SJ-17卫星 LHT-100 霍尔电推进系统 飞行试验工作性能评价*

田立成,赵成仁,张天平,顾 左,郭 宁,高 俊, 张保平,胡向宇,程 彬

(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:为了验证霍尔电推进系统的空间环境适应性、与航天器的相互兼容性、空间工作特性及空间飞行性能与地面数据的差异性,LHT-100霍尔电推进系统搭载SJ-17新技术验证卫星开展了在轨飞行试验,对霍尔电推进系统在轨飞行试验结果进行了详细评价。结果表明:在整个飞行试验期间LHT-100 霍尔电推进系统各项工作性能参数符合设计指标要求,其中推力79.5mN,比冲1531s,系统功率低于 1.527kW,单次长时间工作8h,在轨系统开关机次数大于24次,在轨累计点火时间超过3028min,在轨 飞行试验数据与地面试验数据具有很好的一致性。

关键词:卫星;霍尔电推进系统;飞行试验;工作性能评价 中图分类号:V439⁺.2 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2017) 11-2411-11 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2017. 11. 002

Flight Test Performance Evaluation of LHT-100 Hall Electric Propulsion System on SJ-17 Satellite

TIAN Li-cheng, ZHAO Cheng-ren, ZHANG Tian-ping, GU Zuo, GUO Ning, GAO Jun, ZHANG Bao-ping, HU Xiang-yu, CHENG Bin

(Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: In order to obtain the space flight experiment data to verify the space environmental adaptability, compatibility with the spacecraft, space working characteristic, and the difference of space flight performance and ground data of hall electric propulsion system, the flight test of LHT-100 hall electric propulsion system was conducted on SJ-17 satellite. The flight test results of the LHT-100 hall electric propulsion system are evaluated in detail. The results indicate that the each operation parameter satisfies the corresponding design requirements of the LHT-100 hall electric propulsion system in the entire flight test period, in which its thrust is 79.5mN, the specific impulse is 1531s, the power is below 1.527kW, the time of single longest ignition is 8 hour, the orbital system switch times are greater than 24, the cumulative ignition time is greater than 3028 minutes. The flight test data are comparatively consistent with the ground data.

Key words: Satellite; Hall electric propulsion system; Flight test; Operation performance evaluation

* 收稿日期: 2017-02-15; 修订日期: 2017-04-08。

基金项目:重点实验室基金(9140C5504041001)。

作者简介:田立成,男,硕士,高级工程师,研究领域为空间电推进技术、航天器充电及电位主动控制技术等。 E-mail:tlc1676@163.com

1 引 言

霍尔电推进系统具有推功比高、推力密度大、工作电压低、系统全备份带来的可靠性高、在适当电压(300V)条件下的最佳比冲和效率、长寿命和性能优异等优点^[1,2],使用霍尔电推进系统可减少卫星携带推进剂的质量,提高卫星的有效载荷比,降低发射费用^[3],在中高轨卫星南北位置保持、东西位置保持、动量轮卸载、轨道转移、深空探测主推进等领域得到了普遍应用^[4,5]。SPT-100霍尔电推进系统已在俄罗斯、美国和欧洲实现了空间应用^[6]。兰州空间技术物理研究所研制的LHT-100霍尔推力器额定推力80mN、比冲1600s、功率1350W、总效率46%^[2]。

俄罗斯 Fakel,美国 SS/L,法国 SNECMA 公司等对 SPT-100, PPS-1350 等霍尔推力器的基本原理、工作 性能、与航天器相互作用及鉴定等进行了详细研 究^[7~15], Pidgeon对SPT-100霍尔电推进系统在轨两年 期间的性能变化进行了研究^[16], Darnon F及 Nadiradze A B 对 SPT-100 霍尔电推进系统羽流与航天器 相互作用进行了研究^[17,18],国外研究表明SPT-100霍 尔推力器在轨应用表现良好,推力、比冲等性能变化 满足在轨卫星南北位置保持等应用需求,霍尔电推 进系统与航天器相互作用效应在可接受范围内。国 内在LHT-100霍尔电推进系统飞行产品研制过程中 开展了充分的理论分析和试验验证^[2,19~24],建立了 LHT-100霍尔推力器放电通道鞘层模型、束流模型及 应用于卫星时的沉积污染模型,对LHT-100霍尔推力 器研制及其在卫星上的正式应用奠定了理论基础。 并从实验角度对LHT-100霍尔电推进系统宽功率范 围工作特性进行了研究,表明其能在较宽的功率范 围内稳定工作,并对LHT-100自励磁霍尔推力器热特 性与热真空环境适应性进行了实验研究,表明其具 有较好的空间热环境适应性。

