中国科学: 物理学 力学 天文学 2025 年 第 55 卷 第 2 期: 224502
SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica physcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS
评 述 先进航天器动力学与控制专辑I

超大尺度柔性航天器动力学建模与高精度形-姿协同控制研究进展

刘付成[1,2,3], 朱东方[2,3], 李爽[4*], 李鸿光[5], 郭延宁[6], 齐乃明[6], 王北超[4], 冯昆鹏[7], 孙俊[2,3]

1. 上海航天技术研究院, 上海 201109;
2. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109;
3. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109;
4. 南京航空航天大学航天学院, 南京 211106;
5. 上海交通大学机械系统与振动国家重点实验室, 上海 200241;
6. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001;
7. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106
*联系人, E-mail: lishuang@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2024-06-07; 接受日期: 2024-09-09; 网络出版日期: 2024-12-23
国家自然科学基金(编号: U23B6001, 12472045)资助项目

摘要 超大尺度柔性航天器是天基遥感和空间资源开发等重大任务的核心, 带有连接铰链的超大尺度柔性结构引发动力学建模与控制难题, 直接影响了柔性结构形态和航天器姿态控制精度, 关系到高时空分辨率观测等任务的成败. 因此, 本文基于超大尺度柔性航天器动力学与控制的内在逻辑和关键科学问题, 综述并分析了现阶段复杂热荷载作用下的铰链摩擦特性与低维刚-柔-热耦合非线性动力学建模方法研究进展; 非线性温变与黏滞-滑移摩擦力作用下的大型航天器刚-柔耦合机理研究进展; 传感数据重构、传感器布局优化和海量数据高效并行计算方法以及高稳健高动态分布式传感信息的串扰补偿机制研究进展; 超大尺度柔性航天器多约束形-姿协同调控机制与高精度控制方法研究进展; 轻量化高动态分布式应变与温度一体化测量系统研究进展, 并总结了上述研究领域的发展现状和亟需解决的难题. 最后, 对超大尺度柔性航天器动力学与控制领域未来亟待突破的共性理论与方法进行了展望.

关键词 超大尺度柔性航天器, 形-姿协同控制, 黏滞-滑移摩擦, 刚-柔耦合机理, 信号串扰补偿

PACS: 94.05.Jq, 07.05.Dz, 46.55.+d, 45.20.dc, 43.60.Dh

1 引言

随着航天技术的不断发展, 当前高时空分辨率天基遥感任务的发展促使功能强和精度高的新一代大型航天器成为国际上主要科技发展的制高点[1–3], 几十米以上的超大尺度柔性航天器更是天基遥感和空间资源

引用格式: 刘付成, 朱东方, 李爽, 等. 超大尺度柔性航天器动力学建模与高精度形-姿协同控制研究进展. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2025, 55: 224502
Liu F C, Zhu D F, Li S, et al. Research progress on dynamics modeling and high-precision form-attitude cooperative control of ultra-large-scale flexible spacecraft (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2025, 55: 224502, doi: 10.1360/SSPMA-2024-0217

© 2024 《中国科学》杂志社

开发等重大发展领域的核心，在促进航天工程创新发展、带动民用空间基础设施等方面具有重大的科学意义[4].

根据此类超大尺度柔性航天器的构型特征，可分为动量集中化控制型和动量分散化控制型两类. 动量集中化控制型航天器典型特征是控制系统所有执行机构(动量轮、推力器等)集中布局在一个刚性节点舱，大型遥感天线等柔性结构以轴对称或点对称固定在刚性节点舱. 例如, 美国和法国于2022年联合发射的地表水与海洋地形卫星(Surface Water and Ocean Topography, SWOT)，在刚性节点舱固定安装了轴对称型的20 m伸展臂与5 m以上的Ka频段雷达天线(图1). 2021年，中国航天白皮书[3]明确指出发展陆地水资源卫星，在刚性节点舱固定安装了轴对称型的10 m支撑臂与20 m口径的天线(图2). 2023年，美国国防部高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)正式立项ISAT (Innovative Space-Based Radar Antenna Technology)计划[5], 在刚性节点舱固定安装了点对称型的300 m × 3 m雷达天线(图3), 旨在通过超大尺度天线大幅提升对多个地面目标的观测和跟踪能力. 美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)于2016年提出的机器人组装模块化空间望远镜任务(Robotically Assembled Modular Space Telescope, RAMST), 计划在轨建造100 m孔径的超大尺度空间望远镜[6] (图4), 2020年我国也提出百米孔径的在轨建造天文望远镜计划(图5)，均采用了刚性节点舱安装点对称型天线的构型.

动量分散化控制型航天器典型特征是控制系统的执行机构(动量轮、推力器等)分散布局在多个刚性节点舱，多个大型遥感天线等柔性结构安装在不同刚性节点舱. 例如，美国火星转移探测器方案(图6)和美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)模块化太阳能转移飞行器设想(图7)等.

上述航天器主要由单个或多个刚性节点舱、几十米以上超大尺度柔性结构和连接铰链构成，其中铰链呈现黏滞-滑移摩擦特性[7]，在预滑动阶段主要表现为黏滞力，而在宏观滑移阶段表现为滑移力. 为满足宽幅高精度遥感和微小目标高时空分辨率监视任务要求，必须同时实现超大尺度柔性结构毫米级的形态控制和刚性节点舱角秒级的姿态指向精度，否则将直接导致空间遥感任务失利[8]. 现有方法仅解决了几十米以下航天器的高精度控制问题，无法直接应用于更大规模的航天器. 因此，亟需在建模、传感、控制和试验多方面深入研究超大尺度柔性航天器动力学与控制

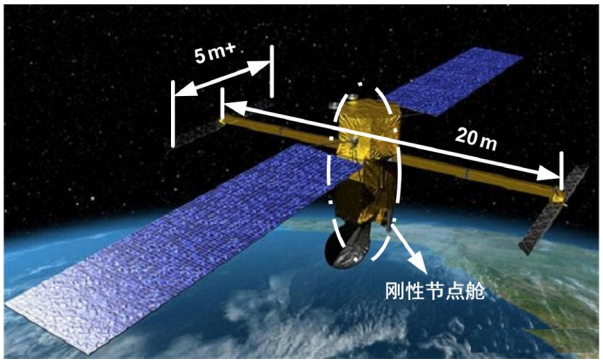

图 1 (网络版彩图)美国SWOT地表水与海洋地形卫星
Figure 1 (Color online) Surface water and ocean topography (SWOT) of USA.

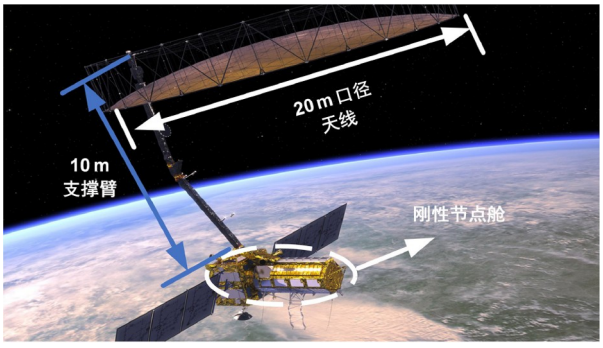

图 2 (网络版彩图)中国陆地水资源卫星方案
Figure 2 (Color online) Land-water resources satellite program of China.

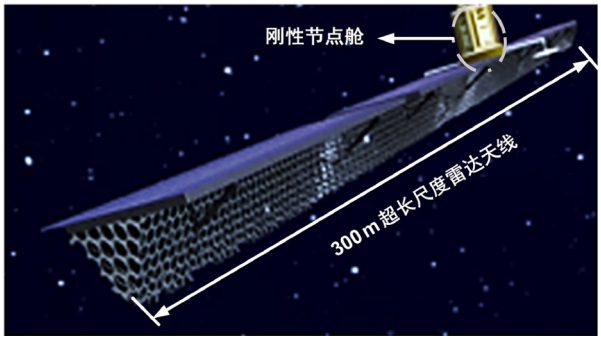

图 3 (网络版彩图)美国300 m × 3 m雷达卫星方案
Figure 3 (Color online) 300 m × 3 m radar satellite program of USA.

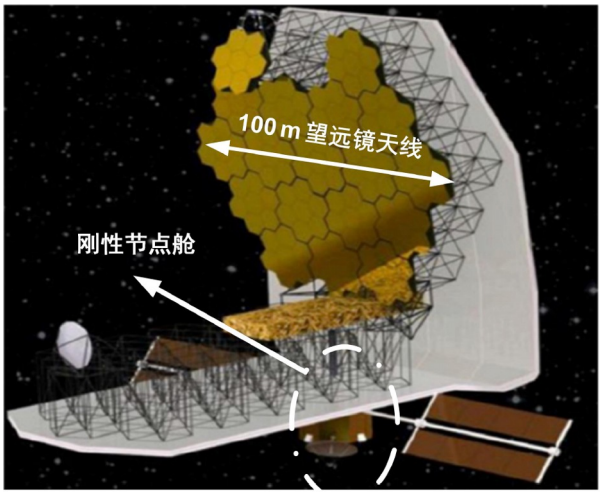

图 4 (网络版彩图)美国RAMST天文望远镜方案
Figure 4 (Color online) The RAMST astronomical telescope program of USA.

