

过氧化氢双组元发动机推力室研究

凌前程

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在过氧化氢发动机预先研究项目中, 开展了过氧化氢/烃燃料(煤油)推进剂的自燃点火研究, 包括自燃燃料开发、推力室设计及冷、热试考核。设计了 25N、30N、50N 和 50kN 推力量级的推力室。经热试车考核, 点火平稳可靠, 燃烧稳定, 室压粗糙度小于 $\pm 5\%$, 燃烧效率高于 92%, 设计方案合理。

关键词: 过氧化氢; 自燃燃料; 点火

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0021-05

Investigation on thrust chamber of the hydrogen peroxide bipropellant engine

Ling Qiancheng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In the research project of hydrogen peroxide engine, the self-ignition researches of hydrogen peroxide and hydrocarbon fuel (kerosene) were performed, including study of hypogolic fuel, design of thrust chamber and hot tests. 25N, 30N, 50N and 50kN thrusters were designed. Successful results of hot-firing tests indicate that self-ignitions are reliable and smooth. The engine has good combustion characteristics and the roughness of chamber pressure is below $\pm 5\%$, the combustion efficiency is more than 92%. The design of hydrogen peroxide hypergolic engine was rational.

Key words: hydrogen peroxide; hypogolic fuel; ignition

收稿日期: 2009-03-13; 修回日期: 2009-07-08。

作者简介: 凌前程 (1976—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室技术。

0 引言

航天动力系统采用无毒无污染、可贮存推进剂是未来发展的趋势。近年来,研究的重点集中在绿色推进剂方面。对于空间发动机,尤其是长期运行的推进系统而言,火箭用过氧化氢(RGHP)具有无毒、高密度、易贮存、高比热、分解产生大的体积膨胀和热量的优点,是一种理想的绿色推进剂。过氧化氢/煤油最有希望替代现用的有毒可贮存推进剂。美国空军、海军、NASA 都开展了过氧化氢/煤油火箭推进系统的项目研究。

过氧化氢和烃类燃料(含有相应的催化剂、添加剂)组成的双组元推进剂,在液相混合时会发生自燃,具有良好的比冲性能和自燃特性和贮存性能,密度比冲高,综合性能不低于其它可贮存推进剂。98%的过氧化氢/煤油具有与传统推进剂相当的性能。多年来,国内外均致力于研制这种与传统自燃推进剂同等性能但无毒性、可贮存的过氧化氢自燃推进剂和发动机,应用于新一代低成本、无毒无污染、可贮存的推进系统。

1 国内外研究现状

RGHP 浓度较高,通常质量浓度大于 85%,目前已解决了生产、贮存、运输、使用方面的问题,而与过氧化氢自燃的无毒燃料(醇类、烃类)仍在研制改进中。这种技术是在常规烃类、醇类燃料中加入催化剂(多为锰酸盐类)及其它添加剂,与过氧化氢相遇混合后自燃。美国、俄罗斯及国内相关单位对过氧化氢/自燃燃料发动机技术进行了广泛研究,突破了关键技术,现已进入工程应用阶段。火箭推进工程公司(PR)提出的 LV-1 小运载方案的一、二级发动机推力室也采用过氧化氢/煤油自燃方案。

美国海军空战中心^[1](NAWC)已研制出无毒自燃易溶燃料(NHMF),以甲醇、丁醇作为燃料混合物,完成了 111N(25 磅)和 1335N(300 磅)推力室地面考核热试(见图 1)和真空点火

试验。

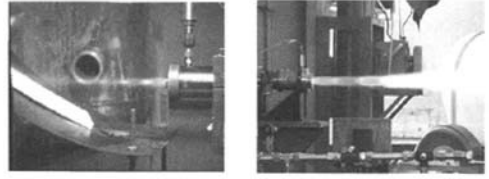


图 1 111N 和 1335N 发动机自燃点火试验

Fig.1 111N and 1335N thrust engine firing test

美国 Swift 公司^[2]、Sandia 国家实验室^[3]、Kaiser Marquardt 公司^[4]也开发了不同的烃类、醇类无毒自燃新燃料,点火延迟期约为 11ms。Purdue 大学^[5-6]研制的醇类新燃料,确认 H_2O_2 /1-丁醇具有较高的比冲与密度比冲。可溶性应变环状化合物 SSR 与甲醇及锰基催化剂混合时,可提高比冲和减少点火延迟期。完成了 187N(40 磅) 667N(150 磅)、890N(200 磅)推力发动机的热试,见图 2。

