

微小型双组元姿控发动机技术研究

刘志泉, 叶超, 林庆国
(上海空间推进研究所, 上海, 201112)

摘 要: 高性能微小型液体双组元姿控发动机具有冲量小、响应快、质量轻、尺寸小等特点, 可为微小卫星等航天器实现在轨精确姿态控制, 延长在轨工作寿命以及轻小型化等方面的应用提供技术基础。本文以 5 N 微小型双组元液体火箭发动机为例, 从微小型喷注器设计、微小型阀门设计、微小尺寸构件成型技术、热相容设计等方面, 详细介绍了上海空间推进研究所在微小型双组元发动机设计及制备方面取得的进展和成果, 提出了该项目的后续研制计划。

关键词: 液体火箭发动机; 微小型双组元姿控发动机; 喷注器设计

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0001-06

Study on miniature liquid bipropellant attitude control rocket engine

LIU Zhi-quan, YE Chao, LIN Qing-guo
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: High-performance miniature liquid bipropellant rocket engine has the characteristics of rapid response, low specific impulse, high control accuracy, light weight and small size, which can provide technique basis for micro satellites to realize accurate orbit attitude control and prolong orbital lifetime. Taking the 5 N miniature bipropellant rocket engine as an example, the progress and achievements in design and preparation of the miniature liquid bipropellant rocket engine in Shanghai Institute of Space Propulsion are overviewed, such as micro injector design, micro valve design, micro-component molding technology and thermal compatible design. The development plan of this research project is given in this paper.

Keywords: liquid rocket engine; miniature bipropellant attitude control rocket engine; injector design

收稿日期: 2014-01-15; 修回日期: 2014-04-09

基金项目: 国家 863 计划项目(2008AA0619), 本项目获 2012 年军队科技进步二等奖(2012863209)

作者简介: 刘志泉 (1978—), 男, 高级工程师, 研究领域为微小推力双组元姿控发动机技术

0 引言

微小卫星等小型航天器推进系统是航天器技术的重要发展方向之一。微小型火箭发动机是此类航天器推进系统的核心部件,主要用于航天器轨道及姿态的精确控制。近30年来,在国际上研制的微小型卫星(质量小于50 kg)几乎都不配备推进系统,或者只有极其有限的机动能力,主要原因即是传统的推进系统体积和质量很大,且控制精度较低,不适合微小型卫星的使用。

微小型双组元发动机由于其高性能、小尺寸、快响应、高控制精度的特点,且具备稳态工况及多次脉冲工况工作能力,是实现小型航天器姿态精确控制、轨道机动和长期在轨运行的理想选择,可以全方位地满足航天器对于高性能、小型化、快速机动、精确控制等方面不断增加的要求。

该类型发动机的研制,需要综合实现微小推力、微小结构、高性能以及快响应等要求,因此主要面临以下技术难点包括微小流量推进剂高效燃烧技术、发动机热设计技术、微小流量推进剂泄漏及抗推进剂污染技术等。

微小型5 N双组元液体火箭发动机主要设计参数如下:选用 N_2O_4/MMH 推进剂组合,真空推力5.0 N,室压3.0 MPa,流量1.82 g/s,混合比1.65。本文以该发动机为例,结合上述技术难点的攻关过程,从微小型喷注器设计、微小型阀门设计、微小尺寸构件成型技术、热相容设计等方面,详细介绍了上海空间推进研究所在微小型双组元发动机设计及制备方面取得的进展和成果,可为国内该领域的研究提供参考和借鉴。

1 国内外研究概况

1.1 欧洲 EADS-Astrium 公司

EADS-Astrium 公司研制了4 N液体双组元发动机,应用于ARTEMIS地球同步轨道卫星姿态控制。该发动机推进剂选用MON/MMH,真空推力为4 N,室压0.4 MPa,真空比冲达284 s,发动机外形包络尺寸为115 mm×30 mm,净重

290 g。发动机外形见图1所示。

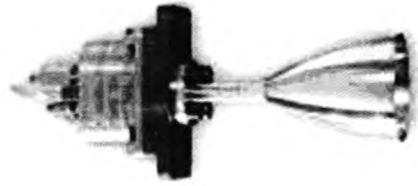


图1 EADS-Astrium 公司4 N发动机
Fig. 1 4 N engine made by EADS-Astrium

1.2 俄罗斯化学机械设计局

俄罗斯化学机械设计局设计了推力为6 N的双组元液体火箭发动机,发动机推进剂为四氧化二氮/偏二甲肼,设计混合比为1.85,额定推力为6 N,发动机入口压力1.22 MPa,室压0.67 MPa,喷管扩张比为116。发动机主要性能参数见表1。

