

DFH-4 卫星电推进系统的应用可行性研究

潘海林, 沈 岩, 魏延明, 陈 君
(北京控制工程研究所, 北京 100080)

摘 要: DFH-4 平台是我国新研制的大容量、长寿命静止轨道卫星平台。为了延长平台寿命、增加平台载荷, 需要考虑引入电推进系统执行南北位保任务。针对几种国际上已经得到应用且相对较成熟的电推进系统, 从工程角度对其在 DFH-4 上的应用价值进行了比较和评价, 初步设计了电推进系统在 DFH-4 平台上执行南北位保任务的应用方案, 分析了电推进系统对卫星平台、其它轨道和姿态参数、控制策略以及星上其它系统带来或可能带来的影响。

关键词: 电推进; DFH-4; 应用研究

中图分类号: V439.4

文献标识码: A

文章编号: (2006) 05-0022-06

Research on the application of electrical propulsion system on DFH-4 platform

Pan Hailin, Shen Yan, Wei Yanming, Chen Jun
(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080, China)

Abstract: DFH-4 is a recently developed GEO satellite platform of China. Its requirement on long life and payload, electrical propulsion system is considered for its NSSK mission. Several mature electrical propulsion systems are discussed in this paper, and their application scheme are valued and compared from the view of engineering. According to the character of the DFH-4 platform, a application scheme of electrical propulsion system for NSSK is designed basing on the analysis of its possible influence on orbital/attitude parameter, control scheme, and other systems on the satellite.

Key words: electrical propulsion; DFH-4; application research

1 引言

DFH-4平台是我国新研制的大容量、长寿命静止轨道卫星平台,要求寿命达15年,对我国卫星产业的发展具有重大意义。目前该平台采用双组元统一推进系统,发射质量达5000kg,定点后质量约为2740kg。为了达到DFH-4平台的寿命要求,一方面要考虑改进化学推进系统,增加携带推进剂量、提高系统比冲;另一方面考虑采用一些其它措施,如增加运载能力、减轻结构重量、改进控制方式等。然而对比各种方案,引入电推进系统是从根本上提高DFH-4的寿命的最佳途径。

2 电推进系统概述

对电推进技术的研究最早可追溯到1906年,从20世纪50、60年代开始,美国和前苏联开始大规模支持电推进技术的研究;20世纪70~90年代,电推进技术陆续进行了在轨测试并投入在轨应用;自20世纪90年代以来,电推进系统成为了空间推进系统应用的热点领域。电推进技术的推进原理、实现方式很多,当前在先进国家已经投入应用并相对较成熟的主要是:电弧加热推进系统、霍尔推进系统和离子推进系统。目前也只有这几种电推进系统能够满足DFH-4在推力、比冲、总冲、功率、寿命等方面的基本要求,因此本文主要针对这几种电推进系统在DFH-4上的应用进行分析。

2.1 电弧加热推进系统

电弧加热推进系统(Arcjet)利用电能加热推进剂,使推进剂获得较高的内能,从而获得较高的比冲。在电推进中,Arcjet的工作原理和结构都相对简单,比冲属于中等规模,对任务的适应性比较强。另外,Arcjet的羽流问题不大,只有百分之几的离子化率,扩散角与常规的推力器差不多。对于电弧加热推进系统,目前主要用无水肼作为推进剂,与我国现有的单组元化学推进系统相同,因此具有较好的继承性和系统集成性。

电弧加热推进系统于1993年首次安装在

TelstarIV(401)卫星上发射升空(MR508)。截至2002年7月,17颗星采用MR510、10颗星采用MR509,还有一些采用MR508(数量不详),共发射了30多颗采用肼电弧加热推进系统的卫星,未有故障记录,至今所有采用MR509和MR510的电弧加热发动机系统仍在轨工作。目前,电弧加热发动机的主流产品为Premix的MR509和MR510。

2.2 稳态等离子体推进系统^[1]

稳态等离子体推进系统又称霍尔推进系统,利用电磁力加速推进剂。1982年Fakel成功研制了第一个霍尔推力器的正样产品SPT-70,1994年成功研制了新一代的霍尔推力器产品SPT-100。SPT-100目前仍是霍尔推力器的主流产品。SPT-70和SPT-100是目前技术最为成熟和使用最多的霍尔推力器,先后在俄罗斯、法国、美国等国家的几十颗卫星上得到应用,成为电推进系统商业应用的典范。

