

HAN基无毒单元发动机常温启动技术研究

白梅杉, 戴佳, 姚天亮, 杨明磊

(上海空间推进研究所, 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘要: 与目前采用的肼类推进剂相比, 硝酸羟胺(简称HAN)基推进剂具有无毒无污染的特点, 可以简化地面操作, 减小爆炸的风险和对工作人员的伤害, 能极大节约发射和使用维护的成本。然而, HAN基推进剂催化分解速率比肼类推进剂慢得多, 因此HAN发动机催化床预热温度越低, 可靠工作越困难。对HAN基单元发动机的常温启动技术进行了研究, 并对发动机常温启动和120℃启动热试车试验进行了对比分析。研究表明: HAN发动机可实现常温启动, 但HAN基单元发动机在120℃条件下启动比常温条件下启动更快, 工作寿命长; 对于常温启动的试验程序, 采用脉冲工作时间较短且间隔时间较长的方案, 发动机启动更快, 工作寿命也 longer。

关键词: 无毒推进剂; 单元发动机; 常温启动

中图分类号: V434+.3

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 02-0036-08

Research of HAN-Based Green Monopropellant Thruster Start under Normal Temperature

BAI Meishan, DAI Jia, YAO Tianliang, YANG Minglei

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN) based green monopropellant has drawn more attention as one of the most promising substitution of hydrazine for it can simplify the propellant transportation and storage, reduce the risk of explosion and operational hazards to human. As the activity of HAN-based green monopropellant is much lower than hydrazine propellant, the lower the catalyst bed temperature is, the harder the reliable work is. This paper studied the technology of HAN-based green monopropellant thruster start under normal temperature and these two types of starts were compared and analyzed through experiments. The results show that HAN-based green monopropellant thruster can start under normal temperature, but it starts much faster and has longer working life at 120℃ compared with starting under normal temperature. For normal temperature startup, by starting with short pulse and long interval HAN-based green monopropellant thruster starts much faster and has longer working life.

Key words: Green propellant; Monopropellant thruster; Starting under normal temperature

收稿日期: 2018-10-10; **修订日期:** 2019-02-22

基金项目: 民用航天技术预先研究项目 (D010306)

作者简介: 白梅杉 (1986-), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为 HAN 基无毒单元发动机研究。

E-mail: meishanbai@126.com

0 引言

目前,我国主要运载火箭的辅助动力系统均采用有毒肼类推进剂。肼类推进剂具有很强的毒性和致癌性,后处理困难,发生泄漏还可能对环境造成污染甚至损害周围人员的身体健康。随着社会的不断进步和航天技术的不断发展,人们对人员健康和环境保护的要求更为严格,采用无毒无污染的推进技术替代现有毒肼类推进技术正成为目前国内外航天推进系统的发展方向^[1]。

与肼类推进剂相比,硝酸羟胺(Hydroxyl Ammonium Nitrate,简称 HAN)基推进剂具有无毒无污染、高密度比冲的特点,有助于减小贮箱推进剂质量,减小推进系统体积,提高航天器的使用寿命^[2]。此外,推进系统采用 HAN 基推进技术还可以提高其使用维护性,简化加注流程,降低操作成本,缩短发射周期。

由于 HAN 基推进剂在相同条件下催化反应速率比肼类推进剂慢得多,因此目前世界各国研制的 HAN 发动机启动工作前均需对发动机催化床进行预先加热,该要求对在轨运行的卫星动力系统而言影响较小,但对于运载火箭、导弹武器甚至飞船返回舱等,通常要求发动机能够常温启动,在一定程度上限制了 HAN 基发动机的应用。

相对于催化床预热启动,无毒 HAN 基发动机的常温启动具有明显优势,例如无需为 HAN 基发动机配备加热系统,简化了 HAN 基推进系统,减小系统质量;简化发动机工作流程,减少发动机工作前的准备时间,提高了系统的可靠性;可原位替代现有毒类推进系统,应用于我国新一代载人运载火箭辅助动力系统实现“全箭无毒化”,应用于导弹武器姿控动力系统实现应急发射,应用于载人飞船增加有效载荷等。

1 国内外 HAN 基推进技术概况

美国自 20 世纪 90 年代就开始了 HAN 基推进技术的研究。2012 年 8 月, NASA 启动了绿色推进剂飞行演示任务,由 Ball 空间技术公司负责,主要演示 AF-M315E 推进剂和 Aerojet 公司研制的 HAN 基发动机,计划 2018 年飞行,但目前没有公开报道飞行情况^[3-7]。发动机如图 1 所示,发动机预热启动温度为 315℃。

