

# 固液混合火箭发动机在武器与航天领域的应用

赵庆华<sup>1</sup>, 王莉莉<sup>1</sup>, 刘 欣<sup>2</sup>

(1. 内蒙合成化工研究所, 内蒙古 呼和浩特, 010010

2. 中国航天科工动力技术院, 内蒙古 呼和浩特, 010010)

**摘 要:** 系统介绍了固液混合火箭发动机的主要特点及其应用。固液混合火箭发动机具有能量高、容易进行推力调节、可多次启动、可靠性高、安全性好、成本低等优点。在武器领域用做导弹的发动机, 可使导弹具有射程远、突防能力强、低易损、易于实现能量管理等优点; 用于军用航天器的轨道机动发动机, 可具有优良的轨道机动性能; 在民用航天领域可以用做运载火箭助推器, 不仅能量高、环境友好, 而且对于载人航天而言具有突出的安全性能; 用于上面级发动机则具有多次启动、轨道机动能力强、在轨工作时间长等优点; 用于姿轨控发动机和变推力发动机具有推力调节精确、绿色环保等优点。总之, 固液混合火箭可满足航天技术发展对多种高性能发动机的需求。通过分析提出了发展固液混合火箭发动机的若干建议。

**关键词:** 固液混合火箭发动机; 航天发射; 导弹; 能量管理; 推力调节

**中图分类号:** V436-34   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1672-9374 (2014) 06-0059-05

## Application of hybrid rocket engine in the fields of weapons and space launching

ZHAO Qing-hua<sup>1</sup>, WANG Li-li<sup>1</sup>, LIU Xin<sup>2</sup>

(1. Inner Mongolia Synthetic Chemical Engineering Institute, Huhehot 010010, China;

2. Solid Propulsion Technology Academy of CASIC, Huhehot 010010, China)

**Abstract:** The main characteristics and applications of hybrid rocket engine are introduced. Hybrid rocket engine had the advantages such as high reliability, high energy, easier for thrust control, safety and low cost. In the field of weapons, it can be used as motor of missile, which can make the missile have advantages of long firing range, strong defense penetration, low vulnerability, and can also be used as orbital maneuvering engine of military spacecraft, which can bring about excellent orbital maneuvering performance. In the field of aerospace, it can be used as booster and launch vehicle, and has high energy and environmental friendly advantages. It has outstanding safety performance in manned space flight. It can also be used as upper stage engine with the advantages of excellent restart capability, high orbital maneuvering performance and long working life in orbit.

收稿日期: 2014-04-04; 修回日期: 2014-05-30

作者简介: 赵庆华 (1969—), 男, 高级工程师, 研究领域为火箭发动机固体及混合燃料技术

When used as attitude or trajectory control motor and variable thrust engine, it has the advantage of accurate thrust regulation and is environmentally benign. The hybrid rocket engine can meet the needs of space technology development for high-performance engine. Based on above-mentioned analysis, several proposals about development of hybrid rocket engine are offered.

**Keywords:** hybrid rocket engine; space launching; missile; energy management; thrust throttling

## 0 引言

固液混合火箭发动机是一种燃料和氧化剂的物理状态不一致, 并且被分离储存的推进系统。它具有良好的安全性、可控性、可靠性、低成本和低污染性等优点。与固体火箭发动机相比, 具有能量性能高、可多次开关机、容易进行推力调节等优势; 与液体火箭发动机相比, 具有安全性好、可靠性高, 结构简单等优势。随着导弹与航天器对动力装置安全性、可靠性、可控性和多次启动性以及经济性等性能要求的提高, 固液混合火箭发动机有可能成为未来主要的动力装置。

## 1 固液混合火箭发动机的特点

固液混合火箭发动机具有以下优点:

### 1) 较高的能量性能

固液混合火箭发动机的比冲介于固体发动机和液体发动机之间, 具有较高的能量性能。在 60/1 的膨胀比下,  $\text{H}_2\text{O}_2/(\text{HTPB}/20\%\text{Al})$  体系的混合推进剂比冲可达 360 s,  $(\text{LF}30\%/\text{LOX}70\%)/(\text{HTPB}/20\%\text{Al})$  体系的混合推进剂比冲可达 389 s,  $(\text{LF}30\%/\text{LOX}70\%)/(\text{HTPB}/40\%\text{Li}/15\%\text{LiH})$  体系的推进剂比冲可达 427 s。

