

电推进在深空探测主推进中的应用及发展趋势

杭观荣, 康小录

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 随着太阳能电池阵列电功率的不断增长, 高比冲电推进在深空探测主推进任务中的应用成为现实, 且有明显增加趋势。在我国实施两次月球探测任务之后, 深空探测将成为我国航天领域的重要组成部分。从 20 世纪 90 年代末开始, 美国、日本和欧洲相继发射了四个由电推进执行主推进的深空探测器-深空一号探测器、隼鸟号小行星探测器、智慧一号月球探测器和黎明号小行星探测器, 极大地提升了深空进入能力, 且获得了很多科学数据。本文分析深空探测主推进对电推进的需求, 对电推进在深空探测主推进任务中的应用现状进行综述, 分析关键技术和发展趋势, 为我国深空探测推进技术发展提供参考。

关键词: 电推进; 深空探测; 主推进

中图分类号: V439+.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 04-0001-08

Application and development trends of electric propulsion in deep-space primary propulsion

HANG Guan-rong, KANG Xiao-lu

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: With the continuing increment of solar array power, high specific impulse electric propulsion for deep-space primary propulsion was realized, and the application has been increased evidently. After two lunar explorations, the deep-space exploration will be an important part of Chinese space activities. Since the late 1990s, USA, Japan and Europe have launched four deep-space probes propelled by electric propulsion: Deep-space 1 Probe, HAYABUSA Asteroid Probe, SMART-1 Lunar Probe and DAWN Asteroid Probe. These activities significantly improved deep-space access capabilities, and a lot of scientific data were acquired. The requirements, application status, key technologies and development trends of the electric propulsion for deep-space exploration are analyzed for providing a reference for the development of Chinese deep-space propulsion technology.

Keywords: electric propulsion; deep-space exploration; primary propulsion

收稿日期: 2011-11-24; 修回日期: 2012-01-16

基金项目: 国家“863”项目(2006AA705314)

作者简介: 杭观荣(1981—), 男, 博士, 研究领域为霍尔电推进系统、推进剂贮供系统

0 引言

20 世纪 90 年代以来,太阳能驱动的电推进在深空探测器等航天器上得到广泛应用,且有明显增加的趋势。太阳能电池技术的进步使太阳能电池板电功率不断上升,三结砷化钾太阳能电池效率已达 28% 以上,深空探测器太阳能阵列最大电功率已达 10 kW 以上,为电推进的应用奠定了能源基础。高比冲的电推进执行深空探测主推进时可有效减少推进剂质量,提高探测器速度增量,使探测器执行更多的探测任务。从 20 世纪 90 年代末开始,美国、日本和欧洲相继发射了装备离子电推进、霍尔电推进的深空一号 (Deep-space 1) 探测器、隼鸟号 (HAYABUSA) 小行星探测器、智慧一号 (SMART-1) 月球探测器和黎明号 (DAWN) 小行星探测器,极大地提升了深空探测推进能力,且获得了可观的科学收益。实现深空探测应用的电推力器最大功率已达 2.3 kW,推进剂处理量可达 165 kg 以上,更大功率的电推力器正在研制过程中,为将来的深空探测创造条件。

本文对电推进在深空探测主推进任务中的应用现状进行综述,分析关键技术和发展趋势,为我国深空探测推进技术发展提供参考。

1 深空探测对电推进的需求分析

深空是指月球及月球以远的深层空间,深空探测器是人类对深空探测最直接、最有效的探测手段之一,可以不受地球大气和环境的影响,在近距离或零距离探测科学目标,记录飞行过程中的空间环境,以及把样品带回地球进行分析,为人类了解宇宙提供宝贵的科学数据。

1.1 不同推进方式的比较

要进行深空探测,深空进入能力是先决条件,推进系统则决定了探测器的深空进入能力。目前实用的深空探测主推进包括化学推进和电推进,这两种推进方式均是通过向后高速喷出推进剂来实现加速,推进剂的喷出速度和推进剂喷出

