

大功率轨道转移航天器全电推进系统研究

汤章阳^{1,2}, 周成^{1,2}, 韩冬^{1,2}, 马雪^{1,2}, 陈涛^{1,2}

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 北京市绿色高效能空间推进工程中心, 北京 100190)

摘要: 采用基于电推进的空间运输系统(转移级)完成使命, 相对于采用化学推进可节省大量的推进剂, 能够显著降低航天器的发射重量或者把更多的有效载荷送达探测目标地。调研了国外大功率电推力器的研究情况, 针对近地空间的大功率轨道转移航天器任务需求, 给出了电推进系统方案设计, 并对采用不同性能指标推力器的多种方案进行对比, 得到综合最优的方案。最后针对我国电推进技术发展现状, 给出了我国大功率电推力器的关键技术和发展建议。

关键词: 大功率; 电推进系统; 轨道转移

中图分类号: V439+.4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2018)04-0367-07

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2018.04.007

引用格式: 汤章阳, 周成, 韩冬, 等. 大功率轨道转移航天器全电推进系统研究[J]. 深空探测学报, 2018, 5(4): 367-373.

Reference format: TANG Z Y, ZHOU C, HAN D, et al. Study on high power all-electric propulsion system for spacecraft orbit transfer[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(4): 367-373.

0 引言

电推进相对于化学推进具有比冲高的显著优势。采用基于电推进的空间运输系统(转移级)完成使命, 相对于采用化学推进可节省大量的推进剂, 能够显著降低航天器的发射重量或者把更多的有效载荷送达探测目标地, 并有效降低使命对发射窗口和总体重量的依赖程度。

随着我国航天技术的发展, 未来涉及到大功率电推进需求的航天任务主要包括以下几个方面:

- 1) 近地任务: 大型卫星平台的轨道转移、机动和位置保持;
- 2) 中近距离深空探测: 载人和机器人月球探测、载人和载物火星探测;
- 3) 远距离深空探测: 机器人带外行星探测, 彗星采样返回任务和小行星探测等。

本文调研了国外大功率电推力器的研究情况, 针对近地空间的大功率轨道转移航天器任务需求, 给出了电推进系统方案设计, 并对采用不同性能指标推力器的多种方案进行对比, 为后续方案选择提供参考。

1 国外大功率电推力器介绍

国外对大功率电推进技术的研究比较广泛和深入, 主要集中在离子推力器、霍尔推力器、磁等离子

体推力器(Magnetoplasmadynamic Thruster, MPDT)、可变比冲磁等离子体火箭(Variable Specific Impulse Magneto-plasma Rocket, VASIMR)这4种类型。下面分别介绍目前它们的研究进展情况。

1.1 离子推力器

美国NASA格林研究中心(Glenn Research Center, GRC)于2002年开始了10 kW量级氙离子推力器NEXT的研究工作。NEXT采用碳基栅极, 栅极直径为40 cm, 功率在1~10 kW之间可调, 于2003年8月成功完成了7 kW功率下200 h的系统联合试验, 并于2004年开始了工程化研制。工程样机的推力调节比达到10:1, 在6.9 kW功率下推力为237 mN, 比冲为4 110 s, 效率为69%^[1]。

NEXIS是2002年由美国喷气实验室(JPL)牵头研制的高比冲、大功率、长寿命核电氙离子推力器。NEXIS的栅极直径达到65 cm, 性能目标为: 功率16~25 kW, 比冲6 500~7 500 s, 效率78%。2004年2月实验样机达到的实际性能指标为: 功率27 kW, 加速电压6 500 V, 推力500 mN, 比冲8 700 s, 效率78%^[2]。

欧洲意大利Alta公司和英国南安普敦大学联合研制了HiPER DS3G离子推力器, 其主要参数为功率25 kW, 推力0.45 N, 比冲10 000 s, 效率84%^[3]。

