

# “鹊桥”通导遥星座系统姿轨控技术需求分析

张科备<sup>1,2</sup>, 关轶峰<sup>1,2</sup>, 尹欣然<sup>3</sup>, 胡少春<sup>1,2</sup>, 雷拥军<sup>1,2</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. 航天代表局, 北京 100094)

**摘要:** 从“自主轨道确定、星座构型维持、高精度轨道控制、姿态指向控制、角动量管理”等方面对星座系统姿轨控技术研究现状进行综述, 分析现有姿轨控技术应用在“鹊桥”通导遥星座系统存在的技术挑战, 并根据星座系统可能的任务实施需求, 提出姿轨控技术未来研究的发展趋势及姿轨控系统部组件研制的建议。

**关键词:** “鹊桥”通导遥星座; 自主轨道确定; 星座构型维持; 姿态指向控制; 角动量管理

**中图分类号:** V448.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2025)04-0435-09

**DOI:** 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250085

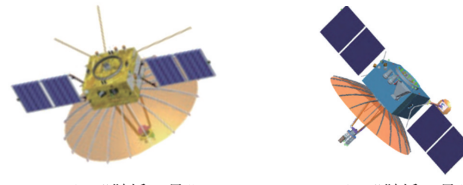
**引用格式:** 张科备, 关轶峰, 尹欣然, 等. “鹊桥”通导遥星座系统姿轨控技术需求分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(4): 435-443.

**Reference format:** ZHANG K B, GUAN Y F, YIN X R, et al. Research on attitude and orbit control technologies for the Queqiao CNRS constellation system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(4): 435-443.

## 引言

地月空间是人类深空探测的重要领域, 而通信、导航和遥感服务是保障地月空间任务顺利实施的关键基础设施。“嫦娥四号”中继星“鹊桥一号”作为中国首个地月 L2 点中继卫星, 成功实现了地球与月球背面的通信中继, 为“嫦娥四号”任务的圆满成功奠定了基础<sup>[1]</sup>。其姿轨控技术创新体现在 3 方面: ①稳定的运行轨道, “鹊桥一号”运行在地月 L2 点 Halo 轨道, 通过三体引力平衡及定期轨道控制实现轨道长期稳定运行; ②高精度轨道修正, 配置多台高精度推力器, 采用脉宽调制技术实现米级速度增量的轨道调整<sup>[2]</sup>; ③高效的角动量管理, 太阳光压扰动角动量积累速率降至 2 Nms/7d, 通过多台动量轮吸收扰动角动量, 在 7 d 一个维轨周期实现线动量和角动量同时调整, 有效降低燃料消耗。如图 1 所示, “鹊桥一号”卫星姿轨控技术在轨应用为“鹊桥二号”卫星及近月导航星座建设奠定了技术基础。2024 年 3 月 20 日发射入轨的“鹊桥二号”卫星作为新一代中继通信卫星, 在姿轨控领域实现多项技术突破: ①多任务适应轨道设计, 卫星运行在环月 24 h 大椭圆轨道<sup>[3]</sup>, 实现月面南极阴影区通信覆盖率大幅提升, 采用轨道优化策略, 较“鹊桥一号”的 L2 点 Halo 轨道进一步降低年均维轨需要的速度增量; ②高精度指向控制技术, 实现抛物面

天线对中继目标的高精度跟踪控制; ③自主角动量管理策略, 针对太阳光压引起的动量轮饱和, 喷气卸载引起使命轨道的定轨误差大的问题, 设计了事件触发的角动量管理策略, 通过姿态规划减少了空间环境干扰角动量积累, 可有效延长喷气卸载周期, 降低燃料消耗<sup>[4]</sup>。



(a) “鹊桥一号” (b) “鹊桥二号”

图 1 “鹊桥”构型

Fig.1 Configuration of Queqiao satellite

随着月球探测任务的规划与实施<sup>[5-9]</sup>, 单一中继卫星已难以满足日益增长的地月空间通信需求。构建鹊桥通导遥星座系统, 形成覆盖地月空间的通信、导航和遥感服务网络, 已成为未来深空探测任务的重要发展趋势。“鹊桥”通导遥星座系统的稳定运行依赖于可靠性的姿轨控技术, 包括轨道自主确定、星座构型维持、高精度轨道控制、高精度姿态指向控制以及角动量管理等重要技术。本文概括分析了“鹊桥”星座系统姿轨控面临的技术挑战及发展趋势, 为“鹊桥”星座系统的优化设计与长期稳定运行提供支持。

收稿日期: 2025-07-31 修回日期: 2025-08-07

基金项目: 国家自然科学基金重大项目(62394354, 62394355)

# 1 “鹊桥”通导遥星座系统设想

## 1.1 概念

“鹊桥”通导遥星座系统适宜运行在绕月轨道及地月空间的拉格朗日L1、L2、L3、L4、L5点等,获得较为稳定的运行轨道,为各类用户提供通信中继、导航定位和遥感监测服务<sup>[10]</sup>。星座部署的轨道及用户对象的差异性,决定了姿轨控技术需求的侧重点不同。如图2所示,部署在地月空间的拉格朗日L1、L2点等Halo轨道的中继星,重点关注自主轨道确定、高精度轨道控制、角动量管理等;部署在地月空间的拉格朗日L3、L4、L5点以及绕月轨道的遥感卫星,更多关注自主轨道确定、姿态敏捷机动、高精度指向高稳定度控制等;部署在绕月轨道的导航卫星,通过接收“北斗”/全球卫星定位系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)等导航星座的漏信号并增强,形成全月“北斗”导航服务系统(Lunar Navigation Satellite System, LNSS),对星座的轨道自主确定、构型自主维持等技术需求迫切。