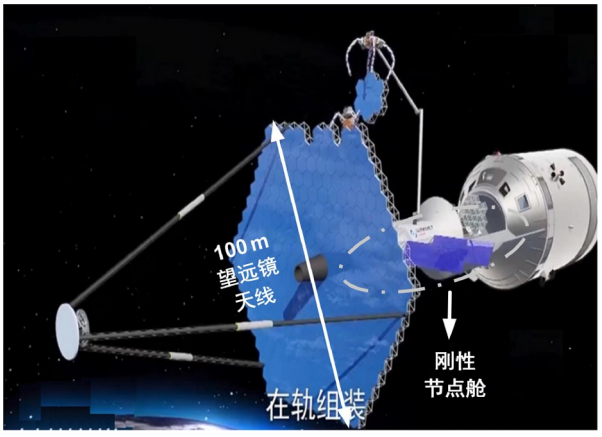

图 5 (网络版彩图)我国超大尺度天文望远镜方案
Figure 5 (Color online) Ultra-large astronomical telescope program of China.

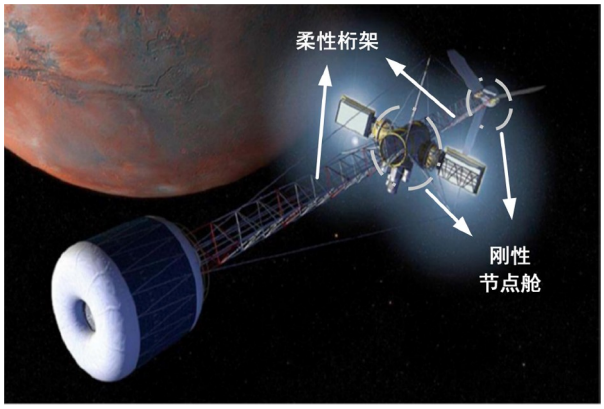

图 6 (网络版彩图)美国火星转移探测器方案
Figure 6 (Color online) Mars transfer vehicle program of USA.

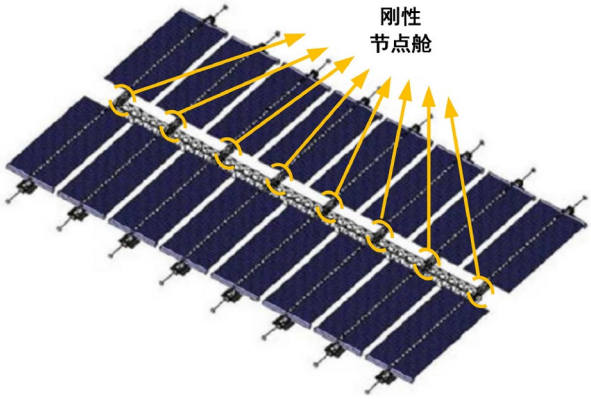

图 7 (网络版彩图)美国模块化太阳能转移飞行器设想
Figure 7 (Color online) Conceptual configuration of the modular SETV of USA.

问题, 主要包括超大尺度柔性航天器动力学行为快速高精度推演[9]、全域物理场实时感知[10]、高精度形-姿快速协同控制[11]以及地面集成试验验证[12]方法, 各部分研究内容的内在逻辑关系如图8所示.

首先, 超大尺度柔性航天器具有极其复杂的在轨动力学行为, 其快速高精度动力学推演非常困难. 一方面遥感载荷在轨展开或在轨组装时结构内部安装了大量连接铰链[13], 铰链除提供必要的连接刚度外, 同时具备黏滞-滑移特性以释放复杂交变热荷载对遥感载荷不利的热应力, 由于黏滞-滑移摩擦运动的非连续性[14], 易诱发遥感载荷发生多频耦合非线性振动, 即连接非线性特性; 另一方面, 超大尺度遥感载荷整体尺寸达几十米或百米以上, 尺度效应使得遥感载荷结构局部微小的应变量全部累积后呈现为非常大的变形量, 即几何非线性特性[15]. 此外, 对于柔性结构转动惯量绝对占优(80%以上)的超大尺度柔性航天器, 柔性结构大幅振动对其姿态运动产生强烈影响[16], 同时姿态运动改变超大尺度柔性结构的边界约束条件, 导致小角度转动也会引发剧烈的结构振动, 形成刚-柔强耦合特性[17]. 上述因素使得线性简化建模方法对航天器动力学行为预示产生极大偏差, 而有限元等建模方法无法实现实时高效预示[18]. 相关问题详见黄文虎等人[19]针对航天器动力学部分开展的综述.

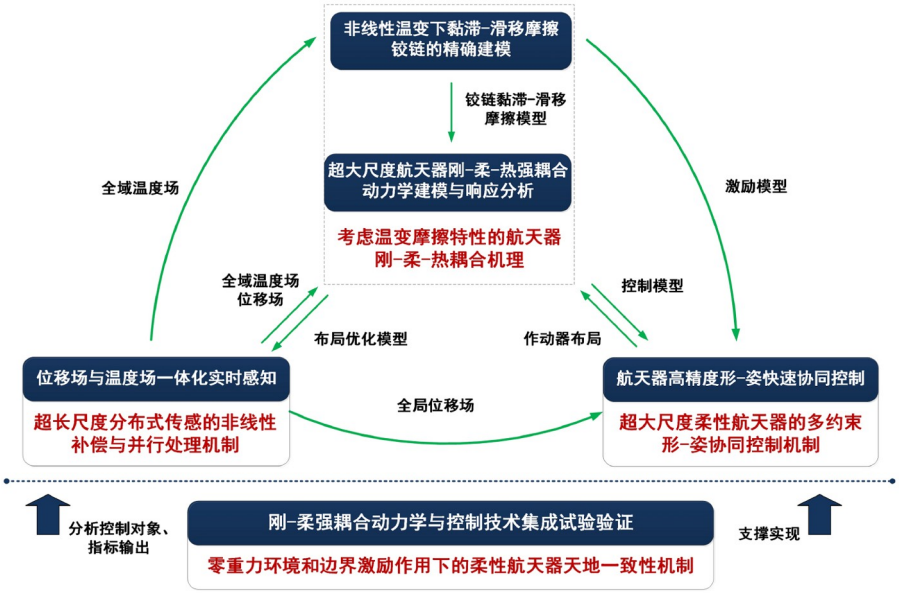

图 8 (网络版彩图)超大尺度柔性航天器动力学与控制研究

Figure 8 (Color online) Research on dynamics and control of ultra-large-scale flexible spacecraft.

航天器动力学响应分析需要采取高效测量手段提供物理场的准确信息，但超大尺度柔性航天器的柔性结构全域物理场实时感知存在极大挑战，主要因为超大尺度柔性结构的强非线性必然引发全域物理场(温度场和位移场)非线性时变特性[20]，造成结构上的最优测量点位置实时跳变，无法通过固定布局的少量传感器完成物理场实时高精度重构，必须采用在线实时调整布局的分布式传感方案[21]. 光纤传感一直是最有效的方案之一[22]，能够在不改变柔性结构固有特性的情况下，实现全域物理场一体化分布式传感. 分布式光纤测量的优势一方面体现在高密度测量，可通过光纤单位长度上复用的光纤测点数量或单个传感单元的空间长度来描述; 另一方面在于测量无盲区, 能够满足柔性结构应变场和温度场时变最优测量位置的调整需求[23]. 尽管分布式光纤测量可实现高密度测量和在线实时调整测点位置，但存在测量信息仅描述敏感区域的相对变形量，无法反映刚体运动问题[24]，并且随着传感长度与传感密集度的提高，分布式光纤传感中的信号串扰不断增强，极大破坏了测量数据的稳健性(鲁棒性与准确性)[25]，难以实现存在连接非线性和几何非线性的超大尺度柔性结构物理场感知.

超大尺度柔性航天器形态和姿态的快速高精度协同控制同样存在极大的挑战，这也是本研究的核心问题所在. 超大尺度柔性航天器的刚-柔强耦合特性[26]使得快变柔性结构振动与慢变刚体姿态运动之间存在强烈的耦合效应[27]. 若将耦合作用假设为有界干扰，采用传统主动振动抑制的解耦设计方法，将降低实际控制性能，无法达到期望形态和姿态控制精度，甚至可能造成航天器失稳[28]. 奇异摄动法、积分平均化方法等可等效描述多时间尺度子系统的耦合作用，设计协同控制器，但当时间尺度差异大时仍存在无法精确描述多子系统间耦合作用的难题[29]. 此外，超大尺度柔性航天器高精度控制属于含不确定性的多约束控制问题，现有研究主要集中在加性或乘性不确定性、系统状态约束、输入饱和与迟滞非线性等单一或部分因素的研究[30]，仍面临综合因素下的航天器姿态与振动高精度控制难题[31]，其中加性不确定性表示实际动力学和名义模型之间的绝对误差，常用于描述噪声、测量误差、外部干扰等，而乘性表示其相对误差，描述参数变化、模型误差等. 上述问题详见曹登庆等人[32]针对航天器主动控制部分开展的综述.

超大尺度柔性航天器还存在天地一致性的地面动力学特性模拟难题. 由于超大尺度柔性航天器的柔性结构刚度非常低，非线性耦合振动在三维空间中尤为显著[33]，若采用非常密集的重力补偿装置消除地球引力对柔性结构的全部影响，将会明显改变柔性结构固

有特性[34]; 若采用缩比等效方法进行动力学特性模拟, 会极大削弱非线性耦合特性的模拟程度[35]; 若采用现行的数学模型与物理模型融合的试验方法, 将引入很大的交界面耦合作用模拟误差[36], 无法满足天地一致的航天器刚-柔强耦合动力学特性模拟要求.

综上所述, 针对超大尺度柔性航天器的宽幅高精度遥感和微小目标高时空分辨率监视任务需求, 需要探索非线性热荷载作用下黏滞-滑移摩擦力演变机理、刚-柔-热强耦合非线性动力学响应规律、超长尺度分布式传感的非线性补偿与并行处理机制、超大尺度柔性航天器的多约束形-姿协同控制机制、零重力环境模拟和边界激励作用下的柔性航天器天地一致性模拟机制方面的共性理论问题, 进而开展典型任务中的动力学与控制技术地面集成试验, 为新一代超大尺度柔性航天器研制和高时空分辨率天基遥感任务奠定理论与方法基础, 具有重要的科学和现实意义.

