



中国现代小卫星 技术发展研究论文集 (2017年)

中国宇航学会先进小卫星技术与应用专业委员会 组织编写

中国现代小卫星 技术发展研究论文集 (2017 年)

中国宇航学会先进小卫星技术与应用专业委员会 组织编写



中国宇航出版社

· 北 京 ·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

中国现代小卫星技术发展研究论文集. 2017 年 / 中国宇航学会先进小卫星技术与应用专业委员会组织编写. -- 北京: 中国宇航出版社, 2018. 2
ISBN 978-7-5159-1449-7

I. ①中… II. ①中… III. ①小型卫星-文集 IV. ①V474.1-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 010317 号

责任编辑 赵宏颖 封面设计 宇星文化

出版发行 中国宇航出版社
社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
(010) 60286808 (010) 68768548
网址 www.caphbook.com
经销 新华书店
发行部 (010) 60286888 (010) 68371900
(010) 60286887 (010) 60286804 (传真)
零售店 读者服务部
(010) 68371105
承印 北京画中国印刷有限公司

版次 2018 年 2 月第 1 版
2018 年 2 月第 1 次印刷
规格 880×1230
开本 1/16
印张 32 彩插 2
字数 733 千字
书号 ISBN 978-7-5159-1449-7
定价 258.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

《中国现代小卫星技术发展研究论文集（2017 年）》

编 委 会

主 任 李向阳

编 委	白照广	李延东	张晓敏	张立华
	张永维	陈逢田	赵志明	赵 键
	董 筠	傅丹膺	王晓耕	王丽丽
	李松明	崔玉福	侯宇葵	朱振才
	王保平	刘冬妹	王晓宇	

《中国现代小卫星技术发展研究论文集（2017 年）》

编 辑 部

主 编 白照广

副 主 编 刘冬妹

责任编辑 刘娅楠

序

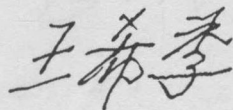
2017年，随着我国“一带一路”倡议、“中国制造2025”、军民融合深度发展等战略的实施，面对国家创新驱动发展战略要求，空间事业持续担负着推动国民经济发展、提升民生生活质量、保卫国家安全的“富国强军”的历史使命。今年我国卫星发射数量剧增，同时带动科学技术的进步，牵引如信息、计算机、电子学、光学、移动通信、互联网等技术飞快发展，小卫星占空间事业的“半边天”，因其小，而且快、好、省的优点，往往成为空间技术的先行者与探索者，其发展带来的新模式、新设计和新方法具有广泛的引领作用，为我国经济社会转型和可持续发展提供了有力支撑。

我国小卫星技术发展顺应增强活力、促进产业转型升级的历史潮流，依托社会资源优势开展原始创新、集成创新、协同创新，提升了产业价值。我们看到：卫星的功能密集度得到了很大提高，采用商用器件使得成本降低、星座和编队飞行的应用使得观测局部地区变成连续观测更大区域、一箭多星的发射等等空间技术，都得到了在轨应用。随着技术创新成果不断浮现，必将带动新一轮卫星技术的更新换代。小卫星引领的商业航天、太空经济的时代已经到来，我们要在技术上筑牢基础，凝聚核心竞争力，迎接未来挑战。

本论文集汇集了来自国内部委、企业、科研院所、高校等从事小卫星工作的40余家单位的76篇论文，其中有关基础研究的文章，有保持批判性思维的文章，有新技术研发的文章，有服务国家战略惠及民生的卫星应用以及深化研究的文章，这些文章一定程度上代表了国内现代小卫星技术领域的研发水平，具有较高的理论和应用价值。希望通过本论文集的出版发行为从事小卫星工作的工程技术人员、专家学者提供借鉴和参考，增进相互之间的学习和交流，不断提升研发能力，积极推动小卫星技术和应用在我国的发展，扩大我国小卫星的影响力。

相信，在未来小卫星技术发展的过程中，以创新性的应用为牵引，以坚实的独创性技术为基础，通过革新技术能力支持国家创新体系、完成我国各项宇航任务，能为民富国强做出更大的贡献。

中国空间技术研究院



2017年9月

前言

2017年7月，中国宇航学会先进小卫星技术与应用专业委员会正式成立，并召开了第一届学术交流会暨第四届小卫星技术交流会。航天东方红卫星有限公司作为挂靠单位主持举办了此次大会，为全国广大的小卫星领域专业人员提供一个专门的学术和技术交流平台，汇集了来自国家部委、工业部门、科研院所、高等院校等从事小卫星技术研究的专业人士参会交流。这本论文集的出版是此次交流会的重要成果，共收录优秀论文76篇，凝聚了作者的智慧，展示了国内在现代小卫星技术领域的科技创新能力和科研水平。

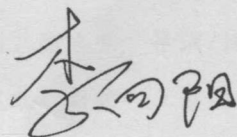
这本论文集的内容丰富详实，高度契合了“引领小卫星技术发展，注入创新活力”的会议主题，涉及当下小卫星技术发展的诸多方面，包括：总体技术、平台各分系统技术、有效载荷及应用、测试与试验、项目管理以及对未来技术发展的宏观探讨和展望等，其中有许多创新思维值得借鉴，有许多深度研究具有较高的参考价值，希望这本论文集成为专业从事小卫星技术研究人士的不可多得的良师益友，能够为促进小卫星技术的创新和持续发展发挥作用。