法国与俄罗斯合作在SPT-100基础上进行改进,开发了PPS1350霍尔推进系统,已经成功的得到了应用。在2003年发射的Eurostar3000平台上也应用了PPS1350。

2.3 离子推进系统

离子推进系统利用电场力加速推进剂,是目前所有电推进系统中比冲最高的,但系统相对复杂,技术难度较大。离子推进系统于1997年末在HS-601上投入工程应用。Boeing公司的HS-601/HS-702平台、Astrium公司应用UK-10和RIT-10离子推力器的Eurostar-3000和Eurostar-3000GM平台都是目前主要的应用离子发动机的平台。

到2004年为止,已经有30多颗卫星采用了离子推进系统。尽管当前在应用中出现了一些问题,但由于比冲相对其它的电推进系统具有明显的优势,离子推进系统仍是人们广为关注的焦点之一。

3 在DFH-4上应用电推进系统推进剂节约量的比较

在DFH-4平台上使用电推进系统的最终目的可以归结到节约系统质量上,为了从这一点进行比较,本文列出了三种电推进系统用于DFH-4

平台时的初步情况，如表 1 所示。在执行任务时，每次两台推力器同时点火工作。由于太阳能电池帆板效率的降低，在寿命末期可能无法支持电推进系统工作，因此考虑了采用电推进系统工作 15 年和 8 年两种可能，参考国外应用经验，实际工作中更可能采用工作 8 年的方案。

从表 1 的对比可以看出，采用电弧、SPT、离子推进系统，都可以达到节约推进剂、延长 DFH-4 平台寿命的目的。对于采用电推进系统工作 8 年的情况，电弧、霍尔和离子推进系统的质量分别为 203kg、184kg 和 155kg，与双组元统一推进系统相比节约推进剂量分别为 207kg、227kg 和 256kg，电弧和霍尔推进系统的质量分别比离子推进系统多 49kg 和 29kg。

但电推进系统的应用不仅仅是节约推进剂的

问题，还牵涉到电能供应、安装方式、控制测量、对卫星的影响、技术状态、技术途径、成本及可靠性等许多其它的方面的问题，需要进行综合考虑。

4 DFH-4 上电推进系统的应用方案

为了便于阐述，本文假想在 DFH-4 平台上采用俄罗斯的霍尔发动机产品 SPT-100 执行南北位保任务，初步设计了应用方案。

4.1 基本技术要求

我们对电推进系统在 DFH-4 上的应用方案，提出了以下要求：

(1) 除了增加必备的设备 and 空间外，尽量不改变原有卫星平台的布局，或使改动尽量小；

表 1 电弧 / 霍尔 / 离子推进系统用于 DFH-4 的初步比较^[1]
Tab.1 Comparison of Arcjet/Hall/XIP on DFH-4

配置		电弧	霍尔	离子
		2kW/台×2 台	2kW/台×2 台	2kW/台×2 台
功耗/kW		2.0×1	1.35×2	1.2×2
推力/(mN)		240/台	83/台	40/台
安装角/(°)		17	45	30
平均每天工作时间/(min)		25	56	88
工作方式		每周工作	每天工作	每天工作
工 作 15 年	每台工作时间/h	1140	2556	4015
	启动次数 *	782	5475	5475
	推 进 剂 估 算/kg	321	179	75
	贮箱质量/kg	22.5	27	11.5
	系统干重(不含贮箱)/kg	363.5	74.5	109
	系统湿重/kg	356.5	280.5	190.5
	节约推进剂(与双组元相比)/kg	256.5	439.5	529.5
工 作 8 年	每台工作时间/h	608	1363	2141
	启动次数 *	417	2920	2920
	推 进 剂 估 算/kg	171	95.5	40
	贮箱质量/kg	12	14	6
	系统干重(不含贮箱)/kg	20	74.5	109
	系统湿重/kg	203	184	155
	节约推进剂(与双组元相比)/kg	207	227	256

注：由于霍尔推力器和离子推力器的推力较小，均按照安装四台推力器，两台同时工作计算。而电弧推力器按照安装两台，单台工作计算。

* Arcjet 每周工作一次。

(2) 推力器布局要使推力器实现轨道位置保持时, 南北位保与东西位保的耦合尽可能小, 东西位保周期不少于 7 天;