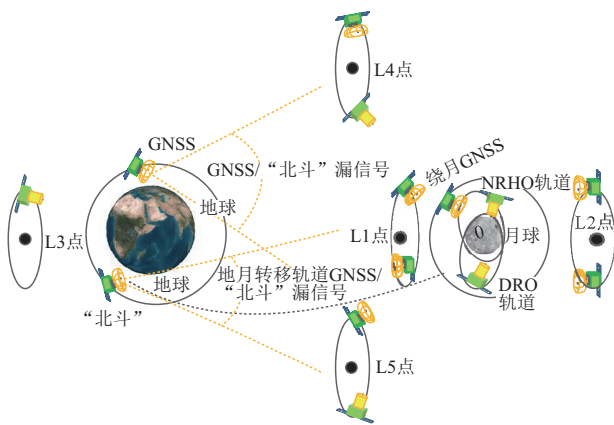


图2 “鹊桥”通导遥星座系统设想图

Fig.2 Conceptual diagram of Queqiao CNRS system

## 1.2 星座姿轨控需求分析

针对星座部署轨道的多样性、任务的特殊性,提炼其主要共性的姿轨控需求。

1) 自主轨道确定需求: 现有的地面站测控体系, 受限于测控资源、测控弧段、月面极区与月背区域遮挡等因素, 测控覆盖能力有限, 卫星轨道数据更新周期长。仅依赖地面站测控体系, 满足具有一定规模的星座系统及时测定轨需求遇到瓶颈。需星座系统的卫星具有惯性/天文等多种类自主导航、接收“北斗”/GNSS漏信号的轨道自主确定等能力, 实现长期无地面参与的轨道自主确定。

2) 高精度轨道控制需求: 轨道控制要求输出精确的速度增量 $\Delta V$ 。方向控制方面要求整星存在液体晃动、燃料消耗质心漂移时轨控推力器存在大扰动力矩、附件振动等外部扰动下, 实现高精度姿态指向。配置具有一定精度的加速度计, 精准测量速度增量 $\Delta V$ 的大小。

3) 姿态指向控制需求: 部署在地月引力平衡点(如L3、L4、L5点)的遥感卫星, 其光学载荷需要长时间曝光成像, 这要求姿态控制系统实现长时间的姿态高精度指向与高稳定度控制; 相较于对地遥感卫星, 其姿态长时间高稳定控制需求大幅提升。此外, 对月遥感观测、对月球极区的探测<sup>[7]</sup>, 受限于对月面目标区域观测弧段的影响, 需姿态控制具备高敏捷机动、高稳定度的控制能力, 以获取广域宽幅高分辨率图像。

## 2 国际发展趋势

地月空间作为从近地空间探测到太阳系边际等深空探测的桥头堡, 已越来越受到世界航天强国的重视。

在近月空间星座建设方面, 2018年美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)提出新的“月球门户空间站”(Lunar Gateway)计划, 门户空间站将在近月空间完成在轨组装并投入运行, 作为通往月表途中的居住舱段与物流枢纽, 将成为地月空间及载人任务中物资与资源集成的中心节点。门户空间站将部署在L2点近直线晕轨道(Near-Rectilinear Halo Orbit, NRHO)运行, 平均轨道周期6.6 d, 近月点半径3 196~3 557 km, 远月点位于月球南极上方约6.8万km<sup>[11]</sup>, 以实现门户空间站与月球南极地面设施维持较长的连续通信。通过小推力变轨实现近月低轨道维持, 每年轨道维持所需的速度增量小于10 m/s<sup>[11]</sup>。

在地月空间导航方面, 欧洲航天局(European Space Agency, ESA)发布“月光”(Moonlight)任务, 旨在建设一个可提供持续服务的月球通信与导航系统。其首发卫星“月球探路者”(Lunar Pathfinder)将部署在环月大椭圆冻结轨道, 提供地月空间的中继通信服务, 并开展对地球导航系统信号接收技术和地月激光测距技术的验证<sup>[12-13]</sup>。文献[14]提出了一种在近月空间高轨道部署21颗导航卫星和低轨道部署98颗卫星星座的设想, 用于向月面探测、绕月卫星等用户提供通用的定位、导航和授时(Positioning Naviga-

tion, and Timing, PNT) 服务。文献[15]提出一种地月导航体系架构, 在椭圆月球冻结轨道 (Elliptical Lunar Frozen Orbit, ELFO) 和 Halo 轨道部署导航卫星系统, 构建面向月球南极及地月空间的导航星座。通过采用星间链路观测数据实现自主定轨与时间同步, 使 ELFO 和 Halo 轨道分别达到优于 10 m 和 30 m 的位置精度, 时间同步精度提升至纳秒级。集成“北斗”卫星导航系统与月球导航星座可为月球转移轨道用户提供优于 50 m、月球南极用户优于 10 m 的导航服务。文献[16]给出一种运行在地月空卫星的 GNSS 导航信号捕获方法, 为地月导航体系架构提供了可能的技术探索。

在地月空间遥感观测方面, 面对愈发严峻的地月空间争夺趋势, 文献[17]设计一种运行于地月平动点 L3、L4、L5 的 3 星星座系统 (如图 3 所示), 完成对地月空间目标以及地球同步轨道目标实时双临边观测。这要求航天器姿态控制系统实现敏捷机动、高精度指向高稳定度控制, 以满足光学载荷对地球同步带目标双临边观测长时间曝光成像。

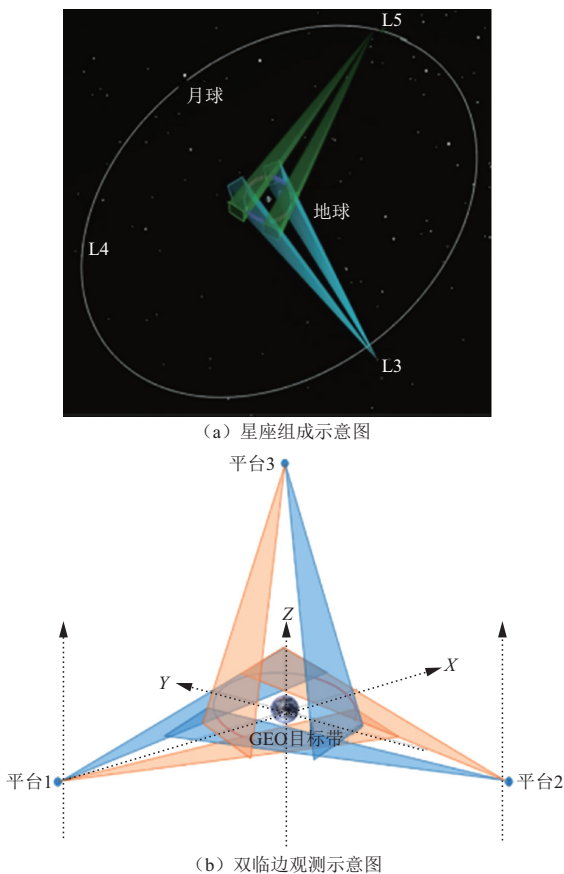


图3 地月L3、L4、L5点星座及双临边观测  
Fig.3 Constellations of L3/L4/L5 libration points of Earth-Moon system and dual-edge observation

