

控制与决策

Control and Decision

航天器姿轨控制研究综述:微分几何控制方法

姜斌, 孟庆开, 杨浩

引用本文:

姜斌,孟庆开,杨浩. 航天器姿轨控制研究综述:微分几何控制方法[J]. *控制与决策*, 2023, 38(8): 2079–2092.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2023.0124>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[有向切换拓扑条件下多航天器分组姿态协同控制](#)

Group attitude coordinated control of multi-spacecraft with directed switching topologies

控制与决策. 2021, 36(10): 2389–2398 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0311>

[航天器输入受限的鲁棒自适应姿态跟踪控制](#)

Robust adaptive attitude tracking control of spacecraft with constrained inputs

控制与决策. 2021, 36(9): 2297–2304 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0013>

[多航天器系统分布式固定时间输出反馈姿态协同跟踪控制](#)

Distributed fixed-time output feedback attitude coordination tracking control for multiple rigid spacecraft

控制与决策. 2021, 36(5): 1049–1058 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0968>

[输入饱和的充液航天器抗干扰有限时间滑模控制](#)

Anti-disturbance finite-time sliding mode control for liquid-filled spacecraft with input saturation

控制与决策. 2021, 36(5): 1078–1086 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0820>

[微小卫星集群在有界空间表面的均匀分布策略](#)

Uniform distribution strategy of microsatellite swarm on bounded space surface

控制与决策. 2020, 35(12): 2931–2938 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.1761>

航天器姿轨控制研究综述: 微分几何控制方法

姜斌[†], 孟庆开, 杨浩

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘要: 作为空间任务顺利执行的关键技术, 航天器姿态和轨道控制具有典型的非线性特征, 其本质是对在矩阵李群 $SO(3)$ 和 $SE(3)$ 上演化的动态系统进行控制. 与传统的参数化模型相比, 航天器的矩阵李群模型对姿轨表征具有全局性、非奇异性和唯一性等固有优势, 为控制设计提供了数学简洁、精度高、适用性好的模型基础. 因此, 近年来基于微分几何控制方法直接对其进行系统分析和控制设计的研究逐渐兴起, 取得了一系列突破性成果. 鉴于此, 首先, 系统地论述微分几何控制理论在航天器姿轨控制应用中的研究现状和进展; 然后, 面向空间任务的实际需要, 分别对基于矩阵李群模型的单体航天器姿态控制、姿轨耦合控制、网络化航天器集群姿轨协同控制3个技术方向加以讨论; 最后, 对上述研究领域存在的难题和挑战进行总结, 并对未来发展方向进行展望.

关键词: 航天器; 微分几何控制; 李群模型; 姿态控制; 轨道控制; 空间任务

中图分类号: TP273

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2023.0124

引用格式: 姜斌, 孟庆开, 杨浩. 航天器姿轨控制研究综述: 微分几何控制方法[J]. 控制与决策, 2023, 38(8): 2079-2092.

A survey on spacecraft attitude and orbit control: Differential geometric control approaches

JIANG Bin[†], MENG Qing-kai, YANG Hao

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: As a key technology for the success of space missions, spacecraft attitude and orbit control is typically nonlinear, and the essence is to control the dynamic system evolving on the matrix Lie groups $SO(3)$ and $SE(3)$. Compared with the traditional parameterized model, the matrix Lie group model of a spacecraft has some inherent advantages on the representation of attitude and orbit, such as globality, non-singularity, and uniqueness, which provides the model basis of mathematical simplicity, high precision and good applicability. In recent years, direct research on its system analysis and control design based on differential geometric control methods is gradually emerging, and a series of breakthrough achievements have been made. Thus, this paper summarizes the research results of the application of differential geometric control theory in spacecraft attitude and orbit control. Facing the requirements of actual space missions, the three technical directions of attitude control, orbit control and networked spacecraft cluster coordinated control based on the matrix Lie group model are discussed respectively. Finally, the challenges in the research field are summarized, while the future developments along the direction are prospected.

Keywords: spacecraft; differential geometric control; Lie group model; attitude control; orbit control; space mission

0 引言

自1957年第1颗人造卫星发射升空至今, 人类的航天活动经历了由近及远、由单一到多样、由简单到复杂的发展过程. 作为航天科技的关键载体, 航天器在遥感观测、通信广播、定位导航和空间探测等领域

发挥了越来越重要的作用. 航天器的姿态和轨道控制是飞行控制和管理的一个核心部分, 关系到空间任务的执行和航天器在轨寿命^[1]. 随着相关技术的不断发展, 航天器的控制形式也从遥测、远控、手动控制发展到自动控制甚至自主控制^[2-3].

收稿日期: 2023-02-06; 录用日期: 2023-03-01.

基金项目: 国家自然科学基金项目(62073165, 62233009, 62020106003); 江苏省自然科学基金项目(BK20222012); 中国博士后科学基金项目(2022M721607).

责任编辑: 叶丹.

[†]通讯作者. E-mail: binjiang@nuaa.edu.cn.

微分几何控制理论以应用数学分支中的几何力学为基础,研究非线性动态系统在其构型流形上表现出的李群结构,深入地结合了微分几何中的数学工具,以无坐标的方式处理复杂系统^[4].该理论诞生于上世纪70年代,其目的是解决无法适用于航空航天等实际工程的线性控制理论瓶颈,试图将完备的线性系统结果拓展至非线性场景^[5].相关理论在传统航天器系统的能控性分析^[6-8]、线性化控制^[9]、最优控制^[10-11]等领域发挥了重要的作用.

值得注意的是,在上述早期研究工作中,除了能控性分析直接用于李群上建模的航天器运动学模型外,一旦涉及控制设计,由于李群模型稳定性理论发展不完善等因素选择使用其他参数化模型,如欧拉角、四元数、修正罗德里格斯参数等模型^[12].实际上,航天器姿态运动的本质构型空间正是一个以旋转矩阵构成的三维特殊正交矩阵群 $SO(3)$,而姿轨耦合运动则是在三维特殊欧氏群 $SE(3)$ 上演化的.因此,相

比于其他模型,矩阵李群模型具有全局性、唯一性、非奇异性等固有优势.由于 $SO(3)$ 和 $SE(3)$ 是非欧几里得流形,定义在欧几里得空间上的非线性控制系统的经典方法不能直接适用,这也激励学者们开展针对李群模型控制系统的基础理论研究^[13-17].

随着航天科技的快速发展,尤其是载人航天、深空探测等需求的出现,现代航天器控制系统呈现出空间任务多样化、个体数量规模化、工作环境复杂化等特点,对精稳敏捷、安全可靠、自主智能等方面提出了更高的要求^[18-22].接下来,以深空探测为背景,介绍单体航天器和航天器集群姿轨控制中的任务需求和主要挑战.

1) 深空探测任务中的单体航天器姿轨控制问题.

深空探测是指对地外天体开展空间探测活动,具有飞行距离远、所处环境动态多变、回传信息时延长等特点^[23].表1按照飞行阶段列出了深空探测全程面临的主要任务目标、相关挑战和控制需求^[24].

表1 航天器深空探测姿轨控制任务和挑战

飞行轨道段	主要任务目标	主要挑战	主要控制需求
发射段	调整姿态,使得有效载荷精确入轨	1.火箭大推力发动机微小偏差会产生较大干扰 2.大气环境复杂、运载体质量大导致强外界扰动力矩 3.助推器捆绑耦合,易受参数变化影响产生不确定性	1.抗干扰和不确定性 2.快稳敏捷机动
转移段	修正轨道偏差、深空机动,进入捕获轨道	1.飞行耗时长、距离远,对设备的可靠性要求高 2.外界摄动力来源复杂、干扰更强 3.携带燃料受限,对能源获取、利用要求高	1.抗干扰和不确定性 2.姿态快速指向机动 3.最小能耗控制 4.故障诊断和容错
捕获段	制动捕获,进入星体引力场; 平面机动、近点制动,进入停泊轨道	1.捕获机会唯一且飞行持续时间短 2.动力学环境复杂 3.存在未建模的加速度误差	1.快速敏捷机动 2.抗干扰和不确定性
停泊段	指向机动,对星体预观测	1.距地距离远,信息传输延迟大 2.长期飞行后,存在器件磨损风险 3.存在凌日现象,能量获取受限	1.控制自主性 2.容错和重构能力 3.最小能耗控制
着陆段	调整姿轨,实现软着陆	1.环境复杂未知 2.存在与地面通信中断盲区 3.着陆器/探测器功能要求完好 4.快速制动使得系统受挠性特征影响大	1.抗扰和不确定性 2.控制自主性 3.最优控制 4.抗振和刚挠耦合控制

由表1可见,深空探测背景下的航天器姿轨控制主要面临以下挑战:①由于推力发动机、太阳帆板驱动机构等大惯性部件的扰动以及外空复杂的干扰环境,在实现姿轨机动的同时,抗干扰和不确定性需要贯穿整个深空探测任务,是提升控制精度的必要手段;②在各飞行阶段,由于窗口期的存在,无论是太阳帆板对日调姿还是轨道转移所需的变轨,均需要控制