(3) 推力器布局使推力器实现轨道位置保持时的干扰力矩尽可能小, 以保证位置保持时的姿态控制精度满足设计指标, 并保证在正常模式下也能进行东西位置保持;

(4) 推力器布局要考虑推力器的羽流, 按 SPT 羽流发散全角 90° , 使安装在星体上的光学姿态敏感器和太阳翼等尽量不受羽流的污染损害, 羽流对太阳翼附加的干扰力矩尽量小;

(5) 为了节省燃料, 用于南北位保的推力矢量与南北轴夹角尽量小。

4.2 轨道控制策略

地球静止轨道卫星的倾角矢量摄动主要需考虑长周期项和长期项。主要的长周期项有两个: 幅值约 0.004° 的半月周期项和幅值约 0.023° 的半年周期项。长期摄动使倾角矢量大致沿 Y 轴方向匀速变化, 变化速率约为 $0.75^\circ/\text{年} \sim 0.95^\circ/\text{年}$, 摄动方向与 +Y (采用星体坐标系, +X 为正东方向, +Y 为正南方向, +Z 为地心方向) 轴方向偏差不超过 9° , 变化周期约为 18.6 年。南北位置保持控制的一般策略是使得控制后的轨道具有合适的倾角偏置量, 并且升交点的赤经接近 270° 。通过分析倾角矢量的长期变化规律, 确定南北位置保持的周期, 将卫星轨道倾角控制在长周期漂移圆内。

在现在的南北位保方案中, 每 14 天执行一次南北位保, 对应的速度增量为:

$$\Delta V = \Delta i \cdot V_s = 1.8 \text{ m/s}$$

而电推进系统的推力很小 (几十到一百多毫牛), 仅为原有的化学推力器的百分之一。如果采用两台 SPT-100 电推力器, 每台推力按 83mN 计, 初步考虑安装角为 45° , 实际有效推力为 117mN。要使质量 2740kg 的卫星产生 1.8m/s 的速度增量需要时间为 11.7 小时。

这样的位保时间对卫星平台的电源、东西位保、姿态控制等都带来了很大的难度, 因此考虑每天执行南北位保。采用每天执行南北位保的方案, 每天需完成的倾角改变量为 0.0024° , 速度改变量为 0.1286m/s, 每天工作时间约为 52 分钟 (3118s), 在升交点和降交点附近各工作一次,

每次工作时间为 25 分钟, 每次工作的倾角改变量为 0.0012° , 速度改变量为 0.0643m/s。

4.3 发动机的安装

作为电推进系统的初次使用, 出于可靠性考虑, 可把 SPT-100 作为载荷附加到现有平台上, 而保留平台现有的化学推进系统。此外安装方式的设计中, 也参考了国外应用的安装方法^[3]。

(1) SB4000 平台 (ALCATEL 公司)

SB4000 平台 (包括有效载荷) 总重为 3500kg~5400kg, 功率为 10kW~20kW, 装有 4 台俄罗斯 Fakel 设计局研制的 SPT-100, 用于南北位保。电推进系统星上布局见图 1。4 台 SPT-100 通过万向轴装置安装在卫星南北板靠近背地面的位置。卫星平台采用承力筒式结构, 两个贮箱最大推进剂装填量为 2900kg, 两个氙气罐中工质氙气重量为 240kg。远地点变轨采用 400N 远地点发动机, 控制方式为 3 轴轮控, 反作用动量轮备份情况为 4:3。装有 16 台 10N 化学推力器。卫星南北位保由电推力器或 10N 化学推力器来完成。东西位保及姿控由 10N 化学推力器来完成。

