

文章编号: 1006-9941(2013)03-0319-06

LS 基推进剂的热解特性

胡松启, 陈 静, 吴素丽, 邓 哲

(西北工业大学燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 用差示扫描(DSC)和热重分析(TG)研究了斯蒂芬酸铅(LS)/硝化棉(NC)/双铅 2(SQ-2)推进剂热稳定性。用热力计算方法分析了四种推进剂(高氯酸铵(AP)/端羟基聚丁二烯(HTPB), AP/NC, LS/NC 和 LS/SQ-2)的能量特性。研究了配比为 5:5, 6:4, 7:3 三种 LS/NC 推进剂和配比为 4:6, 5:5, 6:4, 7:3 四种 LS/SQ-2 推进剂的热分解特性。结果表明:添加 NC 或 SQ-2 能降低 LS 的热稳定性, 提高推进剂的能量, 其中 NC 的效果更显著, 认为 LS 和 NC 可选作微型发动机用推进剂的组分。

关键词: 宇航推进理论与工程; 热力计算; LS/NC 推进剂; 热解特性; 能量特性

中图分类号: TJ763; O65; V512

文献标识码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1006-9941.2013.03.009

1 引言

基于 MEMS 的固体微推力器(MEMS-based solid propellant microthruster, MEMS-SPMT)尺寸小, 微冲量精度高, 集成性好, 在微小卫星姿轨控技术中具有广阔的应用前景^[1-2]。David H. Lewis Jr. 等^[3]制造出了三层“三明治”结构的微推力器, 采用斯蒂芬酸铅(LS)作推进剂, 测得产生 10^{-4} N 的推力脉冲, 点火功率为 100 W。Kaili Zhang 等^[4]基于 MEMS 技术对 HTPB/AP/Al 为推进剂的微推力器进行建模和仿真, 得到海平面下预测推力变化从 0.76 mN 到 4.38 mN, 总冲变化从 1.16×10^{-4} N·s 到 4.37×10^{-4} N·s, 在空间中预测推力变化从 9.11 mN 到 26.92 mN, 总冲变化从 1.25×10^{-3} N·s 到 1.70×10^{-3} N·s。C. Rossi 等^[5]研究了以双基(DB)混合黑火药(BP)为推进剂的 MEMS 微型火箭发动机阵列, 测试表明 BP 含量为 10%、20%、30% 的混合物所产生的推力范围为 0.1 ~ 1 mN。南京理工大学肖贵林^[6]设计了三层结构的含能微推进器, 研究了微推进器的装药方法和微推力测试方法。对微推进器的结构和力学性能进行了数值模拟。研究了装药分别为硝酸胍镍和斯蒂芬酸铅的微推进器的推进性能。清华大学的张高飞和西北工业大学

的胡松启等^[7]制备出了采用复合推进剂的 6×6 阵列固体化学推进器阵列, 并进行了样机点火试验。南京理工大学的何赞^[8]测试了不同药室直径下装药为 AP/NHN 和 AP/THPC 的微推进器的推力, 且用 ANSYS 热分析软件模拟了点火桥膜和药室点火后的温度分布, 在 10 ~ 20 ms 内桥膜温度就达到 1000 °C 以上。

近些年, 国内外对于基于 MEMS 的固体微推力器的研究很多, 但主要是集中在推力器构型设计以及流场仿真, 数值模拟等方面, 没有从微型发动机所用的推进剂角度做研究, MEMS-SPMT 推进剂装药与常用推进剂有很大区别, 要求具备高热敏特性、较短的点火延迟时间, 装填性能优良等, 尤其是对于热敏性的要求决定了推进剂是否能够在微推进器中正常点火, 推进剂的选择直接决定着发动机的工作过程。因此, 本研究拟选用四种推进剂进行热力计算, 得到四种推进剂的能量特性; 采用差示扫描量热仪和热重分析仪分别研究不同配比的 LS/NC 配方和不同配比的 LS/SQ-2 推进剂的热分解特性。筛选出能量和热敏性符合要求的推进剂, 为开展微固体火箭推进系统研究提供支持。

