

小行星探测电推进系统方案研究

李宗良, 高俊, 刘国西, 周成, 汤章阳, 邹达人

(北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要: 小行星探测以及资源开发与利用对国家抢占深空探测主动权和制高点有着不可估量的战略意义。电推进具有高比冲、长寿命和高度自主巡航等特点, 小行星探测器采用电推进执行巡航阶段轨道机动任务, 将大幅减少推进剂重量和提高载重比。调研了国外小行星探测的电推进系统方案, 针对我国小行星探测对电推进系统的任务需求及现有电推力器的技术基础, 提出了5种电推进系统方案, 并进行多维度对比, 对最优方案进行了设计和关键技术梳理。

关键词: 小行星探测; 电推进系统; 关键技术

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2018)04-0347-07

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2018.04.004

引用格式: 李宗良, 高俊, 刘国西, 等. 小行星探测电推进系统方案研究[J]. 深空探测学报, 2018, 5(4): 347-353.

Reference format: LI Z L, GAO J, LIU G X, et al. Study on the programs of electric propulsion system for asteroid detection[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(4): 347-353.

0 引言

电推进具有高比冲、长寿命和高度自主巡航等特点, 小行星探测器采用电推进执行巡航阶段轨道机动任务, 将大幅减少推进剂重量并提高载重比。

1998年10月, 美国“深空1号”(DS-1) 航天器发射成功; 2003年5月, 日本“隼鸟号”(Hayabusa) 探测器发射成功; 2007年9月, 美国“黎明号”(Dawn) 探测器发射成功; 2014年底, 日本“隼鸟2号”(Hayabusa-2) 探测器发射成功。以上小行星探测器均配套了电推进系统, 并利用其进行主推进, 系统表现优异。

本文调研了国外小行星探测器的电推进系统方案, 针对我国小行星探测对电推进系统的任务需求, 在现有电推力器的技术基础上, 提出了5种电推进系统方案, 并进行多维度对比, 对最优的方案进行了设计和关键技术梳理。

1 国外小行星探测器电推进系统介绍

1.1 美国“深空1号”离子电推进系统^[1-3]

1998年10月, 美国“深空1号”航天器发射, 其目标是对1992KD小行星进行接近探测, 并对107PBorreiyy和19PWilson-Harrington彗星进行探测。离子电推进系统的主要使命是完成在航天器巡航阶段的主推进, 同时承担部分时期内的俯仰和偏航控制任务。离子电

推进系统使航天器总速度增量达4.5 km/s, 离子推力器累计工作时间超过16 246 h, 系统组成框图如图1所示。

DS-1离子电推进系统由1台30 cm离子推力器、1台电源处理单元(Power Processing Unit, PPU)、1套氙气供给子系统(Xenon Feeding Subsystem, XFS)和1台数字控制与接口单元(Digital Control & Interface Units, DCIU)组成。离子推力器在XFS输送的氙气和PPU提供的电压、电流条件支持下工作, XFS和PPU在DCIU控制下工作, 同时DCIU接收和执行卫星计算机的指令, 并将离子电推进系统的遥测数据传送给卫星数据系统。为了与不同太阳距离条件下太阳帆板输出功率的大小相匹配, 离子推力器的工作功率范围设计在525~2 300 W, 为kaufuman型, 口径为30 cm, 设计推力范围为19~92 mN, 对应的比冲范围为1 950~3 100 s, 满功率2.3 kW工作点的设计寿命为8 000 h。栅极组件为钨材料双栅结构, 加速电压为1 280 V。

1.2 日本“隼鸟号”离子电推进系统^[4-5]

2003年5月, 日本“隼鸟号”探测器发射, 其任务是探测近地小行星25143Itokawa并获取样本返回。探测器重量510 kg。离子电推进系统承担的任务主要是巡航阶段主推进, 此外, 在某些阶段还承担轨道偏心修正、姿态控制和位置机动保持等任务。