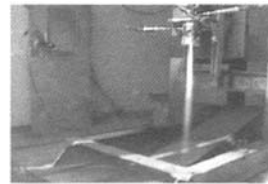


图 2 普渡大学 890N 针栓式发动机的自燃点火试验

Fig.2 890N thrust pintle engine of Purdue firing test

俄罗斯在上世纪九十年代也开展了类似的研究工作。莫斯科航空学院进行了 93%~94% H_2O_2 /煤油基燃料的点火试验,点火延迟期为 17~24ms。圣彼得堡应用化学研究中心研制了低毒、自燃混合燃料,与高于 90% H_2O_2 的点火延迟期约为 15ms。俄罗斯科学中心应用化学所^[7,8]研制的新型低毒燃料 Diran-A,采用 4kN 推力室完成考核试验,点火延迟期为 8ms。

国内从九十年代开始进行过氧化氢/烃类(或醇类)自燃发动机研究,开发了多种自燃燃料,具有较短的点火延迟期和良好的稳定性。还陆续完成了 30N~50kN 推力室自燃点火的地面试车及真空试车,但目前这些研究成果还未转入工程应用。

2 推进剂研制

2.1 自燃反应机理

常规自燃推进剂如 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ 、 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 组合,是由两种物质的特性决定的, N_2O_4 是强氧化剂,UDMH 是强还原剂,两者接触就会发生剧烈的放热反应和着火燃烧。RGHP/煤油(或醇类)自燃推进剂的点火机理不同于常规自燃推进剂,烃类、醇类燃料是惰性的,其还原性较差,和过氧化氢接触时不会发生化学反应也就不能着火燃烧。当在烃醇类燃料中加入催化剂后,与RGHP接触时,催化剂会使 H_2O_2 迅速分解,产生氧气并释放热量;一方面维持过氧化氢的催化分解和热分解;另一方面加热燃料至着火点温度,形成着火燃烧。

过氧化氢/自燃煤油的点火机理是过氧化氢催化分解(称之为均相催化分解)和燃料被氧化升温着火,不同于简单的氧化还原反应。也可以说与双组元发动机常用的催化分解点火的机理相同,仅有过氧化氢采用的催化剂类型和方式的差异。

2.2 自燃燃料研究

新型自燃燃料基本上有三种主要组份:一是烃类、醇类、叠氮类化合物等高能基燃料如火箭煤油作为主要燃料(具体含量因配方而有差异,基本在70%以上),具有如低毒、可贮存性、高密度、低冰点、高沸点、与贮存材料相容、生产工艺简单的特性;二是锰、铜过渡元素化合物如有机的锰酸盐作为催化剂(5%~8%),其作用是降低过氧化氢和燃料反应的最小活化能;三是易溶于煤油和催化剂的有机添加剂,作用是改善催化剂的溶解度。

例如国外研制的燃料 Diran-A(一种能被有机锰酸盐活化的叠氮类化合物)与煤油的密度相同,但RGHP/Diran-A的密度比冲高于RGHP/煤油。自燃燃料研制的重点和难点是将基本燃料组份与活性添加剂加以合成,要求添加剂必须与燃料绝对相容,长期存放不会出现沉淀和悬浮颗粒,以防改变性能或堵塞喷注孔。

新开发的无毒、自燃、易溶燃料 NHMF 研究重点是确定燃料的点火延迟期、性能,并对燃料的其它特性如极性、燃气产物分子量、长期及各种条件贮存的稳定性等进行详细地研究。评估燃料时需要鉴定是否满足下列基本指标:

(1) 理论性能预估(真空比冲 I_{sp} 、燃烧室温度 T_c 和密度比冲 ρI_{sp}): 真空比冲至少为 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 的95%;

(2) 无毒:在生产、运输和处理中低毒环保,不极度危险;

(3) 可溶性研究:催化剂、添加剂可以溶解在燃料中,每种组份均能互溶;