2 推进剂能量分析

采用最小吉布斯自由能法^[9-10]对燃烧室和喷管进行热力计算, 得到表征推进剂能量特征的一些参数。通过比较不同氧化剂、不同粘结剂以及相同氧化剂、粘结剂但二者配比不同的推进剂能量参数, 筛选出符合要求的推进剂配方体系, 再进行热稳定性研究。实验所用材料来源及规格: AP 粒径 1 ~ 10 μm, 黎明化工

收稿日期: 2012-06-08; 修回日期: 2012-08-23

基金项目: 西北工业大学基础研究基金(JC201221)和航天支撑基金(NAXA0003)

作者简介: 胡松启(1976-), 男, 副教授, 主要从事固体推进剂及燃烧研究。e-mail: 13572255355@139.com

研究院; LS 粒径 10 ~ 20 μm , 兵器 213 所; NC 和 SQ-2, 兵器 245 厂; HTPB, 分子量 2800 ~ 3200, 黎明化工研究院。热力计算条件如下: 初始温度设为常温 300 K, 燃烧室初始压强为常压 0.1 MPa, 燃烧室面积与

喷管喉部面积 $A_c/A_t = \pi \times 0.25^2 / 0.106^2 = 17.47$, 喷管扩张面积比 $A_e/A_t = \pi \times 0.32^2 / 0.106^2 = 32.04$ 。表 1 是四种类型的推进剂不同配比下的部分能量特性参数。

表 1 4 种推进剂的能量特性参数

Table 1 Energy parameters of four propellants

propellant	No.	formula ratio	T_f /K	n_g /mol · kg ⁻¹	γ	I_{sp} / N · s · kg ⁻¹	C^* /m · s ⁻¹
LS/NC	A1	8 : 2	2738.5	24.2	1.1	2087.2	1190.1
	A2	7 : 3	2715.7	26.1	1.1	2150.3	1226.3
	A3	6 : 4	2695.3	28.0	1.1	2211.7	1261.4
	A4	5 : 5	2676.8	29.9	1.1	2271.6	1295.4
LS/SQ-2	B1	8 : 2	2669.4	23.4	1.1	2028.0	1155.3
	B2	7 : 3	2616.8	24.9	1.1	2063.6	1175.2
	B3	6 : 4	2568.5	26.4	1.1	2098.8	1194.6
	B4	5 : 5	2523.9	28.0	1.1	2133.9	1213.5
AP/HTPB	C1	8 : 2	2260.6	45.8	1.2	2474.3	1423.4
AP/NC	D1	8 : 2	2297.9	33.5	1.3	2225.7	1259.1

Note: T_f is the temperature of the combustion chamber, n_g is the amount of gas generated, γ is ratio of specific heat, I_{sp} is specific impulse, C^* is characteristic velocity.

分析表 1 得出:

(1) 比较 A1 和 B1, 二者均含有相同种类和数量的氧化剂 LS, A1 的 C^* 比 B1 的高 34.8 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$, 比冲大 59.2 $\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$, 可以看出, 粘结剂为 NC 的推进剂能量高于 SQ-2 推进剂。分别对比 A2 和 B2, A3 和 B3, A4 和 B4, 也能得出相同的结论。

(2) 比较 C1 和 D1, 二者均含有相同种类和数量的氧化剂 AP, 粘结剂种类不同, C1 的 C^* 较 D1 高 164.3 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$, 比冲高 248.6 $\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$, 由此可知以 HTPB 为粘结剂的推进剂能量高于 NC 基的推进剂; 比较 A1 和 D1, 二者均含有相同的粘结剂 NC, 氧化剂种类不同, 可以看出 A1 的 C^* 比 D1 的低 69 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$, 比冲低 138.5 $\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$, 可知以 LS 为氧化剂的推进剂能量低于以 AP 为氧化剂的推进剂能量。

