

# 离子与霍尔电推进性能和质量的工程数据模型

张天平<sup>1,2</sup>, 张雪儿<sup>1</sup>, 李 璇<sup>1</sup>

(1. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室, 甘肃 兰州 730000;

2. 甘肃省空间电推进技术重点实验室, 甘肃 兰州 730000)

**摘 要:** 为了提供航天工程任务设计时优选离子或霍尔电推进的通用对比分析方法, 基于工程数据建立了包括推力器、电源处理单元、推力器选择单元、控制单元、推进剂气瓶、调压单元、流率单元、推力器支架、电缆、管路等产品的电推进的性能和质量经验模型。在此基础上通过推导建立了电推进系统干质量通用模型, 模型变量参数包括推力器功率、推力器数量和推进剂量等。应用电推进模型对两种电推进的性能和工程应用效益进行了对比分析, 结果表明存在针对具体任务优选电推进类型的必要性。

**关键词:** 性能模型; 质量模型; 离子电推进; 霍尔电推进; 工程数据

**中图分类号:** V439      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2022)01-0001-13

## Engineering data models of performance and mass for ion and Hall electric propulsions

ZHANG Tianping<sup>1,2</sup>, ZHANG Xueer<sup>1</sup>, LI Xuan<sup>1</sup>

(1. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,

Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;

2. Key Laboratory of Space Electric Propulsion Technology of Gansu Province, Lanzhou 730000, China)

**Abstract:** In order to provide a general comparative analysis method for selecting ion or Hall electric propulsion (EP) in the design of aerospace missions, empirical models of performance and mass were established for the EP components based on engineering data. The EP components include thrusters, power processing units, thruster selection units, control units, propellant tanks, pressure regulating units, flow rate units, thruster support mechanisms, cables, and pipelines. Based on these component models, an empirical model of dry mass for the EP system was established. The parameters for this system model include thruster power, the number of thrusters, and propellant mass. The performances and benefits of ion and Hall EP were compared using the system model. The results show the necessity of selecting the EP type with respect to a specific mission.

**Keywords:** performance model; mass model; ion electric propulsion; Hall electric propulsion; engineering data

收稿日期: 2021-10-04; 修回日期: 2021-11-02

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(613193)

作者简介: 张天平(1963—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为空间电推进技术及工程研制。

## 0 引言

离子电推进和霍尔电推进是当前技术成熟度最高、工程应用最多的两种电推进类型,并且其单台推力器成熟产品的功率均已覆盖了  $10^2 \sim 10^3$  W 范围<sup>[1-3]</sup>。除了众所周知的这两种电推进在比冲、推力、效率、尺寸、电气供应复杂性等方面的差别外<sup>[1-5]</sup>,航天工程任务设计者往往会面临究竟应选用哪一种电推进类型更为合适的工程问题,为此进行了针对具体航天工程任务的两种电推进应用对比分析,例如 GEO 卫星南北位保任务<sup>[6]</sup>、GTO 到 GEO 轨道转移任务<sup>[7]</sup>、火星探测任务<sup>[8]</sup>甚至不同推进剂任务<sup>[9]</sup>,但由于这些对比仅结合了具体的电推进规格,其分析结果有代表性而缺乏一般性和通用性。

航天工程应用电推进系统的基本组成包括推力器(TH)、电源处理单元(PPU)、推力器选择单元(TSU)、控制单元(CU)、推进剂气瓶(TK)、调压单元(PRU)、流率单元(FU)、推力器支架(矢量调节机构)(TM)、电缆(C)、管路(B)等。为了提供航天工程任务设计时方便使用的优选离子或霍尔电推进的对比分析方法,首先需要建立这两种电推进的性能和质量通用模型,类似于 Hofer 等人建立的霍尔电推进质量模型<sup>[10]</sup>。本文在全面调研国内外成

熟度高的离子和霍尔电推进产品及其工程数据的基础上,通过数据分析及其关系拟合,得到了包括各单机产品和系统产品的工程适用的宽范围参数变化的经验模型,以期为进一步建立航天工程任务通用的离子和霍尔电推进模型及对比分析方法奠定基础。

## 1 推力器和 PPU 工程经验模型

### 1.1 推力器和 PPU 工程数据

已经工程应用或成熟度较高的推力器产品中,离子推力器(ITH)包括 XIPS-13<sup>[11]</sup>、XIPS-25<sup>[11]</sup>、NSTAR<sup>[11-12]</sup>、NEXT<sup>[13]</sup>、T5<sup>[14]</sup>、T6<sup>[15-16]</sup>、 $\mu$ -10<sup>[17]</sup>、IES-12<sup>[18]</sup>、LIPS-200<sup>[3,19]</sup>、LIPS-300<sup>[3,20]</sup>、LIPS-100<sup>[3]</sup>、RIT-10<sup>[21]</sup>、RIT-22<sup>[22-23]</sup>等,霍尔推力器(HTH)包括 BHT-200<sup>[24]</sup>、XR-5<sup>[25-26]</sup>、HERMeS<sup>[27-28]</sup>、SPT-50<sup>[29]</sup>、D-55<sup>[30]</sup>、SPT-100<sup>[29,31]</sup>、SPT-100D<sup>[32]</sup>、SPT-140D<sup>[33-34]</sup>、PPS-1350<sup>[35-36]</sup>、PPS-5000<sup>[36-37]</sup>、HET-300<sup>[38]</sup>、LHT-40、LHT-60、LHT-70、LHT-100<sup>[39]</sup>、HEP-140MF<sup>[40]</sup>等,其相关数据见表1~表4。表1列出了离子推力器产品的基础数据,表2列出了霍尔推力器产品的基础数据,表3和表4列出了配套 PPU 产品的基础数据,其中数据源 FP 为国内首次公开数据。

表 1 离子推力器产品数据

Tab. 1 Product data of ion thruster

国家	产品代号	功率/kW	推力/mN	比冲/ks	质量/kg	应用型号	数据源
美国	XIPS-13	0.450	18	2.35	6.50	BSS-601HP	文献[11]
	XIPS-25	4.250	165	3.50	13.70	BSS-702	文献[11]
	NSTAR	2.300	92	3.28	8.85	Dawn	文献[12]
	NEXT	6.900	236	4.19	12.70	—	文献[13]
英国	T5	0.585	20	3.50	2.95	GOCE	文献[14]
	T6	5.300	125	3.80	7.50	BepiColombo	文献[15]
日本	$\mu$ -10	0.390	8.1	2.91	2.30	Hayabusa-2	文献[17]
	IES-12	0.550	20	2.20	2.80	ETS-8	文献[18]
中国	LIPS-200	1.000	40	3.00	6.50	CS-16	文献[19]
	LISP-300	5.200	200	3.50	14.90	SJ-20	文献[20]
	LIPS-100	0.600	20	3.20	3.60	CDG	FP
德国	RIT-10	0.460	15	3.40	2.20	Artemis	文献[21]
	RIT-22	4.500	150	4.40	7.00	—	文献[22]