(4) 自燃性鉴定:要求与RGHP接触时可以迅速自燃,点火延迟期短。

2.3 国内研制成果

近年来,国内相关单位陆续公布了在自燃燃料上的研究成果,对过氧化氢/煤油(醇类)配方进行了理论与试验,开发了烃类、醇类新燃料,点火延迟期约为10~30ms,并通过了25N、30N、50N、200N、50kN多种推力量级发动机的热试考核,验证了可靠点火、平稳起动、多次起动、较高的燃烧效率等关键技术。目前,还在继续对一些问题如点火延迟期较常规自燃推进剂长、各种条件下的长期贮存性等作改进研究,以便尽快实现工程应用。

3 发动机热试系统

为了实现对新研制的自燃发动机的热试车考核,建立了一系列专用的发动机热试车系统(图3和图4)。试验设施主要包括推进剂供应系统、吹除系统、推力架、数据采集系统、控制系统等。过氧化氢贮箱为不锈钢贮箱,相容性较好。贮箱上装有压力计和温度计以测量推进剂的压力和温度,还具有快速泄出能力、去离子水清洗回路能力。吹除系统采用高压氮气,可以进行增压和吹除。试验数据采集、实时性能分析基于一套高速数据采集系统,它应用多功能I/O系统、信号状态设备和多通道模型,可完成设备调试、实时操作、失败监控和数据记录。

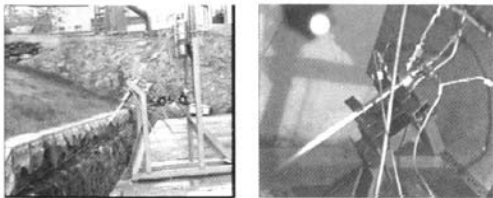


图 3 推力室热试车的小型试验台
Fig.3 Hot test of thruster installed on test pad



图 4 安装发动机的 kN 级试车台
Fig.4 Engine installed on large level test pad

4 推力室设计与试验

在 RGHP/煤油（醇类）自燃技术研究过程中，先后设计了 25N、30N、50N、50kN 多种双组元推力室，与合作单位完成了大量的热试，考核了不同的燃料配方、过氧化氢浓度、推进剂混合比和起动时序的点火性能，突破了过氧化氢/煤油基燃料的自燃点火技术，开发的新燃料在不同工况下点火可靠，起动平稳，燃烧效率较高。发动机的设计也在逐步完善并得到了较好考核，脉冲工作性能良好。

4.1 50N 推力室点火试验

为了评估新燃料在实际发动机上的性能，在小型试车台上采用 50N 推力室进行了点火试验。50N 推力室可用于 90%过氧化氢（或更高浓度）/煤油、过氧化氢/混醇及其它推进剂的自燃点火试验。喷注盘采用直流互击式结构。采用可拆卸结构能实现多种喷注方案（见图 5）。身部冷却方式为热容冷却，特征长度为 700mm，比国外同类试验发动机要小得多。

推力室试验时采用电动气阀进行控制，实测数据包括推力、室压、喷前压力及流量。为了抑制点火时产生高的压力峰，通过充填计算和冷

调，确保两种推进剂进入时序合理。试验结果表明，燃烧效率约为 97%，室压粗糙度为 6.3%（粗糙度 R_t 为室压在一次脉动中波动情况）， T_{90} 为 150ms，根据试车结果参数计算真空比冲达到 2744m/s。典型的试验曲线见图 6。

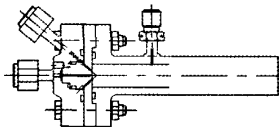


图 5 50N 推力室示意图
Fig.5 Schematic of the 50N thruster

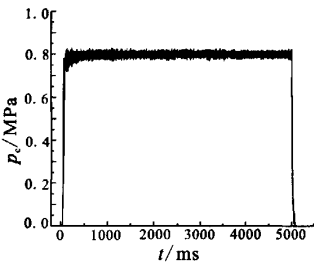


图 6 50N 推力室点火压力曲线
Fig.6 Pressure variation of 50N thruster ignition test

4.2 30N 推力室点火试验

过氧化氢自燃发动机为了能与常规发动机竞争，必须具备快速脉冲模式下的点火能力。25N、30N 推力室也采用直流互击式结构，完成了脉冲和长程试验的考核，性能稳定。 T_{90} 为 100ms，室压粗糙度小于 5%，燃烧效率为 92%~95%，按试车参数计算真空比冲可达到 2670m/s。

