

ISSN 2096-5915
CN 10-1565/TJ

无人系统技术

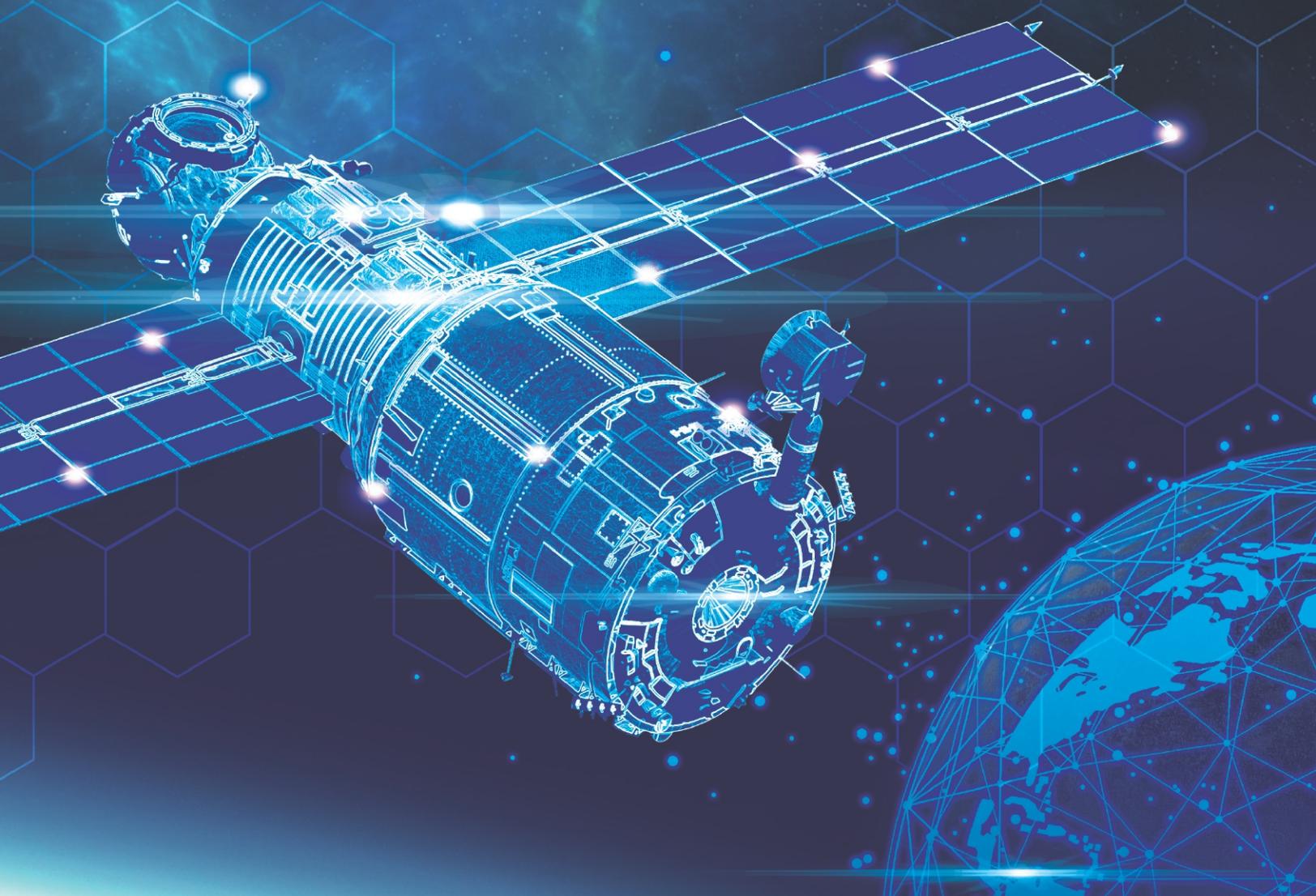
UNMANNED SYSTEMS TECHNOLOGY



主管：中国航天科工集团有限公司 主办：北京海鹰科技情报研究所

空间无人系统专刊

特约主编：郭继峰



中国学术期刊网络出版总库 (CNKI) 收录

万方数据—数字化期刊群收录

超星数字期刊数据库收录

维普网数据库收录

ISSN 2096-5915



9 772096 591205

2020.5
第3卷 NO.

《无人系统技术》期刊理事会邀请函

随着科学技术的不断进步和市场需求的增加，无人系统成为当今社会最热门的领域之一，在社会生产生活中的各行各业、国防科技工业、军事应用等领域有着广泛的应用和广阔的发展前景。为全面、系统的反映我国无人系统领域的科学技术成果，《无人系统技术》期刊正式创刊发行，并以此为纽带成立期刊理事会，为无人系统领域各企事业单位、科研院所、高等院校提供沟通与合作的机会，进一步推动产学研用深度融合，推进我国无人系统的技术进步与创新发展，提升我国无人装备研发水平。

《无人系统技术》（ISSN 2096-5915，CN 10-1565/TJ）作为中国航天科工集团有限公司主管，北京海鹰科技情报研究所主办，中国无人系统产业联盟（筹）、中国指挥与控制学会无人系统专业委员会、西北工业大学无人系统发展战略研究中心、西北工业大学无人系统技术研究院联合协办的学术期刊，主要报道无人系统相关领域的理论研究成果、技术创新、学术见解和经验总结，是行业内科技交流的阵地，也是从事无人系统领域研究的科技工作者、工程技术人员、科研管理人员等相关人员必读的科技类读物，是无人系统研究领域相关单位宣传自身形象、产品、技术推广与服务的有力平台。

放眼未来，《无人系统技术》将力求在内容和形式上不断创新，充分发挥期刊的学术交流平台和信息桥梁的作用，为推动无人系统领域的科技创新作出新的更大的贡献！

现诚挚邀请有关单位加入，并予大力支持为谢！

《无人系统技术》编辑部

2020年9月1日

联系电话：010-68191488





无人系统技术

第3卷第5期 2020年9月

目次

系统综述

火星探测陆空协同无人系统的研究发展分析	01
王 涛	
分布式空间系统研究进展与应用分析	09
董 勇, 张冶彬, 李新洪, 李伟杰, 张国辉	

技术研究

行星车自主探测融合路径规划	17
郭继峰, 于晓强, 郑红星, 颜 鹏	
基于网格编码差分进化的在轨服务星群任务规划方法	24
史人赫, 宝音贺西, 龙 腾, 魏 钊	
基于Twistor的航天器领航-跟随编队有限时间姿轨耦合控制	30
王晨曦, 张 勃, 白俊强	
基于超螺旋干扰观测器的组合体航天器姿态接管控制	39
吕跃勇, 秦堂皓, 张 薇, 方 慧	
面向轨道位置保持的故障模式下电推力器布局设计优化	46
陈余军, 魏 钊, 龙 腾, 史人赫	
航天器结构变形在轨自主测量技术进展	54
罗 为, 曹俊豪, 卢孜筱, 李红浪, 李伟杰	
基于轨道动力学特性的小天体物理参数感知方法	60
罗 燕, 秦 同, 乔 栋	

地外空间作为人类探索未知世界、开展探测活动的主要对象, 逐渐成为世界各国研究的重点。空间无人系统更是在整个过程中起到了关键作用。展望未来, 具有智能化、自主化的空间无人系统是下一步技术发展的必然趋势, 它将会对空间探测任务、探测模式以及探测意义做出巨大改变。

在此背景下, 本刊特邀请哈尔滨工业大学郭继峰教授担任专刊主编, 推出“空间无人系统”专刊。专刊收录文章9篇, 内容涉及系统综述以及行星车、在轨服务星群、组合航天器等技术研究。希望借助本次专刊, 深入探讨空间无人系统的理论方法、关键技术和应用前景, 为相关专家学者的研究工作、企业和有关部门决策提供学术和技术参考, 推动空间无人系统技术进一步发展。



Unmanned Systems Technology

Vol.3 No.5 2020

Contents

Systematic Review

- Study of the Ground-Aerial Cooperative Unmanned Systems Applications for the Exploration of Mars 01
WANG Tao
- Research Progress and Application Analysis of Distributed Space System 09
DONG Yong, ZHANG Zhibin, LI Xinhong, LI Weijie, ZHANG Guohui

Technical Study

- Fusion Path Planning of Planetary Vehicle Autonomous Detection 17
GUO Jifeng, YU Xiaoqiang, ZHENG Hongxing, YAN Peng
- On-Orbit Servicing Mission Planning Method Using Grid Coding Based Differential Evolutionary 24
SHI Renhe, BAOYIN Hexi, LONG Teng, WEI Zhao
- Finite-Time Orbit-Attitude Coupled Control for Leader-Follower Spacecraft Formation Based on Twistors 30
WANG Chenxi, ZHANG Bo, BAI Junqiang
- Attitude Takeover of Combined Spacecraft Based on Super-Twisting Disturbance Observer 39
LV Yueyong, QIN Tanghao, ZHANG Wei, FANG Hui
- Configuration Design Optimization of Electric Thrusters in Failure Mode for Orbit Station-Keeping 46
CHEN Yujun, WEI Zhao, LONG Teng, SHI Renhe
- Progress of On-Orbit Autonomous Measurement for Spacecraft Structure Deformation 54
LUO Wei, CAO Junhao, LU Zixiao, LI Honglang, LI Weijie
- Asteroid Physical Parameters Estimating Method Based on Orbit Dynamics 60
LUO Yan, QIN Tong, QIAO Dong

[引用格式] 王涛. 火星探测陆空协同无人系统的研究发展分析[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):1-8.

火星探测陆空协同无人系统的研究发展分析

王涛

(中山大学智能工程学院, 广州 510006)

摘要: 无人探测器着陆火星执行复杂探测任务已经成为当前国际深空探测的研究热点。首先对陆空协同合作的无人系统技术与应用研究现状进行总结阐述, 展望陆空协同无人系统的发展趋势; 随后阐述了火星地面与大气环境条件, 对应用于火星探索的地面探测车和旋翼无人机系统研究进行了综合评述, 着重探讨了火星探索陆空自主协同无人系统的技术发展趋势。综述表明, 在未来更多执行行星无人探测任务的设计中, 发展并强化无人系统陆空智能协同合作能力, 有助于提高行星探测任务的执行效率, 协同合作提高无人系统的生存保障能力。

关键词: 火星探测; 作业环境; 探测车; 无人飞行器; 陆空协同; 自主行为

中图分类号: TP24 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-01-08

Study of the Ground-Aerial Cooperative Unmanned Systems Applications for the Exploration of Mars

WANG Tao

(School of Intelligent Engineering Systems, Sun Yet-sen University, Guangzhou 510006, China)

Abstract: Unmanned spacecraft landing on Mars to carry out complex exploration missions has become a research hotspot of international deep space exploration. Firstly, looking forward to the development trend of land air cooperative unmanned system, the research status of unmanned system technology and application in the field of land air cooperation are summarized. Then, the ground and atmospheric environment conditions of Mars are discussed, and the research of ground Rover and rotor UAV system used for Mars exploration is comprehensively reviewed, with emphasis on the research of land air autonomous cooperative unmanned system for Mars exploration technology development trend. The summary shows that in the future, developing and strengthening the capability of land and air intelligent cooperation of unmanned system is helpful to improve the execution efficiency of planetary exploration mission and enhance the survival support ability of unmanned systems.

Key words: Mars Exploration; Operation Environment; Exploration Vehicle; Unmanned Aerial Vehicle; Ground-air Cooperation; Autonomous Behavior

1 引言

早在1962年,从苏联开始,人类启动了首次火星探测任务,向火星发射了火星1号探测器,然而该探测器在飞行至距地球一亿多公里时与地面失去联系,第一次人类探测火星任务以失败告终。直

到1971年,苏联再次发射火星2号探测器,探测器成功登陆火星表面。随后,1976年美国发射了海盗1号和海盗2号火星探测器,以卫星着陆器的形式降落火星表面。1997年7月4日,美国探路者号火星探测车登陆火星表面,首次执行探测任务。之后美国又陆续发射了勇气号、机遇号、好奇号和洞察

者号火星车,均在火星表面成功着陆。中国于2020年7月23日成功使用长征五号大推力运载火箭把天问1号火星探测器送往地火转移轨道,如7个月后成功登陆火星,必将对我国未来深空行星探测任务产生深远的影响。另一方面,2020年夏天,美国NASA再次向火星投放毅力号探测车,同时附加安装在探测车上还有一架无人机Ingenuity,用于协同地面车辆提前规划制定行进路线,以及寻找需要探索的区域。

很多火星探测的研究论著集中探讨火星大气的环境和陆地表面情况^[1-3],包括对着陆火星的气动特性分析^[4-9],针对火星探测地面车系统^[10-16]进行研究,也有学者对火星探测无人机系统^[17-19]进行了初步的技术探索研究。Balarm等^[20]对NASA即将执行首次飞行任务的无人直升机的设计及全尺寸原型机测试验证进行了总结描述,火星大气层内无人飞行系统进行探测作为一种全新的探测器,将能够提供超越轨道卫星、陆地探测车的能力,可以大幅增强陆地探测安全执行任务能力,提供更远距离和可行驶区域、可探索区域的预先探索定位。我们可以称之为火星探测陆空协同无人系统。近年来,大量的研究集中在同域空间协同无人系统应用^[21-25],但是,陆空协同的无人系统相关应用研究成果^[26-28],对火星地面探测提供了更有前景的探测器结构。本文将从阐述对地面探测车和无人飞行器设计有重要关联的火星陆地和大气环境开始,展开对地面探测车和无人火星飞行器的研究,以及对陆空协同系统技术的研究探讨,最后给出行星探测陆空协同无人系统技术发展趋势。

2 火星环境

到目前为止,人类向火星发射了近40颗各类型的探测器,着陆探测任务仅有8次获得成功。为了确保火星探测器成功着陆,非常有必要进行火星自然地表环境以及大气环境的研究^[29-31]与模拟^[4,10],用于测试火星着陆探测系统。

2.1 地面环境

从美国发射的多颗着陆探测器传回的情况总结来说,火星基本上是荒漠行星^[31],其表面覆盖着松散的颗粒或砂砾石块,图1为NASA的机遇号传回的着陆点——毅力谷附近的火星地貌图。

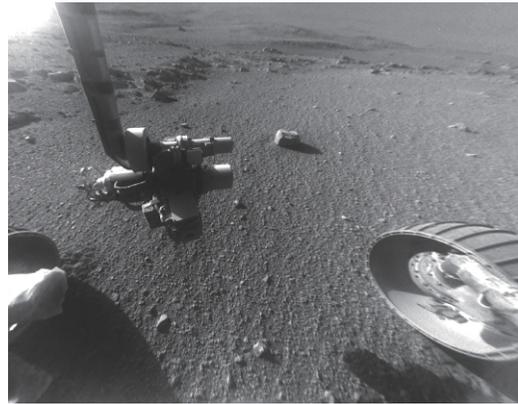


图1 NASA机遇号传回的火星地貌图

Fig. 1 Opportunity's view of Martian ground texture

火星虽然是一颗地质活动并不活跃的行星,但是目前的环境探测信息显示,火星地形地貌特征具有多样性,表现为严重的坑化,有高山、峡谷、大小坑地形、盾形火山、河床、平地等,起伏跌宕,变化很大;表面严重风化,有各种沙丘;另外还有独特的极地形貌^[30]。这些地形地貌与着陆探测器系统的降落地点选择紧密相联,决定了探测器行进中的危险障碍风险和可持续探测任务的能力。

另一方面,火星表面土壤表现为与月壤类似的特征^[32],其颗粒直径范围比较广,表层的颗粒直径比月壤表层的颗粒直径要大,但是火星土壤密度比较小。相较于月壤,火星表层容重总体上偏小,火星土壤的内摩擦角要比月球土壤的内摩擦角小,火星土壤的承载力和月球接近,如图2和图3所示,火星土壤与月壤的松软程度比较接近,这对火星探测地面车辆系统研制具有重要的参考意义。



图2 好奇号行驶后留下土壤车辙痕迹

Fig. 2 Curiosity's view of Martian dune after crossing it

火星尘埃主要组成成分为极细粒的硅酸盐颗粒物,会在火星地表随风迁移,探测器的研发需要

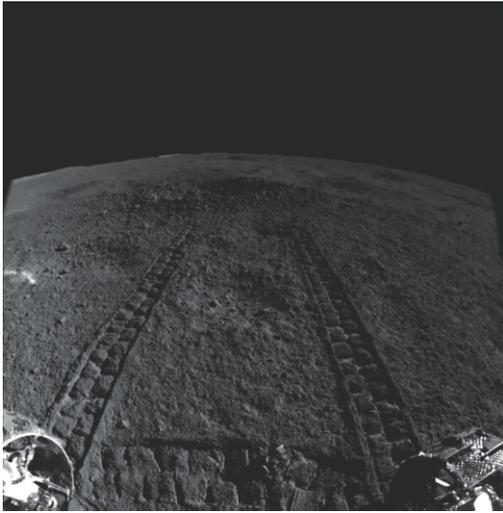


图3 中国探月工程玉兔2号留下的车辙

Fig. 3 Yutu2's view of the Moon's Mare Imbrium region

考虑这种物质对火星探测器的光学部件可能产生的威胁以及火星探测器寿命的影响,尘埃沉积为太阳能电池板以及裸露在火星环境中的其他硬件设备的效率和寿命带来极大挑战,勇气号曾因为太阳能电池板蒙尘,电力持续下降导致供电系统瘫痪^[33]。另外,火星上极有可能存在含有磁性物质的土壤和尘埃,磁性的监测也将为无人系统仪器正常工作提供重要信息。

2.2 大气环境

本文针对行星探测可能存在的陆空系统应用选择开展相关研究探讨,刘高等^[18]对火星表面大气环境特性进行了模拟仿真研究,设计合理有效的行星探测无人飞行系统亟需可靠的火星大气地面模拟装置,以提供试验基础保障。

已有的火星探测器数据表明,火星表面大气环境呈现出稀薄、干燥、严寒、风沙大、沙尘暴频繁的特点,并且处于低气压和低温状态(如图4),这些问题是火星着陆无人探测系统必须面对和克服的问题。火星表面大气压强只有地球的0.6%,而且主要成分CO₂占全部气体的95.97%,大气中还夹带着大量沙尘。因此,在这种环境下,火星探测无人系统所搭载仪器与周围环境需要进行热平衡研究。

火星每天都处于一个巨大的热循环,火星温度在-110℃~+30℃的范围变化,对于探测器电子系统、机械系统等带来了严峻的挑战,风暴引起的沙尘会覆盖洞察号的太阳能电池板,使得电力不足,从而导致探测系统机械臂无法继续进行精准的操作,

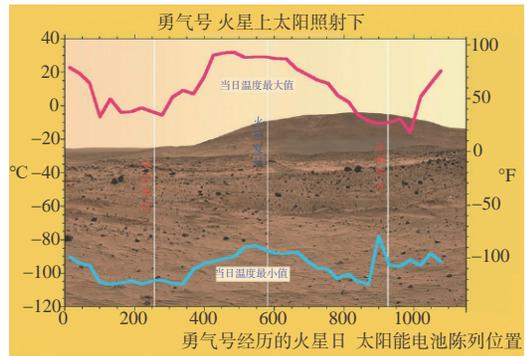
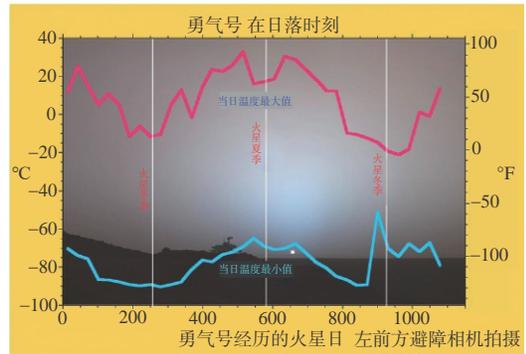


图4 勇气号火星90天测温数据分布图

Fig. 4 Spirit recorded temperatures' change in 90 days

控,这些在工程设计过程中都是需要克服的问题。

3 火星探测无人系统

3.1 地面探测车

行星表面深度探测中最具科学价值的信息通常来源于复杂/极端地形探测,相较于在轨飞行的探测器,小型化地面探测车成为人类执行行星表探测任务的备受关注的手段^[34],目前为探测月球、火星、小行星而研发的小型星表无人探测系统已经有很多代表性应用^[35]。目前为止成功登陆火星的无人地面探测系统见表1。

旅居者号探测车是探路者任务使用的地面火星车,采用地面站遥控方式,地火之间通信时延使得地面人员不能实时控制旅居者号,其有限的自主体现在自主地形穿越、突发事件处理和资源管理。勇气号和机遇号的控制方式是短距离内自主导航和地面遥操作任务执行,两者的自主性实现了数小时内的无人监测、复杂地形的运动控制等。好奇号工作模式是长距离自主导航和任务遥操作,车载强大的实时软件维护能力,并在火星上行驶过程中执

行高效路径规划决策,以及在采样过程中对机构实现自主精准控制^[36-37]。随着多源异构传感器、车载计算机、大容量长效动力电池和自主导航控制算法的飞速发展,火星地面探测车的自主能力越来越强,可以独立自主完成复杂的科学探测任务,所需人工干预越来越少,正在向自主智能型火星车发展。尽管如此,勇气号、机遇号以及好奇号都曾经出现过探测信息不够、控制不及时导致的深陷火星坑;损坏科学仪器和车辆行走系统等问题,无法执行更多更深度的探测任务。

表1 已经着陆火星地面探测车系统运行状况统计表

Table 1 The statistics of launched rovers on Mars

着陆时间	名称	着陆点	运行状态
1997.7.4	旅居者	克里斯平原 阿瑞斯谷	1997.9.27 结束,期间多次发生失去通信联系
2004.1.4	勇气号	古谢夫陨石坑	2009年5月,在通过特洛伊沙地时,车轮陷入软土,此后转入静态观测平台,2011年5月25日结束任务。
2004.1.25	机遇号	火星某平原表面	2018年6月火星沙尘暴,失去联系
2008.5.25	凤凰号	北极地区	2008.11.2失去联系前完成任务目标,2010.5.24确认损毁
2012.8.6	好奇号	盖尔坑	运行中,尝试冲出坑
2018.11.26	洞察号	极乐平原	使用中

3.2 火星无人飞行系统

火星大气稀薄、环境低压,对无人火星飞行系统的设计和应用提出了巨大的挑战,虽然无人地面系统无法解决视野局限性、满足地形地貌大范围高精度测量等高价值行星探索需求的问题,火星无人飞行系统相关研究仍然备受科学与工程研制者的关注。赵鹏越等^[17]对研究旋翼火星无人机特性和应用可行性进行了总结阐述,并对火星无人机的飞行气动特性和导航系统集成方案进行了说明。姚克明等^[38-42]对火星无人机的旋翼升阻动力特性、建模、视觉景象导航以及自主任务规划与控制等关键技术进行了探索研究。Balarm等^[20]对NASA即将随Mars 2020任务实施首次火星大气层内飞行的火星直升机的技术和地面测试试验进行详细阐述。

火星旋翼直升机技术是非常令人期待的技术之一,其将完成低重力、低气压和稀薄大气内的火星飞行任务。火星无人机的质量不到1.8kg,在火

星上,由于重力的不同,它将重约680g。机身和垒球差不多,它的双桨叶将穿过稀薄的火星大气层,以每分钟近3000转的速度旋转,速度大约是陆地车的10倍。为了应对夜间达到 -90°C 的刚性火星温度,无人机还配备了可通过太阳能电池板充电的锂离子电池和加热系统。这架小型旋翼直升机安装在毅力号火星探测车的腹部,其设计目的是验证此种行星探测无人飞行系统是否可以在地球以外的地方使用,类似的设备可能在未来十年用于探索土卫六等外行星,这将是第一架在其他星球上飞行的飞行器,在着陆后以毅力号为载机母舰进行固定。通过探测车协助寻找到合适的区域后,才会开始执行试飞任务,直升机将在30天内完成最多5次飞行测试,升空后将为毅力号提供更多可探测区域、可行驶区域以及地形地貌等相关数据,可供无人地面探测车执行安全路径规划和更高精度的导航与控制使用。

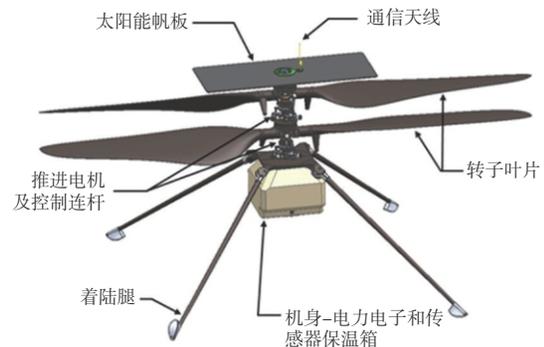


图5 火星旋翼无人直升机的结构组成示意图

Fig. 5 The scheme of Mars helicopter

其关键技术包括:

(1) 叶片设计技术

火星引力只有地球的38%,因此无人机不需要产生与地球上相同的悬浮力。另一方面因为火星的大气密度只有地球大气层的1%。火星飞行器的飞行雷诺数(Re)约为 $10^3 \sim 10^4$,要比地球上的飞行器的飞行雷诺数小两个量级,因此火星直升机就相当于在地面高空约30公里上飞行^[43]。火星上无人直升机的旋翼只能选择高达3000转/分的旋转速度来产生足够的升力,这对旋翼叶片的设计提出了新要求。

(2) 不依赖卫星导航的导航控制技术

火星稀薄的大气导致火星无人直升机的飞行姿态调整过程比较迟缓。火星上的风、沙尘暴等也

将严重影响火星无人机飞行稳定性,这要求无人机对变化的环境能够进行快速调整,以保证其飞行安全。此外,火星无人机要具备很强的自主判断和执行能力,不能完全依赖地面遥操作控制,避免通信延迟造成不可预测的事故。火星无人机飞行要能够以火星漫游车或火星卫星作为时空基准,实现自主导航定位,并能够回归无人探测车母港固定。因此,火星无人机的控制方法必须考虑低气压气动特性,具备较高的抗环境干扰能力。

(3) 飞行环境安全控制技术

火星白天的温度最高可达 30℃左右,但夜间温度可以降至-90℃。因此,火星无人机载各种器件必须能够经受反复的冷热交替,无人机具备可靠的机载实时热控系统,以保障控制系统正常运作。此外,火星上的沙尘暴问题导致的太阳能电池无法充电亦需要进行控制;而沙尘会导致火星直升机很薄的旋翼叶片加速磨损,从而导致飞行器寿命降低。这些都是环境安全控制技术需要考虑的。

(4) 地面测试试验技术

由于火星与地球之间重力场不同、大气密度偏差巨大等问题,在地面模拟火星无人直升机在火星上的飞行环境面临重大挑战。地面试验技术要求尽可能模拟火星上直升机的运行条件,包括在真空中模拟火星的低密度环境以及类似火星上的温度变化,以验证直升机能否在寒冷的气温下生存和

正常工作。更重要的是,要真正模拟在火星上的重力场对飞行的影响,必须模拟地球三分之二的引力,要有一套重力卸载系统进行试验。试验的重点是确定直升机的推力、功率、关键系统的动力学特性和自由飞行的控制。

3.3 协同合作无人系统

无人飞行器能够用于大区域范围内的目标搜索,但是无人飞行器无法对地面目标进行精确定位与识别,另一方面,无人地面车辆系统能够用于高精度定位地面目标,但是不具备快速移动、及时有效识别前方障碍危险等能力,因此陆空协同无人系统已经成为当下应用研究的热点问题^[26-28,44-48]。

过往的探测行动表明,火星的地形十分复杂,行驶漫游车太艰难,同时据火星与地球间的相对位置的不同,信号需要 8~42 分钟才能实现往返,靠地面遥操作地面探测车往往由于延迟导致探测车陷入困境,甚至无法及时调整任务目标。单纯依靠火星探测地面车辆系统的火星地表探测任务出现问题时,需要空中无人系统为地表探测任务提供信息支援,从而适应复杂地外行星环境,满足行星探测动态目标任务要求,确保探测任务系统的安全,提高生存能力,更高效地完成探测任务。本文提出火星探测的陆空协同无人系统任务结构如图 6 所示。

借助上述陆空协同探测系统任务结构,能实现以探测车为无人直升机母港,实现无人机的固定停

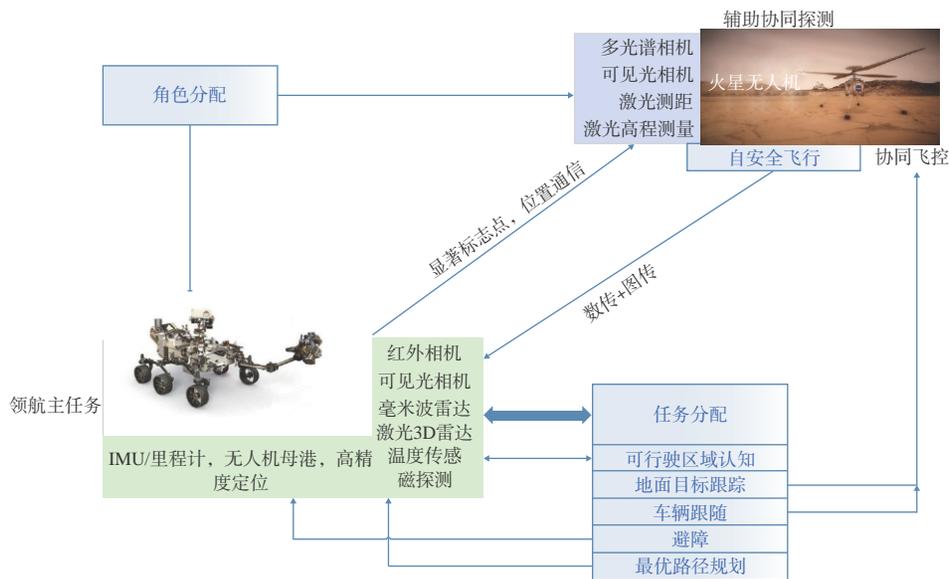


图 6 火星探测陆空协同无人系统的任务结构示意图

Fig. 6 Scheme of ground-air cooperative unmanned systems for Mars exploration

靠以及时空基准定位;以无人直升机为前哨,提供协同探测共享信息,预测可行驶路径、可探索区域以及预判前方障碍危险等。无人直升机在其中扮演僚机的角色,保障火星深度探测任务执行的能力和效率。

陆空协同合作无人系统的主要关键技术包括:

(1)陆空异构系统的协同控制技术。由于无人地面系统与无人飞行系统之间存在很大的差异,目前关于多机器人系统研究成果不能直接应用于无人飞机和地面车辆系统,需要对其中展现的大量新特征进一步研究,必须处理来自两个异构平台的信息以及有效协调车和机的行为,使得相关研究更具挑战性。

(2)陆空协同导航规划。在各种环境中,飞行系统利用其视角为地面探测车提供大范围探测图像信息和通信中继等,辅助地面探测车安全导航规划,完成从起始位置到达目标位置;无人车为飞行器系统提供不依赖卫星导航条件下的时空基准,起、降、返航母平台,并为无人飞行系统提供复杂的任务规划决策解算。

(3)陆空协同的动力能源共享技术。无人飞行系统由于其恶劣的飞行环境,其动力能源系统无法提供长时有效的支持,复杂笨重的地面探测车系统可以通过能源共享管理,对无人飞行系统提供紧急动力保障,确保协同共生系统的持续生存能力。

对无人探测地面车和无人飞行器协同合作的SWOT分析如表2。表明陆空协同合作的行星探测系统将具备无人探测车和无人飞行器所无法实现的行星探测任务能力,这也是NASA的工程师坚持追求在火星漫游车上实施火星无人直升机试验任务的核心,有可能在未来其他行星地表探测任务中推广陆空协同合作无人系统,从而提高行星深度探测的效能。

4 发展趋势

在未来行星探测任务中,没有模板或既定的任务目标清单可以直接借鉴使用,凸显了未知复杂环境下的跨域无人系统协同合作需求的重要性,要拓展行星探测任务的地理空间域,实现无人系统跨空间域的合作与协调、综合行动互补,应对未来行星探测任务中内外活动环境的冲突威胁,努力寻求协同合作探测无人系统在速度、活动区域、探测范围、通信、保障以及有效负载能力等方面协调互补。必须从感知、认知到行为决策控制全交互协调的角度对陆空协作环境下异构无人系统协同探测、协同认知导航与控制决策问题进行研究。跨域多无人系统协同控制过程中,不同地理空间域无人平台之间存在层次关系,需要在遵循特定协同合作机制基础上,动态地获得多域协同效能的最优或非劣解,协同控制过程和影响关系复杂,具有以下技术发展特征:

(1)协同任务管理拥有开放架构的系统族,需要研究一种通用的陆空协同无人探测的系统架构,可集成多无人系统平台,实现陆空无人系统协作指控。

(2)研究行星用无人飞行系统的新型动力系统,提高飞行环境的适应生存能力,开发协同合作无人系统的能源共享技术,地面无人探测车系统作为无人飞行系统的驻泊港湾,研究自主能源保障和系统自主健康监测管理技术。

(3)无人飞行器和无人地面系统平台由于角色和任务不同,分处不同认知层次,呈现递阶-分布式结构,使用预测控制技术解决无人飞行器和无人地面车的动态任务分配和实时控制问题。

(4)陆空协同合作系统的信息为无中心分布,各地理空间域内无人平台均只拥有系统的部分信息,呈现信息分散的特点,以地面探测器或在轨运

表2 陆空协同系统相对单一探测系统的SWOT分析表
Table 2 SWOT of ground-aerial cooperative unmanned systems

飞行系统/地面探测车		优势	劣势
		大的区域搜索范围;垂直起降;顶点悬停;特定区域的精确观测,机动性强	负载小,目标识别能力低,动力持续性短
机会	有限的视野范围;机动性差;行星地表环境不确定性影响大;通信能力低	协同系统的无人机较高的飞行速度,提升探测速度和效率;通过定点悬停,可以执行火星多点采样任务。	协同合作无人机提升通信保障能力,无人车保障无人机停止状态的安全保存。
威胁	负载能力强大;对地面目标精确识别	协同系统大的探测视野,扩展车的探测范围,实现火星漫游车难以到达区域的探索研究。	协同合作系统具有局部精确探测能力,避免火星探测车陷入沙坑等险地。

行行星探测卫星为时空基准,进行探测信息的有效融合共享。

(5)在复杂未知的行星探测作业环境中,通信环境比较苛刻,难以保证信道随时畅通,且存在带宽受限、高丢包率、长延时等情况,呈现通信约束的特点,必须要考虑陆地探测器、空中飞行器和在轨探测卫星之间的泛网络通信问题。

(6)行星地表环境下的自主热控管理技术,需要研究陆空协同无人系统各自对环境温度的自适应调控,确保自身仪器系统正常运行,设计合理的温控系统。比如,当本体温度较低时,规划后续工作模式为通信、感知、探测等大功率模式,提高温度水平;反之,则规划后续进入小功率工作模式,并推迟大功率工作模式,降低温度水平。

(7)未来发展陆空协同行星探测系统,系统本身实现实时任务级控制必须要考虑信息过载问题,进一步采用类脑认知智能技术,利用搭载多层次传感器进行陆空无人协同系统平台的多源数据采集、分析、融合处理,并研究使用多源注意机制解决实时任务控制过程中可能出现的信息过载问题。

(8)加强行星探测过程中的导航技术,可靠的行星探测地表导航技术能够确保未来火星等行星探测任务科学价值的最大化,可以通过开发智能排序、传感器约束路径规划、自然地形视觉定位和实时状态估计来解决这一问题。

(9)陆空协同合作系统必须要考虑探测行星的地表环境、辐射以及大气气候环境,开展地面模拟环境逼近模拟试验,对陆空协同无人系统开展严苛的地面模拟测试试验,确保系统可靠运行,提高协同系统的生存能力。

5 结束语

本文针对火星探测无人系统的行星地表环境以及大气环境进行了阐述,并对环境因素对行星地表探测无人系统的影响进行了总结。然后通过包括火星探测车的应用现状及面临的挑战问题、火星无人飞行系统的研究现状及未来技术发展进行综合分析,提出了在进行火星等行星探测任务中发展陆空多无人协同合作系统执行深度行星地表探测的需求、关键技术,并结合陆空协同无人系统的SWOT分析说明未来行星探测系统采用陆空协同系

统的潜在应用价值。综合以上分析,提出了未来火星探测无人协同合作系统发展的技术特征,对关键技术研究发展方向以及试验验证研究方法设计提供了思路。

展望未来无人系统的应用发展方向,陆空协同无人探测系统的应用研究不仅能够高效完成行星地表深度探测任务,更能够在其他地球环境下的复杂动态任务中发挥多域无人系统协同合作的特有能力和,进行陆地、水面/水下、空中乃至天基无人系统多域融合、协同合作,从而有效应对人类无法解决的极端任务,包括漫长边境安全管控、城市应急冲突管理乃至智能化战争等。