2 国内外研究现状及进展分析

2.1 铰链黏滞-滑移摩擦建模

航天器运行环境和自身热特性, 导致铰链摩擦界面温度呈现非线性、非均匀变化, 直接影响航天器在轨性能和运行寿命, 因此有必要对铰链接触界面摩擦特性和非线性时变温度场分布之间的关联展开研究. 非线性温变下的铰链黏滞-滑移摩擦的精确建模主要包括黏滞-滑移摩擦模型结构的建立以及非线性时变温度下的黏滞-滑移摩擦系数获取. 下面将给出这两方面研究进展并分析其存在的难题.

铰链摩擦模型在结构方面主要分为静态摩擦模型和动态摩擦模型. 静态摩擦模型包括库仑模型和Stribeck模型等, 但由于其过于简单, 不能解释试验中的各种摩擦现象, 如摩擦激振、混沌等. 进而发展了动态摩擦模型, 包括考虑了物体摩擦接触面表面形貌的动态物理模型, 以及采用微分方程形式的经验模型(Dahl模型与LuGre模型). 由于物理模型计算效率较低, 故后续研究主要集中在经验模型的改进上. Ribeiro等人[37]结合动态物理模型与动态经验模型的优点提出了Generalized Maxwell-Slip Model (GMS)摩擦模型, 采用库仑摩擦描述预滑动特性和微分方程描述宏观滑移特性, 解决了摩擦力精确建模问题; 但其模型复杂导致计算效率低, 不利于实际应用, 需建立兼顾性能与效率的摩擦模型[38], 因此针对摩擦界面真实的黏滞-滑移特性, 提出了多种滞回非线性模型[39], 如Preisach模型、Bingham模型、Duhem模型、Bouc-Wen模型等[40]. 其中, 由于Bouc-Wen解析模型较为简洁、物理意义更清晰, 成为研究最广泛的滞回模型之一[41]. 李鸿光团队[42]采用Bouc-Wen模型建立了电梯滑动导向系轿厢-导靴-导轨摩擦模型, 融合Maxwell-slip模型及Bouc-Wen模型进一步提出了广义Bouc-Wen & Maxwell-Slip摩擦模型, 适用于高精度定位跟踪系统中的摩擦问题[43].

在铰链摩擦模型研究方面, 刘巧斌等人[44]采用非对称Bouc-Wen模型对铰链的迟滞非线性进行建模, 发现其具有较高的精度和较低的复杂度; Cammarata等人[45]采用修正的Stribeck静态摩擦模型建立了共轭表面弯曲铰链的动力学方程, 表征出共轭表面之间的动力学行为, 但上述研究中铰链摩擦力模型均未考虑空间温度的影响. 近年来, 随着对机构精度、稳定性以及可靠性的要求越来越高, 非线性温变导致的摩擦问题也引起了国内外专家学者的关注[46]. 但由于摩擦机理的复杂性及动力学响应的多样性, 现阶段针对非线性温变导致的摩擦问题的研究成果还局限在搅拌摩擦焊等工作中, 加上运动副速度的差异, 尚不能直接应用到空间铰链的研究中.

在构建摩擦模型的基础上, 需要通过精准的摩擦试验数据获取摩擦参数, 所以必须提取精确的摩擦力信号. 由于摩擦信号是一种典型的瞬态信号, 具有非线性和非平稳性, 因此传统信号处理方法(如傅里叶变换和时域统计方法)不再适用. 李鸿光团队[47]提出了自适应信号处理方法, 即经验模式分解(EMD), 可用于摩擦信号的提取. 然而, EMD存在诸多缺点, 如终止准则、末端效应、包络线确定、模式混叠等[48]. 为克服这些缺陷, Yeh等人[49]提出了互补集合EMD (CEEMD), 但缺陷在于预设固有模态函数(IMF)数量的不合理性导致总体平均值的误差. Abdelkader等人[50]从能量估计的角度提出了一种基于自适应噪声的完整集合EMD (CEEMDAN)分解和优化阈值的改进去噪方法, 在实例中获得了良好效果, 但其分解结果仍包含残余噪声, 尤其在前几个模式中. Gu和Peng[51]将排列熵的优点与CEEMD方法相结合, 提出了CEEMD-PE-CEEMD轴承故障诊断方法, 抑制了模式混叠, 但计算耗时较长.

综上所述，现有滞回模型仅适用于表征单一温度下的摩擦非线性特性，无法满足非线性时变热荷载下摩擦特性表征需求，难以建立非线性温变下黏滞-滑移摩擦铰链的精确模型. 另外, 大型柔性航天器铰链结构非线性因素突出，加上环境温度具有时间上非线性变化、空间上非均匀分布等特点，导致温变下铰链结构摩擦界面的动力学机理研究比较困难，对摩擦机理模型的构建提出了严峻考验. 另一方面，现有的信号处理方法可提取摩擦信号并获取摩擦参数，但依然存在复杂信号混叠现象处理的难题. 而在考虑非线性时变温度场时，实测信号复杂程度更高使得非线性特征更为突出. 因此，需要解决非线性时变温度场下摩擦力信号混叠时的摩擦参数获取问题.

2.2 刚-柔-热耦合动力学建模

随着航天器尺寸的增大，柔性结构的非线性特性不断增强，与刚体性节点舱姿态运动的耦合效应加剧，航天器的动力学行为变得复杂. 此外, 大型航天器在受到内外热源作用时，热等效力对柔性结构动力学特性的影响不可忽略. 为满足高精度控制系统设计和快速动力学响应分析需求，需研究航天器刚体运动、柔性结构振动以及非线性热荷载之间的相互影响规律.

目前柔性结构动力学建模方法根据参考坐标系的不同，分为浮动坐标法、惯性坐标法和共旋坐标法等，通过结构离散化数值求解，分析柔性结构的动力学响应特性. 虽然数值方法具有较高的准确性，但对于结构复杂的大型航天器，计算耗时长、自由度高，难以实现非线性动力学分析以及高精度控制器设计[52]. 为解决该问题，发展了复杂柔性结构的等效连续体建模方法. 基于简化的等效模型，不仅可以快速分析原结构的非线性动力学特性[53,54]，并且获得利于控制系统设计的结构解析模态.

国内外诸多学者针对柔性空间结构连续体等效模型开展了大量的研究工作，主要包括位移等效法、均匀化法和能量等效法等. 基于位移等效准则的建模方法可确定结构的力学参数，但建模难度大、方程维数高，很难进行复杂大型柔性结构的参数分析. 邓子辰团队[55]将均匀化方法与辛算法相结合，实现了周期性二维微尺度薄板结构的等效连续体建模，并进行了动力学分析. 但均匀化建模过程较为复杂，无法获得低维解析模型，更多集中在微观层面研究，不适用于几十米以上的大型结构低维等效建模. 为解决这一问题，吴志刚团队[56]根据能量等效原理，建立了近似解析动力学模型，极大地降低了模型维度，成为应用最为广泛的等效建模方法，实现了环形、类梁式和类板式等结构类型的动力学建模. 在环形空间结构方面，金栋平团队[57]针对重复元件刚性连接的直径为6 m环形桁架, 建立了等效环形梁模型. Guo等人[58]采用等效环形梁模型进一步研究了直径为100 m的双层环形结构. 张伟等人[59]基于环形桁架等效壳模型, 考虑应变-位移非线性关系分析了模型的动力学响应. 在类梁式结构方面，柳剑波等人[60]基于能量等效方法研究了二维桁架结构的动力学特性. 曹登庆团队[61]针对30 m复杂空间桁架结构，建立了等效梁模型的耦合振动方程，并研究了两端简支条件下的非线性振动响应规律. 在类板式结构方面，已有学者基于等效板理论对二维周期性网状结构进行动力学分析. 上述研究中的等效梁和板模型是将二维或三维复杂结构简化为一维或二维结构。 现有等效梁模型可获得原结构空间振动位移, 但无法描述周期单元结构非截面中心的连接特性. 现有等效板模型虽可描述连接特性，但无法表征原结构的侧向振动特性并且对横向振动的描述不够准确.

大尺度航天器的柔性结构相对于航天器平台的质量和转动惯量在整体结构中的比例不断升高，导致其刚体运动与柔性结构非线性振动的耦合作用显著增强[62–64]，需进一步研究满足形-姿快速协同控制需求的大型柔性航天器非线性耦合动力学建模方法. 在低维动力学模型建立方面，目前较多采用模态法离散结构的连续位移，获得低维的微分方程. 在传统的航天器耦合动力学建模中，假定柔性结构与平台相连的一端为固定约束并获得约束模态, 进而建立航天器刚-柔耦合动力学方程[65]. 刘付成团队[66]利用约束模态研究了含间隙铰链的柔性航天器刚-柔耦合动力学, 发现铰链间隙的尺寸和数量等因素会对航天器动力学特性造成不可忽略的影响. 而对于几十米以上的大型航天器, 沿用柔性结构的约束模态将与实际力学特性产生极大偏差, 因此提出了非约束模态建模方法[67,68]. 该方法将整个航天器视为无位移约束，并获取整体结构模态振型，采用统一的振型函数描述航天器刚体运动和结构弹性振动. 通过对比柔性航天器采用约束模态和非约束模态两种方法获得的频率和振型，发现更高的柔性占比会增大模型误差[69]. 但目前采用非约束模态方法无法

解决大型柔性空间结构内部由连接非线性引起的耦合振动问题.

