

**引用格式:** 吕楠,郭建新,肖帅,等. 东方红系列通信卫星控制技术发展综述[J]. 空间控制技术与应用, 2024, 50(5): 1-16. LV N, GUO J X, XIAO S, et al. A review on development of control techniques for DFH-series communication satellites[J]. Aerospace Control and Application, 2024, 50(5): 1-16 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.1674-1579.2024.05.001

# 东方红系列通信卫星控制技术发展综述

吕楠<sup>1,2</sup>, 郭建新<sup>1,2</sup>, 肖帅<sup>1,2</sup>, 林波<sup>1,2</sup>, 仲小清<sup>3</sup>, 周志成<sup>3\*</sup>

1. 北京控制工程研究所, 北京 100094
2. 空间智能控制技术全国重点实验室, 北京 100094
3. 中国空间技术研究院, 北京 100094

**摘要:** 自 1975 年至今,我国已成功发展了以东方红系列为主的多型通信卫星平台,累计发射卫星 70 余颗,为我国国民经济和国防建设做出了重大贡献.概述我国东方红系列通信卫星平台的发展历程,梳理通信卫星控制系统发展脉络及主要特点,重点从姿态控制、轨道控制、信息体系架构和自主健康管理 4 个方面阐述了通信卫星控制技术主要进展.在此基础上,结合空间任务需求,对通信卫星控制技术的未来发展方向进行分析和展望,助推未来创新发展.

**关键词:** 东方红系列;通信卫星;姿态和轨道控制;信息体系架构;自主健康管理

中图分类号: V44 文献标志码: A 文章编号: 1674-1579(2024)05-0001-16

## 0 引言

自 1975 年启动地球静止轨道通信卫星工程以来,我国通信卫星的发展遵循独立自主发展、瞄准国际水平、科研结合实践的原则,发展了以东方红系列为主的多型通信卫星平台,走过了从探索到实践,从试验到实用,从国内到国际的道路<sup>[1]</sup>.截止目前,累计发射各类通信卫星 70 余颗,覆盖不同轨道、承担不同通信任务,先后用于“中星”系列通信广播卫星、“天链”系列数据中继卫星、“天通”系列移动通信卫星等,不仅成为我国空间基础设施重要组成部分,还实现了对多个国家整星出口.

卫星控制系统作为通信卫星的关键分系统之一,确保卫星完成轨道捕获、姿态机动、对地稳定运行等核心在轨任务,多年技术发展和在轨实践使得通信卫星控制系统逐步成熟.通信卫星控制系统主要特点表现为:

1) 通信卫星主要以高轨道卫星为主,控制系统面临转移轨道段大范围变轨和轨道捕获需求,大推力发动机作用下的姿态与轨道控制是其中关键技术;

2) 控制系统具备长寿命、高可靠运行能力,具有完善的控制单机冗余备份能力,能够适应中高轨空间环境的影响;

3) 控制系统长期在轨任务主要是实现长期对地姿态稳定控制和定期的轨道维持任务,随着电推进等新型推进系统开始应用,姿轨控形式也随之发生深刻变化;

4) 通信卫星的控制性能指标和控制能力呈阶梯式发展,满足越来越高的控制任务需求,同时卫星平台也充分扩展至导航、遥感卫星领域.

本文首先对东方红系列通信卫星平台的发展历程进行介绍,展现控制系统的发展脉络和主要特点,然后从姿态控制、轨道控制、信息体系架构和自主健康管理四个方面分别阐述通信卫星控制技术

的主要发展情况,最后对通信卫星控制技术未来发展方向进行分析与展望,为未来通信卫星控制技术的发展提供借鉴与参考。

## 1 东方红系列平台发展历程及控制系统特点

我国通信卫星的发展历程主要以东方红系列通信卫星平台的发展为主线,按照时间顺序主要包括东方红二号、东方红三号、东方红四号、东方红三号 B、东方红四号 E、东方红五号、东方红三号 E 等。

### (1) 东方红二号

东方红二号(简称东二)通信卫星于 1975 年 3 月启动研制,1984 年 4 月 8 日成功发射,并于 4 月 16 日成功定点于东经  $125^{\circ}$  赤道上空,是我国第一颗通信卫星,也是我国第一颗地球静止轨道卫星<sup>[2-3]</sup>,该卫星的实际外貌见图 1。

东二卫星是自旋稳定卫星,卫星通过星体高速旋转( $100\text{ r/min}$ )实现惯性空间的定轴性,消旋平台依据地球敏感器的测量信息控制通信天线指向地球,卫星的姿态调整和轨道控制通过星地大回路控制实现。东方红二号首次实现了我国地球同步轨道卫星成功发射和定点,标志着我国掌握了地球同步轨道卫星的控制技术,突破了双自旋卫星姿态测量与确定技术。



图 1 东方红二号卫星

Fig. 1 DFH-2 Communication Satellite

### (2) 东方红三号

东方红三号(简称东三)通信卫星于 1986 年 3 月启动研制,1997 年 5 月 12 日成功发射,5 月 20 日成功定点于东经  $125^{\circ}$  赤道上空,在轨展示示意图如图 2 所示。东三卫星实现了我国地球静止轨道卫星从自旋稳定到三轴稳定的飞跃,对推动我国高轨卫星控制技术进步发挥了重要作用<sup>[4]</sup>。

东方红三号卫星采用基于角动量管理的三轴稳定控制技术,实现了面向长寿命连续工作的故障诊断与隔离、模块级交叉重组,并首次采用双组元推进系统。东方红三号卫星按公用平台的思想进行研制,同时针对关键控制单机开展国产化技术攻关,摆动式红外地球敏感器、太阳帆板驱动机构、50 Nms 动量轮等单机 2003 年首飞成功,标志着控制系统国产化进程取得重要进展,核心单机摆脱了对进口产品的依赖。

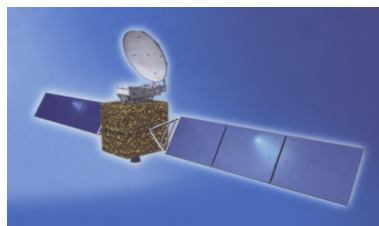


图 2 基于东方红三号平台的通信卫星

Fig. 2 Communication Satellite based on DFH-3 satellite platform

### (3) 东方红四号

东方红四号(简称东四)公用平台于 1999 年 12 月立项研制,2006 年 10 月 29 日实现首飞,图 3 展示了处于地面试验状态下的东四平台卫星。该平台采用公用平台设计理念,坚持通用性、继承性、扩展性和先进性的原则,平台的性能与国际上同类卫星先进平台水平相当,设计寿命 15 年,控制系统也完成了工作寿命从 8 年到 15 年的跨越<sup>[1,5]</sup>。



图 3 基于东方红四号平台的通信卫星

Fig. 3 Communication Satellite based on DFH-4 satellite platform

东方红四号公用平台在国内首次应用了 V 型轮二维轮控的控制方案,通过动量轮连续控制,提高了姿态控制精度。首次应用了 RISC 星载计算机和 SpaceOS 操作系统,并从中星 1A 等卫星开始引入了星敏感器定姿,使卫星控制能力大幅度提升,并具有在轨自主天文导航与位保控制、大挠性天线条件下的鲁棒稳定控制和高精度指向控制等方面的姿轨控能力,进一步拓展了通信卫星的应用领域。

#### (4) 东方红三号 B/东方红四号 E

2009年,东方红三号B(简称东三B)启动研制,2017年4月全配置首发星——中星16号卫星取得成功,作为新一代中等容量地球同步轨道公用卫星平台,东三B平台实现了综合电子与电推进技术的突破<sup>[6]</sup>。

在东方红三号B平台研制过程中,为应对卫星高载荷比、信息融合和故障诊断与处理能力的需求,研制了高集成度的中心管理单元,使传统卫星平台的姿轨控与数管两套星载电子系统合二为一,功能密度提升一倍以上,大幅提升了平台先进性。在该平台上首次采用了离子电推进系统,完成了电推进推力矢量标定及调节技术验证,实现了化推-电推混合轨道控制,在国内首次实现了电推进工程化应用,达到国际先进水平。

东方红四号增强平台(东方红四号E,简称东四E)继承了东三B平台的信息体系架构,进一步提升了控制系统的自主性、健壮性和好用易用性,并实现了技术状态的统一化<sup>[7]</sup>。在平台后续卫星研制过程中,对星载控制计算机和产品配置进行了升级,进一步提升了控制系统的计算能力和集成度。目前东四E平台已经成为我国新一代高轨通信卫星的主流平台。图4为全配置状态下的东四E平台卫星在轨展开示意图。



图4 基于东四E平台全配置状态的通信卫星

Fig.4 Communication satellite based on DFH-4E satellite platform

#### (5) 东方红五号

2019年12月,东方红五号(简称东五)平台技术验证卫星——实践二十号成功发射,填补了我国超大型通信卫星平台型谱的空白<sup>[8]</sup>,控制技术也取得了新的突破,图5给出了东五平台卫星全展开状态下的整星外形图。东五平台配备二维二次展开大型太阳翼和并联贮箱,控制系统解决了卫星大挠性、并联贮箱刚柔液深耦合等控制难题。

