

双模式化学推进技术发展研究

陈 健, 曹 永, 潘海林, 李荣贵
(北京控制工程研究所, 北京 100080)

摘 要: 阐述了卫星双模式推进系统的技术特征、工作原理及应用优势。总结了国内外对双模式推进技术研究的历史发展和研究现状, 针对双模式推进系统的未来发展, 对双模式推进的关键技术进行了总结和分析, 说明了双模式推进技术研究的必要性和重要性。提出了我国双模式推进系统相关的发展策略和途径。在此基础上, 根据我国已有的航天器单、双组元推进技术基础和航天任务对寿命、控制精度及工作环境提出了新的要求, 并指出了发展双模式推进系统的初步设想。

关键词: 双模式推进系统; 关键技术; 发展策略

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2006)04-0031-07

The development of dual-mode chemical propulsion systems

Chen Jian, Cao Yong, Pan Hailin, Li Ronggui
(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080, China)

Abstract: In this paper the technical characters, principles of operation and application predominance of dual-mode propulsion system on satellites were reviewed in detail. And its development, present status and the trend of development in the future were summarized and the key techniques were analyzed. The importance and necessity of the investigation on the system were emphasized, and the development strategy and approach on the technique were brought forward. According to our technical base of monopropellant and bipropellant propulsion systems, and the task requirement of satellites on the life, control precision, operation environments, the preliminary idea on design of dual-mode propellant systems was illustrated.

Key words: dual-mode propulsion system; key techniques; development strategy

收稿日期: 2006-04-03; 修回日期: 2006-06-30。

作者简介: 陈健 (1969—), 男, 高级工程师, 研究领域为卫星推进技术。

1 引言

双组元化学推进系统有两种类型：一种是以 MMH/NTO 作推进剂的双组元统一推进系统 (UPS)；另一种是以 N_2H_4 /NTO 为推进剂的双模式推进系统 (DMPS)。双组元统一推进系统由于具有比冲高和多次点火变轨的优点，美、英、日等航天大国早在 20 世纪 80 年代即开始研究。投入实际应用的如国际通讯卫星、亚太二号通讯卫星 (AsiaSat-2) 及 Marquardt 公司研制的军用外层空间导弹辅助推进系统等，双组元统一推进系统有一台双组元远地点发动机和十几台小推力双组元姿控发动机，它们用同一套推进剂供应系统，使用相同的推进剂。虽然比冲高于单组元推进系统，但在实用过程中也暴露了一系列问题和不足，各国科技人员为了解决这些问题而进行了长期不懈的努力。采用双模式推进系统就可以较好地解决这些问题。

我国现有的双组元统一推进系统在 1997 年成功应用，虽然比单组元推进系统比冲更高，但该系统的不足之处是小推力双组元发动机由于尺寸小，导致加工复杂，成本较高，而且双组元发动机在漫长的使用期内，执行姿态控制和东西位保时采用脉冲工作模式，燃烧不充分，其效率明显比稳态工作时低，不能充分发挥双组元比冲高的优势，四氧化二氮产生的硝酸盐还可能堵塞管路及喷注器，使发动机的可靠性受到影响，而且工作时的羽流污染也比较严重。应该指出的是，通常燃料和氧化剂不会同时耗尽，总会留下一些不再可用的某种过量的推进剂（尽管不超过百分之几），这是一种浪费。

双模式推进系统 (DMPS) 是从 20 世纪 80 年代开始研制的新型化学推进系统，一般包括一台使用 NTO/ N_2H_4 推进剂的双组元远地点发动机、若干台单组元姿控/位保发动机（也可以根据实际需要，在系统内加装若干台双组元南北位保发动机）、单组元发动机和双组元发动机相连的燃料贮箱及双组元发动机相连的氧化剂贮箱。 N_2H_4 既作双组元主发动机的燃料，同时又作为单组元姿控发动机的推进剂。燃料贮箱的装载量应超过与氧化剂贮箱中的可用氧化剂完全反应完毕所需的燃