兰州空间技术物理研究所研制的LHT-100 霍尔 电推进系统包括控制单元、贮供单元、电源处理单 元、滤波单元及霍尔推力器共五台单机,为了验证 LHT-100霍尔电推进系统的空间环境适应性、与航天 器的相互兼容性、空间工作特性及空间飞行性能与 地面数据的差异性,在2016年11月3日发射的SJ-17 新技术验证卫星上开展了LHT-100霍尔电推进系统 空间飞行试验,SJ-17卫星运行轨道为地球同步轨道, LHT-100霍尔电推进系统在轨试验内容包括系统预 处理试验、在轨推力标定试验、单次长时间点火试 验、系统开关机次数考核试验等,2016年11月21日, LHT-100 霍尔电推进系统在轨首次点火成功,并顺利 完成了霍尔电推进系统在轨推力标定试验,截止 2016年12月5日,依次顺利完成了LHT-100 霍尔电 推进系统单次长时间点火及系统开关机次数考核试 验,最终圆满完成了LHT-100 霍尔电推进系统在轨点 火试验,各项性能指标满足系统设计指标要求。

本文对LHT-100 霍尔电推进系统飞行产品在轨 试验数据进行了详细分析,对在轨飞行试验数据与 地面试验数据的差异性进行了对比分析,对系统工 作性能开展了系统性评价。

2 霍尔电推进系统概述

在轨飞行试验LHT-100霍尔电推进系统配置如 图1所示,系统包括LHT-100霍尔推力器、电源处理 单元(PPU)、滤波单元(FU)、贮供单元(PSFU)和控制 单元(DICU)等五台单机。其中霍尔推力器是系统功 能的核心,是产生推力的核心单机,贮供单元由推进 剂高压贮存模块、压力调节模块和流量控制模块组 成,控制单元是霍尔电推进系统的电控中心,通过时 序控制电源处理单元各模块电源的通断完成霍尔推 力器供电需求,通过对贮供单元进行压力调节和流 量调节实现霍尔推力器额定工作供气需求,最终实 现霍尔电推进系统的推进功能。LHT-100霍尔电推 进系统各单机飞行产品实物图见图2所示,系统主要 技术指标见表1所示。表1中LHT-100霍尔电推进系 统的推力通过激光推力测量装置进行实测[2],在轨通 过喷气标定方法及动量轮标定方法进行推力实测, 比冲为单位推进剂的量产生的冲量,系统功率为PPU 及 DICU 一次母线功率之和, 束流发散半角定义为包 含了90%总束流的立体角对应的平面半角,通过法拉 第探针测试获得霍尔推力器出口一定距离的束流密 度分布计算得到^[20],寿命则是通过建立物理模型结合 短期试验进行预估,开关机次数主要由中和器阴极的 开关机次数决定,在轨累计工作时间、在轨单次工作 时间、在轨开关机次数通过系统在轨试验累计计算得 到,系统重量通过对各单机进行直接称重得到。







Fig. 2 Sketch of LHT-100 hall electric propulsion system for flying experiment

3 飞行试验项目与测试方法

SJ-17卫星LHT-100霍尔电推进系统在轨飞行试验项目包括系统预处理试验、在轨推力标定试验、单次长时间点火试验、系统开关机次数考核试验等。

3.1 系统预处理试验方法

SJ-17卫星LHT-100霍尔电推进系统在轨预处理 试验包括主备份系统气路预处理试验、主备份系统 阴极预处理试验及系统放电室预处理试验,系统预 处理试验在卫星入轨后霍尔电推进系统在轨首次额 定点火工作前开展。其中,主备份系统气路预处理 各工作2h,控制单元控制贮供单元压力闭环和温度 闭环实现系统额定供气,电源处理单元和滤波单元 不工作,系统气路预处理的主要目的是在系统首次 点火前对整星系统所有管路进行氙气置换以保护霍 尔推力器空心阴极工作稳定正常。主备份系统阴极 预处理是在系统气路预处理后开展,主备份系统各 工作1h,控制单元控制贮供单元压力闭环和温度闭 环实现系统额定供气,电源处理单元阴极加热电源 模块实现小功率工作,系统阴极预处理的主要目的 是对发射入轨前霍尔推力器阴极暴露大气吸附的杂 质进行加热挥发处理,以保护阴极实现首次点火成 功。最后开展系统放电室预处理试验,工作0.5h,系 统工作在低功率束流引出工况下,以实现对霍尔推 力器放电室暴露大气吸附的大气等成分的出气预处 理,避免系统首次额定点火时放电电流过大导致系 统电源处理单元阳极电源模块保护,实现系统首次 额定点火工作稳定及性能正常。