由于柔性航天器在轨飞行过程中，受到内部热源和外部热流的影响，使得柔性结构内产生温度梯度，从而引发柔性结构的热变形(热致振动)，对航天器动力学特性造成很大影响，因此考虑热效应的刚-柔-热耦合动力学问题已成为研究重点. 早期哈勃望远镜发生了由热致振动引发的图片采集失真事故，研究人员对哈勃太空望远镜的太阳能帆板进行了简化，考虑了支撑杆弹性变形与热辐射强度的耦合，研究了热诱发的结构振动问题，并分析了系统稳定性. Shen等人[70]针对具有柔性可展开臂的航天器，采用绝对节点坐标法建立了热-结构耦合模型，分析了热冲击对航天器动力学特性的影响. 金栋平团队[71]根据热-结构耦合动力学模型研究了大型环形航天器在进出地影时引发的热致振动问题, 并给出结构振动稳定域. 上述研究未全面分析结构振动和姿态变化对太阳热流入射角的影响. 鉴于连接非线性和几何大变形等强非线性因素，大型柔性航天器的姿态会发生较大变化，导致入射角变化剧烈. 因此, 亟需研究面向大型航天器的刚-柔-热强耦合动力学建模方法.

由以上研究可知，针对具有连接非线性的大型航天器，在非线性热荷载下的低维解析动力学建模研究存在不足. 现有一维/二维等效连续体模型由于维度减少，无法完整描述三维结构的主要力学特性；另一方面, 大型柔性航天器刚-柔耦合动力学的模态离散方法中未考虑结构连接非线性导致的振动耦合，在非线性热荷载作用下的动力学模型也未全面考虑刚体姿态和结构变形对热荷载的影响，无法准确描述航天器刚体运动、结构振动和热荷载之间的作用规律.

2.3 位移场与温度场一体化实时感知

航天器全域物理场(温度场与位移场)是基于瞬态物理量测量数据、通过重构方法获取的. 其中, 三维温度场重构方法相对成熟，例如线性结构的温度场重构方法有遗传算法、模糊聚类算法、Landweber迭代法等[72]；弱非线性系统的温度场重构通常采用扩展Kalman滤波(EKF)算法；强非线性系统的温度场重构则采用无迹Kalman滤波(UKF)算法等[73]. 位移场重构方法主要包括逆有限元法(iFEM)、模态分析法、Ko位移法和曲率重构法. 为满足复杂环境下的超大尺度柔性航天器全域位移场获取需求，重构方法应同时具备重构精度高、实时性好、抗扰能力强等性能，表1对比了位移场重构方法的性能.

由于Ko位移法采用逐步迭代的方式进行位移场重构, 当某一传感器测量数据失真时, 重构精度将大幅度降低；当结构边界处存在刚体转角时，Ko位移法无法准确重构位移场. 模态分析法的重构精度对结构建模精度、模态分析结果的准确性和依赖性非常高，重构性能受限. 逆有限元法基于离散变分思想，采用不同逆单元将连续结构求解域离散化，能够解决复杂结构位移场的高精度实时重构问题. Tessler等人[74]针对二节点单元采用逆有限元法，基于应变与位移的相关性重构位移场，无需材料特性和载荷信息等参数；并针对板壳变形提出了三节点逆壳单元iMIN3，提高了稀疏应变数据下的重构能力和精度[75]. Kefal等人[76]开发了四边形逆壳单元(iQS4)，并分析了传感器布局和测量误差对位移场重构精度的影响. Zhao等人[77]基于Timoshenko梁理论，考虑几何非线性构建了梁弯曲的逆有限元模型，并通过数值模拟和试验验证了模型的有效性. NASA通过飞行试验验证了iFEM用于动态位移场重构的可行性，以及iFEM对应变信号采集噪声的强抗扰能力[78].

随着传感距离与空间分辨率的提高，分布式光纤传感中的信号串扰(图9)降低了测量的稳健性，即鲁棒性与准确性. 为了提高分布式传感的稳健性, 近年来国内外学者针对信号串扰特性及其补偿方法开展了一系列研究，主要集中在位置偏差补偿和相位噪声抑制. Luo等人[79]发现位置偏差源于热弹性光学效应引起的光路变化，提出了一种沿光纤累积位置偏差的补偿方法. Wang等人[80]通过图像小波去噪找出最大互相关位移对应的光纤位置, 降低了位置偏差补偿误差, 但较差的解调结果不利于提升传感稳健性. Ding等人[81]利用频域峰偏移实现厘米量级空间分辨的折射率测量和局域双折射测量，基于差分相对相位方法抑制了共模残余非线性相位噪声.

为同时提高分布式光纤传感的稳健性、效率和空间分辨率，南京航空航天大学Feng等人[82]获取了Rayleigh散射“指纹谱”的局部相似性特征，建立了相似度评价函数，实现了互相关“伪峰”和“多峰”的高稳健抑制；并发现参考光谱与测量光谱之间重叠部分的减少对互相关结果的可测量范围和信噪比存在显著影响,

表 1 位移场重构方法的性能对比

Table 1 Performance comparison of methods of displacement field reconstruction

重构算法	精度	效率	抗扰能力	应用范围
逆有限元法	高	高	强	大
模态分析法	中	中	弱	中
Ko位移法	中	高	强	小
曲率重构法	中	中	弱	小

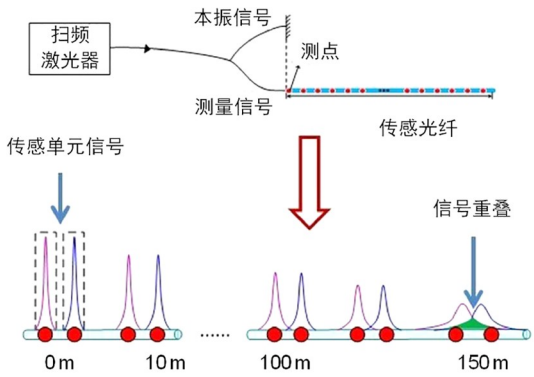

图 9 (网络版彩图)光纤传感中的信号串扰现象

Figure 9 (Color online) Phenomenon of signal crosstalk in fiber optic sensing.

由此将光谱相似度提高了4倍，应变测量范围达3000 με，空间分辨率达3 mm，使用窄扫频范围提高了数据处理速率[83]；还提出了基于Kalman滤波的局部搜索和动态预测方法，解决了由相似度退化引起的稳健性下降问题，在5 mm空间分辨率的宽测量范围内(450°C, 10000 με)有效补偿了光谱偏移[84]. 国防科技大学路阳等人[85]采用相位调制器对高相干连续光施加余弦相位调制，通过设置调制频率成功抑制了Rayleigh散射信号串扰. 上述研究在提高传感稳健性等方面有效解决了当前分布式光纤传感系统的串扰补偿问题.

综上所述，当前逆有限元法尚未实现三维连续结构的位移场重构，未解决同时考虑几何非线性和连接非线性的超长结构位移场重构问题，且鲜有考虑非均匀分布温度荷载对重构精度的影响，未解决物理场-分布传感信息-航天器状态解析建模问题. 另一方面，扫频光源到达几十米以上大型空间结构的测量远端时能量会衰减，且相位会受到干扰，目前未解决扫频非线性残余误差和传感单元光程变化引起的串扰补偿问题，无法准确获取光谱相似性特征；分布式传感的动态频响会受限于传感量程和光源扫频死区，现有的串扰补偿方法未提升传感动态频响，无法满足高动态传感需求.

2.4 高精度形-姿快速协同控制

对于传统柔性航天器形-姿稳定控制，现有研究主要集中于柔性结构的振动控制，其又可分为被动振动控制、主动振动控制(集中式控制及分布式控制). 被动振动控制一般需借助具有阻尼特性的阻尼器或隔振平台，存在结构复杂、质量大、难以应对宽频谱振动控制等缺陷. 集中式主动振动控制通常将柔性振动假设为未知干扰或不确定性，利用姿态控制执行机构耗散振动能量，无法直接控制柔性振动，存在控制溢出、振动控制效果有限等一系列问题，甚至导致航天器失稳. 分布式主动振动控制利用作动器直接控制柔性振动可避免上述缺陷，逐渐成为大型柔性航天器形-姿控制领域的热点问题[86].

在现阶段的航天器姿态-振动协同控制中，Hu等人[87–90]采用了一种分布式角动量交换执行机构，其主要思想为：考虑不同执行机构安装节点处采用相同的控制律，姿态控制和振动抑制问题可以转化为控制器参数的确定问题；姿态控制性能通过控制器参数的等式约束实现，振动抑制则通过极小化包含各执行机构安装节点处振动状态的指标函数实现. 但对于超大尺度柔性航天器，其快变结构振动与慢变姿态运动之间存在强耦合关系，若延续传统主动振动抑制的解耦假设，采用传统柔性航天器的速度反馈、积分谐振及正位置反馈等局部、独立的主动振动控制策略[91]，将快慢耦合作用视为有界干扰，不仅降低控制性能，难以达到期望姿态精度，甚至会造成失控，目前尚缺乏针对此类航天器的控制方法. 但由于快-慢变耦合系统属于多时间尺度系统，即含有不同动力学时间尺度状态变量的系统，因此可借鉴多时间尺度系统协同控制方法[92]，将姿态控制系统与振动抑制系统分别作为慢变-快变子系统，通过独立设计控制器实现多尺度协同控制. 图10给出了一种基于奇异摄动解耦的柔性航天器协同控制系统[93].