东方红五号平台通过4台电推进器和矢量调节机构实现卫星全寿命周期在轨全电推进南北、东西位保以及动量轮角动量管理。所提出的电推进协同

优化全自主轨道转移控制方法,在轨实现了自主轨道转移末端轨道相对目标轨道的综合误差小于0.1%,达到国际领先水平。

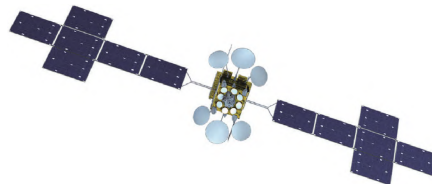


图5 基于东方红五号平台的通信卫星

Fig.5 Communication satellite based on DFH-5 satellite platform

#### (6) 东方红三号 E

东方红三号增强型平台(东方红三号E,简称东三E)是遵循“高性能、高效率、高性价比”的设计理念打造的国际市场开拓的中小型通信卫星主力平台,是我国首个全电推进、自主飞行变轨的地球同步轨道通信卫星平台<sup>[9]</sup>。首发星亚太6E卫星已于2023年1月13日成功发射,经过18个月的持续变轨控制,2024年6月顺利实现卫星定点。

东方红三号增强型平台首发星采用的“2+2”电推力器配置,包括2台离子推力器和2台霍尔推力器,同时配置2台可展开机械臂式矢量调节机构,实现了转移轨道、同步轨道不同飞行任务下推力器矢量方向的控制,具有较强的冗余备份能力,卫星在轨展开示意图如图6所示。卫星控制系统具备自主运行能力,全程实现自主姿态控制和角动量管理,并可自主完成小推力持续轨道提升和定点后的位置保持控制<sup>[10]</sup>。



图6 基于东三E平台的通信卫星

Fig.6 Communication satellite based on DFH-3E satellite platform

随着东方红系列通信卫星平台的发展,通信卫星的承载能力不断提升,系统能力逐步覆盖当前主流卫星通信市场。与之相匹配,控制系统的信息处理和姿轨控能力也同步提升,满足了卫星对载荷比、实现更高载荷指向精度和稳定度等越来越高的要求,并被广泛应用至导航、遥感、深空等其它空间任务中。我国东方红系列通信卫星平台发展及承载能力如图7所示。

随着卫星互联网的快速发展,我国卫星通信领



域也开始布局卫星互联网系统,成立了首个卫星通信领域国家重大专项,也是我国空间通信从高轨到低轨、从区域到全球发展的重要标志.在东方红系列通信卫星的基础上,中国空间技术研究院新研了适应于低轨高密度发射的小型通信互联网卫星平

台,其控制系统采用高度集成化设计思想和通用平台软件架构,配置低功率霍尔电推进系统和激光通信载荷指向机构等新产品,支持规模化星座自主运行,其融合试验星和两组卫星互联网技术试验星分别于 2021 年 8 月和 2023 年 7 月、12 月成功发射.

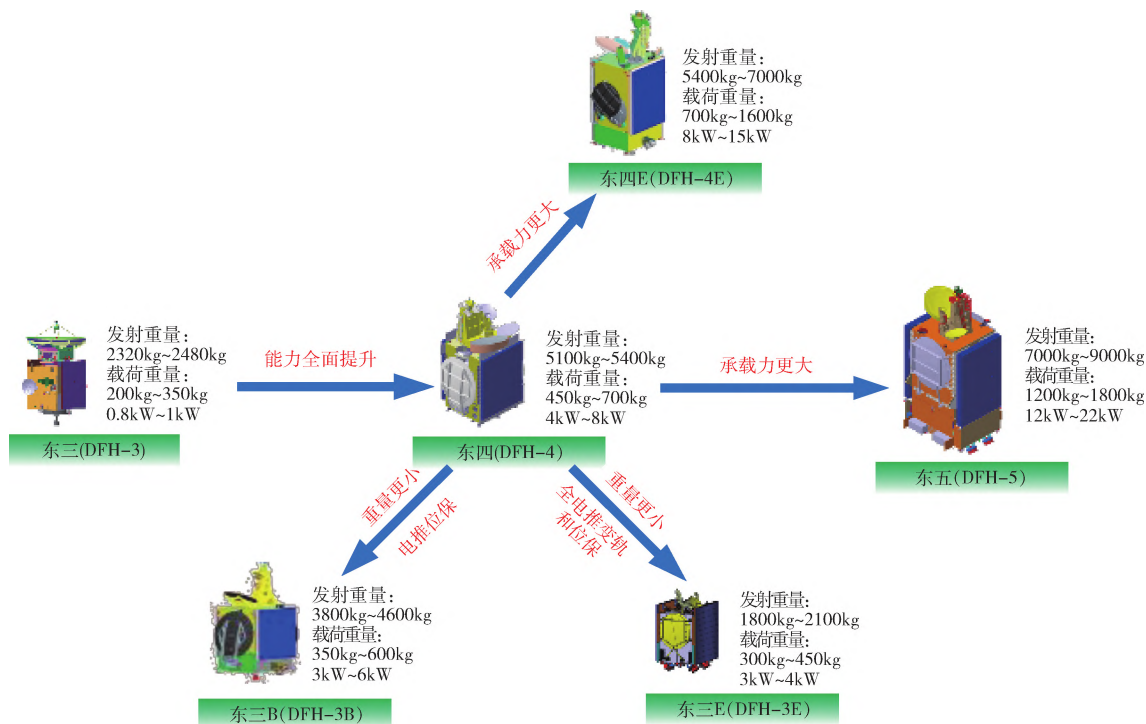


图 7 我国东方红系列通信卫星平台发展演化图

Fig. 7 Development evolution of DFH-series communication satellite platform

## 2 通信卫星控制技术的发展

### 2.1 姿态控制技术的发展

随着通信卫星任务类型扩展和能力需求提升,卫星的姿态控制技术也快速发展,不仅逐步从地面控制为主转变为星上自主控制为主,也从单星单一控制方式向多星互联/多级复合/智能自主控制发展.总结其发展经历,可将我国通信卫星姿态控制技术的发展分为 4 个阶段:

(1)地面为主,星上辅助,实现姿态自旋稳定

双自旋卫星平台由于具有良好的在轨稳定性和对地指向能力,从上世纪 60~70 年代开始普遍应用于通信卫星领域.国际上以 Intelsat-VI、HS-376 卫星平台为代表,可以满足 GEO 通信卫星高可靠、长寿命要求,我国最初研制的东方红二号卫星也采用了双自旋卫星平台.自旋卫星在入轨后,卫星利用地球敏感器和太阳敏感器获取自旋方向,通过星地大回路控制实现自旋方向控制,并在远地点高速自

旋稳定情况下利用固体发动机点火实现卫星转移轨道变轨控制.卫星进入工作轨道后,利用主/被动章动、进动控制实现自旋轴方向控制和章动阻尼控制,利用消旋机构实现载荷指向,姿态指向控制精度可达  $0.01^\circ \sim 1^\circ$  [11].

(2)星地结合,实现长期稳态下自主姿控,达到较高姿轨控制精度

自上世纪 80~90 年代,通信卫星逐步从双自旋稳定控制转入三轴稳定控制,比较典型的卫星平台包括美国的 BSS601 平台和 BSS702 平台、LS-1300 平台、A2100 平台,欧洲的 Eurostar 平台和 SpaceBus 系列平台,俄罗斯的 Express 平台等.这类卫星具备三轴稳定控制能力,能够根据姿态敏感器测量数据自动完成姿态解算和闭环控制,满足多种对地指向载荷应用要求,卫星的寿命也提高至 10~15 年.

我国从东方红三号卫星开始进入高轨卫星三轴稳定控制阶段.东三平台卫星构建俯仰轴偏置动量系统,利用地球敏感器实现滚动、俯仰角较高精度测量,并基于惠康原理和推力器倾斜安装 [12],实

现了正常模式下星上俯仰轮控、滚动-偏航联合喷气控制,无需专门偏航姿态测量,卫星滚动、俯仰姿态控制精度可达 $\pm 0.1^\circ$ ;同时突破了大容量贮箱的液体晃动理论建模及相应的姿态控制技术<sup>[1]</sup>,为基于高比冲双组元推进系统的变轨控制奠定了基础.相对于双自旋卫星平台,东三平台卫星有效提升了星上自主控制能力,能够直接利用姿态信息完成闭环姿态控制,并具备对部分单机进行故障诊断与处理的能力,减小了地面操控负担.

东四平台的姿态控制方法相对于东三平台实现了再次飞跃.从东三平台的单通道轮变为双通道轮控,利用“V+L”型飞轮的单自由度控制方式<sup>[13]</sup>,实现“滚动-俯仰轮控、偏航喷气卸载”三轴姿态控制,将滚动、俯仰角度控制精度提升至 $\pm 0.06^\circ$ ,并且在未增加姿态测量单机的情况下,通过增加偏航估计算法,利用轨道系角动量的交变特性,实现了XOZ平面内角动量的长期估计,利用喷气控制实现了精度为 $\pm 0.2^\circ$ 的偏航姿态控制精度.

(3)姿态复合控制、全自主控制满足通信卫星发展新要求

随着长寿命星敏感器、飞轮成功研制并在轨应用,我国通信卫星控制系统全面进入了三轴姿态长期完全可测可控时代<sup>[14]</sup>.利用飞轮系统的高精度控制能力和对外干扰力矩的积累、平抑作用,可以应对姿态连续机动、大型天线光压扰动等在轨姿控工况,如天通一号卫星搭载的大口径环形天线,不仅转动惯量大,其所受到的光压力矩也大,每天太阳光压引起角动量的日周期波动大但增量小,利用多个大容量飞轮吸收其角动量波动,而规划卸载角动量积累量,从而避免使用姿控推力器频繁卸载角动量,提高了卫星在轨运行的可靠性,图8展现了天通一号卫星天线展开后的状态;同时利用飞轮还能实现大惯量卫星的姿态机动,满足天线连续指向目标的要求,不仅提高了姿态控制精度,也使得星上天线类载荷具有更好的任务适应性<sup>[15-16]</sup>.

