

电推进用于深空探测任务的工程经验总结与展望*

张天平, 李璇, 张雪儿

(兰州空间技术物理研究所, 甘肃兰州 730000)

摘要: 深空探测任务是航天发展的前沿领域, 其显著提高的速度增量需求使得电推进成为航天器主推进的重要选项。本文从深空探测任务、任务配套电推进、质量比特性、功率比特性、推进效能、自主运行等方面, 对已经工程实施的9次深空探测任务进行了应用电推进的经验总结; 从速度增量需求、主要工程约束、更高性能和自主运行能力等方面, 对未来深空探测任务发展应用电推进的需求进行了展望。

关键词: 电推进; 深空探测任务; 工程经验; 自主运行; 综述

中图分类号: V439 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 06-2208002-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2208002

Engineering Experience and Prospect of Applying Electric Propulsion to Deep Space Missions

ZHANG Tian-ping, LI Xuan, ZHANG Xue-er

(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: Deep space exploration is the frontier of space development, and its significantly increased speed increment demand makes electric propulsion (EP) an important option for the main propulsion of the spacecraft. The experience of applying EP in 9 deep space missions has been summarized from the aspects of the missions, the EPs applied in missions, mass ratio characteristics, power ratio characteristics, propulsion efficiency, autonomous operation, etc. The further development and application of EP for deep space exploration are prospected from the aspects of speed increment demand, major engineering constraints, higher performance, and autonomous operation capability.

Key words: Electric propulsion; Deep space mission; Engineering experience; Autonomous operation; Review

1 引言

人们通常以地球为中心来定义深空, 广义深空为月球及以远距离的空间, 而狭义深空为脱离地球引力束缚范围的外部空间。深空探测是航天技术发展水平的重要体现, 更是满足人类了解未知世界和

宇宙奥秘强烈愿望的必由之路^[1-2]。1958年以来, 美国、苏联/俄罗斯、欧洲、日本、中国、印度等开展了累计260多次的深空探测任务工程实施^[2-3], 从发展趋势来看, 深空探测领域将长期成为各国航天创新活动的前沿阵地和竞技场^[1-3]。相对地球轨道航天任务而言, 深空探测任务的显著特点是轨道转移所需要

* 收稿日期: 2022-08-01; 修订日期: 2022-12-27。

基金项目: 国防科工局基础研究与前沿技术重点突破项目 (JCKY2018203B030); 中国航天科技集团有限公司自主研发项目 (YF-ZZYF-2021-132)。

作者简介: 张天平, 博士, 研究员, 研究领域为空间电推进技术与工程。

通讯作者: 张雪儿, 博士, 工程师, 研究领域为空间电推进技术与工程。E-mail: xueerzh@sina.com

引用格式: 张天平, 李璇, 张雪儿. 电推进用于深空探测任务的工程经验总结与展望[J]. 推进技术, 2023, 44(6): 2208002. (ZHANG Tian-ping, LI Xuan, ZHANG Xue-er. Engineering Experience and Prospect of Applying Electric Propulsion to Deep Space Missions[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(6):2208002.)

的航天器速度增量显著提高,从而对运载火箭和空间推进技术提出了更高要求^[3-8]。随着电推进技术的不断成熟和持续应用,电推进以其高比冲优势正在成为深空探测任务的空间推进优选^[9-12]。

已经工程实施的基于电推进的深空探测任务包括:美国的深空一号(DS-1)^[13-15]、黎明号(DAWN)^[16-19]、双小行星重定向试验(DART)^[20-23]和普赛克(Psyche)^[24-26],欧洲的SMART-1^[27-29]、贝皮·科伦布(BepiColombo)^[30-33],日本的隼鸟号(Hayabusa)^[34-36]、隼鸟二号(Hayabusa-2)^[37-39]和PROCYON^[40-41]。中国目前正在计划实施天问二号(TW-2)^[42],各国分析论证的基于电推进的深空探测任务还包括:月球探测及货运^[43-47]、火星探测及货运^[47-49]、近地小行星探测及采样返回^[50-53]、主带和特洛伊小行星探测及采样返回^[54-57]、木星系统探测^[58-59]、太阳系更远目标^[60-61]。

本文对国外已经实施的深空探测任务中应用电推进工程经验进行全面分析与总结,针对未来深空探测任务发展进行了更高需求应用电推进的论证与展望。

2 深空探测任务应用电推进的工程实践及经验总结

2.1 应用电推进的深空探测任务

截至2022年6月,国外已实施的以电推进为主推进的深空探测任务总计9次,相应航天器如表1所列,其中DS-1, SMART-1, PROCYON和DART为工程试验性质任务;DAWN, Psyche, Hayabusa, Hayabusa-2, BepiColombo为真正科学探测工程任务。另外, BepiColombo航天器整体为三模块组合结构,电推进

在水星转移模块(MTM)上,MTM在航天器组合体到达水星后被分离和抛弃^[33]。

表1给出了这9个航天器的研制周期、探测目标、探测方式、任务周期、任务状态、应用电推进类型等基本情况。由此可见:①基于电推进的深空探测航天器,最早研制于1995年、发射于1998年、完成于2001年,研制周期最短1年、最长9年,任务周期最短1年、最长10年以上;②工程实施为航天技术发达国家,包括美国、日本、欧洲等;③探测目标距离最近为月球、最远为主带小行星;④探测方式包括交会(飞掠)、环绕、着陆(撞击)、采样返回等;⑤应用电推进的类型为成熟度高的离子和霍尔,且以离子为主;⑥在已经结束的7次探测任务中,6次获得成功、1次(PROCYON任务)失败;⑦探测任务在整体上呈现出数量和密度的缓慢上升趋势。

2.2 航天器应用的电推进

表2为航天器应用电推进(推力器)的基本情况,主要包括:电推力器(代号)、工作模式、功率、推力、比冲、配套数量、辅助推进等。由此可见:①航天器除了电推进作为主推进外,都配置了化学或冷气辅助推进,以满足大推力快速机动、姿态控制等需求;②电推进均为多模式工作,以适应太阳阵输出功率随距离变化的深空探测任务实际;③除了试验性质的航天器外,科学任务工程航天器均采用了带备份的多台推力器电推进系统;④单台推力器功率最小27W、最大6.9kW,比冲最低700s、最高4200s,推力最小0.2mN、最大250mN;⑤随着航天器发射质量增大和探测目标距离延伸,应用更高功率、更高比冲电推进的发展趋势明显。

