

美国 AEHF 军事通信卫星推进系统及其在首发星上的应用

杭观荣, 康小录
(上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘 要: 美国先进极高频 (AEHF) 项目将采用 4 颗运行于地球同步轨道 (GEO) 的 AEHF 军事通信卫星。AEHF 卫星的推进系统由远地点发动机、姿态控制发动机组和双模式霍尔电推进子系统组成。首发星 AEHF-1 是世界上首个采用霍尔电推进系统执行发射后轨道提升任务的 GEO 卫星。AEHF-1 卫星火箭分离后, 远地点发动机未能正常工作, 因此只能采用其余两套推进子系统执行轨道提升任务, 并提前启用霍尔电推进子系统, 以确保卫星寿命。对 AEHF 项目、AEHF 卫星及其推进系统, 以及火箭分离后 AEHF-1 卫星推进系统的应用情况进行论述, 为我国 GEO 卫星采用双模式霍尔电推进系统执行轨道提升和在轨位置保持任务提供参考。

关键词: AEHF 军事通信卫星; 远地点发动机故障; 双模式霍尔电推进系统; 轨道提升
中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0001-08

Propulsion system of USA AEHF military communication satellite and its application on AEHF-1 satellite

HANG Guan-rong, KANG Xiao-lu
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: Four GEO AEHF military communication satellites will be employed in USA AEHF program. The propulsion system of AEHF satellite consists of apogee engine, attitude control engine assembly and dual-mode Hall electric propulsion subsystem. The first AEHF satellite, AEHF-1, is the first GEO satellite with Hall electric propulsion system for orbit raising after liftoff. Because of the malfunction of the apogee engine on AEHF-1 after the propulsion rocket was separated from AEHF-1, the other two propulsion subsystems were used for orbit raising, while Hall electric propulsion system started in advance to maintain the satellite life. AEHF program, AEHF satellite and its propulsion system, and the propulsion system application of AEHF-1 satellite is introduced, so as to provide a reference for using dual-mode Hall electric propulsion system for orbit raising and in-orbit position keeping of Chinese GEO satellites.

收稿日期: 2011-05-13; 修回日期: 2011-08-17

作者简介: 杭观荣 (1981—), 男, 博士, 研究领域为霍尔电推进系统和微流量控制技术

Keywords: AEHF military communication satellite; malfunction of apogee engine; dual-mode Hall electric propulsion system; orbit raising

0 引言

先进极高频 (Advanced Extremely High Frequency, AEHF) 项目是美国国防部的项目^[1], 其目标是为美国及英国、挪威、加拿大提供可用于所有级别军事冲突中的准全球的、高保密性、高通讯容量和高生存能力的新一代战略和战术通信卫星以及地面匹配系统。AEHF-1 军事通信卫星是首发星, 也是世界上首个采用霍尔电推进系统执行发射后轨道提升任务的地球同步轨道 (Geosynchronous Earth Orbit, GEO) 卫星。该星于 2010 年 8 月 14 日早上由 Atlas 5 运载火箭于卡纳维拉尔角发射升空, 然而星箭分离后, 远地点发动机未能正常工作, 无法按照原计划进行轨道提升。AEHF-1 只能依靠星上的单组元化学姿态控制发动机组执行部分原来远地点发动机执行的前半段轨道提升任务, 而原计划用于执行后半段轨道提升任务的双模式霍尔电推进子系统则提前接手轨道提升任务, 以确保卫星寿命。

本文对 AEHF 项目、AEHF 卫星及其推进系统, 以及星箭分离后 AEHF-1 卫星推进系统的应用情况进行论述, 为我国 GEO 卫星采用双模式霍尔电推进系统执行轨道提升和在轨位置保持任务提供参考。