本次大会的成功举办以及论文集的汇集成册，得到了来自全国40余家单位的参与和支持，在本书的整理、编辑、校对和出版过程中，作者付出了宝贵的时间和精力，中国宇航学会领导、小卫星专委会委员、本书编委会以及科技委领导和专家的大力支持使得论文集顺利出版，在此我代表东方红公司一并表示感谢！

面对小卫星技术发展日新月异、创新成果异彩纷呈的大好局面，东方红公司致力于发挥小卫星技术发展领军人的作用，在中国宇航学会先进小卫星技术与应用专业委员会搭建的技术交流园地上，团结更多关注小卫星技术创新的单位和同仁参与进来，努力打造一个开放、融合的小卫星创新生态圈，为推动我国小卫星技术与应用创新发展作出应有的贡献！

航天东方红卫星有限公司

总经理



2017年9月

目 录

第一部分 研究与设计

空间站舱内飞行器导航技术与自主交会算法研究	尤政 师帅 李九人 赵开春 张高飞/3
遥感卫星效能及指标体系研究	白照广 陆春玲 邱国栋 高涵 尹欢 刘勇 喻文勇/11
基于模态对传递特性影响的卫星结构动力学特性优化	崔玉福 冯振伟 杨新峰 秦江/16
面向灾害应用的高性能遥感微纳卫星一体化技术研究	傅丹膺 周宇 李洋 刘佳 黄长宁 杨生胜 易忠 刘思远 牟研娜 薛玉雄 彭吉龙 吴浙扬 王鹏 张晓敏 /23
微小卫星在分布式星载雷达中的应用	党红杏 解虎/29
一种基于 ADS-B 报文时间的天基对空目标定位方法	曾巍 刘航 张勇 王森/35
基于多次频率差测量的单星无源定位性能分析	郑泽星 王韶波 刘航 刘洋 杜国明/41
基于弹性的分布式空间系统体系效能评估研究	张勇 王韶波 刘航 张旭 李延东/47
低轨 SAR 多普勒特性分析及偏航导引控制研究	袁勤 许永生 李春 孙华苗/53
基于 GNSS 导航信息的轨道拟平根确定方法研究	廖祥 何民 许永生 张帝/60
基于单像素相机的无成像导航星敏感器	杨然 阙宝玺 李明飞 霍娟 董鹏 王鹏程/65
基于桁架式卫星构型的可逆锁紧辐射热控机构设计	陈琦 孙日思 刘剑 唐心春 韩飞 李春/71
基于栈回溯的星载计算机在轨异常复位定位技术	阳军军 寇义民 刘宽俊 李春/75
考虑地球椭率的敏捷光学遥感卫星偏流角计算模型	陈雄姿 谢松 王抒雁/81
立方体卫星纯磁姿态控制系统研究和设计	孙华苗 李立涛 魏巍 薛力军 丁强强 李春/86
基于平台-载荷分离式结构微小卫星的 UHF/VHF 天线布局电磁仿真研究	汤明杰 莫乾坤/92
弱鲁棒性异构式小卫星热设计	魏然 江海 范庆梅/98
星外小相机热设计与热分析	宁东坡 黎明 徐志明 辛强/103
一体化大功率星敏感器组件高精高稳温度控制设计方法	孙鹏 赵欣 刘伟 江海/109
一种光 SAR 共视小卫星方案	姜秀鹏 王崇羽 姚芳 段晓/115
小卫星测控链路预算中距离参数的推导与仿真	韩孟飞 高阳 何钊 宁金枝/121
基于星载 GNSS 的空间信息网络时间同步研究	马洋 王韶波 赵黎晔 蒙薇 李文霖/128
中法海洋卫星构形布局设计创新点研究	葛逸民 王丽丽 章雷/134

基于矢量信号源的多路时差信号发生器设计	韩浪 王韶波 陈娟 郑泽星/141
多层隔热组件等电位工艺技术研究	左颖萍 朱兴鸿 刘江 周传君 姚硕/148
星载计算机 Bootload 设计	熊浩伦 李国军 刘强/154
基于改进粒子群算法的卫星编队多星重构	李晓宇 乔毅 刘烜塔/160
新一代小卫星配电体系设计与分析	江国强 霍达/166
卫星在轨可靠性模型退化研究	王世清 李志壮 赵键/171
希望 2 号卫星构型与结构设计	陈寅昕 张红亮 施思寒 葛逸民/181
小卫星拼装式模块化结构设计	马鑫 李明涛 高东 熊蔚明/187
快响相机轻小型指向机构设计与验证	褚备 黄伟 李富强/194
全数字 USB 应答机基带 ASIC 芯片的前端设计	杨纳/199
基于限制等碰撞概率面法的航天器自主避撞	王祎 白玉铸 赵勇 倪庆 王毓媛 陈小前/207
天拓 3 号卫星 GPS 数据自主定轨算法	王毓媛 白玉铸 赵勇 陈小前/212
一种精密定轨卫星导航天线的设计	王晓蕾 杨小勇 刘志全/218
用于小卫星自主导航的核磁共振陀螺仪技术研究	赵连洁 王妍 邓意成 李新坤 刘院省/226