Table 1 Deep space missions applying electric propulsion

Spacecraft	Development	Target object	Approach	Mission duration	Status	Propulsion type
DS-1	1995~1998	Braille/1992KD	Flyby	1998/10~1999/09	Completed	Ion
		comet19P/Borrelly	Flyby	1999/09~2001/12	Completed	
DAWN	2001~2007	Vesta	Around	2007/09~2012/07	Completed	Ion
		Ceres	Around	2012/08~2016/06	Completed	
		Ceres+	Around	2016/07~2018/10	Completed	
DART	2015~2021	Dimorphos	Crash	2021/11~2022/12	Ongoing	Ion
Psyche	2017~2022	Psyche	Around	2022/08~2027/10	To launch	Hall
SMART-1	1999~2003	Moon	Around	2003/09~2006/08	Completed	Hall
BepiColombo	2001~2018	Mercury	Around	2018/10~2027/05	Ongoing	Ion
Hayabusa	1996~2003	Itokawa/25143	Sample return	2003/05~2010/06	Completed	Ion
Hayabusa-2	2011~2014	1999JU3/162173	Sample return	2014/12~2020/12	Completed	Ion
		+1998KY26	Flyby	2022~2031	Ongoing	
PROCYON	2013~2014	2000 DP107	Flyby	2014/12~2015/03	Failed	Ion

2.3 电推进的主要任务

表3为航天器上电推进所承担的主要任务,包括:脱离地球轨道转移、星际轨道转移、科学探测轨道机动、航天器姿态控制、航天器动量轮卸载、是否返回地球、星体引力辅助等。由此可见:①电推进的主推进任务为轨道转移,包括地球轨道转移、星际轨道转移、探测目标轨道转移等,对采样返回任务电推进还要完成返程的轨道转移;②电推进的辅助任务包括了双轴或三轴姿态控制,动量轮卸载;③借助星体引力辅助技术,可以显著降低任务的速度增量需求,但要以延长任务周期为代价;④发挥电推进的综合应用效益,正在成为新一代深空探测任务设计时的必要考虑。

2.4 航天器及电推进的质量比特性

表4为航天器及电推进系统的质量比特性,主要包括:航天器发射重量、电推进系统干质量、电推进推进剂质量、电推进质量总占比(相对航天器发射质量)、推进剂质量总占比、推进剂质量分占比(相对电

推进系统质量)等。由此可见:①航天器发射质量最小68kg、最大4100kg;②电推进系统的干质量最小5.0kg、最大365kg,推进剂量最小2.5kg、最大1030kg;③电推进系统质量总占比为11.2%~45.5%,平均29.1%;④推进剂质量总占比为3.7%~36.8%,平均19.0%;⑤推进剂质量分占比为33.3%~83.6%,平均60.7%。

2.5 航天器及电推进的功率比特性

表5为航天器及电推进的功率比特性,主要包括:航天器总功率(均指航天器距离太阳1个天文单位的功率)、电推进系统最大功率、电推进系统功率占比、航天器比功率、电推进比功率、太阳最远距离等。由此可见:①航天器的最大功率为0.24~20.0kW;②电推进系统最大功率为0.03~10.5kW;③电推进最大功率占比为12.5%~84.0%,平均50.8%;④航天器比功率为3.2~10.3W/kg,平均5.7W/kg;⑤电推进系统比功率为1.1~19.8W/kg,平均8.8W/kg;⑥航天器与太阳最远距离为2.98AU(天文单位)。

Table 2 Electric propulsion applied to spacecraft

Spacecraft	Thruster	Mode	Power/kW	Thrust/mN	Specific impulse/ks	Number	Auxiliary propulsion
DS-1	NSTAR	M	0.47~1.94	20.6~78.2	1.97~3.17	1	31kg-N ₂ H ₄
DAWN	NSTAR	M	0.5~2.3	19~91	1.7~3.1	3(2+1)	45kg-N ₂ H ₄
DART	NEXT-C	M	0.5~6.9	25~236	1.4~4.2	1	27kg-N ₂ H ₄
Psyche	SPT-140	M	0.9~4.5	60~250	1.35~1.98	4(3+1)	46kg-N ₂
SMART-1	PPS-1350G	M	0.46~1.2	35~68	1.3~1.6	1	12kg-N ₂ H ₄
BepiColombo	T6	M	2.5~4.0	75~125	3.7~4.0	4(3+1)	156kg-N ₂ H ₄
Hayabusa	μ-10	M	0.28~0.38	4.4~7.6	2.76~3.0	4(3+1)	67kg-MMH/NTO
Hayabusa-2	μ-10	M	0.38~0.41	6.3~9.0	2.74~2.89	4(3+1)	40kg-MMH/NTO
PROCYON	MIPS	M	0.027~0.034	0.21~0.30	0.74~1.1	1	Xenon

Table 3 Main tasks of electric propulsion

Spacecraft	Earth orbit transfer	Planet orbit transfer	Exploration orbit maneuver	Attitude control	Momentum wheel unloading	Gravitational assist	
						Planet	Speed increment/(km·s ⁻¹)
DS-1	√	√	-	√	-	-	-
DAWN	√	√	√	√	√	Mars	2.6
DART	√	√	√	√	√	Earth	-
Psyche	-	√	√	√	√	Mars	-
SMART-1	√	-	√	-	-	Earth	5.6
BepiColombo	√	√	-	√	√	Venus	3.25 (2 times)
						Mercury	-(6 times)
Hayabusa	√	√	√	√	√	Earth	4.0
Hayabusa-2	√	√	√	√	√	Earth	1.6
PROCYON	√	√	-	-	-	Earth	0.04