针对多约束与多扰动条件下的天线大范围转动、快速跟踪与精稳“凝视”的控制问题,提出了基于动态前馈与强抗扰反馈的复合控制方法,使卫星具备三轴任意姿态可控、附件快速机动及高精度指向、角动量自主管理等多重能力,典型应用如天链系列卫星,实现了中继天线快速机动和姿态稳定控制,基于抗扰设计和机动轨迹规划思想,采用多回路复合控制,克服了多天线运动之间、天线与星本体之间的动力学耦合,最终保证中继天线高精度快速指向<sup>[17]</sup>.

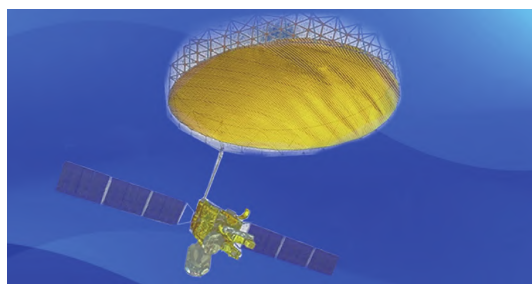


图8 天通一号卫星大型天线在轨展开示意图

Fig. 8 Unfold state of TT-1 satellite with large antenna

(4)极高指向控制,智能自主飞行,进一步提升通信卫星控制能力

目前全球通信卫星呈现规模化星座建设、全电推方式大量应用、星间链路在轨建链等发展趋势,对控制系统的高精度指向控制能力和智能自主飞行能力提出了更高的要求.我国通信卫星领域经过四十多年的发展,相关的技术储备已经能够支持卫星平台的控制技术向更高水平迈进,并已经在一些方面取得了进展,如在实践二十号、卫星互联网等卫星上已经开始在轨验证并应用星地、星间激光通信<sup>[18-19]</sup>,激光高精度指向机构和多级协同控制是保证目标指向精度和动态性能的关键因素<sup>[20]</sup>,目前激光指向控制的技术水平已经趋于成熟,可基本满足空间应用的需求.亚太6E卫星从低轨到高轨采用全电推进行轨道转移,在我国首次在轨实现小推力长时间变轨控制,充分验证了卫星在复杂工况下的姿态多目标规划、系统安全与容错策略和全局自主任务规划能力<sup>[21-22]</sup>.

## 2.2 轨道控制技术的发展

我国通信卫星轨道控制技术的发展与推进方式的发展密切相关,并可由此大体划分为3个发展阶段:第1阶段是东二平台卫星,主要特点是通过远地点一次性的固体发动机点火实现卫星轨道转移,采用单组元推进系统完成定点捕获和位置保持控制;第2阶段是从东三平台卫星开始一直延续至今,主要特点是通过双组元推进系统490 N发动机实现多次变轨,利用10 N推力器完成定点捕获和位置保持控制,高比冲的液体推进系统同时满足了高精度轨控和提高卫星载荷比的双重要求;第3阶段是以中星16号、亚太6D、亚太6E等为代表的东四E和东三E平台卫星,逐步应用电推进系统,显著提高了卫星载荷比,与之相对应,控制系统复杂度更高,转移轨道段需要的时间也更长.其中所涉及的关键技术涉及轨道确定、转移轨道段变轨控制、位置保

持控制与多星共位、小推力变轨控制等方面。

### (1) 星上轨道数据多源化

通信卫星从入轨到稳定运行阶段,分别经历转移轨道段变轨、定点捕获和轨道维持控制 3 个轨控阶段。轨道控制的前提是确定轨道,传统的精密轨道确定对应符合问题精度的受摄力学模型,再根据观测资料确定空间物体的运动状态,这种方式比较适合通信卫星在轨稳定运行阶段,一般通过单站或多站长时间的测定轨数据可以将高轨道卫星的定轨精度提升至百米左右。从东三平台卫星开始应用的大推力变轨控制和快速定点捕获,引入了卫星机动轨道跟踪和确定<sup>[23]</sup>,不仅提升了定轨精度和定轨快速性,同时也完成了推力器工作效能的标定,但东三平台卫星不具备星上轨道计算能力,轨控流程执行和偏航定姿等在轨任务只能由地面规划并注入指令方式实施,对地面的依赖性大。从东四平台发展至东三 B/东四 E 平台,通信卫星逐步形成了地面轨道注入、星上轨道递推与星上自主导航相结合的轨道数据来源结构,兼顾了地面管理和星上自主,有效提升了卫星在轨管理效率。从亚太 6E 卫星开始,由于需要长时间电推进完成从低轨道到高轨道的转移轨道段变轨,进一步强化了对全过程轨道数据应用的需求,工程上以高精度星上轨道递推为基础,通过引入适应高低轨场景的星载 GNSS 测量数据,再辅助地面短弧度定轨数据,实现了卫星连续的高精度轨道跟踪,为长弧段电推变轨控制提供了准确、可靠的轨道数据输入。

### (2) 转移轨道段化学推进变轨方式成熟可靠

一般高轨道卫星由火箭送入近地点 200 km 左右、远地点大于或等于地球同步轨道高度的转移轨道;转移轨道段由卫星自身变轨大推力发动机执行变轨机动,将卫星近地点抬高至同步轨道高度,同时将轨道倾角控至目标附近。整个变轨过程耗时少,卫星滞留在范艾伦辐射带的时间也少,有利于卫星入轨安全;同时对于通信卫星而言,决定变轨性价比的主要因素是变轨发动机比冲,更高比冲的发动机可直接提升卫星载荷比。从东二平台固体发动机单次变轨控制到后续通信卫星平台的多次液体发动机变轨,即是通过选择更高比冲的变轨发动机,不仅直接减小了变轨燃料的消耗,同时利用多批次变轨的控制方式,优化了整体燃料需求和入轨精度<sup>[24]</sup>,也降低了对卫星发射窗口的要求,提高了全年卫星发射效率。即使如此,按照变轨发动机比

冲 310 s 计算,卫星从转移轨道到同步轨道,燃料消耗通常占卫星总质量的 40 ~ 50%,后续仍需发展更高比冲、更可靠、更绿色的变轨发动机<sup>[25-26]</sup>。

### (3) 从单星位置保持到多星共位,有效提升轨位容量

高轨道卫星的轨道保持技术是使得卫星相对于定点位置的地理经度、纬度偏差被限制在设定的误差范围之内,从而克服地球非球形引力、日月引力和太阳光压摄动影响<sup>[24]</sup>。尤其是对于广播电视直播卫星、点波束通信卫星,卫星的轨道位置误差将引起地面接收天线增益下降、地面通信覆盖范围变化,因此静止轨道卫星需要较高的定点保持精度,一般在地理经度和纬度方向要求为  $0.05^\circ \sim 0.1^\circ$ 。对于具有一定角度的倾斜同步轨道卫星,一般只需进行升交点地理经度保持控制,控制最大误差可在  $0.5^\circ \sim 2.5^\circ$  之间,无需控制卫星倾角和升交点赤经,卫星在地表赤道附近形成了数字“8”的轨迹,这种方式往往天然造就了倾斜同步轨道卫星与定点位置处的静止轨道卫星之间的空间隔离。轨道保持技术的基础是摄动分析,从中可得到轨道受摄漂移方向,控制策略则是选定好变轨时机,定期利用发动机抵消摄动影响,使得卫星在满足地理经、纬度精度的同时,燃料消耗也最优<sup>[24]</sup>。

由于静止轨道的轨位稀缺,按单颗静止轨道卫星平均分配的地理经度  $\pm 0.1^\circ$  计算,理论上静止轨道上仅能容纳 1800 颗卫星,但实际上由于区域需求不均匀,部分区域尤其在亚太等区域上空的静止轨道轨位非常紧张,这也促使国际上从上世纪 80 年代后提出了多星共位方案<sup>[27]</sup>。通过多星共位分享同一轨位,提高资源利用率,也能满足不同类型卫星的工作需求。目前提出的控制方法包括平经度隔离、偏心率隔离、偏心率倾角矢量联合隔离等轨道控制方法,可以应对不同的隔离需求,如我国 2003 年首次实现两颗静止轨道卫星的共位控制,采用的是绝对偏心率隔离方式<sup>[28]</sup>;针对北斗导航卫星与通信卫星共位需求,利用导航卫星对倾角和偏心率要求较低的特性,可选择绝对偏心率隔离或偏心率倾角联合隔离的共位策略;对定点位置精度要求都较高的通信卫星,一般只能采用偏心率倾角矢量联合隔离方法实现较高的轨位容量<sup>[29]</sup>。

### (4) 小推力变轨控制推广应用,卫星性价比大幅提升

电推进系统利用其高比冲的特点,应用于大范



围轨道转移,可以显著降低推进剂的消耗量.国外已有多个搭载电推进的静止轨道卫星,尤其是目前发展的全电推平台<sup>[30]</sup>,如波音 702X、Onesat 和 Inspire 等,卫星发射重量约在 2 000 kg,但载荷重量最大能达 1 000 kg,50% 的载荷比远优于化学推进作用下的通信卫星.但由于变轨推力较小,其需要较长变轨时间,对于全电推 GEO 卫星平台,一般需 6 个月以上的变轨时间,才能从转移轨道进入同步轨道,从而推迟了卫星的运营服务时间.

