

空间引力波探测系统编队动力学与控制技术综述*

王继河, 张锦绣, 孟云鹤, 宋佳凝, 杨列

“天琴计划”教育部重点实验室, 中山大学天琴中心 & 物理与天文学院, 天琴前沿科学中心, 国家航天局引力波研究中心, 广东 珠海 519082

摘要: 针对空间引力波探测系统对超远距离编队动力学与控制技术提出的挑战, 调研分析了空间引力波探测系统所涉及的动力学与控制技术国内外研究现状, 包括: 超远距离相对动力学、高稳定轨道设计、高精度构形初始化策略与控制、构形重构与维持以及多自由度协调控制等方面。在对相关领域国内外研究现状分析的基础上, 提出了空间引力波探测系统在动力学与控制方面需重点解决的关键技术: 超远距离编队构形发散机理建模与分析、高稳构形鲁棒优化设计理论与方法、有限机动能力约束下的高精度构形初始化和保持技术、非科学与故障模式下编队姿轨维持策略和多自由度协调控制等。

关键词: 编队动力学与控制; 高稳构形鲁棒优化设计; 构形初始化和保持; 空间引力波探测系统

中图分类号: V448.22 **文献标志码:** A **文章编号:** 0529-6579(2021)01-0156-06

Review of formation dynamics and control technology of space-borne gravitational wave detection system

WANG Jihe, ZHANG Jinxiu, MENG Yunhe, SONG Jianing, YANG Lie

MOE Key Laboratory of TianQin Mission, TianQin Research Center for Gravitational Physics & School of Physics and Astronomy, Frontiers Science Center for TianQin, CNSA Research Center for Gravitational Waves, Sun Yat-sen University (Zhuhai Campus), Zhuhai 519082, China

Abstract: With respect to the challenge of ultra-long-distance formation dynamics and control technology brought by space-borne gravitational wave detection system, this paper investigates and analyzes the research status of dynamics and control technology involved in space-borne gravitational wave detection system, including ultra-long-distance relative dynamics, high stability orbit design, high precision configuration initialization strategy and control method, formation reconfiguration and maintenance, multi degree of freedom coordinated control. Based on the analysis of the research status, the key technologies in dynamics and control of space-borne gravitational wave detection system are proposed, including modeling and analysis of formation divergence mechanism for ultra-long-distance formation, robust optimization design theory and method for high stability configuration, initialization and maintenance technology of high precision configuration with limited orbital maneuverability, formation attitude and orbit maintenance strategy under unscientific and fault mode and multi degree of freedom coordinated control approach.

Key words: formation dynamics and control; robust optimization design of high stability configuration; configuration initialization and maintenance; space-borne gravitational wave detection system

* 收稿日期: 2020-11-10 录用日期: 2020-11-30 网络首发日期: 2021-01-13

基金项目: 广东省基础与应用基础重大项目 (2019B030302001)

作者简介: 王继河 (1982年生), 男; 研究方向: 分布式航天器动力学与控制; E-mail: wangjihe@mail.sysu.edu.cn

通信作者: 张锦绣 (1978年生), 男; 研究方向: 分布式航天器系统体系构建及总体设计;

E-mail: zhangjinxiu@mail.sysu.edu.cn

1 引言

低频段的引力波信号包含更丰富的天文信息, 为探测更低频的引力波信号, 各国纷纷提出了不同的空间引力波探测计划, 包括空间引力波探测卫星 LISA (Laser Interferometer Space Antenna) 任务^[1]、ASTROD-GW 计划^[2]、DECIGO 计划^[3]以及国内的天琴计划^[4]、太极计划^[5]等。其中, LISA 预计 2034 年发射, 并已于 2015 年发射了技术验证卫星 LISA-Pathfinder^[6]。空间引力波探测系统通常由相距几十到上百万公里的三颗航天器组成, 航天器间通过高精度激光干涉测量, 敏感引力波导致的惯性参考质量沿测量敏感轴方向的位移变化, 而按空间引力波探测器所处的轨道不同可分日心轨道空间引力波探测系统和地心轨道空间引力波探测系统。

LISA 空间引力波探测任务轨道, 由 3 个相同的航天器各自绕太阳飞行, 并构成一个边长约为 250 万 km 的等边三角形, 等边三角形中心落后地球约 20°, 航天器组成的平面与黄道面夹角约 60°。