2.6 电推进的推进效能

表6为电推进的推进效能,主要包括:电推进任务速度增量、航天器初始加速度、电推进累计工作时间、工作占空比、完成任务增量等。由此可见:①电推进任务的速度增量为0.24~11.5km/s;②航天器初始加速度为 $3.7\times 10^{-6}\sim 1.8\times 10^{-4}\text{m/s}^2$,跨两个量级,平均 $8.7\times 10^{-5}\text{m/s}^2$;③电推进累计工作总时间为

3400~55000h;④电推进工作占空比为25%~90%;⑤绝大多数电推进都实现了预期或非预期的任务增量。

2.7 航天器自主运行能力

电推进深空探测航天器都具有较强的自主运行能力,包括航天器自主运行和电推进自主运行,代表性的航天器自主运行能力包括:DS-1航天器自主星

Table 4 Mass ratio characteristics of spacecraft and electric propulsion

Spacecraft	Launch weight/kg	Dry mass of EP/kg	Propellant mass/kg	Mass ratio of EP to spacecraft/%	Mass ratio of propellant to spacecraft/%	Mass ratio of propellant to EP/%
DS-1	486	64	81.5	29.9	16.8	56.0
DAWN	1218	129	425	45.5	34.9	76.7
DART	640	81 [#]	121	31.5	18.9	59.9
Psyche	2800	202 [#]	1030	44.0	36.8	83.6
SMART-1	370	29	82.5	30.1	22.3	74.0
BepiColombo	4100	365	581.5	23.1	14.2	61.4
Hayabusa	510	59	66	24.9	13.0	52.0
Hayabusa-2	609	66.4	66.5	21.8	10.9	50.0
PROCYON	68	5.0	2.5	11.2	3.7	33.3

注:#—Calculated from the mass of single machines.

Table 5 Power ratio characteristics of spacecraft and electric propulsion

Spacecraft	Spacecraft power/kW	Max. Power of EP/kW	Power ratio of EP to spacecraft/%	Spacecraft specific power/(W·kg ⁻¹)	EP specific power/(W·kg ⁻¹)	Farthest distance from the sun/AU
DS-1	2.5	2.1	84.0	5.1	14.4	1.36
DAWN	10	2.6	26.0	8.2	4.7	2.98
DART	6.6	4.0	60.6	10.3	19.8	1.1
Psyche	20	5.5	27.5	7.1	4.5	2.7
SMART-1	1.85	1.42	76.7	5.0	12.7	1.0
BepiColombo	13.3	10.5	78.9	3.2	1.1	1.2
Hayabusa	2.6	1.15	44.2	5.1	9.2	1.7
Hayabusa-2	2.6	1.23	47.3	4.3	9.3	1.4
PROCYON	0.24	0.03	12.5	3.5	4.0	1.5

Table 6 Propulsion efficiency of electric propulsion

Spacecraft	Speed increment/(km·s ⁻¹)	Initial acceleration/(m·s ⁻²)	Cumulative operating time/h	Duty ratio of electric propulsion/%	Mission increment
DS-1	4.3	1.61×10^{-4}	16265	—	New technologies extended verification
DAWN	11.5	7.5×10^{-5}	55000	69.5	1.5 years extended for Ceres mission
DART	2.9	2.14×10^{-4}	—	90	—
Psyche	—	8.9×10^{-5}	23000	74	Extendable to August 2028
SMART-1	3.7	1.84×10^{-4}	4958	—	Lunar exploration extended by more than 1 year
BepiColombo	4.4~5.8	7.0×10^{-5}	37970*	25	Plan to expand for 1 year
Hayabusa	2.2	4.7×10^{-5}	39637	90	Attitude adjustment by cold xenon
Hayabusa-2	2.0	4.6×10^{-5}	41000	—	1998KY26 exploration extended
PROCYON	0.24	3.7×10^{-6}	223(3400)	70	Early failure

载光学导航和自主姿态控制系统一起实现航天器自主运行,其中的光学导航基于 CCD 相机或小型化集成相机和光谱仪。主要软件包括负责工作时序的执行模块、提供航天器实时星历信息的模块、更新基本导航的计算模块,其中的计算模块主要完成轨道确定、机动计划、目标追踪等^[13];DAWN 航天器指令和数据处理子系统、姿态控制子系统、电推进系统,指令和数据处理飞行软件、姿态控制(ACS)飞行软件,其中 ACS 控制电推进工作,包括推力器选择、工作启动时间和周期等,故障管理支持 ACS 工作。支持最长 56 天、一般 1 周的自主运行^[17];DART 航天器撞击前的自主终端制导,通过比例导航确定和实施修正机动^[22];Psyche 航天器指令和数据处理子系统及其软件为高度自主化,故障防护与之配套和协同。巡航阶段指令时序每 4 周更新上传一次;抵达和任务阶段尽管还是 4 周更新指令时序,但电推进工作采取多次迭代逼近方式,即轨道确定、工作弧段 1、轨道再确定、工作弧段 2 的循环迭代^[25];SMART-1 航天器数字接口和指令系统包括 32 位 CPU ERC32 单片机、遥测终端单元,主要软件包括姿态控制、故障探测隔离与恢复(FDIR)、电推进管理、电源管理、热管理和数据处理等,4 天一次的地面指令上行注入。自主运行最少 10 天,安全模式生存 2 月。自主运行期间,探测到失效时自动决定切换备份,对有些失效电推进连续工作,对有些失效航天器进入安全模式^[28-29];BepiColombo 航天器配置在轨计算机、失效修正电路和遥测接口单元,软件在轨计算机处理模块运行,采用分层 FDIR 方案,正常模式和安全模式之间转换在轨自动计算完成并实施,自持自主运行 12 周^[30];Hayabusa 航天器巡航阶段用双路 X 波段测距和多普勒数据确定

航天器轨道,抵达目标阶段用星敏器和光学导航相机数据确定轨道,着陆阶段用特征点匹配光学数据导航,激光高度计测量相对目标距离、用四个激光测距仪调整着陆时的姿态^[36];Hayabusa-2 航天器基于数字电路和光学导航相机,配套第二代人工智能图像处理单元^[39]。典型的电推进自主运行能力包括^[13,17,22,25,28-30,36,39]:(1)电推进工作期间在轨监测电推进系统;(2)出现硬件的任何异常或失效时,电推进系统进行安全容许下的自动重组和重启;(3)电推进系统重组相应地需要航天器重组(主要为姿态及姿态控制)。