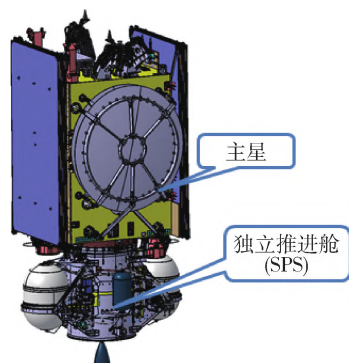


图9 亚太6E卫星发射状态示意图

Fig.9 Launch state of APSTAR-6E satellite

亚太6E卫星首次采用低轨卫星运载火箭发射高轨通信卫星<sup>[9]</sup>.卫星首先进入LEO轨道,再采用可分离独立推进舱技术,实现初步的轨道抬升,形成

轨道周期约为3h的转移初始轨道,再利用电推进的小推力变轨方式自主实现转移轨道段的控制和轨道捕获,亚太6E卫星发射状态构型如图9所示.为便于在轨自主实施,轨控策略优化时将复杂两点边界问题简化为分段实施过程中的推力器与轨道面两个夹角参数优化问题<sup>[22]</sup>,满足时间和燃料等变轨约束的同时,大幅减小了变轨策略计算所需的时间,保证了卫星最终准确进入GEO定点位置.

在变轨过程中,卫星经历了严酷的空间环境影响,并克服变轨期间姿态变化带来的重力梯度干扰力矩影响.此时电推力器不仅需要输出变轨推力,还需要通过调节推力方向,完成整星角动量管理.亚太6E国内首次采用了机械臂式矢量调节机构+电推力器组合<sup>[31]</sup>,通过2台可展开矢量调节机构,可实现双推力器组合工作、单一推力器独立工作等多种变轨组合方式,能够自动的根据轨控最优方向和角动量卸载方向优化出推力指向角,进而分解至每个控制关节,综合指向控制精度优于 $0.02^\circ$ .机械臂式矢量调节机构的空间指向可达域兼顾了工作轨道变轨和同步轨道位保期间的推力指向控制需求,使得亚太6E卫星具有高效高容错电推进轨控能力.图10对亚太6E卫星全寿命过程进行了变轨阶段划分.

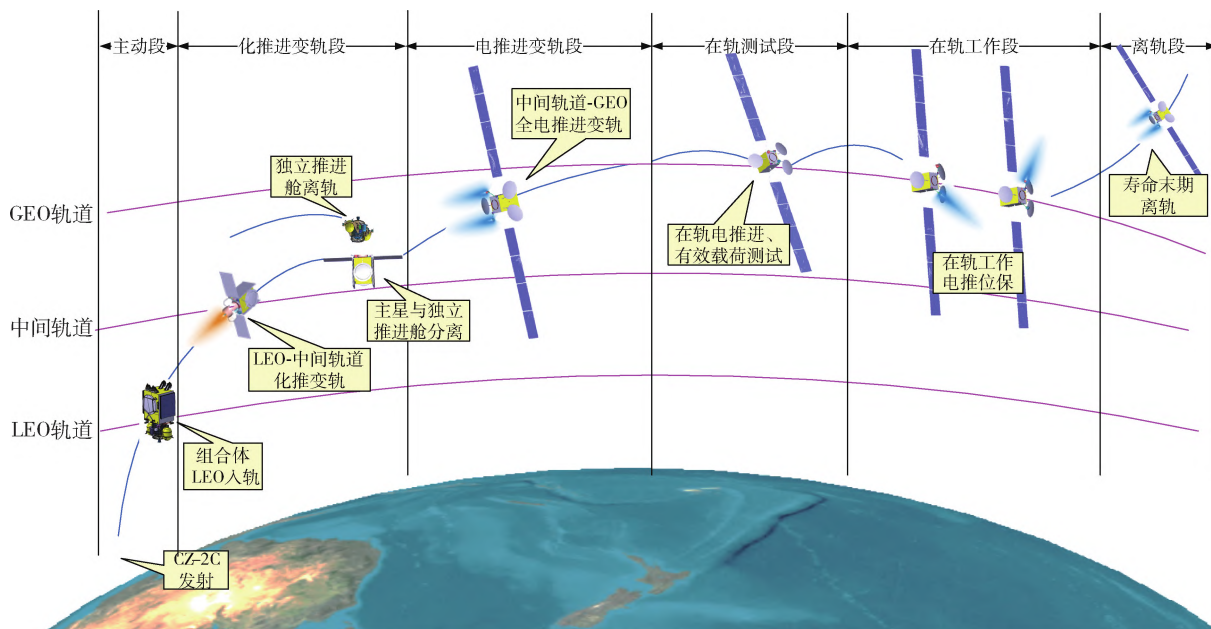


图10 亚太6E卫星在轨工作阶段划分

Fig.10 Stage division for orbit control missions of APSTAR-6E satellite

### 2.3 信息体系架构的发展

我国通信卫星控制系统的信息体系架构按照时间先后顺序和系统先进性,先后经历了6个发展

阶段:

第1阶段:“模拟线路+敏感器/执行机构”,东方红二号卫星采用这一体系架构,控制系统由太阳

传感器、红外地平仪器、自旋控制线路、章动阻尼器、消旋组件组成,核心为消旋组件及其线路,执行机构采用单组元化学推力器。

第 2 阶段:“AOCE + OBC + 传感器/执行机构”,东三平台和东四平台早期卫星采用的这一体系结构,控制器由姿态轨道控制线路(attitude orbit control electronics, AOCE)和星载计算机(on-board computer, OBC)两台电子产品实现<sup>[32]</sup>。

该体系结构的典型系统组成图见图 11。其中, AOCE 为模拟线路,主要实现信号接口处理和模拟式控制器的功能;OBC 为数字式计算机,是中国航天最早的高轨星载计算机。该阶段使用的传感器主要包括太阳传感器、地球传感器和液浮陀螺,使用的执行机构主要包括太阳帆板驱动机构、动量轮和双组元化学推力器,硬件接口主要为定制接口。

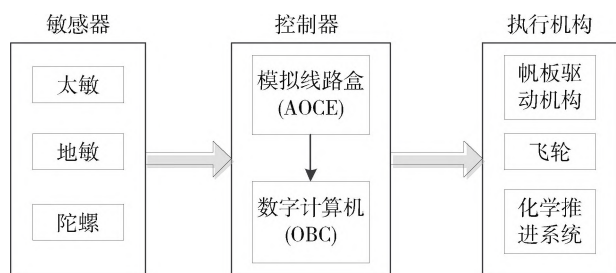


图 11 “AOCE + OBC + 传感器/执行机构”架构框图

Fig. 11 Structure diagram based on AOCE + OBC + Sensor + Actuator

第 3 阶段:“AOCC + 传感器/执行机构”,从东四平台后期卫星等开始采用这种体系结构,这种体系结构将原有的两个控制器合并为一台姿态轨道控制计算机(attitude orbit control computer, AOCC),并引入了星传感器为主的定姿技术,控制分系统的性能得到了进一步提高。该阶段使用的传感器主要包括太阳传感器、地球传感器、液浮陀螺和星传感器,使用的执行机构主要包括太阳帆板驱动机构、动量轮和双组元化学推力器,硬件接口主要为定制接口。该体系结构的典型系统组成图见图 12。



图 12 “AOCC + 传感器/执行机构”架构框图

Fig. 12 Structure diagram based on AOCC + Sensor + Actuator

第 4 阶段:“CMU + ADU + 传感器/执行机构”,从东三 B 平台开始采用这种体系结构,这种体系以中心管理单元(central management unit, CMU)和执行机构驱动单元(actuator drive unit, ADU)双控制器作为核心,相对于前两种体系结构,这种体系结构的突出特点是:(1)适应了整星综合电子体系要求,CMU 自身既是控制分系统的大脑,也是整星的“大脑”;(2)CMU 和 ADU 在设计时充分考虑了扩展性,从前两个阶段“定制产品”的研制模式转变为“最大包络设计”,各种传感器/执行机构的接口都预留足够的通道,使得分系统有良好的扩展能力;(3)集成度进一步提升,CMU 中集成了部分传感器线路,ADU 中集成了部分执行机构线路和电推力器控制线路<sup>[32]</sup>。目前这种体系结构已成功应于东三 B 平台和东四 E 平台早期卫星。该阶段使用的传感器主要包括太阳传感器、地球传感器、二浮陀螺、光纤陀螺和星传感器,使用的执行机构主要包括太阳帆板驱动机构、动量轮、磁力矩器、双组元化学推力器和离子电推力器。硬件接口仍然主要为定制接口,但综合电子系统采用 1553B 总线,具有一定的可扩展性。该体系结构的典型系统组成图见图 13。

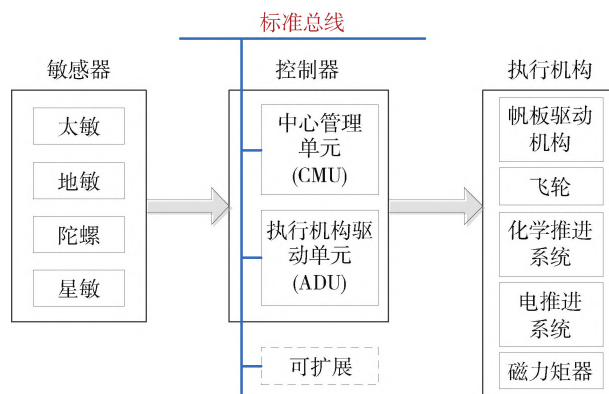


图 13 “CMU + ADU + 传感器/执行机构”架构框图

Fig. 13 Structure diagram based on CMU + ADU + Sensor + Actuator

第 5 阶段:“AOCC + ADU + EPCU + 传感器/执行机构”,东五平台采用这种架构体系,其中 AOCC、ADU 和电推进控制单元(electrical propulsion control unit, EPCU)采用了“高轨通用电子系统”的产品,主 CPU 的计算能力得到提升,实现了 I/O 软件与应用软件的分离,进一步提升了控制分系统的性能<sup>[33]</sup>。EPCU 主要负责电推进系统的控制与驱动,作为独立的单机进行解耦。该阶段使用的传感器主要包括太阳传感器、地球传感器、二浮陀螺、半球谐振陀螺



和星敏感器,使用的执行机构主要包括太阳帆板驱动机构、动量轮、双组元化学推力器和离子电推力器.从这个阶段开始,硬件接口主要采用标准接口或通用接口,整个体系具有较好的扩展性.该体系结构的典型系统组成图见图14.

