

## 国内外多模式离子推力器的性能对比

李璇, 张雪儿, 张天平

(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)

**摘要:** 多模式性能是离子推力器产品应用及产品研制过程中需考虑的重要性能之一。通过对国内外成熟度较高的离子推力器产品的多模式性能对比分析, 获得了不同类型离子推力器的多模式性能变化规律, 证明了国内离子推力器的多模式性能已达到与国外先进多模式离子推力器相当的水平。定义和对比分析了多模式离子推力器的性能调节能力, 结果表明直流环切场推力器性能调节能力最好, 射频放电推力器次之, 直流发散场推力器最低。

**关键词:** 多模式; 离子推力器; 调节能力

中图分类号: V439

文献标志码: A

文章编号: 1672-9374(2024)02-0067-10

## Performance comparison of multi-mode ion thrusters at home and abroad

LI Xuan, ZHANG Xueer, ZHANG Tianping

(Science and Technology on Vacuum Technology and

Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

**Abstract:** Multi-mode performance is one of the crucial aspects in the development and application of ion thruster. By comparing and analyzing the multi-mode performance of ion thrusters at home and abroad, the variation law of multi-mode performance of different types of ion thrusters is obtained, which proves that the multi-mode performance of domestic ion thrusters has come up to the advanced world level. At the same time, the performance adjustment capability of multi-mode ion thruster is defined and compared. In addition, the DC toroidal field thruster has the best performance adjustment ability, followed by the RF discharge thruster, and the DC divergent field thruster has the lowest performance adjustment ability.

**Keywords:** multi-mode; ion thruster; performance adjustment capability

收稿日期: 2023-04-27 修回日期: 2023-07-21

基金项目: 甘肃省杰出青年基金(21JR7RA744, 20JR10RA481)

作者简介: 李璇(1997—), 女, 硕士, 研究领域为离子推力器可靠性。

引用格式: 李璇, 张雪儿, 张天平. 国内外多模式离子推力器的性能对比[J]. 火箭推进, 2024, 50(2): 67-76.

LI X, ZHANG X E, ZHANG T P. Comparative on the performance of multi-mode ion thrusters at home and abroad[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(2): 67-76.

0 引言

技术成熟度高、产品应用广泛的离子推力器<sup>[1-3]</sup>,除了比冲高、效率高、调控精度好等相对优势外,最突出的特色在于其性能调节能力<sup>[4-20]</sup>。性能调节能力常用术语“多模式”表示,多模式离子推力器给工程应用和产品研制均带来极大好处,主要包括:①深空探测任务中航天器太阳能功率随距离变化,多模式离子推力器能够完全适应这种功率变化,如“黎明号(DAWN)”探测器<sup>[11]</sup>;②科学试验航天器的无阻尼控制,需要推力连续可调以动态补偿大气等阻尼力,多模式(连续)离子推力器能够完全胜任,具体如地球重力场和海洋环流探测卫星(GOCE 卫星)<sup>[15]</sup>;③多模式工作能力能够显著提高一款离子推力器产品的通用性,有助于减少离子推力器产品型谱数量<sup>[21]</sup>;④离子推力器的多模式工作能力能够为复杂航天任务柔性实施提供技术支撑并带来显著效益<sup>[22-23]</sup>。因此,离子推力器的多模式性能研究具有重要的专业技术意义和工程应用价值。

国内外已经进行了许多多模式离子推力器产品研制和多模式化技术研究,本文针对国内外成熟度较高的多模式离子推力器,包括 LIPS-400<sup>[4-5]</sup>、NEXT<sup>[6-7]</sup>、LIPS-300s<sup>[8-9]</sup>、NSTAR<sup>[10-11]</sup>、LIPS-100<sup>[12-13]</sup>、T5<sup>[14-15]</sup>、T6<sup>[16-17]</sup>、RIT-2X<sup>[18-19]</sup>、IES-35<sup>[20]</sup>等,基于工程产品性能数据,对这些推力器的功率、推力、比冲、效率等主要多模式性能进行了对比研究,讨论了性能差异背后的主要原因。同时通过定

义功率调节比和效率调节比,对比研究了不同类型和不同规格多模式离子推力器的性能调节能力,分析讨论了性能调节比差异的主要影响因素。期望基于工程数据研究的最终结论,能够为我国多模式离子推力器产品研制、性能提升和工程应用提供借鉴。

1 多模式离子推力器及其性能数据

表 1 所列是目前国内外成熟度较高的多模式离子推力器产品,其中美国的两款产品由格林研究中心(Glenn Research Center, GRC)研制,中国的 3 款产品由兰州空间技术物理研究所(Lanzhou Institute of Physics, LIP)研制,英国的两款产品由空间分部(QinetiQ Space Division, QSD)研制,日本的一款产品由东芝空间公司(Toshiba Space Systems, TSS)研制,德国的一款产品由阿斯特里姆公司(Astrium GmbH)研制。

