

深远空间自主着巡导航、制导与控制综述

郭敏文^{1,2}, 黄翔宇^{1,2}, 王鹏宇³, 郭春正³, 郭子康³, 郭延宁³

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100094; 2. 空间智能控制技术全国重点实验室, 北京 100094;
3. 哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 哈尔滨 150001)

摘要: 对木星、天王星等巨行星系统、柯伊伯带乃至太阳系边际等深远空间的探测, 是人类拓展宇宙认知边界、探寻地外生命信息的关键途径, 已成为全球深空探测活动的重要研究方向。其中着陆与巡视探测是探索深远空间最直接、最有效的途径。面向深远空间自主着巡的导航、制导与控制技术是目前亟待突破的重要研究内容, 对其进行总结归纳十分必要。本文聚焦梳理深远空间着巡任务的导航、制导与控制研究, 总结了自主导航的分类和关键技术, 并对制导与控制技术进行了分类阐述, 同时分别分析了其技术挑战及未来发展趋势, 从而为深远空间探测提供技术参考。

关键词: 深远空间; 自主着巡; 导航技术; 制导与控制技术

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2026)01-0003-15

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250067

引用格式: 郭敏文, 黄翔宇, 王鹏宇, 等. 深远空间自主着巡导航、制导与控制综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2026, 13(1): 3-17.

Reference format: GUO M W, HUANG X Y, WANG P Y, et al. A review of autonomous landing and roving navigation and guidance control in deep space[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2026, 13(1): 3-17.

引言

深远空间探测是指对木星与天王星等巨行星系统、柯伊伯带乃至太阳系边际等深远空间环境开展的综合性科学探测活动, 涵盖掠飞探测、环绕探测、着陆探测以及巡视探测等多种探测方式。作为空间科学研究的重要手段, 该探测活动在揭示太阳系起源与演化机制、探索行星宜居性特征和研究生命起源等重大科学问题方面具有不可替代的作用。

着陆和巡视(着巡)探测作为深远空间探测的核心手段, 是获取深远空间天体特性和科学数据最直接、有效的途径。该探测模式通过实现目标天体的安全着陆与表面移动, 可开展大范围的巡视和勘察, 包括: ①获取天体准确的地质、地貌等信息; ②收集多样化土壤、岩石、尘埃等样本。目前, 美国“好奇号”(Curiosity)火星车、欧洲航天局(European Space Agency, ESA)“菲莱”(Philae)彗星着陆器、日本“隼鸟2号”(Hayabusa-2)小行星采样返回任务以及中国“祝融号”火星车等典型任务, 已成功验证了火星、小行星与彗星等天体的着巡探测能力。

自主导航是深远空间着巡探测任务实施的基础保障与核心技术, 旨在利用传感器实时获取测量数据, 自主确定探测器相对天体目标的位置、速度和姿态参数, 并基于环境感知实现安全路径规划。当前深空着

巡任务主要采用天文导航、无线电导航、光学导航及惯性基组合导航等。然而, 深远空间着巡任务中的自主导航受限于以下技术挑战: ①导航敏感器资源约束; ②目标天体环境复杂且先验信息匮乏; ③有效导航信标稀缺, 着巡探测器难以通过有限观测条件构建完备导航信息, 形成典型的欠观测导航问题。针对这一难题, 其关键技术体系涵盖: 导航系统可观性理论分析、视觉特征提取与匹配、高精度位姿估计、动态路径规划以及多源误差建模与补偿等核心研究方向。

对于深远空间探测任务, 制导与控制技术决定了探测器能否安全到达指定位置, 在软着陆、巡视探测、采样返回等任务中起到重要作用。当前常用的制导方法有轨迹跟踪制导、闭环反馈制导等。然而深远空间探测面临着巨大挑战, 即空间环境具有不确定性强、约束条件复杂等特性。因此亟待探索可满足复杂约束条件的探测器自主轨迹优化方法以及具备强鲁棒性的制导律, 以提升探测任务的自主性与可靠性。

随着探测技术的持续发展, 未来着巡任务将逐步拓展至深远空间, 木星系冰卫星、天王星卫星等太阳系边际天体, 推动深远空间探测迈向新的发展阶段, 但目前尚没有成功实施的案例。因此, 充分借鉴国内外火星、小行星、彗星等已成功实施着巡探测任务的自主导航和制导控制技术^[1]很有必要。本文将首先对上

述技术的主要分类和发展进行归纳总结; 随后分析未来深远空间自主着巡任务在导航、制导与控制方面将面临的技术挑战, 最后据此给出了前瞻性的技术发展方向建议。

1 深空探测自主导航技术

1.1 自主导航方法分类

地外天体探测任务需依据敏感器所测得的信息实现自主导航, 根据获取测量数据方式的不同, 可将自

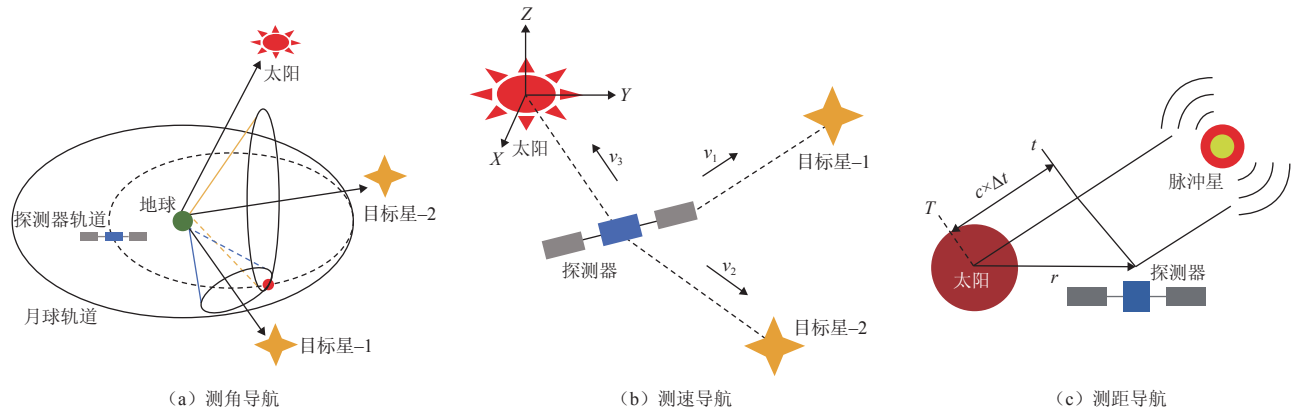


图1 天文导航原理示意图^[1]

Fig. 1 Schematic diagram of celestial navigation principle

天文测角导航是一种利用已知天体之间角度关系实现自主导航的方法。如图1(a)所示, 该方法通过3个圆锥面的交线确定探测器的轨道状态。其原理直观、计算简便, 具有较强的工程实用性。然而, 当探测器与导航天体之间的距离较远时, 导航精度会显著下降。

天文测速导航主要通过观测光谱的多普勒偏移来解算探测器相对目标天体的空间速度矢量^[4], 如图1(b)所示。张伟等^[5]较早地提出了天文光谱测速导航的思路。尤伟等^[6]以解析形式给出了定速误差在特定条件下的均值、方差, 证明了使得测速误差影响最小的条件是天体方向两两互相正交。天文光谱测速导航的自主性和适应性较强, 但仍面临着一些技术挑战, 如对天体准确光谱特征的依赖性、对光谱仪测量精度的高要求等。

天文测距导航的测量基准为脉冲星, 其基本原理为光速不变理论。从图1(c)可以看到, 通过比较脉冲星到达时间(Time Of Arrival, TOA)的测量值与参考值, 可得到探测器相对脉冲星的导航信息。20世纪70年代, 美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)的Downs博士^[7]首次提出了可将X射线脉冲星应用于深空探测自主轨道确定。中国首个空间X射线天文望远镜在触发时间内成功监测到GW170817伽

马射线, 验证了探测器利用脉冲星自主导航的可行性^[8]。2019年, 中国第一次开展在轨X射线脉冲星导航试验, 定位精度达到10 km^[9]。

1) 天文导航

天文导航是通过观测宇宙中的自然天体确定航天器自身位置和姿态的一种方法。该方法不依赖地面或空间中的人造设施, 是一种完全自主的导航模式, 具有安全性高和隐蔽性强等优势^[2]。如图1所示, 依据测量信息的种类, 天文导航又可分为测角导航、测速导航、测距导航^[3]。

X射线脉冲星导航的定位精度不随飞行距离的增加而下降, 且具有较强的抗无线电干扰能力, 是深空探测自主导航的有效手段。然而, 其作为热点研究方向也面临着多种难题, 例如可用脉冲星数量少、信号微弱、测量时间长等。这些难点限制着X射线脉冲星自主导航的工程应用。

3种天文导航方法的对比归纳^[3]如表1所示。高精度的天文导航依赖于精确的星历、星表, 然而这些数据对于世界各国而言均是十分珍稀的资源。且在实际场景中, 天文导航系统误差来源复杂多样, 这对误差校准补偿机制提出了更高的要求。因此本文将在第1.2节对天文导航的系统误差补偿技术进行详细介绍。

表1 不同天文导航方法对比^[3]

Table 1 Comparison of different celestial navigation methods^[3]

内容	导航原理	目标天体	测量信息	敏感器
天文测角导航	角度几何关系	星历已知的天体	星光角距或视线矢量	光学相机
天文测速导航	多普勒效应	太阳及系外恒星	光谱信息	光谱仪
天文测距导航	光速不变性	X射线脉冲星	脉冲到达时间	脉冲敏感器

