

文章编号: 1001-2486(2008)01-0028-04

H₂O₂/HTPB 固液混合发动机点火试验研究*

宋志兵, 王振国, 张炜, 夏智勋, 胡建新
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 利用 H₂O₂ 催化分解原理, 设计了烃类燃料在催化分解的 90% H₂O₂ 中能燃烧的点火器, 然后采用该点火器进行 H₂O₂/HTPB 固液混合发动机点火试验研究。试验结果表明, 该点火器能够成功启动 H₂O₂/HTPB 固液混合发动机, 且当混合比偏离最佳混合比后, 发动机的燃烧效率降低。

关键词: 固液混合发动机; 燃烧过程; 点火试验; 固液混合推进剂

中图分类号: V436 **文献标识码:** A

Experimental Investigation on Ignition of H₂O₂/HTPB Hybrid Rocket Engine

SONG Zhi-bing, WANG Zhen-guo, ZHANG Wei, XIA Zhi-xun, HU Jian-xin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An innovative igniter based on catalytic decomposition of H₂O₂ was designed and manufactured. With this igniter, an H₂O₂/HTPB hybrid rocket engine was tested. The experiment results demonstrate that this new igniter can successfully start the H₂O₂/HTPB hybrid rocket engine with combustion stability and good performance. The experiment results also show that the combustion efficiency will achieve the highest level when the hybrid ratio deviates from the best ratio of oxidizer.

Key words: hybrid rocket engine; combustion process; ignition experiment; hybrid propellant

固液混合火箭发动机具有安全性高、可靠性高、研制和生产费用低、可实现推力调节和多次启动、推进剂及其燃烧产物毒性低、燃烧产物对环境污染小等许多优点, 使得它们在商用卫星发射以及载人航天领域, 尤其是在先进轨姿控推进系统和快速机动发射运载器推进系统方面具有很强的竞争力和诱人的应用前景^[1]。

在国内外研究中, 固液混合推进剂中氧化剂主要有硝酸(HNO₃)、液氧(LOX)、过氧化氢(H₂O₂)和一氧化二氮(笑气, N₂O), 其中由于液氧、过氧化氢和一氧化二氮具有无毒、环保等特性, 成为固液混合推进剂中氧化剂的研究热点。固液混合推进剂中固体燃料主要有 PE(低密度聚乙烯)、PMMA(聚甲基丙烯酸甲酯, 俗称有机玻璃)、HTPB(端羟基聚丁二烯)和石蜡, 其中 PE 和 PMMA 主要用于固液混合火箭发动机的原理研究, 而 HTPB 和石蜡则更具有实用价值, 因而成为了该类发动机中燃料的研究热点^[2]。

固液混合火箭发动机研究的一个核心问题是如何可靠地实现机动过程中的启动关机和再点火。国内有关单位进行了 H₂O₂/PE、N₂O/HTPB、HNO₃/HTPB 固液混合发动机的点火启动试验^[3-5]。由于 H₂O₂ 分解温度过低, 因此无法直接采用 H₂O₂ 与 HTPB 点火燃烧。本文先介绍了烃类燃料 RP-1(煤油)在催化分解的 90% H₂O₂ 中能燃烧的点火器, 然后采用该点火器进行 H₂O₂/HTPB 固液混合发动机点火试验研究。

1 试验装置

试验装置主要由 H₂O₂ 催化点火器试验系统(含增压气瓶、减压器、氧化剂储箱、点火用燃料储箱、管

* 收稿日期: 2007-09-14

基金项目: 国家 863 基金资助项目(2007AA702312)