2017 年,美国 Busek 公司报道了 1U 立方体

卫星绿色推进系统的进展^[8-10]。该项目也被称为立方体卫星的先进单元技术应用(Advanced Monopropellant Application for CubeSats, AMAC),其系统使用 HAN 基无毒单元推进剂 AF-M315E,目前已完成工程样机研制。该系统湿重 1.5kg,能提供 0.1N~0.5N 的可变推力以及 565N·s 的总冲,换算下来可为 3U/4kg 的立方体卫星提供 146m/s 的速度增量,系统需求的功率为 20W。AMAC 系统已经完成系统集成并成功完成了系统级的热点火测试,目前已成飞行产品。0.5N 发动机是 AMAC 项目的关键单机,发动机采用催化点火方式进行工作。BUSEK 公司为了解决传统颗粒催化剂磨损的问题,发动机催化床采用了整装式催化剂的设计。该设计首先在 0.5N 发动机上进行了验证,并形成了系列化,推力包括 0.1N、0.5N、5N 和 22N,如图 2 所示。

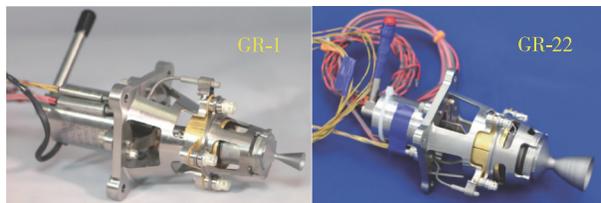


图 1 Aerojet 公司研制的 HAN 基单元发动机
Fig. 1 HAN-based green monopropellant thruster of the Aerojet company

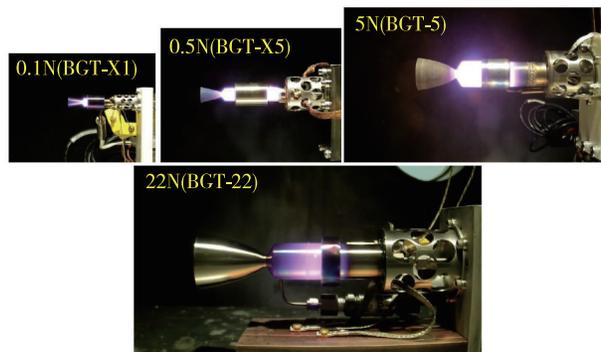


图 2 Busek 公司研制的无毒单元发动机系列
Fig. 2 HAN-based green monopropellant thruster of the Busek company

Kappenstein 研究小组报道了一种将 Pt 负载在 Si 改性氧化铝载体上的催化剂^[9],由于 Si-Al₂O₃ 载体酸性表面对降低催化分解温度具有促进作用,该催化剂可以将 79% HAN 水溶液的催化预热温度从 115℃ 降到 40℃,其中 10% Pt/Si-Al₂O₃ 催化剂

在 40℃ 预热温度下，连续完成 79% HAN 水溶液 15 次稳定启动。

在 BMDO/NASA、空军 SBIR 计划的支持下，美国开展了 AMCAT (advanced monolithic catalyst) 研究计划，催化剂为铂组金属及其氧化物，11 种催化剂启动温度低于 60℃，2 种催化剂在室温可以启动，但使用的催化剂和推进剂配方未见报道。

近年来，俄罗斯也开始着手 HAN 基无毒推进技术的研究。2017 年，俄罗斯的法克尔实验设计局 (Experimental Design Bureau Fakel) 对 HAN 基发动机进行了研制^[10-11]，该发动机主要包括一个带特殊保护层的高温合金燃烧室，其中有加热器、催化床、喷注器、热控系统、安装板等。设计的样机是可拆解的，便于分解与优化设计。地面试验进行了 100 个连续脉冲点火试验，单脉冲重复性很好。

国内对 HAN 基推进技术也进行了研究，上海空间推进研究所牵头联合多家科研单位进行新型无毒单组元推进剂及发动机工程应用的可行性研究工作。通过前期的研究工作，在无毒空间单元发动机技术研究方面获得了较大的成果，发动机与推进剂、催化剂的匹配性得到进一步提升，发动机寿命也显著增加，目前研制的推力品种包括 1N、5N、25N、60N、150N、250N 和 400N。本文针对无毒单元 5N 和 60N 发动机，介绍了发动机常温启动技术、试验结果分析及后续工作等。

2 发动机推进剂催化剂简介

2.1 发动机简介

HAN 基无毒单元 5N 和 60N 发动机实物图如图 3 所示，发动机由阀门、喷注器、催化床和喷管等组成。其中喷注器包括带法兰的集合器、支架、喷注管和喷注板，催化床包括圆筒、隔板、挡板和催化剂等。