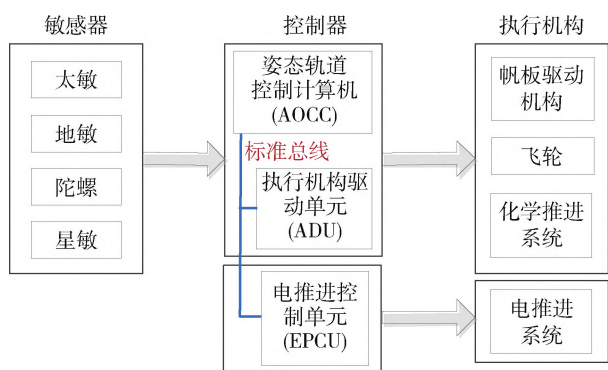


图14 “AOCC + ADU + EPCU + 传感器/执行机构”架构框图

Fig. 14 Structure diagram based on AOCC + ADU + EPCU + Sensor + Actuator

第6阶段:“AOCU + EPCU + 传感器/执行机构”,东四E平台后期卫星采用这一体系架构,其中姿态轨道控制单元(attitude orbit control unit, AOCU)在第4阶段和第5阶段的基础上,通过采用高性能、高集成度芯片,实现了CMU/AOCC和ADU的集成,集成后的AOCU在重量、体积、功耗和成本上均大幅减少,性能大幅提升.该阶段使用的传感器主要包括太阳敏感器、地球敏感器、光纤陀螺、惯性测量单元和星敏感器,使用的执行机构主要包括太阳帆板驱动机构、动量轮、双组元化学推力器和离子电推力器.该体系结构的典型系统组成图见图15.

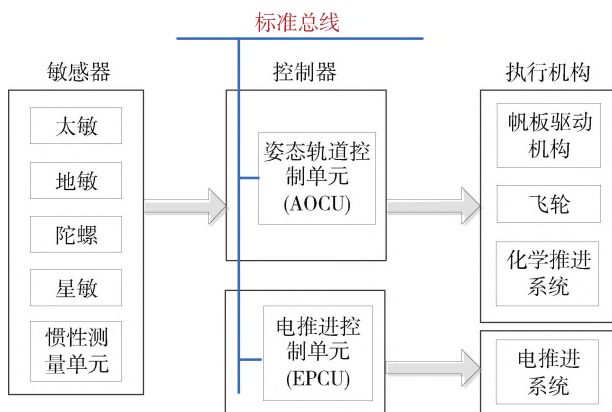


图15 “AOCU + EPCU + 传感器/执行机构”架构框图

Fig. 15 Structure diagram based on AOCU + EPCU + Sensor + Actuator

综合分析,我国通信卫星控制系统的信息体系架构的发展呈现如下特点:

1)集成化:电子产品数字电路所占的比例逐渐增加,由早期的以模拟电路为主、数字电路为辅,逐渐发展为以数字电路为主、模拟电路为辅.同时,电子产品集成度越来越高,传感器和执行该机构的线路盒逐渐集成到星载控制计算机中,控制系统的重量和产品数量逐渐减少.

2)标准化:星载控制计算机由定制化设计逐渐发展为标准化、通用化、模块化设计,传感器和执行机构的接口逐步标准化,控制系统的通用性和扩展性越来越高.

3)融合化:以东三B、东四E平台为例,星载控制计算机与数管计算机融合为一台计算机,同时完成卫星的姿态和轨道控制任务、能源管理任务、热控管理任务、遥控遥测任务、载荷管理任务、以及整星的故障诊断和处理任务,为信息融合和智能处理建立了技术基础,为提升通信卫星好用易用性创造了条件.

## 2.4 自主健康管理的发展

卫星控制系统是典型的多学科、多领域复杂信息系统,由星载控制计算机实现信息闭环和任务自主决策.对于中高轨通信卫星,长期运行在恶劣复杂的空间环境,尽管设计了一系列可靠性的措施,控制系统始终是故障概率较高的分系统<sup>[34]</sup>,这使得系统可靠性设计和自主健康管理成为保证其长期稳定运行的重要手段.

我国通信卫星控制系统的自主健康管理目前主要集中在自主故障诊断、隔离和恢复(fault detection isolation and recovery, FDIR)方面,优先保证卫星安全,维持在轨任务,其通信卫星控制系统的闭环信息流如图16所示;系统健康预测和寿命评估等仍需要地面保障.同时通信卫星控制系统FDIR的发展与系统设计、信息构架等基础技术的发展密切相关,可大致划分为3个阶段.

### (1)有限信息条件下的故障诊断和处理阶段

这一阶段代表平台为东三平台、东四平台前期的卫星平台,星上信息采集和处理能力有限.在这个阶段,长期工作的姿控敏感器大多数为冷备份工作,可获得的信息少,如地球敏感器、太阳敏感器等多仅以可见信号作为姿态是否异常的判据,使得姿态信息缺乏表决和相互校验等检测手段;计算机或控制线路则用“看门狗”或电源状态作为控制器是

否正常的直接判据. 因此星上自主 FDIR 设计也较为简单, 发现单机输出异常后先进行部件切换, 部件重构失效则转入安全模式进行系统级重构. 这个

阶段故障处理的核心为保证卫星安全, 往往发生故障后会中断卫星正常业务, 卫星缺乏自主恢复正常业务姿态的能力, 需要等待地面处置.

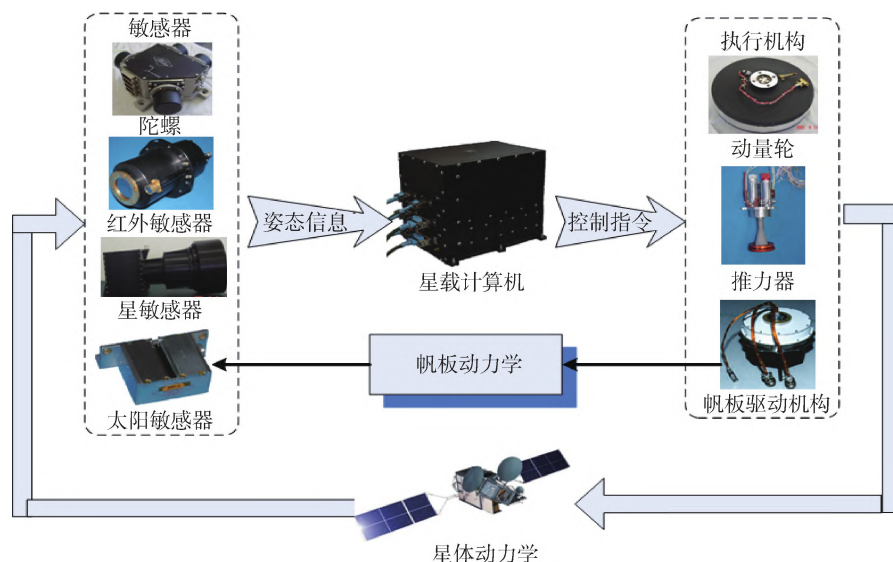


图 16 通信卫星典型的控制系统闭环信息流程图

Fig. 16 Information flow diagram of typical closed-loop control system of communication satellite

## (2) 基于多信息源融合的故障诊断和处理阶段

这一阶段卫星信息构架中采用的 AOCC 或 CMU, 都具有较强信息处理能力, 并伴随着星敏感器、长寿命陀螺和飞轮的广泛使用, 控制系统获得的信息和处置资源更为丰富, 这一阶段卫星逐步具备多源信息融合、异常数据校验的条件和能力, 基于信号处理和基于解析模型等诊断方法得到了广泛应用<sup>[35-36]</sup>, 系统架构如图 17 所示. 利用部件冗余或信息冗余等手段可及时在控制闭环中隔离故障源, 提高了单机层面诊断效率和处置准确性, 如星敏感器与陀螺组件之间的姿态运动关联、陀螺与飞轮之间的动力学关联等可以快速定位异常的定姿部件或执行机构, 及时进行姿态数据重构或飞轮保护等; 引入姿态超差等系统级诊断和处置策略, 可以保证卫星在转安全模式前, 能够得到系统级重构机会, 进一步降低控制系统故障对业务的影响程度. 该阶段卫星控制系统 FDIR 设计的核心转变为卫星发生故障后尽可能优先确保卫星业务姿态, 同时保障卫星结构和能源等安全. 但当卫星无法维持业务姿态并转入安全模式后, 重建业务姿态仍然需要地面处置.