(3) 比较 A1、A2、A3 和 A4, 随着 NC 含量的增加, C^* 和比冲都增大, 说明增加 NC 含量能提高推进剂能量; 比较 B1、B2、B3 和 B4, 随着 SQ-2 含量的增加, C^* 和比冲均升高, 说明增加 SQ-2 含量会提高推进剂能量。

综合以上分析可知: 在粘接剂相同的情况下, AP 体系的推进剂能量高于 LS 体系的推进剂; 在氧化剂相同的情况下, HTPB 基的推进剂能量高于 NC 基的推进剂, NC 基的推进剂能量高于 SQ-2 基的推进剂; 增加 NC 或 SQ-2 含量均能提高推进剂能量。

由于固体微推进器尺寸非常小, 只能采用加热电

阻丝或半导体桥点火^[13], 所以其装药就必须要求具备高热敏特性、装填性能优良、点火临界条件尽可能小等条件。传统的 AP/HTPB 推进剂虽然比冲较高, 但是由于其热敏性较差, 并不能在固体微推进器中正常点火, 因此选用具有高热敏性的 LS 作为推进剂的主要组分。由于添加适量的粘结剂, 如 NC 和含有 NC 的 SQ-2 能提高推进剂能量, 且可改善 LS 药柱的加工工艺, 因此, 选择不同配比的 LS/NC 体系和 LS/SQ-2 体系进一步热分解研究。

3 热解特性分析

3.1 试验仪器

HP DSC827 高压 DSC 热分析仪, 高温 TG 热分析仪, 坩埚, Toledo AB135-s 天平。

3.2 实验条件

实验压强: 常压, 0.1 MPa; 升温范围: DSC 升温范围设定为 50 ~ 500 $^{\circ}\text{C}$, TG 升温范围设定为 50 ~ 1000 $^{\circ}\text{C}$; 升温速率: DSC 和 TG 的升温速率均设为 15 $^{\circ}\text{C} \cdot \text{min}^{-1}$; 试样量 < 1 mg, 样品用量 0.5 ~ 0.7 mg; 实验气氛, N_2 。

3.3 试验方案

为了分别比较 NC 和 SQ-2 对 LS 热分解性能的影响, 设计三种配比的 LS/NC 推进剂配方和四种配比的 LS/SQ-2 推进剂配方, 如表 2 所示。比较三种 LS/NC

配方,考察添加不同比例的 NC 后,LS 热敏性的变化规律。同时比较三种 LS/SQ-2 推进剂配方,考察加入不同比例的 SQ-2 后,LS 的热敏性的变化规律,最后,比较相同配比的 LS/NC 和 LS/SQ-2 配方,得出最能提高 LS 热敏性的组分,筛选出热敏性最高的配方作为微型固体发动机的推进剂。

3.4 结果与讨论

3.4.1 LS/NC 推进剂的热解曲线及结果分析

为评价 NC 对 LS 热敏性的影响,设计三种配比的 LS/NC 推进剂配方见表 2。利用推进剂分解的峰温

(T_p) 高低评价推进剂的热敏性能。纯 LS、纯 NC 和三种配比的 LS/NC 的 DSC 曲线分别如图 1 和图 2 所示。表 3 是对应图 3 中三条曲线的特征温度和放热量。

表 2 LS/NC 和 LS/SQ-2 推进剂配方

Table 2 Formula ration of LS/NC and LS/SQ-2 propellants

propellant	formula ration			
LS/NC	-	5 : 5	6 : 4	7 : 3
LS/SQ-2	4 : 6	5 : 5	6 : 4	7 : 3