2) 光学导航

光学导航定位方法利用敏感器获取天体表面的光学信息,建立探测器与环境之间的相对运动关系,进而确定探测器的空间位置、速度和姿态等状态信息。光学导航可分为主动式定位和被动式定位,具体如下:

主动式定位可以在弱光照深空探测环境中利用激光雷达(LiDAR)等敏感器获取天体表面地形信息,实现自主定位。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)在自主着陆和避障技术研究项目中提出了基于LiDAR的地形相对导航方法^[10]。美国喷气推进实验室的Johnson^[11]针对着陆任务设计了基于激光雷达的相对运动估计算法,该算法在70 m高度时估计精度可达0.5 m。中国“嫦娥”系列月球着陆器利用激光三维成像敏感器完成了软着陆过程中的自主精确避障^[12]。导航多普勒激光雷达(Navigation Doppler Lidar, NDL)在2024年发射的首个实现月球着陆的商业航天器“奥德修斯号”(Odysseus)上得到成功应用,并有望应用于其它深空行星体探测任务^[13]。

被动式定位方法主要利用光学相机获取天体表面图像,从而完成导航任务。美国的“火星探测漫游者”(Mars Exploration Rover, MER)任务采用了基于下降图像的运动估计系统,通过在着陆过程中跟踪火星表面序列图像的角度信息,成功实现了着陆器的水平方向速度估计^[14]。在“火星2020”(Mar 2020)任务中,光学相机被集成于着陆器系统,用于选择安全着陆点并实现基于地形的相对导航^[15]。针对天体表面常见的陨石坑地形,Leroy等^[16]给出了一种自主检测算法,可通过光学敏感器确定探测器相对着陆区的位置和姿态,从而实现自主着陆导航。

一方面,上述基于主动式、被动式光学定位的研究证明了光学自主导航的可行性和有效性,展现出了光学导航在提高深空导航精度、完成远地天体着巡任务方面的巨大潜能。另一方面,由于深远空间天体表面地形地貌复杂,激光雷达或光学相机将会获取大量数据信息,这与星载计算机受限的算力之间产生矛盾。因此亟需针对光学导航问题研究陆标特征稀疏处理技术及自适应快速鲁棒匹配技术。在深空着巡避障任务中,光学导航对目标检测、图像分割、在线快速规划等技术也提出了更高的要求。

3) 无线电导航

无线电导航主要通过测量探测器与无线电信标之间的相对信息,进而推算探测器在惯性空间中的位置和速度。在无线电信标位置和速度精确已知的情

况下,该方法依据无线电发射与接收频率的变化,即可基于多普勒效应推断出探测器与无线电信标之间的相对信息。基于这一原理,NASA提出了火星网络的概念,即利用火星轨道环绕器、火星表面信标与任务探测器之间的无线电通讯,实现探测器轨道状态的实时自主导航^[17]。

无线电导航系统的设计需要解决通讯波段的选择和信标的配置两大问题^[18]。对于存在大气的深空天体,高速运动的着陆器外部会形成等离子鞘,从而导致“黑障”现象^[19],使得低频无线电信号严重衰减甚至中断。因此,在波段选择方面,文献[20]表明特高频波段(300~3 000 MHz)范围内的无线电信号受黑障影响较小,可作为着陆探测器的通讯测量波段。针对信标的配置问题,文献[21]对火星轨道无线电导航卫星的分布构型进行了初步设计。文献[22]则研究了火星表面的无线信道建模问题,并利用仿真软件对各种场景下的路径损耗指数、功率延迟分布等进行了模拟统计。

无线电导航需要提前布置天基或陆基无线电信标,且易受环境和信标构型影响,因此深远空间探测任务的无线电导航技术仍然处于理论探索阶段,难以应用于实际工程任务。

4) 惯性基组合导航

惯性基组合导航是一种融合惯性导航系统与基准辅助信息(如GPS、雷达等)的导航方式。惯性导航系统由一组惯性器件和计算单元组成,以惯性陀螺和加速度计为敏感器,通过数值积分解算位置、速度、姿态等信息,具有隐蔽性好、抗干扰能力强、安全可靠等优点。然而惯性导航存在导航误差随时间累积的缺陷,仅能够在短时任务中保持较高的导航精度。

惯性基组合导航方式在现有深空探测任务中广泛应用:由惯性测量单元积分获得导航信息,并结合其他外部敏感器对导航累积误差进行修正^[23]。典型的组合导航方式如下:

(1) 惯性/雷达组合导航:此类导航方式利用测距测速雷达对惯性导航的高度和速度进行修正,最早是针对月球探测任务提出的^[24]。“嫦娥”系列月球探测器^[25]、“好奇号”^[26]、“天问一号”火星探测器^[27]的软着陆过程均采用了该导航方式,保障了在相对平坦区域的安全着陆。然而,由于这类导航方式难以抑制水平位置的误差累积,故而其很难满足定点着陆的精度要求。这也使得该方法难以应用于复杂未知天体表面的定点着陆任务。

(2) 惯性/天文组合导航:该导航方法具有独立性、隐蔽性高、抗干扰能力强等优势。Ning等^[28]针

对行星探测车的自主导航问题,使用天文导航获得准确的偏航角信息,从而弥补了惯性导航的误差累积,提高了导航的精度和可靠性。文献[29]通过导航星辅助捷联惯导系统,对航天器的速度误差进行校正,并且推导了恒星几何分布与速度误差的关系,进而提出了一种星形优化策略。Wang等^[30]针对星际低推力探测器,提出了一种自主组合导航方法,该方法采用惯性导航系统连续估计探测器的位置和姿态,同时通过X射线的传感器观测脉冲星以减小惯导误差的长期积累。

(3) 惯性/光学组合导航:如前所述,惯性导航具有短期精度高、响应速度快等优势,但在长期运行中会产生误差累积;而光学导航则具有长期稳定性高的优势,但其计算处理速度较慢。因此,二者结合互补,可进一步提高深空探测自主着巡导航的精度和可靠性。文献[31]针对木卫二着陆任务,研究了基于惯导和激光雷达的地形相对导航,仿真结果表明其位置估计精度优于100 m。文献[32]对惯性/视觉导航进行了研究,通过观测先验地标(如陨石坑)特征并结合惯性单元的测量信息,得到探测器的最优运动估计。此外,中国“玉兔”^[33]系列以及“祝融号”^[34]均采用惯性航迹推算与视觉导航结合的方法进行定位。

然而,组合导航方式也存在一定的不足之处。由于使用多种类型的敏感器,组合导航将会增加探测器的质量和体积,也将产生更多的能量损耗,从而可能对硬件设备和整体性能产生影响。同时,组合导航需要重点攻克多源信息融合技术,不仅需要保证多敏感器的空间、时间基准一致,而且需要基于可观性理论对信息来源和组合方式进行优化,从而使得不同导航方式优势互补,提高组合导航的实时性和可靠性,实现真正的高效协同导航。

1.2 自主导航关键理论与技术

在深空探测任务中,自主导航技术作为实现探测器精准着陆与巡视的关键技术,正日益受到重视。与近地空间任务不同,深空任务面临通信延迟大、环境未知性强、任务复杂度高挑战,需要探测器具有更强的自主感知能力。本节将系统梳理自主导航中的关键理论与技术:

1) 导航系统可观性分析

可观性反映了导航系统能否利用有限时间内的观测确定系统状态,是实现深空探测自主导航定位的前提条件。对于线性系统,可观性的判定主要基于Gramian矩阵。而对于一般的非线性系统,可将其线性化后利用可观性理论进行分析。Lee^[35]论证了线性化系

统与原非线性系统在可观性方面的局部一致性,为经典可观性分析方法在实际非线性系统中的应用奠定了理论基础。Cheng等^[36]则直接从非线性系统出发,基于Lie导数的概念,给出了非线性系统的局部弱可观和全局可观的充分必要条件。

然而,多数可观性判定方法只能给出“可观”或“不可观”的结果,对于系统状态可观的程度(可观度)缺乏定量的描述。考虑到系统的可观性矩阵直接反映了观测量与系统状态的联系,因此最常用的方法是利用可观性矩阵条件数的倒数来度量系统的可观度^[37]。通过可观性矩阵的奇异值分解可以得到系统最可观状态的线性组合,从而在一定程度上对系统状态的可观度进行了描述^[38]。此外,从矩阵分析的角度来说,误差方差矩阵或Fisher信息矩阵的行列式、特征值、特征向量等信息都可以用来度量系统状态的可观度^[39]。可观度的量化为探测过程中导航信息的优选提供了理论指导。朱圣英等^[40]针对双体小行星协同探测任务,通过分析系统可观度和轨迹约束,对观测几何构型进行优化,从而使探测器在沿设定轨迹飞行时取得最优导航性能。李嘉兴等^[41]基于可观性矩阵建立可观度指标,并以此作为系统可观度描述,从而实现了序列图像中的观测陆标优选。

2) 图像关键点提取与特征匹配

基于图像的视觉导航在实现地外天体自主着巡导航方面具有巨大潜能。其中图像关键点提取与特征匹配是实现自主视觉导航的关键问题。上述2种关键技术的详细介绍如下:

(1) 图像关键点提取:图像关键点是指在局部邻域内检测到的具有显著特征的点,通常通过局部区域的特征向量进行描述。现有图像关键点提取方法主要依据特征描述子和深度神经网络。基于特征描述子的关键点提取包含尺度不变特征转换(Scale Invariant Feature Transform, SIFT)算法和稳定特征加速算法(Speeded Up Robust Features, SURF)。SIFT方法^[42]在尺度空间中搜索极值点,通过比较邻近位置与尺度的像素值,确定潜在关键点,该方法具有良好的尺度不变性、旋转不变性,并在一定程度上对仿射变换、光照变化和噪声具有鲁棒性,但是其计算效率较低,实时性不高。SURF方法^[43]是对SIFT方法的改进,其利用积分图和盒式滤波器提升计算效率,避免了多次图像缩放、提高了计算速度。基于深度神经网络的关键点提取方法采用数据驱动方式提取特征。Gurin等^[44]利用卷积神经网络分析和检测图像关键点,其研究结果强调了光照和帧率优化的对于性能提高的重要

性。文献[45]则针对低亮度环境, 设计了一个自监督的鲁棒关键点检测深度神经网络, 创建伪标记数据集以提高检测可重复性。

(2) 特征匹配: 早期特征匹配方法主要依赖稠密特征描述符与空间正则化策略来实现匹配过程。随着应用场景日益复杂, 近年来涌现出一系列基于学习的特征匹配方法, 主要包括基于邻域一致性的匹配方式, 以及采用“粗匹配-精匹配”策略的两阶段匹配方法。基于邻域一致性的方法通过比较相邻匹配之间的距离或角度, 或者通过计算某个图像区域中一致匹配的数量, 采用比例不变或正则图像网格实现全局匹配决策, 在消除随机误匹配和局部重复模式歧义方面非常有效。然而, 邻域一致性方法通常需要大量内存, 难以扩展到更高分辨率图像的精准匹配任务, 因此发展出“粗匹配+精匹配”的两级图像特征匹配方法。基

于Transformer的局部特征检测器可以在粗层级实现像素级的稠密匹配, 并在细层级对高质量匹配结果进行精细优化^[46]。稀疏NCNet在其基础上做出了进一步改进, 采用两阶段匹配方式, 利用粗重定位的结果引导细重定位过程, 从而显著减小了计算开销^[47]。

3) 位姿估计

空间环境的复杂性、载体的动态特性、传感器精度的限制以及先验知识的局限, 都会引入模型不确定性, 进而影响导航性能。通过优化状态估计器设计以抑制模型不确定性、提升导航精度, 已成为自主导航研究领域的热点问题。常用的状态估计方法有扩展卡尔曼滤波器^[48]、无迹卡尔曼滤波器^[49]、粒子滤波器^[50]、鲁棒滤波器^[51]、自适应滤波器^[52]、多模型自适应估计算法^[53]等。表2汇总了当前导航研究中广泛采用的主要状态估计方法, 并对其性能特点进行了比较分析。

表 2 自主导航系统中常用状态估计器及其特点

Table 2 Commonly used state estimators and their characteristics in autonomous navigation systems

序号	名称	设计方式	性能特点	局限性
1	扩展卡尔曼滤波器 (EKF)	基于估计误差方差最小的准则设计滤波方程	适用于系统模型足够精确的场景	由于舍去泰勒级数高阶项, 导致滤波精度降低
2	无迹卡尔曼滤波器 (UKF)	采用无迹变换技术由确定的样本点计算随机变量的统计信息	没有高阶项的截断误差, 导航精度高	不适用于非高斯噪声的非线性系统
3	粒子滤波器 (PF)	对满足特定分布特征的粒子离散加权计算, 获得后验概率密度	对非高斯噪声、非线性导航系统的滤波性能更好	存在粒子退化现象, 即权值两极分化, 浪费计算资源, 影响估计结果
4	鲁棒滤波器	将有关模型不确定性的先验知识用于状态估计器优化, 使得模型不确定性对状态估计的影响最小化	受先验不确定性模型影响大	如果不确定性模型选择不恰当, 会导致滤波器设计过于保守, 造成估计精度降低
5	自适应滤波器	设计自适应律对模型参数进行在线估计	能够根据环境或输入信号的变化自动调整自身参数	受模型参数估计和状态估计误差的综合影响, 使得整体的闭环稳定性在理论上得不到保证
6	多模型自适应估计算法 (MMAE)	通过模型集来描述模型不确定性, 基于模型集中的各个模型分别设计滤波器, 以各个并行滤波器状态估计值加权并作为最终状态估计值	在模型集中的某个模型与实际系统一致时, MMAE能够取得优于传统EKF的估计精度	需针对模型不确定性的不同来源和建立多个模型表征, 算法复杂度高

综合考虑高精度位姿估计的需求与现有方法的不足, 如何合理融合传感器观测、系统模型和先验信息, 并降低计算复杂度, 是高效位姿估计研究的核心挑战。在非线性随机系统状态估计领域, 融合扩展卡尔曼滤波器的非线性估计能力与强化学习方法的自主决策能力, 已成为提升复杂动态环境下适应性与鲁棒性、突破传统方法局限性的重要手段之一。通过引入强化学习方法, 状态估计器能够与环境进行动态交互, 从而实现估计模型或参数的自适应选择, 并在实际应用过程中不断优化估计精度, 有效提升导航系统在模型不确定性影响下的稳定性与鲁棒性。

4) 路径规划

在深空环境中, 基于位姿估计信息进行安全路径规划, 是巡视器躲避危险区域、完成天体表面巡视任务的重要环节, 其规划结果直接影响巡视器任务执行

的效率与安全性。对于这一问题, 较为常用的路径规划算法为A*算法^[54]和Dijkstra算法^[55]。NASA的“索杰纳号”(Sojourner)火星车采用Morphin算法^[56], 将全局路径规划和基于栅格地形图的局部路径规划相结合, 根据前方障碍分布信息搜索若干条备选弧形路线, 从而实现火星车路径规划。“勇气号”(Spirit)火星车主要采用人机交互方式, 结合A*算法完成路径规划; 而“好奇号”火星车则装备了AEGIS导航软件, 可实现无需人工干预的自主路径规划。中国“祝融号”火星车的GNC分系统在“玉兔二号”月球车自主局部避障规划技术基础上, 增加了对全局适宜度地图的地形评估算法, 实现了长距离安全探测。随着人工智能及机器学习技术的快速发展, 基于学习的路径规划方法近年来也受到了广泛关注。文献[57]详细回顾了利用深度强化学习提高路径规划训练效率的方法, 并总结了当前

路径规划应用实践的局限性。

5) 系统误差补偿

系统误差补偿指通过对传感器误差 (如温度漂移) 进行预先校准与补偿, 有效减小测量噪声方差, 进而提高导航滤波算法的收敛速度与状态估计精度。当前, 深空探测领域的导航系统误差补偿研究主要集中于天文导航, 下面将基于不同的导航基准进行概述。

目前最常用的天文导航方式通常以恒星或地球为定位基准。文献[58]针对恒星敏感器的低频误差校准问题开展了深入研究, 将低频误差建模为傅里叶级数, 并通过估计其系数有效提升了自主导航精度。魏春岭等^[59]针对紫外地球敏感器建立了测量模型, 提出了一种基于姿态机动的偏差自校正方法, 实现了对系统误差的有效补偿。季玮等^[60]采用最小二乘法对星敏感器和地球敏感器的系统误差进行标定, 并通过卡尔曼滤波消除噪声, 从而提高观测精度。

将X射线脉冲星作为基准的天文导航方式在深空自主导航领域具有广阔的应用前景, 众多学者围绕其系统误差补偿问题开展了大量研究工作。X射线脉冲星导航的主要系统误差类型及其影响形式如表3所示。目前, 该领域系统误差的补偿方法可分为两类: 扩展状态法、历元差分法^[61]。对于扩展状态法, 文献[62]将系统误差视为增广状态, 从而有效处理了系统偏差, 实现了航天器位置和速度的精准估计。武瑾媛等^[63]针对火星探测器编队的相对导航问题, 以增广状态引入火星和地球引力作用影响的差值, 从而有效补偿了系统误差, 提高了导航精度。在历元差分法方面, 针对脉冲星系统误差提出的时间差分导航方法, 可将探测器观测同一颗脉冲星得到的不同时刻TOA进行差分, 进而提升导航定位精度^[64]。针对火星着陆进入段导航, 文献[65]提出了多普勒测速+时间差分脉冲星导航结合的组合导航方式, 从而提高探测器着陆过程的导航精度, 并且结合火星科学实验室的一个导航场景验证了方案的可行性和导航准确性。

表3 X射线脉冲星导航的系统误差^[61]

Table 3 Systematic errors in X-ray pulsar navigation^[61]

序号	名称	影响形式
1	地球位置误差	短期内为常值
2	脉冲星角位置误差	短期内为常值
3	脉冲星距离误差	短期内为常值
4	模板波形误差	始终常值
5	星载原子钟误差	短期内为常值

2 地外天体着巡制导与控制技术

在探测器着陆过程中, 制导技术发挥着引导探测

器接近目标区域、提高着陆精度的重要作用。同时, 姿态控制技术通过保持探测器本体轴的正确指向, 有效提升了着陆过程的安全性。本节将依次介绍深空探测器着陆过程中的轨迹跟踪制导、闭环反馈制导以及姿态控制等方面的国内外最新研究进展。

2.1 轨迹跟踪制导

轨迹跟踪制导是一种典型的两阶段制导策略, 第一阶段利用规划算法生成参考轨迹, 通常称为轨迹优化; 第二阶段通过设计合适的制导律实现对参考轨迹的精确跟踪。

1) 轨迹优化

对于轨迹跟踪制导的第一阶段, 常用的轨迹优化方法有:

(1) 多项式法。该方法将探测器的加速度表示为关于时间的多项式函数, 对其积分后依次得到速度和位置信息, 并结合轨迹边界条件求解多项式中的未知系数, 从而完成轨迹设计。“阿波罗”(Apollo) 登月计划曾经采用多项式方法解决了轨迹优化问题^[66]。Yan等^[67]应用多项式方法与生成集搜索技术, 获得了满足燃料最优性和特定约束条件的参考轨迹, 并利用径向神经网络拟合系统未建模动态, 解决了小行星柔性着陆器的位置-姿态耦合控制问题。

(2) 直接法。该方法通过对控制变量和状态变量进行时间离散化, 将原始连续优化问题转化为大规模非线性规划(NonLinear Programming, NLP)问题, 并借助相应的NLP算法进行求解。依据不同的时间离散方式, 直接法可分为打靶法、微分包含法以及配点法。伪谱法是配点法的一种, 在轨迹优化中因其高效、高精度、易于处理非线性约束等优势被广泛采用。根据配点位置选择的不同, 伪谱法又可分为Legendre伪谱法、Radau伪谱法、Gauss伪谱法及Chebyshev伪谱法等^[68]。柯森钢等^[69]采用Gauss伪谱法成功求解了两级火星上升器的多阶段耦合燃料最优轨迹规划问题。Hu等^[70]在应用Gauss伪谱法的基础上, 构建了系统的一个随机动力学模型, 以考虑小行星软着陆过程中可能出现的各种扰动与不确定性, 同时在优化指标中引入了协方差项来刻画不确定性, 从而降低各类不确定因素对着陆轨迹精度的影响。

(3) 间接法。该方法通过庞特里亚金最大值原理或动态规划推导出最优性条件, 最终将轨迹优化转化为两点边值问题进行求解。其具有优化参数少、计算量小等优点, 但其收敛性易受到协态初值影响。Yang等^[71]应用同伦法求解了Bang-Bang控制的小行星软着陆燃料最优问题, 通过一个由1逐渐变为0的参数将易收敛的

能量最优问题逐步迭代求解至较难收敛的燃料最优问题。Lu等^[72]通过间接法求解了3种不同终端约束下的行星软着陆燃料最优轨迹, 并通过理论证明了推力大小呈Bang-Bang结构。Ren等^[73]将可靠性优化方法引入到同伦法求解的小行星软着陆轨迹规划问题中, 从而降低了小行星引力场不确定性对优化结果的影响。

凸优化方法。此类方法具备计算效率高、约束处理能力强、全局精确解可获得等优势, 故在行星软着陆轨迹优化任务中得到了广泛应用。文献[74]基于松弛及变量代换等方法, 对火星表面软着陆问题中的非凸约束进行了适当放宽, 并采用凸优化方法获得了燃料最优轨迹。Yang等^[75]采用凸优化方法求解下降阶段的燃料最优问题, 通过将高度而非时间作为系统模型的自变量, 实现了终端时间自由的下降轨迹优化。在小天体着巡任务中, 结合凸优化方法与多面体模型方法, 可获得小天体附近的重力加速度表达式, 进而求解参考轨迹。Pinson等^[76]基于椭球体小行星模型的球谐函数重力表达式, 将上一代轨迹各点处的重力加速度作为输入, 迭代进行凸优化以生成下一代轨迹, 直至满足精度要求。Yang等^[77]针对小行星最短时间软着陆问题, 建立了最小化着陆时间与最小化着陆误差之间的等价关系, 并结合二分法进行多次迭代, 实现了对最短着陆时间的高效搜索。

一些问题中存在难以凸化的强非线性约束, 通常采用序列凸优化方法进行求解。该方法在初始猜测轨迹或上一次迭代轨迹处使用一阶泰勒公式对非凸约束进行线性近似, 进而使用凸优化方法迭代求解, 直至相邻两次轨迹的差别足够小。初彦峰等^[78]应用序列凸优化方法处理高度非线性的系统模型及相关约束, 并在性能指标中加入信赖域与虚拟控制项以减小相邻两代轨迹间的差别, 从而保证线性化精度并增强算法收敛性。Szmuk等^[79]应用序列凸优化方法成功求解了火星软着陆六自由度轨迹优化问题。同样面向火星软着陆场景, 文献[80]通过变量代换等方法将时间转化为优化变量, 基于序列凸优化方法实现了终端时间自由的最优轨迹求解。文献[81]提出了一种神经凸优化框架, 将基于深度神经网络的重力模型集成到缩减空间序列凸优化中, 从而实现小行星着陆的高效、高精度轨迹生成。

2) 轨迹跟踪

对于轨迹跟踪制导的第二阶段, 常见的制导方法为滑模控制和模型预测控制, 二者的特点与研究现状如下:

(1) 滑模控制方法。该方法通过设计滑模面来描述期望的系统动态, 进而设计趋近律使得系统状态收

敛至滑模面, 最终实现对参考轨迹的跟踪。滑模控制的核心思想由趋近律和控制律构成, 具有设计简单、抗干扰能力强的优点, 但其存在难以彻底消除的抖振问题。对于小行星着陆问题, 崔祐涛等^[82]基于相对视线设计了线性滑模面及相应的指数趋近律, 从而实现了多项式参考轨迹的精确跟踪。Liaw等^[83]采用了一种无抖振的连续滑模趋近律, 完成了小天体软着陆轨迹跟踪。Li等^[84]针对小行星软着陆轨迹跟踪问题, 提出了一种模糊快速终端滑模控制方法, 通过动态调整控制量中等效项与切换项的权重以减少抖振。文献[85]将轨迹跟踪转化为对预先设计的阻力加速度的跟踪, 并引入了有限时间扰动观测器, 从而实现了火星飞行器的复合快速非奇异终端滑模控制。Guo等^[86]设计了一种多幂次滑模趋近律, 同时结合线性滑模面跟踪由ZEM/ZEV方法得到的火星软着陆参考轨迹。对于火星软着陆燃料最优问题, 张瑶^[87]设计了一种离散形式的指数-变速趋近律以减小抖振并加速收敛。

(2) 模型预测控制方法。模型预测控制 (Model Predictive Control, MPC) 通过优化未来一段时间内的系统行为来实现控制目标, 因其在线滚动优化快、自然约束处理能力强而受到广泛关注。其原理框图如图2所示。面向行星探测场景, Huang等^[88]采用间接法与微分变换法实现优化阶段的快速求解, 从而完成了基于MPC的火星大气进入段轨迹跟踪制导。Ge等^[89]针对火星着陆动力下降段, 提出了扩张状态观测器和模型预测控制相结合的制导方法, 一方面通过扩张状态观测器估计环境误差并补偿, 另一方面通过模型预测控制生成下降轨迹, 从而共同完成着陆任务。针对小天体探测, Tiwari等^[90]提出了一种自适应MPC方法, 该方法采用非线性模型预测控制与简化小行星模型, 计算得到能够粗略跟踪参考轨迹的控制指令并实现避障, 进而通过自适应方法对控制指令进行实时修正, 从而提高制导律对模型不确定性的适应能力与扰动抑制能力。Leeuwen等^[91]针对小行星着陆过程设计了基于扩展卡尔曼滤波的MPC方法, 使得探测器在重力不确定性及测量误差下仍可跟踪期望轨迹, 同时保持探测器对目标表面标记物的可见性。

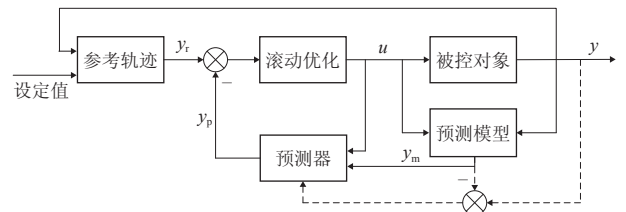


图2 模型预测控制原理框图

Fig. 2 Block diagram of model predictive control principle

2.2 闭环反馈制导

闭环反馈制导基于探测器当前状态与目标状态之间的误差动态生成制导指令, 进而完成预定着陆任务。与轨迹跟踪制导方法相比, 闭环反馈制导虽然丧失了一定的燃料最优性, 但在环境适应能力和鲁棒性方面具有明显优势。常用的闭环反馈制导方法如下, 其特点及应用对比如表4所示。

表4 闭环反馈制导方法对比

Table 4 Comparison of closed-loop feedback guidance methods

制导方法	基本原理	优势	局限性	应用场景
Lambert制导	基于Lambert问题求解速度矢量并跟踪	轨道转移能力强 工程验证成熟	频繁求解 Lambert问题 计算复杂度高	脉冲推力 行星上升、 轨道交会
自适应迭代制导	迭代规划剩余飞行时间, 并基于最优控制角实时修正	鲁棒性较强 适用范围广	迭代计算复杂度高 燃料最优性有限	运载火箭主动段精确入轨、火箭动力回收
ZEM/ZEV制导	变分法推导最优反馈律, 最小化控制加速度	近似燃料最优性 兼顾能量与避障	模型依赖性较强 规划算法设计复杂	火箭动力下 着陆、导弹 末制导

Lambert制导。该方法在每个制导周期内求解Lambert问题得到速度矢量, 并通过控制技术对此速度矢量进行跟踪。Anzalone等^[92]结合Lambert制导与能量管理制导方法帮助发动机消耗掉多余的燃料, 解决了火星上升器固体发动机启动后不可关机的问题。郭敏文等^[93]针对火星上升器的入轨段, 将Lambert制导得到的控制量与参考轨迹的控制量进行加权, 从而得到了更好的制导效果, 提高了制导精度。