系统控制航天器快速敏捷机动;③由于携带燃料的有限性、机动过程的收敛时间限制、载荷的极限过载要求等,涉及的最小能耗、最短时间、最大加速度等优化性能指标也需要纳入控制器的设计考量;④由于航天器携带的大面积太阳帆板、多自由度传输天线等挠性部件的运动,利用控制系统进行抗振处理也是必要的;⑤航天器长期、连续、稳定在轨运行对控制

器的鲁棒性提出了要求,需要系统具有故障诊断和容错能力。

2) 深空探测任务中航天器集群的姿轨控制问题。

网络化航天器集群是指通过星间链路相互通信的大规模具有有限甚至单一功能的个体航天器组成的航天器集合,是空间分布式系统体系中的一种新模式^[25-26]。与单体航天器相比,其分布式的网络架构、局部信息交互机制、资源的自组织配置、任务功能下的相对姿态和位置要求以及个体间结构和功能的差异性等给集群控制带来了新的挑战。

图1为一种由多功能航天器组成的集群深空探测解决方案^[27]。该集群包括3颗探测卫星以覆盖行星的探测区域,一颗在轨服务卫星用于在轨维修、燃料补寄等后勤保障任务,一颗长距离通信卫星负责与地面站间的信息传输。除了单体航天器面临的抗扰抗振、精稳敏捷、鲁棒容错等姿轨控制需求,航天器集群控制任务中的其他挑战和控制需求如下:①在任务执行过程中,航天器间不仅要保证有效通信距离,也要满足避碰需求^[28],这增加了集群构型形成和保持过程中相对位置控制的难度;②在考虑航天器间相互合作或非合作任务时,相对姿态也要保持一定约束,因此,编队任务中还需要考虑姿轨一体化协同控制;③分布式和局部交互通信网络架构使得每个航天器只能利用自身及其邻居航天器的姿轨信息,尤其是在集群自主控制情况下,分布式协同感知和控制也是集群航天器面临的挑战之一;④由于航天器相互间的耦合关系,单个航天器的故障可能会在网络上传播,影响整个系统的性能甚至是稳定性,因此,针对整个网络化系统的故障诊断和容错控制是确保集群安全可靠的关键;⑤航天器间的通信网络存在时延、丢包、通信链路限制等问题,考虑信息传输过程中的复杂情况也是集群姿轨协同控制任务必须面对的难题;⑥由多功能差异化航天器组成的集群,每个航天器可能需要优化不同的性能指标,在控制过程中,如何在保证整体任务顺利执行的情况下,使得个体航天器达到自身性能最优极具挑战。

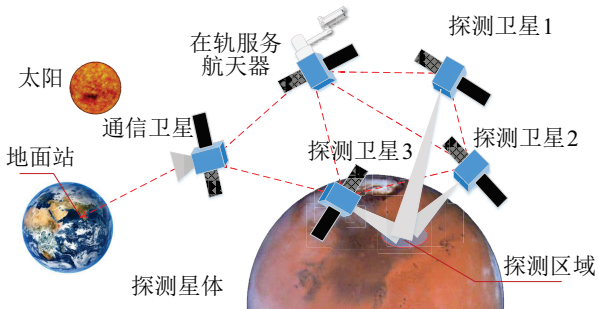


图1 深空探测任务中的网络化航天器集群解决方案

在上述背景下,传统模型控制方法存在的固有缺点使其适用性受限,主要体现在以下3方面。

1) 由于姿态表示唯一性的缺失,在非李群模型控制过程中可能出现退绕现象,导致航天器需要旋转一个大于180°的欧拉角到达期望的姿态,造成能量损耗。尽管这种现象可通过设计额外的抗退绕机制避免^[29-30],但是,增加了算法的复杂度,给控制器带来了计算负担。

2) 欧拉角、修正罗德里格斯参数等非全局表示方法下的控制器不能考虑系统的全局非线性,无法保证大角度机动下的有效性。换言之,上述方法下的稳定性只局限于所考虑的局部邻域,并不意味整个姿态流形上的稳定性。

3) 传统方法将姿态运动与轨道运动分开建模和控制设计,这种分而治之的研究方式不能真实地表征航天器姿轨强耦合的运动特性^[31],受数据处理延时影响大,无法从姿轨一体化整体出发,得到简洁高效的控制算法。

为了解决上述问题,基于矩阵李群模型的航天器姿态和轨道控制方法应运而生。其主要思想是利用基于SO(3)和SE(3)矩阵李群建立的航天器姿态、轨道运动学和动力学模型,结合几何力学中相关稳定性理论,面向现代航天器姿轨控制应用场景和实际问题,进行先进控制器设计。尤其是近5年来,基于微分几何控制理论,针对具有复杂任务目标、性能要求或结构组成的航天器姿轨控制系统的建模、分析和设计研究得到了学术界和工业界的极大关注。

1 预备知识

为了从技术层面理清微分几何控制理论在航天器姿轨控制应用中的发展脉络,首先给出基于矩阵李群的姿态和轨道控制模型;进一步地,对与该模型相关的几何力学稳定性理论研究进行梳理。

1.1 矩阵李群和航天器姿轨控制模型

航天器的六自由度运动可分为三维空间中的质心平动和绕质心的旋转两部分,即轨道运动和姿态运动。通过刻画机体坐标系 O_b 与惯性坐标系 O_I 间的相对关系(如图2所示),其位姿参数可分别由向量 $p \triangleq [x, y, z]^T \in R^3$ 和旋转矩阵 $R \in R^{3 \times 3}$ 表示为

$$\begin{bmatrix} e_{x_b} \\ e_{y_b} \\ e_{z_b} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos \alpha_{11} & \cos \alpha_{12} & \cos \alpha_{13} \\ \cos \alpha_{21} & \cos \alpha_{22} & \cos \alpha_{23} \\ \cos \alpha_{31} & \cos \alpha_{32} & \cos \alpha_{33} \end{bmatrix}}_R \begin{bmatrix} e_{x_I} \\ e_{y_I} \\ e_{z_I} \end{bmatrix} .$$

其中: x, y, z 分别为航天器质心沿 X_I, Y_I, Z_I 轴的位置坐标;按照 $X \rightarrow Y \rightarrow Z$ 顺序, α_{ij} 为第 i 个机体坐

标轴与第 j 个惯性坐标轴间的夹角余弦.

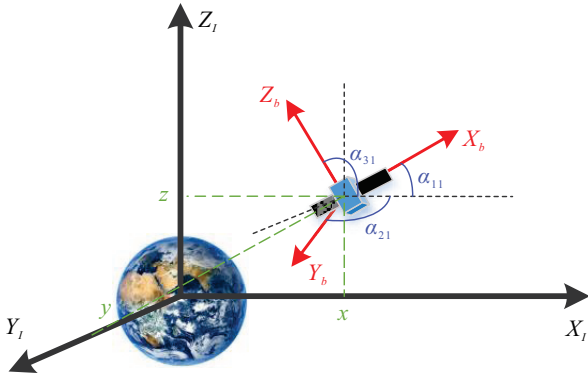


图2 惯性坐标系和机体坐标系

显而易见,矩阵 R 满足 $R^{-1} = R^T$ 和 $|R| = 1$, 故 R 为三维特殊正交矩阵群 $SO(3)$ 中的元素, 且 $R = I_3$ 为单位元. 对于矩阵 $A, B \in SO(3)$, 在李括号 $[A, B] \triangleq AB - BA$ 的作用下可得到其李代数 $\mathfrak{so}(3) \triangleq \{A \in \mathbf{R}^{3 \times 3} | A + A^T = 0\}$. 用 $\omega \in \mathbf{R}^3$ 表示航天器的角速度, 则 $SO(3)$ 上航天器姿态运动学模型为

$$\dot{R} = R\omega^\wedge, \tag{1}$$

其中映射 $(\cdot)^\wedge : \mathbf{R}^3 \rightarrow \mathfrak{so}(3)$ 满足 $\omega_1^\wedge \omega_2 = \omega_1 \times \omega_2$. 用 $J \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 表示航天器的转动惯量, τ 和 d_ω 分别为输入和扰动力矩, 则航天器的姿态动力学模型为

$$J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + \tau + d_\omega. \tag{2}$$

将航天器的姿态和轨道参数综合考虑, 可采用以下属于李群 $SE(3)$ 的紧致形式表示姿轨信息:

$$g = \begin{bmatrix} R & p \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \in SE(3).$$

用 $v \in \mathbf{R}^3$ 表示航天器的速度, m 表示质量, F 和 d_v 分别表示输入力和扰动力向量, 则航天器的轨道运动学和动力学模型可表示为

$$\dot{p} = Rv, \tag{3}$$

$$m\dot{v} = -\omega \times mv + F + d_v. \tag{4}$$

进一步地, 用 $\xi \triangleq [v^T \ \omega^T]^T$ 表示航天器的姿轨速度, 定义惯性参数为

$$I \triangleq \begin{bmatrix} J & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & mI_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

则 $SE(3)$ 上的航天器姿轨运动模型可表示为

$$\dot{g} = g\xi^-, \tag{5}$$

$$I\dot{\xi} = \text{ad}_\xi^* I\xi + f + d. \tag{6}$$

其中: $f \triangleq [\tau^T \ F^T]^T$; $d \triangleq [d_\omega^T \ d_v^T]^T$; $\text{ad}_\xi : \mathfrak{se}(3) \rightarrow \mathfrak{se}(3)$ 为伴随映射 $\text{ad}_\xi(\cdot) \triangleq \xi(\cdot)\xi^{-1}$, $\text{ad}_\xi^* = \text{ad}_\xi^T$; ξ^- 为

$SE(3)$ 的李代数 $\mathfrak{se}(3)$ 中的元素, 满足下式:

$$\xi^- = \begin{bmatrix} \omega \\ v \end{bmatrix}^- = \begin{bmatrix} \omega^\wedge & v \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & 0 \end{bmatrix}.$$

1.2 矩阵李群模型控制系统的稳定性

稳定性是控制系统设计中最基本且最重要的性质, 对于李群模型系统的稳定性研究而言, 其主要思想是构造适用于 $SO(3)$ 的 Lyapunov 函数 (在几何力学中该函数通过选取势能函数构造, 被称为导航函数^[32], 该函数为一个全局定义的、光滑且适定的 Morse 函数, 在单位元处具有唯一的最小值, 而考虑姿态跟踪问题, 该函数也被称为误差函数^[13]), 并拓展非线性系统稳定性理论在该系统中的适用性.