表 3 三种 LS/NC 的特征温度及放热量

Table 3 The characteristic temperature and exothermic quantity of three kinds of LS / NC propellants

propellant	formula ratio	$T_{f1}/^{\circ}\text{C}$	$\Delta H_{f1}/\text{W} \cdot \text{g}^{-1}$	$T_{f2}/^{\circ}\text{C}$	$\Delta H_{f2}/\text{W} \cdot \text{g}^{-1}$	$(\Delta H_{f1} + \Delta H_{f2})/\text{W} \cdot \text{g}^{-1}$
LS/NC	5 : 5	210.33	895.83	259.87	782.06	1677.89
	6 : 4	209.12	719.61	258.15	676.97	1396.58
	7 : 3	210.20	409.58	257.45	527.74	937.32

Note: T_{f1} is the exothermic peak temperature of f1, f1 is the first exothermic peak of LS/NC, T_{f2} is the exothermic peak temperature of f2, f2 is the second exothermic peak of LS/NC, ΔH_{f1} is releasing heat of f1, ΔH_{f2} is releasing heat of f2.

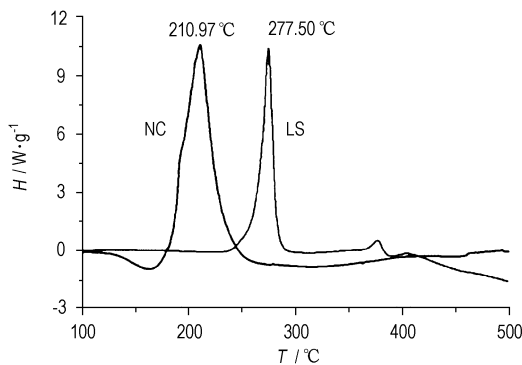


图 1 NC 和纯 LS 的 DSC 曲线

Fig. 1 DSC curves of NC and LS

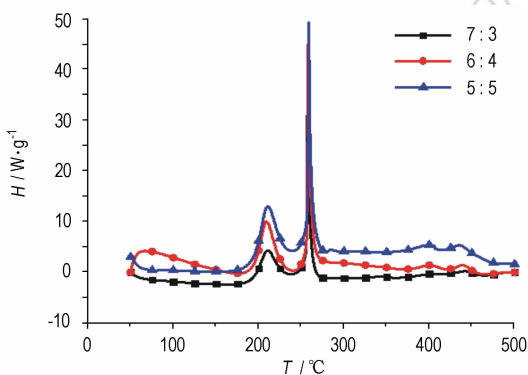


图 2 LS/NC(7 : 3, 6 : 4, 5 : 5) 推进剂的 DSC 曲线

Fig. 2 DSC curves of propellants of formula ratio of LS to NC as 7 : 3, 6 : 4, 5 : 5

由图 1 看出,LS 的放热峰比较尖,说明 LS 的分解在极短的时间内放出大量的热,其分解峰温是 277.50 $^{\circ}\text{C}$,相比较而言 NC 的分解较缓慢,分解峰温为 210.97 $^{\circ}\text{C}$ 。图 2 中,LS/NC 体系有两个放热峰,分别记为 f1、f2,峰温分别记为 T_{f1} 、 T_{f2} ,放热量分别记为 ΔH_{f1} 、 ΔH_{f2} 。

结合图表看出,三种配比的 LS/NC 的 f1 峰温与 NC 的峰温基本相等,说明 LS/NC 体系中 f1 为 NC 的分解峰;三种推进剂配方中 f2 的最高峰温比 LS 的峰温降低 17 $^{\circ}\text{C}$ 左右,这说明加入 NC 能降低 LS 的分解温度。这是因为 NC 分解产物 NO、CO、NO₂ 等活性物质与 LS 及其分解产物反应放热,降低了 LS 的分解峰温。因此可得出结论:NC 能提高 LS 的热敏性。

f1 是 NC 的分解峰, f2 是在少量 NC 分解产物作用下 LS 的分解峰,从表 3 中看出,随着 NC 含量的降低,放热量呈下降趋势,说明 NC 分解产物与 LS 反应的放热量较大。两种组元的放热量之和随着 NC 含量的增加而提高,因此认为添加 NC 能提高推进剂分解放热量。