由此可见:①深空探测航天器都具有自主运行能力,自主运行能力从最短 1 周到最长 2 月;②支持航天器自主运行的星载支撑系统包括姿态控制、自主导航、指令与数据处理、推进系统和相应的配套软件;③实现航天器自主运行的设计包括备份硬件(可重组)、故障处理(隔离)和工作恢复(FDIR)、软件可注入、安全模式等;④电推进系统自主运行具有共性,即故障监测、故障处理(隔离)和工作恢复;⑤航天器自主运行和电推进自主运行相互耦合和互为支持。

3 深空探测任务电推进应用需求分析与展望

3.1 深空探测任务速度增量需求

为分析计算方便,工程上往往把对推进系统的能力要求用航天器的等效速度增量 Δv 来表示。从地球 LEO 出发的太阳系内主要探测目标(任务)及其对应的太阳距离、速度增量需求、飞行周期等情况见表 7,其中的速度增量需求均对应于大推力下的近似霍曼轨道转移情况^[62-64]。实际工程中,深空探测航天器的速度增量往往要受到运载发射轨道、航天器加

Table 7 Speed increment requirements of typical deep space missions

Mission	Distance from the sun/AU	Speed increment/($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	Mission period/year
Pluto flyby	39.4	22~32	9~11
Europa orbiter	1.5	30~45	4.5~5.5
Pluto orbiter	39.4	40~55	8~10
Jupiter tour	5.2	41~57	4.5~5.5
Neptune orbiter	30.0	47~60	8~10
Kuiper belt objects	30~50	47~64	8~11
Mercury sample return	0.39	55~75	4~6
Neptune sample return	30.0	80~95	>12
Interstellar precursor	100~1000	100	>10
Oort cloud	1000	1000	>15
Slow interstellar	284585	3×10^4	40
Fast interstellar	284585	1.2×10^5	10

速度、是否用引力辅助、轨道优化设计、目标探测方式(飞掠、环绕、着陆、采样返回)、发射窗口等众多因素影响^[48,50,53,57,60,65-68]。

如果用电推进完成轨道转移任务,低推力轨道转移的优化轨道设计与大推力情况存在显著差别,表8列出了典型电推进深空探测任务的速度增量需求。由此可见:①同一探测目标任务下,低推力轨道转移的速度增量比霍曼转移的速度增量要高出1.25~2.0倍;②如果借助星体引力辅助方式,可以显著降低对电推进系统的速度增量需求。

3.2 深空探测任务应用电推进的主要工程约束

3.2.1 航天器电功率约束

空间电源功率水平始终是电推进深空探测任务的最关键约束:一方面航天器具有的电功率水平,直接决定了应用电推进系统的性能,进而在很大程度上决定了完成任务所需的周期和载荷能力;另一方面空间电源功率水平直接受到空间电源技术发展水平的制约,同时空间电源重量和体积对航天器设计也有重要影响。因此,航天器电功率水平是电推进深空探测任务设计分析的基础,为此定义表征航天器和电推进系统电功率特性的三个参数:一次电源质量系数 λ_{pp} 、航天器比功率 K_{ws} 和电推进功率占比 K_{wp} 。

$$\lambda_{pp} = \frac{M_{pp}}{W_0}, K_{ws} = \frac{W_0}{M_0}, K_{wp} = \frac{W_p}{W_0} \quad (1)$$

式中 M_{pp} 为一次电源质量, W_0 为航天器总功率, W_p 为电推进系统可用功率。深空探测航天器的电源包括当前广泛应用的太阳能电池阵和未来发展应用的核电源,对应质量系数 λ_{pp} 的取值分别为^[69]:太阳能电池阵20kg/kW、核电40kg/kW。

3.2.2 电推进器工作寿命约束

离子和霍尔电推进系统的工作寿命主要决定于推进器寿命,而推进器的实际工作寿命决定了其能

够提供的总冲量能力,可以推导出2台推进器同时工作、恒定推力 F_{TH} 和比冲 I_{SP} 下推进器满足任务速度增量 Δv 的工作累计时间 T_0 为

$$T_0 = \frac{I_{SP} g_0}{2F_{TH}} M_0 (1 - e^{-\frac{\Delta v}{\eta_s I_{SP} g_0}}) \quad (2)$$

式中 M_0 为航天器初始质量; η_s 为推进器推力矢量利用效率; g_0 为重力加速度常数,取值9.80m/s²。

如果推进器工作寿命无法满足任务需求,则需要采取推进器接力的工作方式完成任务,接力次数 m 通过任务需求工作累计时间 T_0 与推进器实际工作寿命 T_i 之比的取整来计算,即

$$m = \left\lceil \frac{T_0}{T_i} \right\rceil \quad (3)$$

3.2.3 电推进系统可靠性设计准则约束

电推进系统设计的可靠性准则为^[10,18,70-71]:当电推进系统开始工作时发生1台推进器失效,不应影响系统完成工程任务。为此在电推进系统设计时,至少保留1台备份推进器,电推进系统中的推进器配置总数量为

$$N_{T0} = m(N_{AC} + 1) \quad (4)$$

式中 N_{T0} 为推进器配置总数量, N_{AC} 为任务需要同时工作的推进器数量。

3.2.4 电推进功率、推力和比冲内在关系约束

电推进器的推力 F_{TH} 和比冲 I_{SP} 之间存在如下关系^[65,72],式中 η_{TH} 为推进器总效率。可见在推进器输入功率 W_{TH} 一定的情况下,推力越大、比冲越小,也就是大推力和高比冲不可兼得。

$$F_{TH} = \frac{2W_{TH}\eta_{TH}}{I_{SP}g_0} \quad (5)$$

3.3 深空探测任务对电推进的应用需求分析与展望

3.3.1 更高比冲需求

由火箭方程容易推导出电推进系统比冲与深空

Table 8 Speed increment requirements of typical deep space missions applying electric propulsion