1 AEHF 卫星

1.1 AEHF 项目介绍

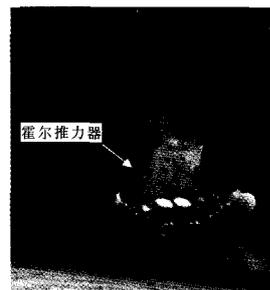
AEHF 项目将采用 4 颗运行于 GEO 轨道的 AEHF 卫星, AEHF 系统将替换美国现有的 5 颗卫星组成的 Milstar 军事通信系统, 成为美国国防部军事通信卫星的中坚力量, 并提供 Milstar 系统 10 倍以上的数据吞吐量和 430 Mbps 的保密通信能力。

洛克希德·马丁公司是 AEHF 项目的主要合同商和系统管理商, 进行 AEHF 系统的集成、测试和发射任务, 并提供 4 颗 AEHF 卫星和任务控制子系统。诺思罗普·格鲁曼公司空间技术部是 AEHF 卫星通信有效载荷的供应商。

2010 年 8 月, 美国空军称 AEHF 项目合同金额已达 64.62 亿美元, AEHF-4 卫星合同也于 2010 年 12 月签订, 合同价 14 亿美元。AEHF-2 和 AEHF-3 卫星计划于 2011 年和 2012 年早期发射, AEHF-4 计划于 2017 年发射。

1.2 AEHF 卫星简介

AEHF 卫星 (图 1) 基于 A2100M 平台开发, 其性能参数见表 1。首发星 AEHF-1 的工作地点为 GEO 轨道上西经 90°, 其质量比以前质量较大的 A2100 平台卫星, 如 2002 年 12 月 17 日发射的 NSS 6 (质量 4 700 kg), 还要大 1450 kg 以上, 以适应较高的军事需求。



a) 空间运行状态示意图



b) AEHF-1 发射前位于整流罩内的状态

图 1 AEHF 卫星

Fig. 1 AEHF satellite

表 1 AEHF 卫星性能参数

Tab. 1 AEHF satellite specifications

发射质量	6 168 kg(AEHF-1)
太阳能帆板	卫星南北向各一组, 两组太阳能帆板端到端距离超过 27 m
工作轨道	GEO
寿命	14 年
平台	A2100M
稳定方式	三轴稳定
工作频率	上行极高频(EHF 44GHz), 下行超高频(SHF 20GHz)
数据传输速率	75 bps ~ 8.192 Mbps
交叉链路	1 颗卫星 2 个(双工), 与 Milstar 和 AEHF 兼容, ~60 Mbps

2 AEHF 卫星推进系统

AEHF 卫星的复合推进系统由远地点发动机、化学姿态控制发动机组和电推进子系统等三个子系统组成, 具有组合优势。化学推进系统为双模式推进系统, 降低了对氧化剂贮箱的要求。利用高比冲、高推力的双组元远地点发动机, AEHF 卫星可实现快速轨道提升和轨道机动等功能。利用低推力、小脉冲冲量的单组元推力器执行姿态控制和位置保持, 可实现精确冲量控制。与之前采用电弧推力器的 A2100 平台的卫星不同, AEHF 卫星电推进子系统采用了功能更强大、比冲更高的 4.5 kW 级双模式霍尔电推进系统, 从而减少了 AEHF 卫星对化学推进剂的需求量, 极大地增加了有效载荷。该子系统执行轨道提升和在轨位置保持、位置变动等任务。AEHF 卫星所有用于姿态控制和位置保持的推力器均采取了全功能冗余设计。下面对各子系统进行详细描述。

2.1 远地点发动机

远地点发动机型号为 BT-4 (图 2), 由日本石川岛播磨重工株式会社空间开发部门 (IHI Aerospace, IA) 研制, 采用肼、 N_2O_4 双组元推进剂, 额定推力 450 N, 真空比冲 329 s, 混合比

万方数据

0.92 ± 0.015 , 燃料额定入口压力 1.69 MPa, 氧化剂额定入口压力 1.62 MPa, 辐射/液膜冷却, 演示寿命超过 32000 s, 质量小于 4 kg, 高 80 cm。之前多数 A2100 平台卫星采用 AMPAC 公司的 LEROS 1 远地点发动机进行轨道提升。