料。DMPS 是对航天器推进系统的重要改进，可以最佳地设计和使用单、双组元发动机，把单组元高可靠、低推力、脉冲性好的优点和双组元高比冲的优点有机地结合起来，使系统具有更高的整体性能。虽然姿控用单组元肼发动机的比冲低于双组元 MMH/NTO 发动机，但技术成熟，系统简单可靠，虽然比冲比双组元低 20%，但卫星要求姿控发动机推力小，总冲也较小，较低的真空比冲对系统不致造成很大影响，却避开了技术复杂、羽流污染相对较大的缺点。此外，对远地点变轨而言，DMPS 的 N_2H_4 /NTO 双组元发动机也比 UBPS 的 MMH/NTO 双组元发动机比冲更高。另外，双模式推进系统的发展为肼电弧发动机的广泛应用铺平了道路，利用肼电弧发动机执行南北位保，进一步提高了系统的性能。电弧发动机（电星-4，1993；Intelsat-VIII，1995）的应用已使双模式推进系统获得商业卫星的认可。电弧发动机和其它电推进发动机相比，所需的研制周期短、费用低，喷射羽流的扩张角较小，而且使用可靠性较高。

2 双模式推进系统的发展

2.1 双模式推进系统的发展现状

双模式推进系统从 20 世纪 80 年代开始发展，目前在西方各国已得到了广泛应用，美国洛克希德·马丁公司的双模式推进系统、英国 LEROS 公司的 500N 双模式推进系统及日本的 EST-6 双模式推进系统在 GEO 卫星的发射方面重要实践。下面介绍几种典型的双模式系统：

(1) AsiaSat-2 双模式推进系统。该系统是现代双模式推进系统，由美国洛克希德·马丁公司进行总体设计，各个部件由不同公司提供，系统结构如图 1 所示。远地点发动机采用 N_2H_4 /NTO 推进剂、姿态控制由单组元肼发动机执行，南北位保由肼电弧发动机执行、单组元发动机和电弧发动机分成两个相互独立又互为备份的模块。推进剂管理采用表面张力管理装置，变轨期间采用恒压式推进剂供应，在轨运行期间采用落压式供应，全面继承了双组元统一推进系统的优点。系统主要性能参数见表 1。

