

# 低冰点推进剂 1N 单组元发动机技术研究

刘 伟<sup>1</sup>, 胡 伟<sup>1</sup>, 周 军<sup>1</sup>, 刘江强<sup>2</sup>, 方 涛<sup>2</sup>

(1 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2 北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 单组元发动机采用低冰点推进剂具有良好的低温冷起动和工作性能, 对于实现航天器的长期在轨驻留、轨道控制和姿态调整具有十分重要的意义。对-30℃低冰点四体系推进剂的特性进行了分析, 对低冰点推进剂小推力量级发动机催化分解技术进行了试验研究。试验结果表明, 发动机冷起动、关机正常, 稳态、脉冲工作稳定, 性能可靠。

**关键词:** 低冰点; 推力室; 研制

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 05-0013-05

## Research on 1N mono-propellant rocket engine with low freezing point propellant

Liu Wei<sup>1</sup>, Hu Wei<sup>1</sup>, Zhou Jun<sup>1</sup>, Liu Jiangqiang<sup>2</sup>, Fang Tao<sup>2</sup>

(1 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2 Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing, 100074, China)

**Abstract:** The development of a 1N monopropellant thruster with low freezing point propellant is discussed. The research of catalytic decomposition in mono-propellant rocket engine, including the principle of catalytic decomposition, the analysis of propellant selection, the design of thrust chamber, main problems and resolving methods, was introduced. Characteristics of a four-system-propellant with low freezing point were analyzed. The propellant could be catalyzed and decomposed rapidly. The newly designed thrust chamber achieved its stable operation in circumstances of low-temperature. Test results show that the thruster can start quickly and smoothly with high reliability.

**Key words:** low freezing point; thrust chamber; development

收稿日期: 2009-07-24; 修回日期: 2009-08-27。

作者简介: 刘伟 (1980—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机结构设计及试验研究。

## 0 引言

航天器在轨驻留环境温度较低,突破 $-30^{\circ}\text{C}$ 冰点条件下发动机起动性能技术及其相应冰点推进剂的催化分解性能技术,能够为实现轨控和姿控发动机的一体化,长期在轨飞行器轨姿控发动机研制提供一定的技术基础,同时,对实现航天器的长期在轨驻留、轨道控制和姿态调整都具有十分重要的意义。

现有航天器多采用肼或单推-3推进剂的小推力量级单组元发动机,推力量级一般为 $1\sim 10\text{N}$ 左右。如由欧洲宇宙空间研究中心研制的用于气象卫星、轨道试验卫星、导航卫星上的 $1\sim 10\text{N}$ 肼发动机簇,以及美国 Micro Aerospace Solutions 公司正在研制无水肼和过氧化氢单组元微发动机。在国内,多家单位开展了单组元催化分解发动机的技术研究,主要用于武器、卫星及飞船的姿控动力系统,形成了系列化产品,多数发动机参加过飞行试验,所用推进剂以肼类为主。到目前为止,国内已经具备了品种齐全,性能寿命和可靠性与国外先进水平基本相当的肼类催化分解发动机,但在低冰点推进剂的小推力量级单组元发动机技术研究方面尚未涉及。

对四体系低冰点推进剂的特性进行了分析,针对低冰点推进剂 $1\text{N}$ 发动机开展了技术研究,经过试验获得发动机的性能参数,验证了四体系低冰点推进剂及低冰点推进剂发动机的可行性,为低冰点单组元发动机的研制提供了依据。

## 1 低冰点推进剂特性

为降低推进剂的冰点,国际上进行了许多研究工作,如在肼中加入甲基肼、叠氮化肼、氨、硼氢化肼、多元醇、盐酸肼、硝酸肼和水等<sup>[1]</sup>。但叠氮化肼用在双组元推进剂时会引起发动机燃烧不稳定甚至爆炸,氨会引起推进剂饱和蒸气压过高,多元醇会引起催化剂积碳和推进剂比冲降低,硼氢化肼和盐酸肼作用与硝酸肼相似,但比冲比硝酸肼低。甲基肼是良好的可以降低肼冰点