自适应迭代制导。该方法在传统闭环制导的基础上, 在每个迭代周期内依据终端目标与飞行器当前状态解算剩余飞行时间, 进而得到最优控制角并对轨迹进行实时修正。自适应迭代制导能够在初始状态与标称值存在较大偏差的情况下实现高精度入轨, 具有较强的鲁棒性。王颖等^[94]针对多目标发射任务设计了迭代制导方法。何勇等^[95]在经典迭代制导算法的基础上提出自适应预测补偿算法, 根据预测的参考模型对参数进行补偿, 并依据补偿后的终端指标重新规划飞行轨迹, 进而提升迭代制导对入轨参数偏差或终端程序角的修正能力。宋春等^[96]针对火星上升器设计了一种自适应迭代制导方法, 在推力大小不变的情况下实时求解满足目标终端约束的最优控制角。

ZEM/ZEV制导。零控位移偏差/零控速度偏差 (Zero-Effort-Miss/Zero-Effort-Velocity, ZEM/ZEV) 方法通过变分法推导最优反馈制导律, 进而最小化任务过程中控制加速度的大小, 具有近似的燃料最优性。

其基本原理如图3所示。Guo等^[97]针对小行星着陆与拦截问题, 根据不同终端状态约束提出了相应的3种ZEM/ZEV制导律。Wang等^[98]针对目标着陆点变化的小行星表面自主转移问题, 设计了基于ZEM/ZEV的再着陆制导方法, 并使用433 Eros小行星模型对该方法进行了模拟。Guo等^[99]针对火星软着陆动力下降段, 为避免ZEM/ZEV全程制导可能导致的探测器提前撞击火表的问题, 引入路径点并通过优化方法将轨迹分为两部分完成制导。

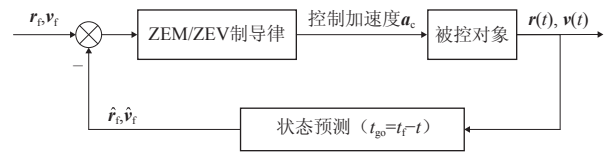


图3 ZEM/ZEV制导原理框图

Fig. 3 Block diagram of ZEM/ZEV guidance

2.3 姿态控制

在着巡任务中, 探测器的位置与速度快速变化, 同时推力执行机构不断工作与调整, 可能产生较大的干扰力矩, 导致探测器振动及姿态变化。对于使用液体推进剂的探测器, 振动或姿态变化过程中推进剂的晃动可能导致探测器质心位置发生改变, 从而影响整体制导与控制过程。因此对于地外天体探测任务, 不仅需要保证探测器的位置与速度符合要求, 而且需要控制其姿态以保证安全。

基于相平面的姿态控制方法通过绘制关于姿态变量及角速度的相平面图, 针对图中不同区域设计不同的控制策略, 从而使探测器的姿态能够从任意初始值收敛至期望状态。其基本原理如图4所示。

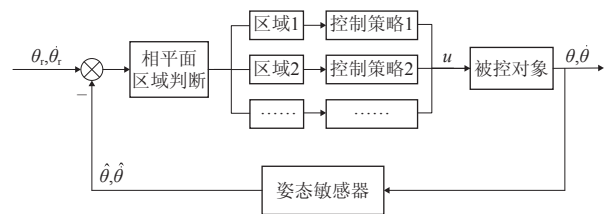


图4 相平面法原理框图

Fig. 4 Block diagram of phase plane method

美国“阿波罗”登月器的着陆姿态控制策略结合了相平面法与PD控制方法, 实现了大角度偏差快速机动、小角度偏差精细调整^[100]。美国的“火星科学实验室 (Mars Science Laboratory, MSL)”软着陆任务也采用了上述姿态控制方法, 通过PWM脉宽调制技术将控制量转化为可执行的喷气指令, 从而有效抑制振动并节省燃料^[101]。

中国的“嫦娥三号”月球软着陆探测任务设计了一种分区四元数姿态控制方法, 根据探测器当前姿态偏差大小将相平面划分成内区与外区: 外区将期望角速度设为反向常值, 从而令姿态偏差快速回到内区; 内区将期望角速度设为误差的反向正比例函数, 从而使角速度与姿态误差同时收敛到零^[102]。Hu等^[103]在相平面法基础上引入了快速在线扰动力矩估计器与前馈补偿、执行机构在线故障检测与重新配置, 从而有效提高了控制方法的可靠性。

3 深远空间自主着巡挑战与未来展望

3.1 自主导航技术面临的挑战与未来展望

随着空间科学探索的前沿由月球和火星逐步延伸至木星及更远的深空区域, 着巡探测的自主导航能力需要达到更高的要求, 同时也面临更加严峻的挑战, 具体总结如下。

1) 未知条件下的复杂环境挑战

地外天体表面的复杂非结构环境以及可能存在的高不确定性大气环境是深远空间自主着巡导航的首要挑战。未来的深远空间着巡任务倾向于探测星表陨石坑、山脉等复杂地形地貌以更好地研究天体的形成与演化历程。然而, 异构多样的形貌特征为探测器着巡任务的安全性和可靠性带来挑战。并且, 部分天体可能存在类似于火星、金星表面的复杂大气环境, 其未知高动态特性将显著影响着巡导航精度。综上所述, 未知的复杂天体环境对于寻找合适着陆点、感知周边环境、规划避障路线等多种着巡任务都会产生明显影响, 为实现探测器的自主着巡导航带来显著挑战。

2) 欠观测下的自主导航挑战

在深远空间着巡任务中, 受发射能力等因素的制约, 探测器的质量、功耗、体积及携带的导航敏感器均非常受限。同时由于距离远、通信时间长, 探测器难以使用地面站测控信息, 因此深远空间着巡探测器为典型的欠观测系统。并且, 敏感器在深远空间的观测效果受空间光照条件、目标特性的影响大, 观测量不连续, 难以直接获取完备导航信息, 导航系统的可观度弱。因此, 亟需研究欠观测下的自主导航理论方法, 例如导航系统的可观度优化与观测规划方法, 从而实现不完备观测条件下的高效导航信息获取。

3) 先验知识欠缺下的位姿估计挑战

深远空间天体表面环境复杂、缺少确知信标、测量不确定性强, 基于预先装载的导航模型进行位姿估计难以满足精度要求。因此, 需要根据任务场景的变化, 通过与环境的交互对导航模型进行自适应调整,

从而在线优化位姿估计模型。导航滤波方法是探测器位姿估计的关键技术。针对深远空间自主着巡任务的导航需求, 需持续推进数据处理算法的优化迭代, 深入研究高效适配的导航滤波算法, 从而实现对探测器状态参数的精准估计, 有效抑制累积误差, 提升导航系统的整体性能。

近年来人工智能的迅速兴起与发展为深远空间自主着巡导航提供了更多可能。目前用于图像处理神经网络已经得到深度研究, 这将显著助力基于视觉的自主导航技术的发展。强化学习方法及其应用为导航滤波和状态估计的优化提供了新的解决方案。此外, 智能方法的引入将会提高星载系统的实时决策能力, 有助于节省计算资源、提高计算效率。因此, 未来深远空间自主着巡导航与智能技术的深度结合是十分具有发展潜力的研究方向。

3.2 制导控制技术面临的挑战与未来展望

目前针对月球、火星等场景深空探测器的制导与控制技术研究已经取得一定成果, 然而, 由于深远空间着巡任务所处的环境更加复杂、机载计算机算力受限等原因, 仍需对探测器精确动力学建模、复杂约束下的实时轨迹优化技术、系统故障识别与容错控制技术等进行深入研究。以下针对上述技术挑战分别进行阐述, 并对其未来发展进行展望。

1) 探测器精确动力学建模挑战

在深远空间着巡探测任务中, 探测器所处环境引力场复杂, 且可能存在大气阻力、环境尘埃等扰动, 因此有必要对其动力学特性进行精确建模, 从而提高任务安全性、提升制导精度。

探测器的精确动力学建模可考虑采用多源数据融合技术, 通过整合不同敏感器获得的数据, 构建时空上协调一致的系统状态与环境联合模型, 从而为探测器提供更具有鲁棒性的动力学信息。物理信息神经网络(Physics-Informed Neural Networks, PINN)是一类将动力学方程、边界条件与物理规律显式嵌入神经网络训练过程的建模方法。该方法在损失函数中引入控制方程作为约束条件, 能够在数据稀疏或观测不完全的情况下通过学习得到满足物理一致性的系统行为。Martin等^[104]利用PINN对地球和月球之间的引力场进行建模, 旨在突破传统解析法生成的引力模型在应用中的局限性, 这类尝试为引力场建模提供了新的思路。该方法在小天体非均匀引力场建模方面具有良好的扩展应用潜力, 值得进一步探索。

2) 复杂约束下的实时轨迹优化技术挑战

目前的轨迹优化方法存在计算量大、实时性差等

问题,因此大多数优化算法为离线求解。这意味着在面对障碍物移动等突发状况时,探测器无法及时对轨迹进行调整,从而面临任务失败的风险。同时,对于深远空间探测场景,长达数分钟及以上的通信延迟使得探测器的导航难以获得地面站的支持。在线轨迹优化方法能够根据当前状态修正因执行误差引起的轨迹偏离,防止任务中断,从而提升系统的自主性与鲁棒性。因此具备良好实时性和自适应能力的在线实时轨迹优化成为当前亟需深入研究的重要方向。