参 考 文 献

- [1] Catling D C, Leovy C. Encyclopedia of the solar system [M]. Pittsburgh: Academic Press, 2006.
- [2] Farquhar, James, Thiemens, et al. Atmosphere-surface interactions on Mars: delta 17O measurements of carbonate from ALH 84001[J]. Science. 2020, 280(5369): 1580-1582.
- [3] Haberle R M, Clancy R T, Forget F, et al. The atmosphere and climate of Mars [M]. London: Cambridge University Press, 2017.
- [4] 焦维新. 未来的深空探测与空间环境模拟[J]. 航天器环境工程. 2018, 35(2): 103-110.
- [5] 刘庆宗, 董维中, 丁明松, 等. 火星探测器气动热环境和气动力特性的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报. 2018, 36(4): 642-650.
- [6] 袁先旭, 吴波佼, 陈琦, 等. 火星探测项目气动研究进展[J]. 飞航导弹. 2017, (4): 78-84.
- [7] 黄飞, 吕俊明, 程晓丽, 等. 火星进入器高空稀薄气动特性[J]. 航空学报. 2017, 38(5): 10-16.
- [8] 马洋, 张青斌, 丰志伟. 大气环境对火星探测器气动特性影响分析[J]. 航天返回与遥感. 2016, 37(2): 18-25.
- [9] 陈冰雁, 詹慧玲, 周伟江. 防热大底外形对火星探测器气动特性的影响分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 388-396.
- [10] 赵静, 魏世民, 唐玲, 等. 火星车行驶环境研究综述[J]. 载人航天. 2019, 25(2): 256-264.
- [11] 王晓岩, 刘建军, 张昊明, 等. 行星无人探测车地形重构技术综述[J]. 天文研究与技术, 2016, 13(4): 464-472.
- [12] 马超, 刘卫, 满剑锋, 等. 火星车双向抽展式转移坡道展开原理及特性分析[J]. 深空探测学报, 2019, 6(6): 561-569.
- [13] 张博文, 黄铁球, 邢琰, 等. 星球车导航与动力学联合仿真平台设计研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(6): 1184-1190.
- [14] 王琼, 贾阳, 陶灼, 等. 火星移动智能体技术探讨[J]. 航天器工程, 2015, 24(4): 27-32.
- [15] 黄晗, 李建桥, 党兆龙, 等. 基于相似理论的星球车牵引通

- 过性模型[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1974-1982.
- [16] 刘卫, 钱成, 马超, 等. 火星车三折平展坡道转移方案及转移姿态分析[J]. 深空探测学报, 2017, 4(3): 287-292.
- [17] 赵鹏越, 全齐全, 邓宗全, 等. 旋翼式火星无人机技术发展综述[J]. 宇航学报, 2018 (2): 121-130.
- [18] 刘高同, 孙宇, 张磊. 火星大气环境模拟装置设计及仿真分析研究[J]. 中国空间科学技术, 2016, (36): 65-71.
- [19] 王丹. 火星无人机旋翼气动特性分析及实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- [20] Balaram J B, Canham T, Duncan C, et al. Mars helicopter technology demonstrator [C]. 2018 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Kissimmee, Florida, USA, 2018.
- [21] 刘惟恒, 罗阳, 于均杰, 等. 新概念多无人机协同深潜技术发展综述[J]. 无人系统技术, 2020, 3 (2) :9-13.
- [22] 宗群, 王丹丹, 邵士凯, 等. 多无人机协同编队飞行控制研究现状及发展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(3): 1-14.
- [23] 韩统, 崔明朗, 张伟, 等. 多无人机协同空战机动决策[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41 (4): 117-123
- [24] 阎岩, 唐振民. UGV协同系统研究进展[J]. 计算机应用研究, 2011, 28(10):3623-3628+3636.
- [25] Bayraktar S, Fainekos G E, Pappas G J, Experimental cooperative control of fixed-wing unmanned aerial vehicles [C]. 2004 43rd IEEE Conference on Decision and Control (CDC), Nassau, 2004.
- [26] 程子阳, 任国全, 张银, 等. 空地无人装备联合应用现状与趋势[J]. 战术导弹技术. 2018, (6): 7-12.
- [27] Grocholsky B, Keller J, Kumar V, et al. Cooperative air and ground surveillance[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2006, 13(3): 16-25.
- [28] Chen J, Zhang X, Xin B. Coordination between unmanned aerial and ground vehicles: a taxonomy and optimization perspective[J]. IEEE Trans Cybern, 2016, 46(4): 959-972.
- [29] Bishop J L, Murchi S L, Pieters C M, et al. A model for formation of dust, soil and rock coatings on Mars: physical and chemical processes on the martian surface [J]. Journal of Geophysical Research Planets. 2002, 107 (11):7 -17.
- [30] 欧阳自远, 肖福根. 火星及其环境[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(6): 591-601.
- [31] 李超, 董治宝, 吕萍, 等. 火星沙丘地貌的形态学窥究[J]. 科学通报, 2020, 65(1): 80-90.
- [32] Moore H J, Bickler D B, Crisp J A, et al. Soil-like deposits observed by Sojourner, the Pathfinder rover [J]. Journal of Geophysical Research Planets, 1999, 104(4): 8729-8746.
- [33] Haraldur P G. Analysis of the magnetic properties experiment data on Mars: results from Mars Pathfinder [J]. Planetary & Space Science, 2000, 48 (15): 1491-1504.
- [34] Wan W X, Wang C, Li C L, et al. China's first mission to Mars [J]. Nat Astron, 2020, (4):721.
- [35] 辛鹏飞, 李德伦, 刘鑫, 等. 小型星表探测机器人发展现状与趋势 [EB/OL]. 2020 [2020]. <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/10.7527/S1000-6893.2020.23897>.
- [36] Carsten J, Rankin A, Ferguson D, et al. Global path planning on board the Mars exploration rovers [C]. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2007.
- [37] Trunins J, Curley A, Osborne B. Design of a Mars rover mobility system [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2011, 65(2): 87-97.
- [38] 姚克明. 火星无人机控制与自主导航关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [39] 姚克明, 刘燕斌, 陆宇平, 等. 火星探测无人机建模与切换控制[J]. 应用科学学报. 2010, 28(6): 655-660.
- [40] 姚克明, 刘燕斌, 陆宇平, 等. 火星探测无人机快速景象匹配算法[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 810-815.
- [41] 姚克明, 王小兰, 刘燕斌, 等. 火星探测无人机任务规划与建模分析[J]. 空间科学学报, 2012, 32(1): 8-13.
- [42] 陈水添. 火星探测旋翼无人机升阻特性及其实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [43] Witold J F, Koning W, Johnson B G. Generation of Mars helicopter rotor model for comprehensive analyses [C]. AHS Specialists' Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight, San Francisco, California, USA, January 16-18, 2018.
- [44] Persson L, Muskard T, Wahlberg B, Cooperative rendezvous of ground vehicle and aerial vehicle using model predictive control [C]. 2017 IEEE 56th Annual Conference on Decision and Control (CDC), Melbourne, VIC, 2017: 2819-2824.
- [45] Spencer D K, Duncan S, Taliaferro A, Operationalizing artificial intelligence for multi-domain operations: a first look [C]. Artificial Intelligence and Machine Learning for Multi-Domain Operations Applications, 2019.
- [46] Calleja T V, Berger C, Sola J, et al. Environment modeling for cooperative aerial/ground robotic systems [C]. Cognitive Systems with Interactive Sensors, Paris, France, 2009.
- [47] 刘敦浩. 陆空机器人协同路径规划的研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2016.
- [48] Sivaneri V O, Gross J N. UGV-to-UAV cooperative ranging for robust navigation in GNSS-challenged environments [J]. Aerospace Science and Technology. 2017, 71(12):245-255.

作者简介:



王涛(1981-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为无人系统认知智能、多域无人系统协同控制。

[引用格式] 董勇, 张治彬, 李新洪, 等. 分布式空间系统研究进展与应用分析[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):9-16.

分布式空间系统研究进展与应用分析

董勇¹, 张治彬², 李新洪², 李伟杰¹, 张国辉²

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 航天工程大学, 北京 101416)

摘要: 近年来, 探索多个航天器同步运行成为了国内外研究的热点问题, 促进了分布式空间系统的研究和开发, 研究对象包括星座、卫星列车、编队、集群、分体卫星系统和联邦卫星系统。首先, 研究了分布式空间系统的发展现状, 介绍了星链、北斗卫星导航系统、黑杰克项目、F6项目、ONION项目等典型分布式空间系统。其次, 分析了分布式空间系统相比于传统单体卫星应用的优势与不足, 并对新型分布式空间系统的应用场景进行了深入探索。最后, 针对分布式空间系统的发展现状及未来发展趋势, 提出了要着力发展卫星自主运行技术、激光通信技术, 注重提高星载处理单元的计算能力等发展建议。

关键词: 分布式卫星系统; 联邦卫星; 分体卫星; 星座; 航天器

中图分类号: V57 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-09-08

Research Progress and Application Analysis of Distributed Space System

DONG Yong¹, ZHANG Zhibin², LI Xinhong², LI Weijie¹, ZHANG Guohui²

(1. Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: In recent years, the exploration of multiple spacecraft synchronous operation has become a hot topic at home and abroad, which promotes the research and development of distributed space systems, including constellation, satellite train, formation, cluster, separated satellite system and federal satellite system. Firstly, the development status of distributed satellite system is studied, and typical distributed space systems such as satellite chain, Beidou satellite navigation system, Blackjack program, F6 network and ONION program are introduced. Secondly, the advantages and disadvantages of the distributed space systems compared with the traditional single satellite applications are analyzed, and the application prospect of the new distributed space system is explored. Finally, according to the development status and future development trend of the distributed space system, it is useful to focus on the development of satellite autonomous operation technology, laser communication technology, and pay attention to improve the computing capacity of satellite processing unit.

Key words: Distributed Space System; Federal Satellites; Fractionated Satellites; Constellations; Spacecraft

1 引言

分布式空间系统(Distributed Space System, DSS)定义为由多个空间元素组成的任务体系结构, 这些空间元素相互作用、相互合作、相互通信, 从而产生新的系统特性或新出现的功能。目前, DSS尚未形成一个受到各界普遍认可的类型划分。通常根据DSS的空间分布尺度、任务目标、卫星同构性、

卫星间的协同程度, 可以将其分为星座、卫星列车、编队、集群、分体卫星系统和联邦卫星系统^[1]。

卫星星座重点支撑功能需求, 如持续的实时全球覆盖, 而其他DSS通常更侧重于实现新的功能或属性, 如为整个系统增加灵活性或鲁棒性。著名的卫星星座包括GPS^[2]、GLONASS^[3]、Galileo^[4]和北斗^[5]全球导航卫星系统, 铱星^[6]、铱星NEXT^[7]、全球

星^[8]和O3b^[9]通信星座,DMC^[10]和Flock^[11]对地观测星座。在过去的几十年里,航天工业正经历着关注点的不断转移,从大型昂贵的卫星转向小型的、廉价的、大规模生产的卫星。这种趋势导致了巨型星座计划的出现。国内外的巨型星座建设如雨后春笋爆发,如国内的虹云工程、鸿雁星座,国外有SpaceX公司的星链计划,一网公司的星座互联网计划以及亚马逊的Kuiper计划等。

另一个DSS方案是卫星列车,如美国国家航空航天局(NASA)的Morning^[12]和Afternoon^[13]对地观测星座。列车是一组协调卫星,它们沿着同一轨道紧密地相互跟踪。列车是混合架构,以执行独立任务的异构组件为主。合并后,这些单独的任务产生协同测量,从而满足总体任务目标。

许多DSS概念背后的关键思想是编队飞行。编队一直是天文学和地球观测领域的研究重点,因为它可以利用干涉测量和其他分布式观测技术提供更高的空间和时间分辨率。基于编队飞行的任务在21世纪初就已经被提出,如大型空间干涉仪,以及大型空间望远镜阵列的在轨服务任务^[15]等,然而许多设想中的大型干涉测量任务至今还没有发射。早期的编队飞行任务包括GRACE,TanDEM-X合成孔径雷达和LISA激光干涉空间天线等。

星座等DSS的实现已经相对完善,而包含数万甚至数千个小型航天器的星群仍处于积极的研究和开发部署阶段。星群的力量在于其巨大的规模,星群中的独立个体能力有限,但一大群卫星可能会产生一个巨大的网络空间系统,这将解决地方和全球范围内的问题^[16]。集群可以以低得多的成本进行大量的应用,如描述行星大气的特征、估计小行星的组成以及调查地球的电离层等任务。NASA和欧洲太空局(ESA)对以星群结构进行行星探索表现出了极大的兴趣,如NASA开发的类地行星探测器干涉仪概念^[17]和由ESA^[18]开发的达尔文任务等。

分体航天器的概念在80年代就被提出了^[19],但很大程度上被忽视。直到2006年美国国防部开始一项对分体航天器的研究和原型试验——F6系统^[20],以探索分体卫星系统如何改变太空商业运作方式。解耦是分体架构的主要优点之一,它允许部署彼此独立的单个传感器。与单体系统相比,分体系统的响应更快。此外,在故障或任务目标改变的

情况下,分体航天器允许更换或增加特定的子系统和有效载荷,这将潜在地延长任务寿命,显著提高系统质量。

联邦卫星系统是最新的DSS概念之一,其特点是完全独立和异构的航天器之间的机会协作,联邦航天器可以有管理和操作的独立性,但仍然能够一起工作。联邦卫星系统架构设想了极具活力和不断发展的轨道内基础设施,从而创造一个空间资源市场。空间资源市场可以向联邦提供各种闲置功能,例如下行带宽、存储、处理能力。这种资源共享的想法部分源于这样一个事实,即没有一颗卫星总是以最高性能运行。在较低性能期间,未使用和可用的资源可以出售给其他卫星^[21],类似于地面的云计算网络。

本文研究了DSS的发展现状,并对其应用优势和潜在应用场景进行了分析,最后提出了DSS的发展建议。

2 典型DSS介绍

2.1 星链计划

小卫星技术及商业运载火箭的蓬勃发展促进了巨型星座计划的出现,SpaceX计划在2019年至2024年间在太空搭建由约1.2万颗卫星组成的星链网络,其中1584颗将部署在地球上空550千米处的近地轨道,并从2020年开始工作。星链计划是当今最具有潜力的卫星星座,旨在提供廉价、快速的宽带互联网服务,是迄今为止提出的规模最大的星座项目。天基通信网络理论上可以覆盖到任何陆基通信网络不易和不能覆盖的地区,例如山区、海洋、极地。SpaceX团队认为,未来20年,全世界将有近半数的网络系统上天,无信息死角的数字地球将成为现实。星链计划就是要打造一张覆盖全球的天基自主通信网络,彻底摆脱传统陆基通信的区域限制。2019年5月,埃隆·马斯克的SpaceX公司发射了第一组60枚星链卫星。截至2020年6月4日,SpaceX共成功发射并部署了八批60颗星链卫星进入轨道,使得入轨卫星总数达到482颗。

2.2 北斗卫星导航系统

北斗卫星导航系统是中国着眼于国家安全和经济社会发展需要,自主建设运行的全球卫星导航系统。2020年6月23日,我国在西昌卫星发射中心

用长征三号乙运载火箭将最后一颗北斗三号全球组网卫星成功送入预定轨道。至此,北斗三号全球卫星导航系统星座部署全面完成。北斗三号由24颗中圆地球轨道卫星、3颗地球静止轨道卫星和3颗倾斜地球同步轨道卫星,共30颗卫星组成,其轨道构型如图2所示。北斗三号是采用了三种轨道卫星组成的混合星座,与其他卫星导航系统相比,高轨卫星更多,抗遮挡能力强,尤其低纬度地区性能优势更为明显。同时,北斗系统创新融合了导航与通信能力,具备定位导航授时、星基增强、地基增强、精密单点定位、短报文通信和国际搜救等多种服务能力^[22]。

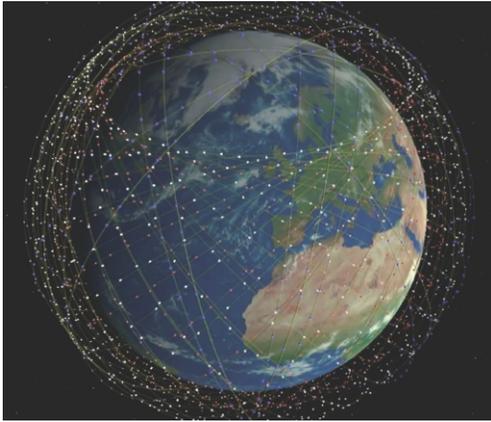


图1 4400颗星链卫星组成的星座

Fig. 1 The constellation of 4400 Starlink satellites

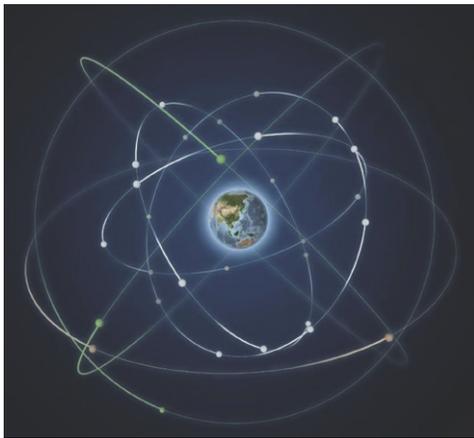


图2 北斗三号全球卫星导航系统星座

Fig. 2 BeiDou-3 global navigation satellite system

2.3 黑杰克项目

黑杰克卫星项目寻求开发体积小、重量轻、功率和成本低的商业卫星平台,加上可快速更新升级的军用载荷来构建低轨军事通信与侦察卫星星座,

其能力与当前地球同步轨道系统相当,而单颗卫星的成本低于600万美元,并且更容易在太空对抗条件下生存与补充。项目最终目标是发展一种由60~200颗卫星组成的星座,运行高度500~1300 km。项目将设立一个操作中心管理所有的卫星及有效载荷,使星座有能力在没有操作中心的情况下运行30天。黑杰克有效载荷的数据处理将在轨完成,无需地面数据处理的支持。黑杰克卫星项目实施分为3个阶段,第一阶段主要开展系统架构研究与设计,第二阶段进行详细设计与集成,第三阶段开展发射和在轨飞行试验。美国国防部预先研究计划局(DARPA)计划于2020年底和2021年将黑杰克项目的小卫星发射到低地球轨道,验证先进的卫星星座自治和空间网状网技术^[23]。这一技术的在轨验证将为空间机构建立在轨网状网络和分布式卫星系统之间的联网问题奠定基础。



图3 黑杰克项目概念图

Fig. 3 DARPA's Blackjack program concept

2.4 F6计划

2007年7月,DARPA发布了一项机构公告,征求F6系统的开发方案。DARPA的F6计划是用包含各种有效载荷和基础功能的异构模块组成无线网络集群,取代传统的高度集成的单体卫星。模块间采用物理分离、无线连接的方式进行功能协同、资源共享,构成一颗虚拟大卫星来完成特定的任务,这种分体结构能够提供与单体卫星相当或更强的任务能力,并且具有显著增强的灵活性和鲁棒性。F6项目的六大关键技术包括:自发现、自动配置、故障自愈的自组织网络技术;安全、可靠、抗干扰的无线通信技术;开放、可扩充性、自适应性、自主容错的分布式计算技术;高效、可靠、无干扰的无

线能量传输技术;自主、碰撞规避、星群分散重聚的星群导航控制技术;以及分布式有效载荷技术。DARPA以研制并发射飞行试验系统为目标,制定了跨度4年的实施路线图,共分4个阶段。该计划的第一阶段为概念和系统设计阶段,于2009年2月完成。考虑到分离模块航天器概念的大量工作是研究以价值为中心的设计方法,其中需要对价值、成本、风险等多项因素进行度量和分析,模型的构建和参数选取需要大量历史数据和工程经验,因此选择工业部门牵头,资助了四个团队进行概念设计,并为不同的分离航天器系统进行了初步设计。2013年,DARPA认为该项任务不值得继续,最终取消了F6计划。



图4 F6系统概念

Fig. 4 DARPA's System F6 network

2.5 ONION项目

ONION项目由欧盟地平线2020计划资助,研究了分布式卫星架构如何应用于地球观测(E0),并提出了分体与联邦卫星系统的概念,以补充哥白尼空间基础设施在2020年至2030年对于极地区域的监测,为欧洲地球观测系统带来竞争优势。与地面网络类似,这些系统设想了卫星功能在多个合作航天器(被视为网络节点)之间的分布,卫星以机会主义的方式共享轨道上的资源,同时执行独立的任务,适用于从地球观测到空间科学的各种应用。

3 DSS的典型应用优势与不足

虽然单体卫星任务在准确性和操作方面仍具有显著优势,但新型分布式体系结构有望提高灵活性、响应能力和对结构和功能变化的适应性。DSS

的典型应用优势如下。

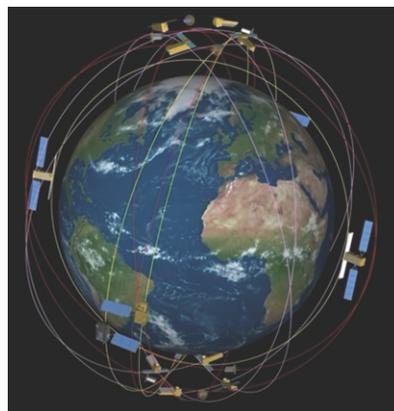


图5 ONION项目概念

Fig. 5 ONION artist's impression

(1)由于其分布式特性,DSS的鲁棒性和系统可用性强。分散功能可以消除单点故障,并允许在节点发生故障时给用户提供服务,甚至在大多数节点无法工作时仍可交付数据。如果提供了对故障做出反应的必要内部机制,则故障节点的服务和功能可能会被系统吸收,从而使系统具有更高的弹性。它们的功能和结构划分也允许在向系统添加新功能时,或者是为了克服永久性故障时替换或添加新节点,从而最小化故障补偿成本。分布式卫星系统具有更强的生存能力,可以吸收更多的点攻击。它们也比单体卫星更具机动性,以避免区域性打击,可以在新的轨道位置进行自组织和自重构,并重新提供服务。

(2)DSS响应能力和适应性也可以通过逐渐开发或部署策略得到增长。通过逐步地向DSS增加新节点,可以满足一系列计划或性能递增任务的关联数据产品的要求。在已经部署的DSS上增加新功能还可以使这些系统适应不断变化的环境或用

户需求,从而补充其灵活性。与单体航天器相比,分布式架构的财务支出也可以分为几个阶段,当成本无法一次性全部承担时,选择可以负担的方式。

(3)DSS通常采用更小、更简单的卫星,使卫星的大规模生产和模块化设计成为可能,减少了卫星设计和生产的时间。另一方面,小卫星发射成本较低,因为它们更轻,对运载火箭的运载能力要求更低,因此更适合快速发射,能够更快的组网、重构并提供服务能力。同时,模块化的设计使卫星系统具有组织灵活、维修方便、适应性强等优点,可有效提高空间系统的可维修性,降低空间系统建设成本,满足空间应用的多任务需求。

(4)DSS可以有效的改善任务性能。一方面,从多个地理位置同时获取数据将提高时间分辨率(即重访时间)。分布式架构允许节点间接下载其数据从而减少数据访问延迟,并实现对大型目标区域的近实时监控。另一方面,增加观测节点的数目也可以在保证高分辨率的情况下获得更大的覆盖范围,单个节点不需要更大的幅宽。该特点的一个实际例子是美国的Planet卫星群,拥有近200颗在轨卫星,可实现每天监测全球一次。除了时间、空间和频谱范围的改善外,DSS还可以通过融合多个航天器的数据来提高角分辨率。

这些新的DSS架构提供了新的系统属性,实现了突破性的功能。但同时也难免带来一些负面影响。

(1)增加了接口、网络和管理等方面的复杂性,这些技术在单体卫星中更成熟也更简单。

(2)小卫星由于体积有限,载重非常小,功率也相对较低,而且运行寿命相对于一般卫星来说非常短,具有较高的风险。

4 新型DSS应用场景

DSS在对地遥感、通信、导航等领域已经得到了广泛的应用,但是其应用潜力不限于此。DSS极大的延伸了系统的测量基线,因此能够充分的应用干涉技术,能够极大地促进光学与微波方面的空间遥测技术发展。DSS的潜在应用可分为行星科学、空间科学、在轨服务三大领域。

在行星科学领域,多颗近距离飞行的卫星可搭

载用于空间遥感和监视,如合成孔径雷达干涉仪或梯度仪。从同时照射给定目标的分离天线获得的雷达数据可以进行差分,以获得地形高度的精确测量或实现动目标检测。类似地,相近的飞行加速计或无拖曳卫星可用于将地球重力场重建到前所未有的分辨率。精确的星间跟踪可以提供多个空间方向的同步测量,以估计整个重力梯度张量。通过使用多个无拖曳卫星对重力异常进行快速测量,可能发现并监测石油或地下水变化以及储量情况。

在空间科学领域,DSS在飞行的过程中,能够在传统的空间观测技术上发展和创新,进行新兴领域的探测,利用观察到的天文数据和物理数据进行分析,极大地促进了空间科学的发展。例如,双航天器望远镜可用于对天文资源进行详细的光谱研究,并直接对系外行星进行成像。红外和可见光波段的多航天器干涉仪被认为是新的天体物理学发现的关键。由三个或更多高性能的航天器组成DSS可以形成重力波天文台,能够探测大质量的黑洞双星,甚至可以构成极高分辨率的合成孔径光学望远镜。

在轨服务领域,DSS可以通过合作或非合作的方式用于空间大型结构的组装、近地目标的检测和特征识别,以及航天器维修、燃料加注等在轨服务任务。从长远来看,新型的DSS,如分离航天器和联邦航天器,将在空间中建立巨大的网络,实现空间中的物联网。

(1)应用场景1:TanDEM-X

高精度数字高程模型是所有现代导航应用的基础,在民用和军事领域都得到了广泛关注。为满足对所有陆地区域进行全局、均匀且高分辨率覆盖的要求,从而为各种应用提供重要信息,德国航空航天中心提出了高分辨率干涉合成孔径雷达(SAR)任务——TanDEM-X^[24]。

TanDEM-X任务概念基于对TerraSAR-X任务的扩展,该任务由两个几乎完全相同的TanDEM-X卫星组成。两颗卫星以300~500m的典型跨轨距离近距离编队飞行,从而提供了一种灵活的单通SAR干涉仪配置,可以根据不同的任务需求选择基线。TanDEM-X编队的主要目标是生成与HRTE-3相对应的全局、一致、及时的高精度数字高程模型。除此之外,TanDEM-X还提供了可配置的SAR干涉

测量平台,用于展示最新的SAR技术和应用,例如数字波束成形,单程极化SAR干涉测量,长轨干涉测量等。

避免近距离编队飞行碰撞是TanDEM-X任务最为关键的问题,为此,提出了双螺旋编队的新轨道概念,以确保安全的轨道分离。为确保SAR干涉测量基线的稳定和精确,德国航空航天中心开发了导航和编队飞行软件包——TAF,实现TanDEM-X的自主编队飞行。



图6 TanDEM-X任务概念图

Fig. 6 Artist's view of bistatic observation by the TanDEM-X configuration

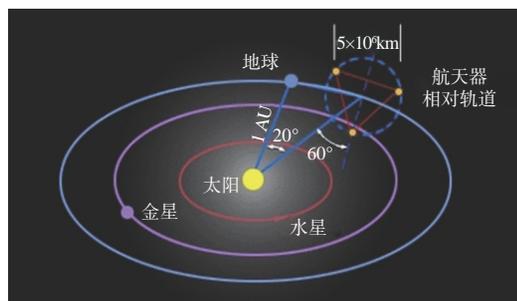
(2)应用场景2:LISA

在频率范围0.1MHz~1Hz之间的低频频段上,宇宙中充满了强大的引力波源,但是由于基线长度限制和地球重力梯度噪声的影响,地面上是无法对这一频段的引力波进行直接测量的。适用于在低频频段上测量引力波的仪器是臂长尽可能长且积分时间长的激光干涉仪,这是航天探测器的主要动力。

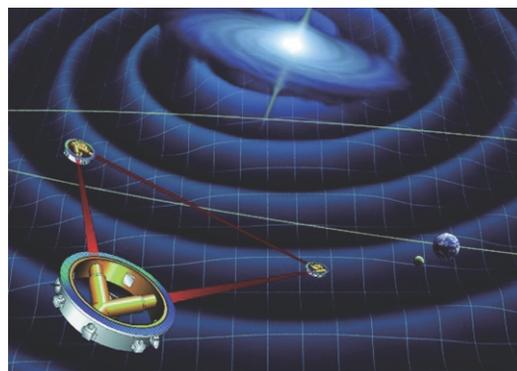
激光干涉空间天线(Laser Interferometer Space Antenna, LISA)是一个由NASA和ESA合作的引力波探测项目。LISA探测器由三个相同的航天器构成,它们将组成一个高精度干涉仪,通过监测航天器内部自由落体测试质量之间距离的微小变化来探测引力波。

LISA概念的一个关键特征三个航天器均采用与地球相同的日心轨道,保持了近等边三角形结构,不需要轨道修正,如图6所示^[25]。LISA与太阳的连线和地球与太阳的连线之间的夹角为 20° ,这种设计是为了尽可能减少地球引力造成的影响。

在每一个航天器上都有两个完全相同的光学台,包含有激光光源、光学分束器、光检测器、光学镜组等组成干涉仪的光学器件。由于每两个航天器之间的夹角为 60° ,每个航天器上的每一个光学平台都会和相邻的航天器上的光学平台发生干涉。LISA的另一项关键特征是每个航天器内部的自由落体测试质量不受引力以外的外力干扰。无拖曳操作使航天器能够跟踪测试质量,同时保护测试质量不受外力的干扰。



(a)轨道构型



(b)任务构想图

图7 LISA任务

Fig. 7 LISA mission((a) Orbital configuration of LISA (b)Artist's conception of LISA spacecraft)

5 发展建议

分布式卫星系统的一些概念在技术上还不成熟,在实现、设计和操作上都存在挑战,针对这些挑战,本文提出以下3项发展建议。

(1)发展卫星自主运行技术。航天器与地面站距离较远会导致通信子系统出现延迟,并且当航天器位于地球背面时,将无法与地面站直接进行通信,使得地面操作人员无法灵活地管理航天器。另一方面,当卫星节点数量很多时,将会给地面站对

卫星的管控带来很大的挑战,因此有必要发展卫星自主运行技术。自主卫星可以进行智能感知、任务规划和执行、分布式决策、故障管理、在轨数据处理,能适应不断变化的环境条件,避免错过任何观测机会,从而提供更好的性能。自主性也被认为是带来新的分布式地球观测功能和允许新的结构功能的一个必要特性。任务计划和调度(MPS)框架是实现卫星任务自主操作的关键组件。利用多智能体系统(MAS)对DSS进行建模是工业界和学术界的一个共同趋势,MAS框架可以为系统提供性能改进并允许复杂的功能。自主性的实现离不开人工智能技术,实际上,人工智能领域已经进行了大量的研究,并提出了多智能体学习、深度强化学习等十分具有应用前景的技术。

(2)发展激光通信技术。下一代卫星系统被设想为异构卫星的动态网络结构,以更高的分辨率覆盖更大的大区域或最小化数据访问延迟。这些新颖的架构利用了已经被广泛应用于地面应用的概念和技术,即无线传感器网络、物联网、多核计算或云服务。卫星节点为它们的基础设施提供数据服务,参与协作工作,甚至在它们之间无线交换资源。对于所有依赖于实时共享大量数据的DSS概念来说,高带宽通信是一种基本的支持技术,以便实时共享载荷数据、相互发送命令或遥测数据。另一方面,网络安全对DSS的成功运行至关重要,对于数据或航天器功能由多个参与者拥有并在网络中共享的商业或军事应用尤其如此。与射频通信相比,激光通信的波长更短,在质量和功耗上都具有优势,同时抗干扰性更强。分布式卫星系统研究机构对激光通信表现出极大的兴趣,因为它可以协调多颗卫星并允许高性能的星间链接,同时最大程度地减少各部分之间的干扰。但是,它们需要精确的指向,以便能够建立光学链接,因此卫星平台需要高精度的姿态确定和控制。

(3)提高计算单元的计算能力。随着高度小型化系统和超低功耗技术的出现,微型和纳米卫星已成为实现多观测节点对地观测任务的适宜平台。与此同时,这些技术的使用对航天器造成了限制,主要是在通信、计算和姿态控制能力方面。但是许多DSS概念依赖于计算单元具有快速处理大量数据的能力,尤其是在携带能够产生大量数据的仪器

的地球观测任务中,如高光谱成像仪或SAR,因此有必要提高星载处理单元的计算能力。

6 结束语

DSS已成为卫星应用的一个重要发展方向,通过对分布式卫星系统的概念与内涵分析,可以将其分为星座、卫星列车、编队、集群、分体卫星系统和联邦卫星系统,并对研究现状进行了综述。最后,分析了DSS的特点和应用场景,重点从工程实现的角度对关键技术的研究提出了思路与建议,为我国DSS的技术发展提供参考。

参 考 文 献

- [1] Selva D, Golkar A, Korobova O, et al. Distributed Earth satellite systems: what is needed to move forward? [J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2017, 14(8): 1-26.
- [2] Green C G B, Massatt P D, Rhodus N W. The GPS 21 primary satellite constellation [J]. Navigation, 1989, 36(1): 9-24.
- [3] ESA Navipedia. BeiDou general introduction [EB/OL]. 2011 [2020]. https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/BeiDou_General_Introduction.
- [4] ESA Navipedia. GLONASS general introduction [EB/OL]. 2011 [2020]. http://www.navipedia.net/index.php/GLONASS_General_Introduction.
- [5] ESA The Europe Space Agency. What is Galileo [EB/OL]. [2020] http://www.esa.int/Applications/Navigation/Galileo/What_is_Galileo.
- [6] Maine K, Devieux C, Swan P. Overview of IRIDIUM satellite network [C]. Wescon/95 Conference Record Microelectronics Communications Technology Producing Quality Products Mobile & Portable Power Emerging Technologies, 2002.
- [7] Gupta O P, Fish C S. Iridium NEXT: a global access for your sensor needs [C]. AGUFM, American, 2010.
- [8] Smith D. Operations innovations for the 48-satellite globalstar constellation [C]. 16th International Communications Satellite Systems Conference, Washington, DC, USA, 1996.
- [9] THALES. Thales Alenia Space to build eight more satellites to grow the O3b constellation [EB/OL]. 2015 [2020]. <https://www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/press-release/thales-alenia-space-build-eight-more-satellites-grow-o3b-constellation>.
- [10] UK-DMC. The disaster monitoring constellation (DMC) [EB/OL]. 2016 [2020]. <https://earth.esa.int/web/guest/missions/3rd-party-missions/current-missions/uk-dmc>.
- [11] Planet Labs. Planet labs at a glance [EB/OL]. 2015 [2020]. http://lps16.esa.int/posterfiles/paper1053/1512.14_One_Sheet_v4.pdf.
- [12] Colomb F R, Varotto C F. SAC-C and the AM constellation:

- three years of achievements [C]. International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST'03, Istanbul, Turkey, 2003.
- [13] Schoeberl M R. The afternoon constellation: a formation of Earth observing systems for the atmosphere and hydrosphere [C]. IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Toronto, Ontario, Canada, 2002.
- [14] Shaw G B, Hastings D E. A generalized analysis methodology for distributed satellite systems [J]. Mission Design & Implementation of Satellite Constellations Space Technology Proceedings, 1998, 1:33-49.
- [15] Lee N, Backes P, Burdick J, et al. Architecture for in-space robotic assembly of a modular space telescope [J]. Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems, 2016, 2 (4):041207.
- [16] Gill E. Together in space: Potentials and challenges of distributed space systems [EB/OL]. 2008 [2020]. http://maebd.di.fct.unl.pt/ano_1920/Seminario/Propostas/edisoft.pdf.
- [17] Beichman C A, Woolf N J, Lindensmith C A. The terrestrial planet finder (TPF): a NASA origins program to search for habitable planets [M]. Pasadena, CA: JPL Publication 99-003 Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 1999.
- [18] Cockell C S, Léger A, Fridlund M, et al. Darwin—a mission to detect and search for life on extrasolar planets [J]. Astrobiology, 2009, 9:1-22.
- [19] Molette P, Cougnet C, Saint-Aubert P, et al. Technical and economical comparison between a modular geostationary space platform and a cluster of satellites [J]. Acta Astronautica, 1984, 11(12):771 - 784.
- [20] Brown O, Eremenko P. Fractionated space architectures: a vision for responsive space [EB/OL]. 2006 [2020]. <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA504007>.
- [21] Golkar A, Ignasi L I C. The federated satellite systems paradigm: concept and business case evaluation [J]. Acta Astronautica, 2015, 111:230-248.
- [22] 北斗卫星导航系统. 北斗卫星导航系统介绍 [EB/OL]. 2017 [2020]. http://www.beidou.gov.cn/xt/xtjs/201710/t20171011_280.html.
- [23] DARPA. Blackjack [EB/OL]. 2020 [2020]. <https://www.darpa.mil/program/blackjack>.
- [24] ESA. TanDEM-X: TerraSAR-X add-on for digital elevation measurement [EB/OL]. 2019 [2020]. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tandem-x>.
- [25] LISA. LISA mission proposal [EB/OL]. 2017 [2020]. <https://www.lisamission.org/articles/lisa-mission/lisa-mission-gravitational-universe>.

作者简介:



董勇(1965-),男,硕士,高级工程师,主要研究方向为航天器体系及系统工程。



张治彬(1995-),男,博士研究生,主要研究方向为航天器智能控制。本文通信作者。



李新洪(1972-),男,博士,教授,主要研究方向为航天器应用、航天任务分析与设计。



李伟杰(1981-),男,博士,高级工程师,主要研究方向为航天器结构与在轨测量技术。



张国辉(1995-),男,博士研究生,主要研究方向为航天任务分析与设计。

[引用格式] 郭继峰, 于晓强, 郑红星, 等. 行星车自主探测融合路径规划[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):17-23.