第二部分 有效载荷与应用

GF-1 卫星影像全国冬小麦种植区制图 ...	刘佳 王利民 杨玲波 姚保民 王小龙 葛琼 魏殿中/235
国土资源业务卫星应用及需求	甘甫平 牟兴林/243
面向在轨观测的空间目标可见光成像仿真	侯晴宇 王一惠 吴鹏 王志鹏/248
空间生物组织旋转灌流装置	霍波 郭萌萌/255
立方星在对地光学观测中的应用	贺涛 张新伟 戴君/262
综合线性变换在遥感影像核线矫正中的应用研究	徐振亮 赵军/271
针对面阵线曝光载荷的几何校正技术	王莉 马钟/276
用于小卫星平台的 CPT 磁力仪技术研究	张笑楠 孙晓洁 寇军 邓意成 卢向东 李洁 曹建勋 莫小范/282
基于严格几何成像模型和互信息的多光谱图像配准方法	赵宏娟 陆春玲/290
闪烁晶体微结构光提取模拟仿真	王光毅 杨生胜 薛玉雄 文万信 王仁生 张晨光 郭睿 乔佳 黄文超 郭兴 石红 黄一凡 张剑锋 庄建宏 /295
基于微纳卫星的空间大气微传感器开发应用方案	庄建宏 杨生胜 苗育君 郭兴 石红 黄一凡 张剑锋 陈昊 薛玉雄 郭睿 王光毅 张晨光 乔佳 /300

第三部分 发展探讨

商用微纳卫星的设计理念与评价体系	张伟/309
商业航天测控需求与发展思考	左莉华/315
商业微小卫星探索之路	张迎春 丁强强 李春/321
小卫星测控通信技术发展现状及趋势	于勇 余显勇 郑戈/327
多角度高光谱成像技术	刘银年/333
小卫星、大产业——“一带一路”空间信息走廊建设策略分析	张高锋 谢更新/338
日本“瞳”卫星失败的启示	邢林峰 李一冰/348
超分辨率复原算法研究综述	刘静宇 崔玉福 何红艳/354
高轨敏捷小卫星技术发展研究	宫经刚 耿洁 王佐伟/360
国际空间法规框架下微小卫星的发展与建议	孙茜 王海啸/367
基于微小卫星的在轨组装技术研究分析	张国华 张世隆 李彪 田昀/374
微纳卫星寿命末期主动离轨的先进推进技术	耿金越 龙军 刘旭辉 陈君 沈岩/382
微纳卫星自主时空信息感知系统技术	王国栋 杨亮 曾宪超 李海兵 庄海涵 孙鹏/390
小卫星地面供配电测试系统发展研究	庄会慧 阎梅芝 张桂英 张涛/396
小卫星高分辨率相机轻小型光学系统的研究	陈丽 申舒 沈为民/402
基于北斗短报文及 APP 软件的星地一体化通信技术	李向宇 汤丁诚 单建丰 程长/410
微小卫星电源系统研究进展及关键技术分析	刘世超 刘勇 靳洋 刘绘莹/417
微小卫星能源系统研究	王涛 王保平 徐瑞芬/424

第四部分 测试与试验

基于 PXI 总线的小卫星通用测试平台设计	陆文高 阎梅芝 赵川/435
基于 Labview 状态机的小卫星控制测试平台设计	张少坡 苏振华 卢彦杰 孙宁博/442
卫星通用供配电测试系统设计方法	李敬博 洪雷 马楠/448
遥测异常信号检测及时、频域显示功能的设计与实现	吕德东 朱晓辉 夏珍珠/455
一种双星无线电干扰源定位系统时频差测试方案设计	张旭 张勇 王森 李永波 纪文章/462
卷筒式伸杆机构空间环境模拟系统的设计与实现	王亚龙 黎彪 孙腾飞 张从发 于春宇 孟庆平 边宇枢/467
扩频应答机自动化测试系统	程艳超/474

第五部分 管理实践

卫星型号方案阶段的技术攻关管控工作思路	李响 杨栋 侯天宝/483
项目管理探索实践中的组织作用和关键要素	吴亚光 汪春涛 王志勇/487
小卫星多星 AIT 并行模块化管理方案探讨	程城 仇梦宇 郝佳宁/494

空间站舱内飞行器导航技术与应用研究

作者：张强、李华、王磊、刘伟、陈明、周涛、吴昊、郑宇、孙伟、赵磊

单位：中国科学院空间与地球科学研究院，北京 100029

通信地址：北京市海淀区中关村大街1号，邮编：100080

第一部分 研究与设计

引言

随着载人航天事业的飞速发展，空间站作为人类在太空长期驻留的重要平台，其内部环境的安全与舒适至关重要。舱内飞行器作为空间站的重要组成部分，其导航技术的研发与应用直接关系到航天员的生命安全与任务的顺利完成。本文旨在探讨空间站舱内飞行器导航技术的研究现状、关键技术、系统设计及未来发展趋势。