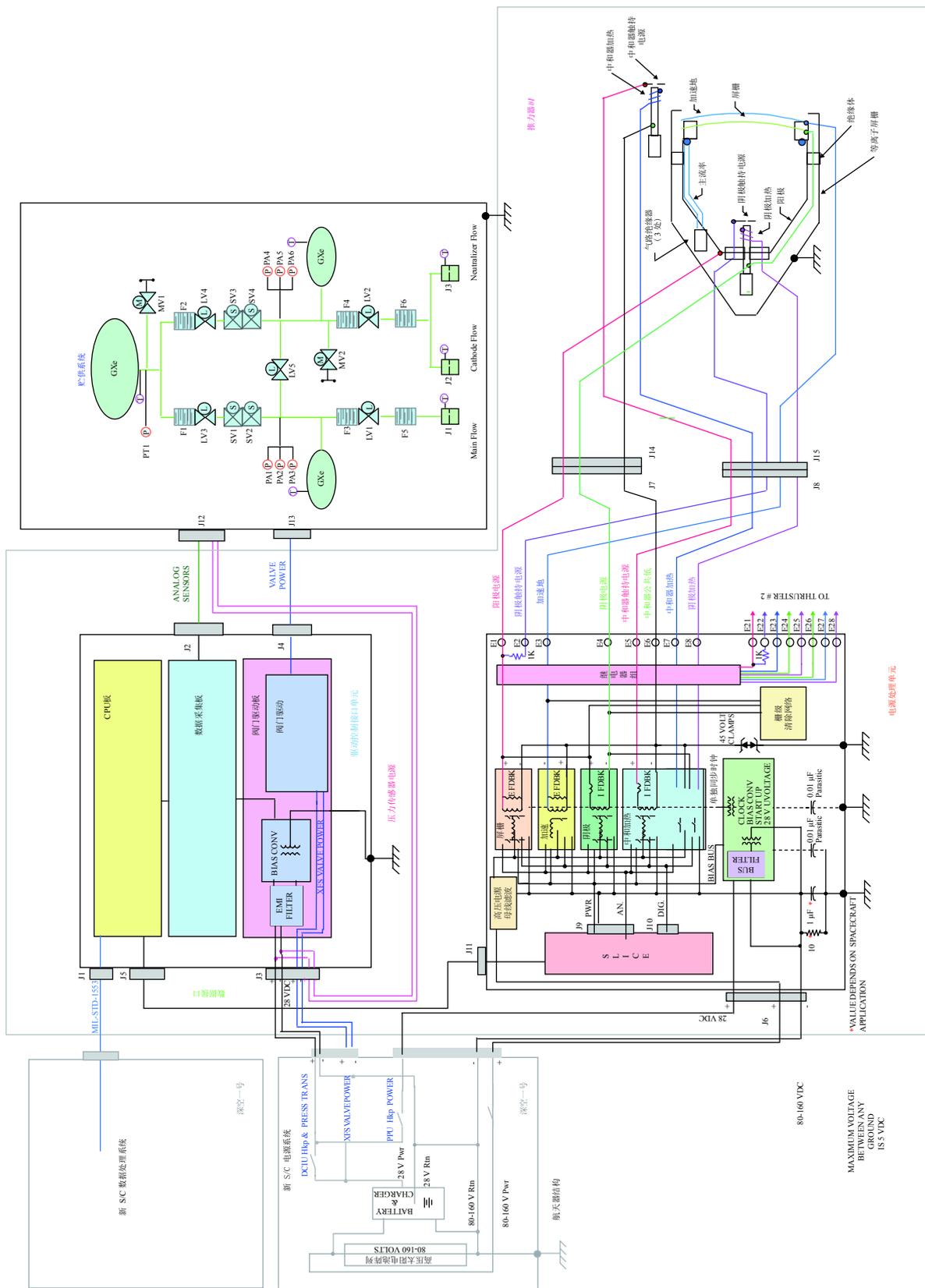


图 1 DS-1离子电推进系统组成框图
 Fig. 1 Ion electric propulsion system of SD-1

2014年底,日本“隼鸟2号”探测器发射,对近地小行星1999 JU3进行岩石取样返回探测,要求离子电推进系统产生的总速度增量约2.2 km/s。

“隼鸟号”离子电推进系统由(如图2所示)4台 μ 10微波放电离子推力器、4台微波功率放大器、3台电源处理单元(Ion Power Processing Unit, IPPU)、一套推进剂供给子系统、一台推力矢量指向机构和一台离子推力器控制单元组成。系统干重59 kg,氙气携带量66 kg,4台离子推力器累计工作时间约4万 h,用的最多的推力器累计时间达到1.5万 h。4台离子推力器以阵列形式安装在同一个推力指向机构上,3台IPPU通过继电器切换向4台推力器供电,每次最多有3台推力器工作。



