

H₂O₂发动机应用于临近空间球载飞行器投放试验的环境适应性研究



何浚珧^{1,2}, 张玉锋¹, 葛逸飞¹, 李腾¹, 魏小林¹

1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190
2. 西安交通大学, 陕西 西安 710049

摘要: 针对临近空间球载发射飞行器的特殊环境, 对以过氧化氢 (H₂O₂) 为推进剂的发动机试验系统进行了地面测试, 同时开展环境适应性研究。结果表明, H₂O₂ 作为推进剂的单组元发动机系统方案安全性和环境适应性良好、易于使用, H₂O₂ 可作为未来球载发射飞行器动力推进剂选择。测试方案中通过 PTC 加热片, 结合温控开关以及保温材料, 将发动机储液罐和喷管壁面的温度维持在 38~42℃, 满足飞行器真实飞行环境要求, 发动机测试后各项性能良好。

关键词: H₂O₂ 单组元; 发动机系统; 临近空间; 环境适应性

中图分类号: V434+.3

文献标识码: A

DOI: 10.20118/j.issn2097-258X.2024.06.003

距地 30~100km 的空域被称为临近空间。为完成高超声速飞行器在临近空间飞行时的若干科学问题, 球载飞行器投放试验成为一种新型验证方式。在试验中, 飞行器由气球 (也称作浮空器) 搭载至临近空间投放, 投放后依靠重力势能加速后拉起, 并实现动力点火, 开展飞行测试。由于临近空间飞行试验高度高、空气稀薄、环境温度低, 因此研制了 100N 单组元火箭发动机, 并在飞行器拉起窗口对发动机系统进行点火试验研究^[1-2]。对于高超声速乘波体飞行器, 容积率是一个关键指标, 发动机的贮箱需要尽可能有效利用机身容积以获得最大总冲, 因此重点考虑密度比冲较高的推进剂组合, 目前一般成熟的火箭发动机动力装置, 非低温推进剂大部分采用的都具有一定的毒性、污染性, 不利于生态环境的可持续发展, 考虑以上因素, 包括环境需求和操作便捷性, 因此首选了绿色推进剂过氧化氢作为发动机燃料。

过氧化氢具有常温无毒、密度比冲高、饱和蒸气压低、不易发生汽蚀、单位体积总冲大等优势。20 世纪 90 年代, Orbital Sciences 公司研制了一套 44.5kN 双组元过氧化氢发动机应用于美国国家航空航天局 (NASA) 上面级

飞行试验; 2004 年, 美国 General Kinetics 公司研制了 90% 过氧化氢/RP-1 发动机推力室, 具有高推重比和延迟时间短的特点^[3-5]。从历史上看, 美国 X-1 飞机采用了 90% 过氧化氢作为其姿态控制系统 (RCS) 单组元发动机系统的推进剂, 整体的发动机系统如图 1 所示。后续继承 X-1 技术而发展起来的最快的载人飞行器 X-15 也采用了多个 90% 浓度过氧化氢 (H₂O₂) 单组元 RCS 发动机, 安

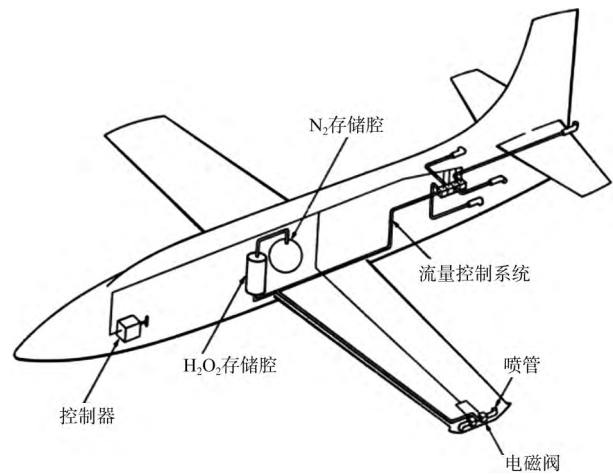


图 1 X-1 飞行器 RCS 发动机系统简图

Fig.1 Schematic diagram of X-1 aircraft RCS engine system

收稿日期: 2024-07-02 返修日期: 2024-09-21

引用格式: 何浚珧, 张玉锋, 葛逸飞, 等. H₂O₂ 发动机载荷系统应用于临近空间球载飞行器投放试验的环境适应性研究[J]. 气动研究与试验, 2024, 02(06): 30-36.

