

## 全电推商业卫星平台研究综述

左 坤<sup>1,2</sup>, 王 敏<sup>1</sup>, 李 敏<sup>2</sup>, 汤海滨<sup>2</sup>

(1. 中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094;

2. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 近年来, 电推进技术在空间推进中的应用越来越普遍, 电推进系统主要应用于低地球轨道、同步地球轨道和星际任务三个方面。在轨道转移过程中, 与传统双组元化学推进系统需消耗数吨推进剂相比, 全电推进完成从地球转移轨道到同步地球轨道的变轨过程仅需数百千克推进剂, 从而能够有效降低发射质量, 显著提高商业效益。基于全电推进的商业卫星平台能够较大限度地提升卫星荷载比、充分发挥卫星平台承载能力, 并提升卫星平台综合性能。从调研电推进系统研制和应用现状入手, 介绍了国外全电推商业卫星平台开发情况, 借鉴国外发展模式并结合我国电推力器研制基础和能力的, 提出了国内全电推商业卫星平台总体方案。

**关键词:** 电推进; 全电推卫星平台; 轨道转移; 位置保持; 姿态控制

**中图分类号:** V439.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0013-08

## Research overview of commercial satellite platform with all-electric propulsion system

ZUO Kun<sup>1,2</sup>, WANG Min<sup>1</sup>, LI Min<sup>2</sup>, TANG Hai-bin<sup>2</sup>

(1. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

2. School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In recent years, the application of electric propulsion technology has been more and more popular in space propulsion, especially in missions of low earth orbit, geosynchronous earth orbit and interplanetary space. During the satellite transfer, compared with the traditional bipropellant chemical propulsion systems consuming tons of propellant, the all-electric propulsion system only consumes hundreds of kilograms propellant in the process of geosynchronous earth orbit transfer, which reduces the launch mass effectively and improves the business benefit obviously. With all-electric propulsion system, the commercial satellite platform can increase its loading ratio, give full play to its carrying capacity, and improve its combination property. Proceeding from investigation of the electric propulsion system development and application situation, the development status of the

收稿日期: 2014-11-04; 修回日期: 2015-01-27

作者简介: 左坤 (1982—), 男, 硕士研究生, 研究领域为空间全电推技术

electric propulsion commercial satellites abroad is introduced. A detailed program for domestic commercial satellite platform based on all-electric propulsion is presented by conferring the development mode abroad, and in combination with the developing foundation and capability of electric propulsion in China, so that it could make a useful reference for further study in China.

**Keywords:** electric propulsion; all-electric propulsion satellite platform; orbit transfer; station keeping; attitude control

## 0 引言

从1906年戈达德提出用电能加速带电粒子产生推力的设想,经过多年的研究和发展,电推进在空间推进中的应用越来越普遍,截止到2000年底,共有152个在轨飞行器应用了388台电推进发动机,其中有19个为1999年发射升空的。截止2004年底,共有超过180个在轨运行航天器应用了电推进系统,仅2004年一年就有10个使用电推进系统的航天器(美国4个、俄罗斯4个、欧空局1个和日本1个)发射升空,它们分别使用栅电弧加热推进器、电弧加热喷气推进器、稳态等离子体推进器和离子推进器。电推进系统主要应用于以下3个方面:低地球轨道(Low Earth Orbit, LEO)、同步地球轨道(Geostationary Earth Orbit, GEO)以及星际任务(Planetary Mission)。电推进系统在低地球轨道主要用于阻力补偿、轨道转移、姿态控制、轨道控制及航天器寿命末期重定位等。

地球同步通信卫星上电源功率的增大使得使用电推进作为推进系统成为可能。目前,国外已有为数不少的卫星平台使用了电推进系统,电推进在地球同步轨道中主要用于南北位置保持、东西位置保持、轨道转移和卫星寿命末期重新定位等,如洛马的A2100平台、TAS的SB4000平台、休斯的HS702平台及波音的702HP平台等。

然而,当前地球同步商业通信卫星,从GTO变轨转移到GEO一般都使用化学推进系统,传统的双组元化学推进系统在轨道转移过程中可能消耗数吨的推进剂。如果使用全电推进(All-electric Propulsion)完成从GTO到GEO的变轨过程,仅需数百千克的推进剂,从而可以大大降低