## (3) 自主智能化的故障诊断和处理阶段

这一阶段主流的系统构架中计算机集成度更高, 同时计算能力、存储容量、数据接口适应性得到了提升, 反映在系统上则是传感器和执行机构冗余备份形式、可用信息多源性、单机重构能力显著增强, 如姿态信息融合更完备, 充分利用单机各类测量信息, 诊断故障和定位更快, 要求控制单机具备异常后重启能力, 提高单机产品的在轨使用可靠性, 并促使卫星应对复杂任务的能力更强, 显著提升了姿态闭环控制、电推进变轨控制、载荷指向控制、在轨协同工作等多回路多目标下的容错能力. 这一阶段 FDIR 设计的核心为故障情况下优先确保卫星业务正常, 当发生重大异常不能维持业务姿态转入安全模式后, 能够在无地面介入情况下自主重建卫星业务姿态. 这阶段东四 E 型平台卫星为代表<sup>[7]</sup>, 卫星初步具备了自主重建业务姿态的能力.

当前我国通信卫星控制系统的自主健康管理技术日趋完善, 针对绝大部分已知的故障具有较强的诊断和合理的处置能力, 但在寿命预测、未知故障模式识别、满足长期在轨自主运行等方面仍存在不足, 还需从在轨数据挖掘、多源数据融合和机器学习等方面进行深入研究和在轨应用<sup>[37]</sup>.

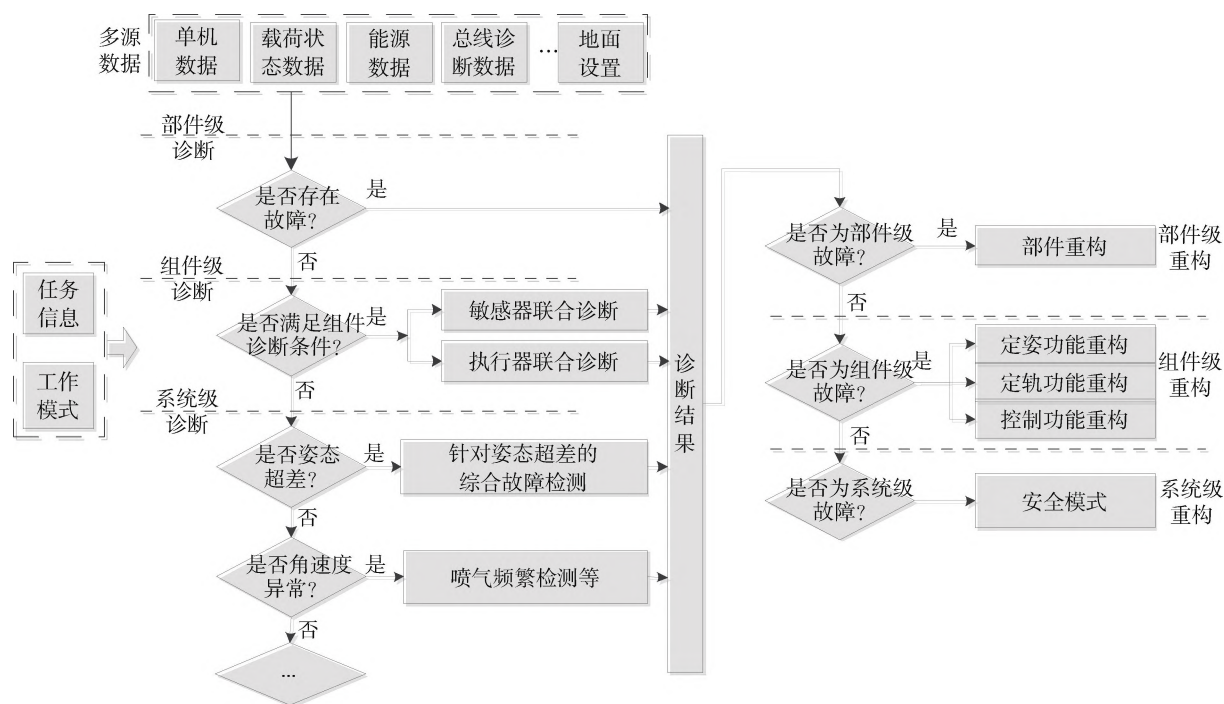


图 17 控制系统多源分层故障诊断和处理架构

Fig. 17 Multi-Source hierarchical architecture of FDIR for control system

### 3 通信卫星控制技术未来发展方向

面向未来通信卫星智能化、产品化、数字化、星座化的发展趋势,控制系统除了开发更高性能的控制单机产品外,还需在满足新型控制要求、大型星座快速组网研制、在轨高可靠性运行、控制系统虚拟化测试等方面迎接挑战,不断推动技术进步。

#### 3.1 面临的挑战

##### (1) 新型复杂系统的控制问题

通信卫星的发展呈现多元性,如通信天线口径逐渐增大,部分天线载荷还需能动态调整指向,满足高精度指向覆盖需求,不仅导致天线自身的设计、研制、展开等难度剧增,天线振动和形态特征在轨辨识、姿轨控制和指向补偿稳定等方面也面临更大挑战<sup>[38]</sup>;高轨卫星微小型化趋势同样明显,可充分发挥多颗卫星在轨的任务灵活性和成本优势,适应不同在轨任务需求,小卫星星座的协同管理和控制成为发展潮流<sup>[39]</sup>;卫星激光通信终端已经开始成为解决卫星微波通信带宽瓶颈和减缓卫星频谱资源紧张,实现卫星高速通信的有效手段<sup>[40]</sup>,但卫星平台的控制精度和平台抖动等是影响激光终端快速捕获、建链和稳定连通的关键因素,其中系统级高精度指向标校是满足激光终端在轨应用的基础,

能够维持长时间稳定连通是激光大规模空间应用的前提。上述问题从不同的角度对通信卫星控制系统提出了新要求,精细化建模、高精度控制、智能自主设计是解决这些控制问题的关键。

##### (2) 在轨安全与可靠运行的问题

在轨安全与可靠运行一直是通信卫星等长寿命高价值卫星首要面对的问题。随着卫星的在轨任务需求大幅提升,星上控制系统的组成和功能不断发展,各系统之间也增强了关联性和耦合性,因此在轨安全与可靠运行管理面临更复杂的局面,对在轨状态的预判、单一环节故障的影响域,都产生了重要影响。同时,多星之间产生控制联动,也将成为新常态,进一步增加了在轨安全与可靠运行管理的风险,新的任务场景将单星控制系统升级为多星控制体系,使在轨维护难度激增。此外,空间安全形势并不乐观,高价值通信卫星的重要性更为凸显,但目前有限的星载态势感知能力和满足常规在轨运行需求的卫星设计思路,都为卫星在轨安全运行带来了很大隐患。

##### (3) 新一代单机产品的需求

通信卫星高可靠、高性能、高承载的发展要求,对控制系统的单机产品也提出了新的需求。一方面,为了满足全寿命周期的在轨稳定运行,控制系统的单机产品,尤其是机电类单机产品,必须要进



一步提升产品自身的可靠性。另一方面,为了满足各种新型复杂卫星的控制任务,对控制系统单机产品的功能性能也提出了更高的要求。因此,为了支撑控制系统未来的发展需求,亟需研发新一代高可靠、高性能的单机产品。

#### (4) 地面验证及在轨支持数字化

地面验证数字化方面,在新型通信卫星平台研制中,面临新技术设计状态需要多轮迭代、增加了地面验证的复杂度和工作重复性的问题,需要在地面验证中,具备更加灵活的扁平式研制能力。这要求在地面验证数字化建设中,充分引入智能化元素,能够以最高效率完成星上状态变化后的再验证工作。此外,平台中各系统在接口和功能上复杂的高度耦合性,也为地面验证带来了新的挑战。不同于传统分系统联试,新型地面验证系统,需要满足各分系统在地面验证初期,即可获得具备实时更新状态能力的其他分系统数字模型,以使全平台在体系上能够完成快速验证。

### 3.2 未来发展的重点方向

#### (1) 大型天线高精度指向控制技术

大型天线在轨形面测量与稳定控制是实现其高精度指向的重要手段。传统的高精度测量往往是在地面研制和标校阶段,利用摄影、激光跟踪测量等方法实现亚毫米级精度<sup>[41-42]</sup>,但随着卫星发射入轨和天线展开,天线相对于星体姿态的指向精度往往受损。利用星载的非接触式近场测量系统实现基准标校,测量系统一般包含高精度激光扫描、整体成像测量和激光基准引出等部分组成,实时获得整体形变模型参数相对定姿系统的变化,可实现天线形面与星体姿态基准在轨高精度对齐。目前主要利用地面测量数据形成天线形面综合指向补偿模型,在轨补偿方式也为固定的指向姿态偏置补偿,可以克服一般性的天线支撑性变和天线自身结构变形,但这种方式已不适应多种在轨工况下的长期高精度指向要求,尤其对于星上超大型非固面天线实现高精度指向,基于形面动态测量、基准联合标校和补偿建模的天线在轨指向控制是发展方向。

#### (2) 智能控制系统体系架构技术

与先进航天国家的现状相比较,我国的卫星在轨智能控制与管理技术在理论和实践方面仍有一定差距,在实际型号上的应用还落后于理论成果,软件支撑、数据处理与故障诊断还是需要地面设计

人员与专家配合来实现,星上自主智能控制与管理发展需求迫切,必须从全局的发展的角度,规划好支撑通信卫星智能控制的体系架构。

智能控制系统体系架构将打破当前按照控制模式调整卫星控制策略的实现方式,将空间环境及任务目标作为被控对象纳入闭环控制系统,并建立具有资源自主调配功能的多层级联“感知-演化-决策-执行 (observation-evolution-decision-action, OE-DA)”闭环控制系统架构<sup>[43]</sup>,支撑控制系统智能赋能与系统能力自适应调整。需要解决的关键技术包括:多学科、多领域多元状态及系统智能行为的描述方法,多层级、强耦合广义智能控制系统冲突消解及反馈机制等。