BT-4 发动机在 2001 年完成鉴定, 已用于多颗卫星, 如美国 Orbital Sciences 公司的 Star 卫星平台和日本的一些通信卫星。

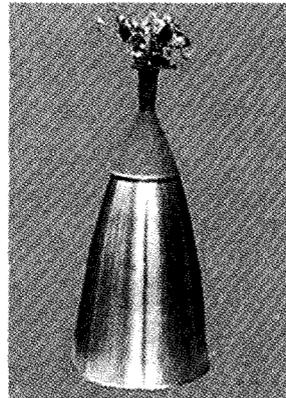


图 2 AEHF-1 采用的日本 IA 的 BT-4 远地点发动机

Fig. 2 IA BT-4 apogee engine employed by AEHF-1

2.2 姿态控制发动机组

姿态控制发动机组用于快速姿态定向、紧急情况机动等任务。AEHF 卫星姿态控制发动机组有 6 台 22 N 单组元推力器和 12 台 0.9 N 单组元推力器^[2], 均由 Aerojet 公司提供。22 N 推力器用于远地点发动机工作时的卫星姿态控制。0.9 N 推力器用于轨道提升和在轨时的姿态控制和东西位置保持。

2.3 霍尔电推进子系统

2.3.1 子系统简介

AEHF-1 卫星的 4.5 kW 级霍尔电推进子系统是迄今为止在空间应用的最大功率的霍尔电推进系统, 也是美国继在 2006 年 12 月 16 日发射的 Tacsat 2 卫星上采用的 BHT-200 霍尔电推进系统后在空间应用的第 2 套国产霍尔电推进系统, 具有双模式工作能力, 即在轨道提升期间工作在大推力模式 (同时保持较高比冲), 在轨位置保持期间工作在高比冲模式 (同时保持足够推力)。

需要指出的是, AEHF 卫星上采用双模式霍尔电推进系统有其重要的技术原因。美国 Loral

公司在其 GEO 卫星平台上采用电推进系统之前,对采用离子电推进系统、电弧推进系统和霍尔电推进系统执行 GEO 卫星发射后轨道提升进行了对比研究,结果表明霍尔电推进系统优势最大,其大推力模式时的 1 600 s 左右的比冲最接近于 1 200 s 左右的最佳比冲,且在 GEO 卫星轨道提升方面的运输率(采用电推进执行 1 天轨道提升获得的卫星干质量增益)比离子电推进系统高 30%~40%^[3-5],因此从 Telstar 8 开始,在 LS-1300 平台上采用了霍尔电推进系统执行在轨位置保持任务,并计划在将来采用霍尔电推进执行轨道提升任务。A2100 平台原先采用 Aerojet 公司的 MR-510 电弧推力器执行在轨位置保持和姿态控制任务,这次在 AEHF 卫星上改用 BPT-4000 双模式霍尔电推进系统,是一次重要改进,也说明了霍尔电推进系统的优势。

该子系统设计指标见表 2,原理图见图 3。该霍尔电推进子系统包括 Xe 贮箱、1 个 Xe 供应系统(Xenon Feed System, XFS)和 4 个由 1 台 BPT-4000 霍尔推力器、1 台功率处理单元(Power Processing Unit, PPU)、1 台 Xe 流量控制器(Xenon Flow Controller, XFC)组成的支路。Xe 贮箱存储高压 Xe 气, Xe 供应系统将 Xe 贮箱的高压 Xe 气变为较低压力的 Xe 气,然后通过 Xe 流量控制器精确调节 Xe 气流量,最后将 Xe 气输送到霍尔推力器。

表 2 霍尔电推进子系统设计指标

Tab. 2 Design requirements of Hall electric propulsion subsystem

输入功率/kW	3.0~4.5				
输入电压/V	300~400				
总冲/(N·s)	>4.6×10 ⁶				
开关次数	>6300				
工作模式	功率/kW	4.5	4.5	3.0	3.0
	电压/V	300	400	300	400
推力/(mN)	294	254	194	168	
比冲/s	1844	2076	1769	1969	
Xe 流量/mg·s ⁻¹	16.2	12.5	11.2	8.7	