量决定了航天器入轨后可获得速度增量。高比冲的电推进能够大大减少推进剂需求,从而增加有效载荷,图 1 为采用化学推进和电推进时探测器组成对比示意图。

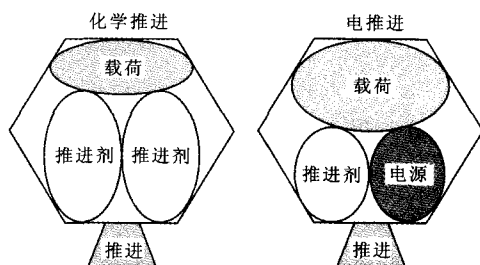


图 1 采用化学推进和电推进的探测器组成对比示意图

Fig. 1 Composition comparison of probes using chemical propulsion and electric propulsion

深空探测器发射能量较大,限制了发射质量,对自身推进系统提出了高比冲要求。表 1 给出了在不考虑姿控推进剂消耗量的情况下,发射质量 1 500 kg,电功率 3 kW 的深空探测器采用双组元化学推进、霍尔电推进和离子电推进时的速度增量和折合成单台推力器的累计工作时间等参数。为与现有技术水平相匹配,给出了相应电推力器的功率和寿命,以估算任务所需的推力器台数。

可见,采用比冲 315 s 的双组元化学推进时,即使主推进剂消耗量-发射质量比为 0.8,所能提供的速度增量也仅为 4.9 km/s,而采用高比冲的电推进时,速度增量明显提高,且比冲越高,达到某一速度增量的推进剂消耗量越少。然而,采用电推进时,推力为毫牛量级,推力器累计工作时间很长。为达到某一速度增量,电推力器功率相同时,比冲越高,推进剂越少,但推力器累计工作时间越长。由于大功率电推力器的寿命增加,有利于减小一定速度增量任务时所需的推力器台数。

采用高比冲的电推进也是有相应代价的,如需要增加电源系统,电推进系统控制系统相应复杂,推力器累计工作时间较长,更高的比冲需要更高的工作电压等,因此需综合考虑推进方式对深空探测器的影响。

表 1 双组元化学推进、霍尔电推进、离子电推进比较

Tab. 1 Comparison of bipropellant propulsion, Hall electric propulsion and ion electric propulsion

类型	探测器发射质量/kg	主推进剂消耗量/kg	主推进剂消耗量-发射质量比	电推力器功率/kW	推力/N	比冲/s	速度增量/(m·s ⁻¹)	折合成单台推力器的累计工作时间/h	所需电推力器最少台数
双组元化学推进	1 500	750	0.5	—	490	315	2 140	1.313	—
	1 500	1 050	0.7	—	490	315	3 717	1.838	—
	1 500	1 200	0.8	—	490	315	4 968	2.100	—
霍尔电推进 (推力器功率 1.35 kW, 寿命 7 500 h)	1 500	450	0.34	1.35	0.08	1 600	6 515	27 767	4
	1 500	600	0.5	1.35	0.08	1 600	10 869	40 833	6
	1 500	1 050	0.7	1.35	0.08	1 600	18 878	57 167	8
离子电推进 (推力器功率 1.1 kW, 寿命 12 000 h)	1 500	300	0.2	1.1	0.04	3 000	6 560	61 250	6
	1 500	450	0.3	1.1	0.04	3 000	10 486	91 875	8
	1 500	750	0.5	1.1	0.04	3 000	20 379	153 125	13
离子电推进 (推力器功率 2.3 kW, 寿命 16 000 h)	1 500	300	0.2	2.3	0.09	3 100	6 779	28 130	2
	1 500	450	0.3	2.3	0.09	3 100	10 836	42 194	3
	1 500	750	0.5	2.3	0.09	3 100	21 058	70 324	5

如对于表 1 中的例子,若电推进功率进一步限制在 2 kW 以内时,为实现 6.5 km/s 的速度增量,采用 1.35 kW 的霍尔推力器和 1.1 kW 的离子推力器,折合成单台推力器的累计工作时间分别达 27 767 h (3.17 年)和 61 250 h (6.99 年),考虑推力器寿命,所需推力器最少数量分别为 4 台和 6 台。如果仅考虑推进剂量,则离子电推进比霍尔电推进推进剂量少 150 kg,具有推进剂量的优势。但实际上,相对于离子电推进,霍尔电推进具有如下优势:

- 1) 累计工作时间短,有利于减小探测器寿命需求,缩短任务周期,由于深空探测器所处的环境复杂,通信延迟现象严重,探测器寿命需求的增加不利于整个任务成功;
- 2) 推力器数量少,在相同功率推力大,有利于简化系统,减小推进系统干质量,且便于推进系统的安装布局;

