离子电推进的航天器应用实践及启示

张天平^{1a,b}, 张雪儿¹

(1. 兰州空间技术物理研究所 a. 真空技术与物理重点实验室,
b. 甘肃省空间电推进技术重点实验室, 兰州 730000)

摘要: 离子电推进作为最具代表性的电推进类型, 其应用已经覆盖了航天工程的大部分任务范围。通过系统调研1997年以来世界各国离子电推进航天工程应用情况, 基于应用离子电推进航天器的大量工程实例, 进行了离子电推进航天工程应用分析总结, 主要包括离子电推进的航天器应用、离子电推进的在轨故障和离子电推进的应用经验启示等方面。

关键词: 离子电推进; 应用实践; 在轨故障; 航天器; 经验启示

中图分类号: V439[·]1

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2019)02-0073-09

DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2019.02.001

Application Practices and Realizations of the Ion Electric Propulsion on Spacecraft

ZHANG Tianping^{1a,b}, ZHANG Xueer¹

(1a. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, b. Key Laboratory of Space Electric Propulsion Technology of Gansu province, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: As the most representative electric propulsion, ion electric propulsion has been applied to most of the spacecraft missions. The applications of ion electric propulsion in aerospace engineering over the countries since 1997 are systematically researched. Based on a large number of spacecraft projects, ion electric propulsion's applications in aerospace engineering are summarized, including their application on spacecraft, on-orbit faults and experienced application realizations respectively.

Key words: ion electric propulsion; application practice; on-orbit fault; spacecraft; experienced realization

0 引言

经过一个多世纪的发展, 电推进技术已经完成了从概念和原理到样机与产品的跨越, 步入了航天器工程广泛应用的新世代^[1-3]。离子电推进作为最具代表性的电推进类型之一, 具有更高的比冲和效率、更便利精确的性能调控能力、更好的技术成熟度和产品成熟度。国际上离子电推进的应用已经覆盖了航天工程的大部分任务范围, 中国的离子电推进也已经实现了空间飞行验证和通信卫星型号正式应用^[4-5]。

保证离子电推进在航天器型号上的成功应用并实现航天工程任务目标, 不仅是离子电推进产品研制的工程关键所在, 更是应用离子电推进航天器

工程的核心目标。事实上, 由于离子电推进系统的相对复杂性、地面验证的不充分性、在轨飞行工作环境与地面试验环境的差别性等因素影响, 再加上航天器应用产品的不可在线维修性, 要确保离子电推进在航天器寿命周期内稳定可靠地完成推进任务, 确实存在着较大的挑战。

基于国外大量应用离子电推进的航天器工程实例, 面对我国离子电推进航天工程应用的快速发展需求, 本文在系统调研分析自1997年当代氙离子电推进工程应用开始、截至2018年底世界各国离子电推进航天工程应用情况的基础上, 进行了离子电推进航天工程应用总结, 主要包括离子电推进的航天器应用、离子电推进的在轨故障, 离子电推进的

收稿日期: 2019-01-30

作者简介: 张天平(1963-), 男, 甘肃渭源县人, 研究员, 主要从事空间电推进技术与工程研究。E-mail: ztp510@aliyun.com。

应用经验启示等方面。

1 离子电推进的航天器应用

1.1 各国不同类型离子电推进应用

1.1.1 美国离子电推进应用

(1) 直流放电型 XIPS-13 离子电推进主要应用于波音公司 BSS-601HP 平台卫星的南北位置保持 (NSSK) 任务。当代氙离子电推进工程应用就是以 1997 年首发的该平台卫星 PAS 5 为标志, 总计发射应用 XIPS-13 离子电推进的卫星 25 颗, 其中 3 颗发射失败。

(2) 直流放电型 XIPS-25 离子电推进主要应用于波音公司 BSS-702HP 和 BSS-702SP 平台卫星的全位置、轨道插入和轨道转移等任务。其中, BSS-702HP 平台从 1999 年 Galaxy 11 首发以来总计发射卫星 32 颗, 2 颗发射失败; BSS-702SP 平台从 2015 年 ABS-3A 首发以来总计发射卫星 5 颗, 全部发射成功。

(3) 直流放电型离子电推进 NSTAR 主要用于 NASA 的深空一号 (DS-1) 和黎明号 (DAWN) 等航天器的深空探测主推进任务。

1.1.2 日本离子电推进应用

(1) 微波放电型 μ -10 离子电推进主要用于隼鸟 1 号 (Hayabusa-1) 和隼鸟 2 号 (Hayabusa-2) 航天器的小行星采样返回主推进任务。

(2) 直流放电型 IES-12 离子电推进主要应用于工程试验卫星 8 号 (ETS-8) 的 NSSK 任务和超低轨卫星 (SLATS) 的轨道维持 (阻尼补偿) 任务。

