

# 用于小行星探测的离子推力器技术研究

郑茂繁, 耿海, 梁凯, 唐福俊, 黄永杰, 柯于俊

(兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理国家级重点实验室, 兰州 730000)

**摘要:**随着我国深空探测技术的发展,近地小行星的探测已列入实施计划,后续的深空探测活动也在规划中。研究基于国外深空探测技术对离子推力器的技术需求以及应用情况,针对我国小行星探测离子推进技术的应用进行了分析与研究。着重阐述了满足我国首颗近地小行星探测使命的离子推力器研究,以现有成熟离子推力器为基础,对其进行性能提升研究。性能改进后的离子推力器,能够实现 40 和 60 mN 两种工作模式,通过组合应用,可实现 40、60、80、100 和 120 mN 共 5 种推力模式,以满足小行星探测的需求。

**关键词:**深空探测; 小行星探测器; 离子推进; 离子推力器

**中图分类号:** V43      **文献标识码:** A      **文章编号:** 2095-7777(2015)03-0236-05

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2015.03.008

## 0 引言

从离子推进技术在 NASA 深空探测器 DS-1 上的成功应用,到最近“日本隼鸟号”小行星探测器利用离子推力器作为主推进,成功完成对丝川小行星的采样,并返回地球。人类开始利用离子推进技术开展更广泛的深空探测任务,从最初主要关注太阳系中离地球较近的大行星及其空间目标,到随着对深空认识的加深,探测目标开始转向更小的目标和距离更远的深空发展。深空探测器采用电推进执行巡航阶段轨道机动任务,能够使航天器在同样的有效载荷下大大减轻发射重量,同时探测同一目标的周期也将大大缩短,离子推进技术显示了明显的优越性。

我国首颗小行星探测任务的目标是实现对 Tukimit 小行星的飞越探测、对 Apophis 小行星的伴飞以及对 1996FG3 小行星的附着探测<sup>[1]</sup>。小行星探测形式为多目标探测,对于近地小行星的伴飞附着探测,巡航段轨道转移所需速度增量要求接近或大于 5 km/s,近地小行星探测任务轨道机动总速度增量需求约为 5.6 km/s,远大于火星、金星等大行星探测所需的速度增量。深空探测离子推进的应用方式为主要承担主推进任务,同时兼顾轨道修正和姿态控制机动任务。离子推进系统在巡航飞行时,一般都采用连续推进方式,一次工作几百上千小

时。为了缩短到探测目标的飞行时间和节省推进剂,大多采用离子推进系统推进与其它行星引力辅助作用相结合的轨道转移方式。离子推进系统将在小行星探测中用来完成全部巡航阶段轨道机动任务。

## 1 离子推进在深空探测中的应用

### 1.1 美国“深空 1 号”(DS-1)离子推进<sup>[2-4]</sup>

DS-1 的目的是对 1992KD 小行星的接近探测。扩展任务是对 107P/Borrelly 和 19P/Wilson-Harrington 彗星的探测。离子电推进系统的主要使命就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。DS-1 离子电推进系统采用 1 台 30 cm 离子推力器(NSTAR),推力器工作功率在 0.5~2.3 kW,总冲大于  $2.7 \times 10^6$  N·s,其工作工况及主要性能如表 1 所示。

表 1 DS-1 离子推力器工作工况及主要性能

Table 1 Operating condition and main performance of ion thruster for DS-1

参数	值					
功率/kW	2.31	2.06	1.48	1.00	0.49	
最大氙气流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	2.86	2.65	1.86	1.51	1.02	
推力/mN	92.0	83.0	58.0	40.0	19.5	
比冲/s	3 280	3 190	3 180	2 700	1 950	
效率/%	64	63	61	53	38	