3.2 系统在轨推力标定试验方法

LHT-100 霍尔电推进系统在轨推力标定前热控 分系统确认霍尔电推进系统点火允许工作温度满足 要求,即霍尔推力器底板温度不低于-40℃,贮供单 元、电源处理单元、滤波单元及控制单元温度满足要 求,等待控制分系统确认后执行霍尔电推进系统点 火操作。LHT-100 霍尔电推进系统在轨推力标定采 用两种方法,即喷气标定方法及动量轮标定方法。 喷气标定方法实现霍尔电推进系统在轨推力粗测, 在 IPM0 模式即姿控模式为惯性指向模式,姿控方式 为星敏陀螺定姿与喷气组合控制,根据10N发动机 的安装效率计算霍尔电推进系统稳定工作后的推 力。动量轮标定方法实现霍尔电推进系统在轨推力 精测,即通过测量补偿卫星姿态偏差的反作用轮旋 转速度的变化来实现霍尔电推进在轨推力标定,在 IPM1模式即动量轮控制模式,禁止动量轮卸载进行 短时间推力标定,待动量轮转速超过4kr/min后切换 为 IPM0 模式,共进行两次动量轮标定,每次标定时 间约5min,通过统计动量轮三轴合成角动量变化量 以及卫星角动量变化量进行分析计算,根据LHT-100 霍尔推力器在卫星上安装位置计算其力臂,角动量 对时间微分得到力矩计算得到霍尔电推进系统额定

Table 1	Characteristics of	LHT-100 hall	electric	propulsion	system fo	or flying	experiment
---------	--------------------	--------------	----------	------------	-----------	-----------	------------

Parameter	Specification	Basis	
Thrust F/mN	83	Measured	
Specific Impulse I_{sp}/s	1600	Measured	
System power P/W	Nominal power≤1536, Maximum power≤1568	Measured	
Plume half angle/(°)	$36.2^{\circ}(90\% \text{ plume, half angle})$	Measured	
Lifetime/h	≥8000	Calculated	
Cycle	≥7500	Calculated	
Accumulating operation time in orbit/min	≥3070	Measured	
Operation time per cycle in orbit/min	≥360	Measured	
Duty cycle in orbit/cycles	≥20	Measured	
System mass/kg	≤35.9	Measured	

工况下的推力值。

根据LHT-100 霍尔电推进系统在轨推力标定结 果,以及系统在轨工作期间的推进剂供给总流率,计 算得到霍尔电推进系统在轨比冲,即 I_{sp}=F/mg,式中 I_{sp}为比冲,s;F为推力,mN,由在轨推力标定得到;m 为推进剂在轨总流率,mg/s,利用在轨试验过程中低压 压力变化量、对应时间及贮供单元缓冲罐容积、氙气 密度等参数计算得到;g为重力加速度常数,取9.8m/s²。 LHT-100 霍尔电推进系统在轨飞行试验过程中额定 工况下,依据供配电输入功率的变化数据结合地面 数据比较,计算得到系统额定工作功率。

3.3 系统单次长时间点火试验方法

LHT-100 霍尔电推进系统单次长时间点火试验 时使主份系统工作在自主运行模式额定工况,进行 地面配置参数即上传的数据指令的配置,包括阳极、 阴极热节流器目标温度值 T_a, T_c,缓冲罐目标压力值 p,推进时间L,推进时间L设置为8h,共进行6次系统 长时间点火试验,霍尔电推进系统的路径以霍尔推 力器主备份阴极选择为主体,霍尔推力器主份阴极 由贮供单元的主份阴极流量控制支路供气,由PPU 主份阴极电源支路供电。在系统在轨单次长时间点 火试验过程中,详细记录系统工作全程的电气参数, 包括阳极电流、低压压力传感器压力及流量控制器 温度传感器温度的遥测值,以及系统各单机的工作 温度遥测值,以对霍尔电推进系统在轨单次长时间 点火试验过程中工作性能变化进行判断分析。