由于 $SO(3)$ 是一个无边界的紧致奇数维流形, 定义在其上的系统不具有全局渐近稳定平衡点^[33], 学者们普遍关注如下定义的几乎全局渐近稳定性.

定义1^[33] 一个动态系统称为几乎全局渐近稳定的, 若所有起始于状态空间的某个开稠密子集的轨迹均渐近趋近于一个特定的稳定平衡状态.

在该定义下, 文献[34-35]表明, 对于 $SO(3)$ 上的系统而言, 所期望的平衡点 I_3 是李雅普诺夫渐近稳定的, 而由初始条件导致轨迹收敛到的非稳定平衡点构成一个非稠密零测度集. 换言之, 在实际工程中, 上述定义从作用效果上等价于全局渐近稳定性.

文献[32]首先借鉴耗散系统稳定性理论, 利用构造势能函数的方法验证了—旦可—选取控制律构造如下形式的 Lyapunov 函数, 则系统(1)和(2)是几乎全局渐近稳定的.

引理1^[32] 选择有3个不同特征值 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 的正定对称矩阵 $P \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$, 使得

$$(\lambda_1 + \lambda_2)(\lambda_1 + \lambda_3)(\lambda_3 + \lambda_2) \neq 0.$$

定义 $\lambda' \triangleq \lambda_2 + \lambda_3 - \lambda_1$, 则函数

$$V(R) \triangleq \frac{1}{\lambda'} \text{tr}\{P(I - R)\} \tag{7}$$

为几乎全局渐近稳定于 I_3 的 Lyapunov 函数.

尽管上述结果能够实现几乎全局渐近稳定, 但是, 并未给出其吸引域的具体形式. 当起始状态位于吸引域补集时, 其在收敛至期望平衡点前可能在零测度集附近驻留较长时间. 为了解决上述问题, 文献[36]利用下述对数映射引入关于 $SO(3)$ 的度量: $\|R\| \triangleq \langle \log(R), \log(R) \rangle^{\frac{1}{2}}$.

定义2^[36] 令 $R \in SO(3)$ 满足 $\text{tr}(R) \neq -1$, 则其对数映射定义为

$$\log_{SO(3)}(R) = \frac{\phi}{2 \sin \phi} (R - R^T) \in \mathfrak{so}(3), \tag{8}$$

其中 ϕ 满足 $\cos \phi = \frac{1}{2}(\text{tr}(R) - 1)$ 且 $|\phi| < \pi$.

进一步地, 利用上述度量构造如下形式的 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \|R\|^2,$$

并验证下述 PD 控制器可实现 SO(3) 上系统的几乎全局指数渐近稳定.

引理 2^[36] 考虑系统 (1) 和 (2), 选择对称、正定增益矩阵 K_p 和 K_d , 则控制律

$$\tau = J^{-1}(\omega \times J\omega - d_\omega - K_p \log(R) - K_d \omega) \quad (9)$$

使得任意初始条件满足 $\text{tr}(R(0)) \neq -1$ 且 K_p 的最小特征值 $\lambda_{\min}(K_p)$ 满足

$$\lambda_{\min}(K_p) > \frac{\|\omega(0)\|^2}{\pi^2 - \|R(0)\|^2}$$

的系统指数稳定于状态 I_3 .

类似地, 上述结果被拓展至系统 (5) 和 (6).

引理 3^[36] 令 K_ω, K_v, K_d 为正定增益矩阵, 则当初始条件 $g(0)$ 满足 $R(0) \neq -1$ 且对于所有 $\omega(0)$, K_ω 的最小特征值满足

$$\lambda_{\min}(K_\omega) > \frac{\|\omega(0)\|^2}{\pi^2 - \|R(0)\|^2}$$

时, 控制律

$$f = I^{-1} \left(-\text{ad}_\xi^* I \xi - d - \begin{bmatrix} K_\omega \log(R) \\ R^T K_v p \end{bmatrix} - K_d \xi \right)$$

使得系统 (5) 和 (6) 指数稳定于 I_4 .

选取类似的 Lyapunov 函数, 其他利用非连续控制策略实现指数收敛的方法可参见文献 [13, 15]. 虽然上述方法解决了吸引域和收敛速度的问题, 但是, 该方法在大角度机动时, 仍然存在不可避免地收敛速率不一致的问题: 上述方法中对应的误差向量 $e_R = (R - R^T)^\vee \in \mathbf{R}^3$ 的大小与当前姿态 R 和单位元 I_3 间特征轴的旋转角度无关, 且随着姿态角远离 I_3 , $\|e_R\|$ 的值趋近于 0. 因此, 选取上述形式的控制器在大初始角度时, 收敛性能会变差. 为了解决上述问题, 文献 [14] 重新定义了如下适用于 SO(3) 群的 Lyapunov 函数和姿态误差函数:

$$V(R) = 2 - \sqrt{1 + \text{tr}(R)}, \quad (10)$$

$$e_R = \frac{1}{2\sqrt{1+R}} (R - R^T)^\vee, \quad (11)$$

并验证了上述控制器可在保证大角度机动收敛速率的同时, 实现几乎全局指数渐近稳定.

引理 4^[14] 选择正常数 $k_R, k_\omega \in \mathbf{R}$, 控制律

$$\tau = J^{-1}(\omega \times J\omega - d_\omega - k_R e_R - k_\omega \omega)$$

使得系统 (1) 和 (2) 起始于下述吸引域:

$$V(R(0)) < 2,$$

$$\|\omega(0)\|^2 < \frac{2}{\lambda_{\max}(J)} k_R \{2 - V(R(0))\}$$

时, 大角度一致指数渐近稳定于 I_3 .

上述工作关注利用 PD 控制对系统实现镇定, 为了消除静差, 提高控制精度, 文献 [16] 进一步地在控制器 (9) 中引入了关于误差函数梯度的积分项 ω_I , 即

$$\dot{\omega}_I =$$

$$\frac{1}{2}(\omega \times \omega_I - J^{-1}(J\omega_I \times \omega + J\omega \times \omega_I)) + \log(R),$$

并给出以下形式的 PID 控制器.

引理 5^[16] 考虑系统 (1) 和 (2), 选取适当的对称正定增益矩阵 K_p, K_I 和 K_d , 控制律

$$\tau = J^{-1}(\omega \times J\omega - d_\omega - K_p \log(R) - K_I \omega_I - K_d \omega)$$

使得系统指数稳定于状态 I_3 .

2 航天器微分几何姿态控制研究现状

航天器的姿态控制是通过执行器产生力矩作用使其绕质心转动用以保持或改变航天器的姿态, 是实现其在轨既定任务的基本条件. 按照姿态控制任务的目标可分为姿态机动、姿态稳定以及指向控制 3 类, 其基于 SO(3) 群的数学模型阐述如下: 给定一个期望姿态 $R_d(t)$, 其导数和初始值分别为

$$\dot{R}_d(t) = R_d(t)\omega_d^\wedge(t),$$

$$R_d(0) = R_{d0}, \quad (12)$$

其中 $\omega_d(t)$ 为期望角速度, 则基于旋转矩阵的姿态误差为 $\tilde{R} \triangleq R_d^T R$, 进而得到如下误差运动学:

$$\dot{\tilde{R}} = \tilde{R}\tilde{\omega}^\wedge, \quad (13)$$

其中 $\tilde{\omega} \triangleq \omega - \tilde{R}^T \omega_d$. 相应地, 误差动力学为

$$J\dot{\tilde{\omega}} = J\omega \times \omega + J\tilde{R}^T((\tilde{R}\tilde{\omega})^\wedge \omega_d - \dot{\omega}_d) + \tau + d_\omega. \quad (14)$$

至此, 姿态控制问题可用误差模型 (13) 和 (14) 的调节问题来描述. 根据引言中的控制需求分类, 下面对基于微分几何的航天器姿态运动所涉及的精稳敏捷和安全容错控制两方面研究进行总结.