发射质量,或者在相同发射质量的情况下提高有效载荷质量。

基于成本考虑,目前全球各主要宇航公司正在加速全电推卫星平台开发,波音公司2013年8月宣布,在完成关键设计评审后,将开始制造全电推进的702小型平台卫星(有3千瓦和8千瓦2个版本),首批两颗该型卫星预计2015年初由“猎鹰-9”火箭发射。采用全电推进后,将可极大减小卫星体积、质量和成本,并增加载荷能力与缩短总装时间;2013年10月,ESA与卢森堡的SES公司签订了一份关于Electra项目下一阶段任务的合同,开始研发新一代由太阳电推进器推进的卫星,Electra项目将定义、开发并验证在空间仅用电力推进的地球静止轨道通信卫星平台,发射质量大约为3t,预计首次发射在2018年底。

为加强中国商业通信卫星平台的国际市场竞争力,尽快缩短与国际先进水平的代际差距,开发基于全电推的商业卫星平台研究势在必行。

## 1 电推进系统研制及应用现状

电推进是利用电能加热、电离和加速工质,使其形成高速射流而产生推动力的技术。电推进系统主要由3部分组成:电源处理系统(Power Processor Unit, PPU)、推进剂储存与供给系统和电推力器。根据电推进系统中将电能转化为推进剂动能方式的不同,大致可将电推力器分为3类:电热型、静电型和电磁型。

### 1.1 国外电推进系统研制和应用概况

国外电推技术已发展并应用几十年,主要推力器研制情况如表1所示,其应用主要在如下3个方面。

表 1 国外主要电推力器产品参数及研制情况

Tab. 1 Development of main electric thrusters abroad

推力器	推力/mN	比冲/s	功率/W	效率/%	寿命/(10 <sup>6</sup> Ns)	现状
SPT-100	83	1 560	1 350	46.8	2.20	7 000 h 鉴定
PPS-1350	89	1 730	1 500	50.3	0.70	2 250 h 鉴定
ROS-2000	77~135	1 800	1 350~2 500	49.0~51.0	3.30	鉴定中
SPT-1	86~115	1 653~3 105	1 314~3 113	42.7~56.9		研制中
SPT-115	72	3 400	2 138	56.0		鉴定中
SPT-140	173~289	1 780~2 091	3 001~4 505	55.9~57.9	5.80	已开发
BPT-4000	260~280	1 750~2 100	4 500	53.4~59.5	7.00	已开发
PPS-4000	232~335	1 769~2 480	4 973~6 000	47.4~55.6	7.00	研制中
TAL-D-55	133	2 466	3 170	56.4		已鉴定
TAL-D-8	200	2 070				研制中
RIT-10	15	3 300			0.81	15 000 h 鉴定
RIT-XT	100~210	4 158~4 856	3 147~6 653	66.4~75.7		研制中
UK-10	15					已鉴定
T6	160~203	4 380~4 780	4 378~5 866	78.4~81.1	>10.0	研制中
XIPS-13 cm	18	2 568	500	45.3	2.70	已鉴定
XIPS-25 cm	165	3 800	4 500	68.0	2.70	已鉴定
NSTAR-30 cm	92	3 120	2 290	62.0	2.70	8 200 h 鉴定
MELCO-35 cm	150	3 518	3 290	78.6		研制中

### 1.1.1 卫星南北位保应用

电推进系统已被广泛用于 GEO 通信卫星的南北位保, 相应的卫星平台有: 波音公司 601 卫星平台和 702 平台、洛马公司 A2100 平台、劳拉空间公司 LS3000 平台、Astrium 公司 EUROSTAR-3000 平台及 ESA 的 Artemis 卫星等。上述卫星均安装 4 台电推力器 (氙离子或霍尔电推力器) 实现在轨南北位保。

### 1.1.2 卫星南北、东西位保应用

俄罗斯的 Express, Seset 等通信卫星利用电推进实现在轨南北、东西位置保持。这几类卫星均采取直接入轨方式, 包含 2 套推进系统: 一套电推进, 共包含 8 台 SPT-100 霍尔推力器, 用于

位置保持; 一套无水肼单组元推进, 共 12 台推力器, 用于姿态调整。8 台 SPT-100 推力器分 4 组, 每 2 台组合安装, 固定安装在卫星中部, 推力通过卫星的质心。