3.4 系统开关机次数考核试验方法

LHT-100 霍尔电推进系统在轨开关机次数不少于 20次,系统在轨每次点火工作不少于 10min,对霍

尔电推进系统工作过程中的阴极加热触持电流、阳极电流、阳极电压、各单机产品温度等进行遥测,以 对霍尔电推进系统在轨开关机次数考核工作性能变 化进行判断分析。

4 飞行试验结果与分析

4.1 系统预处理试验结果与分析

2016年11月19日上午9:01~11:01,进行了 LHT-100霍尔电推进系统全主份支路气路预处理试 验,11:11~13:11进行了霍尔电推进系统全备份支路 气路预处理试验。表2给出了LHT-100霍尔电推进 系统首次开机后主备份支路供电、压力及温度等参 数遥测值,数据表明LHT-100霍尔电推进系统控制 单元5V,13.5V,28V监测结果正常,贮供单元氙气贮 存气瓶高压压力HPV,缓冲罐三路低压压力传感器 采集的低压压力LPV1/2/3,主份阴极和阳极热节流 器及备份阳极和备份阴极热节流器的主备份温度 TT2~9,系统各单机温度监测结果正常,满足系统设 计指标要求。

图 3 给出了 LHT-100 霍尔电推进系统主备份支路气路预处理试验过程中压力闭环控制曲线图和流量控制器温度闭环控制曲线图。设置贮供单元缓冲罐目标低压压力 0.35MPa,待系统主份支路输出稳定测得缓冲罐压力最大值为 0.3549MPa,最小值为 0.34684MPa,计算得到控制精度为+1.40%和-0.90%,待系统备份支路输出稳定测得缓冲罐压力最大值为 0.35478MPa,最小值为 0.34672MPa,计算得到控制精度为+1.37%和-0.94%,满足±2%的系统压力控制精度要求。以系统主份支路气路预处理为例来

	51	
Parameter	Main system	Backup system
$V_{ m dicu}$ /V	4.99216	5.00687
$V_{ m dicu}$ /V	13.38830	13.38022
$V_{ m dicu}$ /V	29.41521	28.50650
HPV/MPa	4.57122	4.62060
LPV1/2/3/MPa	0.34785/0.34466/0.34693	0.35341/0.35103/0.35262
TT2 ~ TT9/°C	82.93/80.70/76.26/76.19/26.39/25.91/23.79/23.58	29.74/28.83/28.32/28.41/75.38/74.81/102.28/101.11
$T_{ m MountingsurfaceofHallThruster}$ /°C	37.72	56.02
$T_{ m Hollow cathode 1/2}$ /°C	42.76/15.58	60.16/13.81
T_{dicu} /°C	8.50	9.17
$T_{_{ m PPU}}$ /°C	9.17	9.17
$T_{ m FU}$ /°C	7.83	7.83
$T_{\rm PSFU}$ /°C	16.89	19.80

Table 2 Monitoring parameters of LHT-100 hall electric propulsion for flying experiment

研究流量控制器温度闭环控制精度,当控制单元设 定贮供单元主份阳极热节流器目标温度76℃,主份 阴极热节流器目标温度85℃,系统进入"气路预处理 模式",以常温为初始值,阳极热节流器和阴极热 节流器达到目标温度均为270s,未超过600s的要 求,达到目标温度后,主份阳极热节流器温度最大 值为77.12℃,最小值为74.58℃,计算得到控制精度 为+1.47%和-1.87%,主份阴极热节流器温度最大 值为85.82℃,最小值为83.91℃,计算得到控制精度 为+0.96%和-1.28%,满足±2%的系统温度控制精度 要求,经过对在轨数据进行分析,系统备份支路气路 预处理流量控制器温度闭环控制精度亦满足±2%的 系统温度控制精度要求。

2016年11月20日上午9:01~10:01,进行了霍尔 电推进系统全主份支路阴极预处理试验,11:11~12: 11进行了霍尔电推进系统全备份支路阴极预处理试 验。图4给出了LHT-100霍尔电推进系统主备份阴 极预处理试验过程中阴极加热电流随时间的变化曲 线,系统主备份阴极加热电流4A各自工作了1h,系 统工作正常。



Fig. 3 Schematic of pressure and temperature closed-loop control of main (up) and backup (down) system