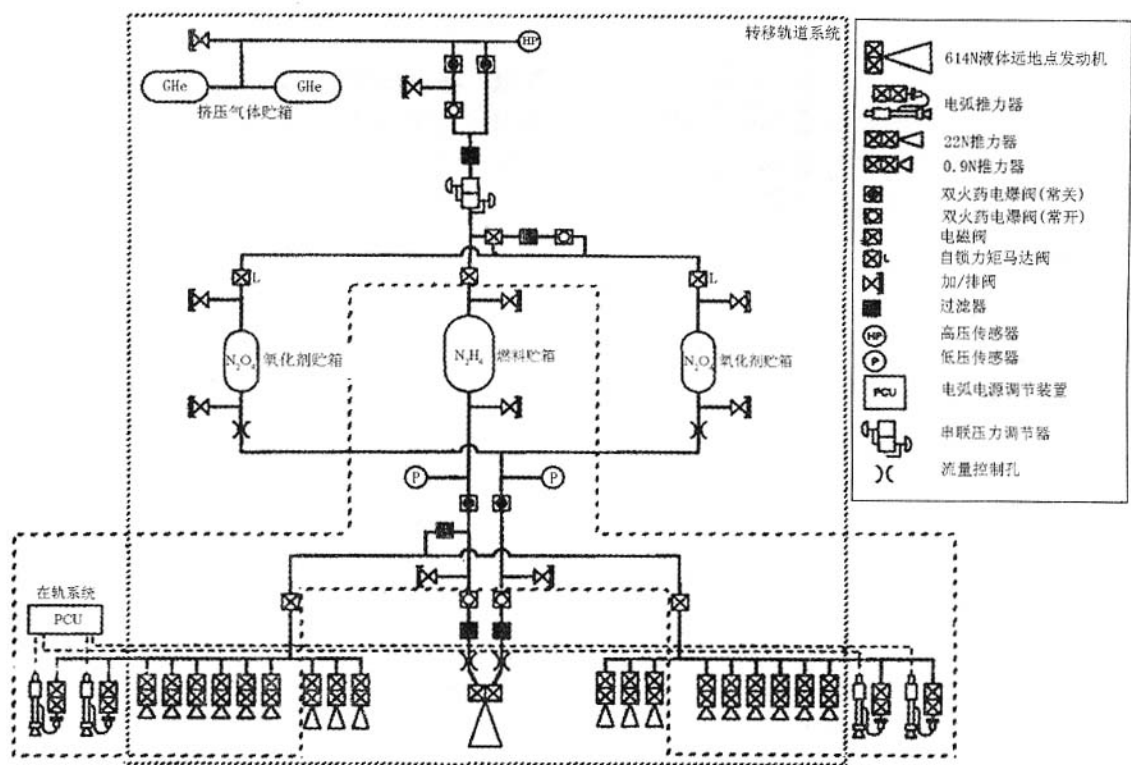


图 1 AsiaSat-2 双模式推进系统

Fig.1 The dual-mode propulsion system of AsiaSat-2

表 1 AsiaSat-2 系统主要性能参数

Tab.1 The performance of propulsion systems of AsiaSat-2

远地点发动机真空推力	614N
远地点发动机真空比冲	318s
远地点发动机真空混合比	0.85
姿控单组元发动机推力	22N 和 0.9N 两种
电弧发动机功率	2000W
电弧发动机推力	0.2N
电弧发动机比冲	585s
贮箱工作压力	1.77MPa
贮箱落压范围	1.77~1.28MPa

该推进系统的工作原理是：远地点发动机点火时，自锁阀开启，氢气通过调压器使贮箱压力稳定在 1.77MPa。远地点发动机关机之前，自锁阀关闭，以防推进剂转移和氢气的损耗。关机之后，通过电爆阀把远地点发动机、NTO 贮箱、氢气瓶

与系统其它部分隔绝。在同步轨道运行时，单组元发动机和电弧发动机处于落压工作模式。由于电弧发动机在供应压力较高时寿命较长，因此在 N₂H₄ 贮箱压降到 1.38MPa 时，气瓶与 N₂H₄ 贮箱之间的常闭电爆阀打开，并开启自锁阀，使 N₂H₄ 贮箱压再次升至 1.77MPa，随后关闭自锁阀，再次隔离气瓶。在远地点发动机工作时，22N 单组元发动机保证卫星的三轴稳定；在轨运行时，0.9N 单组元发动机执行姿态控制和东西位保，0.2N 电弧发动机执行南北位保。推进剂剩余量采用三种计量法：热平衡推进剂计量系统；压力/容积/温度法（PVT）；簿计法。这三种计量的精度在卫星寿命最后 5 年内为±3 个月的推进剂量。

(2) 日本通信广播技术卫星 COMETS。COMETS 于 1998 年发射，是一颗较大的先进通信卫星，其 NTO/N₂H₄ 双模式推进系统由日本石川岛播磨重工业公司（IHI）研制，采用了氢气瓶与调压器，使远地点发动机处于恒压工作模式，如图 2 所示。主要性能指标见表 2。

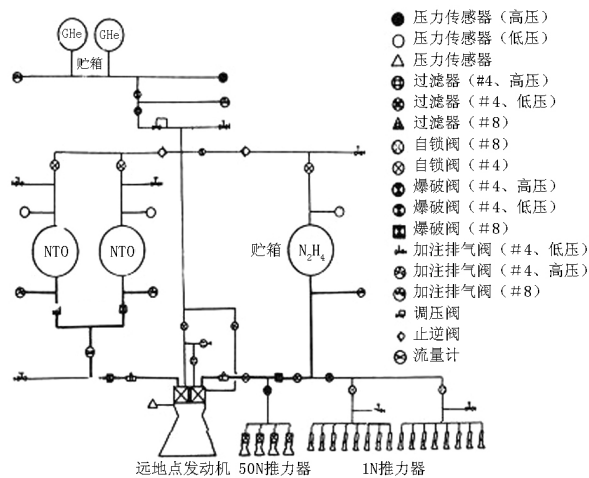


图2 COMETS 双模式推进系统

Fig.2 The dual-mode propulsion system of COMETS

表 2 EST-6 和 COMETS 双模式推进系统主要性能参数

Tab.2 The performance of the dual-mode propulsion systems of EST-6 and COMETS

性能参数	EST-6	COMETS
远地点发动机		
混合比	0.934~0.954	0.9
燃烧室压力	0.94~0.64MPa	0.83MPa
推力	1950~1330N	1700N
比冲	323~319s	321.4s
50N 发动机	(稳态)	
推力	50N	28N
比冲	215s	221s
1N 发动机		
推力	不详	0.73N
比冲		215s