3) 系统故障识别与容错控制技术挑战

深远空间探测器的控制系统较为复杂且工作于未知无人环境,如果某些部件无法正常工作,可能对探测任务造成十分严重的影响。因此,一方面要完善控制系统的设计,提高部件的可靠性,并尽量携带多余的部件备份;另一方面要增强控制系统各部件的故障识别技术,并在出现故障时快速切换控制策略或启动备份部件,从而提高系统的可靠性,提升任务成功率。

针对系统的故障识别,目前存在基于模型的方法、基于数据的方法、基于知识的方法,但均具有一定的局限性^[105]。基于模型的方法需要准确的数学模型;基于数据的方法依赖于历史数据的数量与质量;基于知识的方法对于未出现过或经验不足的故障缺乏诊断能力。

容错控制技术可分为主动容错和被动容错两大类^[106]。其中主动容错控制需要结合故障诊断技术,根据故障诊断的结果选择不同的控制策略;被动容错不依赖于故障诊断,而是将故障看作一种扰动,主要通过设计容错控制律并利用其自身鲁棒性来抑制故障对控制效果的影响。然而被动容错控制也存在不足,其自适应能力比较有限。

综上所述,由于现有技术体系与深远空间环境的适配性不足等原因,面对深远空间自主着巡任务的高可靠性要求,系统故障识别与容错控制技术还有很大发展空间。

4 结束语

在多种类型的深远空间探测活动中,着陆和巡视探测是获取天体特性和科学数据最直接、最有效的途径,是当前和未来深远空间探测领域的发展重点。自主导航、制导与控制技术是实现深远空间着巡的关键一环,其理论发展和工程应用对于未来探测任务的顺利实施至关重要。

火星、小天体、彗星等方面对现有深远空间着巡任务为未来的深远空间自主着巡探测积累了宝贵的技

术基础和实践经验,本文针对上述地外天体探测中的自主导航和制导控制技术分别进行了分类综述,并对现有方法及其发展情况进行了总结;依据现有方法的局限性针对深远空间着巡任务提炼出了亟待攻克的技术难题,同时对未来导航、制导与控制技术的发展趋势进行了展望。

21世纪以来,世界航天发展迅速,人类对宇宙的认知不断拓展,对深远空间的探索愈发深入。深远空间自主着巡导航、制导与控制技术的不断发展与进步将加快人类太空探索的步伐,揭示更多宇宙奥秘。

参考文献

- [1] 黄翔宇,徐超,郭敏文.地外天体软着陆自主导航与控制技术研究进展[J].深空探测学报(中英文),2024,11(1):3-15.
HUANG X Y, XU C, GUO M W. Research progress of autonomous navigation and control technology for extraterrestrial soft landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(1): 3-15.
- [2] 徐哲宇,谷德峰,杜兰,等.地月空间导航技术综述[J].导航定位与授时,2025,12(1):1-13.
XU Z Y, GU D F, DU L, et al. A review of cislunar space navigation technology[J]. Navigation Positioning and Timing, 2025, 12(1): 1-13.
- [3] 强祺昌,林宝军,刘迎春,等.深空探测自主导航技术综述[J].导航与控制,2023,22(1):19-32.
QIANG Q C, LIN B J, LIU Y C, et al. Review of autonomous navigation technology for deep space exploration[J]. Navigation and Control, 2023, 22(1): 19-32.
- [4] LIU J, FANG J C, LIU G. Solar frequency shift-based radial velocity difference measurement for formation flight and its integrated navigation[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 30(5): 04017049.1-04017049.10.
- [5] 张伟,陈晓,尤伟,等.光谱红移自主导航新方法[J].上海航天,2013,30(2):32-33,38.
ZHANG W, CHEN X, YOU W, et al. New autonomous navigation method based on redshift[J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(2): 32-33, 38.
- [6] 尤伟,张伟,马广富.深空天文测速自主导航速度矢量合成误差传递分析[J].中国惯性技术学报,2017,25(3):338-342.
YOU W, ZHANG W, MA G F. Analysis on error propagation in velocity vector synthesis of deep-space celestial autonomous navigation based on radial velocity measurement[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(3): 338-342.
- [7] DOWNS G S. Interplanetary navigation using pulsating radio sources: NASA-CR-140398[R]. USA: NASA, 1974.
- [8] LI T P, XIONG S L, ZHANG S N, et al. Insight-HXMT observations of the first binary neutron star merger GW170817[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2018, 61: 1-8.
- [9] ZHENG S J, ZHANG S N, LU F J, et al. In-orbit demonstration of X-ray pulsar navigation with the Insight-HXMT satellite[J]. The Astrophysical Journal Supplement Series, 2019, 244(1): 1-10.
- [10] STRIEPE S A, EPP C D, ROBERTSON E A. Autonomous precision

- landing and hazard avoidance technology (ALHAT) project status as of May 2010[C]//Proceedings of International Planetary Probe Workshop 2010. Barcelona, Spain: [s. n.], 2010.
- [11] JOHNSON A E, SAN MARTIN A M. Motion estimation from laser ranging for autonomous comet landing[C]//Proceedings 2000 ICRA. Millennium Conference. [S. l.]: IEEE, 2000.
- [12] 王志文, 张洪华, 于洁, 等. 嫦娥六号着上GNC高可信飞控系统设计与验证[J]. *空间控制技术与应用*, 2024, 50(6): 34-41.
- WANG Z W, ZHANG H H, YU J, et al. Design and verification of high reliability flight control system for Chang'e-6 lander and ascender GNC[J]. *Aerospace Control and Application*, 2024, 50(6): 34-41.
- [13] HINES G D, AMZAJERDIAN F, GRAGOSSIAN A, et al. Demonstration of navigation doppler lidar capabilities onboard the first commercial lunar lander[C]//Proceedings of AIAA SCITECH 2025 Forum. [S. l.]: AIAA, 2025.
- [14] GRAF J E, ZUREK R W, EISEN H J, et al. The Mars reconnaissance orbiter mission[J]. *Acta Astronautica*, 2005, 57(2-8): 566-578.
- [15] MAKI J N, GRUEL D, MCKINNEY C, et al. The Mars 2020 engineering cameras and microphone on the perseverance rover: a next-generation imaging system for Mars exploration[J]. *Space science reviews*, 2020, 216(8): 137.
- [16] CHENG Y, ANSAR A. Landmark based position estimation for pinpoint landing on Mars[C]//Proceedings of the 2005 IEEE International conference on Robotics and Automation. [S. l.]: IEEE, 2005.
- [17] LIGHTSEY E G, MOGENSEN A E, BURKHART P D, et al. Real-time navigation for Mars missions using the Mars network[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(3): 519-533.
- [18] 王大轶, 李茂登, 黄翔宇. 火星进入段自主导航技术研究综[J]. *空间控制技术与应用*, 2016, 42(5): 1-7, 41.
- WANG S Y, LI M D, HUANG X Y. Review of the Mars atmospheric entry autonomous navigation technology[J]. *Aerospace Control and Application*, 2016, 42(5): 1-7, 41.
- [19] 崔平远, 窦强, 高艾. 火星大气进入段通信“黑障”问题研究综述[J]. *宇航学报*, 2014, 35(1): 1-12.
- CUI P Y, DOU Q, GAO A. Review of communication blackout problems encountered during Mars entry phase[J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(1): 1-12.
- [20] MORABITO D D. The spacecraft communications blackout problem encountered during passage or entry of planetary atmospheres[J]. *IPN Progress Report*, 2002, 1: 142-150.
- [21] 韩婷婷, 史弦, 简念川, 等. 火星全球导航卫星系统(英文)[J]. *航天器工程*, 2011, 20(2): 14-19.
- HAN T T, SHI X, JIAN N C, et al. Preliminary design of the constellation distribution for a proposed Mars GNSS[J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, 20(2): 14-19.
- [22] KOKTAS E, BAŞAR E. Communications for the planet Mars: Past, present, and future[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2024, 39(9): 216-258.
- [23] 吴伟仁, 李骥, 黄翔宇, 等. 惯导/测距/测速相结合的安全软着陆自主导航方[J]. *宇航学报*, 2015, 36(8): 893-899.
- WU W R, LI J, HUANG X Y, et al. INS / rangefinder / velocimetry based autonomous navigation method for safe landing[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(8): 893-899.
- [24] KRIEGSMAN B A. Radar-update inertial navigation of a continuously-powered space vehicle[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1966, AES-2(4): 549-565.
- [25] ZHANG H, LI J, WANG Z, et al. Guidance navigation and control for Chang'e-5 powered descent[J]. *Space: Science & Technology*, 2021, 2021(7): 1-15.
- [26] CHEN C W, POLLARD B D. Radar terminal descent sensor performance during mars science laboratory landing[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(4): 1208-1216.
- [27] 徐李佳, 王晓磊, 冯士伟, 等. 天问一号探测器高动态着陆惯导系统设计与试验[J]. *宇航学报*, 2022, 43(1): 30-35.
- XU L J, WANG X L, FENG S W, et al. Design and test of Tianwen-1 probe high dynamic landing inertial navigation system[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(1): 30-35.
- [28] NING X, GUI M, XU Y Z, et al. INS/VNS/CNS integrated navigation method for planetary rovers[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 48: 102-114.
- [29] HUANG Y Q, YANG Y Q, YANG H N. Optimization strategy of navigation star selection for Doppler Velocity of the Star (DVS) aided SINS integrated navigation[J]. *IEEE Internet of Things Journal*, 2025, 12(15): 29318-29325.
- [30] WANG Y, ZHENG W, SUN S, et al. Autonomous navigation method for low-thrust interplanetary vehicles[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 29(1): 04015009.1-04015009.9.
- [31] HEWITT R A, SETTERFIELD T P, TRAWNY N. LiDAR-Based map relative localization performance analysis for landing on Europa[C]//Proceedings of 2021 IEEE Aerospace Conference (50100). [S. l.]: IEEE, 2021.
- [32] TRAWNY N, MOURIKIS A I, ROUMELIOTIS S I, et al. Vision - aided inertial navigation for pin - point landing using observations of mapped landmarks[J]. *Journal of Field Robotics*, 2007, 24(5): 357-378.
- [33] 刘传凯, 王保丰, 王镓, 等. 嫦娥三号巡视器的惯导与视觉组合定姿定位[J]. *飞行器测控学报*, 2014, 33(3): 250-257.
- LIU C K, WANG B F, WANG J, et al. Integrated INS and vision-based orientation determination and positioning of CE-3 lunar rover[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 014, 33(3): 250-257.
- [34] 王镓, 李达飞, 何锡明, 等. 基于多源影像的“祝融号”火星车高精度定位[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2022, 9(1): 62-71.
- WANG J, LI D F, HE X M, et al. High precision localization of Zhurong rover based on multi-source images[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2022, 9(1): 62-71.
- [35] LEE E B, Markus L. Foundations of optimal control theory[M]. New York: Wiley, 1967.
- [36] CHENG D, DAYAWANSA W P, MARTIN C F. Observability of systems on Lie groups and coset spaces[J]. *SIAM journal on control and optimization*, 1990, 28(3): 570-581.
- [37] CHEN Z. Local observability and its application to multiple measurement estimation[J]. *IEEE transactions on Industrial Electronics*, 1991, 38(6): 491-496.