Fig. 4 Schematic of main (left) and backup (right) hollow cathode heater current

2016年11月21日上午10:45~11:25进行了霍尔 电推进系统全主份支路放电室预处理试验,为霍尔 电推进系统首次在轨正式点火,系统引束流成功且 工作在低功率工况,引束流工作0.5h过程中系统电 气参数正常。图5给出了LHT-100霍尔电推进系统 放电室预处理即系统首次点火阳极电压、阳极电流、 阴极加热及触持电流随时间的变化曲线,从图中可 以看出,阴极加热5min后点火成功,待霍尔电推进系 统监测到阴极点火成功后,开启阳极电源,阳极电压 经过7s左右的时间软启动稳步达到310V,在阳极电 源开启后的10s时间后,关断阴极触持电源,系统阳极 电压恒压在310V不变,初始阳极电流达到峰值4.66A 后快速降低,经过半小时放电室预处理,系统阳极电 流稳定至3.8A。经过系统放电室预处理,有效消除 了霍尔推力器暴露大气时陶瓷腔吸附的大气等杂 质,规避了霍尔电推进系统首次额定工况点火时阳 极电流偏大导致系统阳极电源模块关断的风险。

图 6 给出了霍尔电推进系统在轨放电室预处理 过程中贮供单元压力闭环和温度闭环控制曲线, LPV1/2/3 代表霍尔电推进系统贮供单元缓冲罐三路 低压压力传感器采集的低压压力值,TT2~TT5代表 霍尔电推进系统贮供单元主份阴极及主份阳极热节 流器的主备份温度传感器采集的温度值。从图中可 以看出,系统主份阳极供气流量控制器目标温度跟 踪值较系统气路预处理过程高,属于阳极供气低流 量工况即系统工作在低功率工况。根据系统在轨压 力控制闭环控制曲线,系统阳极电源模块加电瞬间 存在低压压力遥测值的叠加,待关机系统回到待机



Fig. 5 Schematic of discharge chamber pretreatment



Fig. 6 Schematic of pressure and temperature closed-loop control for discharge chamber pretreatment

模式后压力遥测值下降到较低值,压力遥测叠加值 较为稳定为14kPa,这与整星AIT阶段B状态测试时 现象一致。对此现象在整星测试阶段进行了研究, 制定了技术解决措施并进行了整星测试专项验证, 阳极电源模块加电前压力控制闭环目标压力跟踪值 设置为原压力目标值与叠加值之和,以对阳极电源 模块加电造成的压力叠加值进行补偿,即阳极电源 模块加电后系统正常工作过程中压力闭环控制实际 跟踪值为系统额定工况,在后面的系统在轨推力标 定试验、系统单次长时间点火试验及系统开关机次 数考核试验过程中均通过对压力进行合理有效补偿 使系统工作在额定工况。

4.2 系统在轨推力标定试验结果与分析

2016年11月21日下午15:10~15:53进行了霍 尔电推进系统全主份支路首次在轨额定工况点火, 设置霍尔电推进系统压力控制闭环目标跟踪值为 0.364MPa,系统额定工况引束流工作40min,期间进 行了霍尔电推进系统在轨推力标定试验。图7给出 了霍尔电推进系统在轨推力标定期间阳极电流随时 间的变化曲线,从图中可以看出,阳极电流初始最大 值为5.47A,点火20min后系统阳极电流趋于稳定,系 统在轨推力标定期间阳极电流平均值为4.2A,故霍 尔电推进系统在轨推力标定是在系统阳极电流稳定 后开展的。图8为霍尔电推进系统在轨推力标定试 验获得的动量轮转速变化曲线,通过数据分析得知, 动量轮推力标定结果为76mN,喷气推力标定结果为 81.4mN,取动量轮推力标定方法得到推力为在轨推 力标定结果,即76mN,对应的系统阳极电流为4.2A, 低于地面额定工作点。

图9给出了霍尔电推进系统在轨推力标定期间 压力闭环控制曲线,从图中可以看出,霍尔电推进系 统在轨推力标定期间仍存在阳极电源启动瞬间的压 力遥测叠加现象,待系统关机后压力遥测值变为 0.345MPa,即阳极电源开启后压力闭环控制实际跟 踪值为此值,小于额定的0.35MPa,则可得到系统压 力遥测叠加值为0.02MPa,即造成的系统在轨推力标 定期间实际供给流率低于额定值,造成系统在轨推 力标定期间阳极电流平均值为4.2A,小于地面试验 阳极电流平均值4.4A,从而在轨推力标定结果小于 地面推力实测结果。通过对系统在轨推力标定时间