Mission	Homan $\Delta v/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	Low thrust $\Delta v/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	Reference	Remark
LEO-GEO	3.8	6.0	[43]	No gravity assist
Moon (LEO-MEO)	4.1	3.7~8.0	[28,44-47]	No gravity assist
Mars orbiter (LEO-Mars)	5.7	13.0~16.0	[47-49]	No gravity assist
Mercury orbiter (LEO-Mercury)	13.0	6.7	[30-32]	Earth and Venus gravitational assists
Near-earth asteroids and sample return	-	3.5~13.0	[50-52]	Earth gravitational assist
Main-belt asteroids and sample return	-	7.0~14.0	[18,56]	Earth and Mars gravitational assist
Trojan asteroids and sample return	-	9.0~16.0	[54-55]	Earth and Mars gravitational assist
Jupiter orbiter	24.0	38	[58-59]	Earth and Mars gravitational assist
Solar system beyond Jupiter	-	15~55	[60-61]	Earth and Mars gravitational assists

探测任务速度增量和航天器干质量占比之间的关系为

$$I_{SP} = -\frac{\Delta v}{\eta_s g_0 \ln\left(\frac{M_d}{M_0}\right)} \quad (6)$$

式中 M_d 为航天器干质量(扣除推进剂)。

图1为 η_s 取值90%、 Δv 分别为5km/s和20km/s的深空探测任务中,电推进系统比冲与航天器干质量占比之间的关系。由此可见航天器干质量占比达到70%需要的比冲分别达到1586s和6345s。

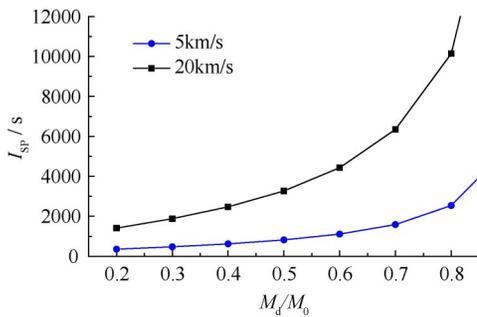


Fig. 1 Specific impulse represented against spacecraft dry mass ratio in deep space missions

对速度增量分别为33km/s和100km/s的未来太阳系内和跨星系深空探测任务,利用式(1)同样计算得到:对33km/s深空探测任务,如果要求干质量占比达到60%,则需要比冲达到6585s,而对100km/s深空探测任务,即使干质量占比降低到30%,也需要比冲达到8466s,显然只有更高比冲的电推进才能满足。

3.3.2 更长寿命需求

以木星以远的核能离子和霍尔电推进深空探测任务为例,相关各参数取典型值,即: $M_0=1000\text{kg}$, $K_{ws}=6.5\text{W/kg}$, $K_{wp}=55\%$, $N_{AC}=2$, $\eta_s=0.9$, 2台推力器同时工作,离子和霍尔推力器的性能模型采用文献[73]的结果,即

$$F_{TH1} = 33.07P_{TH1} + 2.677 \quad (7)$$

$$I_{SP1} = -0.01025P_{TH1}^2 + 0.2622P_{TH1} + 2.7875 \quad (8)$$

$$F_{TH2} = 48.697P_{TH2} + 13.303 \quad (9)$$

$$I_{SP2} = -0.00733P_{TH2}^2 + 0.1957P_{TH2} + 1.277 \quad (10)$$

注意到关系 $P_{TH}=W_p/N_{AC}$, 则基于式(1)和式(7)~(10), 计算得到离子电推进的推力和比冲分别为61.8mN, 3223s, 霍尔电推进的推力和比冲分别为100.3mN, 1603s。将这些结果代入式(2)可得到任务速度增量与推力器工作累计时间的关系,即

$$T_{01} = 7.101 \times 10^4 \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{2.843 \times 10^4}}\right) \quad (11)$$

$$T_{02} = 2.174 \times 10^4 \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{1.414 \times 10^4}}\right) \quad (12)$$

基于式(11)和式(12)的计算结果如图2所示,可见:①对霍尔电推进,速度增量10km/s的工作时间需求为11kh,已达到现有霍尔推力器产品寿命验证上限,30km/s的工作时间需求为19.1kh,40km/s的工作时间需求为20.5kh,相对现有寿命至少提高一倍以上才能满足;②对离子电推进,速度增量10km/s的工作时间需求为21kh,30km/s的工作时间需求为46.3kh,已接近现有离子推力器产品寿命验证上限,40km/s的工作时间需求为53.6kh,相对现有寿命只需提高10%即可满足;③如果寿命不能满足,则需要推力器接力方式工作。例如对于11kh寿命霍尔电推进,完成速度增量11~40km/s任务需要配置6台推力器,其中备份2台,同时工作2台,需要另外2台进行一次接力。但如果寿命达到22kh以上时,只需配置3台推力器,其中备份1台,同时工作2台,电推进系统大大简化。

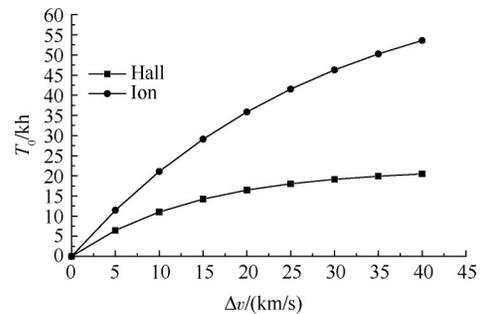


Fig. 2 Electric propulsion life requirement represented against mission speed increment

3.3.3 更高功率或更大推力需求

基于电推进的深空探测任务,绝大多数都需要在任务周期和航天器有效载荷比之间进行优化,如果存在发射窗口约束时,对任务周期的满足性成为首要条件。为了保证深空探测任务能够在预定周期内完成,对航天器的初始加速度水平最小阈值存在限制,也就是要求电推进的推力或功率不能低于最小阈值。这里以已实施工程经验中的航天器最低加速度水平 $4.5 \times 10^{-5} \text{m/s}^2$ 作为下限阈值进行讨论。

