

# $\text{N}_2\text{O}$ 混合火箭发动机的催化点火研究\*

万 科, 李路明, 韦 迪, 霍雪亮

(清华大学 宇航中心, 北京 100084)

**摘 要:** 利用  $\text{N}_2\text{O}$  催化分解原理, 设计了一个用于启动  $\text{N}_2\text{O}$  混合火箭发动机的催化点火器。试验表明, 在催化剂被加热到 400~600 °C 左右后, 该点火器可以成功启动  $\text{N}_2\text{O}$ /有机玻璃 (PMMA) 混合火箭发动机。在切断氧化剂供给, 节流关闭发动机后, 可以通过再次加热催化室重新实现发动机的启动, 在节流时间较短的情况下也可以直接打开氧化剂阀门, 利用催化室余热多次启动发动机。

**关键词:** 混合推进剂火箭发动机; 催化点火; 再启动<sup>+</sup>

中图分类号: V436 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0001-04

## Experimental investigation on catalytic ignition of $\text{N}_2\text{O}$ hybrid rocket motor

WAN Ke LI Lu-ming Vadin ZAKIROV, HUO Xue-liang

(Space Centre Tsinghua Univ., Beijing 100084, China)

**Abstract** An innovative igniter based on catalytic decomposition of  $\text{N}_2\text{O}$  was designed and manufactured. A hybrid rocket motor using this igniter was tested. The experiment results demonstrated that this new igniter can successfully start the  $\text{N}_2\text{O}$ /PMMA hybrid motor. The motor can be restarted either through re-heating the catalytic bed after shut off and cooling down or re-opening the oxidizer valve after throttling for a short time.

**Key words** Hybrid propellant rocket engine; Catalytic ignition; Restart<sup>+</sup>

## 1 引 言

混合火箭发动机相对于固体发动机的优点之一在于工作过程中容易通过调节氧化剂流量的方法控制燃料燃烧过程, 实现变推力以对飞行器进行灵活控制; 还可以通过发动机的启停控制实现在空间中的快速反应和长期工作, 为天基侦察、监视及预警提供一种高效、可靠的手段, 为亚轨道飞行器提供高度的机动性和可靠性<sup>[1]</sup>。

混合推进技术研究的一个核心问题是如何可靠、可控地实现机动过程中的启动关机和再点火。目前国外具备催化点火和再启动功能的混合发动机氧化剂主要以双氧水 ( $\text{H}_2\text{O}_2$ ) 为主<sup>[2-3]</sup>, 国内也有单位实现了以硝酸 ( $\text{HNO}_3$ ) 为氧化剂的混合发动机再启动功能<sup>[4]</sup>, 但  $\text{H}_2\text{O}_2$  和  $\text{HNO}_3$  均为液体, 发动机工作中必

须使用增压装置将液体氧化剂挤压入燃烧室进行反应。 $\text{N}_2\text{O}$  为可液化气体, 在 5.2 MPa、20 °C 时为液态, 密度为 754 kg/m<sup>3</sup>, 且具有自增压 (self-pressurization) 特性<sup>[5]</sup>, 可自发气化进入气路系统, 无需额外的增压装置。

$\text{N}_2\text{O}$  经催化分解产生的高温氧气进入燃烧室后, 其热量足以汽化表层的部分有机燃料, 使之与高温氧气混合并引起燃烧反应 (见图 1), 因此是混合火箭发动机氧化剂的理想选择之一<sup>[6]</sup>。

本文介绍了  $\text{N}_2\text{O}$  混合火箭发动机的催化点火研究成果。试验中使用  $\text{N}_2\text{O}$  在 400~600 °C 催化剂作用下分解产生的高温氧气实现了点火启动。试验中还实现了发动机工作过程中的多次节流关闭再启动, 证明了  $\text{N}_2\text{O}$  混合发动机催化点火和再启动的可行性。

\* 收稿日期: 2006-01-09; 修订日期: 2006-06-28。

作者简介: 万 科 (1980—), 男, 硕士生, 研究领域为  $\text{N}_2\text{O}$  混合火箭发动机。E-mail: wanke99@mails.tsinghua.edu.cn

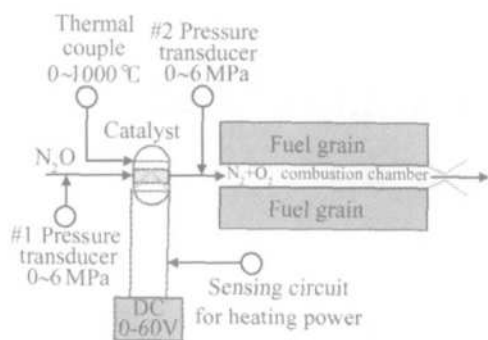


Fig 1 Schematics of catalytic ignition

## 2 催化点火器设计

试验样机采用简单的圆柱形单孔燃烧通道设计,主体部分包括催化点火器、燃料和喷嘴。催化点火器是实现催化点火和再启动的核心部件(图2)。主要包括 $N_2O$ 限流器、催化反应室、氧化剂注入口等部件。催化反应室为不锈钢圆柱体,内装填球状颗粒催化剂,室外缠有电阻丝作为外加热器,并包裹石棉以减少催化反应室外壁与空气的热传递损失。点火器主要设计参数如表1所示。