表 2 霍尔推力器产品数据

Tab. 2 Product data of Hall thruster

国家	产品代号	功率/kW	推力/mN	比冲/ks	质量/kg	应用型号	数据源
美国	BHT-200	0. 20	12. 8	1. 39	4. 00	TacSat 2	文献[ 24]
	XR-5	4. 50	290. 0	1. 79	12. 50	A2100M	文献[ 25]
	HERMeS	12. 50	580. 0	2. 60	50. 00	PPE	文献[ 27]
俄罗斯	SPT-50	0. 32	14. 0	0. 86	1. 23	—	文献[ 29]
	D-55	0. 60	38. 0	1. 55	4. 40	EPDM	文献[ 30]
	SPT-100	1. 35	83. 0	1. 60	3. 50	LS1300	文献[ 29]
	SPT-100D	2. 50	112. 0	2. 20	5. 70	—	文献[ 32]
	SPT-140D	4. 50	274. 0	1. 68	10. 40	L/SS	文献[ 33]
法国	PPS-1350	1. 50	89. 0	1. 65	4. 40	SMART1	文献[ 35]
	PPS-5000	4. 50	286. 0	1. 75	11. 54	Neosat	文献[ 37]
以色列	HET-300	0. 30	14. 0	1. 21	1. 50	Venμs	文献[ 38]
中国	LHT-40	0. 30	13. 0	1. 20	1. 00	HY-1	FP
	LHT-60	0. 60	30. 0	1. 60	1. 70	NOH	FP
	LHT-70	0. 70	40. 0	1. 50	1. 90	GW	FP
	LHT-100	1. 35	80. 0	1. 50	5. 80	SJ-17	文献[ 39]
	HEP-140MF	5. 00	240. 0	2. 45	9. 43	SJ-18	文献[ 40]

表 3 离子推力器配套 PPU 产品数据

Tab. 3 Product data of PPU for ion thruster

国家(洲)	产品代号	功率/kW	效率/%	质量/kg	推力器	应用型号	数据源
美国	PPU	0. 53	86. 0	14. 60	XIPS-13	BSS-601HP	文献[ 11]
	PPU	4. 50	93. 0	21. 30	XIPS-25	BSS-702	文献[ 11]
	PPU	2. 50	92. 0	14. 45	NSTAR	Dawn	文献[ 12]
	PPU	7. 22	94. 0	34. 50	NEXT	—	文献[ 13]
欧洲	IPCU	0. 81	93. 0	16. 70	T5	GOCE	文献[ 14]
	PSCU	5. 00	94. 5	43. 00	T6	Alphabus	文献[ 16]
日本	IPPU + MPA	0. 45	86. 0	5. 40	μ-10	Hayabusa-2	文献[ 17]
	PPU	0. 88	88. 0	10. 70	IES-12	ETS-8	文献[ 18]
中国	PPU1K	1. 10	89. 0	8. 80	LIPS-200	CS-16	文献[ 19]
	PPU5K	5. 70	91. 0	18. 00	LISP-300	SJ-20	文献[ 20]
	IPCU0. 5K	1. 50	88. 0	14. 50	LIPS-100	CDG	FP
德国	PSCU + RFG	0. 63	85. 0	10. 10	RIT-10	Artemis	文献[ 21]
	PSCU	5. 00	95. 0	18. 00	RIT-22	—	文献[ 23]

表 4 霍尔推力器配套 PPU 产品数据

Tab. 4 Product data of PPU for Hall thruster

国家(洲)	产品代号	功率/kW	效率/%	质量/kg	推力器	应用型号	数据源
美国	PPU	4.82	93.0	12.75	XR-5	A2100M	文献[26]
	AEPS PPU	13.30	94.0	62.00	HERMeS	PPE	文献[28]
	PPU	0.65	90.0	10.30	D-55	EPDM	文献[30]
	PPU	1.52	90.8	7.50	SPT-100	LS1300	文献[31]
欧洲	PPU Mk1	1.50	91.6	10.90	PPS-1350	SB4000	文献[36]
	PPU Mk3	5.00	95.0	18.60	SPT-140D	Electra	文献[34]
以色列	PPU	0.34	91.0	12.0	HET-300	Venμs	文献[38]
中国	PPU	0.40	90.0	2.80	LHT-40	HY-1	FP
	PPU	0.70	90.0	3.20	LHT-60	NOH	FP
	PPU	0.80	90.0	3.50	LHT-70	GW	FP
	PPU	1.60	90.0	15.00	LHT-100	SJ-17	FP

## 1.2 推力器和 PPU 性能模型

基于表 1 中 ITH 的功率、推力、比冲等工程数据,可以通过 Origin 软件的绘图和函数拟合功能分别得到推力和比冲性能与功率之间的经验关系,分别如式(1)~式(2)及图 1~图 2 所示。

$$F_{\text{ITH}} = 33.07 P_{\text{ITH}} + 2.677 \quad (1)$$

$$I_{\text{ISP}} = 2.7875 + 0.2622 P_{\text{ITH}} - 0.01025 P_{\text{ITH}}^2 \quad (2)$$

式中: $F_{\text{ITH}}$ 为离子推力器推力,mN; $P_{\text{ITH}}$ 为离子推力器功率,kW,下标 ITH 为离子推力器代号; $I_{\text{ISP}}$ 为离子推力器比冲,ks。

