

一种新型双组元卫星推进剂的研究

黄继庆, 鲍世国, 刘汉林, 刘江强
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 通过热力学计算, 选择 NHO-3 作为甲基肼高能添加剂, 通过冰点测试、着火延迟期测试确定了 NHO-3 的含量, 该种以甲基肼为主体的新型燃料与氧化剂 MON-20 组成的双组元推进剂具有冰点低、比冲高、着火延迟期短的优点, 可应用于卫星、飞船等领域。

关键词: 高能添加剂; 高比冲; 低冰点; 着火延迟

中图分类号: V511+.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 03-0087-06

Research on a novel bipropellant for spacecrafts

HUANG Ji-qing, BAO Shi-guo, LIU Han-lin, LIU Jiang-qiang
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: NHO-3 was selected as the high energetic additive of methylhydrazine via thermodynamic calculation. The content of NHO-3 was confirmed via freezing point test and ignition delay test. The bipropellant consisting of oxidant MON-20 and the novel propellant, in which methylhydrazine was taken as the main part, has the advantages of low freezing point, high specific impulse and short ignition delay. It may be applied to satellite, spaceship, etc.

Keywords: high energetic additive; high specific impulse; low freezing point; ignition delay

0 引言

硝基氧化剂/肼类燃料双组元推进剂以其良好的比冲性能和自燃特性, 可以精确调节推力的特点, 成为国内外卫星领域动力系统广泛使用的液体推进剂。目前, 四氧化二氮 (NTO) / 甲基肼 (MMH) 和绿色四氧化二氮 (MON-1/MON-3) / 甲基肼 (MMH) 双组元推进剂, 已广泛用于卫星入轨和轨道保持、星际飞行器主推进、航天飞

机轨道器辅助推进系统, 但这两种组合主要存在以下 2 个缺点:

1) 氧化剂冰点高: NTO, MON-1 和 MON-3 的冰点分别为 -11.2°C , -12.1°C 和 -13.6°C , 相对深空环境而言冰点偏高, 当环境温度低于其冰点时, 需要对氧化剂贮箱及其管路系统加装热控系统, 防止氧化剂冻结。

2) 甲基肼的能量相对偏低。

为此, 本文对一种新型双组元液体推进剂进行了初步探索^[1-4]。

收稿日期: 2012-09-18; 修回日期: 2013-04-17

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2011JY06)

作者简介: 黄继庆 (1981—), 男, 博士, 研究领域为航天发动机液体推进剂

1 推进剂选择

随着人类探索外层空间的不断深入,卫星性能不断提高,对推进剂比冲提出了较高的要求。推进剂比冲的提高对于延长飞行器的寿命和增加有效载荷质量均具有十分显著的作用,目前常用的一些高能推进剂如表1所示。

表1中几种高能推进剂均具有较高的比冲,

但作为卫星推进剂使用也受到了较多的限制。因此,有必要在现有硝基氧化剂肼类燃料双组元推进剂的基础上,开展新型双组元推进剂的研究。综合比较,本文选择含氮高能化合物作为甲基肼的高能添加剂,提高推进剂比冲,采用冰点更低的绿色四氧化二氮(MON-20)作为氧化剂,对该新型双组元推进剂进行配方研究和性能评价,满足卫星对推进剂高比冲、快响应、低冰点的要求。

表1 高能推进剂性能比较

Tab. 1 Comparison of properties for different high energetic propellants

推进剂类型	优点	缺点
含硼高能推进剂 ^[5]	贮存性好,能量高	遇空气易着火爆炸,危险性大,毒性大,工艺性能和燃烧性能受限制
混肼推进剂	优良的冷却能力,单组元双组元均可应用,比冲高	毒性大,对环境污染大
液氢推进剂	比冲高,排气清洁	对低温要求高,不易储存
原子推进剂 ^[6]	比冲高,大幅提高有效载荷	控制难,对低温技术要求非常高
含氮高能化合物 ^[7]	高生成热,且易于实现氧平衡,是理想的高能量密度材料	合成具有一定的难度
高能凝胶推进剂 ^[8-10]	可以像固体推进剂一样贮存、运输,动态剪切后像液体推进剂一样流动。能够多次点火、易于调节推力,可交付前加注推进剂,免维护	流阻较大,为了保持与液体推进剂相同的流速,凝胶推进剂需要更高的输送压力,需要比较复杂的流量控制系统