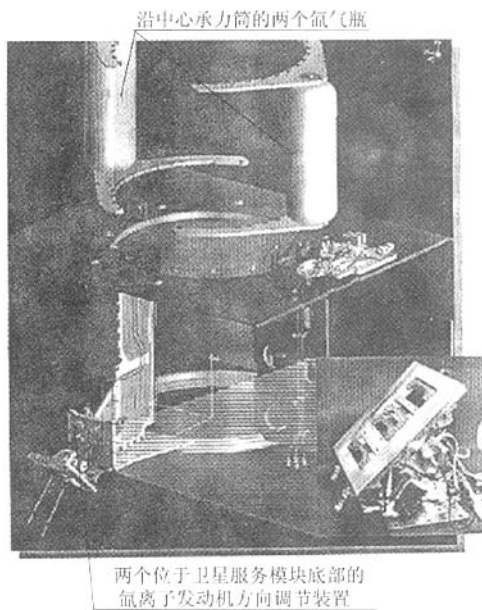


图 1 SB4000 上电推进的安装

Fig.1 Electrical propulsion system installation on SB4000

(2) Boeing 702 平台

平台采用桁架式结构, 装有 4 台 25cm 氙离子发动机, 用于平台南北位保。变轨采用 490N

远地点发动机。推进系统主要部件安装见图 2。4 个化学推进剂贮箱安装在底板上。6 个气罐中有 2 个装化学燃料, 2 个装氦气, 2 个装电推进工质氙气。化学推进剂装填量为 1925kg, 氙气装填量为 224kg。氙离子推力器安装在转动框架上。Boeing 702 平台控制方式为 3 轴轮控, 动量轮系统由 4 个斜装的反作用轮组成。

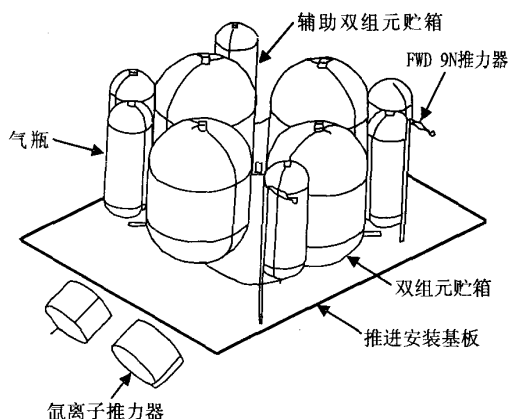


图 2 Boeing 702 平台推进系统主要部件安装图

Fig.2 Main assembly of propulsion system installation on Boeing 702

我们可以看到, 无论是霍尔发动机还是离子发动机, 其在星上的安装都是尽量远离有效载荷和太阳能电池帆板。这种布置方法, 主要目的都是减轻羽流和电磁辐射对有效载荷和太阳能电池帆板的影响。因此我们认为, 尽管在我们现有掌握的报道中, 没有发现由于电磁辐射和羽流对有效载荷和太阳能电池帆板造成严重损害的案例, 但这决不意味着它们不重要。国外的成功应用是由于他们已经充分考虑了它们的影响, 并且显然在卫星的整体布局上进行了调整。因此, 参考国外推力器的布局方法, 把南北位保用的推力器设在靠近背地板一侧, 尽量远离有效载荷, 推力向 Z 方向 (地心方向) 倾斜, 过质心。为了减小羽流对卫星南北面上的太阳能帆板的腐蚀, 设置推力器与 X, Y, Z 方向的夹角为 90°, 45°, 45°。

4.3.1 对轨道偏心率的影响

由于南北位保推力器均安装在背地板一侧, 推力矢量在 YOZ 平面内, 且与 Y (南北) 和 Z (地心) 方向成 45°角, 因此推力除了南北方向的分量外, 还有指向地心 (Z 轴) 的分量。考虑地

心惯性坐标系, 这个沿卫星 Z 轴的分量与卫星平台的运动方向垂直, 不会引起速度大小的变化, 但是会改变速度的方向, 从而导致偏心率的变化。由于卫星在升降交点各工作一次, 所以引起的偏心率摄动大小相等, 方向相反, 每天为一个周期互相抵消。偏心率摄动量的大小用下式计算:

$$e = \frac{1}{\mu} \{ (v^2 - \mu/r) \mathbf{r} - (\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}) \mathbf{v} \}$$

式中, e 为偏心率向量; μ 为地球的万有引力常数 ($=398600.5 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$); \mathbf{r} 为卫星质心相对地心的位置矢量; \mathbf{v} 为卫星质心相对地心的速度矢量。

