



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965

CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2021-02

Vol.47 No.2

目 次

无人机自主降落地基/舰基引导方法综述 沈林成, 孔维玮, 牛轶峰 (187)

一种基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律 周锐, 张宇航, 熊伟, 史智广 (197)

基于机器视觉的轻型梁三维振动测量方法 彭聪, 缪卫东, 曾聪 (207)

小型旋翼无人机潜射控制器设计 吴江, 陈恩民, 高翼捷, 刘一芄, 高鑫, 夏洁 (213)

基于 CGAPIO 的航天器编队重构路径规划方法 华冰, 孙胜刚, 吴云华, 陈志明 (223)

时空约束条件下多旋翼机动轨迹优化方法 蔡志浩, 左一鸣, 王英勋 (231)

基于 T-S 模糊故障树的多态导航系统性能可靠性 刘勇, 罗德林, 石翠, 吴华新 (240)

输入饱和和情形下战斗机大机动动态面控制 周章勇, 邵书义, 胡伟 (247)

基于随机机动模型和落点预测的制导律设计 杨庶 (255)

软式自主空中加油控制策略仿真 华艺欣, 邹泉, 田海铭 (262)

无人集群系统时变编队 H_∞ 控制 康宇航, 戴洪德, 祁亚辉, 张邦楚, 刘玄冰, 程俊 (271)

欠驱动变质心飞行器的滚偏耦合自抗扰控制 刘智陶, 李润青, 高长生 (281)

舰载无人机滑行轨迹控制方法 梁天骄, 陈晓明, 杨朝旭, 王海峰, 梁庆 (289)

基于信息素启发狼群算法的 UAV 集群火力分配 刘森琪, 王鸿, 于宁宇, 郝礼楷 (297)

基于多约束因子图优化的无人车定位与建图方法 牛国臣, 王瑜 (306)

基于时域映射的多无人机系统给定时间分布式最优集结 丁超, 魏瑞轩, 周凯 (315)

多航天器分布式事件触发分组姿态协同控制 王帅磊, 周绍磊, 代飞扬, 刘伟, 闫实 (323)

基于趋势符号聚合近似的卫星时序数据分类方法 阮辉, 刘雷, 胡晓光 (333)

基于事件相机的可视化及降噪算法 闫昌达, 王霞, 左一凡, 李磊磊, 陈家斌 (342)

对地指向偏差为约束的卫星平稳对日定向方法 季浩然, 黄頔 (351)

基于鸽群优化算法的实时避障算法 李霜琳, 何家皓, 敖海跃, 刘燕斌 (359)

基于节点连通度的水下通信系统生存性研究 王一达, 梁庆卫, 张鑫 (366)

基于双向电机驱动的四旋翼机动飞行控制 徐力昊, 张宇, 许斌 (373)

事件触发机制下的充液航天器姿态控制 董新蕾, 齐瑞云, 卢山, 王焕杰 (382)

基于寒鸦配对交互行为的无人机集群编队控制 张令, 段海滨, 雍婷, 邓亦敏, 魏晨 (391)

一种短航程再入解析预测校正制导方法 周亮, 张洪波 (398)

基于改进人工鱼群算法的无人直升机编队航迹规划 马梓元, 龚华军, 王新华 (406)

飞行器栖落机动的轨迹跟踪控制及吸引域优化计算 王无天, 何真, 岳理 (414)

基于态势认知的无人机集群围捕方法 吴子沉, 胡斌 (424)

CONTENTS

Ground- and ship-based guidance approaches for autonomous landing of UAV	SHEN Lincheng, KONG Weiwei, NIU Yifeng (187)
A reentry steady glide guidance algorithm based on fuzzy control	ZHOU Rui, ZHANG Yuhang, XIONG Wei, SHI Zhiguang (197)
Three-dimensional vibration measurement method for lightweight beam based on machine vision	PENG Cong, MIAO Weidong, ZENG Cong (207)
Design of underwater-launched controller for small rotor UAV	WU Jiang, CHEN Enmin, GAO Yijie, LIU Yipeng, GAO Xin, XIA Jie (213)
Path planning method for spacecraft formation reconfiguration based on CGAPIO	HUA Bing, SUN Shenggang, WU Yunhua, CHEN Zhiming (223)
Maneuver trajectory optimization method of multicopter under space-time constraints	CAI Zhihao, ZUO Yiming, WANG Yingxun (231)
Performance reliability of multi-state navigation system based on T-S fuzzy fault tree	LIU Yong, LUO Delin, SHI Cui, WU Huaxin (240)
High- g maneuver dynamic surface control of fighter plane under input saturation	ZHOU Zhangyong, SHAO Shuyi, HU Wei (247)
Guidance law design based on stochastic maneuvering model and impact point predictions	YANG Shu (255)
Control strategy and simulation for probe-and-drogue aerial autonomous refueling	HUA Yixin, ZOU Quan, TIAN Haiming (262)
Time-varying formation H_{∞} control for air unmanned swarm system	KANG Yuhang, DAI Hongde, QI Yahui, ZHANG Bangchu, LIU Xuanbing, CHENG Jun (271)
ADRC-based roll-yaw coupling control of underactuated moving mass flight vehicles	LIU Zhitao, LI Jianqing, GAO Changsheng (281)
Trajectory control method for unmanned carrier aircraft taxiing	LIANG Tianjiao, CHEN Xiaoming, YANG Zhaoxu, WANG Haifeng, LIANG Qing (289)
Weapon-target assignment in UAV cluster based on pheromone heuristic wolf pack algorithm	LIU Senqi, WANG Hong, YU Ningyu, HAO Likai (297)
Unmanned vehicle positioning and mapping method based on multi-constraint factor graph optimization	NIU Guochen, WANG Yu (306)
Distributed optimal rendezvous of multi-UAV systems in prescribed time based on time-domain mapping	DING Chao, WEI Ruixuan, ZHOU Kai (315)
Distributed event-triggered group attitude coordinated control of multi-spacecraft	WANG Shuailei, ZHOU Shaolei, DAI Feiyang, LIU Wei, YAN Shi (323)
Satellite time series data classification method based on trend symbolic aggregation approximation	RUAN Hui, LIU Lei, HU Xiaoguang (333)
Visualization and noise reduction algorithm based on event camera	YAN Changda, WANG Xia, ZUO Yifan, LI Leilei, CHEN Jiabin (342)
A smooth Sun-pointing guidance method for satellites constrained by deviation of Earth-pointing	JI Haoran, HUANG Di (351)
Real-time obstacle avoidance algorithm based on pigeon-inspired optimization	LI Shuanglin, HE Jiahao, AO Haiyue, LIU Yanbin (359)
Survivability of underwater communication system based on node connectivity	WANG Yida, LIANG Qingwei, ZHANG Xin (366)
Maneuvering flight control of QUAV based on bi-directional motor actuation	XU Lihao, ZHANG Yu, XU Bin (373)
Event-triggered attitude control of liquid-filled spacecraft	DONG Xinlei, QI Ruiyun, LU Shan, WANG Huanjie (382)
Unmanned aerial vehicle swarm formation control based on paired interaction mechanism in jackdaws	ZHANG Ling, DUAN Haibin, YONG Ting, DENG Yimin, WEI Chen (391)
An analytical predictor-corrector guidance method designed for spacecraft reentry with short range	ZHOU Liang, ZHANG Hongbo (398)
Trajectory planning of unmanned helicopter formation based on improved artificial fish swarm algorithm	MA Ziyuan, GONG Huajun, WANG Xinhua (406)
Trajectory tracking control and optimal computation of attraction domain for aircraft in perching maneuvers	WANG Wutian, HE Zhen, YUE Cheng (414)
Swarm rounding up method of UAV based on situation cognition	WU Zichen, HU Bin (424)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0280

无人机自主降落地基/舰基引导方法综述



沈林成¹, 孔维玮², 牛轶峰^{1,*}

(1. 国防科技大学 智能科学学院, 长沙 410073; 2. 中国人民解放军 92942 部队, 北京 100161)

摘 要: 近年来,随着自主控制技术与任务载荷的快速发展,越来越多的无人机(UAV)具备了良好的任务自主能力。在执行任务过程中,降落阶段的安全风险最大,导航定位精度较差、人员决策失误等是造成降落过程中事故多发的主要原因。通过总结无人机自主降落过程中对引导控制的需求,对国内外无人机军用和民用自主降落解决方案进行了梳理和介绍,对无人机自主降落关键技术和研究现状进行了分析,提出了该领域未来发展的重点方向。

关键词: 无人机(UAV); 自主控制; 自主降落; 自主着舰; 降落引导

中图分类号: TP242.6

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0187-10

随着无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)关键技术的突破与快速发展,无人机逐步适用于越来越多的应用场景。为满足无人机高频次、大范围的使用需要,确保使用全流程安全高效,无人机自主安全降落技术成为民用和军用领域的关注重点。近年来,国内外研究机构提出了多种解决方案,涌现出机载与岸基/舰基两大类引导方式。其中,机载方式受限于载荷能力和计算资源约束,存在作用距离近、实时性差、精度不足等缺点,为弥补上述短板,岸基/舰基类引导方式持续得到行业关注^[1-2]。

本文系统梳理了国内外典型地基/舰基无人机自主降落引导系统,对各系统基本组成和主要特点进行了介绍,分析提出了地基/舰基无人机自主降落主要关键技术,为未来开展自主降落关键技术研究、牵引突破重点难点问题提供参考依据。

1 无人机自主降落与着舰环节

回顾历史,自1918年3月6日第一架现代无人机(“柯蒂斯”N-9)的出现距今已有百年历史,

但在实际应用过程中,无人机有效导航方式始终是人们关注的重点。无人机的飞行控制系统在选用高精度惯性导航设备的基础上,广泛安装全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)设备,通过将卫星导航信息与机载数据进一步融合,不断提高综合导航精度。但由于天气因素及降落区域多波效应等影响,当GNSS信号偶发中断或受到持续干扰时,无人机的安全降落事故风险显著提升。每年世界各地均会发生多起无人机因失去导航信息而坠毁的事件,造成了人员与经济损失,也导致世界多地设置不同级别的禁飞区和禁飞事件,抑制了无人机的快速发展。与此同时,固定翼无人机由于其飞行速度快,虽然导航系统提供了准确的定位信息,但因为受到操作人员熟练程度及观察视角等约束,误操作导致无人机降落过程中受损的情况也愈发突出。据统计,在所有事故中,因操作员失误导致的事故率高达60%^[3];特别在无人机起飞和降落阶段,人为因素的影响更是高达50%^[4]。因此,为无人机提供自动化程度高、导航定位精度可靠的系统性引

收稿日期: 2020-06-18; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-14 11:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200813.1840.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61876187)

*通信作者. E-mail: niuyifeng@nudt.edu.cn

引用格式: 沈林成, 孔维玮, 牛轶峰. 无人机自主降落地基/舰基引导方法综述[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 187-196.
SHEN L C, KONG W W, NIU Y F. Ground- and ship-based guidance approaches for autonomous landing of UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 187-196 (in Chinese).

导降落方案将有助于进一步推广其应用场景,降低人员操作负担。下面针对自主降落技术的共性需求与降落主要环节进行分析。

1.1 自主降落共性需求分析

近年来,随着国内民航机场的大量建设,民航成为人们出行的重要手段,各大机场的航班密度显著增加。经综合统计,导致晚点的主要原因与气候密切相关,民航数据(Civil Aviation Data Analysis, CADA)^[5]对2012—2014年春运期间晚点情况进行了分析,气候因素(主要为雨、雪和霾)导致航班延误或取消的比例高达29.09%。

不良气候及空气污染对航空器降落带来最大的影响就是能见度降低。在飞行降落能见度衡量方面,国际民航通则规定的3个类别应用最为广泛,其分类依据为:对决断高度(Decision Height, DH)和跑道视距(Runway Visual Range, RVR)2个指标的划分,具体要求为:CAT I类,DH最低要求为60 m,RVR最低要求为550 m;CAT II类,DH最低要求为30 m,RVR最低要求为330 m;CAT III类中,对DH和RVR的要求均为0 m。按照上述要求,通常意义上所理解的真实盲降实际上是CAT III类。在国内各大机场中,具备CAT III类进近系统的机场仅北京首都国际机场、上海浦东国际机场、成都双流国际机场、南京禄口国际机场、广州白云国际机场、香港国际机场和澳门国际机场等少量机场配备CAT II类系统,绝大多数机场为CAT I类。此外,国内大多数航空公司飞行员只有CAT I类降落资格,因此当气象条件低于CAT I类时,若机组不具备降落资格则只能选择转场备降或返航。这种情况进一步影响了国内航班在夏天雷雨季节和冬季雨雪天气下的正点率。因此,若能够通过辅助手段提高和拓展飞行员“可见度”,为飞机提供精确的相对位置信息,则可以显著降低现有航班延误比例,整体上提高民航准点率。

例如,2015年3月16日18时,上海浦东国际机场上空开始出现低云天气,能见度持续降低,直至17日清晨8时能见度恢复正常。在此期间,因为机场能见度低于CAT I类落地标准,导致飞往机场的25个航班备降其他机场,47个航班被取消,进而导致后续大量航班出现延误。但是,由于使用飞机平视显示器(Head Up Display, HUD)技术让飞行员可视范围达到CAT II类标准,从青岛飞往上海的SC4603和SC4671两个航班在上海浦东国际机场安全平稳着陆,旅客行程未受影响,接续航班也准点运行。这2次降落具有里程碑意

义,是中国民航首次使用HUD辅助下的CAT II类标准民航客机着陆流程。

HUD是一种机载光学显示系统,能够利用计算机和光学显示技术,将地面导航信息及航空器自身测量到的飞行姿态信息直接显示在飞行员视野正前方。因此,只要地面导航系统和飞机自身能够在足够远的距离提供精确的位置和姿态信息,飞行员则可以借助HUD技术实现飞机的盲降。

由此可见,在没有仪器仪表的辅助下,飞行器的降落标准受制于气象条件,随着飞行器应用更为广泛,因缺少有效安全降落手段导致的经济损失将进一步扩大。

1.2 航空器自主着舰主要环节

在军事领域,由于战场环境复杂和多变,对在舰船上有人机和无人机的自主起降需求则更为迫切,呈现出电磁环境复杂、平台高动态运动等特点。世界强国海军为了实现舰载机的正确返航与着舰,现代航母均配有中空交通管制系统、战术空中导航系统(Tactical Air Navigation system, TACAN,俗称塔康)和着舰引导系统。着舰过程的基本流程为接力导航过程,主要包含以下环节:

- 1) 舰载机距离航母300 km时,该阶段导航定位信息由战术空中导航系统提供。
- 2) 舰载机距离航母100 km时,该阶段导航定位信息由空管雷达接力提供。
- 3) 舰载机距离航母30 km时,战术空中导航系统再次接手该阶段导航定位信息的提供。
- 4) 舰载机距离航母10 km时,该阶段导航定位信息由着舰引导系统提供。
- 5) 在着舰最后3 km时,舰载光学助降系统稳定捕捉舰载机,持续提供导航定位信息,引导其完成着舰。

在最后一个环节使用的光学辅助设施一般是指“菲涅尔透镜”光学助降系统,该系统不仅为有人舰载机提供相对位置的导引,也应用于无人舰载机的导引过程,如图1所示。



图1 “菲涅尔透镜”光学助降系统

Fig. 1 Fresnel lens optical landing system

在有人舰载机引导降落过程中,为提供更多信息给舰载机飞行员,在美国航母上,通常设置了着舰引导小组(Landing Signal Officer, LSO)。该小组工作区域为航母着舰区域左舷,6名小组成员分别利用航母上的多类传感器及信息化设备,通过多种方式(如灯光、手势、无线电和语音等)向舰载机飞行员提供下滑修正指令和其余辅助信息。

在无人机降落阶段,所耗费的人力资源远大于最初预期及其正常高空飞行阶段。考虑未来无人装备大量上舰,现有人员数量无法满足高频次无人机起降需求。2007年8月,美军启动了名为“无人空战系统验证机”(Unmanned Combat Air System carrier Demonstration, UCAS-D)技术验证项目,意图提高无人机自主能力水平,减少对地面或舰上操作人员的依赖,经过招标,最终选定X-47B无人机作为该项目的工程试验样机(该型无人机由美国诺斯鲁普·格鲁曼公司研发)。

为配合相关试验,美军专门在帕塔克森特河(Patuxent River)试验基地建设了配套试验条件,优先选用地面跑道来进行路上模拟测试(见图2),经全流程仿真、硬件试验和陆地模拟测试后,于2013年5月14日和17日,先后成功实施了海上复飞试验和首次着舰降落,这些细节体现了美国军方对这项技术的重视程度。

与此同时,无人作战是美军投入巨资开展的重要研究。其中,“舰载监视与攻击无人机系统”(Unmanned Carrier-Launched Airborne Surveillance and Strike, UCLASS)是美国海军在UCAS-D之后的下一代无人作战飞机计划,于2013年公开招标。该计划目标是在2020年前后部署在现役航母上,支持具备独立执行任务的无人机自主起降,并能够与有人机协同飞行,形成航母舰载机力量群。UCLASS项目除提高无人机本体的作战能力



美军位于Patuxent River的X-47B试验基地跑道,画出了模拟甲板着舰区域

图2 无人机美军帕塔克森特河着陆验证基地

Fig.2 UAV verifies base station during landing at Patuxent River

外,还特别强调无人机的航母自主起降能力、有人-无人机的协同能力和空中自主加油能力,从而形成对中国沿海地区进行战略侦察、监控和打击。

2 无人机自主降落系统发展现状

2.1 民用领域

2.1.1 仪表着陆系统

在民航领域起步阶段,仪表着陆系统(Instrument Landing System, ILS)安装在地面机场跑道周边,在民用航空器进近和着陆阶段向飞行员提供降落引导信息。该系统于1919年通过了美国国家标准局组织的试验,并在第二次世界大战期间发挥了重要作用,从而进一步得到了推广应用。1949年,仪表着陆系统被国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)作为国际标准向世界各国推广使用。该系统能够为飞行器提供方位角、仰角和距离信息,上述信息的解算通过地面站和机载设备配合完成。在飞行器进近过程中,机载接收机实时解算地面航向信标和下滑信标所产生的频率不同的波束,通过对水平和垂直方向波束的解算得到相对定位信息。航向信标台一般工作在超高频(UHF)频段,负责提供飞行器与跑道中心线的偏移程度;下滑信标台一般工作在甚高频(VHF)频段,负责提供与理想下滑面($2.5^{\circ} \sim 3.5^{\circ}$)的偏移情况。该系统是目前应用最为广泛的引导系统,具有较好的鲁棒性和适配性,导航定位精度在5~20m之间,但随着近年来机场附近电磁频谱环境的日益复杂,该系统的解算精度受到一定干扰,且定位精度与更新频率难以满足无人机控制系统的精度需求。

2.1.2 雷达着陆系统

1943年,美军将雷达技术应用到地面控制进近(Ground Control Approach, GCA)系统,并逐渐推广至民用航空领域;1947年,美国西南航空公司一架DC-3型飞机,在雷达着陆系统与仪表着陆系统的引导下,实现了世界上第一次真正意义上的商业航班盲降。该系统提供的信息主要依托雷达设备,在获取相对位置信息后,由于最初数据链不具备回传条件,飞行员通常通过语音形式与塔台领航员对话,通过语音报送,飞行员获取下滑路径偏差数据,弥补其视觉观察产生的测量误差,最终完成安全降落过程。近年来,随着数据链、飞行控制器和数据融合算法的发展与成熟,这种引导降落方式演变为“数据链+雷达”形式,即地面或舰基雷达系统在解算出偏差后,通过高速数据链将信息回传至机载设备,飞行控制器根据飞机

运动学与动力学特点,实时解算相对位置并作出预报,同步更新引导率与控制策略,最终实现自主或自主降落。

2.1.3 微波着陆系统

1978年,为进一步提高引导降落精度,国际民航组织认可了时间基准波束扫描(Time Reference Scanning Beam, TRSB)技术的着陆系统,该技术是典型的应用微波手段实现相对位置测量的解决方案。该系统由机载接收机、地面方位测量设备、仰角测量设备和测距仪4个主要部分组成。其中,机载接收机通过接收地面方位测量设备和仰角测量设备的周期性信号进行位置解算,根据同一个设备2次波束信号的时间间隔,可以准确得到飞行器所处的空间位置与速度,但该系统费用相对昂贵,校准周期及校准操作的复杂性导致该系统在民用领域应用推广较为缓慢。

2.2 军用领域

2.2.1 联合精密进近和着陆系统

美军在导航领域主要依赖全球定位系统(Global Positioning System, GPS),同时为满足其海上平台引导降落需求,启动了名为联合精密进近和着陆系统(Joint Precision Approach and Landing System, JPALS)的研究^[6]。其中,舰机同步技术与高速传输技术是该系统的2项关键基础,该系统于2000年完成试验测试,2017年10月至2019年3月在两栖登陆舰上部署,实现对F-35B的引导降落,2019年4月完成了在艾森豪威尔号航母(CVN-69)上的适配测试。

JPALS由模块化开放式系统硬件与软件单元模块组成,能够与舰载空中交通管制和着陆系统体系相互集成,并获取相关信息向飞行员提供数据显示和操作建议。该系统硬件设备主要包括GPS传感器、导航数据链、船舶运动测量传感器、维护保障系统和船舶信息接口等。在降落过程中,由于舰船船体和飞机均处在同时运动过程中,为满足信息的双向传递,该系统采用超高频UHF双向数据链,将舰船本体GPS位置及其摇摆、俯仰、偏航和航向运动数据融合计算后,上传至飞行器控制系统。与此同时,飞行器控制系统也将其自身融合得到的位置信息回传至舰船引导系统,2个平台的相互连通提高了定位精度。未来,该系统还将支持F-35B/C和MQ-25A在航母等大型舰船的自主降落。

在舰载JPALS提供的引导信息中,融合算法重点提升了对舰船与飞机之间相对位置的解算精度,经试验测试该系统纵向和横向精度控制在1m

之内,满足CAT III级别降落要求。从2005年开始,美军已开始推广JPALS,逐步替换现有的以AN/SPN-46雷达为主要手段的舰载精密进场着陆系统,如图3所示([https://en.wikipedia.org/wiki/AN/SPN-46\(V\)/1?oldformat=true](https://en.wikipedia.org/wiki/AN/SPN-46(V)/1?oldformat=true))。根据其试验进展,在2019年,该系统已具备初始运行能力(Initial Operating Capability, IOC),到2030年将具备完全运行能力(Full Operating Capability, FOC),提供更高精度的引导定位数据。



图3 AN/SPN-46雷达

Fig.3 AN/SPN-46 radar

2.2.2 目标定位与跟踪系统

1999年,瑞士RUAG宇航公司开发研制了目标定位与跟踪系统(Object Position and Tracking System, OPATS),该系统通过应用激光测量技术,实现了对无人机位置与角度的测量,能够支持瑞士空军“巡逻兵”无人机的引导降落。

OPATS需要在无人机首部安装专用反射体,以此增强激光的反射效果,满足远距离探测需要。地面系统在完成角度和位置结算后,通过数据链回传引导信息至飞行控制器,实现对无人机的引导控制,如图4所示(<https://www.uasvision.com/2012/03/02/ruags-laser-based-automatic-uas-landing-system/>)。在气象条件良好的情况下,该系统的目标检测范围为35~4000m,精度控制在 ± 1.5 m。

2.2.3 无人机通用自动回收系统

1996年开始,美国内华达山脉公司(SNC)开始为美国军方设计无人机通用自动回收系统(UAV Common Automatic Recovery System, UCARS),先后研发了V1和V2两个版本。该系统能够为无人机提供相对定位,满足MQ-8B和MQ-8C火力侦察兵旋翼无人机的降落需求,并能够模块化换装至其他无人机平台兼容适配。美国海军陆战队应用该系统,实现在战场完成对“先锋”无人机的自主降落,如图5所示(<https://www.sncorp.com/media/1998/ucars-v2-product-sheet.pdf>)。2006年,完成了对RQ-8A活力侦察兵的着舰试验。



图 4 瑞士 OPATS 系统

Fig. 4 Swiss OPATS



图 5 无人机通用自动回收系统

Fig. 5 UAV common automatic recovery system

该系统采用的测量方式为毫米波雷达。由于毫米波自身物理特性,相较微波导航定位设备,毫米波设备的波束更窄、质量更轻、带宽更大,抗干扰能力也得到进一步提升,特别是毫米波能够有效穿透雾、雨、浓烟和尘埃,具备良好的气象环境适应性,是野外机场和海上实现对无人机引导定位的理想手段。

UCARS 的第二代系统(V2)由舰载或陆基跟踪系统和机载应答器 2 部分组成。舰载或陆基跟踪传感器可实现对飞机运动的测量及相对位置的估算,并能够输出稳定的位置和移动数据解算结果,供无人机自控设备定位使用。此外,该系统配备了一个平行对准照相机,可以为无人机的操作员提供实时视频反馈信息。

与此同时,在增强舰基/岸基探测定位手段之外,X-47B 无人机自身也配备了更强的传感器设备。美国海军科技网站(Naval Technology)披露^[7],该无人机导航系统除应用传统 GNSS 和视觉信息之外,还具备融合 Inverse SAR 雷达、SAR 雷达等信息的能力。上述传感器与地基/岸基引导系统相互配合,可进一步提高导航定位精度与预报准确性,降低安全降落风险,如图 6 所示。

2.2.4 SADA 甲板自动起降引导系统

在自主起降研究领域,法国 DCNS 公司开发了 SADA 自动甲板起降系统^[8]。该系统的主要传感器为红外传感器,相较可见光设备可以更远距精确跟踪无人机,同时向飞行控制器发出控制

图 6 X-47B 降落过程^[7]Fig. 6 X-47B landing process^[7]

指令,引导无人机稳定靠近,最终利用“鱼叉”式装置完成对准与降落。2008 年 10 月 9 日,SADA 甲板自动起降引导系统实现了对 S-100 型旋翼无人机(奥地利西贝尔公司研制)的引导降落。该无人机以自主模式飞行至航行在地中海上的法国海军驱逐舰“蒙特卡姆”号(Montcalm)周边,在完成系统握手、引导进近等一系列动作后,安全降落在该舰后甲板上。该系统引导控制精度约 30 cm,可以在五级海况条件下正常工作。

2.2.5 D2AD 甲板自动起降引导系统

除采用光学类引导设备之外,法国 DCNS 公司和 Thales 公司探索使用无线电测距设备来辅助完成无人机自主甲板降落(D2AD)。2012 年,该系统分别部署在一架波音 H-6U“小鸟”旋翼无人机和一艘法国海军“拉斐尔”级护卫舰上,完成了远距离对准、运动平台相互测量等一系列技术验证^[9]。无人机模块和舰基模块是 D2AD 甲板自动起降引导系统的 2 项重要组成,无人机模块是指安装在无人机上的引导信标设备,舰基模块是飞行甲板面上安装的信标传感器及测量舰艇运动状态的传感器。该系统能够在不依赖任何卫星定位系统条件下正常工作,海况适应性可以达到五级。

2.2.6 DeckFinder 降落系统

“甲板发现者”(DeckFinder)降落系统由欧洲航宇防务集团(EADS)阿斯特里姆公司开发,目标是提高着舰区域的相对定位精度。该系统利用多个信标进行定位,完成对旋翼飞行器的助降。2013 年 6 月,S-100 型无人直升机配备该设备信标,完成了在 GNSS 受干扰环境下的自主起飞与

回收能力综合测试。该系统由位于地面的6台射频发射机和1台机载接收机组成。地面部分按照设定的几何构型,安装在甲板降落区域,通过计算不同射频发射机的时间长度,解算得到相对位置。该系统对飞行器的测距测量不需GNSS系统支持,可为飞行器提供高精度的三维位置信息,工作范围约为1.1 km,工作频率不小于15 Hz,相对定位精度优于20 cm。

2.2.7 MagicCarpet 降落系统

“魔毯”(MagicCarpet)降落系统是美国海军近年来研制的新型精密着舰先进控制与现实技术,于2015年4月完成首次海上试验,2016年完成F/A-18E/F配套测试。该系统重点对飞行控制器算法中升力控制技术部分进行了改进提升,实现下滑轨迹规划与着舰阶段姿态的解耦控制,并将下滑轨道误差、对中误差、指令幅值等信息提供给飞行员,进一步优化着舰流程,简化飞行员操作负荷,着舰成功率与安全性得到显著提升。

JPALS系统重点提供岸基和航母甲板着舰区域的经纬度坐标信息,MagicCarpet降落系统更加注重提升无人机/有人机在降落过程中的平滑程度。

3 无人机自主降落技术发展现状

在无人机自主降落领域,机载视觉技术是发展较早、解决方案众多且对降落区域硬件设备无硬性要求的通用关键技术,通过机载视觉系统对降落区域或特定目标进行探测、识别和定位,实现相对位置的估计。地基引导和运动平台姿态估计技术是近年来为满足降落过程中相对定位精度、预报运动平台位置等需求发展起来的专用关键技术。

3.1 机载视觉引导降落技术

韩国航天工程部提出一种基于机载视觉的引导着陆方案,该方案在降落区域放置红色圆拱型安全气囊,小型无人机上视觉传感器自主识别红色目标及尺度,完成相对定位和无人机回收^[10]。

Kim等^[11]提出了一种基于颜色分割与形态学的图像处理算法,在机载视觉设备上对撞网区域图像特征进行识别,完成了对小型固定翼无人机的引导回收。该视觉算法重点对预知的几何图形进行分析,反向解算得到无人机当前方位信息,在降落过程中实施修正引导率和控制率;地面控制系统实施检测无人机飞行状态,必要时进行人

工介入,提高降落过程安全性和可靠性。

朱建明^[12]对H型合作目标进行了修改,将传统H型目标的上端开口进行封闭,提升了新图形的方向性特征。在从空中识别降落区域H型目标过程中,采用了基于灰度变化的角点检测方法,通过对特征点的解算,获取无人机的相对位置。

Shakernia^[13]在博士论文中提出了应用于Yamaha R-50型旋翼无人机视觉自主降落解决方案,该方案的核心思想也是利用合作目标实现相对位置估计。与此同时,Shakernia还研究了线性/非线性双视图运动估计(Linear/Non-linear Two-view Motion Estimation)算法和多视图平面算法(Multi-view Planar Algorithm),在得到相对位置信息之外,有效估计了无人机在降落过程中的姿态情况,为无人机飞行控制系统有效产生控制指令提供辅助信息。通过仿真与户外综合试验,该方案位置偏差控制在0.05 m,角度偏差控制在0.5°,较好地实现了精确定位与准确降落。但由于合作标识不适用于多数无人机场景,该算法迁移至对非合作目标的识别及位置姿态估计具有一定难度。

南加州大学设计了基于H型着陆标志,通过计算Hu不变矩进行着陆定位,该系统目前的精度为:位置误差小于0.4 m,角度误差小于0.7°。

3.2 地基多模式引导降落技术

3.2.1 基于GNSS的引导降落技术

文献[14]在建立数字仿真环境的过程中,引用了WVU YF-22、NASA GTM、Pioneer、Tiger Shark和OX飞行器的动力学参数。其中,Pioneer和Tiger Shark两种类型的无人机为中型无人机,与实验室现有的设备类型相似,可以将动力学参数作为参考,进而建立更加真实的飞机模型,验证引导系统的鲁棒性。

在综合测试方面(见图7),可将2台GPS天线按T型结构安置,通过几何关系得到船体的位置和姿态变化,从而评价多传感器融合后的舰船位姿估计结果。



图7 T型GPS天线^[14]

Fig. 7 T-structure GPS antenna^[14]

3.2.2 基于视觉的引导降落技术

在地基视觉引导方面,采用部署多台固定焦距相机^[15]进行接力测量、分区引导无人机降落过程是近年来的一种新思路。国防科技大学空天科学学院提出的系统方案如图 8 所示,该系统视觉引导部分由 6 台选定不同焦距和视场角的工业高速摄像机与服务器组成。6 台摄像机分为 3 组,分别部署在跑道两侧,按照远场、中场和近场测量需要进行标定调试。一般情况下,各相机的视场范围需要有一定的交叉重叠,形成的整体视场范围覆盖全部着陆区域。这种解决方案设计思路简单,多种焦距组合弥补了单个视觉系统视场角受限的不足,但该系统整体架构复杂,户外部署位置误差对解算精度影响大,且视觉系统在标定过程中步骤复杂,部署灵活性需进一步增强。

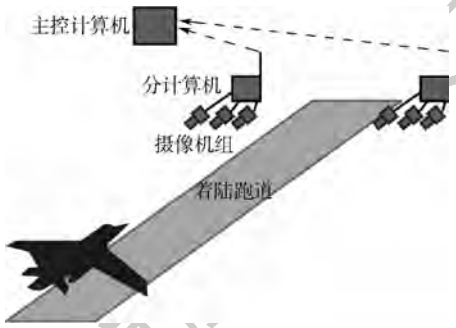


图 8 多视角地基引导系统^[15]

Fig. 8 Multi-view ground-based guidance system^[15]

为进一步探索地基视觉系统的应用,2012 年国防科技大学智能科学学院首先提出了基于远红外相机的短基线引导装置^[16],该系统方案如图 9 所示。通过试验验证,利用红外传感器特性,该系统能够识别 MD4-200 型四旋翼无人机,识别距离在 100 m 左右,定位精度在 20 cm,能够满足无人机的引导降落需求。但是,该方案由于受到红外相机之间基线的限制,探测距离相对受限,不能满足固定翼无人机的远距离引导降落需求。此外,由于远红外传感器的成像特性,在出现低空云层时,系统所采用的 Meanshift 方法鲁棒性不强,容易出现跟踪丢失情况,位置解算精度受到严重影响。随后,为进一步拓展基线长度,满足固定翼无人机降落需要,2013 年该团队设计提出了基线长度约 10 m 的综合引导系统^[17],如图 10 所示。该系统由红外摄像机和可见光摄像机组成,增强了对远端无人机的探测和识别精度,同时位于跑道两侧的可见光与红外摄像机分别安装在双自由度转台上,以此实现对降落空域的大范围搜索。经外场试验验证,该系统能够在 800 ~ 1 000 m 距离自主实现对翼展为 3 m 的固定翼无人机的探测和



图 9 短基线地基双目引导系统^[16]

Fig. 9 Short baseline ground-based binocular guidance system^[16]

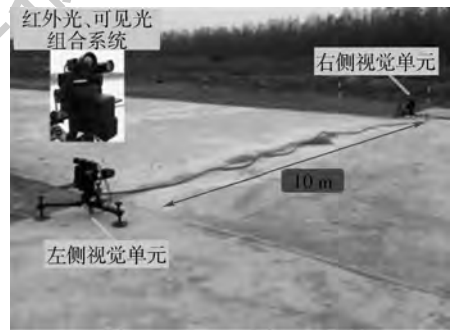


图 10 长基线地基引导系统^[17]