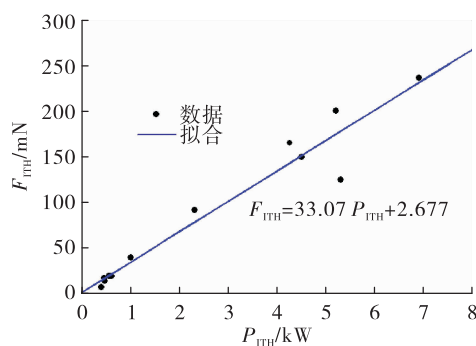


图 1 离子推力器推力与功率经验关系

Fig. 1 Empirical relation of thrust and power for ion thruster

基于表 2 中霍尔推力器的功率、推力、比冲等工程数据,可以通过函数拟合分别得到推力和比冲性

能与功率之间的经验关系,分别如图 3~图 4 及式(3)~式(4)所示。

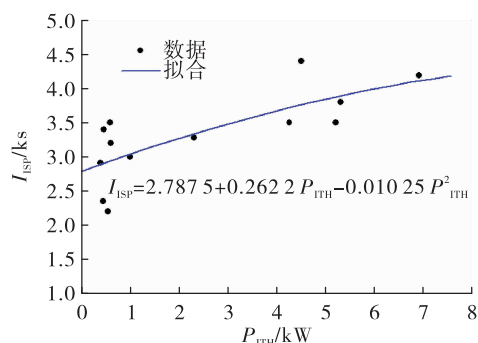


图 2 离子推力器比冲与功率经验关系

Fig. 2 Empirical relation of specific impulse and power for ion thruster

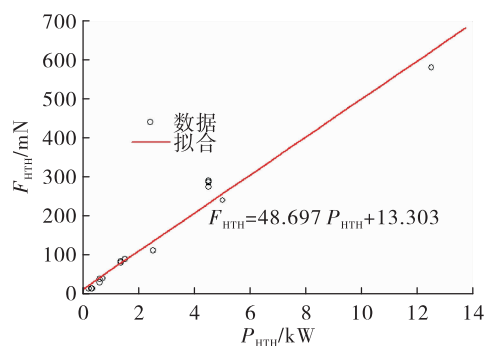


图 3 霍尔推力器推力与功率经验关系

Fig. 3 Empirical relation of thrust and power for Hall thruster

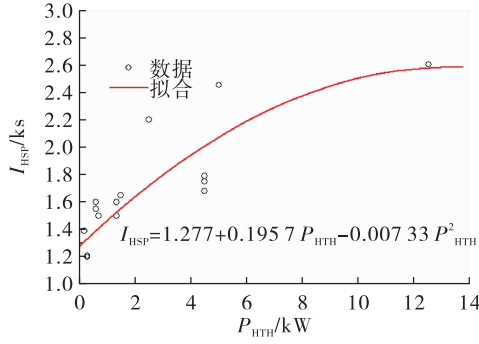


图4 霍尔推力器比冲与功率经验关系

Fig. 4 Empirical relation of specific impulse and power for Hall thruster

$$F_{HTH} = 48.697 P_{HTH} + 13.303 \quad (3)$$

$$I_{HSP} = 1.277 + 0.1957 P_{HTH} - 0.00733 P_{HTH}^2 \quad (4)$$

式中:  $F_{HTH}$  为霍尔推力器推力, mN;  $P_{HTH}$  为霍尔推力器功率, kW, 下标 HTH 为霍尔推力器代号;  $I_{HSP}$  为霍尔推力器比冲, ks。

基于表3和表4中电源处理单元(PPU)的功率和效率工程数据,可以得到离子推力器 PPU 的效率  $\eta_{IPPU}$  和霍尔推力器 PPU 的效率  $\eta_{HPPU}$  取值范围,分别如式(5)和式(6)所示。

$$\eta_{IPPU} = \frac{P_{ITH}}{P_{IPPU}} = [0.85, 0.95] \quad (5)$$

$$\eta_{HPPU} = \frac{P_{HTH}}{P_{HPPU}} = [0.90, 0.95] \quad (6)$$

式中  $P_{IPPU}$  和  $P_{HPPU}$  分别为离子和霍尔 PPU 的输入功率, kW。

### 1.3 推力器和 PPU 质量模型

基于表1和表2中离子和霍尔推力器的功率和质量数据,可以通过数据拟合分别得到两种推力器的质量与功率之间的经验关系,分别如式(7)~式(8)及图5~图6所示。

$$M_{ITH} = 1.521 P_{ITH} + 3.237 \quad (7)$$

$$M_{HTH} = 3.546 P_{HTH} - 0.962 \quad (8)$$

式中:  $M$  为产品质量, kg; 下标对应产品类别及代号, 其中第一个下标 I 和 H 分别为离子和霍尔, 其他下标对应产品代号。需要说明的是这一变量符号释义适用后面全文, 例如变量符号  $M_{IPPU}$  和  $M_{HPPU}$  分别为离子 PPU 和霍尔 PPU 产品的质量。

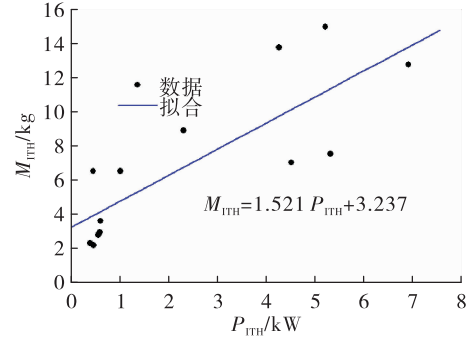


图5 离子推力器质量与功率经验关系

Fig. 5 Empirical relation of mass and power for ion thruster

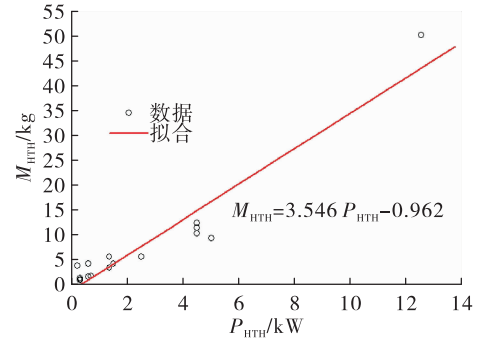


图6 霍尔推力器质量与功率经验关系

Fig. 6 Empirical relation of mass and power for Hall thruster

基于表3和表4中 PPU 的功率和质量工程数据(ED), 可以通过函数拟合分别得到两种推力器配套 PPU 的质量与功率之间的经验关系, 分别如图7~图8及式(9)~式(10)所示。

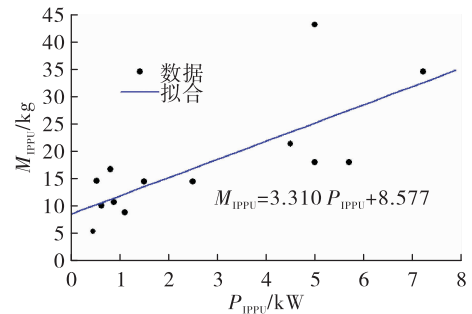


图7 离子 PPU 质量与功率经验关系

Fig. 7 Empirical relation of mass and power for ion PPU

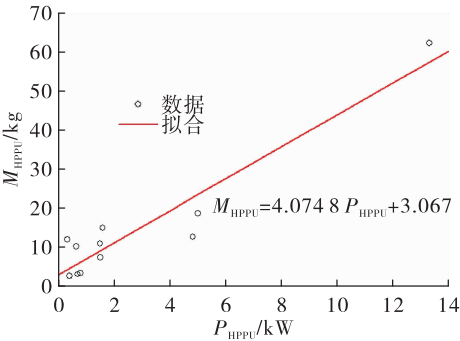


图 8 霍尔 PPU 质量与功率经验关系

Fig. 8 Empirical relation of mass and power for Hall PPU

$$M_{\text{IPPU}} = 3.310P_{\text{IPPU}} + 8.577 \tag{9}$$

$$M_{\text{HPPU}} = 4.0748P_{\text{HPPU}} + 3.067 \tag{10}$$

2 电推进其他产品工程经验模型

2.1 其他产品工程数据

电推进其他产品包括气瓶(TK)<sup>[12-13,17-18]</sup>、矢量机构(TM)<sup>[12-13,41-46]</sup>、调压单元(PRU)<sup>[12-13,18,47-51]</sup>、流率单元(FU)<sup>[18,37,51-54]</sup>、管路(B)<sup>[12]</sup>、控制单元(CU)<sup>[12-13,17-18,30]</sup>、推力器选择单元(TSU)和电缆