行星车自主探测融合路径规划

郭继峰, 于晓强, 郑红星, 颜鹏

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

摘要: 行星车在星体表面自主探测过程中, 路径规划技术作为其自主决策系统的重要组成部分, 是行星车能够安全高效地进行自主巡视探测的必需技术。针对行星车自主探测的路径规划问题, 提出了一种全局与局部规划结合的行星车自主探测融合路径规划方法。首先基于行星表面数字高程模型生成了综合平滑度地图, 然后提出了一种融合路径规划方法, 先基于综合平滑度信息改进了A*算法启发式函数, 用于指导算法生成全局最优路径, 然后应用动态窗口法进行实时路径规划, 生成满足行星车能力约束的平滑路径。仿真结果表明, 所提融合路径规划算法可使探测路径在全局最优的基础上保证路径可行, 可提高行星探测任务的成功性和可靠性, 为更加完备高效的自主行星探测任务提供技术支持。

关键词: 行星探测; 综合平滑度地图; A*算法; 动态窗口法; 融合路径规划

中图分类号: V476.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-17-07

Fusion Path Planning of Planetary Vehicle Autonomous Detection

GUO Jifeng, YU Xiaoliang, ZHENG Hongxing, YAN Peng

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In the process of planetary vehicle autonomous detection on the planet surface, path planning technology, as an important part of its autonomous decision-making system, is a necessary technology for planetary vehicles to carry out independent inspection and detection safely and efficiently. Aiming at the path planning problem of planetary vehicle autonomous detection, a fusion path planning method combining global and local planning is proposed. Firstly, the comprehensive smoothness map is generated based on the digital elevation model of the planet surface, and then a fusion path planning method is proposed. The A* algorithm heuristic function is improved based on the comprehensive smoothness information to guide the algorithm to generate the global optimal path. Then the dynamic window approach is applied to real-time path planning to generate a smooth path that meets the constraints of planetary vehicle capability. The simulation results show that the fusion path planning algorithm proposed can ensure that the path is feasible based on the global optimal detection path, improve the success and reliability of planetary exploration missions, and provide technical support for more complete and efficient autonomous planetary exploration missions.

Key words: Planetary Exploration; Comprehensive Smoothness Map; A* Algorithm; Dynamic Window Method; Fusion Path Planning

1 引言

随着航天技术的不断发展,各航天大国都相继制定了目标宏伟、各具特色的深空探测计划^[1],在这些计划中,具备自主感知、规划和控制能力的行星车是各国研究计划中的重要组成部分。例如,美国喷气推进实验室提出的全地形六角形地形探测者计划^[2]以及美国国家航空航天局(NASA)提出的空间探索飞行器^[3]等,旨在开发具备高自主、全地形转移能力的巡视机器人。欧空局火星外空生物学计划拟开发出可以在火星表面自动导航的行星车,用于寻找火星生命过去在火星上的生物标记^[4]。日本宇航局和NASA合作参与阿尔忒弥斯计划,正在共同研发具备超过10000公里巡视能力的氢动力行星车,以支持未来月球基地建设的计划^[5]。我国的嫦娥四号探月工程及天问一号火星探测也分别开发出了具备自主探测能力的行星车。行星车的自主移动及探测能力无疑会给行星探测提供更加自主、鲁棒、高效的探测模式,在深空探测领域具有重要的研究意义。

路径规划技术作为行星车自主探测中最重要的一环,是行星车能够进行安全巡视的必需技术。行星车的路径规划方法可按照环境信息获取手段的不同分为基于离线地图信息的全局路径规划和基于实时传感信息的局部路径规划。

针对行星探测的全局路径规划,文献[6]提出了一种基于月面数字高程地图的大范围自主探测快速安全路径规划算法,在保证路径安全性的基础上加快了搜索速度,提高了月球车自主探测过程的效率及安全性。文献[7]根据履带式 and 轮式巡视机器人不同的运动特性,分析了行星车自身能力及外部环境约束对规划路径的影响,并对其规划路径进行了评估,验证了方法的有效性。目前全局规划算法着重于在一定评价标准下(如路径长度最短、消耗能量最少等)求解出最优路径,缺少对行星车动力学约束以及路径可行性的考虑。

针对行星探测局部路径规划,文献[8]提出了基于深度强化学习理论的路径规划方法,解决了传统规划算法对先验地图信息的依赖性。该方法直接从传感器信息映射出动作指令,再发布给行星车,仿真实验表明,该算法对不同环境均具有一定

的适应性。文献[9]提出基于深度强化学习方法的行星车协同探测方法,可以根据不同的环境调整自身的策略,使行星车具备自学习能力,可以快速有效地探测给定区域。目前局部路径规划主要针对较小区域且考虑精确约束的避障路径规划,缺少对路径全局最优性的考虑,会出现探测结果偏离目标点甚至使全局目标点不可达的情况。

综上,本文提出了一种全局与局部融合的行星探测路径规划方法。首先基于行星表面数字高程模型(Digital Elevation Model, DEM)生成了综合平滑度地图,然后提出了一种融合改进A*算法和动态窗口法的融合路径规划方法,基于综合平滑度信息设计了启发式函数,用于指导A*算法生成全局最优路径,然后应用动态窗口法进行实时路径规划,生成满足行星车能力约束的平滑路径,从而在探测路径全局最优的基础上保证路径可行,提高了行星探测任务的成功性和可靠性。最后选取月球赤道附近地形具有代表性特征的区域作为仿真场景,验证了本文方法的有效性。

2 综合平滑度地图

2.1 地形特征提取

行星表面DEM地图是获取行星地形信息的主要方式。DEM数据以栅格形式存储了行星表面每个位置的高程信息,不能直接作为路径规划中的环境地图,需要在DEM数据中分析提取地形特征。本文主要从坡度、起伏度以及粗糙度三个方面对行星表面的基本地形要素进行分析和提取,采用滚动窗口的形式计算DEM地图每个栅格内的地形特征,即通过设置一个3×3大小的滚动窗口,将窗口内的地形信息作为中心栅格的地形特征。

地形坡度 θ 可由下式计算:

$$\theta = \arctan\left(\sqrt{f_x^2 + f_y^2}\right) \quad (1)$$

式中, f_x 、 f_y 为中心栅格东西方向和南北方向高程变化率,采用三阶不带权差分方法计算得到:

$$f_x = \frac{(H_7 - H_1 + H_8 - H_2 + H_9 - H_3)}{6p} \quad (2)$$

$$f_y = \frac{(H_3 - H_1 + H_6 - H_4 + H_9 - H_7)}{6p}$$

式中, $H_1 \sim H_9$ 分别为3×3窗口内部的9个栅格对应的

高程值, p 为 DEM 数据的分辨率大小。

地形起伏度 R 可由窗口内高程最大值与高程最小值的差计算而来, 即:

$$R = H_{\max} - H_{\min} \quad (3)$$

式中, H_{\max} 、 H_{\min} 分别表示窗口内的最大高程值与最小高程值。

地形粗糙度 δ 可由窗口内所有点的高程值标准差计算而来, 即:

$$\delta = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^9 (H_i - \bar{H})^2}{9}} \quad (4)$$

式中, H_i 为窗口内所有栅格对应的高程值, \bar{H} 为窗口内所有高程值的平均值。

通过滚动窗口在 DEM 地图上依次计算, 可以得到地图中所有位置的地形信息, 为后续生成综合平滑度地图提供地形特征。

2.2 综合平滑度地图生成

为了保证行星车的安全探测, 需要根据地形特征和行星车的运动能力来分析地形的可通过性, 本节将可通过性分析转化为对地形综合平滑度的分析, 地形综合平滑度越高, 可通过性越高, 否则可通过性越低。本节分别定义了坡度平滑度 S_{slope} 、起伏度平滑度 S_{relief} 和粗略平滑度 S_{rough} , 如下所示:

$$\begin{aligned} S_{\text{slope}} &= 1 - \min\left(\frac{\theta}{\theta_{\max}}, 1\right) \\ S_{\text{relief}} &= 1 - \min\left(\frac{R}{R_{\max}}, 1\right) \\ S_{\text{rough}} &= 1 - \min\left(\frac{\delta}{\delta_{\max}}, 1\right) \end{aligned} \quad (5)$$

式中, 根据行星车运动能力约束, 设置最大坡度、起伏度、粗糙度的阈值限制分别为 $\theta_{\max}=20^\circ$, $R_{\max}=p/2$, $\delta_{\max}=p/5$ 。由于行星车在移动过程中要综合考虑坡度、起伏度、粗糙度等各种地形约束, 所以本文将综合平滑度 S_{com} 定义为三者的最小值:

$$S_{\text{com}} = \min(S_{\text{slope}}, S_{\text{relief}}, S_{\text{rough}}) \quad (6)$$

通过上节计算得到的地图中各点的地形特征, 就可计算各平滑度信息, 最终生成综合平滑度地图, 为后续进行融合路径规划提供参考。

3 融合路径规划

由于行星探测任务的高风险性与高代价性, 必

须保证路径规划算法的结果具有全局最优性, 避免出现探测结果偏离目标点甚至全局目标点不可达的情况。本节选用具有路径最优性保证的 A* 算法进行改进, 首先结合地形综合平滑度信息设计了一种综合代价函数, 作为改进 A* 算法的移动代价估计, 最终规划出路径平滑度最优的全局路径。然后应用融合动态窗口算法进行实时路径规划, 生成满足行星车能力约束的平滑路径, 从而在探测路径全局最优的基础上保证路径可行, 提高了行星探测任务的成功性和可靠性。

3.1 改进 A* 算法

A* 即 A-Star 算法, 是一种常用的求解最短路径最有效的启发式搜索方法^[10], 根据启发式函数 $f(n)$ 指导搜索节点的扩展, 定义为: $f(n)=g(n)+h(n)$, 其中, $f(n)$ 是从初始节点经由节点 n 到目标节点的代价估计, $g(n)$ 是在状态空间中从初始节点到节点 n 的实际代价, $h(n)$ 是从节点 n 到目标节点的估计代价。当启发式函数 $f(n)$ 满足一致性条件时, A* 可以找到最优解。A* 算法在扩展搜索过程中, 待检测的节点储存在 OPEN 表中, 而已检测过的节点则储存在 CLOSE 表中, 然后扩展当前节点 n 的所有邻居节点加入 OPEN 表中, 再选择 $f(n)$ 最小的节点进行扩展, 如此迭代直至搜索到目标节点。然后使用父节点储存回溯节点, 从目标节点回溯最终路径。具体算法详见算法 1。

算法 1: A* 算法

1. 输入: $Map, Start, Goal$
2. $Openlist = Start$ // 初始化 OPEN 表
3. $Closetlist = []$ // 初始化 CLOSE 表
4. $f_score(start) = heuristic_safe(Start, Goal)$ // 初始化 $f(n)$
5. $g_score(start) = 0$ // 初始化 $g(n)$
6. $parent = Map$ // 初始化父节点查询表
7. **while** $Openlist \neq NULL$ **do**
8. $current =$ the node in $openlist$ having the lowest f_score value
9. **if** $current = goal$ // 到达目标节点
10. **return** $reconstruct_path(parent, current)$
11. **end**
12. $Openlist.Remove(current)$
13. $Closetlist.Add(current)$
14. **for each free neighbor** v **of** $current$ **do**
15. $g_score_temp = g_score(current) + diagonal_dist(current, v)$
16. **if** $g_score_temp < g_score[v]$ **or** v not in $Openlist$
17. $g_score[v] = g_score_temp$
18. $f_score[v] = g_score[v] + heuristic_safe(v, Goal)$
19. $parent(v) = current$
20. **if** v not in $Openlist$
21. $Openlist = [Openlist, v]$

```

22.     end
23.     end
24.     end
25. end
26. return failure
27. function reconstruct_path(parent, current)
28.     path = [current]
29.     while current ≠ Start do
30.         current = parent(current)
31.         path = [path, current]
32.     end
33.     return path

```

本节结合地形综合平滑度定义了一个综合启发式函数 $f_{com}()$, 指导 A* 算法进行全局最优路径搜索, 最终规划出路径平滑度最优的全局路径, 定义为:

$$f_{com}(n) = g(n) + \alpha_s \cdot (1 - S_{com}) + Diagonal_heuristic(n) \quad (7)$$

式中, $g(n)$ 是从起始节点到节点 n 的实际距离代价, $Diagonal_heuristic()$ 为对角启发式距离函数, 也可替换为欧氏距离函数或其他满足一致性条件的启发式函数。 $\alpha_s \in [0, 1]$ 为地形权重因子, 可以人为设定来调节算法在不同区域、不同场景下的侧重情况, 增大 α_s 可以使算法更侧重于选择平坦区域, 确保探测安全性, 减小 α_s 可以使算法更侧重于选择距离最优路径, 确保探测效率。

3.2 动态窗口法

动态窗口法 (Dynamic Window Approach, DWA) 是一种常用的平面移动机器人在线避障规划算法^[11]。其原理是在速度空间 (v, ω) 中采样多组不同的速度, 将搜索空间减小到在动态约束下可达的速度, 从而将机器人的动力学特性融入到该方法中。然后预测该速度在一段时间后的轨迹, 采用一定的轨迹评价函数对轨迹评价, 选择出最优轨迹对应的速度指令, 发送给机器人控制系统。DWA 算法的基本思路如下:

(1) 速度空间中离散采样

由于在二维采样空间中存在多组速度, 需要根据行星车本身的能力约束和环境约束将采样速度控制在一定范围内, 具体限制如下:

① 自身可达速度的能力限制:

$$V_m = \{v \in [v_{min}, v_{max}], \omega \in [\omega_{min}, \omega_{max}]\} \quad (8)$$

② 行星车安全距离限制:

$$V_a = \left\{ (v, \omega) \mid v \leq \sqrt{2 \cdot dist(v, \omega) \cdot \dot{v}_b} \wedge \omega \leq \sqrt{2 \cdot dist(v, \omega) \cdot \dot{\omega}_b} \right\} \quad (9)$$

式中, $dist(v, \omega)$ 是该采样速度下对应轨迹上与最近障碍物的距离, $\dot{v}_b, \dot{\omega}_b$ 分别是制动线加速度与角加速度。

③ 自身加速度限制:

$$V_d = \left\{ (v, \omega) \mid v \in [v_a - \dot{v} \cdot t, v_a + \dot{v} \cdot t] \wedge \omega \in [\omega_a - \dot{\omega} \cdot t, \omega_a + \dot{\omega} \cdot t] \right\} \quad (10)$$

(2) 轨迹评价

根据采样得到的速度样本, 预测得到的多数轨迹都具有可行性, 所以需要设计评价函数对可行轨迹进行评价, 选择最优的采样速度组。本节采用的评价函数如下:

$$G(v, \omega) = \sigma [\alpha \cdot heading(v, \omega) + \beta \cdot dist(v, \omega) + \gamma \cdot velocity(v, \omega)] \quad (11)$$

式中: $heading(v, \omega)$ 是方位角评价函数, 评价预测轨迹末端朝向和目标之间的角度差, 定义如下:

$$heading(v, \omega) = \frac{1}{|\omega - \omega_{goal}|}$$

式中, ω 为预测轨迹末端朝向方位角, ω_{goal} 为终点方位角。

$dist(v, \omega)$ 是安全距离评价函数, 表示预测轨迹上与最近的障碍物距离。 $velocity(v, \omega)$ 是速度评价函数, 用于评价当前预测轨迹的速度大小; σ 为归一化平滑函数, 为了防止不同量纲的参数综合导致某项参数占比过高, 通过归一化平滑处理得到最终的评价指标, 函数形式如下。

$$\sigma = \frac{E_i}{\sum_{i=1}^n E_i}$$

式中, E_i 为第 i 项评估函数的值。

评价函数的作用是选取行星车在避开障碍物的同时以较快的速度朝向目标点运动的最优轨迹。选择评价函数最高的轨迹后, 将相关速度作为控制指令控制行星车前进, 并在下个步长重复上述过程, 最终实现行星车的实时避障规划。

3.3 融合算法

DWA 算法根据行星车检测到的局部窗口环境信息, 可实现在线实时规划避障路径。但是, 该方法没有考虑路径的全局最优性, 存在陷入局部最优

的致命问题,故本节融合改进A*算法和DWA算法进行融合路径规划,以互相弥补全局及局部规划算法存在的主要弊端。

本节根据改进A*算法生成的全局最优路径,设计了DWA算法的动态窗口评价函数,将动态窗口的目标点设置为与行星车距离最近的全局最优路径点。这样改进使得局部路径规划可以遵循全局最优路径,从而避免了陷入局部最优。融合后算法可以通过修改改进A*算法的地形权重因子调节全局路径的侧重,应对不同的探测需求和地形生成不同的全局最优路径,同时通过修改DWA算法的参数可以根据行星车能力范围及地形情况调节局部避障路径,最终在探测路径全局最优的基础上保证路径稳妥可行,提高了行星探测任务的可行性和可靠性。

4 仿真结果及分析

4.1 仿真场景

由于行星表面DEM地图是获取行星地形信息的主要方式,本文采用月球嫦娥二号CE2TMap2015数据集作为行星表面DEM地图数据代表,验证本文所提方法有效性。首先选取月球赤道附近地形具有代表性特征的区域作为行星车自主探测仿真场景,该区域DEM地图及地形特征信息如图1所示,范围约150km×250km(3000×5000栅格)。

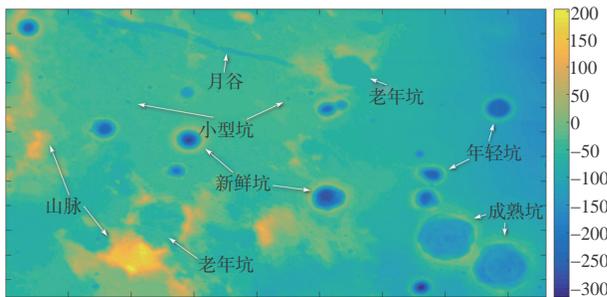


图1 仿真场景DEM地图及主要地形特征

Fig. 1 The DEM map and main terrain features of simulation scene

本文所有算法的仿真测试软件环境为Windows 10 + MATLAB 2016,硬件环境为Intel(R) Core(TM)i5-7200U CPU + 12.0GB RAM。

4.2 综合平滑度地图仿真结果

本节首先根据第二章所提地图处理方法对该

区域生成综合平滑度地图,如图2所示。由图2可以看出,本节所提出的地形计算方法可以较好的还原行星表面地形特征,对环形山边缘、小型山脉等危险区域有很好的提取效果。并且平滑度地图可以很好地表示出平坦区域(图中较亮区域),为后续路径规划提供参考。

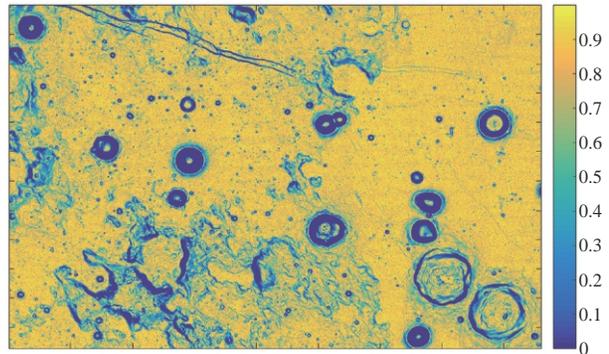


图2 综合平滑度地图

Fig. 2 Comprehensive smoothness map

4.3 融合路径规划仿真结果

根据上节生成的综合平滑度地图,本节分析本文融合路径规划算法有效性。首先测试改进A*算法中不同地形权重因子对生成路径的影响,本节分别设定以下三种情况进行仿真:路径1: $\alpha_s = 0.1$;路径2: $\alpha_s = 0.5$;路径3: $\alpha_s = 1$ 。改进A*算法参数设置如下:仿真步长为1栅格(50m),起点(50,50),终点(4950,2950)。DWA算法参数设置如下:最大线速度为 $v_{\max} = 1.0\text{m/s}$,最大线加速度为 $v_{a\max} = 0.2\text{m/s}^2$,最大角速度为 $w_{\max} = 20.0^\circ/\text{s}$,最大角加速度为 $w_{a\max} = 5.0^\circ/\text{s}^2$,线速度采样间隔为0.01m/s,角速度采样间隔为 $1.0^\circ/\text{s}$,时间步长为0.1s,预测步长为2.0s,评价函数参数 $\alpha = 0.1$ 、 $\beta = 0.2$ 、 $\gamma = 0.1$ 。仿真结果如图3所示。

由图3可以看出,融合路径规划算法中,地形权重因子 α_s 较大的路径能更好地选择图中的平坦区域(较明亮区域)。本文对不同地形因子 α_s 情况下算法的性能表现做了对比,结果如表1所示。可以看出,随着地形因子 α_s 的增大,算法生成的路径长度以及搜索时间变大,但路径整体综合平滑度更好,证明 α_s 可以调节算法的距离最优性和安全最优性,可以在平坦的区域增大 α_s 以增强算法的性能,而在危险的区域减小 α_s 来确保生成路径的安全性。

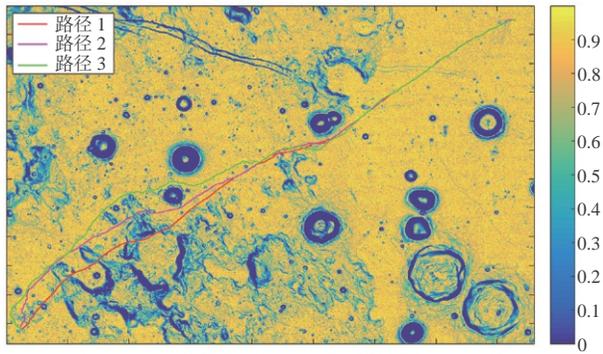


图3 不同地形权重因子路径对比

Fig. 3 Comparison of paths under different factors

表1 不同地形权重因子下算法的性能表现

Table 1 Performance of the algorithm under different terrain weight factors

性能项	路径1	路径2	路径3
路径长度/grid	4926	5202	5511
平均综合平滑度	0.8474	0.8909	0.9224
最小平滑度	0.171	0.385	0.534
搜索时间/s	129.3	144.1	175.7

本节将融合路径规划算法($\alpha_s=1$)与标准A*算法,以及JPS算法^[12]进行对比,各算法生成路径如图4所示。由图4可以看出,相比于其他算法,本文所提出的融合算法搜索出的路径会尽量选择离障碍较远的安全区域,提高了探测路径的安全性。

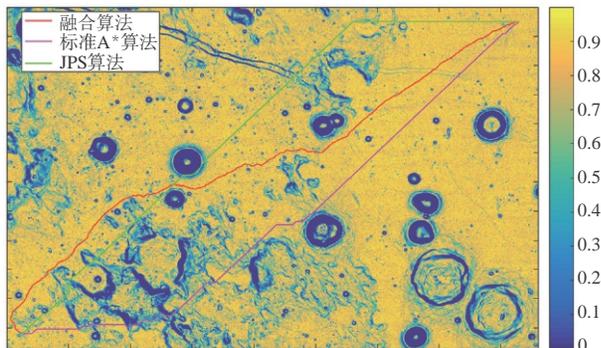


图4 不同算法生成路径对比

Fig. 4 Comparison of paths generated by different algorithms

本节对比了三种算法的性能表现,如表2所示。由表2可以看出,相比于其他两种算法,融合算法生成路径的平均综合平滑度提高大约20%,同时最小平滑度也明显提高,保证了探测过程的安全性。而由于本文所提出的融合算法包括局部实时规划过程,所以算法搜索时间明显高于其他两个全

局规划算法,但可保证规划出的路径真实可行,提高了探测任务的可靠性。

表2 不同算法的性能表现对比

Table 2 Performance comparison of different algorithms

性能项	融合算法	标准A*算法	JPS算法
路径长度/grid	5511	4842	5106
平均综合平滑度	0.9224	0.7511	0.7153
最小平滑度	0.534	0.0915	0.1025
搜索时间/s	25.1(全局)+150.6(局部)	18.5	10.7

5 结论

本文提出了一种基于行星表面数字高程图的行星车自主探测融合路径规划算法,主要得出了以下结论:

(1) 根据行星表面DEM地图,分别提出了行星表面地形特征提取方法、综合平滑度计算方法。在此基础上生成综合平滑度图,为后续的融合路径规划提供参考。

(2) 提出了改进A*算法和DWA算法的融合路径规划算法,设计了基于综合平滑度信息的综合启发式函数,可以指导算法根据相关性能生成不同的全局最优路径,并利用DWA算法生成实时避障路径,保证规划路径真实可行,提高了行星探测任务的成功性和可靠性。最后选取月球赤道附近地形具有代表性特征的区域作为仿真场景,验证了本文方法的有效性。

参考文献

- [1] 刘继忠, 胡朝斌, 庞涪川, 等. 深空探测发展战略研究[J]. 技术科学, 2020, 50(9): 1126-1139.
- [2] Brian D. The Athlete Rover[EB/OL]. 2017[2020]. http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_748.html.
- [3] Abercromby A, Gernhardt M L, Jadwick J. Evaluation of dual multi-mission space exploration vehicle operations during simulated planetary surface exploration[J]. Acta Astronautica, 2013, 90(2): 203-214.
- [4] Vago J, Witasse O, Svedhem H, et al. ESA ExoMars program: the next step in exploring Mars[J]. Solar System Research, 2015, 49(7): 518-528.
- [5] Dutch M, Ehrenfried V. Artemis lunar program: returning people to the Moon[M]. Switzerland: Springer, 2020.
- [6] 于晓强, 郭继峰, 赵毓, 等. 月面巡视机器人快速安全路径

- 规划[J/OL]. 2020[2020]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20200628.1545.022.html>.
- [7] Sutoh M, Otsuki M, Wakabayashi S, et al. The right path: comprehensive path planning for lunar exploration rovers [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2015, 22(1): 22-33.
- [8] 周思雨, 白成超. 基于深度强化学习的行星车路径规划方法研究[J]. 无人系统技术, 2019, 2(4): 38-45.
- [9] 罗汝斌, 颜鹏. 无人行星车自适应协同探测方法[J]. 无人系统技术, 2019, 2(3): 37-42.
- [10] Hart P E, Nilsson N J, Raphael B. A formal basis for the heuristic determination of minimum cost paths in graphs [J]. IEEE Transactions on Systems Science and Cybernetics, 1968, 4(2): 100-107.
- [11] Fox D, Burgard W, Thrun S. The dynamic window approach to collision avoidance[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 1997, 4(1): 23-33.
- [12] Harabor D D, Grastien A. Online graph pruning for pathfinding on grid maps [C]. Twenty-Fifth AAAI Conference on Artificial

Intelligence, Texas, 2011.

作者简介:



郭继峰(1977-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为智能感知与自主规划、智能无人系统等。本文通信作者。



于晓强(1994-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为行星探测, 路径规划, 智能决策。



郑红星(1990-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为空间无人系统任务规划。



颜鹏(1996-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为无人系统智能决策。

[引用格式] 史人赫, 宝音贺西, 龙腾, 等. 基于网格编码差分进化的在轨服务星群任务规划方法[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):24-29.

基于网格编码差分进化的在轨服务星群任务规划方法

史人赫¹, 宝音贺西¹, 龙腾^{2,3}, 魏钊^{2,3}

(1. 清华大学航天航空学院, 北京 100084; 2. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081;

3. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要: 以共面圆轨道卫星星群一对一在轨服务问题为对象, 提出了一种基于网格编码差分进化的在轨服务任务规划方法。首先, 综合考虑速度增量和变轨时间等指标, 基于双脉冲霍曼转移构建了一种两层任务规划框架。在此基础上, 提出了一种新型网格编码差分进化方法。该方法引入序列逐次枚举思想, 快速生成满足一对一任务约束的任务指派矩阵, 并定制一种面向离散网格编码的差分变异操作, 在保证任务规划方案可行性的前提下实现设计空间的高效探索, 从而有效求解在轨服务任务规划问题。卫星星群在轨服务任务规划案例表明, 本文提出的网格编码差分进化方法能够获取满足工程需求的任务规划结果, 且计算效率较传统遗传算法提升了约90%, 从而验证了本文研究工作的有效性和工程实用性。

关键词: 在轨服务; 任务规划; 网格编码; 差分进化; 霍曼转移

中图分类号: V423.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-24-06

On-Orbit Servicing Mission Planning Method Using Grid Coding Based Differential Evolutionary

SHI Renhe¹, BAOYIN Hexi¹, LONG Teng^{2,3}, WEI Zhao^{2,3}

(1. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

3. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China;)

Abstract: Focusing on the one-to-one on-orbit servicing problem of satellites in coplanar circle orbits, an on-orbit servicing mission planning method using grid coding based differential evolutionary is developed. Firstly, considering the velocity increment and transfer time, a two-level mission planning framework is established using Hohmann transfer. Then, a novel grid coding based differential evolutionary method is proposed. In this approach, the feasible mission planning matrix is rapidly generated based on the notion of sequential local enumeration, and a discretized grid coding based differential mutation operation is tailored to efficiently explore the design space, which is able to effectively solve the on-orbit servicing mission planning problem. The on-orbit servicing mission planning example illustrates that the proposed method can find feasible mission planning results. Furthermore, the computation cost of the proposed method is saved by about 90%, which illustrates the effectiveness and practicality of the proposed method.

Key words: On-orbit Servicing; Mission Planning; Grid Coding; Differential Evolutionary; Hohmann Transfer

1 引言

为了保证空间系统在恶劣的空间环境中能够长期稳定的在轨运行,在轨服务应运而生。在轨服务是指人或者服务航天器针对空间系统进行的各类空间操作^[1],主要包括在轨装配、在轨监测、在轨维护、空间碎片清理等^[2]。在轨服务为空间任务的实施提供了更多选择,具有延长在轨系统寿命、提升任务执行能力、降低初始成本、增强在轨灵活性和适应性等重要意义^[3]。目前,以美国为首的发达国家高度重视在轨服务技术的发展,开展了轨道快车、凤凰等在轨服务技术验证计划^[4-5]。作为在轨服务任务实施的前端和顶层,在轨服务任务规划主要通过求解多空间目标交会问题,在满足各类复杂约束条件下,确定服务航天器对目标航天器的轨道转移与交会方案,使得在轨服务任务效益最大化^[6]。如何有效求解复杂在轨服务任务规划问题,成为了国内外研究热点。

按照在轨服务任务的不同,在轨服务通常可以分为一对一、一对多、多对一和多对多等不同模式。目前,国内外围绕不同模式下的在轨服务任务规划技术开展了广泛研究。例如,文献[6]围绕不同任务场景下的在轨服务任务规划模型开展了系统研究;Yu等^[7]考虑服务窗口、末端状态、时间分配等约束,以总速度增量最小为目标,建立了离散连续混合的空间碎片主动清除任务规划模型,并通过定制的粒子群优化算法对任务规划问题进行了求解;Yang等^[8]建立了考虑最大回报值的多空间碎片主动清理预先任务规划模型,提出了一种贪婪启发式算法,实现了该问题的高效求解;Madakat等^[9]针对LEO空间碎片清理问题建立了双目标的旅行商问题模型,并通过分支定界方法完成了求解;梁彦刚等^[10]采用多目标遗传算法求解在轨服务航天器任务指派问题,获取了速度增量-变轨时间的Pareto前沿;Baranov^[11]等人针对地球静止轨道空间碎片清理任务规划问题,为服务航天器设计了两阶段的最优轨道转移方案。

为了进一步提高在轨服务任务规划求解效率,本文以共面圆轨道卫星星群一对一在轨服务问题为对象,开展基于网格编码差分进化的在轨服务任务规划方法研究,在两层任务规划框架的基础上,

通过定制一种新型网格编码生成技术与差分变异操作机制,实现共面圆轨道卫星星群一对一在轨服务规划问题的有效求解。

2 在轨服务任务规划模型

2.1 一对一在轨服务任务规划框架

本文研究的在轨服务任务规划问题采用一对一工作模式,即一颗服务星对一颗目标星进行服务,且服务卫星星群和目标卫星星群位于共面圆轨道,各目标星的优先级相同。为了实现在轨服务任务规划问题的高效求解,本文构建了如图1所示的两层任务规划框架。其中,任务分配层通过定制的网络编码差分进化算法,生成满足一对一约束的服务星任务指派方案;规划求解层中,服务星群按照任务分配结果通过双脉冲霍曼转移实现和对应目标星的空间交会,并计算轨道转移时间、速度增量等指标作为任务规划目标函数;最终根据优化收敛条件,判断任务规划求解过程是否终止。

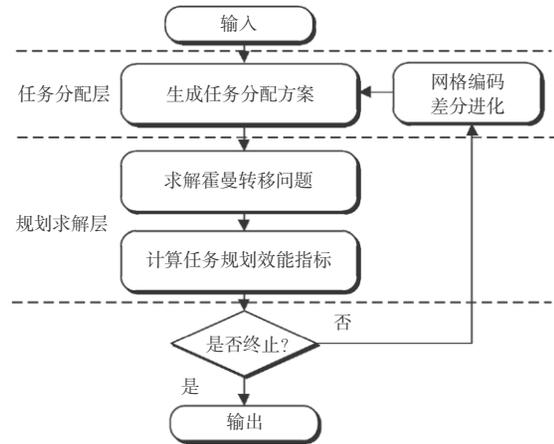


图1 在轨服务任务规划框架

Fig. 1 On-orbit servicing mission planning framework

基于上述在轨服务任务规划框架,建立如式(1)所示的一对一在轨服务任务规划优化问题的数学模型:

$$\begin{aligned}
 & \text{find} && X(x_{ij}) \\
 & \text{min} && f(X) = w_1 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m t_{ij}/t_0 \cdot x_{ij} + w_2 \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \Delta v_{ij}/v_0 \cdot x_{ij} \\
 & \text{s.t.} && \begin{cases} g_1 = \sum_{i=1}^n x_{ij} - 1 = 0 \\ g_2 = \sum_{j=1}^m x_{ij} - 1 \leq 0 \end{cases} \quad (1)
 \end{aligned}$$

其中, X 为指派变量矩阵, 其元素 $x_{ij}=1$ 时表示第 i 个服务星对第 j 个目标星进行服务, $x_{ij}=0$ 表示不存在服务关系; t_i 和 Δv_i 分别为第 i 个服务星轨道转移时间与变轨所需速度增量, 由空间交会模型计算得到; w_1 和 w_2 分别为在轨服务任务时间和能量指标的加权系数; t_0 和 v_0 为归一化因子, 用以消除不同指标量级造成的差别; 约束条件 g_1 表示每个目标星必须且只能接受一个服务星; 约束条件 g_2 表示每个服务星最多服务一个目标星。

2.2 双脉冲霍曼转移模型

本节对在轨服务任务规划框架采用的双脉冲霍曼转移模型进行简要介绍。双脉冲霍曼转移过程如图2所示, 服务星在轨道半径为 r_1 的圆轨道 C_1 的任意点 P 处产生第一个速度增量 Δv_1 , 进入椭圆转移轨道 E , 并在 E 的远地点 A 产生第二个速度增量 Δv_2 , 进入半径为 r_2 的圆轨道 C_2 。

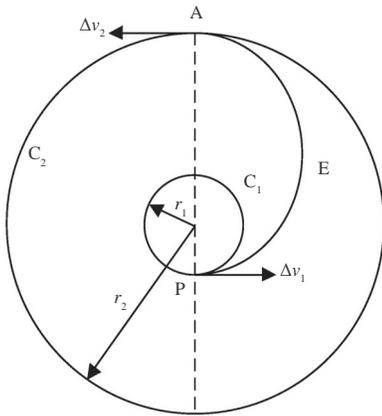


图2 霍曼转移过程示意图

Fig. 2 Illustration of Hohmann transfer

霍曼转移过程两次脉冲所需的速度增量如式(2)所示:

$$\begin{aligned} \Delta v_1 &= v_{EP} - v_{C1} = v_{C1} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right) \\ \Delta v_2 &= v_{C2} - v_{EA} = v_{C2} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

其中, v_{C1} 和 v_{C2} 分别为半径 r_1 和 r_2 圆轨道的速度。对应的霍曼转移变轨时间为:

$$t_r = \frac{\pi}{\sqrt{\mu_e}} \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right)^{3/2} \quad (3)$$

其中, $\mu_e = 398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 为地球常数。

此外, 为了实现服务星与目标星的交会, 在轨道转移前目标星需要超前服务星一个提前角 θ_{ti} , 因此服务星需要根据和目标星的相对相位在停泊轨道上等待一段时间。因此, 服务星的实际轨道转移时间为等待时间和变轨时间之和。文献[12]中给出了双脉冲霍曼转移时间和速度增量的详细计算方法。

3 网格编码差分进化算法

3.1 总体流程

为了高效求解式(1)中的在轨服务任务规划问题, 本研究在标准差分进化算法的基础上^[13], 提出了一种网格编码差分进化算法(Grid Coding based Differential Evolution, GCDE)。该方法通过一种随机序列逐次枚举的指派矩阵生成算法, 保证每一代个体自动满足规划约束条件, 并通过定制网格编码差分变异操作, 实现设计空间的高效探索。GCDE的具体步骤叙述如下。

步骤1: 初始化。利用 NP 个维度为 $n \times m$ 的0-1任务指派矩阵作为每一代的种群 $P_{k,G}$, 种群中的每个个体(即任务指派矩阵)表示为:

$$\begin{aligned} P_{k,G} &= [X_{k,G}] = (k = 1, 2, \dots, NP) \\ X_{k,G} &= [X_{ij}^{(k)}]_{n \times m} \end{aligned} \quad (4)$$