2.2 推进剂简介

HAN 基推进剂主要由硝酸羟胺 HAN (分子式为 NH_2OHNO_2)、相容的燃料、添加剂和适量的水组成，是一种新型绿色单组元推进剂，由于具有密度大、能量高、冰点低、稳定性好等优点而成为肼类单组元推进剂的优良替代品种。

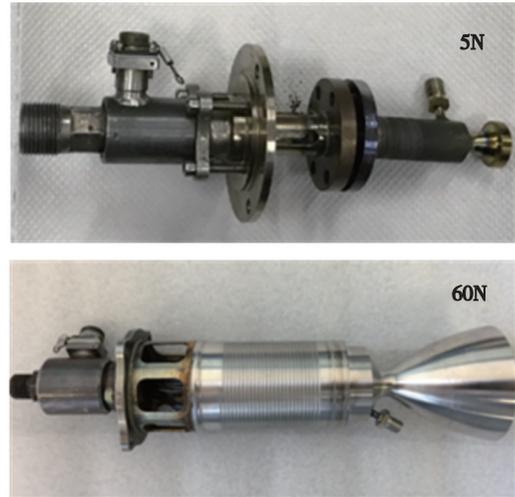


图 3 无毒单元发动机结构图

Fig. 3 Structure of green monopropellant thruster

2.3 催化剂简介

HAN 基催化剂主要包括高活性催化剂和耐高温催化剂。高活性催化剂基体主要采用改性氧化铝，耐高温催化剂主要采用硅铝粉体烧结法制备莫来石陶瓷载体催化剂。HAN 基发动机前床的催化剂以催化分解为主，而后床以燃烧为主，所以前床温度较低，后床温度较高。为了保证推进剂在前床快速分解，前床催化剂需要较高活性，而后床燃烧温度较高，需要装填耐高温催化剂。

3 发动机常温启动试车结果及分析

本次进了 3 台 5N、2 台 60N 和 1 台 150N 共 6 台发动机试车，发动机试车编号分别为 S18-01、S18-02、S18-03、S18-04、S18-05 和 S18-06。发动机试车原理如图 4 所示，发动机试车数据如表 1 所示。

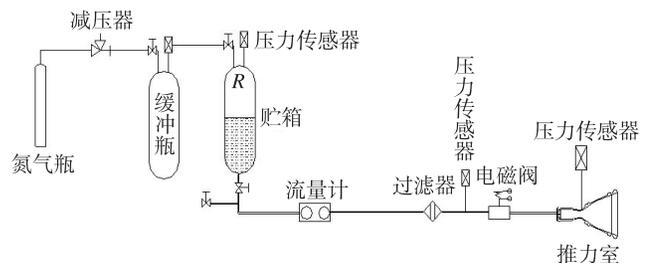


图 4 HAN 基无毒发动机试车系统原理图

Fig. 4 Schematic diagram of HAN-based green monopropellant thruster test system

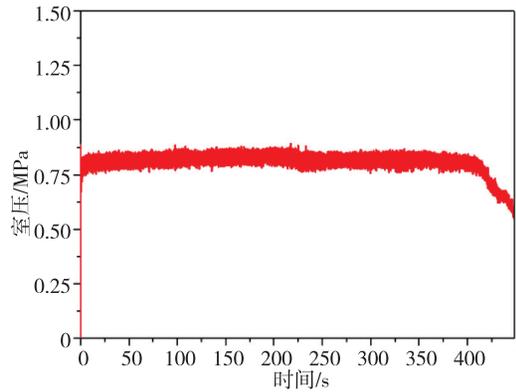
表 1 发动机主要参数

Tab. 1 Main data of thruster

试车编号	推力/N	额定室压/MPa	床载荷/(g/cm ²)	毛细管数量	启动温度	启动程序	长稳态寿命/s
S18-01	5	0.9	2.5	4	25℃	(0.1s/1s) × 10	400
S18-02	5	0.9	2.5	4	120℃	(0.1s/1s) × 10	768 (推进剂耗光)
S18-03	5	0.9	2.5	4	25℃	(0.04s/2s) × 10	1200
S18-04	60	0.9	2.2	30	120℃	(0.2s/2s) × 10	1200
S18-05	60	0.9	2.2	30	25℃	—	168
S18-06	150	1.1	2.2	35	25℃	—	500

S18-01 次试车情况：在室温条件下，发动机进行了 10 个 0.1s/1s 的脉冲启动，前床温度约为 120℃，中床温度约为 140℃，后床温度约为 80℃，随后发动机进行了 10s 稳态工作和长稳态工作，400s 时室压明显下降，发动机关机，发动机启动特性及长稳态曲线如图 5 所示。