在整个飞行任务中,离子电推进系统累计工作

16 246 h,开关机 200 多次,共消耗氙气 72 kg。

## 1.2 美国“黎明号”(DAWN)离子推进<sup>[5-6]</sup>

Dawn 深空探测器的任务目的是对太阳系主行星带中质量最大的小行星女灶神星 Vesta 和罗神星 Ceres 进行科学探测,以研究太阳系早期的形成条件和演变过程。离子推进系统工作时间将超过 55 000 h(超过 8 a),这是其它航天器动力飞行最长时间的 3 倍。离子推进提供发射后需要的全部  $\Delta V$ ,将近 11 km/s,以满足转移到 Vesta—Vesta 轨道捕获—变轨到 Vesta 科学探测轨道—脱离 Vesta 轨道—转移到 Ceres—Ceres 轨道捕获—转移到 Ceres 科学探测轨道等各个阶段的任务要求。Dawn 离子推进系统采用 3 台 30 cm 离子推力器,单台推力器比冲为 1 900~3 200 s、推力 19~92 mN、功耗为 0.5~2.5 kW,共有 112 种工作工况,效率在 37%~60% 范围变化。设计单台氙气消耗 150 kg。

离子推进系统成功的将 Dawn 探测器推进到 Vesta 小行星,并实现 Vesta 轨道捕获—变轨到 Vesta 科学探测轨道以及在科学轨道上的观测等活动,实现与 Ceres 小行星的交会。

## 1.3 日本“隼鸟号”(HAYABUSA)离子推进<sup>[7-8]</sup>

Hayabusa 探测器的任务是探测近地小行星 25143 Itokawa 并获取样本返回,其主要目的是验证离子推进系统性能、自主航行和控制技术、小行星表面取样和返回技术。离子推进系统承担巡航阶段的主推进,此外还承担轨道偏心修正、姿态控制和位置机动保持等任务。

Hayabusa 离子电推进系统用了 4 台  $\mu$ 10 微波放电离子推力器,单台推力器比冲为 3 200 s、推力为 8 mN、功耗为 350 W,氙气设计消耗为 66 kg。

Hayabusa 于 2003 年 5 月 9 日发射,2010 年 6 月 13 日结束 7 年的太空旅行返回地球。全部航程约 60 亿 km。

## 1.4 我国小行星探测对离子推进的需求<sup>[1]</sup>

我国首颗小行星探测任务的目标是实现对 Tukimit 小行星的飞越探测、对 Apophis 小行星的伴飞以及对 1996FG3 小行星的附着探测,拟采用离子推进系统完成全部巡航阶段轨道机动。参考国外经验,为了完成大  $\Delta V$  的任务,依据推力和比冲大小,离子推进系统一般需由 3 台以上推力器组成,采用冗余备份,或者三备一,或者四备一等方式配置。如果以目前我国现有 20 cm 离子推力器为基础,将

其改进设计为变推力离子推力器,可在 40 mN 和 60 mN 两种推力模式下工作,寿命为 15 000 h,从最简化配置和系统可靠性角度出发,离子推进系统考虑采用 2 台离子推力器,通过组合就可以实现 40 mN、60 mN、80 mN、100 mN 及 120 mN 共 5 种推力工况,比冲大于 3 000 s,这样就能完成小行星探测中全部巡航任务的需求。

## 2 变推力离子推力器研究

从文献资料来看,离子推进在深空探测任务中的应用主要是作为巡航阶段的主推进,普遍要求离子推力器的推力和比冲能够调节。目前国内技术较为成熟的 20 cm 离子推力器为单推力、单比冲推力器,还不能满足深空探测任务的需求。为了用最小的投入和最短的时间,完成满足深空探测需求的离子推力器研制,本研究在 20 cm 离子推力器的基础上,进行适当的改进,目的是使其最大推力达到 60 mN,比冲大于 3 000 s,实现 20 cm 离子推力器能够在 40 mN 和 60 mN 两种推力模式下工作,达到变推力的目的。

### 2.1 20 cm 离子推力器的性能改进

在不改变推力器硬件的条件下,改变 20 cm 离子推力器的工作条件,使推力器的推力达到 60 mN,比冲大于 3 000 s,实现推力器在 40 mN 和 60 mN 两种推力工作模式,性能改进后的 20 cm 氙离子推力器简称为 20 cm+。20 cm+ 的设计性能指标如表 2 所示。

表 2 20 cm+ 离子推力器的性能指标

Table 2 Performance of 20 cm+ion thruster

参数	值	
推力/mN	40	60
比冲/s	$\geq 3000$	$\geq 3000$
效率/%	$\geq 55$	$\geq 60$
功率/W	$1000 \pm 70$	$\leq 1600$
90%束流发散角/(°)	$\leq 30$	$\leq 30$