2.1 精稳敏捷姿态控制

基于微分几何控制理论单独对抗扰动和不确定性进行的研究主要出现在早期的文献中. 在假设扰动为常信号和谐波信号的线性组合且频率已知的情况下, 文献 [37] 利用引理 1 的结论针对航天器的姿态跟踪问题设计了一个全局抗扰 PD 控制器, 该结果同时解决了航天器惯性信息不确定性和扰动幅值、相位未知等问题. 在此基础上, 文献 [38] 和文献 [39] 进一步研究了反作用力矩飞轮驱动下, 含有传感器噪声的航天器和控制力矩饱和时的姿态跟踪控制策略.

与抗扰类似,针对挠性部件产生的振动进行抑制对于提升精稳性能至关重要.针对其他参数化模型下的挠性航天器抗振研究取得了完善的发展^[40],通常分为将振动建模为扰动处理和直接对振动进行主动抑制两种,而对于SO(3)模型下的挠性部件抗振姿态控制研究较少.近期的一篇文章^[41]采用压电执行器对挠性部件的振动进行主动抑制,并利用引理2设计了PD鲁棒姿态机动控制器.

作为评价控制器性能的综合标准,精稳敏捷可采用收敛速度、稳态误差以及姿态调节/跟踪误差的超调量等具体动、静态指标衡量.综合考虑精稳敏捷,基于微分几何控制理论的航天器姿态控制可分为基于有限/固定时间稳定性理论的方法、基于预定性能的方法以及基于优化理论的方法.

1) 基于有限/固定时间稳定性理论的方法.选择式(10)形式的Lyapunov函数,文献[42]和文献[43]分别基于分数阶方法和末端滑模方法设计了鲁棒姿态跟踪控制器,保证了在外部扰动未知的情况下,实现航天器在有限时间内精准姿态跟踪且避免了退绕现象.值得注意的是,上述结果虽然提供了更快的收敛速率,但是,收敛时间受初始状态的影响.为了摆脱初始条件对收敛时间的限制,利用固定时间稳定性理论的控制器设计引起了学者们的关注.文献[44]和文献[45]利用末端滑模控制方法,使得航天器在无角速度测量和外界扰动的情况下,姿态可在固定时间内机动到指定角度;文献[46]将模糊控制与反步法相结合,在式(11)误差函数的基础上,提出了航天器固定时间抗扰姿态控制器.

2) 基于预定性能的方法.预定性能技术是将跟踪误差、收敛时间等性能指标用不等式约束表征,并对该约束下的系统进行控制器设计.对于该约束的处理有两种常见方法^[47]:一种是利用误差转换技术将受约束的系统转换为等价的无约束系统,另一种是引入障碍Lyapunov函数直接考虑不等式约束下的稳定性.文献[48]将式(11)形式的姿态误差向量的最大稳态误差、超调量以及最大收敛速度等性能指标表征为不等式约束,并利用误差转化技术设计具有预定性能的姿态跟踪控制器.文献[49]采用非对称对数障碍Lyapunov函数使得姿态误差在预定性能区域内演化,为系统(13)和(14)设计了一个鲁棒姿态跟踪控制策略.此外,作为有限/固定时间收敛的一种拓展,基于预定性能方法开发的SO(3)模型航天器预定时间姿态控制结果可参见文献[50-51].

3) 基于优化理论的方法.控制系统优化理论的

核心思想是在控制任务中对特定的待优化性能构造目标函数,并利用优化算法寻优,使得完成控制目标的同时实现目标函数的最大/最小化^[52].与传统欧氏空间中的目标函数构造不同,由于李群控制系统本身的非线性特性和参数化过程困难,目标函数的选取对于推导控制器设计梯度的影响较大,选取不当可能会导致跟踪控制收敛速度较慢^[53].考虑最小控制能耗,文献[54]利用庞特里亚金极小值原理设计了制导控制一体化的姿态跟踪控制器.模型预测控制是将被控变量的未来值用于优化来获得更佳性能的控制方法.文献[55]利用式(7)构造与姿态误差相关的目标函数,并利用李群变分积分器^[56]研究姿态控制系统(13)和(14)离散化形式下的模型预测控制,验证了该方法可实现姿态的几乎全局渐近稳定跟踪.

2.2 安全容错姿态控制

除精稳敏捷机动控制外,长期、连续运行下的航天器系统还可能出现系统组件故障,因此,其安全可靠也是控制设计需要考虑的重要因素.为了提升系统可靠性,可按照故障发生前后将相关研究分为安全控制和容错控制.值得一提的是,第2.1节中通过优化系统性能,如进行抗扰抗振处理避免高频振荡对航天器造成的部件损坏,降低执行器饱和运行时长,避免长期高负荷工作降低其使用寿命等避免系统出现故障的方法均属于间接的安全控制范畴^[57-58].而针对系统(13)和(14)的直接安全控制研究可参见文献[59-60],其考虑了安全避碰约束和输入饱和约束,并分别利用图搜索方法和模型预测方法给出了安全姿态机动控制策略.

一旦发生故障,容错控制便是一种提升系统安全性的有效途径^[61].需要指出的是,并非所有故障均可被容错,因此,讨论故障后的系统是否仍然能控,即可重构性是必要的^[62].针对系统(13)和(14),讨论欠驱动配置下的控制能力可验证执行器完全失效后的可重构性,相关研究可参见文献[63-67].更进一步地,文献[68]考虑了执行器的乘性和加性故障,利用李群模型对金字塔构型的航天器进行了可重构性分析,指出了故障条件下的航天器姿态控制系统的可重构必要条件.文献[69]考虑了更为复杂的情况,利用文献[70]中的能控性结果给出了在扰动、不确定性和执行器故障下的可重构性条件.

针对可重构的航天器,利用李群模型(13)和(14)直接进行容错控制的研究较少.文献[71-72]利用非奇异末端滑模方法设计了李群模型自适应姿态跟踪控制器,在模型不确定、外界扰动、执行器饱和以及

故障的情况下, 实现了固定时间收敛. 文献[73]设计了一个能够继承李群 $SO(3) \times \mathbf{R}^3$ 性质的二阶滑模面, 并利用齐次推理技术将该方法用于执行器故障情况下的航天器姿态大角度机动控制.

3 航天器微分几何姿轨控制研究现状

航天器的轨道控制是通过执行器对其质心产生外力作用, 有目的地改变其运动轨迹的技术. 需要指出的是, 航天器的轨道控制与姿态控制密切相关. 虽然在某些情况下可将姿态控制与轨道控制分开考虑, 但是通常而言, 为了实现轨道控制, 航天器的姿态也需要符合一定要求. 对于现代复杂空间任务, 姿轨一体化控制更能够从姿态和轨道运动的非线性强耦合特性出发, 实现满足在轨任务需要的高精度控制. 按照轨道控制任务的目标可分为变轨控制和轨道机动、轨道跟踪保持、交会对接和接近停靠以及返回着陆控制4类.

给定期望姿轨构型 $g_d(t)$ 和速度 ξ_d , 则相对姿轨和速度误差可定义为

$$\tilde{g}(t) \triangleq g_d^{-1}(t)g(t),$$

$$\tilde{\xi} \triangleq \xi^- - \text{Ad}_g \xi_d^-,$$

$$\text{Ad}_g \xi_d^- = g \xi_d^- g^{-1}.$$

进而可得到姿轨耦合控制的误差运动学和动力学分别为

$$\dot{\tilde{g}} = \tilde{g} \tilde{\xi}^-, \quad (15)$$

$$\mathbf{I} \dot{\tilde{\xi}} = \text{ad}_{\tilde{\xi}}^* \mathbf{I} \tilde{\xi} + \mathbf{I}(\text{ad}_{\tilde{\xi}} \text{Ad}_{g^{-1}} \xi_d - \text{Ad}_{g^{-1}} \dot{\xi}_d) + \mathbf{f} + \mathbf{d}. \quad (16)$$

至此, 姿轨耦合控制问题可采用误差模型(15)和(16)的调节问题来描述. 因为变轨和轨道机动是轨道跟踪的一种特例, 且目前几乎没有基于李群模型的返回着陆控制研究^[74], 下面分别对基于微分几何理论的姿轨跟踪、交会对接和接近悬停控制进行总结.

3.1 稳健姿轨跟踪控制

与姿态控制的精稳敏捷目标相一致, 对于航天器的姿轨耦合控制, 也需要通过抗扰和不确定性来提高其动、静态性能. 快速终端滑模控制是提升系统鲁棒性和减小收敛时间的有效方案之一, 文献[75-77]利用该方法设计了有限时间姿轨控制器, 以保证在有限时间内跟踪控制目标, 同时解决了模型不确定性、外部扰动和执行器饱和等问题. 另一个常用的提升鲁棒性的方法是利用扩维观测器对扰动和不确定等进行估计和补偿. 文献[78]对以模型(15)和(16)为建模的小推力推进航天器设计了一个自适应控制器, 其

中, 利用事件驱动扩维状态观测器对扰动和模型不确定性进行估计, 有效提升了控制精度并降低了数据处理需求. 文献[79]利用有限时间扩维状态观测器来估计速度信息和复合扰动, 进而利用基于超螺旋技术的非奇异有限时间终端滑模控制器实现了姿轨的鲁棒跟踪控制. 其他利用自适应、卡尔曼滤波器等方法进行抗扰和不确定的李群模型姿轨控制方法可参见文献[80-82].