Fig. 10 Long baseline ground-based guidance system^[17]

识别,在引导降落过程中,水平和竖直方向引导精度约为 0.8 m 左右,高度精度约为 1.2 m。

3.2.3 其他地基/舰基引导方式

2019 年,波兰学者 Kelner 和 Ziółkowski^[18]进一步完善了基于地面信标的降落方案,该方案利用多普勒效应实现对无人机与降落位置的相对定位。该系统由多个地基信号发射器和一个机载接收器组成,通过设定三角形、矩形、五边形和六边形等几何构型来分析相对定位精度,经过试验分析,正方形和六边形方案定位精度较为理想,分别为 0.17 m 和 0.16 m,系统引导距离在 400 m 左右。

Yang 等^[19]提出了利用地基阵列鱼镜头实现了对旋翼无人机的引导降落,该方案提供了双目、三目和四目 3 种解决方案。鱼镜头的使用使视场角更为广阔,可实现对各个角度旋翼机的引导。此外,通过在旋翼机上安装近红外发射二极管,进一步提高了对无人机的识别距离及精确度,最远识别高度约 200 m。

4 未来发展重点

综上所述,无人机与降落区域之间相对位置的测量精度与预测准确性是提高自主降落安全性与成功率的关键。在降落引导系统设计过程中,应充分考虑在机载、舰基/岸基 2 个位置配置合适

的传感器,充分发挥不同位置信息的采集优势,通过数据融合,实现平台间相对位置的测量与预报。重点在以下3个方面开展研究。

4.1 恶劣气象条件下机载自主引导技术

随着机载传感器的小型化与集成化,以及计算机视觉技术的快速发展,机载视觉任务载荷将在引导降落过程中发挥更为重要的作用。一是充分利用无人机在空中探测范围开阔的优势,提高对着舰/着陆区域态势构建的速度,降低降落过程中的安全风险;二是有效发挥视觉信息相对定位特点,在拒止环境或电磁环境干扰较强时,视觉信息仍具备对无人机与降落区域相对位置与姿态的测量能力;三是针对不同载荷状态条件下的无人机特性,机载引导系统算法应具备自适应参数调节与场景匹配能力,降低人员遥控介入时的误操作风险。此外,还要充分发挥仿真试验^[20]和集成演示验证^[21]手段对算法验证的重要作用,确保实际飞行试验验证的综合效益。

4.2 拒止条件下地面/舰载主动引导技术

除进一步完善机载引导系统研究之外,地面与舰船系统还需充分组合现有光学、雷达等各类引导降落手段,充分发挥地面或舰船系统运算能力强、传感器种类丰富的优势,实现对无人机在降落过程中的稳定捕获、定位、测量与引导。此外,新型引导降落系统还需与现有舰船雷达电子设备相互匹配,满足电磁兼容设计需要。

4.3 舰艇运动估计与无人机飞控一体化技术

考虑无人机平台着舰的本质是动平台之间相互稳定测量问题,因此舰船在高海况下的运动状态与估计对提高降落安全性至关重要。舰船控制系统应具备较为准确的平台运动姿态估计与预报能力,并将上述信息准确反馈至无人机飞行控制器。无人机飞行控制系统同时具备应用和融合机载与舰载回传信息能力,提高在无人机进近阶段的控制精度,有效控制着舰时的加速度冲击,降低设备损伤^[22]。

5 结束语

无人机自主技术的快速发展,加快了无人机走向复杂战场环境的脚步,也催生了新型的作战样式。舰载无人机的类型也在逐渐从早期的旋翼机向复合翼发展,舰载机的数量也将进一步提升,对无人机在降落阶段的安全性及舰载引导降落系统的通用性提出更高要求。未来一段时间,以岸基/舰载多型传感器设备、多类数据相互融合为主要手段的一体化引导技术将进一步快速发展,逐

步提高的自主降落能力,将显著减少地面或舰艇操作人员的负担,充分发挥无人系统作战优势。本文梳理了当前国内外研究现状并进行分析与评述,为进一步开展无人机自主降落关键技术的研究提供参考。

参考文献 (References)

- [1] 李强,张淑丽,蒙文现. 国外舰载无人机着舰引导技术发展现状[J]. 无人系统技术,2018(2):43-48.
LI Q, ZHANG S L, MENG W G. Current situation of foreign carrier-borne UAV landing guidance technology[J]. Unmanned System Technology, 2018(2):43-48(in Chinese).
- [2] 谭立国,杨小艳,宋申民,等. 面向小型舰船的固定翼无人机海上回收方法综述[J]. 哈尔滨工业大学学报,2019,51(10):1-10.
TAN L G, YANG X Y, SONG S M, et al. An overview of marine recovery methods of UAV for small ships[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(10):1-10(in Chinese).
- [3] ARRABITO G R, HO G, LAMBERT A, et al. Human factors issues for controlling uninhabited aerial vehicles: Preliminary findings in support of the Canadian forces joint unmanned aerial vehicle surveillance target acquisition system project[R]. National Technical Information Service, 2010.
- [4] WILLIAMS K W. A summary of unmanned aircraft accident/incident data: Human factors implications[R]. Federal Aviation Administration Oklahoma City Ok Civil Aeromedical Inst, 2004.
- [5] 大数据解读航班准点率[EB/OL]. (2015-01-31) [2020-05-30]. <http://news.carnoc.com/list/305/305651.html>.
Big data on flight punctuality[EB/OL]. (2015-01-31) [2020-05-30]. <http://news.carnoc.com/list/305/305651.html>(in Chinese).
- [6] 美国海军完成联合精确进场与着舰系统舰载系统的工程和制造开发阶段[EB/OL]. (2014-01-06) [2020-05-30]. <http://www.dsti.net/Information/News/86457>.
The U. S. Navy has completed the engineering and manufacturing development phase of the shipboard system for the joint precision approach and landing system[EB/OL]. (2014-01-06) [2020-05-30]. <http://www.dsti.net/Information/News/86457>(in Chinese).
- [7] X-47B unmanned combat air system carrier (UCAS)[EB/OL]. (2005-03-01) [2020-05-30]. <https://www.naval-technology.com/projects/x-47b-unmanned-combat-air-system-carrier-ucas/>.
- [8] DCNS 公司首次完成无人机在舰上自动降落试验[EB/OL]. (2008-10-15) [2020-05-30]. <http://www.dsti.net/Information/News/25158>.
DCNS completed the first automatic landing test of drones on ships[EB/OL]. (2008-10-15) [2020-05-30]. <http://www.dsti.net/Information/News/25158>(in Chinese).
- [9] Unmanned little bird H-6U[EB/OL]. (2013-02-04) [2020-05-30]. <http://www.naval-drones.com/Unmanned-Little-Bird.html>.
- [10] HUH S, SHIM D H. A vision-based landing system for small un-

- manned aerial vehicles using an airbag[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 812-823.
- [11] KIM H J, KIM M, LIM H, et al. Fully autonomous vision-based net-recovery landing system for a fixed-wing UAV [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2013, 18(4): 1320-1333.
- [12] 朱建明. 无人驾驶直升机自主降落的算法研究与实现[D]. 成都: 电子科技大学, 2009.
- ZHU J M. Research and implementation of autonomous landing algorithm of unmanned helicopter [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2009 (in Chinese).
- [13] SHAKERNIA O. Vision-based control and coordination of unmanned vehicles [D]. Berkeley: University of California, Berkeley, 2003: 24-26.
- [14] KARAS O. UAV simulation environment for autonomous flight control algorithms [D]. Morgantown: West Virginia University, 2012: 18-19.
- [15] 桂阳. 基于机载视觉的无人机自主着舰引导关键技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- GUI Y. Research on key techniques of airborne vision-based navigation for autonomous landing of a UAV on a ship deck [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013 (in Chinese).
- [16] 张宇. 基于红外探测器的无人机地基地视觉引导着陆关键技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- ZHANG Y. Research on ground-based visual landing technology for an unmanned aerial vehicle with infrared detectors [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013 (in Chinese).
- [17] KONG W W, ZHOU D L, ZHANG Y, et al. A ground-based optical system for autonomous landing of a fixed wing UAV [C] // Proceedings of 2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2014: 4797-4804.
- [18] KELNER J M, ZIÓŁKOWSKI C. Errors of UAV autonomous landing system for different radio beacon configurations [J]. TransNav the International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation, 2019, 13(2): 429-435.
- [19] YANG T, LI Z, ZHANG F, et al. Panoramic UAV surveillance and recycling system based on structure-free camera array [J]. IEEE Access, 2019, 7: 25763-25778.
- [20] 乌兰巴根, 胡继忠, 徐元铭. 无人直升机自主着舰系统设计及仿真试验 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8): 986-990.
- WULAN B G, HU J Z, XU Y M. Unmanned helicopter autonomous board landing system and simulation experiment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 986-990 (in Chinese).
- [21] 朱创创, 梁晓龙, 张佳强, 等. 无人集群编队控制演示验证系统 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1739-1747.
- ZHU C C, LIANG X L, ZHANG J Q, et al. Demonstration and verification system for UAV swarm formation control [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1739-1747 (in Chinese).
- [22] 孔维玮. 基于多传感器的无人机自主着舰引导与控制系统研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2017.
- KONG W W. Multi-sensor based autonomous landing guidance and control system of a fixed-wing unmanned aerial vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017 (in Chinese).

作者简介:

沈林成 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 无人机自主控制、无人机集群控制等。

孔维玮 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 无人平台系统控制与协同等。

牛轶峰 男, 博士, 教授。主要研究方向: 无人机自主控制、无人机协同控制等。

Ground- and ship-based guidance approaches for autonomous landing of UAV

SHEN Lincheng¹, KONG Weiwei², NIU Yifeng^{1,*}

(1. College of Intelligence Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. No. 92942 Unit of PLA, Beijing 100161, China)

Abstract: In recent years, with the rapid development of autonomous control technology and mission loads, more and more Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have mission autonomy capability. During the execution of the mission, the safety risk of the landing phase is the greatest, and poor navigation and positioning accuracy, personnel decision errors and other reasons are the main causes of accidents during the landing process. By summarizing the demand for guidance control in the process of UAV autonomous landing, the autonomous landing solutions for the military and civilian application are introduced, the key technologies and research status of UAV autonomous landing are analyzed, and the main directions of future development in this field are proposed.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV); autonomous control; autonomous landing; autonomous carrier landing; guidance of landing

Received: 2020-06-18; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-08-14 11:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200813.1840.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61876187)

* **Corresponding author.** E-mail: niuyifeng@nudt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0264

一种基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律

周锐^{1,2}, 张宇航^{3,*}, 熊伟⁴, 史智广⁵

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;

2. 中国电子科技集团公司航天信息应用技术重点实验室, 石家庄 050081;

3. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076; 4. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

5. 北京临近空间飞艇技术开发有限公司, 北京 100070)



摘 要: 针对升力式高超声速飞行器(LHV)再入滑翔过程中的周期性振荡现象,提出了一种基于模糊推理与控制的反馈调节方法以抑制振荡实现平稳滑翔。纵向制导在落点误差预测及指令校正的基础上,在倾侧角外环控制回路增加以高度变化率及空速作为输入的模糊控制器对倾侧角指令进行调节,横侧向制导通过航向角误差走廊约束及倾侧角反转逻辑实现大横程条件下的侧向控制。所提方法不依赖于准平衡滑翔条件(QEGC),同时避免了参数化反馈控制律中的反馈项参数设计问题,具有较强的自适应能力。LHV制导实例仿真表明,所提方法可有效抑制振荡现象,满足终端约束及再入走廊约束,方法的鲁棒性也通过 Monte Carlo 仿真得到了验证。

关键词: 升力式高超声速飞行器(LHV); 平稳滑翔; 预测校正; 模糊控制器; 再入走廊
中图分类号: V448.235

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0197-10

临近空间内的某型升力式高超声速飞行器(Lifting Hypersonic Vehicle, LHV)相较于传统飞行器,具有航程远、速度快等难以比拟的优势。然而,高超声速飞行器的再入环境复杂,气动模型具有极大不确定性,同时面临多飞行约束及动力学方程的强非线性问题,故高超声速飞行器的再入制导律设计也成为了当前各国空天领域研究的重点与难点^[1-4]。

再入过程中大气环境变化剧烈,升力式高超声速飞行器的滑翔轨迹会呈现一种周期性振荡现象,这种振荡使得飞行器容易超出过程约束及准平衡滑翔条件(Quasi-Equilibrium Glide Condition, QEGC)的限制,严重影响了系统的稳定性。因此,有效消除振荡现象、保证再入滑翔过程的平稳

性成为了目前再入制导的重点问题。文献[5]提出了一种基于 QEGC 的自适应制导方法,利用 QEGC 的特定弹道形式对末端速度及射程进行解析预测,修正倾侧角及迎角,使得弹道平滑。文献[6]通过 QEGC 将高度-速度平面内各项再入约束形成的飞行走廊转换为倾侧角-速度空间内的倾侧角走廊,通过在倾侧角走廊内设计倾侧角指令曲线来生成满足飞行走廊约束的标准轨迹。以上 2 种方法均以 QEGC 为基础,前者不依赖于标准轨迹,但需修正迎角指令,这使得纵向航程及升力受到影响,后者依赖于标准轨迹,自适应能力及鲁棒性一般,且由文献[7]可知, QEGC 在航迹角增大或低速情况下可能失效。考虑到以上因素,文献[8]提出了一种不依赖于 QEGC 的再入制导

收稿日期: 2020-06-15; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-13 10:49

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200813.0939.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61773031); 中国电子科技集团公司航天信息应用技术重点实验室开放基金

* 通信作者. E-mail: zhyhbuaa@163.com

引用格式: 周锐, 张宇航, 熊伟, 等. 一种基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 197-206. ZHOU R, ZHANG Y H, XIONG W, et al. A reentry steady glide guidance algorithm based on fuzzy control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 197-206 (in Chinese).

律,设计一种参数化的反馈控制律,根据高度变化率实时修正倾侧角幅值,有效抑制了周期性振荡现象,该方法无需修正迎角指令,减小了对升力的影响,但控制效果一定程度上依赖于参数设计,需要经过对参数的不断修正才能提升。

针对现有方法的不足,本文结合模糊控制不依赖于模型、构造容易、鲁棒性和自适应能力好的优点,在充分考虑各种约束的前提下,设计了基于模糊控制的升力式高超声速飞行器的平稳滑翔再入制导律。

1 再入制导问题

1.1 三自由度运动学方程

为了方便滑翔再入制导律的设计,在考虑地球自转、忽略地球扁平率及风影响的条件下,于半速度坐标系建立升力式高超声速飞行器的三自由度再入模型^[9]:

$$\begin{cases} \dot{\bar{r}} = \bar{V} \sin \gamma \\ \dot{\theta} = (\bar{V} \cos \gamma \sin \psi) / (\bar{r} \cos \phi) \\ \dot{\phi} = (\bar{V} \cos \gamma \cos \psi) / \bar{r} \\ \dot{\bar{V}} = -\bar{D} - \sin \gamma / \bar{r}^2 + \bar{\Omega}^2 \bar{r} \cos \phi \cdot \\ \quad (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{\gamma} = \frac{1}{\bar{V}} \left[\bar{L} \cos \sigma + \left(\frac{\bar{V}^2}{\bar{r}} - \frac{1}{\bar{r}^2} \right) \cos \gamma + \right. \\ \quad \left. 2 \bar{\Omega} \bar{V} \cos \phi \sin \psi + \bar{\Omega}^2 \bar{r} \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \right. \\ \quad \left. \sin \gamma \sin \phi \cos \psi) \right] \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\bar{V}} \left[\frac{\bar{L} \sin \sigma}{\cos \gamma} + 2 \bar{\Omega} \bar{V} (\sin \phi - \right. \\ \quad \left. \tan \gamma \cos \psi \cos \phi) + \frac{\bar{V}^2}{\bar{r}} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi + \right. \\ \quad \left. \frac{\bar{\Omega}^2 \bar{r}}{\cos \gamma} \sin \psi \sin \phi \cos \phi \right] \end{cases} \quad (1)$$

式中: \bar{r} 为无量纲地心距,对于地球平均半径 R_0 , $\bar{r} = r/R_0$; θ 和 ϕ 分别为经度和纬度; \bar{V} 为飞行器相对地球的无量纲速度, $\bar{V} = V/\sqrt{g_0 R_0}$, g_0 为海平面处的重力加速度; γ 和 ψ 分别为飞行航迹俯仰角和航向角; $\bar{\Omega}$ 为无量纲化地球自转角速度, $\bar{\Omega} = \Omega/\sqrt{g_0/R_0}$; σ 为飞行器倾侧角; \bar{L} 和 \bar{D} 分别为无量纲化的升力加速度和阻力加速度,其计算公式如下:

$$\begin{cases} \bar{L} = \frac{\rho(V_{scale} \bar{V})^2 C_L S_{ref}}{2mg_0} \\ \bar{D} = \frac{\rho(V_{scale} \bar{V})^2 C_D S_{ref}}{2mg_0} \end{cases} \quad (2)$$

其中: m 为飞行器质量; $V_{scale} = \sqrt{g_0 R_0}$ 为速度无量纲化参数; C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数; S_{ref} 为机翼参考面积; ρ 为大气密度,采用如下的指数模型^[10]:

$$\rho = \rho_0 e^{-K_p h} \quad (3)$$

式中: ρ_0 为海平面标准大气密度; K_p 为大气密度系数; h 为海拔高度。

1.2 气动参数处理

本文着重于制导律的设计研究,故假设再入滑翔过程中飞行器力矩平衡,此外飞行器采用倾斜转弯的方式,故可以忽略侧力影响。

由式(2)可得,飞行器再入飞行过程中无量纲化升力加速度 \bar{L} 和阻力加速度 \bar{D} 的大小与升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 有关,而 C_L 与 C_D 为非常值的气动参数,其大小由以下参数决定^[11]:

$$C_L | C_D = f(Re, Ma, \alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, p, q, r, \delta_p, \delta_q, \delta_r) \quad (4)$$

式中: Re 为雷诺数; Ma 为马赫数; α 和 β 分别为迎角和侧滑角; p, q, r 分别为机体三轴旋转角速度; $\delta_p, \delta_q, \delta_r$ 分别为机体三轴舵偏角。

式(4)经过合理简化后,最终形式如下^[12]:

$$C_L | C_D = f\{Ma, \alpha, \beta\} \quad (5)$$

由式(5)可知,在一定条件下, C_L 与 C_D 的值需要输入迎角 α 、马赫数 Ma 及侧滑角 β 通过查表确定。为提高效率,在零侧滑条件下,可以假设正常飞行状态时 C_L 与 C_D 对应马赫数 Ma 与迎角 α 的函数关系式为

$$\begin{cases} C_L = \sum_{i,j=0}^n p_{ij} Ma^i \alpha^j & i+j \leq n \\ C_D = \sum_{i,j=0}^n q_{ij} Ma^i \alpha^j & i+j \leq n \end{cases} \quad (6)$$

式中: p_{ij} 和 q_{ij} 为多项式系数。

为保证精度,这里设置多项式阶数 $n = 4$,借助已有的公开数据^[13]可以得到近似函数中的多项式系数。

对于升力式高超声速飞行器,再入飞行过程中受到热流密度 Q 、过载 n_{LD} 、动压 q 等约束的限制,具体表述如下^[14]:

$$Q = K_Q \rho^{0.5} V^{3.15} \leq Q_{max} \quad (7)$$

$$q = 0.5 \rho V^2 \leq q_{max} \quad (8)$$

$$n_{LD} = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{max} \quad (9)$$

式中: K_Q 为热传递系数; Q_{max}, q_{max} 和 n_{max} 分别为飞行器所能承受的热流密度、动压和过载的最大幅值。

式(7)~式(9)组成了再入过程的强约束条件。

1.3 终端约束

本文采用能量 e 作为微分方程的自变量^[15]:

$$e = \frac{1}{r} - \frac{\bar{V}^2}{2} \quad (10)$$

滑翔段的飞行任务是保证飞行器能顺利进入末制导阶段,因此,终端约束主要包括高度速度约束及经纬度约束:

$$\begin{cases} h(e_f) = h_f \\ V(e_f) = V_f \\ \theta(e_f) = \theta_f \\ \phi(e_f) = \phi_f \end{cases} \quad (11)$$

式中: e_f 为终端能量约束; h_f 、 V_f 、 θ_f 和 ϕ_f 分别为再入终端的高程、空速、经度和纬度值。

1.4 H-V 再入走廊

为了抑制高超声速飞行器再入滑翔过程中的周期性振荡现象,再入制导方法中常引入 QEGC^[16]:

$$L \cos \sigma / m + (V^2 / r - g) \geq 0 \quad (12)$$

QEGC 可视作再入过程的软约束条件,结合 3 个强过程约束条件可以转化为 H-V 再入走廊的上下界^[16]:

$$\begin{cases} H_{up}(V) = H_{QEGC} \\ H_{down}(V) = \max(H_{q_{max}}, H_{n_{max}}, H_{q_{max}}) \end{cases} \quad (13)$$

式中: $H_{up}(V)$ 、 $H_{down}(V)$ 分别为 H-V 剖面的上、下边界。

由此可以得到 H-V 再入走廊如图 1 所示。

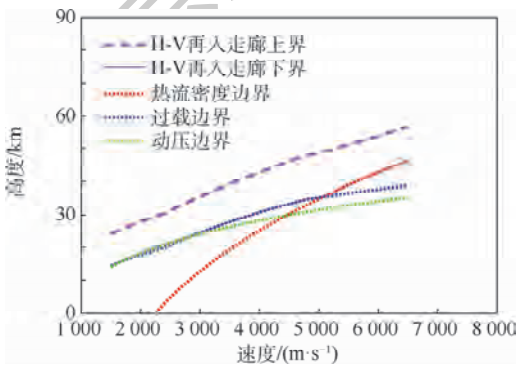


图 1 H-V 再入走廊
Fig. 1 H-V reentry corridor

2 平稳滑翔再入制导

2.1 纵向制导律设计

考虑到再入飞行器初始下降段的热保护要求,迎角指令常采用工程中应用较多的三段式迎角剖面^[17]:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{max} & V > V_1 \\ \frac{(\alpha_{max} - \alpha_{min})}{V_1 - V_2} (V - V_2) + \alpha_{min} & V_1 > V > V_2 \\ \alpha_{min} & V < V_2 \end{cases} \quad (14)$$

式中: α_{max} 、 α_{min} 为再入迎角边界值; V_1 、 V_2 为迎角剖面临界速度。

利用 QEGC 可将 H-V 再入走廊的约束转换为控制变量约束。对于 H-V 再入走廊,每个速度 V 都对应于高度上下边界 H_{up} 与 H_{down} ,即地心距 r_{up} 与 r_{down} ,将地心距 r_{up} 与 r_{down} 代入式(12)即可得到当前速度下的倾侧角指令上下边界 $|\sigma|_{max}$ 与 $|\sigma|_{min}$,即滑翔段应满足的输出指令边界值^[18]:

$$|\sigma|(V) \in [|\sigma|_{min}(V), |\sigma|_{max}(V)] \quad (15)$$

因为再入点初始高度较高,气动力作用较弱, QEGC 难以满足,故以常值倾侧角作为初始控制指令,其方向由再入点与目标点的视线角 $\Delta\psi_0 = \psi_{T0} - \psi_0$ 决定,即

$$\text{sgn}(\sigma_0) = \text{sgn}(\Delta\psi_0) \quad (16)$$

式中: ψ_{T0} 为再入点到目标点的航向角; ψ_0 为初始航向角。

初始下降段结束后,飞行器进入准平衡滑翔段,该段为主要飞行段,采用预测校正制导。在每一个制导周期内,系统初始化一个倾侧角幅值指令 $|\sigma|$,该指令由参数化的常值倾角模型确定,其符号由航向角误差走廊确定,代入升力式高超声速飞行器模型进行积分,积分满足过程约束限制。当积分自变量 $e = e_f$ 时,得到如下待飞航程偏差:

$$E(|\sigma_i|) = S_{ig}(e_f) - S_{ig} \quad (17)$$

式中: $E(|\sigma_i|)$ 为指令 $|\sigma_i|$ 的预测偏差; $S_{ig}(e_f)$ 为指令 $|\sigma_i|$ 输入下满足能量约束的航程; S_{ig} 为待飞航程,选取星下点圆弧长度进行近似:

$$S_{ig} = \arccos(\sin \phi_f \sin \phi_f + \cos \phi_f \cos \phi_f \cos(\theta_f - \theta)) \quad (18)$$

以上为预测过程,基于此可以由待飞航程偏差 $E(|\sigma_i|)$ 计算得到一个合适的倾侧角幅值,使得待飞航程偏差满足精度要求: $E(|\sigma_i|) \leq E(|\sigma_i|)_{set}$ 。 $E(|\sigma_i|)_{set}$ 为精度限,倾侧角更新幅值 $|\sigma_{i+1}|$ 的计算方法采用割线法^[19]:

$$|\sigma_{i+1}| = |\sigma_i| - \frac{|\sigma_i| - |\sigma_{i-1}|}{E(|\sigma_i|) - E(|\sigma_{i-1}|)} E(|\sigma_i|) \quad (19)$$

2.2 横侧向制导律设计

横侧向制导决定倾侧角符号,即偏转方向。这里考虑到再入段不同位置机动能力的区别,设计如下航向角误差走廊,主要通过目标视线角 $\Delta\psi = \psi_T - \psi$ 确定偏转方向^[20]。

$$\text{sgn}(\sigma_i) = \begin{cases} 1 & \Delta\psi > \Delta\psi_{up} \\ \text{sgn}(\sigma_{i-1}) & \Delta\psi_{up} \geq \Delta\psi \geq \Delta\psi_{down} \\ -1 & \Delta\psi < \Delta\psi_{down} \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\Delta\psi_{up}$ 、 $\Delta\psi_{down}$ 分别为视线角上、下界。

采用一种漏斗型走廊以适应不同高度下飞行器气动效能的变化,如图2所示。

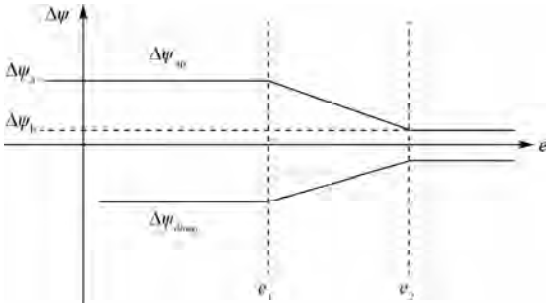


图2 航向角误差走廊

Fig.2 Course angle error corridor

视线角上、下边界值 $\Delta\psi_{up}$ 与 $\Delta\psi_{down}$ 由式(21)

获得:

$$\Delta\psi_{up} = \begin{cases} \Delta\psi_a & e < e_1 \\ \frac{e_1 - e_2}{\Delta\psi_a - \Delta\psi_b} (e - e_2) + \Delta\psi_b & e_2 \geq e \geq e_1 \\ \Delta\psi_b & e > e_2 \end{cases}$$

$$\Delta\psi_{down} = -\Delta\psi_{up}$$

(21)

式中: $\Delta\psi_a$ 、 $\Delta\psi_b$ 为视线角边界参考值; e_1 、 e_2 为能量临界值。

2.3 平稳滑翔模糊制导律

结合模糊控制原理在倾侧角外环控制回路增加反馈控制量,对横侧向制导通道输出指令幅值进行实时调节来达到抑制振荡,保持平稳滑翔。

飞行器再入大气层后,振荡幅值会在初始下降段到滑翔段过渡的时刻达到最大,之后随着飞行器空速 V 降低而逐渐减弱,因此在初始滑翔段需以抑制振荡为主,后半段则以减小终端误差为主,这里选择过渡段的波谷,即高度变化率 $\dot{h} = 0$ 的时刻为交班时刻,在之后的滑翔段进行反馈校正^[21]。

模糊控制器输入为 \dot{h} 与 V ,输出为倾侧角幅值的调节量,为一个双输入单输出结构,其运行流程如图3所示。

模糊控制器输出的倾侧角调节量 $\Delta\sigma_{fuzzy}$ 线性叠加到预测校正制导律的输出上:

$$|\sigma_s| = |\sigma_p| + \Delta\sigma_{fuzzy}$$

(22)

式中: $|\sigma_s|$ 为调节后指令值; $|\sigma_p|$ 为预测校正法输出值; $\Delta\sigma_{fuzzy}$ 为模糊控制器输出的修正量。

在确定系统输入、输出与基本结构后,下面分别介绍各部分的设计。

1) 输入、输出论域定义

论域是模糊输入、输出量在归一化后的范围,

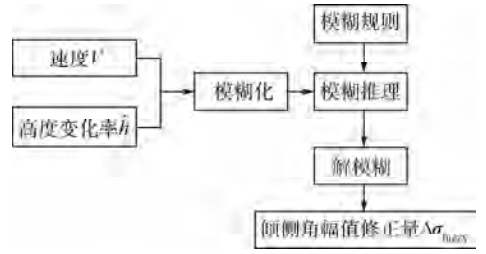


图3 基于模糊控制的倾侧角调节算法

Fig.3 Bank angle correction algorithm based on fuzzy control

这里将输入 V 、 \dot{h} 和输出 $\Delta\sigma_{fuzzy}$ 归一化到 $[-1, 1]$ 的论域中。

以自变量 \dot{h} 为例,输入 \dot{h}_0 的取值范围为 $[\dot{h}_{min}, \dot{h}_{max}]$, 归一化后的自变量论域为 $[\dot{h}_{min}^*, \dot{h}_{max}^*]$, 则归一化线性变换为

$$\dot{h}_0^* = \frac{\dot{h}_{min}^* + \dot{h}_{max}^*}{2} + \eta \left(\dot{h}_0 - \frac{\dot{h}_{min} + \dot{h}_{max}}{2} \right)$$

(23)

式中: \dot{h}_0^* 为输入值 \dot{h}_0 在论域 $[\dot{h}_{min}^*, \dot{h}_{max}^*]$ 中的值; $\eta = (x_{max}^* - x_{min}^*) / (x_{max} - x_{min})$ 为归一化比例因子。这里的 $[\dot{h}_{min}^*, \dot{h}_{max}^*]$ 设计为 $[-1, 1]$ 。

2) 输入、输出隶属度函数

输入、输出变量的模糊等级均采用8级: “NB、NM、NS、NE、PE、PS、PM、PB”, 分别代表自然语言中“负值很大、负值较大、负值较小、负值很小、正值很小、正值较小、正值较大、正值很大”。模糊隶属度函数选用三角形,输入 V 、 \dot{h} 和输出 $\Delta\sigma_{fuzzy}$ 的隶属度函数均可表示为图4。

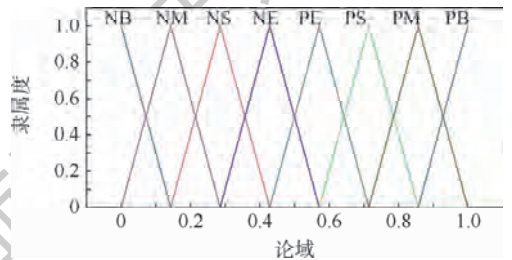


图4 输入、输出隶属度函数

Fig.4 Membership function of input and output

3) 模糊规则设计

针对高超再入滑翔过程,模糊推理规则的设计标准如下:定义 $\dot{h} = \dot{h}_{real} - \dot{h}_{ref}$ 作为待归一化高度变化率, \dot{h}_{real} 为实际高度变化率, \dot{h}_{ref} 为参考高度变化率。当空速 V 较大时,应考虑抑制轨迹振荡,故倾侧角修正量较大,当 \dot{h} 为正值,即 \dot{h}_{real} 大于参考下降率时,修正量为正,输出倾侧角幅值增加以减小纵程使高度变化率减小,反之同理。参考高度下降率以图5为例, \dot{h}_{min} 取第一个拉起段后的波峰到末端的高度下降率,因为下降率均为负值,所以 \dot{h}_{min} 作为下边界。 \dot{h}_{max} 取初始下降段最低

点到末端的高度下降率,则 \dot{h}_{ref} 可取 \dot{h}_{min} 和 \dot{h}_{max} 的算术平均值,即归一化后为 0 的点。

根据以上分析可以设计以下模糊推理规则,如表 1 所示。

表 1 中, V 每列与 \dot{h} 每行的交叉点代表推理结果值,以 $V = NB$ 与 $\dot{h} = NB$ 交叉单元格为例: IF $V = NB$ AND $\dot{h} = NB$, THEN $\Delta\sigma = NB$ 。

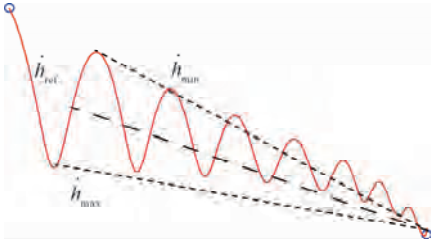


图 5 参考高度变化率取值

Fig. 5 Reference value definition of height gradient

表 1 模糊推理规则
Table 1 Fuzzy logic rules

\dot{h}	V							
	NB	NM	NS	NE	PE	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NM	NS	NS	NE	PS	PM
NM	NB	NB	NM	NS	NS	NE	PS	PM
NS	NB	NB	NM	NS	NS	NE	PS	PM
NE	NB	NB	NM	NS	NS	NE	PS	PM
PE	NB	NM	NM	NS	NE	PE	PM	PB
PS	NB	NM	NM	NS	NE	PE	PM	PB
PM	NB	NM	NM	NS	NE	PE	PM	PB
PB	NB	NM	NM	NS	NE	PE	PM	PB

4) 解模糊

由模糊规则可得当前输入下输出值 $\Delta\sigma_{fuzzy}$ 的各模糊等级隶属度,要计算其在论域的取值还需要进行解模糊操作,采用重心法:

$$G = \frac{\sum_{i=1}^{N-1} g_i S_i}{\sum_{i=1}^{N-1} S_i} \quad (24)$$

式中: G 为重心位置,即输出在论域 $[0, 1]$ 的取值; g_i 为每个三角形隶属函数的重心; S_i 为每个模糊等级的隶属度; N 为模糊等级数。

将所有归一化的 $[V_{min}, V_{max}]$ 与 $[\dot{h}_{min}, \dot{h}_{max}]$ 输入模糊控制器,得到的输出结果 $\Delta\sigma_{fuzzy}$ 的论域如图 6 所示。