“鹊桥”系列卫星成功在轨应用标志着中国成为地月空间探索的重要参与者。“鹊桥一号”卫星部署于地月L2点Halo轨道, 提供长期的通信中继服务, 搭建起地月间通信桥梁, 保障“嫦娥四号”着陆器、“玉兔号”月球车与地球的实时数据传输。如图4所示, “鹊桥一号”控制分系统由敏感器、执行机构和控制器三部分组成。在控制回路设计中, 配置了多台动量轮, 兼顾姿态机动高精度高稳定度控制以及光压扰动角动量吸收。配置多台姿控推力器, 用于动量轮转速饱和卸载。卫星指向控制包括对月定向与轨控期间的惯性定向等指向需求。在对月定向实施中继通信任务时, 受益于运行在地月L2的Halo轨道, 通信天线指向月球的同时指向地球, 从而实现通信中继服务。

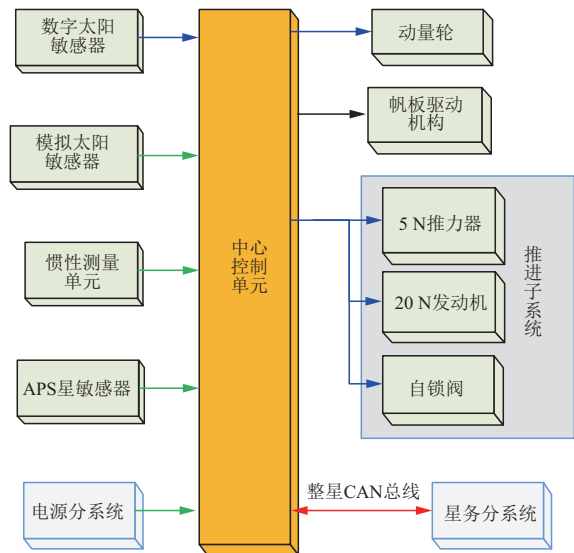


图4 “鹊桥”控制系统组成  
Fig.4 Composition of the control system of Queqiao satellite

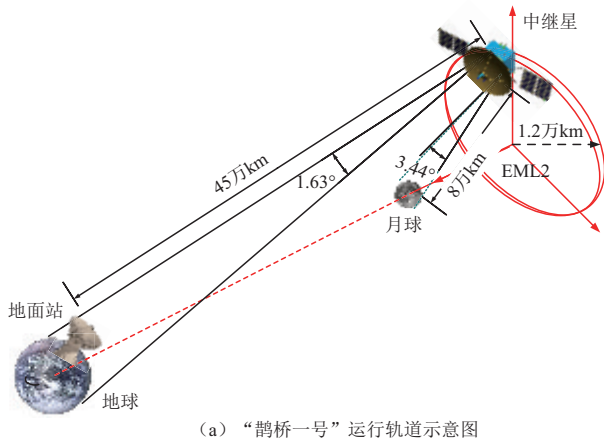
### 3 “鹊桥”通导遥星座姿轨控技术

“鹊桥”通导遥星座将兼具地月空间的通信、导航、遥感功能的多任务星座。其姿轨控技术发展需兼顾大规模星座的自主运行、深空观测极高精度指向控制等, 同时面临在轨长寿命维护、可靠性等挑战。轨道自主确定与维轨技术从“依赖地面测控”发展为惯性/天文导航、“北斗”/GNSS定轨等多模式自主轨道确定。精稳敏捷控制技术方面, 现有基于卫星姿控平台的单级控制技术难以满足“鹊桥”通导遥星座高精度指向高稳定度控制需求, 多级协同控制技术将在长基线指向控制、月面立体测绘等任务发挥更重要的作用。

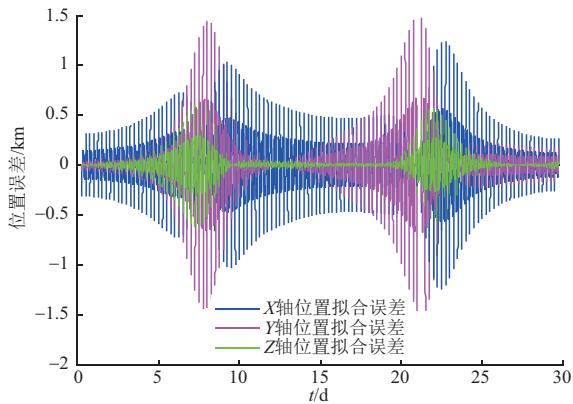
### 3.1 轨道自主确定与维轨技术

#### 1) 地面参与的轨道确定技术

“鹊桥一号”卫星采用地面定轨与卫星控制单元短期轨道外推相结合的方法实现轨道确定如图5所示。地面测控网对卫星定期观测,采用高精度模型进行轨道外推,采用切比雪夫多项式拟合外推的轨道位置,其三维位置拟合误差优于1.5 km,将拟合参数上注卫星控制单元。控制单元采用拟合的参数进行短期轨道外推计算。“鹊桥二号”卫星在“鹊桥一号”的基础上,进一步考虑了月球引力摄动模型,采用地面拟合的轨道残差系数联合月球引力摄动力学模型实现轨道参数修正,进一步提升轨道预报精度。



(a) “鹊桥一号”运行轨道示意图



(b) “鹊桥一号”轨道拟合误差

图5 “鹊桥一号”卫星轨道拟合误差

Fig.5 Fitting error of Queqiao satellite orbit determination

#### 2) 自主轨道确定技术

“鹊桥”星座的构建及大规模地月空间探索任务的实施<sup>[18]</sup>,势必造成运行在地月空间卫星数量的增加。传统测控资源冲突率极大增加,仅依赖地面测控系统在测定轨及时性、精度等方面遇到瓶颈。同时,受月面遮挡、数据中断、月球摄动建模不确定性误差等因素影响,导致地面辅助定轨存在固有缺陷,其实