图2 推力器在航天器上的安装

Fig. 2 Installation of thruster on the spacecraft

1.3 美国“黎明号”离子电推进系统^[6]

2007年9月,美国“黎明号”探测器发射,其科学目标为了解太阳系开始形成时的条件和过程,测量灶神星和谷神星的质量、形状等。作为“黎明号”主推进的离子推进系统,提供发射后的速度增量,以满足轨道转移、捕获等各个阶段的任务要求。“黎明号”飞行系统结构如图3所示,离子推进系统功能模块如图4所示。

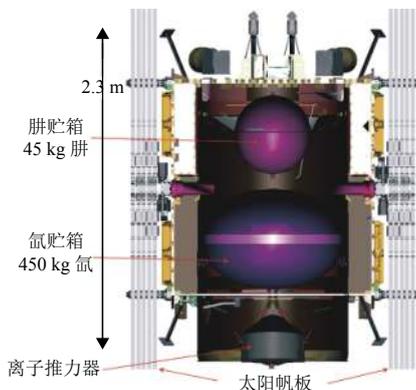


图3 “黎明号”飞行系统

Fig. 3 Dawn spacecraft

“黎明号”的初始干重为1 215 kg,离子推进提供了将近11 km/s的速度增量 ΔV 。氙贮箱装载了450 kg的氙推进剂,“黎明号”离子推进系统工作时间超过5.5万 h(6年),这是其他航天器动力飞行最长时间的3倍。离子推进系统能提供10 km/s以上速度增量。在任务周期内,氙离子推进系统的累计工作时间将近6年。此外,高可靠性要求“黎明号”的离子推进系统具备单点故障冗余的安全设计。

1.4 小结

通过分析国外小行星探测器电推进系统构成可得出如下结论:

- 1) 小行星探测器使用离子电推进系统不但用作姿态控制等,还可用作主推进。
- 2) 电推进系统的设计中,冗余设计非常重要,如“黎明号”推进系统在PPU、DCIU、离子推力器等系统关键部件的配置上具备冗余备份功能^[6]。
- 3) 电推进系统在巡航飞行时,一般都采用连续推进方式,一次工作几百甚至上千小时。

2 任务需求

电推进系统的主要任务是为探测器从地球向主带彗星转移段提供必要的推力及为小行星交会、主带彗星交会提供必要的制动力。根据小行星探测任务的规划和轨道设计优化,电推进系统的任务需求包含以下几点:

- 1) 速度增量需求:9 km/s(小行星探测器主带彗星探测任务初始干重为1 200 kg)。
- 2) 多点工作模式:为了与不同太阳距离条件下太阳帆板输出功率的大小相匹配,电推进系统功率须在0.5~5 kW范围内进行多点调节。
- 3) 连续与脉冲工作模式:根据探测任务分析,电推进系统除具备定时开关机的脉冲工作模式外,还需要具备长期连续开机工作的能力。
- 4) 矢量调节:推力器需要配置矢量调节装置,以满足任务过程中矢量调整的需求。

3 电推进系统方案设计

结合国内电推进发展现状,主要有离子推进、霍尔推进和电弧推进可选。国内已有技术基础的主要包括5 kW离子、5 kW霍尔、1.6 kW离子、1.5 kW霍尔及2 kW电弧等5款电推进产品可以考虑。考虑到电弧推力器比冲仅600 s,与霍尔和离子相比,比冲太低,因此主要以离子和霍尔作为比较。主要指标参数和现状见表1。