(C)<sup>[12-13,17,21]</sup>等,其产品基础数据如表 5 ~ 表 12 所示。

表 5 气瓶产品数据

Tab. 5 Product data of propellant tank

国家 (洲)	气瓶				气瓶与 氙气 质量比	数据 源
	型号	结构 类型	质量/ kg	氙气 量/kg		
美国	Dawn	复合	21.60	425.0	0.05	文献[12]
	DS-1	复合	7.51	81.5	0.09	文献[12]
	NEXT	复合	19.70	222.0	0.09	文献[13]
欧洲	ETS-8	复合	7.00	90.0	0.08	文献[18]
	Hayabusa2	复合	10.60	66.5	0.16	文献[17]
中国	CDG	复合	6.80	40.0	0.17	FP
	CS-16	复合	9.20	78.0	0.12	FP
	SJ-20	复合	21.50	160.0	0.13	FP
	DFH-4E	复合	19.00	130.0	0.15	FP
	TW-2	复合	36.80	380.0	0.10	FP

表 6 推力器支架产品数据

Tab. 6 Product data of TM

国家 (洲)	推力器支架			推力器			单推力器 支架质量/kg	与推力器 质量比	数据源
	型号	代号	质量/kg	类别	数量	质量/kg			
美国	DS-1	TGA	18.30	离子	1	8.48	18.30	2.16	文献[12]
	Dawn	TGA	4.88	离子	1	8.85	4.88	0.55	文献[12]
	NEXT	Gimbal	6.00	离子	1	12.70	6.00	0.47	文献[13]
欧洲	ES3000	TPM	10.35	霍尔	2	13.50	5.18	0.77	文献[41]
	Bepi Colombo	EPPM	11.00	离子	1	10.00	11.00	1.10	文献[42]
	Artemis	ITAM	4.30	离子	2	4.40	2.15	0.98	文献[43]
	Spacebus Neo	EPPM	20.00	霍尔	1	11.00	20.00	1.82	文献[44]
	@ BUS	TOM	14.50	霍尔	2	9.00	7.25	1.61	文献[45]
日本	Hayabusa2	IPM	3.00	离子	1	5.40	3.00	0.56	文献[46]
中国	SJ-20	TMU	12.15	离子	1	14.90	12.15	0.82	FP
	AP-6D	TMU	18.00	离子	2	13.00	9.00	1.38	FP

表 7 调压单元产品数据				
Tab. 7 Product data of PRU				
国家 (洲)	调压单元			数据源
	型号	类型	质量/kg	
美国	DS-1	B-B	10. 00	文献[12]
	Dawn	B-B	17. 40	文献[12]
	NEXT	PFCV	5. 00	文献[13]
	VACCO	MR	1. 30	文献[47]
	AXFS	MR	0. 73	文献[48]
欧洲	GOCE	PFCV	7. 50	文献[14]
	Artemis	PFCV	4. 00	文献[49]
	ES3000	B-B	4. 50	文献[50]
	Alphabus	MR	0. 35	文献[51]
日本	ETS-8	MR	1. 90	文献[18]
中国	CDG	B-B	4. 30	FP

表 8 流率单元产品数据			
Tab. 8 Product data of FU			
国家 (洲)	流率单元		数据源
	型号	质量/kg	
美国	AXFS	0. 65	文献[51]
欧洲	PPS5000	0. 34	文献[37]
	Marotta UK	0. 36	文献[52]
	A2100/SB4000	0. 67	文献[53]
日本	ETS-8	0. 70	文献[18]
中国	X-4B	0. 55	FP
	SJ-9	0. 90	文献[54]

表 9 管路产品数据					
Tab. 9 Product data of pipeline					
国家	管路			单推力器 质量/kg	数据源
	型号	质量/kg	推力器数量		
美国	DS-1	1. 10	1	1. 10	文献[12]
	Dawn	2. 98	3	0. 99	文献[12]
中国	SJ-20	3. 00	4	0. 75	FP

表 10 控制单元产品数据					
Tab. 10 Product data of CU					
国家	控制单元			单推力器 质量/kg	数据源
	型号	推力器数量	质量/kg		
美国	DS-1	1	2. 49	2. 49	文献[12]
	Dawn	3	5. 79	1. 93	文献[12]
	NEXT	4	7. 5	1. 88	文献[13]
	EPDM	1	1. 9	1. 9	文献[30]
日本	Hayabusa2	4	4. 75	1. 19	文献[17]
	ETS-8	4	18. 3	4. 57	文献[18]
中国	CDG	2	8. 0	4. 0	FP
	SJ-17	1	6. 6	6. 6	FP

表 11 推力器选择单元产品数据					
Tab. 11 Product data of TSU					
国家	推力器选择单元			单 PPU 质量/kg	数据源
	型号	PPU 数量	质量/kg		
中国	CS-16	2	11. 5	5. 8	FP
	AP-6D	2	15. 5	7. 8	FP
	SJ-20	1	6. 5	3. 3	FP

表 12 电缆产品数据					
Tab. 12 Product data of cable					
国家 (洲)	电缆		对应 单推力器的 电缆质量/kg	数据源	
	型号	推力器 数量	质量/ kg		
美国	DS-1	1	1. 70	1. 70	文献[12]
	Dawn	3	4. 60	1. 53	文献[12]
	NEXT	1	0. 80	0. 80	文献[13]
欧洲	Artemis	1	0. 50	0. 50	文献[21]
日本	Hayabusa2	4	1. 67	0. 42	文献[17]
中国	X-4B	2	2. 90	1. 45	FP
	SJ-20	4	6. 00	1. 50	FP