3) 推力功率比大,有利于减小轨道转移过程中弧段损失,从而减小达到任务目标所需的速度增量;

4) 推力密度高,推力器体积小,更有利于安装布局;

5) 推力器工作电压低 (~300 V, 离子推力器工作电压约 1 100 V),系统电压变换升压范围小,安全性好,功率处理单元效率高,重量小。

综合考虑,上述例子中霍尔电推进更占优势。因此,选择深空探测主推进系统时,需要综合考虑速度增量、推进剂量、累计工作时间、系统复杂程度和相容性等因素。

1.2 采用电推进的优势

采用电推进技术后,深空探测器推进剂量大大减小,可增加有效载荷,采用更小、更便宜的运载火箭,缩减任务费用。

对于较远距离的深空探测任务,由于采用电

推进能达到较大的速度增量,空间飞行时间也可缩短。以罗塞塔 (Rosetta) 探测器和规划中的 NASA 彗星慧核样品返回 (Comet Nucleus Sampler Return, CNSR) 任务为例进行对比。采用传统化学发动机的罗塞塔探测器原计划 (后来探测目标改变) 需要花费 9 年时间抵达沃塔南 (Wirtanen) 彗星,而采用离子推力器的 CNSR 探测器仅用 2 年半即可到达,并在罗塞塔探测器到达该彗星之前将样品返回地球^[1]。飞行时间的缩短还能有效减少探测任务的日常操作费用。

2 深空探测主推进中电推进应用现状

目前,采用电推进执行主推进并已完成的深空探测器有美国的深空一号探测器、日本隼鸟号小行星探测器和欧洲智慧一号月球探测器,正在任务执行中的深空探测器为美国黎明号小行星探测器。下面分别对各探测器电推进系统进行论述。

2.1 深空一号探测器

深空一号探测器 (图 2) 于 1998 年 10 月 24 日发射升空,于 2001 年 12 月 18 日完成任务。该探测器由美国 Spectrum Astro 公司 (2004 年被 General Dynamics 公司收购) 和 NASA 喷气推进实验室 (Jet Propulsion Laboratory, JPL) 联合研制,以验证太阳能驱动的电推进和聚光太阳能电池阵列等 12 项新技术为主任务,而以科学探测为第二任务^[2-3]。

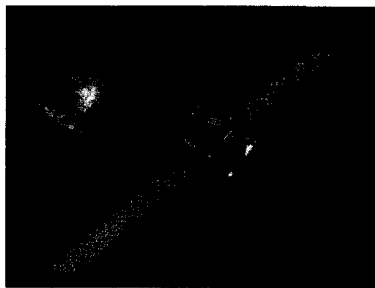


图 2 深空一号探测器^[4]
Fig. 2 Deep-space 1 Probe

离子电推进系统的成功应用是本次探测任务的重要保障,使深空一号在完成技术验证主任务

之后,两次扩展任务,实现 9969 小行星布雷尔 (Braille) 和博雷林彗星 (19P/Borrelly) 飞越探测,获得大量科学数据。

深空一号基于 SA-200HP 卫星平台研制,发射质量 486.3 kg,基本情况见表 2。深空一号采用了电液混合推进系统,以离子电推进执行深空探测主推进任务,落压式单组元推进执行姿态控制任务,推进剂质量分数 23.2%。

表 2 深空一号探测器基本参数

Tab. 2 Specifications of Deep-space 1 Probe

项 目	参 数
尺寸	长 2.1 m, 宽 1.7 m (帆板折叠)、11.8 m (帆板展开), 高 2.5 m
质量	发射质量 486.3 kg, 干质量 373.7kg
太阳能阵列功率	2 500W@1AU
主推进系统	离子电推进系统,干质量 48 kg, Xe 推进剂 81.5 kg, 采用 1 台 NSTAR 离子推力器
姿控推进系统	落压式单组元化学推进系统,干质量 9.6 kg, 增压气体 0.01 kg, 肼推进剂 31.1 kg, 采用 8 台 MR-103C 单组元推力器

离子电推进系统由 Xe 供应系统、功率处理单元 (Power Processing Unit, PPU)、数字控制与接口单元 (Digital Control Interface Unit, DCIU) 和 NSTAR 离子推力器等构成。