RIT-45是由俄罗斯和德国联合研制的核电离子推进系统, 计划用于月球和火星货运飞船。RIT-45重23.5 kg,

栅极直径达到46.5 cm。实验样机达到的性能指标为：功率33.6 kW，推力757 mN，比冲7 130 s，效率82%^[4]。

1.2 霍尔推力器

俄罗斯（前苏联）是使霍尔推进技术成熟并取得巨大成功应用的主要国家，其典型产品代表为几百W的SPT-70以及1 kW级的SPT-100。在大功率霍尔推力器研制方面，俄罗斯主要有两款样机。一款是SPT-290，其性能指标为：功率最大30 kW，推力1.5 N，比冲3 300 s。另一款是阳极层霍尔推力器VHITAL-160，其性能指标为：功率25~36 kW，推力527~618 mN，比冲5 375~7 667 s、效率40%~70%^[5]。

T-220是由美国GRC和TRW等公司联合研制的10 kW量级霍尔推力器，其在10 kW的额定功率下推力可达500 mN，比冲2 450 s，效率59%。T-220具有较宽的变工况范围，在7~20 kW功率范围内产生的推力为0.5~1.0 N，比冲1 500~2 500 s^[6]。

PPS-20K是由法国Snecma公司牵头研制的20 kW霍尔推力器，其在23.5 kW下的性能指标为推力器1.1 N，比冲2 500 s，效率57%^[7]。意大利Alta公司也开展了20 kW量级霍尔推力器HT-20k的研制，其20 kW下的性能指标达到推力1 N、比冲2 500 s、效率60%^[8]。

1.3 MPD推力器

美国普林斯顿大学研制的AF-MPD推力器性能为：功率245 kW，推力4.8 N，比冲6 200 s，效率60%。采用锂作为工质的200 kW LFA型MPD代表了美国目前的最先进水平，该MPD能工作在500 kW、推力12.5 N，比冲4 000 s、效率49%^[9, 10]。

俄罗斯研制的100 kW级Li-MPD采用锂作为工质，

可以工作在130~200 kW，推力2.5~3.6 N，比冲3 050~5 610 s；500 kW级Li-MPD工作在设计功率时，推力14 N，比冲4 000 s^[10]。

德国斯图加特空间系统研究所分别开展了ZT系列直环型MPD以及DT系列喷管型MPD的研究。其获得的性能指标分别为：ZT-3在350 kW下采用氩作为工质时的推力为25 N、效率10%，DT-6在550 kW下采用氩作为工质时的推力为27 N、效率27%^[11-12]。

1.4 可变比冲磁等离子体火箭（VASIMR）

目前，关于VASIMR的研究只有美国发表过公开资料。VASIMR的概念由美籍华裔宇航员张福林博士于20世纪70年代后期提出；1980年，NASA先进推进实验室与约翰逊空间中心开始进行研发。

VASIMR最早使用氢为推进剂，当功率为10 kW、氢质量流量为1 mg/s时，推力约0.1 N，比冲10 000 s，效率约50%。此后，VASIMR经历了从VX-50（50 kW量级）、VX-100（100 kW量级）到VX-200（200 kW量级）的发展，探索了氟、氧等新工质^[13]。

VX-200是取得突破性进展的重要型号。2008年，以氧气为工质，VX-200实现了30 kW工作，比冲在3 000~30 000 s之间随意转换，能量转换效率高达67%。2009年5月，VX-200空间试验原型机问世，被美国AIAA列为年度十大航天新兴项目之一。2010年11月，VX-200实现了200 kW满功率运行，其性能指标为推力5.7 N、比冲5 000 s、效率70%^[14]。

1.5 小 结

表 1总结了以上4种大功率电推力器的主要性能指标实测值。

表 1 4种大功率电推力器的实测性能指标
Table 1 Performances of the 4 types high power electric thrusters

大功率电推力器	工质	功率/kW	推力/mN	比冲/s	效率/%
离子推力器	氩气	6.9~33.6	237~757	4 110~10 000	69~84
霍尔推力器	氩气	23.5~36	527~1 550	2 500~7 667	40~70
MPDT	锂	200~245	36 000~48 000	5 610~6 200	50~60
VASIMR	氧气	200	57 000	5 000	70

综上所述，同等功率下，离子推力器的比冲很高，推力较小，而霍尔推力器的推力较大，但比冲相对较低。目前大功率离子和霍尔推进的最大实测功率在30 kW左右，鲜见100 kW量级以上的报道。这是由于离子和霍尔推进的工作原理为静电式电推进，受空间电场饱和效应的影响，其功率扩展空间有限。但是离子推进与霍尔推进是目前仅有的两种得到过应用并向大功率方向发展的电推进技术，技术成熟度相对更高。