2.2 其他产品质量模型

基于表 5 中气瓶(TK)质量与填装氙推进剂(PRO)量的工程数据,通过函数拟合得到气瓶质量与氙气质量之间的经验关系,分别如图 9 及式(11)所示。

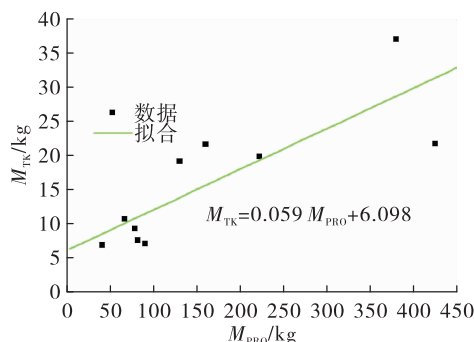


图 9 气瓶质量与填充氦气质量经验关系

Fig. 9 Empirical relation of mass for TK and propellant

$$M_{TK} = 0.059 M_{PRO} + 6.098 \quad (11)$$

推力器支架(TM)的质量主要与其支撑的推力器质量相关,基于表 6 所列 TM 产品工程数据,通过函数拟合得到单台推力器对应 TM 质量与推力器质量的经验关系,如图 10 和式(12)所示。

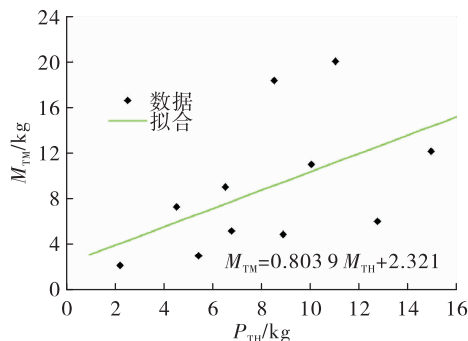


图 10 推力器支架质量与推力器质量经验关系

Fig. 10 Empirical relation of mass for TM and thruster

$$M_{TM} = 0.803 9 M_{TH} + 2.321 \quad (12)$$

从表 7 数据可见,调压单元(PRU)的质量分布非常分散,但总体上与调压方式密切相关,机械调压(MR)质量最小,比例阀(PFCV)调压质量较大,电子邦邦(B-B)调压质量最大。由于 PRU 的入口(气瓶贮存)压力和出口(流率控制器入口)压力对各种调压方式都基本一致,因此 PRU 的质量按照表 7 中不同调压方式取平均值,即

$$M_{PRU} = \begin{cases} 9.0 & \text{B-B} \\ 5.5 & \text{PFCV} \\ 1.1 & \text{MR} \end{cases} \quad (13)$$

几乎所有的流率单元(FU)均采用节流器原理,从表 8 工程数据可见,质量在一定范围分布,取平均值作为 FU 的质量比较合理,如式(14)所示。表 9

所列的管路类似,单台推力器对应的质量取平均值,如式(15)所示。

$$M_{FU} = 0.596 \quad (14)$$

$$M_B = 0.947 \quad (15)$$

表 10 所列的控制单元(CU)质量数据也比较分散,由于控制单元质量与电推进系统推力器数量密切相关,每台推力器的平均值作为控制单元质量,如式(16)所示。

$$M_{CU} = 3.07 \quad (16)$$

推力器选择单元(TSU)的工程数据较少,由于 TSU 配套于 PPU,每台 PPU 对应的 TSU 质量取平均值,基于表 11 工程数据的结果如式(17)所示。每台推力器对应的电缆质量也比较分散,对表 12 所列工程数据取平均值,得到式(18)所示对应单台推力器电缆质量。

$$M_{TSU} = 5.63 \quad (17)$$

$$M_C = 1.13 \quad (18)$$

### 3 基于产品经验模型的初步应用

#### 3.1 电推进系统干质量模型

航天工程实际应用的电推进系统一般由  $N_{TO}$  台 TH 组成,其中工作 TH 数量  $N_{AC}$  和备份 TH 数量  $N_{RD}$  (即  $N_{AC} + N_{RD} = N_{TO}$ ),且每台 TH 配套 FU、C、B、TM、PP、CU、TK、PRU 为系统共用,每台工作 TH 均需配套 PPU,每台备份 TH 不单独配套 PPU 而通过 TSU 切换工作 TH 的 PPU,每台 PPU 均配置 TSU。图 11 所示为 6 台推力器组成的工程应用电推进系统,其中 TH1 ~ TH4 为 4 台工作推力器,分别由 PPU1 ~ PPU4 供电,TH5 和 TH6 为 2 台备份推力器,分别由 PPU1/PPU2 和 PPU3/PPU4 通过 TSU 供电。图中气瓶为两个(TK1 和 TK2),红线为供电电缆、蓝线为供气管路、黄线为控制线缆,为保持工程系统完整性,虽然包括了一次电源(太阳阵或核电)(PP),但这里暂不考虑其质量。

对一般电推进系统组成,在不考虑一次电源质量情况下,电推进系统的干质量  $M_{EP}$  为

$$M_{EP} = N_{TO} (M_{TH} + M_{FU} + M_C + M_B + M_{TM}) + N_{AC} (M_{PPU} + M_{TSU}) + M_{CU} + M_{TK} + M_{PRU} \quad (19)$$



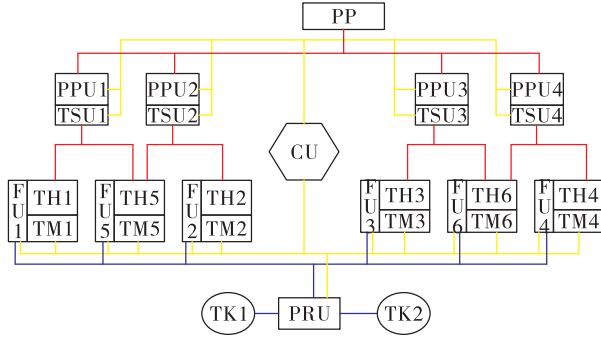


图 11 6 台推力器组成的工程应用电推进系统

Fig. 11 Electric propulsion system of six thrusters for engineering application

对离子电推进系统,把式(5)、式(7)、式(9)、式(11)~式(18)代入式(19),其中式(5)取中值0.90、式(13)取PFCV的值5.5、式(12)中代入式(7),整理后得到离子电推进系统的干质量 $M_{IEP}$ 为

