

固液混合火箭发动机技术

蔡国飙 田辉 俞南嘉

(北京航空航天大学宇航学院)

摘要 通过对火箭发动机技术发展的研究,提出了固液混合火箭发动机是目前航天推进系统发展的一个新方向。介绍了固液混合火箭发动机的特点、发展历史和现状,并结合我国航天发展情况分析固液混合火箭发动机在航天领域中的应用前景,指出固液混合火箭发动机在运载火箭助推级、先进上面级和先进轨道转移系统中的广泛应用前景。同时分析了影响固液混合火箭发动机性能及其应用的主要关键技术。

关键词 固液混合火箭发动机 助推器 上面级 轨道转移

中图分类号 V421 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825(2009)01-0015-04

1 引言

火箭发动机是各类火箭、导弹和航天器最主要的动力装置,火箭发动机技术的发展对航天技术的发展十分关键。

液体火箭发动机具有比冲较高、工作时间较长、能多次重复启动、工作可靠、推力可调节和可多次使用等特点,在大型运载火箭、航天飞机以及各种航天器上广泛应用。固体火箭发动机具有结构简单、体积小、工作可靠、使用简便、能长期贮存和机动性好等特点,主要在航天运载器、航天器,特别是现代导弹领域内得到广泛应用。

液体火箭发动机和固体火箭发动机的应用十分广泛,技术也十分成熟,但是不论是液体火箭发动机还是固体火箭发动机,在具有优点的同时,又存在一定的缺点,液体火箭发动机结构复杂,使用不便;固体火箭发动机比冲较低、工作时间较短、推力调节和重复启动较难。虽然这两种发动机仍在不断发展,但是由于在火箭发动机中单独使用液体推进剂或固体推进剂,上述的缺点不可能完全消除,因此,人们对同时采用液体和固体作为推进剂的混合火箭发动机产生了兴趣^[1-4]。

2 固液混合火箭发动机主要特点及应用前景

固液混合火箭发动机是采用液体氧化剂和固体燃料的混合火箭发动机,主要由液体氧化剂供给系统和发动机主体系统组成。挤压式氧化剂供给系统由高压气瓶、压力调节器、推进剂贮箱和流量调节阀组成,发动机主体系统由液体氧化剂喷注器平板、固体推进剂药柱、发动机壳体和喷管组件等组成。

由于燃料和氧化剂分别采用不同状态的物质,因而它的燃烧与单纯的固体或液体火箭发动机不同^[5,6],在这种情况下,燃烧室中只有一小部分存在着燃料和氧化剂的均匀混合物。固液混合火箭发动机的燃烧呈现为肉眼可见的扩散火焰,在火焰中,氧燃比沿燃料通道的长度不断降低。这种不同的特性使固液混合火箭发动机具有一些不同的特点,其优点主要有:安全性好、容易进行推力调节、易关机和重新启动、推进剂能量较高、环保性好、药柱稳定性好、温度敏感性低、经济性好。可应用于运载火箭主推进、助推级、上面级、亚轨道飞行器、先进轨道转移系统的动力装置,应用前景十分广泛。但其固体燃料燃速较低、装填密度低、燃烧效率低、氧燃比会发生变化,这就需要在设计固液混合火箭发动机时采用必

要措施来提高发动机性能。

3 固液混合火箭发动机的发展历史与现状

固液混合火箭发动机大约已有 70 多年的历史了。从 20 世纪 30 年代就有了试验性的研究,进入 20 年代 80 年代中期,一方面由于商业竞争的日趋激烈,低成本火箭的发展显得格外的重要;另一方面,1986 年 1 月 28 日“挑战者”号和 1986 年 4 月 18 日“大力神”III 运载火箭的固体助推器出现故障引起爆炸,这也引起了 NASA 的注意,试图用固液推进剂来代替单一的固体推进剂,从而使固液混合发动机的研究日益增强。

固液混合火箭发动机的氧化剂,主要有液氧(LOX)、气氧(GOX)、一氧化二氮(N_2O)、过氧化氢(H_2O_2)和硝酸(HNO_3)等^[7]。固体燃料主要包括聚合物和金属氢化物等,主要有聚乙烯(PE)、端羟基聚丁二烯(HTPB)、聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)、氯化锂和聚合物与金属氢化物的混合物。在这些燃料和氧化剂的基础上,可以组成各种不同的推进剂组合,达到不同的性能。