3.4.2 LS/SQ-2 推进剂的热解曲线及结果分析

为评价 SQ-2 对 LS 热稳定性的影响,设计四种配比的 LS/SQ-2 推进剂配方见表 2。SQ-2 和四种配比的 LS/NC 的 DSC/TG 曲线分别如图 3 和图 4 所示。表 4 是对应图 5 中四条曲线的特征温度和放热量。

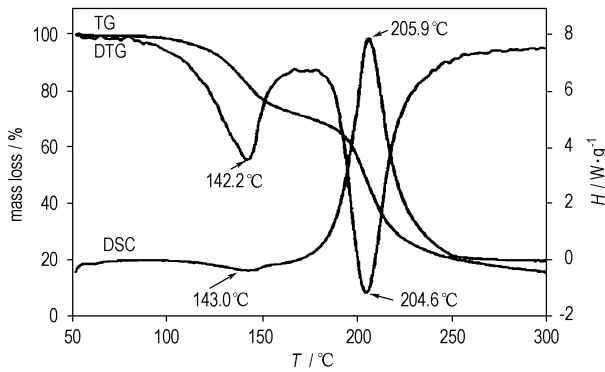


图3 SQ-2 推进剂的 DSC 和 TG-DTG 曲线

Fig. 3 DSC and TG-DTG curves of propellant SQ-2

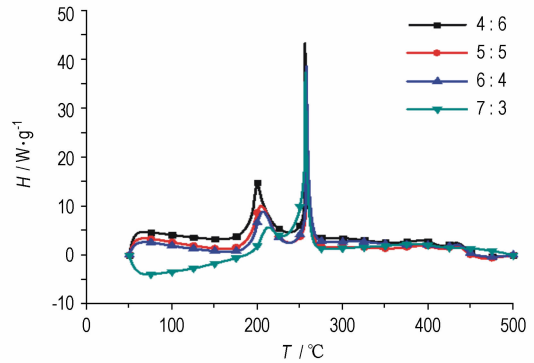


图4 LS/SQ-2 (7 : 3, 6 : 4, 5 : 5, 4 : 6) 推进剂的 DSC 曲线

Fig. 4 DSC curves of propellants of formula ratio of LS to SQ-2 as 7 : 3, 6 : 4, 5 : 5 and 4 : 6

表4 四种 LS/SQ-2 的特征温度和放热量

Table 4 The characteristic temperature and exothermic quantity of four kinds of LS / SQ-2 propellants

propellant	formula ratio	$T_{f3}/^{\circ}\text{C}$	$\Delta H_{f3}/\text{W} \cdot \text{g}^{-1}$	$T_{f4}/^{\circ}\text{C}$	$\Delta H_{f4}/\text{W} \cdot \text{g}^{-1}$	$(\Delta H_{f3} + \Delta H_{f4})/\text{W} \cdot \text{g}^{-1}$
LS/SQ-2	4 : 6	200.85	832.81	257.79	494.65	1384.53
	5 : 5	204.00	743.20	260.44	525.71	1268.91
	6 : 4	208.73	594.78	261.76	644.74	1239.52
	7 : 3	211.52	255.96	263.58	748.81	1004.53

Note: T_{f3} is the exothermic peak temperature of $f3$, $f3$ is the first exothermic peak of LS/SQ-2, T_{f4} is the exothermic peak temperature of $f4$, $f4$ is the second exothermic peak of LS/SQ-2, ΔH_{f3} is releasing heat of $f3$, ΔH_{f4} is releasing heat of $f4$.