2 试验研究与结果讨论

2.1 原料

甲基肼:甲基肼质量分数 $\geq 98.3\%$;含氮高能添加剂 NHO-1, NHO-2, NHO-3(均为自制);绿色四氧化二氮 MON-20:含 20.5wt% NO 的绿色 N_2O_4 (自制,NO 含量采用氧化法测试);NaCl 饱和溶液(自制)。

2.2 高性能液体推进剂配方研究

2.2.1 热力学计算方法

热力学计算是以质量守恒定律、能量守恒定律和理想气体定律为基础,在具体的计算中做出以下假定:

- 1) 推进剂在燃烧室里进行的燃烧过程完全,且是等压绝热过程;
- 2) 燃烧中产生的气体服从理想气体定律;
- 3) 燃气在喷管内膨胀过程是极限平衡;
- 4) 流动过程是等熵一元稳态流动。

系统燃烧产物平衡成分的计算,是采用最小自由能法,此外,需要计算出反应物的分子式和生成焓并对数据库进行修改和编译。混合物的生成焓与各组分的含量有关,还与混合过程的热效应有关,因此如果知道混合前各组分的含量与生成焓、混合过程的热效应,就可以通过盖斯定律计算出混合物的生成焓。

本文选择氧化剂 MON-20 与不同配方的燃料进行热力性能计算,指导高性能双组元液体推进

剂的配方研究。首先, 对推进剂和含氮高能添加剂的生成焓进行了计算, 计算结果如表 2 所示; 其次, 对不同配方燃料与氧化剂 MON-20 组合的双组元推进剂热力性能进行计算, 设定燃烧室压力为 3 MPa, 面积比 100, 计算结果如表 3 所示。

表 2 推进剂和添加剂的生成焓

Tab. 2 Formation enthalpy of propellants and additives

样品	生成焓/(J·g ⁻¹)
MON-20	12.5
甲基肼	1 190.0
NHO-1	1 532.0
NHO-2	1 490.2
NHO-3	1 921.3

表 3 不同配方燃料的热力性能

Tab. 3 Thermal performance of different fuels

配方编号	添加剂种类	添加剂含量/wt%	甲基肼含量/wt%	理论真空比冲/s
0	无	0	100	350.7
1-1		5	95	351.3
1-2	NHO-1	10	90	351.7
1-3		15	85	352.5
2-1		5	95	351.2
2-2	NHO-2	10	90	351.6
2-3		15	85	352.0
3-1		5	95	351.8
3-2		10	90	352.5
3-3	NHO-3	15	85	353.3
3-4		20	80	353.9
3-5		30	70	355.2
3-6		45	55	357.1

从表 2 和表 3 可以看出, 甲基肼中加入含氮高能添加剂后, 其理论真空比冲均有一定程度的提高, 其中 NHO-3 的高能化效果最好, 因此选择 NHO-3 进行推进剂高能化配方研究。

2.2.2 高能添加剂与甲基肼的匹配性研究

高能添加剂与甲基肼的匹配性能直接影响推进剂的使用性能, 因此针对 NHO-3 与甲基肼的匹配性进行研究, 将 NHO-3 与甲基肼以不同配比加

入到磨口锥形瓶中, 用玻璃棒搅拌, NHO-3 与甲基肼即形成溶液, 静置 2 h, 观察有无分层现象, 有无气泡产生。同时, 将部分配制好的样品加入到带压力表的密封钢罐中, 室温下保持恒温 2 h, 观察压力有无升高现象, 试验数据见表 4。

表 4 甲基肼与 NHO-3 匹配性研究

Tab. 4 Study on matching between methyl

hydrazine and NHO-3			
配方编号	有无分层	有无气泡	压力是否提高
3-1	无	无	否
3-2	无	无	否
3-3	无	无	否
3-4	无	无	否
3-5	无	无	否
3-6	无	无	否

由测试结果可见, NHO-3 加入到甲基肼中, 以不同比例混合后形成稳定溶液, 无分层现象, 无气泡产生, 压力无升高, 无化学反应发生, 匹配性良好。

2.2.3 高能添加剂含量的确定

卫星在深空环境下工作, 要求推进剂具有较低的冰点, 通过研究 NHO-3 含量对燃料冰点的影响, 确定合适的配方。根据新型燃料和 MON-20 易挥发的特殊性质, 设计并搭建了冰点测定装置, 如图 1 所示, 采用逐次逼近法对新型燃料和 MON-20 进行冰点测定。

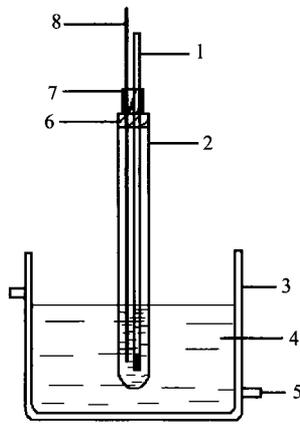
测试方法:

1) 量取 25 ± 1 mL 试样倒入双壁玻璃试管中, 用软木塞塞紧, 温度计的感温泡距离双壁玻璃试管底部 10 ~ 15 mm。

2) 降温, 以 1 ~ 1.5 次/s 的速度上下移动搅拌器, 当试样中出现肉眼所能看见的晶体时。从冷却剂中移走双壁玻璃试管, 允许试样在室温下继续升温, 同时仍进行搅拌直到结晶消失, 记录晶体完全消失时的温度, 此温度即为冰点。

3) 在室温下继续搅拌升温, 温度应升至比晶体消失高至少 5 ℃, 然后将此试样重新浸入冷却剂中冷却, 重复测试 5 次^[1]。

不同配方燃料的冰点测试数据如表 5 所示。



1—温度计；2—双壁玻璃试管；3—不镀银或水银的真空保温瓶；4—冷剂；5—水嘴；6—软木塞；7—压帽；8—搅拌器

图1 冰点测定仪

Fig. 1 Freezing point tester

表5 不同配方的燃料冰点数据

Tab. 5 Freezing points of different fuels

配方编号	℃				
	1	2	3	4	5
3-2	-57.0	-56.5	-55.0	-55.0	-56.0
3-4	-41.0	-42.0	-42.0	-42.5	-42.5
3-5	-32.5	-31.5	-32.0	-32.5	-32.5
3-6	-16.0	-17.0	-17.0	-16.5	-16.0

分析数据见表6。对测试数据进行分析。配方3-2的冰点测试数据中，-57.0为可疑数据，因此需要对其取舍进行判定，根据Q值检验法 $Q = \frac{\text{可疑数据与相邻数据之差}}{\text{所有结果中最大值与最小值之差}}$ ，得出该数据的Q值为0.25，由于 $0.25 < Q_{0.90}$ ，因此保留-57.0。配方3-5的冰点测试数据中，-31.5为可疑数据，根据Q值检验法得出该数据的Q值为0.5，由于 $0.5 < Q_{0.90}$ ，因此应当保留-31.5。经过数据处理，表5中冰点测试数据的平均值即为该配方燃料的冰点，NHO-3含量与燃料冰点的关系如图2所示。

由图2可见，当NHO-3含量为10wt%时，高能燃料冰点为-55.9℃，当NHO-3含量为20wt%时，冰点升高为-42℃，满足燃料冰点低于-40℃

的要求。当继续提高NHO-3含量至30wt%，冰点升高到-32.2℃，此时燃料冰点满足低于-30℃的要求，具体选择可根据实际需要选择。

表6 不同配方的燃料冰点数据分析表

Tab. 6 Data analysis on freezing point of different fuels

配方编号	平均值/℃	平均偏差	相对平均偏差	$Q_{0.90}$ 值
3-2	-55.9	0.72	1.29%	0.64
3-4	-42.0	0.40	0.95%	0.64
3-5	-32.2	0.36	1.12%	0.64
3-6	-16.5	0.40	2.42%	0.64

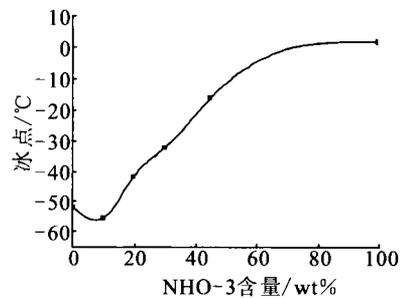


图2 NHO-3含量与燃料冰点的关系

Fig. 2 NHO-3 content versus fuel freezing points

氧化剂MON-20的冰点测试数据见表7。

表7 MON-20冰点试验数据

Tab. 7 Experiment data of MON-20 freezing point

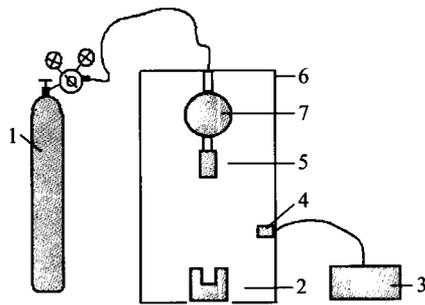
序号	1	2	3	4	5	6
冰点/℃	-40.5	-40.5	-40.0	-41.0	-40.5	-40.5