(3) 低成本小卫星双模式推进系统^[1]。该系统原型为 LunarSat 的推进系统，卫星由欧洲的年轻科技工作者设计，用于观测月球极区环形山存在水冰的证据。LunarSat 项目的主要目的是为欧洲月球探测活动的第一步做准备，并且证明低成本的航天器也可以带来科学技术的重大进展。LunarSat 推进系统的一个重要的特性就是“低成本”，即所有的部件都有商品化的现货供应(COTS)。尽管后来由于种种原因 LunarSat 项目

被迫下马，但设计人员仍不气馁，继续对该平台（包括推进系统）进行改进，使其成为一种适应性很广的卫星平台，为同样重量的卫星提供 ΔV 能力由原来的 1300m/s 提高到 1500m/s。该推进系统的基本设计参数为：

- 4 台 22N 主发动机，采用 N_2H_4/N_2O_4 推进剂；
- 额定比冲为 289s，混合比为 1.164；
- 4 台 1N 单组元（肼）姿控发动机；
- 1 套贮箱挤压系统；
- 关键部位的温度传感器和加热器。

2.2 远地点发动机技术的发展

发展双模式推进系统最核心的问题就是远地点发动机的研制。由于燃料采用了无水肼 N_2H_4 ，其密度等物理性参数与 MMH 不同，而且 N_2H_4/NTO 组元的发热量要高于 MMH/NTO 组元，因此不能直接使用已有的双组元统一推进系统的远地点发动机，需要在其基础上重新调整。下面简单介绍几种国外已有产品：

(1) LEROS1 远地点发动机^[2]。英国 Royal Ordnance 公司的 LEROS1 NTO/N_2H_4 发动机在 1987 年开始研制，当时已认识到双模式推进系统的优点和潜力，但当时已有的 NTO/N_2H_4 发动机尚未经过飞行鉴定。LEROS1 在 1990 年 7 月完全通过了飞行鉴定，基本参数见表 3。

表 3 LEROS1 远地点发动机参数

Tab.3 The performance of LEROS1 apogee engine

推进剂	MON/ N_2H_4
推力	500N
混合比	0.8
喷管面积比	150
进口压力	1.6MPa
燃烧室压力	0.7MPa
质量	4.22kg
额定比冲	315s

LEROS1 双模式液体远地点发动机是在过去验证过的成熟设计基础之上进行的，成本较低，而且制造流程和喷注器、推力室的优化及测试程序都有继承性。

(2) TRW 远地点发动机^[3]。美国 TRW 公司的 445N N_2O_4 -MON3/ N_2H_4 双模式远地点发动机在 1991 年进行了飞行鉴定。后来根据对 ANIK-E1、ANIK-E2 和 INTELSAT-K 卫星的跟踪及定位测量结果的分析,认为应用于上述卫星的 6 台 TRW DM-LAEs 发动机性能可靠,该发动机地面试验得到的平均比冲为 314.5s。

TRW 双模式发动机载体为成功应用于 Martin Marietta 公司的 5000-class 卫星推进系统。发动机采用辐射冷却,推力为 445N,混合比为 1.07。

(3) TR-308 远地点发动机。美国诺斯罗普·格鲁门公司的 TR-308 双模式液体远地点发动机,采用高性能同轴喷注器设计,比冲为 322s。该发动机为多颗卫星设计,通过了 24190s 鉴定试验,最长单次点火时间持续 3000s。该发动机的整体式推力室/喷管扩张段(E=204)用覆盖 R512 硅基涂层的 C103 铝合金加工,全焊接。共有 4 台 TR-308 发动机用于 NASA Chandra X 射线观测卫星。特性参数见表 4。