其中, k 为个体编号, G 为进化的代数, $X_{k,G}$ 分别为第 k 个个体对应的任务指派矩阵。3.2节中给出了 $X_{k,G}$ 的具体生成方式。

步骤2: 网格编码差分变异。为了产生变异向量, 算法从当前种群中随机选择三个个体 $X_{r1,G}, X_{r2,G}, X_{r3,G}$, 在此基础上, 采用式(5)所示的差分变异方法产生变异向量。

$$v_{k,G} = X_{r1,G} \oplus (X_{r2,G} \otimes X_{r3,G}) \quad (5)$$

式(5)中, $v_{k,G}$ 为受体向量, \oplus 和 \otimes 为网格编码差分变异操作算子。其中, \otimes 表示广义差分运算, 用于计算 $X_{r2,G}$ 和 $X_{r3,G}$ 的差异性; \oplus 为广义变异运算, 用于根据差分结果实现 $X_{r1,G}$ 的扰动。3.3节中给出了网格编码差分变异操作的详细介绍。

步骤3: 选择。按照式(6)进行选择, 确定 $v_{k,G}$ 是否作为下一代的个体成员。若 $v_{k,G}$ 的任务规划目标函数值不劣于当前个体 $X_{k,G}$, 则将其替代 $X_{k,G}$ 作为新的种群个体参与下一轮迭代; 反之则不会保留

$v_{k,G}$

$$X_{k,G+1} = \begin{cases} v_{k,G} & \text{if } (f(v_{k,G}) \leq f(X_{k,G})) \\ X_{k,G} & \text{if } (f(v_{k,G}) > f(X_{k,G})) \end{cases} \quad (6)$$

步骤 4:对当前种群中的每一个个体重复上述优化过程,直至达到模型最大调用次数或最大进化代数,最终输出最优任务规划结果。

3.2 基于序列逐次枚举的网格编码方法

为了减少计算成本,保证任务规划结果的可行性,本研究引入随机序列逐次枚举思想^[14],实现 $X_{k,G}$ 的快速可靠生成。图 3 中给出了 $X_{k,G}$ 生成过程的示意图,具体步骤包括:

步骤 1:生成 $n \times m$ 的二维平面网格,令网格列编号 $q=1$,可用行编号 $r = [1, 2, \dots, n]$ 。

步骤 2:在第 q 列网格中,随机从 r 中选取一个元素 $r(t)$,为坐标为 $[r(t), q]$ 的网格赋值为 1,为当前列其他网格赋值为 0,并从 r 中删除 $r(t)$ 。

步骤 3:若 $q \neq m$,则 $q=q+1$ 返回步骤 1. 1; 否则算法终止,输出指派矩阵个体 $X_{k,G}$ 。

可以看出,按照上述方法生成的任务指派矩阵自动满足在轨服务任务规划问题中的一对一约束条件,且交换任务指派矩阵网格编码中任意两列或两行,不改变任务规划结果的可行性,从而有效提升了在轨服务任务规划约束优化问题的求解效率和鲁棒性。

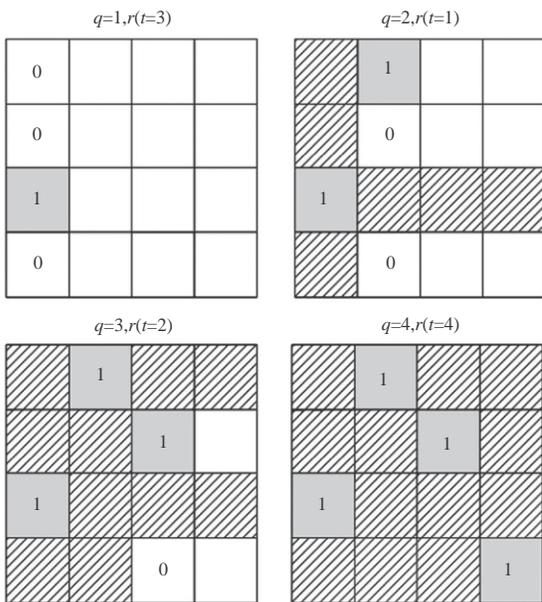


图 3 网格编码生成过程示意图

Fig. 3 Illustration of grid coding generation

3.3 网格编码差分变异操作

作为差分进化算法的核心,差分变异通过寻找两个随机个体之间的差别对目标个体进行扰动,从而实现设计空间探索^[15]。与传统连续优化问题或者二进制离散编码形式不同,GCDE 采用平面二维网格编码方式构建子代个体,因此无法直接通过传统差分操作产生变异个体向量。因此,本研究根据网格编码交换任意两列不破坏一对一任务约束的特点,定制了一种新型网格编码差分变异操作,其示意图如图 4 所示,具体步骤叙述如下。

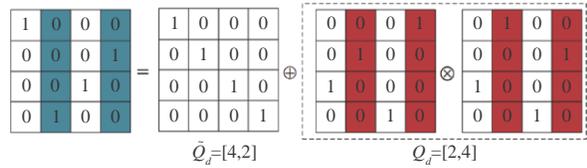


图 4 网格编码差分变异操作示意图

Fig. 4 Illustration of grid coding differential mutation operation

步骤 1:对于随机选择的个体 $X_{i_2,G}$ 和 $X_{i_3,G}$, 分别比较其网格编码,找到任务分配结果不同的列并记录为集合:

$$Q_d = [d_1, d_2, \dots, d_z] \quad (7)$$

其中, d_z 为 $X_{i_2,G}$ 和 $X_{i_3,G}$ 中第 z 个不同编码列在网格编码矩阵中的索引序号。

步骤 2:生成 0~1 之间的随机数 $\text{rand}[0, 1]$, 并与差分变异因子 F 进行比较。若 $\text{rand}[0, 1] \leq F$, 则将 Q_d 中的索引序号顺序随机排列,重新生成一组索引 $\tilde{Q}_d = [\tilde{d}_1, \tilde{d}_2, \dots, \tilde{d}_z]$ 。 F 越大则表示当前个体具有更大的概率实现差分变异。

步骤 3:在 $X_{i_1,G}$ 中,根据原始索引 Q_d 找到对应的需要变异的列,并根据新的索引向量 \tilde{Q}_d 交换列的顺序,生成变异后的受体向量 $v_{i,G}$ 。

4 工程案例

本节通过某卫星星群一对一在轨服务任务规划案例,对本文提出的 GCDE 方法的有效性和实用性进行验证。本案例中,12 颗服务星均匀分布在半长轴为 8378.14 km、轨道倾角为 60° 的圆形轨道上,8 颗目标星均匀分布在同一平面内半长轴为 8678.14 km 的圆形轨道上,其初始轨道根数如表 1 所示。采用 GCDE 方法求解本案例中的在轨服务任务规划问

题。其中,时间和能量指标的加权系数 w_1 和 w_2 均取0.5,归一化因子取 $t_0=2592000$ s和 $v_0=1000$ m/s,GCDE种群规模为96,最大进化代数为10,差分变异因子 $F=0.8$,得到优化后的任务规划结果如表2所示。

从结果中可以看出,服务星群总体上优先选择轨道运行方向上相位差最小的临近目标星进行服务,从而同时降低在轨服务任务完成时间和燃料消耗。此外,优化后的任务规划方案满足一对一在轨服务模式下的任务指派约束,且所需的最大速度增量为122.0 m/s、最长变轨时间为40225.0 s,符合工

程实际要求。为了进一步说明GCDE的优化性能,本研究还采用MATLAB提供的整数编码遗传算法(GA)工具箱求解上述在轨服务任务规划问题(GA种群规模为100,最大进化代数为100,其它参数采用MATLAB GA工具箱默认设置),得到GCDE与GA优化结果对比如表3所示。表3中的结果表明,本文提出的GCDE方法在求解卫星星群一对一在轨服务任务规划问题时具有更好的全局收敛性,且其计算成本相比于传统GA减少了约90%,从而验证了GCDE的有效性和实用性。

表1 服务星和目标星初始轨道根数

Table 1 Initial orbital elements of the service satellites and target satellites

卫星名称	轨道根数	卫星名称	轨道根数
服务星1	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 0°]	服务星11	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 300°]
服务星2	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 30°]	服务星12	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 330°]
服务星3	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 60°]	目标星1	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 0°]
服务星4	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 90°]	目标星2	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 45°]
服务星5	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 120°]	目标星3	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 90°]
服务星6	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 150°]	目标星4	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 135°]
服务星7	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 180°]	目标星5	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 180°]
服务星8	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 210°]	目标星6	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 225°]
服务星9	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 240°]	目标星7	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 270°]
服务星10	[8378.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 270°]	目标星8	[8678.14 km, 0, 60°, 60°, 55°, 315°]

表2 任务规划结果

Table 2 Results of mission planning

任务规划方案	速度增量/(m·s ⁻¹)	变轨时间/s
服务星10-目标星1	116.9	40225.0
服务星2-目标星2	120.9	8161.2
服务星3-目标星3	122.0	14203.0
服务星5-目标星4	120.9	8152.8
服务星6-目标星5	120.8	14324.9
服务星7-目标星6	119.2	20709.2
服务星8-目标星7	117.3	27363.8
服务星9-目标星8	116.1	34034.3

表3 GCDE和GA优化结果对比

Table 3 Comparison of GCDE and GA optimization results

	GCDE	GA
优化后的归一化目标函数值	0.5092	0.5715
模型调用次数	1056	10403
总速度增量/(m·s ⁻¹)	953.9	958.7
总轨道转移时间/s	1.6717×10 ⁵	4.7787×10 ⁵

5 结论

本文提出了一种基于网格编码差分进化的在轨服务任务规划方法,能够实现共面圆轨道卫星星群一对一任务规划问题的有效求解。本研究采用任务分配-霍曼转移两层结构建立了规划框架,并提出了一种新型网格编码差分进化算法,通过定制网格编码机制与差分变异操作,实现最优可行任务规划方案的高效求解。仿真案例表明,本文提出的网格编码差分进化方法能够实现共面圆轨道卫星星群一对一在轨服务任务规划问题的有效求解,且计算效率较传统遗传算法具有显著提升,从而验证了本文研究工作的有效性与工程实用性。

参 考 文 献

- [1] Flores-Abad A, Ma O, Pham K, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing[J]. Progress in

- Aerospace Sciences, 2014, 68: 1-26.
- [2] Li W J, Cheng D Y, Liu X G, et al. On-orbit service (OOS) of spacecraft: A review of engineering developments [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 108: 32-120.
- [3] 周洋. 地球同步轨道在轨服务任务规划建模与优化研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
- [4] Friend R B. Orbital Express program summary and mission overview [J]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2008, 6958: 2.
- [5] Torruella A. DARPA Phoenix moves forward on exo-atmospheric maintenance and scavenging capabilities [J]. Jane's International Defense Review, 2014, 47(2): 9.
- [6] 余婧. 航天器在轨服务任务规划技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2015.
- [7] Yu J, Chen X Q, Chen L H. Optimal planning of LEO active debris removal based on hybrid optimal control theory [J]. Advances in Space Research, 2015, 55(11): 2628-2640.
- [8] Yang J, Hu Y H, Liu Y, et al. A maximal-reward preliminary planning for multi-debris active removal mission in LEO with a greedy heuristic method [J]. Acta Astronautica, 2018, 149: 123-142.
- [9] Madakat D, Morio J, Vanderpooten D. Biobjective planning of an active debris removal mission [J]. Acta Astronautica, 2013, 84: 182-188.
- [10] 梁彦刚, 王伟林. 在轨服务航天器任务指派问题 [J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(5): 26-30.
- [11] Baranov A A, Grishko D A, Khukhrina O I, et al. Optimal transfer schemes between space debris objects in geostationary orbit [J]. Acta Astronautica, 2020, 169: 23-31.
- [12] 赵钧. 航天器轨道动力学 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2011.
- [13] Das S, Suganthan P N. Differential evolution: a survey of the state-of-the-art [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2011, 15(1): 4-31.
- [14] Zhu H, Liu L, Long T, et al. A novel algorithm of maximin Latin hypercube design using successive local enumeration [J]. Engineering Optimization, 2012, 44(5): 551-564.
- [15] Opara K, Arabas J. Comparison of mutation strategies in differential evolution—a probabilistic perspective [J]. Swarm & Evolutionary Computation, 2018, 39: 53-69.

作者简介:



史人赫(1990-), 男, 博士, 助理研究员, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化。



宝音贺西(1972-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为深空探测与动力学与控制。本文通信作者。



龙腾(1982-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化与自主任务规划。



魏钊(1994-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化。

[引用格式] 王晨曦, 张勃, 白俊强. 基于Twistor的航天器领航-跟随编队有限时间姿轨耦合控制[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):30-38.

基于Twistor的航天器领航-跟随编队有限时间姿轨耦合控制

王晨曦¹, 张勃², 白俊强²

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076; 2. 西北工业大学无人系统技术研究院, 西安 710072)

摘要: 针对双航天器六自由度领航-跟随编队的姿轨耦合控制问题, 为了简化六自由度控制器的设计, 采用twistor对双航天器的相对姿轨运动进行统一描述, 提出了有限时间收敛的六自由度姿轨耦合控制律。首先, 定义合理的坐标系, 给出twistor描述的双航天器相对姿轨运动方程; 其次, 提出twistor框架下的终端滑模面, 为有限时间收敛控制律的设计提供基础; 然后, 应用滑模控制理论, 基于所提出的终端滑模面, 设计有限时间收敛的六自由度姿轨耦合控制律, 并证明其在有限时间收敛。最后, 通过数值仿真, 验证所提出算法的有效性。基于twistor的六自由度姿轨耦合编队控制律设计比传统设计方法更为简洁, 比基于对偶四元数的控制律计算量小, 更适合于计算资源有限航天器的六自由度编队控制。

关键词: 航天器; 六自由度编队; 编队控制; twistor; 有限时间控制; 姿轨耦合控制

中图分类号: V448.21 文献标识码: A 文章编号: 2096-5915(2020)05-30-09

Finite-Time Orbit-Attitude Coupled Control for Leader-Follower Spacecraft Formation Based on Twistors

WANG Chenxi¹, ZHANG Bo², BAI Junqiang²

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the coupled orbit-attitude control problem of six-degree-of-freedom (6-DOF) leader-follower spacecraft formation, the relative orbit and attitude motion between the spacecraft is described by twistors in a unified form, which can simplify 6-DOF controller design for the formation. Then a finite-time controller is proposed for the twistor dynamic system. Firstly, some coordinate systems are defined, and the relative orbit-attitude coupled motion equations of the formation spacecraft described by twistors are given. Secondly, a terminal sliding surface under the twistor framework is proposed, which provides the basis for the design of the finite-time control law. Thirdly, based on the proposed terminal sliding surface, a finite-time 6-DOF orbit-attitude coupled control law is developed, and the finite-time convergence of which is proved via Lyapunov analysis. Finally, the effectiveness of the proposed algorithm is demonstrated by numerical simulations. The development of twistor based orbit-attitude coupling formation control laws is much more straightforward than conventional design, and the control law bears less computation burden than the dual quaternion-based control law.

Key words: Spacecraft; 6-DOF Formation; Formation Control; Twistor; Finite-Time Control; Orbit-Attitude Coupled Control

1 引言

航天器编队可以完成单个航天器难以完成的任务,将不同的功能模块分布在不同航天器上,一方面可以增加系统的容错抗灾能力,另一方面可以降低对运载火箭的要求,降低发射成本^[1]。因此,航天器编队飞行技术一经提出,便引领了航天技术发展的趋势,成为研究的热点。近年来,随着对编队控制精度要求的不断提高,六自由度航天器编队的姿轨耦合控制技术得到了广泛关注^[2-4]。

对于双航天器领航-跟随编队,采用对偶四元数对航天器的相对位置和相对姿态运动进行统一描述,可以降低六自由度编队姿轨耦合控制律的设计难度,是近几年的研究热点。文献[5-6]用对偶四元数对双航天器领航-跟随编队的六自由度姿轨耦合相对运动进行描述,在此基础上分别提出了终端滑模控制律和快速终端滑模控制律,使航天器编队的相对位置与相对姿态能够在有限时间内收敛到理想值附近,并对控制律进行改进,解决了对偶四元数的二义性问题。文献[7]研究了对偶四元数描述的双航天器领航-跟随编队的六自由度跟踪控制问题,通过自适应律对系统的未知对偶参数和对偶扰动上界进行估计,提出了鲁棒自适应终端滑模控制律。文献[8]根据单位对偶四元数描述的单刚体动力学方程,建立单位对偶四元数表示的单刚体误差动力学方程,然后采用反馈线性化方法设计了单刚体的位置和姿态跟踪控制器,证明了闭环系统的渐近稳定性,并引入切换参数来应对控制过程中可能出现的退绕现象。文献[9-10]应用对偶四元数理论,建立了两个航天器之间的姿轨耦合相对动力学模型,基于对偶四元数的对数运算,提出了双航天器编队不依赖于模型的类PD姿轨耦合控制器。文献[11]通过引入对偶滤波器,将对偶四元数描述的六自由度刚体的误差动力学系统转换为线性仿射动力学系统,实现了非确定等价快速自适应控制算法,获得了传统确定等价自适应算法不能实现的性能提高。基于对偶四元数描述,文献[12-13]针对航天器的质量和惯性矩阵未知情况,研究了常值未知扰动作用下双航天器领航-跟随编队的六自由度姿轨耦合控制问题,通过设计自适应律估计未知参数和扰动,提出了自适应PD控制律,但是

文献[12]所提出的方法不仅计算效率更高,而且能够降低控制能量消耗。文献[14]基于对偶四元数推导了一套挠性航天器的姿轨一体化动力学模型,基于此模型设计了一种自适应位置姿态跟踪控制律,能够在航天器质量特性参数未知的情况下,对其位置和姿态进行跟踪控制,并将控制律应用于挠性双航天器的领航-跟随编队的耦合控制,验证了算法的有效性。文献[15]应用对偶四元数,针对双航天器的相对线速度和相对角速度无法获得的情况,通过引入一个线性时变辅助系统,实现了不依赖线速度和角速度的双航天器领航-跟随编队的姿轨耦合跟踪控制。文献[16]考虑主从航天器的视线角约束,以及从航天器的惯性特性参数未知的情况,在对偶四元数框架下,采用人工势场法对约束进行处理,设计非确定等价自适应律估计航天器的质量和惯性矩阵,提出了约束条件下的双航天器领航-跟随编队的六自由度控制律。

虽然对偶四元数能够对航天器的姿轨运动进行统一形式的描述,但却增加了描述航天器运动的状态变量的维数,加重了计算负担;另一方面,由于描述航天器运动的对偶四元数必须为单位四元数,在有些情况下会带来计算上的困难^[17-18]。因此文献[17]提出了用twistor描述航天器姿轨运动的方法,既能实现姿轨运动的统一描述,简化六自由度控制律的设计,又能克服对偶四元数的缺点。文献[18]对基于twistor描述的航天器动力学模型设计了无迹卡尔曼滤波器,克服了以对偶四元数为基础难以设计无迹卡尔曼滤波器的困难。针对模块化设计的航天器,文献[19]用twistor描述两个模块之间的相对位姿运动,并设计了基于twistor的滑模控制器。文献[20]将twistor用于描述小行星探测器与固连在小行星着陆点的理想坐标系之间的相对位姿关系,用人工势场法处理小行星探测器着陆过程中的视线角约束和防碰撞约束,提出了满足视线角约束和防碰撞约束的小行星探测器软着陆六自由度控制器。

虽然用twistor描述航天器的姿轨运动能够克服对偶四元数描述的一些缺点,但是还尚未有基于twistor的双航天器领航-跟随编队的六自由度姿轨耦合控制器见诸报道。本文基于twistor描述的双航天器相对姿轨运动方程,提出twistor框架下的终

端滑模控制器,使编队航天器的相对姿轨运动能够在有限时间内收敛到理想状态。本文首先给出用twistor描述的双航天器相对姿轨运动方程。然后提出twistor框架下的终端滑模面,基于所提出的终端滑模面设计有限时间收敛的双航天器领航-跟随编队的六自由度姿轨耦合控制律,并给出有限时间收敛的证明,接着给出仿真结果,并进行必要的讨论与分析,最后给出本文的结论。

2 航天器相对姿轨运动方程

定义地心赤道惯性系为惯性参考系,原点为地心 O , OX_1 轴在赤道面内指向春分点, OZ_1 轴与地球自转轴重合指向北极, OY_1 轴与其他两轴构成右手坐标系,记地心赤道惯性坐标系为 \mathcal{F}_1 。固连在跟随航天器质心的本体坐标系为 \mathcal{F}_B ,坐标轴与跟随航天器的三个惯性主轴重合,构成右手坐标系。坐标系 \mathcal{F}_D 为理想坐标系。跟随航天器相对于理想坐标系的相对姿轨运动可以用坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的相对位姿运动表示,用twistor描述为

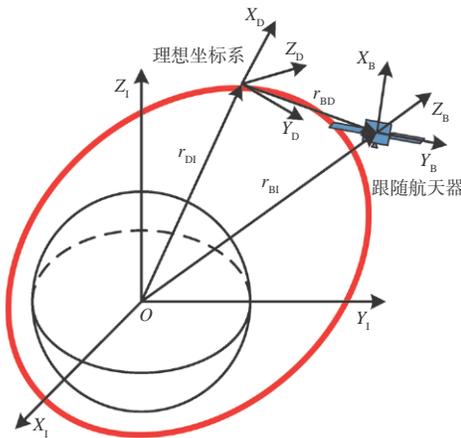


图1 坐标系定义

Fig. 1 Definition of coordinate frames

$$\dot{B}_{BD} = \frac{1}{4}(1 + B_{BD})V_{BD}^B(1 - B_{BD}) \quad (1)$$

$$\dot{V}_{BD}^B = M^{-1} \left[F_g^B + F_u^B + F_d^B - V_{BI}^B \times (M V_{BI}^B) \right] - \frac{1 - B_{BD}}{1 + B_{BD}} \dot{V}_{DI}^D \frac{1 + B_{BD}}{1 - B_{BD}} \quad (2)$$

$$+ V_{BD}^B \times \left(\frac{1 - B_{BD}}{1 + B_{BD}} V_{DI}^D \frac{1 + B_{BD}}{1 - B_{BD}} \right)$$

其中, B_{BD} 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的twistor,

B_{BD} 可以用对偶四元数表示为^[17,20]

$$B_{BD} = \frac{q_{BD} - 1}{q_{BD} + 1} \quad (3)$$

q_{BD} 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的单位对偶四元数,详细定义见文献[17,20]。

$V_{BD}^B = \bar{\omega}_{BD}^B + \varepsilon(\dot{r}_{BD}^B + \bar{\omega}_{BD}^B \times r_{BD}^B)$ 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的速度motor表示在坐标系 \mathcal{F}_B 中, $\bar{\omega}_{BD}^B$ 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的旋转角速度矢量表示在坐标系 \mathcal{F}_B 中, r_{BD}^B 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的位置矢量表示在坐标系 \mathcal{F}_B 中, v_{BD}^B 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的速度矢量表示在坐标系 \mathcal{F}_B 中。 V_{BI}^B 和 V_{DI}^D 的定义与 V_{BD}^B 类似,不再赘述。 ε 为对偶单位,满足 $\varepsilon \neq 0$ 且 $\varepsilon^2 = 0$ 。 M 为跟随航天器的对偶惯性矩阵,定义为

$$M = m \frac{d}{d\varepsilon} I_3 + \varepsilon J$$

$$= \begin{bmatrix} m \frac{d}{d\varepsilon} + \varepsilon J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{12} & m \frac{d}{d\varepsilon} + \varepsilon J_{22} & J_{23} \\ J_{13} & J_{23} & m \frac{d}{d\varepsilon} + \varepsilon J_{33} \end{bmatrix} \quad (4)$$

m 和 J 分别为跟随航天器的质量和惯性矩阵。 M 的逆矩阵定义为

$$M^{-1} = J^{-1} \frac{d}{d\varepsilon} + \varepsilon \frac{1}{m} I_3 \quad (5)$$

$F_g^B = \bar{f}_g^B + \varepsilon \bar{\tau}_g^B$, \bar{f}_g^B 为地球对跟随航天器的引力矢量在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示, $\bar{\tau}_g^B$ 为跟随航天器的引力梯度力矩在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示,分别为

$$\bar{f}_g^B = m \left(\bar{a}_g^B + \frac{1 + B_{BI}^{-1}}{1 - B_{BI}^{-1}} \bar{a}_{J_2} \frac{1 - B_{BI}^{-1}}{1 + B_{BI}^{-1}} \right) \quad (6)$$

$$\bar{\tau}_g^B = \frac{3\mu \bar{r}_{BI}^B}{\|\bar{r}_{BI}^B\|^5} \times J \bar{r}_{BI}^B \quad (7)$$

其中, \bar{r}_{BI}^B 为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_1 的位置矢量在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示, μ 为地球的引力常数。 \bar{a}_g^B 为圆球地球对跟随航天器的引力加速度表示在坐标系 \mathcal{F}_B 中, $\bar{a}_{J_2}^{-1}$ 为地球 J_2 项引力摄动对跟随航天器的引力加速度表示在坐标系 \mathcal{F}_1 中,其表达式分别为

$$\bar{a}_g^B = -\mu \frac{\bar{r}_{BI}^B}{\|\bar{r}_{BI}^B\|^3} \quad (8)$$

$$\mathbf{a}_{J_2}^{-1} = -\frac{3}{2} \frac{\mu J_2 R_e^2}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|^5} \begin{bmatrix} \left(1 - 5 \left(\frac{z_{BI}^1}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|}\right)^2\right) \frac{x_{BI}^1}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|} \\ \left(1 - 5 \left(\frac{z_{BI}^1}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|}\right)^2\right) \frac{y_{BI}^1}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|} \\ \left(3 - 5 \left(\frac{z_{BI}^1}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|}\right)^2\right) \frac{z_{BI}^1}{\|\mathbf{r}_{BI}^{-1}\|} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$\mathbf{F}_u^B = \bar{\mathbf{f}}_u^B + \varepsilon \bar{\boldsymbol{\tau}}_u^B$ 为控制力 motor, $\bar{\mathbf{f}}_u^B$ 为控制力矢量在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示, $\bar{\boldsymbol{\tau}}_u^B$ 为控制力矩矢量在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示。 $\mathbf{F}_d^B = \bar{\mathbf{f}}_d^B + \varepsilon \bar{\boldsymbol{\tau}}_d^B$ 为扰动力 motor, $\bar{\mathbf{f}}_d^B$ 为控制力矢量在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示, $\bar{\boldsymbol{\tau}}_d^B$ 为控制力矩矢量在坐标系 \mathcal{F}_B 中的表示。对偶四元数和 twistor 的运算性质详见文献[13, 20]。

为了进一步明确 twistor 与修正罗德里格参数 (MRP) 姿态描述以及质心运动之间的关系, \mathbf{B}_{BD} 可以写作

$$\mathbf{B}_{BD} = \bar{\mathbf{b}}_{BD} + \varepsilon \boldsymbol{\Pi}_{BD} \mathbf{r}_{BD}^D = \bar{\mathbf{b}}_{BD} + \varepsilon (\boldsymbol{\Pi}_{BD})^T \mathbf{r}_{BD}^B \quad (10)$$

其中, $\bar{\mathbf{b}}_{BD}$ 即为坐标系 \mathcal{F}_B 相对于坐标系 \mathcal{F}_D 的姿态 MRP, $\boldsymbol{\Pi}_{BD}$ 定义为

$$\boldsymbol{\Pi}_{BD} = \frac{1}{4} \left(1 - \|\bar{\mathbf{b}}_{BD}\|^2\right) \mathbf{I}_3 - \frac{1}{2} \bar{\mathbf{b}}_{BD}^\times + \frac{1}{2} \bar{\mathbf{b}}_{BD} \bar{\mathbf{b}}_{BD}^T$$

$$\bar{\mathbf{b}}_{BD}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -b_3 & b_2 \\ b_3 & 0 & -b_1 \\ -b_2 & b_1 & 0 \end{bmatrix}$$

另外, 由定义(3)可知, 当 $\mathbf{q}_{BD} = -1$ 时, \mathbf{B}_{BD} 是奇异的。但是可以在奇异发生前, 切换 \mathbf{B}_{BD} 的表达式为

$$\hat{\mathbf{B}}_{BD} = \frac{-\mathbf{q}_{BD} - 1}{-\mathbf{q}_{BD} + 1} \mathbf{B}_{BD} \quad (11)$$

根据四元数和对偶四元数的定义, \mathbf{B}_{BD} 与 $\hat{\mathbf{B}}_{BD}$ 表示同一位姿关系^[17, 20]。

3 终端滑模控制律

为了证明所提出的滑模面和控制律的有限时间收敛性, 首先引入如下引理:

引理 1.^[21] 对于任意实数 $\lambda > 0, 0 < r < 1$, 如果系统的李雅普诺夫函数 V 满足 $\dot{V}(\mathbf{x}) + \lambda V^r(\mathbf{x}) \leq 0$,

则系统有限时间收敛, 收敛时间满足

$$T \leq \frac{V^{1-r}(\mathbf{x}_0)}{\lambda(1-r)} \quad (12)$$

引理 2.^[22] 对于任意实数 $\lambda_1 > 0, \lambda_2 > 0, 0 < r < 1$, 如果系统的李雅普诺夫函数 V 满足 $\dot{V}(\mathbf{x}) + \lambda_1 V(\mathbf{x}) + \lambda_2 V^r(\mathbf{x}) \leq 0$, 则系统有限时间收敛, 收敛时间满足

$$T \leq \frac{1}{\lambda_1(1-r)} \ln \frac{\lambda_1 V^{1-r}(\mathbf{x}_0) + \lambda_2}{\lambda_2} \quad (13)$$

本文提出 twistor 框架下的终端滑模面为

$$\mathbf{S} = \mathbf{V}_{BD}^B + \frac{1}{1 + \mathbf{B}_{BD}} \left[k_1 \odot |\mathbf{B}_{BD}|^\gamma \odot \text{sign}(\mathbf{B}_{BD}) \right] \frac{1}{1 - \mathbf{B}_{BD}} = \mathbf{0} \quad (14)$$

其中, $k_1 = k_{1r} + \varepsilon k_{1d}, k_{1r} > 0, k_{1d} > 0, 0 < \gamma < 1$,

$$|\mathbf{B}_{BD}|^\gamma = \left[|B_{BD1}|^\gamma, |B_{BD2}|^\gamma, |B_{BD3}|^\gamma, 0, |B_{BD5}|^\gamma, |B_{BD6}|^\gamma, |B_{BD7}|^\gamma, 0 \right]^T,$$

$$\text{sign}(\mathbf{B}_{BD}) = \left[\text{sign}(B_{BD1}), \text{sign}(B_{BD2}), \text{sign}(B_{BD3}), 0, \text{sign}(B_{BD5}), \text{sign}(B_{BD6}), \text{sign}(B_{BD7}), 0 \right]^T$$

对于滑模面(14), 有以下定理:

定理 1. 对于航天器领航-跟随编队相对动力学系统(1)(2), 滑模面(14)在有限时间内收敛至稳定平衡点 $\mathbf{B}_{BD} = \mathbf{0}, \mathbf{V}_{BD}^B = \mathbf{0}$ 。

证. 考虑李雅普诺夫函数

$$V_s = \frac{1}{2} \mathbf{B}_{BD} \circ \mathbf{B}_{BD} \quad (15)$$

V_s 对时间求导, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_s &= \mathbf{B}_{BD} \circ \dot{\mathbf{B}}_{BD} \\ &= \mathbf{B}_{BD} \circ \frac{1}{4} (1 + \mathbf{B}_{BD}) \mathbf{V}_{BD}^B (1 - \mathbf{B}_{BD}) \\ &= -\frac{1}{4} \mathbf{B}_{BD} \circ \left[k_1 \odot |\mathbf{B}_{BD}|^\gamma \odot \text{sign}(\mathbf{B}_{BD}) \right] \\ &= -\frac{1}{4} |\mathbf{B}_{BD}| \circ \left(k_1 \odot |\mathbf{B}_{BD}|^\gamma \right) \leq \\ &\quad -\min(k_{1r}, k_{1d}) 2^{\frac{\gamma-3}{2}} V_s^{\frac{1+\gamma}{2}} \end{aligned} \quad (16)$$

根据引理 1, \mathbf{B}_{BD} 将在有限时间 T_s 内收敛到 $\mathbf{0}$, T_s 满足

$$T_s \leq \frac{2^{\frac{5-\gamma}{2}} V_s^{\frac{1-\gamma}{2}}(0)}{\min(k_{1r}, k_{1d})(1-\gamma)} \quad (17)$$

因此, 当时间 $t > T_s$ 时, $\dot{\mathbf{B}}_{BD} = \mathbf{0}$, 由式(1)

得 $V_{BD}^B = \mathbf{0}$ 。

根据滑模控制器的设计方法,控制量由等效控制 F_{eq}^B 和切换控制 F_s^B 两部分构成,即

$$F_u^B = F_{eq}^B + F_s^B \quad (18)$$

为求得等效控制 F_{eq}^B ,首先对 S 求导,得

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \dot{V}_{BD}^B + \left(\frac{d}{dt} \frac{1}{1+B_{BD}} \right) \left[k_1 \odot |B_{BD}|^\gamma \odot \text{sign}(B_{BD}) \right] \\ &\quad - \frac{1}{1-B_{BD}} + \frac{1}{1+B_{BD}} \left[\frac{d}{dt} k_1 \odot |B_{BD}|^\gamma \odot \text{sign}(B_{BD}) \right] \\ &\quad - \frac{1}{1-B_{BD}} + \frac{1}{1+B_{BD}} \left[k_1 \odot |B_{BD}|^\gamma \odot \text{sign}(B_{BD}) \right] \quad (19) \\ \left(\frac{d}{dt} \frac{1}{1-B_{BD}} \right) &= \dot{V}_{BD}^B + \dot{T} \end{aligned}$$

式中:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{1}{1+B_{BD}} &= -\frac{1}{1+B_{BD}} \dot{B}_{BD} \frac{1}{1+B_{BD}} \\ &= -\frac{1}{4} V_{BD}^B (1-B_{BD}) \frac{1}{1+B_{BD}} \\ \frac{d}{dt} \frac{1}{1-B_{BD}} &= \frac{1}{1-B_{BD}} \dot{B}_{BD} \frac{1}{1-B_{BD}} \\ &= \frac{1}{4} \frac{1}{1-B_{BD}} (1+B_{BD}) V_{BD}^B \\ \frac{d}{dt} \left[k_1 \odot \left(|B_{BD}|^\gamma \odot \text{sign}(B_{BD}) \right) \right] \\ &= \frac{1}{4} \gamma k_1 \odot |B_{BD}|^{\gamma-1} \odot \left[(1+B_{BD}) V_{BD}^B (1-B_{BD}) \right] \\ \text{令 } F_d^B &= \mathbf{0}, \dot{S} = \mathbf{0} \text{ 得等效控制为} \\ F_{eq}^B &= M \left(\frac{1-B_{BD}}{1+B_{BD}} \dot{V}_{DI}^D \frac{1+B_{BD}}{1-B_{BD}} \right) \\ &\quad - M \left[V_{BD}^B \times \left(\frac{1-B_{BD}}{1+B_{BD}} V_{DI}^D \frac{1+B_{BD}}{1-B_{BD}} \right) \right] \quad (20) \\ &\quad - F_g^B + V_{BI}^B \times (MV_{BI}^B) - M\dot{T} \end{aligned}$$

设计趋近律为

$$\dot{S}^s = -k_2 \odot S^s - k_3 \odot \text{sign}(S^s) \quad (21)$$

其中, $k_2 = k_{2r} + \varepsilon k_{2d}$, $k_{2r} > 0$, $k_{2d} > 0$, $k_3 = k_{3r} + \varepsilon k_{3d}$, $k_{3r} \geq d_r$, $k_{3d} \geq d_d$, d_r 为扰动力 \bar{f}_d^B 的上界, d_d 为扰动力矩 $\bar{\tau}_d^B$ 的上界。由式(21)可得切换控制项为

$$F_s^B = -k_2 \odot S^s - k_3 \odot \text{sign}(S^s) \quad (22)$$

定理 2. 航天器领航-跟随编队相对动力学系统(1)(2)在控制律(18)的作用下,系统状态在有限时

间内到达滑模面(14)。

证. 考虑李雅普诺夫函数

$$V = \frac{1}{2} S^s \circ (MS) \quad (23)$$

对 V 关于时间求导,得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= S^s \circ (MS) \\ &= S^s \circ M \left\{ M^{-1} \left[F_g^B + F_u^B + F_d^B - V_{BI}^B \times (MV_{BI}^B) \right] + \dot{T} \right. \\ &\quad \left. - \frac{1-B_{BD}}{1+B_{BD}} \dot{V}_{DI}^D \frac{1+B_{BD}}{1-B_{BD}} + V_{BD}^B \times \left(\frac{1-B_{BD}}{1+B_{BD}} V_{DI}^D \frac{1+B_{BD}}{1-B_{BD}} \right) \right\} \\ &= S^s \circ \left[-k_2 \odot S^s - k_3 \odot \text{sign}(S^s) + F_d^B \right] \\ &\leq -S^s \circ (k_2 \odot S^s) - S^s \circ [k_3 \odot \text{sign}(S^s)] + d \circ |S^s| \\ &\leq -\frac{\min(k_{2r}, k_{2d})}{\chi} S^s \circ (MS) \\ &\quad - \frac{\min(k_{3r} - d_r, k_{3d} - d_s)}{\sqrt{\chi}} [S^s \circ (MS)]^{\frac{1}{2}} \quad (24) \\ &= -\frac{2\min(k_{2r}, k_{2d})}{\chi} V \\ &\quad - \frac{\sqrt{2} \min(k_{3r} - d_r, k_{3d} - d_s)}{\sqrt{\chi}} V^{\frac{1}{2}} \end{aligned}$$