多时间尺度系统的控制精度与控制稳定性与各个时间尺度子系统的动态特性以及其间互耦合特性存在着密切关联[94]. 针对弱耦合的多时间尺度系统协同控制机制与方法，现有研究将快-慢耦合系统视作多输入

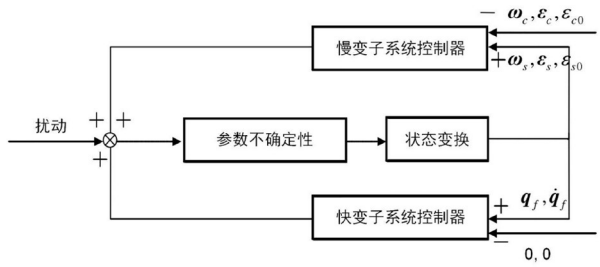

图 10 基于奇异摄动解耦的柔性航天器协同控制系统
Figure 10 A cooperative control system of flexible spacecraft based on singular perturbation decoupling.

多输出(MIMO)系统, 进而基于MIMO滑模理论进行结构振动控制器与姿态运动控制器的综合设计. Sabatini等人[95]设计了基于滑模理论与正位置反馈的协同控制器, 以较低能耗实现了慢变姿态运动与快变柔性结构振动的稳定控制. Shimjith等人[96]利用奇异摄动理论将全阶多时间尺度系统分解为快-慢变子系统, 在不同时间尺度下分别设计控制器, 从而共同构成复合控制器. 该方法在降低系统维数及避免病态数值问题的同时, 能够实现多时间尺度控制, 借鉴该思想, Sun等人[97]将结构振动控制系统与姿态控制系统通过奇异摄动理论解耦为快变与慢变子系统, 并基于一致性理论设计了分布式振动控制器. 然而, 当各时间尺度子系统间存在高阶强耦合项时, 仅采用奇异摄动方法进行解耦会存在较大误差, 无法满足高精度控制需求. 因此, 需要根据测量数据中获取的高精度形位信息, 对耦合项累积作用进行等效估计得到耦合作用的精确描述. Mukherjee等人[98]针对状态和输入矩阵未知的通用快-慢系统设计了基于状态反馈和输出反馈的强化学习控制器, 发现状态估计误差影响输出反馈的次优性. 虽然当前研究采用积分平均化方法可直接等效耦合作用, 但无法实现时间尺度差异大的多时间尺度系统间耦合作用的精确描述.

大型柔性航天器的快-慢系统均为含不确定性的非线性系统, 其不确定性主要分为加性不确定性与乘性不确定性. 通过系统辨识或数据驱动方法[99]辨识出加性不确定性, 进而采用基于模型的控制方法实现高精度控制. Guo和Cao[100]基于复合分层控制思想解决了具有多源干扰及控制耦合系统的高精度高可靠性控制问题. 马广富团队[101]针对外部扰动下的柔性航天器高性能姿态控制和主动振动控制问题, 提出了一种无模型姿态控制方法以及预设性能自抗扰主动振动控制方法. 当加性不确定性有界, 设计鲁棒控制器时, 无需辨识即可达到所需控制精度. 对于乘性不确定性, Fleming等人[102]采用多面体约束集进行表示, 通过滚动优化策略实现了高精度控制. 大型柔性航天器还存在多约束控制问题, 现有研究主要集中在系统状态约束、输入饱和与迟滞非线性特性等单一或部分因素. Huang和Jia[103]采用势函数法和自适应有限时间方法解决了全状态约束以及输入饱和下的航天器近场操作中的安全接近控制. Hu等人[104]基于预设性能函数方法解决了航天器姿态跟踪控制中的时变状态约束问题. 针对执行机构的迟滞特性, 目前采用预测补偿、辅助系统的补偿方法, 通过Pade逼近或利用控制信息积分将控制输入迟滞转化为无迟滞问题处理[105].

在大型柔性结构振动控制方面, 现有的作动执行机构类型主要分为被动型和主动型. 被动型作动执行机构主要包括液压阻尼器、波纹管、黏弹性阻尼器等[106]; 主动型作动执行机构主要包括电机、压电智能材料型作动器、形状记忆合金材料型作动器、电磁型作动器等[107]. 以液压阻尼器为代表的被动型作动执行机构, 通常具有结构简单和输出高等特点. 采用被动型作动执行机构的振动控制无需外界能量输入, 对高频振动的抑制效果较好[108], 但其低频抑振效果较差, 且当柔性结构特性变化时, 无法自动调整自身特性满足期望抑振要求[109], 难以满足复杂扰动作用下的大型柔性结构低频振动控制需求. 主动型作动执行机构具有较好的自适应动态性能和静态稳定性, 可满足大型柔性结构振动控制对其高精度输出以及快速响应特性的需求[110]. 压电陶瓷智能材料集感知和驱动能力为一体, 以其为载体的作动执行机构具有体积小、输出力大、响应快、输出位移分辨率高等特点[111], 非常适用于大型柔性结构的主动振动控制, 但目前面临作动行程较小的问题.

综上, 现有研究无法精确描述航天器快变结构振动与慢变姿态运动的非线性强耦合作用, 未建立结构振动形态与姿态协同控制的机制, 难以在控制器设计中克服快慢强耦合作用对控制性能的影响. 此外, 现有研究仅考虑单一或部分约束下的非线性系统稳定控制问题, 未综合考虑加性/乘性不确定性、执行机构饱和迟滞、有限时间调节、状态约束等影响下的航天器刚-柔强耦合系统的高精度控制目标[112]. 现有压电型

振动控制作动器需要较大的输入能量，当前还面临压电作动行程和驱动能力之间的矛盾[95].

2.5 动力学特性地面精确模拟

由于超大尺度柔性结构的固有特性易受重力影响，在地面上无法实现超大尺度柔性航天器天地一致的全尺寸刚-柔强耦合动力学特性模拟. 因此，需要开展超大尺度柔性航天器的数学模型与物理模型融合的试验方法研究. 当前数学与物理模型融合的试验方法主要包括：拟静力试验、拟动力试验、拟动力子结构试验、实时子结构试验等方法[113,114]. 前三种属于准静态模拟方法，无法实现超大尺度柔性航天器动态特性模拟；实时子结构试验方法采用动态加载，将整体结构中本构关系明确、响应规律已知的部分作为数值子结构，而将依赖于加载速率、难以准确求解的强非线性和材料特性作为物理子结构[114]，可解决准静态模拟的局限性.

为了提高实时子结构试验的准确性，需要在试验过程中能够达到实时计算的程度，试验的加载设备必须要快速准确地对物理子结构施加驱动，并在一个积分步内完成下一时刻指令计算. 另外，实时子结构的加载设备无法在指令下达的同时立刻实现期望动作，存在无法避免的时滞，而加载对象和加载设备的动力特性均会影响整体时滞效果[115]. 子结构试验的另一个关键问题在于物理子结构边界条件的模拟[116]. 对于复杂系统，物理子结构的边界自由度远超一般的结构作动器数量，很多子结构试验必须简化某些边界条件才能正常模拟，甚至放弃某些自由度的模拟，造成试验精度降低，试验结果严重偏离实际特性. 针对这些问题，国内外针对实时子结构试验提出了在线数值模拟方法[116]、恢复力修正[117]、鲁棒时滞补偿[118]、自适应线性二次高斯时滞补偿[119]等方法，能够通过一定的假设或补偿初步解决简单多体结构试验中的难题，但针对结构复杂的超大尺度柔性航天器开展试验仍存在困难.

综上所述，现有的实时子结构试验对简单结构的动力学试验方面做出了贡献，但试验过程中存在的边界条件简化和控制时滞等问题会极大降低试验精度，导致试验结果出现严重偏差，当前尚未实现超大尺度柔性航天器等刚-柔强耦合复杂结构的动力学特性地面高精度模拟.

3 总结与展望

几十米乃至上百米的超大尺度柔性航天器是未来天基遥感和空间资源开发等重大发展领域的核心支撑，为确保此类航天器具备良好的在轨动力学品质，同时满足高精度指向等任务需求，本文聚焦超大尺度柔性航天器动力学行为认知和高精度控制理论与方法，对现阶段大型柔性航天器铰链黏滞-滑移摩擦建模、刚-柔-热耦合动力学建模、位移场与温度场一体化实时感知、高精度形-姿快速协同控制、动力学特性地面精确模拟的研究进展进行综述，为未来的超大型遥感卫星研制、先进动力学与控制方法研究、高时空分辨率天基遥感任务提供多方面的基础理论支撑.

面向超大尺度柔性航天器高精度控制任务需求，本文梳理并分析了当前研究存在的主要问题：由于此类航天器尺度极大且运行环境复杂，面临非线性热荷载作用下的刚-柔强耦合非线性动力学响应规律不清晰、全域物理量敏感信息不足、多约束下高精度控制能力有限、天地一致性的地面动力学特性模拟精度受限问题，现有的动力学建模、感知、控制与试验等理论方法不能直接适用. 针对上述困难，可将未来的研究重点聚焦于以下共性理论与方法：(1) 满足航天器在轨动力学特性的超大型空间结构轻量化、模块化设计[120]；(2) 非线性热荷载作用下的刚-柔强耦合非线性动力学建模理论；(3) 非线性柔性结构的全域位移场和温度场一体化实时感知方法；(4) 考虑多约束、不确定性的快/慢强耦合系统的高精度控制方法；(5) 超大尺度柔性航天器刚-柔强耦合动力学特性地面精确模拟方法. (6) 人工智能方法在超大尺度柔性航天器动力学建模、感知、控制与试验中的应用[121].