(3) 微型微波离子电推进 MIPS 主要应用于飞行试验卫星 Hodoyoshi-4 和深空探测航天器 PROCYON。

1.1.3 欧洲和中国离子电推进应用

(1) 英国的直流放电型 T5 离子电推进用于 Artemis 卫星的 NSSK 任务和 GOCE 航天器的无拖曳控制任务, 直流放电型 T6 离子电推进用于水星科学使命 BepiColombo 航天器的主推进任务。

(2) 德国的射频放电型 RIT-10 离子电推进用于 Artemis 卫星, 完成著名的首次离子电推进轨道转移。

(3) 中国直流放电型 LIPS-200 离子电推进主要应用于 DFH-3B/4E 平台卫星的 NSSK 任务, 直流放电型 LIPS-300 离子电推进主要应用于 DFH-5/4F 平台卫星的全位置、轨道插入和轨道转移等任务。

1.1.4 小结

航天工程应用的离子电推进包括直流放电型、射频放电型和微波放电型三大类, 其中应用直流放

电型航天器 66 颗, 占入轨离子电推进航天器总数的 94.3%。

航天工程中已经应用了离子电推进的国家包括美国、日本、英国、中国、德国等, 其中美国 64 颗, 占航天器总数的 83.1%。

1.2 各国不同航天器任务离子电推进应用

1.2.1 GEO 卫星南北位保任务航天器

美国、日本、中国等国家实现了离子电推进 GEO 卫星 NSSK 任务的应用, 具体航天器代号、发射时间、离子电推进是否出现在轨故障等信息如表 1 所列。总计发射 27 颗, 发射失败 3 颗, 离子电推进在轨故障 8 颗。

表 1 离子电推进 NSSK 任务航天器统计
Tab. 1 NSSK mission spacecraft of ion electric propulsions

航天器代号	发射时间	离子电推进	制造商	在轨故障	备注
PAS 5	1997.08	XIPS-13	美国	否	BSS-601HP 首发
Galaxy 8i	1997.12	XIPS-13	美国	是	
Astra 1G	1997.12	XIPS-13	美国	否	
AsiaSat 3	1997.12	XIPS-13	美国	-	发射失败
Astra 2A	1998.08	XIPS-13	美国	否	
Galaxy 10	1998.08	XIPS-13	美国	-	发射失败
PAS 6B	1998.12	XIPS-13	美国	是	
Satmex 5	1998.12	XIPS-13	美国	是	
AsiaSat 3S	1999.03	XIPS-13	美国	否	
Orion 3	1999.05	XIPS-13	美国	-	发射失败
Astra 1H	1999.06	XIPS-13	美国	否	
DirecTV 1R	1999.10	XIPS-13	美国	是	
Galaxy 10R	2000.01	XIPS-13	美国	是	
Galaxy 4R	2000.04	XIPS-13	美国	是	
PAS 9	2000.07	XIPS-13	美国	否	
PAS 10	2001.05	XIPS-13	美国	否	
Astra 2C	2001.06	XIPS-13	美国	否	
DirecTV 4S	2001.11	XIPS-13	美国	否	
AsiaSat 4	2003.04	XIPS-13	美国	否	PPU 改进首发
Galaxy 13	2003.10	XIPS-13	美国	否	
MeaSat-3	2006.12	XIPS-13	美国	否	
ETS-8	2006.12	IES-12	日本	是	DS-200 首发
SES-7	2009.05	XIPS-13	美国	否	
TDRS-K	2013.01	XIPS-13	美国	否	
TDRS-L	2014.01	XIPS-13	美国	否	
中星十六	2017.04	LIPS-200	中国	是	DFH-3B 首发
TDRS-M	2017.08	XIPS-13	美国	否	

1.2.2 GEO卫星全位保任务航天器

美国和中国实现了离子电推进GEO卫星全位保任务的应用,具体航天器代号、发射时间、离子电推进是否出现在轨故障等信息如表2所列。总计发射33颗,发射失败3颗,离子电推进在轨故障0颗。