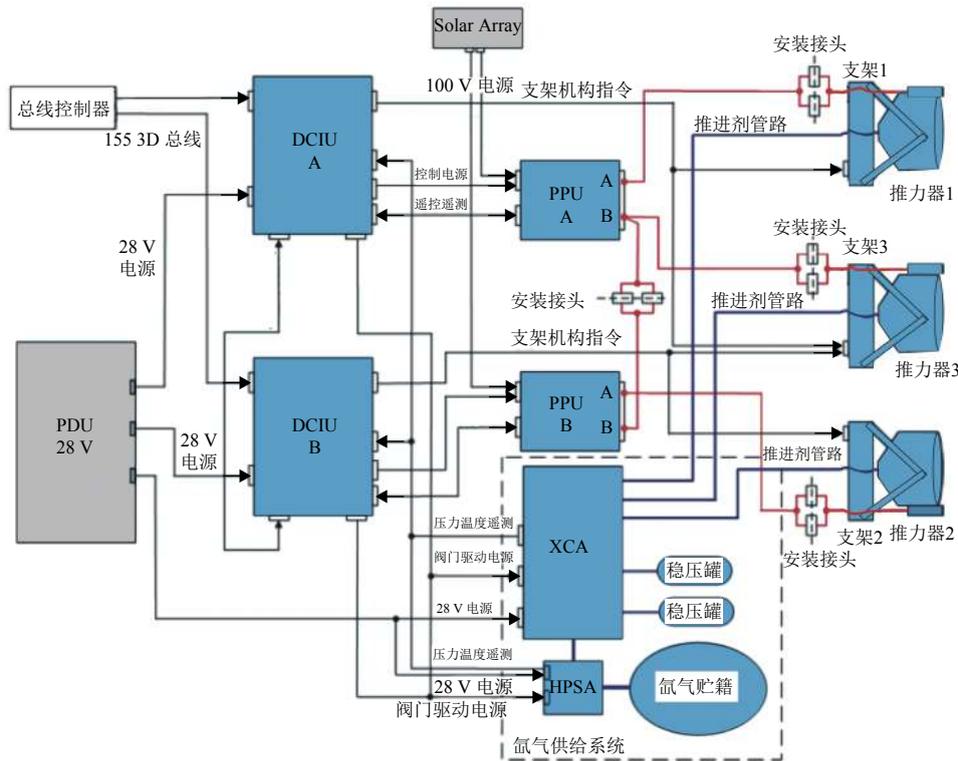


图4 “黎明号”离子推进系统功能模块图

Fig. 4 Function module of Dawn Ion propulsion system

表1 推力器主要指标参数

Table 1 Main parameters of the thruster

项目	5 kW离子推力器	5 kW霍尔推力器	1.6 kW离子推力器	1.5 kW霍尔推力器
规格	5 kW/200 mN/3 500 s	5 kW/240 mN/2 300 s	1.6 kW/60 mN/3 500 s	1.5 kW/80 mN/1 800 s
国内进展	5 kW离子推力器地面寿命考核正在开展, 已完成1 800 h, 产品成熟度达到3级。	5 kW霍尔推力器地面寿命考核于2017年底开始。产品成熟度达到3级。	1 kW离子推力器已飞行验证和地面1:1寿命验证, 1.6 kW离子推力器继承1 kW离子推力器技术与经验, 在放电室、栅极等方面进行了技术优化, 目前属于工程样机阶段, 成熟度2级。	1.5 kW霍尔推力器已在SJ-17飞行验证。产品成熟度达到3级。

以小行星探测器主带彗星探测任务初始干重为1 200 kg, 速度增量 ΔV 需求9 km/s为输入参数, 电推进系统设计方案主要有5种:

方案一: 配置2台5 kW离子推力器, 比冲2 580~3 900 s, 推力20~180 mN。

方案二: 配置3台5 kW离子推力器, 比冲2 580~3 900 s, 推力20~180 mN。

方案三: 配置2台5 kW霍尔推力器, 比冲2 300~2 400 s, 推力134~237 mN。

方案四: 配置4台1.6 kW离子推力器, 比冲3 000~3 500 s, 推力40~60 mN。

方案五: 配置4台1.5 kW离子推力器, 比冲1 800 s, 推力80 mN。

上述5种方案比较结果汇总如表2所示。

通过表2对比分析, 离子电推进系统由于比冲

高, 所需要消耗推进剂最少, 相比同等功率霍尔要少消耗100 kg以上推进剂; 另外, 5 kW的LIPS300离子电推进相比1.6 kW的LIPS200离子电推进, 在推进剂消耗量、累计工作寿命、系统干重等方面都更具优势。目前, LIPS300离子推力器设计寿命达到2.1万 h, 寿命试验正在进行, 目前已完成1 800 h以上, 预计在2021年前能完成寿命验证。因此系统配置两台LIPS300就能实现推力器的完全冷备份设计, 可以保证系统的长寿命使用可靠性。