其中, $\chi = \max(m, \lambda_{\max}(J))$, $\lambda_{\max}(J)$ 为矩阵 J 的最大特征值。由于 $k_{3r} \geq d_r$, $k_{3d} \geq d_d$, 根据引理2, 闭环系统将在有限时间 T_r 内到达滑模面 $S = \mathbf{0}$, 且 T_r 满足

$$\begin{aligned} T_r &\leq \frac{\chi}{\min(k_{2r}, k_{2d})} \times \\ &\quad \ln \frac{\sqrt{2} \min(k_{2r}, k_{2d}) V_s^{\frac{1}{2}}(0) + \sqrt{\chi} \min(k_{3r} - d_r, k_{3d} - d_s)}{\sqrt{\chi} \min(k_{3r} - d_r, k_{3d} - d_s)} \end{aligned}$$

证毕。

根据定理1和定理2可以得到以下推论:

推论 1. 航天器领航-跟随编队相对动力学系统(1)(2)在控制律(18)的作用下,系统状态 B_{BD} 、 V_{BD}^B 在有限时间内收敛至稳定平衡点 $B_{BD} = \mathbf{0}$, $V_{BD}^B = \mathbf{0}$ 。

推论1的证明是显而易见的,在此略去。

控制律(18)中包含的符号函数项 $\text{sign}(B_{BD})$ 会导致控制量的抖振,为了消除抖振现象,本文用 sigmoid 函数代替 sign 函数, sigmoid 函数定义为

$$\text{sigmoid}(\mathbf{B}_{BD}) = \begin{bmatrix} \frac{B_{BD1}}{|B_{BD1}| + \Delta}, \frac{B_{BD2}}{|B_{BD2}| + \Delta}, \frac{B_{BD3}}{|B_{BD3}| + \Delta}, 0, \\ \frac{B_{BD5}}{|B_{BD5}| + \Delta}, \frac{B_{BD6}}{|B_{BD6}| + \Delta}, \frac{B_{BD7}}{|B_{BD7}| + \Delta}, 0 \end{bmatrix}^T$$

其中, $\Delta > 0$ 为小常量。

注1. 在控制律的推导过程中, 将 \mathbf{B}_{BD} 视为对偶四元数, 包含 8 个元素, 但是 B_{BD4} 和 B_{BD8} 始终为 0。因此, 在进行数值计算时, 完全可以忽略 B_{BD4} 和 B_{BD8} , 减少计算量。

注2. 当 $|B_{BDi}| \rightarrow 0$ 时, $|B_{BDi}|^{\gamma-1} \rightarrow +\infty$, 因此由式(19)可知, $|B_{BDi}| \rightarrow 0$ 时等效控制 \mathbf{F}_{eq}^B 奇异。在实际情况下, 可以设置门限值 $\delta > 0$ 为一小常量(例如 $\delta = 1 \times 10^{-6}$), 当 $|B_{BDi}| \leq \delta (i = 1, 2, 3, 5, 6, 7)$ 时, 令 $|B_{BDi}|^{\gamma-1} = \delta^{\gamma-1}$ 。一旦 $|B_{BDi}| > \delta$, 控制律(18)将使 B_{BDi} 重新进入区域 $[-\delta, \delta]$ 。因此, 控制律(18)将使 B_{BDi} 约束在零点的 δ 邻域内。

4 仿真结果与分析

为了验证本文提出的方法的正确性, 本节对所提出的方法进行仿真与分析。图2为坐标系关系。

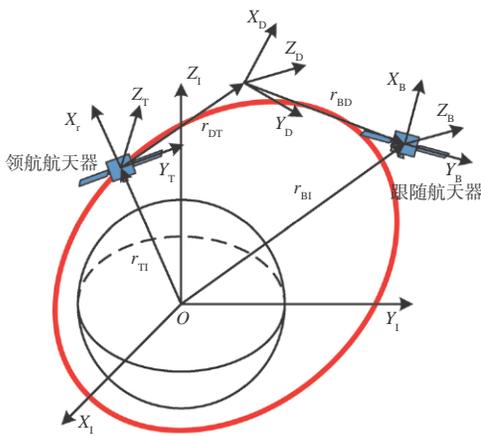


图2 领航坐标系、理想坐标系和跟随坐标系的关系

Fig. 2 Relation between leader frame, desired frame and follower frame

假设跟随航天器相对于领航航天器的理想位置在领航航天器本体坐标系下表示为 $\bar{\mathbf{r}}_{DT}^T =$

$[12, 0, 0]^T$ m, 并且跟随航天器相对领航航天器保持静止, 即 $\dot{\bar{\mathbf{r}}}_{DT}^T = [0, 0, 0]^T$ m/s; 跟随航天器相对于领航航天器的理想姿态用四元数表示为 $\mathbf{q}_{DT} = 0\mathbf{i} + 0\mathbf{j} + 0.5\mathbf{k} - 0.8660$, 跟随航天器相对于领航航天器的理想角速度为 $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{DT}^T = [0, 0, 0]^T$ °/s。领航航天器的轨道参数见表1, 并且假设领航航天器的本体坐标系始终与当地竖直当地水平坐标系重合。

表1 领航航天器轨道参数

Table 1 Orbital elements of the leader spacecraft

近地点高度/km	偏心率	轨道倾角	升交点赤经	近地点幅角
500	0	45°	50°	30°

跟随航天器的质量 $m = 50\text{kg}$, 惯量矩阵为 $\mathbf{J} =$

$$\begin{bmatrix} 22 & 1 & 0.5 \\ 1 & 20 & 0.8 \\ 0.5 & 0.8 & 25 \end{bmatrix} \text{kg/m}^2.$$

跟随航天器相对于理想位置的初始位置矢量在跟随航天器本体坐标系中表示为 $\bar{\mathbf{r}}_{BD}^B(t_0) = [-2 \ 5 \ 3]^T$ m, 初始相对速度为 $\bar{\mathbf{v}}_{BD}^B(t_0) = [0.1 \ 0.05 \ -0.2]^T$ m/s, 初始相对姿态四元数为 $\mathbf{q}_{BD}(t_0) = 0.4618\mathbf{i} + 0.1917\mathbf{j} + 0.7999\mathbf{k} + 0.3320$, 初始相对角速度为 $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^B(t_0) = [0.5 \ 0.1 \ 0.7]^T$ °/s。外部扰动力和力矩分别为

$$\bar{\mathbf{f}}_d^B = \begin{bmatrix} 3 + 2\sin(0.1t) + 0.2\sin\left(10t + \frac{\pi}{2}\right) \\ 4 + 5\sin\left(0.1t + \frac{\pi}{4}\right) + 0.5\sin\left(10t + \frac{\pi}{4}\right) \\ -5 + 4\sin\left(0.1t + \frac{\pi}{2}\right) + 0.4\sin(10t) \end{bmatrix} \times 10^{-3} \text{N}$$

$$\bar{\boldsymbol{\tau}}_d^B = \begin{bmatrix} -2 + 6\sin(0.5t) + 0.6\sin\left(50t + \frac{\pi}{2}\right) \\ 6 + 3\sin\left(0.5t + \frac{\pi}{4}\right) + 0.3\sin\left(50t + \frac{\pi}{4}\right) \\ 5 + 4\sin\left(0.5t + \frac{\pi}{2}\right) + 0.4\sin(50t) \end{bmatrix} \times 10^{-3} \text{N} \cdot \text{m}$$

滑模面参数设置为 $k_1 = 0.5 + \varepsilon 0.5, \gamma = 0.8$, 控制律参数设置为 $k_2 = 10 + \varepsilon 20, k_3 = 0.001 + \varepsilon 0.001$ 。

图3给出了跟随航天器相对于理想坐标系的相对位置变化曲线, 可以看到相对位置的分量都较为平缓地收敛到了0附近, 意味着跟随航天器运动到

了理想位置并保持在理想位置。图4描述了对应的相对速度变化,从图中可以看出,相对速度分量的变化与对应的位置分量的变化一致,验证了twistor描述的相对运动的正确性。

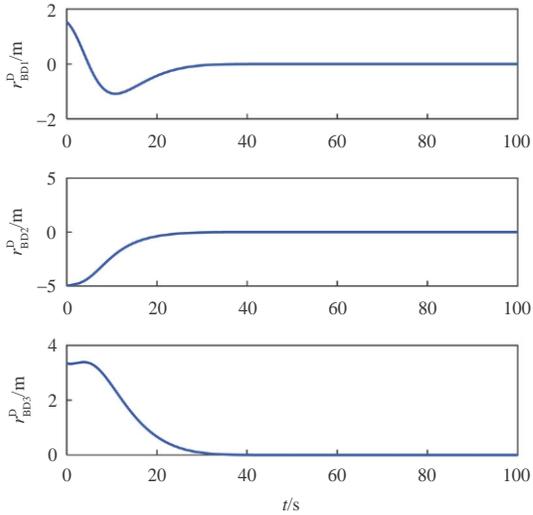


图3 跟随航天器相对于理想坐标系的位置曲线

Fig. 3 Relative position profiles of the follower spacecraft with respect to the desired frame

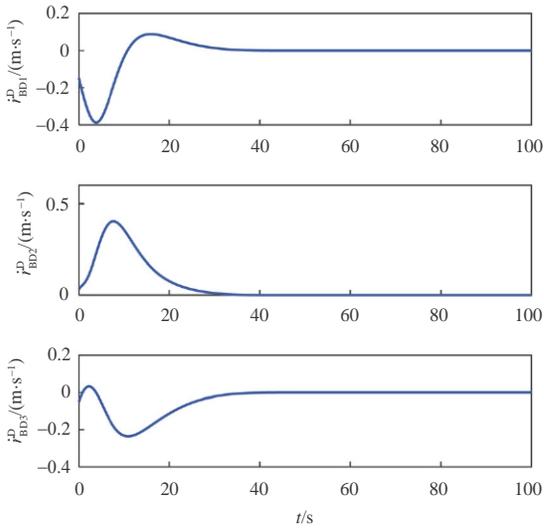


图4 跟随航天器相对于理想坐标系的速度曲线

Fig. 4 Relative velocity profiles of the follower spacecraft with respect to the desired frame

跟随航天器相对于理想坐标系的twistor变化曲线见图5,各个分量都精确收敛于零附近,表明跟随航天器的姿态与理想坐标系的姿态重合。图6描述了跟随航天器相对于理想坐标系的角速度变

化,可以看到,为了较快地减小角度误差,角速度各个分量的大小先增大到较大值,然后再缓慢收敛到0附近。

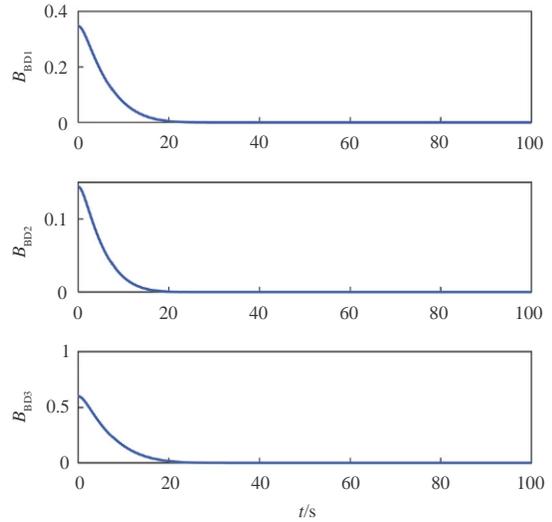


图5 跟随航天器相对理想坐标系twistor变化曲线

Fig. 5 Twistor profiles of the follower spacecraft with respect to the desired frame

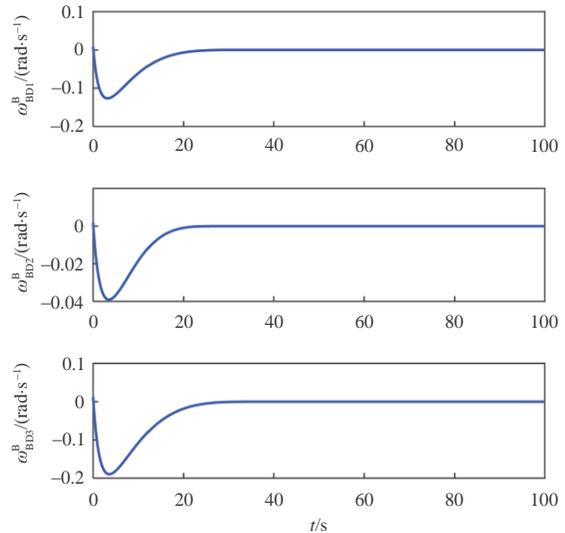


图6 跟随航天器相对于理想坐标系的角速度曲线

Fig. 6 Relative angular velocity profiles of the follower spacecraft with respect to the desired frame

图7和图8分别给出了控制力和控制力矩的变化曲线。显然,由于用sigmoid函数代替了sign函数,控制量并没有出现抖振现象,而且所需控制力和控制力矩都比较小,能够满足航天器动力系统的要求。

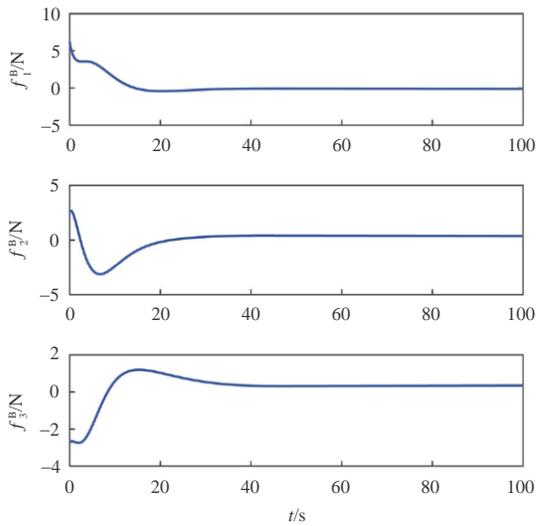


图7 控制力剖面

Fig. 7 Profiles of the control force

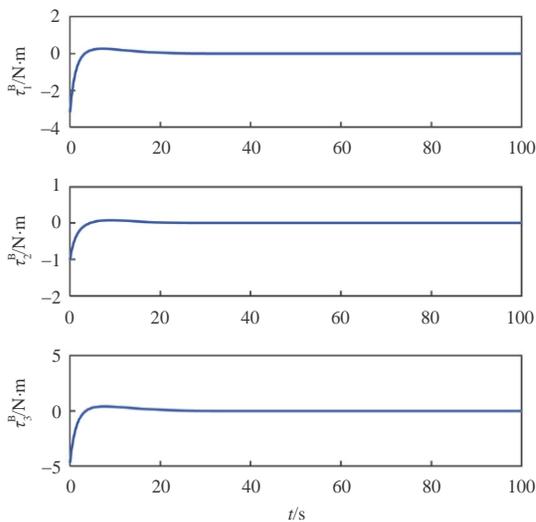


图8 控制力矩剖面

Fig. 8 Profiles of the control torque

5 结论

本文针对航天器的六自由度领航-跟随编队控制问题,采用twistor对航天器的六自由度运动进行描述,并基于此设计twistor框架下的终端滑模控制律,实现扰动环境下航天器六自由度领航-跟随编队的精确控制。通过数值仿真,验证了所提出方法的正确性,并得到以下结论:

(1) 基于twistor的航天器六自由度姿轨耦合相对运动统一描述能够简化航天器六自由度相对运动控制律的设计,并且能够避免传统欧拉角描述姿

态运动的奇异性问题。

(2) Twistor描述的航天器姿轨运动方程比对偶四元数描述的姿轨运动方程的维数低,计算量小,更适合计算资源有限的在线计算。

(3) Twistor框架下的姿轨耦合终端滑模控制律,在扰动环境下能够在有限时间内同时使领航-跟随编队航天器的相对位置误差和相对姿态误差收敛到0附近。

(4) 基于twistor的姿轨耦合控制律的设计更为简洁,可以进一步推广到分布式多航天器编队飞行的六自由度控制,是后续研究的重要内容。

参 考 文 献

- [1] 王有亮. 卫星编队飞行相对轨迹优化与控制[D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院国家空间科学中心), 2018.
- [2] Yang J, Stoll E. Adaptive sliding mode control for spacecraft proximity operations based on dual quaternions [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(11): 2356-2368.
- [3] Liu R, Cao X, Liu M, et al. 6-DOF fixed-time adaptive tracking control for spacecraft formation flying with input quantization[J]. *Information Sciences*, 2019, 475: 82-99.
- [4] 罗建军, 周亮, 蒋祺祺, 等. 航天器编队的六自由度循环追踪协同控制[J]. *宇航学报*. 2017, 38(2): 166-175.
- [5] Wang J, Liang H, Sun Z, et al. Finite-time control for spacecraft formation with dual-number-based description [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3): 950-962.
- [6] Wang J, Liang H, Sun Z. Dual-quaternion-based finite-time control for spacecraft tracking in six degrees of freedom [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 227(3): 528-545.
- [7] Wang J, Sun Z. 6-DOF robust adaptive terminal sliding mode control for spacecraft formation flying [J]. *Acta Astronautica*, 2012, 73: 76-87.
- [8] Wang X, Yu C. Unit dual quaternion-based feedback linearization tracking problem for attitude and position dynamics [J]. *Systems and Control Letters*, 2013, 62(3): 225-233.
- [9] Wang J, Liang H, Sun Z, et al. Relative motion coupled control based on dual quaternion [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 25(1): 102-113.
- [10] 彭智宏, 穆京京, 张力军, 等. 基于对偶四元数的航天器相对位置和姿态耦合控制[J]. *飞行器测控学报*. 2013, 32(6): 549-554.
- [11] Seo D. Fast adaptive pose tracking control for satellites via dual quaternion upon non-certainty equivalence principle [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 115: 32-39.
- [12] Gui H, Vukovich G. Dual-quaternion-based adaptive motion

- tracking of spacecraft with reduced control effort [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 83: 597–614.
- [13] Filipe N, Tsiotras P. Adaptive position and attitude-tracking controller for satellite proximity operations using dual quaternions [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(4): 566–577.
- [14] 杨一岱, 荆武兴, 张召. 一种挠性航天器的对偶四元数姿轨耦合控制方法[J]. *宇航学报*. 2016, 37(8): 946–956.
- [15] Filipe N, Valverde A, Tsiotras P. Pose tracking without linear- and angular-velocity feedback using dual quaternions [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2016, 52(1): 411–422.
- [16] Dong H, Hu Q, Liu Y, et al. Adaptive pose tracking control for spacecraft proximity operations under motion constraints [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019: 2258–2271.
- [17] Deng Y, Wang Z. Modeling and control for spacecraft relative pose motion by using twistor representation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(5): 1144–1151.
- [18] Deng Y, Wang Z, Liu L. Unscented Kalman filter for spacecraft pose estimation using twistors [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(8): 1844–1856.
- [19] Li Q, Liu L, Deng Y, et al. Twistor-based synchronous sliding mode control of spacecraft attitude and position [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(5): 1153–1164.
- [20] Zhang B, Cai Y. Twistor-based pose control for asteroid landing with path constraints [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2020, 100: 2427–2448.
- [21] Bhat S P, Bernstein D S. Finite-time stability of continuous autonomous systems [J]. *SIAM Journal on Control and Optimization*, 2000, 38(3): 751–766.
- [22] Yu S, Yu X, Shirinzadeh B, et al. Continuous finite-time control for robotic manipulators with terminal sliding mode [J]. *Automatica*, 2005, 41: 1957–1964.

作者简介:



王晨曦(1985–), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计, 飞行器动力学与控制, 弹道设计及制导方法设计。



张勃(1988–), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为飞行器制导与控制。本文通信作者。



白俊强(1970–), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为飞行器气动设计、计算流体力学、气动弹性与主动控制。

[引用格式] 吕跃勇, 秦堂皓, 张薇, 等. 基于超螺旋干扰观测器的组合体航天器姿态接管控制[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):39-45.

基于超螺旋干扰观测器的组合体航天器 姿态接管控制

吕跃勇¹, 秦堂皓¹, 张薇¹, 方慧²

(1. 哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001; 2. 上海航天控制技术研究所, 上海 201100)

摘要: 服务航天器捕获非合作目标后构成的组合体航天器的姿态接管控制是空间在轨服务的核心技术。提出了一种基于超螺旋干扰器的前馈补偿姿态接管控制方法。首先, 考虑目标航天器质量参数未知、对抗能力不确定等非合作特性, 开展了基于空间姿态一致性原则的组合体航天器姿态动力学数据驱动建模。然后, 将目标航天器通过机械臂施加给服务航天器的反作用力矩视为广义干扰, 设计了一种具有自适应增益的超螺旋干扰观测器, 实现了对广义干扰的有限时间收敛观测。在此基础上, 进一步提出了一种基于超螺旋干扰观测结果的前馈补偿姿态接管控制方案。最后, 通过数值仿真验证了所提方法的有效性。观测器增益的自适应调节使得系统在保障稳定收敛的同时, 能够对广义干扰进行快速、准确的估计, 再经前馈补偿可进一步提高系统的控制性能。

关键词: 组合体航天器; 超螺旋观测器; 前馈补偿控制; 姿态接管; 自适应算法

中图分类号: V19 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-39-07

Attitude Takeover of Combined Spacecraft Based on Super-Twisting Disturbance Observer

LV Yueyong¹, QIN Tanghao¹, ZHANG Wei¹, FANG Hui²

(1. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201100, China)

Abstract: The attitude takeover control of the combined spacecraft after the servicing spacecraft capturing non-cooperative target is the key issue of on-orbit service. A super-twisting disturbance observer based feedforward compensation attitude control scheme is proposed. Firstly, considering the non-cooperative characteristics of the target such as unknown mass parameters and uncertain counter capability, the attitude dynamics data-driven model of the combined spacecraft is proposed based on the principle of space attitude consistency. Then, treating the torque transmitted from the target through the manipulator as the generalized disturbance of the servicing spacecraft, a super-twisting disturbance observer with adaptive gains is designed to converge the observation of the generalized disturbance in finite-time. Furthermore, a feedforward compensation attitude takeover control scheme based on the adaptive super-twisting disturbance observer is proposed. Finally, the effectiveness of the proposed method is verified by numerical simulation. Adaptive gain of observer enables the system to quickly and accurately estimate the generalized disturbance while ensuring the stable convergence. The control performance of the system can be further improved by feedforward compensation.

Key words: Combined Spacecraft; Super-twisting Disturbance Observer; Feedforward Compensation Control; Attitude Takeover; Adaptive Algorithm

1 引言

随着人类对宇宙空间探索脚步的加快, 空间中

的航天器数量也在逐年增加, 为了确保这些航天器顺利完成任务, 航天器在轨服务技术应运而生。航天器在轨服务^[1] (On-Orbit Servicing, OOS) 是指通

收稿日期: 2020-07-03; 修回日期: 2020-09-08

基金项目: 空间智能控制技术实验室开放基金 (HTKJ2020KL502014); 国家重点研发计划项目 (2020YFB1506700); 国家自然科学基金 (61673135, 61973100)

过人、机器人或两者协同来延长各种航天器寿命,提升其执行任务能力的一类空间操作。广义的空间在轨服务技术涵盖在轨装配、卫星回收、加注延寿、轨道转移、碎片清除以及空间攻防等多个领域,是航天领域的热点问题。国内外已经开展了许多在轨服务技术相关研究项目,例如欧空局的CX-OLEV^[2]太空拖船项目接管失效卫星。美国在SUMO/FREND^[3]项目中提出了凤凰计划,旨在抓捕卫星后进行拆解再组装,具有明显的天基攻防军事化应用意图^[4]。美国诺斯罗普·格鲁曼公司的MEV-1^[5]与国际通讯卫星Intelsat-901在地球静止轨道上空300公里处的坟墓轨道上进行了对接。MEV-1通过一种可以插入Intelsat-901远地点发动机的机械捕获装置与其完成对接和组合,接管操控了Intelsat-901的轨道和姿态运动,使这颗已在轨运行19年的卫星可以延长5年工作寿命。这是历史上首次在目标卫星上没有预先设计接口的前提下,对在轨运行的卫星进行捕获和对接。

完整的在轨服务过程大体可以分为四个阶段:远距离导引、近距离逼近、抓捕组合、接管操控^[5]。服务航天器在捕获目标并与之构成组合体后,通过自身执行机构驱动组合体进行姿态或轨道运动,从而实现对目标的接管操控。由于目标航天器多为非合作目标,即目标航天器存在着服务航天器未知的液体晃动、柔性结构振动、惯性特性、质量分布以及执行机构输出等不确定性,故所构成的组合体航天器也就存在着诸多不确定性,如质心位置未知、惯性矩阵未知、存在未知力矩输入以及外界未知力矩干扰等。因此组合体航天器的高精度、高性能以及高可靠的姿态控制是关键技术,具有重要的工程意义。

为了实现高精度的组合体航天器质量特性辨识,国内外的专家、学者提出了许多解决方案。刘超镇等^[6]提出对角速度进行差分以得到角加速度,最后利用最小二乘方法对角速度和姿态等状态量进行结算,得到组合体航天器的转动惯量参数。王明等^[7]提出利用服务航天器上附加的空间机械臂的运动来激励组合体航天器获得速度,再利用最小二乘算法进行结算来得到组合体航天器的质量特性参数。张海博等^[8]提出利用喷气装置对组合体航天器产生力矩激励,借助加速度计对运动状态参

数进行测量,最后利用最小二乘方法对组合体航天器质量特性进行结算。以上文献使用在轨辨识的方法获取组合体航天器的转动惯量等参数,方法直观且执行简便,但在轨辨识消耗服务航天器燃料,且受到外界的干扰力矩作用,所得参数的精度不高,为实现对组合体航天器的高精度控制,利用敏感器获取目标航天器状态,并通过服务航天器的执行器对组合体航天器进行控制。Bandyopadhyay等^[9]提出了一种使用非线性跟踪控制器的方法,实现对大型物体(如小行星)的航天器姿态的稳定接管控制。文献[10]设计了一种基于神经网络技术的自适应姿态控制器;于欣欣等^[11]提出利用基于模型的智能自适应控制方法对组合体航天器进行姿态控制;康国华等^[12]借助深度学习方法,利用训练好的神经网络对组合体航天器的姿态进行控制。以上文献只是增加了对组合体航天器控制的鲁棒性,但在快速性以及抗扰性上有所欠缺。超螺旋干扰器能够对时变、有界但未知的干扰进行估计,并在有限时间内收敛,具有良好的快速性和鲁棒性。文献[13]设计了一种固定增益的超螺旋干扰观测器对组合体航天器进行姿态控制,但由于采用固定增益降低了观测器的灵活性,观测性能仍有进一步提升的空间。

综上,本文针对在轨服务航天器对非合作目标的姿态接管控制问题,围绕组合体航天器姿态动力学建模、控制与仿真,提出了一种自适应超螺旋干扰观测器作为前馈补偿的姿态接管控制方案,实现了对目标航天器的姿态接管。

2 组合体航天器姿态运动建模

本文以存在对抗性力矩的完全约束组合体航天器为研究对象,系统结构如图1所示。

图1中 $O_s X_s Y_s Z_s$ 是服务航天器的本体坐标系, $O_t X_t Y_t Z_t$ 是目标航天器的本体坐标系, $O_b X_b Y_b Z_b$ 是组合体航天器的本体坐标系, $O_i X_i Y_i Z_i$ 是地心惯性坐标系, C_s, C_t 分别为从服务航天器本体坐标系及目标航天器本体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵。 C_{st}, C_{ts}^{-1} 分别表示从目标航天器本体坐标系到服务航天器本体坐标系的转换矩阵及其反变换矩阵。通过分析服务航天器与目标航天器间通过

空间机械臂传递的相互力矩方式,利用欧拉刚体方程建立服务航天器及目标航天器的姿态动力学模型,二者在组合体航天器本体坐标系内的姿态动力学模型可分别写作:

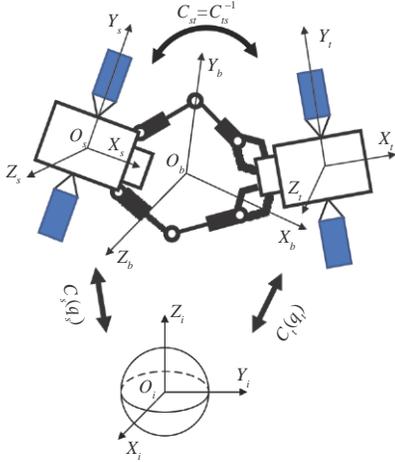


图1 组合体航天器坐标系及空间转换关系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combined spacecraft coordinate system and space conversion relationship

$$\begin{cases} J_s \dot{\omega}_s + \omega_s^\times J_s \omega_s = \tau_s + u_s + d_s \\ J_t \dot{\omega}_t + \omega_t^\times J_t \omega_t = \tau_t + d_t \end{cases} \quad (1)$$

其中, $J_s, J_t \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 分别为服务航天器及目标航天器的转动惯量矩阵, $\omega_s, \omega_t \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 分别为服务航天器及目标航天器相对于地心惯性坐标系的姿态角速度在各自本体坐标系中的投影, $u_s \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 为服务航天器输出的控制力矩, $d_s, d_t \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 分别为服务航天器及目标航天器受到的外界干扰力矩, $\tau_s, \tau_t \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 分别为服务航天器与目标航天器受到的来自对方的相互作用力矩, 其中 ω^\times 为向量 ω 的反对称矩阵, 对于任一向量 $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^\top \in \mathbb{R}^3$ 的矩阵叉乘计算可简化为 $\omega \times J\omega \triangleq \omega^\times J\omega$, ω^\times 定义为:

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

由于本文只考虑服务航天器与目标航天器之间存在完全约束, 因此服务航天器的本体坐标系与目标航天器的本体坐标系之间存在着常数转换矩阵, 而二者间的相互作用力矩 τ_s, τ_t 和姿态角速度变量 ω_s, ω_t 等参数均可以通过旋转矩阵相互转换:

$$\begin{aligned} \tau_s &= -C_{st} \tau_t \\ \omega_s &= C_{st} \omega_t \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $C_{st} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示从目标航天器本体坐标系到服务航天器本体坐标系的转换矩阵。其求取方法如下:

本文采用四元数描述组合系统的姿态运动方程。 $q_s = [q_{s0} \ q_{sv}^\top]^\top$, $q_t = [q_{t0} \ q_{tv}^\top]^\top$ 分别表示服务航天器与目标航天器相对于地心惯性坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i$ 的姿态四元数, 其中 q_{s0}, q_{t0} 表示标量部分; $q_{sv} = [q_{s1} \ q_{s2} \ q_{s3}]^\top$, $q_{tv} = [q_{t1} \ q_{t2} \ q_{t3}]^\top$ 表示矢量部分。 C_s, C_t 分别为从服务航天器本体坐标系及目标航天器本体坐标系到地心惯性坐标系的转换矩阵, 其具体表达形式如下:

$$C_i(q_i) = (q_{i0}^2 - q_{iv}^\top q_{iv}) \mathbf{I}_3 + 2q_{iv} q_{iv}^\top - 2q_{i0} q_{iv}^\times \quad (4)$$

则可求得目标航天器本体坐标系与服务航天器本体坐标系互相转换的矩阵为:

$$\begin{aligned} C_{st} &= C_s(q_s) C_t^{-1}(q_t) \\ C_{ts} &= C_t(q_t) C_s^{-1}(q_s) \end{aligned} \quad (5)$$

综上所述, 结合式(1), 式(3)及式(5), 可推导出服务航天器与目标航天器间的相互作用力矩 τ_s 的表达式:

$$\begin{aligned} \tau_s &= [-C_{ts} J_t \dot{C}_{ts} \omega_s - C_{st} \omega_t^\times J_t \omega_t \\ &\quad + C_{st} u_t + C_{st} d_t + C_{st} J_t C_{ts} J_s^{-1} \omega_s^\times J_s \omega_s \\ &\quad - C_{st} J_t C_{ts} J_s^{-1} u_s - C_{st} J_t C_{ts} J_s^{-1} d_s] \end{aligned} \quad (6)$$

其中, $C_{ts} \dot{C}_{ts} = \dot{C}_t(q_t) C_s^{-1}(q_s) + C_t(q_t) \dot{C}_s^{-1}(q_s)$, $\mathbf{I}_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 为单位矩阵。所以服务航天器与目标航天器的姿态运动学方程形式如下:

$$\begin{aligned} \dot{q}_{i0} &= -\frac{1}{2} q_{iv}^\top \omega_i \\ \dot{q}_i &= \frac{1}{2} E_i(q_i) \omega_i = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_{iv}^\top \\ q_{iv}^\times + q_{i0} \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \omega_i, i = s, t \end{aligned} \quad (7)$$

至此, 本文可用式(1), 式(6)及式(7)共同描述组合体航天器的姿态。

3 基于超螺旋干扰观测器的组合体航天器姿态控制

3.1 前馈补偿控制方案设计

由于控制器及执行机构均位于服务航天器, 以服务航天器为基准, 结合上文的组合体航天器姿态模型式(1), 组合体航天器姿态方程可写作:

$$(J_0 + \Delta J_s)\dot{\omega}_s + \omega_s^\times (J_0 + \Delta J_s)\omega_s = \tau_s + u_s \quad (8)$$

其中, J_0 为服务航天器绕自身惯性主轴的惯性矩阵, ΔJ_s 是服务航天器质心位置发生变化而产生的转动惯量偏差。

由于目标航天器的质量特征参数未知且可能存在对抗性姿态机动, ΔJ_s 无法准确获知。 τ_s 作为内部相互作用力矩不可直接测量。上述因素为服务航天器接管目标姿态带来了挑战, 传统基于模型或在轨辨识的方法不再适用。可将目标航天器通过机械臂传递到服务航天器的反作用力矩视为作用在服务航天器本身的广义干扰力矩, 该力矩的方向、大小与接管操控策略、目标特性、对抗强度均有关, 属于典型的上界未知、时变干扰力矩。因此, 本文针对广义干扰力矩的时变未知特性, 提出一种基于超螺旋干扰观测器的前馈补偿姿态接管控制方案。对于内部作用力矩 τ_s 与其他干扰因素共同构成的广义干扰力矩, 采用超螺旋干扰观测器进行实时观测。

超螺旋算法是典型的二阶滑模算法, 可写作形式^[14]:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= -k_1 |s|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(s) + U \\ \dot{U} &= -k_2 \text{sgn}(s) \end{aligned} \quad (9)$$

其中, s 为滑模变量, k_i 为待设计的常数增益, U 为中间变量。令 $d = -\Delta J_s \dot{\omega}_s - \omega_s^\times \Delta J_s \omega_s + \tau_s$, $x_1 = q_{sv}$, $x_2 = \omega_s$, 则本文的服务航天器的姿态动力学及运动学模型状态空间形式写作:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \frac{1}{2} (q_{s0} I_3 + x_1^\times) x_2 = A(x) x_2 \\ \dot{x}_2 = B(x) + C u_s + D \end{cases} \quad (10)$$

其中, $B = -J_0^{-1} \omega_s^\times J_0 \omega_s$, $C = J_0^{-1}$, $D = J_0^{-1} d$, D 为系统服务航天器所受等价干扰。

若用 \hat{x}_2 表示系统状态 x_2 的观测值, 则根据服务航天器的姿态动力学方程的状态空间表达式, 有下式成立:

$$\dot{\hat{x}}_2 = B(x) + C u_s + \hat{D} \quad (11)$$

则系统状态 x_2 的观测误差可写作:

$$e = x_2 - \hat{x}_2 \quad (12)$$

参考式(9), 可将超螺旋干扰观测器设计为如下形式:

$$\hat{D}_j = a_1 |e_j|^{\frac{1}{2}} + \int a_2 \text{sgn}(e_j) dt, j = 1, 2, 3 \quad (13)$$

其中, \hat{D} 为超螺旋干扰观测器对等价干扰 D 的观测值。结合式(10)、式(12)及式(13)可以求得状态观测误差的一阶导数表达式:

$$\dot{e}_j = D_j - a_1 |e_j|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(e_j) - \int a_2 \text{sgn}(e_j) dt \quad (14)$$

从式(13)可以看出超螺旋算法具有有限时间收敛^[10]、不需要滑模变量导数等优点, 可以实现对广义干扰的快速观测, 从而提升系统控制性能。

根据前馈补偿原理, 将超螺旋干扰观测器的观测值作为前馈补偿项, 结合PD控制器, 设计的组合体航天器姿态控制律形式如下:

$$u_s = -K_p q_{sv} - K_d \omega_s - \hat{D} \quad (15)$$

其中, K_p 为比例系数, K_d 为微分系数。根据临界比例度法, 可使PD控制部分 $u_{sPD} = -K_p q_{sv} - K_d \omega_s$ 收敛。在式(13)中设计的超螺旋干扰观测器中, 增益 $a_{1,j}, a_{2,j}$ 为常值, 为实现对非合作目标产生的非周期性、幅值变化大的广义干扰更好的观测效果, 引入自适应算法, 将增益 $a_{1,j}, a_{2,j}$ 设计成与当前观测误差 e_j 有关的自适应增益, 以期提高干扰观测的精度及效率, 下文进行自适应超螺旋干扰观测器设计。

3.2 自适应超螺旋干扰观测器设计

引入自适应算法后可将超螺旋干扰观测器设计为如下形式:

$$\hat{D}_j = a_{1,j}(t) |e_j|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(e_j) - \int a_{2,j}(t) \text{sgn}(e_j) dt \quad (16)$$

$j = 1, 2, 3$

其中, $a_{1,j}(t)$ 和 $a_{2,j}(t)$ 为自适应增益,

$$\dot{a}_{1,j} = \begin{cases} a_{1,j} \cdot (|e_j| - \chi) & a_{1,j} > a_m \\ a_m & a_{1,j} \leq a_m \end{cases} \quad (17)$$

$$a_{2,j} = \tau a_{1,j}$$

其中, τ, χ, a_m 为待设计的正常数, 若存在正常数 ρ, λ 使得式(18)成立, 则观测误差 $e_j, j = 1, 2, 3$ 可以在有限时间内收敛。

$$a_{1,j} > \frac{(\rho + \lambda + \tau^2)}{4\tau\lambda} - \frac{\rho\tau}{\lambda} \quad (18)$$

假设存在两个中间变量 $M \in \mathbb{R}^{3 \times 1}, N \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, 其形式如下式所示。

$$\begin{cases} M_j = |e_j|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(e_j) \\ N_j = D_j - \int a_{2,j} \text{sgn}(e_j) dt, j = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (19)$$

设 $\xi_j = [M_j \ N_j]^T$, 并对其进行求导有:

$$\begin{aligned}\dot{\xi}_j &= [\dot{M}_j \quad \dot{N}_j]^\top = \begin{bmatrix} \frac{1}{2|M_j|} (N_j - a_{1,j}M_j) \\ \dot{D}_j - a_{2,j}\text{sgn}(e_j) \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{2|M_j|} \left(\begin{bmatrix} -a_{1,j}(t) & 1 \\ -a_{2,j}(t) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_j \\ N_j \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 2|M_j| \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{D}_j \end{bmatrix} \right)\end{aligned}\quad (20)$$

假设总干扰 D 及其一阶导数 \dot{D} 均有界,即满足 $|D_j| < \Delta_1, |\dot{D}_j| < \Delta_2, j = 1, 2, 3$, 则有 $|\dot{D}_j| < \Delta_2$, 假设存在常数 ρ 满足 $0 < \rho < 2\Delta_2$, 则可将 \dot{D}_j 写作如下形式:

$$\dot{D}_j = \frac{\rho}{2} \text{sgn}(e_j) = \frac{\rho}{2} \frac{M_j}{|M_j|} \quad (21)$$

将式(21)代入式(20)并进行整理可得:

$$\dot{\xi}_j = A\xi_j \quad (22)$$

$$\text{其中, } A = \frac{1}{2|M_j|} \begin{bmatrix} -a_{1,j}(t) & 1 \\ -a_{2,j}(t) + \rho & 0 \end{bmatrix}.$$

设计 Lyapunov 函数如下:

$$V_j = \xi_j^\top P \xi_j \quad (23)$$

其中, P 为对称正定矩阵, 且 $P = \begin{bmatrix} \lambda + \tau^2 & -\tau \\ -\tau & 1 \end{bmatrix}$.