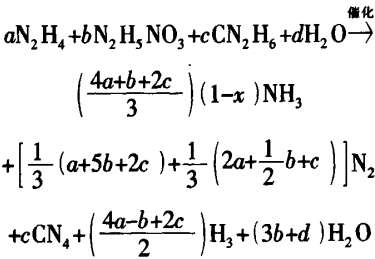
的物质,肼-甲基肼-水体系做双组元推进剂时性能好,可以做发动机再生冷却剂,作为单组元推进剂会引起催化剂中毒。硝酸肼不会影响体系催化分解,作为单组元推进剂可以降低甲基肼引起的催化剂中毒。

在四体系推进剂中,硝酸肼比例的增加,分解产物温度增加,能够改善催化特性,提高发动机的起动加速性,同时能够降低冰点,但硝酸肼含量太多会导致冲击敏感性增强,影响发动机的工作可靠性。体系中的水不参加反应,在分解过程中,水由液态变成气态需要吸收大量的热量,使得分解温度降低,从而使发动机比冲下降,但水增加后安全性会增加。

通常单组元采用肼类推进剂,推进剂进入催化剂床中,经催化剂催化分解为高温燃气,高温的混合气体经过喷管膨胀产生推力。推进剂的快速催化分解主要是在气相下进行的。推进剂为气态时密度小,在催化剂颗粒的微孔中及颗粒间的流速增加,单位时间内与催化剂的接触面积增大,且能均匀地与催化剂接触,催化分解速度快。而低冰点推进剂在环境温度较低的情况下工作,冷起动时,催化剂床温度低,推进剂离开喷注器后不能迅速汽化,以液体的形式与催化剂接触,粘性高阻力大,推进剂不能进入催化剂的微孔中,即使进入也很难快速逸出,推进剂的催化分解速度相对较慢,发动机冷起动压力上升速度比热起动慢。

四体系推进剂中的肼、硝酸肼催化分解后都会生成氨( $\text{NH}_3$ ),高温下会产生氨的解离,氨解离过程是一个吸热过程,使气体温度下降因而焓值下降,发动机比冲减小。氨的解离度要控制在一定的范围内。氨解离度与气体温度及催化剂床长有关。气体温度增加氨解离速度加快;床长增加则气体在床内停留时间增长,氨解离度增加。但床长不宜过短,过短易引起压力振荡,发动机稳定性下降。

设四体系推进剂中肼、硝酸肼、甲基肼、水的质量百分数分别为 $a$ 、 $b$ 、 $c$ 、 $d$ ,氨解离度为 $x$ ,则四体系低冰点推进剂的催化分解式如下:



2 小推力发动机技术

针对四体系低冰点推进剂催化分解特性及小推力发动机结构特点, 选取细颗粒催化剂类型, 对 1N 发动机技术进行研究。发动机主要由直通式电磁阀与单组元推力室组成, 推进剂供应由电磁阀按照设定电信号进行控制, 推进剂由推力室的喷注器喷入催化剂床中, 经催化剂催化分解为高温燃气, 高温的混合气体经过喷管膨胀产生推力<sup>[2]</sup>。低冰点推进剂 1N 单组元发动机示意图如图 1 所示。

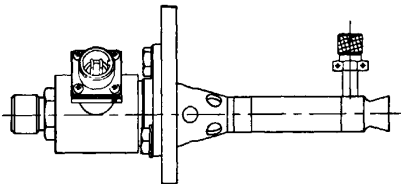


图 1 发动机结构示意图

Fig.1 Sketch of the engine structure

推力室研制主要有两方面关键技术和难点: 1) 小流量喷注技术; 2) 低冰点下催化剂床稳定工作技术。

2.1 小流量喷注技术

喷注管是控制头部压降的关键件, 若头部压降过小, 则室压粗糙度过大, 工作不平稳; 若头部压降过大, 则点火延时太长, 即起动加速性不好, 头部压降一般取分解室压力的 50% 以下<sup>[3]</sup>。