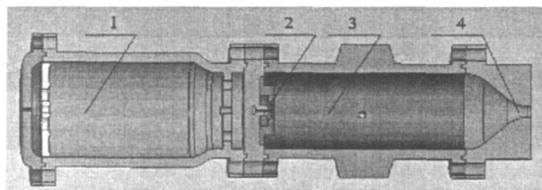
作者简介: 宋志兵(1961-), 男, 高级工程师, 博士生。

路等) 和试验发动机组成。

1.1 H₂O₂ 催化点火器试验系统

H₂O₂ 催化点火器设计实际上是一种小流量的两组元燃气发生器, 氧化剂为催化分解的 90% 过氧化氢, 燃料为常用烃类燃料 RP-1(煤油)。H₂O₂ 催化点火器结构如图 1 所示, 主要由催化剂床、喷注器、点火燃烧室和喷管等部分组成。

H₂O₂ 催化点火器试验系统如图 2 所示。过氧化氢经气蚀文氏管进入催化剂床, 过氧化氢催化分解产物进入燃烧室与燃料混合后用火发塞点燃。过氧化氢流量由气蚀文氏管控制, 在试验结束后立即用氮气对气动阀后的过氧化氢管路及催化剂床进行吹除, 防止试验结束后管路中残留的过氧化氢进入催化剂床, 影响催化剂的使用寿命。



1. 催化剂床 2. 喷注器 3. 点火燃烧室 4. 喷管

图 1 过氧化氢点火器示意图

Fig. 1 Sketch of H₂O₂ igniter

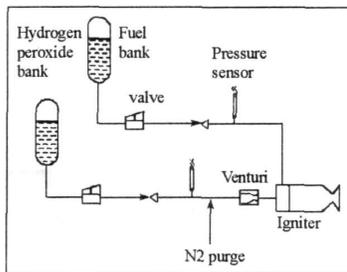


图 2 H₂O₂ 催化点火器试验系统

Fig. 2 The testing system of catalytic igniter

为了保证在点火过程中, H₂O₂ 流量的稳定, 在管路中添加了文氏管, 其流量为

$$m_o = \mu A_j \sqrt{2\rho_o(p_1 - p_2)}$$

式中, μ 为文氏管的流量系数, 在点火试验前通过冷试流量试验确定; A_j 为文氏管喉部截面积; ρ_o 为 H₂O₂ 的密度; p_1 为文氏管上游压力; p_2 为 H₂O₂ 的汽蚀压力。

煤油的流量由喷注器的小孔面积控制。在催化点火器的设计中, 点火燃烧产物是富氧的。因此, H₂O₂ 催化点火器试验系统为固液混合发动机即提供高能量点火源, 又提供发动机燃烧所需的氧化剂。

1.2 H₂O₂/HTPB 固液混合试验发动机

在设计固液混合发动机前, 要先确定发动机工作点的压力、混合比(氧化剂流量与燃料流量之比)。固液混合发动机燃料的燃烧情况与混合比有很大的关系。对于某一固液推进剂组合, 都有一个最佳的混合比, 使发动机性能最高。对于 90% H₂O₂/HTPB 固液混合试验发动机而言, 由热力计算分析可知, 其最佳混合比为 7.5。

燃料燃速 r 为

$$r = a(m_o/A_s)^n$$

式中, A_s 为药柱通道截面面积, a 为燃速系数, n 为燃速指数。参照氧气与 HTPB 的燃速公式^[1], $a = 3.0412 \times 10^{-5}$, $n = 0.681$ 。

燃料的流量 m_f 为

$$m_f = \rho_f A_b r$$

式中, ρ_f 燃料密度, A_b 燃面面积。

燃烧室平衡压强为

$$p_c = \frac{m_o + m_f}{A_t} c_{th}^*$$

式中, A_t 为喷管的横截面积, c_{th}^* 为固液混合发动机理论特征速度。

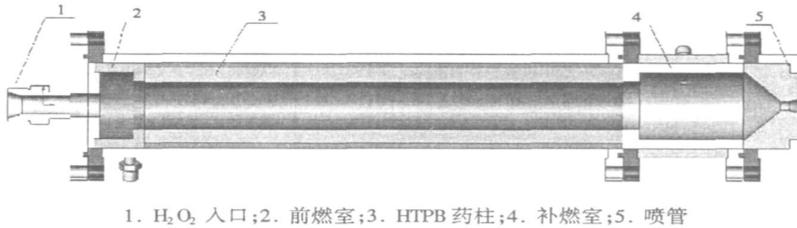
通过以上分析和计算得到燃烧室工作压强 $p_c = 1.5 \text{ MPa}$, H₂O₂ 质量流量 $m_o = 0.1 \text{ kg/s}$, 固体装药长 L