表2 离子电推进全位保任务航天器统计

Tab. 2 NSSK and WESK mission spacecraft of ion electric propulsions

航天器代号	发射时间	离子电推进	制造商	在轨故障	备注
Galaxy 11	1999.12	XIPS-25	美国	否	BSS-702首发
PAS 1R	2000.11	XIPS-25	美国	否	
Anik F1	2000.11	XIPS-25	美国	否	
XM 2(Roll)	2001.03	XIPS-25	美国	否	
XM 1(Rock)	2001.05	XIPS-25	美国	否	
Galaxy 3C	2002.06	XIPS-25	美国	否	
AnikF 2	2004.07	XIPS-25	美国	否	
XM 3(Rhythm)	2005.03	XIPS-25	美国	否	
Spaceway-F1	2005.04	XIPS-25	美国	否	
Spaceway-F2	2005.11	XIPS-25	美国	否	
XM 4(Blues)	2006.10	XIPS-25	美国	否	
NSS-8	2007.01	XIPS-25	美国	-	发射失败
DirecTV 10	2007.07	XIPS-25	美国	否	
Spaceway-F3	2007.08	XIPS-25	美国	否	
WGS 1	2007.10	XIPS-25	美国	否	
DirecTV 11	2008.03	XIPS-25	美国	否	
WGS 2	2009.04	XIPS-25	美国	否	
DirecTV 12	2009.12	XIPS-25	美国	否	
WGS 3	2009.12	XIPS-25	美国	否	
WGS 4	2012.01	XIPS-25	美国	否	
WGS 5	2013.05	XIPS-25	美国	否	
WGS 6	2013.08	XIPS-25	美国	否	
Inmarsat-5F1	2013.12	XIPS-25	美国	否	
Inmarsat-5F2	2015.02	XIPS-25	美国	否	
Mexsat-1	2015.05	XIPS-25	美国	-	发射失败
WGS 7	2015.07	XIPS-25	美国	否	
Inmarsat-5F3	2015.08	XIPS-25	美国	否	
SES-9	2016.03	XIPS-25	美国	否	
WGS 8	2016.12	XIPS-25	美国	否	
WGS 9	2017.03	XIPS-25	美国	否	
Inmarsat-5F4	2017.05	XIPS-25	美国	否	
Viasat-2	2017.06	XIPS-25	美国	否	
SJ-18	2017.07	LIPS-300	中国	-	发射失败

1.2.3 GEO卫星全电推进任务航天器

美国实现了离子电推进GEO卫星全电推进任务的应用,具体航天器代号、发射时间、离子电推进是否出现在轨故障等信息如表3所列。总计发射5颗,发射失败0颗,离子电推进出现在轨故障0颗。

表3 离子电推进全电推进任务航天器统计

Tab. 3 All-electric mission spacecraft of ion electric propulsions

航天器代号	发射时间	离子电推进	制造商	在轨故障	备注
ABS-3A	2015.03	XIPS-25	美国	否	BSS-702SP
Eutelsat 115 West B	2015.03	XIPS-25	美国	否	一箭双星首发
ABS-2A	2016.06	XIPS-25	美国	否	
Eutelsat 117 West B	2016.06	XIPS-25	美国	否	
SES-15	2017.05	XIPS-25	美国	否	

1.2.4 深空探测主推进任务航天器

美国、日本、英国等国家实现了离子电推进深空探测航天器的主推进任务应用,具体航天器代号、发射时间、离子电推进是否出现在轨故障等信息如表4所列。总计发射5颗,发射失败0颗,离子电推进出现在轨故障3颗。

表4 离子电推进深空探测任务航天器统计

Tab. 4 Deep space mission spacecraft of ion electric propulsions

航天器代号	发射时间	离子电推进	制造商	在轨故障	备注
DS-1	1998.10	NSTAR-30	美国	是	NSTAR-30首发
Hayabusa-1	2003.05	μ -10	日本	是	μ -10首发
DAWN	2007.09	NSTAR-30	美国	是	
Hayabusa-2	2014.12	μ -10	日本	否	
BepiColombo	2018.10	T6	英国	否	T6首发

1.2.5 大气阻尼补偿及无拖曳控制任务航天器

英国和日本分别实现了离子电推进的航天器大气阻尼补偿及无拖曳控制任务应用,目前航天器数量只有2颗,具体航天器代号、发射时间、离子电推进是否出现在轨故障等信息如表5所列。

表 5 离子电推进大气阻尼补偿和无拖曳控制任务
航天器统计

Tab. 5 Drag-compensation and drag-free spacecraft of
ion electric propulsions

航天器 代号	发射 时间	离子电 推进	制造 商	在轨 故障	备注
GOCE	2009.03	T5	英国	否	
SLATS	2017.12	IES-12	日本	否	

1.2.6 在轨飞行试验任务航天器

在轨飞行试验任务航天器主要包括两类:一类是离子电推进飞行试验;另一类是基于离子电推进的航天任务试验。具体航天器代号、发射时间、离子电推进是否出现在轨故障等信息如表 6 所列。总计发射 5 颗,发射失败 1 颗,离子电推进出现在轨故障 2 颗。

表 6 离子电推进在轨飞行试验任务航天器统计

Tab. 6 Flight test mission spacecraft of ion electric
propulsions

航天器 代号	发射 时间	离子电 推进	制造 商	在轨 故障	备注
COMETS	1998.02	IES-12	日本	-	发射失败
Artemis	2001.07	RIT-10/ T-5	欧洲	是	T-5 首发
SJ-9A	2012.10	LIPS-200	中国	否	LIPS-200 首发
Hodoyoshi-4	2014.06	MIPS	日本	否	MIPS 首发
PROCYON	2014.12	MIPS	日本	是	

1.2.7 小结

已经应用了离子电推进的航天器任务包括 GEO 卫星南北位保、GEO 卫星全位保、GEO 卫星全电推进、深空探测主推进、大气阻尼补偿及无拖曳控制、在轨飞行试验等,其中 GEO 轨道卫星 67 颗,占离子电推进航天器总数的 87.0%。