表 4 TR-308 远地点发动机特性参数

Tab.4 The performance of TR-308 apogee engine

推进剂	$\text{N}_2\text{O}_4/\text{N}_2\text{H}_4$
推力	470N
混合比	1.00
比冲	322s
喷管扩张比	204
入口压力	1.43MPa
鉴定寿命	24,190s
最长点火时间	3,000s

2.3 双模式推进系统的发展趋势

通过对国外发展现状的分析可见,双模式推进系统的应用在国际上已很成熟,除了在地球同步轨道通信卫星上大量应用外,还将向其它航天任务,如深空探测等扩展。当前在美英等发达国家双模式推进技术在同步轨道卫星已经成熟,而且这些卫星平台大多已经采用电弧推进技术以提高整体比冲、增加有效载荷和延长寿命。而对于

深空探测任务,双模式推进系统也逐渐投入应用,仍然有相当广泛的发展前景。

目前提高双模式推进系统性能的主要措施就是应用电弧、电阻发动机,因为这类电热发动机和化学推进系统有很好的相容性。随着科技的发展,航天器电功率将进一步增大,这为电热推进的大规模应用创造了条件。虽然我国发展双模式推进的基本条件已经具备,但电推进技术还不成熟,目前仍处于实验室阶段,离工程应用有较大差距。我们在研制双模式远地点发动机和单组元肼发动机的同时,要充分认识到电热推进的重要性,加快电弧发动机的研究,力争和双模式推进系统同步应用,使我国的空间推进技术达到国际先进水平。

3 工程应用及关键技术研究

3.1 工程应用方案

为尽早实现工程应用,应初步确定我国双模式推进系统的基本布局,根据布局方案确定所需的关键技术。

以目前国内较成熟的“东三”平台为例,如果用 20N 和 1N 单组元发动机代替 10N 双组元发动机,配以 $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ 发动机,对阀门及管路作相应更改,就成为双模式推进系统,如图 3 所示。变轨时的姿态调节及入轨后的位置保持由 20N 发动机执行,在轨运行时由 1N 发动机执行姿控,1N 发动机小脉冲性能优良,适合精确姿态控制使用,可以提高三轴稳定的精度。但这只是双模式推进系统的最基本形式,还不能有效利用单、双组元推进技术的优势,对氧化剂的预算精度要求很高,优点是氧化剂提前耗尽,对氧化剂贮箱要求较低,系统可靠性提高。

由于发动机在执行南北位保时的工作模式接近稳态,因此用比冲较高的双组元发动机更为合理。把前一方案的 20N 单组元发动机改回 10N 双组元发动机,其余仍为 1N 单组元发动机。这样配置的优点是能充分利用双组元推进比冲高的优势,在变轨完成后,仍有少量氧化剂供南北位保用,在氧化剂彻底用完后再由单组元发动机执行南北位保。