综上所述, 电推进方案选择基于两台LIPS-300离子推力器的5 kW电推进系统。

4 离子电推进系统及关键技术梳理

4.1 离子电推进系统组成

小行星探测器离子电推进系统配置2台离子推力

表 2 不同方案综合比较

Table 2 Comprehensive comparison of different schemes

项目	5 kW离子推力器	5 kW离子推力器	5 kW霍尔推力器	1.6 kW离子推力器	1.5 kW霍尔推力器
推力器数量	2	3	2	4	4
单台额定推力/mN	200	200	240	60	80
比冲/s	3 500	3 500	2 300	3 000	1 800
推进剂需求/kg	237	237	329	264	511.5
功率需求/W	5 200	5 200	5 200	3 630	3 100
系统干重/kg	119.5	164	103.5	148.5	151.5
累计工作时间/h	19 962	19 962	15 887	53 824	32 787
单台推力器寿命要求/h	9 981	6 654	7 944	13 456	8 196
优点	比冲高 寿命长	比冲高 寿命长	推功比高 干重轻	比冲高 寿命长	推功比高
缺点	系统复杂, 干重重, 推力小	系统复杂, 干重重, 推力小	比冲低	系统复杂, 干重重, 推力小	比冲低

器、2台电源处理单元（PPU）、2台矢量调节机构（TPAM）和1套贮供单元，其中贮供单元由1个推进

剂存储模块（PSM）、1个压力调节模块（PRM）和2个流量控制模块（FCM）组成，见图 5。

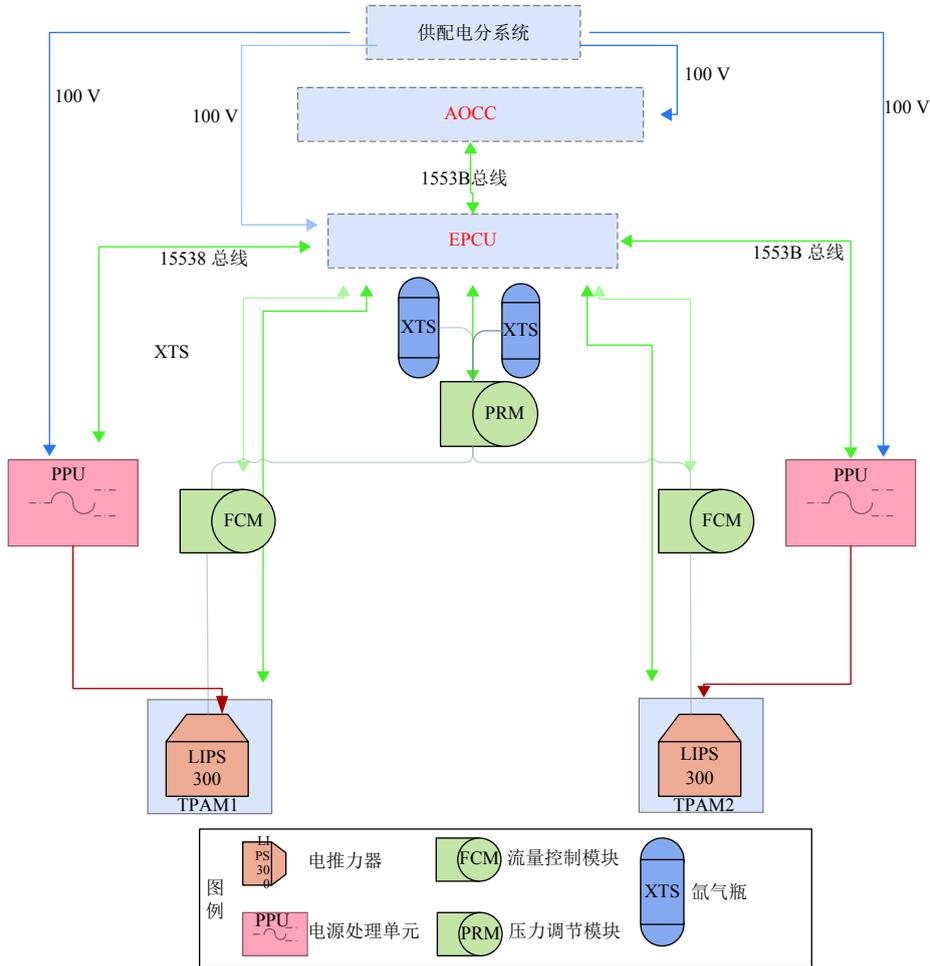


图 5 电推进系统组成

Fig. 5 The composition of Ion electric propulsion system

离子推力器是电推进分系统的推力输出机构，在其它单机和子系统的配合下，将进入推力器的推进工

质（氙气）电离，并利用静电场将Xe+加速喷出，以此产生推力。此外，离子推力器还实现流量控制模块

(FCM)气路与离子推力器气路间的电绝缘。

矢量调节机构TPAM是离子推力器的机械支持和调节装置。在主动段飞行期间,TPAM为推力器提供足够的刚性支撑和力学保护。入轨后,还可实现机构的解锁功能,并具有传动机构限位保护功能。在轨工作期间,TPAM可绕卫星X轴和Z轴在一定范围内旋转,实现二维方向推力矢量的调节。