### 1.1.3 卫星变轨应用

波音公司 702HP 和 702MP 平台配置 2 套完全冗余的离子电推进系统, 每个子系统包含独立的电源、推进剂供给系统和 2 台 25 cm 离子推力器 (XIPS-25)。702 平台电推进系统主要用于南北位保, 但具有备份实现变轨、东西位保和动量轮卸载的功能。XIPS-25 推力器有 2 种工作模式: 高功率模式——功耗 4.5 kW, 推力 165 mN, 比冲 3 500 s, 总效率 65%; 低功率模

式——功耗 2.3 kW, 推力 79 mN, 比冲 3 400 s, 总效率 63%。

洛马公司 A2100 平台配置 3 套推进系统: 远地点变轨双组元推进系统, 姿控单组元推进系统, 霍尔电推进系统。采用此平台的首颗 AEHF 卫星于 2010 年 8 月发射, 发射重量 6 600 kg, 入轨近地点高度 273.5 km, 远地点高度 49 975.54 km, 倾角为 22.1°。AEHF 卫星与火箭分离后, 由于液体双组元管路堵塞导致双组元推进系统失效。为此, 洛马公司临时设计了全新变轨策略: 第一阶段, 3 台 22 N 推力器在远地点同时工作, 提升近地点以减小地球大气阻力, 该阶段从 8 月 29 日早 7 点开始, 9 月 7 日结束, 达到轨道近地点 1 156 km, 倾角 19.9°, 远地点高度维持不变; 第二阶段, 6 台 22 N 推力器在远地点同时工作, 继续提升近地点, 减小轨道倾角, 该阶段于 9 月 22 日完成, 达到轨道近地点 4 712 km, 倾角 15°, 远地点高度维持不变; 第三阶段, 2 台霍尔推力器在每一轨的远地点附近工作 12 h, 提升近地点, 减小轨道倾角, 10 月 20 日, 霍尔推力器首次工作, 该阶段持续 7 到 9 个月; 第四阶段, 2 台霍尔推力器近乎持续工作, 将卫星送入目标轨道, 该阶段将持续约 3 个月。根据该变轨策略, AEHF 卫星经历 14 个月共 450 多次轨道机动, 成功进入工作轨道, 所剩推进剂还可维持 14 年在轨正常服务。

## 1.2 国内电推进系统研制和应用概况

国内相关科研院所开展了高比冲电推进技术研究, 包括离子电推进技术和霍尔电推进技术。目前, 已完成 20 cm 氙离子电推力器鉴定, 正在开展更大功率和多模式氙离子电推力器及霍尔电推力器的研制; 对 SPT-70 霍尔电推力器鉴定和开展 SPT-100 电推力器研制; 此外, 开展了电弧推力器和磁聚焦霍尔推力器的研制, 正在进行螺旋波电推力器的研制。以下主要介绍离子和霍尔电推进研究情况。

### 1.2.1 离子推力器

完成了“20 cm 氙离子火箭发动机系统工程样机研制”的预先研究项目, 其系统性能指标与国外同类产品相当(单台推力器推力 40 mN, 比

冲 3 000 s, 功耗 1 200 W), 并于 2012 年 10 月搭载 SJ-9A 卫星进行了在轨验证。

### 1.2.2 霍尔推力器

开展了 5 kW 多模式霍尔推力器的研制工作, 完成了第一批次 5 kW 多模式霍尔推力器原理样机的生产装配, 开展了五轮真空点火试验及性能测试。

根据前期试验情况, 在较宽的功耗范围内, 该多模式推力器均可稳定工作, 并具有较好的性能。目前, 5 kW 多模式霍尔推力器的主要性能指标已经达到要求。

国内电推进技术应用方面, DFH-3B 平台采用比冲为 3 000 s, 推力为 40 mN 的氙离子电推进系统完成南北位保任务。

## 2 国外全电推卫星平台开发情况

### 2.1 全电推卫星平台概念

全电推卫星平台 (All-Electric Propulsion Platform) 主要指 GEO 卫星平台或深空探测器平台, 采用高比冲的电推进系统(如离子电推进或霍尔电推进等)来实现星箭分离后的卫星转移轨道变轨、卫星入轨后的在轨位置保持、动量轮卸载及离轨等任务, 从而取消了复杂的双组元统一推进系统。

该平台最大优点是: 大幅缩减推进剂携带量, 在承载同等有效载荷重量情况下可使卫星发射重量下降约一半, 从而可实现一箭双星发射, 有效降低综合研制费用; 或实现大速度增量(如 5 000 m/s 以上)的变轨任务要求。