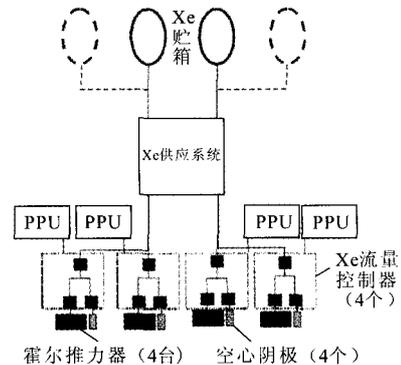


图 3 双模式霍尔电推进子系统原理图

Fig. 3 Schematic of dual-mode Hall electric propulsion subsystem

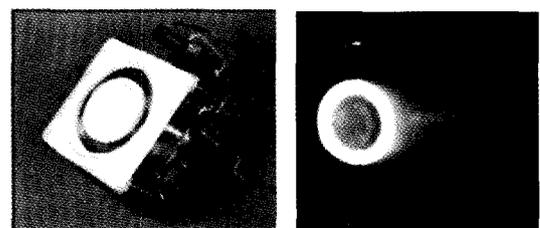
霍尔电推进子系统中,除了霍尔推力器通过万向架安装在卫星外侧之外,其余组件均安装在卫星内部的设备板上。

PPU、霍尔推力器和 XFC 与卫星的指令通讯和遥测信号通过 MIL-STD-1553B 数据链路实现。

Aerojet 公司负责研制和鉴定霍尔推力器、PPU、XFC 以及这些组件的相关集成工作。洛克希德·马丁公司负责 Xe 贮箱、Xe 供应系统和所有整星级的系统集成工作。

2.3.2 BPT-4000 霍尔推力器

BPT-4000 霍尔推力器(图 4)是 Aerojet 公司在美国 Busek 公司的许可技术基础上开发的,其主要参数为:比冲 1 769~2 076 s,推力 168~294 mN,额定功率 3.0~4.5 kW,额定工作电压 300~400 V,效率 50%,质量<7.5 kg,包络尺寸 16 cm×22 cm×27 cm,工作寿命大于 6 000 h。



a) BPT-4000 工程样机 b) BPT-4000 工作图片

图 4 BPT-4000 大功率双模式霍尔推力器

Fig. 4 BPT-4000 high-power dual-mode Hall thruster

BPT-4000 配套空心阴极基于 NASA 寿命超过 28000 h 的空心阴极,关键材料和尺寸都保持

不变, 如阴极管和孔板配置均不变, 发射体材料也为浸渍了 4:1:1 比例的 BaO、CaO、Al₂O₃ 材料的钨多孔材料。由于采用高可靠长寿命的空心阴极, BPT-4000 霍尔推力器只配备了一个空心阴极, 这有别于应用广泛的俄罗斯的配备主备份两个空心阴极的 SPT-70 和 SPT-100 等霍尔推力器。

BPT-4000 霍尔推力器于 1998 年在美国密歇根大学等离子体动力学和电推进实验室进行了一些早期性能评估和羽流特性测试。采用阻滞势分析器进行的羽流测试结果表明, 离子流密度相对于推力器轴线呈现出高度的对称性。在相对于轴线 35° 的范围内, 粒子流中基本为高速离子, 在此范围之外, 低速离子的离子-中性原子的弹性散射和电荷交换占主导。

2005 年 BPT-4000 完成了针对 GEO 应用的 5800 h 鉴定寿命试验, 期间验证了 3.0~4.5 kW 的功率调节和 300~400 V 的输入电压的调节能力, 每次试验持续时间从 5 min 到超过 200 h。之后, 为了论证 BPT-4000 的低功率工作能力, NASA 进行了寿命鉴定扩展试验, 至 2007 年, BPT-4000 又完成了 950 h 的鉴定扩展试验, 输入功率 1~2 kW。到 2009 年, BPT-4000 试验时间达 10 400 h, 开关次数达 7 316 次, 总冲达 $8.7 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{s}$, 消耗 Xe 气 452 kg。

