

混合发动机的研究现状及应用前景

杨 威, 毛成立, 戴祖明
(上海新力动力设备研究所, 上海 200125)

摘 要: 混合发动机技术是一项新型的、具有广阔发展前景的推进技术。本文介绍了混合发动机技术发展的现状和特点, 综述了国内外混合发动机技术的应用情况, 分析了当前混合发动机技术研究中存在的主要技术难点。

关键词: 混合发动机; 多次启动; 运载火箭; 卫星推进系统; 太空船一号

中图分类号: V436 **文献标识码:** A **文章编号:** (2006) 03-0035-05

Investigation on status and prospective application of hybrid motors

Yang Wei, Mao Chengli, Dai Zuming
(Shanghai Xinli Power Equipment Institute, Shanghai 200125, China)

Abstract: Hybrid motor technology is a new type of propulsion technology with bright application prospect. In this paper, the research status and characteristics of hybrid motor technology was investigated, the applications are summarized both in China and abroad. The key technologies which baffle the realization of hybrid motor are analyzed.

Key words: hybrid motor; multiple-start; launch vehicle; satellite propulsion system; spaceship one

1 引言

混合发动机属于化学能火箭发动机, 其氧化剂和燃料分别呈液态(或气态)和固态存放, 所以称之为混合发动机。

目前研究的混合发动机其氧化剂多为液态

(或气态), 燃料多为固态。在工作时, 氧化剂通过供应系统进入存放有固体燃料的燃烧室, 与固体燃料混合并发生燃烧, 燃烧产生的高温高压燃气, 通过喷管高速喷出, 完成化学能—热能—动能的转换。

从混合发动机的工作原理可以看出其具有以下特点:

收稿日期: 2006-03-03; 修回日期: 2006-04-06。

作者简介: 杨威(1975—), 男, 高级工程师, 研究领域为固体火箭发动机、特种火箭发动机及混合发动机。

(1) 通过控制氧化剂流量可实现推力调节甚至多次启动及关机;

(2) 高性能, 采用液氧/HTPB 组合的混合发动机与采用液氧/煤油组合的液体发动机的理论比冲相当;

(3) 固体燃料中不含氧, 不会发生爆炸、爆燃, 在生产、贮存、使用过程中都非常安全可靠;

(4) 氧化剂多采用液氧或过氧化氢, 燃料多为 HTPB 或 PE^[1], 均为常见工业原料, 成本低;

(5) 推进剂无毒, 燃烧产物洁净, 对环境无害;

(6) 固体燃料药柱的退移速率低, 产生大推力比较困难;

(7) 燃烧受内流场紊流度的影响较大, 燃烧效率低, 性能预示精度差^[2-7]。

混合发动机的概念出现于 20 世纪 30 年代, 50 年代时在靶弹、靶机上有零星应用。但混合发动机真正显示出它的优势并得到重视是在 20 世纪 90 年代, 随着航天运载越来越重视安全性、可靠性和低成本, 国外掀起了混合发动机的研究热潮, 混合发动机技术因此也有了长足的进步, 陆续出现了用于运载火箭、卫星转轨、导弹推进的混合发动机。因此, 从研究深度和应用广度来说, 混合发动机技术仍属于一种新型动力技术。

2 国外混合发动机技术进展

混合发动机的研究始于 20 世纪 30 年代, 50 年代开始用于探空火箭、靶弹、靶机的混合发动机, 由于受当时技术条件的限制, 混合发动机没有显示出其优点。自 20 世纪 90 年代以来, 以美国为代表, 俄罗斯、法国、英国、日本、印度、以色列等国家陆续开展混合发动机技术的研究工作。其研究目标主要是研制用于运载火箭、卫星轨道转移及导弹推进的混合发动机。

美国自挑战者号航天飞机发生事故后, 对于载人航天的安全性被提到了更高的高度, 自那时起, 美国开始重视混合发动机技术的研究^[8], 有多家公司及高校参与混合发动机技术的研究工作, 先后研制了推力为 22kN、140kN、335kN 和 900kN 的混合发动机。

NASA 将混合发动机技术作为下一代运载技术中的一项重要内容进行研究, 利用其原材料廉

价、推力可调、高安全性、无毒等优点, 使得生产和使用成本都大为降低, 使用更为灵活。1993 年, 美国火箭公司完成了 4 发真空推力约 1150kN、工作时间 72s 的混合发动机地面试验^[9], 实测真空比冲达到 2805.7N·s/kg。1999 年以来, NASA 与 Lockheed Martin、Boeing 等公司合作, 继续研制大推力混合发动机并进行了多次地面试验(图 1), 成功解决了不稳定燃烧等一系列难题。