其主要缺点是: 由于变轨推力较小, 需要较长变轨时间, 对于全电推 GEO 卫星平台, 约需 6 个月左右的变轨时间, 才能从 GTO 轨道进入 GEO 轨道, 相对推迟了卫星的运营服务时间。

### 2.2 全电推卫星平台发展过程

电推进系统的应用, 主要在于节省卫星的推进剂携带量, 从而有效降低卫星发射重量或提升有效载荷承载能力。GEO 卫星的轨道转移、南北及东西位保、姿控等任务的速度增量需求如图 1 所示, 可见电推进系统用于轨道转移带来的效益最大, 其次是南北位保。

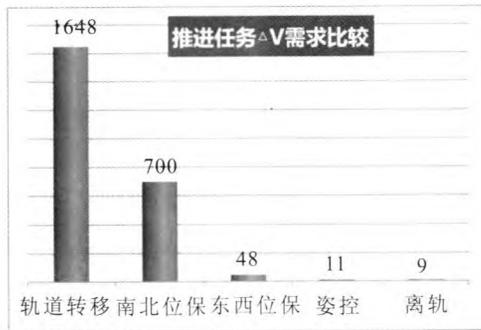


图1 GEO卫星任务的速度增量需求

Fig. 1 Requirement of speed increase due to GEO satellite missions

电推进系统在卫星上的应用经历了循序渐进、由易到难、逐步深入的过程,如图2所示,先用于在轨位保、再扩展到变轨。

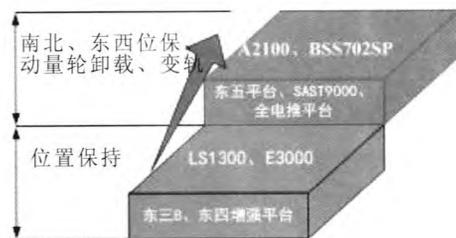


图2 电推进系统应用发展过程

Fig. 2 Application and development process of electric propulsion systems

第一阶段,电推进系统用于卫星在轨位置保持。从1995年开始,俄罗斯的MSS-2500-GSO卫星平台就配置霍尔电推进系统,用于卫星在轨位保。当前,国际上主流的通信卫星平台均配置电推进系统进行南北位保,如波音公司601卫星平台和702平台、洛马公司A2100平台、劳拉空间公司LS3000平台、Alcatel公司Spacebus-4000平台、Astrium公司的EUROSTAR-3000平台、ESA的Artemis卫星、某院的DFH-3B卫星平台等。此外,俄罗斯的Express, Siset等通信卫星利用电推进实现在轨南北、东西位置保持,采取直接入轨方式,配套1套电推进(包含8台SPT-100霍尔推力器)实现在轨位保、1套无水肼单组元推进(12台推力器)用于姿态调整。对于干重2600 kg,寿命15年的通信卫星,采用电推进实

现南北位保后,有效载荷承载重量可增加500 kg。

第二阶段,将电推进系统的应用从在轨位保进一步扩展到轨道转移和动量轮卸载等任务。此阶段,根据卫星的规模情况,有不同的应用方式:

1) 对于大规模卫星(发射重量超过5000 kg),受电推力器推力的限制,先用远地点化学发动机变轨到中间转移轨道,再用电推力器完成变轨,以有效缩减推进剂携带量,从而突破卫星的有效载荷承载能力瓶颈,满足大容量有效载荷的装载需求。例如,基于A2100M平台的AEHF卫星,采用电推进系统进行部分变轨和南北位保后,有效载荷承载能力提升900 kg,但变轨时间增加为100天。

2) 对于小规模卫星(发射重量一般低于2500 kg),采用电推进系统实现全过程变轨、在轨位保和动量轮卸载、离轨等任务,即“全电推卫星”。全电推平台可大大提升有效载荷承载能力,或有效降低卫星发射重量:对于GEO卫星,可使卫星发射重量减轻50%,使推进剂/卫星干重从约1.65倍降至约25%;对于深空探测器,如黎明号深空探测器,使推进剂/卫星干重从约2.5倍降至约47%。