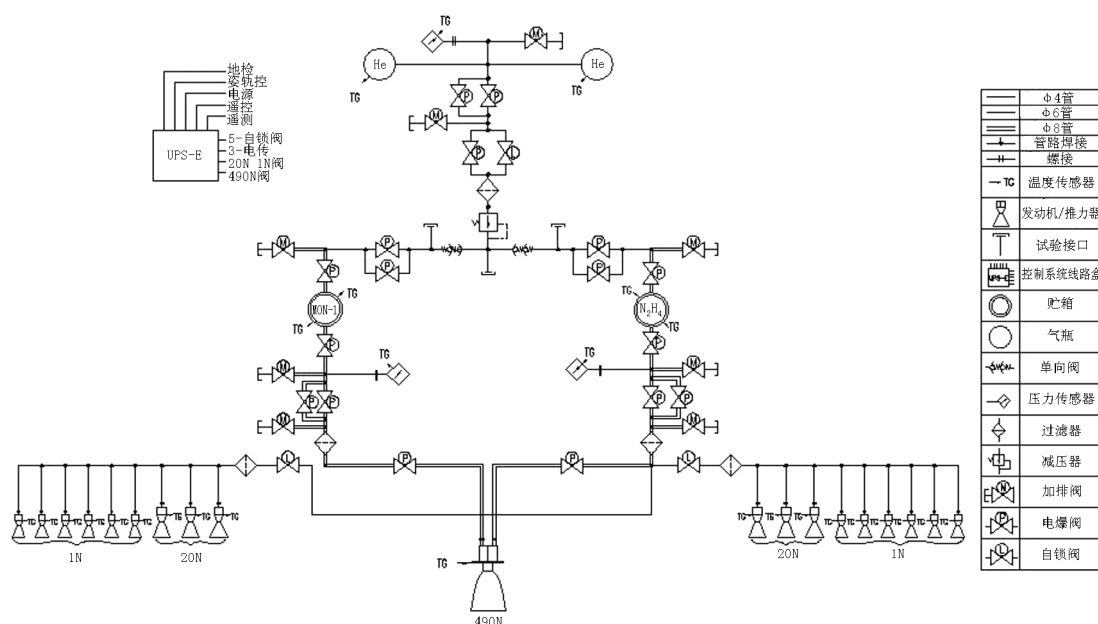


图3 双模式推进系统布局 A

Fig.3 The scheme A of a dual-mode propulsion system

在电弧发动机技术取得实质性进展后可在双模式推进系统内增加电弧发动机，用于执行南北位保，如果电弧推进系统发生故障，还可以用单

组元发动机执行南北位保，如图 4 所示，这样其整体性能将明显高于上述双模式系统。

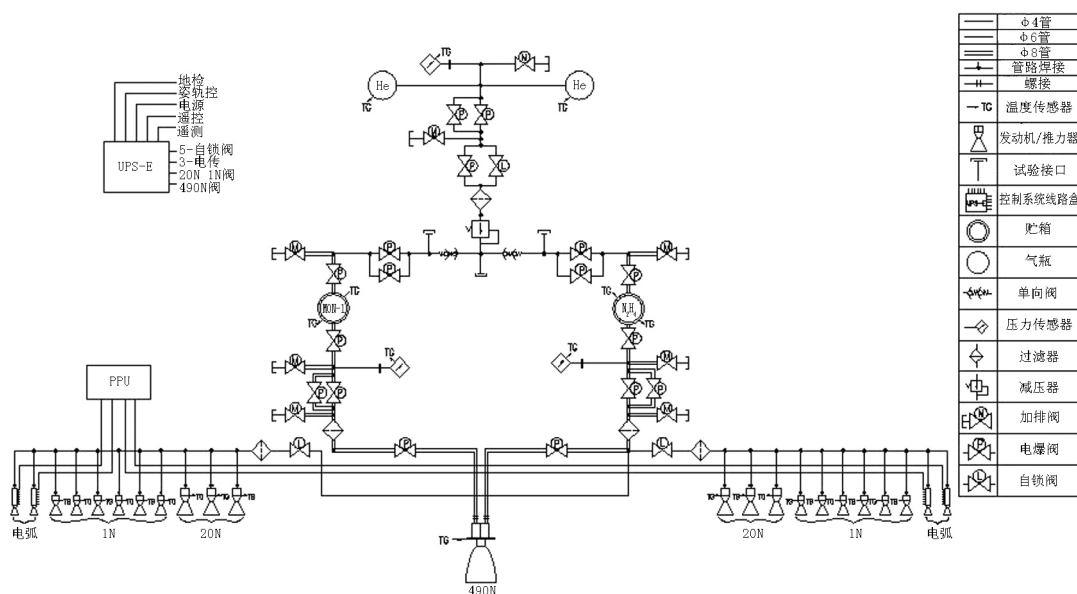


图4 双模式推进系统布局 B

Fig.4 The scheme B of a dual-mode propulsion system

3.2 关键技术

根据国外经验和我国已有的技术基础，初步

确定发展的关键技术如下：

(1) N_2H_4/NTO 远地点发动机

可利用现有的 MMH/NTO 发动机设计经验,根据选定的流量比和预计比冲,合理设计头部(喷注器)和推力室,解决 N_2H_4 /NTO 高空点火特性差,易产生集液腔爆燃和起动压力峰问题,重点是双组元推力室头部结构设计和温度控制技术、燃烧不稳定性的抑制及高空点火特性研究。