由于轨道近似为圆轨道, 因此

$$v^2 - \mu/r = 0$$

以 \mathbf{r} 为参考方向, 其值为 (42160, 0, 0) km, 则 \mathbf{v} 为 (0.0643×10⁻³, 3.074, 0) km/s。由以 \mathbf{r} 为参考方向, 其值为 (42160, 0, 0) km, 则 \mathbf{v} 为 (0.0643×10⁻³, 3.074, 0) km/s。由此可得, 由于推力器的沿卫星质心相对地心方向的推力分量引起的偏心率 e 的摄动为 2.09e-5。轨道偏心率引起的卫星经度的东西漂移幅值为 2e, 因此南北位保引起经度的震荡为:

$$2 \cdot \frac{e \cdot 180^\circ}{\pi} = 0.0024^\circ$$

对于卫星东西位置的经度要求 0.05°为高阶小量, 而且会以每天为一个周期自行校正, 因此不用进行特殊考虑。

4.3.2 对姿态控制的影响

根据卫星的配置情况估算, 用电推进执行南北位保, 最大干扰力矩 T_x 约为 0.007431N·m, 轨控时间为 26 分钟。假如轨控过程中不进行姿态控制, 则卫星的俯仰角变化为

$$\alpha = \frac{1}{2} \alpha \cdot t^2 = 3.93 \text{ rad} = 225.2^\circ$$

因此, 在轨控过程中, 必须同时进行姿态控制。但由于每天两次轨控中的干扰力矩大小相等、方向相反, 可以通过动量轮的转速变化来完成, 需要的动量轮偏置能力为:

$$I \cdot \dot{\alpha} = 11.59 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$$

即相当于对动量轮每天进行一次幅度为 11.59N·m·s 的加卸载。

然而, 注意到上面分析的前提是安装化学推进系统的推进剂消耗估算卫星质心位置变化情

况。而改用电推进系统后,推进剂消耗量比目前小得多,因此事实上卫星质心变化远远没有目前估算的这样大。

5 存在的问题

上面的阐述从推进系统自身完成控制任务能力的角度进行了初步分析,然而,电推进系统的应用对整个卫星平台有着深刻的影响,必须加以综合考虑。目前在电推进系统的应用领域,仍有很多课题需要研究:

(1) 系统的可靠性、安全性设计。可靠性、安全性是从一开始就必须重视的问题,特别是当样机向飞行产品转化的时候,这时的环境条件和接口关系与地面试验时差别很大,必须考虑这种影响。而且由于存在高压和强磁场,必须确保在发动机失效的情况下不会波及到整星或其它分系统。

(2) 电推进系统必须经过充分的设计验证。电推进系统的四部分分别属于四个不同的专业领域,不可能有一家单位在四个方面都是最好的,必须进行分工协作,美国、俄罗斯、日本、欧共体都是这样。其设计和试验应分别在各自专业领域内进行,如等离子体物理、电磁场、结构强度、传热、流体力学、电子线路、计算机、电源技术等等。

(3) 电推进推进剂管理系统的洁净度控制。电推进推进剂的流量非常小,要求管路系统中不能有任何的污染物和非挥发性颗粒存在,否则就会堵塞控制阀和限流器。洁净度的控制要从零部件开始。

(4) 氙气的纯度控制。电推进对氙气的纯度非常敏感,纯度稍微降低就会严重影响阴极及降低栅极的寿命。

(5) 电推进系统的系统级测试和验收。对这样一个复杂的系统,系统级的测试非常必要,难

度也非常大,需要有专门的测试设备和测试环境。

(6) 电推进系统的状态检测与故障诊断。在电推进工作过程中需要通过遥测实时进行状态监控,对出现的异常要能进行初步的自诊断。对于如此复杂的系统,这项工作显得尤为重要。但故障诊断是一项难度非常大的工作,还牵涉到要增加一些辅助的传感器和检测点,需要提早进行。

(7) 电推进对其它分系统的影响分析。电推进系统对原来的化学推进系统没有什么影响,但是对卫星的其它分系统,如结构、电源、热控、太阳能电池等,都需要进行专门的论证。

6 总结

本文从工程角度介绍了几种国际上已经得到应用且相对较成熟的电推进系统。针对 DFH-4 平台的总体方案和性能特点,以霍尔推进系统 SPT-100 为例,初步设计了电推进系统在 DFH-4 平台上执行南北位保任务的应用方案,从而分析了电推进系统对卫星平台、其它轨道和姿态参数、控制策略的影响。

此外,本文还介绍了一些在电推进系统的应用领域尚需解决的问题。

参考文献:

- [1] S O Tverdokhlebov. Overview of Russian electric propulsion activities[R]. AIAA 2002-3562.
- [2] S R Oleson, R M Myers, et al. Advanced propulsion for geostationary orbit insertion and north-south station keeping[R]. AIAA95-2531.
- [3] J M Stephan. Plasma propulsion system functional chain validation on eurostar 3000 [R]. AIAA2003-2408.

(编辑: 马 杰)