烟的要求。

无烟推进剂一般都是双基或含硝胺的改性双基推进剂，对其激振机理及一般规律研究的比较少。对于某些牌号的推进剂，在一定范围内的被激振的能力很小，也就是燃烧比较稳定，在使用时就不必采用加燃烧稳定剂的物理抑振方法。这样，既可以减少推进剂能量损失，又可以简化问题的复杂性，缩短配方研制周期；对于某些激振倾向大的区间，则需预先采取有效的抑振措施。本文正是通过对一些无烟推进剂采用可控式 T 形燃烧器测量其高低常温、各种压力及各种频率下的响应函数，找到其压力耦合的燃面动态响应特性规律，供推进剂配方研制和发动机设计工作者参考。

压力可控 T 形燃烧器测量压力耦合响应函数^[4]是一种很好的实验装置。其主要优点是在燃烧室内燃烧环境不变的条件下，一次点火测取不同燃面的增长常数和衰减常数，根据不同燃面的增长常数，可直接求燃面增益系数 α_b ，避免了由于用燃烧结束后衰减常数代替长段阻尼系数带来的误差。

2 实验装置及测试原理

在 T 形燃烧器中装填两块厚度分别为 6mm 和 9mm 的圆片推进剂。推进剂试样背面及侧面包覆后与装药杯一起保温 6h 以上，以达到所需的初温。点火后燃气从 T 形燃烧器中部流出，并用可控压力阀控制燃烧室压力。使用可控式压力阀不更换喷管，而是在燃烧过程中用预先控制的氮气压力施加给稳压器，使燃烧室压力始终稳定在所希望的数值上。测量路线如图 1 所示。

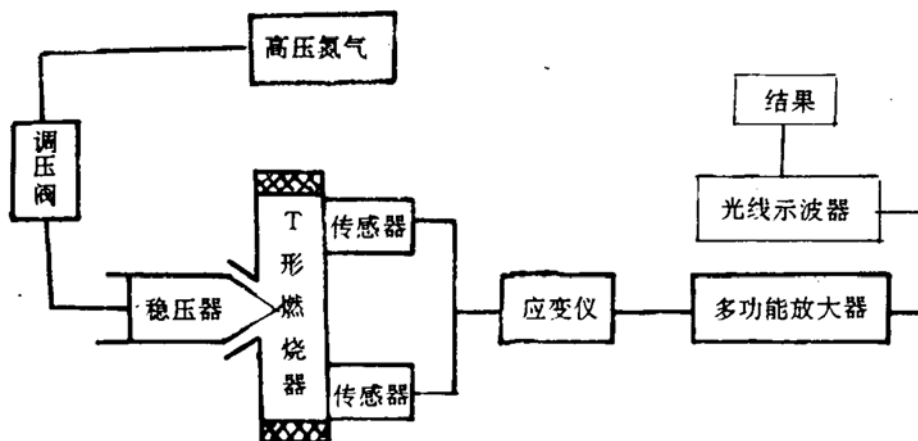


图 1 可控制 T 形燃烧器测量路线

数据处理采用倍燃面二次衰减法。在起振阶段取一线性段测量:

$$\alpha_g := (\ln \bar{p}_2 - \ln \bar{p}_1) / \Delta t \quad (2)$$

式中: α_g 为增益常数, $\bar{p}$ 为燃烧室振荡压力, t 为燃烧时间。

6mm 肉厚的药片燃烧完以后, 计算此时的衰减常数

$$\alpha_d := (\ln \bar{p}_4 - \ln \bar{p}_3) / \Delta t \quad (3)$$

由于薄片燃完后 T 形燃烧器还正常工作, 平均压力也与上升段相同, 所以此两段的阻尼常数应相同, 考虑到上升段的燃面为 $2S_c$, 下降段为 S_c , 则有:

$$\alpha_g - \alpha_d = \frac{a_b}{2E_1^2} \bar{p}_1^2 \dot{r} \bar{M}_b R_{bp}^{(r)} (2S_a) \Big|_{\text{上升段}} - \frac{a_b}{2E_1^2} \bar{p}_1^2 \dot{r} \bar{M}_b R_{bp}^{(r)} S_c \Big|_{\frac{2}{3}t_g} \quad (4)$$

经过计算化简后得

$$R_{bp}^{(r)} = \frac{\bar{p}}{2\dot{r}\rho_p a_b} \left(\frac{\alpha_g}{f_g} - \frac{\alpha_d}{f_d} \right) \quad (5)$$

式中: a_b 声速, E_1 声内能, $\bar{p}$ 燃烧器压力, $\dot{r}$ 燃速, $\bar{M}_b$ 表面质量流率, ρ_p 密度, f 频率。

3 试验结果

测量了三种无烟推进剂高温 (+50℃)、低温 (-40℃)、常温 (+20℃) 的压力耦合响应函数随燃烧室压力及振荡频率的变化。燃烧室压力通过可控压力阀调节, 而频率的变化则通过选用一组不同长度的发动机来实现。本实验选用了 0.510m, 0.255m 和 0.200m 三种长度的发动机, 其理论纵向基频分别为 980Hz、1960Hz 和 2500Hz。实测频率大约比理论值小 200Hz。