由 20 cm+ 离子推力器的性能指标来看,20 cm+ 离子推力器有两种推力模式,即:40 mN 和 60 mN。40 mN 模式继承 20 cm 离子推力器的工作条件,这里只需要对 60 mN 推力模式的工作条件进行分析和研究,通过对 60 mN 推力模式性能指标分析和相关的计算公式(公式略)得到推力器的主要工作参数。

1) 最大推进剂总流量为 2.0 mg/s,即 19.4 sccm;

2) 如果束电压选取 1 000 V 和 1 200 V, 那么与之相对应的束电流分别为 1.2 A 和 1.12 A。

如果推力器加速栅极、阴极与中和器触持极的工作参数不变(与 20 cm 推力器的相同), 那么 20 cm+推力器在 60 mN 推力模式的工作参数初步选择如表 3 所示。

表 3 60 mN 推力模式的初步工作参数

Table 3 Preliminary parameters at 60 mN thrust

参数	值
束电压/V	1 200/1 000
束流/A	1.12/1.2
加速电压/V	—185
加速电流/mA	8~12
阴极触持电压/V	10~15
阴极触持电流/A	0.6
中和器触持电压/V	15~22
中和器触持电流/A	1.6
阴极流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	0.136
中和器流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	0.136
放电室流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	1.728
工作压力/Pa	$\leq 8.0 \times 10^{-3}$ (Xe)

根据表 3 初选的工作参数进行优化试验, 工作参数调整如下:

- 1) 调节束电压, 范围 800~1 300 V, 流量不变;
- 2) 调节阳极电流, 从 4.2 A 开始, 上行调节, 束电压不变;
- 3) 调节阳极流量, 范围 8~20 sccm, 束电压不变;
- 4) 调节阴极与中和器流量, 范围 0.5~1.5 sccm, 束电压不变。

通过优化试验, 确定了 20 cm+ 推力器在 60 mN 推力模式的工作参数如表 4 所示。

表 4 60 mN 推力模式工作参数

Table 4 Operating parameters at 60 mN thrust

参数	值
束电压/V	1 200
束流/A	1.12
阳极电压/V	36~40
阳极电流/A	5.7
加速电压/V	—185
加速电流/mA	8~12
阴极触持电压/V	10~15
阴极触持电流/A	0.6
中和器触持电压/V	15~22
中和器触持电流/A	1.6
阴极流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	0.163
中和器流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	0.136
放电室流率/(mg·s <sup>-1</sup> )	1.465
工作压力/ Pa	$\leq 8.0 \times 10^{-3}$ (Xe)

## 2.2 20 cm+ 离子推力器的性能测试

按照表 4 确定的工作参数, 对 20 cm+ 离子推力器 60 mN 推力模式的工作性能进行测试。

### 1) 推力测量

在 60 mN 推力模式的工作参数下, 采用推力测量装置进行了 3 次推力测量。推力测量是通过测量微小位移来获得的, 推力与位移的关系为

$$F = kx + b \quad (1)$$

式中:  $F$  为推力, 单位 mN;  $x$  为位移, 单位 mm;  $k$  为位移系数, 单位 mN/mm;  $b$  为初始值, 单位 mN。 $k$ 、 $b$  通过对测量装置的标定获得, 标定测得  $k$  值为 0.108 00;  $b$  值为 0.606。推力测量结果如表 5 所示。位移测量数据如图 1 所示。