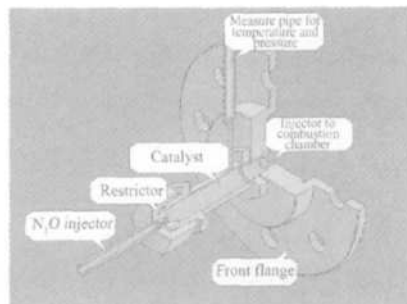


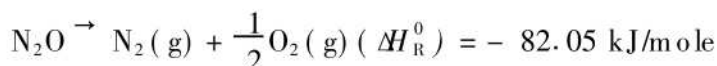
Fig 2 Design of catalytic igniter

Table 1 Parameter of catalytic igniter

| Parameter         | Specification |
|-------------------|---------------|
| Length/mm         | 35            |
| Outer diameter/mm | 14            |
| Inner diameter/mm | 12            |
| Weight/g          | ~ 35          |
| Heater power/W    | 75~ 120       |

## 3 $N_2O$ 的催化分解

催化分解反应是实现 $N_2O$ 混合火箭发动机催化点火和再启动的基础。在催化反应室中, $N_2O$ 按照如下方程发生分解反应<sup>[7]</sup>



该反应为放热反应,一旦达到平衡,即反应放出

的热量大于或等于催化反应室外壳表面散失的热量 and 通过催化反应室进入燃烧室的气体带走热量之和时,该反应就可以在没有外界热量输入的条件下自维持进行。

通常, $N_2O$ 可以在没有催化剂的情况下直接加热发生分解反应,然而这种热分解需要很大的能量输入,激活能垒大约为 250 kJ/mole 为获取所需的热分解率,气体必须被加热到 1000 °C 以上<sup>[8]</sup>。

催化剂可以加速 $N_2O$ 的分解,图3显示了催化剂在热分解反应中的作用。催化剂降低激活能垒,使分解可以在较低温度下进行。催化分解的另一个优势在于,一旦催化剂被加热到活化温度,就不再需要外界能量输入来维持反应。

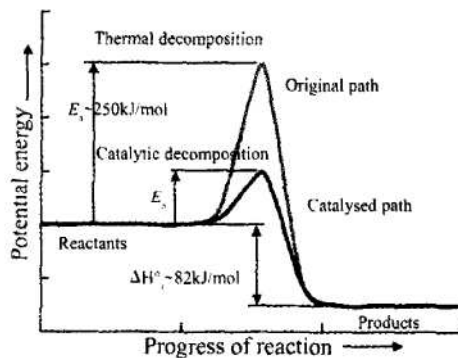


Fig 3 Comparison between thermal and catalytic decomposition of  $N_2O$ <sup>[8]</sup>

催化剂是 $N_2O$ 催化点火过程中非常重要的环节,其数量、形态、活化温度、耐高温性能及寿命对样机的结构、点火和正常工作都具有重要的影响。本文中采用的催化剂为表面涂覆了铑氧化物的球状氧化铝颗粒(图4)。

该催化剂的优点在于氧化铝颗粒直径较大(> 1 mm),易于使用金属筛网或多孔挡板固定在催化反应室内,以免进入燃烧室而引起催化剂损失或喷嘴堵塞。试验中,催化剂在进行了20次左右的启动之后仍然具备活性,催化室内结构保持完整,没有出现失效。

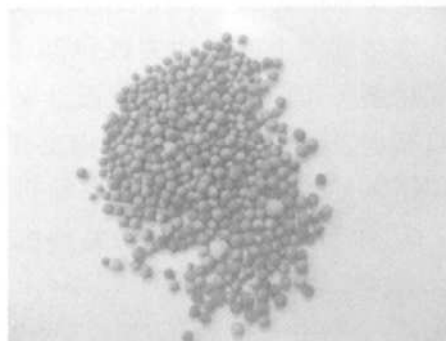


Fig 4 Rh catalyst on  $Al_2O_3$  base after firing

4 试验结果

针对催化点火和再启动功能进行了 3 轮试验, 试验中实现了混合火箭发动机的催化点火, 并进行了多次再启动。根据催化室温度不同, 启动可分为冷机启动和热机启动两种。冷机启动一般为首次催化点火或停机冷却时间较长 (> 30 s) 后再启动的情况, 此时催化室温度较低 (< 400 °C), 必须使用电阻丝加热催化室, 加热时间随催化室温度、加热功率和点火温度不同而变化。热机启动一般为催化点火后停机时间较短 (< 30 s) 再次启动的情况, 此时催化室温度较高, 一般大于 400 °C, 直接恢复氧化剂供给即可再启动发动机。试验主要参数如表 2 所示。