## 2.3 全电推通信卫星平台

### 2.3.1 波音公司702SP平台

2012年3月,波音公司宣布正在开发中小型全电推通信卫星平台——702SP平台,并已获得亚洲广播卫星公司(ABS)和墨西哥卫星公司(Satmex)的4颗卫星研制合同。4颗卫星采取一箭双星发射,ABS-3A卫星和Satmex 7卫星计划于2015年初采用猎鹰9火箭一箭双星方式发射,目前已完成关键设计评审(CDR);ABS-2A卫星和Satmex 9卫星计划于2015年第四季度采用猎鹰9火箭一箭双星方式发射。

702SP平台最大特点是采用全电推实现变轨和位置保持等任务,取消了双组元化学推进系统,有效降低了卫星发射重量。该平台的不足之处在于:卫星需要4~6个月时间才能从GTO轨道变轨到GEO轨道。

如图3,702SP平台本体尺寸1.8 m×1.9 m×3.5 m;发射重量不超过2000 kg,氙气加注量可

达 400 kg；可承载 500 kg 有效载荷（51 路转发器），3~8 kW 有效载荷功率；卫星寿命 15 年。702SP 平台采用 4 台 XIPS-25 离子推力器，单台推力 165 mN，比冲 3 500 s，功率 4.5 kW，变轨时需要 2 台离子推力器同时工作。

该平台在充分继承 702HP 平台成熟技术基础上（如超三结砷化镓太阳阵、锂离子蓄电池、零动量三轴控制技术），还采用了创新技术，如采用了新一代综合电子系统构架，简化了数据管理并增强了卫星健康管理能力。

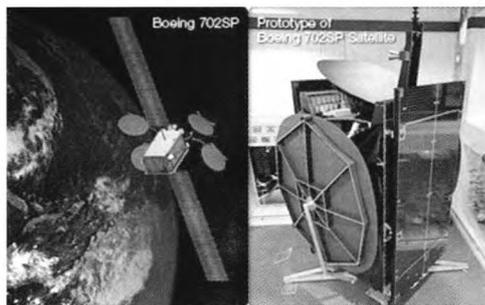


图 3 702SP 平台卫星构型图

Fig. 3 Satellite on 702SP platform

702SP 平台卫星由于重量变小，可采用一箭双星发射，从而节省发射成本。702SP 平台卫星可适于大部分主流运载火箭，但当前主要倾向于利用猎鹰 9 火箭或阿里安 5 火箭进行发射。猎鹰 9 火箭可实现 2 颗 702SP 平台卫星一箭双星发射；阿里安 5 火箭具有 9 000 kg 的发射能力，可实现 702SP 平台卫星搭配另一颗大型通信卫星进行一箭双星发射。

702SP 平台的拓展应用：波音公司提出，基于全电推通信卫星平台 702SP，进行电推进系统和电源系统等的改造后，用于火星探测器研制。其配备 2 台太阳能驱动的 20 kW 霍尔电推力器；其包含 2 幅柔性太阳翼，单幅尺寸为 23.1 m×2.25 m，采用 FAST 太阳聚光技术，太阳翼总输出功率为 31.2 kW，其输出功率比重量达到 136 W/kg。探测器计划 2018 年 5 月发射，发射重量 1 769 kg，耗时 145 天进入距火星表面 250 km 高的圆轨道。

### 2.3.2 OHB 公司全电推卫星平台

2013 年 10 月，ESA 及德国 OHB 公司与全球

第二大卫星运营商 SES 公司（卢森堡欧洲卫星公司）签订协议，联合开发全电推卫星平台——Electra 平台，首颗卫星将是一颗 SES 公司的卫星，计划在 2018 年发射。

Electra 平台基于德国 OHB 公司正在研制中的 SGE0 平台进行开发，发射重量为 3 000 kg 级，如图 4 所示。其初步考虑配置 6 台电推力器，其中 2 台用于变轨，另 4 台主要用于在轨位保等任务。

SGEO 平台设计灵活，可根据具体任务需求改变规模。卫星发射重量为 1 600~3 000 kg，载荷重量为 200~400 kg，载荷功率为 2~4 kW。可与多种运载火箭兼容，并可采用直接入轨发射。SGEO 平台采用经过在轨飞行验证的新技术，包括锂电池、三结砷化镓太阳电池片，采用 S, C, X 或 Ku 测控频段。SGEO 平台配置了两类电推力器，霍尔推力器和高效率多模式离子推力器。首发星为 2009 年签订的西班牙 Hispasat AG1 卫星。