表1 6 N发动机主要性能参数

Tab. 1 Main performance parameters of 6 N bipropellant engine

比冲/s	工作时间/s		总工作时 间/s	脉冲工作 次数/次
	最短	最长		
250	0.045	150	20 000	300 000

1.3 国内研究情况

502研究所研制的10 N双组元发动机经过20多年的研制历程,共计对40多台发动机进行了高空、地面点火热试车。其中单台发动机的稳态点火寿命进行了31 h,脉冲点火寿命进行了208万次。

上海空间推进研究所从上世纪90年代开始,研制了星用10 N双组元推力器。先后进行了10台发动机高空模拟性能、变工况及可靠性试车,其中单台稳态工作时间35.5 h,脉冲工作225万次。该发动机采用的推进剂为四氧化二氮/一甲基肼,额定混合比1.65,额定燃烧室压力0.8 MPa,面积比100,额定真空推力10 N,额定真空比冲大于285 s。

2 新型微小型喷注器设计

喷注器是发动机设计的核心,对于微小型双组元发动机,喷注器的设计更是设计中的重点。微小型发动机喷注器的设计应综合考虑到发动机的燃烧效率、冷却方式及燃烧稳定性等因素。

针对5 N双组元发动机快响应、小流量、小结构尺寸的特点,重点开展了多种微小型发动机喷注器的方案研究。

2.1 传统发动机用喷注器应用论证

直流互击式喷注器具有结构简单、可加工工艺性好等特点,同时由于孔径较小,通过适当地选择喷注角度,改善其混合雾化效果,在较少的互击对数的情况下,也可达到较高的燃烧效率。但针对5 N量级双组元发动机,该类型喷注器采用多互击对时,能得到较好的雾化燃烧性能,但对于微小型发动机流量很小,将极大地增加加工难度及流道堵塞的可能。而采用单撞击对则雾化混合燃烧性能大大降低,同时易出现燃烧不均现象。此外,该喷注器由于推进剂流量小,无法设置边区冷却,因此很难实现主动冷却,造成发动机温度过高,进而出现喷注器面材料烧蚀、阀门非金属密封元件损坏等诸多问题。因此,该喷注器无法满足本发动机的研制需要。

另外一种国内外小推力双组元发动机广泛采用的喷注器为离心式喷注器。该喷注器具有低温、高效的优点,并能有效避免室壁的烧蚀,此种喷注形式在俄罗斯的小推力发动机有广泛应用。但5 N量级发动机,该喷注器喷嘴出口环缝窄,加工、装配难度大。此外,由于喷注器结构尺寸较小,不但气密性的检测非常困难,同时极易造成发动机的堵塞和失效。因此,该喷注器无法应用于本发动机研制。

同样,通过对其他诸如国内外已采用的分离三击式、溅板式等喷注器形式也进行了深入论证和分析,发现传统设计理念和结构均无法满足发动机的研制需要。

2.2 新型微小型喷注器研制

针对微小型发动机微流量、微小结构尺寸、长寿命的设计要求,提出了一种新型微小型喷注

器,其实物如图2所示。微小型喷注器组织微小流量推进剂在发动机关键温度控制区域进入燃烧室,并实现全流量冷却,在经过合适的冷却行程后,掺混、雾化、燃烧。



图2 新型微小型喷注器实物

Fig. 2 Picture of late-model miniature injector

对微小型喷注器进行多轮燃烧数值仿真模拟及冷态液流试验,充分验证了其设计思想的可行性,并通过地面热试车进行了验证和考核。试验结果与理论分析相吻合,发动机的主要性能参数均满足研制要求。该喷注器具有高性能、快响应、主动冷却的特点,成功地解决了以下问题:

1) 小流量推进剂冷却液膜的布置

通过微小型喷注器的组织,在燃烧室靠近发动机头部的关键温度控制区域,实现了冷却液膜的布置,最大限度地利用了推进剂的有效流量进行冷却,从而将喷注器和发动机头部温度控制在合理的范围之内,保证了发动机头部温控元件和非金属密封元件的正常工作。

2) 小流量推进剂的高效燃烧组织

通过微小型喷注器的有序组织和燃烧室特征长度的合适取值,保证了两种推进剂的有效混合,从而获得同类发动机中较高的燃烧效率,发动机实测燃烧效率达93.2%。

3) 降低微细喷注孔堵孔概率过高的问题

从结构上看,在保证合理的喷注器压降的前提下,可以保证喷注孔直径在0.2 mm以上。从而有效地防止了因推进剂流道过小而引起的堵塞、泄漏等问题。

新型微小型喷注器的应用,解决了微小型双组元发动机高效燃烧和主动冷却的两大核心难题,同时具有较高的抗推进剂污染能力,确保发

动机工作的高可靠性。

3 微型电磁阀研究

微型阀门应满足轻质化、小尺寸、快响应、长寿命和高可靠研制要求。为此先后开展了多轮阀门设计及分析,创新性地提出了“插入式”直通电磁阀、“一体化”阀体设计等设计理念,并改进了密封方式、装配工艺等技术方法,研制出快响应(1.2 ms)、轻质化(约10 g)、高可靠的微型电磁阀。从响应特性、微型化、设计思想等方面均取得了突破,为发动机的微型化和精确控制奠定了基础。