2 离子电推进的在轨故障

2.1 美国离子电推进在轨故障

2.1.1 BSS-601HP 平台离子电推进在轨故障

波音 BSS-601HP 平台发生 XIPS-13 离子电推进在轨故障卫星 6 颗,具体情况如下:

(1)Galaxy 8i 卫星离子电推进于 2000 年 9 月全部失效,卫星工作寿命缩短了 8 a;

(2)Galaxy 4R 卫星离子电推进于 2003 年 6 月全部失效,卫星工作寿命缩短了 6 a;

(3)PAS 6B 卫星离子电推进于 2003 年 7 月全部失效,卫星工作寿命缩短了 7 a;

(4)Galaxy 10R 卫星离子电推进于 2004 年 8 月全部失效,卫星工作寿命缩短了 7 a;

(5)Satmex 5 卫星离子电推进于 2010 年 1 月全部失效(备份于 2005 年 6 月失效),卫星工作寿命缩短了 2 a;

(6)DirecTV 1R 卫星主离子电推进失效,但备份正常工作,卫星工作寿命未受影响。

XIPS-13 离子电推进系统在轨失效的确切原因一直未对外公开,根据零星报道和相关文献推测^[6-7]:导致失效的主要原因为推力器栅极上的多余物和电源处理单元故障,与推力器设计无关。推力器栅极上的多余物与推力器安装位置相关,羽流溅射沉积物是形成多余物的主要来源。电源处理单元故障又包括本身设计问题和栅极多余物短路影响两个方面。

获得的主要经验与教训包括:

(1)BSS-601HP 平台是先有平台后增加了 XIPS-13 离子电推进,受制于原有平台增加电推进的布局限制,对推力器工作羽流腐蚀及溅射物沉积影响评估不足,导致推力器和 PPU 都受到严重影响并失效,出现多颗卫星提前退役的局面;

(2)BSS-601HP 平台 5 颗卫星上主 PPU 和备份 PPU 的先后失效,导致卫星 XIPS-13 离子电推进功能全部丧失。更新设计后的 PPU 在 2003 年发射的 AsiaSat 4 和 Galaxy 13 等后续卫星上应用后,没有再发生过 XIPS-13 离子电推进在轨故障,问题得到了彻底解决;

(3)BSS-601HP 平台的化学推进具有 4 a 左右的 NSSK 工作能力,对发生 XIPS-13 离子电推进在轨严重故障的卫星,起到了一定的工作寿命补偿作用。

2.1.2 DS-1 离子电推进在轨故障

DS-1 航天器离子电推进在工作之初发生了推力器栅极短路故障^[8]。1998 年 11 月 10 日离子电推进开始第一次在轨工作,在最小功率 500 W 引出束流 4.5 min 后,推力器出现了连续高压打火恢复循环被自动关机。随后进行了 14 次重新启动尝试,均由于加高压后的连续打火恢复循环而失败,确定为栅极短路故障。造成栅极短路的最大可能来自航天器与运载分离过程中产生的多余物。

为此开展了约 2 周时间的栅极短路故障的排除处理工作:(1)首先排除了短路多余物电流烧蚀的方案,因为容易出现焊接而不是清除的较大风险;

(2)基于栅极的结构和热耦合模型,进行了应用热循环方法消除栅极短路的效力分析,结果表明热冷循环可以导致较大的栅极间距变化,且风险最小;(3)在2周内进行了多次100℃范围的热循环。1998年11月24日再次尝试启动离子电推进,成功实现引出束流稳定工作,故障消除后离子电推进恢复正常工作。

获得的主要经验与教训包括:

(1)针对DS-1航天器初始工作时推力器栅极短路故障,采取基于热循环的安全稳妥措施,消除了短路故障,保障了后续任务能够完成;

(2)DS-1航天器是单台推力器配置,在发生工作之初栅极短路故障时,面临任务失败的形势,所幸故障得以消除。

2.1.3 DAWN离子电推进在轨故障^[9]

(1)推力器2异常关机故障

2007年9月9日进行推力器2满功率引出束流试验,推力器在放电室二极管工作模式下突然发生了非正常关断。遥测数据表明为中和器共地(电位)错误,也就是中和器地与航天器地之间电位差超出了最大容许的+40V。故障分析认为:中和器地与航天器地之间电位差要受到在轨太阳阵电位和环境等离子体联合影响,推力器二极管工作模式下的高密度等离子体可能会显著影响等离子体环境,由此出现电位差超出原定上限属于正常情况。在轨采取修改控制单元数据表中对该电压限制数据而得以解决,后续没有再发生这类故障。

(2)控制单元1(DCIU1)两次关机故障

2011年6月27日电推进工作突然中断,航天器进入安全模式。该故障1d后被发现并损失了29h推进工作时间。遥测数据表明控制单元5V控制信号丢失导致电推进系统关机。失效分析认为是单粒子效应导致DCIU1控制信号失效,关闭开启电源可以恢复功能。2011年7月20日完成谷神星轨道捕获后,DCIU1重新启动,遥测表明5V控制信号正常,系统的全部功能恢复正常。