He Junyao, Zhang Yufeng, Ge Yifei, et al. Research environmental adaptability study of H₂O₂ engine applied in the launch test of near space spherical spacecraft[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2024, 02(06): 30-36. (in Chinese)

装在机翼上,用于控制飞行器姿态^[6]。作为单组元发动机的推进剂,H₂O₂有许多优势,但高浓度H₂O₂具有高氧化性,能与可燃物反应放出大量的热量和氧气,造成爆炸。同时,过氧化氢与许多物质或杂质接触后会被催化分解,在遇到撞击、强光、电火花等状况也可能导致其爆炸^[7]。由于临近空间环境的特殊性,H₂O₂单组元发动机在临近空间中的安全性和稳定性是重要的研究内容^[3]。近年来,国内外在H₂O₂发动机应用于临近空间的研究较少,本文搭建了临近空间发动机环境试验及试车平台,通过理论分析和测试试验等手段,对H₂O₂发动机系统在临近空间的环境适应性展开研究,为临近空间球载飞行器投放试

验中发动机环境适应性的进一步优化提供了技术方案与相应的数据支持。

1 发动机系统介绍与临近空间环境条件分析

1.1 飞行器发动机试验系统

选用90%的H₂O₂作为推进剂,设计制造了如图2所示的100N推力H₂O₂单组元发动机的试验系统。该小推力单组元火箭发动机试验系统主要由高压气瓶、减压阀、H₂O₂储罐、限流器、催化床和推力室等部件组成,包含电爆阀、电磁阀、电加热板、温控开关、保温包覆层等控制及辅助部件,相关参数见表1。

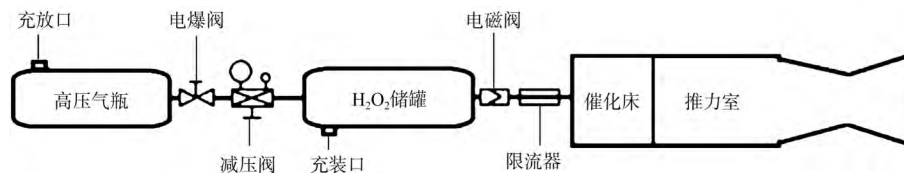


图2 H₂O₂单组元发动机试验系统原理简图

Fig.2 Schematic diagram of H₂O₂ single component engine load test system

表1 发动机样机设计参数

Table 1 Design parameters of engine prototype

项目	参数值	备注
推力/N	99.52	10km高度
	74.60	海平面
工作时长/s	6	
推力室压力/MPa	1	
挤压压力/MPa	≤4	
H ₂ O ₂ 储量/g	500	90%浓度
气瓶压力/MPa	≤12	

1.2 临近空间环境条件分析

球载飞行器试验须保证发动机系统在球载升空飞行和投放拉起等全流程中温度可控。在飞行试验的第一阶段,飞行器需要利用气球搭载至32km的高空投放,随着浮空器的上升,环境温度不断降低(距地30km处,环境268.659K、气压70.121 kPa)。图3所示为本次试验所使用的H₂O₂样品在标准大气压下,与水混合时各体积浓度对应的绝热分解温度,表2为H₂O₂的部分物性参数。浓度90%以上的H₂O₂冰点范围为272~268K,过低的环境温度会导致飞行器中H₂O₂凝固,此时发动机供给系统无法正常工作,故需要保证发动机所处的环境温度不能过低,因此发动机系统需要保温,但另一方面,H₂O₂在高温下