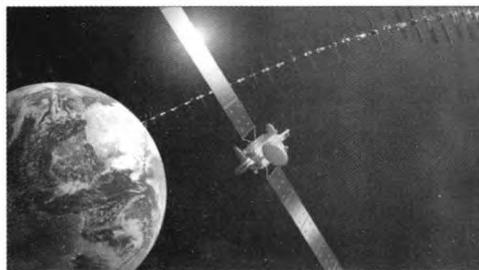


图 4 Electra 平台卫星构型图

Fig. 4 Satellite on Electra platform

### 2.3.3 其他全电推卫星平台

2013 年 9 月，洛马公司宣布，正在进行 A2100 平台的升级改造，其中一项重点内容，就是进行全电推卫星平台改造，其支持一箭双星发射，其将采用更大推力的电推力器使卫星入轨时间比其他全电推卫星缩减一半。

Astrium 公司、劳拉空间公司等也宣布已开展全电推通信卫星平台开发。

## 3 国内全电推卫星平台研究进展

### 3.1 全电推卫星平台能力定位

借鉴国外全电推卫星平台发展模式，根据我

国的电推力器研制基础和能,我国全电推卫星平台将主要定位于中小型高轨通信卫星平台,从而开展创新性开发,打造我国技术先进、高承载比、高综合性能指标、可灵活柔性配置、采用新型研制模式的高轨通信卫星平台。

对比国外先进的全电推卫星平台,以一箭双星发射能力和 4~8 个月自身变轨时间为主要约束,现开展中等容量全电推通信卫星平台总体方案设计。

### 3.2 全电推卫星平台总体方案

#### 3.2.1 全电推卫星平台组成

全电推卫星平台共由综合电子、控制、电推进、供配电、测控、热控及结构 7 个分系统组成。

#### 3.2.2 全电推卫星平台构型布局

为了有效扩展星上设备安装空间,全电推卫星平台采用板架式主承力构型标准接口与卫星支架连接,卫星发射收拢状态和在轨展开状态分别见图 5 和图 6。

如图 7,4 台电推力器分别布置于卫星背地板外表面 $\pm Y$ 侧,独立安装,由单独的指向机构调整推力方向,可实现大角度的推力方向调整。

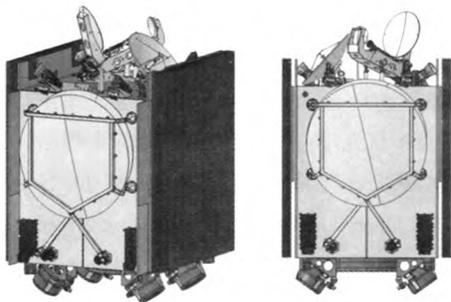


图 5 卫星发射收拢状态构型图

Fig. 5 Folded state of satellite in launching

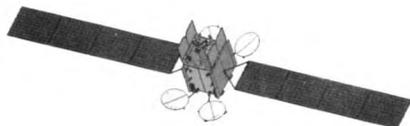


图 6 卫星在轨展开状态构型图

Fig. 6 Unfolded state of satellite in orbit

若不考虑 2 台推力器同时点火过程东西位保

分量部分抵消,则推力器布局南北位保、东西位保几何效率之比应等于在轨南北及东西位保所需速度增量之比。即当南北位保、东西位保几何效率满足该关系时,升、降交点北侧、南侧推力器单台推力器点火产生的法向推力分量满足南北位保所需控制量(倾角修正),并且切向推力分量刚好满足东西位保(偏心率修正和经度漂移率控制)所需控制量。因此,理想情况下,升、降交点东侧或西侧单台推力器点火即可满足南北、东西位保要求。

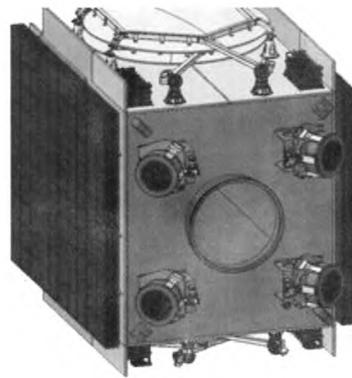


图 7 背地板电推力器布局

Fig. 7 Layout of electric thrusters

若考虑 2 台推力器同时点火过程东西位保分量部分抵消,可通过分析南北和东西位保效率与修正量的关系,并合理设定安装位置,得到电推力器初始安装位置及角度参数。

基于国内电推力器研制和应用现状,针对 LIPS300 离子推力器、HET300 霍尔推力器及 HEP-130MF 磁聚焦霍尔推力器 3 种不同电推进方案,可分别预算卫星推进剂消耗、卫星质量和功率等参数,从而满足不同应用需求。