将式(23)的 Lyapunov 函数对时间求导有:

$$\begin{aligned}\dot{V}_j &= \dot{\xi}_j^\top P \xi_j + \xi_j^\top P \dot{\xi}_j = \xi_j^\top (A^\top P + PA) \xi_j \\ &= -\frac{1}{2|M_j|} \xi_j^\top Q \xi_j\end{aligned}\quad (24)$$

其中, $Q = \begin{bmatrix} 2a_{1,j}\lambda + 2\tau\rho & -\rho - \lambda - \tau^2 \\ -\rho - \lambda - \tau^2 & 2\tau \end{bmatrix}$. 假设矩阵 Q 的

最小特征值满足 $\lambda_{\min}(Q) \geq \tau, a_{1,j} > \frac{(\rho + \lambda + \tau^2)^2}{2\lambda\tau} - \frac{\tau\rho}{\lambda}$,

则有:

$$\dot{V}_j = \frac{1}{2|M_j|} \xi_j^\top Q \xi_j \leq -\frac{\tau}{2|M_j|} \|\xi_j\|^2 \quad (25)$$

对于式(23)有下式成立:

$$\lambda_{\min}(P) \|\xi_j\|^2 \leq \xi_j^\top P \xi_j \leq \lambda_{\max}(P) \|\xi_j\|^2 \quad (26)$$

对式(25)和式(26)整理可得

$$|M_j| \leq \|\xi_j\| \leq V_j^{1/2} / \lambda_{\min}^{1/2}(P) \quad (27)$$

综上所述可得:

$$\dot{V}_j \leq -\mu V_j^{1/2}, \mu = \frac{\tau \lambda_{\min}^{1/2}(P)}{2\lambda_{\max}(P)} \quad (28)$$

式(28)满足文献[15]中引理1给出的系统在

有限时间内稳定的条件, 因此式(13)所设计的超螺旋干扰观测器可以在有限时间内收敛, 但式(28)只证明了超螺旋干扰观测器观测误差收敛, 为证明自适应超螺旋干扰观测器稳定, 在此设计另一个 Lyapunov 函数:

$$V_{1,j} = V_j + \frac{1}{2} \tilde{a}_{1,j}^2 + \frac{1}{2} \tilde{a}_{2,j}^2 \quad (29)$$

其中, $\tilde{a}_{1,j} = a_{1,j} - \hat{a}_{1,j}, \tilde{a}_{2,j} = a_{2,j} - \hat{a}_{2,j}$, 且 $\hat{a}_{1,j}, \hat{a}_{1,j}, \hat{a}_{2,j}$ 均为常数。

对式(29)的 Lyapunov 函数进行求导有:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{1,j} &= \dot{V}_j + \tilde{a}_{1,j} \dot{\tilde{a}}_{1,j} + \tilde{a}_{2,j} \dot{\tilde{a}}_{2,j} \\ &\leq -\mu V_j^{1/2} + \tilde{a}_{1,j} \dot{\tilde{a}}_{1,j} + \tilde{a}_{2,j} \dot{\tilde{a}}_{2,j}\end{aligned}\quad (30)$$

由于 $\hat{a}_{1,j}, \hat{a}_{2,j}$ 均为常数, 则有 $\dot{\tilde{a}}_{1,j} = \dot{a}_{1,j}, \dot{\tilde{a}}_{2,j} = \dot{a}_{2,j}$. 由此, 式(30)可写作:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{1,j} &= \dot{V}_j + \tilde{a}_{1,j} \dot{a}_{1,j} + \tilde{a}_{2,j} \dot{a}_{2,j} \\ &\leq -\mu V_j^{1/2} + \tilde{a}_{1,j} \dot{a}_{1,j} + \tilde{a}_{2,j} \dot{a}_{2,j} \\ &\leq -\mu V_j^{1/2} + \tilde{a}_{1,j} \dot{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j} \dot{a}_{1,j}\end{aligned}\quad (31)$$

选取两个辅助常数 l_1, l_2 , 需满足如下约束:

$$\begin{cases} l_1 \geq \max\{|e_j| - \chi, a_m / |a_{1,j}|\} \\ l_2 = \tau l_1 \end{cases} \quad (32)$$

$l_1 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{1,j}\| + l_2 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{2,j}\| - l_1 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{1,j}\| - l_2 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{2,j}\| = 0$ 代入式(31)可得:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{1,j} &\leq -\mu V_j^{1/2} + (\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j}) + l_1 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{1,j}\| \\ &\quad + l_2 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{2,j}\| - l_1 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{1,j}\| - l_2 |a_{1,j}| \|\tilde{a}_{2,j}\| \\ &\leq -s V_{1,j}^{1/2} + [\dot{a}_{1,j} - l_1 |a_{1,j}|] (\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j})\end{aligned}\quad (33)$$

如果常数 $\hat{a}_{1,j}, \hat{a}_{2,j}$ 选取得足够大, 那么有

$\tilde{a}_{1,j} = a_{1,j} - \hat{a}_{1,j} < 0, \tilde{a}_{2,j} = a_{2,j} - \hat{a}_{2,j} < 0$ 成立, 则有:

$$\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j} < 0 \quad (34)$$

根据文献[15]的定理1, 当 $a_{1,j} > a_m$ 以及 $a_{1,j} \leq a_m$ 时分别存在:

$$\begin{aligned}& [\dot{a}_{1,j} - l_1 |a_{1,j}|] (\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j}) \\ &= \begin{cases} |a_{1,j}| [|e_j| - \chi - l_1] (\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j}) \geq 0, & a_{1,j} > a_m \\ [a_m - l_1 |a_{1,j}|] (\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j}) \geq 0, & a_{1,j} \leq a_m \end{cases}\end{aligned}\quad (35)$$

综上所述可得:

$$[\dot{a}_{1,j} - l_1 |a_{1,j}|] (\tilde{a}_{1,j} + \tau \tilde{a}_{2,j}) \geq 0 \quad (36)$$

因此, 根据文献[15]的引理1可以看出状态观

测误差 e 以及干扰观测误差 \tilde{D} 均可以在有限时间内收敛,即上述设计的自适应超螺旋干扰观测器是在有限时间内稳定的。

4 数值仿真

本节通过数值仿真验证了基于超螺旋观测器的控制方法的有效性,在组合体航天器坐标系下,航天器质量特性如表1所示,控制器参数如表2所示。服务航天器期望四元数和期望角速度分别为 $q_{sd} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ 和 $\omega_{sd} = [0 \ 0 \ 0]^T$ rad/s, 初始四元数和初始角速度分别为 $\omega_{s0} = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T$ rad/s, $q_{s0} = [0.3 \ 0.4 \ 0.5 \ 0.707]^T$ 。

表1 航天器质量特性

Table 1 Spacecraft mass and inertia property

航天器	转动惯量/(kg · m ²)	质量/kg
服务航天器	$J_0 = \begin{bmatrix} 405 & 0 & 0 \\ 0 & 405 & 0 \\ 0 & 0 & 405 \end{bmatrix}$	$m_s = 1080$
	$\Delta J_s = \begin{bmatrix} 20 & 0.1 & 0.9 \\ 0.1 & 17 & 0.1 \\ 0.9 & 0.1 & 15 \end{bmatrix}$	
目标航天器	$J_t = \begin{bmatrix} 245.3 & -100 & -85 \\ -100 & 45.3 & -120 \\ -85 & -120 & 245.3 \end{bmatrix}$	$m_t = 1080$

表2 控制器参数

Table 2 Controller parameters

控制器参数	数值
PD控制器增益	$K_p = \text{diag}[100 \ 100 \ 200]$
	$K_d = \text{diag}[50 \ 50 \ 100]$
超螺旋干扰观测器增益	$\chi = 1.5 \times 10^{-4}, a_m = 0.05,$ $\tau = 0.2, a_{1j}(0) = 0.5, j = 1, 2, 3$

由于仅有服务航天器上安装有敏感器,故在接下来的仿真过程中,仿真结果均为服务航天器的参数变化曲线。服务航天器的姿态角速度、姿态四元数以及控制力矩的变化曲线分别如图2~4所示。

图2~4的仿真结果表明,基于前馈补偿的PD控制器可以实现对组合体航天器姿态快速、平稳的接管操控。超螺旋干扰观测器自适应增益变化曲线如图5所示,超螺旋干扰观测器对系统广义干扰的跟踪曲线如图6所示。

从图5可以看出,超螺旋干扰观测器可以跟随干扰变化动态调整增益,提升系统的鲁棒性。从图

6可以看出,超螺旋干扰观测器可以快速对广义干扰进行准确估计,提高了系统控制效果。上述仿真结果表明,基于超螺旋干扰观测器前馈补偿项的PD控制器可以快速、精准地对组合体航天器姿态进行控制,为组合体航天器姿态接管控制提供了一种解决思路。

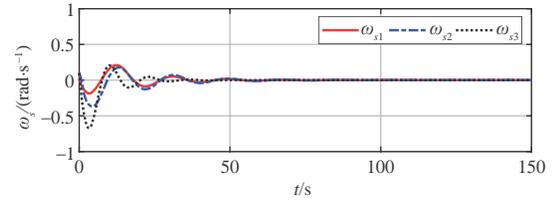


图2 服务航天器姿态角速度变化曲线

Fig. 2 Service spacecraft attitude angular velocity change curve

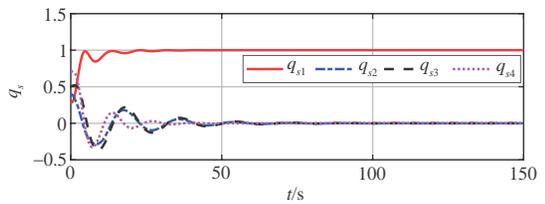


图3 服务航天器姿态四元数变化曲线

Fig. 3 Service spacecraft attitude quaternion change curve

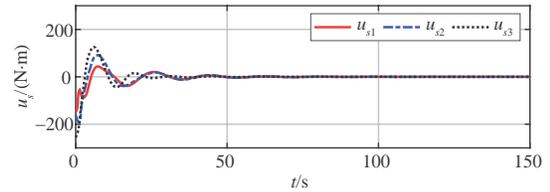


图4 服务航天器控制力矩变化曲线

Fig. 4 Service spacecraft control torque change curve

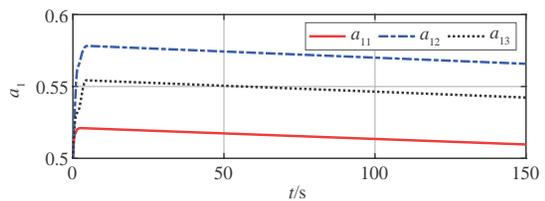


图5 超螺旋干扰观测器自适应增益变化曲线

Fig. 5 Adaptive gain curve of super-twisting interference observer

5 结论

本文针对非合作目标的姿态接管控制问题,基于状态一致性原则建立了不依赖于目标参数的组

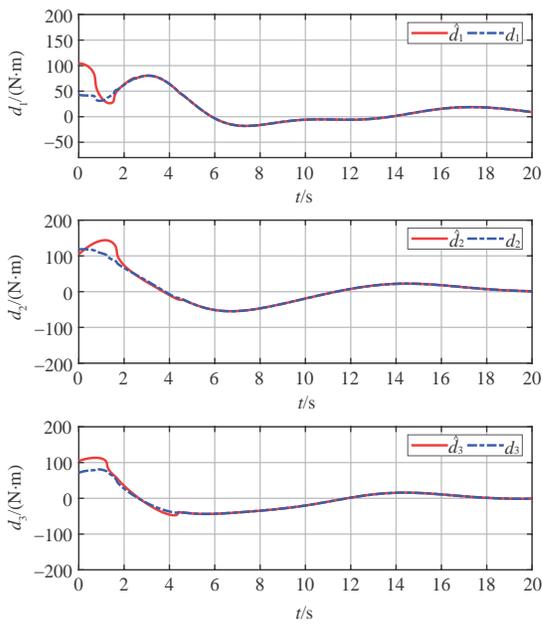


图6 超螺旋干扰观测器对系统等价干扰的跟踪曲线
Fig. 6 Tracking curve of super-twisting interference observer to system equivalent interference

合体航天器姿态运动数值仿真模型,提出了一种基于超螺旋干扰观测器的前馈补偿姿态接管控制方案,基于Lyapunov稳定性理论分析了所提出的自适应超螺旋干扰观测器的有限时间收敛特性,同时数值仿真结果也进一步验证了本文所提出的组合体姿态接管控制方案的有效性,得出了以下主要结论:

(1) 基于状态一致性原则构建的组合体航天器姿态运动数值仿真模型能够准确的描述组合体的姿态运动,且形式相对简单。

(2) 所提出的自适应超螺旋干扰观测器能够快速、准确、实时估计目标引起的服务航天器广义干扰力矩,其观测值作为前馈补偿项,有效提高了PD控制器的接管作用效果。

参 考 文 献

[1] 陈小前,袁建平,姚雯,等. 航天器在轨服务技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
[2] Tarabini L, Gil J, Gandia F, et al. Ground guided CX-OLEV rendez-vous with uncooperative geostationary satellite [J]. Acta Astronautica, 2007, 61(1-6): 312-325.
[3] Debus T, Dougherty S. Overview and performance of the front-end robotics enabling near-term demonstration (FRIEND) robotic arm [C]. AIAA Infotech@ Aerospace Conference and

AIAA Unmanned Unlimited Conference, Seattle, 2009.
[4] 陈罗婧,郝金华,袁春柱,等.“凤凰”计划关键技术及其启示[J].航天器工程,2013,22(5):119-128.
[5] Li W J, Cheng D Y, Liu X G, et al. On-orbit service (OOS) of spacecraft: a review of engineering developments [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 108(6): 32-120.
[6] 刘超镇,贺亮,卢山,等.基于参数在轨辨识的组合体航天器姿态控制技术[J].上海航天,2014,31(6):1-5+66.
[7] 王明,黄攀峰,常海涛.非合作目标航天器质量特性参数辨识[J].飞行力学,2014,32(6):536-540.
[8] 张海博,王大铁,魏春岭.空间非合作目标质量特性在轨辨识[J].航天控制,2015,33(3):23-28.
[9] Bandyopadhyay S, Chung S J, Hadaegh F Y. Nonlinear attitude control of spacecraft with a large captured object [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(4): 754-769.
[10] Wei C S, Luo J J, Ma C, et al. Event-triggered neuroadaptive control for post-capture spacecraft with ultralow-frequency actuator updates [J]. Neurocomputing, 2018, 315: 310-321.
[11] 于欣欣,解永春.组合体航天器姿态的智能自适应控制方法[J].空间控制技术与应用,2009,35(1):36-41+46.
[12] 康国华,金晨迪,郭玉洁,等.基于深度学习的组合体航天器模型预测控制[J].宇航学报,2019,40(11):1322-1331.
[13] Gao H, Zu L, Lv Y, et al. Super-twisting sliding mode observer based finite-time attitude control of combined spacecraft [C]. The 9th International Conference ACM, Prague. 2017.
[14] 姜佳林.基于超螺旋算法的直线电机扰动抑制研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.
[15] Hu Q L, Li B, Qi J. Disturbance observer based finite-time attitude control for rigid spacecraft under input saturation [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 39: 13-21.

作者简介:



吕跃勇(1983-),男,博士,副研究员,主要研究方向为航天器控制、空间在轨服务、多智能体编队控制。



秦堂皓(1998-),男,硕士研究生,主要研究方向为航天器控制、多智能体编队控制。



张薇(1994-),女,博士研究生,主要研究方向为组合体航天器姿态控制技术。本文通信作者。



方慧(1996-),女,硕士,助理工程师,主要研究方向为星敏感器光学导航技术,航天器姿态控制。

[引用格式] 陈余军, 魏钊, 龙腾, 等. 面向轨道位置保持的故障模式下电推力器布局设计优化[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):46-53.

面向轨道位置保持的故障模式下 电推力器布局设计优化

陈余军¹, 魏钊^{2,3}, 龙腾^{2,3}, 史人赫⁴

(1. 中国空间技术研究院通信与导航总体部, 北京 100094; 2. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081;
3. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081; 4. 清华大学航天航空学院, 北京 100084)

摘要: 为进一步提高故障模式下地球静止轨道卫星的位置保持效率, 提出一种故障模式下电推力器布局设计优化方案。首先针对电推力器的小推力特性, 建立了故障模式下电推力器位置保持模型; 然后以电推力器安装位置、开机赤经和开机时长为设计变量, 以位置保持燃料消耗最小为目标, 考虑位置保持精度等约束, 建立了故障模式下电推力器布局设计优化模型, 并通过遗传算法与序列二次规划方法进行求解; 最后通过某故障模式下地球静止轨道卫星电推力器布局设计优化实例进行仿真验证, 优化结果表明, 基于优化布局的位置保持燃料消耗相比于初始布局减少了41.9%, 验证了故障模式下电推力器布局设计优化方案的有效性与工程实用性。

关键词: 故障模式; 地球静止轨道卫星; 电推力器; 小推力; 位置保持; 布局设计优化

中图分类号: V423.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-46-08

Configuration Design Optimization of Electric Thrusters in Failure Mode for Orbit Station-Keeping

CHEN Yujun¹, WEI Zhao^{2,3}, LONG Teng^{2,3}, SHI Renhe⁴

(1. Institute of Telecommunication and Navigation Satellites, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
3. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China;
4. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: To further improve the station-keeping efficiency of geostationary Earth orbit satellites in failure mode, an electric thruster configuration design optimization scheme in failure mode is proposed. First, in view of the low-thrust feature of electric thrusters, the electric thruster station-keeping model in failure mode is established. Then considering the station-keeping accuracy constraint, the electric thruster configuration design optimization model is established to minimize the station-keeping fuel consumption, and the electric thruster installation position, firing right ascensions, and firing durations are set as design variables. The genetic algorithm and sequential quadratic programming are used for optimization solving. Finally, the electric thruster configuration design optimization of a geostationary Earth orbit satellite in failure mode is conducted for simulation verification. And the optimization results indicate that the station-keeping fuel consumption of the optimized configuration is decreased by 41.9% compared with that of the initial configuration, which demonstrates the effectiveness and practicability of the proposed electric thruster configuration design optimization scheme in failure mode.

Key words: Failure Mode; Geostationary Earth Orbit Satellite; Electric Thruster; Low-thrust; Station-keeping; Configuration Design Optimization

收稿日期: 2020-07-12; 修回日期: 2020-09-08

基金项目: 国家自然科学基金(51675047); 中国博士后科学基金(2019M660668)

1 引言

地球静止轨道(Geostationary Earth Orbit, GEO)卫星在轨运行时会受到地球非球形、日月引力和太阳光压等摄动的影响,使其逐渐偏离标称轨道,因此,GEO卫星在轨运行期间需要进行位置保持操作^[1-3]。传统的GEO卫星通常采用化学推力器来实现位置保持,然而,其存在燃料消耗较大、位置保持精度较低等问题,严重影响了GEO卫星的寿命^[4]。相比之下,电推力器具有高比冲、小推力的特点,基于电推力器的位置保持可有效减少燃料消耗并提高位置保持精度,近年来得到了广泛的应用^[5-7],例如美国波音公司的ABS 3A全电推进卫星、德国OHB公司的Electra全电推进卫星以及欧洲通信卫星公司的172B全电推进卫星^[8]等。由于电推力器产生的推力大小仅是化学推力器的百分之一,且位置保持周期较长,因此,实现有效的GEO位置保持并提高位置保持效率仍面临巨大挑战。

对于基于电推进系统的GEO卫星,其背地板通常安装有4台电推力器,并形成一矩形构型^[9-10]。然而,当其中一台电推力器发生故障时,其对角线上另一台电推力器单独不能产生期望的速度增量来抵消摄动的影响,只有剩下的两台电推力器可以正常用于卫星的位置保持,即故障模式^[11]。在完备模式下,4台电推力器可以依次在升降交点开机来修正轨道倾角、偏心率等,能有效实现GEO定点位置保持并最大化位置保持效率^[12]。然而在故障模式下,2台电推力器依次在升降交点开机不能抵消摄动的影响,因此必须针对电推力器的小推力特性,对位置保持策略进行定制。

目前,有不少学者开展了故障模式下的电推力器位置保持策略研究工作,例如,Zhang等^[11]考虑地影等约束,提出了一种故障模式下的最优电推力器位置保持控制策略,通过优化点火位置和点火时长,可有效降低燃料消耗;Li等^[13]基于故障诊断算法设计了一套实时闭环位置保持策略,用于实现故障模式下GEO卫星的位置保持,并通过仿真验证了该方法的有效性;刘宇鑫^[14]提出了三次点火故障模式下的电推力器位置保持策略,通过仿真验证了该策略可有效实现故障模式下的GEO位置保持。尽管已有大量文献对故障模式下的GEO卫星位置保持策略进行了研究,但大部分研究工作没有考虑电推力器布局的影响。由于GEO卫星在位置保持期间,南北位保所消耗的燃料占整个位保过程所消耗

燃料的80%以上^[15],而电推力器的布局直接决定了产生的推力的方向,因此,对电推力器布局进行合理的设计与优化,对于提高电推力沿南北方向的分量系数,进而提高位置保持效率、降低燃料消耗具有非常重要的意义。

本文为进一步提高故障模式下基于电推力器的GEO卫星的位置保持效率,提出了一种故障模式下电推力器布局设计优化方案。首先建立了故障模式下电推力器位置保持模型,然后以电推力器安装位置、开机赤经和开机时长为设计变量,考虑位置保持精度等约束,建立了故障模式下电推力器布局设计优化模型,通过优化显著提高了位置保持效率、降低了燃料消耗。

2 故障模式下电推力器位置保持模型

2.1 轨道动力学模型

由于GEO的轨道倾角和偏心率趋近于0,为防止动力学方程发生奇异,本文采用非奇异的轨道根数来描述卫星的运动,如式(1)所示:

$$\begin{cases} a = a \\ e_x = e \cos(\Omega + \omega) \\ e_y = e \sin(\Omega + \omega) \\ i_x = i \cos(\Omega) \\ i_y = i \sin(\Omega) \\ \lambda = M + \Omega + \omega - S \end{cases} \quad (1)$$

其中, a 为半长轴, Ω 为升交点赤经, ω 为近心点角距, i 为轨道倾角, M 为平近点角, λ 为平经度, S 为格林尼治恒星时。

卫星在轨期间通过电推力器开机产生径向、切向和法向速度增量来抵消空间摄动的影响,电推力器造成的经度漂移率改变量、偏心率矢量改变量和轨道倾角矢量改变量可表示为:

$$\begin{cases} \Delta D = -\frac{3}{a_s} \Delta v_T \\ \Delta e_x = \frac{\Delta V_R}{V_s} \sin l + 2 \frac{\Delta V_T}{V_s} \cos l \\ \Delta e_y = -\frac{\Delta V_R}{V_s} \cos l + 2 \frac{\Delta V_T}{V_s} \sin l \\ \Delta i_x = \frac{\Delta V_N}{V_s} \cos l \\ \Delta i_y = \frac{\Delta V_N}{V_s} \sin l \end{cases} \quad (2)$$

其中, ΔV_R 、 ΔV_T 和 ΔV_N 分别为电推力器开机产生的径向、切向和法向速度增量, ΔD 为经度漂移率改变量, Δe_x 和 Δe_y 为偏心率矢量改变量, Δi_x 和 Δi_y 为轨道倾角矢量改变量, a_s 为GEO半长轴, V_s 为GEO卫星运行速度, l 为电推力器开机赤经。

GEO卫星在轨运动时, 主要受到日月引力、地球非球形引力和太阳光压摄动的影响。

由日月引力造成的轨道倾角矢量改变量如式(3)所示^[16]:

$$\begin{cases} \left(\frac{di_x}{dt}\right)_{\text{lsG}} = -3.5\sin\Omega_{\text{sm}} \times 10^{-4} \\ \left(\frac{di_y}{dt}\right)_{\text{lsG}} = (22.79 + 2.59\cos\Omega_{\text{sm}}) \times 10^{-4} \end{cases} \quad (3)$$

其中, Ω_{sm} 为白道升交点黄经。

由地球非球形引力造成的经度改变量如式(4)所示^[16]:

$$\begin{aligned} \left(\frac{d\lambda}{dt}\right)_{\text{ngf}} = & -3\omega_e^2 \left[-6J_{22} \left(\frac{R_e}{r}\right)^2 \sin 2(\lambda - \lambda_{22}) + \right. \\ & \left. \frac{3}{2} J_{31} \left(\frac{R_e}{r}\right)^3 \sin 2(\lambda - \lambda_{31}) - \right. \\ & \left. 45J_{33} \left(\frac{R_e}{r}\right)^3 \sin 3(\lambda - \lambda_{33}) \right] T_D \end{aligned} \quad (4)$$

其中, J_{22} 、 λ_{22} 、 J_{31} 、 λ_{31} 、 J_{33} 和 λ_{33} 为地球田谐项系数; R_e 是地球赤道半径; r 是卫星与地心之间的距离; ω_e 是地球自转角速度; T_D 是一天的秒数。

由太阳光压造成的偏心率矢量改变量如式(5)所示^[16]:

$$\begin{cases} \left(\frac{de_x}{dt}\right)_{\text{sp}} = \frac{0.011K \frac{A}{m} [\cos L_s T_e - \cos L_s T_0] \cos \varepsilon}{T_e - T_0} \\ \left(\frac{de_y}{dt}\right)_{\text{sp}} = \frac{0.011K \frac{A}{m} [\sin L_s T_e - \sin L_s T_0]}{T_e - T_0} \end{cases} \quad (5)$$

其中, K 是太阳光压系数; A 是卫星正对太阳光的面积; m 是卫星质量; ε 是黄赤交角; T_0 是初始儒略世纪数; T_e 是最终的儒略世纪数; L_s 为历元时刻太阳黄经, 可通过式(6)计算得到:

$$\begin{cases} L_s(T) = 280.46645 + 36000.76983T + \\ \quad 0.0003032T^2 \\ T = (JD - 2451545.0)/36525 \end{cases} \quad (6)$$

其中, JD 为儒略日。

基于脉冲假设, 电推力器产生的速度增量和燃料消耗可通过式(7)计算得到:

$$\begin{cases} \Delta v = -I_{\text{sp}} g \ln \left(1 - \frac{F_p \Delta t}{I_{\text{sp}} m_0 g} \right) \\ \Delta m_{\text{fuel}} = m_0 \left(1 - \exp \left(-\frac{\Delta v}{I_{\text{sp}} g} \right) \right) \end{cases} \quad (7)$$

其中, Δv 为电推力器产生的速度增量, Δm_{fuel} 为燃料消耗, I_{sp} 为电推力器比冲, g 为地球引力系数, m_0 为卫星初始质量, F_p 为电推力器推力, Δt 为开机时长。

2.2 小推力位置保持控制策略

卫星背地板共装有4台电推力器, 其中电推力器1和2安装在背地板北侧, 电推力器3和4安装在背地板南侧, 对称安装。在故障模式下, 当其中一台电推力器发生故障时, 则该电推力器与对角线上的电推力器不能正常用于卫星位置保持, 以电推力器2发生故障为例, 则电推力器1和4可以正常用于卫星位置保持, 而电推力器2和3不能正常用于卫星位置保持, 如图1所示。

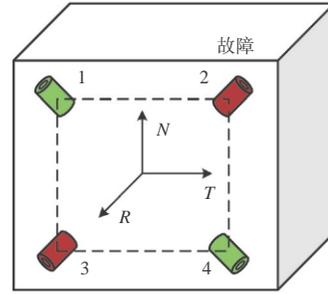


图1 故障模式下电推力器布局

Fig. 1 Configuration of electric thrusters in failure mode

卫星正常在轨运行时, 电推力器产生的推力应指向卫星质心, 则推力沿径向 R 、切向 T 和法向 N 的分量系数为:

$$\begin{cases} k_R = \frac{d_R}{\sqrt{d_R^2 + d_T^2 + d_N^2}} \\ k_T = \frac{d_T}{\sqrt{d_R^2 + d_T^2 + d_N^2}} \\ k_N = \frac{d_N}{\sqrt{d_R^2 + d_T^2 + d_N^2}} \end{cases} \quad (8)$$

其中, k_R 、 k_T 和 k_N 分别为推力沿径向、切向和法向的分量系数, d_R 、 d_T 和 d_N 分别为电推力器安装位置沿轨道坐标系 R 、 T 、 N 三轴坐标的绝对值。

一个完整的位置保持周期是14天,由1个为期2天的轨道确定周期和6个为期2天的小控制周期组成。其中,在轨道确定周期内测定卫星当前的轨道根数,在小控制周期内实现卫星的GEO定点位置保持。在完备模式下,4台电推力器可以依次在升降交点开机以最大化位置保持效率,并有效实现GEO定点位置保持。但在故障模式下,有2台电推力器不能正常用于卫星位置保持,剩余2台电推力器依次在升降交点开机不能有效抵消摄动的影响,因此必须找到电推力器合适的开机位置。本研究采用文献[11]中提出的位置保持控制策略,即在每个小控制周期内,电推力器1和4各开机两次,电推力器1开机赤经分别在 $0^\circ\sim 90^\circ$ 和 $90^\circ\sim 180^\circ$ 区间内,电推力器4开机赤经分别在 $180^\circ\sim 270^\circ$ 和 $270^\circ\sim 360^\circ$ 区间内,电推力器开机赤经如图2所示,通过优化电推力器的开机赤经和开机时长,来实现GEO定点位置保持。

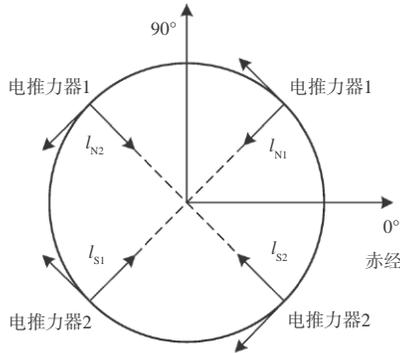


图2 电推力器开机赤经示意图

Fig. 2 Electric thruster firing right ascension diagram

电推力器在上述的赤经范围内开机,把产生的速度增量代入式(2),可得电推力器开机造成的经度漂移率改变量如式(9)所示:

$$\Delta D_t = -\frac{3}{a_s} (k_{T1} \Delta v_{N1} - k_{T4} \Delta v_{S1} + k_{T1} \Delta v_{N2} - k_{T4} \Delta v_{S2}) \quad (9)$$

其中, ΔD_t 为电推力器开机造成的经度漂移率改变量, k_{T1} 和 k_{T4} 分别为电推力器1和电推力器4的推力切向分量系数, Δv_{N1} 、 Δv_{N2} 、 Δv_{S1} 和 Δv_{S2} 分别为电推力器1第一次开机、电推力器1第二次开机、电推力器4第一次开机和电推力器4第二次开机产生的速度增量。

电推力器开机造成的轨道倾角矢量改变量如

式(10)所示:

$$\begin{cases} \Delta i_{xt} = -\frac{k_{N1} \Delta v_{N1}}{V_s} \cos l_{N1} - \frac{k_{N1} \Delta v_{N2}}{V_s} \cos l_{N2} \\ \quad + \frac{k_{N4} \Delta v_{S1}}{V_s} \cos l_{S1} + \frac{k_{N4} \Delta v_{S2}}{V_s} \cos l_{S2} \\ \Delta i_{yt} = -\frac{k_{N1} \Delta v_{N1}}{V_s} \sin l_{N1} - \frac{k_{N1} \Delta v_{N2}}{V_s} \sin l_{N2} \\ \quad + \frac{k_{N4} \Delta v_{S1}}{V_s} \sin l_{S1} + \frac{k_{N4} \Delta v_{S2}}{V_s} \sin l_{S2} \end{cases} \quad (10)$$

其中, Δi_{xt} 和 Δi_{yt} 为电推力器开机造成的轨道倾角矢量改变量; k_{N1} 和 k_{N4} 分别为电推力器1和电推力器4的推力法向分量系数; l_{N1} 、 l_{N2} 、 l_{S1} 和 l_{S2} 分别为电推力器1第一次开机、电推力器1第二次开机、电推力器4第一次开机和电推力器4第二次开机的赤经。

电推力器开机造成的偏心率矢量改变量如式(11)所示:

$$\begin{cases} \Delta e_{xt} = -\frac{k_{R1} \Delta v_{N1}}{V_s} \sin l_{N1} + \frac{2k_{T1} \Delta v_{N1}}{V_s} \cos l_{N1} \\ \quad - \frac{k_{R1} \Delta v_{N2}}{V_s} \sin l_{N2} + \frac{2k_{T1} \Delta v_{N2}}{V_s} \cos l_{N2} \\ \quad - \frac{k_{R4} \Delta v_{S1}}{V_s} \sin l_{S1} - \frac{2k_{T4} \Delta v_{S1}}{V_s} \cos l_{S1} \\ \quad - \frac{k_{R4} \Delta v_{S2}}{V_s} \sin l_{S2} - \frac{2k_{T4} \Delta v_{S2}}{V_s} \cos l_{S2} \\ \Delta e_{yt} = \frac{k_{R1} \Delta v_{N1}}{V_s} \cos l_{N1} + \frac{2k_{T1} \Delta v_{N1}}{V_s} \sin l_{N1} \\ \quad + \frac{k_{R1} \Delta v_{N2}}{V_s} \cos l_{N2} + \frac{2k_{T1} \Delta v_{N2}}{V_s} \sin l_{N2} \\ \quad + \frac{k_{R4} \Delta v_{S1}}{V_s} \cos l_{S1} - \frac{2k_{T4} \Delta v_{S1}}{V_s} \sin l_{S1} \\ \quad + \frac{k_{R4} \Delta v_{S2}}{V_s} \cos l_{S2} - \frac{2k_{T4} \Delta v_{S2}}{V_s} \sin l_{S2} \end{cases} \quad (11)$$

其中, Δe_{xt} 和 Δe_{yt} 为电推力器开机造成的偏心率矢量改变量; k_{R1} 和 k_{R4} 分别为电推力器1和电推力器4的推力径向分量系数。

为有效实现位置保持,在每个小控制周期内,电推力器产生的轨道根数改变量应等于摄动造成的轨道根数改变量,如式(12)所示:

$$\begin{cases} \Delta D_t = \Delta D_d, \Delta i_{xt} = \Delta i_{xd}, \Delta i_{yt} = \Delta i_{yd}, \\ \Delta e_{xt} = \Delta e_{xd}, \Delta e_{yt} = \Delta e_{yd} \end{cases} \quad (12)$$

其中, ΔD_d 为摄动造成的经度漂移率改变量; Δi_{xd} 和 Δi_{yd} 为摄动造成的轨道倾角矢量改变量; Δe_{xd} 和 Δe_{yd}

为摄动造成的偏心率矢量改变量。

按照式(12),使电推力器逐次开机来抵消摄动的影响,即可实现GEO定点位置保持。

3 故障模式下电推力器布局设计优化问题描述

3.1 电推力器布局设计优化模型

故障模式下电推力器布局设计优化问题主要包括两部分,一是每个小控制周期的位保参数优化,二是电推力器安装位置优化。其中,电推力器安装位置优化在外层,每个小控制周期的位保参数优化在内层。