会迅速分解,分解绝热温度如图3所示,因此如果温控系统设计不当,出现超温情况,发动机系统储罐和管路会造成过氧化氢过热分解风险,温度控制范围需要严格把

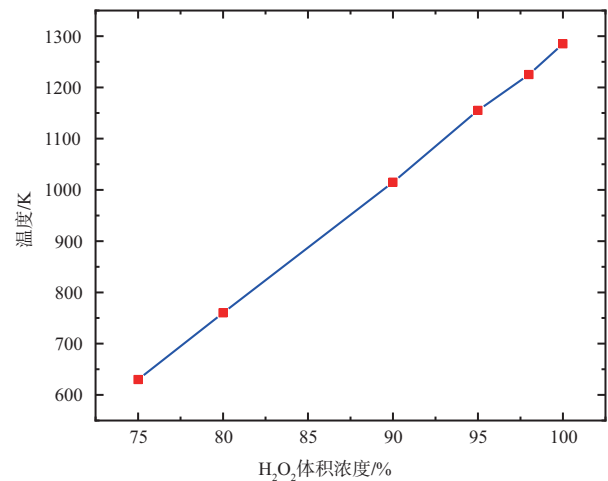


图3 H₂O₂绝热分解温度

Fig.3 Adiabatic decomposition temperature of H₂O₂

表2 H₂O₂部分物性参数

Table 2 Partial physical parameters of H₂O₂

浓度	90%	95%	98%
冰点/K	271.89	267.50	270.50
沸点/K	415.0	421.0	425.5
密度(20°C)/(g/m ³)	1.390	1.414	1.432

控^[8]。由于临近空间空气稀薄，发动机系统的温控设计除在常压环境（球载起飞过程）下具有稳定的工作性能，还需要保证其在真空条件下（临近空间漂浮过程）系统具有较高的可靠性。

1.3 发动机温控技术的选择

在美国 X-15 试验机的试验中，X-15 首先由 B-52 轰炸机翼下挂载携带至 14km 高空，然后两机分离，X-15 主发动机点火飞行，机载期间 X-15 由 B-52 供电，RCS 发动机采用电加热保温方案^[9]，对比该方案，本方案飞行器的发放方式为浮空器发放，且发放高度为 32km，两者相比较，X-15 发放时速度高，外部冷却条件为对流条件；浮空器发放时速度低，外部环境空气更加稀薄，同时，考虑到乘波体飞行器内部空间有限，温控系统需尽量简洁。PTC 自限温加热器是一种对输出温度自我限制的加热电阻，当温度到达材料限制温度点时，导电材料中由于热膨胀，引起电阻上升，减少功率输出。反之，随温度下降，材料热收缩，输出功率恢复，该加热元件的一大特点是温控电路简单，故在温控方案选取上，选择了 PTC 自限温加热器为控温方案的主要保温元件，然而，PTC 自限温效益是在大气压条件下实现的，真空中无对流散热，积温显著，可能会导致发热材料超过居里温度，无法实现自限温，因此通过试验方式对其各种布置形式和真空条件下的可用性进行评估。

2 试验结果与讨论

由于高浓度的 H_2O_2 不稳定的主要诱因是杂质和温度，不当的环境氛围可能会造成液相催化和气相分解^[10-11]，本文重点对采用 H_2O_2 推进剂的发动机进行了一系列环境适应性试验。发动机采用定压式工作方式，催化床采用银网，推进剂供给采用气瓶减压挤压活塞式贮箱方案（与 X-1 RCS 发动机供给方案类似）， H_2O_2 活塞式贮箱采用 321 不锈钢材料，发动机外侧采用 PTC 加热片提供热源，氯丁橡胶保温材料包裹发动机机身，发动机推力台如图 4 所示，主要试验包括 H_2O_2 发动机系统保温性能试验及发动机试车试验，以确保 H_2O_2 发动机系统在正常环境中以及飞行试验中具有良好的适应性及稳定性。