$$M_{IEP} = (2.7437N_{TO} + 3.6778N_{AC})P_{ITH} + 0.059M_{IPRO} + 10.833N_{TO} + 14.207N_{AC} + 14.666 \quad (20)$$

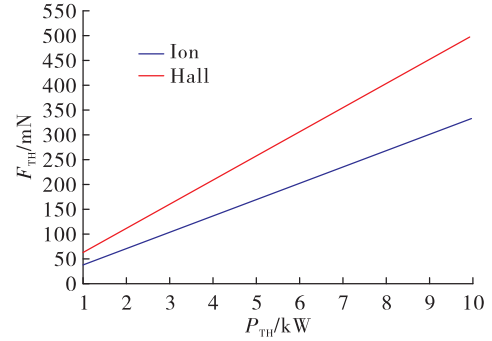
对霍尔电推进系统,把式(6)、式(8)、式(10)、式(11)~式(18)代入式(19),其中式(6)取中值0.925、式(13)取PFCV的值5.5、式(12)中代入式(8),整理后得到霍尔电推进系统的干质量 $M_{HEP}$ 为

$$M_{HEP} = (6.3966N_{TO} + 4.4052N_{AC})P_{HTH} + 0.059M_{HPRO} + 3.2586N_{TO} + 8.697N_{AC} + 14.666 \quad (21)$$

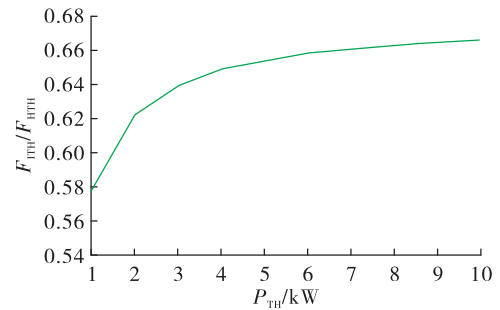
由此可见,电推进系统的干质量最终可表达为推力器数量、推力器功率、推进剂量和经验模型常数的函数。

### 3.2 离子与霍尔电推进的直接对比分析

图12所示为基于式(1)和式(3)的离子与霍尔电推进的推力性能随功率变化的情况。图12(a)为相同功率下离子与霍尔的推力曲线,可见在1~10 kW功率范围内,离子的推力始终小于霍尔的推力,随功率增大离子相对霍尔的推力差别逐渐增大;图12(b)为推力比值随功率变化曲线,可见推力比整体呈现出逐渐增大的变化趋势,但增大速率逐渐放缓并趋于平稳。



(a) 推力与功率关系

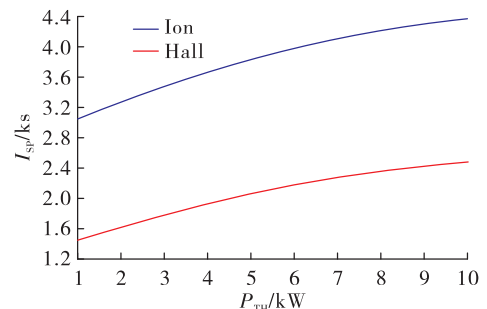


(b) 推力比与功率关系

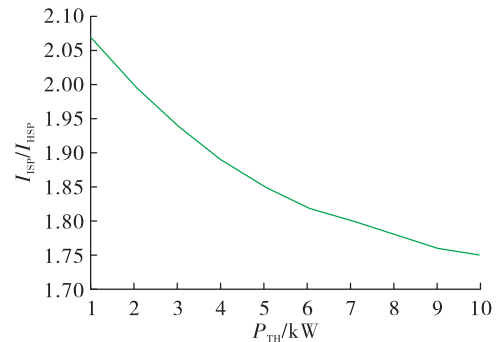
图 12 离子与霍尔推力器的推力性能比较

Fig. 12 Thrust comparison of ion thrusters to Hall thrusters

图13所示为基于式(2)和式(4)的离子与霍尔电推进的比冲性能随功率变化的情况。



(a) 比冲与功率关系



(b) 比冲比与功率关系

图 13 离子与霍尔推力器的比冲性能比较

Fig. 13 Specific impulse comparison of ion to Hall

图 13(a) 为相同功率下离子与霍尔的比冲曲线,可见在 1 ~ 10 kW 功率范围内,离子的比冲始终大于霍尔的比冲;图 13(b) 为比冲比值随功率变化曲线,可见比冲比整体呈现出逐渐减小的变化趋势,但减小速率随功率增大逐渐放缓。

图 12 和图 13 的推力和比冲随功率变化特性,不仅反映了在相同功率下离子电推进由于其比冲更高而推力较小的内在约束特征,而且反映了随着功率增大霍尔电推进的比冲提升快于离子电推进的基本发展趋势。

图 14 所示为基于式(7)~式(10)的离子与霍尔推力器及其配套 PPU 的质量随功率变化的比较。可见随功率增大质量比整体呈现出逐渐减小的变化趋势,推力器质量相对大小在 2 kW 附近出现反转,即小功率下离子推力器质量大于霍尔,高功率下反之,显然与传统认识上的霍尔推力器总是轻于离子推力器不符,其主要原因与磁结构、散热和放电腔的扩比性差异相关;PPU 质量相对大小在 7 kW 附近出现反转,并且总体上 PPU 质量比随功率增大的下降速率远小于推力器质量比。

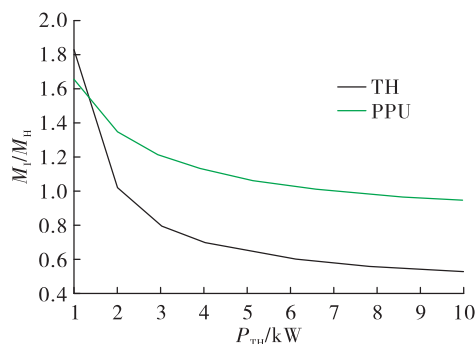


图 14 离子与霍尔推力器及 PPU 质量比随功率变化

Fig. 14 Mass ratio of ion and Hall with power

在 3.3 节电推进系统干质量的对比分析中,可以进一步看到推力器和 PPU 的质量特性在系统质量中的主要影响作用。

### 3.3 基于系统干质量模型的对比分析

电推进系统干质量模型的直接应用就是对比两种电推进系统干质量的相对大小,为绘图和讨论方便起见,这里以离子与霍尔电推进干质量之差为相对大小,差值为正时离子干质量大于霍尔、为负时霍尔干质量大于离子。另外从结合工程实

际考虑,两种电推进的推力器功率、推力器数量相同,且霍尔的推进剂量为离子的 2 倍,因为离子比冲是霍尔的 2 倍。在这些条件下系统干质量差的表达式为

$$\begin{aligned} \Delta M_{EP} &= M_{IEP} - M_{HEP} = \\ &= (3.6529N_{TO} + 0.7274N_{AC})P_{TH} - \\ &= 0.059M_{IPRO} + 7.5744N_{TO} + 5.51N_{AC} \quad (22) \end{aligned}$$