从图 5 可以看出，在室温条件下，发动机前 5 个脉冲无室压，催化床温度缓慢增加，表明推进剂在催化床内发生了缓慢的催化分解反应；发动机从第 6 个脉冲开始建压，表明推进剂在催化床内发生了较剧烈的催化燃烧反应。发动机长稳态工作了 400s 后性能快速下降，说明发动机的工作寿命较低。



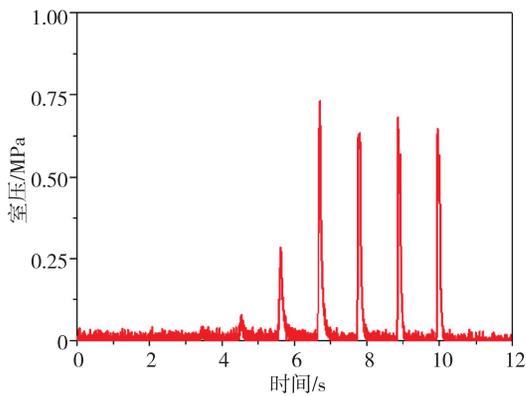
(c) 长稳态室压

图 5 5N 发动机常温脉冲启动及长稳态特性曲线

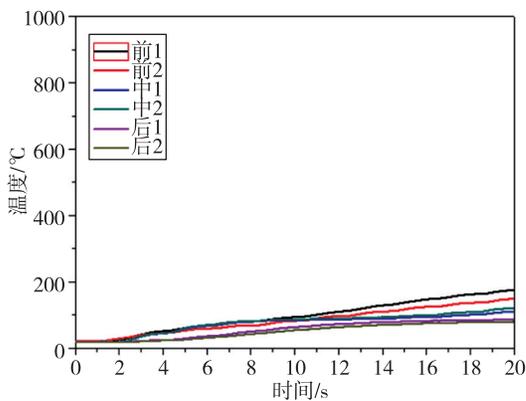
Fig. 5 Pulse and long steady state curves of 5N green monopropellant thruster under normal temperature

S18-02 次试车情况：在 120℃ 条件下，发动机进行了 10 个 0.1s/1s 的脉冲启动，前床温度约为 300℃，中床温度约为 400℃，后床温度约为 230℃，随后发动机进行了 10s 稳态工作和长稳态工作，768s 时推进剂耗完，发动机关机，发动机启动特性及长稳态曲线如图 6 所示。

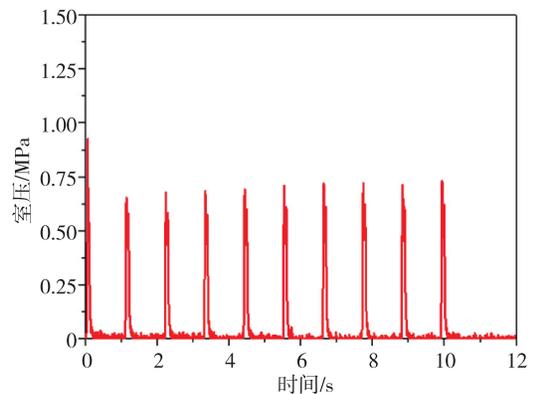
从图 6 可以看出，在 120℃ 条件下，发动机第 1 个脉冲开始建压，催化床温度迅速上升，表明推进剂在催化床内发生了较剧烈的催化燃烧反应，