1.1 研究背景与意义

空间站作为人类在太空长期驻留的重要平台，其内部环境的安全与舒适至关重要。舱内飞行器作为空间站的重要组成部分，其导航技术的研发与应用直接关系到航天员的生命安全与任务的顺利完成。本文旨在探讨空间站舱内飞行器导航技术的研究现状、关键技术、系统设计及未来发展趋势。

1.2 国内外研究现状

目前，国内外在空间站舱内飞行器导航技术方面进行了广泛的研究。国外方面，美国NASA的“国际空间站”（ISS）和“阿尔忒弥斯”计划中的“猎户座”飞船均采用了先进的导航技术。国内方面，中国载人航天工程办公室也在积极推进相关技术的研发与应用。本文将对国内外相关研究成果进行综述，并分析其优缺点。

此外，中国科学院空间与地球科学研究院也在积极开展相关研究。该院所研发的“天宫一号”和“天宫二号”空间实验室均采用了自主研发的导航技术。本文将对该院所的研究成果进行详细介绍，并分析其在实际应用中的表现。

总的来说，空间站舱内飞行器导航技术的研究与应用是一个系统工程，需要多学科交叉合作。未来，随着技术的不断进步和任务的日益复杂，舱内飞行器导航技术将朝着更加智能化、高精度和可靠性的方向发展。本文旨在为相关领域的研究人员提供有益的参考和启示。

空间站舱内飞行器导航技术与自主交会算法研究

尤政¹ 师帅^{1,2} 李九人² 赵开春¹ 张高飞¹

1. 清华大学精仪系, 北京 100084

2. 航天员科研训练中心, 北京 100094

摘 要 舱内飞行器是指在空间站等大型航天器内飞行, 可完成一定功能的微纳航天器。本文针对舱内飞行器的导航需求, 结合其应用特点提出了视觉导航与惯性导航融合的方案, 进行了系统模型构建和仿真分析, 验证了算法有效性。进一步, 对舱内飞行器开展自主交会实验的方法进行了研究, 进行了轨迹设计、算法构建与仿真分析, 为我国开展舱内飞行器的研究和实验打下理论基础。

关键词 舱内飞行器; 舱内导航; 自主交会算法

1 引言

空间自主交会及编队飞行^[1]控制技术在未来航天器在轨服务^[4]、空间攻防^[5]等领域具有重大应用价值。随着我国空间站工程^[6]正稳步推进, 即将建成大型近地轨道空间站平台, 为空间站舱内飞行试验提供了必要条件。舱内飞行器是指在空间站等大型航天器内飞行, 可完成一定功能的微纳航天器。将空间站舱内飞行器作为平台开展自主交会及编队飞行技术试验, 具有成本低、风险小、持续时间长、可重复使用等显著优势, 因而是开展未来关键技术验证与算法研究的理想手段。此外, 通过对舱内飞行器平台升级, 可将其改造为在空间站内部智能机器人, 提供环境巡视、监测和预警等服务。

总的来讲, 舱内飞行器的具体优势包括:

- 1) 舱内飞行器平台处于真实微重力环境^[7], 为自主交会及编队飞行相关算法测试提供了理想试验环境;
- 2) 空间站舱段为舱内飞行器提供安全可靠的飞行试验环境, 利于简化舱内飞行器的设计, 降低研制成本;
- 3) 舱内飞行器试验过程中能够获得航天员的配合, 进行高难度飞行试验;
- 4) 采用模块化设计^[8]理念, 飞行器平台可重复使用, 功能可拓展重构, 系统可更新升级。

美国最早开展了舱内飞行器的概念研究、样机研制与在轨试验。2006 年, 3 颗由 MIT 研制的同步位置保持、连通与再定向试验卫星 (SPHERES) 被送入国际空间站, 并开展了多项在轨试验。SPHERES 不仅完成了其设计任务, 为微重力环境下的自主交会及编队飞行开发了成熟的算法^[9], 还在随后的功能拓展实验中, 开展了环境监视、微流体实验、智能机器人升级等一系列具有趣味性、科普性和研究性的工作^[10-11]。

另外一个典型的舱内飞行器研究的代表是 NASA Ames 研究中心研制的 PSA (Personal satellite assistant)^[12]。作为一种小型智能的舱内飞行器, PSA 被设计为能够在航天器内执行自主检测诊断任务, 可用于国际空间站上的在轨自主导航系统^[13]。PSA 项目后来演化为 Astrobee 舱内机器人的研究, 这是 HET2 (人类探索远程机器人 2) 项目中的一部分。Astrobee 被设计用于执行各种舱内服务任务, 包括搭载外部载荷, 作为移动传感器实施环境监测, 进行自由飞行实验等^[14]。

目前, 我国在微纳卫星研制方面取得了举世瞩目的成绩, 近年来成功开展了长征 6 号“一箭二十星”任务, 并参与了 ESA 的 QB50 计划。在基于高性能 COTS 器件和新型微系统部/组件的纳皮型卫星研制方面, 国内已经具备较好的基础。在微纳航天器部/组件研究方面, 也具备了坚实的基础。借鉴美国 SPHERES 卫星的成功先例, 我国应尽快开展空间站舱内试验飞行器技术与系统概念研究, 突破重点难点技术, 开展地面仿真实验, 为开展空间站舱内飞行器试验奠定基础, 促进我国航天技术的发展。