#### (3) 星载信息安全防护技术

高轨通信卫星作为高价值卫星,未来容易遭受敌方恶意攻击或者不正确操作造成的异常行为破坏,极端情况下会导致整个卫星的失效。例如,利用地基和天基干扰器干扰或中断空间信息链路,可实现对空间信息系统的“软杀伤”能力。这种手段能降低通信卫星的效能,甚至让对方航天器为己所用<sup>[44]</sup>。为保护星上信息系统能够安全稳定运行,有必要开展星载信息安全防护技术的研究。

星载信息安全防护面临着攻击行为识别、防护模式升级、底线防护与重构等多项难题,需要开展加强星上信息系统恶意行为和异常行为的检测及处置规则建模方法、保底控制以及软硬件重构等技术研究,突破安全防护规则建模方法,保底控制设计方法,基于可进化硬件的星上信息系统重构设计方法,以及基于版本控制的在轨软件升级方法等关键技术,实现卫星具备监测、屏蔽、干预和保底等安全防护能力。

#### (4) 危险识别及轨道规避技术

通信卫星往往作为空间基础设施,其轨道运动对外公开,从而也使其容易被跟踪、瞄准和攻击,卫星受损后维修非常困难,快速发射卫星进行替换较难。同时空间飞行域中存在大量的空间碎片,这些危险的碎片同样可能对飞行器造成损伤,因此,开展通信卫星危险识别及轨道规避控制技术研究意义重大。

空间非合作目标无论采用哪种攻击方式都需要接近卫星。为了不受打击破坏,需要设计适应于通信卫星需求的相对测量和取证系统,进而确定攻击卫星的轨道或确定相对运动状态,预报接近目标

的碰撞概率或安全告警等级.根据相对导航结果和安全评估信息,研究共面和异面情况下最优轨道规避机动方法和策略,平衡卫星通信任务需求和燃料约束,提出切实可行的通信卫星轨道姿态规避方法.

#### (5) 捕获连接、模块更换、推进剂加注技术

通信卫星一般是中大型、高价值、长寿命、定点平台,是最理想的在轨可维护技术实施对象之一.可以预见在未来空间领域,将形成一套完整的对航天器在轨维护体系.通信卫星控制系统将在其中扮演不可或缺的、甚至可能是最主要的角色.

为适应未来被在轨维护的任务需求,需要提前在以下三个方面做好技术规划与布局.捕获连接方面,能够支持更为灵活的捕获连接方式,提供灵活的机械、能源和通信接口,并预留各类型识别标志.模块更换方面,需要构建一套具备在轨通用化迁移能力的计算、存储、处置方式的新型控制系统,使得包括核心控制计算节点在内的任一处理节点被移出系统期间,控制系统其他节点能够取代该节点功能,继续支撑全系统的完整运行.推进剂加注方面,建立在轨分布式推进剂动态管理云,统筹在轨加注服务需求,大幅提升通信卫星在轨体系性生存能力.

#### (6) 下一代高性能单机产品

为了满足未来通信卫星的姿态轨道控制发展需求,对控制系统单机产品的发展也提出了新的要求,需要开发下一代高性能单机产品.

随着通信卫星有效载荷天线的尺寸不断变大,克服卫星在轨角动量日周期大幅值波动愈发困难,利用动量轮堆叠提升角动量吸收能力的方式经济性差,同时面临动量轮在轨长寿命可靠运行和高速转动扰振抑制等工程问题,亟需开发新一代高可靠、大容量、扰振自抑制动量轮<sup>[45]</sup>.为适应通信卫星整星功率不断增大,同时提高太阳帆板转动的稳定度,更高功率和稳定度的太阳帆板驱动机构已经成为必选产品<sup>[46]</sup>.定姿系统将更为精简、高效,星敏感器与惯性敏感器相融合的一体化高精度定姿产品逐渐成为主流产品,其中融合了星敏数据与陀螺数据紧耦合滤波与MEMS陀螺集成等新技术,可适应通信卫星多种在轨场景,应用前景广阔.

另外通信卫星在轨任务更加复杂多样,在轨长时间自主工作成为常态要求,这对控制计算机的计算性能、安全性、可靠性以及功耗也提出了高要求,目前主要的研究方向是开发异构多核处理器架构的高算力星载控制计算机.

#### (7) 高可靠虚拟验证技术

虚拟验证技术已普遍应用于通信卫星控制系统研制过程中的验证和在轨阶段,但新技术发展要求控制设计具备高速迭代能力和高度还原现实能力,目前已经衍生出数字孪生系统、地面平行系统等新技术.

未来高可靠虚拟验证需要重点突破以下关键技术:1)虚拟测试系统功能边界分析,对虚拟测试技术建模的有效性和约束性进行分析,获取虚拟测试技术的功能边界;2)虚拟测试多核并行仿真加速技术,利用高性能计算机实现虚拟测试的高加速比,进一步提升虚拟测试系统的验证效率;3)基于虚拟测试系统的智能测试技术,采用人工智能技术实现虚拟测试系统的自主生成、测试用例的自主设计、以及测试结果的智能化判读等.

## 4 结 论

我国通信卫星经过半个多世纪的发展,已经形成了系列化的卫星平台产品;卫星控制系统紧跟平台任务的发展,持续不断完善与突破,满足更高控制精度、更小实现代价、更广阔应用场景的通信卫星控制需求.本文在综述了我国东方红系列通信卫星控制技术发展历程和主要进展的基础上,结合未来的空间通信任务,提出了面临的4个方面问题,并重点关注的7个重点技术方向,助推未来通信卫星控制技术的创新发展.

## 参 考 文 献

- [1] 周志成.中国通信卫星发展之路[C]//第10届中国卫星通信广播电视技术国际研讨会.北京:中国卫星通信广播电视用户协会,2013.
- [2] 刘杰荣,李焯.中国实用型国内通信卫星-东方红二号甲[J].中国航天,1992(6):9-12.  
LIU J R, LI Y. The Chinese practical communication satellites-DFH-2A [J]. Aerospace China, 1992(6): 9-12.
- [3] 屠善澄,吕振铎,邹广瑞,等.中国同步试验通信卫星STW-1的控制[J].宇航学报,1986(4):1-13.  
TU S C, LV Z D, ZOU G R, et al. Control of the chinese geostationary experimental communication satellite STW-1[J]. Journal of Astronautics, 1986(4): 1-13.
- [4] 王家胜.中国通信卫星的回顾与展望[J].中国航天,2001(3):9-17.  
WANG J S. Review and prospect of china's communica-

- tions satellites[J]. Aerospace China, 2001(3):9-17.
- [5] 石明, 紫晓. 东方红四号:大容量 长寿命 国际化[J]. 太空探索, 2020(4):18-20.
- [6] 王旭. 实践十三号卫星成功发射开启中国通信卫星高通量时代[J]. 中国航天, 2017(5):13.
- [7] 梁静静, 吕楠, 肖帅, 等. “东方红”四号增强型卫星平台控制系统技术状态统一化研究与实践[J]. 航天工业管理, 2022(12):59-64.
- [8] 崔恩慧. 东方红五号:以“更大、更高、更强”领先国际[J]. 太空探索, 2020(4):21-23.
- [9] 顾航瑜. “亚太 6E”:更智能的全电推通信卫星[J]. 太空探索, 2023(3):8-13.
- [10] LYU N, HU S C. Station-keeping strategy of DFH-4S platform satellite with electric propulsion. [C]//The 4<sup>th</sup> IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems. Paris: IAA, 2018.
- [11] 屠善澄主编. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京:宇航出版社, 2001: 63 - 65.
- [12] DOUGHERTY L. Analysis and design of WHECON - an attitude control concept[C]//AIAA 2<sup>nd</sup> Communications Satellite Systems Conference. Washington D. C.: AIAA, 1968.
- [13] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998: 103 - 105.
- [14] LYU N, JING Y X. Research and practice on expanding launch window of telecommunication satellite[C]//The 7<sup>th</sup> CSA/IAA Conference on Advanced Space Technology. Shanghai: CAS/IAAA, 2017.
- [15] 韩冬, 郭建新, 郭廷荣, 等. 基于磁力矩器的 GEO 卫星角动量卸载方法[J]. 空间控制技术与应用, 2019, 45(3):17-22.
- HAN D, GUO J X, GUO T R, et al. Angular momentum unloading method for GEO satellite based on magnetorquer[J]. Aerospace Control and Application, 2019, 45(3):17-22.
- [16] 武云丽, 林波, 曾海波, 等. 带有超大型挠性网状天线航天器姿控系统的参数化多目标设计[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(5):767-773.
- WU Y L, LIN B, ZENG H B, et al. Parametric multi-objective design for spacecrafts attitude control system with super flexible netted antennas[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(5):767-773.
- [17] 曾海波, 李铁寿. 一类挠性多体卫星的动力学及物理仿真试验[C]//首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会. 成都:中国力学学会, 2004.
- [18] 林夏, 林宝军, 刘迎春, 等. 一种同轨区域集中的北斗卫星自主导航算法[J]. 宇航学报, 2021 42(1):113-121.
- LIN X, LIN B J, LIU Y C, et al. A coplanar regional centralized autonomous navigation algorithm for beidou satellites[J]. Journal of Astronautics, 2021 42(1):113-121.
- [19] 高铎瑞, 谢壮, 马榕, 等. 卫星激光通信发展现状与趋势分析(特邀)[J]. 光子学报, 2021, 50(4):0406001.
- GAO Z D, XIE Z, MA R, et al. Development current status and trend analysis of satellite laser communication (invited) [J]. Acta Photonica Sinica, 2021, 50(4):0406001.
- [20] 郭超勇, 刘继奎, 程俊波, 等. 卫星激光通信粗跟踪系统复合控制策略[J]. 光学精密工程, 2020, 28(4):946-953.
- GUO C Y, LIU J K, CHENG J B, et al. Compound control strategy of satellite laser communication coarse tracking system[J]. Optics and Precision Engineering, 2020, 28(4):946-953.
- [21] 马雪, 韩冬, 汤亮. 电推进卫星角动量卸载研究[J]. 中国空间科学技术, 2016 36(1):70-77.
- MA X, HAN D, TANG L. Study on moment dumping of electric propulsion satellite [J]. Chinese Space Science and Technology, 2016 36(1):70-77.
- [22] 马雪, 韩冬, 汤亮. 电推进静止轨道转移与空间环境分析[J]. 空间控制技术与应用, 2015 41(1):31-36.
- MA X, HAN D, TANG L. On the electric-propulsion-based geostationary transfer and space environmental analysis[J]. Aerospace Control and Application, 2015 41(1):31-36.
- [23] 李恒年. 卫星轨道机动确定[M]. 北京:国防工业出版社, 2013:17 - 23.
- [24] 解永春. 航天器动力学与控制[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2018:171 - 178.
- [25] 朱智春, 林庆国, 杭观荣, 等. 我国空间推进技术研究现状及发展[J]. 上海航天(中英文), 2021, 38(3):178-187.
- ZHU Z C, LIN Q G, HANG G R, et al. Research status and development of space propulsion technology in China [J]. Aerospace Shanghai, 2021, 38(3):178-187.
- [26] 郑日恒, 刘方彬, 姚兆普, 等. 绿色推进研究进展与挑战[J]. 空天技术, 2022(2):1-26.
- ZHENG R H, LIU F B, YAO Z P, et al. Research on the progress and challenges in green propulsion technology [J]. Aerospace Technology, 2022(2):1-26.
- [27] 李恒年. 地球静止卫星轨道与共位控制技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2010:23 - 29.
- [28] 李建成, 袁勇, 王西京, 等. 基于绝对偏心率隔离的一点双星共位实现[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(1):1-4.