时性难以突破。针对上述问题,“鹊桥”通导遥星座有必要探索自主轨道确定方法,引入“北斗”/GNSS等漏信号并结合地基测距测速数据,进行星座的自主校时与自主导航是可行的技术途径。2014年“嫦娥五号”飞行试验器(CE-5T1)验证了接收导航卫星漏信号的导航定位试验<sup>[19]</sup>;在飞向地月平动点L2并绕L2点飞行过程中,实现了地面无线电测距测速和甚长基线干涉测的联合测轨技术<sup>[20]</sup>。文献[21]分析了月球极区探测任务可接收到最多4颗“北斗”与全球定位系统(Global Positioning System, GPS)卫星信号,为“鹊桥”通导遥星座系统、绕月远距离逆行轨道(Distant Retrograde Orbits, DRO)卫星编队<sup>[18, 22-23]</sup>、月面与月球极区探测等卫星进行导航定位提供参考。针对地月空间运行的卫星的“北斗”/GNSS接收机接收信号功率低、捕获速度慢的问题,文献[16]给出一种GNSS导航信号捕获方法,为未来“鹊桥”星座搭建星载GNSS接收机的可行性提供理论支持。

#### 3) 自主轨道维持技术

“鹊桥”通导遥星座系统运行在地月空间复杂的引力场内,受到太阳、地球、月球以及行星的多重引力作用,星座相位的自主维持、卫星编队自主控制面临较大挑战。主要包括:①多重高阶引力场作用的高精度轨道动力学建模与摄动分析与补偿,通过构建地月-太阳-行星等多体引力场模型,引入高阶非球形摄动项等,采用星载惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)或加速度计实时监测空间扰动力产生的摄动加速度数据,修正模型偏差,提高轨道模型外推的精度,为星座相位自主维持、星座编队自主控制提供精确的轨道位置信息;②星座相位自主维持,需实现星座卫星轨道确定精度有限、定轨数据间隔较大等约束下的卫星高精度相位保持,在已知初始相位角差和结束时刻相位角差,采用两/三脉冲 Hohmann 变轨策略,实现快速轨道相位调整。文献[24]推导了卫星实际轨道与参考轨道的平相位角偏差与半长轴偏差的关系,设计了基于极限环的高精度相位保持方法,能够实现星座系统的高精度相位保持;③卫星编队自主控制,“鹊桥”星座绕月合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)载荷卫星需保持一定的编队构型,以实现多样化的测量<sup>[25]</sup>。图6给出了基于CW(Clohessy-Wiltshire)制导策略的编队自主控制相对位置的变化,通过星间相对测量,采用CW制导策略能够实现卫星长期编队自主控制。针对部署在地月拉格朗日平动点的卫星编队构型维持,

还需进一步考虑太阳光压摄动、燃料消耗等约束。文献[26]给出一种日地平动点附近考虑光压摄动影响的动力学模型, 针对太阳光压摄动引起的轨道位置误差, 设计了基于零相对径向加速度区域编队构型控制方法, 为“鹊桥”星座编队控制自主维持提供参考技术途径。

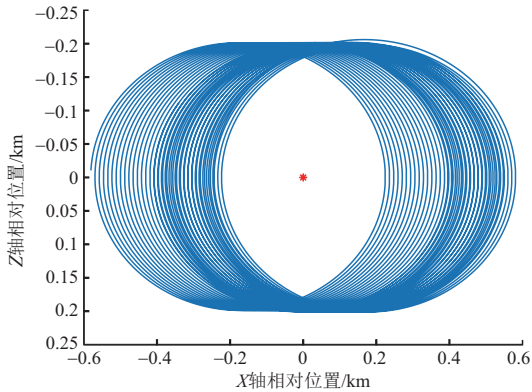


图6 编队构型相对位置变化示意  
Fig. 6 Schematic of relative position in formation configuration

## 3.2 复杂航天器姿态高品质控制方法

### 3.2.1 轨控期间高精度指向控制方法

地月空间轨道转移段、任务轨道维持的姿态指向控制是实现精准轨控的重要技术之一。航天器在轨道转移过程中需克服推力扰动及质心偏移等多重扰动下的高精度指向控制, 以实现推力沿期望方向输出。在大推力变轨期间采用喷气脉宽调制 (Pulse Width Modulation, PWM) 姿控算法, 有效抑制了推力偏心 and 质心偏移带来的大干扰力矩, 实现了姿态的高精度稳定指向。根据由星敏、陀螺测量联合确定的实时姿态和目标姿态, 计算姿控力矩, 并将其经归一化、脉宽调制后, 给出姿控推力器的控制脉宽。“鹊桥一号”采用PWM方法, 与描述函数法的喷气相平面控制方法<sup>[27]</sup>相比, 在大扰动力矩存在时, 能够进一步提升指向控制性能, 实现轨控期间约 $0.3^\circ$ 的指向控制。针对配置控制力矩陀螺的卫星, 相较于PWM喷气脉冲式控制, 采用控制力矩陀螺的连续力矩输出与轨控推力器关调制输出相结合的方法, 可进一步提升轨道期间的三轴指向控制精度, 结果如图7所示。在大推力轨控期间, 推力器产生的大干扰力矩带来的液体晃动是姿态高精度指向控制必须解决的问题。在航天器大角度姿态机动和轨道机动过程, 文献[28~29]从不同角度给出液体晃动的模型, 可有效模拟液体晃动现象; 给出的反馈控制策略能够有效处理液体晃动和柔性附件振动带来的章动, 实现姿态稳定控制。

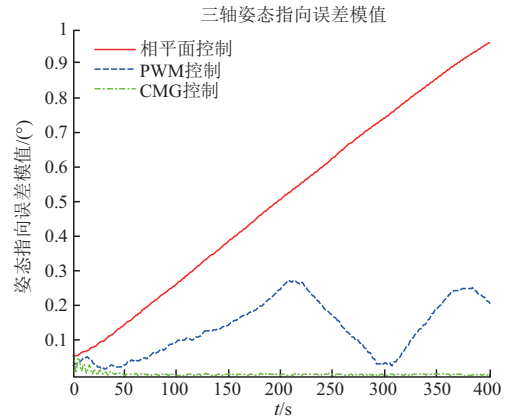


图7 轨控期间姿态指向误差对比  
Fig. 7 Comparison of attitude pointing error during orbit control