2014年DCIU1再次出现类似故障。分析表明单粒子效应对这类电路发生影响的时间周期平均为3~4a,与元器件选择、防护电路设计、机架厚度和材料、航天器具体环境等相关。

(3)调压控制电磁阀开关频次偏高异常

2007年11月7日到11月13日,在推力器3近200h的长周期试验中,发现主路电磁阀开关频率达到平均19.2次/h,高出预期计划11.1次/h的1.7倍,

阴极为5.6次/h也高于预期的3.4次/h。分析表明:预期的开关频次没有考虑到气瓶和电磁阀温度差别影响(气瓶温度比电磁阀至少低3℃),考虑温度差别后预期和实际非常一致。采取了包括降低流率控制组件温度、稳压罐压力测量取下限等减少阀门开关次数的措施。

获得的主要经验与教训包括:

(1)DAWN航天器上单粒子效应导致了控制单元DCIU1的两次异常关机;

(2)DAWN航天器上等离子体环境差异导致中和器电位超差和推力器FT2关机的故障,本质上也是地面验证没有覆盖到该环境条件所导致。

2.2 日本离子电推进在轨故障

2.2.1 ETS-8离子电推进在轨故障^[10]

2009年7月上旬,ETS-8卫星上的两台PPU全部失效,离子电推进系统失去工作能力,卫星南北位保任务由化学推进承担,卫星于2017年1月完全退役。

(1)北面A推力器故障

2007年3月3日用PPUA和南、北面A主推力器组合正式开始NSSK工作,到6月中旬北面A推力器不时出现放电室熄火情况,需要发送指令重新启动。发生该故障的原因不明,该推力器后续未再工作。

(2)PPUA失效故障

2008年1月中旬南面A推力器连续3次无法启动工作,故障诊断后确认为PPUA失效,离子电推进承担NSSK工作被迫停止了近2个月。大量分析认为故障发生在束电源和加速电源的逻辑电路元件上,导致结果为辅助电源电压降低。由于故障前1800hPPUA均工作正常,初步认为该故障发生具有随机性。

(3)PPUB失效故障

2009年7月7日南面B推力器工作中发生了一次中和器熄灭的重启,重启后的工作参数出现异常。怀疑为PPUB故障,对飞行遥测数据的分析表明,PPUB的故障模式与以前PPUA相同。PPUB工作累计时间超过1万小时发生类似失效,排除了PPUA失效的随机性判定。失效故障应该为设计缺陷,另外也怀疑PPUB失效与推力器频繁的高压击穿相关。

(4)南面B推力器异常故障

2007年8月进行南面B推力器启用检测时,发现推力器的中和器点火不稳定。2008年1月再次检查时,确定其中和器仍然处于点火不稳定状态。分析认为故障原因有两个:一是中和器触持极对地短

路,最可能是触持极和推力器外缘之间存在导体连通;二是该短路与中和器温度及周围环境相关。采用休闲模式和放电模式等多种方式,短路情况于2008年6月底消失,推力器能够正常工作。2008年9月推力器出现新的工作不稳定情况,表现为有时能引出束流、有时引不出束流,且一旦引出工作性能正常。

获得的主要经验和教训包括:

(1)ETS-8卫星上两台PPU分别失效,导致卫星离子电推进全部失效;

(2)ETS-8卫星的化学推进系统能够提供8年以上位保能力,成为IES-12离子电推进完全失效后的关键支撑。

2.2.2 Hayabusa-1 离子电推进在轨故障^[11-12]

(1)推力器周围异常放电故障

2003年5月底进行两台推力器同时工作在轨测试时,由于温度升高引起出气,导致推力器周围出现大量严重的打火放电。用加热器和太阳辐照交替对电推进进行2 d时间、50°C烘烤出气处理,实现了3台推力器短期同时工作。然后进行3台推力器长时间工作时,又被数次严重打火放电中断,再次烘烤电推进和卫星正X面板,最终实现了3台推力器稳定工作24 h。

从推力器D的加速电流遥测数据可见,随真空环境变好,加速电流逐渐减小。经过两次烘烤后加速电流降低显著,与地面高真空条件下加速电流测试数据一致。

(2)推力器A放电室工作异常故障

2003年7月开始航天器主推进任务,推力器A仅工作8 h就出现了工作不稳定和束电流突然降低到80%额定值的故障情况。2009年10月重新启用推力器A时,仍不能正常工作。

故障诊断表明:放电室微波电源入射功率的绝大部分被反射回耦合盒,耦合盒与放电室之间电缆处于冷态,判断问题出在耦合盒或电缆上。中和器能够单独点火。

(3)多台推力器的中和器触持电压升高故障

2005年6月22日推力器B的中和器触持电压突然从20 V以下升高到40 V,2007年4月中和器触持电压增大到了50 V,2009年10月22日触持电压升高到90 V,已经无法正常工作。