表 2~表 7 所列为表 1 中多模式离子推力器产品的性能数据,包括功率  $P_{th}$ 、推力  $F_{th}$ 、比冲  $I_{sp}$  和效率  $\eta_{th}$ 。其中 LIPS-400 的数据来自文献[4],NEXT 的数据来自文献[6],LIPS-300s 的数据来自文献[8]和工程产品实测, NSTAR 的数据来自文献[10], LIPS-100 的数据来自工程产品实测,这些产品的数据比较完整,T5 的数据来自文献[14],T6 的数据来自文献[16],RIT-2X 的数据来自文献[18], IES-35 的数据来自文献[20],这些产品的数据相对较少。

表 1 各国的多模式离子推力器产品

Tab. 1 Multi-mode ion thruster products in various countries

国家和公司	产品代号	放电室类别	束流直径/cm	成熟度	应用型号	备注
美国、GRC	NSTAR	直流环切场	30	飞行产品	DS-1、DAWN	
美国、GRC	NEXT	直流环切场	36	飞行产品	DART	NEXT-C
中国、LIP	LIPS-400	直流环切场	40	准工程样机	—	
中国、LIP	LIPS-300s	直流环切场	28	飞行产品	TW-2	
中国、LIP	LIPS-100	直流发散场	10	飞行产品	CDG	连续调节
英国、QSD	T5	直流发散场	10	飞行产品	GOCE	
英国、QSD	T6	直流发散场	22	飞行产品	BepiColombo	连续调节
日本、TSS	IES-35	直流环切场	35	准工程样机	—	
德国、Astrium	RIT-2X	射频放电	22	准飞行产品	—	

表 2 LIPS-400 离子推力器性能数据  
Tab.2 Performance data of LIPS-400 ion thruster

$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
1.12	42	2.17	40	5.64	217	3.55	67
1.57	56	2.91	51	6.20	217	4.07	70
2.06	83	2.68	53	6.89	230	4.32	71
2.16	70	3.63	58	7.17	264	3.82	69
2.98	109	3.50	63	7.18	251	4.10	70
3.83	147	3.45	65	7.98	266	4.34	71
4.18	133	4.29	67	8.07	282	4.09	70
4.87	170	3.99	68	8.96	314	4.10	70
4.89	187	3.53	66	8.97	300	4.33	71
5.41	180	4.23	69	9.96	333	4.35	71

表 3 NEXT 离子推力器性能数据  
Tab.3 Performance data of NEXT ion thruster

$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
0.55	25.6	1.41	33	3.21	118	3.80	69
0.67	31.9	1.59	37	3.22	137	3.12	65
0.79	37.3	1.86	43	3.25	107	4.19	68
1.09	48.1	2.40	52	3.55	125	4.02	70
1.12	49.2	2.45	53	3.64	147	3.36	67
1.32	55.1	2.74	56	3.68	139	3.61	67
1.42	57.8	2.88	58	4.00	134	4.31	71
1.52	60.4	3.01	59	4.08	147	3.83	68
1.71	65.0	3.24	61	4.16	169	3.36	67
1.96	70.7	3.52	62	4.21	160	3.66	68
2.02	80.6	3.15	62	4.62	158	4.10	69
2.16	74.9	3.73	63	4.67	169	3.87	69
2.27	86.7	3.39	64	4.70	192	3.39	68
2.44	80.2	4.00	65	4.82	184	3.66	68
2.47	101.0	3.25	65	5.29	181	4.15	70
2.61	94.3	3.69	65	5.34	194	3.87	69
2.78	108.0	3.49	67	5.46	208	3.69	69
2.82	119.0	3.09	64	6.05	221	3.91	70
2.88	99.9	3.91	67	6.06	208	4.15	70
3.18	128.0	3.32	66	6.86	236	4.19	71

表 4 LIPS-300s 离子推力器性能数据  
Tab.4 Performance data of LIPS-300s ion thruster

$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
0.59	25	2.11	43	1.64	69	2.83	58
0.67	29	2.14	45	1.82	73	2.97	58
0.81	34	2.47	50	1.95	78	3.19	62
0.91	37	2.19	44	2.07	81	3.13	60
1.01	42	2.47	50	2.19	87	3.17	62
1.18	47	2.49	51	2.31	91	3.00	58
1.22	51	2.51	51	2.43	97	3.20	62
1.33	56	2.52	52	2.83	106	3.50	64
1.43	60	2.47	51	2.98	112	3.51	65
1.53	64	2.66	54	3.12	117	3.48	64

表 5 NSTAR 离子推力器性能数据

Tab.5 Performance data of NSTAR ion thruster

$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
0.47	20.6	1.97	42	1.44	57.8	3.11	61
0.60	24.5	2.37	47	1.57	63.0	3.13	62
0.74	27.4	2.67	49	1.70	68.2	3.18	62
0.85	32.0	2.83	53	1.82	73.4	3.19	63
0.97	37.2	2.93	55	1.94	78.2	3.17	63
1.09	42.5	3.00	57	2.06	82.9	3.18	63
1.21	47.7	3.06	59	2.17	87.6	3.16	62
1.33	52.5	3.07	60	2.29	92.4	3.12	62