### 3.2.2 多模态成像精稳敏捷控制技术

部署在地月拉格朗日平动点的航天器控制系统需具备对近地目标、地月空间目标的长时间极高稳定度指向控制能力, 以满足面阵载荷长时间曝光成像; 具备高敏捷机动、高精度指向及高稳定度控制能力, 实现有限观测弧段内对月面目标的广域高精度立体测绘, 提升对月面目标重访次数。

为高效实现上述任务, 航天器控制系统需解决以下问题: ①目标指向姿态描述问题, 运行在地月拉格朗日平动点的卫星, 没有明确的轨道系概念, 传统绕地运行的卫星在轨道系描述的目标姿态方法已不再适用。在目标指向过程, 需在地心J2000惯性系、月心J2000惯性系等描述目标姿态。针对特殊的遥感观测任务, 建立瞬时参考系 (如瞬时对日、对地、对月参考系), 在该参考系下描述卫星滚动、俯仰、偏航三轴姿态。对于实现月面目标推扫成像的线阵光学遥感卫星, 需设计新的偏流角计算方法, 以实现推扫成像过程的高精度指向与高稳定度控制; ②敏捷机动与高稳定度控制问题, “鹊桥”星座遥感卫星需控制系统实现长时间姿态高稳定控制, 以实现载荷对地月空间目标长时间曝光的能量集中, 而这类载荷往往配置大型遮光罩, 针对这种大型多柔性附件的复杂航天器, 其姿态敏捷机动与长时间高稳定度控制性能需求较现有近地遥感卫星高数倍。仅依赖于姿控平台的能力, 难以实现这类光学载荷高稳定度控制的需求。航天器多级姿态协同控制技术被认为是一种可行的技术途径。如图8所示, 通过星体一级控制实现航天器整星大角度快速机动, 通过二级以及载荷内部的三级控制实现姿态机动到位后的载荷快速稳定。2021年10月发射的“羲和号”卫星, 采用卫星姿控平台一级与载荷磁悬浮的多级协同控制技术完成载荷的超高精度指

向精度、超高稳定度控制。在载荷高性能控制模式下,其稳定度在轨测试结果优于  $7 \times 10^{-5}$  ( $^{\circ}/s$ )<sup>[30-31]</sup>。其基于磁悬浮的复合控制方法是实现载荷高稳定度控制的可行方法。2022年发射的“北京三号”卫星采用姿控平台一级与三超平台二级的协同控制技术,实现了姿态角速度最高达  $10^{\circ}/s$ <sup>[32]</sup>,其敏捷性是World-View<sup>[33]</sup>卫星机动角速度的2倍多,机动到位后的姿态短期稳定度达到毫角秒级。其多级协同控制技术进一步提升了遥感卫星图像获取能力,将直接推动“鹊桥”遥感卫星能力跨越式提升。

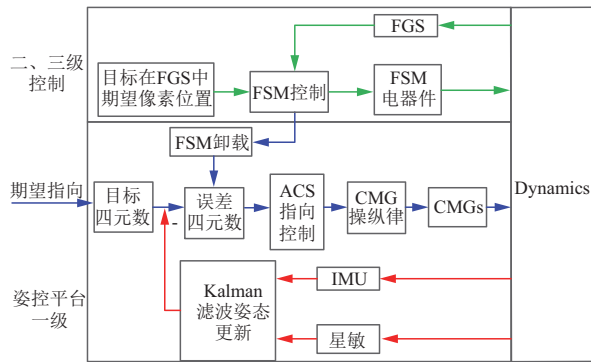


图8 航天器多级协同控制框图

Fig.8 Block diagram of multi-level cooperative attitude control for spacecraft

### 3.2.3 星敏与载荷光轴自主标校技术

部署在地月拉格朗日平动点的遥感卫星对地月空间目标进行凝视跟踪需实现载荷的高精度指向控制。其光学载荷与星敏感器光轴之间的相对基准是实现高精度指向的重要因素。然而,深空环境(如热变形、空间辐照、机械漂移)往往会导致光轴间偏差累积。依赖地面标定的方式存在时效性差、实操性不足等问题。需发展在轨自主标校技术。硬件方面,研制毫角秒测量精度的星敏感器,提升星敏感器测量精度;研制与载荷共光路具有相对基准测量的星敏感器,通过高精度实时测量星敏与载荷的相对基准变化并补偿,从硬件层面一劳永逸地解决载荷光轴高精度确定与指向控制问题。自主标定方法方面,在硬件不具备相对基准测量能力时,设计在轨相对基准自主标定流程。基于可观测性优化,选取恒星密集区域分布与组合<sup>[34]</sup>,通过调姿,卫星指向惯性天区,尽可能实现载荷视场内出现多个恒星。载荷与星敏同步获取惯性空间的目标信息,消除动态误差。如图9所示,设计相对基准标定滤波估计模型,融合星敏姿态数据、载荷成像特征点、陀螺测量的惯性角速度等信息,实现光轴之间的相对基准偏

差估计。标定结果实时反馈至姿态指向控制系统,形成“感知-计算-标定偏差补偿”闭环,确保标校过程动态收敛。通过在轨相对基准自主标定,实现从标定触发、惯性数据测量、相对基准偏差参数滤波估计,实时闭环引入相对基准标定结果的全自主标定流程,地面站仅需接收标定结果,大幅降低测控资源占用。



图9 相对基准自主标校示意图

Fig.9 Schematic diagram of relative benchmark autonomous calibration

### 3.3 角动量管理技术

“鹊桥”通导遥星座系统的空间扰动角动量:太阳光压产生的扰动角动量、地月等引力摄动产生的扰动角动量、轨道控制时推力器喷气产生的非对称力引入的扰动角动量。针对上述不同来源的角动量,综合考虑轨道确定精度、卫星机动能力、燃料消耗等多约束条件下进行扰动角动量的卸载。