LOX/HTPB 推进剂组合能量较高,适合大型助推器的应用,但是其供给系统比较复杂。美国在该方向开展了大量的研究工作,1985 年至 1995 年间,美国火箭公司(AMROC)发展了一系列混合火箭发动机,H-50、H-250、H-500、H-1500、H-250K 和 H-1800,都采用 LOX/HTPB 推进剂组合,其真空推力分别为 22kN、140kN、333kN、900kN、1085kN 和 1071kN,用于验证固液助推的可行性。2002 年 1 月,固液推进验证计划(HPDP)进行了第四次也是最后一次 1100kN 级的固液混合火箭发动机试验。同时美国针对航天飞机助推器也开展了固液混合火箭发动机方案研究。法国对阿里安 5 火箭的助推级也进行了采用固液混合火箭发动机方案的论证。

HNO_3 /HTPB、PS、PMMA、胺基等燃料的推进剂组合由于其可以自燃,适合使用在导弹武器和靶弹上。

20 世纪 70 年代,美国的联合技术中心(CSD)和比奇公司(Beech Aircraft)开始研究高空超音速靶弹 HAST(High Altitude Supersonic Target),选用抑制性红色发烟硝酸(IRFNA)作为氧化剂,PB+PMMA 作为燃料,推力调节能力为 10:1,而且是可回收的,并于 20 世纪 80 年代中期取得成功,是唯一用于军事用途

并实际飞行过的固液混合火箭发动机。

N_2O /HTPB、石蜡基的推进剂组合,由于一氧化二氮(N_2O)的饱和蒸汽压高(约 50atm),可自增压实现推进剂挤压输送;无毒,无腐蚀性,常温下稳定性好,是目前固液混合火箭发动机的一个热点,适合探空火箭、亚轨道飞行、快速机动发射等领域。

2003-2004 年,在美国斯坦福大学和洛克希德-马丁公司联合启动的 Stanford/LM 火箭项目中,斯坦福大学的师生设计和研制了推进剂为 N_2O /石蜡的固液混合火箭发动机,应用于小型探空火箭,并且在 2003 年 10 月成功发射,验证了固液混合火箭发动机的性能。洛-马公司和 NASA 考虑将这次发射的成果用于进一步的空间发射上。

2003 年,Scaled 复合材料公司宣布了一项利用一种独特飞行器进行亚轨道商业飞行的计划,这种设计要把三个人送到高 100km 的亚轨道上,这是完全由私人企业进行的载人太空飞行计划。2004 年 6 月 21 日,首次飞行获得成功,2004 年 9 月 29 日和 2004 年 10 月 4 日两次飞行又获成功。

该飞行计划首先利用特殊设计的喷气式飞机“白骑士”(White Knight)搭载着“太空船一号”(SpaceShipOne)飞船进行飞行,飞行大约 1h 后,到达约 15km 的高度,“太空船一号”与“白骑士”分离,然后“太空船一号”上的固液混合火箭发动机点火,80s 后,到达 100km 的太空,在短暂停留后重返大气层,并最终滑翔返航。

“太空船一号”飞船的发动机采用 SpaceDev 公司设计的固液混合火箭发动机——SpaceDev Hybrid,该发动机采用 N_2O /HTPB 推进剂组合,真空推力 73.5kN,比冲 250s,工作时间 80s,燃烧室压强 2.4MPa。

在该任务后,SpaceDev 公司即将完成一个小型的 NASA 筹资的初步研究项目——“追梦者”,该项目将研究一种安全经济的运载器,可搭载 6 位乘员在地球与近地轨道间进行运输服务。运载器的推进系统将是 SpaceDev 公司的固液混合火箭发动机的增大型号。

美国目前正在开展运载火箭上面级用固液混合火箭发动机的研究,并已进行了三次热试车,验证了发动机的在多次点火能力。该发动机还可应用于美空军的轨道转移飞行器。同时美国研究的快速发射

运载火箭动力系统也考虑了该发动机的方案。

$H_2O_2/HTPB/PE$ 的推进剂组合,适合小型运载和空间姿控等领域。2005-2007 年,美国普渡大学进行了应用于发射低轨小卫星的小型运载火箭的技术验证研究。同样针对高校科研和商业运载中对于低成本小型运载火箭的需求,普渡大学设计了一种小型三级运载火箭,如图 1 所示。其中第三级动力装置为固体火箭发动机,第二级和第一级的动力装置为固液混合火箭发动机,拟采用的推进剂配方为 98% $H_2O_2/HTPB$ 。普渡大学先后设计和试验了一系列不同推力和尺寸的缩比固液混合火箭发动机,同时主要针对燃烧室的性能和推进剂的燃速预测进行了大量的数值和试验研究,取得了阶段性的成果^[8,9]。