### 2) 可以多次启动

固液混合火箭发动机在液体氧化剂与固体燃料接触时发生燃烧, 切断氧化剂供应后, 燃烧停止, 利用这一特性, 可实现固液混合火箭发动机多次开、关机。

### 3) 容易实现推力调节

只要调节液体氧化剂流量, 就可以改变推力。与固体火箭发动机和液体火箭发动机相比, 固液混合火箭发动机的推力调节最容易实现。

### 4) 安全性能好

氧化剂和燃料分别存放, 且固体燃料通常为惰性物质, 因此有较高的安全性。

### 5) 环境友好

固液火箭发动机的推进剂可选用绿色洁净的氧化剂和固体燃料组分, 具有环境友好的特点。

### 6) 成本低

根据文献报道, 固液混合发动机的成本远低于固体和液体推进系统。

### 7) 可靠性高

相对于液体火箭发动机而言, 固液混合火箭发动机只有一半的管路系统; 相对于固体火箭发动机而言, 固液混合火箭发动机使用的固体推进剂对裂纹和缺陷不敏感。因此, 固液混合火箭发动机具有更高的可靠性。

同时, 固液混合火箭发动机也存在以下突出的缺点:

1) 固液混合火箭发动机固体燃料的燃面退移速率低, 增加了装药结构设计的复杂性;

2) 固液混合火箭发动机的燃烧效率相对较低于固体和液体发动机;

3) 固液混合火箭发动机工作过程中氧/燃比发生变化, 会导致比冲改变;

4) 复杂装药结构混合火箭发动机工作结束时会有残药剩余, 因此有效的燃料装填系数较低。

上述缺点加大了固液混合火箭发动机研制的难度。

## 2 在武器领域的应用

### 2.1 导弹发动机

在未来的军事斗争中, 要求导弹的动力装置具有能量高、推力可变、结构简单、低特征信号、低易损性等优良特性, 而目前采用固体火箭发动机的导弹不同程度存在着突防能力差、能量

管理和控制技术落后等缺点,固液混合火箭发动机能够很好地适应新型导弹武器对高性能动力装置的需求。例如 Sandpiper 靶弹,发动机以 75%  $\text{N}_2\text{O}_4$  和 25% 的 NO 为氧化剂,固体燃料含 90% 的聚甲基丙烯酸酯和 10% 的镁粉,理论比冲 276.3 s,实际比冲 250.3 s,比冲效率达 90.59%。该靶弹从飞机上发射,在不同的高度和不同的马赫数下水平飞行距离超过 185.2 km,有推力的时间超过 300 s,节流能力超过 8:1。

由于具有较高的比冲,用固液混合火箭发动机代替固体火箭发动机可以使导弹具有较远的射程。固液混合火箭发动机的固体燃料药柱对外界的激发冲量和自身的裂纹、气孔和脱粘等缺陷不敏感,可以使导弹具有良好的低易损性,这一优点对于舰载和机载导弹武器尤为重要。

固液混合火箭发动机可以通过调节氧化剂流量实现发动机的能量管理,使导弹在携带推进剂或者燃料数量固定的情况下实现射程或末段速度的最大化。以反舰导弹为例,可以在起飞段采用大推力的助推工作模式,使导弹在短时间内由静止状态迅速达到所设计的飞行速度;在续航段采用小推力的巡航工作模式,使导弹克服阻力,按照设定的速度飞行;在弹道的末端,采用大推力的突防工作模式,使导弹加速冲向目标,通过高的飞行速度增加突防的概率,并附加导弹的动能打击效果。使用同一固液混合发动机满足导弹在飞行弹道的不同阶段的推力要求,可以简化动力装置,降低武器的成本并提高可靠性。

弹道导弹以固液混合火箭发动机为动力装置,可以通过推力调节和多次启动,实现弹道的优化,提高突防能力和对复杂战场环境的适应能力。当导弹沿着固定的弹道飞行,容易被敌方探测并计算出飞行轨迹和最佳拦截点。采用固液混合火箭作为弹道导弹的动力装置时,可以通过调节推力以及多次开关机,实现弹道的优化。例如,通过多次的关机-重启动,使弹道导弹反复地下降、上升,形成具有多个波峰和波谷的跳跃式弹道,使敌方反导弹防御系统无法及时确定导弹的飞行轨迹,难以计算导弹的落点,从而提高弹道导弹在中段的突防能力。

固液混合火箭发动机也可以作为大型飞航式导弹的突防发动机,通过输出不同大小和方向的推力,实现导弹的机动变轨,使敌方拦截导弹脱靶,从而提高导弹在中段和末段的突防能力。对于弹道导弹还可以在末段通过变轨修正弹道,提高落点精度,对于用弹道导弹打击海面大型移动目标(例如航空母舰)具有重要意义。因此固液混合火箭发动机在导弹的突防发动机领域也有良好的应用前景。