#### 3.2.3 全电推卫星平台主要任务分析

全电推卫星平台主要任务包括变轨、控制、位保、转移轨道自主导航和姿态控制等方面。采用理论和仿真手段,研究分析表明:

1) 在变轨任务方面,小推力变轨和混合推进变轨所需时间皆在可接受范围,且混合推进变轨能够在同样火箭前提下缩短入轨时间。

2) 控制分系统自主导航方案需根据各个轨

道圈内可见星仿真结果,考虑选择最佳 GNSS 测轨数据注入时间。

3) 小推力变轨 3 个阶段大部分时间内对导航星座的可见星大于 4 颗星,可见星小于 4 颗星时轨道数据需利用轨道动力学进行外推,并考虑实时的推力加速度。

4) 星箭分离阶段首选的控制方式是使用喷气进行速率阻尼,使用动量轮完成太阳搜索和太阳定向。

5) 转移轨道的姿态机动主要使用动量轮进行,电推进系统用于变轨期间的动量轮卸载。

## 4 结论

采用电推进系统,是在运载发射能力限制下突破卫星平台能力瓶颈、提升通信卫星有效载荷承载能力的必由之路。全电推平台是较大限度提升卫星荷载比、充分发挥卫星平台承载能力、提升卫星平台综合性能的有效途径。

全电推卫星平台与其他通信卫星平台相比,能力指标明显提高,商业效益显著,其发展在世界上亦处于刚刚起步阶段,而国内基本具备研制全电推卫星的基础条件,如果早起步、组织得力、支持到位,尽快完成全电推卫星平台研制,完全有可能走到世界前列。

### 参考文献:

- [1] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters [M]. USA: John Wiley & Sons, 2008.
- [2] 毛根旺,付西鹏,陈茂林.月球探测器电推进系统的应用研究[J].机械科学与技术,2008,27(7):853-856.
- [3] 边炳秀,魏延明.电推进系统在静止轨道卫星平台上应

用的关键技术[J].空间控制技术与应用,2008,34(1):20-24.

- [4] 魏延明.国外卫星推进技术发展现状与未来 20 年发展趋势[J].航天制造技术,2011 (2):7-12.
- [5] 高扬.电火箭星际航行:技术进展,轨道设计与综合优化[J].力学学报,2012,43(6):991-1019.
- [6] 迟惑.全电推进卫星——商业通信卫星的新趋势[J].太空探索,2012 (7):40-42.
- [7] 刘江,赵宏.卫星电推进应用技术现状及发展[C]//全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议论文集,2006.
- [8] 谭松林,何泽夏,毛根旺.国外电推进技术的新进展[J].火箭推进,2001,27(4):13-18.
- [9] 张天平,田华兵,孙运奎.离子推进系统用于 GEO 卫星南北位保使命的能力与效益 [J].真空与低温,2010 (2):72-77.
- [10] 杭观荣,康小录.美国 AEHF 军事通信卫星推进系统及其在首发星上的应用[J].火箭推进,2012,37(6):1-8.
- [11] 杭观荣,邱刚,余水淋,等.霍尔电推进在 AEHF 卫星上应用对我国霍尔电推进发展的启示[J].真空电子技术,2013 (3):5-11.
- [12] 崔铁民,唐福俊.地球静止轨道卫星平台位保应用离子电推进系统方案[J].真空与低温,2009 (2):90-94.
- [13] 张乾鹏,康小录,施晨毅,等.霍尔推力器束流分布特性实验研究[J].上海航天,2012,29(4):49-53.
- [14] 黄建国,赵华,任琼英,等.螺旋波电推进火星超低轨道维持技术研究 [C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会论文集(上册),2012.
- [15] CO T C. Operationally responsive spacecraft using electric propulsion[D]. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio: Air Force Inst of Tech, 2012.
- [16] BAROCELA E, CASSIDY P F. Delta-winged hybrid airship: US, 7093789 [P]. 2006-08-22.
- [17] 全电推进卫星余震尚存[J].卫星与网络,2013 (5):14-14.

(编辑:马杰)