NSTAR 电子轰击式离子推力器是美国第二种成功飞行的一种氙离子推力器,由休斯公司电子动力部门 (现为 L-3 通信电子技术公司) 研制。NSTAR 离子推力器栅极的直径为 30 cm,质量为 8.33 kg,工作模式共有 16 个调节级别,功率 0.5~2.3 kW,推力 20~92 mN,比冲 1 900~3 100 s,总效率 47%~63%。

NSTAR 离子推力器空间累计工作时间超过 16 246 h, (合 677 天),远超过累计工作 365 天的任务目标,创造了电子轰击式离子推力器的工作记录,地面累计寿命试验时间超过 40 000 h。在 JPL 进行的 NSTAR 离子推力器飞行备份产品扩展寿命试验达到 30 252 h,为了为后续的“黎

明号”深空探测任务提供推力器寿命状态和数据, 研制单位主动停止了推力器寿命试验。

深空一号成功验证了电推进系统用于深空探测的可行性和长寿命能力, 为电推进技术在深空探测中的应用扫平了障碍, 具有里程碑意义。但电子轰击式离子推力器工作需要上千伏高电压, 离子光学系统精度要求较高, 导致技术难度较大。

2.2 隼鸟号小行星探测器

隼鸟号探测器(图 3)是日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)研制的、用于探测 25143 号近地小行星系川(Itokawa)并取样返回的近地小行星探测器, 其基本参数见表 3。



图 3 隼鸟号探测器模型^[5]

Fig. 3 Model of HAYABUSA Asteroid Probe

表 3 隼鸟号探测器基本参数

Tab. 3 Specifications of HAYABUSA Asteroid Probe

项 目	参 数
基体尺寸	1.0 m×1.6 m×2.0 m
质量	发射质量 510 kg, 干质量 380 kg, 有效载荷 33 kg
太阳能阵列功率	2.6kW@1AU
主推进系统	微波离子电推进系统, 干质量 59 kg, Xe 推进剂 66 kg, 采用 4 台 $\mu 10$ 微波离子推力器
姿控推进系统	肼、四氧化二氮双组元化学推进系统, 化学推进剂 67 kg, 采用 12 台 20 N 双组元推力器

隼鸟号于 2003 年 5 月 9 日发射, 2005 年 9 月 12 日到达系川小行星, 11 月实施软着陆和采样, 2007 年 4 月开始返航, 其返回舱于 2010 年

6 月 13 日成功返回地球, 使其成为人类历史上首次到达小行星并带回小行星样品的探测器。该小行星探测器行程约 60 亿 km, 其主推进采用 Xe 微波离子电推进系统(有 4 台 $\mu 10$ 微波离子推力器)。微波离子推力器(也称为电子回旋共振离子推力器)是首次用于深空探测主推进, 4 台离子推力器累计工作时间约 40 000 h, 其中用得最多的离子推力器的工作时间达到 15 000 h。

微波离子推进系统由 JAXA 和 NEC 公司共同研制^[6]。该系统由 4 台离子推力器和相应的离子推力器控制单元、微波供应单元、功率处理单元、推进剂管理单元、指向机构等构成, 具有 100%、90%、80%和 65%四档调节档位, 以调节离子推力器的推力。

$\mu 10$ 微波放电离子推力器静电栅极的有效直径为 10 cm, 额定推力 8 mN, 比冲 3 200 s, 功率 350 W, 推力功率比 23 mN/kW, 推进剂流量 0.255 g/s, 推进剂利用率 87%^[7]。

隼鸟号从系川小行星上起飞后, 化学燃料发生泄漏, 利用离子电推进系统、Z 轴动量轮和太阳光压实现了姿态稳定, 最后利用一台完好的离子推力器和交叉重组的离子推力器成功返回地球。

$\mu 10$ 微波离子推力器与 NSTAR 电子轰击离子推力器的区别是采用处于磁场中的微波来产生等离子体, 这种方式不需要放电阴极, 在放电室中也不需要施加直流电压, 避免高压带来的风险, 但同样存在离子光学系统技术难度较高等问题。隼鸟号任务的成功完成检验了日本在深空探测方面的技术实力, 为今后更大规模的样品返回任务探索了道路。