该电磁阀采取了以下设计措施:

1) 根据发动机设计的管路内置化思路,设计了插入式连接结构电磁阀,简化了阀门壳体设计,从而达到了阀门体积小、质量轻的目的,质量仅10 g左右;

2) 从合理设计控制线圈、布置阀芯位置、控制行程等多个方面,并辅之以电磁模拟计算指导阀门的设计,确保了阀门快速响应性能;

3) 改进了阀芯结构,阀芯采用多个零件直接装配的方法,并采取了更为可靠的密封方式,大大提高了阀芯的使用寿命和可靠性;

4) 阀门的壳体组件与阀座采用焊接连接,简化了结构设计,并获得更可靠的密封效果;

5) 针对阀门尺寸小、无法加装过滤器的特点,在入口前焊接过滤网,确保无多余物进入阀门内部,提高阀门的工作可靠性。

微型电磁阀实物如图3所示,其主要性能参数见表2。



图3 微型电磁阀实物

Fig. 3 Picture of miniature solenoid valve

表2 微型电磁阀主要性能参数

Tab. 2 Main performance parameters of miniature solenoid valve

项目	参数
连续通电时间/s	2 000
响应时间/ms	$t_1 \leq 2, t_2 \leq 2$
最大工作压力/MPa	7
脉冲工作次数/次	$\geq 20\ 000$
重量/g	< 10

4 热相容性设计

在发动机研制过程中,为实现发动机的微型化,采用了整体化设计的设计理念,不但在各零件的设计中采用小型化方法,更注重各零件组合后的空间尺寸的最小化,并通过采用合理的连接方式,最终实现发动机的微型化。同时,通过采取有针对性的设计措施,有效避免了由于结构的微型所带来的热影响,提高了发动机的可靠性。

4.1 发动机主动冷却技术

由于采用了新型微型喷射器设计,从而实现了微型发动机主动液膜冷却,极大地减小了发动机微型化所带来的热环境的恶化,提高了发动机的可靠性。

4.2 发动机身部热相容性设计

发动机身部设计了高热阻段,达到减少向上游传热的目的,从而提高发动机头部及阀门工作的可靠性。

同时,采用一种显著固溶强化与沉淀强化相结合的新型钕合金,该合金具有高的比强度、良好的延展性、焊接性能和易涂层性能。该合金在1 600 ℃下,高温强度 $\sigma_b \geq 70$ MPa,在高温下的延伸率小,在喷涂以相应的高温抗氧化涂层后,可以在1 600 ℃(稳态寿命 ≥ 50 h)条件下稳定工作,提高了发动机身部的耐高温性能。新型身部的结构设计及耐高温材料的应用,提高了微型发动机工作的可靠性。

4.3 发动机壳体热相容性设计

为进一步提高发动机阀门的可靠性,在阀门

和发动机壳体对接处,采取了高热阻结构设计,有效避免了壳体向阀门的传热,提高了阀门的可靠性。

为提高发动机壳体的耐温性能,发动机头部零件材料选用 7715D 钛合金。它具有高温强度高,比重小,机械加工及焊接性好的特点,提高发动机头部的耐高温能力。

5 微小零件生产制造技术研究

由于本项目采用了“微小型化、一体化”的设计理念,因此发动机零件(见图4)具有结构尺寸微小、结构特征多的特点。存在的主要技术难度如下:

1) 零件特征多。由于壳体类零件需要实现的功能较多,需要有不同的特征来保证相应功能的实现。在机械加工领域,零件的特征越多,工序就越复杂,精度也就越难保证;

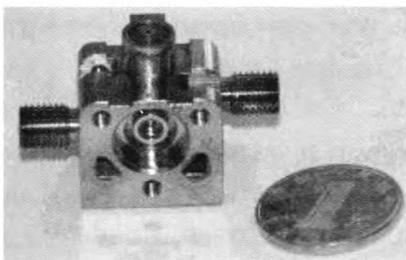
2) 零件尺度小。由于零件尺度小,加工过

程中需要依赖高精度机床并大量选用微小型刀具,微小刀具刚度小,加工难度大;