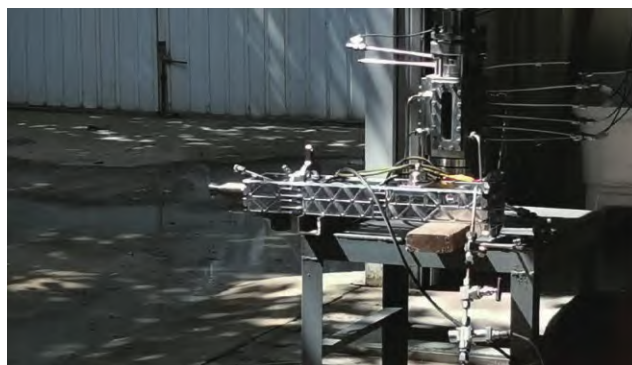


图4 发动机系统台架试验

Fig.4 Bench test of engine load system

2.1 H_2O_2 发动机系统保温性能试验

由于发动机所在的飞行器尾舱空间有限，且过氧化氢发动机系统并不需要实现精确控温。因此采用 PTC 加热片作为主要元件。温控系统性能是否良好的判断标准有两个：一是在临近空间的环境中，发动机温度不低于该环境下 H_2O_2 的冰点；二是保温加热系统温度不能持续升高，从而导致 H_2O_2 发生不可控反应或是发动机工作时温度过高引起安全隐患。考虑到飞行器在试验过程中，加热系统输入能量有限，采用了将热源置于保温套内的方案，为安全起见，温控试验所需达到的目标范围设定为 30~75℃。在浮空器上升阶段利用球载电源（30~32V）进行供电，电流为 10A。整体保温时，采用 PTC 加热片（试验中采用的加热片限制温度均为 60℃）贴附于发动机机架外侧，与温控开关串联。加热片的电阻（在不超过居里点温度时）会随温度的升高而增加，能使温度维持在 60~70℃，通过均温套均温，并通过氯丁橡胶保温材料包裹发动机机身，可以实现系统的保温功能。而常闭型温控开关则能在温度达到阈值时断开加热电路，进一步保证发动机整体温度不至过高，为确保保温电路的可靠性和稳定性，采用保温材料包裹发动机身于真空条件下进行了多种情况的长时间加热试验，使用 K 型热电偶对发动机喷管处、液罐上端盖、发动机架、储液罐中部、减压阀等部位进行温度采集，获得的真空条件下各种加热试验结果。在大气条件下仅采用 PTC 控温即可达到温控要求，因为真空条件小，对流传热得到了极大的抑制，因此重点在真空环境下开展发动机系统保温性能试验，见图 5。