- LI J C, YUAN Y, WANG X J, et al. A method of collocating two chinese geostationary satellites with two eccentricity vectors[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(1): 1-4.
- [29] 李恒年, 高益军, 余培军, 等. 地球静止轨道共位控制策略研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(3): 967-973.
- LI H N, GAO Y J, YU P J, et al. The strategies and algorithms study for Multi-GEO satellites collocation[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 967-973.
- [30] 周志成, 高军. 全电推进 GEO 卫星平台发展研究[J]. 航天器工程, 2015, 24(2): 1-6.
- ZHOU Z C, GAO J. Development approach to all-electric propulsion GEO satellite platform[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(2): 1-6.
- [31] 耿洁, 文闻, 李巍, 等. 一种配置矢量调节机构的全电推卫星动力学模型研究[J]. 空间控制技术与应用, 2024, 50(1): 17-24.
- GENG J, WEN W, LI W, et al. Dynamic modeling of all-electric propulsion satellite with thruster point assembly mechanism[J]. Aerospace Control and Application, 2024, 50(1): 17-24.
- [32] 吕楠. 高轨道卫星控制系统信息体系结构发展综述[C]//五院科技委综合电子与测控专业组 2016 年交流会. 烟台: 五院科技委, 2016.
- [33] 何刚, 王佐伟, 刘潇翔, 等. 新一代高轨大型公用卫星平台控制系统设计及在轨验证[C]//中国航天科技集团有限公司 2020 年先进制导、导航与控制技术学术年会. 上海: CASC, 2020.
- [34] 赵海涛, 张云彤. 东方红三号系列卫星在轨故障统计分析[J]. 航天器工程, 2007, 16(1): 33-37.
- ZHAO H T, ZHANG Y T. Statistical analysis of DFH-3 serial satellites failure[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(1): 33-37.
- [35] 刘细军, 刘成瑞, 刘文静. 敏感器故障诊断与容错控制一体化设计[J]. 空间控制技术与应用, 2017, 43(5): 31-36.
- LIU X J, LIU C R, LIU W J. Integrated design of sensor fault diagnosis and fault tolerant[J]. Aerospace Control and Application, 2017, 43(5): 31-36.
- [36] 邢琰, 吴宏鑫, 王晓磊, 等. 航天器故障诊断与容错控制技术综述[J]. 宇航学报, 2003, 24(3): 221-227.
- XING Y, WU H X, WANG X L, et al. Survey of fault diagnosis and fault-tolerance control technology for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(3): 221-227.
- [37] 袁利, 王淑一. 航天器控制系统智能健康管理技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 525044.
- YUAN L, WANG S Y. A review on development of intelligent health management technology for spacecraft control systems[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 525044.
- [38] 刘丽坤, 周志成, 郑钢铁, 等. 大型网状可展开天线的动力学与控制研究进展[J]. 中国空间科学技术, 2014(2): 1-12.
- LIU L K, ZHOU Z C, ZHENG G T, et al. Advance of dynamics and control of the satellite with large mesh deployable antenna[J]. Chinese Space Science and Technology, 2014(2): 1-12.
- [39] 王佐伟, 刘潇翔, 张树华. 静止轨道卫星姿态轨道控制技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2021: 133-138.
- [40] 高铎瑞, 谢壮, 马榕, 等. 卫星激光通信发展现状与趋势分析(特邀)[J]. 光子学报, 2021, 50(4): 0406001.
- GAO Z D, XIE Z, MA R, et al. Development current status and trend analysis of satellite laser communication(invited)[J]. Acta Photonica Sinica, 2021 50(4): 0406001.
- [41] 李宗春, 李广云, 吴晓平, 等. 天线反射面精度测量技术述评[J]. 测绘通报, 2003(6): 16-20.
- LI Z C, LI G Y, WU X P, et al. Review of accuracy measuring technology of antenna's surface[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2003(6): 16-20.
- [42] 黄桂平, 马开锋, 王蔡健, 等. 卫星天线热真空变形测量[J]. 宇航计测技术, 2014, 34(2): 21-25.
- HUANG G P, MA K F, WANG C J, et al. Distortion measurement of satellite antenna in thermal vacuum[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2014, 34(2): 21-25.
- [43] 袁利. 面向不确定环境的航天器智能自主控制技术[J]. 宇航学报, 2021, 42(7): 839-849.
- YUAN L. Spacecraft intelligent autonomous control technology toward uncertain environment[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(7): 839-849.
- [44] 沈志群, 张承康, 侍述海. 航天器安全防护保障探讨[J]. 航天电子对抗, 2010, 26(1): 37-48.
- SHEN Z Q, ZHANG C K, SI S H. Study on the security guarantee of spacecrafts[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2010, 26(1): 37-48.
- [45] 张激扬, 刘虎, 王虹, 等. 飞轮扰振特性及振动控制方法[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(5): 1-8.
- ZHANG J Y, LIU H, WANG H, et al. Microvibration characteristics of flywheels and its vibration control approaches[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(5): 1-8.
- [46] 程俊波, 张强, 虎刚, 等. 一种高稳定度帆板驱动系统的摩擦参数辨识[J]. 空间控制技术与应用, 2016,

42(2):14-20.

CHENG J B,ZHANG Q,HU G,et al. Friction parameter identification for high stability SADA [J]. Aerospace Control and Application, 2016,42(2):14-20.

作者简介:吕楠(1980—),男,研究员,研究方向为航天器姿态与轨道控制系统设计;郭建新(1978-),男,

研究员,研究方向为通信卫星姿态与轨道控制方案设计;肖帅(1986—),男,高级工程师,研究方向为高轨卫星控制系统设计;林波(1977—),男,研究员,研究方向为高轨卫星姿态与轨道控制方案设计;仲小清(1982—),男,研究员,研究方向为通信卫星总体设计;周志成(1963—),男,研究员,中国工程院院士,研究方向为通信卫星工程与航天器动力学。

## A Review on Development of Control Techniques for DFH-Series Communication Satellites

LYU Nan<sup>1,2</sup>, GUO Jianxin<sup>1,2</sup>, XIAO Shuai<sup>1,2</sup>, LIN Bo<sup>1,2</sup>, ZHONG Xiaoqing<sup>3</sup>, ZHOU Zhicheng<sup>3\*</sup>

1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China
2. National Key Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100094, China
3. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

**Abstract:** China has successfully developed multi-type communication satellite platforms based on the DongFang-Hong(DFH) series since 1975, and a total of more than 70 satellites have been launched. It has made important contributions to our national economy and defense construction. This paper outlines the development of China's communication satellite platforms, and summarizes the development process and main characteristics of control system of communication satellites. From four aspects of attitude control, orbit control, information system architecture and autonomous health management, it describes the main progress of communication satellite control techniques. Combining future space mission requirements, this paper analyzes and forecasts the future development direction of communication satellite control techniques to promote the innovative development of control techniques in the future.

**Keywords:** DFH series; communication satellite; attitude & orbit control; information system architecture; autonomous health management

Received:2024-09-12; Accepted:2024-10-10

Foundation item: Supported by National Natural Science Foundation of China(U21B6001)

\* Corresponding author. E-mail: zhouzc@cae.cn