2.3 智慧一号月球探测器

智慧一号(图 4)是欧洲第一个月球探测器, 于 2003 年 9 月 27 日发射, 2004 年 11 月 16 日被月球引力捕获进入月球轨道, 2006 年 9 月 3 日以撞击月球的形式结束任务^[8]。智慧一号在进行月球探测的同时, 承担着为欧洲空间局将来的“基石”科学任务试验新技术, 以及欧洲仅有的一次霍尔电推进系统空间验证的重任。

借助于由落压式单组元肼推进系统(姿控)

言, 虽然比冲低, 但结构和系统构架较为简单, 推力器推力密度高, 工作电压较低, 可靠性高。

2.4 黎明号小行星探测器

黎明号探测器 (图 6) 于 2007 年 9 月 27 日发射, 寿命 10 年, 采用的离子电推进系统可为其提供约 10.6 km/s 的速度增量。黎明号的基本情况见表 6, 主要任务是对灶神星 (Vesta) 和谷神星 (Ceres) 两个主带小行星进行探测。该探测任务由加利福尼亚大学洛杉矶分校负责, 探测器的安装、测试以及发射均由轨道科学公司负责, 推进系统由 JPL 研制。

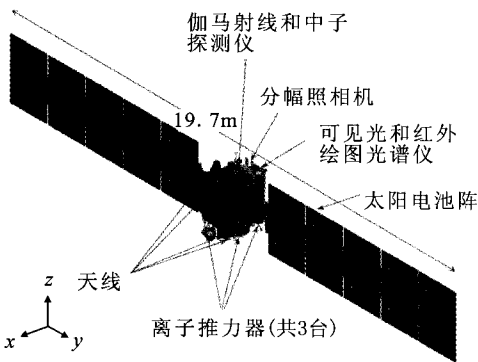


图 6 黎明号探测器^[13]
Fig. 6 DAWN Asteroid Probe

表 6 黎明号探测器基本参数

Tab. 6 Specifications of DAWN Asteroid Probe	
项 目	参 数
质量	发射质量 1 218 kg, 干质量 747 kg
太阳能阵列功率	10.3kW@1AU
主推进系统	离子电推进系统, 干质量 129 kg, Xe 推进剂 425 kg, 采用 3 台 NSTAR 离子推力器
姿控推进系统	单组元化学推进, 肼推进剂 46 kg

黎明号的离子推进系统提供探测器从地球到灶神星轨道, 再到谷神星轨道的动力^[14]。离子推进系统包括 2 台 DCIU, 3 台离子推力器, 2 台 PPU, 1 套 Xe 供应系统 (Xenon Feed System, XFS) 以及 3 台万向架^[15]。DICU A 和 DICU B 分别控制 PPU A 和 PPU B, 但两个 DICU 均可控制

所有万向架和 XFS 的阀门。PPU A 可控制推力器 1 和 3, PPU B 可控制推力器 2 和 3。每次仅 1 台推力器工作。

黎明号发射后 80 天内的初始验证表明电推进系统运行正常^[16]。2007 年 12 月 17 日黎明号开始飞往火星, 到 2008 年 10 月 31 日开始火星引力辅助加速, 期间离子推进系统在满功率状态工作约 6 500 h, 共消耗 71.7 kg 推进剂, 速度增量约为 1.8 km/s。接下来的 3.5 个月时间内, 探测器主要是处于惯性飞行状态, 其间包括 2009 年 2 月经过火星穿越点, 火星穿越点为探测器提供了引力加速, 增加了 1 km/s 的速度增量, 在此期间离子推进系统仅进行轨道修正机动以及工程测试, 探测器于 2009 年 2 月 17 日达到火星最近点。接下来 4 个月跟随火星飞行, 期间离子推进系统仅进行日常动力学维持以及工程测试。2009 年 6 月 8 日, 离子推力器点火并将工作 2 年时间。黎明号于 2011 年 7 月 16 日进入灶神星轨道, 探测工作将持续到 2012 年 8 月 26 日, 然后将奔向谷神星, 预计 2015 年 2 月到达。

黎明号任务的开展表明美国电推进系统在深空探测器上的应用已经成熟, 可为更大规模的深空探测任务创造有利条件。

3 关键技术和发展趋势分析

目前深空探测应用的电推进技术主要是霍尔电推进和离子电推进, 深空探测对电推进的需求可概括为: 高比冲, 高调节比, 高效率和高可靠性。电推进关键技术主要为:

1) 长寿命高可靠空心阴极技术。深空探测的大速度增量对推力器长寿命提出了较高要求, 无论霍尔推力器还是离子推力器, 点火和羽流中和均需要空心阴极, 空心阴极是电推力器的可靠性和寿命的决定因素之一, 需要重点研究的是空心阴极发射体和加热器。

2) 大发射电流变比空心阴极技术。深空探测电推力器需要多模式工作, 调节比大, 这就要求空心阴极必须具有大发射电流变比能力, 如 2~5 kW 工作的多模式霍尔推力器空心阴极电流调

节能力需达到 1:9, 需要对空心阴极发射体、推进剂流道、结构设计和热设计进行研究。

3) 高电压大功率电源技术。电推力器实现高比冲大推力需要高电压大功率电源的支撑, 离子推力器栅极电压高达 1 100 V, 正在研制的新型 2 800 s 比冲霍尔推力器电压也达 800 V, 正在开发的 NEXT 离子推力器功率达 6.9 kW, 高电压大功率的需求对电源拓扑结构设计、效率优化、高效磁芯、高压大功率器件提出了需求。

4) 多模式微流量控制技术。推力器高调节比需要推进剂流量能在大范围内变化, 深空一号、隼鸟号、智慧一号均采用热阀调节原理的流量控制器, 可实现一定范围的流量调节, 但响应速度较慢, 更快响应速度的流量调节需要采用比例流量调节阀等不同原理的调节技术。

5) 电推进系统长时自主工作技术, 深空探测器不同于地球卫星, 通讯时延较长, 且电推进系统较为复杂, 指令和信号较多, 不可能完全依靠地面指令来进行电推进系统操作, 发生故障时, 即使通过地球遥测发现故障, 也很可能错过故障处理时间, 造成任务失败, 因此, 电推进系统需要具有长时自主工作能力, 执行遥控指令序列和进行故障检测、处理等。

6) 微推力轨道设计技术。与传统化学推进轨道控制时脉冲或短时的大推力工作模式不同, 电推进执行轨道控制时是小推力持续工作, 且由于深空探测器与太阳距离在较大范围内变化, 电推进功率随之变化, 推力和比冲会发生变化, 进一步增加了微推力轨道设计的难度。此外, 由于推力较小, 星体引力与推力量级相差较小, 需要引入星体引力等因素。

电推进在深空探测领域的发展将朝着多模式工作能力、大推进剂处理量、高电压大功率和组件模块化、通用化的趋势发展。特别是组件模块化、通用化, 可规范电推进组件和系统的设计, 有利于标准化和型谱化, 最终提高电推进系统设计的灵活性和产品的可靠性, 促进电推进技术的发展。

4 结 论

美国、俄罗斯、欧洲、日本和印度等都在大力发展电推进技术并进行空间试验和应用, 适合于深空探测的大功率多模式电推进系统更是研究的重点, 后续采用电推进的深空探测器如欧日合作的贝皮·哥伦布探测器、隼鸟二号探测器等也在研制中。电推进在深空探测领域的成功应用已证明了技术优势、可行性和长寿命特性, 大大提高了深空进入能力, 为人类提供了更快、更远、更省的深空探测途径。我国已实施两次月球探测任务, 深空探测将成为我国航天领域的重要课题, 电推进必将大有用武之地。在我国, 电推进尚有一些关键技术需要攻克。相信在不远的将来, 深空探测电推进队伍中会出现中国的身影。

参考文献:

- [1] NASA Science. The Incredible Ions of Space Propulsion [EB/OL]. [2000-06-16]. <http://science.nasa.gov>.
- [2] RAYMAN M. The successful conclusion of the Deep Space 1 mission: important results without a flashy title[J]. Space Technology, 2003 (23): 185-190.
- [3] NASA. Deep Space 1 Asteroid Flyby [EB/OL]. [1999-07-29]. http://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits.
- [4] Jet Propulsion Laboratory. Deep Space 1 Technology Validation Reports[R]. [2011-07-17]. <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream>.
- [5] KUNINAKA H, NISHIYAMA K, SHIMIZU Y, et al. Reignition of microwave discharge ion engines on hayabusa for homeward journey[C] // 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 9-16.
- [6] Breaking News. Aerojet and NEC collaborate to explore low power ion propulsion systems for satellites [EB/OL]. [2010-06-14]. <http://newsblaze.com/story>.
- [7] KUNINAKA H, SHIMIZU Y, YAMADA T, et al. Flight report during two years on HAYABUSA explorer propelled by microwave discharge ion engines, AIAA-2005-3673[R]. Tucson, USA: AIAA, 2005.