#### 1) “鹊桥”现有的角动量管理技术

“鹊桥一号”卫星太阳光压积累的扰动角动量约  $2 \text{ Nms}/7 \text{ d}$ 。在  $7 \text{ d}$ 内,采用动量轮吸收扰动角动量。在  $7 \text{ d}$ 时,通过喷气控制,同时实现轨道维持与扰动角动量卸载,可有效节省燃料。“鹊桥二号”卫星其扰动角动量主要来源月球重力梯度力矩和太阳光压力矩的积累。通过调节卫星姿态,利用绕月轨道对称位置积累角动量互相抵消的效果,降低在轨道面内重力梯度的角动量积累。当整星角动量超过安全阈值时,通过姿态调整,实现卫星指定轴指向角动量方向,该指定轴方向推力器呈力偶安装,通过喷气控制,实现在角动量卸载时尽可能减少平动力输出,降低对轨道的影响。

#### 2) 线动量约束下的角动量卸载技术

对于“鹊桥”星座光学遥感卫星其大口径载荷及遮光罩往往引起较大的太阳光压力矩。其一天内太阳光压产生的扰动角动量达数  $10 \text{ Nms}$ ,需进行  $1 \sim 2$ 次扰动角动量卸载。频繁的角动量卸载必将带来较大的轨道误差。文献[35]研究表明频繁的扰动角动量卸载给卫星带来较大的线动量误差,是影响航天器定轨精度的主要误差因素。因此,在太阳光压等空间扰动角动量卸载时,需采用对称力矩形式,多个推力器配合实现三维指定力矩、三维零合成力的输出控制。其推力器参考安装构型如图10所示,多个姿控推力器对

称安装,通过力偶控制,能够实现任意指定的三维力矩输出而不产生平动扰动力。理论上可实现角动量卸载过程不产生任何平动扰动力,有助于提升航天器轨道确定精度。

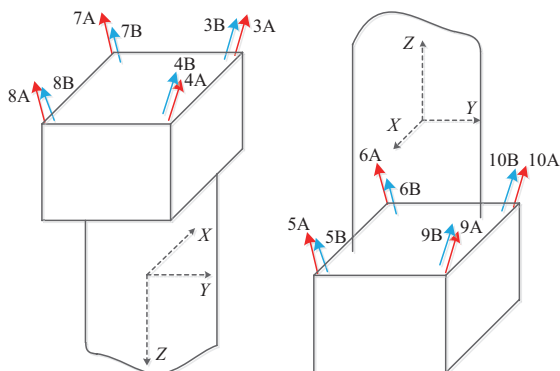


图10 姿控推力器参考安装方式

Fig.10 Reference installation method of attitude control thruster

### 3.4 高性能部组件研制

“鹊桥”通导遥星座长寿命运行需可靠的姿轨控技术及可靠的单机部件。姿轨控系统的部组件的性能直接决定姿轨控系统的可靠。以遥感卫星姿态敏捷机动性能为例,单框架控制力矩陀螺(Control Moment Gyroscope, CMG)是实现姿态高稳定控制和敏捷机动控制的重要部件。但CMG作为机电产品,其高速转子在轨长期维持在每分钟几千转,在强使役条件下难免故障失效,且在轨不可维修。这既要求CMG单机部件进一步提升自身可靠性,同时又要求控制系统具备CMG欠配置控制技术,以实现整星长寿命稳定度运行。“鹊桥”通导遥星座长寿命运行离不开部组件的发展。主要包括:

1) 地月空间“北斗”/GNSS信号接收机研制。运行在地月空间的“鹊桥”通导遥星座卫星需具备独立接收并处理“北斗”/GNSS等信号,实现自主导航的能力,降低卫星轨道确定对地面站的依赖。接收机需支持多星座导航信号(如GPS、Galileo、“北斗”)接收和处理,以提高可见卫星数和定位精度。定位与授时精度应满足月球等深空探测任务的需求。

2) 高性能星敏感器研制。从光学测量、噪声抑制、误差标校等方面开展研究,研制毫角秒测量精度的星敏感器,提升航天器的指向精度。研制具有相对基准测量的星敏感器,通过航天器构型布局优化设计,实现星敏感器光轴与载荷光路共基准。通过星敏感器光轴与载荷光路之间的相对基准在轨实时测量,修正星敏的安装阵,提升载荷指向精度。文献[36]提出的星敏感器、载荷一体化共基准安装构型总装设计方案在轨应

用,佐证了共基准安装对提升载荷指向精度的重要性。

3) 多核星载计算机研制。研制高主频、多核星载计算机,解决多体引力高精度轨道动力学求解,姿态高频次控制解算对高算力需求与现有星载计算机运算能力受限的矛盾。支持并行触发计算,通过对硬件资源的灵活调度,满足遥感星座自主任务规划对不确定性观测目标及时动态规划的高运算能力需求。

## 4 结束语

本文通过对国内外地月空间任务的调研,结合“鹊桥”通导遥星座潜在应用任务,探讨其对姿轨控的技术需求。未来“鹊桥”通导遥星座系统需在弱“北斗”/GNSS信号、复杂引力摄动环境下实现高精度轨道自主确定与维持。应研制具有高灵敏性能的地月空间“北斗”/GNSS信号接收机,降低星座轨道确定对地面的依赖。研究多级协同控制技术,实现姿态敏捷机动与高精度指向控制,满足“鹊桥”通导遥星座中遥感卫星的任务需求,满足轨道控制期间多扰动因素存在时的指向控制,提升轨道控制性能。