离子和霍尔推力器的性能模型仍然采用式(7)~(10),其他相关各参数取典型值,即 $M_0=1000\text{kg}$, $K_{ws}=6.5\text{W/kg}$, $K_{wp}=55\%$, $N_{AC}=2$, $\eta_s=0.9$, 2台推力器同时工作,经过简单推导可得到航天器初始加速度与航天器比功率和发射质量之间函数关系为

$$a_1 = 1.819 \times 10^{-5} K_{ws} + \frac{5.354 \times 10^{-3}}{M_0} \quad (13)$$

$$a_2 = 2.678 \times 10^{-5} K_{ws} + \frac{2.661 \times 10^{-2}}{M_0} \quad (14)$$

基于式(13)和(14)的计算结果如图3所示,可见:①提高航天器比功率是增大电推进功率或推力、进而提高航天器初始加速度的最有效方法,两者基本呈线性关系;②同样比功率和航天器质量下,霍尔电推进的加速度明显大于离子电推进的加速度,所以选用霍尔电推进更有利于缩短任务周期;③同样比功率下,航天器加速度随航天器初始质量增大而减小,且霍尔电推进的相对减小幅度要大于离子电推进的相对减小幅度;④如果以 $5.0 \times 10^{-5} \text{m/s}^2$ 作为初始加速度下限阈值,则离子电推进对应的比功率下限在 3W/kg 左右,霍尔电推进在 1.5W/kg 左右;⑤在航天器比功率 $1 \sim 10 \text{W/kg}$ 内,离子电推进加速度提高幅度可达9倍左右,霍尔电推进提高幅度可达6倍左右。

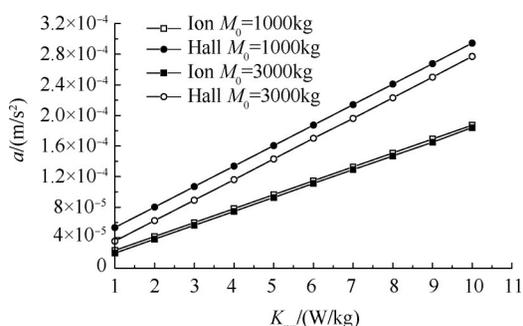


Fig. 3 Initial acceleration represented against specific power of deep space spacecraft

电推进的推力或功率越大,航天器的加速度越大,完成任务的周期就越短,但功率越大时,包括一次电源在内的电推进系统的干质量越大,应用电推进的质量效益遭受损失,因此实际工程中不能仅靠增大功率的方式。所幸电推进本身还存在比冲与推力之间内在调节关系,针对具体任务进行电推进比冲和推力的优化折中,以实现降低推进剂需求的同时兼顾任务周期,甚至在保证有效载荷比的前提下适当延长任务周期。

3.3.4 航天器自主管理运行能力要求

由于电推进推力小,执行深空探测任务时不仅工作时间长,而且需要频繁安排工作时序,但航天器与地球之间的遥远距离极大限制了通过地面测控实施的及时性和可行性,因此需要在最小化地面支持条件下,电推进系统具有可靠自主运行能力,航天器具有可靠自主导航能力。主要包括了三方面的技术支持:一是获取足够精度的航天器姿态和轨道测量

信息;二是航天器上具有姿轨控算法的自主运行和处理能力;三是能够对电推进系统运行情况进行监测,且制定了电推进故障模式下的姿轨控策略。自主运行时间需要从目前的最长2月提升到常规3月、最长半年以上。

4 结论

深空探测任务已成为航天发展前沿领域,其显著增大的速度增量需求使得电推进正在成为航天器主推进的重要选项。已经实施的基于电推进的深空探测工程实践经验和未来发展的电推进深空探测任务需求分析表明:

(1)以电推进作为主推进,并耦合相关的低推力轨道优化、星体引力辅助、化学辅助推进、多模式工作等技术,能够对深空探测任务带来显著的工程效益。

(2)电推进的比冲是深空探测任务匹配的关键性能参数,最小比冲要求由航天器完成任务的推进剂最大质量占比决定。已经工程应用的电推进比冲为 $700 \sim 4200 \text{s}$,针对未来更大速度增量(10km/s 以上)探测任务,需要开发更高比冲($5 \times 10^3 \sim 1 \times 10^4 \text{s}$)的电推进产品。

(3)电推进的推力是深空探测任务匹配的重要性能参数,推力大小直接决定深空探测任务的周期长短,最小推力要求由航天器的初始加速度最小阈值决定,提高航天器的比功率水平是提高电推进推力的最有效方法。已经工程应用的电推进推力为 $0.2 \sim 250 \text{mN}$,航天器太阳能电池比功率为 $3.2 \sim 10.3 \text{W/kg}$,针对未来更大速度增量(10km/s 以上)和更远距离(木星以远)探测任务,需要开发更高比功率水平(相对目前水平至少提高一倍以上)的空间核电源系统,使得航天器的比功率水平能够维持在 3.0W/kg 以上。

(4)电推进的寿命是深空探测任务匹配的一般性参数,当推力器寿命不能满足需求时可以通过接力方式完成任务,但要以电推进系统组成显著复杂化为代价。已经工程应用的电推进推力器寿命为 $10 \sim 30 \text{kh}$,针对未来更大速度增量(30km/s 以上)探测任务,需要开发更长工作寿命(40kh 以上)的电推力器,包括非离子和霍尔类型电推进。

(5)深空探测任务对航天器自主运行能力提出明确要求,包括电推进系统的自主运行。已经工程应用的航天器自主运行时间为 $7 \sim 60$ 天,针对未来更大速度增量(10km/s 以上)和更远距离(木星以远)探测任务,航天器和电推进的自主运行能力要求提高到100天以上。