(a) 脉冲启动室压



(b) 脉冲启动催化床温度



(a) 脉冲启动室压

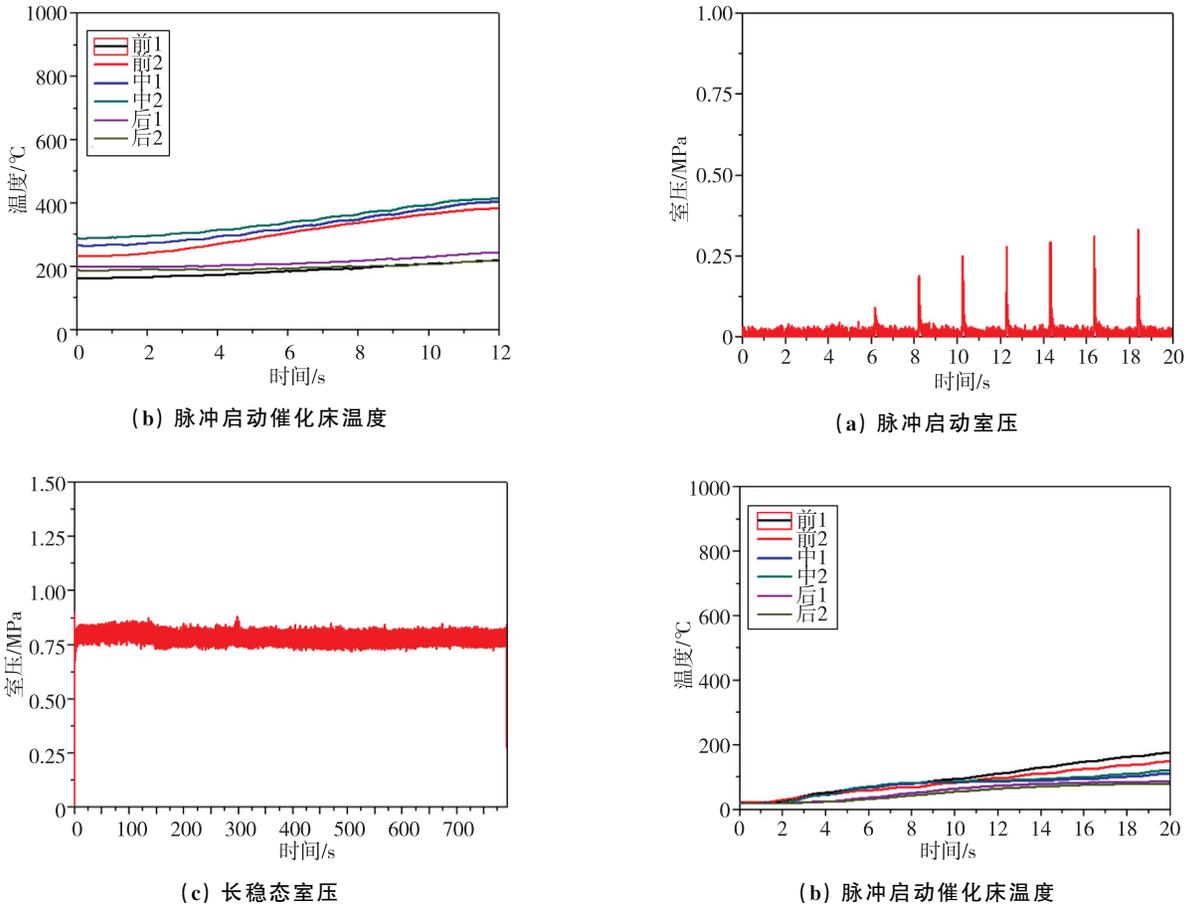


图 6 5N 发动机 120℃ 脉冲启动及长稳态特性曲线

Fig. 6 Pulse and long steady state curves of 5N green monopropellant thruster at 120℃

且脉冲的一致性良好，表明发动机能够快速脉冲启动。发动机连续工作 768s 后推进剂耗完，且发动机性能无下降趋势，表明发动机长稳态寿命较长。

与 S18-01 次试车对比表明：在 120℃ 条件下，发动机第 1 个脉冲开始建压，常温条件下，发动机第 6 个脉冲开始建压，说明发动机 120℃ 脉冲启动性能明显高于常温启动性能，120℃ 时推进剂的催化反应活性远高于常温时推进剂的催化反应活性；发动机 120℃ 条件下启动，长稳态寿命比常温脉冲启动时长 1 倍以上，说明常温脉冲启动对发动机的寿命影响较大。

S18-03 次试车情况：在室温条件下，发动机进行了 10 个 0.04s/2s 的脉冲启动，前床温度约为 170℃，中床温度约为 120℃，后床温度约为 80℃。随后发动机进行了 10s 稳态工作和长稳态工作和脉冲程序，发动机性能良好。发动机启动特性及长稳态曲线如图 7 所示。

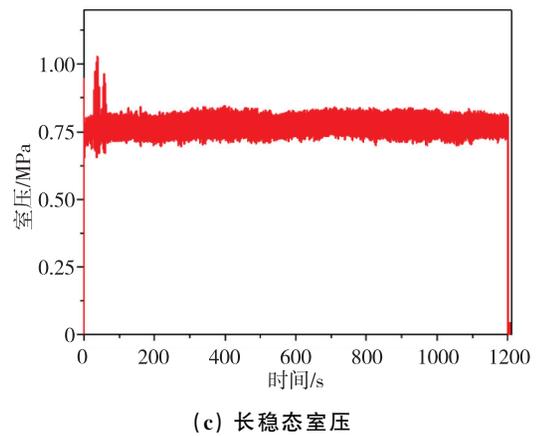


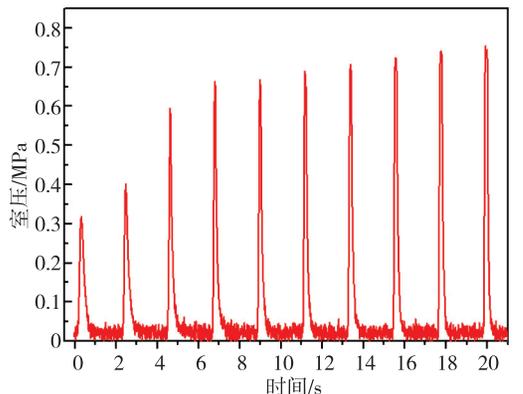
图 7 5N 发动机常温脉冲启动及长稳态特性曲线

Fig. 7 Pulse and long steady state curves of 5N green monopropellant thruster under normal temperature