表 6 LIPS-100 离子推力器性能数据

Tab.6 Performance data of LIPS-100 ion thruster

$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
0.09	1.0	0.40	2	0.42	13.9	2.87	46
0.11	2.0	0.79	7	0.45	15.0	2.78	45
0.13	3.0	1.18	13	0.47	16.0	2.97	49
0.16	4.0	1.31	16	0.50	16.9	2.82	47
0.18	4.9	1.64	21	0.52	17.8	2.98	50
0.22	6.1	1.80	24	0.55	18.9	2.92	49
0.24	7.0	2.06	29	0.58	19.9	3.07	52
0.27	8.0	2.36	34	0.62	21.0	2.94	49
0.32	8.9	2.23	32	0.64	22.2	3.10	52
0.32	9.9	2.48	37	0.67	23.1	3.21	55
0.35	10.9	2.71	41	0.72	24.0	3.23	54
0.37	11.9	2.46	38	0.73	25.2	3.38	57
0.40	12.9	2.67	42	-	-	-	-

表 7 IES-35、T5、T6、RIT-2X 等离子推力器性能数据

Tab.7 Performance data of IES-35, T5, T6, RIT-2X ion thruster

IES-35				T5			
$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
1.83	81	3.44	74	0.06	1.0	0.5	4
3.36	151	3.48	77	0.12	2.5	1.2	12
4.00	181	3.49	77	0.20	5.0	1.5	18
4.45	201	3.49	77	0.27	8.0	2.0	29
4.64	210	3.50	78	0.45	15.0	2.5	41
-	-	-	-	0.60	20.0	3.0	49
T6				RIT-2X			
$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$	$P_{th}/kW$	$F_{th}/mN$	$I_{sp}/ks$	$\eta_{th}/\%$
2.43	73.8	3.71	55	2.25	79	3.45	59
3.16	99.2	3.94	60	4.25	161	3.40	63
3.92	123.0	4.08	62	5.05	206	2.60	52
4.50	143.0	4.12	64	-	-	-	-

## 2 几种多模式离子推力器性能对比

利用表 2 ~ 表 7 性能数据,可以对不同国家(公司)、相同或不同放电类型、功率范围相近的推力器多模式性能进行对比。由于功率是电推进产品应用的最大限制因素,以功率水平为基准比较推力器性能具有一定合理性及必要性,下面以多模式离子推力器的推力、比冲和效率随功率变化关系为基础进行对比。离子电推进单台推力器成熟产品的功率均已覆盖了 0.1 ~ 1 kW 范围<sup>[24]</sup>。

### 2.1 LIPS-400 和 NEXT 推力器性能对比

LIPS-400 和 NEXT 均为直流放电环切磁场多模式离子推力器, LIPS-400 选用三栅极离子光学系统, NEXT 选用两栅极离子光学系统,但两者具有相近的束流直径,且功率范围具有可比性,图 1(a) ~ 图 1(c) 分别为两种推力器的推力、比冲和效率性能,通过对比可知:①中国 LIPS-400 和美国 NEXT 的推力、比冲、效率等性能随功率变化的趋势基本相同,其中推力与功率呈线性关系,比冲和效率随功率增大先快速增大,随后增长趋缓,最后趋于稳定;②两个推力器推力随功率变化基本重合一致,但 4 kW 以下功率区域 NEXT 的比冲和效率略高于 LIPS-400, 4 kW 以上功率重叠区的比冲和效率相当,主要原因在于 LIPS-400 的功率上限可达 10 kW 而 NEXT 仅为 7 kW,而多模式推力器通过放电室磁场优化实现最大化效率,一般都定位在最高功率处,降低功率范围的效率最大化主要依靠流率和电参数优化;③多模式离子推力器的性能优化以高效率为首要目标,因此基于流率和电参数优化调节时,往往导致比冲出现差异较大的分布,这正是图 1(c) 中效率分布相对集中而图 1(b) 中比冲分布相对分散的主要原因。

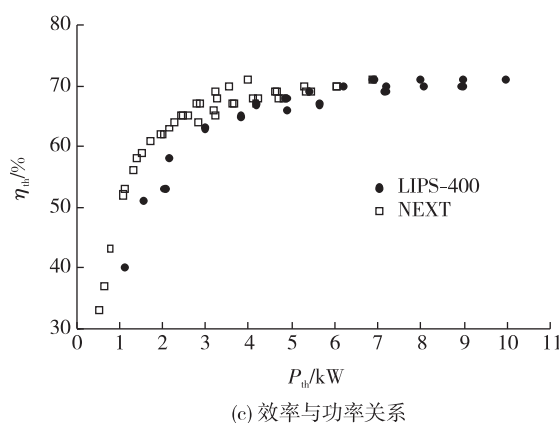
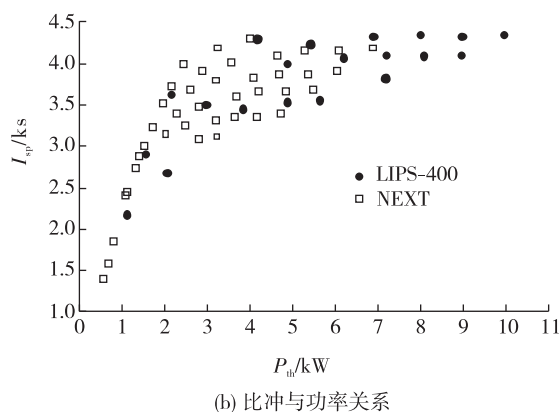
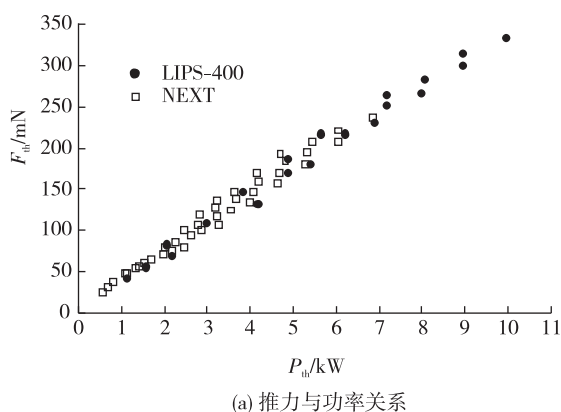