由表7可见，MON-20的冰点为-40.5℃，与配方3-4，3-5燃料组合的双组元液体推进剂，可满足深空环境对卫星推进剂低温的使用要求。

2.2.4 着火延迟期

1) 着火延迟期测试装置及方法

着火延迟期是指氧化剂MON-20与高性能燃料接触后，少量液体及汽化的气体分子发生反应，积蓄热量，提高温度，使大量分子发生剧烈反应，而导致燃烧与发光的短暂过程。着火延迟期测试是在密闭、黑暗的箱体内部，其测试装置示意图如图3所示。



1—氮气瓶; 2—带凹槽底座; 3—可编程时间记录仪;
4—光电感应器; 5—电磁阀; 6—密闭箱体; 7—耐压储罐

图 3 着火延迟期试验装置示意图

Fig. 3 Schematic of testing apparatus for ignition delay

将氧化剂 MON-20 加装在耐压储罐 7 中, 充入 N₂ 增压, 将燃料放入到测量杯中, 置于带凹槽的底座 2 上。以按下启动电磁阀按钮的时间为起点, 氧化剂 MON-20 与燃料着火后感光元件所记录的时间为终点, 两者时间差记为 t_1 , 再扣除电磁阀启动滞后时间和高性能燃料与氧化剂 MON-20 接触前的空中下落时间 t_2 , 即为着火延迟期 t :

$$t = t_1 - t_2 \quad (1)$$

t_2 的测试: 在着火延迟期测试中, 电磁阀的开启以及液滴从出口到测量杯降落均存在时间上的延迟, 因此需要对这两部分的延迟进行校正测试, 测试方法为将原系统中的光采集系统改为电信号采集。按照原来的高度用电解质溶液 (NaCl 饱和溶液) 代替 MON-20, 电磁阀正下方放置两根距离十分接近但互不触及的钢针, 以按下启动电磁阀按钮为时间起点, 当电解质溶液下落到测量杯中时, 使电路接通, 仪器收到信号, 得到电磁阀启动滞后时间和液体下落时间的总和 t_2 ^[12]。

2) 新型双组元推进剂着火延迟期

进行甲基肼与配方 3-4, 3-5 燃料的着火延迟期对比测试, 采用耐压储罐中添加 15 mL 的 MON-20, 用 N₂ 增压至 0.2 MPa, 电磁阀开启时间 20 ms, 实验结果如表 8 所示。

配方 3-5 燃料与 MON-20 的着火延迟期测试数据中, 第 8 组 70 为可疑数据, 因此需要对其取舍进行判定, 根据 Q 值检验法, 得出此数据的 Q 值为 0.85, 由于 $0.85 > Q_{0.90} (0.64)$, 所以应将此数据去除, 最后得到 t_1 的有效数据平均值

19.7。根据式 (1), 可知 MON-20 与甲基肼、配方 3-4, 3-5 燃料的着火延迟期 t 分别为 3.7 ms, 4.2 ms 和 4.5 ms, 可见 NHO-3 对推进剂的着火延迟期有一定影响。

表 8 MON-20 与高性能燃料的着火延迟期

Tab. 8 Ignition delay of MON-20 and high energetic fuels

ms				
序号	校正时间 t_2	甲基肼	配方 3-4	配方 3-5
1	16	19	20	21
2	15	19	21	20
3	15	18	18	19
4	15	21	19	19
5	15	18	20	19
6	15	18	19	19
7	15	20	20	20
8	16	17	19	70
9	14	19	18	20
10	15	20	20	20
t_1 平均值	-	18.9	19.4	19.7
t_2 平均值	15.2	-	-	-
着火延迟期 t	-	3.7	4.2	4.5

3 结论

本文对一种新型双组元卫星推进剂进行了研究, 通过双组元推进剂配方研究, 在高能化、低冰点化、快速响应等关键技术方面取得了突破。首先, 通过热力学计算, 选择了 NHO-3 作为甲基肼高能添加剂; 然后, 通过冰点测试, 确定了高性能推进剂配方, 氧化剂 MON-20 与配方 3-4, 配方 3-5 燃料组成的双组元推进剂可分别满足 -40 °C 和 -30 °C 的低温使用要求; 最后, 通过着火延迟期测试考察推进剂的快速响应性能, MON-20 与配方 3-4, 配方 3-5 燃料组成的双组元推进剂的着火延迟期分别为 4.2 ms 和 4.5 ms, 与甲基肼和 MON-20 的着火延迟期接近。该新型双组元推进剂具有优良的性能, 但如若达到实用