挠性部件的振动对于轨道控制是一个挑战, 尤其是在空间交会对接等需要制动和精准操作时. 针对刚体部分以模型(15)和(16)为建模的航天器姿轨控制系统, 文献[83]提出了一种利用模态观测器来获得与弹性振动相关的状态估计的方法, 在此基础上, 提出了一种将模态参数状态观测器与渐近跟踪控制器相结合的挠性航天器姿轨跟踪综合控制策略. 文献[84]则另辟蹊径, 利用随机系统理论对振动建模, 并对模型(15)和(16)下的随机系统稳定性进行了研究, 所提出的控制器保证了姿轨误差指数有界收敛.

针对性能优化目标, 文献[85]考虑了具有非线性约束的姿轨控制系统(15)和(16), 利用李群变分积分器验证了非线性模型预测方法在该系统中的适用性. 进一步地, 文献[86]利用变分原理、李群的左不变性质和李代数空间的拓扑结构性质等将模型预测静态规划方法拓展至姿轨控制系统(15)和(16), 并将航天器的能耗作为目标函数进行优化, 实现了最小能耗下的在线姿轨次优控制.

与姿态控制类似, 利用李群模型进行姿轨控制的容错研究较少. 考虑故障执行器发生损伤、浮动、卡死、饱和等情况, 文献[87-88]在采用双幂次快速终端滑模面的基础上对系统(15)和(16)设计了模糊自适应固定时间稳定控制器, 该控制器可实现跟踪航天器在故障情形下仍然能够在固定时间内完成对目标航天器的高精度位姿跟踪.

3.2 空间交会和接近悬停控制

追击航天器与目标空间物体间的自主交会对接和接近悬停操作, 包括自主控制接近和对接或由追击航天器抵近并跟踪目标, 其涉及相对轨道和相对姿态的空间精确控制, 特别是当目标航天器或空间物体不与追击航天器合作时, 自主交会和接近悬停控制问题极具挑战.

基于李群姿轨控制模型(15)和(16), 在早期的交会对接研究文献^[89-90]中, 考虑理想情况, 假设目标航天器和追击航天器均不受外界扰动、模型不确定性和故障的影响, 利用李群变分积分器对模型离散化, 并

设计了引理3类型的反馈控制,实现了对在大型星体附近受引力作用的目标航天器的追击捕获。

进一步地,考虑抗扰和不确定性等,一些学者专注于开发强鲁棒性微分几何姿轨控制器用于空间交会对接.文献[91]针对航天器存在参数不确定、外部扰动和执行器饱和的情况下,提出了一种自适应变结构有限时间接近停靠控制方法.为了提高误差跟踪系统的收敛速度和减少抖振,文献[92]提出了一种自适应有限时间控制器,通过引入滞后对数量化器,有效地降低了数据传输频率,减小了量化误差.文献[93]针对非合作、翻滚的目标小行星,引入了非线性模型预测控制,使得配备了机器人抓手的追击航天器与小行星表面会合,以收集岩石样本.文献[94]考虑了动力学参数和目标行为的不确定性,利用扩维状态观测器估计和补偿相对运动动力学中的总体不确定性,提出了一种适应非合作目标行为不确定性的混合接近控制策略。

考虑更为苛刻的非合作目标接近捕获情况,文献[95]假定没有关于目标状态或相对状态的先验信息,使用ORB-SLAM算法以滑动窗口的方式得到了一个制导控制一体化的对接控制器,该策略具有较高的鲁棒性和较低的计算复杂度.针对冗余推力器出现饱和以及故障的情况,文献[96]研究了存在参数不确定性和外界干扰的航天器交会控制问题,考虑推力器故障和饱和的控制分配优化方法,提出了一种自适应饱和容错控制策略。

与交会对接类似,航天器在小行星和彗星等小天体附近接近悬停是对这些天体进行科学调查的基本能力.基于李群姿轨控制模型(15)和(16),文献[97]提出了一种利用指数坐标和相对速度的连续时间反馈跟踪控制,在控制力饱和的情况下对小行星进行姿轨耦合机动跟踪从而实现抵近悬停.为了提升悬停方案的鲁棒性,文献[98]提出了一种刚性航天器在小行星附近进行自主定身悬停机动的自适应滑模控制器,有效解决了参数不确定性和时变外部扰动下的鲁棒控制问题.进一步考虑跟踪收敛时间,文献[99]提出了一种刚性航天器在具有参数变化和外部扰动的小行星体固定框架下的近小行星悬停方法,在预定时间内实现所需的相对构型和速度。

4 航天器集群微分几何控制研究现状

针对引言中介绍的网络化航天器集群姿轨控制问题,本章将介绍其基于微分几何控制理论的研究现状.需要指出的是,航天器集群的协同控制以单体航天器的姿态和轨道控制为基础,并结合网络化系统的

特点展开.按照控制目标可分为姿态一致性控制和姿轨一体化编队控制,下文将分别对这两方面研究内容进行总结。

4.1 航天器集群姿态一致性控制

在航天器集群中,每个航天器的姿态运动可由模型(1)和(2)描述.由式(13)和(14),航天器*i*与*j*间的姿态相对运动可表示为

$$\dot{R}_{ij} = R_{ij}\omega_{ij}^{\wedge}, \quad (17)$$

$$J_i\dot{\omega}_{ij} =$$

$$J_i\omega_{ij}^{\wedge}R_{ij}^T\omega_j - J_iR_{ij}^T\dot{\omega}_j - \omega_i^{\wedge}J_i\omega_i + \tau_i + d_{\omega_i}, \quad (18)$$

则姿态一致性控制目标为:对于所有集群中的航天器*i, j*,当 $t \rightarrow \infty$ 时, $R_{ij} \rightarrow 0, \omega_{ij} \rightarrow 0$.

针对上述控制目标,按照控制器的结构主要有分散式和分布式两种控制策略.分散式控制策略要求每个航天器的控制器设计关注自身信息,无需编队中其他航天器的状态信息.文献[100]利用分散式控制架构,给出了3种不同的控制器,分别实现了精确模型下的几乎全局渐近一致性、扰动和模型不确定下的一致性以及时变通信时延下的一致性。

虽然分散式控制能够大幅度降低数据的处理量,但是,无法达到更高的控制品质.目前针对系统(17)和(18)的一致性微分几何控制大多采用分布式控制策略.分布式控制要求航天器与邻居航天器间进行状态量的交互,具有可拓展性好、适应性和容错性强以及控制品质优等特点.按照具体方法又可分为基于领从和基于行为的方法。

领从方法要求至少有一个航天器扮演领航者的角色,其余的航天器被指定为跟随者.跟随者缩小姿态偏差来跟踪领航者的姿态,领航者则跟踪其自身期望的姿态.文献[101]以视距测量为基础,设计了多航天器相对姿态控制策略,其优势在于不需要知道航天器集群的绝对姿态信息,仅靠邻居间的测量信息即可实现一致性控制目标.文献[102-103]考虑在无角速度测量下,在固定或切换通信拓扑下,引入了有限时间观测器来估计领导者的信息,进而设计了一个分布式姿态调节控制器.针对含有挠性部件的航天器,文献[104]和文献[105]利用有限时间观测器分别估计真实和虚拟领航者的信息,并设计了分布式自适应一致性控制器来处理模型不确定性和执行器故障。

基于行为的方法是指集群系统中的每个航天器均在一个行为集合中选择该时刻要实现的行为,姿态一致性的实现基于交互下的每个航天器的自主行为.文献[106]考虑在没有领导者且无外部参考跟踪

信号的情况下,研究了存在模型不确定性、扰动和输入饱和时,利用自适应反步法实现系统(17)和(18)姿态的一致性鲁棒控制. 文献[107]针对无向网络通信机制下的航天器集群,设计了一种固定时间自适应控制律,使得存在外部扰动的情况下编队中航天器的姿态仍然能够在预定时间下实现一致性.

4.2 航天器集群姿轨一体化编队控制

航天器集群姿轨一体化编队控制要求航天器间的相对姿轨构型 g_{ij} 收敛于期望构型 g_{ij}^d ,且相对速度 ξ_{ij} 为0. 相应地,针对集群姿轨一体化编队控制研究,利用微分几何控制理论,除采用分布式控制架构下的领航方法和基于行为的方法外,相关研究还利用虚拟结构的方法展开:将航天器编队假想为一个虚拟刚体,每个航天器在该刚体上相对于一个虚拟领航者位置保持不变.

文献[108]作为最早进行该方向的研究,基于行为方法研究航天器编队的重构问题,通过引入置换自由度将该问题转化为非凸优化的求解问题,实现了5个航天器的等距圆形构型控制. 文献[109]针对航天器在外界扰动作用下的姿轨运动,设计了连续时间制导反馈组合控制律,并围绕虚拟领航者的轨迹实现等距圆形构型. 在文献[109]的基础上,文献[110-111]引入了每个航天器与通信范围内其他航天器相对位置相关的势能函数,从而在实现编队构型的同时避免碰撞. 其他考虑控制性能提升的研究方法还包括利用预定性能方法提升瞬态和稳态性能^[112]和利用PID减小稳态误差^[113].