固液火箭发动机的燃烧产物清洁少烟,有利于降低导弹的特征信号,提高自身的生存能力,同时还可以减少或避免烟雾对制导信号的干扰,提高制导精度。

## 2.2 军用航天器的轨道机动发动机

固液混合火箭具有多次启动以及进行推力调节的能力,可用做军用航天器的轨道机动发动机。以反卫星作战为例,固液混合火箭发动机可作为共轨式天基反卫星武器的轨道机动发动机。共轨式天基反卫星武器平时依靠惯性在自身的轨道上运行,作战时,开启固液混合发动机,实施轨道机动,与敌方卫星共轨运行,此时可以凭借固液发动机的精确调节能力,接近敌方卫星,采用电子战等方式使敌方卫星丧失通信、侦察、预警等能力,也可以凭借优良的轨道机动能力对敌方卫星进行在轨捕获,还可以通过增大发动机推力,用动能撞击或其他方式将敌方卫星摧毁。由于固液混合火箭可以多次启动,因此上述共轨式天基反卫星武器可以在太空中多次使用,打击方式灵活多样,提高了执行任务的灵活性和使用效率,与目前基于液体火箭发动机的轨道机动系统相比,固液混合火箭发动机的轨道机动系统具有更高的安全性、可靠性和较低的成本。

## 3 在航天领域的应用

### 3.1 运载火箭及助推器

大推力的固液混合火箭发动机具有较高的比冲,不但能够满足航天器对于运载火箭能量性能的要求,并且在安全性、可靠性、环境友好等方面具有明显的优势。例如,固液混合火箭发动机在遇到意外的激发冲量的时候,不易

被引爆,在必要的时候可以关机,这种突出的可靠性与安全性,在载人航天活动中具有至关重要的意义。

20 世纪国外固液火箭发动机的研发重点就已包括大型运载火箭和航天飞机用的助推器样机。美国火箭公司发展固液火箭发动机的目的就是将其应用于小型运载火箭及中、重型运载火箭的捆绑助推器以及上面级中。1986 年,国外在阿里安-5P 和 H-II 火箭固体助推器的数据的基础上研究了固液混合火箭发动机用于助推器的可行性。研究表明,固液助推器可替代固体助推器。美国研究了用固液火箭发动机来代替目前中型火箭德尔它和宇宙神所使用的固体火箭助推器,来提高有效载荷能力。美国还准备在下一代运载火箭中采用液氧/液氢发动机作为主发动机,周围捆绑固液火箭发动机的结构形式。根据文献报道,1993 年,美国火箭公司率先试验了一种推力 113.4 t 的 LOX (液氧)/HTPB (端羟基聚丁二烯) 混合火箭发动机。1999 年,一个由多家宇航公司组成的集团也试验了几种推力相同的 LOX/HTPB 固液发动机样机。

美国已经成功地设计了 H-500 和 H-250K 固液火箭发动机,并把它应用于亚轨道火箭。此外把 H-250K 发动机改进成 H-1800 发动机,准备应用于天鹰座系列小运载火箭。

在欧洲,DLR (德国宇航研究院)在研制 HY157 固液火箭发动机以替代 P170 固体火箭助推器,然后计划用于未来阿里安-5 运载火箭的助推器。

载人航天对于安全性有更高的要求,用固液混合火箭做运载火箭的助推器,不但成本低、安全性好、燃烧产物清洁,而且在发射中可以通过推力调节控制航天员承受的过载,在出现故障时还能紧急关机,使航天发射的安全性大大提高,尤其对于载人航天器而言,具有现有的固体助推器所无法比拟的优越性。例如在“挑战者”航天飞机爆炸事故中,如果采用的是固液混合火箭发动机做助推器,就可以在事故初始阶段关闭固液混合发动机,避免事故的扩大,从而使航天员有生还的机会。

### 3.2 上面级发动机

上面级发动机需要具备工作时间长、可多次启动、任务适应性强、轨道机动能力强等特点,可用于完成提升运载能力、多星分配轨道部署、多星组网部署、异面轨道机动和全任务轨道到达等任务。

可启动次数是上面级的重要指标之一,采用固液混合火箭发动机作为运载火箭的上面级的最大优势是具备多次启动能力。除此之外,在轨道机动能力和长时间工作能力方面也具有明显的优势,又因为只有液体氧化剂一种液体组分,且可以选用较高沸点物质,例如浓硝酸(沸点为 83 ℃)和过氧化氢(沸点为 151.4 ℃),可以有效地克服液氢、液氧等低温推进剂在轨蒸发的技术难题。综上,采用固液混合火箭发动机作为运载火箭的上面级,可以明显拓展运载火箭的任务适应性。美国火箭公司在考虑将固液火箭发动机作为入轨发动机,通过多次点火以保证载荷能准确入轨。马歇尔空间飞行中心也对固液火箭发动机作为脱轨发动机进行了可行性研究。