PPU是离子推力器的供电设备。PPU将100 V母线供电转化为离子推力器所需的屏栅电源、加速电源等稳压电源,中和器、阴极加热电源、触持电源、阳极电源等恒流电源,中和器、阴极点火电源等脉冲电源,具备供电输入及各路供电输出控制功能。在检测到中和器灭弧后,PPU具备自动关断加速电源和屏栅电源的内部互锁功能。PPU还具备输出保护及恢复功能。

贮供子系统是离子推力器的供气设备,由1个推进剂存贮模块(PSM)、1套压力调节模块(PRM)、4套FCM组成。氙气瓶用于贮存超临界状态的氙气;PRM利用压力控制电磁阀将上游高压氙气减压,并为下游FCM提供相对稳定的压力输入条件;流量控制模块根据推力器需求,为推力器提供稳定的氙气供应。

系统性能参数如下:

推进剂填充量: ≥ 300 kg;

最大功耗: $\geq 5\ 300$ W;

比冲: 2 500~4 000 s;

单台推力器推力: 20~200 mN;

推力指向精度: $\leq 0.02^\circ$;

工作寿命: 15年。

4.2 关键技术梳理

电推进系统虽然比冲高,但是推力小,仅百毫牛级,因此需要电推进系统长时间连续工作才能满足任务的总冲要求,此次任务要求电推进系统寿命达到近20 000 h。

小行星探测任务采用太阳能电池片发电,航天器的供电能力取决于探测器与太阳之间的距离,航天器距离太阳的距离随时间变化,航天器的供电能力变化较大,因此电推进系统还需要适应航天器供电功率的变化,确保在不同的输入功率下,电推进系统均能可靠稳定工作。

4.2.1 变功率高比冲离子推力器技术

1) 长寿命空心阴极关键技术攻关及验证技术

推进剂中微量杂质与阴极管材料高温下发生化学反应,使阴极结构和机械强度变差,引起结构或绝缘失效。国外在轨飞行离子推力器试验结果显示推力器工作过程中阴极和放电室耦合作用下阴极触持极顶将

受到放电室内部等离子体的严重溅射刻蚀,该效应长期积累导致触持极材料大片掉落,严重时引起失效,这极大影响推力器的运行寿命。研究结果显示,引起触持极顶溅射刻蚀的最关键因素是在放电室内部触持极顶附近存在等离子体振荡和高能等离子体,因此提高空心阴极运行寿命,需在明晰高能等离子体的来源及其对触持极顶轰击溅射刻蚀机理的基础上,突破传统设计,采用新技术开展相关研究。

2) 高比冲长寿命栅极系统关键技术攻关及验证技术

基于离子推力器工作机理,实现高比冲的最大技术问题是必须引入高电压,高电压会带来微小间隙绝缘防护难度和真空起弧放电问题。另外,高压使得加速栅受到两栅之间产生的高能交换电荷离子轰击溅射刻蚀的程度更严重。因此,要使推力器同时实现高比冲、长寿命,就必须解决高电压下的真空弧放电与栅极材料溅射刻蚀问题。