2009年3月底推力器D的中和器触持电压突然开始升高,到4月初达到35 V,到11月4日触持电

压超过80 V后被控制单元自动关闭,其后采用各种办法都无法启动工作。

2009年10月12日推力器C的中和器触持电压突然增高,随后进行了变流率、小束电流的触持电压调试,确认推力器C在35 V触持电压下工作推力只有5 mN。

针对推力器B、C、D在工作9 579~14 830 h后出现中和器触持电压持续升高,且最终超出电源供应能力而关机的故障,进行了专题分析及验证^[13]。主要结论为:中和器工作过程中,主要是双荷离子对磁极靴软铁有比较严重的溅射腐蚀,该溅射物沉积在中和器内表面。在空间冷热环境循环下,由于沉积物与表面热形变系数差别导致沉积物被剥离形成金属碎屑,这些金属碎屑被磁化后聚集在磁路端部,产生对高能电子阻挡作用并削弱等离子体的产生,由此造成触持电压升高。

(4)推力器D故障

2003年10月中旬出现推力器D栅极之间电绝缘退化被控制单元自动关闭的故障,21日通过地面指令多次尝试引出束流方式对污染物予以清除,实现了稳定工作。2004年10月推力器D再次进行了栅极短路清除。

获得的主要经验与教训包括:

(1)Hayabusa-1离子电推进采用3+1推力器备份,在推力器A发生初期失效的情况下,虽然历经困难,最终完成了采样返回任务;

(2)Hayabusa-1航天器入轨后因出气导致了推力器频繁打火无法正常启动故障;

(3)Hayabusa-1航天器在姿控化学推进失效情况下,用电推进以冷气推进工作方式恢复了航天器姿态。在返程途中唯一能工作的推力器C性能严重下降、航天器返程任务无法完成的情况下,采用不同推力器放电室和中和器组合的紧急应对策略,使得采样器最终返回地面。

2.2.3 PROCYON 离子电推进在轨故障^[14]

深空探测试验航天器PROCYON由东京大学和JAXA联合研制,推进系统为共用氙气的冷气和MIPS离子电推进联合系统,MIPS组成包括微波放电离子推力器单元ITU、电源处理单元PPU、气体管理单元GMU和控制单元ICU。航天器入轨后,离子电推进系统发生了系列故障。

(1)GMU的阀门故障

2014年12月15日GMU初始化检查时出现了

两个异常:一是压力调节阀开启时间为1~2 s,远大于指令要求的48 ms,确认的原因是控制器软件故障,通过重启ICU恢复正常;二是离子推力器阀门在第二次关闭后出现泄漏,可能原因是阀门密封面颗粒物污染,通过气流冲洗方法无法消除,所幸其漏率不会产生致命影响。

(2)ITU中和器电压偏高故障

2014年12月28日推力器首次成功点火工作,相对地面工作情况出现两个异常:一是束流比地面大7~13%,二是中和器电压高达36 V(地面25 V)。束流偏高的原因不清,但经过29日和30日的两次工作后,台阶式下降并回到地面测试值,后续保持稳定。中和器电压偏高原因包括中和器支路的微波传输损失和氙气泄漏,但每小时几伏的电压升高仍然无法解释。

(3)ICU死机故障

在前两周工作中ICU大约每10 h出现1~2次死机,控制器既不接受指令,也不传输遥测数据。经过数周分析确认为控制器软件缺陷,缺陷存在于指令接收处理过程,当指令总量超过256 bit时控制器罢工。

(4)推力器失效故障

2015年3月10日,控制单元探测到了束电压降低,控制器关闭束电源并重启,几次重复均未能恢复束电压。遥测数据显示束电压异常前没有先兆,加速电压和束电压同时降低,中和器工作参数正常。初步确认为束电源和加速电源之间短路,最可能原因为推力器栅极间存在小金属碎片。

后续一直尝试多种措施清除短路,均未成功。导致航天器错失原计划的2015年12月3日地球引力辅助和2016年5月12日飞掠探测目标的机会,只能放弃了原定探测目标任务。

获得的主要经验与教训包括:

(1)PROCYON航天器只有单台离子推力器,推力器的早期失效直接导致航天器主要任务失败;

(2)PROCYON航天器上电推进和冷气推进混合的联合工作模式在地面没有进行有效验证,导致在轨工作时出现压力调节阀错误控制故障。

2.3 欧洲和中国离子电推进在轨故障

2.3.1 ARTEMIS卫星离子电推进在轨故障^[15-16]

ARTEMIS卫星配置了由两台英国T5推力器(代号EITA1和EITA2)和两台德国RIT-10推力器(代号RITA1和RITA2)组合的离子电推进系统,原计划任务为10 a南北位保。由于阿丽亚娜5运载火

箭上面级工作异常,造成卫星力学振动环境过载,卫星实际轨道远低于原定转移轨道高度。经过详细分析计算,确定了星上化学推进和电推进接力方式完成GEO轨道转移的抢救方案。