### 3.3 姿轨控发动机

以反导系统的 KKV (动能拦截器)用姿轨控发动机为例,KKV 必须保证对被拦截导弹的零脱靶量才能拦截成功,KKV 拦截导弹的过程需要输出变化的推力,用来进行克服分离扰动、变轨和对准目标。用固液混合火箭发动机做姿轨控发动机只需要简单改变液体氧化剂通量就可以进行推力的精确调节,并且在比冲、多次启动等方面也优于固体火箭发动机,而采用固体推进剂的姿轨控发动机则只能通过采用双药柱或者多药柱设计,不仅装药结构复杂,而且推力调节精度不高。此外,采用固液混合火箭发动机做 KKV 的姿轨控发动机还具有以下优点:

1) 固液混合火箭发动机的燃面退移速率只受液体氧化剂通量的控制,基本不受发动机工作压力波动的影响;

2) 安全性能好,易于长期储存,维护简单;

3) 可靠性和成本优于固体、液体火箭发动机;

4) 可满足机载、舰载武器的低易损性要求;

5) 如果采用绿色环保氧化剂,例如过氧化氢氧化剂和无金属粉或低金属含量的固体燃料配方,将具有燃气清洁、无羽流污染的特点。

### 3.4 变推力发动机

变推力发动机的价值在于为推进与控制提供可控的动力,根据文献 [13],其优越性在于:

1) 用于航天运输系统的动力装置,可以实现最佳的推力控制,使运输能力达到最大;

2) 载人航天器主动飞行段使用变推力发动机,可以严格控制宇航员的过载,确保其安全;

3) 航天器的交会对接和轨道机动,使用变推力发动机可以提高操纵控制的灵活性;

4) 在月球等无大气天体的表面软着陆和机动飞行中,变推力发动机是唯一可行的动力装置。

常推力发动机组合虽然可实现推力的简单调节,但是难以满足大范围、高精度、低能耗航天器轨道快速机动的目标<sup>[12]</sup>。固液混合火箭发动机最突出的优点之一就是容易实现推力调节,固液混合火箭发动机用于变推力发动机领域,将可以实现大范围、高精度、低能耗的推力调节,进行合理的能量管理,并且还具有发动机结构简单、安全性好、可靠性高、成本低等优点,可以很好地满足未来航天器对变推力发动机的需求。

## 4 结束语

综上所述,固液混合火箭发动机在武器与航天领域具有良好的应用前景,可以明显提高武器及航天器的技术水平。固液火箭发动机依照其固体燃料配方及液体氧化剂的不同,具有不同的性能特点,应针对不同的应用背景的需要开展研究,具体建议如下:

1) 开展大推力型固液混合火箭发动机技术研究

突破大幅度提高燃面退移速率关键技术,使大推力固液火箭发动机可用于运载火箭、助推器、导弹动力装置等方向;

2) 开展小推力燃气清洁型固液混合火箭发动机技术研究

采用绿色洁净的固体燃料配方,着重于推力精确调节技术的研究,主要用于燃气发生器、姿轨控发动机、导弹突防发动机等方向。

3) 开展变推力型固液混合火箭发动机技术研究

其关键技术为大范围、高精度、低能耗推力调节技术,同时还具有高安全性、高可靠性和低成本的特点,应用于变推力发动机方向。

### 参考文献:

- [1] 贺武生 译. 混合式火箭推进装置的发展前景[J]. 火箭推进, 1994 (1): 26-40.
- [2] 廖少英. 固液火箭发动机性能特征[J]. 上海航天, 2004 (5): 8-14.
- [3] 邹德荣. 国外固液火箭发动机用推进剂[J]. 飞航导弹, 2001 (11): 38-40.
- [4] ESTEY P N, HUGHES B G R. The opportunity for hybrid rocket motors in commercial space, AIAA 92- 3431 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [5] 杨玉新, 胡春波, 何国强, 等. 固液混合火箭发动机中的关键技术及其发展[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1616-1621.
- [6] MEAD F B. Early developments in hybrid propulsion technology at the air force rocket propulsion laboratory, AIAA 95-2946[R]. USA: AIAA, 1995.
- [7] 胡建新, 夏智勋, 张钢锤. 固液火箭发动机在空间发射上的应用前景[J]. 导弹与航天运载技术, 2002 (3): 21-24.
- [8] 单建胜. 固液火箭发动机的研制及其应用[J]. 固体火箭技术, 1997, 20(3): 13-20.
- [9] KNIFFEN B J. Hybridrocket development at the American rocket company, AIAA 90-2762[R]. USA: AIAA, 1990.
- [10] 刘竹生, 刘伶俐. 航天运输系统发展及展望[J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 5(42): 493-504.
- [11] 张绪虎, 汪翔, 贾中华, 等. 小推力姿控轨控火箭发动机材料技术研究现状[J]. 导弹与航天运载技术, 2005 (6): 32-37.
- [12] 李悦. 基于变推力液体火箭发动机的航天器快速机动问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- [13] 岳春国, 李进贤, 侯晓, 等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39(3): 464-468.

(编辑: 陈红霞)