2015 年中山大学正式启动了“天琴计划”, 预期在 2035 年前后发射三颗高精度无拖曳卫星, 轨道高度约为 10 万 km, 形成大尺度等边三角形分布式空间科学探测系统, 通过高精度星间激光干涉测量, 开展空间引力波探测研究。“天琴计划”三星系统轨道及其参考引力波源 J0806.3+1527, 如图 1 所示。其中, SC1、SC2、SC3 分别表示三颗在同一轨道平面内相位角相差 120° 的航天器。

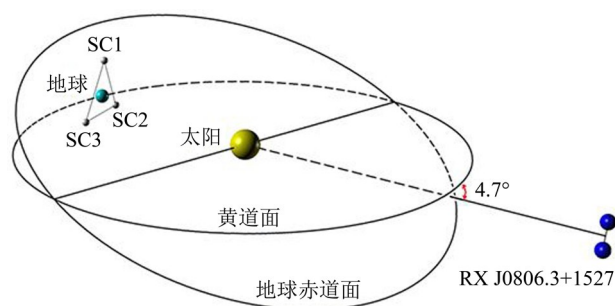


图 1 天琴轨道示意图^[4]

Fig. 1 Depiction of the TianQin orbit^[4]

不同于近些年来已经较为成熟的近地轨道卫星编队与星座系统, 空间引力波探测系统存在星间距离远 (十几到上百万 km)、轨道构形稳定性要求高 (几年间轨道构形稳定要求)、轨道机动能力弱 (仅装有微牛级推进系统)、控制自由度多 (卫星本体、检验质量和望远镜控制自由度) 等其独

有的特点, 造成空间引力波探测系统所涉及的动力学与控制技术与近地卫星编队和星座系统存在显著不同, 具体表现为: 第一, 近地编队和星座系统构形通常要求几天或几个月的稳定, 而空间引力波探测系统则通常要求几年的构形稳定; 第二, 近地编队和星座系统可经常通过轨道维持控制来保障构形稳定性, 而空间引力波探测系统受燃料限制和探测任务限制, 则要求轨道维持控制间隔越长越好; 第三, 近地编队和星座系统姿轨控制通常可解耦考虑, 但空间引力波探测系统仅安装有微推进器系统, 存在姿轨强耦合的特点。故空间引力波探测系统对其所涉及的编队动力学与控制技术提出了前所未有的挑战, 为保障空间引力波探测系统任务顺利实施, 需重点开展其所涉及的编队动力学与控制关键技术研究。

2 空间引力波探测系统编队动力学与控制国内外研究现状

2.1 相对动力学与轨道设计研究现状

传统近距离编队的相对运动动力学研究可分为两大类, 即基于 CW 方程和基于轨道要素相对运动描述方法。针对 LISA 任务, 在不考虑其它摄动力的情况下, Marchi 等^[7]通过移除 CW 方程的长期项并加入约束条件, 得到了稳定的空间圆编队初始条件。Nayak 等^[8]通过采用带二阶修正项的改进 CW 方程, 进一步提高了相对运动模型精度。Li 等^[9]得到了基于轨道要素形式的稳定三角形编队初始条件。

为解决空间引力波探测系统高稳定构形设计问题, 万小波等^[10]和叶伯兵等^[11]分别基于粒子群和组合优化方法设计了满足臂长、臂长变化率和呼吸角变化的天琴计划高稳定任务轨道。檀庄斌等^[12]研究了轨道方向和半径对星间运动稳定性的影响。Xia 等^[13]采用混合反应禁忌搜索算法对 LISA 航天器任务轨道进行了优化设计。Halooin 等^[14]采用数值优化的方法寻找最优初始轨道要素使由地球和其他行星的引力场引起的摄动扰动最小。Wang 等^[15]以摄动轨道平均周期和偏心率为优化目标, 优化设计了 ASTROD-GW 计划探测器轨道。Li 等^[16]用数值和解析方法对 LISA 任务的初始轨道进行了优化设计。Yang 等^[17]以地球拖曳角、构形呼吸角和相对速度作为编队性能指标, 初始轨道要素作为决策变量, 用级联优化的方法对类似 LISA 的空间引力波探测系统的编队飞行轨道进