我国固液混合火箭发动机的研究开始较晚,于二十世纪 50 年代末首先由中科院大连化物所开始对混合发动机进行研究,60 年代末转到航天四院继续开展研制工作。后来中科院力学所、国防科大也进行了相关研究,较突出的是原四院在 60 年代末至 80 年代初的研究成果。当时结合一种二级发动机预备方案开展了大量的研究工作,研制了与

AK-27 相匹配的“457”固体燃料配方,初步攻克了固液混合火箭发动机点火启动、低频震荡和燃烧效率低等关键技术,先后进行了直径为 100mm、120mm、300mm 及 500mm 的固液混合火箭发动机试车,获得了大量的关于固液混合火箭发动机的资料和数据。当时主要开展的是 HNO_3 基氧化剂的研究工作,但在装药设计、喷注器设计、点火器选择和喷管设计以及如何提高燃烧效率等方面积累了大量的经验。

当前开展固液混合火箭发动机研究的单位有航天科技集团、航天科工集团、北京航空航天大学、国防科技大学等有关单位。20 世纪末,航天科技集团在国内前期所做工作的基础上,开展了用硝酸作为氧化剂的导弹动力装置研制,进行了多次地面试验但还未定型。航天科工集团开展了气体 N_2O 为氧化剂的小型固液混合火箭发动机研究;国防科学技术大学开展了 H_2O_2 等为氧化剂的固液混合火箭发动机研究。西北工业大学开展了 H_2O_2 为氧化剂的固液混合火箭发动机研究。

北京航空航天大学开展了 $LOX/HTPB/GOX/HTPB/N_2O/HTPB$ 推进剂能量特性研究;开展了 $N_2O/HTPB$ 基燃料配方优化;进行了 $GOX/HTPB$ 和液体 $N_2O/HTPB$ 基燃料固液混合火箭发动机试验研究,包括 $\Phi 45$ 、 $\Phi 105$ 、 $\Phi 220$ 发动机试验研究,进行了 $\Phi 220$ 全系统地面联试,获得了燃速规律、燃烧效率等相关结果,并于 2008 年 12 月 5 日成功发射我国第一枚固液探空火箭“北航 2 号”,该发动机采用液体 $N_2O/HTPB$ 推进剂组合,推力 7.5kN,比冲 210s,工作时间 4s,燃烧室压强 2MPa。

4 固液混合火箭发动机的主要关键技术

固液混合火箭发动机可应用于运载火箭主推进、助推级、上面级、亚轨道飞行器、先进轨道转移系统的动力装置,应用前景广阔。但一些关键技术成为制约固液混合火箭发动机应用的瓶颈。