舱内飞行器研制需攻克的主要关键技术包括模块化设计、动力学建模与补偿、自主导航与姿轨控技术等。其中，精确的飞行器位置、速度和姿态等状态信息，是实现算法验证与在轨服务的前提和基础。本文针对舱内飞行器的功能需求进行了导航方案设计与算法构建，在此基础上，完成了舱内自主交会技术的理论建模、算法设计与仿真验证。实验结果表明，所提出的导航与交会控制方法可以满足舱内飞行器的性能要求。

2 飞行器舱内导航技术

为了使舱内飞行器具备主动获取信息的能力，并提高飞行器的位置和姿态测量精度，可以采用基于机器视觉与惯性器件组合的方法来实现自主导航。

由于空间站舱内的环境已知且稳定，可将舱内环境进行线下的事先学习，提取出环境特征，建立导航信标库。当飞行器在舱内运行时，利用视觉成像模型，通过特征匹配，可获得当前观察到图像与导航信标库的对应关系，进而可以解算出视觉系统外参数，即实现载体的位置和姿态确定。当一个多视场系统对环境中的标志点成像时，其成像方程由下式给出

$$Z_{ck} \begin{bmatrix} u_k \\ v_k \\ 1 \end{bmatrix} = M_k \begin{bmatrix} C_b^k & 0 \\ 0^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_w^b & r_{bw}^b - r_{bk}^b \\ 0^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{wi} \\ Y_{wi} \\ Z_{wi} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中， (u_k, v_k) 为特征点像素， M_k 为摄像机 k 的内参数， k 代表摄像机编号， (X_w, Y_w, Z_w) 为标志点三维坐标，其余量为系统外参数。利用足够的标志点及其像（即图像上的特征点，下同）的对应关系，可以求解外参数，即载体的位姿。具体求解过程可采用基于空间变换关系搜索的方法^[17]，或者基于图理论和特征量匹配对应关系两条途径^[18]。

本文在经典的 ICP 方法的基础上进行扩展，结合成像模型与信标图库，实现粗略初值估计下的精确匹配与求解。通过最近点迭代，寻找置信度最高的对应关系，从而通过最近点迭代实现模式匹配，并进行位姿估计，得到式 (1) 的优化解，如图 1 所示。视觉姿态位置测量方法稳定性好，不存在累积误差问题，独立性好，具有良好的抗电磁干扰能力，适用于短距离条件。为了弥补视觉导航计算量大、刷新率低的不足，利用惯性导航与视觉融合，可显著改善系统性能。融合方案如图 2 所示，利用 EKF 作为滤波器，系统状态量设置为运动参数和 IMU 漂移

$$X = [\delta \psi^T \quad \delta v^T \quad \delta r^T \quad b_g^T \quad b_a^T]^T \quad (2)$$

其中， $\delta \psi$ ， δv ， δr 分别为飞行器姿态、速度和位置误差； b_g 和 b_a 分别为陀螺和加速度计常值漂移。状态方程为世界系下惯性导航误差模型

$$\begin{cases} \delta \dot{\psi} = -\omega_{iw}^w \times \dot{\psi} + C_b^w b_g \\ \delta \dot{v} = -C_b^w f^b \times \dot{\psi} - 2\omega_{iw}^w \times \delta v + C_b^w b_a \\ \delta \dot{r} = \delta v \\ \dot{b}_g = 0 \\ \dot{b}_a = 0 \end{cases} \quad (3)$$

其中， f^b 为加速度计输出， C_b^w 为从本体系到世界系（定义于舱段内）的转移矩阵， ω_{iw}^w 为世界系相对于惯性系的角速率在世界系下的表示。

观测模型基于相对运动参数差进行建立。假设空间站姿态稳定，且舱内飞行器的轨道根数与空间站接近，可忽略与空间站相对位姿变化对运动参数差的影响。设 k 时刻的测量量，即相对于 $k-1$ 时刻的姿态增量（四元数表示，取矢部）和位置增量分别为 z_q 、 z_r ，则有