图 15 所示为  $N_{TO} = 4$ 、 $N_{AC} = 2$ 、 $M_{IPRO}$  分别为 150 kg 和 300 kg 条件下电推进系统相对干质量与推力器功率关系,两种推进剂分别对应于 GEO 卫星南北位保和全电卫星工程任务,可见相对干质量随功率增加而线性减少,即小功率下离子干质量大(相对值为正),高功率下霍尔干质量大(相对值为负),但拐点功率与推进剂量直接相关,150 kg 对应值为 2 kW 左右,300 kg 对应值为 1.4 kW 左右,即拐点功率随推进剂量增加而降低。

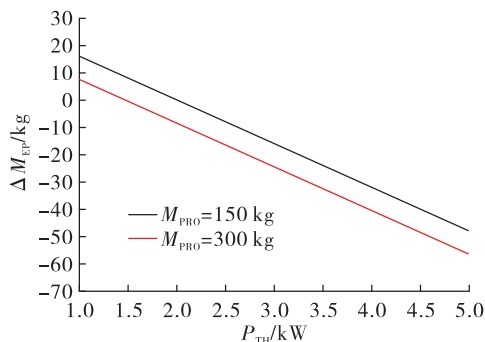


图 15 GEO 卫星任务离子与霍尔系统相对干质量比较

Fig. 15 Mass difference with power for GEO mission

图 16 所示为  $N_{TO} = 2$ 、 $N_{AC} = 1$ 、 $P_{TH}$  分别为 5 kW、3 kW、1 kW 条件下电推进系统相对干质量与推进剂量的关系,该情况对应于深空探测工程任务,可见相对干质量随推进剂量增加而线性减少,即小推进剂量下离子干质量大,大推进剂量下霍尔干质量大,拐点推进剂量与功率直接相关,1 kW 对应值为 200 kg 左右,2 kW 对应值为 78 kg 左右,即随功率增大拐点推进剂量减少,甚至不再出现拐点(如 3 kW 以上情况)。

鉴于具体工程任务的推进剂需求量可以通过火箭方程转化为任务速度增量和电推进比冲的函数,且速度增量越大推进剂量越大,比冲越高推进剂量越少。因此,综合图 15 和图 16 来看,航天工程

任务的速度增量越大时,选用比冲更高的离子电推进的系统质量效益更好。

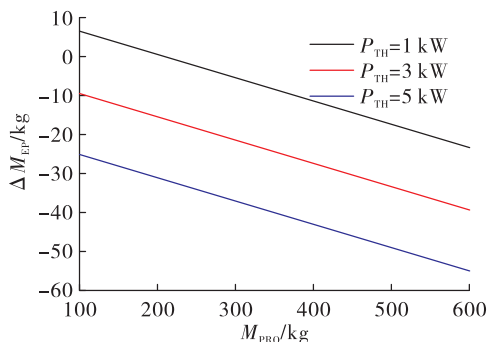


图16 深空探测任务离子与霍尔系统相对干质量比较

Fig. 16 Mass difference with spacecraft mass for deep space mission

## 4 总结与展望

为了提供航天工程任务设计时优选离子或霍尔电推进的通用对比分析方法,基于工程产品数据建立了这两种电推进的性能和质量(重量)经验模型,并得出以下结论:

1) 推力器推力和质量与功率参数、PPU 质量与功率参数、气瓶质量与推进剂量参数、推力器支架质量与推力器质量参数等之间关系均为线性函数。

2) 电推进比冲与功率参数之间为二次函数关系。

3) 调压单元、流率单元、控制单元、管路、电缆、推力器选择单元等的质量为常数。

基于电推进工程系统组成和各产品工程经验模型,通过推导建立了电推进系统干质量通用模型,其变量参数包括推力器功率、推力器数量、推进剂量等。应用性能模型和系统干质量模型进行了针对典型工程应用情况的两种电推进系统干质量对比分析,结果表明存在针对具体任务优选电推进类型的必要性。

对航天工程任务,不仅追求应用电推进的质量效益,往往还需要考虑任务周期(时间效益)和经济效益等,同时空间一次电源始终是制约电推进应用的首要因素<sup>[55]</sup>。这就不仅需要建立包括一次电源质量模型在内的更一般电推进系统模型,而且需要通过系统质量模型和性能模型的组合,

分析对比时间效益、经济效益或折中效益目标下的电推进优选问题,这将是下一步的深化与扩展研究工作。

致谢:兰州空间技术物理研究所电推进事业部的王亮、梁凯、孙小菁、王蒙等在工程产品数据方面提供了帮助,特此感谢。

## 参考文献:

- [1] 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.
- [2] 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.  
KANG X L, HANG G R, ZHU Z C. Development and application of Hall electric propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 8-17.
- [3] 张天平,张雪儿,赵志伟,等. 离子推力器产品特性分析及研制[J]. 真空电子技术,2021(4):11-18.
- [4] GOEBEL D M, KTZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thruster[M]. La Canada Flintridge: Jet Propulsion Laboratory, 2008.
- [5] GARRIGUES L, COCHE P. Electric propulsion: comparisons between different concepts[J]. Plasma Physics and Controlled Fusion, 2011, 53(12): 124011.
- [6] RAWLIN V K, MAJCHER G A. Mass comparisons of electric propulsion systems for NSSK of geosynchronous spacecraft[C]//27th Joint Propulsion Conference. Sacramento, California; [s. n.], 1991.
- [7] FRANK GULCZINSKI I, SPORES R. Analysis of Hall-effect thrusters and ion engines for orbit transfer missions[C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [8] FIEHLER D, OLESON S. A comparison of electric propulsion systems for Mars exploration[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [9] KOKAN T, JOYNER C. Mission comparison of Hall effect and gridded ion thrusters utilizing various propellant options[C]//AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [10] HOFER R, RANDOLPH T. Mass and cost model for selecting thruster size in electric propulsion systems[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Confer-