目前百kW量级MPD的研发较多，其性能水平是推力几N，比冲3 000~5 000 s。理论上VASIMR更适合工作在兆瓦级，但由于其结构比较复杂，系统非常庞大，目前只有美国在从事百kW级的相关研究。相对于离子推进与霍尔推进，MPD与VASIMR的工作原理为电磁式电推进，不受空间饱和和电场限制，推力密度更大，更适合大功率工作，目前其实测功率均达到200 kW量级。但是MPD与VASIMR的技术成熟度相对较低，

尚处于原理样机和地面实验研究阶段,而VASIMR在向空间应用迈进过程中必须先解决其重量巨大的问题。

2 任务需求分析

本文针对近地空间的大功率轨道转移航天器任务需求,开展电推进系统方案研究。

2.1 主要约束条件

LEO-GEO-LEO之间的轨道转移任务主要约束条件如下:

- 1) 航天器发射重量5 500 kg,航天器干重1 500 kg,推进系统湿重不超过2 000 kg;
- 2) 可用功率30~50 kW;
- 3) LEO-GEO-LEO轨道转移,总时间不超过12个月;
- 4) 有效载荷重量不小于2 000 kg。

2.2 需求分析

从上述主要约束条件可知,该任务需要在12个月的周期内完成LEO-GEO-LEO的轨道间往返,且有效载荷能力很大。为尽量提升轨道间系统-大范围转移航天器的有效载荷承载能力,必须采用大功率高比冲全电推进系统。

因此轨道间系统-大范围转移航天器电推进分系统具有以下特点:

- 1) 轨道间系统-大范围转移航天器的供电功率为30~50 kW,为大功率电推进的工作提供了能源保障。
- 2) 轨道间系统-大范围转移航天器有效载荷能力要求高,电推进分系统的总冲显著增加,对系统的推力、比冲、推进剂携带量都提出了更高要求。

3 电推进系统方案比较

参考目前国际上主要的大功率电推进技术发展情况,结合我国已有电推进技术的发展水平,主要考虑以下5种电推进系统方案:

方案1:配置6台12.5 kW离子电推进系统(2台备份),比冲4 300 s,单台推力0.42 N,推力器比质量2.4 kg/kW^[15]。

方案2:配置6台12.5 kW霍尔电推进系统(2台备份),比冲3 800 s,单台推力0.44 N,推力器比质量2.2 kg/kW^[16]。

方案3:配置4台25 kW离子电推进系统(2台备份),比冲4 500 s,单台推力0.85 N,推力器比质量2.3 kg/kW^[15]。

方案4:配置4台25 kW霍尔电推进系统(2台备份),比冲3 800 s,单台推力0.88 N,推力器比质量2.0 kg/kW^[16]。

方案5:配置2台50 kW MPD电推进系统(1台备份),比冲4 000 s,单台推力1.64 N,推力器比质量1.0 kg/kW^[16]。

下面以方案1配置6台12.5 kW离子推力器为例,给出电推进系统的组成、工作方式、重量和布局。采用其他4种方案时,电推进系统的分析方法与之相同,故不在此一一赘述,只给出比较结果。

3.1 系统组成

系统配置6台离子推力器(采取6取4工作模式),6台电源处理单元(PPU)、3台切换单元(TSU)、6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6个流量控制模块(FCM)组成,正常工作时采用4台大功率12.5 kW离子推力器实现推力输出。系统组成图如图1所示。

离子推力器是电推进系统的推力输出设备,在氦气供给单元和电源处理单元的供气、供电配合下,将进入推力器的推进工质(氦气)电离,并利用电场加速产生推力。

电源处理单元通过总线接口接收电推进控制单元的控制指令和工作参数,为离子推力器工作提供各种功率电源。

推力器切换单元将电源处理单元的输出连接至不同的推力器,用于实现不同推力器负载之间的切换。

氦气供给子系统为离子推力器工作提供额定流量的推进剂,包含氦气瓶、压力调节模块(PRM)和流量控制模块(FCM)。氦气瓶用于在贮存超临界状态的氦气;PRM将上游高压氦气减压,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氦气供应。