Fig. 9 Schematic of pressure closed-loop control for orbital thrust calibration

段内采集的压力控制闭环曲线进行分析,霍尔电推 进系统贮供单元缓冲罐压力在一个 Bangbang周期内 用时 22s 压力从 0.357MPa 降至 0.353MPa,缓冲罐温 度为 19.5℃,通过查询氙气特性表得知对应的氙气密 度分别为 19.652g/L 和 19.4275g/L,缓冲罐容积为 0.5L,计算得到霍尔电推进系统在轨推力标定期间氙 气流量为 5.05mg/s,则霍尔电推进系统比冲为 1535s, 霍尔推力器在轨推力标定期间功率不超过 1.3kW,则 霍尔推力器的总效率为 45%。霍尔电推进系统在轨 阳极电流低于地面值导致霍尔推力器功率低于 1.35kW,从而造成在轨推力标定值低于地面联试额 定工作推力实测值。

地面试验真空系统真空度低于在轨真空度,真 空室内的中性气体返流到霍尔推力器放电室,从而 增加了放电室流率,这部分返流中性气体参与了放 电导致地面实测阳极电流高于在轨推力标定值。从 真空室返流到霍尔推力器放电室的中性气体流率计 算公式为^[25]

$$\dot{m}_{\rm en} = \frac{m^{1/2} A P}{\left(2\pi k T\right)^{1/2}} \tag{1}$$

式中mm为真空系统返流至霍尔推力器放电室 的中性气体流率, m 为中性气体原子质量, A 为霍尔 推力器放电室出口有效面积, P 为真空系统真空度, T为返流中性气体温度。从式(1)可看出,当真空室 真空度较低时,返流至霍尔推力器放电室的中性气 体流率不可忽视,结果会导致霍尔推力器阳极电流 增加。SJ-17卫星飞行轨道为GEO轨道,该轨道对应 的真空度优于10⁻¹²Pa^[26],在轨工作时霍尔推力器的返 流流率可忽略不计。SJ-17卫星LHT-100霍尔电推进 系统地面真实点火联试真空系统压强约为5.2×10⁻³Pa, 计算返流中性气体流率为0.06mg/s,则地面真空系统 对推力器的影响不可以忽略。考虑到这部分中性气 体返流参与放电室放电,LHT-100霍尔电推进系统地 面宽功率范围工作测试对应的推力与总流量的关系 见图 10 所示,从图 10 可以看出,推力与总流量呈现 出线性关系。

对图 10 中的试验数据进行线性拟合得到地面实 测推力与实际流量之间的关系式为

$$F = 19.57 \dot{m}_{\rm c} - 22.55 \tag{2}$$

式中F为LHT-100霍尔电推进系统的推力,mN, m_i为系统工作的总流量,mg/s。根据式(2),代入霍尔 电推进系统在轨推力标定期间贮供单元供给流率 5.05mg/s,得到推力值为76.3mN,这与通过动量轮标 定方法得到的在轨推力值76mN一致性较好。根据 系统在轨阳极电压和阳极电流等电参数遥测值计算 推力值为^[19]

$$F = 1.027610I_{d}\sqrt{V_1 - 1.2I_d} = 75.4 \text{mN}$$
(3)

综合比较来看,LHT-100 霍尔电推进系统在轨推 力标定结果与地面实测结果一致性较好。利用推力 电参数计算方法结合在轨动量轮推力标定数据得到 霍尔电推进系统在轨额定阳极电流4.4A 对应的推力 为 79.5mN,利用地面额定工况流率计算比冲为 1531s,系统功率1.527kW。



Fig. 10 Schematic of thrust versus total flow rate of LHT-100 hall electric propulsion system

4.3 系统单次长时间点火试验结果与分析

2016年11月23日9:01~17:28进行了霍尔电推 进系统在轨首个单次长时间8h点火试验,截止2016 年12月5日,霍尔电推进系统单次长时间考核共计 进行了6次,每次系统额定点工作8h,累计长时间在 轨工作48h,6次试验中系统电气参数正常,性能指标 满足设计要求。图11给出了霍尔电推进系统首个单 次长时间点火试验过程中阴极加热电流、触持电流、 阳极电流及阳极电压随时间的变化曲线,从图中可 以看出,系统引束流成功后关闭阴极触持电源,系统 阳极电流初始最大值为5.55A,系统工作稳定后阳极 电流稳定在4.4A左右,霍尔电推进系统在轨推力稳 定在79.5mN,8h点火期间霍尔电推进系统工作稳定 正常,满足系统设计指标要求。