- ence & Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2011.
- [11] CHIEN K R, TIGHE W, BOND T, et al. An overview of electric propulsion at L-3 communications, electron technologies inc [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2006.
- [12] BROPHY J, ETTERS M, GATES J, et al. Development and testing of the dawn ion propulsion system [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2006.
- [13] HOSKINS A, AADLAND R, MECKEL N, et al. NEXT ion propulsion system production readiness [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2007.
- [14] EDWARDS C H, WALLACE N C. T5 ion propulsion assembly for drag compensation on GOCE [C]//Second International GOCE User Workshop. Frascati, Italy; [s. n.], 2004.
- [15] GRAY H, BOLTER J, KEMPKENS K. BepiColombo - the mercury transfer module [R]. IEPC2019-606.
- [16] GOLLOR M, FRANKE A. Power processing units - activities in Europe 2015 [R]. IEPC2015-225.
- [17] NISHIYAMA K, HOSODA S, UENO K, et al. Development and testing of the Hayabusa2 ion engine system [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2016, 14 ( 30 ): 131-140.
- [18] NISHIDA E. Development of xenon ion engine subsystem for ETS-8 [R]. IEPC1999-053.
- [19] ZHANG T P, TANG F J, GEN H, et al. The LIPS-200 ion electric propulsion system development for the DFH-3B satellite platform [C]//64th International Astronautical Congress. Beijing; [s. n.], 2013.
- [20] ZHANG T P. LIP's electric propulsion development for Chinese satellite platform [C]//66th International Astronautical Congress. Jerusalem, Israel; [s. n.], 2015.
- [21] KILLINGER R, BASSNER H, KUKIES R, et al. RITA ion propulsion for ARTEMIS results close to the completion of the life test [C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2001.
- [22] BUNDESMANN C, TARTZ M, SCHOLZE F, et al. In-situ temperature, grid curvature, erosion, beam and plasma characterization of a gridded ion thruster RIT-22 [R]. IEPC2009-160.
- [23] BOURGUIGNON E, LABILLE J M. Power supply and control unit for grided ion thruster [C]//4th International Spacecraft Propulsion Conference. Cagliari, Italy; [s. n.], 2004.
- [24] HRUBY P, DEMMONS N, COURTNEY D, et al. Overview of Busek electric propulsion [R]. IEPC2019-926.
- [25] DE GRYS K, RAYBURN C, WILSON F, et al. Multit-mode 4.5 kW BPT-4000 hall thruster qualification status [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2003.
- [26] KAY R J, FISHER J R, MEYER S D, et al. The Development of a 4.5 kW hall thruster propulsion system power processing unit [R]. IEPC2001-333.
- [27] JOSEPH C, CHRIS S, TODD A T, et al. 13 kW advanced electric propulsion flight system development and qualification [R]. IEPC2019-692.
- [28] SOENDKER E, HABLITZEL S, HAYNIE C, et al. 13 kW advanced electric propulsion system power processing unit development [R]. IEPC2019-930.
- [29] KAZEED M N, KHODNENKO V P. Hybrid electric propulsion system on the basis of SPT and PPT [R]. IEPC2019-458.
- [30] LYNN P R, SANKOVIC J M, CAVENY L H. Electric propulsion demonstration module ( EPDM ) flight hall thruster system [R]. IEPC1997-100.
- [31] DAY M, MASLENNIKOV N A, ROGERS W P. SPT-100 subsystem qualification status [R]. AIAA1996-2713.
- [32] GNIZDOR R, KOMAROV A, MITROFANOVA O, et al. High-impulse SPT-100D thruster with discharge power of 1.0-3.0 kW [R]. IEPC2017-40.
- [33] DELGADO J J. Qualification of the SPT-140 for use on western spacecraft [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2014.
- [34] BOURGUIGNON E, FRASELLE S. PPU Mk3 for 5 kW hall effect thrusters [R]. IEPC2017-171.
- [35] CORNU N, MARCHANDISE F, DARNON F, et al. PPS® 1350 qualification demonstration; 10 500 hrs on the ground and 5 000 hrs in flight [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2007.
- [36] BOURGUIGNON E, FRASELLE S, SCALAIS T, et al. Power processing unit activities at Thales Alenia Space in Belgium [R]. IEPC2019-584.

- [37] DUCHEMIN O, RABIN J, BALIKA L, et al. Qualification status of the PPS®5 000 hall thruster unit[R]. IEPC2019-906.
- [38] HERSCOVITZ J, LEV D R, SHOOR B, et al. VEN $\mu$ S - Updates on technological mission using the Israeli hall effect thruster (IHET) [R]. IEPC2019-607.
- [39] 田立成,赵成仁,张天平,等. SJ-17 卫星 LHT-100 霍尔电推进系统飞行试验工作性能评价[J]. 推进技术, 2017, 38(11): 2411-2421.
- [40] MAO W, WU P A, SHEN Y, et al. Development status of a 5 kW multi-mode high specific impulse hall thruster HEP-140MF[R]. IEPC2017-327.
- [41] FALKNER M, NITSCHKO T, ZEMANN J, et al. Electric propulsion thruster pointing mechanism (TPM) for EUROSTAR 3 000; Design & development test results[R]. IEPC2005-001.
- [42] NEUGEBAUER C, JANU P, SCHERMANN R, et al. Electric propulsion pointing mechanism for Bepi Colombo[R]. IEPC2011-303.
- [43] FALKNER M. Ion thruster pointing mechanism (ITAM) for Artemis; Design & performace[R]. IEPC1999-057.
- [44] NEUGEBAUER C, JANU P, PAMMER J, et al. Electric propulsion pointing mechanism (EPPM) for the spacebus Neo platform[R]. IEPC2019-243.
- [45] BLANC A, CHAMPANDARD F, LAUTIER J M, et al. @ BUS thruster orientation mechanism delta design[C]//13th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Vienna, Austria:[s. n.], 2009.
- [46] KUNINAKA H, NISHIYAMA K, SHIMIZU Y, et al. Flight status of cathode-less microwave discharge ion engines on-board HAYABUSA asteroid explorer [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [47] CARDIN J, COOK W, BHANDARI R. Qualification of an advanced xenon flow control module[R]. IEPC2013-382.
- [48] PENCIL E, PETERSON T, ANDERSON D J, et al. Overview of NASA's electric propulsion development activities for robotic science missions[R]. IEPC2011-161.
- [49] PORTSMOUTH A R, HAMPSHIRE P O. Design and development of an electronic pressure regulator for use on ion propulsion systems[R]. IEPC1997-033.
- [50] STEPHAN J M. Electric propulsion activities for Eurostar 3 000 [C]//3rd International Conference on Spacecraft Propulsion. Cannes:[s. n.], 2000.
- [51] O'SULLIVAN D, MCGUINNESS E, HARRIS D, et al. Mechanical pressure regulator for the xenon feed system on the alphas platform[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [52] SMITH P. Xenon flow control unit development and qualification programme[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [53] BUSHWAY E D, KING P T, ENGELBRECHT C, et al. A xenon flowrate controller for hall current thruster applications 1[R]. IEPC2001-315.
- [54] HANG G R, LI L, JIA Q Q, et al. Development of porous-metal-restrictor based xenon flow control modules [R]. IEPC2019-400.
- [55] SCHÄFF S, WIEGAND A. Future mission concepts using high power electric propulsion[C]//New Trends in Astrodynamics and Applications VI. New York:[s. n.], 2011.