行了优化研究。

综上所述,现阶段在空间引力波探测系统所涉及的超远距离卫星相对动力学建模多依赖高精度数值积分方法,缺少对星间相对运动发散机理的建模与分析,无法得到星间距离发散的动力学机理。同时,现阶段针对空间引力波探测系统高稳定构形设计,大多采用数值优化方法,存在轨道优化设计计算速度慢,难以解释优化解的动力学机理,且轨道优化解缺少鲁棒性的缺点。

2.2 构形初始化策略研究现状

在确定空间引力波探测系统高稳定构形后,则需解决高稳定构形初始化,即如何保障航天器精确入轨形成构形这一问题。对于日心轨道的空间引力波探测任务,LISA计划采用一箭三星的发射入轨方式,首先采用三级运载火箭将组合卫星发射入轨,入轨速度为地球逃逸速度;之后三星陆续分离,控制离子推进器向运行轨道进行转移^[18]。Sweetser等^[19]研究了LISA任务的全流程任务轨道,介绍了LISA航天器的发射过程,以及如何利用化学推进器分别转移到它们的星座位置,此外,还讨论了LISA轨道的特点,以及导航误差和初始误差对星座构形的影响。针对发射段与分离段能量消耗问题,Xia等^[13]采用Lambert定理研究了LISA卫星地心圆形停泊轨道入轨方案的情况,其设计了起始运行轨道,并介绍了轨道设计和优化的方法,包括发射阶段和分离阶段,并研究了这两个轨道阶段的能量需求与飞行时间的关系。LISA Pathfinder任务采用15次大推力化学推进提高近地点,最终飞往L1点,科学舱和推进舱自旋稳定分离^[20]。ASTRD-GW计划的三颗航天器的任务轨道选择在日地拉格朗日点L3、L4和L5附近,三颗航天器分别采用三次霍曼转移轨道,起始点为地球同步轨道上一个点,目标点为日地拉格朗日点^[21]。

对于地心轨道的空间引力波探测任务,OMEGA计划采用169天的类圣杯低能轨道(low-energy GRAIL-like trajectory)将组合卫星发射至约60万km的目标轨道上,再通过上面级减速的方式降低轨道近地点,在186天内将三颗卫星部署到目标轨道,并形成等边三角形构形^[22]。

综上所述,现阶段针对空间引力波探测器构形初始化的研究还处在偏理论研究的阶段,讨论的多是方案的理论可行性,并在入轨时间和燃料消耗方面对各种入轨方案进行对比,为入轨方案

优选提供理论参考。为保障空间引力波探测器任务可顺利实施,需开展考虑多方面工程约束条件下的空间引力波探测器系统高精度构形初始化策略研究,其中需考虑的约束条件为:运载火箭入轨精度、地面测控弧段约束、航天器能源约束等。

2.3 构形维持和重构研究现状

理想情况下,空间引力波探测器的三颗航天器形成等边三角形构形,但由于入轨误差和摄动的影响,空间引力波探测器的构形长期将发散。为此,LISA提出两种策略来保持三颗航天器编队构形稳定:一种是被动策略,即通过选择初始条件来最小化三角形的一条、两条或三条边的变化;另一种是主动策略,即通过场致发射电推进器(FEEPs)进行轨道修正。Peter等^[23]提出在检验质量块上施加控制来保持高稳定构形的方法。但理论表明不可能同时稳定三个干涉臂长的变化率,只能在几年内稳定一个或两个干涉臂长的变化率,且主动控制还需每月进行几天的校准,可能会干扰科学测量^[24]。针对天琴计划编队构形的修正问题,黄文涛等^[25]提出一种基于虚拟编队方法,基于四脉冲控制策略,对空间引力波探测器轨道进行修正。

针对空间引力波探测系统构形维持控制需求,现阶段的研究都关注在空间引力波探测器系统在科学运行模式段,即激光链路已建立,无拖曳控制已开启。但是,当空间引力波探测器系统在故障模式下或非科学模式时,系统构形将随时间而发散,为抑制系统构形发散,需对故障或非科学模式下的航天器编队姿态和轨道维持控制策略与方法进行深入研究。