图 1 LIPS-400 和 NEXT 推力器性能对比  
Fig. 1 Comparison of the performance between LIPS-400 and NEXT

### 2.2 LIPS-300s 和 NSTAR 推力器性能对比

图 2(a) ~ 图 2(c) 分别为 LIPS-300s 和 NSTAR 两种推力器的推力、比冲和效率性能, LIPS-300s 的功率范围明显大于 NSTAR, 靠牺牲了一定的效率实现了功率宽范围多模式化的优化改进<sup>[8]</sup>, 通过对比可知:①中国 LIPS-300s 和美国 NSTAR 的推力、比冲、效率等性能随功率变化的趋势基本类似, 其中推力与功率呈线性关系, 比冲和效率随功率增大先增大, 后趋缓或趋于稳定;②两个推力器推力随功率变化完全重合一致, 2 kW 以下功率区域 NSTAR 的比冲和效率均高于 LIPS-300s;③LIPS-300s 的比冲和效率随功率变化的关系存在相似性, 这正是在功率和推力相同条件下, 推力器比冲和效率为线性比例关系的体现;④LIPS-300s 在小功率范围比冲和效率随功率变化的非光滑性与 NSTAR 之间存在明显差距, 表明 LIPS-300s 的效率仍然可以进一步优化。

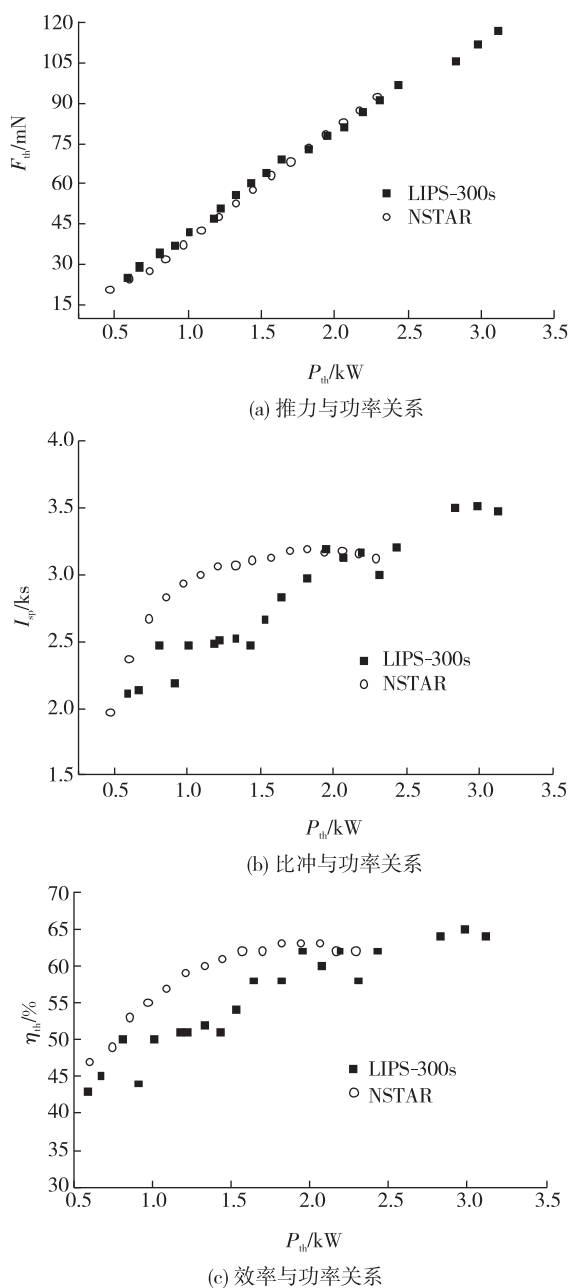


图2 LIPS-300s 和 NSTAR 推力器性能对比  
Fig.2 Comparison of the performance between LIPS-300s and NSTAR