每个小控制周期的位保参数优化本质上是在满足每个小控制周期的经度漂移率改变量、轨道倾角矢量改变量、偏心率矢量改变量和经纬度控制精度要求的前提下,探索每个小控制周期的最优电推力器1和电推力器4的开机赤经和开机时长,使得每个小控制周期的燃料消耗最少。每个小控制周期的位保参数优化问题的数学模型如式(13)所示:

$$\begin{aligned} & \text{find } \mathbf{x} = [l_{N1}, l_{N2}, l_{S1}, l_{S2}, t_{N1}, t_{N2}, t_{S1}, t_{S2}] \\ & \min m_{\text{fuel}} \\ & \text{s.t.} \begin{cases} \Delta D_t = \Delta D_d, \Delta i_{xt} = \Delta i_{xd}, \Delta i_{yt} = \Delta i_{yd}, \\ \Delta e_{xt} = \Delta e_{xd}, \Delta e_{yt} = \Delta e_{yd}, \\ |\lambda_f - \lambda_d| \leq 0.05^\circ, |\varphi_f| \leq 0.05^\circ \end{cases} \end{aligned} \quad (13)$$

其中, t_{N1} 、 t_{N2} 、 t_{S1} 和 t_{S2} 分别为电推力器1第一次开机、电推力器1第二次开机、电推力器4第一次开机和电推力器4第二次开机的时长, m_{fuel} 为每个小控制周期的燃料消耗; λ_f 和 φ_f 分别为每个小控制周期末端的经度和纬度; λ_d 为定点经度。

电推力器安装位置优化问题本质上是在保证每个小控制周期的优化过程均能找到可行解的前提下,探索最优的电推力器1和电推力器4的安装位置,使得整个位置保持周期的燃料消耗最少。电推力器安装位置优化问题的数学模型如式(14)所示:

$$\begin{aligned} & \text{find } \mathbf{X} = [T_1, N_1] \\ & \min m_{\text{fuel_all}} \\ & \text{s.t. } g_1(\mathbf{X}) \leq 0 \end{aligned} \quad (14)$$

其中, T_1 和 N_1 分别为电推力器1的切向和法向安装坐标; $m_{\text{fuel_all}}$ 为整个位置保持周期的总燃料消耗; g_1 用于判断每个小控制周期的位保参数优化是否找到可行解,若没有找到可行解,则 $g_1 > 0$, 反之, $g_1 \leq 0$ 。

3.2 电推力器布局设计优化流程

故障模式下电推力器布局设计优化流程图如图3所示,其中,为提高全局搜索性,外层的电推力器安装位置通过遗传算法(Genetic Algorithm, GA)进行优化;为提高找到可行解的速度,每个小控制周期的位保参数通过多初始点序列二次规划算法(Sequential Quadratic Programming, SQP)进行优化,具体步骤如下所示。

步骤一:通过GA优化电推力器安装位置,计算推力沿径向、切向和法向分量系数。

步骤二:在轨道确定周期内,确定卫星初始轨道根数以及摄动对轨道根数的改变量。

步骤三:确定每一个小控制周期内所需的电推力器开机产生的轨道根数改变量,通过多初始点SQP优化电推力器的开机赤经和开机时长,由式(7)计算速度增量以及燃料消耗量。若优化没有找到可行解,则返回步骤一;否则,循环步骤二和步骤三,直到达到最大位置保持天数。

步骤四:输出最优电推力器安装位置,以及每个小控制周期内的电推力器开机赤经和开机时长。

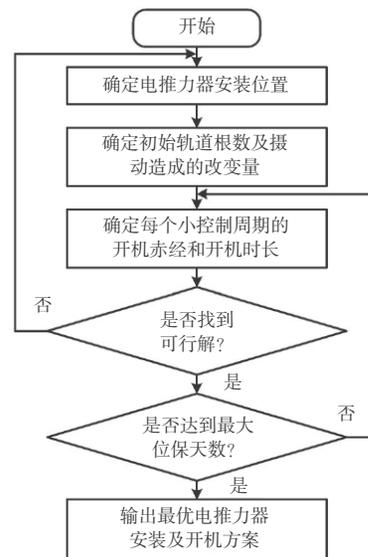


图3 故障模式下电推力器布局设计优化流程图

Fig. 3 Electric thruster configuration design optimization flowchart in failure mode

4 仿真案例

本节通过某故障模式下的GEO卫星电推力器布局设计优化实例来验证提出方案的有效性。本

案例中, GEO 卫星入轨质量为 2000kg, 卫星尺寸为 2m×2m×2m, 卫星面质比为 0.05, 光压系数为 1.5, 电推力器额定推力为 100mN, 比冲 4000s, 仿真开始时间为 2020 年 12 月 1 日, 仿真时长为 1 年, GEO 卫星定点经度为 120° E。采用 MATLAB R2017b ga 和 fmincon 工具包进行优化, 其中, GA 种群规模设为 200, 最大迭代次数设为 30, SQP 初始点个数设为 50, 其他参数设为默认。卫星初始轨道根数如表 1 所示, 设计变量取值范围如表 2 所示。

表 1 卫星初始轨道根数

Table 1 Initial orbital elements of the satellite

轨道要素	半长轴/m	轨道倾角	偏心率	初始经度
初始值	42166200	0.01°	0.0001	120°

表 2 设计变量取值范围

Table 2 Range of design variables

设计变量	取值范围	设计变量	取值范围
T_1/mm	[-1000,-100]	l_{s2}	[270°,360°]
N_1/mm	[100,1000]	t_{N1}/s	[0,6000]
l_{N1}	[0°,90°]	t_{N2}/s	[0,6000]
l_{N2}	[90°,180°]	t_{S1}/s	[0,6000]
l_{S1}	[180°,270°]	t_{S2}/s	[0,6000]

通过优化, 可以得到电推力器开机赤经和速度增量示意图如图 4 所示, 经度曲线和纬度曲线如图 5 和图 6 所示, 优化前后电推力器的安装位置对比如表 3 所示, 优化前后电推力器布局示意图如图 7 所示。

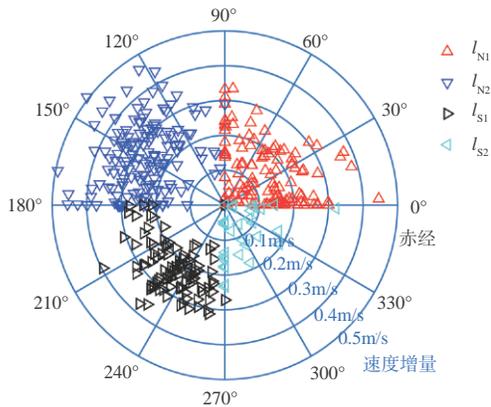


图 4 电推力器开机赤经和速度增量

Fig. 4 Firing right ascensions and velocity increments of electric thrusters

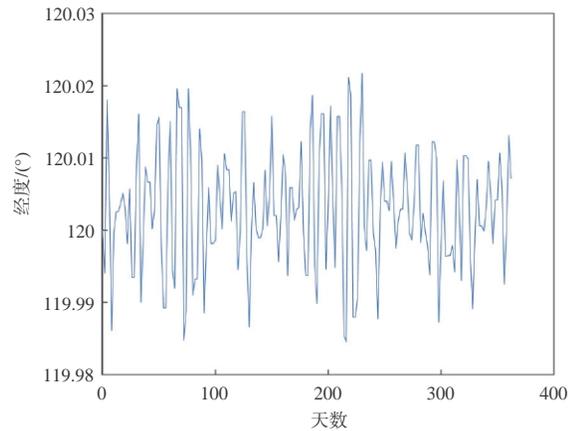


图 5 经度曲线

Fig. 5 Longitude curve

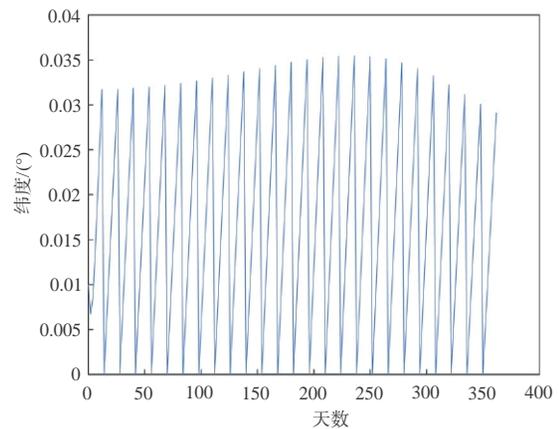


图 6 纬度曲线

Fig. 6 Latitude curve

表 3 电推力器的安装位置对比

Table 3 Electric thruster configuration comparison

安装坐标	初始布局/mm	优化布局/mm
T_1	-550	-302
N_1	550	1000

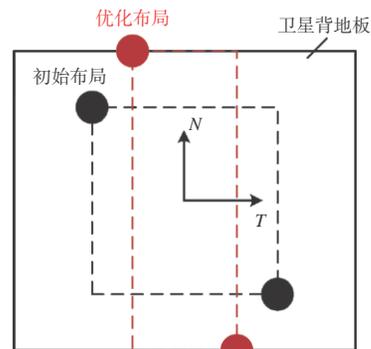


图 7 优化前后电推力器布局示意图

Fig. 7 Electric thruster configuration diagram before and after optimization

从图4可以看出,电推力器1第二次开机和电推力器4第一次开机产生的速度增量相对较大,因为从图2可以看出,只有电推力器1第二次开机和电推力器4第一次开机能产生向右的推力,而电推力器1和4的四次开机均能产生向左的推力,因此,电推力器1第二次开机和电推力器4第一次开机时间相对较长,来抵消四次开机产生的反向推力的影响。从图5和图6可以看出,GEO卫星的经纬度均控制在 $[-0.05^\circ, 0.05^\circ]$,满足控制精度要求。从表3可以计算得到优化前后的推力法向分量系数分别为0.43和0.69,且从计算结果和图7可以看出,优化后电推力器的法向坐标到达边界,切向坐标的绝对值减小,使得优化布局的推力法向分量系数相比于初始布局增加了60.47%。因为南北位保所消耗的燃料占总燃料的80%以上,因此,优化后的电推力器布局更有利于提高位置保持效率。

优化前后燃料消耗对比如表4所示,从表4可以看出基于优化布局的一年的位置保持燃料消耗相比于初始布局减少了3.93kg(约为41.9%),验证了本文提出的故障模式下电推力器布局设计优化方案的有效性与工程实用性。

表4 初始方案与优化方案燃料消耗对比

Table 4 Fuel consumption comparison between the initial scheme and optimized schemes

	初始布局	优化布局
燃料消耗/kg	9.38	5.45

为进一步说明提出的故障模式下电推力器布局设计优化方案的优势,基于上述优化框架,对完备模式下的电推力进行布局设计优化,一年的位置保持燃料消耗对比如表5所示。

表5 基于故障和完备模式下电推力器布局的燃料消耗对比

Table 5 Fuel consumption comparison between the failure mode and nominal mode based electric thruster configurations

	故障模式下 电推力器布局	完备模式下 电推力器布局
燃料消耗/kg	5.45	4.99

从表5可以看出,尽管只有两台电推力器可以用于位置保持,但基于故障模式下电推力器布局的一年位置保持燃料消耗相比于完备模式仅增加了

0.46kg,因此说明了提出的故障模式下电推力器布局设计优化方案具有较强的在轨应急能力。

5 结论

本文提出了一种故障模式下电推力器布局设计优化方案,可以有效实现故障模式下GEO卫星的定点位置保持,并显著提高位置保持效率。首先针对电推力器的小推力特性,建立了故障模式下电推力器位置保持模型。然后考虑电推力器安装位置、开机赤经、开机时长以及位置保持精度等,建立了故障模式下电推力器布局设计优化模型,并通过GA与SQP算法进行求解。优化结果表明,基于优化布局的位置保持燃料消耗相比于初始布局减少了41.9%,因此说明了提出的故障模式下电推力器布局设计优化方案的有效性与工程实用性。

参 考 文 献

- [1] Weiss A, Kalabic U V, Cairano S D. Station keeping and momentum management of low-thrust satellites using MPC[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76: 229-241.
- [2] Bruijn F J D, Theil S, Choukroun D, et al. Geostationary satellite station-keeping using convex optimization[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(3): 605-616.
- [3] Guelman M M. Geostationary satellites autonomous closed loop station keeping[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 97(2): 9-15.
- [4] Gazzino C, Arzelier D, Cerri L, et al. A three-step decomposition method for solving the minimum-fuel geostationary station keeping of satellites equipped with electric propulsion[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 158: 12-22.
- [5] 龚轲杰, 廖瑛, 边明珠. GEO卫星小推力位置保持策略建模与仿真[C]. 中国系统仿真技术及其应用学术年会, 贵阳, 2018年8月10-14日.
- [6] 任亚军, 王小永. 高性能电推进系统的发展及在GEO卫星平台中的应用[J]. *真空与低温*, 2018, 24(1): 60-65.
- [7] 周亮, 韩冬, 崔振江, 等. 基于电推力器进行南北位置保持的一种地球同步轨道注入参数方法[J]. *空间控制技术与应用*, 2017, 43(6): 8-12.
- [8] 周志成, 高军. 全电推进GEO卫星平台发展研究[J]. *航天器工程*, 2015, 24(2): 1-6.
- [9] 李强, 周志成, 袁俊刚, 等. GEO卫星电推力器安装位置优化研究[J]. *航天器工程*, 2016, 25(4): 33-39.
- [10] 赵义平, 李峰, 经姚翔, 等. GEO电推进卫星轨道漂移策略研究[J]. *航天器工程*, 2016, 25(4): 20-26.
- [11] Zhang J R, Zhao S G, Zhou Z C, et al. Optimal station keeping

- for XIPS thrusters in failure mode under eclipse constraints[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 29(6): 04016041.
- [12] Shi R H, Liu L, Long T, et al. Surrogate assisted multidisciplinary design optimization for an all-electric GEO satellite[J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 301-317.
- [13] Li L C, Zhang J R, Li Y Y, et al. Geostationary station-keeping with electric propulsion in full and failure modes[J]. Acta Astronautica, 2019, 163: 130-144.
- [14] 刘宇鑫. 地球同步卫星转移轨道设计与在轨保持方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [15] Zee C H. Theory of geostationary satellites[M]. Dordrecht, Netherlands: Springer, 1989.
- [16] 李恒年. 地球静止卫星轨道与共位控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

作者简介:



陈余军(1981-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为卫星总体设计及多学科设计优化。



魏 钊(1994-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化。



龙 腾(1982-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化与自主任务规划。本文通信作者。



史人赫(1990-), 男, 博士, 助理研究员, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化。

[引用格式] 罗为, 曹俊豪, 卢孜筱, 等. 航天器结构变形在轨自主测量技术进展[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):54-59.

航天器结构变形在轨自主测量技术进展

罗 为¹, 曹俊豪¹, 卢孜筱², 李红浪², 李伟杰³

(1. 华中科技大学光学与电子信息学院, 武汉 430074; 2. 国家纳米科学中心, 北京 100190;

3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 监测航天器结构变形情况对于保障航天器可靠性有着重要意义。简要介绍了航天器结构变形测量技术进展, 并对未来研究做了展望。首先, 阐述了航天器结构在轨热变形、在轨健康监测和卫星天线展开三方面的变形测量需求。接着介绍了电阻应变片、摄影测量法等几种常用变形测量方式, 指出这些方式在航天器结构变形测量领域的缺陷。之后详细描述了光纤布拉格光栅变形测量系统的组成和工作原理, 介绍了光纤光栅传感器的优缺点, 并说明其在航天结构变形测量领域能够发挥的作用。最后针对光纤布拉格光栅目前存在的一些问题和缺点, 对利用光纤光栅测量航天器结构变形的研究方向给出建议。综述表明, 利用光纤光栅测量航天器结构变形在现阶段是一种有效的手段, 但仍需结合其他方式才能满足未来发展需求。

关键词: 航天器; 结构变形; 应变传感器; 光纤光栅传感器; 卫星天线

中图分类号: TP212.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-54-06

Progress of On-Orbit Autonomous Measurement for Spacecraft Structure Deformation

LUO Wei¹, CAO Junhao¹, LU Zixiao², LI Honglang², LI Weijie³

(1. School of optics and electronic information, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

2. National Center for Nanoscience and Technology, Beijing 100190, China;

3. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Monitoring the structural deformation is of great significance for ensuring the reliability of the spacecraft. The progress of autonomous measurement in spacecraft structural deformation is briefly introduced. The requirements of in-orbit spacecraft structure thermal deformation, spacecraft structure health monitoring and satellite antenna deploying are elaborated. Several common deformation measurement methods such as resistance strain gauge and digital photographic method are introduced and the defects of these methods are pointed out in the field of spacecraft structural deformation measurement. The composition and working principle of fiber Bragg grating (FBG) deformation measurement system are described in detail, the advantages and disadvantages of fiber Bragg grating sensors are introduced, and their functions in the field of spacecraft structural deformation measurement are explained. Some suggestions on the research direction of using FBG to measure the structural deformation of spacecraft are given in view of problems and shortcomings of fiber Bragg grating at present. The review shows that monitoring the structural deformation by fiber gratings is an effective method at this stage. But other methods should also be developed to meet future needs.

Key words: Spacecraft; Structure Deformation; Strain Sensor; FBG Sensor; Satellite Antenna

1 引 言

随着航天任务增多, 航天器将面对日趋极端和

恶劣的环境。服役期间, 航天器会面临极端温度变化, 太空碎片冲击, 金属结构变形、疲劳等复杂情况。这些会以结构形变的形式对航天器造成损伤,

降低航天器的可靠性。如果处理不及时,随着时间推移,损伤逐渐积累,结构变形超过承受能力,可能会发生航天器功能失效、报废等严重后果。为了保障航天器服役期间的可靠性,需要对在轨航天器结构的变形位置和程度进行实时检测。

另一方面,为了满足远距离通讯需要,卫星天线的尺寸不断增大,其结构由固定式朝着折叠可展开方向发展。卫星天线反射面的展开精度严重影响信号收发能力。这要求卫星天线具备高精度面形展开能力,能够对展开后振动、热变形导致的偏差和变形进行修正。

常见的变形测量方式有摄影测量法^[1]、电子剪切散斑法^[2]和各类压电应变传感器方法^[3]等。这些机电类测量方式易受电磁干扰,不适用于太空中恶劣的极端环境。而光纤布拉格光栅传感器具有抗电磁干扰、质量轻和便于分布式测量等优点,广泛应用于航天等领域^[4]。

本文从在轨热变形、在轨健康监测和卫星天线三个方面出发,说明航天器结构变形测量的需求。紧接着从原理、构成和优缺点等角度介绍当前航天器结构变形测量领域应用最广的测量技术——光纤布拉格光栅。最后分析光纤光栅传感器在航天结构变形测量领域的发展趋势。

2 航天器结构变形测量需求

2.1 在轨热变形

航天器在轨服役期间会长期处于复杂的温度环境当中。航天器所处空间的温度场往往并不均匀,这会造成航天器各部位的温度分布和温度变化不一致。在这样的环境中,航天器结构会产生膨胀、热变形和振动^[5]。这些会影响航天器结构的正常工作,特别是对卫星天线这类对结构精度要求非常高的部件。热变形会严重影响卫星天线的面形精度,降低天线收发信号的能力。

除此之外,伴随热变形的配合应力容易造成航空航天飞行器结构的疲劳和损坏,进而降低航空航天飞行器寿命,对其安全工作造成隐患^[6],例如,2002年发生的中华航空611号班机空难,便是由于机尾金属蒙皮疲劳造成的。

为了航天器的性能和安全,需要对航天器结构热应变的位置和程度进行测量。

2.2 健康检测

随着空间碎片问题愈发突出,在轨航天器的安全受到严重威胁^[7]。航天器服役期间,会受到空间碎片的冲击。国际空间站曾多次遭受空间碎片的撞击,美国的STS-124和STS-126在执行任务中也多次遭受空间碎片的撞击。

根据速度的大小,冲击可以分为两类:高速冲击和低速冲击。前者会对航天器造成明显的损伤,后者的破坏力不及前者,但造成的损伤十分隐蔽、不易被发觉。如果不能及时检测到低速冲击,长此以往,损伤逐渐积累,会为航天器结构健康带来隐患^[8-9],甚至可能会发生航天器功能失效、机体结构断裂等灾难性事故。

随着空间碎片数量的不断增加,航天器受到撞击几率不断增加。为规避撞击,航天器往往需要付出巨大的燃料代价,而哈勃望远镜这类航天器更是无法调整轨道躲避撞击,航天器与空间碎片之间的撞击将愈加频繁。因此,对航天器受到的冲击和造成的变形加以检测对保障航天器健康有重要意义。

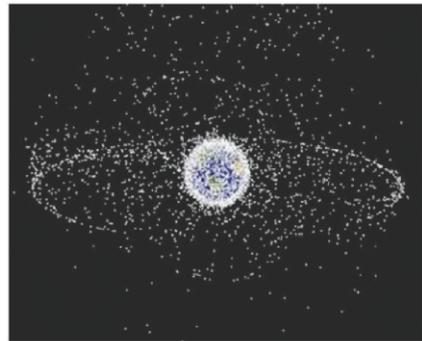


图1 地球同步轨道斜视空间碎片图^[10]

Fig. 1 Space debris obliquely seen from geosynchronous orbit^[10]

此外,随着在轨时间增加,航天器结构会存在疲劳损伤,出现裂纹,这会损害航天器健康,降低航天器寿命。如果不能对疲劳裂纹进行长期、有效的监控,同样会造成严重后果。

为了保障航天器在轨服役期间的安全性和可靠性,需要长期监测结构健康,及时制定维护方案。这不仅要求检测出冲击、裂纹和震动等造成的结构形变程度,还要判别形变的位置。

2.3 卫星天线展开精度确定

为了满足远距离的需要,卫星天线不断向着大尺寸方向发展^[11]。这与火箭有限的运载能力产生了冲突,为了解决这一对矛盾,卫星天线形状经历了从固定到可展开,从刚性到柔性的发展。目前使用较多的是图2所示的可折叠式卫星天线。

火箭发射时,卫星天线处于折叠状态,放置于火箭的整流罩或航天飞机的载荷舱内。等卫星到达指定轨道后,伺服电机驱动天线支架逐步展开^[13-14],如图3所示。展开后的天线可能会因为振动、机械故障和热变形等情况而与预定姿态产生偏差。严重的话,天线因形变和振动而损坏^[15]。

天线增益是衡量卫星天线性能的重要指标之一,高增益的天线能够收发更远距离的信号^[16]。而

增益与天线面形精度密切相关,天线面形的偏差会引起天线增益的下降,影响信号的收发,降低天线整体性能。为了保证卫星天线性能,需要对卫星天线展开后的姿态偏差即变形程度进行测量。

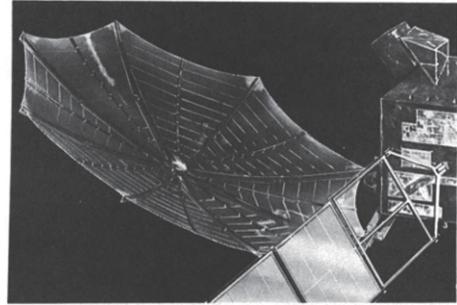


图2 可折叠式卫星天线^[12]

Fig. 2 Foldable satellite antennas^[12]

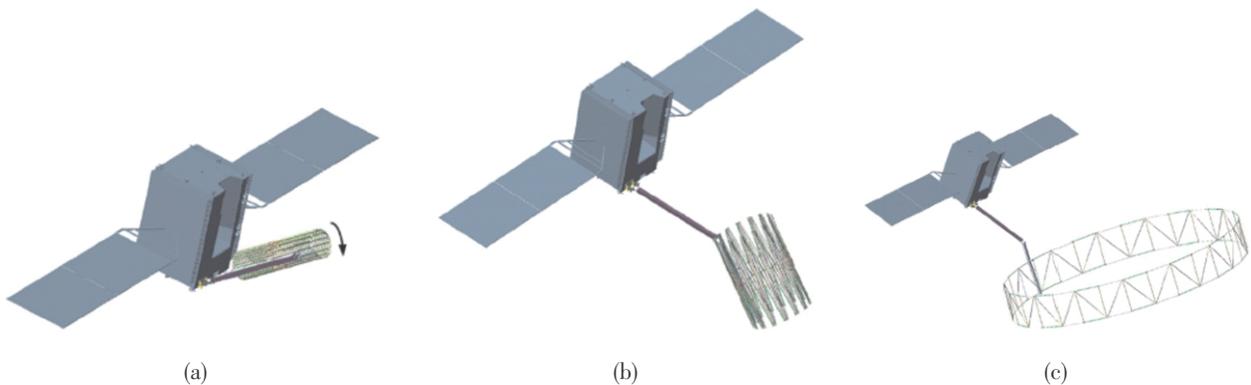


图3 卫星天线展开过程^[13]

Fig. 3 Deploying process of satellite antenna^[13]

3 变形测量方法

常用变形测量的方法有很多,包括:摄影测量法、电子剪切散斑法、电阻应变片方法等。这些方法广泛应用于日常生活中。但是这些方法都有其缺陷,例如电子剪切散斑法的测量精度低,数据获得和分析复杂;摄影测量等方法的相机参数在不同温度下会变化。这些缺陷限制了上述方法在航天结构变形测量领域的进一步使用和发展。

相较于上面的机电类方法,光纤光栅传感器具备安装方式灵活,抗电磁干扰能力强,集成度、分辨率高,体积小、重量轻等优点,适用于航天器结构变形测量^[17]。

国外已多次将光纤光栅传感器应用于航空航

天领域。美国曾利用光纤布拉格式光栅传感系统实现对X-33^[18]和X-37B^[19]等航天、航空飞行器温度、压力信息的实时监测。欧洲太空局于2002年将光纤布拉格光栅嵌入太空望远镜结构中,实现对望远镜三脚架变形的监测^[20]。图4为欧洲航天局



图4 航天器返回舱光纤光栅传感器系统^[21]

Fig. 4 Fiber bragg grating sensor system of spacecraft return module^[21]

利用光纤光栅测量航天器形变与温度的示意图。

4 光纤光栅传感器

4.1 工作原理

光纤布拉格光栅传感器由光纤制备而成,来自同一激光器的两束紫外光在光纤纤芯处产生干涉,形成周期为 Λ ,明暗相间的干涉条纹。干涉条纹会在光纤中引入缺陷,实现对纤芯折射率的周期性调制。调制后的那部分光纤就变成了光纤布拉格光栅^[21]。光栅的周期与干涉条纹周期 Λ 相同,由式(1)决定,其中 λ 为紫外光波长, θ 为两束紫外光之间的夹角。

$$\Lambda = \frac{\lambda}{2 \sin(\theta/2)} \quad (1)$$

光纤光栅的测量原理如图5所示,当一束宽带入射光经光纤传输到光纤布拉格光栅时,在周期性变化的折射率作用下,只有特定波长 λ_B 附近的光被反射,其余光则不受影响继续传播。 λ_B 被称为光纤光栅的中心波长, λ_B 由式(2)决定,其中 n_{eff} 为光栅纤芯等效折射率。

$$\lambda_B = 2n_{\text{eff}}\Lambda \quad (2)$$

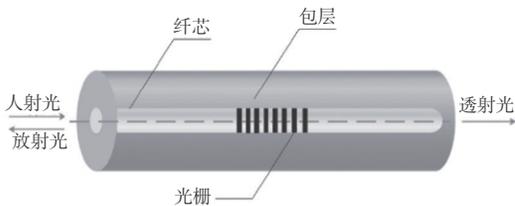


图5 光纤布拉格光栅传感器的原理图^[22]

Fig. 5 The schematic diagram of fiber Bragg grating sensor^[22]

当光纤光栅受外力影响时,会产生形变并引起弹光效应,光栅周期 Λ 和纤芯等效折射率 n_{eff} 因此改变。这将导致光纤光栅中心波长 λ_B 的改变。通过检测光栅反射光中心波长 λ_B 的波长漂移量,就可以得到光纤光栅的形变量。将多根光纤紧贴航天器结构,航天器上的变形也会作用光纤光栅,且不同光纤中心波长 λ_B 的波长漂移量不同,借助这一点,可以感知航天器的变形程度和位置。

4.2 工作方式

单根光纤布拉格光栅传感器工作原理图如图6所示。一根光纤上可以集成多个布拉格光栅,不同

光栅的周期 Λ 不同,中心波长 λ_B 也不同。不同光栅之间可以同时工作,互不干扰。宽带光源发射的光被光栅部分反射,接收端经法布里-珀罗等滤波器等方式^[23]滤波后得到各光栅的中心波长 λ_{B1} 、 λ_{B2} 、 λ_{B3} …。对比前后时刻中心波长的偏移量,就可以得到光栅传感器处的形变量。得到不同光纤多个传感器的数据就可以反演航天器结构变形的位、程度、类型等信息。

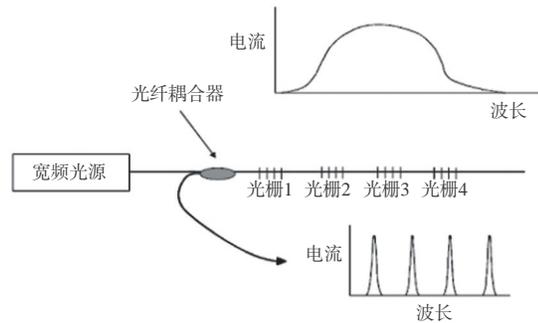


图6 单根光纤光栅原理图^[17]

Fig. 6 Schematic diagram of single FBG sensor system^[17]

4.3 优缺点

相较于机电类测量方式,光纤光栅传感器在航天器结构变形测量领域有以下优点:

(1) 抗电磁干扰能力强。区别于电荷耦合元件、应变片等易受电磁波干扰的变形测量方式,光纤光栅传感器以光作为信息的传输介质,能有效避免外太空中各种辐射的干扰。

(2) 安装方式灵活、适用范围广。光纤光栅结构简单、尺寸小,既可以直接安装在航天器表面,如图7所示,也可以无干扰地嵌入航天器结构当中,如图8所示,适用航天器不同部位、不同类型的变形测量。

(3) 集成度高、便于组网。单根光纤上可以集成多个光纤光栅传感器,多根光纤可以接到同一个接收端,方便在航天器目标位置组成网状结构,如图9所示,布置多个测量点。

这些优点使得光纤光栅传感器在变形测量领域有着巨大的潜力。但是光纤光栅传感器要在航天器结构测量领域进一步发展,需要解决以下几点问题:

(1) 当光纤温度达到一定阈值时,光纤光栅会被完全擦除。这要求在设计时需要考虑传感器的

隔热措施,增加航天器整体设计难度。

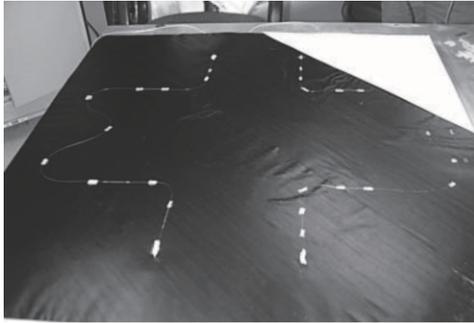


图7 用薄膜粘合剂固定在层压板上的光纤传感器^[17]

Fig. 7 Fiber optic sensor strands positioned on a laminate with film adhesive^[17]

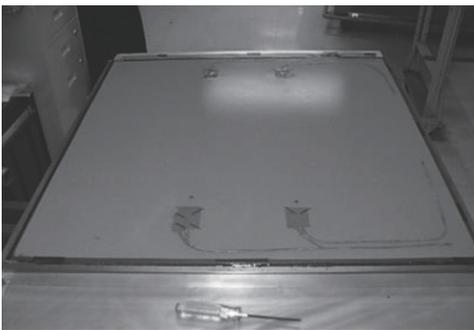


图8 嵌在层压板内的光纤传感器^[17]

Fig. 8 Fiber optic sensor strands embedded in a laminate^[17]

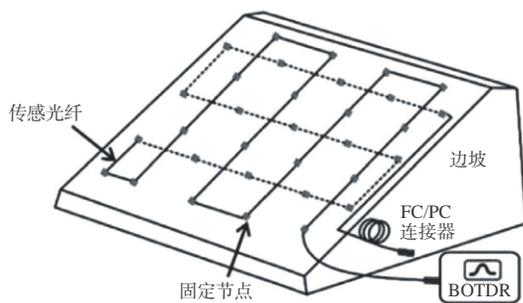


图9 光纤传感器布置方案^[24]

Fig. 9 Fiber optic sensor layout plan^[24]

(2) 不同温度下,光纤光栅传感器的灵敏度存在差异。需要通过软硬件手段对温度变化进行补偿,提升了传感器系统复杂度。

(3) 应变和温度的交叉敏感。光纤光栅传感器探测结果同时受应变和温度的影响,仅靠一根光纤难以区分两者的作用。在太空复杂的温度场下,需要多根光纤才能将两者解耦。

(4) 布局复杂。为了不影响航天器结构强度,

安装时,光纤要尽量平行结构表面,这对设计提出了要求。另一方面,传感器之间通过光纤连接,布局时要考虑光纤在不同结构之间穿插和光纤从结构中的引出,这在一定程度上限制了光纤光栅传感器的应用范围。

这些问题大大增加了光纤光栅传感器系统的设计难度,也限制了其使用场景,解决这些问题是航天结构变形测量光纤光栅传感器的发展方向之一。

4.4 研究前景

光纤光栅传感器广泛应用于航天结构变形领域,但仍有发展和研究前景。

(1) 利用机器学习、人工智能等方式辅助传感器网络系统设计。随着航天需求的发展,航天器自身结构愈加复杂,加上设计光纤光栅传感器需要考虑4.2节所说的交叉敏感、温度阈值等问题,传感器网络布局难度大大增加。不同航天器的传感器网络也是不同的,可以利用机器学习和人工智能等手段辅助传感器网络设计、减轻设计难度,加快项目速度。

(2) 结合其他应变测量方式,如声表面波气敏传感器等无线无源手段。航天器结构转动部件等部分区域并不适合嵌入光纤。针对这些区域的变形监测,可以采用声表面波气敏传感器等无线无源方式测量变形,减少光纤在不同结构之间的穿插,降低光纤设计、布局难度,减少嵌入光纤过多对航天器强度的破坏。

(3) 研发航天特种光纤光栅。随着航天场景的不断拓宽,航天器将面临更加复杂和恶劣的场景,这对光纤光栅传感器提出了更高的要求。针对太空环境极端的温度场、电磁场以及测量需求,不断开发适合航天器结构形变测量的新型光纤传感器。

5 结束语

本文围绕航天器结构变形测量这一主题,介绍了航天器结构变形在轨自主测量技术的现状,主要结论有:

(1) 航天器在轨热变形、航天器结构在轨健康监测和卫星天线展开三个领域对变形测量有需求,航天器结构变形测量对保证航天器安全性和可靠性有十分重要的地位。

(2)与电阻应变片、摄影测量法等几种常用变形测量方式对比,光纤光栅传感在航天领域具有独特的优势。

(3)在航天领域,光纤光栅应变传感仍存在不足。需要结合机器学习等计算方式与无线无源的应变测量手段。

参 考 文 献

- [1] 柏宏武,刘博学,马小飞.一种卫星天线热变形测量系统设计[J].空间电子技术,2018,15(5):56-61.
- [2] Labbe F, Cordero R R, Martínez A, et al. Measuring displacement derivatives by electronic speckle pattern shearing interferometry (ESPSI) [J]. Measurement Science and Technology, 2005, 16(8): 1677-1683.
- [3] Sirohi J, Chopra I. Fundamental understanding of piezoelectric strain sensors [J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2000, 11(4): 246-257.
- [4] 冯忠伟,荣刚,姜爽,等.空间光纤传感测量技术应用研究[J].宇航计测技术,2017,37(2):5-9.
- [5] Kim H I, Yoon J S, Kim H B, et al. Measurement of the thermal expansion of space structures using fiber Bragg grating sensors and displacement measuring interferometers [J]. Measurement Science and Technology, 2010, 21(8): 085704.
- [6] 李鹏,马君峰,王纯,等.基于振动疲劳损伤分析的飞机壁板结构加筋参数优选[J].应用力学学报,2017,34(4):691-697.
- [7] 龚自正,韩增尧,庞宝君.空间碎片防护研究现状与国内发展建议[J].航天器环境工程,2010,27(1):24-31.
- [8] Jackson W C, Poe C C. The use of impact force as a scale parameter for the impact response of composite laminates [J]. Journal of Composites Technology & Research, 1993, 15(4): 282-289.
- [9] Tang Z, Hang C, Suo T, et al. Numerical and experimental investigation on hail impact on composite panels[J]. International Journal of Impact Engineering, 2017, 105: 102-108.
- [10] 龚自正,李明.美俄卫星太空碰撞事件及对航天活动的影响[J].航天器环境工程,2009,26(2):101-106.
- [11] Qi X, Huang H, Li B, et al. A large ring deployable mechanism for space satellite antenna [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58: 498-510.
- [12] Kellermeier H, Vorbrugg H, Pontoppidan K, et al. The ESA/ MBB unfurlable mesh antenna development for mobile services [J]. Acta Astronautica, 1989, 19(1): 47-56.
- [13] Xing Z, Zheng G. Deploying process modeling and attitude control of a satellite with a large deployable antenna[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 299-312.
- [14] Zhang Y, Li N, Yang G, et al. Dynamic analysis of the deployment for mesh reflector deployable antennas with the cable-net structure[J]. Acta Astronautica, 2017, 131: 182-189.
- [15] Zhang Y, Duan B, Li T. A controlled deployment method for flexible deployable space antennas[J]. Acta Astronautica, 2012, 81(1): 19-29.
- [16] 李宗春,李广云,吴晓平.天线反射面精度测量技术述评[J].测绘通报,2003,(6):16-19.
- [17] Friebele E J, Askins C G, Bosse A, et al. Optical fiber sensors for spacecraft applications[J]. Smart Materials and Structures, 1999, 8(6): 813-838.
- [18] Schweikhard K A, Richards W L, Theisen J, et al. Flight demonstration of X-33 vehicle health management system components on the F/A-18 systems research aircraft [EB/OL]. 2001[2020]. https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88719main_H-2435.pdf.
- [19] Ecke W, Latka I, Willsch R, et al. Fibre optic sensor network for spacecraft health monitoring[J]. Measurement Science Technology, 2001, 12(7): 974-980.
- [20] 赵发刚,冯彦军,范凡,等.卫星复合材料结构在轨健康监测方法[J].科技导报,2016,34(8):15-17.
- [21] McKenzie I, Karafolas N. Fiber optic sensing in space structures: the experience of the European Space Agency [J]. Proc Spie, 2005, 5855: 262-269.
- [22] 吕欢祝,钟文博,秦亮,等.聚合物封装的光纤光栅压力传感器的特性研究[J].激光杂志,2020,41(8):63-67.
- [23] Kersey A D, Berkoff T A, Morey W W. Multiplexed fiber Bragg grating strain-sensor system with a fiber Fabry-Perot wavelength filter [J]. Optics Letters, 1993, 18(16): 1370-1372.
- [24] 彭海斌.分布式光纤传感技术的发展与应用研究[J].工程技术研究,2019,4(13):14-16.