BPT-4000 按照美军标 MIL-STD-461 进行了电磁兼容实验, 具体包括 4 大类: 空间辐射, 作用到母线上的传导辐射, 对辐射场的敏感性, 以及对注入电流的敏感性。

为了提升 BPT-4000 的性能, Aerojet 对其功率损失机制进行了详细研究, 并与 SPT-100 霍尔推力器进行了效率对比试验。由表 3 的对比结果可知, BPT-4000 虽然在推进剂利用率和束流占放电电流的比例上差于 SPT-100, 但由于离子加速效率很高, 总效率较高。可以看出, BPT-4000 的工作特性有别于 SPT-100。

2.3.3 功率处理单元

PPU 由洛克希德·马丁公司和 Aerojet 联合研制, 提供了航天器与霍尔推力器、XFC 之间的所有指令、遥测信号接收和供电接口, 其主要参数为: 输入电压为卫星 70 V 母线电压, 质量 12.75 kg, 尺

寸 43 cm×40 cm×11 cm, 功率范围 2~4.5 kW, 电压 150~400 V, 单步增量 50 V。

表 3 BPT-4000 与 SPT-100 效率对比结果

Tab. 3 Efficiency comparison of BPT-4000 and SPT-100

参 数	SPT-100	BPT-4000
推进剂利用率 η_0	0.95	0.71
束流占放电电流比例 η_a	0.67	0.55
离子加速效率 η_e	0.84	1.50
总效率 $\eta(=\eta_0\eta_a\eta_e)$	0.54	0.59

霍尔电推进子系统的每个支路由约 30 路遥测信号来监控 PPU、XFC 和霍尔推力器工作状态。

PPU 的主要功能包括:

1) 提供给霍尔推力器所需的启动和稳态工作所需的稳定电压和电流;

2) 驱动 XFC 的两个电磁阀;

3) 利用闭环控制驱动 XFC 的比例流量电磁阀 (Proportional Flow Control Valve, PFCV), 调节 Xe 气流量, 使放电电流满足指令要求。

PPU 由输入功率继电器、电磁干扰滤波器、阳极供电电源、辅助电源、XFC 电磁阀驱动器、流量控制电子设备等组成。2 个并联的阳极供电电源每个可提供 2.25 kW 的功率。辅助电源提供内部电路和驱动 XFC 的阀门所需的电能。

2.3.4 Xe 贮供系统

Xe 贮供系统的基本方案为: 该系统由 2 个或 4 个复合材料缠绕的 Xe 存储压力达 2700psia (18.62 MPa) 的贮箱和一个用于 Xe 推进剂隔离、过滤和流量调节的供应系统总成构成, 供应系统总成还将用于压力测试和推进剂加注。

Xe 贮箱容积可根据任务需要确定, 最大装载能力足够满足 8 台 BPT-4000 的应用需求。供应系统总成的主要部件是 Xe 供应系统, XFS 包括推进剂管路过滤器、隔离阀和减压器。在整个贮箱压力变动范围内, XFS 出口压力维持在 $37 \pm 3 \text{ psia}$ ($255 \pm 21 \text{ kPa}$, 绝压), 与下游 XFC 相匹配。

2.3.5 Xe 流量控制器

与 BPT-4000 相配套, Moog 公司研制了 XFC 模块 (图 5), 该模块由比例流量控制阀 PFCV、阳极电磁阀等组成, 阴极节流器安装在阴极电磁

阀下游,通过节流孔实现空心阴极的精确流量控制。阳极流量约占入口流量的95%。

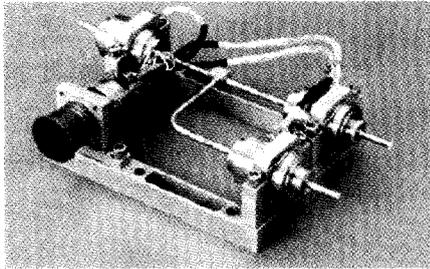
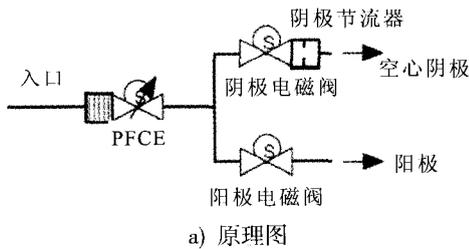