电推进控制单元实现电推进系统的压力传感器供电、压力采集,氦气供给单元阀门驱动,实现电源处理单元开关机控制,通过RS422与电源处理单元通信。

3.2 电推进系统工作方式

6台推力器均布在飞行器底部360°分度圆上,正东、正西方向各布置一台,其他4台分别根据其象限分布标记为NE, NW, SW, SE。点火时,选取其中4台工作,如图2所示。

轨道转移使用点火推力器可以用以下7种组合:

- 1) E + W + NE + SW
- 2) E + W + SE + NW
- 3) NE + SW + SE + NW
- 4) NW + W + NE + SW
- 5) SE + E + NE + SW
- 6) NE + E + NW + SE

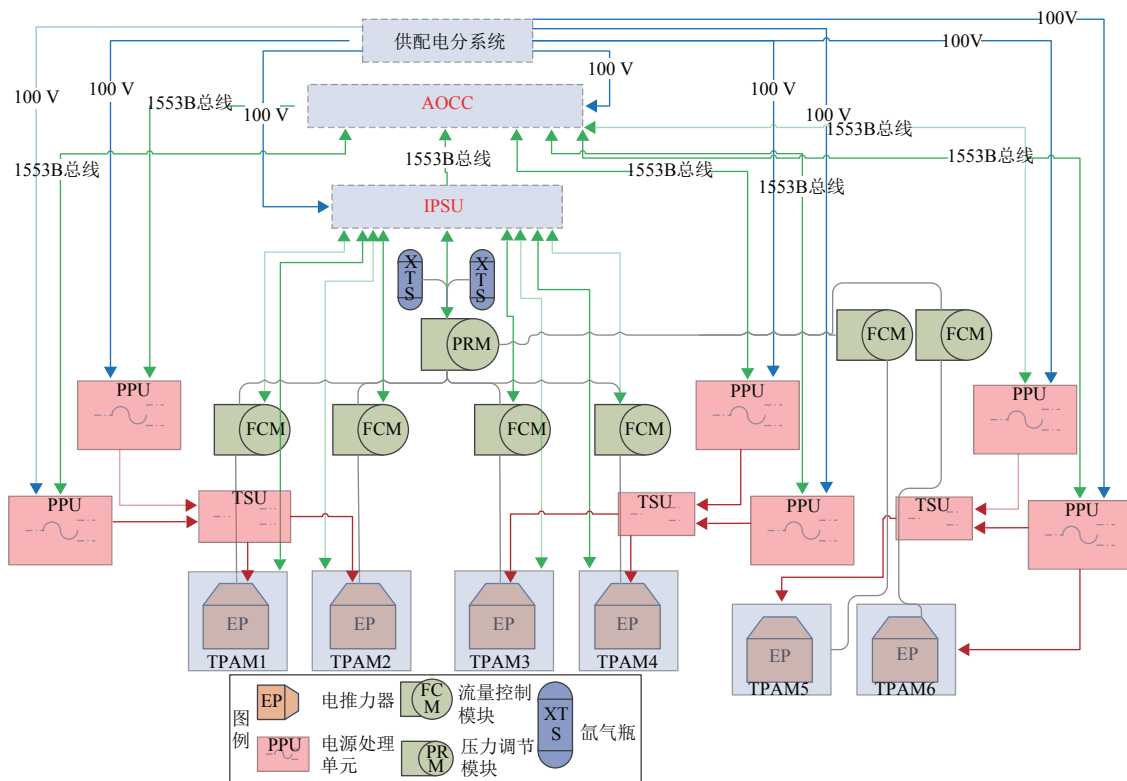


图1 电推进系统组成示意图

Fig. 1 Scheme of electric propulsion system

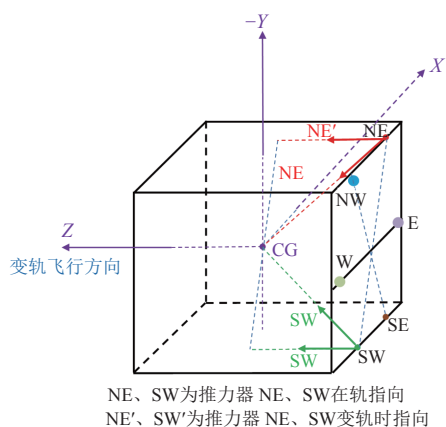


图2 6台离子推力器在飞行器上均布示意图

Fig. 2 Scheme of sixion thrusters uniformly mounted on spacecraft

7) SW + W + NW + SE

使用E + W + NE + SW, 须将W和E 2台推力器推力方向调至与XOZ平行的平面内, 且2台推力器推力矢量需过卫星质心; 同时NE + SW两台推力器方向调至与XOZ平面夹角60°的平面内, 且2台推力器推力矢量需过卫星质心。

使用E + W + SE + NW, 须将W和E 2台推力器推力方向调至与XOZ平行的平面内, 且2台推力器推力矢量需过卫星质心; 同时SE + NW两台推力器方向调至

与XOZ平面夹角60°的平面内, 且2台推力器推力矢量需过卫星质心。

使用NE + SW + SE + NW, 须将NE和SW两台推力器方向调整至与XOZ平面夹角60°的平面内, 且2台推力器推力矢量需过卫星质心; 同时SE + NW两台推力器方向调至与XOZ平面夹角60°的平面内, 且2台推力器推力矢量需过卫星质心。

剩余的4种工作模式情况相对复杂, 主要用于故障模式导致前4种方式都不能使用的情况, 详细情况如下:

使用NW + W + NE + SW, 首先将NE与SW两台推力器方向调至与过质心且与XOZ平面夹角60°的平面内; 再调整NW与W两台推力器方向, 使NW + W推力合力方向过质心。此时, 飞行器将沿图示红色虚线方向变轨。