(下转第 48 页)

料与氧化剂的混合极为有利;

2) 通过局部供油, 使稳定器尾缘出油气, 可保证回流区气态燃油浓度较高, 对于点火、组织燃烧比较有利;

3) 局部供油 10%时对应的稳定器后部高温区峰值最高, 火焰后方各轴向截面温度分布更为均匀;

4) 除主燃区供油分布按 20%-60%-20%给定外, 其余主燃区供油方案的温度分布与给定均匀燃油分布时相差不大, 均可用均匀燃油分布简化近似模拟。

参考文献:

- [1] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
- [2] SHIGEO H, IKEDA Y, TSUYOSHI N. Effect of flame holder shape on vortex shedding, AIAA96-3130[R]. USA: AIAA, 1996.
- [3] WILSON K J, GUTMARK E, YU K H, et al. Active control of bluff-body flame-holder combustor, AIAA 94-0215[R]. USA: AIAA, 1994.
- [4] 侯晓春, 季鹤鸣. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [5] 郑殿峰, 张会强, 林文漪, 等. 蒸发式稳定器常压和低压燃烧性能试验研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2004, 36(12): 1724-1728.
- [6] 郑殿峰, 张会强, 林文漪, 等. 蒸发式稳定器气态燃料掺混特性和蒸发管的流量系数[J]. 燃烧科学与技术, 2004, 10(1): 28-31.
- [7] 刘鸿, 王家骅. 特种 V 型蒸发式火焰稳定器的总压损失试验研究[J]. 江苏石油化工学院学报, 2002, 14(3): 40-42.
- [8] 刘鸿, 王家骅. 特种 V 型蒸发式火焰稳定器的低压性能试验研究[J]. 江苏工业学院学报, 2004, 16(1): 12-14.
- [9] 王方, 许春晓, 王家骅. 稳定器流动、燃烧实验及冷态大涡模拟研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 502-506.
- [10] 赵坚行. 燃烧的数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [11] 《航空发动机设计手册》总编委会编. 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [12] 王家骅. 蒸发式火焰稳定器的稳定机理研究[J]. 南京航空学院学报, 1980 (1): 69-84.
- [13] 王声宏. 热等静压(HIP)技术在金属材料方面的应用[J]. 粉末冶金工业, 1999, 9(6): 18-24.

(编辑: 马 杰)

(上接第 8 页)

- [8] ESTUBLIER D, SACCOCCIA G, AMO J G d. Electric propulsion on SMART-1[J]. ESA Bulletin, 2007 (129): 41-46.
- [9] DI CARA Davina M, ESTUBLIER Denis. SMART-1: an analysis of flight data [J]. Acta Astronautica, 2004, 57(2): 250-256.
- [10] KOPPEL C R, ESTUBLIER U D. The SMART-1 electric propulsion subsystem, AIAA-2003-4545 [R]. Hunts ville, USA: AIAA 2003.
- [11] DUCHEMIN O, LEROI V, VIAL V, et al. Electric propulsion thruster assembly for small GEO, AIAA-2010-6696[R]. Nashville, USA: AIAA, 2010.
- [12] ESTUBLIER D L. The SMART-1 spacecraft potential investigations[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(6): 2262-2270.
- [13] GANAPATHI G B, RAYMAN M D, GREEN S, et al. Effects of xenon propellant on the spin up/down of the Dawn Spacecraft, AIAA-2007-5202[R]. Cincinnati, USA: AIAA, 2007.
- [14] BROPHY J R, GANAPATHI Gani B. Status of the Dawn ion propulsion system, AIAA-2004-3433[R]. Fort Lauderdale, USA: AIAA, 2004.
- [15] BROPHY J R, ETTERS M A, GATES J, et al. The Dawn ion propulsion system: getting to launch [C]// 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 83-89.
- [16] BROPHY J, GARNER C. Dawn ion propulsion system: initial checkout after launch, AIAA -2008 -4917 [R]. Hartford, USA: AIAA, 2008.

(编辑: 王建喜)