参考文献

1 Duan B. Large spaceborne deployable antennas (LSDAs)—A comprehensive summary. Chin J Electron, 2020, 29: 1–15

2 Rodrigues R, Preda V, Sanfedino F, et al. Modeling, robust control synthesis and worst-case analysis for an on-orbit servicing mission with large

flexible spacecraft. Aerosp Sci Tech, 2022, 129: 107865
3 Angeletti F, Gasbarri P, Sabatini M, et al. Design and performance assessment of a distributed vibration suppression system of a large flexible antenna during attitude manoeuvres. Acta Astronaut, 2020, 176: 542–557
4 Liu X, Cai G. Review of dynamics and active control of large-scale space membrane antenna. Astrodynamics, 2024, 8: 1–26
5 Chen Z, Shi C, Guo H, et al. Design and optimization of new space modular planar antenna. Aerosp Sci Tech, 2022, 123: 107442
6 Wang R, Wang F G, Hao L, et al. Posture optimization of a 3-6R parallel mechanism for secondary mirror truss applied on large telescopes. Optik, 2021, 227: 165520
7 Zhang Z N, Xie Y B. Systems engineering of tribological system for space application (in Chinese). Flight Control Detect, 2019, 2: 1–11 [张执南, 谢友柏. 摩擦学系统的系统工程及其航天应用. 飞控与探测, 2019, 2: 1–11]
8 Cao H L, Zhu Q H, Sun J D, et al. Precise orientation control of large flexible spacecraft (in Chinese). Flight Control Detect, 2019, 2: 17–24 [操宏磊, 朱庆华, 孙建党, 等. 大型挠性结构航天器姿态精确指向控制. 飞控与探测, 2019, 2: 17–24]
9 Deng Z C, Zhang K, Li Q J, et al. Reviews on symplectic method for dynamics and control of ultra-large space structure (in Chinese). Chin J Comput Mech, 2024, 41: 108–117 [邓子辰, 张凯, 李庆军, 等. 超大型航天结构动力学与控制的保辛方法. 计算力学学报, 2024, 41: 108–117]
10 Maddahi S, Tasan M, Haji-Aghajany S. Enhancing InSAR accuracy: Unveiling more accurate displacement fields through 3-D troposphere tomography. J Atmos Sol-Terr Phys, 2024, 256: 106207
11 He G, Cao D. Dynamic modeling and attitude-vibration cooperative control for a large-scale flexible spacecraft. Actuators, 2023, 12: 167
12 Sabatini M, Iannelli P, Gasbarri P, et al. Scaling procedure for on-ground testing of a robust attitude and vibration control architecture for a large flexible satellite. Acta Astronaut, 2024, 221: 296–308
13 Li Y Y. Study of Rigid Flexible Coupling Multibody Dynamics of Solar Array Considering Joint Clearance (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020 [李媛媛. 考虑铰链间隙的太阳翼刚柔耦合多体动力学特性研究. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020]
14 Yan S Z, Xiang W W K, Huang T Q. Advances in modeling of clearance joints and dynamics of mechanical systems with clearances (in Chinese). Acta Sci Nat Univ Pekin, 2016, 52: 741–755 [阎绍泽, 向吴维凯, 黄铁球. 计及间隙的运动副和机械系统动力学的研究进展. 北京大学学报(自然科学版), 2016, 52: 741–755]
15 Zhang L, Fan W, Chen Z, et al. Dynamics modeling and attitude-vibration hybrid control of a large flexible space structure. J Vib Control, 2024, 10775463241227474
16 Yu B S, Jin D P, Pang Z J. Coupling dynamics of spacecraft with deployment of a tether (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2014, 44: 858–864 [余本嵩, 金栋平, 庞兆君. 绳系释放时的航天器耦合动力学分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2014, 44: 858–864]
17 Chen T Z, Liu X, Cai G P, et al. Attitude and vibration control of a solar sail. Adv Space Res, 2023, 71: 4557–4567
18 Hasan M N, Haris M, Qin S. Finite-time active fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft with vibration suppression and anti-unwinding. Adv Space Res, 2023, 71: 3644–3660
19 Huang W H, Cao D Q, Han Z Y. Advances and trends in dynamics and control of spacecrafts (in Chinese). Adv in Mech, 2012, 42: 367–394 [黄文虎, 曹登庆, 韩增尧. 航天器动力学与控制的研究进展与展望. 力学进展, 2012, 42: 367–394]
20 Ji H, Li D. A novel nonlinear finite element method for structural dynamic modeling of spacecraft under large deformation. Thin-Walled Struct, 2021, 165: 107926
21 He G, Cao D, van der Heijden G H M. Complicated nonlinear oscillations caused by maneuvering of a flexible spacecraft equipped with hinged solar arrays. Nonlinear Dyn, 2023, 111: 6261–6293
22 Rao Y. Recent progress in ultra-long distributed fiber-optic sensing. Acta Phys Sin, 2017, 66: 074207
23 Sedelnikov A, Orlov D, Serdakova V, et al. The symmetric formulation of the temperature shock problem for a small spacecraft with two elastic elements. Symmetry, 2023, 15: 172
24 Sedelnikov A V, Orlov D I. Analysis of the significance of the influence of various components of the disturbance from a temperature shock on the level of microaccelerations in the internal environment of a small spacecraft. Microgravity Sci Technol, 2021, 33: 22
25 Kyaw K, Pronina P, Polyakov P. Mathematical modelling of the effect of heat fluxes from external sources on the surface of spacecraft. J Appl Eng Sci, 2020, 18: 732–736
26 Yao Q, Li Q, Huang J, et al. PDE-based prescribed performance adaptive attitude and vibration control of flexible spacecraft. Aerosp Sci Tech,

2023, 141: 108504

27 Azimi M, Jahan M. Attitude and vibration control of a flexible spacecraft using fuzzy and high-order sliding mode algorithms. J Vib Sound, 2023, 12: 3–17

28 Yang C, Lu W, Xia Y. Reliability-constrained optimal attitude-vibration control for rigid-flexible coupling satellite using interval dimension-wise analysis. Reliab Eng Syst Saf, 2023, 237: 109382

29 Li Y, Li S, Xin M. Dynamic modeling and attitude control of large-scale flexible parallel multibody spacecraft. J Guidance Control Dyn, 2022, 45: 2304–2317

30 Cao K, Li S, Li Y K, et al. Dynamic modeling and distributed control of asymmetric flexible spacecraft. J Guidance Control Dyn, 2023, 46: 141–151

31 Yue X K, Lyu B L Liu C, et al. Neural network disturbance observer-based attitude control for flexible spacecrafts (in Chinese). Aerosp Shanghai Chin Engl, 2022, 39: 58–65 [岳晓奎, 吕佰梁, 刘闯, 等. 基于神经网络干扰观测器的柔性航天器姿态稳定控制. 上海航天(中英文), 2022, 39: 58–65]

32 Cao D Q, Bai K C, Ding H, et al. Advances in dynamics and vibration control of large-scale flexible spacecraft (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2019, 51: 1–13 [曹登庆, 白坤朝, 丁虎, 等. 大型柔性航天器动力学与振动控制研究进展. 力学学报, 2019, 51: 1–13]

33 Shen Z X, Hu G K. Study on thermally induced vibrations in large-scale spacecraft structures (in Chinese). Manned Spacefl, 2016, 22: 117–125 [沈振兴, 胡更开. 大型航天器结构的热致振动研究. 载人航天, 2016, 22: 117–125]

34 Dong Q, Chen Q, Huang K, et al. A three-dimensional follow-up system for a spacecraft low-gravity simulation test platform (in Chinese). J Tsinghua Univ (Sci Technol), 2023, 63: 449–460 [董强, 陈强, 黄科, 等. 航天器低重力模拟试验平台三维随动系统. 清华大学学报(自然科学版), 2023, 63: 449–460]

35 Zhang J G, He L, Gao H Y, et al. Development of the method of the large scale spacecraft dynamic environment test (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024504 [张俊刚, 何玲, 高海洋, 等. 大型航天器动力学试验验证技术进展. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024504]

36 Zang X, Tang G A, Guo Q W, et al. Ground modal test and performance evaluation of large flexible accessories in spacecraft (in Chinese). Manned Spacefl, 2017, 23: 556–563 [臧旭, 唐国安, 郭其威, 等. 航天器大型柔性附件地面模态试验与性能评价研究. 载人航天, 2017, 23: 556–563]

37 Ribeiro R S, Vaz D A T D, Vaz J R P. The generalized Maxwell-slip friction model applied to starting of small wind turbines. J Braz Soc Mech Sci Eng, 2021, 43: 376

38 Jalali H, Jamia N, Friswell M I, et al. A generalization of the valanis model for friction modelling. Mech Syst Signal Process, 2022, 179: 109339

39 Hu H Y, Wang Z H. On hysteresis and retardation (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2010, 42: 741–746 [胡海岩, 王在华. 论迟滞与时滞. 力学学报, 2010, 42: 741–746]

40 Li S H, Yang S P. Research status of hysteretic noniinear models (in Chinese). J Dyn Control, 2006, 4: 8–15 [李韶华, 杨绍普. 滞后非线性模型的研究进展. 动力学与控制学报, 2006, 4: 8–15]

41 Mathis A T, Balaji N N, Kuether R J, et al. A review of damping models for structures with mechanical joints. Appl Mech Rev, 2020, 72: 1–29

42 Guo K, Zhang X, Li H, et al. A new dynamical friction model. Int J Mod Phys B, 2008, 22: 967–980

43 Zhang X G, Guo K J, Li H G, et al. A new friction model for the slide guide in elevator systems: Experimental and theoretical investigations. Proc Inst Mech Eng Part C-J Mech Eng Sci, 2008, 222: 2177–2189

44 Liu Q B, Shi W K, Gao C M, et al. Asymmetrical hysteresis modelling based on grey Savitzky-Golay filter for rubber hinge on thrust rod of commercial vehicle (in Chinese). J Xi'an Jiaotong Univ, 2019, 53: 83–91, 99 [刘巧斌, 史文库, 高承明, 等. 采用灰色Savitzky-Golay滤波的商用车推力杆橡胶球铰非对称迟滞建模. 西安交通大学学报, 2019, 53: 83–91, 99]