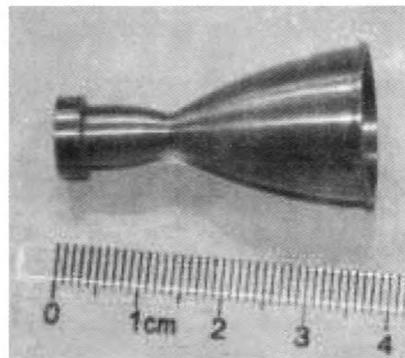
3) 精密程度高。微小发动机壳体由于本身外形轮廓尺寸小、特征多,加工过程中需要多次装夹,多次定位,造成零件精密程度与设计期望相差较大,设计效果难以实现,产品质量难以保证;

4) 耐高温材料的机械切削性能差。通过进行加工工艺攻关、模型件试验、新工艺方法应用等工作,确定了运用线切割成型,运用特制刀具加工复杂型面,统筹工艺过程,协调各道工序的基准选取,制造特殊工装等技术途径,完成了各类头部壳体的加工。

通过进行调研和大量的模型件试验等工作,确定了运用特制刀具及使用成型电极完成微小推力室身部的加工,之后使用研磨工艺除去氧化皮,确保后续高温涂层的工艺要求。进行喷管内外型面的加工成型,完成喷管的加工。



(a) 头部壳体



(b) 身部

图4 微小零件实物图

Fig. 4 Pictures of miniature accessories

微小零件加工技术的攻关和突破,确保了5 N微小型液体双组元发动机设计理念的实现,为发动机的顺利研制奠定了基础,其核心的制造工艺及思想为同类产品生产制造探索了新的技术途径。

6 试验验证及技术指标满足情况

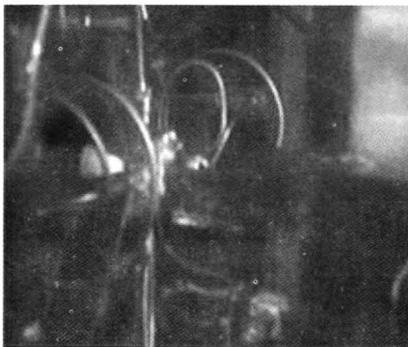
在上述关键技术成功攻关和实施基础上,5 N双组元微小型发动机先后完成了各项测试和验证,并先后进行了多轮次的发动机地面及高空

试验。试验均取得成功,充分验证了发动机的性能和可靠性。发动机试验情况如图5,发动机达到的性能指标见表3。

单台发动机累计稳态点火时间108 s,单次最长工作时间20 s,稳态程序燃烧效率平均达到93.2%,真空比冲大于285 s,累计脉冲3 000次,最小脉宽5 ms,脉冲冲量随脉宽时间变化的线性关系较好。发动机工作正常,各项参数均满足研制要求,试验后发动机产品完好。



(a) 地面试车



(b) 高空试车

图5 5 N 发动机试车时状态

Fig. 5 States of 5 N bipropellant engine in test

表3 5 N 发动机性能数据汇总

Tab. 3 Performance parameters of 5 N bipropellant engine

项目	推力/N	室压/MPa	最小冲量/(N·s)
测试值	4.95	3.09	0.03
项目	重量/g	燃烧效率/%	真空比冲/s
测试值	74	93.2	285.6

7 结束语

微小型5 N双组元发动机的研制,填补了我国在该量级双组元液体火箭发动机研制方面的空白。所产生诸如微小型喷注器、快响应阀门、一体化结构等设计技术,将为微小推力双组元液体

发动机的研制,提供新的思路。

后续还需进一步开展以下工作:

- 1) 拓展微小型发动机的设计技术及应用范围,以适应0.5~1 N量级双组元发动机的研制要求;
- 2) 开展发动机高可靠、长寿命性能考核,以满足微小卫星等长工作寿命航天器的需求;
- 3) 进一步探索和开展微小尺寸、高精度、多特征的零件加工工艺的优化研究。

参考文献:

- [1] [美]休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌,译. 北京:中国宇航出版社,2004.
- [2] 曹太岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2004.
- [3] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,1998.
- [4] 周继珠. 工程热力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1999.
- [5] 贾铭新. 液压传动与控制[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [6] 杨可桢. 机械设计基础[M]. 北京:高等教育出版社,1999.
- [7] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京:宇航出版社,1994.
- [8] MIOTTI P, TAJMAR M. Bi-propellant micro-rocket engine, AIAA 2004-6707 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [9] DUGUE F, ROUX F. Development of a micropump for hydrazine propulsion systems, AIAA 2001-3831[R]. US: AIAA, 2001.
- [10] RENI R, PANDEY B P. Finite element model of fluid flow inside a micro-thruster, AIAA 2002-5733[R]. USA: AIAA, 2002.
- [11] 成大先. 机械设计手册 [M]. 北京:化学工业出版社,1994.
- [12] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京:高等教育出版社,1992.
- [13] [英]沃林 R H. 密封件与密封手册[M]. 北京:国防工业出版社,1993.

(编辑:王建喜)