在离子电推进提升轨道工作过程中,先后发生3台推力器相关的故障,最后依靠单台RITA2推力器完成了历时1 a的轨道提升任务。

(1)RITA1中和器加热器短路故障

2001年8月在电推进系统初始中和器激活过程中,发现RITA1的中和器加热器因开路而停止工作,最可能故障原因为发射过程中的过载力学条件导致加热器元件失效。

为此进行了RITA1推力器和EITA1中和器组合的工作模式尝试,在推力器入口压力提高15%情况下,组合后的RITA1能够多次重复点火且工作正常。

(2)EITA1推力器的供电故障

2001年11月29日,推力器EITA1出现了从束流中断状态中无法恢复的故障。多次尝试重新启动失败后,确认EITA1无法正常工作。分析认为最大可能为电源处理单元中齐纳二极管电路填充材料的碳化,或者是推力器与电源处理单元之间电缆的退化,其中齐纳二极管用于束流瞬态中断下的阳极限压。

(3)RITA1流率供应堵塞故障

2002年5月31日RITA1出现因推力器流率供应堵塞而不能工作的故障。故障原因可能为机械或电引起的阀关闭,流阻器堵塞的可能性小。

(4)EITA2推力器过热故障

2002年6月12日后的几天里EITA2推力器出现因内部短路导致的束流中断,电源处理单元无法自动重启,需要步进指令操作。到27日推力器支架温度达到130℃上限,中断了EITA2的工作。

数据分析表明,自6月18日重新启动中,已经出现热不稳定导致的温度快速升高,加速和减速电流增大、束流中断频繁、电子反流加剧热沉积等性能异常。加速和减速电流增大的原因是加速电源和地之间存在泄漏通道,确认为连接电缆问题。

获得的主要经验和教训包括:

(1)ARTEMIS卫星因发射过载造成RITA1推力器的中和器加热器短路故障;

(2)ARTEMIS卫星上进行了RITA1推力器和EITA1中和器组合工作模式,为开始阶段的轨道提升提供了较大推力及效率;

(3)ARTEMIS卫星面对发射运载异常、卫星无

法正常入轨的严峻局面,采用了把原计划用于南北位保的离子电推进调整为完成近乎一半轨道转移任务的新工作模式,通过星上轨道转移化学推进和离子电推进的接力工作,成功完成了卫星的轨道转移,挽救了几乎失败的卫星任务。

2.3.2 中国中星十六卫星离子电推进在轨故障

中国中星十六卫星是一颗DFH-3B平台卫星,配置了由4台LIPS-200推力器和2台PPU组成的离子电推进以完成15 a NSSK任务。截至目前离子电推进发生了PPU的在轨故障。

2017年8月17日离子电推进系统在执行南北位保任务时,推力器工作过程中发生了屏栅电压突然降低并导致推力器关机的故障。在线诊断表明,屏栅电压降低的原因是电源处理单元2(PPU2)的一个屏栅电源模块C无输出,确认该模块已失效。

通过细致分析和地面验证确认:C模块失效的直接原因是内部变压器短路,而导致变压器短路的主要机理是低气压环境下的介质阻挡放电造成绝缘层破坏和碳化。

获得的主要经验和教训包括:

(1)中星十六卫星采用电化混合推进,其中化学推进能够提供10 a的南北位保能力;

(2)中星十六卫星离子电推进本身为全备份系统,再加上PPU内部栅极电源模块的备份设计,即使发生PPU栅极电源模块失效,也不会影响离子电推进完成任务。

3 离子电推进的应用经验启示

从1997年开始当代氙离子电推进航天工程应用以来,世界上已经发射了77颗应用离子电推进的航天器(包括发射失败7颗)。发生离子电推进在轨故障的航天器有13颗,占发射入轨70颗航天器总数的比例为18.6%,其中由于离子电推进故障导致航天器任务受到严重影响的只有7颗,总占比仅为10%。

基于离子电推进航天工程应用成败实例,简要给出成功应用离子电推进的经验启示,以期有益于我国航天器的离子电推进应用工程。主要包括航天任务适用范围广、经济效益与技术效益兼备、航天器平台设计和离子电推进系统设计、推力器和PPU关键单机可靠性及寿命、在轨故障处理和避免早期失效、环境影响及验证覆盖性、在线能力挖掘等方面。

(1)离子电推进具有广泛的航天工程任务适用性

尽管目前应用离子电推进的航天器数量仅占航天器总数的比例在10%左右,但已覆盖了航天工程的大部分任务范围:距离范围包括了地球超低轨道、地球同步轨道、近地小行星、主带小行星等,推进任务类别包括位置保持(轨道维持)、地球轨道转移、太阳系轨道巡航、精确无拖曳控制等,航天器任务包括通信卫星、对地观测卫星、科学实验卫星、深空探测航天器等。

(2)航天器应用离子电推进兼备了经济效益与技术效益

离子电推进具备更高的比冲和效率性能,使得航天器应用能够产生更大的经济效益。离子电推进具备更便利精确的性能调控能力,使其成为无拖曳控制、科学实验等航天器任务实现的支撑技术。航天器任务中充分利用离子电推进的效益和技术双重优势,能够带来实施航天工程的低成本、高收益、任务柔性、突破运载限制等多方面好处。