## 参考文献

- [1] 张立华,熊亮,孙骥,等.嫦娥四号任务中继星“鹊桥”技术特点[J].中国科学:技术科学,2019,49:138-146.  
ZHANG L H, XIONG L, SUN J, et al. Technical characteristics of the relay communication satellite “Queqiao” for Chang’e-4 lunar far-side exploration mission[J]. Scientia Sinica Technologica, 2019, 49: 138-146.
- [2] 孔静,谢剑锋,胡国林,等.服务轨道维持“鹊桥”计算精度的评估[J].深空探测学报(中英文),2023,10(6):652-658.  
KONG J, XIE J F, HU G L, et al. Orbit determination and accuracy evaluation of Queqiao relay satellite for orbit maintenance[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(6): 652-658.
- [3] 周文艳,高博宇,董焯娜,等.鹊桥二号轨道与嫦娥六号任务匹配性设计和飞行实践[J].中国空间科学技术,2024,44(6):16-22.  
ZHOU W Y, GAO B Y, DONG T S, et al. Matching design of trajectory with Chang’e-6 mission and flying practice of Queqiao-2 satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(6): 16-22.
- [4] 郝策,王勇,关轶峰,等.鹊桥二号中继星自主角动量管理设计及实现[J].空间控制技术与应用,2024,50(6):42-49.  
HAO C, WANG Y, GUAN Y F, et al. Design and application of momentum management for Queqiao-2 relays satellite[J]. Aerospace Control and Application, 2024, 50(6): 42-49.
- [5] 张辉,董珂琪,姚伟.月球科研站能源技术研究进展与展望[J].深空探测学报(中英文),2024,11(5):423-434.  
ZHANG H, DONG K Q, YAO W. Progress and prospect of energy technologies on lunar scientific research station[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(5): 423-434.
- [6] 梅洪元,包为民,于登云,等.关于未来月球基地建设方案的构想[J].深空探测学报(中英文),2022,9(6):553-559.  
MEI H Y, BAO W M, YU D Y, et al. Research on building plans design for future lunar base[J]. Journal of Deep Space Exploration,

- 2022,9(6):553-559.
- [7] 周文艳,高珊,刘德成,等.月球极区探测轨道设计[J].深空探测学报(中英文),2020,7(3):248-254.  
ZHOU W Y, GAO S, LIU D C, et al. Orbit design for lunar polar region exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(3): 248-254.
- [8] 罗冰显,张贤国,孙天然,等.月球空间天气探测与研究进展[J].深空探测学报(中英文),2024,11(2):159-168.  
LUO B X, ZHANG X G, SUN T R, et al. Progress in lunar space weather detection and research[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(2): 159-168.
- [9] 余后满,饶炜,张益源,等.“嫦娥七号”探测器任务综述[J].深空探测学报(中英文),2023,10(6):567-576.  
YU H M, RAO W, ZHANG Y Y, et al. Mission analysis and spacecraft design of Chang'e-7[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(6): 567-576.
- [10] 杨孟飞,彭兢,李炯卉,等.地月空间基础设施体系架构与发展设想[J].中国空间科学技术(中英文),2024,44(3):1-14.  
YANG M F, PENG J, LI J H, et al. Architecture and development envision of cislunar space infrastructure[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(3): 1-14.
- [11] CHIARA P, MAURO P, ALESSANDRO B, et al. Optimization, guidance, and control of low-thrust transfers from the lunar gateway to low lunar orbit[J]. Acta Astronautica, 2024(222): 39-51.
- [12] SCHONFELDT M, GRENIER A, DELEPAUT A, et al. Across the lunar landscape towards a dedicated lunar PNT system[EB/OL]. (2020-01-01) [2025-07-31]. <https://insidegnss.com/across-the-lunar-landscape-towards-a-dedicated-lunar-pnt-system/>.
- [13] GIORDANO P. Moonlight navigation service how to land on peaks of eternal light[C]//Proceedings of 72nd International Astronautical Congress. Dubai, UAE: [s. n.], 2021.
- [14] SAMANTHA N, JEREMY F, ROLAND B. Scheduling PNT service requests from non-dedicated lunar constellations[C]//Proceedings of 2022 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA: IEEE, 2022.
- [15] WANG D X, XU T H, LI M, et al. Lunar navigation satellite system for the south pole and Earth-Moon space: constellation design and performance evaluation with integrated BDS[J]. GPS Solutions, 2025, 29: 1-18.
- [16] 林明达.月球轨道卫星GNSS接收机导航关键技术研究[D].北京:中国科学院大学,2022.  
LING M D. Research on key navigation technology of lunar orbiting satellite GNSS receiver[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2022.
- [17] 张靖鹏,陈起行,夏明,等.地月平动点高轨观测系统设计及效能分析[J].系统工程与电子技术,2025,47(2):527-534.  
ZHANG J P, CHEN Q X, XIA M, et al. Design and performance analysis of high-orbit observation system at Earth-Moon libration points[J]. Systems Engineering and Electronics, 2025, 47(2): 527-534.
- [18] 陈蓉,汪小卫,邓思超,等.大规模低成本地月空间航天运输体系研究[J].深空探测学报(中英文),2023,10(5):525-531.  
CHEN R, WANG X W, DENG S C, et al. Research on large-scale and low-cost cislunar aerospace transportation system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(5): 525-531.
- [19] 杨孟飞,张高,张伍,等.探月三期月地高速再入返回飞行器技术与实现[J].中国科学:技术科学,2015,45:111-123.  
YANG M F, ZHANG G, ZHANG W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program[J]. Science Sinica Technical, 2015, 45: 111-123.
- [20] 黄勇,李培佳,樊敏,等.基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定[J].中国科学:物理学力学天文学,2018,48:079501.  
HUANG Y, LI P J, FAN M, et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data[J]. Science Sinica Physica Mechanica, Astronmica, 2018, 48: 079501.
- [21] 陈旗鸣,李珍妮,陈立基,等.绕月卫星与月面探测器的GNSS信号可见性分析[J].深空探测学报(中英文),2025,12(1):64-76.  
CHEN Q M, LI Z N, CHEN L J, et al. Visibility analysis of GNSS satellite signals by lunar orbit satellites and probes[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(1): 64-76.
- [22] 李霜琳,蒲京辉,郭鹏斌,等.DRO卫星编队同波束差分相对导航[J].深空探测学报(中英文),2023,10(2):211-219.  
LI S L, PU J H, GUO P B, et al. Single-beam differential relative navigation of DRO satellite formation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 211-219.
- [23] 夏明,胡海,陈起行,等.近月空间广域观测星座设计与效能分析[J].宇航学报,2024,45(8):1172-1179.  
XIA M, HU H Y, CHEN Q H, et al. Design and performance analysis of wide-range observation constellation in cislunar space[J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(8): 1172-1179.
- [24] 刘奇,向开恒,赵书阁,等.一种低轨星座高精度相位保持方法[J].宇航学报,2021,42(11):1377-1384.  
LIU Q, XIANG K H, ZHAO S G, et al. A high-precision phase keep method for LEO constellation[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(11): 1377-1384.
- [25] 舒睿,贾庆贤,于丹,等.基于多目标蚁狮优化算法的月球InSAR卫星编队构型设计[J].系统工程与电子技术,2024,46(9):3128-3138.  
SHU R, JIA Q X, YU D, et al. Lunar InSAR satellite formation configuration design based on multi-objective ant-lion optimization algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2024, 46(9): 3128-3138.
- [26] 李振宇,李翔宇,乔栋,等.光压影响的日地平动点附近编队零相对径向加速度区域研究[J].深空探测学报(中英文),2023,10(6):631-640.  
LI Z Y, LI X Y, QIAO D, et al. Study on zero relative radial acceleration region of formation near Sun-Earth libration points under solar radiation pressure[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(6): 631-640.
- [27] 张国琪,刘洁,董文强,等.基于描述函数法的相平面喷气姿态控制的稳定性分析[J].空间控制技术与应用,2015,41(1):15-20.  
ZHANG G Q, LIU J, DONG W Q, et al. Stability analysis of phase-plane jet attitudes control system using the describing function method[J]. Aerospace Control and Application, 2015, 41(1): 15-20.
- [28] MAURO P, FABIO C. Variable-time-domain neighboring optimal guidance and attitude control of low-thrust lunar orbit transfers[J]. Acta Astronautica, 2020, (175): 616-626.
- [29] 于强,王天舒.充液航天器变质量液体大幅晃动的SPH分析方法[J].宇航学报,2021,42(1):22-30.  
YU Q, WANG T S. SPH Method for large-amplitude liquid sloshing with variable mass in liquid-filled spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(1): 22-30.
- [30] ZHANG W, CHENG W Q, YOU Q, et al. Levitated-body ultra-high pointing accuracy and stability satellite platform of the CHASE mission[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2022, 65(8): 289604.
- [31] LI C, FANG C, LI Z, et al. Chinese He Solar Explorer(CHASE)-a complementary space mission to the ASO-S[J]. Research in As-