小流量推进剂在喷注器毛细管内流动主要受到附面层的影响。1N 发动机中的微小流量在毛细管产生的压降较小, 同时, 流过毛细管喷口附近的内壁面的推进剂在冷热交替过程中, 易沉积

于金属壁面, 导致毛细管的粗糙度增大, 使得毛细管在同一内径下, 喷注器的压降值产生分散现象。喷注器喷注过程的示意图如图 2 所示。

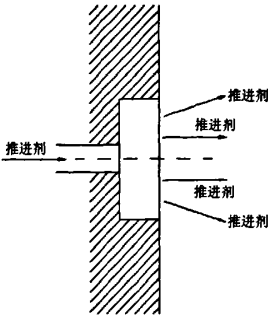


图 2 喷注器示意图

Fig.2 Sketch of the nozzle

低冰点推进剂 1N 发动机设计了节流器, 使小流量下推进剂在头部压降为分解室压 11% 的情况下, 能够正常流动、均匀喷注。

2.2 低冰点下催化剂床稳定工作技术

单组元推力室的冷起动能很大程度上取决于推进剂、催化剂及床结构的匹配性, 在低冰点条件下, 增大推进剂与催化剂的接触面积可以很好的提高冷起动能, 所以, 推力室的冷起动能很大程度依赖于所使用催化剂的性能, 低冰点推进剂 1N 发动机采用细颗粒催化剂。

前床催化剂和后床催化剂的主要功能有所不同, 前床催化剂主要起到快速分解推进剂的作用, 而后床催化剂则主要起到稳定室压的作用, 设计上增加扰流装置, 使推进剂在分解室内正常分解, 从而减小推力室的室压波动。

3 试验情况

3.1 试验系统

试验系统主要由贮箱、过滤器、管路、压力传感器、温度传感器、恒温循环器、电子秤及推力装置组成。压力传感器分别布置在贮箱出口, 推力装置入口及测压接管嘴上; 温度测点布置在推力室不同位置。在流量测量方面, 采用平均流量法测量, 用电子秤对贮箱称重测量推进剂平均

流量；在环境温度控制中，采用恒温循环器对贮箱进行降温，同时用酒精为工质的软管包裹在试验系统管路上，对管路进行降温。整个试验系统如图 3 所示。

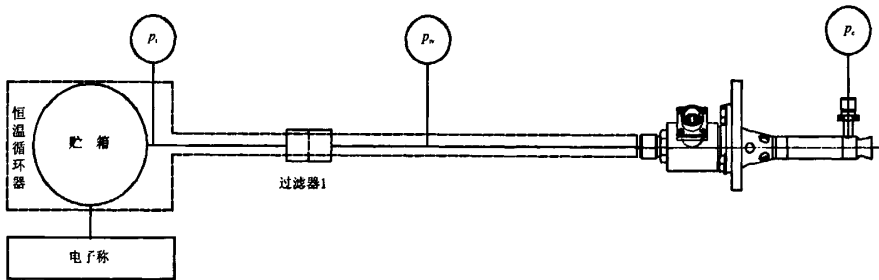


图 3 低冰点推进剂 1N 单组元发动机热试系统  
Fig.3 Test system of 1N engine with low freezing point propellant

测控系统采用网络将测量设备、信号调理装置、数据采集仪和数据处理计算机连接起来，通过实时数据处理系统现场处理数据。通过网络连接，发动机点火时的压力、温度、流量实时地显示在计算机屏幕上。

3.2 试验结果

图 4~6 描述了发动机地稳态、脉冲、低温冷

起性能。从图中可以看出：1) 发动机稳态室压波动较小，性能稳定，经计算室压粗糙度  $\leq 2.29\%$ ，平均分解效率为 0.96；2) 脉冲宽度为 100ms 的试车中，工作正常；3) 冷起动建压迅速，响应时间较短，经计算冷起动程序的平均  $t_{90C}$  为 150ms。