### 2.3 LIPS-100 和 T5 推力器性能对比

LIPS-100 和 T5 均为直流放电发散场性能连续可调离子推力器,图 3(a) ~ 图 3(c) 分别为两种推力器的推力、比冲和效率性能,通过对比可知:①中国 LIPS-100 和英国 T5 的推力、比冲、效率等性能随功率变化的趋势基本一致,其中推力与功率呈线性关系,比冲和效率随功率增大先增大较快,后逐渐趋缓;②两个推力器推力随功率变化完全重合一致,比冲和效率两者也比较接近,且 LIPS-100 略高

于 T5;③LIPS-100 的多模式性能与 T5 相当甚至略好,因此后续产品性能提升重点在推力调节分辨率和精度方面。

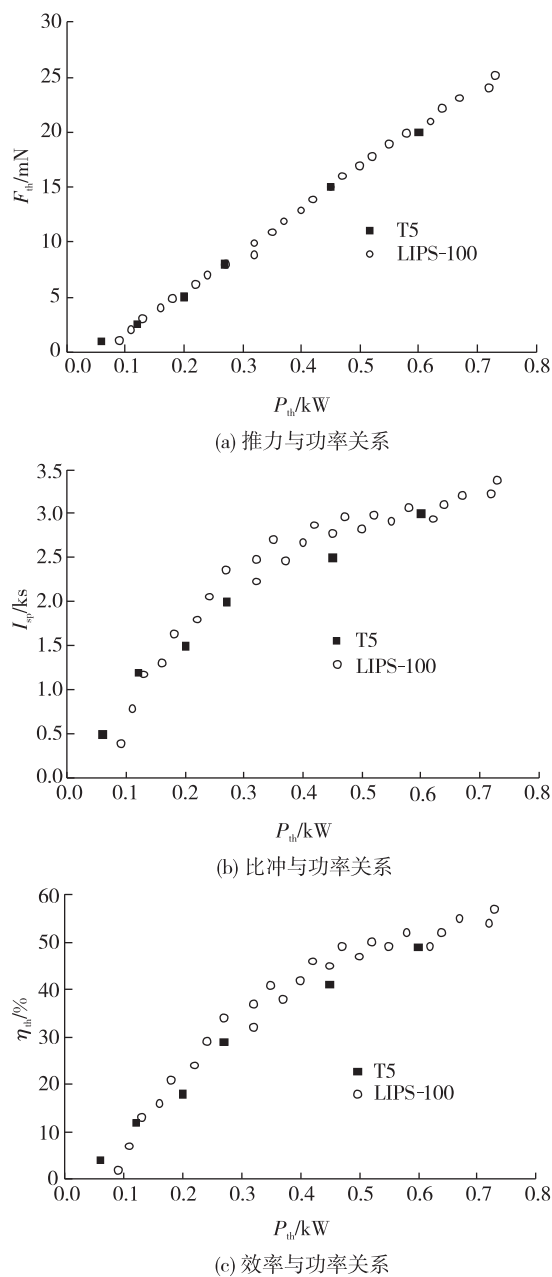


图3 LIPS-100 和 T5 推力器性能对比  
Fig.3 Comparison of the performance between LIPS-100 and T5