(2) 单组元发动机的优化

国内已有的 1N、5N 和 20N 单组元发动机技术已很成熟,立足现有技术基础,使单组元发动机的使用寿命达到双模式系统得要求,即空间使用寿命由现在的 5 年左右,达到 8~15 年,脉冲工作次数由现在的 20 万~40 万次达到 50 万~100 万次,其重点是高性能催化剂的研制。

(3) 推进剂剩余量的确定

推进系统工作的各阶段,推进剂余量的确定对其利用效率起重要作用。根据国外的经验,综合使用现有的 3 种计量方法(PGS 法、PVT 法和薄记法),确定的卫星寿命在最后五年内可达 ± 3 个月的精度。我国虽然也采用了这些方法,但估算精度尚需提高,措施主要有:提高远地点发动机的标定精度,提高单组元发动机性能的一致性,高精度温度、压力传感器的合理应用。

(4) 氧化剂耗尽关机方案的确定与实现

有两种方案可供选择:为提高入轨的可靠性,需多携带氧化剂,在入轨后关机,但这样会降低系统的性能。为实现推进剂的最大利用率,可在氧化剂完全耗尽时执行远地点发动机关机,此后的轨道修正要靠小发动机实现,这一方案对远地点发动机的标定提出了较高的要求。

(5) 推进系统整体地面物理仿真技术

即整系统的地面冷流试验,以准确标定不同贮箱落压条件下发动机流量的变化。

(6) 整系统及关键部件的数学仿真技术

利用流体分析软件 Fluent 和结构分析软件 Nastran,对发动机、贮箱及阀门等关键部件的流场和机械结构进行分析计算,验证预想设计方案的合理性。

(7) 电阻、电弧发动机的工程化应用技术研究

为进一步提高双模式推进系统的性能,应利用现有的技术基础,加快电阻、电弧发动机的研制,尽快实现工程应用。

4 总结

双模式推进系统很适合应用在同步轨道通信卫星、高精度气象卫星,而这种向大型化发展的卫星在当今的商用航天市场占有很大的份额,竞争也很激烈。要增强我国在通信卫星、高精度气象卫星方面的竞争力,发展双模式推进系统具有战略意义,其应用优势如下:

(1) 对远地点变轨而言,DMPS 的 N_2H_4 /NTO 双组元发动机比 UBPS 的 MMH/NTO 双组元发动机比冲更高。

(2) 最佳的设计和使用单组元和双组元发动机,把单组元高可靠、低推力、脉冲性好的优点和双组元高比冲的优点有机地结合起来,使系统具有更高的整体性能。

(3) 羽流污染小。双组元发动机因为燃烧不完全(富燃),在喷出的气体中含有大量不完全燃烧产物(包括胂盐或铵盐类残留物),很容易在低温表面凝结,造成羽流污染,影响仪器的使用效能,有些残留物还可能会沉积在航天器的温控表面上从而改变航天器的热辐射平衡。而单组元胂分解产生的污染物要比双组元推进剂燃烧产生的污染物少得多,能为仪器提供洁净的工作环境。

(4) 双模式推进系统的发展为胂电弧发动机的广泛应用铺平了道路,利用胂电弧发动机执行南北位保,进一步提高了系统的性能。电弧发动机和其它电推进发动机相比,所需的研制周期短、费用低、喷射羽流的扩张角较小,而且使用可靠性较高。

参考文献:

- [1] P Eckart, et al. Microspacecraft platform with bipropellant propulsion system and 3-axis stabilization for missions in earth orbit and beyond LEO[C]. 14th Annual/USU Conference on Small Satellites.
- [2] C Gray, et al. Development of a 110 lbf dual mode liquid apogee engine[R]. AIAA90-2424.
- [3] A R Casillias, et al. Delivered flight performance of dual mode liquid apogee engine[R]. AIAA94-2749.

(编辑: 马 杰)