致谢:感谢国防科工局基础研究与前沿技术重点突破项目、中国航天科技集团有限公司自主研发项目的资助。

参考文献

- [1] 孙泽洲. 深空探测技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2017.
- [2] 叶培建, 彭 兢. 深空探测与我国深空探测展望[J]. 中国工程科学, 2006, 8(10).
- [3] 于登云, 马继楠. 中国深空探测进展与展望[J]. 前瞻科技, 2022, 1(1): 17-27.
- [4] 吴伟仁, 于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报, 2014, 1(1).
- [5] Long K F. Deep Space Propulsion: A Roadmap to Interstellar Flight[M]. Berlin: Springer, 2011.
- [6] Litchford R J and Sheehy J A. Prospects for Interstellar Propulsion[C]. Colorado: Navigation and Control Conference, 2020.
- [7] Genta G. Interstellar Space Exploration: What is Going on[C]. Aosta: Third IAA Symposium on Near-Term Advanced Space Missions, 2000.
- [8] Hopkins R C, Thomas H D, Wiegmann B M, et al. Propulsion Technology Assessment: Science and Enabling Technologies to Explore the Interstellar Medium[C]. Huntsville: Tennessee Valley Interstellar Workshop 2016 Symposium, 2016.
- [9] Schartner K H, Loeb H W, Dachwald B, et al. Perspectives of Electric Propulsion for Outer Planetary and Deep Space Missions[C]. Potsdam: European Planetary Science Congress, 2009.
- [10] 张天平, 张雪儿. 离子电推进的航天器应用实践及启示[J]. 真空与低温, 2019, 25(2): 73-81.
- [11] 康小录, 杭观荣, 朱智春. 霍尔电推进技术的发展与应用[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 8-17.
- [12] Cassidy R J, Kokan T, Joyner C R, et al. The Importance of Electric Propulsion to Future Exploration of the Solar System[C]. Vienna: the 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.
- [13] Bhaskaran S, Riedel J E, Synnott S P, et al. The Deep Space 1 Autonomous Navigation System: A Post-Flight Analysis[R]. AIAA 2000-3935.
- [14] Polk J E, Kakuda R, Anderson J, et al. Performance of the NSTAR Ion Propulsion System on the Deep Space One Mission [C]. USA: IEEE Aerospace Conference, 2013.
- [15] Rayman M D. The Successful Conclusion of the Deep Space 1 Mission: Important Results Without a Flashy Title[J]. Space Technology, 2002, 23(2): 185-196.
- [16] Brophy J, Eitters M, Gates J, et al. Development and Testing of the Dawn Ion Propulsion System [R]. AIAA 2006-4319.
- [17] Thomas V C, Makowski J M, Brown G M, et al. The Dawn Spacecraft[J]. Space Science Reviews, 2011, 163 (1-4): 175-249.
- [18] Garner C E, Rayman M D. In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through Completion of the Final Orbit Transfer Around Dwarf Planet Ceres[C]. Cincinnati: AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2018.
- [19] Garner C, Rayman M, Brophy J, et al. In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through Orbit Capture at Vesta[C]. San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.
- [20] Cheng A F, Michel P, Jutzi M, et al. Asteroid Impact & Deflection Assessment Mission: Kinetic Impactor [J]. Planetary and Space Science, 2016, 121(2): 27-35.
- [21] Thomas R E, Aulisio M V, Badger A, et al. NEXT Single String Integration Tests in Support of the Double Asteroid Redirection Test Mission [C]. Vienna: The 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.
- [22] Atchison J A, Ozimek M T, Kantsiper B L, et al. Trajectory Options for the DART Mission [J]. Acta Astronautica, 2016, 123: 330-339.
- [23] Sarli B V, Ozimek M T, Atchison J A, et al. NASA Double Asteroid Redirection Test (DART) Trajectory Validation and Robustness [C]. San Antonio: AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2017.
- [24] Oh D Y, Dan M G, Elkinstanton L, et al. Psyche: Journey to a Metal World [C]. USA: IEEE Aerospace Conference, 2017.
- [25] David Y O, Steve C, Tracy D, et al. Development of the Psyche Mission for NASA's Discovery Program [C]. Vienna: The 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.
- [26] Snyder J S, Goebel D M, Chaplin V, et al. Electric Propulsion for the Psyche Mission [C]. Vienna: The 36th International Electric Propulsion Conference, 2019.
- [27] Koppel C R, Marchandise F, Prioul M, et al. The Smart-1 Electric Propulsion Subsystem Around the Moon: In Flight Experience [R]. AIAA 2005-3671.
- [28] Milligan D, Gestal D, Camino O. SMART-1 Electric Propulsion: An Operational Perspective [R]. AIAA 2006-5767.
- [29] Joakim K, Peter R, Per B, et al. SMART-1 Operational Concept [C]. Bremen: The 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, 2003.
- [30] Wallace N, Sutherland O, Bolter J, et al. BepiColombo-Solar Electric Propulsion System Operations for the Transit to Mercury [C]. Vienna: The 36th International Elec-