2.4 多自由度协调控制研究现状

不同于常规无拖曳航天器上仅配置一个检验质量的情况,在空间引力波探测方案中,一颗航天器通常具有两个检验质量,以满足激光干涉测距需求。在考虑望远镜张角控制自由度的前提下,LISA单颗航天器上将涉及19个自由度的控制,包括卫星本体3个姿态自由度,3个位置自由度,两个检验质量各3个姿态自由度,3个位置自由度,1个望远镜张角自由度。为完成如上的19个自由度的协调控制,需提出相应的多自由度协调控制方法。

Haines等^[26]采用PID控制器,利用回路解耦的思想,实现了对无拖曳航天器的控制。Ziegler等^[27]推导了六自由度的近地无拖曳航天器动力学

模型。在平动和转动自由度分离解耦的基础上, 利用 LQG 控制理论完成对航天器姿态控制系统的设计, 并采用 H_2 回路成形设计思路, 限制系统的频域特性, 实现了对无拖曳平动的控制器设计。Gath 等^[28] 针对 LISA Pathfinder 航天器双检验质量块回路的动力学模型, 将多输入多输出系统控制回路解耦为无拖曳控制回路、检验质量块静电悬浮控制回路和航天器指向姿态控制回路, 分别进行了控制器的设计。Fichter 等^[29] 同样对 LISA 任务的无拖曳控制回路进行了解耦分析。

针对空间引力波探测系统所涉及的多自由协调控制问题, 现阶段多采用解耦的方法, 对解耦后的多个控制回路分别设计控制器, 以实现不同控制回路的控制目标。但考虑到多输入多输出系统解耦会造成系统控制精度的降低, 极端条件下甚至会影响到控制系统的稳定性, 因此, 为进一步提高系统控制精度, 需针对空间引力波探测系统所涉及的多自由度协调控制技术进行研究。

3 空间引力波探测系统编队动力学与控制关键技术

如上, 分别从相对动力学与轨道设计、构形初始化策略、构形维持与重构和多自由度协调控制等方面对空间引力波探测系统所涉及的编队动力学与控制问题进行了国内外调研与分析, 为促进相关领域的研究, 梳理出了空间引力波探测系统编队动力学与控制方面亟需重点攻关的若干关键技术。

3.1 超远距离编队构形发散机理建模与分析

目前对超远距离编队构形发散机理研究多依赖高精度数值积分方法, 缺少对超远距离构形稳定性发散机理的建模与分析, 进而导致难以开展入轨偏差、摄动影响等对超远距离编队构形破坏的机理分析, 不利于后续的空间引力波探测系统高稳定构形设计与维持控制方法研究。为得到超远距离编队构形演化规律, 实现快速、高效的空间引力波探测系统高稳定构形设计, 需重点攻关以下几方面的关键技术: ① 地心与日心轨道超远距离编队构形发散机理建模; ② 地心与日心轨道超远距离编队构形发散机理分析; ③ 可用于高稳定构形设计与控制的编队相对运动模型研究。

3.2 高稳定编队构形鲁棒优化设计方法

针对空间引力波探测系统高稳定编队构形优化设计研究, 现阶段多是仅考虑纯引力的高稳定

构形设计研究, 存在轨道稳定性对优化解敏感的缺点。为得到对高稳定构形标称值具有一定鲁棒性的高稳定构形优化解, 需重点开展高稳定编队构形鲁棒优化设计方法研究。同时, 考虑入轨偏差和机动能力有限等实际工程约束条件, 需开展存在入轨偏差下的高稳定构形重优化方法研究, 即综合考虑入轨偏差和稳定性需求, 以修正时间和燃料消耗为优化目标, 重新设计标称高稳定构形。具体为, 需重点开展以下两个方面的研究工作: ① 高稳定编队构形鲁棒优化设计方法; ② 入轨偏差下的高稳定构形重优化设计方法。