4.2.2 高精度多模式比例贮供技术

对于小行星深空探测任务,离子电推进系统是变功率工作。在不同输入功率条件下,离子推力器对推进剂流率的需求随功率变化而变化,GEO卫星电推进系统的推进剂供给基本为固定的几个流率工作点,无法满足小行星探测任务变流率的工况需求,必须采用能够实现流率连续调节的比例贮供技术。比例贮供技术重点对比例阀的流率-电流增益特性进行优化设计,采用电磁-流体联合仿真的方式对比例阀的比例特性进行优化设计,最后通过流率试验进行验证,同时为了实现流量的高精度控制,必须采用流量传感器对输出流率进行精确测量。

4.2.3 高可靠电推进系统设计与验证技术

1) 电推进故障模式分析与对策研究

当1台电推力器发生故障时,需要调整点火策略。具体在策略方面,将遵循可靠和优化统一考虑的原则,识别和确定电推进系统工作的故障模式,建立严格的故障产生和传递模型,仿真分析研究各种故障模式对变轨、在轨姿轨控的影响,评估不同工况下的系统可靠度,通过开发电推进变轨仿真软件研究故障对策。

2) 电推进系统高可靠设计与验证

通过故障模式识别和分析、试验验证等手段的循环和迭代,进行系统的长寿命和可靠性设计,在系统方案上进行必要的冗余备份设计。

设计小子样寿命和可靠性评估试验方案,在确保满足工程应用的前提下,降低人力、物力和时间成本。

5 结 论

针对小行星探测任务的需求,本文介绍了国外小行星探测器的电推进系统方案,并提出了5种离子推力器和霍尔推力器配置电推进系统进行综合比较,选择以两台LIPS-300离子推力器的5 kW电推进系统应用于小行星探测,同时对离子电推进系统进行了设计并梳理了关键技术。

参 考 文 献

- [1] RAWLIN V K, SOVEY J S, HAMLEY J A. An ion propulsion system for NASA'S deep space missions[R]. Albuquerque, New Mexico: AIAA, 1999.
- [2] THOMAS A B, GERALD B, CARDWELL G I. NSTAR ion engine power processor unit performance: ground test and flight experience[C]//Aerospace Power Systems Conference. USA: [s.n.], 1999.
- [3] RAYMAN M D. The successful conclusion of the deep space 1 mission: important results without a flashy title[R]. California: Jet Propulsion Laboratory, 2003.

- [4] KUNINAKA H, SHIMIZU Y, YAMADA T, et al. Flight report during two years on HAYABUSA explorer propelled by microwave discharge ion engines[C]//The 41th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [5] NISHIYAMA K, HOSODA S, UENO K, et al. The ion engine system for hayabusa2[C]//The 32nd International Electric Propulsion Conference. IEPC: [s.n.], 2011.
- [6] GARNER C E, RAYMAN M D, BROPHY J R. In-flight operation of the dawn ion propulsion system through start of the vesta cruise phase[C]//The 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2009.
- [7] 耿永兵, 沈岩, 魏延明. 离子推进系统在黎明号探测器上的应用及其思考[J]. *航天器工程*, 2009, 18(5): 80-86.
GENG Y B, SHEN Y, WEI Y M. Application of ion propulsion system in dawn spacecraft[J]. *Spacecraft Engineering*, 2009, 18(5): 80-86.

作者简介:

李宗良(1985-), 硕士, 工程师, 主要研究方向: 空间电推进系统研究。

通信地址: 北京控制工程研究所, 北京海淀区中关村南三街16号
电话: 13581530423

E-mail: zongnet@126.com

Study on the Electric Propulsion System for Asteroid Detection

LI Zongliang, GAO Jun, LIU Guoxi, ZHOU Cheng, TANG Zhangyang, ZOU Daren

(Beijing institute of control engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: The electric propulsion has the characteristics of high specific impulse, long service life and highly autonomous cruise, which will significantly reduce the propellant mass and improve the load ratio when it's used for orbit maneuver operation during the cruise phase of asteroid detection. The electric propulsion system for asteroid detection is investigated. According to the mission requirements of the asteroid detection to the electric propulsion and the technical basis of the existing electric thruster, five kinds of electric propulsion system solutions are proposed and compared, the optimal solution is designed and the key technologies are analyzed.

Key words: asteroid detection; electric propulsion system; key technologies

High lights:

- The foreign programs of electric propulsion system for asteroid detection are investigated.
- Five kinds of electric propulsion system solution are put forward.
- Key technologies of ion-electric propulsion system for asteroid detection are analyzed.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]