= 420mm, 装药内径 $D = 50\text{mm}$, 喷管喉部直径 $D_l = 8.5\text{mm}$, 喷管出口直径 $D_e = 15.5\text{mm}$ 。预燃室和补燃室长度都设计分别为 50mm、100mm。H₂O₂/HTPB 固液混合试验发动机如图 3 所示。

在试验数据处理过程中, 通过燃烧室的压力-时间曲线确定固体燃料的燃烧时间, 通过测量药柱试验前后的质量变化得到药柱总的燃烧质量, 从而得到燃料的平均流量。由文氏管上游的压力, 计算 H₂O₂ 的流量。最终根据燃料的平均流量、氧化剂流量、燃烧室压力以及喷管喉部横截面积, 由平衡压强公式得到固液混合发动机试验特征速度 c_{exp}^* 。燃烧效率是固液混合发动机的一个重要参数, 反映了固液混合推进剂的燃烧性能和发动机优化设计的程度。由于实际上或习惯上的原因, 燃烧效率有多种表达方式。本文在试验研究中主要采用以特征速度表示的燃烧效率 η^* 来衡量发动机性能。

$$\eta^* = \frac{c_{\text{exp}}^*}{c_{\text{th}}^*}$$

式中, 下标 exp 者为试验值、下标 th 者为理论值, 由热力计算得到。



1. H₂O₂ 入口; 2. 前燃室; 3. HTPB 药柱; 4. 补燃室; 5. 喷管

1. H₂O₂ 入口; 2. 前燃室; 3. HTPB 药柱; 4. 补燃室; 5. 喷管

图 3 H₂O₂/HTPB 固液混合试验发动机示意图

Fig. 3 Sketch of H₂O₂/HTPB hybrid rocket engine

1.3 试验装置的工作过程

试验装置的工作过程如下: 首先, 增压气瓶中的高压气体, 通过减压器向 H₂O₂ 储箱和 RP-1 储箱增压。然后, 向电磁阀发出启动信号, 电磁阀接受控制信号后打开, H₂O₂ 经过催化床进入点火器燃烧室与 RP-1 燃烧形成高温富氧的点火燃烧产物。该点火燃烧产物进入含固体燃料的燃烧室后, 与固体燃料表面接触, 使得固体燃料加热分解。固体燃料加热分解产物与点火燃烧产物中氧气形成可燃混合物并进行燃烧, 燃烧产生的热量再进行热反馈以维持固体燃料的气化分解过程。此时可关闭 RP-1, 使得 H₂O₂ 的催化分解产物与固体燃料气化分解产物持续进行燃烧, 燃烧产生的燃气通过喷管高速排出而产生推力。当发动机需要关机时, 可向电磁阀发出关机信号, 电磁阀关闭(切断氧化剂供应通道), 燃烧室内因缺乏氧化剂而中止燃烧, 发动机即熄火关机。

2 试验结果及分析

在 H₂O₂ 催化点火器试验中, RP-1 能与 H₂O₂ 的催化分解产物自燃, 但为了保证点火器每次均能正常工作, 还采用了火发塞进行点火。其工作过程中点火燃烧室压力随时间变化如图 4 所示, 先开通 H₂O₂ 经过催化分解 2s 后, 打开火发塞, 2.2s 时开通煤油, 此时火发塞将 RP-1 与 H₂O₂ 的催化分解产物点燃。从图 4 可以看出, RP-1 能与 H₂O₂ 的催化分解产物稳定燃烧, 可以作为固液混合发动机的高能量的点火源。