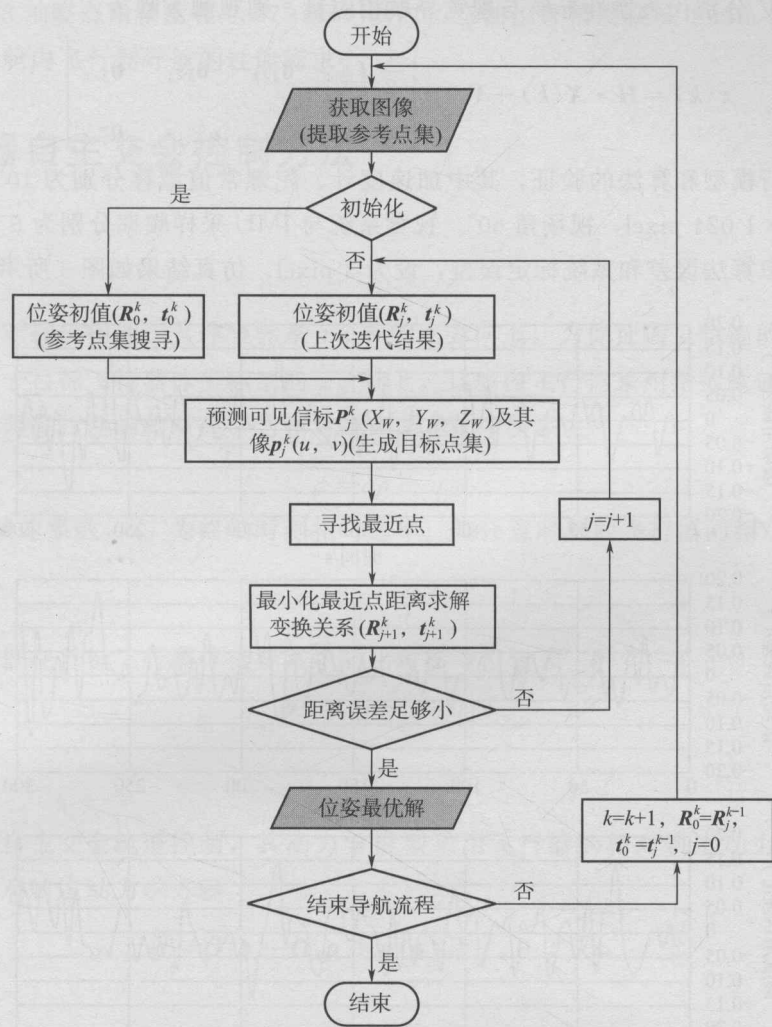


图 1 基于最近点迭代的舱内视觉相对导航方法流程

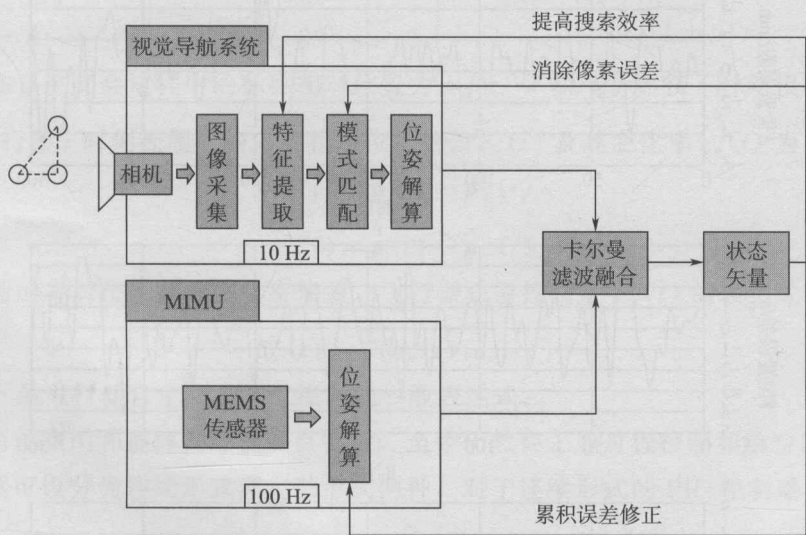


图 2 微惯性测量与视觉导航融合示意图

$$\begin{aligned} z_q &\doteq \frac{1}{2}(\delta \psi_{1,k} - \delta \psi_{V,k}) \\ z_r &\doteq q_{w,k-1}^b \delta r_k + \Delta r_{bw}^b \end{aligned} \tag{4}$$

其中，下标 I 和 V 分别代表惯性导航与视觉导航相应量，则观测方程为

$$z(k) = H \cdot X(k) + V_k = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & q_{w,k-1}^b & \mathbf{0}_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (5)$$

采用数值仿真进行模型和算法的验证，其中加速度计、陀螺常值漂移分别为 $10^{-4} g$ 与 $1^\circ/h$ ，摄像机分辨率为 $1\,280\text{ pixel} \times 1\,024\text{ pixel}$ ，视场角 60° 。视觉系统与 IMU 采样频率分别为 5 Hz 和 100 Hz 。特征点像素坐标测量值考虑算法误差和系统标定误差，设为 3 pixel 。仿真结果如图 3 所示。