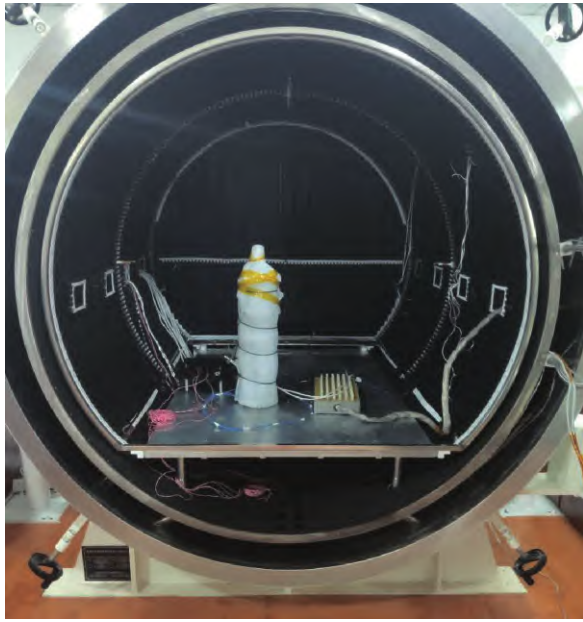


图5 发动机系统热真空试验

Fig.5 Thermal vacuum test of engine system

2.1.1 PTC加热器真空测试

图6为低温真空条件下的发动机在PTC加热控温条件下的试验测试结果。在真空舱中，试验开始后环境温度和压力逐渐降低，30min后环境温度和压力分别降低到-50℃和5000Pa；之后90min内，环境温度保持不变，压力逐渐由5000Pa降低到1200Pa；而后30min，环境温度和压力逐渐升高，恢复到室温和一个大气压条件下。在初始试验中，加热电路中未含温控开关，加热器初始功率为157W，当加热器通电后，真空条件下由于对流传热

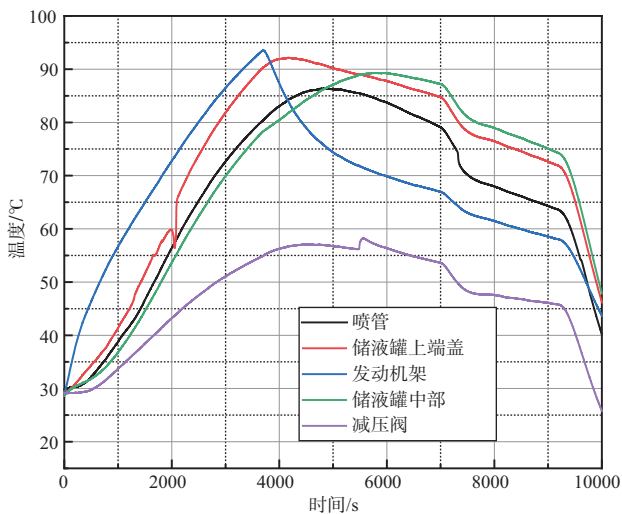


图6 加热器低温真空试验结果

Fig.6 Experimental results of low-temperature vacuum in heat tracing zone

被抑制，即使在-50℃热真空罐辐射低温下，发动机系统上安装的加热器最小功率超过系统热损失温度，持续升高，并越过了加热器材料的居里温度点，加热器阻值不再随温度升高而降低，导致发动机主体温度不断上升，无法满足温控需求，由此可以明确，由于球载投放飞行器的使用环境和大气条件下的对流环境不同，单纯的自限温方式并不适用发动机系统的控温。

2.1.2 PTC加热器开关温控试验

考虑到上述问题，为确保系统不会因加热温度而使发动机系统温度过高，故进行了两点调整：（1）由于加热器功率过高，会使发动机主体温度越过居里点，故降低了加热器的初始功率，采用了加装4片初始功率30W的PTC加热器和两片初始功率50W的PTC加热器的加热方式；（2）由于电路接通加热器就会产生热量，为确保发动机主体温度达到50℃后不再增加，在电路中接入常闭型温控开关，如图7所示。PTC加热片的电阻（在不超过居里点温度时）会随温度的升高而增加，使温度维持在60~70℃。通过铝材安装板均温，并通过保温材料包裹发动机机身，可实现系统保温功能。而常闭型温控开关则能在温度达到阈值时断开加热电路，保证既不让氧化剂凝固，又确保不因加热温度过高而导致H₂O₂氧化剂发生不可控分解反应。如图7所示，为规避电路中单一电子元器件出现问题导致系统整