- tronomy and Astrophysics, 2019, 19(11):165-170.
- [32] 赵键, 杨芳. 中国高分辨率敏捷小卫星的技术创新及应用实践[J]. 航天器工程, 2021, 30(6):23-30.  
ZHAO J, YANG F. Technical innovation and application of Chinese agile small satellites[J]. Spacecraft Engineering, 2021, 30(6):23-30.
- [33] DOLLOFF J, SETTERGREN R. An assessment of WorldView-1 positional accuracy based on fifty contiguous stere pairs of Imagery[J]. Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, 2010, 76(8):935-943.
- [34] 赵心语, 侯博文, 孙博文, 等. 基于恒星优化选取的星敏传感器在轨标定[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(2):1-11.  
ZHAO X Y, HOU B W, SUN B W, et al. On-orbit calibration method for star tracker based on optimal star selection[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(2):1-11.
- [35] 孔静, 张宇, 陈明, 等. 动量轮卸载对“天问一号”环火轨道影响分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(4):414-420.  
KONG J, ZHANG Y, CHEN M, et al. The effect of wheel off-loading on the orbit of Tianwen-1[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(4):414-420.
- [36] 卢清荣, 徐庆鹤, 殷亚州, 等. 基于载荷共基准的高分七号卫星构型设计与验证[J]. 航天器工程, 2022, 29(3):31-36.  
LU Q R, XU Q H, YIN Y Z, et al. Design and verification of GF-7 satellite configuration based on common reference payload[J]. Spacecraft Engineering, 2022, 29(3):31-36.

作者简介:

张科备(1986-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 航天器姿态轨道控制技术。

通信地址: 北京市 5142 信箱 139 分箱(100094)

电话: (010)68111194

E-mail: zhangkb.2008@163.com

雷拥军(1971-), 男, 研究员, 主要研究方向: 航天器动力学与控制。本文通信作者。

通信地址: 北京市 5142 信箱 139 分箱(100094)

E-mail: leiyongjun@bice.org.cn

## Research on Attitude and Orbit Control Technologies for Queqiao CNRS Constellation System

ZHANG Kebei<sup>1</sup>, GUAN Yifeng<sup>1,2</sup>, YIN Xinran<sup>3</sup>, HU Shaochun<sup>1,2</sup>, LEI Yongjun<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;

2. National Key Laboratory of Space Intelligent Control Technology, Beijing 100094, China;

3. Aerospace Office, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The attitude and orbit control technologies for constellation systems were reviewed, focusing on aspects such as autonomous orbit determination, constellation configuration maintenance, high precision orbit control, attitude pointing control and angular momentum management. The technical challenges faced by the application of existing attitude and orbit control methods in the Queqiao CNRS were analyzed. The future research trends for attitude and orbit control technology were predicted, and suggestions were made for the development of components in attitude and orbit control systems, based on potential mission implementation requirements of constellation systems.

**Keywords:** Queqiao CNRS (Communication, Navigation, and Remote Sensing) constellation system; autonomous orbit determination; constellation configuration maintenance; attitude pointing control; angular momentum management

### Highlights:

- An assumption of Queqiao CNRS constellation system is made and an analysis of attitude and orbit control requirements is conducted. Multiple satellites are deployed in the Earth Moon space and lunar orbit so that a communication, navigation, and remote sensing service network covering the Earth Moon space will be built. The technical requirements of autonomous orbit determination and control, high-precision attitude pointing control, etc. are explored.
- In terms of autonomous orbit determination and maintenance technology, a research method for autonomous orbit determination based on satellite autonomous orbit measurement and multi-source dynamic modeling is proposed to improve orbit determination efficiency. The precision pointing control technology, such as PWM control algorithm, realizes high accuracy pointing control during the process of orbit control with large disturbance torque. The multi-level collaborative control technology should be studied to meet the agile maneuverability and high-precision pointing high stability control requirements of constellation remote sensing satellites. In response to the accumulation of angular momentum caused by solar pressure and gravitational perturbations between the Earth and the Moon, the key angular momentum unloading strategy, such as event triggered angular momentum unloading or dual torque jet angular momentum unloading, is proposed to reduce fuel consumption.
- The prospects for the future development of attitude and orbit control technology for the Queqiao CNRS constellation system are predicted. Suggestions for development of high-performance key components, such as the Beidou/GNSS signal receiver, high-performance star sensors, and long-life high-performance CMG are made.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]