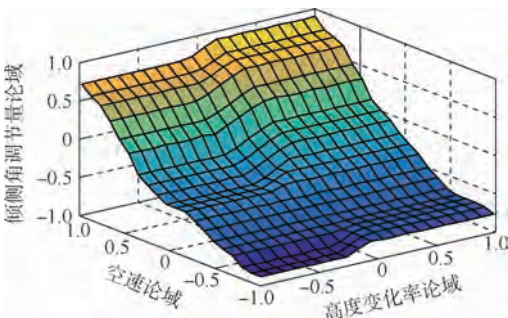


图 6 倾侧角修正值模糊推理结果

Fig. 6 Fuzzy logic results of bank angle correction

模糊平稳滑翔制导律设计流程如图 7 所示。

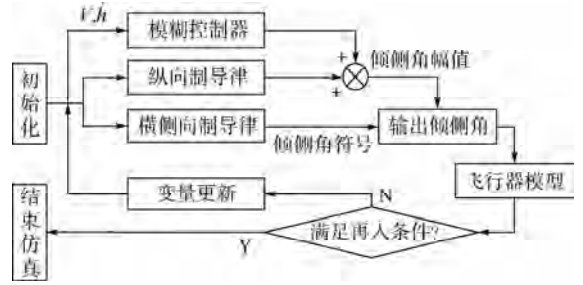


图 7 基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律

Fig. 7 Reentry steady glide guidance algorithm with fuzzy control

3 仿真实验

以某型号升力式高超声速飞行器为研究对象,由公开数据,其质量 $m = 907.2 \text{ kg}$,机翼参考面积 $S_{ref} = 0.4839 \text{ m}^2$,机体所能承受最大热流密度 $Q_{max} = 1000 \text{ kW/m}^2$,最大动压 $q_{max} = 500 \text{ kPa}$,最大过载 $n_{max} = 4g$ 。

对于本文方法仿真的精度,要求落点误差不大于 15 km,大于 15 km 的认为任务失败,高度误差不大于 2 km,速度误差在 100 m/s 以内。

对于制导指令输出,要求倾侧角幅值不超过 $\sigma_{max} = 80^\circ$,迎角均为正且不超过 $\alpha_{max} = 20^\circ$ 。

仿真中,微分方程采用四阶龙格库塔法积分。

3.1 标准条件下再入制导仿真

设置 3 个不同初始条件,如表 2 所示。终端约束相同的仿真算例,每个条件下分别对传统预测校正法和基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律进行仿真验证,用以测试模糊规则及倾侧角反馈控制对再入周期性振荡的抑制效果。

再入制导仿真按照能量终止,末端能量 $e_f = 1/r_f - V_f^2/2$ 。末端约束设置如表 3 所示。

2 种制导律下分别进行仿真验证,得到的末端误差如表 4 所示,其中,“/”号前后值分别代表预测校正法和本文制导律下的误差值。

表 2 标准条件下再入初始参数

Table 2 Reentry initial parameters in standard conditions

参数	算例 1	算例 2	算例 3
高度/km	80	80	80
速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	7000	6800	6900
经度/ $(^\circ)$	10	10	0
纬度/ $(^\circ)$	30	20	10
航迹俯仰角/ $(^\circ)$	-1	-1	-1
航向角/ $(^\circ)$	120	120	100

仿真结果如图8所示,图中左侧为本文制导

律下的再入制导仿真曲线,右侧为传统预测校正法的再入制导仿真曲线。

表3 标准条件下再入末端约束

Table 3 Reentry terminal constraint in standard conditions

参数	数值
高度/km	24
速度/(m·s ⁻¹)	1800
经度/(°)	10
纬度/(°)	-20

表4 标准条件下再入末端误差

Table 4 Reentry terminal error in standard conditions

误差	算例1	算例2	算例3
位置误差/km	9.36/5.20	6.17/8.32	11.92/11.85
高度误差/km	0.83/2.48	0.19/1.47	0.17/1.79
速度误差/(m·s ⁻¹)	4/10	1/17	0/7

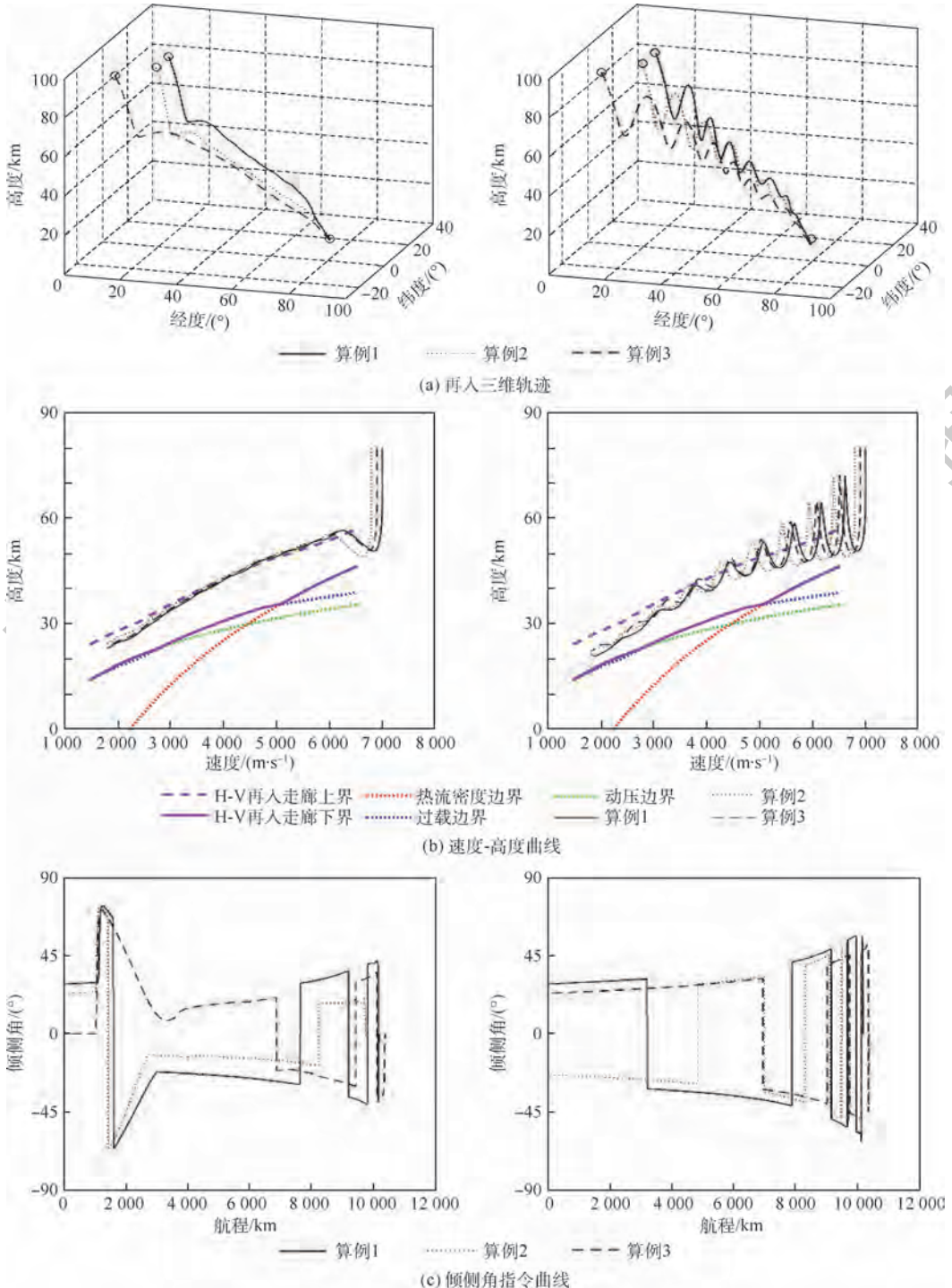


图8 标准条件下的再入制导仿真结果

Fig. 8 Simulation results of reentry guidance in standard conditions

对比图 8 曲线及表 4 所示终端误差结果,可以得到以下结论:

1) 由表 4 可得,本文制导律满足再入制导精度要求,落点距离误差小于 15 km,高度误差小于 2 km,速度误差小于 100 m/s,且在高度及速度误差上均要优于传统预测校正法,说明了轨迹的平稳对于末端能量管控的重要作用。

2) 从图 8(a)再入三维轨迹可以看出,包含倾侧角指令调节的平稳滑翔再入制导律有效抑制了从第一个拉起段之后的周期性振荡,使得再入过程相较于传统预测校正法的再入制导仿真曲线更加平稳,达到了预期目标。

3) 从图 8(b)可以看出,本文制导律保证了再入轨迹完全位于 H-V 再入走廊内部,即满足 QEGC、热流密度、动压及过载约束,而传统预测校正法的再入制导仿真曲线则出现多个振荡且峰值超出 H-V 再入走廊约束(QEGC 约束条件)。

4) 从图 8(c)可以看出,本文制导律倾侧角指令曲线在 1500 km 处出现较大幅值,对应于第一个拉起段,表明了模糊控制器调节效果明显,在满足指令幅值约束的条件下抑制了振荡。

3.2 扰动条件下再入制导仿真

为了验证本文方法在扰动条件下的鲁棒性,采用 Monte Carlo 再入制导仿真实验。在该实验中,保持飞行器参数不变,对初始位置及气动参数(升阻力系数)设置扰动,如表 5 所示。

再入制导初始参数如表 6 所示。

表 5 再入扰动参数设置

Table 5 Dispersion parameter setting of reentry guidance

偏差项	分布类型	偏差量
大气密度偏差 $\Delta\rho$	高斯分布	5%
高度偏差 Δh	高斯分布	5.0 km
速度偏差 ΔV	高斯分布	100 m/s
经度偏差 $\Delta\theta$	高斯分布	0.1°
纬度偏差 $\Delta\phi$	高斯分布	0.1°
航迹俯仰角偏差 $\Delta\gamma$	均匀分布	0.1°
航向角偏差 $\Delta\psi$	均匀分布	1.0°
升力系数偏差 ΔC_L	高斯分布	10%
阻力系数偏差 ΔC_D	高斯分布	10%

再入制导末端约束如表 7 所示。

表 6 扰动条件下再入初始参数

Table 6 Reentry initial parameters in dispersion conditions

参数	数值
高度/km	80
速度/(m·s ⁻¹)	7 000
经度/(°)	10
纬度/(°)	30
航迹俯仰角/(°)	-1
航向角/(°)	135

表 7 扰动条件下再入末端约束

Table 7 Reentry terminal constraint in dispersion conditions

参数	数值
高度/km	20
速度/(m·s ⁻¹)	1 800
经度/(°)	90
纬度/(°)	-20

按照以上参数进行 100 次 Monte Carlo 仿真,得到仿真结果如图 9 所示。分别从振荡抑制效果、终端误差及过程约束方面展示了制导律的性能,对此进行分析可得如下结论:

1) 在存在初始偏差及参数误差的情况下,本文制导律可满足制导精度要求,速度误差不大于 100 m/s,高度误差不大于 2 km,末端位置误差在 10 km 内的占 97%,在 5 km 内的占 66%,CEP 小于 5 km。

2) 由图 9(a)~图 9(c)可以看出,在存在扰动的情况下,基于模糊控制的倾侧角调节策略可有效抑制周期性振荡,所有再入轨迹均未出现波动情况,整个飞行过程趋于平稳,说明本文方法的自适应性及鲁棒性较强。

3) 从图 9(d)可得,整个滑翔过程倾侧角指令反转次数大约为 3~4 次,且反转的射程间距大于 200 km,保证了指令的有效性,说明基于能量分段的航向角误差走廊在满足大横程机动性要求的前提下有效减少了反转次数。

4) 速度-高度轨迹及过程约束、再入滑翔过程满足 QEGC 及热流密度、动压和过载约束,整个滑翔段都位于 H-V 再入走廊内部,保证了飞行的稳定性和强约束要求。

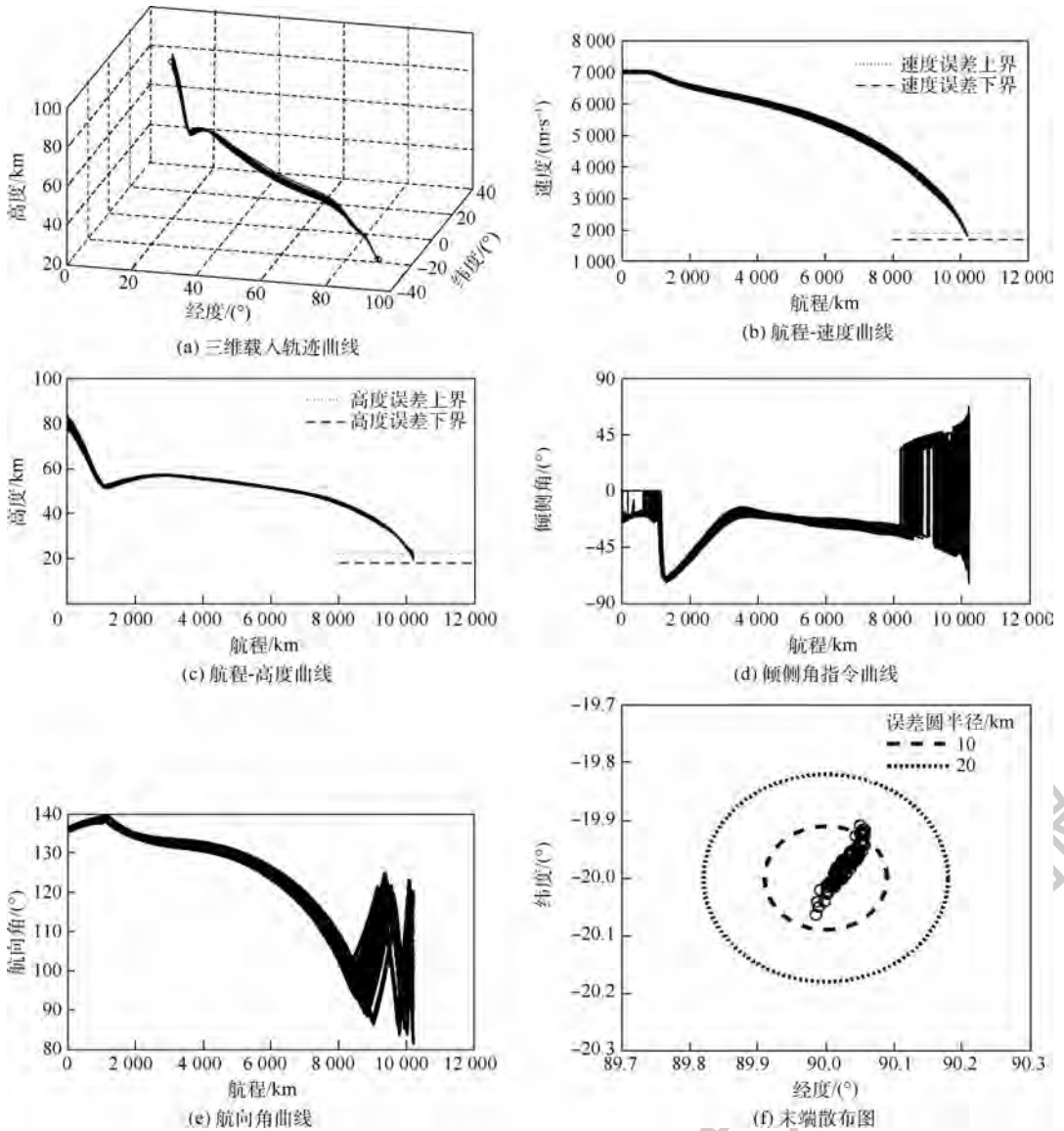


图9 扰动条件下的再入制导仿真结果

Fig. 9 Simulation results of reentry guidance in dispersion conditions

4 结论

本文针对升力式高超声速飞行器再入滑翔过程中的周期性振荡问题,基于模糊推理控制及预测校正法提出了一种倾侧角反馈调节策略,经过研究分析及仿真验证,得到以下结论:

1) 基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律不依赖 QEGC,适应能力更强,避免了再入航迹俯仰角增大或空速较低等条件下的 QEGC 失效问题。

2) 倾侧角指令调节通过模糊控制器实现,可以充分考虑当前飞行状态,更加准确地输出指令幅值调节量。本文方法不需要设计反馈控制回路参数,避免了参数设计需要的大量样本和时间。

3) 相较于传统预测校正制导,本文方法在满足精度要求的前提下有效抑制了振荡,且具有良好的鲁棒性和自适应能力。

参考文献 (References)

- [1] LU P. Entry guidance: A unified method [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 713-728.
- [2] WANG Y Y, YANG X X, YAN H C. Reliable fuzzy tracking control of near-space hypersonic vehicle using aperiodic measurement information [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(12): 9439-9447.
- [3] WANG F, GUO Y, WANG K, et al. Disturbance observer based robust backstepping control design of flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. IET Control Theory and Applications, 2019, 13(4): 572-583.
- [4] VOLAND T, HUEBNER D, MCCLINTON R. X-43A hypersonic vehicle technology development [J]. Acta Astronautica, 2006, 59(1): 181-191.
- [5] 谢愈, 刘鲁华, 汤国建, 等. 多约束条件下高超声速滑翔飞行器轨迹优化 [J]. 宇航学报, 2011, 32(12): 2499-2504.
XIE Y, LIU L H, TANG G J, et al. Trajectory optimization for

- hypersonic glide vehicle with multi-constraints[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(12):2499-2504 (in Chinese).
- [6] 徐明亮, 陈克俊, 刘鲁华, 等. 高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法[J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(4):378-387.
- XU M L, CHEN K J, LIU L H, et al. Quasi-equilibrium gliding adaptive guidance method for hypersonic vehicles[J]. Scientia Sinica Technologica, 2012, 42(4):378-387 (in Chinese).
- [7] 熊子豪, 任章, 江若冲, 等. 标准轨迹制导中准平衡滑翔条件优化研究[J]. 导航定位与授时, 2016, 3(4):47-52.
- XIONG Z H, REN Z, JIANG R C, et al. Demonstration and improvement of quasi-equilibrium glide condition in reference trajectory reentry guidance[J]. Navigation, Position and Timing, 2016, 3(4):47-52 (in Chinese).
- [8] 赵汉元. 航天器再入制导方法综述[J]. 航天控制, 1994, 1(1):26-33.
- ZHAO H Y. A survey of guidance methods for spacecraft reentry[J]. Aerospace Control, 1994, 1(1):26-33 (in Chinese).
- [9] 赵江, 周锐. 基于倾侧角反馈控制的预测校正再入制导方法[J]. 兵工学报, 2015, 36(5):823-830.
- ZHAO J, ZHOU R. Predictor-corrector reentry guidance based on feedback bank angle control[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(5):823-830 (in Chinese).
- [10] 赫泰龙, 陈万春, 刘芳. 高超声速飞行器平稳滑翔弹道扰动运动伴随分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(1):109-122.
- HE T L, CHEN W C, LIU F. Adjoint analysis of steady glide trajectory with disturbance motion for hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(1):109-122 (in Chinese).
- [11] 梁子璇, 任章. 基于在线气动参数修正的预测制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7):853-857.
- LIANG Z X, REN Z. Predictive reentry guidance with aerodynamic parameter online correction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7):853-857 (in Chinese).
- [12] JOSHI A, SIVAN K. Predictor corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5):1307-1318.
- [13] 雍恩米, 刘深深, 程艳青, 等. 面向弹道优化的高超声速再入飞行器模态稳定性分析[J]. 航空学报, 2019, 40(7):42-51.
- YONG E M, LIU S S, CHENG Y Q, et al. Mode stability analysis of hypersonic reentry vehicle for trajectory optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7):42-51 (in Chinese).
- [14] WAN Z J, LIU L, TANG G, et al. Optimal guidance with multi-targets for hypersonic vehicle in dive phase[C]//2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). Piscataway: IEEE Press, 2013:13710685.
- [15] WANG H L, HUA Y Z, LI Q D. Constrained predictor corrector entry guidance for common aero vehicle[C]// Chinese Control Conference (CCC), 2015:934-1768.
- [16] 王智, 唐硕, 闫晓东. 高超声速滑翔飞行器约束预测校正再入制导[J]. 飞行力学, 2012, 30(2):175-180.
- WANG Z, TANG S, YAN X D. Constrained predictor-corrector reentry guidance for hypersonic glide vehicle[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(2):175-180 (in Chinese).
- [17] XI Y, MENG Y. Adaptive actuator failure compensation control for hypersonic vehicle with full state constraints[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85:464-473.
- [18] GILEFERNANDEZ J, TIerno M. Practical method for optimization of low-thrust transfers[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(6):1927-1931.
- [19] 梅映雪, 冯玥, 王容顺, 等. 高超声速飞行器多约束再入轨迹快速优化[J]. 宇航学报, 2019, 40(7):758-767.
- MEI Y X, FENG Y, WANG R S, et al. Fast optimization of reentry trajectory for hypersonic vehicles with multiple constraints[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(7):758-767 (in Chinese).
- [20] 王青, 莫华东, 吴振东, 等. 考虑禁飞圆的高超声速飞行器再入预测制导[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2015, 47(2):104-109.
- WANG Q, MO H D, WU Z D, et al. Predictive reentry guidance for hypersonic vehicles considering no fly zone[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2015, 47(2):104-109 (in Chinese).
- [21] 管萍, 和志伟. 高超声速飞行器姿态的自适应模糊滑模控制[J]. 控制工程, 2018, 25(7):1139-1144.
- GUAN P, HE Z W. Adaptive fuzzy sliding mode control for hypersonic vehicle attitude[J]. Control Engineering of China, 2018, 25(7):1139-1144 (in Chinese).

作者简介:

周锐 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器自主控制、多飞行器协同控制。

张宇航 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 再入飞行器设计。

熊伟 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 轨道设计与研究。

史智广 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 临近空间飞行器总体技术。

A reentry steady glide guidance algorithm based on fuzzy control

ZHOU Rui^{1,2}, ZHANG Yuhang^{3,*}, XIONG Wei⁴, SHI Zhiguang⁵

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. CETC Key Laboratory of Aerospace Information Application, Shijiazhuang 050081, China;

3. Beijing Aerospace Long March Vehicle Research Institute, Beijing 100076, China;

4. China Academy of Launch Vehicle Technology Systems Engineering Division, Beijing 100076, China;

5. Beijing Near Space Airship Technology Development Co., Ltd., Beijing 100070, China)

Abstract: Considering the periodic oscillation in reentry glide of Lifting Hypersonic Vehicle (LHV), a feedback correction method based on fuzzy logic and fuzzy control is proposed to reduce the oscillation and keep reentry glide trajectory smooth. First, the longitudinal guidance is developed based on the prediction of the landing error and the correction of the guidance command, and a fuzzy controller whose input consists of altitude ratio and airspeed is applied to outer loop of the bank angle control system. Then, the lateral guidance is designed by the course angle error corridor and bank reversal logic, which realizes the lateral controls in large transverse range conditions. This method is independent of Quasi-Equilibrium Glide Condition (QEGC) and the problem of parameters design in parametric feedback law is avoided, which enhances the adaptive ability. Based on LHV model, the numerical simulations show that periodic oscillation is effectively reduced by the fuzzy feedback control law within terminal and reentry corridor constraints. Meanwhile, the Monte Carlo simulation with random dispersions and errors verifies the robustness of the proposed algorithm.

Keywords: Lifting Hypersonic Vehicle (LHV); steady glide; predictor-corrector; fuzzy controller; re-entry corridor

Received: 2020-06-15; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-08-13 10:49

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200813.0939.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61773031); CETC Key Laboratory of Aerospace Information Applications Foundation

* **Corresponding author.** E-mail: zhyhbuaa@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0211

基于机器视觉的轻型梁三维振动测量方法



彭聪*, 缪卫东, 曾聪

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘 要: 振动测量是状态检测和故障诊断的方法之一, 针对传统接触式测量方法中存在负载效应等问题, 对基于机器视觉的三维振动测量方法进行了研究。首先, 基于视频相位的二维振动测量方法, 提取出相机所采集图像中被测目标的二维振动数据。然后, 在二维振动测量方法的基础上, 结合双目立体视觉, 设计了一种基于机器视觉的三维振动测量方法。最后, 进行了悬臂梁的振动测量实验。结果表明: 所提方法可以实现无接触和无标记的振动测量, 并能准确测量出三维的振动信息。

关键词: 振动测量; 三维振动信号; 机器视觉; 图像处理; 轻质结构

中图分类号: TP391.41

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0207-06

随着科学技术的飞速发展, 机械设备在各行各业的应用日趋广泛。机械设备的状态监测与故障诊断是保障设备正常运行的重要工作。设备在高速运转时, 不可避免会产生振动现象。通过振动测量获取的位移、频率等参数能反映出设备的状态信息。国内外已有很多研究者们进行了振动测量的相关研究, 并将其广泛应用于工程领域。

振动测量方法包括接触式振动测量方法和非接触式振动测量方法 2 种。接触式振动测量方法需要使用接触式传感器, 如加速度计^[1]、位移传感器^[2]等。然而, 在使用接触式振动测量方法时, 需要将传感器布置在检测目标上, 这样对于轻质结构会引起质量负载效应, 从而产生测量误差。此外, 测量大型结构的振动数据时, 由于要安装大量的传感器在被测结构表面, 这样会耗费大量的人力物力来完成传感器的布置工作^[3]; 而且传统的接触式振动测量方法只能单点测量, 并不能提供测量目标全场的振动数据^[4]。

非接触式振动测量方法是另一种振动测量方

法。常用的非接触式振动测量方法包括激光测振法和视觉测振法。激光测振法是通过激光测振仪进行测量工作, 不会对测量目标产生负载效应^[5]。但是, 激光测振仪价格比较昂贵, 并且对于大型的测量目标需要大量的测量时间。

视觉测振法包括点跟踪(Point Tracking, PT)法、数字图像相关(Digital Image Correlation, DIC)法和光流法。点跟踪法振动测量是通过在测量对象的结构表面设置高对比度或反光的光学目标, 提取光学目标的位移来完成所测对象的振动测量。点跟踪法一般只能测得单点或多点的振动数据。Morlier 等^[6]采用标记点跟踪的方法对桥梁进行振动测量, 并进一步将测得的位移数据转化到频域中提取桥梁的固有频率。另外, 利用 2 台相机进行点跟踪测量还能获得三维的振动数据。Black 等^[7]利用视觉标记点跟踪的方法对无人机机翼进行振动测量, 同时还计算了机翼的固有频率和振型。Chang 和 Ji^[8]基于点跟踪的视觉测量方法, 测量了建筑物模型在发生地震时的振动数

收稿日期: 2020-05-25; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-06-30 10:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200629.1845.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61703203); 江苏省自然科学基金(BK20170812); 中央高校基本科研业务费专项资金(56XAA19040)

*通信作者. E-mail: pengcong.2006@163.com

引用格式: 彭聪, 缪卫东, 曾聪. 基于机器视觉的轻型梁三维振动测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 207-212.
PENG C, MIAO W D, ZENG C. Three-dimensional vibration measurement method for lightweight beam based on machine vision [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 207-212 (in Chinese).

据和桥梁模型由地震引起的振动数据。

数字图像相关法是另一种视觉测振法。该方法需要在被测目标表面设置散斑图像,使用相机采集被测目标振动时的散斑图像,再通过图像处理得出振动数据。相比于点跟踪法,数字图像相关法能测得结构上更大的区域甚至全场的振动。Wang等^[9]利用数字图像相关法测量了悬臂梁的振动信息,并提取了振型模态。孙伟等^[10]通过单个高速相机采集图像,基于数字图像相关法提取了膜材的应变大小并确定了膜材的振型。Ha等^[11-12]使用数字图像相关法测量了微型人工飞行器的机翼振动数据,并获得了机翼的振型信息。Hunady等^[13]提出了一种基于三维数字图像相关(Three Dimensional Digital Image Correlation, 3D-DIC)法测量旋转物体振动数据的方法,提取了高速旋转中塑料盘的模态振型,并与有限元分析的数据进行对比,验证了该方法的有效性。

点跟踪法和数字图像相关法需要在结构表面布置光学目标或者散斑图,对于一些大型的测量目标,布置工作需要耗费大量时间,同时有些结构表面并不便于布置工作。而光流法无需在测量目标表面进行任何标记工作,仅根据结构的自然图像特征就可以提取出运动信息。Lucas-Kanade(LK)^[14]和 Horn-Schunck(HS)^[15]是2种最主要的传统光流法。基于传统的光流法,Caetano等^[16]开发了视觉测量系统,并对大型工程结构进行振动观测,为实现更完整的振动监测提供了重要的数据来源。Aoyama等^[17]同时对桥梁模型上多个特征点的光流进行测量,实现了大型桥梁结构同时多点测振。Yu等^[18]通过光流法对悬臂梁和电机罩进行了振动测量,其实验结果与有限元分析的结果基本一致。但是传统的光流法基于图像强度,因此对噪声特别敏感,而且运算时间较长。Fleet和Jepson^[19]提出了基于视频相位的光流法,通过分析图像的相位变化来提取运动,从而提高了振动测量的鲁棒性。MIT的Chen等^[20]将基于视频相位的光流法和运动放大算法相结合,提取出悬臂梁和管道等的固有频率和振型。进一步,Chen等^[21]采用基于视频相位的光流法远距离对大楼顶部的天线塔进行振动测量。

综上所述,点跟踪法和数字图像相关法虽然能够进行三维的振动测量,但是需要在被测物上设置光学标记。传统的光流法解决了标记的问题,然而该方法对噪声比较敏感。另外,目前基于视频相位的振动测量方法虽然无需设置光学标记且鲁棒性较强,但仅能获得二维的振动信息。因

此,本文提出了一种基于视频相位的三维振动测量方法。采用2个单反相机采集振动图像。基于视频相位的振动测量方法提取出结构的二维振动信息,结合双目立体视觉方法将二维振动信息转换成三维的振动信息。

1 三维振动测量方法

1.1 基于视频相位的振动测量方法

三维振动测量首先需获得二维的振动测量数据。二维的振动测量采用基于视频相位的振动测量方法^[22-23]。基于视频相位的振动测量方法是以傅里叶变换原理为基础。傅里叶变换可以实现空间域到频域的变换,表明空间域中的任何运动都会导致频域中的相位变化。在图像处理中,图像空间域的像素运动也就可以在图像频域的相位中体现出来。

然而,傅里叶变换只反映信号的整体特性,通常用来估计全局运动,针对这一问题,引入了Gabor变换来进行局部运动的分析。Gabor变换可将视频的每帧图像变换到复频域中,从而能更精确地表示局部的运动信息。Gabor滤波器是Gabor变换的重点。在空间域中,二维Gabor滤波器是高斯函数调制的正弦函数,可表示为

$$g(x, y; \lambda, \theta, \psi, \sigma, \gamma) = \exp\left(-\frac{x_\theta^2 + \gamma^2 y_\theta^2}{2\sigma^2}\right) \exp\left[i\left(2\pi \frac{x_\theta}{\lambda} + \psi\right)\right] \quad (1)$$

式中: λ 为正弦波的波长; ψ 为调谐函数的相位偏移; γ 为决定Gabor函数形状的空间长宽比; σ 为高斯函数的标准差,决定了Gabor滤波器核可接受区域的大小; $\theta \in (0^\circ, 360^\circ)$ 表示Gabor滤波核的方向; x 和 y 为图像的空间坐标; x_θ 和 y_θ 为包含了方向信息的空间变量,具体表示为

$$\begin{cases} x_\theta = x \cos \theta + y \sin \theta \\ y_\theta = -x \sin \theta + y \cos \theta \end{cases} \quad (2)$$

所处理的测量视频是由多帧图像构成的。图像的空间域信息,即为图像强度。设图像在 t 时刻的图像强度为 $I(x, y, t)$,设视频第1帧是参考帧,图像强度为 $I(x, y, t_0)$,第2帧是运动帧,图像强度为 $I(x + \Delta x, y + \Delta y, t_0 + \Delta t)$, Δt 为连续2帧图像之间的时间间隔。通过图像信息与二维Gabor滤波器的卷积运算,可将图像强度信息 $I(x, y, t)$ 转换为频域信息 $F(x, y, t)$:

$$F(x, y, t) = I(x, y, t) \otimes g(x, y; \lambda, \theta, \psi, \sigma, \gamma) \quad (3)$$

其积分形式为

$$F(x, y, t) = \iint_{-\infty}^{+\infty} I(u, v, t) g(x - u, y - v; \lambda, \theta, \psi, \sigma, \gamma) dudv \quad (4)$$

式中: u 和 v 分别为图像中的像素点在水平方向和垂直方向的瞬时速度。

下面以计算水平方向的运动信息为例。取 $\theta = 0^\circ$, 根据式(2), 空间变量变为 $x_\theta = x, y_\theta = y$, 则参考帧图像的频域信息为

$$F(x, y, t_0) = \iint_{-\infty}^{+\infty} I(u, v, t) \exp \left[-\frac{(x-u)^2 + y^2(y-v)^2}{2\sigma^2} \right] \cdot \exp \left[i \left(2\pi \frac{x-u}{\lambda} + \psi \right) \right] dudv \quad (5)$$

运动帧图像的频域信息为

$$F(x, y, t_0 + \Delta t) = \iint_{-\infty}^{+\infty} I(u + \Delta x, v + \Delta y, t + \Delta t) \cdot \exp \left[-\frac{(x-u-\Delta x)^2 + y^2(y-v-\Delta y)^2}{2\sigma^2} \right] \cdot \exp \left[i \left(2\pi \frac{x-u-\Delta x}{\lambda} + \psi \right) \right] d(u+\Delta x) d(v+\Delta y) \quad (6)$$

对式(5)、式(6)进行数学变换, 可得

$$F(x, y, t_0) = \exp \left[i \left(-2\pi \frac{x}{\lambda} \right) \right] \iint_{-\infty}^{+\infty} I(u, v, t) \cdot \exp \left[-\frac{(x-u)^2 + y^2(y-v)^2}{2\sigma^2} \right] \cdot \exp \left[i \left(2\pi \frac{u}{\lambda} + \psi \right) \right] dudv \quad (7)$$

$$F(x, y, t_0 + \Delta t) = \exp \left[i \left(-2\pi \frac{x + \Delta x}{\lambda} \right) \right] \iint_{-\infty}^{+\infty} I(u + \Delta x, v + \Delta y, t + \Delta t) \cdot \exp \left[-\frac{(x-u-\Delta x)^2 + y^2(y-v-\Delta y)^2}{2\sigma^2} \right] \cdot \exp \left[i \left(2\pi \frac{u}{\lambda} + \psi \right) \right] dudv \quad (8)$$

从式(7)和式(8)中可看出, 两式中的相位项均为 $\exp \left[i \left(2\pi \frac{u}{\lambda} + \psi \right) \right]$, 那么它们的定积分结果也相同, 结果设为 φ' 。再计算两式的相位角, 结果如下:

$$\varphi(F(x, y, t_0)) = -2\pi \frac{x}{\lambda} + \varphi' \quad (9)$$

$$\varphi(F(x, y, t_0 + \Delta t)) = -2\pi \frac{x + \Delta x}{\lambda} + \varphi' \quad (10)$$