一般认为混合发动机的退移速率低是它的主要缺点, 但是, 通过在燃料中添加一些成分^[10], 以及发展石蜡基固体燃料, 混合发动机的退移速率正逐步提高。



图1 H 系列混合发动机试验(美国)

Fig.1 H series hybrid motor test(USA)

2002 年 12 月, 美国 Lockheed Martin 公司在位于弗吉尼亚州的发射台使用混合发动机发射了一枚直径约为 0.61m、长约 17m 的亚轨道探空火箭, 飞行高度为 70km, 有效载荷 360kg, 此次试验总计花费 500 万美元, 其发动机采用液氧/HTPB 推进剂组合, 真空理论比冲 2845N·s/kg (超过固体火箭发动机的比冲, 与液氧/煤油液体火箭发动机相当), 采用铝质壳体, 推力为 270kN。在研制过程中, Lockheed Martin 公司的工程师们成功解决了混合发动机点火启动过程中的稳定性问题和工作过程中的不稳定燃烧问题。此次发射原计划飞行高度为 100km, 由于受到天气等因素影响, 使得液氧的温度在发射前没有达到最佳, 加注量也不足, 因而没有达到预定高度, 但即便如此, 作为混合发动机首次应用于运载火箭发射的尝试, 它仍然展示出了混合发动机作为航天运载动力装置的潜力。Lockheed Martin 公司已经考虑使用混合发动机替代目前的一些火箭发动机。

2005年1月21日和6月10日,由美国国防预先研究计划局与空军联合资助、Lockheed Martin 承研的 Falcon/SLV 上面级混合发动机成功完成了两次试验,发动机推力 104.6kN,工作时间 120s。该项目的研究目的是研制一种经济适用、快速响应的运载火箭,将小型卫星送入低地球轨道。

2004年,由私人投资建造的太空船一号(图2)飞船成功飞出大气层,在距离地表 100 多公里的太空停留了 3 分钟,太空船一号为太空旅游提供了廉价的交通工具,据预测,未来乘坐太空船一号进入太空旅游的费用仅为 10 万美元。

太空船一号的飞行成本之所以低廉,与其采用混合发动机作为主推进装置有密切的关系,其混合发动机由位于美国佛罗里达州的 eAc 公司承担主要研制工作,SpaceDev 公司等参加研制,发动机采用液态 N_2O 作为氧化剂,HTPB 作为固体燃料,由于 N_2O 具有自增压的特点,因此省掉了复杂的氧化剂增压系统。其推进剂组合既无毒性,又非常稳定,燃烧产物为 H_2O 、 CO 、 CO_2 和 N_2 ,对环境无害。燃烧室长约 2.4m,发动机的工作时间为 76s,通过控制氧化剂阀门,发动机可以实现多次关机及启动,通过更换燃烧室和喷管,使得发动机可重复使用。

由于混合发动机本身所具有的安全性,太空船一号的研制者们甚至委托快递公司为他们运送燃料。

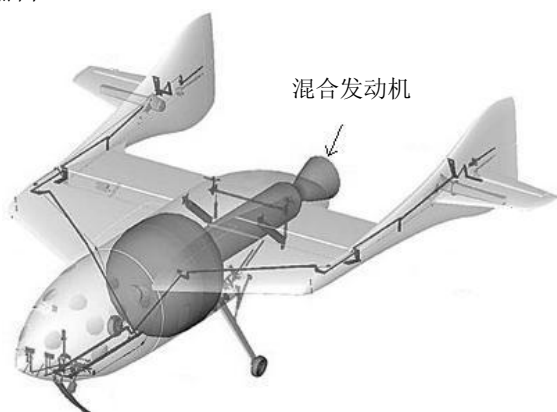


图2 太空船一号(美国)

Fig.2 Spaceship one(USA)