- tric Propulsion Conference*, 2019.
- [31] Castellini F, Bellei G, Budnik F. BepiColombo Orbit Determination Activities During Electric Propulsion Arcs [C]. *Orlando: AIAA SciTech Forum*, 2020.
- [32] Sutherland O, Stramaccioni D, Benkhoff J. BepiColombo: ESA's Interplanetary Electric Propulsion Mission to Mercury [C]. *Vienna: The 36th International Electric Propulsion Conference*, 2019.
- [33] Gray H, Bolter J, Kempkens K, et al. BepiColombo-The Mercury Transfer Module [C]. *Vienna: The 36th International Electric Propulsion Conference*, 2019.
- [34] Hitoshi K, Kazutaka Na, Yukio S, et al. Hayabusa Asteroid Explorer Powered by Ion Engines on the Way to Earth [C]. *Michigan: The 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009.
- [35] Nishiyama K, Hosoda S, Koizumi H, et al. Hayabusa's Way Back to Earth by Microwave Discharge Ion Engines [R]. *AIAA* 2010-6862.
- [36] Ikeda H, Kominato T, Matsuoka M, et al. Orbit Determination of Hayabusa During Close Proximity Phase [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2010, 7(26): 119-124.
- [37] Nishiyama K, Hosoda S, Ueno K, et al. Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System [C]. *Hyogo-Kobe: 34th International Electric Propulsion Conference*, 2015.
- [38] Tsuda Y, Watanabe S I, Saiki T, et al. Cruise Status of Hayabusa2: Round Trip Mission to Asteroid 162173 Ryugu [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136: 176-181.
- [39] Hihara H, Sano J, Masuda T, et al. Performance Evaluation of the Optical Navigation Electronics of Hayabusa2 [C]. *Tokyo: SPIE Future Sensing Technologies*, 2019.
- [40] Koizumi H, Kawahara H, Yaginuma K, et al. Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2016, 14(30): 13-22.
- [41] Bruno V S, Yoshihide S, Chit H Y, et al. PROCYON Mission: A Micro-Spacecraft to an Asteroid [C]. *Toronto: The 65th International Astronautical Congress*, 2014.
- [42] Zhang X, Zhang T, Li D. Lifetime and Mission Reliability Assessment of Multi-Mode Ion Thruster [J]. *Journal of Electric Propulsion*, 2022, 1(1): 1-14.
- [43] Fittje J E, Loghry C S, Turnbull E, et al. LEO to GEO (and Beyond) Transfers Using High Power Solar Electric Propulsion (HP-SEP) [C]. *Atlanta: The 35th International Electric Propulsion Conference*, 2017.
- [44] Ozan Kara, Arif Karabeyoğlu. Electric Propulsion Optimization of Microsatellite Moon Missions Preliminary Design Application on CubeSats and Turkish Small Satellite Field [C]. *Toronto: 65th International Astronautical Congress*, 2014.
- [45] Tim W G, Franklin R C D, Andrew V I. Projected Lunar Cargo Capabilities of High-Power VASIMRTM Propulsion [C]. *Florence: The 30th International Electric Propulsion Conference*, 2007.
- [46] Gangami F, Bos R, Zandbergen B. Large Solar Electric Transfer Stages for Lunar Exploration [C]. *Beijing: The 64th International Astronautical Congress*, 2013.
- [47] Robert H F. Evaluation of High-Power Solar Electric Propulsion Using Advanced Ion, Hall, MPD, and PIT Thrusters for Lunar and Mars Cargo Missions [R]. *AIAA* 2006-4465.
- [48] James H G. MW-Class Electric Propulsion System Designs for Mars Cargo Transport [R]. *AIAA* 2011-7253.
- [49] Pergola P, Cipolla V. Mission Architecture for Mars Exploration Based on Small Satellites and Planetary Drones [J]. *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, 2016, 4(3): 142-162.
- [50] Saripalli P, Cardiff E. Low Thrust Mission Trajectories to Near Earth Asteroids [C]. *Atlanta: The 35th International Electric Propulsion Conference*, 2017.
- [51] Duffard R, Kumar K, Pirrotta S, et al. A Multiple-Rendezvous, Sample-Return Mission to Two Near-Earth Asteroids [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 48(1): 120-132.
- [52] Oleson S R, Mcguire M L. COMPASS Final Report: Near Earth Asteroids Rendezvous and Sample Earth Returns (NEARER) [R]. *NASA/TM* 2009-215825.
- [53] Sankaran K, French A, Gady S, et al. Evaluation of Electric Propulsion Systems for Asteroid and Comet Sample-Return Missions [C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2013.
- [54] Langston M, Sorgenfrei M, Diaz-Silva R, et al. A Mission Architecture for Scientific Exploration of a Trojan Object Using Solar Electric Propulsion [C]. *Anaheim: AIAA Space Conference & Exposition*, 2010.
- [55] Saiki T, Mori O, Kawaguchi J. Trajectory Design for Jovian Trojan Asteroid Sample Return Mission [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2016, 14(30): 127-132.
- [56] Dachwald B, Seboldt W, Loeb H W, et al. Main Belt Asteroid Sample Return Mission Using Solar Electric Propulsion [J]. *Acta Astronautica*, 2008, 63(1-4): 91-101.
- [57] Efimov G B. On a Possibility of Delivery of Samples of Primordial Matter from Asteroids of the Main Belt by a Spacecraft with Electric Propulsion [J]. *Cosmic Research*, 2007, 45(3): 210-219.

- [58] John E F. The High Power Electric Propulsion (HiPEP) Ion Thruster[R]. *AIAA* 2004-3812.
- [59] Marchandise F R, Koppel C R. Electric Propulsion for Deep Space: A Study Case 《Jupiter Icy Moon》 with EP [C]. *Hyogo-Kobe: 34th International Electric Propulsion Conference*, 2015.
- [60] Fiehler D I, Mcnutt R L. Mission Design for the Innovative Interstellar Explorer Vision Mission [J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2012, 43(6): 1239-1247.
- [61] Edgar A B, Matthew G, Mark C, et al. Electric Propulsion Missions to Uranus, Neptune and Beyond [C]. *Washington D C: 70th International Astronautical Congress*, 2019.
- [62] Smith B K. Definition, Expansion and Screening of Architectures for Planetary Exploration Class Nuclear Electric Propulsion and Power Systems [D]. *Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology*, 2014.
- [63] Tajmar M. Advanced Space Propulsion Systems [M]. *New York: Springer*, 2003.
- [64] Jahn R G, Lyman F A. Physics of Electric Propulsion [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1969, 36(3): 655.
- [65] Turner M J L. Rocket and Spacecraft Propulsion—Principles, Practice and New Developments [M]. *Chichester: Praxis Publishing*, 2006.
- [66] Stuart J R, Howell K C, Wilson R S. Automated Design of Propellant-Optimal, Low-Thrust Trajectories for Trojan Asteroid Tours [J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2014, 51(5): 1-17.
- [67] Spencer D B. An Analytical Approach for Continuous-Thrust, LEO-GEO Transfers [C]. *Scottsdale: Astrodynamics Conference*, 1994.
- [68] Dankanich J. Electric Propulsion for Small Body Missions [C]. *Nashville: The 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2010.
- [69] Schöff S, Wiegand A, Pergola P, et al. Future Mission Concepts Using High Power Electric Propulsion [C]. *New York: New Trends in Astrodynamics and Applications Conference*, 2011.
- [70] Hofer R R, Randolph T M. Mass and Cost Model for Selecting Thruster Size in Electric Propulsion Systems [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(1): 166-177.
- [71] 张天平, 耿海, 王小永, 等. 离子电推进工程 [M]. 北京: 科学出版社, 2021.
- [72] 张天平, 杨福全, 李娟, 等. 离子电推进技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- [73] 张天平, 张雪儿, 李璇. 离子与霍尔电推进性能和质量的工程数据模型 [J]. *火箭推进*, 2022, 48(1): 1-13.

(编辑:朱立影)