将两式相减可得相位差:

$$\varphi(F(x, y, t_0 + \Delta t)) - \varphi(F(x, y, t_0)) = 2\pi \frac{\Delta x}{\lambda} \quad (11)$$

从式(11)中可看出, 水平方向的运动 Δx 正

比于相位差。同理, 通过改变 Gabor 滤波器的方向求得垂直方向的运动 Δy , 从而可得像素二维位移数据。

计算图像中同一深度下某物体的实际长度与其在图像中所跨越的像素数量的比例数据, 设为尺度因子 s , 再将尺度因子与像素的位移数据相乘, 即可将像素转换为实际长度单位。

1.2 三维振动信号计算方法

三维振动信号的测量以二维振动信号为基础, 结合双目立体视觉, 采用三角形方法求解出目标的三维坐标。先根据双目立体视觉中处理方法获得 2 个相机图像中匹配点对的 x_l 和 x_r , 其坐标为齐次坐标, 以及 2 个图像的投影矩阵 P_l 和 P_r , 根据投影公式, 目标三维点 X 坐标满足:

$$\begin{cases} x_l = P_l X \\ x_r = P_r X \end{cases} \quad (12)$$

再消去式(12)中的齐次因子, 可使式(12)化为 $AX = 0$ 的形式, 具体步骤如下:

对于左相机图像的匹配点 x_l , 有

$$\tilde{x}_l \times (P_l X) = 0 \quad (13)$$

式中: $\tilde{x}_l = \begin{bmatrix} 0 & -1 & y \\ 1 & 0 & -x \\ -y & x & 0 \end{bmatrix}$, x 和 y 为点 x_l 在图像中的像素坐标。

将 P_l 按照行展开代入上述公式, 则

$$\begin{bmatrix} 0 & -1 & y \\ 1 & 0 & -x \\ -y & x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1^1 X \\ p_1^2 X \\ p_1^3 X \end{bmatrix} = 0 \quad (14)$$

式中: p_1^1, p_1^2 和 p_1^3 分别为投影矩阵 P_l 的第 1 行、第 2 行和第 3 行。

式(14)即为

$$\begin{cases} x(p_1^3 X) - p_1^1 X = 0 \\ y(p_1^3 X) - p_1^2 X = 0 \\ x(p_1^2 X) - yp_1^1 X = 0 \end{cases} \quad (15)$$

又因为第 3 个等式可由前 2 个等式线性表示, 所以取前 2 个等式, 从而有形如 $A_l X = 0$ 的方程, 其中:

$$A_l = \begin{bmatrix} xp_1^3 - p_1^1 \\ yp_1^3 - p_1^2 \end{bmatrix} \quad (16)$$

同理, 对于右相机的图像也有形如 $A_r X = 0$ 的方程, 其中:

$$A_r = \begin{bmatrix} xp_r^3 - p_r^1 \\ yp_r^3 - p_r^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

把 A_l 和 A_r 合并为 A , 则方程即为 $AX = 0$, 其中:

$$A = \begin{bmatrix} xp_1^3 - p_1^1 \\ yp_1^3 - p_1^2 \\ xp_r^3 - p_r^1 \\ yp_r^3 - p_r^2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

此方程组只有3个未知数,而有4个方程,所以采用奇异值分解法求解其最小二乘解,由此解得最终的目标点 X 的三维坐标,即测得三维振动信息。

2 实验结果

本文测量系统由2个单反相机(Canon EOS 80D)、光源LED灯、悬臂梁和计算机组成。2台相机分别布置在悬臂梁前的左右两侧。相机镜头对准悬臂梁的前部。计算机用于处理相机所采集的图像。实验装置如图1所示。

实验通过激励锤水平敲击悬臂梁,对悬臂梁产生水平方向的作用力。对于被测点,实验通过手动选取特征点的方式,选取左、右相机所拍摄图像中悬臂梁最上方的像素点作为被测点,如图2所示。这2个像素点在实际空间中是同一个点,可近似看作为一组匹配点。在计算这组目标点的振动位移之前,需要对视频降采样处理,降采样因子设置为2,这样能提高数据结果的精度,同时减少了程序运行的时间。之后通过基于视频相位的振动测量方法,提取出左、右像素点的像素坐标变化。先测量悬臂梁上目标点在水平方向的像素位移结果,再计算其频域信号,最终左、右相机中被测点的时域振动信号和频域信号的测量结果如图3、图4所示。可见,左、右相机的像素位移大



图1 实验装置

Fig. 1 Experimental setup



图2 左右相机采集图片

Fig. 2 Pictures from left and right cameras

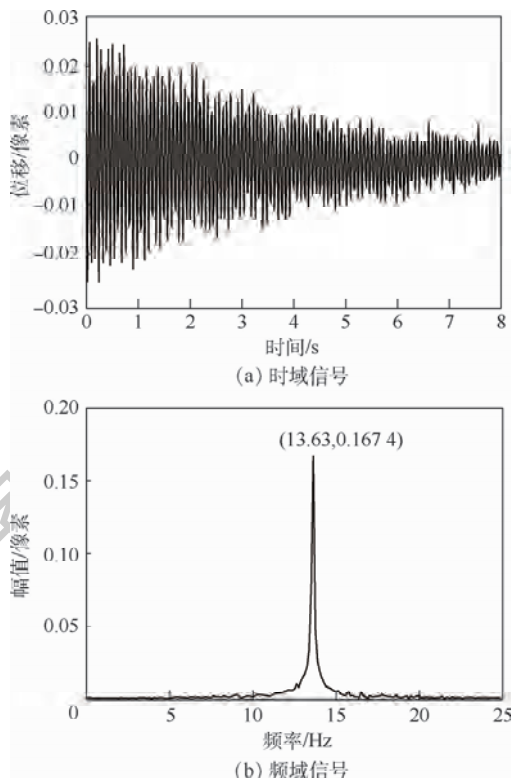


图3 左相机水平方向位移信号测量结果

Fig. 3 Measurement results of horizontal displacement signal of left camera

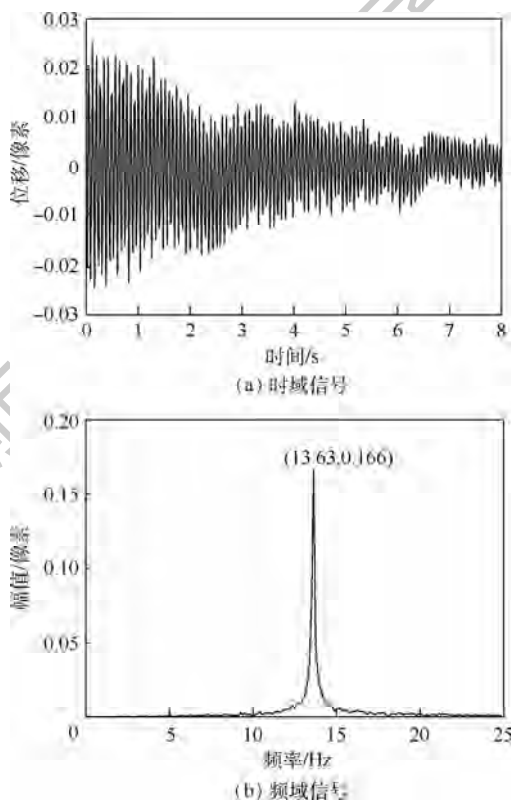


图4 右相机水平方向位移信号测量结果

Fig. 4 Measurement results of horizontal displacement signal of right camera

小均在0.025个像素之内。频域信号图中的振动频率均为13.63 Hz,幅值也非常接近。然后提取

被测点在竖直方向的像素位移结果。而被测点在竖直方向上的运动杂乱无章,且位移值非常微小,在 0.008 个像素之内。考虑到悬臂梁是受到水平方向的作用力,竖直方向的位移理应非常微小,可忽略不计。

最终计算该被测点的三维振动信息,该点在空间中的三维运动如图 5 所示。 x 方向为水平方向, y 方向为竖直方向, z 方向为深度方向。从图 5 中可看出,被测点主要在 x 方向上进行振动,振动范围为 7.575 ~ 7.595 mm。而且被测点的运动集中在中间,两端运动相对稀疏,这说明悬臂梁在水平方向进行振荡运动。

通过计算被测点三维坐标的重投影误差以验证三维振动测量方法的准确性。将计算得到的三维点坐标根据相机参数重投影代入到左、右相机的视角中,并计算重投影误差。表 1 显示了前 10 帧左、右相机图像中被测点三维坐标重投影误差的计算结果。可以看出,被测点在左相机中的重投影误差在 0.043 左右,右相机中的重投影误差在 0.052 左右。重投影误差均比较低,从而验证了本文所提出的三维振动测量结果的准确性。

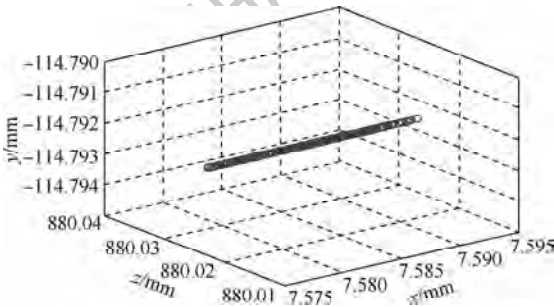


图 5 被测点的三维运动

Fig. 5 Three-dimensional trajectory of measured point

表 1 重投影误差计算结果

Table 1 Reprojection error calculation results

帧数	重建所得的坐标/mm			重投影误差/pixel	
	x	y	z	左相机	右相机
1	7.584	-114.794	880.039	0.043	0.051
2	7.590	-114.792	880.037	0.045	0.052
3	7.583	-114.791	880.036	0.042	0.051
4	7.579	-114.793	880.037	0.044	0.053
5	7.587	-114.793	880.037	0.041	0.051
6	7.589	-114.791	880.036	0.043	0.052
7	7.581	-114.792	880.039	0.044	0.054
8	7.581	-114.794	880.038	0.041	0.053
9	7.589	-114.793	880.037	0.046	0.052
10	7.586	-114.790	880.039	0.044	0.052

3 结 论

1) 本文结合基于视频相位的振动测量方法和双目立体视觉提出了一种基于机器视觉的轻型梁三维振动测量方法。实验结果表明,左、右相机所获取的视频中同一测量点的振动位移及振动频率基本一致,其重投影误差小,分别约为 0.043 和 0.052。同时该实验结果验证了本文所提振动测量方法的有效性,能够准确提取亚像素的三维振动信息。

2) 本实验仅仅对悬臂梁进行了振动测量实验,在后续研究中,可对一些复杂结构进行全场振动测量,进一步应用于工业设备的振动测量。

参考文献 (References)

[1] LEE J J, SHINOZUKA M A. Vision-based system for remote sensing of bridge displacement [J]. NDT & E International, 2006, 39(5) : 425-431.

[2] LI J, HAO H, FAN K Q, et al. Development and application of a relative displacement sensor for structural health monitoring of composite bridges [J]. Structural Control and Health Monitoring, 2015, 22(4) : 726-742.

[3] POOZESH P, BAQERASD J, NIZERECKI C, et al. Large-area photogrammetry based testing of wind turbine blades [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 86 : 98-115.

[4] HUANG H, BADDOUR N, LIANG M. Bearing fault diagnosis under unknown time-varying rotational speed conditions via multiple time-frequency curve extraction [J]. Journal of Sound and Vibration, 2018, 414 : 43-60.

[5] DILEK A U, OGUZ A D, SATIS F, et al. Condition monitoring of wind turbine blades and tower via an automated laser scanning system [J]. Engineering Structures, 2019, 189 : 25-34.

[6] MORLIER J, SALOM P, BOS F. New image processing tools for structural dynamic monitoring [J]. Key Engineering Materials, 2007, 347 : 239-244.

[7] BLACK J T, PITCHER N A, REEDER M F, et al. Videogrammetry dynamics measurements of a lightweight flexible wing in a wind tunnel [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1) : 172-180.

[8] CHANG C C, JI Y F. Flexible videogrammetric technique for three-dimensional structural vibration measurement [J]. Journal of Engineering Mechanics, 2007, 133(6) : 656-664.

[9] WANG W Z, MOTTERSHEAD J E, IHIE A, et al. Finite element model updating from full-field vibration measurement using digital image correlation [J]. Journal of Sound and Vibration, 2011, 330(8) : 1599-1620.

[10] 孙伟, 何小元, 胥明, 等. 数字图像相关方法在膜材拉伸试验中的应用 [J]. 工程力学, 2007, 24(2) : 34-38.

SUN W, HE X Y, XU M, et al. Study on the tension test of membrane materials using digital image correlation method [J]. Engineering Mechanics, 2007, 24(2) : 34-38 (in Chinese).

[11] HA N S, JIN T, GOO N S. Modal analysis of an artificial wing mimicking an Allomyrina dichotoma beetle's hind wing for flapping-wing micro air vehicles by noncontact measurement

- techniques[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2013, 51(5):560-570.
- [12] HA N S, VANG H M, GOO N S. Modal analysis using digital image correlation technique: An application to artificial wing mimicking beetle's hind wing[J]. *Experimental Mechanics*, 2015, 55(5):989-998.
- [13] HUNADY R, PAVELKA P, LENGVARSKY P. Vibration and modal analysis of a rotating disc using high-speed 3D digital image correlation[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 121:201-214.
- [14] BAKER S, MATTHEWS I. Lucas-Kanade 20 years on: A unifying framework[J]. *International Journal of Computer Vision*, 2004, 56(3):221-255.
- [15] HORN B K P, SCHUNCK B G. Determining optical flow[J]. *Artificial Intelligence*, 1981, 17(1-3):185-203.
- [16] CAETANO E, SILVA S, BATEIRA J. A vision system for vibration monitoring of civil engineering structures[J]. *Experimental Techniques*, 2011, 25(4):74-82.
- [17] AOYAMA T, LI L, JIANG M, et al. Vibration sensing of a bridge model using a multithread active vision system[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2018, 23(1):179-189.
- [18] YU Q B, YIN A J, ZHANG Q, et al. Optical flow tracking method for vibration identification of out-of-plane vision[J]. *Journal of Vibroengineering*, 2017, 19(4):2363-2374.
- [19] FLEET D J, JEPSON A D. Computation of component image velocity from local phase information[J]. *International Journal of Computer Vision*, 1990, 5(1):77-104.
- [20] CHEN J G, WADHWA N, CHA Y J, et al. Modal identification of simple structures with high-speed video using motion magnification[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2015, 345:58-71.
- [21] CHEN J G, DAVIS A, WADHWA N, et al. Video camera-based vibration measurement for civil infrastructure applications[J]. *Journal of Infrastructure Systems*, 2017, 23(3):1-11.
- [22] PENG C, ZENG C, WANG Y G. Camera-based micro-vibration measurement for lightweight structure using an improved phase-based motion extraction[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2020, 20(5):2590-2599.
- [23] PENG C, ZHU M T, WANG Y, et al. Phase-based video measurement for active vibration suppression performance of the magnetically suspended rotor system[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2021, 68(2):1497-1505.

作者简介:

彭聪 女,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:振动测量及振动控制、视觉测量、视觉重建。

缪卫东 男,硕士研究生。主要研究方向:视觉测量技术。

曾聪 男,硕士研究生。主要研究方向:视觉测量技术。

Three-dimensional vibration measurement method for lightweight beam based on machine vision

PENG Cong*, MIAO Weidong, ZENG Cong

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

Abstract: Vibration measurement is one of the methods of state detection and fault diagnosis. In view of the loading effect in the current contact vibration measurement method and other problems, this paper studies the three-dimensional vibration measurement method based on machine vision. First, based on the two-dimensional vibration measurement method of video phase, the two-dimensional vibration data of the measured object in the image collected by the camera is extracted. Then, on the basis of two-dimensional vibration measurement method, combined with binocular stereo vision, a three-dimensional vibration measurement method based on machine vision is designed. Finally, the vibration measurement experiment of cantilever beam is performed. The experimental results show that the proposed method can realize non-contact and label free vibration measurement, and can accurately measure the three-dimensional vibration information.

Keywords: vibration measurement; three-dimensional vibration signal; machine vision; image processing; lightweight structure

Received: 2020-05-25; **Accepted:** 2020-06-19; **Published online:** 2020-06-30 10:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200629.1845.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703203); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20170812); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (56XAA19040)

* **Corresponding author.** E-mail: pengcong.2006@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0281

小型旋翼无人机潜射控制器设计



吴江, 陈恩民, 高翼捷, 刘一芄, 高鑫, 夏洁*

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 小型旋翼无人机在潜射过程中的弹射和姿态控制直接影响着潜射工程任务的成败。针对小型旋翼无人机在潜射过程中姿态难以快速调整、发射初始姿态易受海浪干扰等问题,提出一种无人机潜射系统的控制方案。采用带有矢量控制的助推火箭来调整无人机在发射段的姿态,并通过海浪预测模型优化无人机发射时间窗口;针对小型旋翼无人机在弹出后旋翼展开时的姿态不稳定问题,采用基于L1自适应控制方法的姿态控制律进行无人机的增稳设计。仿真结果表明:助推火箭的矢量控制发动机能够在2s内快速调整无人机的俯仰姿态,设计的L1自适应姿态控制律能够在无人机旋翼展开的2s内实现俯仰姿态的稳定控制,并且对潜射场景中气动参数的不确定变化具有一定的鲁棒性。

关键词: 潜射无人机; 水下发射; 火箭助推弹射; 展开转子; 姿态控制

中图分类号: TP273+.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0213-10

现代体系作战中,潜艇的侦察距离短、作战隐蔽,常常需要反潜机或其他水面舰艇配合作战。无人机因其具有隐蔽性强、飞行灵活、小巧轻便等特点而被广泛应用在海战搜索侦察、对海对空作战上。因此,无人机配合潜艇在作战中执行各类任务是一种很好的方案,也推动了潜射无人机的发展。潜射无人机通过导弹发射管等自主弹射装置,用气动或火箭助推的方式弹射出海面。在到达指定高度后,潜射无人机迅速展开机翼进行稳定飞行,完成侦察攻击等作战任务。

现有的潜射无人机正朝着小型化、用途和智能化方向发展。其中,纵列式旋翼无人机具备了纵列式直升机易于收放、重心变化范围大、机身利用率高、载荷大、悬停效率高、悬停功率低、运输能力强等特点,能够实现定点空投、慢速飞行拖曳电子反潜设备等功能,但其弹射后的控制与一般纵列式直升机一样,具有非线性、强耦合、容易不稳

定等特征。

现有的纵列式旋翼无人机姿态控制的设计方法包括经典控制方法和现代控制方法^[1]。采用智能控制方法进行的姿态控制设计目前还在初步研究阶段。

经典控制方法中的PID控制律目前仍是大多数纵列式旋翼无人机工程中采用的姿态控制方法。现有的姿态控制技术均是采用内外环分层设计思想^[2]。针对PID控制律非线性系统存在强耦合时无法解耦控制等主要缺点,可以通过对无人直升机的各个姿态通道进行解耦设计,再对解耦的姿态通道进行PID控制。

现代控制理论应用到纵列式旋翼无人机姿态控制的主要方法有 H_{∞} 鲁棒控制方法、LQR最优控制方法等。其中, H_{∞} 回路成形方法已经在纵列式直升机上成熟运用^[3-4]。LQR控制方法则是基于小扰动原理,计算出无人机在不同飞行工作点下的线性化模型,对每个飞行工作点单独设计合

收稿日期: 2020-06-18; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-07 17:23

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200807.1515.005.html

*通信作者。E-mail: xiaj@buaa.edu.cn

引用格式: 吴江, 陈恩民, 高翼捷, 等. 小型旋翼无人机潜射控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 213-222.

WU J, CHEN E M, GAO Y J, et al. Design of underwater-launched controller for small rotor UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 213-222 (in Chinese).

适的 LQR 控制律,进而完成全飞行包络线下的 LQR 姿态控制设计^[5]。

此外一些传统的非线性控制方法,如动态逆的控制方法、基于反步式设计方法的控制器设计、非线性结构解耦算法和基于双闭环结构的增稳控制律设计等,在姿态控制设计上表现的效果也不错^[6-7]。

基于智能控制方法的姿态控制技术目前已经成为一个研究热点,可以通过长短期记忆学习(LSTM)网络和模糊 PID 控制等方法增加模型精度和鲁棒性^[8],但其算法的实时性还达不到实际工程要求。

考虑到潜射系统应用场景特点,本文采用 L1 自适应控制方法对纵列式潜射无人机进行姿态控制,经过适当设计可保证控制系统的稳定性^[9],同时能有效解决参数不确定性和气动干扰问题。

1 数学模型建立

本文潜射选用的旋翼无人机为纵列式布局,纵列式旋翼无人机的潜射过程控制主要有 2 个阶段:助推段和旋翼展开阶段。在助推段,无人机升至指定高度后,利用助推火箭发动机将自身的俯仰角姿态调整到一定角度。随后旋翼无人机接入飞控动力系统,控制旋翼展开来控制自身姿态至平飞状态,如图 1 所示。



图 1 旋翼无人机潜射过程

Fig. 1 Block diagram of underwater-launched process of rotor UAV

1.1 助推段模型

助推段发射方案可以采用气动弹射和火箭助推。气动弹射方法原理简单,研究成熟,但单独使用气动弹射无法满足无人机质量和弹射结构尺寸限制。如果加入助推火箭,经计算,气动弹射装置对整个发射过程的作用并不显著。对于火箭助推发射的方案,火箭发动机尾焰会对电子设备造成烧蚀,隔热层材料会增大生产成本和发射筒质量,但可通过同心筒的特殊设计进行尾焰导流。参考已有的大型导弹发射系统,火箭发动机的尾焰回流不会对无人机产生烧蚀。本文采用直接使用火箭助推的方案进行发射。

折叠状态的纵列式旋翼无人机与火箭助推装置的组合体在助推段主要受重力和推力作用,为

简化模型可将助推段的气动力忽略。

1.2 旋翼无人机气动力模型

为简化气动力模型,忽略纵列式旋翼无人机前、后旋翼转动间的气动干扰影响和旋翼气流的压缩性影响。

以前旋翼为例,其所受升力计算式如下^[10]:

$$\begin{cases} T_f = \frac{\alpha_z \sigma}{2} T_{CF} \pi \rho R_B^4 \Omega^2 \\ Y_f = \frac{\alpha_z \sigma}{2} Y_{CF} \pi \rho R_B^4 \Omega^2 \\ H_f = \frac{\alpha_z \sigma}{2} H_{CF} \pi \rho R_B^4 \Omega^2 \end{cases} \quad (1)$$

式中: T_f 、 Y_f 和 H_f 分别为前旋翼所受的升力、横侧向力和阻力; T_{CF} 、 Y_{CF} 和 H_{CF} 分别为前旋翼升力系数、横侧向力系数和阻力系数; α_z 为旋翼桨叶升力线斜率; σ 为旋翼实度系数; ρ 为空气密度; R_B 为旋翼半径; Ω 为旋翼转速。

前旋翼所受的气动力矩计算式如下^[11]:

$$\begin{cases} Q_f = \frac{\alpha_z \sigma}{2} Q_{CF} F_H \Omega^2 R_B \\ M_{HF} = \frac{e_s b_s}{2} M_w \Omega^2 a_f \\ L_{HF} = \frac{e_s b_s}{2} M_w \Omega^2 b_f \\ F_H = \pi \rho R_B^4 \end{cases} \quad (2)$$

式中: Q_f 、 M_{HF} 和 L_{HF} 分别为前旋翼所受的扭矩、横侧向桨毂力矩和纵向桨毂力矩; b_s 为旋翼的桨叶数; e_s 为旋翼挥舞铰的偏置距离; M_w 为桨叶对挥舞铰的转动惯量; a_f 和 b_f 分别为前旋翼的纵向挥舞角和横侧向挥舞角; Q_{CF} 为扭矩系数。其中,下角标为 r 或 R 的参数均与后旋翼有关,下角标为 f 或 F 的参数均与前旋翼有关。

后旋翼的气动力和气动力矩模型与前旋翼类似,因此不再赘述。

机身的气动力与机身处的动压、迎角和侧滑角相关,而机身动压、迎角和侧滑角主要受旋翼对机身的下洗和侧洗影响^[11]。

机身处动压 Q_{fus} 的计算式如下:

$$Q_{fus} = \frac{1}{2} \rho [u^2 + v^2 + (w + W_{FUS})^2] \quad (3)$$

式中: u 、 v 、 w 分别为无人机在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴上的速度分量; W_{FUS} 为无人机前、后旋翼叠加后的等效下洗气流速度。

纵列式旋翼无人机机身在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴上所受的阻力 D_x 、 D_y 、 D_z 计算式如下:

$$\begin{cases} D_x = S_x Q_{fus} \frac{u}{V_\infty} \\ D_y = S_y Q_{fus} \frac{v}{V_\infty} \\ D_z = S_z Q_{fus} \frac{w + W_{FUS}}{V_\infty} \end{cases} \quad (4)$$

式中: V_∞ 表示无穷远端空气流动速度; S_x 、 S_y 、 S_z 分别为机身处在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴上的等效阻力平板面积。

机身横侧向力 Y_{fus} 和升力 T_{fus} 计算如下:

$$\begin{cases} Y_{fus} = -C_{y\beta} Q_{fus} \sin \beta_{fus} \\ T_{fus} = -C_{T\alpha} Q_{fus} \sin \alpha_{fus} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $C_{y\beta}$ 为机身横侧向力气动系数; $C_{T\alpha}$ 为机身升力气动系数; α_{fus} 和 β_{fus} 分别为机身处的迎角和侧滑角。

1.3 旋翼无人机动力学模型

引入旋翼纵向与横侧向挥舞角方程对旋翼/稳定杆动力系统模型的表示如下^[12]:

$$\begin{cases} \dot{a} = -a/\tau_f - q + C_{au}u/\tau_f + A_{uals}u_a + A_{ubls}u_b \\ \dot{b} = -b/\tau_f - p + C_{bv}v/\tau_f + B_{uals}u_a + B_{ubls}u_b \end{cases} \quad (6)$$

式中: τ_f 为自动倾斜器动作响应的时间常数; a 、 b 分别为前旋翼的纵、横侧向挥舞角; C_{au} 、 C_{bv} 分别为纵向、横侧向线速度对挥舞角的交叉导数; A_{uals} 、 A_{ubls} 、 B_{uals} 、 B_{ubls} 为电机到旋翼的机械传递参数; u_a 、 u_b 分别为纵、横侧向周期变矩输入。

在来流角较小的情况下,前旋翼拉力近似等于旋翼气动升力 T_f 。旋翼的纵、横侧向倾角一般均小于 10° 。因此,前旋翼拉力在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴下的分量 X_{mf} 、 Y_{mf} 、 Z_{mf} 可近似计算如下^[13]:

$$\begin{cases} X_{mf} = -T_f a \\ Y_{mf} = T_f b \\ Z_{mf} = -T_f \end{cases} \quad (7)$$

控制总距的电机与转速控制器形成闭环回路,其闭环系统结构如图 2 所示。

总距控制输入与旋翼拉力之间近似满足一阶关系:

$$T_f = T_r = \frac{K_c}{K_{\tau c}s + 1} u_c \quad (8)$$

式中: K_c 为减速器等装置的机械传递系数; $K_{\tau c}$ 为总距控制系统的时间常数; u_c 为总距输入量。

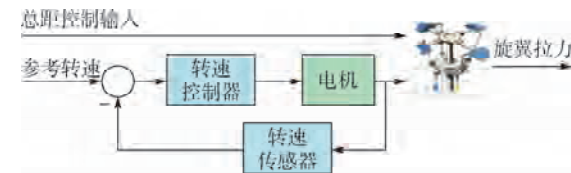


图 2 动力闭环系统结构

Fig. 2 Structure diagram of dynamic closed-loop system

无人机旋翼处的迎角和侧滑角一般为小角度,所以旋翼所受的气动合力在机体坐标系 x 轴下的分量近似为 $H_f + H_r$,在机体坐标系 y 轴下的分量近似为 $Y_f + Y_r$;旋翼所受的气动合力矩在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴下的分量分别近似为 $L_{HF} + L_{HR}$ 、 $M_{HF} + M_{HR}$ 、 $Q_f + Q_r$ 。

前、后旋翼气动力在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴上分解的合力矩 L_p 、 M_p 、 N_p 计算如下:

$$\begin{cases} L_p = (Y_{mf} + Y_f)h_f + (Y_{mr} + Y_r)h_r \\ M_p = -(X_{mf} + H_f)h_f - (X_{mr} + H_r)h_r - Z_{mf}l_f + Z_{mr}l_r \\ N_p = (Y_{mf} + Y_f)l_f - (Y_{mr} + Y_r)l_r \end{cases} \quad (9)$$

式中: h_f 、 h_r 分别为前、后旋翼桨毂中心到无人机重心在垂向上的距离; l_f 、 l_r 分别为前、后旋翼桨毂中心到无人机横侧向上的距离。

通过旋翼无人机的滚转和俯仰姿态角可以计算出无人机的重力在机体坐标系上的 3 个分量:

$$\begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: m 为无人机质量; g 为重力加速度; θ 为俯仰角大小; ϕ 为滚转角大小。对旋翼无人机进行受力分析可知,合力是由前后旋翼气动力、机身气动力和重力组成。合力矩是由旋翼气动力对重心产生的力矩、旋翼扭矩与桨毂力矩和机身气动力矩组成的。具体受力分析如图 3 所示。

旋翼无人机所受合力在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴的分量为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -X_{mf} + X_{mr} + H_f + H_r + D_x + G_x \\ Y_{mf} + Y_{mr} + Y_f + Y_r + Y_{fus} + D_y + G_y \\ Z_{mf} + Z_{mr} + T_{fus} + D_z + G_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

所受合力矩在机体坐标系 x 、 y 、 z 轴的分量为

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_p \\ M_p \\ N_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{HF} \\ M_{HF} \\ Q_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{HR} \\ M_{HR} \\ Q_r \end{bmatrix} \quad (12)$$

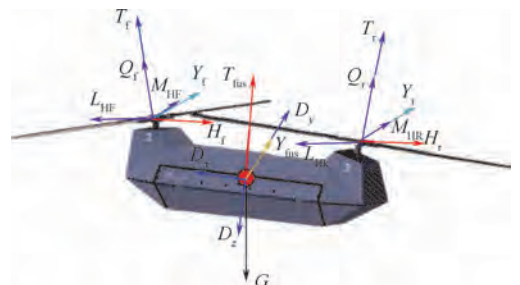


图 3 纵列式旋翼无人机受力分析

Fig. 3 Force analysis diagram of tandem rotor UAV

根据牛顿第二定律和动量矩定理可得到旋翼无人机的六自由度刚体力学模型:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = qr(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + L/I_{xx} \\ \dot{q} = pr(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + M/I_{yy} \\ \dot{r} = pq(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + N/I_{zz} \end{cases} \quad (14)$$

式中: I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 分别为无人机绕机体坐标系 x 、 y 、 z 轴的惯性张量; p 、 q 、 r 分别为无人机绕机体坐标系 x 、 y 、 z 轴的角速度。

为方便姿态解算,现采用 zyx 欧拉角来描述姿态转动,因此旋翼无人机的运动学方程组为

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) \end{cases} \quad (15)$$

式中: ψ 为旋翼无人机的偏航角。

将合力表达式(11)代入到平动方程式(13),合力矩表达式(12)代入到转动方程式(14),结合运动学方程(15),就可以得到纵列式旋翼无人机的全量非线性系统:

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{u}) \quad (16)$$

式中: \mathbf{u} 为无人机控制输入量,即纵向变距控制输入量、总距控制输入量、横侧向变距控制输入量和偏航量; \mathbf{X} 为无人机的飞行状态变量。

在不同飞行状态工作点下,根据小扰动原理,可将无人机非线性模型进行线性化,并将横侧向、纵向运动分离,从而方便设计无人机旋翼展开的姿态控制律。

2 潜射过程控制系统设计

2.1 发射窗口设计

海浪的运动因受到海风、洋流、潮汐等多种因素的影响,通常表现为随机的、不规则的运动状态。因此,旋翼无人机发射筒漂浮在海面上时,会受到海浪运动的影响。为了保证安全发射,有必要在短时间内预测波浪的运动,从而选择合适的时间弹射。相关研究表明,发射筒在海面上的姿态通常取决于波浪倾角,因此对发射筒运动姿态的研究已经转化为对波浪倾角的研究。由于无法获得实时观测的海浪波倾角数据,需要先建立一个随机海浪模型,通过仿真获得波倾角数据^[14]。

通过分析大量实验观测到的数据可知,成熟海浪是一个随机过程。通过随机海浪理论得知,

多个随机独立变量可以构成对海浪的模拟。本文将海浪波假定为长峰波,即波仅在主风方向上,波线无限长,波峰相互平行,海面上某一点的海面波动 $\eta(x, t)$ 可以用多个随机初始相角的余弦波叠加实现,即

$$\eta(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \zeta_{ai} \cos(\omega_i t - k_i x + \varepsilon_i) \quad (17)$$

式中: ζ_{ai} 为第 i 个余弦波的振幅大小; x 为波点位置; t 为时间; k_i 为第 i 个余弦波的波数,是一个在 $(0, 2\pi)$ 范围内的随机变量; ω_i 为第 i 个余弦波的频率; ε_i 为第 i 个余弦波的初相位。

本文假设模拟的波浪谱为皮尔逊-莫斯科维茨谱。根据已有的海况数据,在三级海况下,有义波高在 0.5 ~ 1.25 m。波浪谱是一个窄带谱,其能量主要集中在的频带区间为 0.5 ~ 3 rad/s。仿真得到的随机海浪的波高和波倾角数据如图 4 和图 5 所示。

本文通过建立 LSTM 网络模型对波倾角进行预测,将仿真得到的波倾角数据按照顺序划分训练集和测试集,前 90% 作为训练集,剩余的作为测试集,由此可得到该神经网络模型预测的准确性 ε , 如图 6 所示。