要求,仍需要进行配方改进,并进行物化性能、稳定性、材料相容性、安全性能以及发动机试验等方面的测试工作。

参考文献:

- [1] 周军. 双组元四氧化二氮/肼类推进剂空间点火特性[J]. 火箭推进, 1998(3): 3-21.
- [2] 张广科, 山世华, 樊超. 卫星推进剂技术发展趋势概述[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2012, 10(1): 71-74.
- [3] 刘昌国, 张中光, 韩宏印, 等. 高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究[J]. 上海航天, 2003 (4): 30-33.
- [4] 王宇, 王宏年. 从“东3平台”到“HS702平台”看卫星双组元统一推进系统的发展 [J]. 火箭推进, 2003, 29(1): 13-17.
- [5] 焦继革, 张为华, 夏智勋, 等. 高能含硼贫氧推进剂工艺

性能改善研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 524-526.

- [6] 贺芳, 方涛, 李亚裕, 等. 新型绿色液体推进剂研究进展 [J]. 火炸药学报, 2006, 29(4): 54-57.
- [7] 李来才, 蔡皖飞, 张姝. 多氮含能材料的研究概述[J]. 四川师范大学学报(自然科学版), 2011, 34(5): 729-739.
- [8] 杜宗罡, 史雪梅, 符全军. 高能液体推进剂研究现状和应用前景[J]. 火箭推进, 2005, 31(3): 30-34, 49.
- [9] 吕少一, 邵自强, 张振玲, 等. 新型含能纤维素凝胶推进剂的流变性能研究[J]. 化学学报, 2012, 70(2): 200-206.
- [10] 符全军, 杜宗罡, 兰海平, 等. UDMH/NTO 双组元凝胶推进剂的制备及性能研究 [J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 48-53.
- [11] 中国国家标准化管理委员会. GB/T 2430-2008 航空燃料冰点测定法[S]. 北京: 标准出版社, 2008.
- [12] 贺芳, 孙海云, 方涛. 电磁喷射法着火延迟期测定影响因素分析[C]. 中国化学会第五届全国化学推进剂学术会议, 2011: 105-109.

(编辑: 张永秀)

(上接第 82 页)

由以上分析可知, 出现自锁故障的主要原因是控制回路输入信号 c 和 d 同时为“1”, 即两滑阀出现了处于相同位置的状态, 故可以采用单个滑阀来保证控制回路两个输入信号的互异性, 使输出仅在 $ABCD=1010$ 和 $ABCD=0101$ 2 种状态之间转换, 避免自锁故障。

4 结束语

本文在介绍某活塞泵工作原理的基础上, 基于流体逻辑理论建立了活塞泵气动控制回路工作时间和工作状态卡诺图, 通过逻辑推演分析获得了其逻辑特性。在工作时序上, 该控制回路能够驱动活塞泵实现“对缸同步、邻缸异步”的工作方式; 而在回路完备性方面, 双滑阀控制方式中出现两个滑阀位置状态相同时即会导致自锁故障发生, 控制回路不能有效地克服逻辑冒险问题, 这也是该活塞泵控制方式出现自锁故障模式的原因, 据此提出可采用单滑阀来保证控制回路两个输入信号的互异性, 从而避免逻辑冒险问题。本文在分析、解决工程研制问题的同时, 也

探讨了流体逻辑理论在复杂流体控制回路特性分析中的应用。

参考文献:

- [1] WHITEHEAD J C. Bipropellant propulsion with reciprocating pumps, AIAA 93-2121[R]. USA: AIAA, 1993.
- [2] WHITEHEAD J C, PITTENGER L C, COLELLA N J. Design and flight testing of a reciprocating pump fed rocket, AIAA 1994-3031[R]. USA: AIAA, 1994.
- [3] WHITEHEAD J C. Reciprocating Pump Systems for Space Propulsion, AIAA 2004-3836[R]. USA: AIAA, 2004.
- [4] WHITEHEAD J C. Performance of a New Lightweight Reciprocating Pump, AIAA 2005-3921 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [5] 马海涛. 气动增压器的仿真与研究[C]. 中国航天第三专业信息网第 27 届年会, 航天动力技术发展与应用学术会议论文集: 171-178.
- [6] 菲奇 E C, 苏尔佳特马扎 J B. 流体逻辑导论[M]. 北京: 机械工业出版社, 1985.
- [7] 陈海泉, 曲宏飞, 孙玉清. 基于流体逻辑理论的船用插装阀机能研究[J]. 大连海事大学学报, 2004, 30(3): 34-37.

(编辑: (马 杰)