如引言所述,通信网络相关问题也给集群控制带来了新的挑战. 考虑通信时延,文献[114]用椭圆轨道下的线性时间周期时延微分方程来描述集群的相对姿轨误差动力学,并利用无穷维Floquet理论设计了一个编队姿轨一致性控制器. 考虑通信时延和网络拓扑切换,文献[115]在虚拟领航者架构下构造了非奇异快速终端滑模,并结合自适应模糊控制方法,实现了航天器姿轨编队的有限时间一致性控制.

5 结 语

本文总结了近年来微分几何控制理论在航天器姿轨控制方面的应用研究成果,从单体航天器的姿态控制、姿轨耦合控制以及网络化航天器集群控制3个方面,全面介绍了相关建模、分析和控制方法. 矩阵李群模型为航天器姿轨控制的性能提升和算法简化提供了新的机遇,而面向现代航天器复杂空间任务,基于微分几何控制理论的研究又极具学术挑战. 针对该方向的研究仍然十分有限,很多具有挑战性的问题

值得进一步研究.

最后,对基于微分几何控制理论的航天器姿轨控制方向的发展趋势做出如下展望.

1) 现有的针对矩阵李群建模的航天器控制设计基本上是基于第1.2节中介绍的稳定性理论. 如何从几何力学基础理论出发,进一步研究和发展稳定性理论对于航天器控制设计具有重要的学术意义.

2) 目前针对矩阵李群模型下的航天器智能自主和可靠控制研究较少,将微分几何控制理论与机器学习、容错控制等先进控制方法相结合,对于赋予航天器自主智能化和安全可靠性具有重要的理论意义和工程价值.

3) 在航天器集群协同控制方面,将网络攻击、拓扑重构等因素纳入设计具有重要的实际意义. 此外,对于由非完全合作个体组成的集群,在实现整体任务的同时兼顾个体目标对于提升集群控制品质具有重要意义. 其依赖于在微分几何控制中引入博弈论的思想^[116],相关研究有待进一步探索.

4) 考虑实际航天器系统的固定甚至是变步长采样、控制周期,对连续控制算法进行离散是实现工程应用的必要条件. 研究如何在保证底层李群结构不改变的前提下对基于微分几何的控制器离散化,从而继承矩阵李群模型的固有优势对于理论结果的工程应用转化至关重要.

参考文献(References)

- [1] Xie Y, Lei Y, Guo J, et al. Spacecraft dynamics and control[M]. Singapore: Springer, 2022: 8-16.
- [2] 吴宏鑫, 胡军, 解永春. 航天器智能自主控制研究的回顾与展望[J]. 空间控制技术与应用, 2016, 42(1): 1-6. (Wu H X, Hu J, Xie Y C. Spacecraft intelligent autonomous control: Past, present and future[J]. Aerospace Control and Application, 2016, 42(1): 1-6.)
- [3] 袁利, 姜甜甜, 魏春岭, 等. 空间控制技术发展展望[J]. 自动化学报, DOI: 10.16383/j.aas.c220792. (Yuan L, Jiang T T, Wei C L, et al. Advances and perspectives of space control technology[J]. Acta Automatica Sinica, DOI: 10.16383/j.aas.c220792.)
- [4] Agrachev A A, Sachkov Y L. Control theory from the geometric viewpoint[M]. Berlin: Springer, 2004: 79-88.
- [5] Brockett R. The early days of geometric nonlinear control[J]. Automatica, 2014, 50(9): 2203-2224.
- [6] Lian K Y, Wang L S, Fu L C. Controllability of spacecraft systems in a central gravitational field[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1994, 39(12): 2426-2441.
- [7] Bhat S P. Controllability of nonlinear time-varying

- systems: Applications to spacecraft attitude control using magnetic actuation[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2005, 50(11): 1725-1735.
- [8] Bhat S P, Tiwari P K. Controllability of spacecraft attitude using control moment gyroscopes[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(3): 585-590.
- [9] Bang H, Myung H S, Tahk M J. Nonlinear momentum transfer control of spacecraft by feedback linearization[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(6): 866-873.
- [10] Dalsmo M, Egeland O. State feedback H_∞ -suboptimal control of a rigid spacecraft[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1997, 42(8): 1186-1191.
- [11] Sarigul-Klijn N, Noel C, Sarigul-Klijn M. Air launching earth-to-orbit vehicles: Delta V gains from launch conditions and vehicle aerodynamics[C]. The 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2004: 872.
- [12] Chaturvedi N A, Sanyal A K, McClamroch N H. Rigid-body attitude control[J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2011, 31(3): 30-51.
- [13] Maithripala D H S, Berg J M, Dayawansa W P. Almost-global tracking of simple mechanical systems on a general class of Lie groups[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2006, 51(2): 216-225.
- [14] Lee T. Exponential stability of an attitude tracking control system on $SO(3)$ for large-angle rotational maneuvers[J]. *Systems & Control Letters*, 2012, 61(1): 231-237.
- [15] Mayhew C G, Teel A R. Synergistic hybrid feedback for global rigid-body attitude tracking on $SO(3)$ [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2013, 58(11): 2730-2742.
- [16] Maithripala D H S, Berg J M. An intrinsic PID controller for mechanical systems on Lie groups[J]. *Automatica*, 2015, 54: 189-200.
- [17] Lee T. Global exponential attitude tracking controls on $SO(3)$ [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2015, 60(10): 2837-2842.
- [18] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势[J]. *自动化学报*, 2013, 39(6): 697-702.
(Bao W M. Present situation and development tendency of aerospace control techniques[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(6): 697-702.)
- [19] 王大轶, 屠园园, 符方舟, 等. 航天器控制系统的自主诊断重构技术[J]. *控制理论与应用*, 2019, 36(12): 1966-1978.
(Wang D Y, Tu Y Y, Fu F Z, et al. Autonomous diagnosis and reconfiguration technology of spacecraft control system[J]. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(12): 1966-1978.)
- [20] Wang D Y, Fu F Z, Li W B, et al. A review of the diagnosability of control systems with applications to spacecraft[J]. *Annual Reviews in Control*, 2020, 49: 212-229.
- [21] Hu Q L, Xiao B, Li B, et al. Robust fault-tolerant attitude control[M]. *Fault-Tolerant Attitude Control of Spacecraft*. Amsterdam: Elsevier, 2021: 37-80.
- [22] 姜斌, 张柯, 杨浩, 等. 卫星姿态控制系统容错控制综述[J]. *航空学报*, 2021, 42(11): 524662.
(Jiang B, Zhang K, Yang H, et al. Fault-tolerant control of satellite attitude control systems: Review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 524662.)
- [23] 王大轶, 符方舟, 孟林智, 等. 深空探测器自主控制技术综述[J]. *深空探测学报*, 2019, 6(4): 317-327.
(Wang D Y, Fu F Z, Meng L Z, et al. Research of autonomous control technology for deep space probes[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(4): 317-327.)
- [24] 孙泽洲, 饶炜, 贾阳, 等. 天问一号探测器地面验证技术[J]. *中国科学: 技术科学*, 2022, 52(8): 1145-1161.
(Sun Z Z, Rao W, Jia Y, et al. Ground test technology for the Tianwen-1 Mars Probe[J]. *Scientia Sinica: Technologica*, 2022, 52(8): 1145-1161.)
- [25] 董云峰, 王兴龙. 卫星集群概念研究[J]. *航天器工程*, 2012, 21(4): 83-88.
(Dong Y F, Wang X L. Research on conception of satellite cluster[J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(4): 83-88.)
- [26] Linz H, Bhatia D, Buinhas L, et al. Infrared astronomy satellite swarm interferometry: Overview and study results[J]. *Advances in Space Research*, 2020, 65(2): 831-849.
- [27] Lippe C, D'Amico S. Spacecraft swarm dynamics and control about asteroids[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 67(11): 3426-3443.
- [28] 艾海平, 陈力. 空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺复合自抗扰控制[J]. *控制与决策*, 2021, 36(2): 355-362.
(Ai H P, Chen L. Collision avoidance and compliant composite active disturbance rejection control of space robot capture spacecraft[J]. *Control and Decision*, 2021, 36(2): 355-362.)
- [29] Hu Q L, Li L, Friswell M I. Spacecraft anti-unwinding attitude control with actuator nonlinearities and velocity limit[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(10): 2042-2050.
- [30] Dong R Q, Wu A G, Zhang Y, et al. Anti-unwinding sliding mode attitude control via two modified Rodrigues parameter sets for spacecraft[J]. *Automatica*, 2021, 129: 109642.
- [31] 黄成, 王岩, 周乃新. 交会对接模拟系统姿态位置