图 12给出了霍尔电推进系统在轨首个单次长时 间点火试验期间霍尔推力器,PPU,FU,DICU及 PSFU 推进管路等单机特征点工作温度随时间的变化曲 线,从图中可以看出,霍尔推力器底板工作温度从 25.66℃升至最高温度124.16℃,霍尔推力器在轨工作 温度与地面试验数据一致性很好^[19]。PPU工作温度 由 8.63℃随时间逐渐上升至 8.5℃, DICU工作温度由 6.81℃随时间逐渐上升至 8.16℃, PSCU 推进管路工作 温度由16.34℃随时间逐渐上升至24.87℃。霍尔电 推进系统各单机在轨工作温度均在设计指标范围 内,系统各单机长时间8h工作稳定正常。

4.4 系统开关机次数考核试验结果与分析

2016年11月21日8:15~16:58进行了霍尔电推 进系统在轨开关机次数考核试验,图13给出了霍尔 电推进系统在轨开关机次数考核试验阴极加热电 流、触持电流、阳极电流即阳极电压随时间的变化曲 线,从图中可以看出,当天共计进行了14次开关机次 数考核试验,加上之前开展的试验,系统累计完成在 轨开关机次数达到20次,满足在轨试验任务要求,截止2016年12月5日,系统在轨开关机次数达到24次,系统开关机表现稳定正常。

4.5 系统在轨试验结果与分析

表3给出了LHT-100霍尔电推进系统在轨飞行 试验结果,系统在轨飞行试验圆满完成,在轨推力、 比冲、功率、单次长时间点火试验、开关机次数考核 试验及累计点火时间等满足飞行试验任务要求, LHT-100霍尔电推进系统在轨飞行试验取得圆满 成功。





Fig. 11 Schematic of the single long time ignition test

Fig. 12 Temperature changes of LHT-100 hall electric propulsion system of the single long time ignition test





 Table 3
 Performance test results on orbit of LHT-100 hall

 electric propulsion for flying experiment

Parameter	Value	Test value on orbit
Thrust/mN	80±8	79.5
Specific impulse/s	1500±150	1531
System power/W	≤1650	1527
Single long time ignition test/min	≥300	480
System switch times	≥20	24
Total operating time/min	≥3000	3028

5 结 论

(1)SJ-17卫星 80mN量级 LHT-100 霍尔电推进系 统圆满完成了国内首次高轨飞行试验,在轨飞行试 验成功验证了霍尔电推进系统的空间环境适应性、 与航天器的相互兼容性、空间工作特性及空间飞行 性能与地面数据的差异性,为霍尔电推进系统在中 高轨道卫星轨道转移、位置保持、深空探测主推进等 任务正式应用奠定了坚实的基础。

(2)LHT-100 霍尔电推进系统在轨工作各项性能 指标满足设计要求,推力 79.5mN,满足设计值 80± 8mN,比冲 1531s,满足设计值 1500±150s,系统功率 1527W,满足设计值≤1650W,在轨测试性能满足系 统设计指标要求,系统在轨各项工作性能指标与地 面试验结果具有很好的一致性。

(3)圆满完成了LHT-100 霍尔电推进系统在轨 预处理试验、系统在轨推力标定试验、系统单次8h额 定工况长时间点火试验、系统24次开关机次数考核 试验等飞行试验项目,系统在轨累计点火3028min, 系统在轨状态正常,工作性能稳定,在轨飞行试验取 得圆满成功。

参考文献:

- [1] 张天平, 唐福俊, 田华兵, 等. 电推进航天器的特殊 环境及其影响[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(2): 88-94.
- [2] 田立成,郭 宁,龙建飞,等.LHT-100 霍尔推力器 宽功率范围工作实验研究[J].推进技术,2014,35
 (9):1283-1289. (TIAN Li-cheng, GUO Ning, LONG Jian-fei, et al. Experimental Study of LHT-100 Hall Thruster Operation in the Wide Power Range[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35 (9): 1283-1289.)
- [3] 田立成, 王小永, 张天平. 空间电推进应用及技术发 展趋势[J]. 火箭推进, 2015, 41(3): 7-14.
- [4] Manzella D, Jankovsky R, Elliott F, et al. Hall Thruster Plume Measurements on-Board the Russian Express Satellites[R]. NASA/TM-2001-211217.
- [5] Sitnikova N, Volkov D, Maximov I, et al. Hall Effect Thruster Interactions Data From the Russian Express-A2 and Express- A3 Satellites [R]. NASA/CR-2003-212005.
- [6] Colbert T S, Day M, Fischer G, et al. Plan and Status of the Development and Qualification Program for Stationary Plasma Thruster [C]. Monterey: Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.
- [7] Bugrova A I, Kim V P, Maslennikov N A, et al. Physical Processes and Characteristics of Stationary Plasma Thrusters with Closed Electron Drift [C]. Viareggio: 22nd International Electric Propulsion Conference, 1991.
- Barkalov E E, Veselovzorov A N, Pogorelov A A, et al. Composition of the Beam of an SPT-100 Stationary Plasma Thruster [J]. Instruments and Experimental Techniques, 2008, 51(2): 263-267.

- [9] Taccogna, Longo, Capitelli. Very- Near- Field Plume Simulation of a Stationary Plasma Thruster [J]. European Physical Journal Applied Physics, 2004, 28(1): 113-122.
- Gascon N, Dudeck M, Barral S. Wall Material Effects in Stationary Plasma Thrusters, I: Parametric Studies of an SPT-100 [J]. *Physics of Plasmas*, 2003, 10 (10): 4123-4136.
- [11] Sekerak M J, Longmier B W, Gallimore A D, et al. Azimuthal Spoke Propagation in Hall Effect Thrusters [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, 43(1):72-85.
- [12] Lazurenko A, Vial V, Bouchoule A, et al. Dual-Mode Operation of Stationary Plasma Thrusters [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 22(1): 38-475.
- [13] Kim V. Main Physical Features and Processes Determining the Performance of Stationary Plasma Thrusters [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 14(5): 736-743.
- [14] Day M, Maslennikov N, Randolph T, et al. SPT-100 Subsystem Qualification Status [R]. AIAA 96-2713.
- Lyszyk M, Klinger E, Secheresse O, et al. PPS 1350
 Plasma Thruster Qualification Status [C]. Amsterdam Netherlands: 50th International Astronautical Congress, 1999.
- Pidgeon D, Corey R, Sauer B, et al. Two Years of on-Orbit Performance of SPT-100 Electric Propulsion [C]. San Diego: AIAA International Communications Satellite Systems Conference, 2006.
- [17] Darnon F. The SPT-100 Plasma Plume and its Interaction with a Spacecraft, from Modeling to Ground and

Flight Characterization [J]. Zeitschrift Für Orthopdie Und Ihre Grenzgebiete, 2013, 115(6): 305-311.

- [18] Nadiradze A B, Obukhov V A, Popov G A. Electric Propulsion Plasma Plume Interaction with "Phobos- Soil" Spacecraft Structural Components [J]. Acta Astronautica, 2009, 64(9-10): 979-987.
- [19] 田立成,高 俊,李兴坤,等.LHT-100自励磁霍尔 推力器热特性测试和热真空实验研究[J].推进技 术,2016,37(4):793-800. (TIAN Li-cheng, GAO Jun, LI Xing-kun, et al. Experimental Study of Thermal Characteristics and Thermal Vacuum of LHT-100 Self-Excited Hall Thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(4):793-800.)
- [20] 田立成,龙建飞,郭 宁,等. 卫星敏感区域霍尔推力器束流沉积污染模型[J]. 真空科学与技术学报, 2013,33(9):883-887.
- [21] 田立成,石 红,李 娟,等.二次电子发射对稳态
 等离子体推进器加速通道鞘层的影响[J].固体火箭 技术,2012,35(2):193-197.
- [22] 赵成仁,顾 左,田立成,等.LHT-100 霍尔推力器
 滤波设计与放电震荡关系研究[J].真空,2015,52
 (1):63-66.
- [23] 田立成,赵成仁,孙小菁.电推进器在GEO静止卫星上的安装策略[J].真空,2014,51(2):70-73.
- [24] 田立成,郭 宁,顾 左,等.超大型航天器应用电 推进系统方案设计[J].真空,2014,51(5):68-73.
- [25] Randolph T, Kim V, Kaufman H, et al. Facility Effects on Stationary Plasma Thruster Testing [C]. Seattle: 23rd International Electric Propulsion Conference, 1993.
- [26] 达道安. 真空设计手册[M]. 北京:国防科技出版社, 2004.

(编辑:梅 瑛)