### 2.4 T6、RIT-2X 和 IES-35 推力器性能对比

T6、RIT-2X 和 IES-35 推力器为不同国家、不同类型离子推力器的代表,尽管性能数据有限,但功率范围相当。

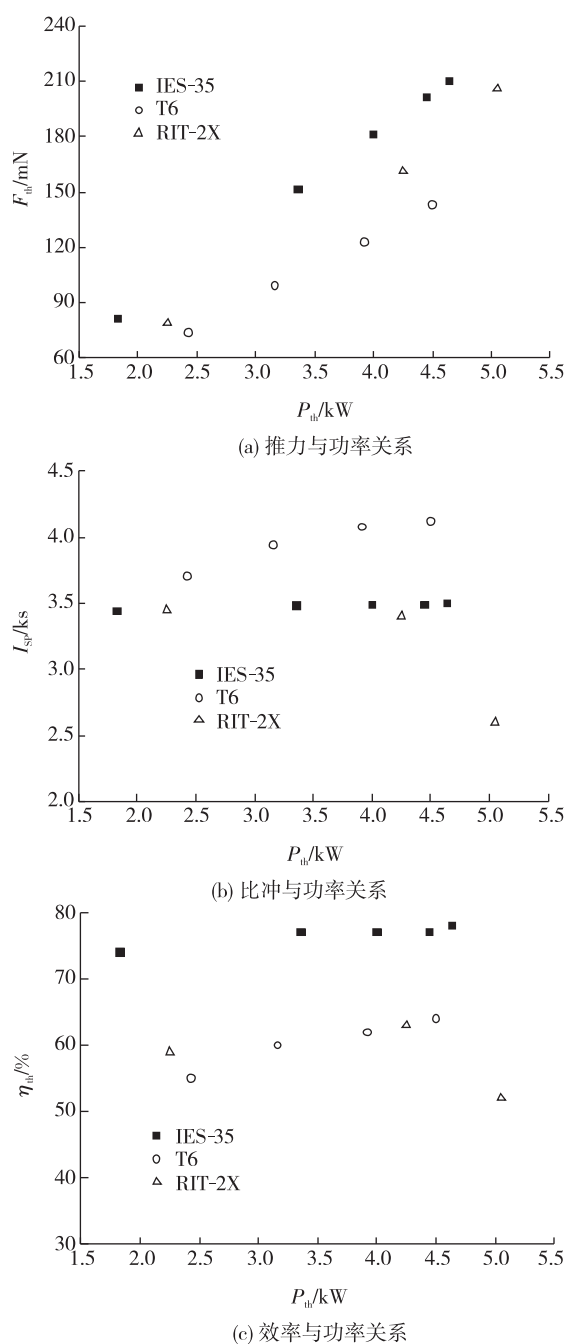


图 4 T6、RIT-2X 和 IES-35 推力器性能对比

Fig. 4 Comparison of the performance among T6, RIT-2X and IES-35

图 4(a) ~ 图 4(c) 分别为 3 种推力器的推力、比冲和效率性能,通过对比可知:①3 个推力器的推力与功率均呈线性关系,相对来说日本 IES-35 推力最大,德国 RIT-2X 推力居中,英国 T6 推力最小,如图 4(a) 所示;②3 个推力器比冲与功率关系如图 4(b) 所示,随功率增大日本 IES-35 比冲基本恒定,德国 RIT-2X 比冲降低,英国 T6 比冲升高,其主要原因

在于各推力器所采用的优化策略差异;③3 个推力器效率随功率增大均呈现增长趋势,相对来说日本 IES-35 效率最高,德国 RIT-2X 效率居中,英国 T6 效率最低,如图 4(c) 所示;④在可对比功率范围内,直流放电环切场推力器的性能最高,射频放电推力器的性能次之,直流放电发散场推力器的性能最低。

### 3 多模式离子推力器性能调节能力分析

多模式离子推力器的性能调节能力包括了功率、推力、比冲、效率等性能参数的变化范围。无论从空间太阳阵功率随距离变化及空间环境下性能退化的角度看,还是电推进本身性能的决定性因素考虑,功率都是主变量或基本性能参数,推力与功率基本为线性关系,比冲的提高是效率优化的结果,而推力器的效率是在功率约束下推力器性能优化的目标和综合性能的集中体现。

为比较不同类型、不同规格多模式离子推力器的性能调节能力,需要分析功率调节范围和相应的优化效率范围。为此,定义两个相对量作为多模式离子推力器性能调节能力的量化度量:功率调节比  $\lambda$  定义为调节点功率与最大功率的比值,效率调节比  $\gamma$  定义为调节功率点效率与最大功率点效率(一般也是最高效率)的比值。

#### 3.1 LIPS-400 和 NEXT 推力器的性能调节能力

图 5 所示为 LIPS-400 和 NEXT 推力器的效率调节比与功率调节比关系。

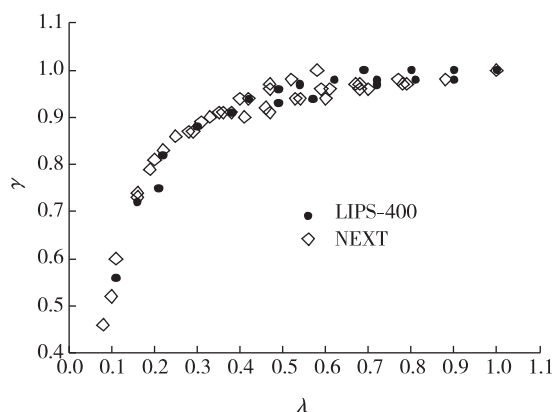


图 5 LIPS-400 和 NEXT 的效率调节比与功率调节比关系

Fig. 5 Relation of efficiency regulation ratio and power regulation ratio between LIPS-400 and NEXT

通过分析对比可知:①随着功率调节比逐步降低,效率调节比呈现出降低幅度逐渐加大的趋势;②NEXT的最小功率调节比为0.08,LIPS-400的最小功率调节比为0.11,表明NEXT的相对调节能力略高于LIPS-400;③在LIPS-400和NEXT重叠的功率调节比范围内,推力器的效率调节比几乎重合一致,表明两个推力器的多模式优化水平相当。

### 3.2 LIPS-300s 和 NSTAR 推力器的性能调节能力

图6为LIPS-300s和NSTAR推力器的效率调节比与功率调节比关系,通过分析对比可知:①随着功率调节比逐步降低,效率调节比呈现出降低幅度逐渐加大的趋势;②两个推力器的最小功率调节比非常接近(0.19和0.20),表明功率相对调节能力基本相同;③尽管功率相对调节能力一致,但效率调节比随功率调节比降低存在明显差别,表明LIPS-300s离子推力器的多模式性能优化水平要低于NSTAR的优化水平,这是由于LIPS-300s离子推力器通过牺牲一定的效率来减弱放电室磁场强度,实现了更小功率下稳定工作并提高了推力器束电流密度的均匀性,依次增加功率可调节范围,LIPS-300s离子推力器的多模式性能仍然存在进一步提升的空间。