由图3可以看出, SQ-2 的 DTG 曲线呈现两个质量损失过程: 第一个峰(峰温为 142.2 °C)对应的主要是 NG 的挥发或(和)分解, 第二个峰(峰温为 204.5 °C)对应的主要是 NC 的分解; 从 DSC 曲线上也可以分别看到一个较平稳的吸热过程和一个很大的放热峰, 前者峰温为 143.0 °C, 对应于 DTG 曲线中硝化甘油的挥发峰, 后者峰温为 204.6 °C, 与 NC 的热分解质量损失的 DTG 峰温一致。由图4看出 LS/SQ-2 推进剂系列, 分解放热峰有两个, 分别记为 $f3$ 和 $f4$, 峰温分别记为 T_{f3} 、 T_{f4} , 放热量分别记为 ΔH_{f3} 、 ΔH_{f4} 。

结合图表看出, 四种配比的 LS/SQ-2 的 $f3$ 的分解峰温在 200.85 ~ 211.52 °C 之间, 与 SQ-2 的分解峰温 (205.9 °C) 相差不大, 可见, $f3$ 即是 SQ-2 的分解峰, $f4$ 即为 LS 在 SQ-2 作用下的分解峰。四种配比的 LS/SQ-2 的 $f4$ 的峰温比纯 LS 的最高下降 20 °C 左右。究其原因 SQ-2 的分解产物及其中的氧化铅能使少量的 LS 先发生分解, 从而降低 $f3$ 的峰温, 由此可见 SQ-2 也能提高 LS 的热敏性。

从表4可以看出, 随着 SQ-2 含量的降低, 放热量下降趋势, 说明 SQ-2 分解产物与 LS 反应的放热量较大。两种组元放热量之和随着 SQ-2 含量的增加而提

高, 因此可以看出添加 SQ-2 也能提高推进剂分解放热量。

3.4.3 LS/NC 与 LS/SQ-2 热敏性比较

为了比较 NC 和 SQ-2 对斯蒂芬酸铅热敏性的影响程度, 对相同配比的 LS/NC 和 LS/SQ-2 热解曲线进行对比分析。图5、图6、图7 分别是配比为 5 : 5、6 : 4、7 : 3 的 LS/NC 与 LS/SQ-2 的热解曲线。

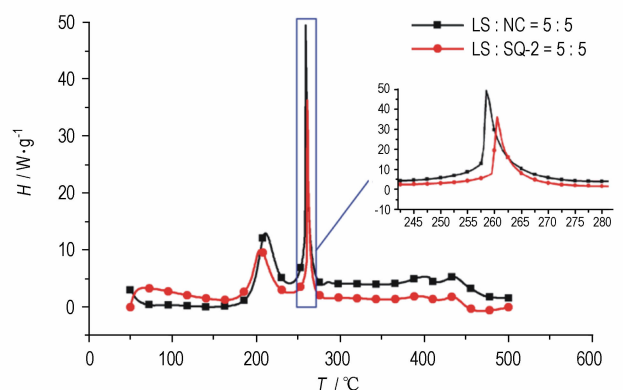


图5 配比为 5 : 5 的 LS/NC 与 LS/SQ-2 推进剂的热解曲线

Fig. 5 DSC curves of the ratio of 5 : 5 LS/NC and 5 : 5 LS/SQ-2 propellants

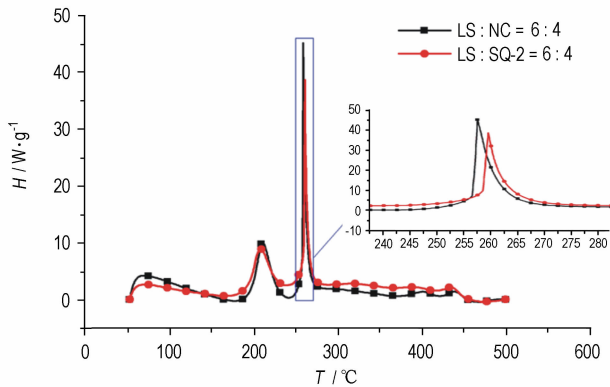


图6 配比为6:4的LS/NC与LS/SQ-2推进剂的热解曲线
Fig.6 DSC curves of 6:4 LS/NC and 6:4 LS/SQ-2 propellants