用 (1)、(2)、(4) 式进行数据处理, $\bar{p}$ 取上升段和薄片推进剂燃完时的压力的平均值, $\dot{r}$ 为实测燃速, a_b 为实测声速 $a_b = 2 \left[\frac{(f_g + f_d)}{2} \cdot L \right]$ 。

根据以上数据处理方法, 得到 SQ-5、SDP-10、GHQ-1 三种推进剂压力耦合响应函数的变化曲线, 图 2 所示为 SQ-5 推进剂压力耦合响应函数随平均压力 $\bar{p}$ 、频率 f 和初温 T_0 的变化规律, 而 SDP-10 与 GHQ-1 高低常温数据相差不大, 故在图 3 和图 4 中仅列出其随 $\bar{p}$ 、 f 在 20℃ 下的变化规律 (笔者做过系列压力 2~10MPa 的实验, 图中没有数据点的压力区间是不起振区)。

4 结果分析与讨论

由实验结果可以看出, 初温对这三种推进剂响应函数影响不大, 而压力与振荡频率对其影响较大。如: 随 f 增加, R_b 峰值呈下降趋势; 随 $\bar{p}$ 增加, R_b 在某压力点出现 R_b 峰后, 又随 $\bar{p}$ 增加而减少。然而, 与一般双基推进剂响应函数^[5]比较而言, 这一组推进剂最大响应函数数值较小, 不稳定范围比较小, 特别是 SDP-10 和 GHQ-1, 非稳区间相当小, R_b 最大幅值也相当小, 是比较稳定的推进剂, SQ-5 非稳定区间较宽, 低频: 2~6MPa, 高频 2~8MPa, 最

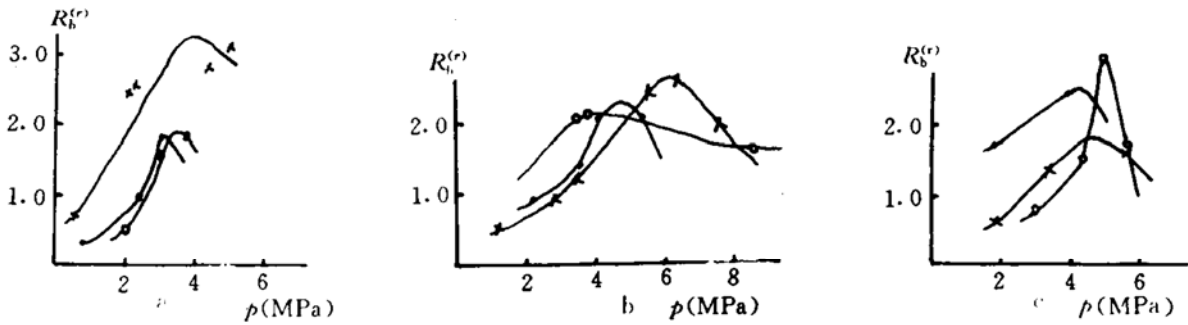
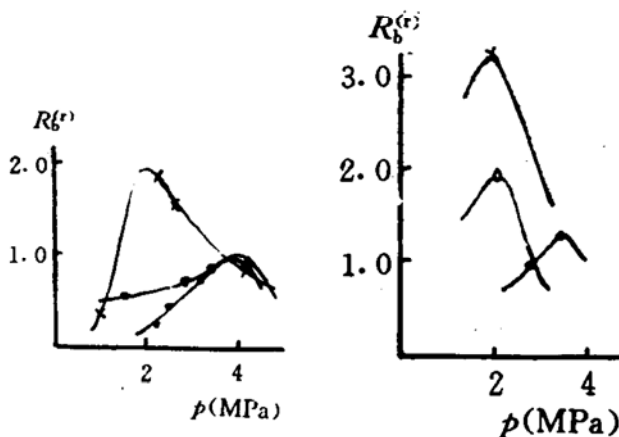


图2 SQ-5 推进剂压力耦合响应函数随平均压力的变化

初温 T_i : “·”: -40°C ; “。”: $+55^\circ\text{C}$; “×”: $+20^\circ\text{C}$ 燃烧器长度: a. $L=0.51\text{m}$ ($f=980\text{Hz}$)b. $L=0.255\text{m}$ ($f=1960\text{Hz}$)c. $L=0.20\text{m}$ ($f=2400\text{Hz}$)图3 SDP-10 推进剂
压力耦合响应函数常温
下随平均压力的变化“×”: $L=0.51\text{m}$,“。”: $L=0.255\text{m}$ “·”: $L=0.2\text{m}$ 图4 GHQ-1 推进剂
压力耦合响应函数常温
下随平均压力的变化“×”: $L=0.51\text{m}$,“。”: $L=0.255\text{m}$ “·”: $L=0.2\text{m}$