使用SE + E + NE + SW, 首先将NE与SW两台推力器方向调至与过质心且与XOZ平面夹角60°的平面内; 再调整SE与E两台推力器方向, 使SE + E推力合力方向过质心。

使用NE + E + NW + SE, 首先将NW与SE两台推力器方向调至与过质心且与XOZ平面夹角60°的平面内; 再调整NE与E两台推力器方向, 使NE + E推力合力方向过质心。

使用SW + W + NW + SE, 首先将NW与SE两台推

力器方向调至与过质心且与 XOZ 平面夹角 60° 的平面内；再调整 SW 与 W 两台推力器方向，使 $SW+W$ 推力合力方向过质心。

3.3 电推进系统重量

电推进分系统产品配套情况见表 2，系统干重为 648 kg。

表 2 电推进系统产品配套及重量
Table 2 The equipment sets and mass of the electric propulsion system

序号	产品名称	单件重量/kg	配套数量/台	干重/kg
1	离子推力器	30	6	180
2	推力器矢量调节机构	20	6	120
3	氙气瓶	123	1	123
4	压力调节模块	10	1	10
5	流量控制模块	4	6	24
6	电源处理单元	25	6	150
7	切换单元	9	3	27
8	高压电缆	10	1	10
9	管路连接件	4	1	4
	合计	—	31	648

推进剂携带量为 1 233 kg，系统湿重 1 881 kg。

3.4 系统布局分析

6 台离子推力器安装布局如图 3 所示，推力器均布在飞行器底部 360° 分度圆上。对于离子推力器，其结构为较厚的筒状结构，推力大小与推力器直径平方成正比。参考国内产品的参数，初步估算，12.5 kW 功率下，采用离子推力器所需要的单台推力器外包络尺寸为 $750\text{ mm}\times 550\text{ mm}$ ，重量为 35 kg，采用离子推力器所需要的单台推力矢量调节机构的外包络尺寸为 $820\text{ mm}\times 880\text{ mm}\times 830\text{ mm}$ ，重量为 20 kg。

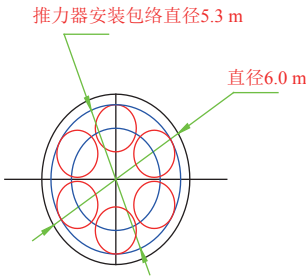


图 3 电推力器布局包络示意图（配置 6 台 12.5 kW 离子推力器）
Fig. 3 Distribution envelop forsix 12.5 kW ion thrusters