图5 Moog公司为BPT-4000研制的
配套氙气流量控制器

Fig. 5 Xenon flow controller for BPT-4000 developed by Moog

该XFC的技术指标如表4所示。

XFC的关键部件为PFVC。PFVC执行流量调节功能,采用全焊接构造形式,其型号为51-245A,其技术指标见表5。由于霍尔推力器阳极电流和Xe流量成近似正比关系,PFVC通过霍尔推力器阳极电流反馈实现闭环控制。

阳极和阴极电磁阀的型号分别为51E244和51E248。电磁阀通过一个电压约24V、脉宽约50ms的脉冲打开,然后由一个较低的电压维持阀的开启状态,以减小功耗。

表4 XFC技术指标

Tab. 4 Specifications of XFC

参数	指标
PFVC入口压力	255kPa±21kPa
阳极流量	8.4~14.8 mg/s(调节比1:1.76)
阴极流量	0.42~1.33 mg/s(调节比1:3.17)
最大功耗	4.1 W
质量	~500 g

表5 Moog公司的51-245A比例流量控制阀的技术指标

Tab. 5 Specifications of Moog 51-245A PFVC

参数	指标
工作流量范围	6~20 mg/s(氙气)
入口压力范围	35~40 psia
出口控制压力范围	0~40 psia
最大预期工作压力	900 psia
验证压力	1.5倍最大预期工作压力
爆破压力	2.5倍最大预期工作压力
非工作(保存)温度范围	-34~+71 °C
工作温度范围	-8~+71 °C
外漏	<1×10 ⁻⁶ scc/s GHe (最大预期工作压力时)
内漏	<8.3×10 ⁻⁴ scc/s GHe (30~900 psia时)
工作循环次数	6 635
开启/关闭响应时间	≤25 ms
质量	≤115 g

2.3.6 万向架

BPT-4000通过万向架安装在AEHF-1卫星的侧板接边的中部。万向架用于改变霍尔推力器的推力方向,以提供所需方向的推力,以及减小霍尔推力器产生的干扰力矩。

为了与BPT-4000推力器兼容良好,万向架选择了Moog公司的2轴电推力器万向架。该万向架于2006年完成针对GEO卫星的应用鉴定,具有步进电机驱动的2轴转动驱动器和用于推力器推进剂管路和导线的螺旋调节装置,技术指标为:2轴转动范围±36.5°,精度优于0.02°,额定转动速度1°/s。

3 AEHF-1轨道提升方案及其进展

3.1 原轨道提升方案

AEHF-1卫星原轨道提升方案有2个阶段。

第一阶段,为高推力阶段。在火箭分离后,卫星进入近地点220 km、远地点50 000 km、倾

角 22° 的超同步地球转移轨道, 然后星上远地点发动机工作 3 次, 卫星进入近地点 19 000 km、远地点 50 000 km、倾角 6° 的过渡轨道。第二阶段, 为低推力阶段, 由霍尔电推进子系统以大推力模式执行, 耗时约 90 天, 进入目标轨道。这种复合的化学-电推进轨道提升方式, 既能使卫星在约 105 天的时间内达到预定轨道, 降低入轨过程的地面测控费用, 又能大大增加入轨质量, 提高卫星性能。卫星在轨期间的位置保持任务, 由工作在高比冲模式的霍尔电推进子系统执行。