目前,SpaceDev 公司正与美国空军研究实验室合作,利用其已掌握的混合发动机技术研发低成本小型运载火箭 SpaceDev Streaker,该火箭的助

推器和上面级均采用混合发动机,推力分别为 534kN 和 89kN。

俄罗斯以凯尔迪希研究中心(原热过程研究所)为代表的研究机构近十多年也致力于混合发动机技术的研究工作,研制了推力为 30kN 的混合发动机(图3)。2003年,凯尔迪希研究中心与俄中央空气动力研究所、米高扬设计局及莫斯科航空学院联合研制并成功试射了在米格-31 上发射的以混合发动机为动力的二级运载火箭,该火箭可以将 150kg~200kg 有效载荷送至 250km~300km 高度的轨道上。火箭一级为 3 台 30kN 推力的混合发动机;二级为 1 台 30kN 推力的混合发动机,推进剂采用液氧与 HTPB,燃烧室压强 1.6 MPa~2.0MPa,高空比冲 350s~362s,工作时间 150s~300s。

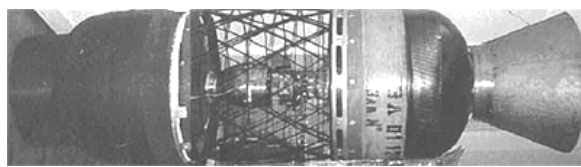


图3 30kN 推力混合发动机(俄罗斯)

Fig.3 30kN hybrid motor(RUS)

此外,俄罗斯凯尔迪希研究中心还为“礼炮”设计局设计了用于“安加拉”运载火箭的混合发动机方案。一级采用 2 台推力为 150t 的混合发动机,二级采用推力为 30t 的混合发动机,可将 1.45t 有效载荷送入太空;为“马凯也夫”设计局设计了用于“人力车”运载火箭的混合发动机方案,一级采用 1 台推力为 102t 的混合发动机或 6 台并联的推力为 18t 的混合发动机,二级采用 1 台推力为 18t 的混合发动机。

混合发动机技术的进展已获得了各方的关注,人们开始考虑将其应用于各种场合,包括运载火箭助推^[8,11]、小卫星发射(试验见图4)^[12]、卫星变轨推进^[13]、动能杀伤拦截器(EKV)中的姿轨控动力系统、用于宇航员进行太空失重训练的动力系统、反导试验中的运载火箭等。NASA 也正在考虑将混合发动机用于下一代轨道航天飞机成员逃生舱的推进,因其固体燃料能安全保存,

当发生紧急情况时,只要充入机上携带的液氧,就能随时推动逃生舱迅速飞离。



图4 小卫星用混合发动机地面试验(英国)

Fig.4 Test of hybrid motor for small satellite(UK)

随着混合发动机技术的发展,其无毒、可靠、安全及低成本的特点将越来越得到各方的青睐,它将有可能成为航天推进领域的生力军。

3 国内混合发动机技术进展

国内对混合发动机的研究起步于 20 世纪 60 年代,先后进行了多次直径为 100mm、120mm、300mm 及 500mm 的固液发动机地面试车,获得了大量的关于固液发动机的资料和数据。但由于缺乏需求牵引,在 80 年代初停止了研究工作。

自 1998 年起,结合背景需求,国内混合发动机的研究重新启动,开展了大量理论研究和不同尺寸的混合发动机的试验研究工作。国内混合发动机直径最大已做到 700mm 以上,发动机累计工作时间超过 90s。在混合发动机总体设计技术、自燃点火及多次启动/关机^[14]、药型设计、固体燃料配方、工作过程仿真、喷管设计技术等方面取得了一系列进展。

掌握了混合发动机设计的一些基本规律,通过合理选择氧化剂/燃料比、喷注器雾化形式和粒度、强化混合燃烧等,使混合发动机的燃烧效率大幅度提高,固体燃料药柱燃烧均匀,发动机工作过程稳定。

在药型设计方面,通过吸收国外混合发动机药型设计的长处和积累自身的设计经验,形成了具有特色的药型设计方法,在小长径比混合发动机药型设计方面独树一帜。

进行了多种固体燃料配方的试验研究,在提

高固体燃料药柱退移速率、改善药柱力学性能、提高能量等方面积累了经验。

在工作过程仿真研究方面,由于混合发动机的流动与燃烧过程涉及到气、液、固三相的流动与化学反应,且药型复杂,只能采用三维计算模型,再加上对混合发动机的燃烧机理的认识还很肤浅,这给混合发动机的工作过程仿真工作带来了极大的困难。国内在这方面的研究还处于摸索阶段,仿真结果仅能定性的为发动机设计提供参考。