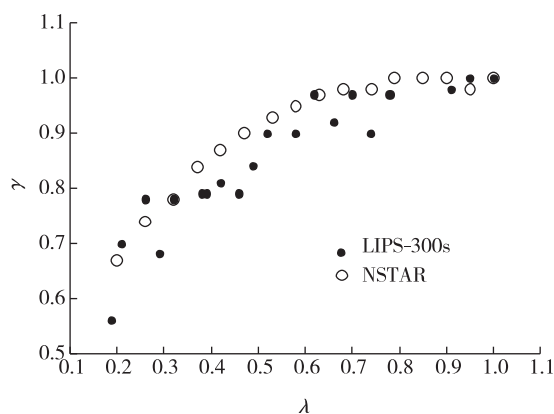


图6 LIPS-300s 和 NSTAR 的效率调节比与功率调节比关系

Fig. 6 Relation of efficiency regulation ratio and power regulation ratio between LIPS-300s and NSTAR

### 3.3 LIPS-100 和 T5 推力器的性能调节能力

图7为LIPS-100和T5推力器的效率调节比与功率调节比关系,通过分析对比可见:①随着功率调节比逐步降低,效率调节比呈现出降低幅度逐渐加大的趋势;②两个推力器的最小功率调节比非常接近

(0.12和0.10),表明相对功率调节能力基本相同;③效率调节比随功率调节比降低幅度基本一致,但存在中功率调节比区域LIPS-100效率调节比略高、低功率调节比区域T5效率调节比略高的局部差异。LIPS-100与T5推力器具有相同的口径和推力的调节方式(均通过阳极电流、励磁电流、流率的调节实现),区别在于二者的栅极结构有所不同,T5推力器采用凹面双栅,LIPS-100推力器采用凸面双栅,使得LIPS-100推力器的束流引出效率更高一些<sup>[13]</sup>。

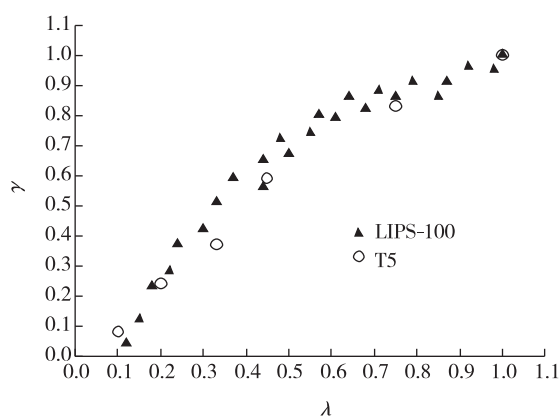


图7 LIPS-100 和 T5 的效率调节比与功率调节比关系

Fig. 7 Relation of efficiency regulation ratio and power regulation ratio between LIPS-100 and T5

### 3.4 不同类型和不同规格推力器的性能调节能力

图8为LIPS-400、NSTAR、LIPS-100推力器的功率调节比与效率降低比关系。

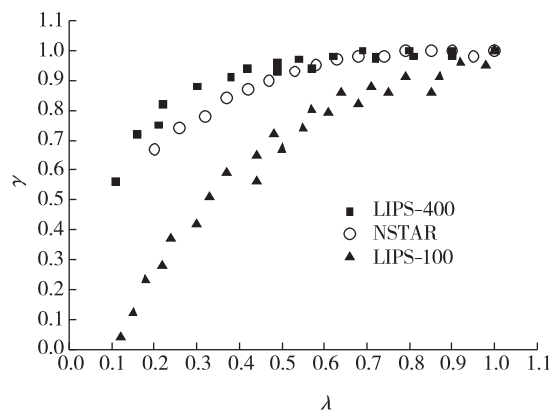


图8 LIPS-400、NSTAR、LIPS-100 的  
功率调节比与效率降低比关系

Fig. 8 Relation of efficiency regulation ratio and power regulation ratio among LIPS-400, NSTAR and LIPS-100



通过对比可知:①随着功率调节比逐步降低,3 个推力器效率调节比呈现出降低幅度逐渐加大的趋势;②3 个推力器之间效率调节比变化幅度差别显著,LIPS-400 降低最慢、NSTAR 中等、LIPS-100 降低最快;③推力器类型相同的 LIPS-400 和 NSTAR 之间的效率调节比变化幅度差别主要来自推力器尺寸(对应最大功率)效应,数据表明推力器尺寸越大时,相对效率降低幅度越小;④NSTAR 和 LIPS-100 之间的效率调节比变化幅度差别主要来自推力器放电类型的不同,数据表明环切场类型比发散场具有更好的多模式性能调节效果。

## 4 结论

多模式工作能力是离子推力器最具特色的优势之一,离子推力器的多模式性能对产品应用和产品研制都具有重要意义。通过对国内外离子推力器多模式性能和性能调节能力的对比研究,得到如下主要结论。