- [38] 黄翔宇, 崔平远, 崔祜涛. 深空自主导航系统的可观性分析[J]. *宇航学报*, 2006(3): 332-337, 358.
HUANG X Y, CUI P Y, CUI H T. Observability analysis of deep space autonomous navigation system[J]. *Journal of Astronautics*, 2006(3): 332-337, 358.
- [39] SERPAS M, HACKEBEIL G, LAIRD C, et al. Sensor location for nonlinear dynamic systems via observability analysis and MAX-DET optimization[J]. *Computers & Chemical Engineering*, 2013, 48: 105-112.
- [40] 朱圣英, 修义, 刘东宸, 等. 双体小行星探测协同光学导航方法研究[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2022, 14: 39-52.
ZHU S Y, XIU Y, LIU D C, et al. Two-spacecraft cooperative optical navigation for binary-asteroid exploration[J]. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 14: 39-52.
- [41] 李嘉兴, 王大轶, 董天舒, 等. 基于深度估计误差的自主光学导航地标优选方法[J]. *深空探测学报 (中英文)*, 2023, 10(2): 133-139.
LI J X, WANG D Y, DONG T S, et al. Landmark selection method for autonomous optical navigation based on depth estimation error[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2023, 10(2): 133-139.
- [42] LOWE D G. Object recognition from local scale-invariant features[C]// *Proceedings of the seventh IEEE international conference on computer vision*. [S. l.]: IEEE, 1999.
- [43] BAY H, ESS A, TUYTELAARS T, et al. Speeded-up robust features (SURF)[J]. *Computer vision and image understanding*, 2008, 110(3): 346-359.
- [44] GURIN D, YEVSIEIEV V, MAKSYMOVA S, et al. Using convolutional neural networks to analyze and detect key points of objects in image[J]. *Multidisciplinary Journal of Science and Technology*, 2024, 4(9): 5-15.
- [45] LIU S, WEI Y, WEN Z, et al. Towards robust image matching in low-luminance environments: Self-supervised keypoint detection and descriptor-free cross-fusion matching[J/OL]. *Pattern Recognition*, 2024, 153: 110572. <https://www.mdpi.com/2072-4292/14/15/3599>.
- [46] SUN J, SHEN Z, WANG Y, et al. LoFTR: Detector-free local feature matching with transformers[C]// *Proceedings of the IEEE/CVF conference on computer vision and pattern recognition*. [S. l.]: IEEE, 2021.
- [47] ROCCO I, ARANDJELOVIĆ R, SIVIC J. Efficient neighbourhood consensus networks via submanifold sparse convolutions[C]// *Proceedings of Computer vision—ECCV 2020: 16th European conference*. Glasgow, UK: Springer International Publishing, 2020.
- [48] KNOX J, BLYTH M, HALES A. Advancing state estimation for lithium-ion batteries with hysteresis through systematic extended Kalman filter tuning[J]. *Scientific Reports*, 2024, 14(1): 12472-12479.
- [49] LIU T J, WANG Z, LIU Y, et al. Unscented- kalman-filter-based remote state estimation for complex networks with quantized measurements and amplify-and-forward relays[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2024, 54(11): 6819-6831.
- [50] CHENG Y, REN W, XIU C, et al. Improved particle filter algorithm for multi-target detection and tracking[J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2024, 24(14): 4708.
- [51] LI W, GUO L. Robust particle filtering with time-varying model uncertainty and inaccurate noise covariance matrix[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2020, 51(11): 7099-7108.
- [52] OR B, KLEIN I. A hybrid model and learning-based adaptive navigation filter[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2022, 71: 1-11.
- [53] XIONG K, WEI C, ZHANG H. Parallel model adaptive Kalman filtering for autonomous navigation with line-of-sight measurements[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(11): 4017-4031.
- [54] PERSSON S M, SHARF I. Sampling-based A* algorithm for robot path-planning[J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2014, 33(13): 1683-1708.
- [55] DIJKSTRA E W, DIJKSTRA E W, DIJKSTRA E W, et al. A discipline of programming[M]. Englewood Cliffs: prentice-hall, 1976.
- [56] SINGH S, SIMMONS R, SMITH T, et al. Recent progress in local and global traversability for planetary rovers[C]// *Proceedings 2000 ICRA. Millennium Conference*. [S. l.]: IEEE, 2000.
- [57] ZHANG Y, ZHAO W, WANG J, et al. Recent progress, challenges and future prospects of applied deep reinforcement learning: A practical perspective in path planning[J]. *Neurocomputing*, 2024, 608: 128423.
- [58] XIONG K, ZONG H. Performance evaluation of star sensor low frequency error calibration[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 98: 24-36.
- [59] 魏春岭, 张斌, 张春青. 一种姿态机动辅助下的天文导航系统偏差自校准方法[J]. *宇航学报*, 2010, 31(1): 93-97.
WEI C L, ZHANG B, ZHANG C Q. An attitude maneuvering aided self-calibration algorithm for celestial autonomous navigation system[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(1): 93-97.
- [60] 季玮, 白涛, 武国强, 等. 卫星天文导航自主定轨精度及误差分析[J]. *电子设计工程*, 2017, 25(15): 90-93, 97.
JI W, BAI T, WU G Q, et al. The accuracy and error analysis of satellite autonomous celestial navigation orbit Determination[J]. *Electronic Design Engineering*, 2017, 25(15): 90-93, 97.
- [61] 郑伟, 王禹淞, 姜坤, 等. X 射线脉冲星导航方法研究综述[J]. *航空学报*, 2023, 44(3): 19-35.
ZHENG W, WANG Y S, JIANG K, et al. Overview of X-ray pulsar-based navigation methods[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(3): 19-35.
- [62] LIU J, MA J, TIAN J, et al. X-ray pulsar navigation method for spacecraft with pulsar direction error[J]. *Advances in Space Research*, 2010, 46(11): 1409-1417.
- [63] 武瑾媛, 房建成, 杨照华. 基于扩维卡尔曼滤波的火星探测器脉冲星相对导航方法[J]. *仪器仪表学报*, 2013, 34(8): 1711-1716.
WU J Y, FANG J C, YANG Z H. ASUKF based relative navigation method for mars probe using pulsar[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2013, 34(8): 1711-1716.
- [64] 宁晓琳, 杨雨青, 房建成, 等. 深空探测器自主天文导航研究进展[J]. *深空探测学报 (中英文)*, 2023, 10(2): 99-108.
NING X L, YANG Y Q, FANG J C, et al. The progress of autonomous celestial navigation for deep space spacecraft[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2023, 10(2): 99-108.
- [65] CUI P, WANG S, GAO A, et al. X-ray pulsars/Doppler integrated navigation for Mars final approach[J]. *Advances in Space Research*,