在进行预测时,采用已有的波倾角数据作为输入,每次预测只对下一个时间点的波倾角值进

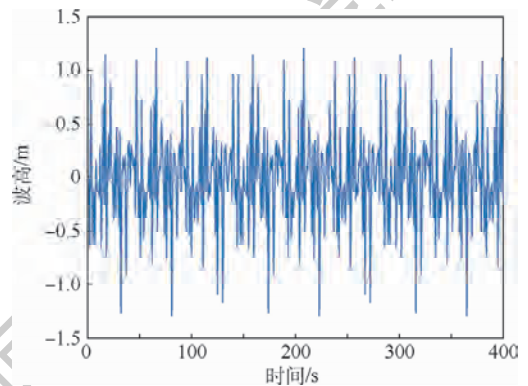


图 4 波高

Fig. 4 Height of wave

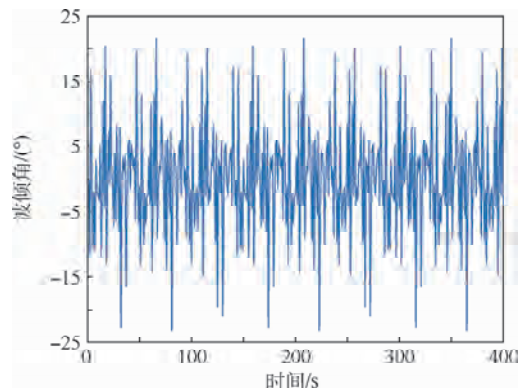


图 5 波倾角

Fig. 5 Slope of wave

行预测,然后将下一时间点测得的实际波倾角作为新的输入更新网络,就可以得到接下来一段时间内的波倾角数据,如图 7 所示。

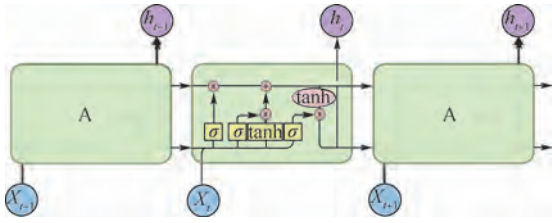


图 6 长短期记忆学习网络

Fig. 6 Long short-term memory learning network

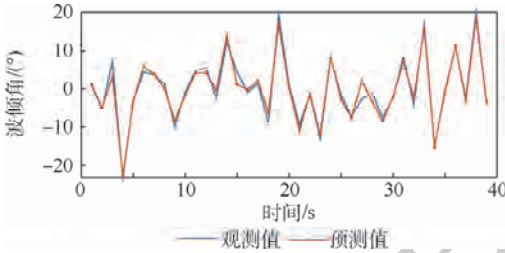


图 7 波倾角预测结果

Fig. 7 Prediction results of slope of wave

2.2 姿态控制律设计

为减少发射装置的复杂度,在助推段的姿态控制上可以仅对俯仰进行控制,并选择合适的发射时机,尽可能减小初始的偏航角和偏航角速度,如图 8 所示。

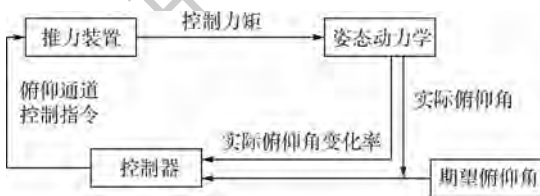


图 8 俯仰通道控制原理图

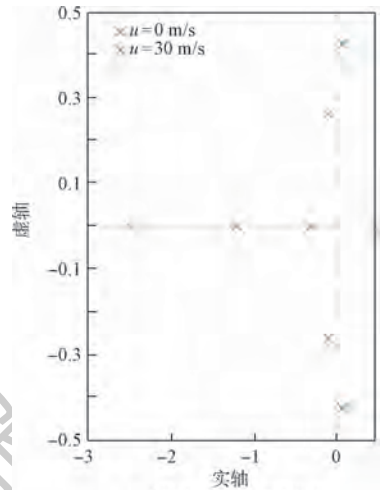
Fig. 8 Schematic diagram of pitch channel control

本文的设计重点在于潜射无人机在旋翼展开时的姿态环控制,而不是旋翼展开的执行机构装置,因此假设旋翼展开产生的冲击载荷对无人机姿态控制的影响较小,可忽略不计。

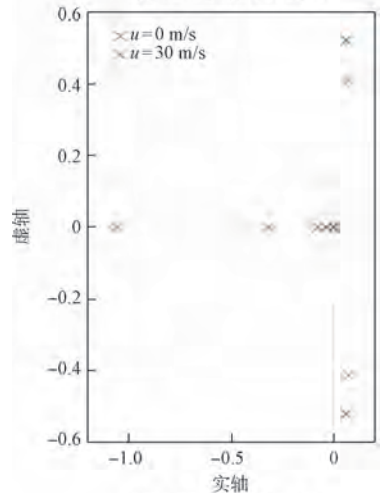
分析线性化后的模型,可计算出纵列式旋翼无人机的纵、横侧向运动的特征根,具体分布如图 9 所示。可以看出,纵列式旋翼无人机是一个静不稳定系统,因此无人机的姿态控制需要进行增稳设计。为此,本文选用 L1 自适应控制方法来设计无人机旋翼展开时的姿态控制律。

L1 自适应控制器整体结构由全阶状态观测器、参数自适应律、自适应控制器和低通滤波器构成,具体结构如图 10 所示。

L1 自适应控制器的低通滤波器的作用是滤除控制输入信号中的高频信号,其带宽的设计直



(a) 纵向运动特征根分布



(b) 横向运动特征根分布

图 9 旋翼无人机纵、横侧向分离运动的特征根

Fig. 9 Horizontal and vertical separation motion characteristic roots of rotor UAV

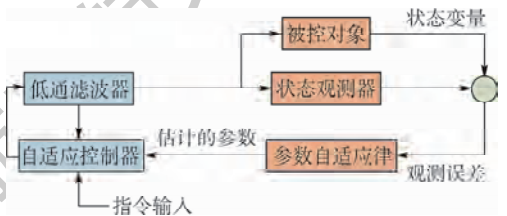


图 10 L1 自适应控制结构示意图

接影响着控制系统的幅值裕度和相角裕度,从而影响着控制系统的鲁棒性^[15]。

将带有不确定性参数的旋翼无人机非线性状态方程式进行线性化,并分离出如下纵向运动方程:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_h(t) = \mathbf{A}_h \mathbf{x}_h(t) + \mathbf{b}_h (\boldsymbol{\omega}_h \mathbf{u}_h(t) + \boldsymbol{\theta}_h^T(t) \mathbf{x}_h(t) + \boldsymbol{\sigma}_h(t)) \\ \mathbf{y}_h(t) = \mathbf{c}_h^T \mathbf{x}_h(t) \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\mathbf{x}_h(t)$ 为可测量的纵向运动状态; \mathbf{A}_h 、 \mathbf{b}_h 和 \mathbf{c}_h^T 分别为纵向运动状态矩阵、输入矩阵和输出矩

阵; $\mathbf{u}_h(t)$ 和 $y_h(t)$ 分别为纵向运动系统的控制输入和输出; ω_h 为与输入量有关的不确定性参数; $\hat{\theta}_h^T(t)\mathbf{x}_h(t)$ 代表与状态变量有关的不确定性部分; $\hat{\sigma}_h(t)$ 代表与状态变量无关的不确定性部分。结合纵向运动建模情况可知, 参数 ω_h 、 θ_h 与纵列式潜射无人机的质量、转动惯量和气动参数相关, σ_h 与外界阵风干扰相关。

假设模型不确定性参数满足如下条件。

1) 参数 $\theta_h(t)$ 和 $\sigma_h(t)$ 满足:

$$\begin{cases} \theta_h(t) \in \Theta \\ |\sigma_h(t)| \leq \Delta_0 \\ \forall t \geq 0 \end{cases}$$

式中: Θ 为已知凸集; $\Delta_0 \in \mathbf{R}^+$ 。

2) 参数 $\theta_h(t)$ 和 $\sigma_h(t)$ 连续可微且一致有界:

$$\begin{cases} \|\dot{\theta}_h(t)\| \leq d_\theta < \infty \\ |\dot{\sigma}_h(t)| \leq d_\sigma < \infty \\ \forall t \geq 0 \end{cases}$$

3) 输入加权参数中 ω_h 的任意分量 $\omega \in \mathbf{R}$ 满足:

$$\omega \in \Omega_0 \in [\omega_l, \omega_u]$$

对于本文设计的纵列式旋翼无人机潜射控制系统, 以上假设均可以满足。

在设计 L1 自适应控制器前, 本文先采用 LQR 控制方法设计状态反馈增益阵, 使得姿态控制具有增稳效果。LQR 的设计方法是先拟定一个与状态变量和控制输入相关的指标函数:

$$J = \int (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (19)$$

指标函数中的 \mathbf{Q} 阵和 \mathbf{R} 阵分别实现了对状态变量和控制输入的加权, \mathbf{Q} 阵和 \mathbf{R} 阵均为对角半正定矩阵。LQR 最优控制是通过预先根据实际模型情况选定 \mathbf{Q} 阵和 \mathbf{R} 阵, 找出一个合适的反馈增益阵 \mathbf{K}_m , 使反馈控制输入 $\mathbf{u} = -\mathbf{K}_m \mathbf{x}$, 使指标函数 J 达到最优。

由最优控制理论可知, LQR 中的反馈增益阵 \mathbf{K}_m 的解为

$$\mathbf{K}_m = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{b}_h^T \mathbf{P}_m \quad (20)$$

式中: \mathbf{P}_m 阵通过求解如下黎卡提方程得到:

$$\mathbf{A}_h^T \mathbf{P}_m + \mathbf{P}_m \mathbf{A}_h - \mathbf{P}_m \mathbf{b}_h \mathbf{R}^{-1} \mathbf{b}_h^T \mathbf{P}_m + \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (21)$$

现记状态反馈后的状态矩阵为

$$\mathbf{A}_m = \mathbf{A}_h - \mathbf{b}_h \mathbf{K}_m \quad (22)$$

全阶状态观测器形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}_h(t) = \mathbf{A}_h \hat{\mathbf{x}}_h(t) + \mathbf{b}_h (\hat{\omega}_h \mathbf{u}_h(t) + \hat{\theta}_h^T(t) \mathbf{x}_h(t) + \hat{\sigma}_h(t)) \\ \hat{y}_h(t) = \mathbf{c}_h^T \hat{\mathbf{x}}_h(t) \end{cases} \quad (23)$$

式(23)与式(18)不同的是: 模型中的不确定参数 ω_h 、 θ_h 、 σ_h 均为参数自适应律计算出的估计值 $\hat{\omega}_h$ 、 $\hat{\theta}_h$ 、 $\hat{\sigma}_h$, 观测器据此计算状态变量的估计值 $\hat{\mathbf{x}}_h(t)$ 。估计的状态变量与真实状态变量的偏差将用于参数自适应律的计算。

待估计参数的自适应律计算公式如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}}_h(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}_h(t), -\tilde{\mathbf{x}}_h^T(t) \mathbf{P} \mathbf{b}_h \mathbf{x}_h(t)), \hat{\theta}_h(0) = \hat{\theta}_0 \\ \dot{\hat{\sigma}}_h(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\sigma}_h(t), -\tilde{\mathbf{x}}_h^T(t) \mathbf{P} \mathbf{b}_h), \hat{\sigma}_h(0) = \hat{\sigma}_0 \\ \dot{\hat{\omega}}_h(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\omega}_h(t), -\tilde{\mathbf{x}}_h^T(t) \mathbf{P} \mathbf{b}_h \mathbf{u}_{ad}(t)), \hat{\omega}_h(0) = \hat{\omega}_0 \end{cases} \quad (24)$$

式中: Γ 为自适应增益; $\text{Proj}(\cdot)$ 为投影算子, 保证了估计值参数的有界性。

$\mathbf{P} = \mathbf{P}^T$ 为如下李雅普诺夫方程:

$$\mathbf{A}_m^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_m = -\mathbf{Q} \quad (25)$$

对于任意 $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T$ 的解。

L1 自适应控制器输入的具体形式如下:

$$\mathbf{u}_{ad}(s) = -kD(s)(\hat{\eta}(s) - k_g r(s)) \quad (26)$$

式中: k 为自适应反馈增益; $D(s)$ 为低通滤波器; $r(s)$ 为指令输入 $r(t)$ 的拉普拉斯变换; $\hat{\eta}(s)$ 为 $\hat{\eta}(t) = \hat{\omega}(t) \mathbf{u}_{ad}(t) + \hat{\theta}^T \mathbf{x}(t) + \hat{\sigma}(t)$ 的拉普拉斯变换; 设计指令输入的增益 k_g , 可使得系统输出能稳定地跟踪指令输入信号。

状态观测器输出的传递函数表达为

$$\hat{y} = \mathbf{c}^T (s\mathbf{I} - \mathbf{A}_m)^{-1} \mathbf{b} (\hat{\omega} \mathbf{u} + \hat{\theta} \mathbf{x} + \hat{\sigma}) \quad (27)$$

式中: \mathbf{c} 为系统输出矩阵。当时间趋于无穷, 输出值可达到:

$$\hat{y} = -\mathbf{c}^T \mathbf{A}_m^{-1} \mathbf{b} (\hat{\omega} \mathbf{u} + \hat{\theta} \mathbf{x} + \hat{\sigma}) \quad (28)$$

为使得 $\hat{y} = r$, 则可以求解出:

$$\mathbf{u} = \frac{1}{\hat{\omega}} \left(-\frac{1}{-\mathbf{c}^T \mathbf{A}_m^{-1} \mathbf{b}} r - \hat{\theta} \mathbf{x} - \hat{\sigma} \right) \quad (29)$$

因此, 可以求解出增益 $k_g = -1/(\mathbf{c}^T \mathbf{A}_m^{-1} \mathbf{b})$ 。

设计的低通滤波器形式为

$$C(s) = \frac{\omega k D(s)}{1 + \omega k D(s)} \quad (30)$$

低通滤波器 $C(s)$ 的设计需保证 $C(0) = 1$, 这里选取 $D(s) = 1/s$ 进行简化设计。

k 为自适应反馈增益, 其值直接影响着低通滤波器带宽。为保证闭环系统的渐进稳定性, k 的设计必须满足闭环系统 L1 小增益定理。现定义:

$$\begin{cases} L = \max_{\theta \in \Theta} \|\theta\|_1 \\ H(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A}_m)^{-1} \mathbf{b} \\ G(s) = H(s)(1 - C(s)) \end{cases} \quad (31)$$

则根据闭环系统 L1 小增益定理,设计的增益 k 需满足:

$$\|G(s)\|_{L1} L < 1 \quad (32)$$

3 潜射过程控制仿真

3.1 火箭助推姿态控制仿真

在助推段无人机是从筒内发射,能够选取的发射方案有限。现在控制总推力一定的情况下,对连续差分推力控制(方案 1)、脉冲推力差分控制(方案 2)和推力矢量姿态控制(方案 3)进行了建模仿真,仿真结果如图 11 和图 12 所示。

通过对比 3 个方案的姿态角曲线和飞行高度

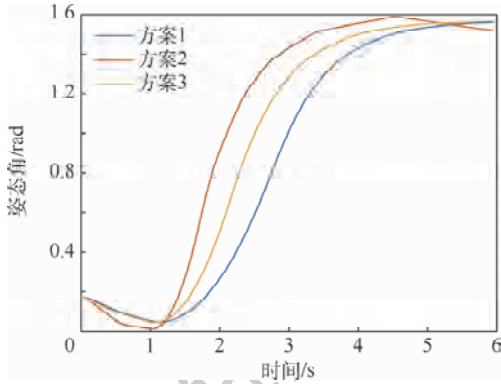


图 11 姿态角变化曲线比较

Fig. 11 Comparison of attitude angle change curves

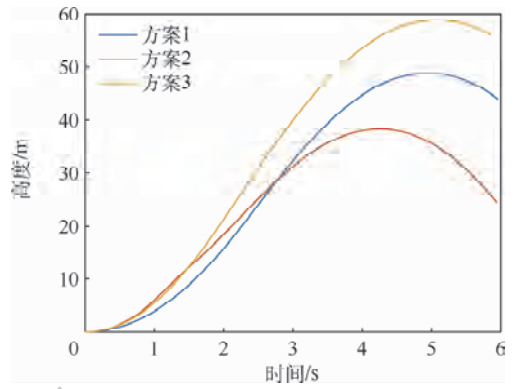


图 12 高度变化曲线比较

Fig. 12 Comparison of height change curves

曲线可以得到,推力矢量姿态控制方案的姿态角控制的快速性和稳定性更优,并且可以满足具体的设计要求,最终选定采用推力矢量姿态控制的方案。

由于发射空间有限,本文采用了二维平面的燃烧舵式推力矢量控制技术,通过预测波倾角对弹射时机进行选择,从而尽可能减小初始状态的偏航角和偏航角速度,确保在助推段的短时间内偏航姿态保持在旋翼可安全展开的范围内。

3.2 旋翼展开姿态控制仿真

在前飞速度为 30 m/s 情况下,纵列式旋翼无人机线性化后的纵向运动状态方程如下:

$$\begin{cases} \mathbf{A}_h = \begin{bmatrix} -0.3166 & 0.0256 & 0.5071 & -10.5285 \\ -0.8911 & -0.7458 & 3.1435 & 11.3042 \\ 0.3910 & 0.0168 & -3.9492 & -6.2941 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \\ \mathbf{b}_h = \begin{bmatrix} 0.0169 & 0.0208 \\ 0.0485 & -1.4271 \\ 0.1831 & 0.0743 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \dot{\mathbf{x}}_h = \mathbf{A}_h \mathbf{x}_h + \mathbf{b}_h \mathbf{u}_h \end{cases} \quad (33)$$

式中: $\mathbf{x}_h = [u \ w \ q \ \theta]^T$ 为无人机纵向运动的状态变量; $\mathbf{u}_h = [u_b \ u_c]^T$ 为控制输入变量。

用 LQR 控制方法设计出的状态反馈增益阵为

$$\mathbf{K}_h = \begin{bmatrix} -0.0016 & 0.0047 & 0.0772 & 0.1064 \\ 0.0035 & -0.0178 & -0.0013 & -0.0432 \end{bmatrix} \quad (34)$$

考虑到纵向实际飞行状态、纵列式旋翼无人机系统特性与外界环境干扰情况,选取的纵向模型各项不确定参数变化范围为

$$\theta \in [-0.1, 0.1], \Delta \in [-1, 1], \Omega_0 \in [0, 0.5]$$

由此可知, $L = \max_{\theta \in \Theta} \|\theta\|_1 = 0.4$, 选取自适应增益 $\Gamma = 10000$ 。经粗略计算发现当选取 $k > 80$ 时,满足式(31)中的稳定条件。因此,选取增益 $k = 100$ 。

为验证纵向俯仰姿态 L1 自适应控制器的跟踪性能,现给定 10° 的俯仰角阶跃指令信号进行仿真。将模型中未知参数重新设定如下:

$$\begin{aligned} \theta_h &= [0.05 \sin(\pi t/2) \ 0.1 \ 0.05 \sin(\pi t/2) \\ &\quad 0.1 \sin(\pi t/4)] \\ \omega_h &= [1 \ 1] \\ \sigma_h &= 0.5 \sin(\pi t) \end{aligned}$$

将 L1 自适应控制下的俯仰角输出与固定参数的 PID 控制进行对比,仿真结果如图 13 所示。对比图 13 中 L1 自适应控制器和 PID 控制器的输出响应可知,固定参数的 PID 控制器在系统受扰后动态特性变差。而 L1 自适应控制器下的输出超调量约 5%,响应上升时间约 0.4 s,稳定时间约 5 s,在抗干扰性和对气动参数不确定变化的鲁棒性上表现得更好。

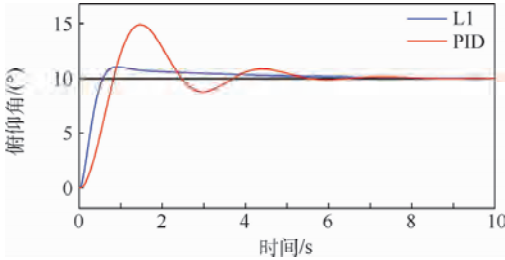


图 13 俯仰通道输出响应

Fig. 13 Output response of pitch channel

在前飞速度为 30 m/s 情况下,纵列式旋翼无人机线性化后的横侧向运动状态方程如下:

$$\begin{cases} A_l = \begin{bmatrix} -0.8012 & 0 & -0.0802 & -0.0232 \\ 1 & 0 & 0.0019 & 0 \\ -0.0928 & 0 & -0.0466 & -0.0041 \\ -0.5765 & 9.8000 & -0.0650 & -0.1255 \end{bmatrix} \\ b_l = \begin{bmatrix} 0.1650 & -0.0239 \\ 0 & 0 \\ 0.0159 & 0.0761 \\ 0.1355 & -0.0064 \end{bmatrix} \\ \dot{x}_l = A_l x_l + b_l u_l \end{cases} \quad (35)$$

式中: $x_l = [p \ \phi \ r \ v]^T$ 为无人机横侧向运动的状态变量; $u_l = [u_a \ u_r]^T$ 为控制输入变量, u_r 为旋翼无人机偏航控制输入量。

用 LQR 控制方法设计出的状态反馈增益阵为

$$K_l = \begin{bmatrix} 3.5078 & 3.7680 & -0.2259 & 0.0182 \\ -0.7160 & -0.6071 & 1.0675 & 0.0002 \end{bmatrix} \quad (36)$$

考虑到横侧向实际飞行状态、纵列式旋翼无人机系统特性与外界环境干扰情况,选取的横侧向模型各项不确定参数变化范围为

$$\theta \in [-0.1, 0.1], \Delta \in [-1, 1], \Omega_0 \in [0, 0.2]$$

由此可知, $L = \max_{\theta \in \Theta} \|\theta\|_1 = 0.4$, 选取自适应增益 $\Gamma = 10\,000$, 经粗略计算发现当选取 $k > 120$ 时,满足式(31)中的条件。因此选取增益 $k = 150$ 。

为验证横侧向俯仰姿态 L1 自适应控制器的

稳定性能,现假定无人机在初始时刻受到 10° 的滚转角扰动和 $1^\circ/\text{s}$ 的偏航角速率扰动。将模型中的未知参数重新设定如下:

$$\begin{aligned} \theta_l &= [0.05\sin(\pi t/2) \quad 0.1\sin(\pi t/4) \quad 0.1 \\ &\quad 0.05\sin(\pi t/2)] \\ \omega_l &= [1 \quad 1] \\ \sigma_l &= 0.1\sin(\pi t) \end{aligned}$$

将 L1 自适应控制下的滚转角输出与固定参数的 PID 控制进行对比,仿真结果如图 14 所示。对比图 14 中 L1 自适应控制器和 PID 控制器的输出响应可知,L1 自适应控制器在气动参数变化和干扰的情况下,仍能在 8 s 内较好地快速控制滚转角至稳定状态,动态过程最大振幅不超过 3° ;而 PID 控制器的输出产生了 -10° 的振荡,飞行姿态的控制效果变差。

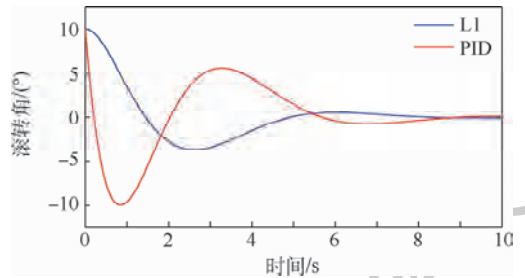


图 14 滚转通道输出响应

Fig. 14 Output response of roll channel

将 L1 自适应控制下的偏航角输出与固定参数的 PID 控制进行对比,仿真结果如图 15 所示。对比图 15 中 L1 自适应控制器和 PID 控制器的输出响应可知,在气动参数变化和干扰的情况下,PID 控制器的输出动态特性较差,过渡过程中的振荡振幅约 $0.3^\circ/\text{s}$ 。L1 自适应控制器控制偏航角速率收敛的过程有较小的波动,但无振荡情况,偏航通道在 7 s 后稳定收敛至 0。

综合以上仿真结果可知,L1 自适应姿态控制器相比 PID 基本姿态控制器,其控制品质较好,动态响应特性得到改善,在对气动参数变化的鲁棒性和对环境的抗干扰性方面表现得更好。

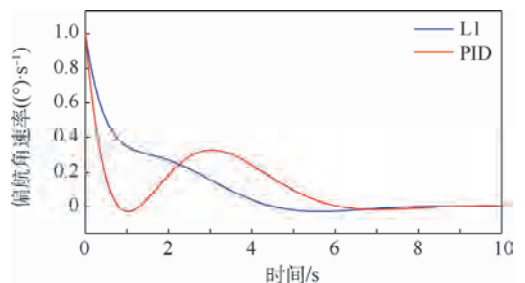


图 15 偏航通道输出响应

Fig. 15 Output response of yaw channel

3.3 潜射过程总体仿真

旋翼无人机潜射过程中仿真条件设定如下:

- 1) 在 $t=0$ s 时刻,旋翼无人机弹射出筒,同时火箭点火,助推无人机垂直升空。
- 2) 在 $t=3$ s 时刻,助推火箭脱落,旋翼展开。
- 3) 无人机最终调整自身俯仰姿态至 -5° ,以实现稳定前飞状态。
- 4) 仿真总时长为 10 s,仿真步长设定为 0.01 s。
- 5) 旋翼无人机模型中的不确定性参数与 3.2 节相同。

在 MATLAB 软件中搭建 Simulink 框架仿真上述整个潜射过程,旋翼无人机高度变化如图 16 所示。

从图 16 结果中可知,旋翼无人机潜射升空的加速度约为 8.9 m/s^2 ,在 $t=3$ s 时刻,火箭脱落,旋翼无人机的高度下降约 1 m 后在 1 s 内又控制稳定在 40 m。此结果验证了旋翼展开的响应快速性。

旋翼无人机的俯仰角变化如图 17 所示。

观察图 17 结果可知,助推火箭的矢量控制发动机在 1 s 后开始控制箭体和无人机的俯仰角姿态,在 $t=3$ s 时火箭姿态发动机能将无人机的俯仰姿态调整至 12.6° ,之后火箭脱落,无人机旋翼展开,通过已设计的 L1 姿态控制器将自身俯仰姿态在 1 s 内控制到 -5° ,实现了无人机的稳定前飞。

潜射过程总体仿真的结果表明,助推火箭能够通过矢量姿态发动机在 2 s 内快速控制旋翼无人机在发射过程中的俯仰姿态。旋翼无人机在助推火箭脱落后,旋翼能够快速展开,动力系统能够在 1 s 内将无人机保持在指定高度。设计的旋翼

展开姿态控制器对气动参数的不确定变化具有鲁棒性,其动态响应时间小于 1 s,能够实现无人机在潜射场景中的姿态稳定飞行。

4 结论

本文提出了一种针对纵列式布局小型旋翼无人机的潜射控制系统方案,使得旋翼无人机能够在潜射过程中快速准确地调整发射时间和自身姿态,从而实现姿态稳定飞行。

具体工作如下:

- 1) 预测海浪模型能够完成无人机发射时间窗口的优化。
- 2) 设计出的潜射助推方案和火箭助推的姿态控制律能够确保无人机稳定的上升至指定高度。
- 3) 设计出的 L1 自适应姿态控制器能够保证无人机在旋翼展开时快速调整自身俯仰姿态,且对气动参数的变化具有一定的鲁棒性。

本文完成了纵列式布局旋翼无人机的潜射控制系统仿真验证,仿真结果表明,设计的无人机潜射控制系统能够在 10 s 内将无人机成功助推至一定高度,实现无人机的姿态稳定飞行,确保无人机能够正常执行反潜等任务。

参考文献 (References)

- [1] DUDGEON G W, GRIBBLE J J. Helicopter attitude command attitude hold using individual channel analysis and design[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(5): 962-971.
- [2] KIM H J, SHIM D H. A flight control system for aerial robots: Algorithms and experiments[J]. Control Engineering Practice, 2003, 11(12): 1389-1400.
- [3] WEILENMANN M F, GEERING H P. A test bench for the rotorcraft hover control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(4): 729-736.
- [4] 户艳鹏,李书,杨延平,等.基于 H_∞ 回路成形的无人直升机动态逆控制研究[J]. 飞行力学, 2019, 37(6): 79-83.
HU Y P, LI S, YANG Y P, et al. Research on dynamic inverse control of unmanned helicopter based on H_∞ loop-shaping[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(6): 79-83 (in Chinese).
- [5] POSTLETHWAITE I, SMERLAS A, WALKER D J, et al. H_∞ control of the NRC Bell 205 fly-by-wire helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1999, 44(4): 1720-1724.
- [6] YUE A, POSTLETHWAITE I. H_∞ -optimal design for helicopter control[C]// American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 1988: 1679-1684.
- [7] STENGEL R F, BROUSSARD J R, BERRY P W. Digital flight control design for a tandem-rotor helicopter[J]. Automatica, 1978, 14(4): 301-312.

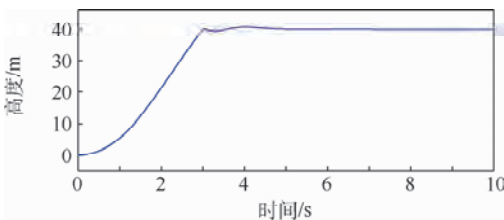


图 16 旋翼无人机潜射过程高度变化

Fig. 16 Height of rotor UAV during underwater-launched process

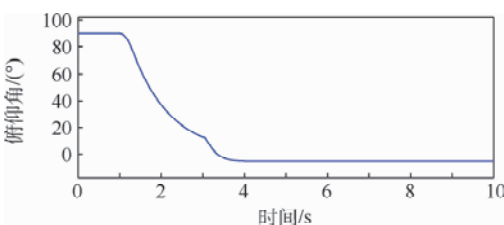


图 17 旋翼无人机潜射过程俯仰角变化

Fig. 17 Pitch angle of rotor UAV during underwater-launched process

- [8] 宋一可,李志宇,王从庆,等.基于遗传算法的无人直升机模糊PID姿态控制[J].指挥控制与仿真,2019,41(6):113-119.
SONG Y K, LI Z Y, WANG C Q, et al. Fuzzy PID attitude control of unmanned helicopter based on genetic algorithms[J]. Command Control & Simulation, 2019, 41(6): 113-119 (in Chinese).
- [9] DZUL A, HAMEL T, LOZANO R. Nonlinear control for a tandem rotor helicopter[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2002, 35(1):229-234.
- [10] ISHITOBI M, NISHI M, NAKASAKI K. Nonlinear adaptive model following control for a 3-DOF tandem-rotor model helicopter[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(8):936-943.
- [11] HUANG C Y, CELI R, SHIH I C. Reconfigurable flight control systems for a tandem rotor helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1999, 44(1):50-62.
- [12] 孙全兵.纵列式航模直升机建模与分析[J].国际航空航天科学,2016,4(2):9-15.
SUN Q B. Modeling and analysis of aero-model tandem helicopter[J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2016, 4(2):9-15 (in Chinese).
- [13] 陈绍冯.基于深度辨识模型的无人直升机自适应控制[D].长沙:中国科学技术大学,2018.
CHEN S F. Deep identifier for dynamic modelling and adaptive control of unmanned helicopter[D]. Changsha: University of Science and Technology of China, 2018 (in Chinese).
- [14] 赵建鹏,张爱军,蔡程飞,等.基于门控循环网络的海浪波倾角预测研究[J].国外电子测量技术,2019,38(5):96-100.
ZHAO J P, ZHANG A J, CAI C F, et al. Research on prediction of slope of wave based on GRU network[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2019, 38(5):96-100 (in Chinese).
- [15] 刘玉焱.尾座式无人机的飞行控制器设计[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
LIU Y T. Design of flight controller for a tail-sitter UAV[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014 (in Chinese).

作者简介:

吴江 男,博士,副教授。主要研究方向:导航制导与控制。

陈恩民 男,硕士研究生。主要研究方向:导航制导与控制。

高翼捷 女,硕士研究生。主要研究方向:导航制导与控制。

夏洁 女,博士,副教授。主要研究方向:导航制导与控制。

Design of underwater-launched controller for small rotor UAV

WU Jiang, CHEN Enmin, GAO Yijie, LIU Yipeng, GAO Xin, XIA Jie*

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The attitude stability of the underwater-launched small rotor UAV directly affects the result of the entire submarine launch task. Aimed at the problems that the rotor UAV's attitude is difficult to adjust quickly during the launching period, and the initial launch attitude is easily interfered by ocean waves, a novel control scheme for the UAV underwater-launched system is proposed. Meanwhile, this paper specifically uses a booster rocket with a vector control engine to adjust the attitude of the UAV in the launch period, and optimize the UAV launch time by the ocean waves' attitude prediction model. Aimed at the problem of the unstable attitude of the rotor UAV when the rotor unfolds after the launch, the attitude control law based on the L1 adaptive method is designed for stability augmentation. Simulation results show that the vector control engine of the booster rocket can quickly adjust the pitch attitude of the UAV within 2 s. The designed L1 adaptive attitude control law can complete the stable control of the pitch attitude within 2 s when the rotor unfolds, and has robustness to the uncertain changes of aerodynamic parameters in the submarine launch.

Keywords: underwater-launched UAV; underwater-launched; rocket-assisted ejection; unfolded rotor; attitude control

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0277

基于 CGAPIO 的航天器编队重构路径规划方法



华冰*, 孙胜刚, 吴云华, 陈志明

(南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘 要: 针对航天器编队重构的路径规划问题, 考虑燃料消耗和碰撞概率等约束条件, 以及基本鸽群算法存在的问题, 提出一种基于混沌初始化和高斯扰动的自适应鸽群 (CGAPIO) 算法。为了得到多样性和覆盖性更好的鸽群初始值, 采用 Tent Map 混沌模型进行鸽群初始化操作; 在地图和指南针算子阶段, 为提高全局搜索能力, 引入了自适应的权重因子和学习因子更新个体的位置和速度; 在地标算子阶段, 为避免算法陷入局部最优, 将高斯扰动加入到鸽群中心位置。仿真实验结果表明: CGAPIO 算法与基本鸽群算法和粒子群算法相比, 提高了全局搜索能力, 避免了局部最优, 规划得到的路径更加平滑, 各航天器碰撞概率较低, 编队重构消耗的总燃料至少减少了 12%。

关键词: 航天器编队; 路径规划; 鸽群 (PIO) 算法; 编队重构; 自适应因子

中图分类号: TP242.6

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0223-08

微小航天器具有体积小、质量轻、成本低、灵活性高及研制周期短等显著优点。多个微小航天器编队飞行, 可以实现一些复杂的功能, 且能够大幅度降低开发成本和风险^[1], 在对地观测、航天器物联网、海运和天气监测等方面有着广阔应用前景。队形重构是航天器编队飞行任务的重要组成部分, 在编队重构进行路径规划时, 首先应该考虑的是防止各成员之间在变轨过程中的碰撞, 以及变轨燃料消耗的最优化问题。

针对路径规划问题, 目前的研究方法大致可以分为传统算法和启发式智能算法 2 类。传统算法包括视图法、人工势场法、单元分解法、精确数学规划法等^[2], 存在模型复杂、效率低和容易陷入局部最优等缺点。启发式智能算法包括遗传算法、蚁群算法、粒子群 (Particle Swarm Optimization, PSO) 算法和鸽群 (Pigeon-Inspired Optimization, PIO) 算法等^[3], 具有模型参数少、求解速度快和收敛性好等优点。

鸽群算法是 2014 年 Duan 和 Qiao^[4] 受到鸽群自主归巢行为启发提出的仿生智能优化算法。自提出后, 鸽群算法在编队路径规划方面取得了许多成果。林娜、黄思铭、拱长青^[5] 利用鸽群算法解决无人机航迹规划问题, 引入自适应权重系数, 解决了局部最优和收敛速度慢的问题, 但是航迹质量和效率有待提高, 另外需要经过样条平滑算法改进。北京航空航天大学的胡耀龙、冯强等^[6] 为了避免标准鸽群算法陷入局部最优, 提出了一种基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法, 该算法提升了多峰函数优化问题中的收敛精度和收敛速度, 并且能有效避免陷入局部最优解, 但是没有针对实际问题建模分析。哈尔滨工程大学的崔文豪^[7] 研究了 J2 摄动下的卫星编队队形重构与队形保持方法, 利用极小值理论, 运用多重打靶法结合改进鸽群算法, 改善重构控制精度和燃料消耗, 但是并没有考虑各成员星变轨时的碰撞问题。Zhang 和 Duan^[8] 提出了一种

收稿日期: 2020-06-17; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-07 09:30

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200806.1536.005.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61973513, 61673208)

* 通信作者. E-mail: huabing@nuaa.edu.cn

引用格式: 华冰, 孙胜刚, 吴云华, 等. 基于 CGAPIO 的航天器编队重构路径规划方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 223-230. HUA B, SUN S G, WU Y H, et al. Path planning method for spacecraft formation reconfiguration based on CGAPIO [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 223-230 (in Chinese).