大的 R_b 可以得到 3.0, 表现为较强的不稳定性。SQ-5 推进剂在型号应用时工作压力一般在 17~22MPa, 同时配合以节流孔型抑振片来抑制纵向不稳定燃烧。

我们通过压力耦合响应函数的理论表达式和燃面上能量平衡方法来分别讨论此三种推进剂 R_{bp} 规律, R_{bp} 理论表达式为:

$$R_{bp} = \frac{nb}{\lambda + \frac{a}{\lambda} - (a+1) + b} \quad (6)$$

$$\text{式中: } a = \frac{E_s}{R_0 T_s} \left(1 - \frac{T_i}{T_s}\right); b = \frac{2R_0 \bar{T}_s^2}{E_g}$$

$$\frac{E_s}{R_0 \bar{T}_s^2}; \lambda = \frac{1}{2} [1 + \sqrt{1 + 4i\Omega}]; \Omega =$$

$$\frac{\omega \rho_s \lambda_s}{\bar{m}^2 C_s}, E_s \text{ 固相反应活化能, } T_s \text{ 表面温}$$

度, T_i 初温, T_c 燃气温度, E_g 气相反应

活化能, R_0 气体常数, λ_s 固相导热系数, C_s 固相比热, $\bar{m}$ 单位面积质量生成率。由上式可以看出, 当 n 很小时, R_p 就小, 三种推进剂压力指数小的区间分别为: SQ-5, 10~15MPa; SDP-10, 5~9MPa; GHQ-1, >6MPa。它们在这些压力区间上 R_{bp} 都很小, 说明 n 的影响因素有很强的规律性。

燃面上的能量守恒方程:

$$\rho_p C_p \dot{r} (T_s - T_0) = \rho_p \dot{r} Q_s + \lambda_g \left. \frac{dT}{dy} \right|_{y^+} \quad (7)$$

式中: ρ_p 推进剂密度, C_p 固相比热, r 燃速, T_s 燃面温度, T_0 初温, Q_s 固相反应放热量, λ_g 气相导热系数。 dQ_s/dp 很小, 压力扰动仅影响 $\lambda_g \left. \frac{dT}{dy} \right|_{y=s}$, 那么从气相反馈热量对燃速的贡献相对减小, 外界扰动对燃速的影响变小, R_k 应变小。

此结论通过此三种无烟推进剂均已得到证实。无烟推进剂平台区前有一段超速燃烧区, 其催化剂在此段上增加了固相反应放热量 Q_s 。三种推进剂的超速段: SQ-5, 8~10MPa; SDP-10, 4~5MPa; GHQ-1, 4~6MPa, 尽管它们在此区间段内压力指数较大, 但 R_p 很小, 正符合上述结论。

由上所述可以认为燃烧催化剂对不稳定性的影响是在适当的压力区间, 燃烧催化剂开始作用, 加速固相放热反应 (这个反应在固相内进行, 不受燃烧室气体振荡特性影响), 使气相振荡反馈热与固相放热比值减小, 燃烧室内振荡特性对燃面反应所作的贡献变小, 燃速的波动减弱, 表现为压力耦合响应函数小, 推进剂稳定。

对确定的推进剂配方, 如果找到较好的催化剂, 使其在所使用的压力范围内压力指数很小, 使是燃烧过程给予振荡体系能量很少, 发动机自激振荡无法维持, 表现为固有的稳定性。那么, 有可能在推进剂中就不必加入或少加入惰性微粒推进剂能量损失可以减少, 发动机工作效率也可以提高。

5 结 论

此三种无烟推进剂压力耦合响应函数比一般双基推进剂为小, 激振区间也较小。但 SQ-5 在小于 10MPa 压力范围内使用要注意燃烧不稳定性; 而 SDP-10 和 GHQ-1 出现不稳定燃烧的趋势要较小一些。

平台燃烧催化剂是在低压力下, 加速固相反应, 产生超速段, 此时固相反应对燃速的贡献比气相反馈热大很多, 使得气相燃烧室振荡特性对推进剂燃烧的影响减小, 表现为较小的压力耦合响应函数。因此, 通过加入某高效燃烧催化剂有可能减轻或者消除固体推进剂燃烧不稳定性。

参 考 文 献

- [1] Price E W and Flandro G A. Combustion Instability in Solid Propellant Rockets. AD-A 216 740, 1989
- [2] Evans G I. The Suppression of Combustion Instability by Particulate Damping in Smokeless Solid Propellant Motors. AD/A 076012, 1979
- [3] Dobbins R A, Temkin S. Propagation of Sound in a Gas Particle Mixture and Acoustic Combustion Instability. AIAA Journal, 1967, 5 (12)
- [4] 孙维申. 固体火箭发动机不稳定燃烧. 北京: 北京工业学院出版社, 1988
- [5] 王宁飞, 赵崇信, 张 暹等. 双基推进剂压力响应函数的实验研究. 推进技术, 1992 (6)