45 Cammarata A, Maddìo P D, Sinatra R, et al. Dynamic model of a conjugate-surface flexure hinge considering impacts between cylinders. Micromachines, 2022, 13: 957

46 Raja A R, Vashista M, Khan Yusufzai M Z. Estimation of material properties using hysteresis loop analysis in friction stir welded steel plate. J Alloys Compd, 2020, 814: 152265

47 Guo K, Zhang X, Li H, et al. Application of EMD method to friction signal processing. Mech Syst Signal Process, 2008, 22: 248–259

48 Souza U B, Escola J P L, Brito L C. A survey on Hilbert-Huang transform: Evolution, challenges and solutions. Digital Signal Process, 2022,

120: 103292

49 Yeh J R, Shieh J S, Huang N E. Complementary ensemble empirical mode decomposition: A novel noise enhanced data analysis method. Adv Adapt Data Anal, 2010, 02: 135–156

50 Abdelkader R, Kaddour A, Bendiabdellah A, et al. Rolling bearing fault diagnosis based on an improved denoising method using the complete ensemble empirical mode decomposition and the optimized thresholding operation. IEEE Sens J, 2018, 18: 7166–7172

51 Gu J, Peng Y. An improved complementary ensemble empirical mode decomposition method and its application in rolling bearing fault diagnosis. Digit Signal Process, 2021, 113: 103050

52 Liu M, Cao D, Wei J. Survey on equivalent continuum modeling for truss structures and their nonlinear dynamics and vibration control. J Vib Eng Technol, 2022, 10: 667–687

53 Cao S, Huo M, Qi N, et al. Extended continuum model for dynamic analysis of beam-like truss structures with geometrical nonlinearity. Aerosp Sci Tech, 2020, 103: 105927

54 Liu M, Cao D, Zhang X, et al. Nonlinear dynamic responses of beamlike truss based on the equivalent nonlinear beam model. Int J Mech Sci, 2020, 194: 106197

55 Ma Y, Deng Z. A hybrid symplectic and high-frequency homogenization analysis for the dispersion property of periodic micro-structured thin plate structures. Appl Math Model, 2021, 93: 276–293

56 Mu R N, Wang Y R, Tan S J, et al. Attitude-structure coupled modeling and dynamics of space solar power station (in Chinese). J Astronaut, 2018, 39: 615–623 [穆瑞楠, 王艺睿, 谭述君, 等. 空间太阳能电站姿态运动-结构振动耦合建模与分析. 宇航学报, 2018, 39: 615–623]

57 Liu F, Jin D, Wen H. Equivalent dynamic model for hoop truss structure composed of planar repeating elements. AIAA J, 2017, 55: 1058–1063

58 Guo H, Shi C, Li M, et al. Design and dynamic equivalent modeling of double-layer hoop deployable antenna. Int J Aerospace Eng, 2018, 2018: 1–15

59 Zhang W, Liu H L, Guo X Y. Equivalent modeling and analysis of truss antenna unit cell with clearance joints (in Chinese). J Dyn Control, 2018, 16: 136–143 [张伟, 刘宏利, 郭翔鹰. 考虑间隙运动副的桁架单胞等效建模与分析. 动力学与控制学报, 2018, 16: 136–143]

60 Liu J B, Wang L F, Jin D P. Equivalent continuum modeling of a kind of planar lattice truss (in Chinese). J Vib Eng, 2018, 31: 67–73 [柳剑波, 王立峰, 金栋平. 周期胞元平面桁架结构等效动力学分析. 振动工程学报, 2018, 31: 67–73]

61 Liu M, Cao D, Zhu D. Coupled vibration analysis for equivalent dynamic model of the space antenna truss. Appl Math Model, 2021, 89: 285–298

62 Guo J, Yue C, Jia S, et al. Plate-like flexible spacecraft modeling and distribution of control moment gyroscopes. Space Sci Technol, 2023, 3: 0068

63 Tayebi J, Chen T, Wang H. Dynamics and control of flexible satellite using reaction sphere actuators. Space Sci Technol, 2023, 3: 0077

64 Du C, Zhu Z H, Wang C, et al. Evaluation of E-sail parameters on central spacecraft attitude stability using a high-fidelity rigid-flexible coupling model. Astrodynamics, 2024, 8: 271–284

65 Zhao Z, Wen S, Li F. Vibration analysis of multi-span lattice sandwich beams using the assumed mode method. Compos Struct, 2018, 185: 716–727

66 Sun J, Sun J, Liu F C, et al. Dynamics and control of rigid-flexible coupling flexible spacecraft with joint clearance (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2020, 52: 1569–1580 [孙杰, 孙俊, 刘付成, 等. 含间隙铰接的柔性航天器刚-柔耦合动力学与控制研究. 力学学报, 2020, 52: 1569–1580]

67 He G Q, Cao D Q, Chen S, et al. Study on global mode dynamic modeling and experiment for a solar array of the flexible spacecraft (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2021, 53: 2313–2322 [何贵勤, 曹登庆, 陈帅, 等. 挠性航天器太阳翼全局模态动力学建模与实验研究. 力学学报, 2021, 53: 2313–2322]

68 Cao D, Wang L, Wei J, et al. Natural frequencies and global mode functions for flexible jointed-panel structures. J Aerosp Eng, 2020, 33: 04020018

69 Zhu Z H, Ge X S. Unconstrained modal dynamic modeling and characteristics for a spacecraft with a single wing solar array (in Chinese). J Vib Shock, 2022, 41: 99–106 [朱尊红, 戈新生. 单翼太阳帆板航天器非约束模态动力学建模及特性研究. 振动与冲击, 2022, 41: 99–106]

70 Shen Z, Li H, Liu X, et al. Thermal shock induced dynamics of a spacecraft with a flexible deploying boom. Acta Astronaut, 2017, 141: 123–131

71 Wang X, Jin D P. Thermally induced vibration of a circular ring in consideration of the thermal gradient (in Chinese). J Vib Shock, 2018, 37: 111–116 [王祥, 金栋平. 计入热梯度的圆环结构热致振动分析. 振动与冲击, 2018, 37: 111–116]

72 Al-Mahdawi H K I, Alkattan H, Abotaleb M, et al. Updating the landweber iteration method for solving inverse problems. Mathematics, 2022, 10: 2798

73 Wen S, Qi H, Wang Y F, et al. Prediction of the coupled heat radiation and conduction parameters and boundary condition using the unscented Kalman filter. Sci China Tech Sci, 2020, 63: 422–433

74 Tessler A, Roy R, Esposito M, et al. Shape sensing of plate and shell structures undergoing large displacements using the inverse finite element method. Shock Vib, 2018, 10: 1–8

75 Roy R, Tessler A, Surace C, et al. Shape sensing of plate structures using the inverse finite element method: Investigation of efficient strain-sensor patterns. Sensors, 2020, 20: 7049

76 Kefal A, Oterkus E, Tessler A, et al. A quadrilateral inverse-shell element with drilling degrees of freedom for shape sensing and structural health monitoring. Eng Sci Tech an Int J, 2016, 19: 1299–1313

77 Zhao F, Xu L, Bao H, et al. Shape sensing of variable cross-section beam using the inverse finite element method and isogeometric analysis. Measurement, 2020, 158: 107656

78 Li M, Kefal A, Oterkus E, et al. Structural health monitoring of an offshore wind turbine tower using iFEM methodology. Ocean Eng, 2020, 204: 107291

79 Luo M, Liu J, Tang C, et al. 0.5 mm spatial resolution distributed fiber temperature and strain sensor with position-deviation compensation based on OFDR. Opt Express, 2019, 27: 35823–35829

80 Wang C, Liu K, Ding Z, et al. High sensitivity distributed static strain sensing based on differential relative phase in optical frequency domain reflectometry. J Lightwave Technol, 2020, 38: 5825–5836

81 Ding Z, Sun K, Liu K, et al. Distributed refractive index sensing based on tapered fibers in optical frequency domain reflectometry. Opt Express, 2018, 26: 13042–13054

82 Feng K, Cui J, Jiang D, et al. Improvement of the strain measurable range of an OFDR based on local similar characteristics of a Rayleigh scattering spectrum. Opt Lett, 2018, 43: 3293–3296

83 Feng K, Cui J, Jin Y, et al. Enhancement of the performance and data processing rate of an optical frequency domain reflectometer distributed sensing system using a limited swept wavelength range. Sensors, 2018, 18: 3480

84 Feng K, Zu W, Dang H, et al. Robustness- and processing-rate-improved OFDR based on local search and kalman prediction. IEEE Photon Technol Lett, 2022, 34: 1325–1328

85 Lu Y, Li L F, Huang Q Y, et al. Reducing crosstalk induced by Rayleigh backscattering light-waves in a quasi-distributed acoustic sensing system (in Chinese). Acta Opt Sin, 2024, 44: 450–458 [路阳, 李俐凡, 黄秋阳, 等. 准分布式声波传感系统瑞利散射串扰抑制技术. 光学学报, 2024, 44: 450–458]

86 He W, Liu J. Active Vibration Control and Stability Analysis of Flexible Beam Systems. Singapore: Springer Singapore, 2019

87 Hu Y B, Geng Y H, Liu W X. An optimization method for attitude control and vibration suppression of flexible spacecraft (in Chinese). J Astronaut, 2023, 44: 422–430 [胡雅博, 耿云海, 刘伟星. 一种航天器姿态控制与振动抑制的优化设计方法. 宇航学报, 2023, 44: 422–430]

88 Hu Y, Geng Y, Wu B. Flexible spacecraft vibration suppression by distributed actuators. J Guidance Control Dyn, 2020, 43: 2141–2147

89 Hu Y, Geng Y, Biggs J D. Simultaneous spacecraft attitude control and vibration suppression *via* control allocation. J Guidance Control Dyn, 2021, 44: 1853–1861