满足高斯分布的鸽群算法用来解决航天器编队重构路径规划问题,考虑了各成员不发生碰撞情况下的燃料消耗最小化问题,但稳定性需要提高。虽然已有很多研究体现了鸽群算法的有效性,但是鸽群算法仍然存在参数优化、收敛速度慢、易陷入局部最优等问题,路径规划的效果并不理想。

针对上述鸽群算法本身及应用的不足之处,本文对基本鸽群算法进行了3点改进:采用 Tent Map 混沌模型进行鸽群初始化操作,增加种群多样性;设计了自适应的地图和指南针算子防止搜索停滞;在地标算子阶段引入高斯扰动,帮助算法跳出局部最优。基于上述改进,本文提出了一种基于混沌初始化和高斯扰动的自适应鸽群(CGAPIO)算法,来解决航天器编队重构路径规划问题,实现燃料消耗最优化。

1 模型构建

1.1 轨道动力学模型

假设地球是均匀球体,忽略任何摄动力,参考航天器为A,伴随航天器为B,两航天器轨道均为圆轨道。

航天器编队飞行时,两航天器之间的相对位置矢量 δr 与伴随航天器的惯性位置矢量 r_0 相比,相对位置矢量的模很小,如下:

$$\frac{\delta r}{r_0} \ll 1 \quad (1)$$

编队飞行相对参考坐标系与地心惯性坐标系的关系如图1所示。 $O-XYZ$ 为地心惯性坐标系。 $A-xyz$ 为参考航天器的相对运动坐标系,其原点与参考航天器的质心固连, y 轴与参考航天器的地心矢量 r 重合,由地心指向参考航天器。 x 轴在参考航天器的轨道面内垂直于 y 轴并指向运动方向为正, z 轴由右手规则确定。

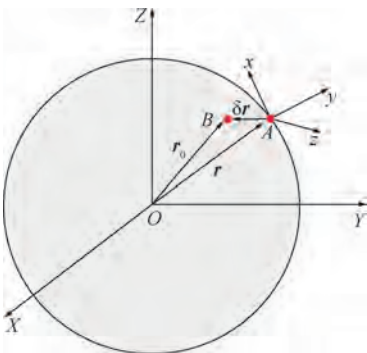


图1 编队飞行相对参考坐标系

Fig. 1 Relative frame of reference for formation flight

基于上述假设和条件,根据相对运动动力学,可以用 Clohessy-Wiltshire 方程^[9](C-W 方程)来描述航天器间相对运动。C-W 方程表示为

$$\begin{cases} \ddot{x} - 3\omega^2 x - 2\omega \dot{y} = 0 \\ \ddot{y} + 2\omega \dot{x} = 0 \\ \ddot{z} + \omega^2 z = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: ω 为参考航天器轨道角速度的大小; x, y, z 分别为相对位置矢量在参考航天器轨道坐标系三轴的投影。

假设给定初始条件,相对位置初始值 $\delta r_0 = [x_0, y_0, z_0]$,相对速度初始值 $\delta v_0 = [\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0]$,且此时的控制输入为0,则航天器相对位置的解析表达式为

$$\begin{cases} x(t) = \frac{\dot{x}_0}{\omega} \sin(\omega t) - \left(\frac{2\dot{y}_0}{\omega} + 3x_0 \right) \cos(\omega t) + 2 \left(\frac{\dot{y}_0}{\omega} + 2x_0 \right) \\ y(t) = 2 \left(\frac{2\dot{y}_0}{\omega} + 3x_0 \right) \sin(\omega t) + \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \cos(\omega t) - 3(\dot{y}_0 + 2\omega x_0)t + \left(y_0 - \frac{2x_0}{\omega} \right) \\ z(t) = \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + z_0 \cos(\omega t) \end{cases} \quad (3)$$

1.2 目标函数及约束

本文提出的航天器编队重构路径规划问题,将总燃料消耗作为目标函数,将碰撞概率视为约束条件。通过罚函数,将带约束条件的最优化问题转化为无约束条件的最优化问题。

罚函数是目前解决带约束优化问题的方法之一,其思想是:对违反约束条件的非可行点或者试图穿越约束边界逃离可行域的点给予惩罚,使其靠近可行域^[10-11]。具体实施方法是:将约束函数组成一个惩罚项,与原目标函数相加,迫使迭代点逼近可行域^[12]。

构造 CGAPIO 算法的适应度函数 $S(X)$ 为

$$S(X) = F(X) + \gamma C(X) \quad (4)$$

式中: $F(X)$ 为航天器变轨过程中燃料的总消耗量; γ 为惩罚因子; $C(X)$ 为碰撞概率^[13]。

本文提出的 CGAPIO 算法将航天器轨迹离散化,计算所有相邻离散点之间的相对速度变化量之和,以此来衡量燃料总消耗量。当两航天器之间的相对距离小于临界安全距离时,表示碰撞风险较大,此时 $C(X)$ 起到惩罚作用使航天器远离风险区域。

2 基于混沌初始化和高斯扰动的自适应鸽群算法

本文对基本鸽群算法提出了3点改进,基于此,提出了CGAPIO算法。

2.1 基本鸽群算法

鸽群算法将每一个鸽子个体视为可能解,每个个体包含位置和速度2个参数,并且根据鸽子飞行的不同阶段提出了2种算子模型。

1) 地图和指南针算子

在距离目的地较远时,鸽群主要依靠地磁场的指引靠近目的地。随着鸽群越来越接近目的地,会减少对地磁场的依赖。此阶段,个体的速度由上一代原有速度、种群的最佳位置与上一代原有位置的差值共同决定;个体的位置由其上一代原有位置和当前速度共同决定。地图和指南针算子的数学表达式为

$$V_i(t) = V_i(t-1)e^{-Rt} + \text{rand} \cdot (X_g - X_i(t-1)) \quad (5)$$

$$X_i(t) = X_i(t-1) + V_i(t) \quad (6)$$

式中: t 为迭代次数; R 为地图和指南针因子,是一个 $[0,1]$ 的常数; rand 为 $[0,1]$ 的随机数; $V_i(t)$ 和 $X_i(t)$ 分别为个体 i 在第 t 代的速度和位置; X_g 为当前种群最佳位置。

2) 地标算子

距离目的地较近时,鸽群会依靠地标导航,跟随熟悉地标的个体飞行,不熟悉地标的个体将被逐渐舍弃,鸽群的中心位置成为速度的参考方向。地标算子的数学表达式为

$$N_p(t) = \frac{N_p(t-1)}{2} \quad (7)$$

$$X_c(t) = \frac{\sum_{i=1}^{N_p} X_i(t) \cdot S(X_i(t))}{N_p \sum_{i=1}^{N_p} S(X_i(t))} \quad (8)$$

$$X_i(t) = X_i(t-1) + \text{rand} \cdot (X_c(t) - X_i(t-1)) \quad (9)$$

式中: $N_p(t)$ 为第 t 次迭代的个体数目; $X_c(t)$ 为第 t 次迭代的剩余鸽群的中心位置; $S(X_i(t))$ 为个体 i 在第 t 次迭代时的适应度函数。

2.2 混沌初始化改进算法

基本鸽群算法的位置和速度矢量初值由随机数产生,该方法尽可能地保证了随机性,整体上可以保证初始鸽群在整个解空间均匀分布,但是通过随机数产生的方法,会使某些初值远离最优解,影响种群迭代效果。

混沌现象是普遍存在于非线性动态系统中的伪随机过程。混沌运动是指在一个确定性系统中,存在着貌似随机的不规则运动,具有遍历性、随机性和对初始条件敏感等特点^[14]。Tent Map混沌模型^[15]是研究动力系统、混沌、分形等复杂系统行为的一个经典模型,数学表达式为

$$Y_{i+1} = a(1 - 2|Y_i - 0.5|) \quad i = 0, 1, 2, \dots \quad (10)$$

式中: $a \in [0, 4]$ 为Tent Map映射参数。

初始值 Y_0 取值影响混沌效果, $Y_0 \in (0, 1)$ 。图2举例说明并对比了 Y_0 分别取0.288和0.588产生50个混沌随机数的效果。

针对本文解决的问题,经过反复测试的取值,最终选择为0.280,可以产生较好的多样性效果。本文以式(11)生成初代鸽群位置。

$$X_{i+1} = 1 - 2|X_i - 0.5| \quad i = 1, 2, \dots, N_{\max} - 1 \quad (11)$$

式中: N_{\max} 为初代鸽群的鸽子总数。

图3以 $N_{\max} = 50$, X_1 的模值为0.280 km为例,对比了Tent Map混沌模型和随机数各自产生初代鸽群位置的效果。可以看出,随机数在矩形

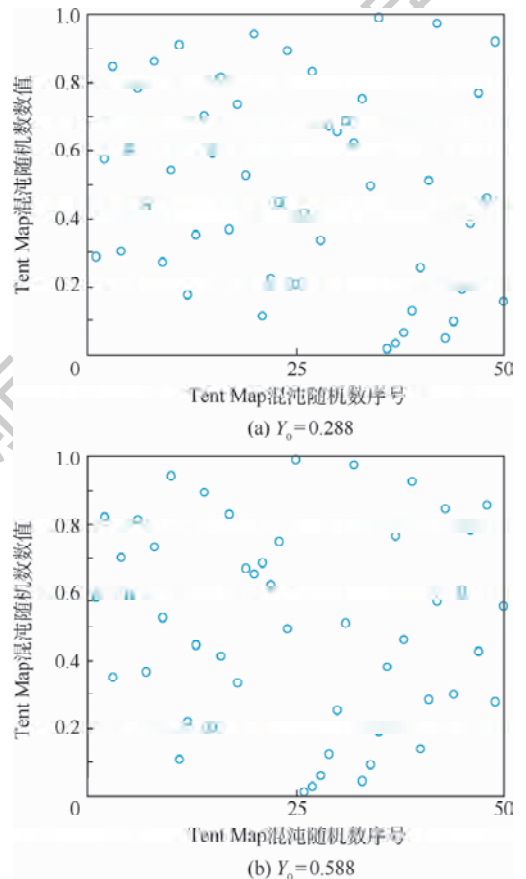


图2 不同初始值下的Tent Map混沌模型结果

Fig. 2 Results of Tent Map chaotic model with different initial values

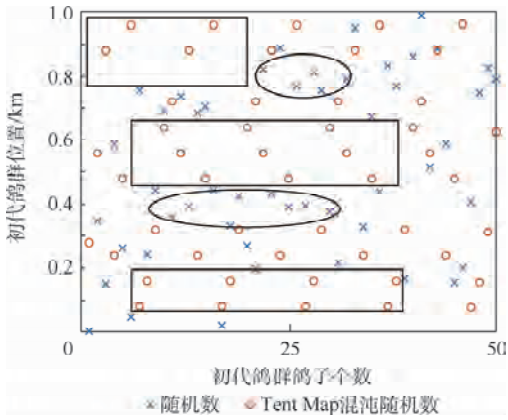


图3 随机数与 Tent Map 混沌模型初始化结果对比

Fig.3 Comparison of initialization results between random numbers and Tent Map chaotic model

框围住的区域内基本没有取值,初始值多样性效果较差;而在椭圆框围住的区域内,取值又比较集中,容易在迭代过程中形成局部最优。使用 Tent Map 混沌模型产生的初值无明显集中或者远离某区域的现象,比较均匀地分布在整个平面内,比使用随机数产生的初值有更好的多样性和覆盖性。

为了在保持群体初值随机性的前提下,提高多样性和覆盖性,本文使用 Tent Map 混沌模型代替随机数赋予鸽群位置矢量和速度矢量初值。

2.3 自适应因子改进算法

基本鸽群算法对多维函数进行求解时,普遍存在易陷入局部极值的缺点^[16]。为了提高种群个体的全局搜索能力,本文在基本鸽群算法原有的地图和指南针算子迭代公式基础上引入了自适应权重因子和学习因子。

通过分析基本鸽群算法地图和指南针算子模型的速度迭代公式可以发现,个体速度的更新一方面取决于上一代的速度影响,该部分影响大小主要体现在地图和指南针因子;另一方面取决于上一代全局最优的位置对个体位置的修正。

基本鸽群算法中地图和指南针因子在迭代前期的作用是保持鸽群个体的多样性,使种群在整个解空间内广泛搜索^[17]。但是,在基本鸽群算法中的值是固定不变的,而且式(5)中 $V_i(t-1)e^{-Rt}$ 代表的是个体保持原来速度的大小和方向的效果,该乘积项包含指数函数,衰减速度太快。令 $R=0.4$,当 $t=18$ 次时, $e^{-Rt} \approx 0$ 即迭代到第18次,种群就完全放弃了个体原有的速度,只参考种群最佳位置。此时算法不再进行全局搜索,使得种群围绕在当前全局最优进行搜索和迭代,陷入局部最优的陷阱^[18]。

为了解决基本鸽群算法中地图和指南针因子

的固有弊端,本文引入自适应的权重因子 w 代替指数函数 e^{-Rt} ,如式(12)所示;引入自适应的学习因子 c 来控制种群最优位置的影响,如式(13)所示。

$$w = w_{\max} - \frac{t}{t_{\max}}(w_{\max} - w_{\min}) \quad (12)$$

$$c = \sin\left(\left(\frac{t}{t_{\max}}\right)\frac{\pi}{2}\right) \quad (13)$$

式中: t_{\max} 为迭代总次数; w_{\max} 为权重因子最大值,取 0.9; w_{\min} 为权重因子最小值,取 0.6。

引入自适应权重因子和学习因子后,地图和指南针算子速度迭代公式为

$$V_i(t) = wV_i(t-1) + \text{rand} \cdot c(X_g - X_i(t-1)) \quad (14)$$

图4显示了权重因子和学习因子随着迭代次数的变化情况。 w 的初值较大, c 的初值较小,体现了在迭代初期,多样化的个体在全局的搜索能力比全局最优个体的贡献更重要。随着迭代过程的进行,权重因子线性递减,学习因子呈三角函数非线性递增,体现了在迭代后期,筛选出来的全局最优位置更加具有指导性,局部搜索能力更加重要,能够加快收敛。

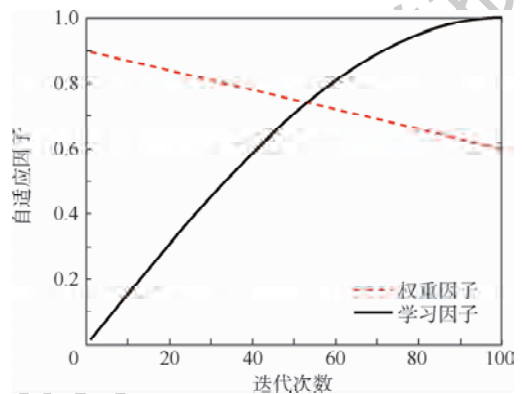


图4 自适应权重因子和学习因子随迭代次数的变化

Fig.4 Changes of adaptive weighting factor and learning factor with number of iterations

2.4 高斯扰动改进算法

在地标算子阶段,鸽群整体的中心位置成为速度的参考方向,个体向中心位置靠拢。但是如果当前鸽群中心位置是一个局部极值点,会更加容易导致鸽群陷入局部最优。为了解决这一问题,本文将高斯扰动项引入到鸽群算法的地标算子中。

以 $f(x) = x$ 为例,图5对比了加入均值为0、方差为100的高斯扰动前后的情况。可以看到,加入高斯扰动后 $f(x)$ 的值围绕着原值进行波动,波动的大小可以由方差控制。在鸽群算法的地标算子阶段,鸽群的中心位置已经接近最优解,加入适宜的高斯扰动既不会过度偏离已知解,保证了算法的收敛性,又可以避免陷入局部最优无法摆脱。

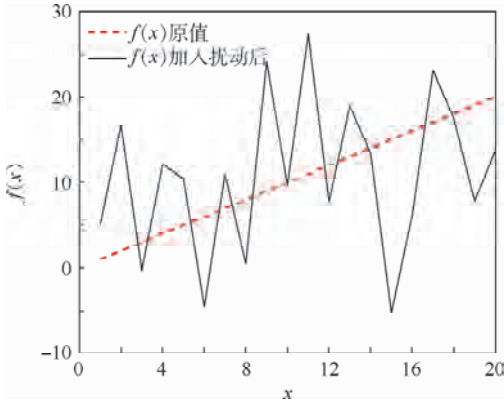


图 5 高斯扰动示意图

Fig. 5 Schematic diagram of Gaussian disturbance

CGAPIO 算法在地标算子中增加高斯扰动项后,鸽群个体位置按照式(15)更新。

$$X_i(t) = X_i(t-1) + \text{rand} \cdot [X_c(t) \cdot (1 + G(\mu, \sigma^2)) - X_i(t-1)] \quad (15)$$

式中: $G(\mu, \sigma^2)$ 为高斯扰动项, μ 为均值, σ^2 为方差。

在相关的加入高斯扰动的仿生群体智能算法研究中,通常均值取 0,保证高斯分布均匀性^[19-22];而方差 σ^2 的数值大小需要根据具体问题来确定。针对本文研究的问题,在其他条件相同的情况下,经过对比发现方差取值为 20 时得到的效果最好。

图 6 为 CGAPIO 算法的流程。首先根据 C-W 方程建立航天器编队相对运动的数学模型,然后利用 Tent Map 混沌模型给位置和速度赋初值。根据初值进行首次适应度排序,然后引入自适应因子到鸽群算法的地图和指南针算子迭代过程。在经过规定次数的迭代后,进入地标算子迭代过

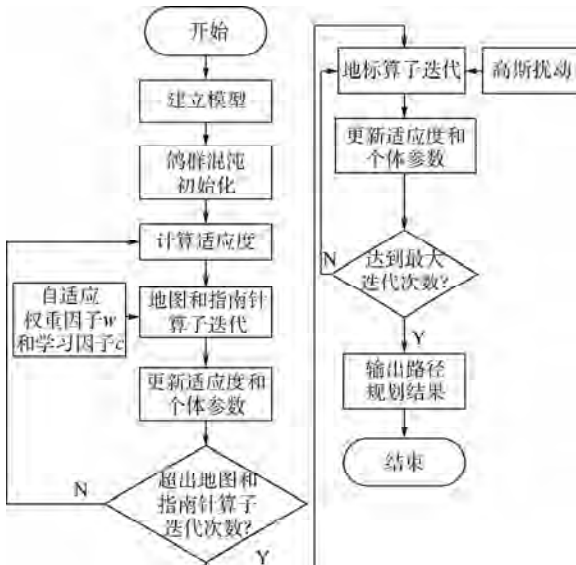


图 6 CGAPIO 算法流程

Fig. 6 Flowchart of CGAPIO

程,在此阶段利用高斯扰动跳出局部最优。在完成设定的总迭代次数后,输出规划后的路径。

3 仿真实验

本文算法以 4 个航天器从圆形编队变换到直线形编队为例,轨迹离散点设为 3 个;鸽群总数为 30 个,路径规划维度为 20 维。迭代次数为 100 次,其中地图与指南针算子阶段迭代 66 次,地标算子阶段迭代 34 次。在 C-W 坐标系下,航天器初始位置和目标位置如表 1 所示。

表 1 航天器初始位置与目标位置

Table 1 Initial and target positions of spacecraft

航天器编号	初始位置/km	目标位置/km
1	(1.732, 2.0, 0.034 64)	(0, 1, 0)
2	(0, 4, 0)	(0, -2, 0)
3	(-1.732, -2, 0.034 64)	(0, -1, 0)
4	(0, -4, 0)	(0, 2, 0)

CGAPIO、PIO、PSO 三种算法规划的路径结果分别如图 7~图 9 所示。

观察 PIO 算法和 PSO 算法的规划结果,规划路径的起始方向与目标位置所在的方向相差甚多,这是由于使用随机数方法赋予初始值,种群可能选取到距离最优解较远的初值;规划所得到的路径比较曲折,方向改变幅度很大。这是由于种群过早丧失了全局搜索能力,所跟随的“最优解”是局部最优,才导致规划所得的路径质量不高。

相比之下,CGAPIO 算法的路径规划结果明显更加平滑,没有大幅度转折。特别是对于航天器 3,CGAPIO 算法规划得到的路径近似于连接起点与终点的直线。各航天器速度方向改变不大,保证了各航天器之间有一定安全距离余量,降低了碰撞概率;又避免了过大幅度的无效机动。

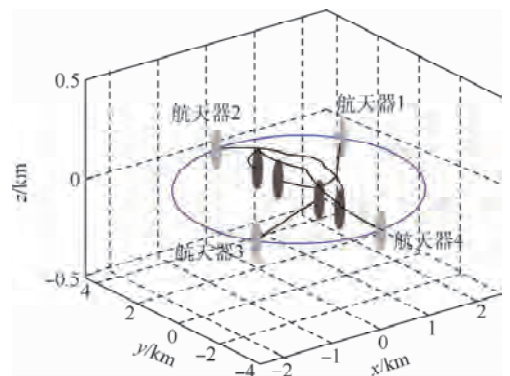


图 7 CGAPIO 算法路径规划结果

Fig. 7 Path planning results of CGAPIO

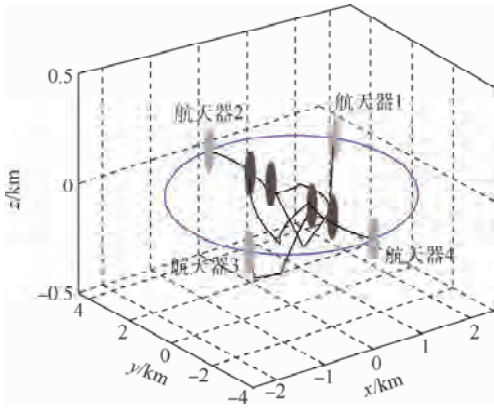


图8 PIO算法路径规划结果
Fig. 8 Path planning results of PIO

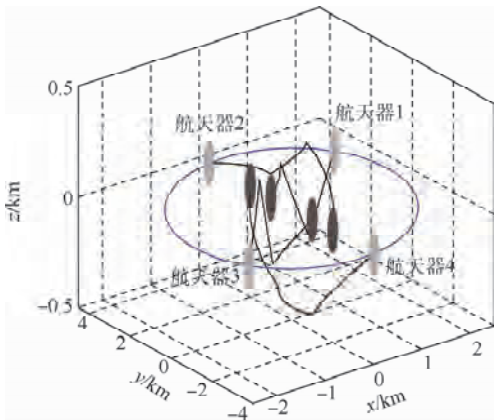


图9 PSO算法路径规划结果
Fig. 9 Path planning results of PSO

图7~图9路径规划结果对应的总燃料消耗如表2所示。CGAPIO算法总燃料消耗与PIO算法相比,平均降低了12.86%;与PSO算法相比,平均降低了22.71%。

由于采用了Tent Map混沌模型进行初始化,鸽群初始值分布比较均匀,靠近最优解的可能性较大,在开始迭代时,CGAPIO算法的适应度值小于50,甚至优于用PSO算法得到的最优解。

PIO和PSO算法分别第10次和第16次就停止了适应度的更新,最终的适应度值分别是49.73和45.78,都在迭代初期陷入了局部最优的陷阱,并且始终无法摆脱。然而CGAPIO算法在迭代初期保留了全局搜索的能力,对应的是图10

表2 不同算法总燃料消耗对比

Table 2 Comparison of total fuel consumption among different algorithms

算法	燃料消耗/(km·s ⁻¹)				总燃料消耗/(km·s ⁻¹)
	航天器1	航天器2	航天器3	航天器4	
CGAPIO	0.00665	0.01240	0.01229	0.00672	0.03806
PIO	0.00752	0.01553	0.01536	0.00708	0.04549
PSO	0.00704	0.01816	0.01719	0.00714	0.04953

中迭代初期适应度变化缓慢。同时CGAPIO算法保证了种群有较快的演化速度,快速淘汰距离最优解较远的个体,对应的是图10中适应度呈折线形变化,在迭代不到30次的时候就已经十分接近用PIO算法得到的最优解。CGAPIO算法一直保持更新适应度到第72次迭代,最终的适应度值为38.06,得到了更深的种群演化深度。

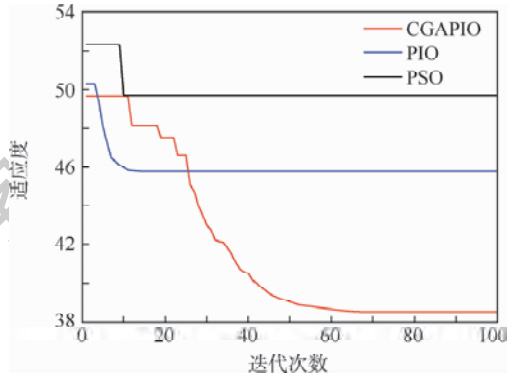


图10 不同算法适应度对比
Fig. 10 Comparison of fitness curves among different algorithms

4 结论

1) 引入混沌初始化模型、自适应因子和高斯扰动对基本鸽群算法进行改进,提出CGAPIO算法用于航天器编队重构路径规划。规划结果路径平滑,消耗燃料少,既避免了碰撞,又避免了无效机动。

2) 仿真结果表明,与PIO算法和PSO算法相比,不论是编队的总燃料消耗还是各个航天器的燃料消耗,CGAPIO算法都是最少的。

3) CGAPIO算法有着较低的初始适应度值,表明Tent Map混沌模型确实起到了增强种群的多样性的作用;而PSO算法和PIO算法使用随机数模型,导致在开始迭代时,适应度初始值均超过了CGAPIO算法。

4) CGAPIO算法兼顾了全局搜索能力和演化深度,最终的适应度值比PSO算法和PIO算法大大降低。

参考文献 (References)

[1] 李亮,王洪,刘良玉,等. 微小卫星星座与编队技术发展[J]. 空间电子技术, 2017, 14(1): 1-3.
LI L, WANG H, LIU L Y, et al. Microsatellite constellation and formation technology development [J]. Space Electronic Technology, 2017, 14(1): 1-3 (in Chinese).

[2] MAC T T, COPOT C, TRAN D T, et al. Heuristic approaches in robot path planning: A survey [J]. Robotics and Autonomous

- Systems, 2016, 86:13-28.
- [3] GARCIA M A P, MONTIEL O, CASTILLO O, et al. Path planning for autonomous mobile robot navigation with ant colony optimization and fuzzy cost function evaluation [J]. Applied Soft Computing, 2009, 9 (3): 1102-1110.
- [4] DUAN H B, QIAO P X. Pigeon-inspired optimization: A new swarm intelligence optimizer for air robot path planning [J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2014, 7 (1): 24-37.
- [5] 林娜, 黄思铭, 拱长青. 基于自适应权重鸽群算法的无人机航路规划 [J]. 计算机仿真, 2018, 35 (1): 38-42.
- LIN N, HUANG S M, GONG C Q. UAV route planning based on adaptive weighted pigeon colony algorithm [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 35 (1): 38-42 (in Chinese).
- [6] 胡耀龙, 冯强, 海星朔, 等. 基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法 [J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2020 (2020-02-26) [2020-06-17]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0603>.
- HU Y L, FENG Q, HAI X S, et al. Improved pigeon group optimization algorithm based on adaptive learning strategy [J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020 (2020-02-26) [2020-06-17]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0603> (in Chinese).
- [7] 崔文豪. J2 摄动下的卫星编队队形重构与队形保持方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019: 94-95.
- CUI W H. Research on satellite formation reconstruction and formation maintenance method under J2 disturbance [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019: 94-95 (in Chinese).
- [8] ZHANG S J, DUAN H B. Gaussian pigeon-inspired optimization approach to orbital spacecraft formation reconfiguration [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28 (1): 200-205.
- [9] CLOHESSY W H, WILTSHIRE R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous [J]. Journal of the Aerospace Science, 1960, 27 (5): 653-658.
- [10] 连淑君, 唐加会, 杜爱华. 带等式约束的光滑优化问题的一类新的精确罚函数 [J]. 运筹学学报, 2018, 22 (4): 108-116.
- LIAN S J, TANG J H, DU A H. A new class of exact penalty functions for smooth optimization problems with equality constraints [J]. Operations Research Transactions, 2018, 22 (4): 108-116 (in Chinese).
- [11] 崔承刚, 杨晓飞. 基于内部罚函数的进化算法求解约束优化问题 [J]. 软件学报, 2015, 26 (7): 1688-1699.
- CUI C G, YANG X F. Evolutionary algorithm based on internal penalty function for constrained optimization problems [J]. Journal of Software, 2015, 26 (7): 1688-1699 (in Chinese).
- [12] ANTCZAK T. A lower bound for the penalty parameter in the exact minimax penalty function method for solving nondifferentiable extremum problems [J]. Journal of Optimization Theory and Applications, 2013, 159 (2): 437-453.
- [13] HUA B, HUANG Y, WU Y H, et al. Spacecraft formation reconfiguration trajectory planning with avoidance constraints using adaptive pigeon-inspired optimization [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62 (70209): 1-3.
- [14] 聂瑞, 章卫国, 李广文, 等. 基于 Tent 映射的自适应混沌混合多目标遗传算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38 (8): 1010-1016.
- NIE R, ZHANG W G, LI G W, et al. Adaptive chaotic hybrid multi-objective genetic algorithm based on Tent mapping [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38 (8): 1010-1016 (in Chinese).
- [15] TAVAZOEI M S, HAERI M. Comparison of different one-dimensional maps as chaotic search pattern in chaos optimization algorithms [J]. Applied Mathematics and Computation, 2007, 187 (2): 1076-1085.
- [16] 段海滨, 叶飞. 鸽群优化算法研究进展 [J]. 北京工业大学学报, 2017, 43 (1): 1-7.
- DUAN H B, YE F. Research progress of pigeon colony optimization algorithm [J]. Journal of Beijing University of Technology, 2017, 43 (1): 1-7 (in Chinese).
- [17] 周雨鹏. 基于鸽群算法的函数优化问题求解 [D]. 长春: 东北师范大学, 2016: 6-8.
- ZHOU Y P. Function optimization problem based on pigeon colony algorithm [D]. Changchun: Northeast Normal University, 2016: 6-8 (in Chinese).
- [18] 陶国娇, 李智. 带认知因子的交叉鸽群算法 [J]. 四川大学学报 (自然科学版), 2018, 55 (2): 295-300.
- TAO G J, LI Z. Cross-pigeon algorithm with cognitive factors [J]. Journal of Sichuan University (Natural Science Edition), 2018, 55 (2): 295-300 (in Chinese).
- [19] 王日宏, 李祥, 李娜. 基于高斯扰动和混沌初始化的狼群算法 [J]. 计算机工程与设计, 2019, 40 (10): 2879-2884.
- WANG R H, LI X, LI N. Wolf pack algorithm based on Gaussian perturbation and chaos initialization [J]. Computer Engineering and Design, 2019, 40 (10): 2879-2884 (in Chinese).
- [20] 王瑞, 肖冰松. 基于改进鸽群优化和马尔可夫链的多无人机协同搜索方法 [J]. 工程科学学报, 2019, 41 (10): 1342-1350.
- WANG R, XIAO B S. A cooperative search method for multiple UAVs based on improved pigeon optimization and Markov chains [J]. Journal of Engineering Sciences, 2019, 41 (10): 1342-1350 (in Chinese).
- [21] 艾兵, 董明刚. 基于高斯扰动和自然选择的改进粒子群优化算法 [J]. 计算机应用, 2016, 36 (3): 687-691.
- AI B, DONG M G. Improved particle swarm optimization algorithm based on Gaussian disturbance and natural selection [J]. Journal of Computer Applications, 2016, 36 (3): 687-691 (in Chinese).
- [22] 朱德刚, 孙辉, 赵嘉, 等. 基于高斯扰动的粒子群优化算法 [J]. 计算机应用, 2014, 34 (3): 754-759.
- ZHU D G, SUN H, ZHAO J, et al. Particle swarm optimization algorithm based on Gaussian perturbation [J]. Journal of Computer Applications, 2014, 34 (3): 754-759 (in Chinese).

作者简介:

华冰 女, 博士, 副研究员, 硕士生导师。主要研究方向: 导航制导与控制。

孙胜刚 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航天器智能编队技术。

Path planning method for spacecraft formation reconfiguration based on CGAPIO

HUA Bing*, SUN Shenggang, WU Yunhua, CHEN Zhiming

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aimed at the path planning problem of spacecraft formation reconfiguration, an Adaptive Pigeon-Inspired Optimization algorithm based on Chaos initialization and Gaussian disturbance (CGAPIO) is proposed. In order to make the initial value of the pigeons more diverse and uniform, the Tent Map chaotic model is used to initialize the pigeons. In the map and compass operator, in order to improve the global search ability, adaptive weight factors and learning factors are introduced to update the individual's position and speed; in the landmark operator, in order to avoid the algorithm falling into the local optimum, the Gaussian disturbance is added to the center of the pigeon population. Simulation experiment results show that the CGAPIO significantly improves the global search ability and avoids the local optimum. The planned path is smoother and has lower collision probability of each spacecraft. The total fuel consumed by the formation reconfiguration is significantly reduced by 12% at least compared with the basic pigeon-inspired optimization algorithm and particle swarm optimization algorithm.