三次测量结果的差别是由于工作参数调整所造成的。第一次测量差别是由于推力器是首次启动, 工作参数不稳定, 束电压及束电流有所下降所致。

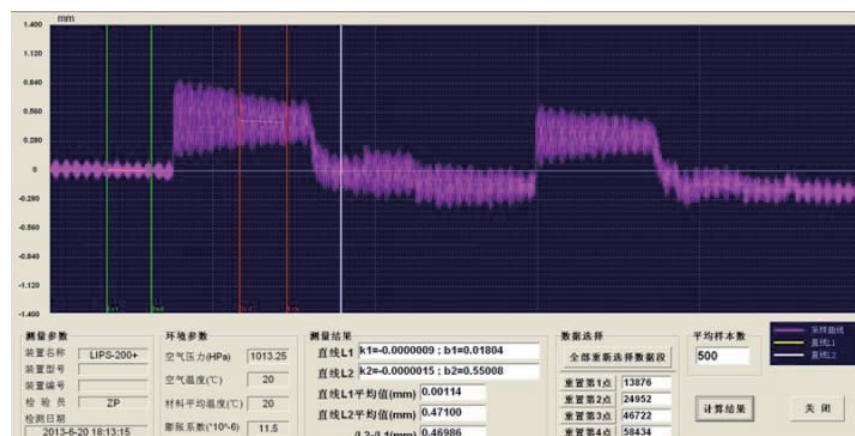


图 1 位移变化图

Fig. 1 Displacement graph

表5 推力测量结果

Table 5 Result of thrust measurement

测量次数	1	2	3
位移 $x/\mu\text{m}$	469.86	494.97	546.26
推力 $F/\text{mN}$	51.35	54.06	59.60

## 2) 效率

离子推力器的效率与放电损耗和推进剂利用率有关<sup>[9]</sup>, 推进剂利用越高, 而放电损耗越小, 说明离子推力器的效率也越高。在 60 mN 推力模式下, 放电损耗与推进剂利用率的关系如图 2 所示。

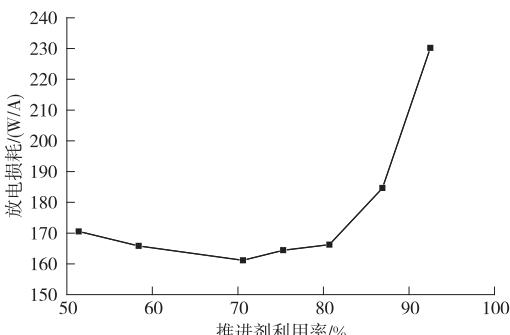


图2 放电损耗与推进剂利用率的关系

Fig. 2 Relation between discharge cost and propellant utilization rate

由图 2 可知, 在 60 mN 推力模式下, 当推进剂利用率大于 81% 时, 放电损耗迅速增大, 当推进剂利用率大于 90% 时, 放电损耗超过 200 W/A。图 2 表明: 在 60 mN 模式下, 当推进剂利用率在 81%~90% 之间时, 放电损耗较小, 此时离子推力器的效率较高。

## 3) 束流分布与发散角测试

用束流发散角测试装置测量束流分布和 90% 束流含量内的发散角, 测试探针位于距离推力器加速栅极表面 500 mm 处的平面内。束流分布图见图 3。

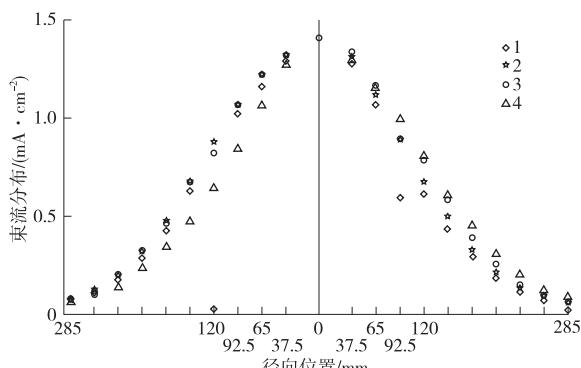


图3 60 mN 工作模式的束流分布图

Fig. 3 Ion beam profile at 60 mN

图 3 中, 1、2、3、4 分别是从推力器出口截面 4 个不同径向方向, 测量数据基本相一致。从图 3 可以看出, 束流分布轮廓较好, 基本以推力器中心轴成对称图形。束流发散角全角为 29.48°, 小于等于 30°, 满足性能指标要求。

20 cm+离子推力器在 40 mN 和 60 mN 推力模式下的测试结果如表 6 所示。

表6 20 cm+离子推力器测试结果

Table 6 20 cm+ion thruster test results

Parameter	40 mN	60 mN
束电压/V	1 004	1 203
束流/A	0.828	1.13
阳极电压/V	36.36	36.96
阳极电流/A	4.4	5.7
加速电压/V	-184.7	-184.2
加速电流/mA	6.1	10.2
阴极触持电压/V	11.95	11.87
阴极触持电流/A	0.60	0.63
中和器触持电压/V	19.25	19.78
中和器触持电流/A	1.61	1.68
阴极流率/(mg · s⁻¹)	0.136	0.168
中和器流率/(mg · s⁻¹)	0.136	0.136
放电室流率/(mg · s⁻¹)	1.12	1.512
计算推力/mN	41.19	61.4
测量推力/mN	—	56.5
比冲/s	3 090	3 515
效率/%	60.5	65.68
功率/kW	1.031	1.609
90% 束流发散全角/(°)	27.88	29.48