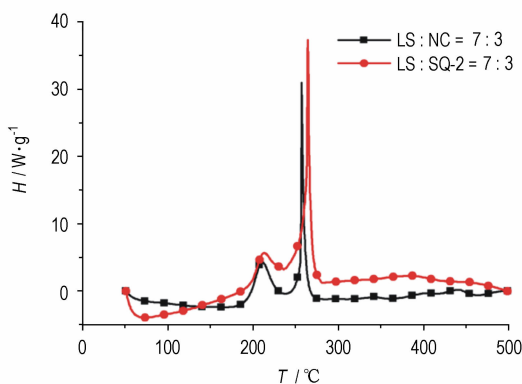


图7 配比为7:3的LS/NC与LS/SQ-2推进剂的热解曲线
Fig.7 DSC curves of 7:3 LS/NC and 7:3 LS/SQ-2 propellants

三种配比的LS/NC的第二峰温均低于LS/SQ-2的第二峰温,配比为7:3的LS/NC的第二峰温较LS/SQ-2的低6°C,说明NC在降低LS热解温度的能力高于SQ-2,LS/NC具有较高的热敏性,更符合微型发动机对推进剂热敏性的要求。随着两种组分配比的逐渐降低(即配比从7:3下降到5:5),LS/NC和LS/SQ-2的第二峰温逐渐接近,说明随着NC和SQ-2含量的增加,二者在改善LS的热敏性方面差别减小。

根据微型固体发动机对推进剂的要求,能量高、热敏性高,因此LS/NC更适合作为微型固体发动机的推进剂配方。

4 结论

(1) LS的热解峰温为277.50°C,添加NC能降低LS的分解温度,降低幅度为20°C左右。可以认为:NC能提高LS的热敏性,且添加NC后推进剂能量升高。

(2) 添加SQ-2后,LS的分解温度降低14°C左右,可见SQ-2也能提高LS的热敏性及推进剂的能量。

(3) 比较相同配比的LS/NC和LS/SQ-2发现,NC降低LS热解温度的能力高于SQ-2,LS/NC具有较高的热敏性,增加NC或SQ-2含量均能提高推进剂能量;但以NC为粘结剂的推进剂能量高于SQ-2基的推进剂。LS/NC推进剂更适合作为微型固体发动机用能源。

参考文献:

- [1] Bayt R L, Breuer K S. Analysis and testing of a silicon intrinsic-point heater in a micropropulsion application [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2001, 91(3):149-153.
- [2] Jongkwang Lee, Kyunghwan Kim and Sejin Kwon. Design, Fabrication, and Performance Evaluation of MEMS Solid Propellant Thruster Array [J]. *Sensors and Actuators*, 2009, 7(1):126-134.
- [3] David H, Lewis Jr, Siegfried W. Ronald B, Cohen, Erik K. Antonsson. Digital micropropulsion. USA, Los Angeles. *Sensors and Actuators*, 2000, 80:143-154.
- [4] Kaili Zhang, Chou S K, Ang S S. MEMS-based solid propellant microthruster design, simulation, fabrication and testing [J]. *IEEE/ASME Journal of Microelectromechanical Systems*, 2004, 13(2):165-175.
- [5] Chaalane A, Rossi C, Est'ève D. The formulation and testing of new solid propellant mixture (DB + x%BP) for a new MEMS-based microthruster [J]. *Sensors and Actuators A*, 2007, 138:161-166.
- [6] 肖贵林. 基于MEMS含能推进器性能研究[D]. 硕士学位论文, 南京理工大学, 2006.
- [7] 张高飞, 尤政, 胡松启, 等. 基于MEMS的固体推进器阵列[J]. *清华大学学报*, 2004, 44(11):1489-1492.
ZHANG Gao-fei, YOU Zheng, HU Song-qi. MEMS-based propulsion arrays with solid propellant [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2004, 44(11):1489-1492.
- [8] 何赞. 微推进器结构与制作工艺研究[D]. 南京理工大学, 2008.
- [9] 朱传征, 许海涵. 物理化学[M]. 北京: 科学出版社, 2000: 163-290.
- [10] Dan V N, Susana G, Eduardo L. Multiphase equilibria calculation by direct minimization of Gibbs free energy with a global optimization method [J]. *Computers and Chemical Engineering*, 2002, 26(3):1703-1724.
- [11] Rossi C, Orioux S, Larangot B, et al. Design, fabrication and modeling of solid propellant microrocket-application to micropropulsion [J]. *Sensors and Actuators A*. 2001, 10(6):1156-1157.
- [12] Larangot B, Rossi C. Solid Propellant Micro-rockets - Towards a New Type of Power MEMS [R]. AIAA 2002-5756, 2002.
- [13] 任炜, 周智, 刘举鹏. 半导体桥点火器的设计与研究 [J]. *火工品*, 2007(6):43-46.
REN Wei, ZHOU Zhi, LIU Ju-peng. Study and Design on the SCB Igniter [J]. *Initiators & Pyrotechnics*, 2007(6):43-46.