Keywords: spacecraft formation; path planning; Pigeon-Inspired Optimization (PIO) algorithm; formation reconfiguration; adaptive factor

Received: 2020-06-17; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-08-07 09:30

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200806.1536.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61973513,61673208)

* **Corresponding author.** E-mail: huabing@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0272

时空约束条件下多旋翼机动轨迹优化方法



蔡志浩*, 左一鸣, 王英勋

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 多旋翼飞行器常应用于震后搜救、地质勘探等复杂多变的场景中,考虑到其续航能力及环境特点,优化多旋翼的飞行轨迹以更好更快地完成任务已成为关键问题之一。为此,设定多旋翼穿越室内斜缝的任务场景,提出了一种基于抛物原理和庞特里亚金极小值原理的多约束条件下轨迹优化方法。模仿将东西抛过窄窗的过程,从分析斜缝角度出发,设计一条抛物线轨迹,引导飞行器借助惯性越过斜缝,对于抛掷飞机所需的初始状态,利用庞特里亚金极小值原理设计状态转换轨迹实现。在 MATLAB 中搭建 3D 模型验证穿越效果,试验显示,多旋翼最大能穿越竖直方向 63° 倾斜或水平方向 32° 倾斜的斜缝。

关键词: 多旋翼; 多约束; 轨迹优化; 抛物原理; 状态转换

中图分类号: V249.122+.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0231-09

飞行器的航迹规划指在给定的规划空间内,寻找飞行器从起始点到达目标点,且满足某些约束条件,并使某项性能指标达到最优的轨迹^[1]。航迹规划可分为轨迹规划和路径规划两大类。轨迹规划是一种考虑了飞行器的动力学约束,从控制的角度进行飞行轨迹的优化,生成基于时间描述的空间曲线的规划方法^[2-5]。

近年来,多旋翼飞行器在震后搜救、地质勘探、电力巡检等民生方面得到了越来越多的应用,这些任务场景往往有着环境复杂多变的特点,并且考虑到飞行器续航能力的限制,如何规划其机动飞行轨迹,满足多旋翼在续航时间、地形地势等时空上的约束条件有着重要意义。

文献[6-7]将控制器与规划相结合,生成一条由 12 维向量表示的轨迹,能够实现 optitrack 环境下的 90° 穿缝等激进飞行;Tordesillas 等^[8]针对未知环境,开发了一种快速规划算法,能在确保飞行安全性的同时提高飞行速度,飞行验证显示最大飞行速度能达到 7.8 m/s ;曾佳和申功璋^[9]采用了

Dijkstra 算法进行路径的实时规划,并基于飞机的运动学与动力学特性,采用圆弧拟合方法来生成平滑的轨迹,仿真显示,能够生成满足需求的平滑轨迹;陈杰等^[10]针对螺旋样条区域,建立了以飞行时间为代价函数的规划问题,并采用二阶泰勒展开法生成轨迹控制序列,仿真显示,相比原先的折线式轨迹,新的平滑轨迹能大大缩减作业时间,提高效率;孟少华等^[11]针对微小型直升机的低空避障问题,通过将飞行器的动力学限制和空间障碍转为不等式约束,建立起非线性最优控制问题,采用高斯伪谱法进行求解,仿真显示,该方法可快速且准确地实现避障。这些研究都针对设定环境的任务,从飞行器自身的机动性能等角度,对飞行轨迹作了优化,但对于穿缝、躲投掷物等激进场景,往往还需要飞机有优越的控制器响应性能,且上述研究并没有从任务环境本身出发来思考轨迹优化方法,存在一定的局限性。

本文设定一定时间内穿越室内斜缝的典型任务场景,从针对性分析环境的角度出发,将时空约

收稿日期: 2020-06-16; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-07 10:08

网络出版地址: enki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200806.1542.006.html

* 通信作者. E-mail: caizhihao@outlook.com

引用格式: 蔡志浩, 左一鸣, 王英勋. 时空约束条件下多旋翼机动轨迹优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 231-239. CAI Z H, ZUO Y M, WANG Y X. Maneuver trajectory optimization method of multicopter under space-time constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 231-239 (in Chinese).

束具体化,并结合生活经验和环境特点,设计了一种基于抛物原理和庞特里亚金极小值原理的多约束条件下轨迹优化方法。将穿缝过程分解为靠近和穿越2个阶段,在穿越段采用抛物思路优化多旋翼的穿缝轨迹,在靠近段采用庞特里亚金极小值原理设计轨迹实现飞行状态的转换。可视化仿真试验显示,多旋翼最大能穿越垂直方向 63° 或水平方向 32° 倾斜的斜缝。

1 四旋翼模型

为了能准确并直观地观察穿缝轨迹的优化效果,需建立可用于仿真试验的飞行平台,综合考虑任务环境和性能需求,本文选用如图1所示的大疆F330作为建模对象进行研究。



图1 大疆 F330
Fig. 1 DJI F330

四旋翼的模型分为3个部分:动力系统模型、控制效率模型、刚体模型。动力系统模型由电机、电调、桨叶组成,由文献[12-13]可知输入的油门信号和输出电机转速之间成一次函数关系,且电机的响应可由一阶惯性环节表示,从而可建立动力系统的数学模型:

$$\omega_k = \frac{1}{T_m s + 1} (C_R \sigma + \omega_0) \quad (1)$$

式中: ω_k 为螺旋桨实际转速; T_m 为电机响应时间常数; C_R 为油门和转速线性关系比例系数; ω_0 为怠速转速; σ 为油门。

控制效率模型根据输入的电机转速及桨叶的拉力系数等四旋翼相关性能参数计算其在三轴上受到的力和力矩,可建立数学模型如下:

$$\begin{cases} f = c_l (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \tau_x = \frac{\sqrt{2}}{2} l_a c_l (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \tau_y = \frac{\sqrt{2}}{2} l_a c_l (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ \tau_z = c_m (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中: f 为四旋翼总拉力大小; τ_x 、 τ_y 、 τ_z 分别为螺

旋桨升力作用在四旋翼三轴方向上的力矩大小; c_l 为桨叶拉力系数; c_m 为力矩系数; l_a 为机臂长度; $\omega_1 \sim \omega_4$ 分别为4个电机的角速度。

1) 刚体模型包括运动学及动力学2部分,为了便于四旋翼的运动学及动力学建模,可作如下假设^[13]:①四旋翼飞行器是刚体;②四旋翼整体完全对称;③质量和转动惯量不变;④四旋翼仅受重力和桨推力,仅受旋翼在机体产生的力矩和陀螺力矩。

在此基础上,可建立四旋翼的动力学方程,并由控制效率模型输入的三轴力和力矩求解出其线加速度和角加速度,再根据运动学方程作积分运算,求得其位置和姿态,实现对四旋翼各运动参数的求解,其刚体模型的数学表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}_e = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}}_e = g \mathbf{e}_3 - \frac{f}{m} \mathbf{e}_3 \mathbf{R} \\ \dot{\boldsymbol{\Theta}} = \mathbf{W} \cdot \boldsymbol{\omega}_b \\ \mathbf{J} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_b = -\boldsymbol{\omega}_b \times \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}_b + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau} \end{cases} \quad (3)$$

式中: \mathbf{r} 为四旋翼位置向量; \mathbf{v} 为四旋翼速度向量; $\boldsymbol{\omega}$ 为四旋翼角速度向量; $\mathbf{e}_3 = [0 \ 0 \ 1]$ 为单位向量; $\boldsymbol{\tau}$ 为四旋翼所受三轴力矩; \mathbf{R} 为地面坐标系到体坐标系的变换矩阵; \mathbf{G}_a 为旋翼的陀螺力矩; \mathbf{J} 为机体转动惯量; g 为重力加速度; m 为四旋翼质量; $\boldsymbol{\Theta} = [\varphi \ \theta \ \psi]$ 为欧拉角; \mathbf{W} 为机体角速度到姿态角速度的转换矩阵;下标e代表物理量在地面坐标系下的表达,下标b代表物理量在体坐标系下的表达。

至此,得到了由式(1)~式(3)组成的四旋翼模型的数学表达,在MATLAB中按照上述方程搭建Simulink模型,其中刚体模型部分引用6DOF(Euler Angles)模块表示。

2 PID 控制器

2.1 悬停控制器

考虑到悬停段飞行器在飞行过程中俯仰角和滚转角都较小,总拉力约等于四旋翼的重力,可对刚体模型作线性化处理:

$$\begin{cases} \ddot{r}_{x_e} = -\frac{f}{m} (\varphi \sin \psi + \theta \cos \psi) \\ \ddot{r}_{y_e} = -\frac{f}{m} (-\varphi \cos \psi + \theta \sin \psi) \\ \ddot{r}_{z_e} = g - \frac{f}{m} \end{cases} \quad (4)$$

式中: φ 、 θ 、 ψ 分别为四旋翼的滚转角、俯仰角、偏航角;下标 x_e 、 y_e 、 z_e 代表物理量地面坐标系表达

下在三轴上的分量。

显然,外环的控制器可以解耦到水平和高度 2 个通道上。以水平通道为例,可建立位置环和速度环的 PID 控制,控制器的数学模型如下:

$$\begin{cases} \mathbf{v}_{dh} = K_{Pw}(\mathbf{r}_{dh} - \mathbf{r}_h) = K_{Pw}\mathbf{e}_{r_{dh}} \\ \mathbf{e}_{v_{dh}} = \mathbf{v}_{dh} - \mathbf{v}_h \\ \dot{\mathbf{v}}_{dh} = -K_{Ps}\mathbf{e}_{v_{dh}} - K_{Is}\int \mathbf{e}_{v_{dh}} - K_{Ds}\dot{\mathbf{e}}_{v_{dh}} \end{cases} \quad (5)$$

式中: K_P 、 K_I 、 K_D 分别为速度环的比例、积分、微分环节增益; \mathbf{e} 为四旋翼误差;下标 dh 代表物理量水平通道上的期望值,下标 h 代表物理量水平通道上的实际值,下标 w 代表控制器位置环的相关增益,下标 s 代表控制器速度环的相关增益,下标 r 代表位置环相关物理量,下标 v 代表速度环相关物理量。

根据式(5)即可得期望姿态角的表达式为

$$\boldsymbol{\Theta}_{dh} = \mathbf{g}^{-1}\mathbf{A}_{\psi}^{-1} \left(K_{Ps}\mathbf{e}_{v_{dh}} + K_{Is}\int \mathbf{e}_{v_{dh}} + K_{Ds}\dot{\mathbf{e}}_{v_{dh}} \right) \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\Theta}_{dh} = [\varphi \ \theta]$ 为姿态角在水平通道的分量; \mathbf{A}_{ψ} 为由 ψ 表示的水平通道加速度与姿态角间的转换矩阵。

类似可得到高度通道上期望净推力的表达式,建立起完整的悬停控制器数学模型并在 Simulink 中搭建出来。

2.2 追踪控制器

追踪控制器要追踪一条在位置、速度、加速度上都是时变的轨迹,根据芭芭拉引理,可以设计如下所示的水平通道控制器方程:

$$\ddot{\mathbf{r}}_h = \ddot{\mathbf{r}}_{dh} + K_D\dot{\mathbf{e}}_{r_{dh}} + K_P\mathbf{e}_{r_{dh}} \quad (7)$$

这样通过加入前馈通道,可实现对轨迹的快速无差跟踪。

3 机动轨迹规划

本文将穿缝轨迹划为 2 个阶段:靠近段和穿越段。四旋翼从指定位置出发,按照靠近段规划的轨迹,以确定的速度和姿态到达抛出点;再按照抛物线轨迹,被从抛出点抛出,借助惯性穿过斜缝。下文分别对穿越段和靠近段进行具体的理论推导,以得到可行的数学解。

3.1 基于抛物原理的穿越轨迹规划

3.1.1 原理

在穿越过程中,飞行器的首要目标是避免与斜缝发生相撞,将其可能性降到最小。为了简化分析难度,可将四旋翼按照其带桨状态下的尺寸简化为一个长方体,则易知为了最大程度避免碰撞,需使飞行器以同样的倾斜状态从斜缝的正中

心穿越。设计如图 2 所示的平面 II,可知,平面 II 与斜缝所在平面垂直且与斜缝两长边平行并过斜缝中心。则规划的穿越轨迹应是过斜缝中心且在平面 II 上的曲线,四旋翼姿态始终保证机架平面与平面 II 重合。

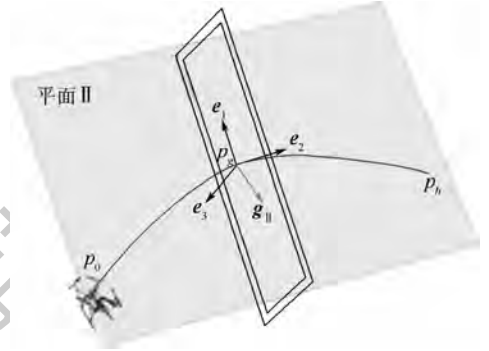


图 2 斜缝示意图

Fig. 2 Schematic diagram of diagonal seam

考虑到斜缝倾斜的角度能达到 30° 甚至更多,使四旋翼保持长期稳定的大角度倾斜姿势平稳飞过斜缝的难度过大,本文学习文献[14]的方法选择在平面 II 内设计一条抛物线轨迹,借助四旋翼自身的惯性实现穿越,以提高规划轨迹的鲁棒性。

在地面坐标系 $o_c x_c y_c z_c$ 下,用一组单位向量 $\{\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3\}$ 建立坐标系 C 描述平面 II 内的运动,为了将四旋翼的运动限制在平面 II 内,需要补偿重力加速度 \mathbf{g} 在平面 II 外的分量,将 \mathbf{g} 投影到 \mathbf{e}_3 中,则有重力加速度分量 \mathbf{g}_T :

$$\mathbf{g}_T = \mathbf{g} \cos \langle \mathbf{e}_3, \mathbf{g} \rangle \mathbf{e}_3 \quad (8)$$

由四旋翼的质量为 m ,则需大小为 $m\mathbf{g}_T$ 推力来抵消分量影响。由此,将三维的轨迹规划问题转为平面 II 上的二维轨迹规划。此时,重力加速度 \mathbf{g} 只剩下平面 II 内的分量 \mathbf{g}_{\parallel} ,其值如下:

$$\mathbf{g}_{\parallel} = \mathbf{g} - \mathbf{g}_T \quad (9)$$

显然,物体在平面 II 内做匀加速度运动,根据牛顿第二定律,有

$$\begin{cases} \mathbf{r}_i(t) = \mathbf{r}_i(t_{0c}) + \mathbf{v}_i(t) \cdot t + \frac{1}{2} \mathbf{g}_{\parallel,i} t^2 \\ \mathbf{v}_i(t) = \mathbf{v}_i(t_{0c}) + \mathbf{g}_{\parallel,i} t \end{cases} \quad (10)$$

式中: i 取值区间为 $\{1, 2\}$,表示 $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2$ 两个方向上的运动学公式; t_{0c} 和 t 分别为起始时间和当前时间; $\mathbf{r}_i(t)$ 为时间 t 时四旋翼在坐标轴 \mathbf{e}_i 上的位置; $\mathbf{v}_i(t)$ 为时间 t 时四旋翼在坐标轴 \mathbf{e}_i 方向上的速度; $\mathbf{g}_{\parallel,i}$ 为 \mathbf{g}_{\parallel} 在坐标轴 \mathbf{e}_i 方向上的分量。考虑到斜缝不仅有竖直方向的倾斜,还可能存在水平方向的倾斜,因此,物体运动需在 2 个方向上进行描述。例如,当斜缝只有竖直方向的倾斜时,此时

$g_{\parallel,2} = 0$, 则四旋翼只有 e_1 方向上的匀加速度运动, e_2 方向上为匀速运动。

如图3所示, 可将三维的轨迹求解问题转为对二维抛物线轨迹的求解, 在加速度 g_{\parallel} 及斜缝中心已知的情况下, 给定抛出点 p_0 的位置, 可求得穿越段轨迹的表达及相关的状态量。

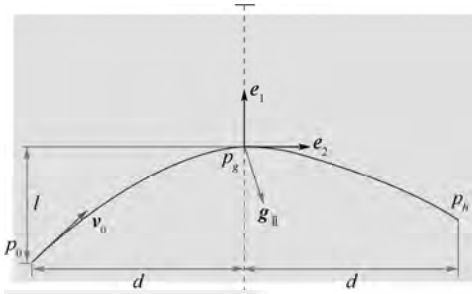


图3 平面II内飞行轨迹

Fig. 3 Flying trajectory in Plane II

3.1.2 数学推导

由上可知, 在斜缝倾斜程度已知的条件下, 穿越段轨迹唯一地由抛出位置确定, 可以建立一个最优化的问题, 选出最优的抛出点 p_0 以确保飞行的安全。

考虑式(10)中的 $r(t_{0c})$ 和 $v(t_{0c})$, 由于在平面II内, 斜缝对四旋翼的约束仅有2条短边, 从安全性的角度出发, 需要设计一条抛物线轨迹, 确保当四旋翼到达中心 p_g 时, 其在 e_1 方向上没有速度分量, 从而降低四旋翼与斜缝短边相撞的几率。假设到达 p_g 的时间为 t_g , p_0 与 p_g 在 e_1 方向上的距离为 l , 在 e_2 方向上的距离为 d , 则由 $v_1(t_g) = 0$, 有

$$t_g = \sqrt{\frac{2l}{g_{\parallel,1}}} \quad (11)$$

显然为了安全, t_g 应当越小越好, 即 l 越小越好, 此时考虑四旋翼在动力系统和 e_2 方向上安全距离的约束, 可建立最优化问题的数学模型如下:

$$\begin{aligned} \min_{d,l} t_c \\ \text{s. t. } \begin{cases} v_0 \leq v_{0,\max} \\ d \geq d_{\min} \end{cases} \end{aligned}$$

用 l 和 d 来描述 2 个约束条件:

$$\begin{cases} (g_{\parallel,1} t_g)^2 + \left(\frac{d}{t_g} - \frac{1}{2} g_{\parallel,2} t_g\right)^2 \leq v_{\max}^2, & t_g = \sqrt{\frac{2l}{g_{\parallel,1}}} \\ d \geq d_{\min} \end{cases} \quad (12)$$

由于采用的是 F330 机型, 且桨叶直径为 203 mm, e_2 方向上抛出点位置至少要距离斜缝 265 mm, 考虑到可能存在的飞行器跟踪误差及现实中对斜缝位置的测算误差, 设定 e_2 方向上最小

安全距离为 350 mm, 给定不同的最大速度限制, 则以 l 为横轴, d 为纵轴, 可得到由如下速度约束曲线族及位置约束曲线所框定的可行域范围, 如图4所示。

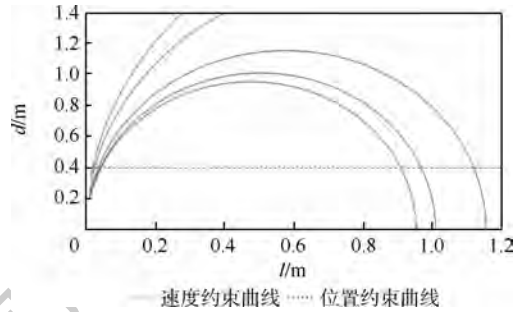


图4 可行域范围

Fig. 4 Feasible range

根据计算及观察, 当取 d 的最小值时, 可取得最小即最优的 l , 满足最优化条件, 从而可通过坐标系 C 下的三轴单位向量 $\{e_1, e_2, e_3\}$ 表示出抛出点 p_0 的位置、速度及加速度。本文中设定斜缝的姿态角已知, 则可建立坐标系 C 与地面坐标系的转换矩阵, 得到抛出点相关信息在地面坐标系下的表达。

在此基础上, 还要考虑穿越轨迹结束的位置, 四旋翼到达此点后即进入悬停工作状态。由于一般情况下 e_1, e_2 两个方向上都有加速度, 四旋翼穿越后并不会回到 p_0 关于斜缝的对称点上, 因此, 考虑到此时 d 的取值为最优解, 且穿越后易与斜缝在 e_2 方向上发生碰撞, 以 d 为衡量指标, 保证穿越起始点、结束点与斜缝在 e_2 轴上的距离相等均为 d , 利用牛顿第二定律求得轨迹的终止点作为四旋翼穿越后的悬停恢复点 p_h 。

3.2 基于庞特里亚金极小值原理的靠近轨迹规划

靠近段的目的是规划一条状态转换轨迹, 确保四旋翼从初始状态出发, 追踪此轨迹, 最终能实现期望的抛出状态。据此建立最优控制问题, 设四旋翼的加加速度 j 为控制量, 取 $s = [r \ v \ a]$, 以四旋翼的位置 r 、速度 v 、加速度 a 为状态量, 建立靠近段任务的问题模型:

$$\begin{aligned} \min_{u(t)} \int_{t_0}^{t_f} L(s, j, t) dt \\ \text{s. t. } \begin{cases} \dot{s}(t) = f(s, j, t) \\ s(t_0) = s_0 \\ \Psi(x(t_f), t_f) = 0 \end{cases} \end{aligned}$$

参考试验场地的尺寸限制, 本文设定靠近段的初态 s_0 即穿缝起始点为直面斜缝 4 m 远与斜缝中心等高的位置, 靠近段的末态 s_{t_f} 由穿越段抛出点定义。为了保证飞行轨迹的平滑性, 此处采用

三轴线加加速度的积分和作为代价函数来建立问题。由于此处控制量 j 存在物理意义上的约束,需采用庞特里亚金极小值原理求解。

3.2.1 原理

考虑到实际场景中,穿缝时间并不任意,飞机需综合考虑危险性和效率尽可能快得穿越斜缝,在调研国外学者对此问题的研究后,本文设定末态时间 t_f 的取值范围为 $0 \sim 3$ s,则此问题是一个积分型指标、末态时间 t_f 约束、末端固定的最优控制问题。根据极小值定理,存在向量 $\lambda(t)$ 和非零向量 γ ,使得最优解 x^* 满足如下的必要条件^[15],其中,哈密顿函数为: $H = L(x, u, t) + \lambda^T(t)f(x, u, t)$ 。

正则方程:

$$\dot{x} = \frac{\partial H}{\partial \lambda} \quad (13)$$

$$\dot{\lambda} = -\frac{\partial H}{\partial x} \quad (14)$$

边界条件与横截条件:

$$x(t_0) = x_0 \quad (15)$$

$$\lambda(t_f) = 0 \quad (16)$$

极小值条件:

$$H(x^*, u^*, t) = \min_{u \in \Omega} H(x^*, u, t) \quad (17)$$

H 变化律:

$$H^*(t_f^*) = 0 \quad (18)$$

3.2.2 数学推导

针对本文问题模型,将问题解耦到三轴通道上,为便于描述,下文所有向量在某方向上的分量均不加下标表示,则对任一方向可建立如下的哈密顿函数:

$$H(s, j, \lambda) = j^2 + \lambda^T f(s, j) = j^2 + \lambda_1 v + \lambda_2 a + \lambda_3 j$$

则由正则方程有

$$\dot{\lambda} = (0, -\lambda_1, -\lambda_2) \quad (19)$$

由此可解得

$$\lambda(t) = \begin{bmatrix} -2\alpha \\ 2\alpha t + 2\beta \\ -\alpha t^2 - 2\beta t - 2\gamma \end{bmatrix} \quad (20)$$

根据极小值条件,将 $\lambda(t)$ 和 $H(s, j, \lambda)$ 的具体表达式代入:

$$H(s, j, \lambda) = j^2 + (-2\alpha)v + (2\alpha t + 2\beta)a + (-\alpha t^2 - 2\beta t - 2\gamma)j \quad (21)$$

对其关于 j 求导,有

$$\frac{\partial H}{\partial j} = 2j - \alpha t^2 - 2\beta t - 2\gamma \quad (22)$$

由此即可求最优控制律和最优状态即最优轨迹如下:

$$j^*(t) = \frac{1}{2}\alpha t^2 + \beta t \quad (23)$$

$$s^*(t) = \begin{bmatrix} \frac{\alpha}{120}t^5 + \frac{\beta}{24}t^4 + \frac{\gamma}{6}t^3 + \frac{a_0}{2}t^2 + v_0 t + p_0 \\ \frac{\alpha}{24}t^4 + \frac{\beta}{6}t^3 + \frac{\gamma}{2}t^2 + a_0 t + v_0 \\ \frac{\alpha}{6}t^3 + \frac{\beta}{2}t^2 + \gamma t + a_0 \end{bmatrix} \quad (24)$$

此处假设末态时间 t_f 为一定值,则在上述由参向量 α, β, γ 表示的最优状态量基础上,令 $t = t_f$,可反解出参数值,计算 α, β, γ 公式如下:

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} = \frac{1}{t_f^5} \begin{bmatrix} 60t_f^2 & -360t_f & 720 \\ -24t_f^3 & 168t_f^2 & -360t_f \\ 3t_f^4 & -24t_f^3 & 60t_f^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta v \\ \Delta r \end{bmatrix} \quad (25)$$

式中:

$$\begin{bmatrix} \Delta a \\ \Delta v \\ \Delta r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_f - a_0 \\ v_f - a_0 t_f + v_0 \\ r_f - \frac{a_0}{2}t_f^2 + v_0 t_f + r_0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

在此基础上,编写程序循环比较每个末态时间 t_f 对应的代价函数,以找到最优的状态量数学表达,完成靠近段轨迹的求解。

4 仿真试验

4.1 PID 控制器仿真

4.1.1 悬停控制器仿真

悬停控制主要应用在起飞、回稳、降落 3 个阶段,起飞和降落阶段要求飞行器能够平稳、准确地到达指定位置,回稳阶段要求能快速恢复稳定,因此两者在设计上有一定的差异,回稳控制器引入飞行器实时位置作为输入,并适当调整 PID 控制器参数以使其尽快悬停。

根据试验环境,对起飞、降落阶段的悬停控制器,给定 $[1 \ 0.8 \ -1.5]$ m 作为期望位置,图 5 仿真表明,三轴仅 x 轴有 2% 的超调,且稳态误差均为 0。

对于回稳控制器,给定 4 m/s 的初速度和 40° 滚转的初始姿态,图 6 仿真表明,飞行器在 1 s 时即趋于稳定,速度响应在 1 s 时已降至 0.1 m/s 内,最终滚转和俯仰角均为 0,平稳悬停。

4.1.2 追踪控制器仿真

给定螺旋线轨迹让飞行器跟踪,三轴上的位置响应误差最终能控制在 4 mm 内,且 x, y 轴上的相角差约在 0.7° 左右,具体观察加速度和速度的跟踪误差,图 7 仿真表明最终能控制在厘米级。

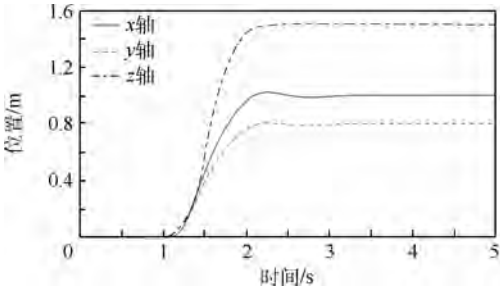


图5 起飞悬停控制器位置响应

Fig. 5 Location response of takeoff hovering controller

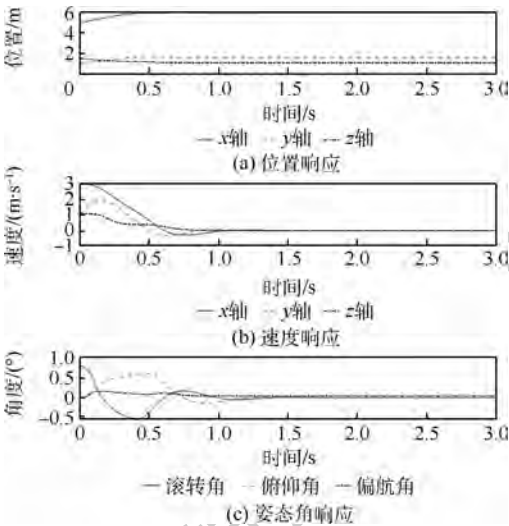


图6 回稳控制器响应

Fig. 6 Response of stabilization controller

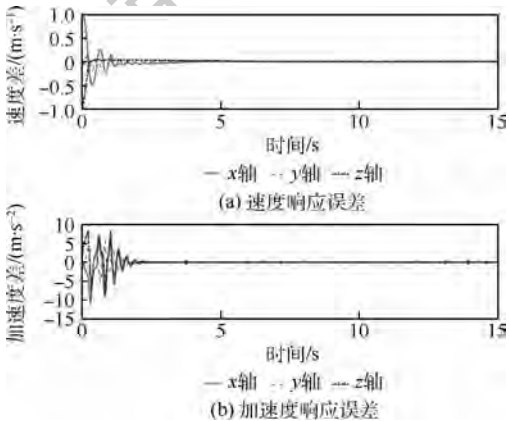


图7 追踪控制器速度、加速度响应

Fig. 7 Track controller speed and acceleration response

4.2 任务规划仿真

在前文模型、控制器、轨迹规划完成的基础上,设定如下任务:空间中存在一堵仅留有一倾斜斜缝的墙面,四旋翼从墙前内任意一点出发,追踪确定的轨迹穿过斜缝后,在墙后快速悬停,并平稳降落在指定的位置。

针对此问题,按如图8所示的架构编写状态机程序来检测四旋翼当前的状态,并据此打开所需的外环控制器。四旋翼会经历起飞、靠近、穿越、回稳、降落5个阶段,分别需接入悬停、追踪、

油门、回稳、悬停控制器实现控制。任务开始时,系统预先观察斜缝,在得到斜缝中心位置和姿态角后线下完成轨迹规划的工作,并将计算得到的靠近段轨迹数学表达、穿越段所需净推力等信息发送给状态机,状态机据此建立起切换机制,每当四旋翼到达某关键位置时状态机即检测其是否满足设定的容许误差,并决定是否打开新的控制器通道,控制四旋翼下一步的飞行动作。状态机的容许误差由外环控制器性能及仿真穿越效果确定,其指标如表1所示。

本文选择给定斜缝中心位置为 $[40 \quad -2]m$,考虑设定起始位置、斜缝朝向、斜缝垂直方向及水平方向倾斜角、最大飞行速度限制4类变量来设计任务想定,并搭建可视环境,且在斜缝四边上加入碰撞检测传感器,以其输出作为判定指标,验证四旋翼的穿缝效果。

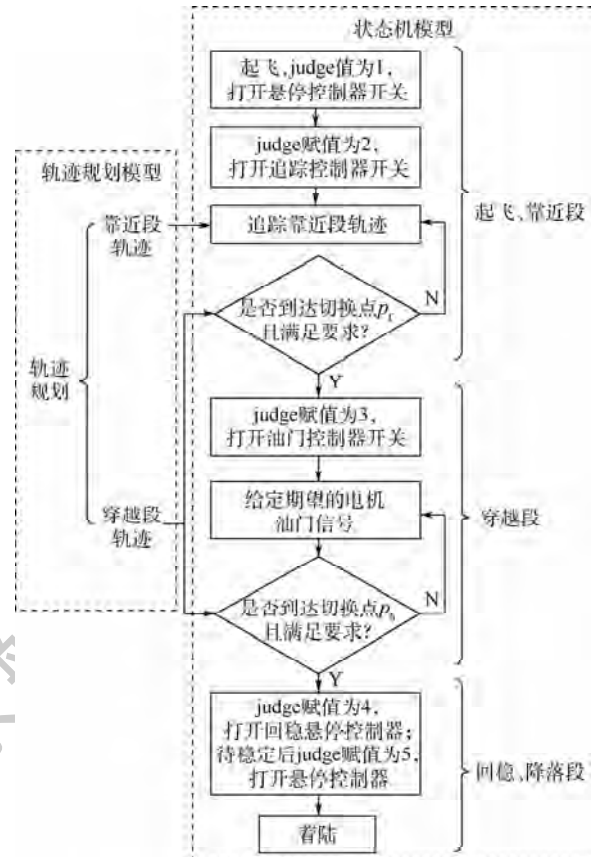


图8 任务规划模型

Fig. 8 Mission planning model

表1 状态机参数

Table 1 State machine parameters

切换点	位置误差/ cm	速度误差/ ($cm \cdot s^{-1}$)	加速度误差/ ($cm \cdot s^{-2}$)
穿缝起飞点	1		5
抛出点	2	5	250
回稳点	15		
着陆时刻			300

4.2.1 任务流程演示

建立如图 9 所示由飞机、斜缝、降落平台组成的仿真环境,并在 MATLAB 中使用 3D 工具箱搭建。以穿越垂直方向 45° 斜缝为例,观察整个穿越任务执行的流程,图 9 展示了飞行器 8 个阶段下的飞行状态。

具体观察状态的切换情况,如图 10 所示,状态机共进行了 4 次切换,经历了 5 个状态,与预期相符合。

观察此时传感器检测情况,如图 11 所示,发现 4 条边上均输出无效信号,说明四旋翼未与斜

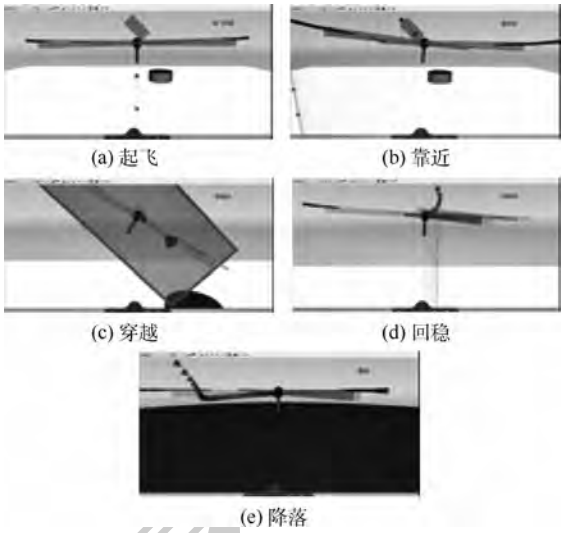


图 9 飞行任务流程

Fig. 9 Flight mission process

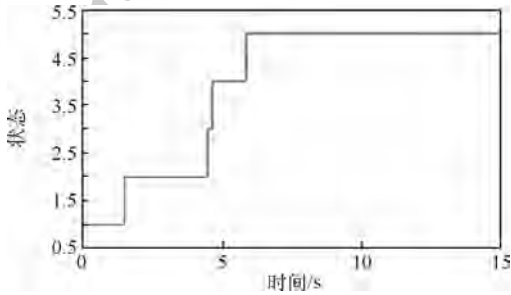


图 10 状态机工作流程

Fig. 10 State machine workflow

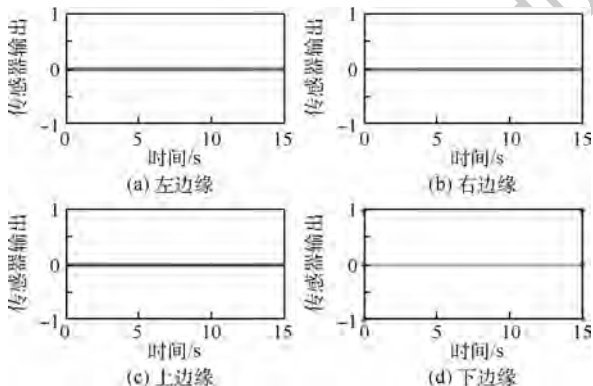


图 11 传感器检测情况

Fig. 11 Sensor detection

缝发生碰撞,成功穿越。

4.2.2 仿真试验 1:不同斜缝倾角及速度上限

斜缝倾斜角及最大飞行速度是限制穿缝成功的主要因素,本文综合垂直方向倾斜、水平方向倾斜及最大飞行速度设计了多组想定并进行仿真验证,总结四旋翼穿缝性能如表 2 所示。