- 2016, 57(9): 1889-1900.
- [66] KLUMPP A R. Apollo lunar descent guidance[J]. *Automatica*, 1974, 10(2): 133-146.
- [67] YAN W, BAOYIN H. Position-attitude coupling guidance and control for asteroid landing with a flexible lander[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 141: 08567.1-108567.11.
- [68] 杨希祥, 杨慧欣, 王鹏. 伪谱法及其在飞行器轨迹优化设计领域的应用综述[J]. *国防科技大学学报*, 2015, 37(4): 1-8.
YANG X X, YANG H X, WANG P. Overview of pseudo-spectral method and its application in trajectory optimum design for flight vehicles[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2015, 37(4): 1-8.
- [69] 柯森钢, 李爽, 肖东东, 等. 基于高斯伪谱法的火星表面上升燃耗最优轨迹设计[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2018, 5(3): 269-275.
KE S K, LI S, XIAO D D, et al. Minimum-fuel Mars ascent trajectory design based on Gauss pseudospectral method[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5(3): 269-275.
- [70] HU H, ZHU S, CUI P. Desensitized optimal trajectory for landing on small bodies with reduced landing error[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 48: 178-185.
- [71] YANG H, BAOYIN H. Fuel-optimal control for soft landing on an irregular asteroid[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(3): 1688-1697.
- [72] LU P. Propellant-optimal powered descent guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(4): 813-826.
- [73] REN Y, SHAN J. Reliability-based soft landing trajectory optimization near asteroid with uncertain gravitational field[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(9): 1810-1820.
- [74] ACIKMESE B, PLOEN S R. Convex programming approach to powered descent guidance for mars landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1353-1366.
- [75] YANG R, LIU X. Fuel-optimal powered descent guidance with free final-time and path constraints[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 172: 70-81.
- [76] PINSON R, LU P. Rapid generation of optimal asteroid powered descent trajectories via convex optimization[C]//*Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*. [S. l.]: AIAA, 2015.
- [77] YANG H, BAI X, BAOYIN H. Rapid generation of time-optimal trajectories for asteroid landing via convex optimization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 40(3): 628-641.
- [78] 初彦峰, 穆荣军, 梁浩, 等. 一种6-DOF小行星着陆轨迹序列凸优化方法[J]. *宇航学报*, 2024, 45(3): 341-351.
CHU Y F, MU R J, LIANG H, et al. A sequential convex optimization method for 6-DOF asteroid landing trajectory[J]. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(3): 341-351.
- [79] SZMUK M, EREN U, ACIKMESE B. Successive convexification for mars 6-dof powered descent landing guidance[C]//*Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S. l.]: AIAA, 2017.
- [80] SZMUK M, ACIKMESE B. Successive convexification for 6-dof mars rocket powered landing with free-final-time[C]//*Proceedings of 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S. l.]: AIAA, 2018.
- [81] MA Y, PAN B, TAN Q. Neural convex optimization for real-time trajectory generation of asteroid landings[J]. *Acta Astronautica*, 2025, 229: 606-615.
- [82] 崔祐涛, 史雪岩, 崔平远, 等. 附着小行星的视线制导规律[J]. *空间科学学报*, 2002, 22(3): 256-260.
CUI H T, SHI X Y, CUI P Y, et al. Line-of-sight guidance for adhesion asteroid[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2002, 22(3): 256-260.
- [83] LIAW D C, CHENG C C, LIANG Y W. Three-dimensional guidance law for landing on a celestial object[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(5): 890-892.
- [84] LI Y, WANG H, ZHAO B, et al. Adaptive fuzzy sliding mode control for the probe soft landing on the asteroids with weak gravitational field[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2015, 2015(1): 582948.1-582948.8.
- [85] LI T, ZHAO Z, DING S. Composite continuous fast nonsingular terminal sliding mode trajectory tracking control for Mars entry vehicle[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2024, 34(15): 10407-10423.
- [86] GUO Y, ZHANG Y, MA G, et al. Multi-power sliding mode guidance for Mars powered descent phase[C]//*Proceedings of 2016 UKACC 11th International Conference on Control (CONTROL)*. [S. l.]: IEEE, 2016.
- [87] 张瑶. 火星探测器动力下降段软着陆制导研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
ZHANG Y. Research on Mars landing guidance design for powered descent phase[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.
- [88] HUANG Y C, LI H Y. Receding Horizon optimal controller for reference trajectory tracking in Mars entry guidance[C]//*Proceedings of Guidance, Navigation and Control Conference*. [S. l.]: IEEE, 2017.
- [89] GE D, CUI P. Extended state observer-based model predictive control in mars powered descent[C]//*Proceedings of 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S. l.]: AIAA, 2018.
- [90] TIWARI M, COYLE E, PRAZENICA R J. Direct-adaptive nonlinear MPC for spacecraft near asteroids[J]. *Aerospace*, 2022, 9(3): 159-167.
- [91] VAN L S. A chance constraint predictive control and estimation framework for spacecraft descent with field of view constraints[C]//*Proceedings of AIAA Scitech 2021 Forum*. [S. l.]: AIAA, 2021.
- [92] ANZALONE E, ERICKSON D, MONTALVO C. Guidance and navigation design for a martian sample return ascent vehicle[C]//*Proceedings of AAS Guidance, Navigation and Control Conference*. [S. l.]: ASS, 2019.
- [93] 郭敏文, 李琨, 黄翔宇, 等. 固推约束下的火星表面起飞上升制导律设计[J]. *宇航学报*, 2022, 43(11): 1479-1486.
GUO M W, LI K, HUANG X Y, et al. Guidance design of a Mars ascent vehicle with solid motor[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(11): 1479-1486.
- [94] 王颖, 唐明亮, 郝钊刚, 等. 一种适应多目标轨道的运载火箭弹道制导设计方法[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2020, 7(4): 391-398.
WANG Y, TANG M L, HAO C C, et al. A union design method of trajectory and guidance for launch vehicles adapted to multi-target

- orbits[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(4): 391-398.
- [95] 何勇,王健,宋征宇,等. 自适应预测补偿的迭代制导方法及其应用研究[J]. *宇航学报*, 2022, 43(6): 762-771.
HE Y, WANG J, SONG Z Y, et al. Study and application of iterative guidance algorithm with adaptive prediction and compensation[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(6): 762-771.
- [96] 宋春,郭延宁,郭敏文,等. 火星上升器入轨段自适应迭代制导方案设计[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2024, 11(1): 31-39.
SONG C, GUO Y N, GUO M W, et al. Design of adaptive iterative guidance scheme for Mars ascent vehicle orbiting phase[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2024, 11(1): 31-39.
- [97] GUO Y, HAWKINS M, WIE B. Optimal feedback guidance algorithms for planetary landing and asteroid intercept[C]//*Proceedings of AAS/AIAA astrodynamics specialist conference*. [S. l.]: AAS, 2011.
- [98] WANG X, HUANG M, LIANG Z. Two-stage guidance for autonomous transfer on asteroid surface[C]//*Proceedings of 2024 36th Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*. [S. l.]: IEEE, 2024.
- [99] GUO Y, HAWKINS M, WIE B. Waypoint-optimized zero-effort-miss/zero-effort-velocity feedback guidance for Mars landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(3): 799-809.
- [100] JOHNSON M. A parameterized approach to the design of lunar lander attitude controllers[C]//*Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. [S. l.]: AIAA, 2006.
- [101] BRUGAROLAS P B, SAN MARTIN A M, WONG E C. Entry attitude controller for the Mars Science Laboratory[C]//*Proceedings of 2007 IEEE aerospace conference*. [S. l.]: IEEE, 2007.
- [102] 张洪华,关轶峰,胡锦涛,等. 分区四元数姿态控制[J]. *自动化学报*, 2015, 41(7): 1341-1349.
ZHANG H H, GUAN Y F, HU J C, et al. A novel attitude control strategy based on quaternion partition[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2015, 41(7): 1341-1349.
- [103] HU J, HUANG X, LI M, et al. Entry vehicle control system design for the Tianwen-1 mission[J]. *Astrodynamics*, 2022, 6: 27-37.
- [104] MARTIN J, SCHAUB H. Physics-informed neural networks for gravity field modeling of the Earth and Moon[J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2022, 134(2): 13-21.
- [105] AMIN A A, IQBAL M S, SHAHBAZ M H. Development of intelligent fault-tolerant control systems with machine learning, deep learning, and transfer learning algorithms: a review[J]. *Expert Systems with Applications*, 2024, 238: 121956-121962.
- [106] 沈毅,李利亮,王振华. 航天器故障诊断与容错控制技术研究综述[J]. *宇航学报*, 2020, 41(6): 647-656.
SHEN Y, LI L L, WANG Z H. A review of fault diagnosis and fault-tolerant control techniques for spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(6): 647-656.

作者简介:

郭敏文(1985-),女,高级工程师,主要研究方向:深空探测航天器导航、制导与控制技术。

通信地址:北京市海淀区友谊路104号院139分箱(100094)

电话:(010)68745511

E-mail:mwguo8500@163.com

A Review of Autonomous Landing and Roving Navigation and Guidance Control in Deep Space

GUO Minwen^{1,2}, HUANG Xiangyu^{1,2}, WANG Pengyu³, GUO Chunzheng³,
GUO Zikang³, GUO Yanning³

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

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

3. Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Exploration of deep space regions such as the Jovian and Uranian systems, the Kuiper Belt, and even the outer reaches of the solar system is a key approach for humanity to expand the boundaries of cosmic cognition and to search for extraterrestrial life information. Therefore, it has become an important direction of global deep space exploration activities. Among them, landing and roving missions are the most direct and effective ways to explore deep space. The navigation, guidance, and control technologies for autonomous landing and roving in deep space are important research contents that urgently need to be broken through, and it is highly necessary to conduct a comprehensive review and summary of them. Therefore, this paper focuses on sorting out the research on navigation, guidance, and control for deep space landing and roving missions. It summarizes the classification and key technologies of autonomous navigation, classifies and elaborates on guidance and control technologies, and respectively analyzes their technical challenges and future development trends, so as to provide technical references for deep space exploration.

Keywords: deep space; autonomous patrol; navigation technology; guidance and control technology

Highlights:

- The autonomous navigation technologies for deep space exploration are classified, with their key theories and technologies summarized.
- The guidance and control technologies in extraterrestrial celestial body landing and roving exploration are summarized.
- Challenges and future development trends of deep-space navigation, guidance, and control technologies are analyzed.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]