推力器（含矢量调节机构）尺寸分布情况如图 3 所示，推进系统安装包络直径为 5.3 m。

3.5 系统方案综合比较

下面对上述采用 5 种不同性能指标的电推力器的系

统方案进行计算，得到其总推进剂消耗量和轨道转移时间，如表 3 所示。

表 3 推进剂消耗量和轨道转移时间
Table 3 Propellantcost andorbit transfertime and propellant consumption

方案	燃料消耗/kg			转移时长/d		
	升	降	总	升	降	总
1	671.6	561.2	1 232.8	193.4	161.5	354.9
2	753.7	637.0	1 390.7	181.8	153.6	335.4
3	633.4	536.3	1 169.7	193.5	160.5	354.0
4	725.9	633.2	1 359.1	184.2	155.0	339.2
5	709.4	595.0	1 304.4	210.8	175.8	362.6

根据以上计算结果可以看出，对于 5.5 t 航天器的 LEO 到 GEO 到 LEO 轨道转移，方案 1~5 均可满足 12 个月内的往返转移。

但是，5 种方案的转移时间和燃料消耗均不相同，其中转移时间主要由推力大小决定、燃料消耗主要由比冲决定。除此之外，采用不同的方案，系统复杂度（配套单机数量）和系统安装包络也有较大差别。表 4 给出了这 5 种方案的综合比较结果。

表 4 方案 1 至方案 5 的综合比较结果

Table 4 Comparations of the selectric propulsion schemes

方案	系统干重/kg	燃料消耗/kg	转移时间/d	单机数量/台	安装包络直径/m
1	648	1 232.8	354.9	31	5.3
2	545	1 390.7	335.4	31	2.8
3	637	1 169.7	354.0	22	5.0
4	554	1 359.1	339.2	22	2.7
5	476	1 304.4	362.6	13	1.6

由表 4 给出的综合比较结果可见，方案 1 和方案 3 均采用离子推力器，电推进系统的干重较大，燃料消耗量较少，故系统总重居中，但是所需的轨道转移时间最长，而推力器所需的安装包络也最大；方案 2 和方案 4 均采用霍尔推力器，电推进系统的干重较小，燃料消耗量最多，系统总重最大，但是轨道转移时间最短，推力器所需的安装包络较小；方案 5 采用 MPD 推力器的电推进系统干重和总重明显优于其他方案，推力器所需的安装包络最小，所需的轨道转移时间与离子方案相当，故为综合最优的方案。

4 结束语

随着我国航天技术的发展，未来航天任务也将大幅拓展，采用大功率电推进技术以降低发射重量或者

提高航天器有效载荷成为一个必然趋势。本文调研了国外大功率电推力器的研究情况,针对近地空间的大功率轨道转移航天器任务需求,给出了电推进系统方案设计,并对采用不同性能指标推力器的多种方案进行对比,从综合性能来看,采用MPD推力器的方案最优。

我国电推进技术起步相对较晚,目前正处于快速发展的时期,已经完成1 kW级离子和霍尔电推进系统的在轨飞行验证,进入在轨应用阶段,而大功率电推力器仍处于原理样机研制阶段。结合我国电推进技术的发展情况,给出如下建议,为后续发展提供参考:

1) 针对10 kW级的轨道转移电推进系统应用,重点发展大功率离子、霍尔电推力器,重点突破高压多栅技术、高效磁路设计技术、大功率散热技术等关键技术;