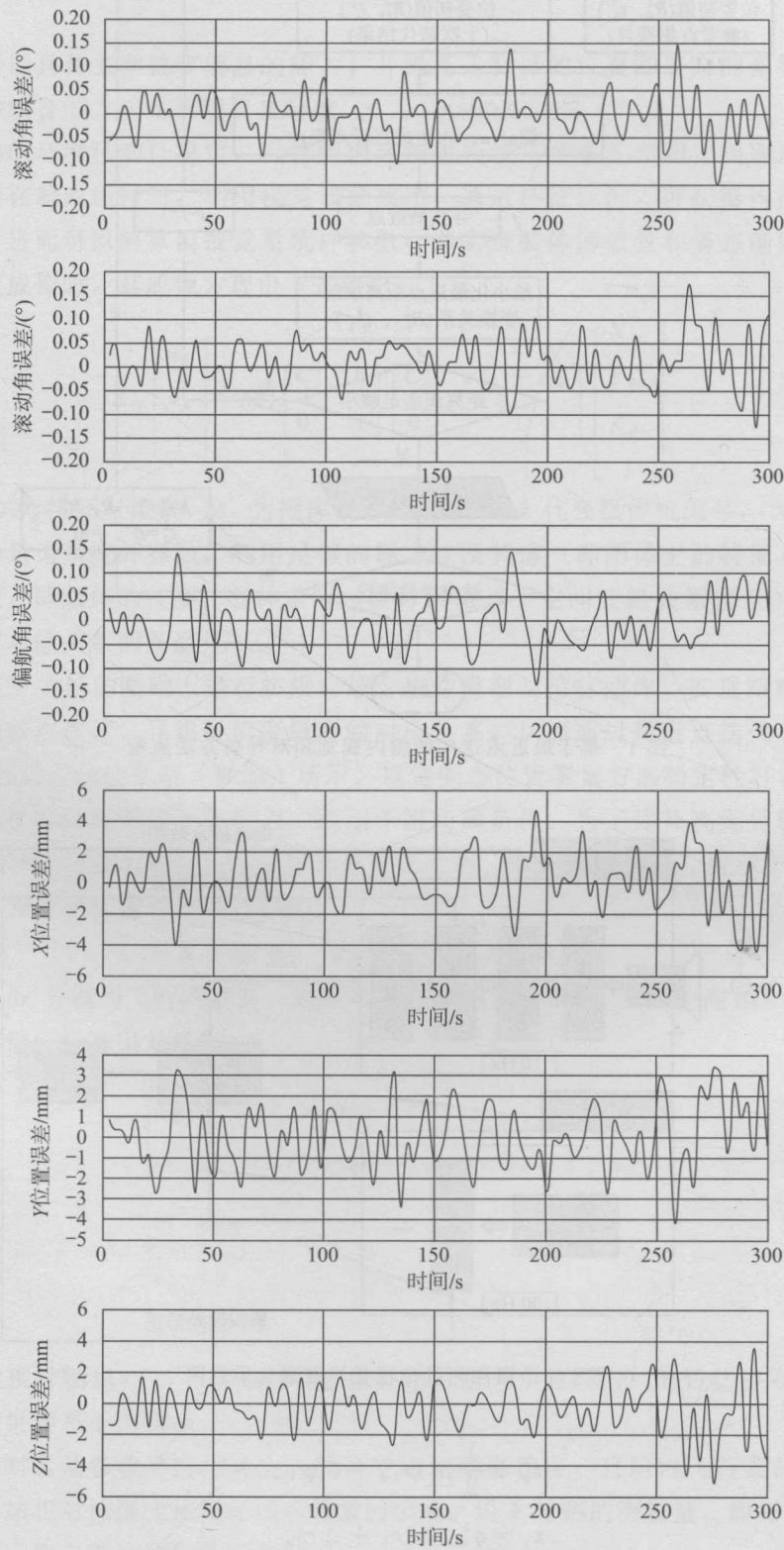


图 3 视觉导航仿真结果

仿真结果表明, 3 轴姿态角精度在 $0.07^\circ (1\sigma)$ 以内, 三轴位置精度在 $2.1 \text{ mm} (1\sigma)$ 以内, 从而证明本文提出的方法满足舱内飞行器导航的性能需求。

3 舱内飞行器自主交会控制方法

3.1 参考轨迹设计

假定目标飞行器对接机构处于其体坐标系 x_{bt} 轴的正方向上, 为保证逼近轨迹的安全性, 可设逼近过程的参考轨迹始终处于目标飞行器体坐标系的 x_{bt} 轴上, 且舱内飞行器采用指数减速方式对目标飞行器实施逼近, 任意时刻的两飞行器的相对速率与相对距离满足如下关系

$$\dot{\rho} = a\rho + v_{\rho T} \quad (6)$$

其中, a 为指数减速系数, $v_{\rho T}$ 为终端时刻相对速率。则任意时刻两飞行器的相对距离为

$$\rho = \rho_0 e^{at} + \frac{v_{\rho T}}{a}(e^{at} - 1) \quad (7)$$

所以, 舱内飞行器在目标飞行器体坐标系中的相对参考位置 ρ^B 为

$$\rho^B = [\rho \quad 0 \quad 0]^T \quad (8)$$

3.2 控制器设计

对于舱内飞行器自主交会轨道控制, 其动力学模型采用飞行器的相对轨道动力学模型, 可得到如下形式的非线性轨道相对轨道动力学方程

$$\ddot{\rho} = O_1 \rho + O_2 \dot{\rho} + g(\rho) + f_d + F_c/m_c \quad (9)$$

其中

$$O_1 = \begin{bmatrix} \dot{\theta}^2 & 0 & \ddot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 \\ -\ddot{\theta} & 0 & \dot{\theta}^2 \end{bmatrix}, O_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 2\dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 \\ -2\dot{\theta} & 0 & 0 \end{bmatrix}, g(\rho) = \begin{bmatrix} -\mu x/r_c^3 \\ -\mu y/r_c^3 \\ -\mu/r_c^2 + \mu(r_t - z)/r_c^3 \end{bmatrix}$$