图 5 是固液混合发动机试验时燃烧室压力随时间变化曲线。从图中可以看出, 在催化点火器工作过程, 燃烧室压力有一定的振荡。当关闭煤油和火发塞后, 固液混合发动机开始稳定工作。

表 1 为不同混合比时, 固液混合发动机试验数据。从表中可以看出, 当混合比偏离最佳混合比后, 发动机的燃烧效率降低很多。因此在发动机设计时, 应尽量维持发动机处于最佳混合状态。但在实际发动机工作过程中, 无论是在推力恒定或推力调节的情况下, 都会导致混合比的变化。如果混合比在很大的范围内变化, 就会妨碍推进剂的有效利用, 造成发动机性能下降。由此可见, 怎样使混合比稳定, 使

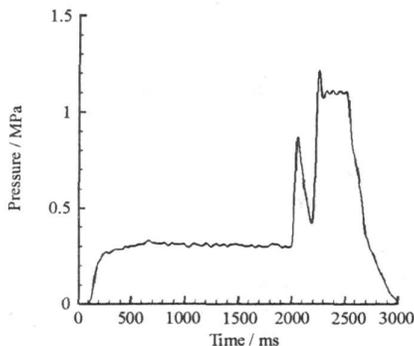
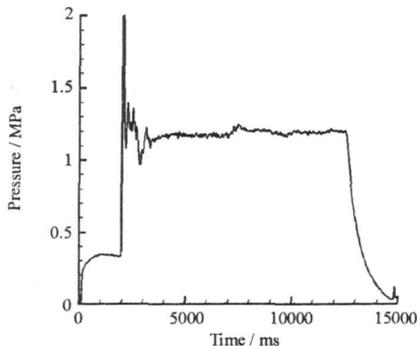
图4 H_2O_2 催化点火器试验压力曲线Fig. 4 The pressure curve of H_2O_2 catalytic igniter

图5 固液混合发动机试验压力曲线

Fig. 5 The testing pressure curve of hybrid rocket engine

其不在大范围内变化是固液混合发动机研究中非常重要的问题。

表1 混合比对燃烧效率影响的试验结果

Tab. 1 The influence of mixture ratio to combustion efficiency

试验编号	2007- 7- 30- 2	2007- 7- 30- 3
氧化剂流量(g/s)	100. 1	100. 1
燃料流量(g/s)	13	8. 65
混合比	7. 70	11. 57
燃烧室压强(MPa)	1. 22	1. 07
试验特征速度(m/s)	1199	1015
理论特征速度(m/s)	1590	1476
特征速度效率(%)	75. 4	68. 8

3 结论

利用 H_2O_2 催化分解原理, 设计了烃类燃料在催化分解的 90% H_2O_2 中能燃烧的点火器, 然后采用该点火器进行 H_2O_2 /HTPB 固液混合发动机点火试验研究。试验结果表明, 该点火器能够成功启动 H_2O_2 /HTPB 固液混合发动机, 且当混合比偏离最佳混合比后, 发动机的燃烧效率降低。在后续的工作中, 应着重研究怎样使固液混合发动机中混合比稳定, 使其不在大范围内变化。

致谢: 感谢国防科技大学航天与材料工程学院郭健、谭建国、田章福、金建民对本文研究的帮助。

参考文献:

- [1] Altman D. Hybrid Rocket Development History[R]. AIAA Paper 91- 2515, 1991.
- [2] Paul N E, George R W. Hybrid Rocket Motors Propellant Selection Alternative[R]. AIAA Paper 92- 3592, 1992.
- [3] 杜新, 汪亮, 葛李虎, 等. H_2O_2 - PE 固液混合火箭发动机试验研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2).
- [4] 万科, 李路明, 韦迪, 等. N_2O 混合火箭发动机的催化点火研究[J]. 推进技术, 2007, 28(1).
- [5] 杨威, 张海涛, 毛励文, 等. 固液混合发动机多次点火启动试验[J], 推进技术, 2004, 25(4).