Table 2 Technical status of testing

| Parameters                          | Specification |
|-------------------------------------|---------------|
| Feed pressure/MPa                   | 1.4~1.8       |
| Chamber pressure/MPa                | 1.0~1.4       |
| Ignition temperature/°C             | 400~600       |
| N <sub>2</sub> O mass flow rate/SLM | 100~150       |
| Ignition delay/s                    | 0.2~1.2       |
| Heating time/min                    | 2~10          |

冷机启动试验的数据显示, 当催化剂加热到预定温度后打开氧化剂阀门, 发动机内的燃烧首先发生在靠近 N<sub>2</sub>O 入口的燃料处, 并在很短时间内扩展到整个燃烧室。多次试验数据显示, 点火延迟时间在 0.2~1.2 s 左右 (图 5 图 6)。

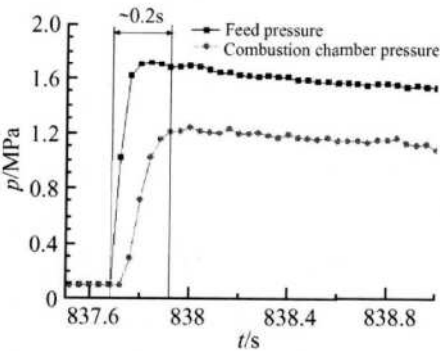


Fig 5 Ignition delay time

关闭氧化剂阀门停机冷却约 4 min 待催化剂温度降至 150 °C, 再次加热催化剂约 3 min 到达 550 °C 后打开氧化剂阀门, 重新启动发动机 (图 6)。由于首次燃烧后燃烧孔径扩大, 再次以相同氧化剂质量流量启动时氧化剂质量速度下降, 因此启动阶段的燃料燃速和燃烧化学反应速度都有所降低, 造成点火延迟时间增加。

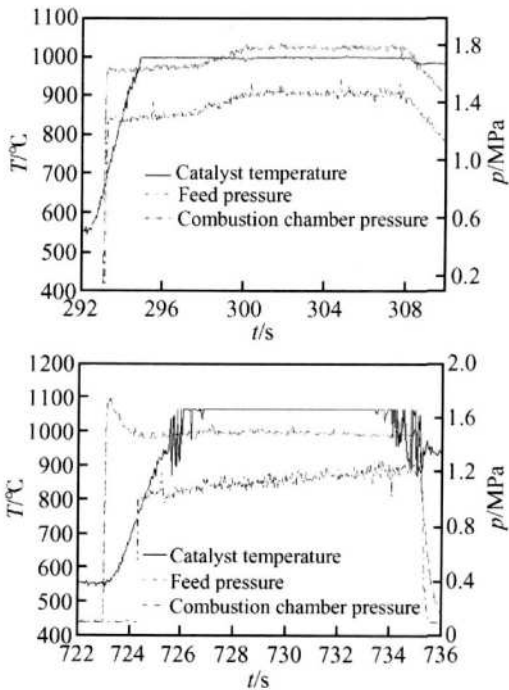


Fig 6 Pressure and temperature data of catalytic ignition and restart with re-heating the catalyst after motor cooling down

为测试发动机的热机再启动功能, 在发动机通过催化点火冷机启动稳定工作 15 s 后, 首次切断 N<sub>2</sub>O 气体供给, 停机 5~10 s 后恢复 N<sub>2</sub>O 气流, 发动机重新启动并建立起稳定燃烧。再次工作 15 s 之后多次重复上述节流关闭再启动步骤。试验中进行了多达到 7 次的热机再启动试验。数据采集系统记录下了催化反应室的温度、压力以及氧化剂供给系统的压力数据 (图 7)。由于试验设备所限, 图 6 图 7 中温度测量上限约为 1000 °C。

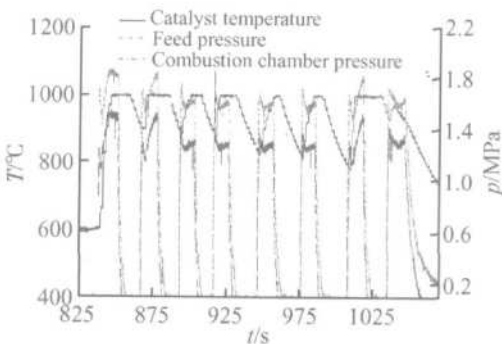


Fig 7 Pressure and temperature data of 7 times' continuous restarting with hot motor