3.2 实际轨道提升情况

AEHF-1 卫星由运载火箭送入近地点 225 km、远地点 50 212 km、倾角 22.2° 的超同步地球转移轨道。当卫星利用其 BT-4 远地点发动机进行到近地点 19 000 km 的轨道提升时, 远地点发动机未能正常工作。在确定远地点发动机无法恢复工作后, 专家制定了四阶段的新轨道提升方案。

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, 实现轨道近地点 1156 km, 倾角 19.9° , 远地点维持不变。

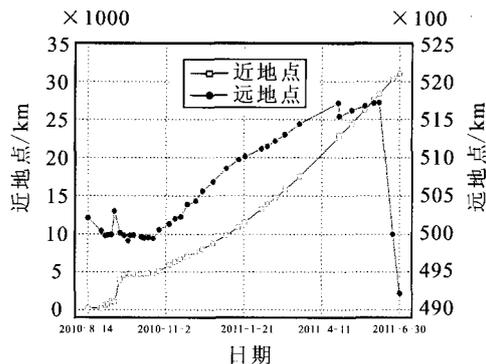
第二阶段, 6 台 22 N 推力器在远地点同时工作, 继续提升近地点, 减小轨道倾角, 该阶段于 9 月 22 日完成, 实现轨道近地点 4712 km, 倾角 15° , 远地点维持不变。

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, 该阶段将持续 7 到 9 个月。

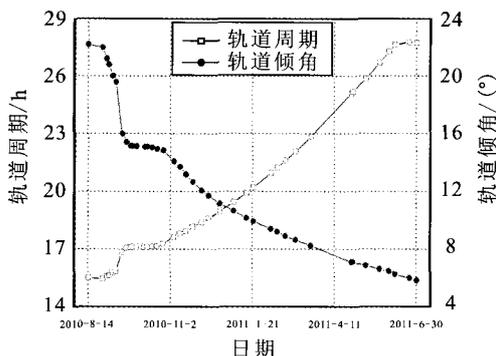
第四阶段, 2 台霍尔推力器近乎持续工作, 将卫星送入目标轨道, 该阶段将持续约 3 个月。

霍尔电推进子系统提前启用, 将执行大部分轨道提升任务。与原方案工作于大推力模式不同, 霍尔电推进子系统工作在高比冲模式, 以节省推进剂, 确保卫星的寿命。至 2011 年 4 月 15 日, 霍尔电推进子系统已累计工作超过 2 100 h。

AEHF-1 为军事通信卫星, 应预留了足够的推进剂, 以满足军事需求所需的大速度增量。图 6 为至 2011 年 6 月 30 日 AEHF-1 的轨道提升进展情况, 数据来自 <http://www.calsky.com>。



a) 近地点、远地点



b) 轨道周期和轨道倾角

图 6 AEHF-1 实际轨道提升进展情况
(更新至 2011 年 6 月 30 日)

Fig. 6 Actual orbit raising process of AEHF-1
(Updated on June 30th, 2011)

4 对我国霍尔电推进的启示

4.1 开展双模式霍尔电推进需求分析研究

霍尔电推进在俄罗斯、美国、欧洲等已经成熟应用多年, 执行位置保持、姿态控制、阻力补偿、轨道提升、空间探测主推进等任务。目前国外除了波音 702 平台采用离子推进系统外, 其余主要 GEO 平台, 如美国 A2100M 平台、LS-1300 平台, 欧洲 Eurostar 3000 平台、Spacebus 4000 平台和在研的 @bus 平台, 俄罗斯的 MSS-2500 平台、UPS 平台、US-KMO 平台, 都采用了简单可靠的霍尔电推进系统执行在轨位置保持任务。A2100M 平台还采用双模式霍尔电推进系统扩展执行发射后的部分轨道提升任务, 极大地增加了有效载荷重量, 优势明显。因此, 非常有必要结合我国新一代 GEO 平台的研制, 详细分析合适