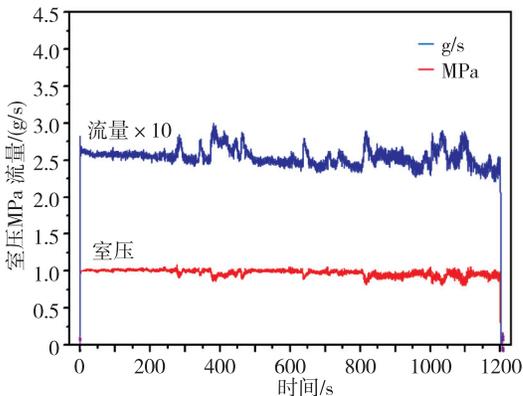
从图 7 可以看出，在室温条件下，发动机前 2 个脉冲无室压，催化床温度缓慢增加，表明推进剂在催化床内发生了缓慢的催化分解反应；发动机第 3 个脉冲开始建压，表明推进剂在催化床内发生了较剧烈的催化燃烧反应。发动机长稳态工作了 1200s，且发动机性能无下降趋势，表明发动机长稳态寿命较长。

与 S18-01 次试车对比表明：发动机常温脉冲启动时，S18-03 试车第 3 个脉冲开始建压，而 S18-01 试车第 6 个脉冲开始建压，说明脉冲工作时间和脉冲间隔时间直接影响着发动机启动快慢，脉冲工作时间较短，间隔时间较大时，推进剂催化分解环境更好，发动机启动较快。对比催化床温度可以看出：S18-03 次试车比 S18-01 次试车催化床温度更高，但总的脉冲时间更短，消耗推进剂更少，说明短脉冲工作时间长脉冲间隔推进剂催化分解效率更高。对比两次试车长稳态工作可以看出：S18-03 次试车发动机寿命更长，且性能无下降趋势，说明短脉冲工作时间、长脉冲间隔有利于提高发动机的长稳态寿命。

S18-04 次试车情况：在 120℃ 条件下，发动机进行了 10 个 0.2s/2s 的脉冲启动，随后发动机进行了 10s 稳态工作和 1200s 长稳态工作，发动机性能良好，发动机启动特性及 1200s 长稳态曲线如图 8 所示。



(a) 脉冲启动室压



(b) 长稳态室压

图 8 60N 发动机 120℃ 脉冲启动及长稳态特性曲线

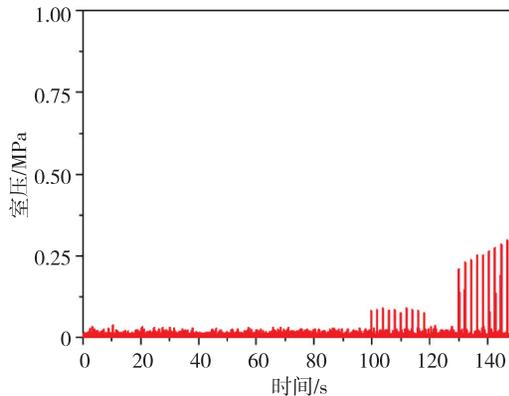
Fig. 8 Pulse and long steady state curves of 60N green monopropellant thruster at 120℃

从图 8 可以看出，在 120℃ 条件下，发动机第 1 个脉冲开始建压，催化床温度快速上升，随着催化床温度的上升，脉冲室压逐渐上升，第 6 个脉冲已接近额定室压。发动机长稳态工作了 1200s，室压稍有下降，表明发动机长稳态寿命较长。