- 耦合有限时间控制[J]. 控制与决策, 2017, 32(10): 1789-1795.
(Huang C, Wang Y, Zhou N X. Coupled attitude and position finite-time control for rendezvous and docking simulator[J]. Control and Decision, 2017, 32(10): 1789-1795.)
- [32] Koditschek D E. The application of total energy as a Lyapunov function for mechanical control systems[J]. Contemporary Mathematics, 1989, 97: 131.
- [33] Bhat S P, Bernstein D S. A topological obstruction to continuous global stabilization of rotational motion and the unwinding phenomenon[J]. Systems & Control Letters, 2000, 39(1): 63-70.
- [34] Chaturvedi N A, McClamroch N H, Bernstein D S. Asymptotic smooth stabilization of the inverted 3-D pendulum[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1204-1215.
- [35] Chaturvedi N A, McClamroch N H, Bernstein D S. Stabilization of a 3D axially symmetric pendulum[J]. Automatica: Journal of IFAC, 2008, 44(9): 2258-2265.
- [36] Bullo F, Murray R M. Proportional derivative control on the euclidean group[C]. Proceedings of the 3rd European Control Conference. Roma, 1995: 1091-1097.
- [37] Sanyal A, Fosbury A, Chaturvedi N, et al. Inertia-free spacecraft attitude tracking with disturbance rejection and almost global stabilization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(4): 1167-1178.
- [38] Weiss A, Kolmanovsky I, Bernstein D S, et al. Inertia-free spacecraft attitude control using reaction wheels[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(5): 1425-1439.
- [39] Cruz G, Yang X B, Weiss A, et al. Torque-saturated, inertia-free spacecraft attitude control[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Portland, 2011: 6507.
- [40] 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[J]. 力学学报, 2019, 51(1): 1-13.
(Cao D Q, Bai K C, Ding H, et al. Advances in dynamics and vibration control of large-scale flexible spacecraft[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2019, 51(1): 1-13.)
- [41] Zhang J Q, Kong X L, Liu C, et al. Agile attitude maneuver with active vibration-suppression for flexible spacecraft[J]. Journal of the Franklin Institute, 2022, 359(3): 1172-1195.
- [42] Guo Y, Song S M. Adaptive finite-time backstepping control for attitude tracking of spacecraft based on rotation matrix[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 375-382.
- [43] Guo Y, Song S M, Li X H, et al. Terminal sliding mode control for attitude tracking of spacecraft under input saturation[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 30(3): 06016006.
- [44] Shi X N, Zhou Z G, Zhou D. Finite-time attitude trajectory tracking control of rigid spacecraft[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(6): 2913-2923.
- [45] Huang B, Li A J, Guo Y, et al. Fixed-time attitude tracking control for spacecraft without unwinding[J]. Acta Astronautica, 2018, 151: 818-827.
- [46] Wang Y L, Tang S J, Guo J, et al. Fuzzy-logic-based fixed-time geometric backstepping control on SO(3) for spacecraft attitude tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(6): 2938-2950.
- [47] Wei C S, Chen Q F, Liu J, et al. An overview of prescribed performance control and its application to spacecraft attitude system[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers—Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2021, 235(4): 435-447.
- [48] Zhou Z G, Zhang Y A, Shi X N, et al. Robust attitude tracking for rigid spacecraft with prescribed transient performance[J]. International Journal of Control, 2017, 90(11): 2471-2479.
- [49] Zhou Z G, Zhou D, Chen X W, et al. Adaptive actor-critic learning-based robust appointed-time attitude tracking control for uncertain rigid spacecrafts with performance and input constraints[J]. Advances in Space Research, DOI: 10.1016/j.asr.2022.04.061.
- [50] Nazari M, Butcher E A, Sanyal A K. Spacecraft attitude fractional feedback control using rotation matrices and exponential coordinates[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(10): 2185-2198.
- [51] Liu M M, Shao X D, Ma G F. Appointed-time fault-tolerant attitude tracking control of spacecraft with double-level guaranteed performance bounds[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 337-346.
- [52] Lewis F L, Vrabie D, Syrmos V L. Optimal control[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2012: 1-15.
- [53] Teng S L, Clark W, Bloch A, et al. Lie algebraic cost function design for control on Lie groups[C]. IEEE the 61st Conference on Decision and Control. Cancun, 2023: 1867-1874.
- [54] Biggs J D, Bai Y L, Henninger H. Attitude guidance and tracking for spacecraft with two reaction wheels[J]. International Journal of Control, 2018, 91(4): 926-936.
- [55] Kalabić U V, Gupta R, Di Cairano S, et al. MPC on manifolds with an application to the control of spacecraft attitude on SO(3)[J]. Automatica, 2017, 76: 293-300.
- [56] Lee T. Computational geometric mechanics and control of rigid bodies[D]. Ann Arbor: University of Michigan, 2008.

- [57] Shao X D, Hu Q L, Zhu Z H, et al. Fault-tolerant reduced-attitude control for spacecraft constrained boresight reorientation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2022, 45(8): 1481-1495.
- [58] Liu Y Y, Hu Q L, Feng G. Adaptive reduced attitude control for rigid spacecraft with elliptical pointing constraints[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2023, PP(99): 1-12.
- [59] Weiss A, Leve F, Baldwin M, et al. Spacecraft constrained attitude control using positively invariant constraint admissible sets on $SO(3) \times R^3$ [C]. *American Control Conference*. Portland, 2014: 4955-4960.
- [60] Gupta R, Kalabić U V, Di Cairano S, et al. Constrained spacecraft attitude control on $SO(3)$ using fast nonlinear model predictive control[C]. *American Control Conference*. Chicago, 2015: 2980-2986.
- [61] Yin S, Xiao B, Ding S X, et al. A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(5): 3311-3320.
- [62] Yang H, Meng Q K, Jiang B. Controllability of spacecraft attitude and its application in reconfigurability analysis[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 36(2): 189-196.
- [63] Bayadi R, Banavar R N, Maschke B M. Small-time local controllability of the orientation of a spacecraft actuated by CMGs[J]. *IFAC Proceedings Volumes*, 2011, 44(1): 13828-13833.
- [64] Wang D X, Jia Y H, Jin L, et al. Controllability of an underactuated spacecraft with one thruster under disturbance[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2012, 28(3): 838-847.
- [65] Gui H C, Jin L, Xu S J. Local controllability and stabilization of spacecraft attitude by two single-gimbal control moment gyros[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(5): 1218-1226.
- [66] Bhat S P, Paranjape A A. Small-time local controllability and stabilizability of spacecraft attitude dynamics under CMG actuation[J]. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 2014, 52(2): 797-820.
- [67] Gui H C, Jin L, Xu S J. Small-time local controllability of spacecraft attitude using control moment gyros[J]. *Automatica*, 2015, 53: 141-148.
- [68] Meng Q K, Yang H, Jiang B. Attitude control reconfigurability analysis of 4-CMGs pyramid configuration spacecraft[C]. *The 12th Asian Control Conference*. Kitakyushu, 2019: 1478-1482.
- [69] Meng Q K, Yang H, Jiang B. Fault-tolerant optimal spacecraft attitude maneuver: An incremental model approach[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2022, 45(9): 1676-1691.
- [70] Meng Q K, Yang H, Jiang B. Small-time local controllability of switched nonlinear systems[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2021, 66(11): 5422-5428.
- [71] Shi X N, Zhang Y A, Zhou D, et al. Global fixed-time attitude tracking control for the rigid spacecraft with actuator saturation and faults[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 155: 325-333.
- [72] Shi X N, Zhou Z G, Zhou D. Adaptive fault-tolerant attitude tracking control of rigid spacecraft on Lie group with fixed-time convergence[J]. *Asian Journal of Control*, 2020, 22(1): 423-435.
- [73] Meng Q K, Yang H, Jiang B. Second-order sliding-mode on $SO(3)$ and fault-tolerant spacecraft attitude control[J]. *Automatica*, 2023, 149: 110814.
- [74] Misra G, Sanyal A, Samiei E. Asteroid landing guidance design in the framework of coupled orbit-attitude spacecraft dynamics[C]. *The 25th AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Advances in the Astronautical Sciences*. Springfield, 2015: 1969-1980.
- [75] 张剑桥, 叶东, 孙兆伟. SE(3)上姿轨耦合航天器高精度快速终端滑模控制[J]. *宇航学报*, 2017, 38(2): 176-184.
(Zhang J Q, Ye D, Sun Z W. High-accuracy fast terminal sliding mode control for coupled spacecraft on SE(3)[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(2): 176-184.)
- [76] Ye D, Zhang J Q, Sun Z W. Extended state observer-based finite-time controller design for coupled spacecraft formation with actuator saturation[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2017, 9(4): 1687814017696413.
- [77] 梅亚飞, 廖瑛, 龚轲杰, 等. 基于SE(3)的航天器姿轨一体化有限时间容错控制[J]. *系统仿真学报*, 2023, 35(2): 277-285.
(Mei Y F, Liao Y, Gong K J, et al. Finite-time fault-tolerant control of spacecraft integrated attitude-orbit based on SE(3)[J]. *Journal of System Simulation*, 2023, 35(2): 277-285.)
- [78] Zhang J Q, Biggs J D, Ye D, et al. Extended-state-observer-based event-triggered orbit-attitude tracking for low-thrust spacecraft[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2020, 56(4): 2872-2883.
- [79] Gong K J, Liao Y, Mei Y F. Extended state observer-based output feedback control for spacecraft pose tracking with control input saturation[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers—Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2022, 236(4): 645-660.
- [80] Zhang H Z, Ye D, Xiao Y, et al. Adaptive control on SE(3) for spacecraft pose tracking with harmonic