功率的双模式霍尔推力器(如5 kW级)在GEO卫星轨道提升和位置保持任务中的应用,并制定相应的研究规划。

4.2 开展双模式霍尔电推进关键技术攻关

霍尔电推力器近年来技术迅速提高,工作模式从单模式变为双模式,功率从20世纪80年代的亚千瓦级增加到BPT-4000的5 kW级,地面验证寿命提高至10000 h,这与俄罗斯、美国、欧洲等重视基础研究、提前进行技术攻关是分不开的。双模式霍尔电推进系统要实现型号应用,需要突破长寿命空心阴极发射体材料、满足数千次启动要求的阴极加热器、宽电子发射能力空心阴极、双模式微流量调节技术、双模式霍尔加速器、双模式电源处理技术等关键技术。GEO卫星对霍尔电推进系统的寿命要求为数千小时,而霍尔推力器是整个系统的寿命瓶颈,目前检验其寿命最可靠的方法是进行1:1长寿命验证试验,但此项试验周期较长,需花费约2年时间。因此,为尽早实现双模式霍尔电推进的型号应用,必须做好基础研究,并及早进行关键技术攻关,打好提前量。

4.3 针对我国实际情况开展霍尔电推进系统研制

我国GEO卫星国际竞争力有待提高,迫切需要装备合适的霍尔电推进系统以提升有效载荷重量。采用霍尔电推进系统需要基于我国现状,全新的GEO平台设计周期较长,可采取在现有GEO平台上增加霍尔电推进系统的方式来满足目前迫切的实际需求,如DHF-4 GEO平台功率可达8 kW以上,可支持2台1.5 kW级霍尔推力器同时工作。针对我国新一代GEO平台功率增长、有效载荷增加和电推进轨道提升的实际需求,应提前开展更大功率(如5 kW级)的双模式霍尔电推进系统的研制。

4.4 进行空间验证试验,建立人才队伍梯队

针对型号任务对霍尔电推进系统的需求,利用适当的空间试验摸索霍尔电推进系统的工作流程,检验与卫星平台的相容性以及电推进系统在空间工作的寿命特性。通过型号需求拉动,可增强对人才队伍的锻炼,提升霍尔电推进技术水平。实现霍尔电推进产品型号应用需要较长周期,如

美国1998年就开始BPT-4000霍尔推力器的性能试验,到2005年完成寿命鉴定试验,整个周期超过8年。因此必须在技术攻关和型号研制的同时,建立人才队伍梯队,实现可持续发展。

5 结论

AEHF-1由于BT-4远地点发动机未能正常工作,入轨时间将延至2011年10月左右,这将影响到美国AEHF系统的部署进程。作为A2100M平台的最新装备之一,霍尔电推进子系统在AEHF-1卫星轨道提升中发挥着重要作用,将大大降低推进剂的消耗量,确保其寿命。届时,该霍尔电推进子系统将成为世界上第一套成功应用于GEO卫星轨道提升的双模式霍尔电推进系统。我国正在发展新一代大型GEO通信卫星,AEHF-1的实际应用情况可为我国GEO卫星采用双模式霍尔电推进系统执行轨道提升和在轨位置保持任务提供有益参考。

参考文献:

- [1] Northrop Grumman. Advanced EHF communications payload [R/OL]. [2011-04-20]. http://www.as.northropgrumman.com/products/aehf/assets/AEHF_fact_sheet.
- [2] BUTLER Amy. Faulty AEHF to reach orbital slot next summer [J/OL]. [2010-08-31]. <http://www.aviationweek.com>.
- [3] RANDOLPH T M, OH D Y. Economic benefit analysis of chemical-electric orbit raising missions, AIAA-2002-1980 [R]. Montreal, Canada: AIAA, 2002.
- [4] OH D Y, SANTIAGO G. Analytic optimization of mixed chemical-electric orbit raising missions [C]// Proceedings of 27th International Electric Propulsion Conference. Pasadena, USA: IEPC, 2001: 173-187.
- [5] OH D, RANDOLPH T, MARTINEZ-SANCHEZ M, et al. End to end optimization of two dimensional chemical-electric orbit raising missions, AIAA-2002-3966 [C]// Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, USA: AIAA, 2002: 3996-4008.

(编辑:王建喜)