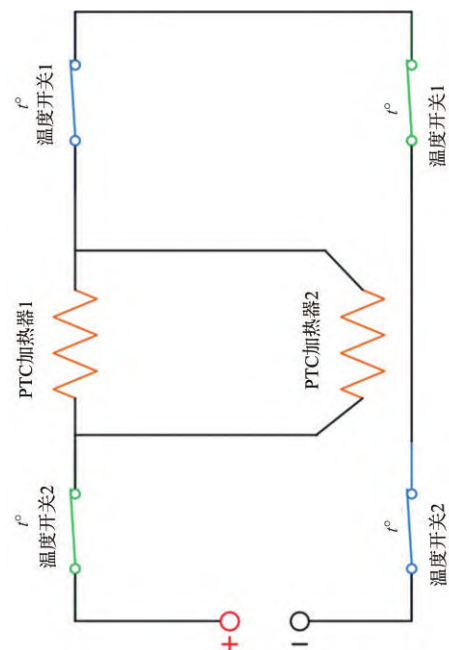


图7 温控系统电路图

Fig.7 Circuit diagram of temperature control system

体无法工作的情况发生, 将两个加热片并联接入电路, 降低由于单个加热片出现问题无法加热的风险。将温控开关反对称布置与加热片上下两侧并串联于电路中, 避免由于单个温控开关失效无法断开导致加热片持续加温, 进一步提高了温控系统的可靠性。

如图8所示, 采用30W(4片)加热器和温控开关接入电路后, 真空条件下, 发现除安装加热器处的发动机机架温度波动较大外, 其余部分特别是保温重点关注的储液罐和发动机喷管温度基本维持在38~42°C, 经过6周期温控开关的反复开闭, 温度维持稳定。试验表明采用较小功率加热器配合温控开关控制加热的方法能满足飞行试验环境条件的温控需求。同时为了进一步确定温控开关是否能较长时间在真空环境下正常工作, 将设备整体放入真空舱内, 保持压力在1200Pa条件下经过11h后进行加温试验, 发现温控开关仍能正常工作, 发动机主体温度保持在40°C以下。

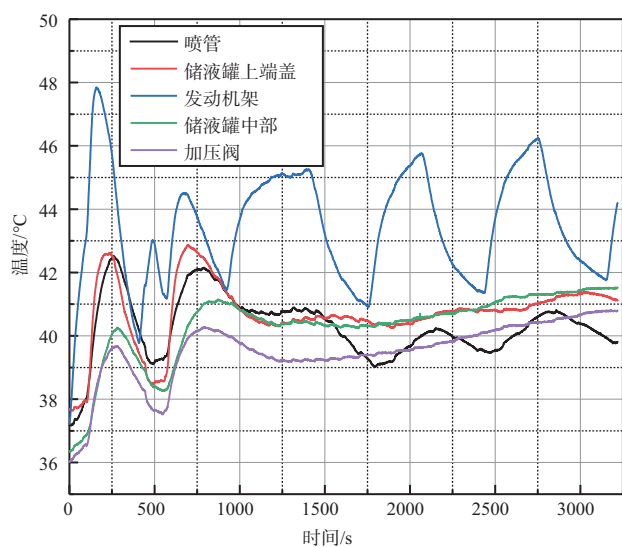


图8 30W(4片)加热器加温试验

Fig.8 Heating experiment of 30W (4 pieces) heat tracing plate

最后进行了在真空条件下11h的加温试验(见图9)和50W(2片)加热器配合温控开关的加温试验(见图10)。结果表明, 温控开关的选型对温控结果也会有一定的影响, 塑料型温控开关由于导热速度较慢, 断开温度会高于金属型温控开关。基于上述结果, 最终设计中保温电路的方案确定为将两个金属型温控开关与两个塑料型温控开关反对称布置于加热器上下两侧, 采用两片50W加热片并联接入的连接方式。