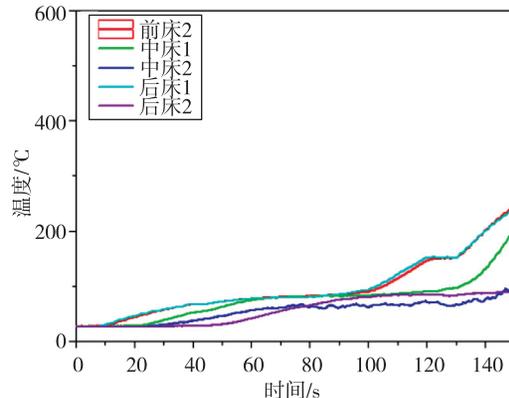
与 S18-02 次试车对比表明：S18-02 次试车脉冲启动时脉冲一致性很好，室压接近额定室压，S18-04 次试车脉冲启动时前两个脉冲室压较低，之后缓慢升高，说明 60N 发动机启动性能相对 5N 发动机较差。

S18-05 次试车情况：在常温条件下，发动机进行了脉冲启动，脉冲分别为 10 个 0.02/4s、10 个 0.02/3s、10 个 0.02/2s、10 个 0.04/2s 和 10 个 0.08/2s，随后发动机进行了 10s 稳态工作和 1200s 长稳态工作，发动机长稳态工作 160s 后性能大幅下降，发动机关机。发动机启动特性及长稳态曲线如图 9 所示。

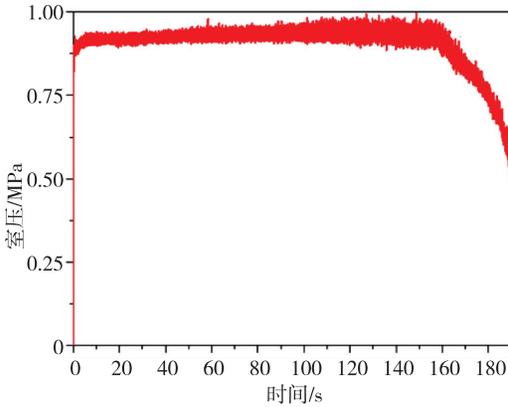
从图 9 可以看出，在常温条件下，发动机前 3 组脉冲无室压，催化床温度缓慢增加，表明推进剂在催化床内发生了缓慢的催化分解反应；发动机



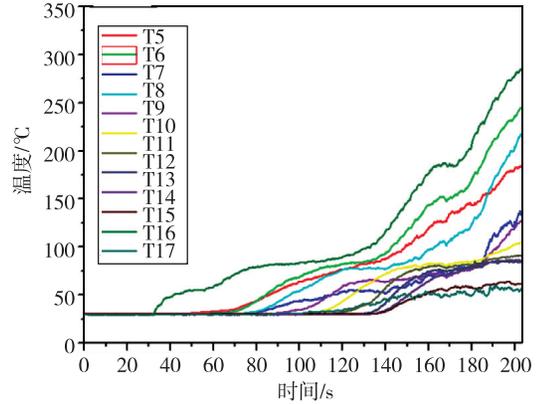
(a) 脉冲启动室压



(b) 脉冲启动催化床温度



(c) 长稳态室压



(b) 脉冲启动催化床温度

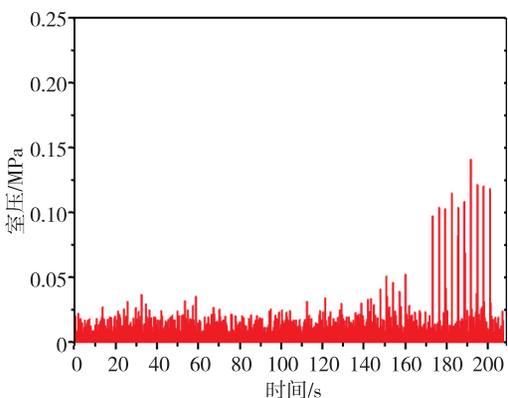
图9 60N发动机常温脉冲启动及长稳态特性曲线

Fig. 9 Pulse and long steady state curves of 60N green monopropellant thruster under normal temperature

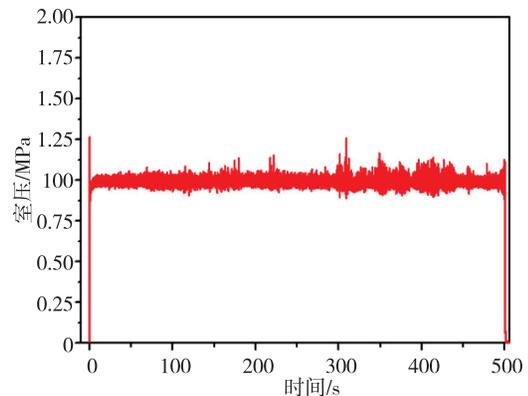
从第4组脉冲开始建压，表明推进剂在催化床内发生了较剧烈的催化燃烧反应。发动机长稳态工作了160s后性能快速下降，说明发动机的工作寿命较低。