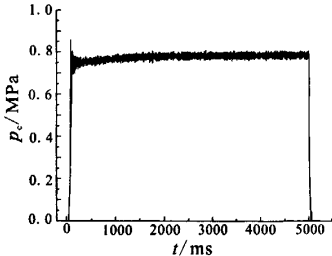


图 7 30N 推力室自燃点火压力曲线
Fig.7 Pressure variation of 30N thruster ignition test

图 7 和图 8 分别为 30N 推力室完成的稳态和 100ms、50ms、30ms 脉冲点火的压力曲线。脉冲试验表明，最小脉冲宽度为 30ms，各脉冲波形

一致性较好，推力室的脉冲性能良好。由于喷注器充填时间长和未使用快速响应阀门，并未考核 10ms 脉冲宽度下的工作能力。

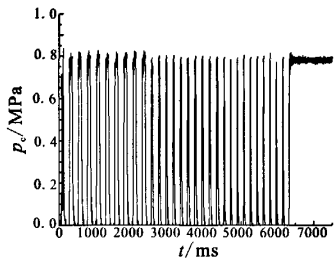


图 8 30N 推力室脉冲工作压力曲线

Fig.8 Pressure variation of 30N thruster pulse test

推力室试验后进行分解、检查，喷注器盘、喷管喉部均无烧蚀现象，没有出现喷孔堵塞现象，推力室的结构及密封可靠。

4.3 50kN 推力室点火试验

50kN 推力室采用过氧化氢再生冷却身部，喷注器为直流互击式结构。在传热仿真计算的基础上，进行了推力室再生冷却结构设计。建立了推力室起动充填计算模型，对推进剂进入燃烧室的时序进行了准确仿真，确定了自燃点火程序，保证点火时推进剂的积存量和混合比，确保了点火的可靠性和平稳性。从试车结果看，起动平稳，再生冷却身部工作安全可靠，燃烧效率达 92%。图 9 为挤压试车燃烧室压力曲线，由于试车中流量稍有降低，导致室压曲线略有下降。

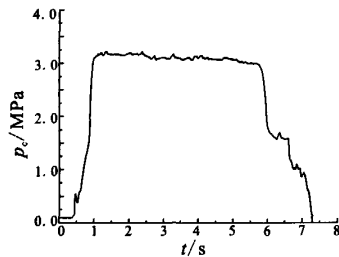


图 9 50kN 推力室自燃点火压力曲线

Fig.9 Pressure variation of 50kN thruster ignition test

5 结论

25N、30N、50N 推力室成功的稳态和脉冲试验以及挤压式 50kN 推力室的试车成功，表明过

氧化氢/煤油基自燃发动机起动可靠，燃烧稳定，燃烧效率较高。

研制的 25N、30N、50N、50kN 推力室及发动机阀门，经过自燃点火考核，证明方案合理，结构可靠。

从航天发展需求看，现代火箭需要开发出新型推进剂和推进系统。过氧化氢/煤油基自燃燃料发动机的研制具有广阔的前景，特别是用于载人航天推进系统。目前正在进行的过氧化氢推进技术的研究，有望在型号发动机上得到应用。

参考文献：

[1] Nick Purcell, Amos Diede. Test Results of New Reduced-Toxicity Hypergols for Use with Hydrogen Peroxide Oxidizer.The 5th International Hydrogen Peroxider Propulsion Conference, September 15-19, 2002.

[2] Pourpoint T,Rusek, J. Investigation of Homogeneous and Heterogeneous Catalysis for the Propulsive Decomposition of Hydrogen Peroxide. The first International Conference on Green Propellant for Space propulsion, June 20-22, 2001.

[3] Brian M, Mark C. Investigation of Hypergolic Fuels with Hydrogen Peroxide. AIAA-2001-3837.

[4] Morlan P, Wu P. Catalyst Development for Hydrogen Peroxide Rocket Engines.AIAA 1999-2740.

[5] Austin B, Heister S. Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants. AIAA-2002-4029.

[6] Long M, Anderson W. Bi -Centrifugal Swirl Injector Development for Hydrogen Peroxide and Non -Toxic Hypergolic Miscible Fuels. AIAA-2002-4029.

[7] Sadov V N. HP-Based Green Rocket Propellants. The First International Conference on Green Propellant for Space propulsion, June 20-22, 2001.

[8] Sadov V N. Self-ignition of Low-toxicity Fuel Diran-A with Hydrogen Peroxide in Combustion Chamber. The 5th International hydrogm Peroxider Propulsion Conference, September 15-19, 2002.

(编辑：王建喜)