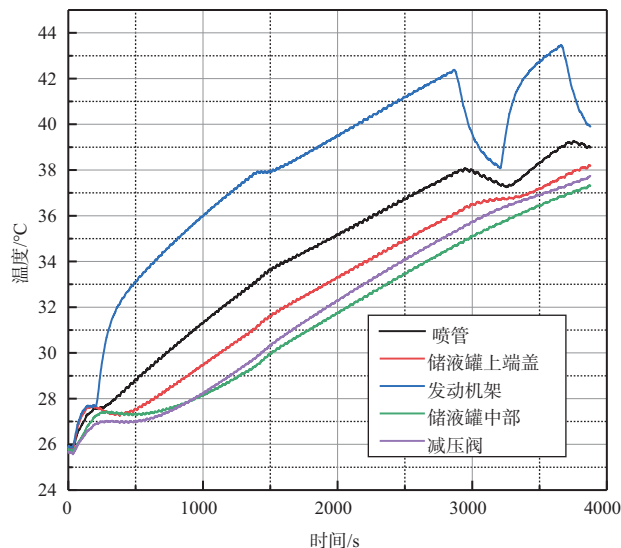


图9 温控开关在真空条件下11h后升温试验

Fig.9 Temperature rise test of temperature switch after 11h under vacuum

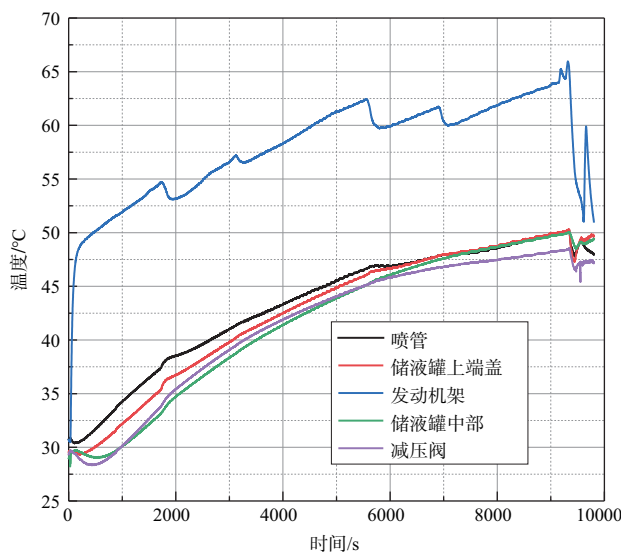


图10 50W(2片)加热器加温试验

Fig.10 Heating experiment of 50W (2 pieces) heat tracing plate

2.2 H₂O₂单组元发动机试车试验

为验证发动机系统的整体稳定性, 在发动机控温系统电路添加后, 对发动机整机进行了试车试验, 发动机整机试车试验中, 发动机成功点火, 整机工作时长为7s, 燃烧室(催化床后、喷管头部)压力稳定值为0.95MPa, 达到设计指标。试验中, 发动机局部最高温度(喷口处)为760°C, 满足高效催化分解要求, 经过多次试验系统性能良好, 证明添加控温系统后单组元发动机系统方案可行, 安全性良好, H₂O₂推进剂在现有的试验条件下完全可控。图11为发动机燃烧室压力曲线。

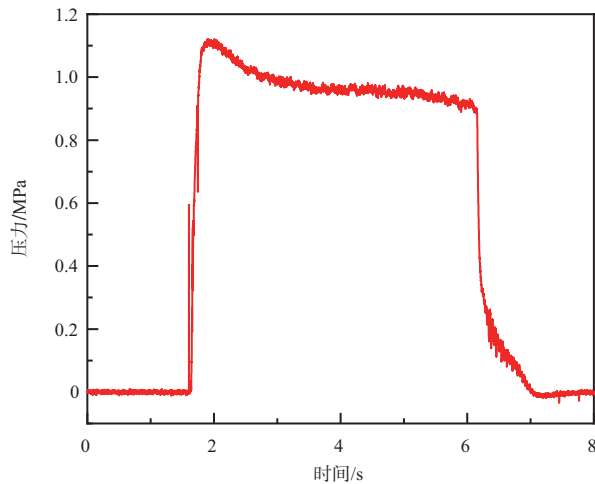


图 11 发动机燃烧室压力曲线

Fig.11 Pressure curve of engine combustion chamber

3 结论

根据球载飞行器临近空间投放的试验要求, 为开展以 H_2O_2 为推进剂的发动机系统球载投放飞行器试验, 对飞行器上安装的 H_2O_2 发动机系统进行了环境适应性研究。试验表明, H_2O_2 单组元发动机系统在球载临近空间投放飞行器试验系统中可具有良好的环境适应性, 主要结论如下:

(1) 采用 H_2O_2 作为推进剂的单组元发动机系统方案可行, 发动机在设计温区点火正常, 安全性良好。

(2) 针对球载临近投放飞行器试验环境的特殊性, 通过 PTC 加热器, 温控开关以及保温材料的综合使用, 将发动机系统整体温度维持在 $38\sim 42^\circ\text{C}$, 可以满足球载投放飞行器飞行试验要求。

参考文献

[1] 唐家鹏, 关世玺, 凌桂龙, 等. 近空间飞行器推进系统研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 23(3): 145-148.
Tang Jiapeng, Guan Shixi, Ling Guilong, et al. The study on propulsion system of near space vehicle[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 23(3): 145-148.

(in Chinese)

[2] 周张华, 聂万胜. 近空间飞行器巡航方式对比分析[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(6): 186-188.
Zhou Zhanghua, Nie Wansheng. Comparison and analysis of near space vehicle cruise[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(6): 186-188. (in Chinese)

[3] Frolik S, Austin B. Development of hypergolic liquid fuels for use with hydrogen peroxide[C]. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2013.

[4] 孙宏明. 过氧化氢发动机综述[J]. 火箭推进, 2002 (2): 5-10.
Sun Hongming. Overview of hydrogen peroxide engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2002 (2): 5-10. (in Chinese)

[5] 刘景华. 过氧化氢发动机动态特性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2007.
Liu Jinghua. Study on dynamic characteristics of hydrogen peroxide engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)

[6] Wiswell R. X-15 propulsion system[C]. Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1997.

[7] 林革, 凌前程, 李福云. 过氧化氢推力室技术研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(3): 1-4.
Lin Ge, Ling Qiancheng, Li Fuyun. A study of thrust chamber technology using hydrogen peroxide[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(3): 1-4. (in Chinese)

[8] Othman N, Krishnan S, Ali W B W, et al. Design and testing of a 50N hydrogen peroxide monopropellant rocket thruster[J]. Jurnal Mekanikal, 2011, 9(33): 70-81.

[9] Wendell H. X-15 research results[R]. NASA SP-60, 1965.

[10] Wernimont E, Heister S. Progress in hydrogen peroxide oxidized hybrid rocket experiments[C]. 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.

[11] Lee S L, Lee C W. Performance characteristics of silver catalyst bed for hydrogen peroxide[J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(1): 12-17.

Environmental Adaptability Study of H₂O₂ Engine Applied in the Launch Test of Near Space Spherical Spacecraft

He Junyao^{1,2}, Zhang Yufeng¹, Ge Yifei¹, Li Teng¹, Wei Xiaolin¹

1.State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China

2.Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China

Abstract: Ground testing was conducted on an engine test system using hydrogen peroxide (H₂O₂) as the propellant for spherical launch vehicles in the special environment of near space, and environmental adaptability research was also carried out. The results indicate that the single component engine system scheme using H₂O₂ as the propellant has good safety and environmental adaptability, is easy to use, and can be used as a power propellant choice for future spherical launch vehicles. In the testing plan, PTC heating elements, combined with temperature control switches and insulation materials, were used to maintain the temperature of the engine fluid storage tank and nozzle wall between 38~42°C, meeting the requirements of the real flight environment of the aircraft. The engine performance was good after testing.

Key Words: H₂O₂ single component; engine system; near space; environmental adaptability