- disturbance and input saturation[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 58(5): 4578-4594.
- [81] Mangiacapra G, Wittal M, Capello E, et al. Unscented Kalman filter and control on TSE(3) with application to spacecraft dynamics[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2022, 108(3): 2127-2146.
- [82] Ren J J, Tang S, Chen T. Adaptive sliding mode control of spacecraft attitude-orbit dynamics on SE(3)[J]. *Advances in Space Research*, 2023, 71(1): 525-538.
- [83] Cao Q, Li H Y, Jia Q X, et al. Multi-observer approach for tracking control of flexible spacecraft using exponential mapping of SE(3)[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2023, 111(6): 5329-5343.
- [84] Tasaka N, Satoh S, Hatanaka T, et al. Stochastic stabilization of rigid body motion of a spacecraft on SE(3)[J]. *International Journal of Control*, 2021, 94(5): 1166-1173.
- [85] Bagherzadeh S, Karimpour H, Keshmiri M. Efficient numerical trends for nonlinear model predictive control of a rigid body spacecraft on SE(3)[C]. *The 9th RSI International Conference on Robotics and Mechatronics*. Tehran, 2022: 329-334.
- [86] Wang Y L, Shang W, Hong H C. Sub-optimal fixed-finite-horizon spacecraft configuration control on SE(3)[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(6): 250-261.
- [87] 梅亚飞, 廖瑛, 龚轲杰, 等. SE(3)上航天器姿轨耦合固定时间容错控制[J]. *航空学报*, 2021, 42(11): 525089. (Mei Y F, Liao Y, Gong K J, et al. Fixed-time fault-tolerant control for coupled spacecraft on SE(3)[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 525089.)
- [88] Mei Y F, Liao Y, Gong K J, et al. Adaptive fuzzy modified fixed-time fault-tolerant control on SE(3) for coupled spacecraft[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2021, 2021: 1-21.
- [89] Holguin L, Viswanathan S P, Sanyal A. Guidance and control for spacecraft autonomous rendezvous and proximity maneuvers using a geometric mechanics framework[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Minneapolis, 2012: 4921.
- [90] Sanyal A, Holguin L, Viswanathan S P. Guidance and control for spacecraft autonomous chasing and close proximity maneuvers[J]. *IFAC Proceedings Volumes*, 2012, 45(13): 753-758.
- [91] Lee D, Vukovich G, Gui H. Adaptive variable-structure finite-time mode control for spacecraft proximity operations with actuator saturation[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(10): 2473-2487.
- [92] Zhang S, Yang Z. Adaptive finite-time control on SE(3) for spacecraft final proximity maneuvers with input quantization[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 2021: 1-25.
- [93] Malladi B P, Di Cairano S, Weiss A. Nonlinear model predictive control of coupled rotational-translational spacecraft relative motion[C]. *American Control Conference*. Philadelphia, 2019: 3581-3586.
- [94] Sun G J, Zhou M Q, Jiang X Q. Non-cooperative spacecraft proximity control considering target behavior uncertainty[J]. *Astrodynamics*, 2022, 6(4): 399-411.
- [95] Dor M, Tsiotras P. ORB-SLAM applied to spacecraft non-cooperative rendezvous[C]. *Space Flight Mechanics Meeting*. Kissimmee, 2018: 1963.
- [96] Xia K W, Zou Y. Adaptive saturated fault-tolerant control for spacecraft rendezvous with redundancy thrusters[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2021, 29(2): 502-513.
- [97] Lee D, Sanyal A K, Butcher E A, et al. Almost global asymptotic tracking control for spacecraft body-fixed hovering over an asteroid[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 38: 105-115.
- [98] Lee D, Vukovich G. Adaptive sliding mode control for spacecraft body-fixed hovering in the proximity of an asteroid[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 46: 471-483.
- [99] Lee D, Vukovich G. Adaptive finite-time control for spacecraft hovering over an asteroid[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2016, 52(3): 1183-1196.
- [100] Zheng Z, Xu Y, Zhang L S, et al. Decentralized attitude synchronization tracking control for multiple spacecraft under directed communication topology[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(4): 995-1006.
- [101] Wu T H, Flewelling B, Leve F, et al. Spacecraft relative attitude formation tracking on SO(3) based on line-of-sight measurements[C]. *American Control Conference*. Washington, 2013: 4820-4825.
- [102] Chen T, Shan J J. Continuous constrained attitude regulation of multiple spacecraft on SO(3)[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 99: 105769.
- [103] Chen T, Shan J J, Wen H. Distributed attitude consensus of multiple flexible spacecraft[M]. Singapore: Springer Nature, 2023: 81-100.
- [104] Chen T, Shan J J. Distributed adaptive fault-tolerant attitude tracking of multiple flexible spacecraft on SO(3)[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2019, 95(3): 1827-1839.
- [105] Chen T, Shan J J. Distributed spacecraft attitude tracking and synchronization under directed graphs[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 109: 106432.
- [106] Zheng Z, Song S M. Autonomous attitude coordinated control for spacecraft formation with input constraint,

- model uncertainties, and external disturbances[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(3): 602-612.
- [107] Zhuang M L, Tan L G, Song S M. Fixed-time attitude coordination control for spacecraft with external disturbance[J]. ISA Transactions, 2021, 114: 150-170.
- [108] Lee T, Leok M, McClamroch N H. A combinatorial optimal control problem for spacecraft formation reconfiguration[C]. The 46th IEEE Conference on Decision and Control. New Orleans, 2007: 5370-5375.
- [109] Lee D, Viswanathan S P, Holguin L, et al. Decentralized guidance and control for spacecraft formation flying using virtual leader configuration[C]. American Control Conference. Washington, 2013: 4826-4831.
- [110] Lee D, Butcher E, Sanyal A. Sliding mode control for decentralized spacecraft formation flying using geometric mechanics[C]. Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Astrodynamics. Hilton Head, 2014: 3149-3168.
- [111] Lee D, Sanyal A K, Butcher E A. Asymptotic tracking control for spacecraft formation flying with decentralized collision avoidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 38(4): 587-600.
- [112] Verginis C K, Nikou A, Dimarogonas D V. Robust formation control in SE(3) for tree-graph structures with prescribed transient and steady state performance[J]. Automatica, 2019, 103: 538-548.
- [113] Maadani M, Butcher E A. Consensus control of rigid body spacecraft in orbital relative motion using TSE(3) and exponential coordinates[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2022, 69(3): 801-828.
- [114] Nazari M, Butcher E A, Yucelen T, et al. Decentralized consensus control of a rigid-body spacecraft formation with communication delay[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(4): 838-851.
- [115] Zhang J Q, Ye D, Liu M, et al. Adaptive fuzzy finite-time control for spacecraft formation with communication delays and changing topologies[J]. Journal of the Franklin Institute, 2017, 354(11): 4377-4403.
- [116] 杨浩, 许宇航, 倪媛, 等. 网络系统的安全决策与控制: 容错博弈研究综述[J]. 控制与决策, 2022, 37(4): 769-781.
(Yang H, Xu Y H, Ni Y, et al. Safe decision and control of network systems: A survey on fault tolerant game[J]. Control and Decision, 2022, 37(4): 769-781.)

作者简介

姜斌(1966—), 男, 教授, 博士生导师, 从事故障诊断、容错控制与健康管理和其应用等研究, E-mail: binjiang@nuaa.edu.cn;

孟庆开(1993—), 男, 助理研究员, 博士, 从事复杂非线性系统的容错控制及其航天应用等研究, E-mail: qingkaimeng@nuaa.edu.cn;

杨浩(1982—), 男, 教授, 博士生导师, 从事切换与网络系统的控制、优化、博弈与容错等研究, E-mail: haoyang@nuaa.edu.cn.



特邀专家 姜斌, 1995年于东北大学自动控制系获博士学位, 现任南京航空航天大学副校长, 教授、博士生导师, 教育部“长江学者”特聘教授, IEEE Fellow, 中国自动化学会会士. 在故障诊断和容错控制及其航空航天和高铁等系统应用方面取得了系统性创新成果. 以第一完成人获国家自然科学基金二等奖, 教育部自然科学一等奖, 获得中国航空学会“李明英才奖”. 主持国家自然科学基金重大项目、重大项目课题、国际合作重点项目、科技部国家重点研发计划项目. 担任“直升机动力学”全国重点实验室、“先进飞行器导航、控制与健康技术”工信部重点实验室主任. 2014~2022年连续获评“Elsevier中国高被引学者”. 担任IEEE TNNLS、IEEE TCYB、IEEE TII、《控制与决策》《宇航学报》等期刊编委.

专家寄语 百年华诞, 盛世欣逢. 于白山黑水之间, 东北大学以山川之灵气、民族之血脉为底蕴, 孕育雄豪、卓越之才. 作为校友, 对母校的辉煌成就倍感自豪, 愿母校继续秉承蓝色理念和创新精神, 在建设世界一流大学的征程上继往开来!