Thermal Decomposition Characteristics of LS-Based Propellant

HU Song-qi, CHEN Jing, WU Su-li, DENG Zhe

(National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-structure, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Thermal stabilities of lead styphnate (LS) / nitrocellulose (NC) / dibasic lead stearate (SQ-2) were studied by Different Scanning Calorimetry (DSC) and Thermogravimetry (TG). The energetic properties of four propellants (ammonium perchlorate (AP) / hydroxy-terminated polybutadiene (HTPB), AP/NC, LS/NC and LS/SQ-2) were analyzed with thermodynamic calculation method. Thermal decomposition characteristics of three LS/NC propellants with ratio of LS to NC as 5 : 5, 6 : 4 and 7 : 3 and four LS/SQ-2 propellants with ratio of LS to SQ-2 as 4 : 6, 5 : 5, 6 : 4 and 7 : 3 were researched. Results show that the thermo-stability of LS decreases by adding NC or SQ-2, and its energy enhances, in which the effect of NC is more obvious, considering that LS and NC can be chosen as the components of propellant used in micro solid rocket motor.

Key words: aerospace propulsion theory and engineering; thermodynamic calculation; LS/NC propellant; thermal decomposition characteristic; energy property

CLC number: TJ763; O65; V512

Document code: A

DOI: 10.3969/j.issn.1006-9941.2013.03.009



特别策划——《计算含能材料研究》专栏征稿

含能材料的计算研究受到国外内科研工作者的广泛关注。为此,《含能材料》将于2013年10月第5期组织出版“特别策划——《计算含能材料研究》专栏”。内容涉及含能材料的相关计算研究。以原创性研究论文为主,少量研究综述及研究快报。

稿件截稿日期为**2013年7月31日**。来稿时请在“拟投栏目”中选择“计算含能材料研究”。欢迎来稿!

《含能材料》编辑部

特别策划——《液体推进剂的研究》专栏征稿

随着载人航天技术的不断发展,以及更为严格的环保、高能要求,寻找廉价无毒、无污染以及高能推进剂,已成为各航天领域追求的目标,液体推进剂的研究与应用也因此受到国外内科研工作者的广泛关注。为此,《含能材料》将于2014年4月第2期组织出版“特别策划——《液体推进剂的研究》专栏”。内容涉及添加含能材料的液体推进剂等高能液体推进剂,无毒无污染、对环境友好的绿色液体推进剂的研究应用与发展。以原创性研究论文为主,少量的研究综述及研究快报,其中快报为较新的阶段性成果,综述由本刊邀约国内外知名学者撰写,也可自由来稿。

稿件截稿日期为**2013年8月31日**。来稿时请在“拟投栏目”中选择“液体推进剂的研究”。欢迎来稿!

《含能材料》编辑部