(3)航天器平台和离子电推进系统是应用离子电推进航天器设计的核心

首先,基于应用离子电推进的卫星平台设计非常重要,应充分考虑离子电推进与航天器的工作兼容性、离子电推进与航天器任务的优化匹配性。离子电推进的航天工程应用历史,确实存在着先有平台后有离子电推进和先有离子电推进后有平台的两种情况,由此导致的航天器任务影响差别显著、代价昂贵。

其次,遵守离子电推进系统设计的可靠性准则。航天器工程应用离子电推进系统设计,一般都应遵守容许寿命之初单台推力器失效的系统可靠性准则,也就是开始之初的单台推力器失效不会影响任务完成。

最后,电化混合推进是首次应用离子电推进航天器的稳妥方案。考虑到离子电推进的技术复杂性和工程可靠性,首次或首发应用离子电推进的航天器,特别是商业卫星,采用电化混合互补的推进系统方案比较稳妥。

(4)推力器和PPU关键单机的可靠性及寿命是成功应用的关键支撑

推力器是离子电推进系统工作寿命的关键单机,其工作寿命可以在地面充分验证,尽管成本代价昂贵。PPU是离子电推进系统工作可靠性的关键单机,但在地面验证的有效性和充分性方面重视不够,一是PPU和推力器联合工作兼容性验证不充

分,二是对PPU在空间环境下长期工作可靠性验证的有效性不足,由此导致PPU的在轨失效成为航天器任务受到严重影响的主要因素。

(5)在轨故障处理和避免早期失效是离子电推进应用工程的核心技术

要保证航天器任务的圆满完成,及时有效的离子电推进在轨故障处理策略非常关键,甚至能发挥起死回生的作用。同时应高度重视航天器发射后离子电推进的初始工作可靠性,统计分析表明,航天器发射后离子电推进开始工作阶段为故障易发和频发期,其中包括了离子电推进系统单机之间的耦合故障。

(6)空间环境影响及其验证覆盖性值得关注

深空探测任务中,航天器要经历比地球轨道更严酷的空间环境影响,包括热冷环境和辐射环境,空间环境效应对离子电推进控制单元、贮供单元、PPU部分电路等的影响值得特别关注,地面验证应有效覆盖这些空间环境条件,包括覆盖空间全部工况,否则将导致令人遗憾的在轨故障发生。

(7)异常情况下有必要在线挖掘离子电推进的潜能

航天工程经验表明,离子电推进不仅能够出色完成航天器预定任务,而且通过在线挖掘潜能,能够在航天器出现异常或意外情况时创造奇迹。这些潜能包括部分姿态控制、氙冷气推进、放电室与中和器的跨推力器组合、临时改变推力与比冲性能等,其中部分潜能发挥要依靠推力矢量调节结构实现。

参考文献:

- [1] 张天平. 国外离子和霍尔电推进技术最新进展[J]. 真空与低温, 2006(4):187-193.
- [2] 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.
- [3] 张天平, 周昊澄, 孙小菁, 等. 小卫星领域应用电推进技术的评述[J]. 真空与低温, 2014, 20(4):187-192.
- [4] 张伟文, 张天平. 空间电推进的技术发展及应用[J]. 国际太空, 2015(3):1-8.
- [5] 张天平. 兰州空间技术物理研究所电推进新进展[J]. 火箭推进, 2015, 41(2):7-12.
- [6] Tighe W G, Chien K R, Spears R, et al. Ion Thruster Development at L-3 ETI for Small Satellite Applications[C]//30th International Electric Propulsion Conference Proceedings, 2007.
- [7] Tighe W, Chien K R, Ahn J, et al. Update on the XIPS 8 cm Thruster Prototype[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008:4912.
- [8] Polk J E, Kakuda R Y, Brinza D, et al. Demonstration of the NSTAR ion propulsion system on the Deep Space One mission [C]//IEPC, 2001.
- [9] Garner C E, Rayman M. In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through Year One of Cruise to Ceres[C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013:4112.
- [10] Kajiwara K C. ETS-VIII Ion Engine and its Operation on Orbit[R]. IEPC, 2009.
- [11] Nishiyama K, Hosoda S, Koizumi H, et al. Hayabusa's way back to Earth by microwave discharge ion engines[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010:6862.
- [12] Kuninaka H. Round-trip deep space maneuver of microwave discharge ion engines onboard HAYABUSA explorer[C]//the 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [13] Ohmichi W, Kuninaka H. Performance degradation of a spacecraft electron cyclotron resonance neutralizer and its mitigation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1368-1372.
- [14] Koizumi H. In-Flight Operation of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON[C]//IEPC, 2015.
- [15] Notarintonio A. Ion propulsion system saves ARTEMIS satellite[C]//International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, 2003.
- [16] Killinger R, Kukies R, Surauer M, et al. ARTEMIS orbit raising inflight experience with ion propulsion[J]. Acta Astronautica, 2003, 53(4/10):607-621.