## 3 结 论

为满足未来我国小行星探测器的需求, 以现有较为成熟的 20 cm 氩离子推力器为基础, 在不改变其结构尺寸及零部件的条件下, 通过对其工作参数的设计和优化试验, 确定了 20 cm+离子推力器的工作参数, 并进行了性能测试。测试结果表明: 20 cm+离子推力器在优化确定的 60 mN 推力模式工作参数下, 比冲达到 3 500 s, 效率达到 65%, 功耗约 1 600 W, 90% 束流含量内, 束流发散角全角小于 30°。利用 20 cm+变推力离子推力器的组合, 可以实现不同推力模式, 以满足未来我国小行星探测器的需求。

## 参 考 文 献

- [1] 杨福全, 张天平, 周海燕, 等. 离子电推进在小行星探测器上的应用研究[J]. 深空探测学报, 2015, 2(2): 168~173. [Yang F Q, Zhang T P, Zhou H Y, et al. Application scheme of ion

- electric propulsion system for main-belt asteroid sample and return mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2(2):168–173.]
- [ 2 ] Rawlin V K, Sovey J S, Hamley J A. An ion propulsion system for NASA's deep space missions [ R ]. AIAA-99-4612, 2000.
- [ 3 ] Sengupta A, Brophy J R, Goodfellow K D. Status of the extended life test of the deep space 1 flight spare ion engine after 30, 352 hours of operation [ R ]. AIAA-2003-4558, 2003.
- [ 4 ] Christensen J A, Freick K J, Hamel D J, et al. Design and fabrication of a flight model 2.3kw ion thruster for the deep space 1 mission[R]. AIAA 98-3327, 2000.
- [ 5 ] Brophy J R, Ganapathi G B, Garner C E, et al. Status of the dawn ion propulsion system[R]. AIAA-2004-3433, 2004.
- [ 6 ] Cardell G, Severino A U, Gross M. The design and operation of the dawn power system [ R ]. AIAA-2012-3898, 2012.
- [ 7 ] Kuninaka H, Nishiyama K, Shimizu Y, et al. Flight status of cathode-less microwave discharge ion engines on board hayabusa asteroid explorer[R]. AIAA 2004-3438, 2004.
- [ 8 ] Kuninaka H, Shimizu Y, Yamada T, et al. Flight report during two years on hayabusa explorer propelled by microwave discharge ion engines [ R ]. AIAA-2005-3673, 2005.
- [ 9 ] 郑茂繁,江豪成.离子推进器性能评价方法[J].真空与低温,2012,18(4):223–227. [Zheng M F, Jiang H C. Method of performance evaluation for ion thruster [J]. Vacuum and Cryogenics, 2012,18(4):223 – 227. ]

作者简介：

郑茂繁(1966—),男,高级工程师,主要研究方向:电推进技术与工程化研究。

通信地址:兰州市 94 号信箱(730000)

电话:(0931)4585154

E-mail:zhengmaofan@hotmail. com

## Research on Ion Thruster Technology for Asteroid Exploration

ZHENG Maofan, GENG Hai, LIANG Kai, TANG Fujun, HUANG Yongjie, KE Yujun

(Lanzhou Institute of Physics, National Key Laboratory of Vacuum Technology and Physics, Lanzhou 730000, China)

**Abstract:** With the technology development of deep space exploration, near-earth asteroid exploration has been scheduled, and subsequent deep space exploration is also under planning. By analyzing deep space exploration demand of foreign countries for ion propulsion and its application, this paper depicts with emphases the research and development of ion thruster which will meet the requirement of Chinese first near-earth asteroid exploration mission. Based on the mature technology of current ion thruster, the study aims to enhance its performance so which can work in dual modes with thrust level at 40 mN and 60 mN respectively. With different combination, it can achieve five thrust levels as 40 mN, 60 mN, 80 mN, 100 mN and 120 mN to meet the requirements of asteroid exploration missions.

**Key words:** deep space exploration; asteroid explorer; ion propulsion; ion thruster

[责任编辑:高莎]