3.3 有限机动能力的高精度构形初始化和保持技术

目前针对空间引力波探测器入轨方案研究仍停留在初级阶段, 而考虑实际工程约束, 如火箭入轨精度、脉冲变轨误差、测控弧段约束等, 如何建立空间引力波探测系统高稳定构形将变为极具挑战的问题。仅依靠大推力化学推进器或微牛级推进器都难以独立完成空间引力波探测器高精度入轨任务, 需要重点开展火箭上面级与卫星平台组合、推进舱与卫星平台组合、大小混合微推进组合等多种方案下的空间引力波探测系统高精度入轨方案设计与优选问题的研究。此外, 仅装有微推的空间引力波探测器其轨道控制能力十分有限, 受入轨偏差的影响, 高稳定构形一段时间内会发散出任务允许的范围, 研究对科学任务探测影响最少的构形维持控制方案是亟待解决的问题。同时, 由于空间引力波探测器仅装有微推进系统, 故其姿态和轨道存在强耦合, 需重点开展构形初始化和保持控制过程中的姿轨耦合控制问题研究。

故针对空间引力波探测系统高精度构形初始化和维持控制, 需重点攻关的关键技术为: ① 空间引力波探测系统高精度入轨方案设计与优选方法; ② 对科学探测任务影响最小的轨道保持控制策略与方法; ③ 构形初始化和保持控制过程中的姿轨耦合控制方法。

3.4 非科学及故障模式下的编队姿轨控制策略

现阶段的研究多集中在科学探测模式下的编队动力学与控制问题, 而进入科学模式前的非科学模式及系统发生短期故障时的编队姿轨控制策略也同样重要, 这些模式下编队姿轨控制策略的正确设计与实施, 也是空间引力波探测任务顺利开展的重要保障条件。其中, 典型的非科学模式

有:激光干涉链路建立前的编队姿轨控制模式,空间引力波探测器间断性需要姿轨调整时的编队姿轨控制模式。另外,任务中空间引力波探测器短期发生故障后(如进入姿态安全模式等),如何保障航天器供电安全、检验质量不同腔体碰撞等问题都需要深入研究。这一部分需重点攻关的关键技术为:①非科学模式下编队姿轨参考轨迹规划方法;②非科学模式下编队姿轨控制方法;③故障模式下编队姿轨模式设计与控制方法。

3.5 多自由度协调控制技术

针对空间引力波探测器多自由度控制技术的研究目前多将无拖曳控制回路、检验质量块静电悬浮控制回路和航天器姿态指向控制回路进行解耦,然后分别进行控制器的设计,但实际上无拖曳控制回路、检验质量块静电悬浮控制回路和多航天器间姿态指向控制回路自由度间存在较强的非线性耦合。如果建立精确的耦合动力学模型,将这些控制自由度进行协同控制,将有望在控制系统燃料消耗、控制性能指标等方面实现性能提

升。故有必要开展多自由度协同控制方法的研究,具体需要攻关的关键技术为:①多星多自由度耦合动力学建模与分析;②多星多自由度协调控制策略研究;③多星多自由度协调控制方法研究。

4 结 论

1) 不同于现阶段已经广泛研究的近地近距离编队与星座系统所涉及的动力学与控制问题,空间引力波探测系统对超远距离编队动力学与控制提出了前所未有的挑战,且目前相关研究还处在初级阶段,其中涉及的关键问题尚有待深入研究。

2) 为加快空间引力波探测系统动力学与控制方面的研究,需重点开展超远距离编队构形发散机理建模与分析、高稳定编队构形鲁棒优化设计理论与方法、机动能力受限下的高精度构形进入及维持技术、非科学模式及故障模式下的编队姿轨维持和多自由度协调控制等方面的关键技术攻关。

参考文献:

- [1] KARSTEN D, PAU A, HEATHER A, et al. LISA: A proposal in response to the ESA call for L3 mission concepts[R]. 2017.
- [2] MEN J R, NI W T, WANG G. Design of ASTROD/GW orbit[J]. Chinese Astronomy and Astrophysics, 2010, 34(4): 434-446.
- [3] KAWAMURA S, NAKAMURA T, ANDO M, et al. The Japanese space gravitational wave antenna {DECIGO [J]. Classical and Quantum Gravity, 2006, 23(8): 125-131.
- [4] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector [J]. Classical and Quantum Gravity, 2016, 33: 035010.
- [5] GONG X F, LAU Y K, XU S N, et al. Descope of the ALIA mission [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2015, 610(1):012011.
- [6] GIULICCHI L, WU S F, FENAL T. Attitude and orbit control systems for the LISA Pathfinder mission [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 24: 283-294.
- [7] de MARCHI F, PUCACCO G, BASSAN M. Optimizing the Earth LISA 'rendezvous' [J]. Classical and Quantum Gravity, 2012, 29(3): 035009.
- [8] NAYAK K R, KOSHTI S, DHURANDHAR S, et al. On the minimum flexing of LISA's arms [J]. Classical and Quantum Gravity, 2006, 23(5):1763-1778.
- [9] LI G Y, YI Z H, HEINZEL G, et al. Methods for orbit optimization for the LISA gravitational wave observatory [J]. International Journal of Modern Physics D, 2008, 17(7): 1021-1042.
- [10] 万小波, 张晓敏, 黎明. 天琴计划轨道构形长期漂移特性分析[J]. 中国空间科学技术, 2017, 37(3): 110-116.
WAN X, ZHANG X, LI M. Analysis of long-period drift characteristics for orbit configuration of the TianQin Mission [J]. Chinese Space Science and Technology, 37(3):110-116.
- [11] YE B B, ZHANG X F, ZHOU M Y, et al. Optimizing orbits for TianQin [J]. International Journal of Modern Physics D, 2019, 28(9):1950121.
- [12] TAN Z, YE B, ZHANG X. Impact of orbital orientations and radii on TianQin constellation stability [J]. International Journal of Modern Physics D, 2020, 29(8):035010.
- [13] XIA Y, LI G Y, HEINZEL G, et al. Orbit design for the Laser Interferometer Space Antenna (LISA) [J]. Science China (Physics, Mechanics and Astronomy), 2010, 53(1):179-186.

- [14] HALLOIN H. Optimizing orbits for (e)LISA[J]. Journal of Physics Conference, 2016, 840(1):012048.
- [15] WANG G, NI W T. Orbit optimization for ASTROD-GW and its time delay interferometry with two arms using CGC ephemeris[J]. Chinese Physics B, 2013, 22(4):571-579.
- [16] LI G Y, YI Z H, HEINZEL G. Methods for orbit optimization for the LISA gravitational wave observatory[J]. International Journal of Modern Physics D, 2008, 17(7): 1021-1042.
- [17] YANG C H, ZHANG H. Formation flight design for a LISA-like gravitational wave observatory via Cascade optimization[J]. Astrodynamics, 2019, 3(2): 155-171.
- [18] HAMMESFAHR A. LISA Study of the laser interferometer space antenna final technical report[R]. Final Technical Report LI-RP-DS-009, Astrium, 2002.
- [19] SWEETSER T H. An end-to-end trajectory description of the LISA mission[J]. Classical & Quantum Gravity, 2005, 22(10):S429.
- [20] LUISELLA G, WU S F, FENAL T. Attitude and orbit control systems for the LISA Pathfinder mission[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 24(1): 283-294.
- [21] WU A M, NI W T. Deployment and simulation of the ASTROD-GW formation[J]. International Journal of Modern Physics D, 2013, 22(1):1341003.
- [22] HELTINGS R. JPL Team X space-based gravitational-wave observatory OMEGA report[R]. Final Report v. 1. 45a (public release version), 2012.
- [23] BENDER P L. Cancellation of differential accelerations for the LISA spacecraft[J]. Class Quantum Grav, 2006, 23:6149-6154.
- [24] HECHLER F, FOLKNER W M. Mission analysis for the Laser Interferometer Space Antenna (LISA) mission[J]. Advances in Space Research, 2003, 32(7): 1277-1282.
- [25] 黄文涛, 师鹏, 赵育善, 等. 空间激光干涉引力波探测器轨道修正方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(3):598-607.
- HUANG W T, SHI P, ZHAO Y S, et al. Orbit correction method of space-based laser interferometric gravitational wave detector[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(3): 598-607.
- [26] HAINES R. Development of a drag-free control system[C]//Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan: Utah State University Press, 2000.
- [27] ZIEGLER B, BLANKE M. Drag-free motion control of satellite for high-precision gravity field mapping[C]//International Conference on Control Applications. UK, Glasgow: IEEE, 2002:292-297.
- [28] GATH P F, FICHTER W, KERSTEN M. Drag free and attitude control system design for the LISA-pathfinder mission[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004:5430.
- [29] GATH P, SCHULTE H R, WEISE D, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA science mode[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007:6731.

(责任编辑 张冰)