与S18-02次试车对比表明：在120℃条件下，发动机第1个脉冲开始建压，常温条件下，发动机第4组开始建压，说明发动机120℃脉冲启动性能明显高于常温启动性能，120℃时推进剂的催化反应活性远高于常温时推进剂的催化反应活性；发动机常温条件下启动，长稳态寿命仅有160s，说明常温脉冲启动对发动机的寿命影响较大。

S18-06次试车情况：在常温条件下，发动机进行了脉冲启动，脉冲分别为10个0.02/5s、10个0.02/4s、10个0.02/3s、10个0.04/3s和10个0.08/3s，随后发动机进行了10s稳态工作和长稳态工作，长稳态工作室压平稳，无下降趋势，表明发动机长稳态寿命较长。发动机启动特性及长稳态曲线如图10所示。



(a) 脉冲启动室压



(c) 长稳态室压

图10 150N发动机常温脉冲启动及长稳态特性曲线

Fig. 10 Pulse and long steady state curves of 150N green monopropellant thruster under normal temperature

从图10可以看出，在常温条件下，发动机前4组脉冲基本无室压，催化床温度缓慢增加，表明推进剂在催化床内发生了缓慢的催化分解反应；发动机从第5组脉冲开始建压，表明推进剂在催化床内发生了较剧烈的催化燃烧反应。发动机长稳态工作了500s，性能无下降趋势，说明发动机的工作寿命较长。

与S18-03次和S18-05次试车对比表明：常温条件下，5N发动机第3个脉冲开始建压，60N发动机第4组脉冲开始建压，150N发动机第4组脉冲开始建压，说明发动机推力越大，发动机的常温启动越缓慢。

4 结论与展望

通过对3台5N发动机、2台60N发动机和1台150N发动机的对比试验，对发动机常温启动有了更清晰的认识：

- 1) 发动机120℃条件下脉冲启动时，启动性

能明显高于常温启动,说明 120℃时推进剂的催化反应活性远高于常温时,相对于 120℃启动,常温启动会缩短发动机的长稳态工作寿命;

2) 脉冲工作时间和脉冲间隔时间直接影响着推进剂的催化反应活性,脉冲工作时间较短,间隔时间较长时,推进剂催化分解活性和催化分解效率更高,发动机启动更快,长稳态工作寿命更长;

3) 发动机随推力增大,发动机启动变慢,长稳态寿命变短。

近年来, HAN 基无毒单元发动机技术取得了较大的突破,实现了较小推力发动机的常温启动技术和长稳态工作,后续拟开展常温启动发动机的长寿命技术研究和推力发动机的常温启动技术研究,以达到现役肼类发动机的性能指标,实现姿轨控动力系统发动机的更新换代。

参考文献

- [1] Marshall W M, Deans M C. Recommended figures of merit for green monopropellants [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [2] Sackheim R L, Masse R K. Green propulsion advancement: challenging the maturity of monopropellant hydrazine [J]. Journal of Propulsion & Power, 2014, 30 (2): 265-276.
- [3] 克劳迪奥·布鲁诺, 安东尼奥·G·阿塞图拉. 先进的推进系统与技术: 从现在到 2020 年 [M]. 侯晓, 等, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2012.
- [4] Spores R A, Masse R, Kimbrel S, et al. GPIM AF-M315E propulsion system [R]. AIAA 2013-3849, 2013.
- [5] Meng H, Khare P, Risha G A, et al. Decomposition and ignition of HAN-based monopropellants by electrolysis [C]. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009: 1-16.
- [6] Mclean C H, Deininger W D, Joniat J, et al. Green Propellant Infusion Mission Program Development and Technology Maturation [R]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
- [7] Kakami A, Ideta K, Ishibashi T, et al. One Newton thruster by plasma-assisted combustion of HAN-based monopropellant [C]. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences, 2012.
- [8] Tanaka N, Matsuo T, Furukawa K, et al. The "Greening" of spacecraft reaction control systems [J]. Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, 2011, 48 (4): 44-50.
- [9] Iizuka T, Shindo T, Wada A, et al. Basic characteristics of discharge plasma ignition system for 1N-Class RCS thruster with green monopropellant [C]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
- [10] Whitmore S A, Merkley D P, Judson M I, et al. Development and testing of a green monopropellant ignition system [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [11] Yim J T, Reed B D, McLean C H. Green propellant infusion mission plume impingement analysis [C]. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Joint Propulsion Conferences, 2013.

引用格式: 白梅杉, 戴佳, 姚天亮, 等. HAN 基无毒单元发动机常温启动技术研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 36-43.

Citation: Bai M S, Dai J, Yao T L, et al. Research of HAN-Based green monopropellant thruster start under normal temperature [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 36-43.