2) 针对100 kW级的轨道转移电推进系统应用,重点发展MPD推力器,重点突破大电流多孔空心阴极技术、强电磁耦合加速优化设计等关键技术。

参 考 文 献

- [1] HERMAN D A. Performance evaluation of the prototype-model next ion thruster[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH: AIAA, 2007.
- [2] POLK J, DAN G, SYNDER J, et al. Performance and wear test results for a 20 kW-class ion engine with Carbon-Carbon grids[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, AZ, USA: AIAA, 2005.
- [3] COLETTI M, STEPHEN B G. Numerical investigate of a dual stage variable isp ion engine[C]//32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany: IEPC, 2011.
- [4] 张天平, 张雪儿. 空间电推进技术及应用新进展[J]. 真空与低温, 2013, 19(4): 187-194.
ZHANG T P, ZHANG X E. Electric propulsion progress in technologies and applications[J]. Vacuum and Cryogenics, 2013, 19(4): 187-194.
- [5] TESTOEDOV N A, YAKIMOV E N, ERMOSHKIN Y M, et al. Overview of electric propulsion activity in Russia[C]//30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: [s. n.], 2007.
- [6] JOHN B M, EDWARD J. Characteristics of the T-220 HT Hall effect thruster[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Huntsville Alabama: AIAA, 2003.
- [7] ZURBACH S, CORNU N, LASGORCEIX P. Performance evaluation of a 20 kW Hall effect thruster[C]//The 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany: IEPC, 2011.
- [8] LEPORINI A, GIANNETTI V, ANDREUSSI T, et al. Development of a 20 kW-class Hall effect thruster[C]// Space Propulsion 2016. Rome, Italy: [s. n.], 2016.
- [9] LAPOINTE M, STRZEMPKOWSKI E, PENCIL E. High power MPD thruster performance measurements[R]. [S. l.]: AIAA, 2004.
- [10] KODYS A D, CHOUERI E Y. A Critical review of the state-of-the-art in the performance of applied-field magnetoplasmadynamic thrusters[R]. [S. l.]: AIAA, 2005.
- [11] HERDRICH G, BAUDER U, BOXBERGE A, et al. Advanced plasma (propulsion) concepts at IRS[J]. Vacuum, 2013, 88: 36-41.
- [12] HERDRICH G, BOXBERGER A, PETKOW D, et al. Advanced scaling law for AF MPD thrusters[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2010.
- [13] LONGMIER B, SQUIRE J, GLOVER T, et al. Performance measurements and technology demonstration of the VASIMR VX-200[C]// AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition (AIAA-2010-8669). [S. l.]: AIAA, 2010.
- [14] SQUIRE J P, CARTER M, DIAZ F C, et al. Development toward a spaceflight capable VASIMR engine and SEP applications[C]//AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition (AIAA 2014-4173). [S. l.]: AIAA, 2014.
- [15] ELLIOTT F W, FOSTER J E, PATTERSON M J. An overview of the high power electric propulsion (HiPEP) project[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Fort lauderdale, FL, USA: AIAA, 2004.
- [16] BROWN D L, BEAL B E, HAAS J M. Air force research laboratory high power electric propulsion technology development[C]//2010 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2010.

作者简介:

汤章阳(1985-), 女, 工程师, 主要研究方向: 空间电推进系统。

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 (100190)

电话: 15810534118

E-mail: tangzhangyang1@163.com

Study on High Power All-Electric Propulsion System for Spacecraft Orbit Transfer

TANG Zhangyang^{1,2}, ZHOU Cheng^{1,2}, HAN Dong^{1,2}, MA Xue^{1,2}, CHEN Tao^{1,2}

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Beijing Engineering Center of Green High-efficiency Space Propulsion, Beijing 100190, China)

Abstract: Compared with chemical propulsion, the application electric propulsion system in spacecraft can save the amount of propellant, which is able to significantly reduce the launch mass or allow more payloads to the target. In this paper, the research on high power electric thrusters in the world is investigated. An electric propulsion system is designed for the near-earth spacecraft orbit transfer. Several schemes are compared with different thruster performances. At last, the suggestions are proposed for developing high power electric thruster and propulsion system in China.

Key words: high power; electric propulsion; orbit transfer

High lights:

- The high power ion thrusters, hall thrusters, MPD thrusters and VASIMRS in USA, Russia and Europe countries are investigated. The characteristic of these four types of thrusters are compared, and the key issues and constraints of these technologies are analyzed.
- According to the development of high power electric thruster in China, five propulsion system schemes with different types of thrusters for the near-Earth spacecraft orbit transfer are discussed, and the system dry mass, propellant cost, transfer time, parts number, install envelope are compared, while the optimal concept is proposed.
- According to the development of high power electric thrusters in China, the key technologies and suggestions of the high power electric thruster for spacecraft orbit transfer are presented.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]