90 Hu Y, Bernelli-Zazzera F, Geng Y. Distributed optimization method for spacecraft attitude control and vibration suppression. J Guidance Control Dyn, 2023, 46: 752–760

91 Qi N, Yuan Q, Liu Y, et al. Consensus vibration control for large flexible structures of spacecraft with modified positive position feedback control. IEEE Trans Contr Syst Technol, 2019, 27: 1712–1719

92 Calanca A, Muradore R, Fiorini P. A review of algorithms for compliant control of stiff and fixed-compliance robots. IEEE ASME Trans Mechatron, 2016, 21: 613–624

93 Song X J. Study on the Hybrid Control Method for the Attitude Maneuver of Flexible Spacecraft with Multiple Mode Liquid Sloshing (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015 [宋晓娟. 液体多模态晃动柔性航天器姿态机动复

合控制研究. 博士学位论文. 北京: 北京理工大学, 2015]

94 Yang H, Jiang B, Zhou D H. Review and perspectives on fault tolerant control for interconnected systems (in Chinese). Acta Autom Sin, 2017, 43: 9–19 [杨浩, 姜斌, 周东华. 互联系统容错控制的研究回顾与展望. 自动化学报, 2017, 43: 9–19]

95 Sabatini M, Palmerini G B, Gasbarri P. Synergetic approach in attitude control of very flexible satellites by means of thrusters and PZT devices. Aerosp Sci Tech, 2020, 96: 105541

96 Shimjith S R, Tiwari A P, Bandyopadhyay B. A three-time-scale approach for design of linear state regulator for spatial control of advanced heavy water reactor. IEEE Trans Nucl Sci, 2011, 58: 1264–1276

97 Sun J, Li S, Huang J, et al. Robust coordinated control for large flexible spacecraft based on consensus theory. J Franklin Inst, 2020, 357: 5359–5379

98 Mukherjee S, Bai H, Chakrabortty A. Reduced-dimensional reinforcement learning control using singular perturbation approximations. Automatica, 2021, 126: 109451

99 Li M, Xiang Z. Adaptive neural network tracking control for a class of switched nonlinear systems with input delay. Neurocomputing, 2019, 366: 284–294

100 Guo L, Cao S. Anti-disturbance control theory for systems with multiple disturbances: A survey. ISA Trans, 2014, 53: 846–849

101 Zhang C, Ma G, Sun Y, et al. Prescribed performance adaptive attitude tracking control for flexible spacecraft with active vibration suppression. Nonlinear Dyn, 2019, 96: 1909–1926

102 Fleming J, Kouvaritakis B, Cannon M. Robust tube MPC for linear systems with multiplicative uncertainty. IEEE Trans Automat Contr, 2014, 60: 1087–1092

103 Huang Y, Jia Y. Adaptive finite-time 6-DOF tracking control for spacecraft fly around with input saturation and state constraints. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 2019, 55: 3259–3272

104 Hu Q, Shao X, Guo L. Adaptive fault-tolerant attitude tracking control of spacecraft with prescribed performance. IEEE ASME Trans Mechatron, 2018, 23: 331–341

105 Li D P, Liu Y J, Tong S, et al. Neural networks-based adaptive control for nonlinear state constrained systems with input delay. IEEE Trans Cybern, 2019, 49: 1249–1258

106 Xu C. Micro-Vibration Damping Mechanism and Experimental Study on the Viscoelastic Damper (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Nanjing: Southeast University, 2018 [徐超. 黏弹性阻尼器微振减振机理及试验研究. 博士学位论文. 南京: 东南大学, 2018]

107 Cao K, Xie R, Zhou J, et al. Optimizing the location of the piezoelectric actuator and analyzing its effect on the dynamics of asymmetric flexible spacecraft. Aerospace, 2023, 10: 716

108 Jiao X, Zhang J, Li W, et al. Advances in spacecraft micro-vibration suppression methods. Prog Aerospace Sci, 2023, 138: 100898

109 Wang C, Chen Y, Zhang Z. Simulation and experiment on the performance of a passive/active micro-vibration isolator. J Vib Control, 2018, 24: 453–465

110 Alem S F, Izadi I, Sheikholeslam F, et al. Piezoelectric actuators with uncertainty: Observer-based hysteresis compensation and joint stability analysis. IEEE Trans Contr Syst Technol, 2020, 28: 1997–2004

111 Shivashankar P, Gopalakrishnan S. Review on the use of piezoelectric materials for active vibration, noise, and flow control. Smart Mater Struct, 2020, 29: 053001

112 Wang Y, Liu K, Ji H. Adaptive robust fault-tolerant control scheme for spacecraft proximity operations under external disturbances and input saturation. Nonlinear Dyn, 2022, 108: 207–222

113 Liu Q L, Sun L B, Wang X X, et al. Analysis and experimental verification on deformation of combined compliant structures driven by electrostatic force (in Chinese). Instrum Tech Sens, 2017, 2: 122–126 [刘庆玲, 孙丽波, 王兴新, 等. 静电驱动组合柔性结构的变形分析与实验验证. 仪表技术与传感器, 2017, 2: 122–126]

114 Tang Y, Qin H, Comparisons of model-based explicit integration algorithms in real-time substructure testing (in Chinese). Eng Mech, 2020, 37: 1–5, 12 [唐玉, 覃晖. 实时子结构试验中显式算法对比分析. 工程力学, 2020, 37: 1–5, 12]

115 Zhou Z H. Adaptive time-delay compensation and test platform for real-time hybrid testing (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Tianjin: Tianjin University, 2018 [周子豪. 实时子结构试验时滞补偿及其试验平台的构建. 博士学位论文. 天津: 天津大学, 2018]

116 Ning X Z. A novel hybrid simulation method considering incomplete boundary conditions (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018 [宁西占. 考虑非完整边界条件的新型混合试验方法. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大

学, 2018]

117 Wang S Z, Yang G, Wang Z, et al. A hybrid simulation method with incomplete boundary conditions based on restoring force correction ofexperimental substructure (in Chinese). Eng Mech, 2024, 41: 77–86 [王尚长, 杨格, 王贞, 等. 基于试验子结构恢复力修正的不完整边界条件混合试验方法. 工程力学, 2024, 41: 77–86]

118 Ning X Z, Huang W. Numerical study of robust time-delay compensation method for real-time hybrid simulation (in Chinese). J Hunan Univ (Nat Sci), 2021, 48: 147–154 [宁西占, 黄伟. 实时混合试验鲁棒时滞补偿方法的数值研究. 湖南大学学报(自然科学版), 2021, 48: 147–154]

119 Zhang B, Zhou H M, Tian Y P. Study of adaptive linear-quadratic-gaussian time-delay compensation method for real-time hybrid simulation (in Chinese). Eng Mech, 2022, 39: 75–83 [张博, 周惠蒙, 田英鹏, 等. 实时混合试验的自适应线性二次高斯时滞补偿方法研究. 工程力学, 2022, 39: 75–83]

120 Hu G, Li Y, Li X, et al. Modular self-reconfigurable spacecraft: Development status, key technologies, and application prospect. Acta Astronaut, 2023, 207: 240–256

121 Huang X X, Li S, Yang B, et al. Spacecraft guidance and control based on artificial intelligence: Review (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2021, 42: 106–121 [黄旭星, 李爽, 杨彬, 等. 人工智能在航天器制导与控制中的应用综述. 航空学报, 2021, 42: 106–121]

Research progress on dynamics modeling and high-precision form-attitude cooperative control of ultra-large-scale flexible spacecraft

Liu FuCheng[1,2,3], Zhu DongFang[2,3], Li Shuang[4*], Li HongGuang[5], Guo YanNing[6], Qi NaiMing[6], Wang BeiChao[4], Feng KunPeng[7] & Sun Jun[2,3]

[1] *Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;*
[2] *Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;*
[3] *Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China;*
[4] *College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;*
[5] *State Key Laboratory of Mechanical System and Vibration, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200241, China;*
[6] *School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;*
[7] *College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China*
**Corresponding author (email: lishuang@nuaa.edu.cn)*

Ultra-large-scale spacecraft are the core of major missions such as space-based remote sensing and space resource development. Ultra-large-scale flexible structures with connecting hinges cause problems in dynamic modeling and control, which directly affects the morphology of flexible structures and the accuracy of spacecraft attitude control, and are related to the success or failure of the missions such as high temporal and spatial resolution observations. Therefore, based on the inherent logic and key scientific problems of ultra-large-scale spacecraft dynamics and control, this paper reviews and analyzes the current research progress in hinge friction characteristics and the low-dimensional nonlinear dynamic modeling methods of the rigid-flexible-thermal coupling under complicated thermal loads; the rigid-flexible coupling mechanisms of large spacecraft under nonlinear temperature changing and viscosity-slip friction; the sensor data reconstruction, sensor layout optimization, and efficient parallel computing methods for massive data, as well as the crosstalk compensation mechanisms of highly robust and dynamic distributed sensor information; the form-attitude cooperative control mechanisms under multi-constraints and the high-precision control methods of ultra-large-scale flexible spacecraft; the lightweight and highly dynamic distributed strain and temperature integrated measurement system. This paper further summarizes the development status of the above research fields and the problems to be solved urgently. Finally, prospects are given for common theories and methods that require further breakthroughs in the field of ultra-large-scale flexible spacecraft dynamics and control in the future.

ultra-large-scale spacecraft, form-attitude cooperative control, viscous-slip friction, rigid-flexible coupling mechanism, signal crosstalk compensation

PACS: 94.05.Jq, 07.05.Dz, 46.55.+d, 45.20.dc, 43.60.Dh

doi: 10.1360/SSPMA-2024-0217