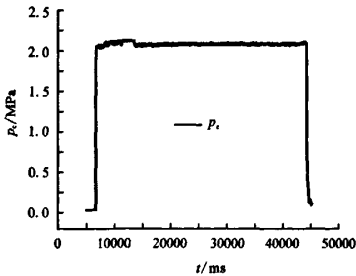


图 4 150s 长程室压  
Fig.4 150s pressure curve

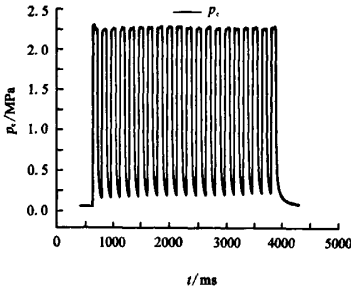


图 5 100ms/100ms 脉冲室压  
Fig.5 100ms/100ms pressure curve

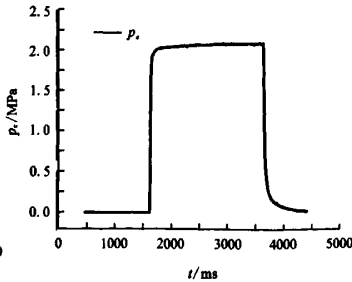


图 6 低温冷起动室压  
Fig.6 Cryogenic cold start-up curve

图 7、8 分别为发动机在常温和低温下进行 150s 长程程序中各测点的温度, 推力室头部测点 T1、T2、T3 均在 100℃ 以下, 推力室最高温度均出现在推力室后床出口 T6 测点, 其中常温下 T6 最大达到 800℃, 低温下 T6 最大达到 750℃; 常温下推力室的床外壁温 T5 在 710℃ 附近, 低温下推力室的床外壁温在 560℃ 附近, 这与热力气动计算结果比较吻合。

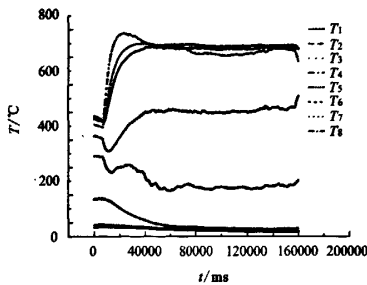


图 7 常温下各测点长程温度  
Fig.7 Curve at normal temperature

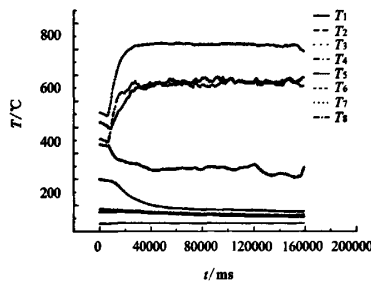


图 8 低温下各测点长程温度  
Fig.8 Curve at low temperature

## 4 结论

低冰点推进剂 1N 发动机经试验验证, 获得以下结论:

- (1) 发动机平均分解效率为 0.96;
- (2) 发动机冷起动、关机正常, 稳态、脉冲工作稳定, 性能可靠;
- (3) 四体系低冰点推进剂方案可行。

低冰点推进剂 1N 发动机的技术研究过程, 对低冰点推进剂相适应的发动机设计具有一定的指导意义。发动机的设计具有结构简单、调节精度高、适应性广的特点, 可为空间在轨飞行器、外层空间飞行器姿控系统提供动力。

## 参考文献:

- [1] GRAY C. Development of a 101bf dual mode liquid apogee engine[J]. AIAA 90-2424 Aeroastro Inc. Resonating Nitrous oxide truster, NASA SBIR 2005.
- [2] 阿列玛索夫 B E, 等著, 张中钦, 庄逢辰, 等译. 火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [3] 刘国球主编. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [4] 刘俊, 李小芳. 600N 单组元推力室研制[J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 7-11.
- [5] 沈军, 刘伟强, 汤建华. 单组元发动机推力室在轨温度数值仿真[J]. 推进技术, 2003, (3): 10-12+90.
- [6] 聂万胜, 陈新华, 戴德海, 等. 姿控推进系统发动机机件的管路瞬变特性[J]. 推进技术, 2003, (1): 7-9.

(编辑: 王建喜)