固液混合火箭发动机在工作时,影响固液混合火箭发动机性能的提高及使用的主要难点和问题是燃烧完全性、燃烧均匀性、点火可靠性、燃烧稳定性及固体燃料燃速规律。

燃烧完全性和燃烧均匀性主要是直接决定了固液混合火箭发动机的性能。在固液混合火箭发动机

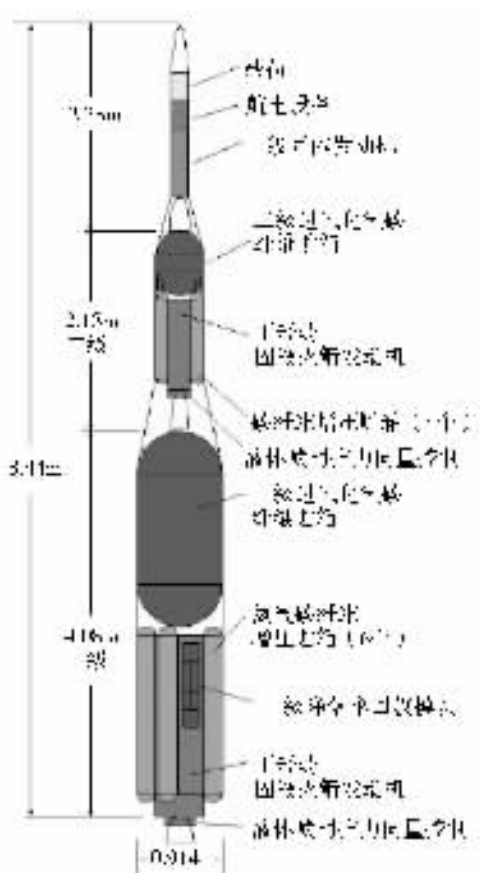


图 1 普渡大学计划设计的小型固液运载火箭

中燃烧效率低;燃烧均匀性较差,使固液混合火箭发动机的燃烧室内受热很不均匀,增加了热防护的难度。

点火可靠性是指在不同条件下都能够实现可靠点火。固液混合火箭发动机点火与固体和液体点火机理不同,对其研究十分重要,点火的可靠性直接关系到发动机工作的成败,国内的早期工作就是由于高空点火没有成功而最终导致项目下马。

固体燃料燃速规律是进行固液混合火箭发动机设计的基础。固体组元表面的退移、燃烧通道的特性和固体组元药柱表面的受热三者之间互相影响,建立合理的燃烧模型和燃速公式十分困难。

为了解决这些主要难点和问题,应该针对以下 6 个关键技术进行研究:

(1) 固液火箭发动机数值仿真及多学科优化技术研究。

(2) 固液火箭发动机固体燃料技术研究。主要针对固体燃料研制及燃速规律开展研究。

(3) 固液火箭发动机推进剂输送技术研究。氧化剂供给系统对发动机的重量、成本、性能和可靠性产生很大的影响,需要开展针对性研究。

(4) 固液火箭发动机热防护技术研究。固液火箭发动机较固体火箭发动机推力小,工作时间较长,需要开展针对性的热防护研究。

(5) 固液火箭发动机点火及多次启动技术研究。主要针对点火可靠性开展研究。

(6) 固液火箭发动机燃烧技术研究。主要解决燃烧组织技术、燃烧完全性、燃烧稳定性等主

要问题。

5 结论

本文分析了固液混合火箭发动机的特点、发展趋势、应用方向及其关键技术。认为固液混合火箭发动机可应用于运载火箭主推进、助推级、上面级、亚轨道飞行器、先进轨道转移系统的动力装置。指出影响固液混合火箭发动机性能的提高及使用的主要难点是燃烧完全性、燃烧均匀性、点火可靠性、燃烧稳定性及固体燃料燃速规律,并在此基础上提出了固液火箭发动机的主要关键技术。

参 考 文 献

- [1] [苏] Е В 伏尔科夫, Г Ю 马金格, Ю Н 希什金, 编. 任汉芬, 杨培松, 译. 组合型火箭发动机. 国防工业出版社, 1976.
- [2] David Altman. Hybrid Rocket Development History. AIAA91-2515.
- [3] K Ramohalli, J Yi. Hybrids Revisited. AIAA90-1962.
- [4] D T Stinnesbeck, D M Reichert. New Developments in Hybrid Rocket Propulsion Systems. IAF99-S.2.07.
- [5] 周继珠. 混合燃烧问题. GF10152, 1978.
- [6] [美] G P 萨顿, O 比布拉兹. 火箭发动机基础(第 7 版). 北京: 科学出版社. 2003, 421-442.
- [7] Paul N E, George R W. Hybrid Rocket Motor Propellant Selection Alternatives. AIAA92-3592.
- [8] John Tsohas, Lloyd J.Doppers, Stephen D.Heister, Sounding Rocket Technology Demonstration for Small Satellite Launch Vehicle Project, AIAA RS4-2006-4004.
- [9] John Tsohas, Lloyd J.Doppers, E.Glenn Case IV, Erik M.Dambach, Stephen D.Heister, Progress in Technology Demonstration for a Small Hybrid Launch Vehicle, AIAA RS5-2007-5004.

Hybrid Rocket Motor Technology

CAI Guobiao, TIAN Hui, YU Nanja

(College of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Hybrid rocket propulsion is new development of space propulsion. Characteristic and history of hybrid rocket propulsion are introduced in this paper. Hybrid propulsion systems could be utilized in many space applications, including large-scale boosters for space launchers, upper-stage motors, and orbital transfer purposes. Key technology of hybrid rocket propulsion is analyzed in order to improve performance of hybrid motor

Key words: hybrid rocket motor; booster; upper-stage; orbital transfer