作者简介:



罗 为(1983-),男,博士,副教授,主要研究方向为MEMS传感器技术。



曹俊豪(1997-),男,博士研究生,主要研究方向为极端环境SAW应变传感器。



卢孜筱(1991-),男,博士后,主要研究方向为声学微传感系统信号处理。



李红浪(1976-),男,博士,研究员,主要研究方向为极端环境声学微传感系统。本文通信作者。



李伟杰(1981-),男,博士,高级工程师,主要研究方向为航天器结构与在轨测量技术。本文通信作者。

[引用格式] 罗燕, 秦同, 乔栋. 基于轨道动力学特性的小天体物理参数感知方法[J]. 无人系统技术, 2020, 3(5):60-66.

基于轨道动力学特性的小天体物理参数感知方法

罗燕¹, 秦同², 乔栋¹

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081; 2. 清华大学精仪系, 北京 100084)

摘要: 感知小天体物理参数是小天体探测任务的重要科学目标。针对无人系统在深空探测领域的应用, 研究基于轨道动力学特性的小天体物理参数感知方法, 建立小天体物理参数与探测器轨道动力学的联系, 将小天体物理参数感知问题转化为动力学参数估计问题。首先, 采用不规则形状小天体引力场球谐系数模型建立在双探测器绕飞小天体过程中的轨道动力学模型; 其次, 基于器间测距信息建立小天体引力场与自旋参数感知系统; 然后, 以器间测距作为感知系统的输入信息, 获得引力场模型系数、自旋角速度以及探测器位置速度的最优估计; 最后, 通过数值仿真验证所提出方法的有效性。分析表明, 通过动力学估计方法, 可以在不规则引力场下实现高精度自主定轨, 并感知出小天体高阶引力场与自旋角速度。

关键词: 小天体探测; 引力场参数; 自旋参数; 参数感知; 动力学估计; 器间测量

中图分类号: V19 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)05-60-07

Asteroid Physical Parameters Estimating Method Based on Orbit Dynamics

LUO Yan¹, QIN Tong², QIAO Dong¹

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Department of Precision Instrument, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Estimating the physical parameters of an asteroid is the primary scientific goal of the asteroid exploration mission. For the application of unmanned system in the field of deep space exploration, the asteroid physical parameters estimating method based on proximity dynamics is investigated. The problem of perceiving asteroid physical parameters is transformed into the problem of dynamic parameters estimation. Firstly, the spherical harmonic coefficient model of the gravitational field of irregular-shaped asteroid gravity is used to establish the orbit dynamic model of the double detector flying around the asteroid. Secondly, the system model of estimating asteroid gravity and self-rotation parameters is established based on the distance measurement information between the two spacecraft. Then, the sequential measurement information is processed to obtain the optimal estimation of gravity model parameters, rotation speed, and orbits of explorers. Finally, the effectiveness of the proposed method is verified by numerical simulation. The analysis shows that, using inter-satellite range measurements, the explorers' orbits can be accurately determined in the irregular gravity field, and the high-order gravity of the asteroid, and the self-rotation speed can be recovered.

Key words: Asteroid Exploration; Gravity Parameters; Self-rotation Parameters; Dynamics Estimation; Inter-satellite Measurement

1 引言

小天体是太阳系中较古老的一类天体, 探测小天体, 获取其物理参数, 是研究太阳系形成与演化、

生命起源与进化, 以及抵御外来天体撞击的重要技术途径, 是人类探索和开发宇宙资源的重要技术手段。同时, 也为试验验证空间技术, 尤其是深空探测技术提供了平台。目前, 小天体物理参数的获取

收稿日期: 2020-07-01; 修回日期: 2020-08-25

基金项目: 国家自然科学基金(51827806; 11902359)

方式主要包括近距离光学成像、多波段光谱测量和表面采样探测。此类方式可以感知小天体的尺寸、形状、自旋等物理参数,以及小天体表面地形、地表物质组成等。但光学观测的方式精度较低,且无法获得小天体内部质量与密度分布等信息。小天体的引力场以及自旋参数是小天体探测的基本内容之一。感知高精度的小天体引力场以及自旋,特别是不规则形状小天体引力场与自旋,有助于探索小天体的内部结构、质量与密度分布等信息,揭示小天体起源,获得新的科学发现。

小天体引力场以及自旋信息的获取通常有两种方式。其一,从传统的光学观测中提取光度或光学特征点等有效信息,以此为观测量反演自旋角速度以及外部形貌^[1-2],在均匀密度的假设下,获得质量分布,从而建立引力场模型^[3-5]。由于这类方法的信息源来自小天体表面光学观测,因此获得的自旋角速度信息以及引力场模型较为粗糙,且无法体现小天体内部结构与质量信息。另一种方法是通过探测器轨道数据进行反演。未来的探测器需具有全面的感知能力,包括环境感知及自身状态感知^[6-7]。由于探测器的运动由其轨道动力学环境,即探测器所处引力场决定,且小天体自旋会影响引力场的空间分布,因此借助精确的轨道数据,可对小天体引力场与自旋进行精确感知^[8]。NEAR探测器在对Eros 433小行星的近距离飞越过程中,通过地面的无线电测量与星载光学测量数据不仅实现了高精度定轨^[9],同时还对Eros 433的引力场进行了估计,并在美国国家航空航天局官网公布了引力场球谐系数模型的前8阶球谐系数,是通过轨道数据感知小天体引力场的先例。

高精度测量与动力学估计是感知小天体自旋角速度与引力场模型的前提。现阶段,对小天体探测器的测量主要为地面无线电测量,包括测距、测速、甚长基线干涉测量,以及星载光学相机测视线与激光测距仪测距^[10-12]。综合各类测量信息,结合较粗糙的先验引力场模型,可以估计探测器在小天体坐标系的轨道。然而,地面测控定轨自主性差、精度随距离增加而降低、且测量几何构型变化弱,无法实现小天体坐标系下的精密定轨。此外,小天体自旋与引力场感知需要长时间连续测量估计,依靠地面测控成本高昂。光学测量虽自主性强,但受

光学导航原理(图像特征提取与匹配)的限制,参数估计精度较低。因此,传统的测量定轨方式在定轨精度上只能满足工程需求,无法满足高精度引力场与自旋参数感知的需求。

本文针对无人系统在小天体科学探测方面的应用,研究基于轨道动力学特性的小天体引力场与自旋角速度感知问题,即如何通过小天体探测器之间的器间测距信息对小天体引力场模型参数与自旋角速度进行修正。该问题本质上为参数估计问题,可用的测量信息为器间测距,需估计的参数为引力场模型参数、自旋角速度以及探测器轨道。在二体动力学问题中,由于引力场的对称性,器间相对测量仅能确定探测器轨道的大小、形状与尺寸,但星座的旋转方位信息,即各个轨道升交点赤经、轨道倾角以及近地点幅角均不可估计^[13-14]。原因在于,星座整体旋转时,器间的测距、测速信息不会发生变化,导致器间测量导航系统不完全可观。但在小天体的不规则引力场中,引力场各向差异显著,不再呈现对称性,因此星座旋转后,各轨道的大小、形状尺寸也会随之改变,从而引起器间测量的变化。如此一来,器间测量对轨道各个元素均有一定的敏感性,整个星座定轨系统完全可观。因此,小天体引力场的不规则性虽然增加了小天体附近轨道设计难度,但也由于其复杂性,改善了参数感知系统的可观性,是参数感知的有利因素。

小天体的不规则引力场是实现参数感知的关键因素,同时,由于先验引力场模型以及自旋角速度存在误差,在进行定轨估计时,除了各轨道状态,还需要将引力场模型系数以及自旋角速度作为待估状态变量进行估计。因此,基于动力学的小天体参数感知实质上为动力学参数估计。以小天体球谐系数模型为例,通过三维建模与均匀密度假设得到的引力场模型中各阶球谐系数误差较大,将各阶球谐系数以及自旋角速度作为状态变量,扩充至动力学估计系统的状态向量中,依靠器间观测量,通过非线性滤波算法同时估计各阶球谐系数、自旋角速度以及探测器轨道参数。

2 小天体附近探测器轨道动力学

2.1 小天体引力场模型

小行星形状不规则,内部密度的分布也不均

匀,这使得中心天体对环绕飞行器的引力作用也不严格等于等效的质心引力,而是等于中心天体各部分质量引力作用之和,即引力位函数:

$$V(\mathbf{r}) = G \int \frac{\rho(\mathbf{s}) d\mathbf{s}}{|\mathbf{r} - \mathbf{s}|} \quad (1)$$

其中, \mathbf{r} 为飞行器的位置, \mathbf{s} 为小天体内某一点的位置,上述积分应该对整个中心天体体积进行积分,中心天体对环绕飞行器的引力可表示为:

$$\mathbf{F} = \text{grad}V(\mathbf{r}) \quad (2)$$

由于我们无法得到精确的中心天体的质量分布结果,所以上式并不能用来计算中心天体的引力势。常用的中心天体引力的计算模型有球谐系数模型^[15]、多面体模型^[16]、质点群模型等^[17]。本文用球谐函数的级数展开式表示小行星的引力势能,能够更直观地描述小天体模型精度阶次。球谐系数模型如式(3)所示,小行星引力向量可以通过对势能求梯度得到。

$$V(\mathbf{r}) = \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{R^n}{r} P_{nm}(\sin\phi) (C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)) \quad (3)$$

其中:

$$C_{nm} = \frac{2 - \delta_{0m}}{M} \frac{(n-m)!}{(n+m)!} \int \frac{s^n}{R^n} P_{nm}(\sin\phi') \cos(m\lambda') \rho(\mathbf{s}) d\mathbf{s} \quad (4)$$

$$S_{nm} = \frac{2 - \delta_{0m}}{M} \frac{(n-m)!}{(n+m)!} \int \frac{s^n}{R^n} P_{nm}(\sin\phi') \sin(m\lambda') \rho(\mathbf{s}) d\mathbf{s} \quad (5)$$

$$P_{nm}(u) = (1-u^2)^{m/2} \frac{d^m}{du^m} P_n(u) \quad (6)$$

$$P_n(u) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n}{du^n} (u^2 - 1)^n \quad (7)$$

$$\begin{cases} \bar{C}_{nm} \\ \bar{S}_{nm} \end{cases} = \sqrt{\frac{(n+m)!}{(2-\delta_{0m})(2n+1)(n-m)!}} \begin{cases} C_{nm} \\ S_{nm} \end{cases} \quad (8)$$

其中, ϕ 和 λ 分别为飞行器在小天体固连坐标系下的纬度和经度, ϕ' 和 λ' 分别为积分单元的纬度和经度, C_{nm} 和 S_{nm} 为非归一化的引力场模型谐函数, \bar{C}_{nm} 和 \bar{S}_{nm} 为归一化的引力场模型谐函数。 P_{nm} 为勒让德多项式, δ_{nm} 为克罗内克符号(即 n, m 相同为1,不同为0), GM 为引力常数, R 为天体平均半径。

由于 C_{nm} 和 S_{nm} 的计算同样需要知道质量分布,故一般也无法计算。目前而言,谐函数 \bar{C}_{nm} 和 \bar{S}_{nm} 一

般是发射卫星并通过定轨来获得,从而通过换算得到 C_{nm} 和 S_{nm} 。

$m = n = 0$ 的项为中心天体的质心引力部分,当 n, m 不为0时,代表中心天体引力位偏离中心质点的程度。

2.2 小天体附近探测器轨道动力学模型

在小天体固连坐标系下,探测器轨道动力学模型如式(9)所示:

$$\begin{cases} \dot{x}_i = v_{xi} \\ \dot{y}_i = v_{yi} \\ \dot{z}_i = v_{zi} \\ \dot{v}_{xi} = \omega^2 x_i + 2\omega \dot{y}_i + \frac{\partial V}{\partial x} + n_x \\ \dot{v}_{yi} = \omega^2 y_i + 2\omega \dot{x}_i + \frac{\partial V}{\partial y} + n_y \\ \dot{v}_{zi} = \frac{\partial V}{\partial z_i} + n_z \end{cases} \quad i = 1, 2 \quad (9)$$

式中, x_i, y_i, z_i 为探测器 i 的三轴位置, ω 为小天体的自旋角速度, n_x, n_y 为未建模的干扰加速度, V 为小天体的引力位势函数球谐系数模型。

3 引力场与自旋参数感知系统

3.1 系统状态模型

在小天体固连坐标系下建立引力场与自旋感知系统,待估系统变量为两环绕探测器的位置、速度、引力场球谐系数、模型系数,以及自旋角速度,系统状态变量如式(10)所示:

$$\begin{cases} \mathbf{X} = [x_1, y_1, z_1, v_{x1}, v_{y1}, v_{z1}, x_2, y_2, z_2, v_{x2}, \\ v_{y2}, v_{z2}, C_{nm}, S_{nm}, \omega] \\ n = 2, 3, \dots, N \\ m = 0, 2, \dots, n \end{cases} \quad (10)$$

小天体各级引力场参数以及自旋角速度视为常数,其状态模型如式(11)所示:

$$\begin{cases} \dot{C}_{nm} = 0 \\ \dot{S}_{nm} = 0 \\ \dot{\omega} = 0 \end{cases} \quad (11)$$

由式(10)~(11)可得到引力场反演的系统状态模型如式(12)所示:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}) \quad (12)$$

$\mathbf{f}(\mathbf{X})$ 的具体表达式参照式(10)~(11)。

在两探测器绕飞小天体的过程中,通过器间特

高频频段无线电通信,实现相对距离测量,测量模型如式(13)所示:

$$y = \sqrt{(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2} + w_\rho \quad (13)$$

式中, w_ρ 为测量噪声,在此假设为高斯白噪声。

3.2 系统状态估计方法

针对小天体引力场反演这一非线性估计问题,采用无迹卡尔曼滤波算法实现状态最优估计,给出 t_k 时刻的系统先验状态 X_k 和状态误差协方差矩阵 P_k ,后续的估计流程如下:

(1) 计算 $2n + 1$ 个 sigma 点及其权值。

$$\begin{cases} X_0 = X_k \\ X_i = X_k + \sqrt{(n+1)P_k} & i = 1, 2, \dots, n \\ X_i = X_k - \sqrt{(n+1)P_k} & i = n+1, \dots, 2n \end{cases} \quad (14)$$

$$\begin{cases} w_0^m = \frac{\lambda}{(n+\lambda)} \\ w_0^c = \frac{\lambda}{(n+\lambda)} + (1 - \alpha^2 + \beta) \\ w_i^c = w_i^m = \frac{1}{2(n+\lambda)} \end{cases} \quad (15)$$

式中, $\lambda = \alpha^2(n+k) - n$, α 决定 sigma 点的散布程度,通常取一个小的正值, k 通常取 0, β 用来描述系统状态的分析信息,高斯分布情况下, β 最优取值为 2。

(2) 计算 sigma 点通过非线性函数 $f(X)$ 的传播结果。

$$X_{k+1/k, i} = \int_{t_k}^{t_{k+1}} f(X_i) dX_i \quad i = 0, 1, \dots, 2n \quad (16)$$

进而可得:

$$X_{k+1/k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^m X_{k+1/k, i} \quad (17)$$

$$P_{k+1/k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^m (X_{k+1/k, i} - X_{k+1/k})(X_{k+1/k, i} - X_{k+1/k})^T \quad (18)$$

(3) 观测更新。

$$\tilde{y}_{k+1} = h(X_{k+1/k}) \quad (19)$$

$$Z_{K+1/k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^m \tilde{y}_{k+1, i} \quad (20)$$

$$P_{xz} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^c (X_{k+1/k, i} - X_{k+1/k})(\tilde{y}_{k+1, i} - Z_{K+1/k})^T \quad (21)$$

$$P_{zz} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^c (\tilde{y}_{k+1, i} - Z_{K+1/k})(\tilde{y}_{k+1, i} - Z_{K+1/k})^T \quad (22)$$

$$X_{k+1} = X_{k+1/k} + K_{k+1}(y_{k+1} - Z_{K+1/k}) \quad (23)$$

$$P_{k+1} = P_{k+1/k} - K_{k+1}P_{zz}K_{k+1}^T \quad (24)$$

4 仿真结果及分析

对目标小行星 2016HO3 进行引力场与自旋参数感知仿真分析,假设目标天体等效半径 50m,密度 $1.26 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ (标准 C 类小行星密度, 2016HO3 富含铁质,实际密度要大),套用 Bennu 的不规则引力场模型,前四阶引力场参考模型参数如表 1 所示。假设先验引力场各阶模型误差为 50%,两探测器在本体系下的初始位置误差标准差为 10m,器间测距精度为 10cm/1cm,探测器绕飞高度 1km/500m/100m。

表 1 前八阶引力场参考模型参数

Table 1 The first 8th order gravity model parameters

n	m	C_{nm}	S_{nm}
2	0	0.0390	0
2	1	3.383×10^{-4}	-5.692×10^{-5}
2	2	0.0033	-5.354×10^{-4}
3	0	0.0168	0
3	1	0.0011	9.479×10^{-4}
3	2	1.045×10^{-4}	8.559×10^{-5}
3	3	1.373×10^{-4}	-7.572×10^{-5}
4	0	0.0303	0
4	1	-5.105×10^{-5}	0.0022
4	2	-6.596×10^{-4}	2.968×10^{-4}
4	3	-2.937×10^{-5}	-1.339×10^{-5}
4	4	5.911×10^{-5}	3.234×10^{-5}

当测量精度为 10cm 时,不同轨道高度的引力场反演仿真结果如图 1 所示。轨道高度 1km 时,通过 240h (包含不可见弧段时长) 的测量,可以反演出二阶引力场,轨道 500m 时,通过 120h 观测可以反演出三阶引力场,轨道高度 100m 时,通过 240h 观测可以反演出四阶引力场。不同轨道高度下探测器位置收敛精度近似,三轴位置精度约为 20cm,如图 2 所示。

考虑到 2016HO3 的半径约为 50m,因此 100m 轨道高度已接近工程可实现的极限最低高度。为反演更高阶次的引力场模型,需进一步提高测量精

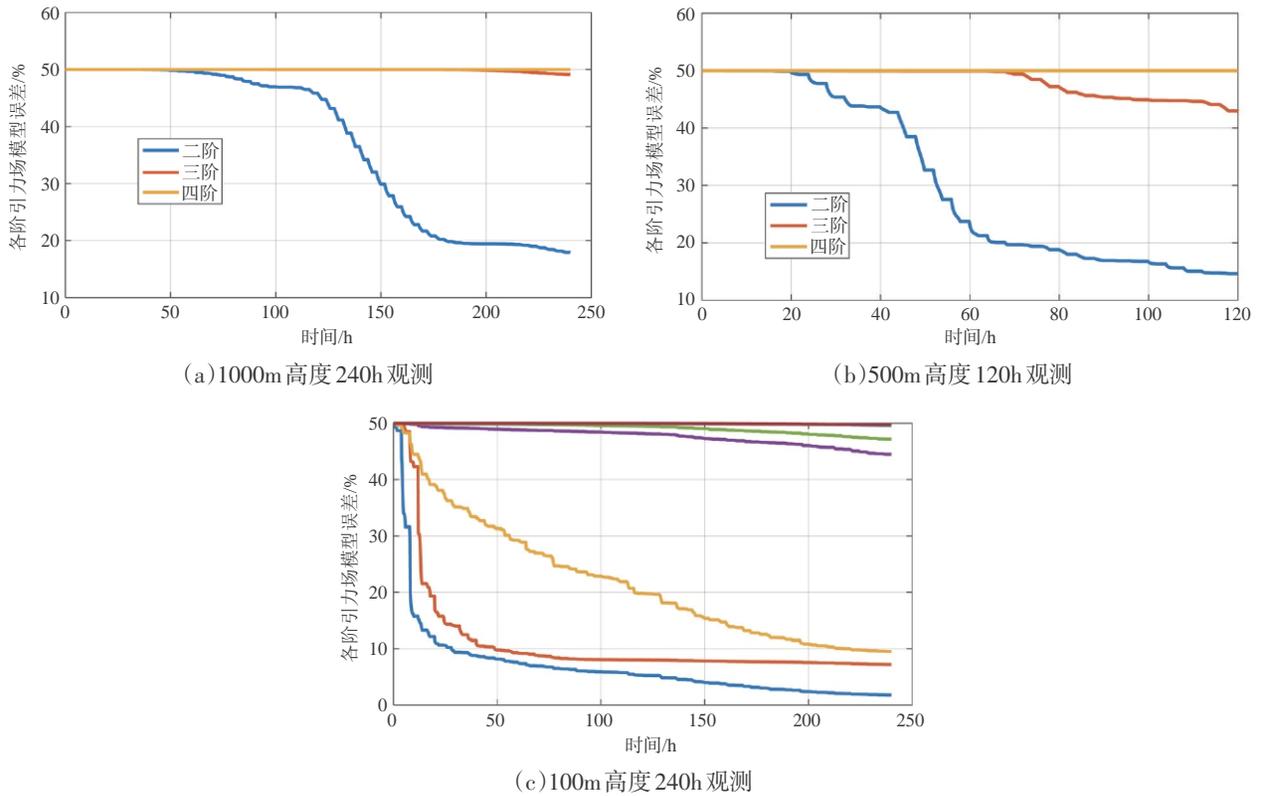


图1 测量精度 10cm 时不同轨道高度下感知的引力场模型参数误差

Fig. 1 The gravity parameter errors with 10cm measurement accuracy in situations with different orbits

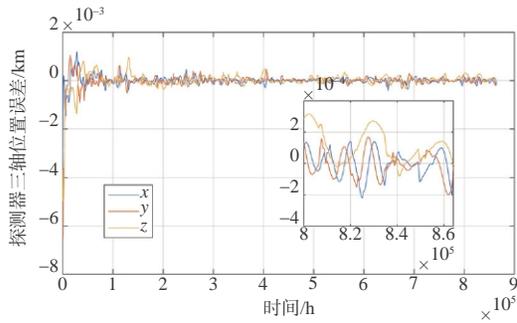


图2 测量精度 10cm 时探测器轨道确定精度

Fig. 2 The orbit determination errors with 10cm measurement accuracy

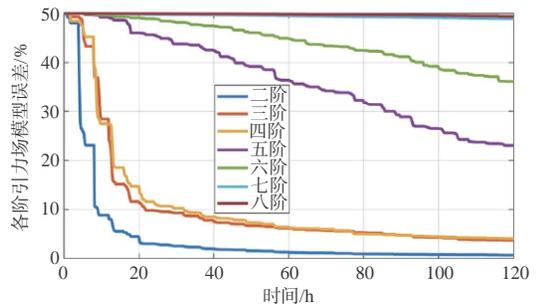


图3 测量精度 1cm 时 100m 轨道高度 120h 观测感知的引力场模型参数误差

Fig. 3 The gravity parameter errors with 1cm measurement accuracy and 100m–height orbit within 120h

度。当测量精度达到 1cm 时, 100m 高度的探测器器间测距反演引力场结果如图 3 所示, 对应的探测器轨道精度如图 4 所示。从仿真结果可以看出, 当测量精度提升后, 引力场反演精度明显提高, 在 100m 轨道高度进行器间测量反演, 可修正六阶引力场参数。同时, 探测器的定轨精度也从 20cm 提高至 5cm。通过引力场参数计算得到的真实引力加速度与感知加速度仿真对比如图 5 所示。图 6 给

出了自旋角速度的误差。假设光学观测获取的先验自旋角速度误差为 1%, 通过动力学感知方法, 经过 170h 连续观测后, 自旋角速度误差降低至 0.01%。

5 结论

本文研究了基于轨道动力学特性的小天体引

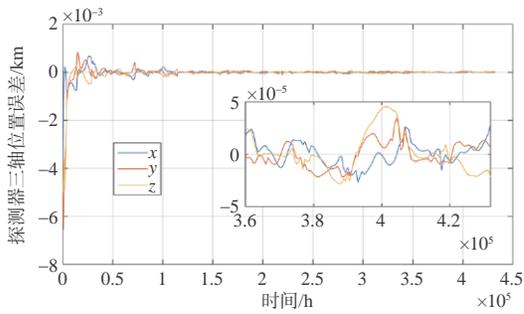
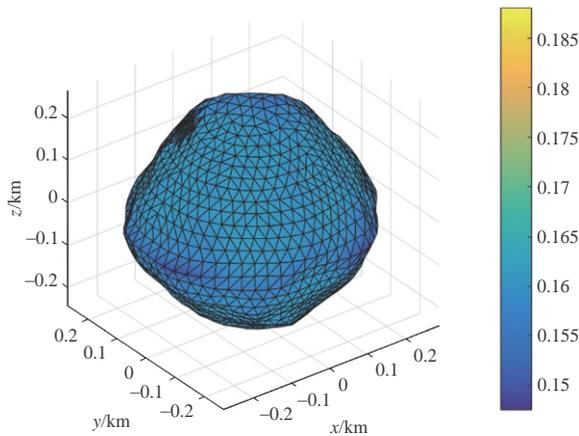
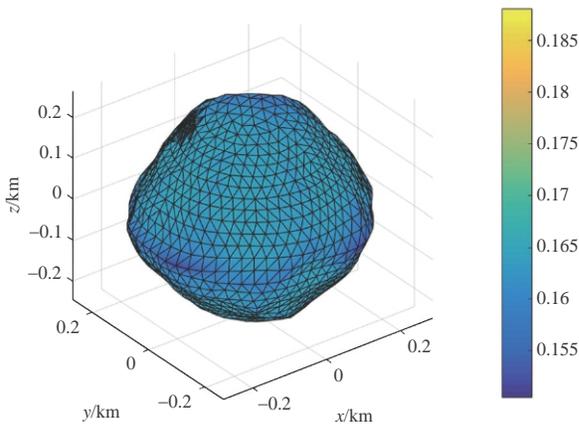


图 4 测量精度 1cm 时探测器轨道确定精度

Fig. 4 The orbit determination errors with 1cm measurement accuracy



(a)真实的引力加速度



(b)感知的加速度

图 5 小天体表面真实引力加速度与感知加速度对比

Fig. 5 The comparison of real and perceived acceleration errors

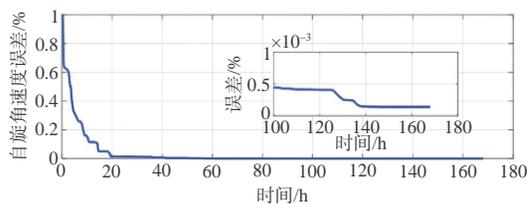


图 6 自旋角速度感知误差

Fig. 6 The self-rotation speed error

力场与自旋角速度感知方法,利用两个小天体环绕探测器之间的无线电测距信息,可同时估计探测器在小天体固连坐标系下的轨道、各阶球谐系数模型参数以及小天体自旋角速度。影响引力场与自旋感知精度的因素主要包括探测器轨道高度和测量精度两方面。仿真结果验证了轨道高度越低,测量精度越高,可以感知的引力场阶次越高,自旋角速度精度越高。精确的引力场信息是实施小天体探测任务的重要保障,本文的研究对空间环境感知、小天体探测中的参数估计有重要参考价值,创新点在于以器间测距信息为输入对小天体的引力场进行了较为精确的估计,同时提高了探测器的定轨精度。但利用球谐系数计算小行星非球形引力存在着一定的缺点,小行星形状越不规则时误差越大,本文仅套用 Bennu 的引力场模型进行了模拟仿真,后期可利用仿真或真实拍摄的图片初步估计小行星的形状,并采用更高阶的非线性估计方法,进一步验证该方法和提高对小行星引力场参数估计的精度。

参 考 文 献

[1] 刘浩,杜小平.光度曲线反演空间目标形状的发展[J].中国光学,2015,5:744-754.

[2] 荆楠,李创,钟培峰,等.光度数据反演邻近空间低俗点目标形状尺寸信息[J].光学精密工程,2017,7:1738-1747.

[3] Kaasalainen M, Viikinkoski M. Shape reconstruction of irregular bodies with multiple complementary data sources[J]. Astronomy & Astrophysics, 2012, 543: A97

[4] Āurech J, Grav T, Jedicke R, et al. Asteroid models from the Pan-STARRS photometry [J]. Earth, Moon, and Planets, 2005, 97(3-4): 179-187.

[5] Scheeres D J, Khushalani B, Werner R A. Estimating asteroid density distributions from shape and gravity information [J]. Planetary and Space Science, 2000, 48(10): 965-971.

[6] 符文星,郭行,闫杰.智能无人飞行器技术发展趋势综述[J].无人系统技术,2019,2(4):31-37.

[7] 吴勤.无人系统发展及对国家安全的影响分析[J].无人系统技术,2018,1(2):62-68.

[8] Park R S, Werner R A, Bhaskaran S. Estimating small-body gravity field from shape model and navigation data[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 212-221.

[9] Garmier R, Barriot J P, Konopliv A S, et al. Modeling of the Eros gravity field as an ellipsoidal harmonic expansion from the NEAR Doppler tracking data[J]. Geophysical Research Letters, 2002, 29(8): 72-1-72-3.

- [10] Watanabe S, Tsuda Y, Yoshikawa M, et al. Hayabusa2 mission overview[J]. *Space Science Reviews*, 2017, 208(4): 3–16.
- [11] 刘庆会. 同波束 VLBI 技术在深空探测器测定轨中的应用[J]. *遥测遥控*, 2016, 6: 36–44.
- [12] 黄勇, 程晓瞳, 雷威. 用于小行星探测的多光谱图像处理技术[J]. *制导与引信*, 2015, 4: 28–32.
- [13] Hill K A, Born G H. Autonomous interplanetary orbit determination using satellite-to-satellite tracking [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(3): 679–686.
- [14] Qin T, Qiao D, Macdonald M. Relative orbit determination using only intersatellite range measurements [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(3): 703–710.
- [15] D'Urso M G. Analytical computation of gravity effects for polyhedral bodies [J]. *Journal of Geodesy*, 2014, 88 (1) : 13–29.
- [16] Herrera-Sucarrat E, Palmer P L, Roberts R M. Modeling the gravitational potential of a nonspherical asteroid [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(3): 790–798.
- [17] Colagrossi A, Ferrari F, Lavagna M, et al. Dynamical evolution about asteroids with high fidelity gravity field and perturbations modeling [C]. *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2015, 156: 885–903.

作者简介:



罗 燕(1997–), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为光学观测估计。



秦 同(1989–), 男, 博士, 助理研究员, 主要研究方向为航天器动力学与估计。本文通信作者。



乔 栋(1979–), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为航天器动力学与控制。



征稿启事

《无人系统技术》期刊

《无人系统技术》期刊是由中国航天科工集团有限公司主管，北京海鹰科技情报研究所主办，中国无人系统产业联盟（筹）、中国指挥与控制学会无人系统专业委员会、西北工业大学无人系统发展战略研究中心、西北工业大学无人系统技术研究院联合协办的学术期刊。现诚挚地向无人系统技术研究领域的专家学者、学术带头人以及致力于无人系统理论与技术创新研究的科技工作者约稿。

◆ 约稿方向

稿件内容以综述、研究论文、技术报告、专题研讨和科技评述等形式为主，广泛报道无人空中系统、无人地面系统、无人水面水下系统、智能机器人等研究领域的理论研究成果、技术创新、学术见解和经验总结。主要包括无人系统平台技术、自动控制技术、信息技术以及人工智能、通信、传感器等技术在无人系统领域的新应用。同时，也包括无人系统自主技术、协同技术、跨域同步技术、智能无人系统伦理及其与有人系统的关系等。

◆ 投稿方式

通过期刊采编系统进行投稿，网址：<http://umst.cbpt.cnki.net/>，或直接搜索“无人系统技术”。

◆ 投稿要求

1. 本刊选录稿件主要视其是否有创新点及其价值大小，并综合考虑：立题的科学/工程意义；对科研进展的了解和引用；方法或其应用的创新性；方法和论证的科学性；结论/结果的合理可信性和写作质量。
2. 投稿时须提交电子版“保密审查证明”，稿件正式录用后请将“保密审查证明”“版权转让协议”原件邮寄至：北京 7254 信箱 4 分箱《无人系统技术》编辑部，邮编：100074，电话：010-68191488。

◆ 写作要求

1. 来稿应含中英文题目、中英文摘要（说明研究目的、创新试验方法、研究成果和最终结论等，重点是方法创新和成果结论。中英文摘要对应，英文摘要在 250 个实词左右）、关键词（5 ~ 8 个）。引言应说明课题的背景，引述该领域的国内外同行已经取得的进展，以说明本文的选题意义和创新点所在。
2. 量和单位应符合国家规定。外文字符要分清大小写、正斜体，上下角字符的位置高低应区别明显。图、表应提供中英文图题、表题。
3. 参考文献引用应遵循“最新、关键、必要和亲自阅读过”的原则；在正文中顺次引述；数量以不少于 20 篇为宜，未公开发表的资料一般不宜引用。
4. 需提供全部作者简介，内容包括：姓名、出生年、性别、学位、职称、研究方向、照片等。

◆ 关于稿酬

暂不收取版面费、审稿费，稿件一经录用，将按照字数和文章质量情况，向作者一次性支付稿酬。

顾 问

李德毅 封锡盛 李伯虎 徐德民 刘永才 费爱国 樊邦奎 陈 杰 魏毅寅 王飞跃

第一届编委会

主 任 李风雷

副主任 王长青 宋 斌 谷满仓 张 涛 符文星

委 员 (按姓氏拼音排序)

昂海松 蔡顺才 陈 斌 陈家斌 戴江勇 邓宏彬 都基焱 方 浩 符小卫 郭继峰
黄 强 黄长强 李必军 李东光 李贻斌 林 平 刘 莉 刘培志 罗 均 马洪忠
孟 红 孟凡彬 潘 泉 齐俊桐 时兆峰 孙富春 田大新 王宏伦 韦锦峰 吴向阳
夏元清 向锦武 徐 昕 徐海刚 薛建儒 颜国正 杨 宁 杨宏晖 于进勇 于林宇
赵 杰 张 梅 张 宁 张 山 张冬青 张卫平 朱 枫 朱小燕 Simon X.YANG
Wei Ren Yang SHI Yantao Shen

无人系统技术 2018 年创刊 (双月刊)

主管单位: 中国航天科工集团有限公司

主办单位: 北京海鹰科技情报研究所

协办单位: 中国无人系统产业联盟 (筹)

中国指挥与控制学会无人系统专业委员会

西北工业大学无人系统发展战略研究中心

西北工业大学无人系统技术研究院

主 编: 张冬青

副 主 编: 蔡顺才 孙柏原 李东光 陈少春

执行主编: 王一琳

编辑出版: 《无人系统技术》编辑部

地 址: 北京 7254 信箱 4 分箱 (100074)

电 话: 010-68191488 (编辑部)

010-68375084 (发行部)

邮 箱: chinauas310@163.com

网 址: <http://umst.cbpt.cnki.net>

国内发行: 北京海鹰科技情报研究所

印刷单位: 北京博海升彩色印刷有限公司

Unmanned Systems Technology Started in 2018 (Bimonthly)

Administrated by: China Aerospace Science & Industry Corporation Limited

Sponsored by: Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute

Co-organized by: Association for Unmanned Vehicle Systems of China

Technical Committee on Unmanned Systems, CICC

Research Center for Unmanned System Strategy

Development, NWPU

Unmanned System Research Institute, NWPU

Editor-in-Chief: ZHANG Dongqing

Associate Editor: CAI Shuncai SUN Baiyuan LI Dongguang CHEN Shaochun

Executive Editor: WANG Yilin

Edited & Published by: Editorial Office of Unmanned Systems Technology

Add: P.O. Box 7254-4, Beijing 100074, China

Tel: (8610) 68191488 (Editorial office)

(8610) 68375084 (Circulation office)

E-mail: chinauas310@163.com

Website: <http://umst.cbpt.cnki.net>

Distributed by: Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute

Printed by: Beijing BOHS Colour Printing Co., Ltd.