设舱内飞行器在自主交会过程中的标称相对位置为 $\rho_d(t)$, 而飞行器在 t 时刻相对位置的导航估计值分别为 $\rho(t)$, 则飞行器 t 时刻控制器输入的相对位置偏差 $e_\rho(t)$ 及其变化率 $\dot{e}_\rho(t)$ 为

$$e_\rho(t) = \rho(t) - \rho_d(t) \quad (10)$$

$$\dot{e}_\rho(t) = \dot{\rho}(t) - \dot{\rho}_d(t) \quad (11)$$

所以, 根据当前的相对位置及其变化率偏差, 飞行器轨道控制量 $F_c(t)$ 的表达式为

$$F_c(t) = F[e_\rho(t), \dot{e}_\rho(t)] \quad (12)$$

所以, 式 (12) 是飞行器自主交会轨道控制的一般表达式。

PID 控制具有简单实用和鲁棒性好等优良特性, 至今仍然在工业过程控制和航空航天控制等领域被广泛使用。PID 控制器可以分为连续形式和离散形式两种, 对于连续形式的 PID 控制器, 其表达式为

$$U(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (13)$$

其中, $e(t) = x(t) - x_d(t)$ 为系统状态偏差; $U(t)$ 为控制输出; K_P 为比例系数; K_I 为积分系数; K_D 为微分系数。而对于离散形式的 PID 控制器, 其表达式为

$$U(k) = K_P e(k) + K_I \sum_{i=1}^k e(i) + K_D \Delta e(k) \quad (14)$$

在进行 PID 控制器设计时，对 K_P 、 K_I 和 K_D 三个系数进行设计和选取非常关键。其中， K_P 体现系统状态当前偏差大小对控制输出量的影响； K_I 体现系统状态历史偏差情况对控制输出量的影响； K_D 体现系统状态当前偏差变化率对控制输出量的影响。

3.3 仿真验证

设初始时刻空间站舱内的被动飞行器的轨道根数为 $a_0 = 6\,771\,137\text{m}$ ， $e_0 = 0.0$ ， $i_0 = 42.78^\circ$ ， $\Omega_0 = 120^\circ$ ， $\omega_0 = 60^\circ$ ， $f_0 = 30^\circ$ ，主动飞行器相对于被动飞行器的相对位置和相对速度分别为

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{\text{rel}} &= [2.0 \quad 0.0 \quad 0.0]^T \\ \mathbf{V}_{\text{rel}} &= [0.0 \quad 0.0 \quad 0.0]^T \end{aligned}$$

主动飞行器在初始时刻位于被动飞行器后方 2 m 停泊点。采用指数减速方式进行交会逼近，设式 (6) 中的指数减速系数为 $a = -0.07$ ，终端时刻相对速率为 $v_{\rho T} = -0.01\text{ m/s}$ 。飞行器初始质量为 5 kg，三个控制方向的发动机推力大小均为 0.12 N。迹向、径向、法向的 PID 控制参数取值如表 1 所示。

表 1 自主交会 PID 控制参数

PID 控制参数	迹向	径向	法向
K_P	0.3	0.2	0.2
K_I	0.02	0.05	0.05
K_D	0.01	0.002	0.002

根据上述参数，对舱内飞行器自主交会过程进行仿真。由于主动飞行器初始时刻位于停泊点，处于相对保持状态。因此，在交会启动时开始在迹向连续控制加速，当位置和速度达到标称值后，则按照指数减速规律完成后续逼近控制。自主交会过程轨道面内的相对运动轨迹见图 4，交会过程的相对状态变化规律见图 5，交会过程相对运动轨迹比较平滑，径向位置误差的最大振荡幅度小于 0.035 m。

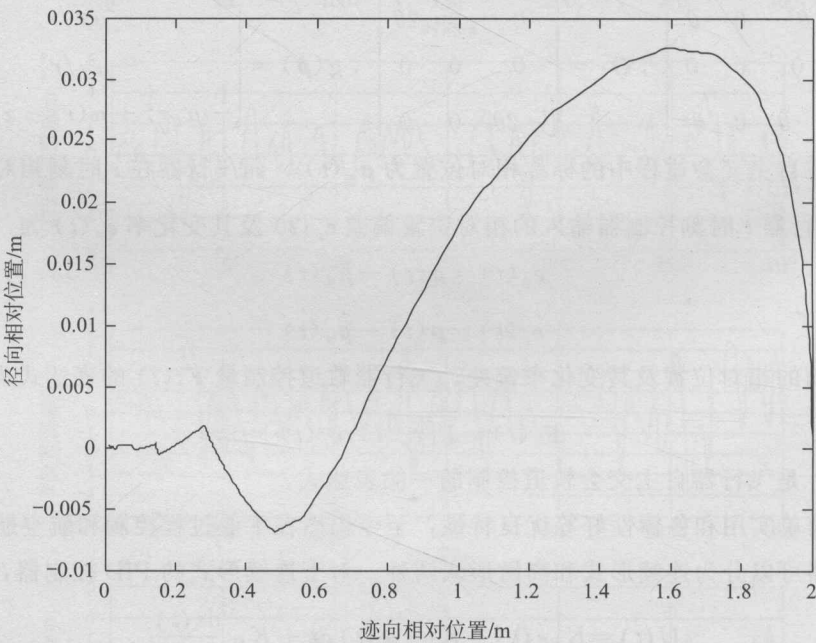


图 4 自主交会轨道面内相对运动轨迹