热机启动时催化室温度仍然较高, 只要催化剂温度高于 N<sub>2</sub>O 自维持分解反应所需的活化温度, 再次通入 N<sub>2</sub>O 即可重新启动发动机。同时, 由于停机时间较短, 燃烧室内温度较高, 并存在相当数量的固体

(下转第 85 页)

很好的识别出来,而转子支承不同心故障有 5 组被误判为转子支承结构间隙、松动故障,转静件碰摩故障被很好地区分开了;对于转子不同心故障模型来说,转子不同心故障被很好的识别出来,而转子支承结构间隙松动故障有 10 组被误判为转子支承结构间隙、松动故障,转静件碰摩故障被很好地区分开了。对于转子支承结构间隙、松动和转子支承不同心这两种故障来说,因为转子支承结构间隙、松动故障会出现 1 倍、2 倍、3 倍甚至 4 倍频的振动,其特征是阶数越高振幅越小,而转子不对中有时也有 2 倍频振幅比 1 倍频小的现象,所以会加大分类的难度,导致误判的情况出现。

## 5 结 论

支持向量机是一种先进的辨识算法,但是由于它必须要有两类数据进行训练,所以大大限制了它在工程上的应用。本文引入的基于支持向量机的一类辨识方法,结合小波分形方法,将它运用在航空发动机振动故障诊断中,通过对振动数据进行了识别分析,

(上接第 3 页)

燃料蒸汽,重新打开氧化剂阀门后,可以在很短时间内迅速重新启动燃烧反应和完成建压过程,与冷机再启动相比,点火延迟时间更短。

## 5 结 论

(1)成功实现了催化剂作用下  $N_2O$  混合发动机的催化点火,进行了冷机和热机再启动试验,从原理上证明了在  $N_2O$  混合发动机上实现无引火材料催化点火和多次再启动的可行性。

(2)后续工作将在提高催化点火器的加热效率方面进行,以缩短加热时间,满足工程使用要求。

致 谢:参加本文工作的还有:刘方军、胡 龙、潘 焕、唐 钺、尹 黎、崔锁柱等。

## 参考文献:

- [1] 王永寿. 日美共同研究先进混合推进技术 [J]. 飞航导弹, 2001, (9).
- [2] Jerry Sellers. Investigation into hybrid rockets and other cost-effective propulsion system options for small satellites [D]. UK: University of Surrey, 1996.
- [3] Sisco J C, et al. Autoignition of kerosene by decomposed

证明了该方法的有效性。研究表明,该方法只需要一种故障数据就可以建立相应的故障模型,为一些实际问题的解决提供了有效的解决途径,具有很大的工程应用价值。

## 参考文献:

- [1] David M J Tax, Robert P W Duin. Outliers and data descriptions pattern recognition group [J]. *Delft University of Technology*, 2001.
- [2] Rector, Wakker K E. One-class classification [J]. *Technische Universiteit Delft*, 2001, 19.
- [3] Scholkopf B, Bartlett P, Smola A J. Shrinking the tube: A new support vector regression algorithm [J]. *Advances in Neural*, 1999.
- [4] 徐玉秀,原培新,杨文平. 复杂机械故障诊断的分形与小波方法 [M]. 机械工业出版社, 2003, 3.
- [5] 晔艳阳,胥永刚,何正嘉. 离散振动信号分形盒维数的改进算法和应用 [J]. 机械科学与技术, 2001.

(编辑: 朱立影)

hydrogen peroxide in a dump-combustor configuration [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(3).

- [4] 杨 威,张海涛,毛励文,等. 混合火箭发动机多次点火启动试验 [J]. 推进技术, 2004, 25(4). (YANG Wei, ZHANG Haitao, MAO Liren, et al. Experimental investigation on multiple-start in hybrid motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(4).)
- [5] Yaws C L. Mathereson gas data book [M]. 7th Edition. New York: McGraw Hill, 2001.
- [6] 霍雪亮,韦 迪,李路明.  $N_2O$  单组元发动机预热过程的建模 [J]. 推进技术, 2005, 26(1). (HUO Xue-liang, WEI Di, LI Luming. Modeling of  $N_2O$  monopropellant thruster pre-heating [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(1).)
- [7] Atkins P W, Jones L L. Chemistry: Molecules, Matter and Change [M]. 3rd Edition, New York: W. H. Freeman and Company, 1997, 685, 691, A10.
- [8] Zakirov V A, Goeman V, Lawrence T J, et al. Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space application [C]. *Proceedings of the 14th Annual AIAA /USU Conference on Small Satellites the United States*, 2000.

(编辑: 张雅凤)