1)多模式离子推力器的推力与功率基本呈线性关系,而比冲和效率与功率为非线性关系,随功率减小比冲和效率下降幅度逐渐加大。

2)我国多模式离子推力器的整体性能与国外多模式离子推力器的性能相当,但个别推力器的局部效率有待进一步提升。

3)直流环切场离子推力器的多模式化性能最高,射频离子推力器次之,直流发散场离子推力器最低。

## 参考文献

- [1] 张天平,杨福全,李娟,等. 离子电推进技术[M]. 北京:科学出版社,2020.  
ZHANG T P, YANG F Q, LI J, et al. Technology of ion electric propulsion[M]. Beijing: Science Press, 2020.
- [2] GOEBEL D M, KTZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thruster[M]. La Canada Flintridge: Jet Propulsion Laboratory, 2008.
- [3] 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.  
ZHANG T P, ZHANG X E. Application practices and realizations of the ion electric propulsion on spacecraft[J]. Vacuum and Cryogenics, 2019, 25(2): 73-81.
- [4] 赵以德,张天平,黄永杰,等. 40 cm 离子推力器功率宽范围工作实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 942-947.
- [5] ZHAO Y D, ZHANG T P, HUANG Y J, et al. Experimental study of 40 cm ion thruster over a wide range of input power[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 942-947.
- [6] LI J, ZHANG T P, ZHAO Y D, et al. Development of 10 kW LIPS-400 ion thruster[C]//7th CSA/IAA Conference on Advanced Space Technology, Space Technology Innovation and Space Commercialization. Shanghai, China: CSA, 2017.
- [7] PATTERSON M, PINERO L, SOVEY J. Near-term high power ion propulsion options for earth-orbital applications[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [8] THOMAS R E, AULISIO M V. NEXT single string integration tests in support of the double asteroid redirection test mission[C]//36th International Electric Propulsion Conference. [S. l.]: [s. n.], 2019.
- [9] 赵以德,吴宗海,张天平,等. 离子推力器多模式化研究[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 187-193.  
ZHAO Y D, WU Z H, ZHANG T P, et al. Research on multi-mode realization of ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 187-193.
- [10] ZHANG X E, ZHANG T P, LI D T. Lifetime and mission reliability assessment of multi-mode ion thruster[J]. Journal of Electric Propulsion, 2022, 1(1): 5.
- [11] POLK J E. Performance of the NSTAR ion propulsion system on the deep space one mission[C]//Aerospace Conference. New York: IEEE, 2013.
- [12] 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]//2018 Joint Propulsion Conference. Cincinnati, Ohio: [s. n.], 2018.
- [13] 胡竟,王东升,杨福全,等. 面向空间无拖曳飞行任务的连续变推力离子推力器研制[J]. 真空与低温, 2022, 28(1): 72-78.  
HU J, WANG D S, YANG F Q, et al. Development of continuous variable-thrust ion thruster for drag-free flight missions[J]. Vacuum and Cryogenics, 2022, 28(1): 72-78.
- [14] 杨福全,王成飞,胡竟,等. 超低轨道卫星应用离子电推进技术方案[J]. 中国空间科学技术, 2021, 41(3): 52-59.

- YANG F Q, WANG C F, HU J, et al. Technical project of ion propulsion for satellites in super low earth orbit[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021, 41(3): 52-59.
- [14] RANDALL P N, LEWIS R A, CLARK S D, et al. T5 performance, industrialisation and future applications[C]//36th International Electric Propulsion Conference. Wien, Austria:[s. n.], 2019.
- [15] WALLACE N C. The GOCE ion propulsion assembly lessons learned from the first 22 months of flight operations[R]. IEPC-2011-327, 2011.
- [16] SNYDER J, GOEBEL D M, HOFER R R, et al. Performance evaluation of the T6 ion engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(2): 371-379.
- [17] WALLACE N, SUTHERLAND O, BOLTER J, et al. Bepicolombo-solar electric propulsion system operations for the transit to mercury[C]//36th International Electric Propulsion Conference. [S. l.]:[s. n.], 2019.
- [18] PORST J P, ALTMANN C H, ARNOLD C, et al. The RIT 2X propulsion system: current development status[C]//35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, Georgia:[s. n.], 2017.
- [19] LEITER H J, ALTMANN C H, PORST J P, et al. Six decades of thrust-the Ariane group radiofrequency ion thrusters and systems family[Z]. 2017.
- [20] HITOSHI K. Ambitious challenges of Japanese electric propulsion [C]//29th International Electric Propulsion Conference. Princeton: Princeton University, 2005.
- [21] 张天平, 孟伟, 张雪儿, 等. 离子推力器产品型谱化发展研究[C]//中国第十七届电推进学术会议. 兰州:[s. n.], 2021.
- [22] PAVARIN D, ROCCA S, MANENTE M, et al. Multi-objective low-thruster trajectory optimization: variable and constant specific impulse[C]//4th International Spacecraft Propulsion Conference. Cagliari, Italy:[s. n.], 2004.
- [23] CASALINO L, COLASURDO G. Trade-off between payload and trip-time for EP interplanetary trajectories[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [24] 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.
- ZHANG T P, ZHANG X E, LI X. Engineering data models of performance and mass for ion and Hall electric propulsions[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(1): 1-13.