4 混合发动机技术研究面临的主要问题

4.1 机理研究尚不深入

混合发动机的机理研究是一项难度很大的工作,目前国内的研究力量还很不够,研究工作的进展也比较缓慢,机理研究进展缓慢直接影响了发动机总体技术研究和工作过程仿真研究的开展,伴随着混合发动机技术的发展,这方面的矛盾会显得越来越突出,迫切需要有更多的高等院校、专业研究所投入到机理研究工作中来。

4.2 固体燃料退移速率偏低

固体燃料退移速率偏低的问题是混合发动机技术研究中面临的普遍性问题,混合发动机的表面扩散燃烧方式决定了它的退移速率不可能很高。退移速率的偏低增加了混合发动机的药型设计难度,不利于产生大推力。因此,必须进一步加强这方面的研究工作,提高退移速率,根据国外的经验,通过选择合适的雾化形式和雾化粒度、发展石蜡基固体燃料等,可使得固体燃料的退移速率得到大幅度提高。

4.3 药型设计复杂

混合发动机的燃烧控制主要是通过氧化剂流量调节和药型设计实现,尤其是药型设计,对于提高燃烧效率、改善热防护、提高固体燃料退移速率、保证装药结构完整性等具有重要影响,牵一发而动全身,因而混合发动机的药型设计需要考虑的因素很多,使得药型设计非常复杂。在药型设计技术方面,还需要通过大量理论分析和试验积累经验,更加深入地掌握这项技术。

5 结束语

混合发动机技术研究有着悠久的历史,但其真正显示出其独特的优点和应用前景却是最近十几年的事。伴随着航天事业的发展和混合发动机技术的进步,具有高安全可靠、低成本、无污染等特点的混合发动机将会有更加广阔的应用前景。

国内在混合发动机技术研究方面也取得了一系列重要突破,依据目前的进展情况,在不久的将来即可转入实际应用,为我国的航天运载及卫星推进等提供更加多样化的动力选择。

参考文献:

- [1] W L Werthman, C A Schroeder. A preliminary design code for hybrid rockets[R].AIAA 94-0006.
- [2] K Akyuzlu, R Kagoo, A Antoniou. A Physics Based Mathematical Model to Predict the Regression Rate in an Ablating Hybrid Rocket Solid Fuel[R].AIAA 2001-3242.
- [3] David L Dean. Effect of Fuel Formulation on Regression Performance in Hybrid Motors[R].AIAA 96-0648.
- [4] William H, Knuth,Martin J, Chiaverini, Daniel J Gramer,et al. SOLID-FUEL REGRESSION RATE AND COMBUSTION BEHAVIOR OF VORTEX HYBRID ROCKET ENGINES[R].AIAA 99-2318.
- [5] L Strand, R Ray, F Anderson,et al. Hybrid Rocket Fuel Combustion and Regression Rate Study[R].AIAA-92-3302.
- [6] Eric J Wernimont,Scott E Meyer. Hydrogen Peroxide Hybrid Rocket Engine Performance Investigation[R].AIAA 94-3147.
- [7] E J Wernimont, S D Heister. Reconstruction Technique for Reducing Hybrid-Rocket Combustion Test Data[J].JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, 1999,15(1):128~136.
- [8] TH Stinnesbeck, M Reichert. New developments in hybrid rocket propulsion systems[R].IAF-99-S.2.07
- [9] J S McFarlane, R J Kniffen, J Lichatowich. Design and testing of AMROC's 250,000 lbf thrust hybrid motor[R].AIAA 93-2551.
- [10] Grant A Risha, Abdullah Ulas, Eric Boyer, et al. Combustion of HTPB-based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a hybrid rocket motor[R].AIAA 2001-3535.
- [11] K J Flittie, S Jones, Chuck Shaeffer. HyFlyer:A hybrid propulsion suborbital launch vehicle[R].AIAA 94-3149.
- [12] George R Whittinghill,Bevin C McKinney. The Aquila launch service for small satellites[R].AIAA 92-3588.
- [13] G Lengellé, R Foucaud,J C Godon,et al. Hybrid propulsion for small satellites analysis and tests[R].AIAA 99-2321.
- [14] 杨威,张海涛,毛励文,戴祖明. 固液混合发动机多次点火启动试验[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 360-362
- [15] YANG Wei, ZHANG Hai-tao, MAO Li-wen, DAI Zu-ming. Experimental investigation on multiple-start in hybrid motor[J].Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 360-362.

(编辑: 王建喜)