由于整个穿缝任务的核心在靠近段的姿态转换,以垂直方向 45° 倾斜,水平方向倾斜 0° 斜缝,最大速度限制 4 m/s 为例分析靠近段外环追踪控制器效果。

图 12 给出了飞行器三轴在加速度上的响应情况。仿真显示,三轴上位置和速度响应最终能较好地跟上期望的轨迹,但加速度在追踪后期的误差明显增大。具体测算靠近段到穿越段的切换点处响应情况,位置误差为 0.03 m ,速度误差为 0.05 m/s ,加速度误差为 1.26 m/s^2 ,显然位置和速度跟踪效果较好,但加速度的跟踪性能明显下降。分析其原因是:由于在靠近段的末期姿态角较大,则先前基于运动学及动力学方程线性化设计的外

表 2 四旋翼穿缝性能

Table 2 Sewing ability of quadrotor

斜缝状态	4 m/s	5 m/s
垂直方向倾斜	65°	50°
水平方向倾斜	32°	30°
组合倾斜	$60^\circ + 10^\circ$	$50^\circ + 10^\circ$
	$45^\circ + 15^\circ$	$30^\circ + 20^\circ$
	$24^\circ + 30^\circ$	$5^\circ + 30^\circ$

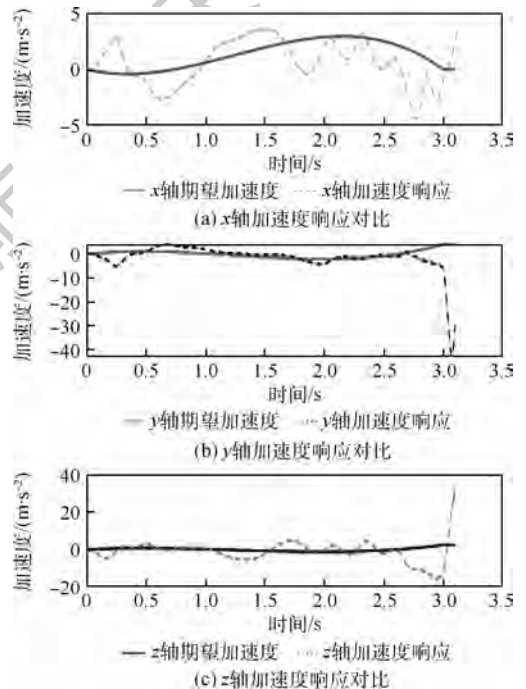


图 12 靠近段轨迹加速度响应

Fig. 12 Acceleration response of tracking of approach trajectory

环控制器性能会明显下降,为了改善这一情况,后续需针对外环控制器的非线性设计继续研究。

4.2.3 仿真试验2:不同起始位置及斜缝朝向

考虑到室内封闭环境的任务特点,四旋翼仅能通过相机来对斜缝进行观察,飞行过程中需要机头始终朝向斜缝方向,因此,斜缝的朝向会对任务的执行产生一定的影响。此外,由于飞行器可能在斜缝墙前任意位置出发,不同出发位置对穿缝效果也存在一定可能的影响。针对这两者提出的解决办法是:在开始穿缝前引导其飞向一个直面斜缝且距离为4 m的等高点,并调整机头方向使正对斜缝。

给定 $[2 \ -2 \ 0]$ m和 $[-2 \ 2 \ 0]$ m两个不同的起始位置观察穿越效果,如图13(a)所示,四旋翼主要在由起飞点到达起始点的轨迹上存在差异,从穿缝起始点出发的穿缝轨迹类似,最终都能成功降落在平台上。

再给定斜缝偏航发生 0° 、 60° 、 90° 偏转,仿真表明都能实现成功穿越,具体观察偏航角的偏转,图13(b)仿真显示靠近段和穿越段过程中飞机机头始终指向斜缝,最大仅发生 8° 左右的偏转,满足相机观测的需求。

特里亚金极小值原理,对四旋翼的穿缝轨迹进行了优化。

1) 进行了四旋翼建模、不同功能外环PID控制器设计、可视仿真环境搭建,构成用于进行规划效果验证的仿真飞行平台。

2) 基于抛物原理的轨迹规划方法最大能实现竖直倾斜 63° 或水平倾斜 32° 的斜缝穿越。

3) 本文方法减轻了轨迹规划的算力负担,降低了对内外环控制器的性能需求,在工程中具有较好的可行性。

参考文献 (References)

- [1] 韦意豪. 四旋翼无人机轨迹跟踪与避障控制研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018:6-7.
WEI Y H. Trajectory tracking and obstacle avoidance of quadrotor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018: 6-7 (in Chinese).
- [2] 王维平,刘娟. 无人飞行器航迹规划方法综述[J]. 飞行力学,2010,28(2):6-10.
WANG W P, LIU J. Introduction to unmanned air vehicle route planning methods[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(2): 6-10 (in Chinese).
- [3] 杜萍,杨春. 飞行器航迹规划算法综述[J]. 飞行力学,2005,23(2):10-14.
DU P, YANG C. Introduction of air vehicle path planning algorithms[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(2): 10-14 (in Chinese).
- [4] 张广林,胡小梅,柴剑飞,等. 路径规划算法及其应用综述[J]. 现代机械,2011(5):85-90.
ZHANG G L, HU X M, CHAI J F, et al. Summary of path planning algorithm and its application [J]. Modern Machinery, 2011(5): 85-90 (in Chinese).
- [5] 陈功,傅瑜,郭继峰. 飞行器轨迹优化方法综述[J]. 飞行力学,2011,29(4):1-5.
CHEN G, FU Y, GUO J F. Survey of aircraft trajectory optimization methods[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(4): 1-5 (in Chinese).
- [6] MELLINGER D, MICHAEL N, KUMAR V. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors[J]. The International Journal of Robotics Research, 2012, 31(5): 664-674.
- [7] LIU S K, MOHTA K, ATANASOV N, et al. Search-based motion planning for aggressive flight in SE(3)[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(3): 2439-2446.
- [8] TORDESILLAS J, LOPEZ B T, EVERETT M, et al. FASTER: Fast and safe trajectory planner for flights in unknown environments[EB/OL]. (2020-01-09) [2020-07-25]. <https://arxiv.org/abs/2001.04420>.
- [9] 曾佳,申功璋. 一种无人机平滑飞行轨迹规划方法[J]. 系统仿真学报,2008,20(S1):470-473.
ZENG J, SHEN G Z. A method of smooth trajectory planning for UAV[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(S1): 470-473 (in Chinese).

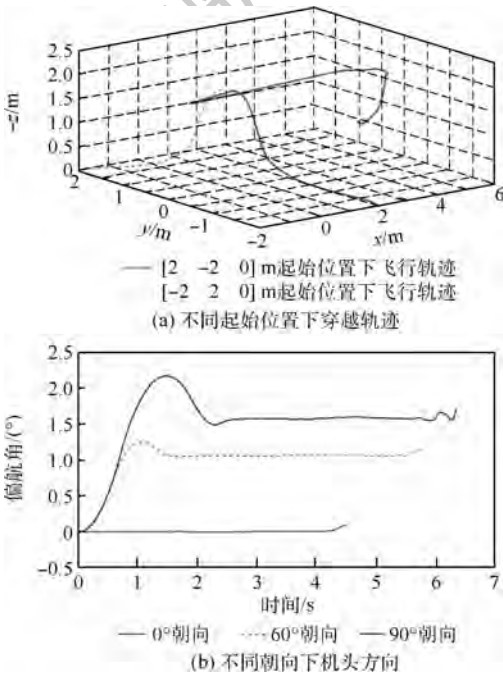


图13 位置与朝向条件变化下穿越结果

Fig. 13 Crossing results at different locations and directions

5 结论

针对时空约束条件下多旋翼机动轨迹优化的问题,设定了穿越室内斜缝的任务场景,从具体分析任务对象特点的角度出发,运用抛物原理和庞

- [10] 陈杰,董伟,盛鑫军,等. 基于螺旋样条的旋翼无人机区域轨迹规划[J]. 中国机械工程,2019,30(12):1453-1459.
CHEN J,DONG W,SHENG X J, et al. Regional trajectory planning of unmanned aerial vehicles based on spiral spline[J]. China Mechanical Engineering, 2019, 30(12):1453-1459 (in Chinese).
- [11] 孟少华,向锦武,罗漳平,等. 微小型无人直升机避障最优轨迹规划[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(2):246-251.
MENG S H, XIANG J W, LUO Z P, et al. Optimal trajectory planning for small-scale unmanned helicopter obstacle avoidance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(2):246-251 (in Chinese).
- [12] WANG T, WANG L, LIANG J, et al. Autonomous control and trajectory tracking of quadrotor helicopter[C]//2012 IEEE International Conference on Computer Society and Automation Engineering(CSAE). Piscataway:IEEE Press,2012:251-255.
- [13] 全权. 多旋翼飞行器设计与控制[M]. 北京:电子工业出版社,2018:73-79.
QUAN Q. Introduction to multicopter design and control[M]. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2018:73-79 (in Chinese).
- [14] FALANGA D, MUEGGLER E, FAESSLER M, et al. Aggressive quadrotor flight through narrow gaps with on-board sensing and computing using active vision[C]//International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2017:5774-5781.
- [15] 胡寿松,王执铨,胡维礼. 最优控制理论与系统[M]. 3版. 北京:科学出版社,2017:49-76.
HU S S, WANG Z Q, HU W L. Optimal control theory and system[M]. 3rd ed. Beijing: Science Press, 2017:49-76 (in Chinese).

作者简介:

蔡志浩 男,博士,高级工程师,硕士生导师。主要研究方向:创新布局飞行器系统综合设计、短距/垂直起降无人机建模与控制、无人机自主与协同控制。

左一鸣 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器的航迹规划。

王英勋 男,硕士,研究员,博士生导师。主要研究方向:无人机自主控制。

Maneuver trajectory optimization method of multicopter under space-time constraints

CAI Zhihao*, ZUO Yiming, WANG Yingxun

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Multicopter are often used in complex and variable scenarios such as post-earthquake search and rescue, geological exploration, etc. Considering their endurance and environmental characteristics, optimizing the flight trajectory of multicopter to complete tasks better and faster has become a key issue. To this end, a multicopter's traversing indoor diagonal slit mission is set up, and a trajectory optimization method under multi-constraint based on the parabolic principle and the Pontryagin's minimum principle is proposed. By imitating the process of throwing things through a narrow window and from the perspective of analyzing the oblique slit of the task object, a parabolic trajectory is designed to guide the aircraft to cross the oblique slit with inertia. For the initial state required to throw the aircraft, Pontryagin's minimum principle is used to realize the state transition trajectory. A 3D model was built in MATLAB to verify the crossing effect. The experiment shows that the multicopter can pass through the inclined seam with a vertical tilt of 63° or a horizontal tilt of 32° .

Keywords: multicopter; multi-constraint; trajectory optimization; parabolic principle; state transition

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0276

基于 T-S 模糊故障树的多态导航系统性能可靠性



刘勇^{1,*}, 罗德林², 石翠¹, 吴华新³

(1. 工业和信息化部电子第五研究所, 广州 510610;

2. 厦门大学 航空航天学院, 厦门 361102; 3. 空军预警学院, 武汉 430019)

摘 要: 考虑复杂多态导航系统在不同故障状态具有不同的性能可靠性, 将 T-S 模糊故障树模型应用到多态导航系统性能分析中, 以 T-S 模糊故障树表示系统的性能变量, 映射为系统性能指标值, 结合统计学中的期望思想, 计算不同层次事件发生故障时系统的性能可靠性, 并以典型的全球定位系统 (GPS) 和惯性定向定位导航系统 (INS) 相组合的导航系统进行分析建树, 求解系统在多故障状态下的性能可靠性指标, 并进行了实例分析。结果表明: 无论底事件处于轻微还是严重故障状态, 对系统性能都会产生影响, 中间事件是导航系统的薄弱环节, 即便是中间层轻微故障, 也会引起系统性能可靠性较大的下降。

关键词: T-S 模型; 模糊故障树; 多态导航系统; 性能可靠性; 贝叶斯网络

中图分类号: V249.32

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0240-07

组合导航系统 (Integrated Navigation System) 是将北斗卫星导航系统/全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System) 和惯性定向定位导航系统 (Inertial Navigation System, INS) 等 2 种以上的设备以适当的方式有机组合来提高系统整体导航能力的综合信息服务系统, 其具有定位精度高、可靠性好、性能强、优势明显等特点。组合导航系统能为制导定位、武器校准和引导航行的战斗力和飞机的安全航行具有重要的影响^[1]。传统的故障树分析方法, 假设系统只是存在“非此即彼”的二元状态, 且认为故障精确可知, 应用布尔代数和概率论的理论对系统进行可靠性分析^[2]。将模糊理论和故障树分析方法有机结合, 可以解决不同领域、不同类别系统的可靠性和不确定性问题^[3-5]。基于模糊逻辑的 T-S 模糊故障树模型^[6], 解决故障机理和故障概率不明确条件

下系统失效概率的计算问题, 并以多态导航系统为实例进行了分析。

传统对于导航系统可靠性的研究, 大都采用故障树分析方法和模糊理论相结合, 将多态替代二态故障树引入到故障树事件的分析研究, 有效地解决了故障机理未知、故障状态多样的复杂系统可靠性计算分析的问题^[7-9]。然而, 现有的研究成果主要关注的是导航系统的功能故障, 而对于导航系统处于正常、轻微故障和故障等多种状态下完成功能的系统的性能水平却鲜有研究。本文提出的 T-S 模糊故障树导航系统性能分析方法, 将 T-S 模糊故障树建模思想与概率统计理论中数学期望的方法相结合, 求解某一时间系统在多种故障状态下事件所代表的期望性能, 实现由导航系统故障建模与功能性能可靠性的转化, 解决了故障机理模糊、故障状态多样时导航系统性能可靠性的求解及评估问题。

收稿日期: 2020-06-17; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-28 15:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200828.1339.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51605095)

*通信作者. E-mail: 117903739@qq.com

引用格式: 刘勇, 罗德林, 石翠, 等. 基于 T-S 模糊故障树的多态导航系统性能可靠性[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 240-246. LIU Y, LUO D L, SHI C, et al. Performance reliability of multi-state navigation system based on T-S fuzzy fault tree [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 240-246 (in Chinese).

1 T-S 模糊故障树

1.1 T-S 模糊故障树模型事件描述方法

T-S 模糊故障树模型是一种基于规则模型,其基于线性变换规则,实现由模糊模型前件变量到后件结论变量的映射。模糊变换的规则如下^[10]:

$$\text{if } x \text{ is } A \text{ then } y = f(x) \quad (1)$$

式中: $f(x)$ 为线性函数。令 $l=1, 2, \dots, m$, 假设有输入事件 n 个, 给定模糊规则 m 条, 对于单个输出事件系统的 T-S 模糊推理模型如下:

if x_1 is A_1^l and x_2 is A_2^l and, \dots , x_j is A_j^l , and, is \dots ,

$$x_n \text{ is } A_n^l, y^l = c_0^l + c_1^l x_1 + c_2^l x_2 + \dots + c_j^l x_j + \dots + c_n^l x_n \quad (2)$$

式中: $A_j^l (j=1, 2, \dots, n)$ 为模糊集合; x_j 为输入变量; y^l 为该条规则的相应输出变量; c_j^l 为实数。

实际过程中,精确的数值无法描述故障的程度,因而,假设模糊数 0 表示系统“无故障”、模糊数 0.5 表示系统“轻度故障”、模糊数 1 表示系统“严重故障”,以如图 1 所示的梯形隶属函数表示模糊数的隶属函数。

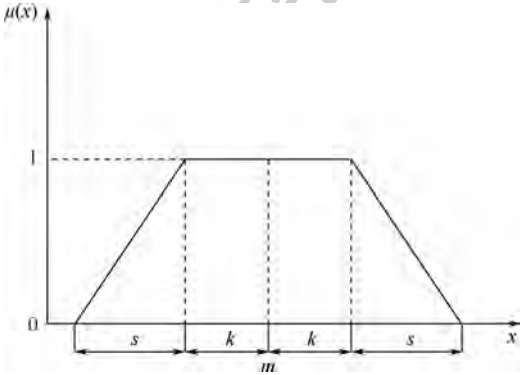


图 1 模糊数的隶属函数

Fig. 1 Membership functions for fuzzy numbers

隶属函数表达式为

$$\mu(x) = \begin{cases} 0 & 0 \leq x \leq m - k - s \\ \frac{x - (m - k - s)}{s} & m - k - s < x \leq m - k \\ 1 & m - k < x \leq m + k \\ 0 & m + k + s < x \end{cases} \quad (3)$$

根据图 1 可知,若取 $s=0$ 时,模糊数转换成常数,若取 $k=0$ 时,梯形隶属函数转变成三角形隶属函数。

1.2 T-S 模糊故障树基本算法

设 $P^l(x_{i_1}^l) (i_1=1, 2, \dots, k_1)$ 为底事件故障程度的模糊概率,则规则 $l (l=1, 2, \dots, m)$ 的模糊概率求解如下^[11-12]:

$$P_0^l = p(x_{i_1}^l) p(x_{i_2}^l) \dots p(x_{i_n}^l) \quad (4)$$

因此,上级事件的模糊可能性为

$$\begin{cases} P(y^1) = \sum_{l=1}^m P_0^l P^l(y_1) \\ P(y^2) = \sum_{l=1}^m P_0^l P^l(y_2) \\ \vdots \\ P(y^{k_n}) = \sum_{l=1}^m P_0^l P^l(y_{k_n}) \end{cases} \quad (5)$$

设 $x' = (x'_1, x'_2, \dots, x'_n)$ 为底事件 $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ 的故障程度,则上级事件故障程度的模糊可能性估算如下^[13]:

$$\begin{cases} P(y^1) = \sum_{l=1}^m \beta_l^*(x') P^l(y_1) \\ P(y^2) = \sum_{l=1}^m \beta_l^*(x') P^l(y_2) \\ \vdots \\ P(y^{k_n}) = \sum_{l=1}^m \beta_l^*(x') P^l(y_{k_n}) \end{cases} \quad (6)$$

$$\beta_l^*(x') = \frac{\prod_{j=1}^n \mu_{x_j^l}(x'_j)}{\sum_{l=1}^m \prod_{j=1}^n \mu_{x_j^l}(x'_j)} \quad (7)$$

式中: $\mu_{x_j^l}(x'_j) = \prod_{j=1}^n \mu(x_j)$ 表示相对规则 l 第 j 个部件故障程度 x'_j 对应模糊集的隶属度; $\beta_l^*(x')$ 为规则 l 的归一化执行度^[13]。

因此,根据 T-S 门规则,结合下级事件 x 的模糊可能性,应用式(5)进行逐级递推,可求解上级事件 y 的各种模糊可能性。同理,根据 T-S 门规则,只要知道下级事件 x 的故障程度 x' ,应用式(6)进行逐级递推,很容易估算上级事件故障程度的模糊可能性。

2 基于 T-S 模糊故障树的多态导航系统的性能可靠性模型

通常以故障树中的顶事件代表某一系统,应用概率统计的期望理论,引入系统最佳初始性能值方法,计算系统处于不同故障状态下的模糊可能性,以及系统处于该状态下的性能值,进而求取系统性能可靠性的估计值^[14]。

2.1 系统性能可靠性

令顶事件 T 表示的系统性能参数为 W_x, W_x^0 为初始状态下 W_x 的最佳性能值, W_{x_q} 表示系统处于故障状态 q 某一时刻顶事件 T 的性能值。设系统处于故障状态 q 时,顶事件 T 的性能值为 W_{x_q} ,则顶事件故障状态 T_q 的概率为^[15]

$$E(W_{X_q}) = \sum_{q=1}^r W_{X_q} (P(T = T_q)) \quad (8)$$

则系统的性能可靠性可以表示为

$$R(W) = \frac{E(W_X)}{W_X^0} \quad (9)$$

式中: $E(W_X)$ 为多故障状态下系统的期望性能; W_X^0 为初始状态的下系统最佳性能。

2.2 不同层级事件故障时的系统性能可靠性

2.2.1 底事件故障时的系统性能可靠性

参考文献[16],若底事件 x_i 的故障状态为 $x_i^{a_i}$,在故障状态为 T_q 条件下,顶事件 T 故障的条件概率为

$$P(T = T_q | x_i = x_i^{a_i}) = \frac{P(x_i = x_i^{a_i}, T = T_q)}{P(x_i = x_i^{a_i})} \quad (10)$$

式中: $P(T = T_q, x_i = x_i^{a_i})$ 表示在顶事件处于故障状态为 T_q 时,与底事件 x_i 处于故障状态 $x_i^{a_i}$ 的联合概率。

可求得底事件 x_i 的故障状态为 $x_i^{a_i}$ 时系统的期望性能如下:

$$E_{x_i^{a_i}}(W_X) = \sum_{q=1}^k W_{X_q} P(T = T_q | x_i = x_i^{a_i}) \quad (11)$$

则已知底事件故障状态,可求得系统故障时的性能可靠性为

$$R(W) = \frac{E_{x_i^{a_i}}(W_X)}{W_X^0} \quad (12)$$

当 T-S 模糊故障树的底事件发生故障,却未知其处于何种故障状态时,此时可取任意一种故障状态对底事件的故障情况进行表示,应用均值计算方法,取底事件处在某一故障状态的概率为 $1/k_i$,求解系统的期望性能的公式如下:

$$E_{x_i}(W_{X_q} \frac{1}{k_i} \sum_{a_i=1}^{k_i} P(T = T_q | x_i = x_i^{a_i})) \quad (13)$$

式中: k_i 为底事件故障状态总数。

系统底事件的故障状态未知,其发生故障时系统的性能可靠性为

$$R(W) = \frac{E_{x_i}(W_X)}{W_X^0} \quad (14)$$

2.2.2 中间事件故障时的系统性能可靠性

假设 T-S 模糊故障树的中间事件 y_j 故障,且其所处故障状态的模糊可能性已知,中间事件 y_j 在故障状态 $y_j^{b_j}$ 的条件下,可求得顶事件 T 处于故障状态 T_q 的条件概率。

若中间事件 y_j 处于故障状态 $y_j^{b_j}$ 时,系统的期望性能为

$$E_{y_j^{b_j}}(W_X \sum_{q=1}^r W_{X_q} P(T = T_q | y_i = y_j^{b_j})) \quad (15)$$

则中间事件其所处的故障状态已知时,其性能可靠性为

$$R(W) = \frac{E_{y_j^{b_j}}(W_X)}{W_X^0} \quad (16)$$

若 T-S 模糊故障树的中间事件 y_j 发生故障,且其故障状态未知时,此时可取任意一种故障状态对中间事件的故障情况进行表示,采取均值计算方法,取中间事件处在某一故障状态的概率为 $1/k_j$,求解系统的期望性能的公式如下:

$$E_{y_j}(W_{X_q}) = \sum_{q=1}^r W_{X_q} \frac{1}{k_j} \sum_{b_j=1}^{k_j} P(T = T_q | y_i = y_j^{b_j}) \quad (17)$$

在未知系统中间事件故障状态条件下,其发生故障的性能可靠性为

$$R(W) = \frac{E_{y_j}(W_X)}{W_X^0} \quad (18)$$

3 案例分析

3.1 导航系统 T-S 模糊故障树

组合导航是指采用网络化手段,将 2 种以上的单一系统组合在一起,综合多种导航设备的优势,解决单一导航系统的局限和限制,形成多种信息源共享互补的多维度和高精度多功能系统。GPS/INS 是组合导航系统中较为典型的一种,组合导航系统包括控制显示器、组合传感器、Kalman 滤波器和电源 4 个组成部分^[2]。组合导航系统主要由电子设备组成,其各个部件的固有可靠性水平不同,发生故障程度会有一定差异,系统发生故障具有不确定性。

组合导航系统 T-S 模糊故障树如图 2 所示。

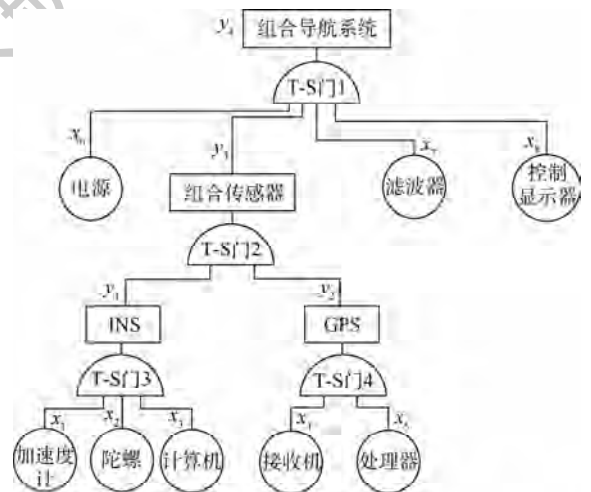


图 2 组合导航系统 T-S 模糊故障树

Fig. 2 T-S fuzzy fault tree of integrated navigation system

根据模糊故障树规则,采用模糊数 0、0.5、1 描述事件“无故障”、“轻度故障”和“严重故障”3 种故障状态,参考文献[5],结合经验和专家数据得到 T-S 门 3 和 T-S 门 4 规则如表 1、表 2 所示。

限于篇幅,其他 T-S 门规则不在本文中描述。

表 1 T-S 门 3 规则

Table 1 Rules for T-S gate 3

规则	x_1	x_2	x_3	y_1		
				0	0.5	1
1	0	0	0	1	0	0
2	0	0	0.5	0.3	0.4	0.3
3	0	0	1	0.3	0.4	0.5
4	0	0.5	1	0.1	0.5	0.4
5	0	0.5	0.5	0.1	0.4	0.5
6	0	0.5	1	0	0	1
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
27	1	1	1	0	0	1

表 2 T-S 门 4 规则

Table 2 Rules for T-S gate 4

规则	x_4	x_5	y_2		
			0	0.5	1
1	0	0	1	0	0
2	0	0.5	0.2	0.5	0.3
3	0	1	0	0	1
4	0.5	0	0.2	0.4	0.4
5	0.5	0.5	0.1	0.3	0.6
6	0	0.5	0	0	1
7	1	0	0	0	1
8	1	0.5	0	0	1
9	1	1	0	0	1

3.2 T-S 模糊故障树转化为贝叶斯网络

根据 T-S 模糊故障树转换成 BN 的规则,参见文献[11]的转换方法,T-S 模糊故障树中的底事件可转换成 BN 的根节点,T-S 模糊故障树中的中间事件转换成 BN 的中间节点,T-S 模糊故障树中的顶事件转换成 BN 的叶节点。

3.2.1 顶事件的期望性能

组合导航系统所涉及的性能问题主要是系统的姿态精度、速度精度和位置精度的问题,在此关注组合导航使用过程中的位置精度问题,由于系统处于不同的故障程度,导致其位置精度各不相同。假设组合导航系统位置精度性能变量为 W_x , W_{x_q} 表示顶事件 T 即组合导航系统在第 q 个状态下系统的性能值。对于顶事件 T ,分别用语言值 0、0.5、1,对其 3 个故障状态进行描述,结合图 3,以表 3 表示不同故障状态下的定位精度。

组合导航系统属于电子设备,通常假定底事件故障发生服从指数分布,其可靠度函数为

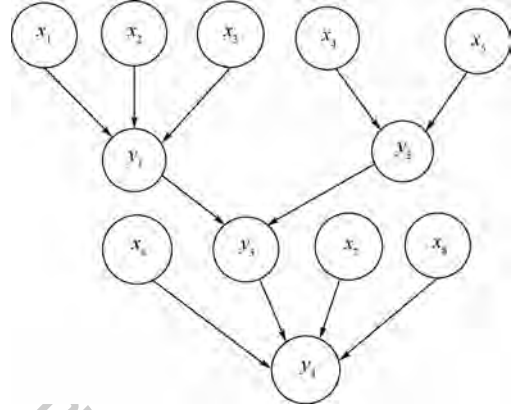


图 3 组合导航系统贝叶斯网络

Fig. 3 Bayesian network diagram of integrated navigation system

$$R(t) = \exp(-\lambda t) \quad (19)$$

令 $t = 3000$ h,以底事件 x_1 为例,当其处于故障状态 0 时,其模糊可能性求解如下^[8]:

$$P(x_1^0) = \exp(-\lambda t) = 0.9250 \quad (20)$$

则事件 x_1 处于故障状态 0.5 或 1 时的模糊可能性为

$$P(x_1^2) = P(x_1^3) = 0.00375 \quad (21)$$

同理,可计算底事件 $x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8$, 结果如表 4 所示。

由表 1、表 2 可计算中间事件 y_1, y_2 的模糊可能性。

$$P(y_1 = 0) = \sum_{i=1}^{27} p_i^l P^l(y_1 = 0) = 0.9560 \quad (22)$$

同理,可求得 $P(y_1 = 0.5), P(y_1 = 1), P(y_2 = 0), P(y_2 = 0.5), P(y_2 = 1)$, 结果如表 5 所示。

表 3 不同故障状态下的定位精度

Table 3 Positioning accuracy for different fault conditions

顶事件 T	故障状态(序号)	W_{x_i}
1	0	0.0023
2	0.5	0.0122
3	1	0.0303

表 4 底事件的模糊可能性

Table 4 Fuzzy possibility for base event

底事件	故障状态(序号)	模糊可能性
x_2	1	0.8816
	2	0.0592
	3	0.0592
x_3	1	0.9085
	2	0.0458
	3	0.0458
⋮	⋮	⋮
x_8	1	10.9418
	2	20.0291
	3	30.0291

根据模糊门规则推理,可求得顶事件的模糊可能性,计算结果如表6所示。

表5 中间事件的模糊可能性

Table 5 Fuzzy possibility for intermediate event

中间事件	故障状态(序号)	模糊可能性
y_1	1	0.9560
	2	0.0112
	3	0.0328
y_2	1	0.9216
	2	0.0226
	3	0.0558

表6 顶事件的模糊可能性

Table 6 Fuzzy possibility for top event

顶事件	故障状态(序号)	模糊可能性
T	1	0.9010
	2	0.0028
	3	0.0169

由表3及表6可计算得到系统期望性能为

$$E(W_{X_q}) = \sum_{q=1}^r W_{X_q} (P(T = T_q)) = 0.0026 \quad (23)$$

随着时间的增加,系统故障发生概率上升,系统的性能下降,其定位精度降低,该指标与系统性能成正相关,系统的性能可靠性为

$$R(W) = \frac{E(W_x)}{W_x^0} = 0.8768 \quad (24)$$

3.2.2 条件概率下顶事件的期望性能

参考文献[16]假设中间事件处于故障状态0.5时,系统的期望性能为

$$E_{y_2^{b_2}}(W_x \sum_{q=1}^3 W_{X_q} P(T = T_q | y_2 = y_2^{b_2})) \quad (25)$$

根据2.2.2节方法,求得中间事件故障状态取值0.5时,顶事件的模糊可能性,如表7表示。

表7 中间事件故障时顶事件的模糊可能性

Table 7 Fuzzy possibility for top event when intermediate event fails

顶事件	故障状态(序号)	模糊可能性
T	1	0.2316
	2	0.2802
	3	0.4882

由表2和表6得到系统条件期望性能和性能可靠性的值分别为0.0189和0.1218。同理,可以计算确定故障状态底事件和未知故障状态底事件时导航系统性能可靠性。

本节应用实例,分别计算了工作3000h且明确底事件和中间事件故障状态时的GPS/INS组合导航系统性能可靠性。随着工作时间的增加,组合导航系统可靠性逐渐下降,在系统工作3000h后,故障发生概率上升,系统可靠性下降,对系统

精度产生了一定的影响,导致系统性能可靠性指标下降,所求得的性能可靠值为0.8768。

系统的故障状态是对系统性能产生影响的重要因素之一。不同层次事件的故障状态对系统性能影响有所不同,根据计算结果得出中间层的位置在系统中非常关键,即便是系统中间层轻微故障,也会引起系统性能可靠性的较大下降,差值为0.755。这个与T-S门规则分析的结果一致。

4 结论

1) 针对T-S模糊故障树模型无法解决人们关注的导航系统故障与性能有机关联问题,通过构建导航系统T-S模糊故障树模型,引入性能变量,计算故障机理模糊、故障状态多样时导航系统性能可靠性问题。

2) 针对导航系统的性能可靠性的求解,本文提出了2点思路:一是着眼于对基本故障数据的分析,由下至上逐层递推,计算组合导航系统性能可靠性;二是分别从不同层级事件故障状态出发,根据模糊逻辑和网络规则对导航系统性能可靠性求解。

3) 本文以典型的组合导航系统为例,构建了贝叶斯网络,求解了其顶事件在不同状态下的系统精度的性能可靠性,计算结果对方法的可行性和有效性进行了进一步验证,充分说明该方法对于分析复杂多态导航系统性能具有可行性和实用性。

参考文献 (References)

[1] 宋华,张洪钺,王行仁. T-S模糊故障树分析方法[J]. 控制与决策, 2005, 20(8): 854-859.
SONG H, ZHANG H Y, WANG X R. Fuzzy fault tree analysis based on T-S model[J]. Control and Decision, 2005, 20(8): 854-859 (in Chinese).

[2] LEE W, GROSH D L, TILLMAN F A, et al. Fault tree analysis, methods, and applications: A review[J]. IEEE Transactions on Reliability, 1985, 34(3): 194-203.

[3] 贾进章,陈怡诺,柯丁琳. 基于模糊集和改进DS证据理论的危化品道路运输体系贝叶斯网络风险分析[J]. 北京化工大学学报(自然科学版), 2020, 47(1): 38-45.
JIA J Z, CHEN Y N, KE D L. Risk analysis of a Bayesian network for harmful chemicals road transportation systems based on fuzzy sets and improved Dempster/Shافر (DS) evidence theory[J]. Journal of Beijing University of Chemical Technology (Natural Science Edition), 2020, 47(1): 38-45 (in Chinese).

[4] 崔铁军,汪培庄. 空间故障树与因素空间融合的智能可靠性分析方法[J]. 智能系统学报, 2019, 14(5): 853-864.
CUI T J, WANG P Z. Intelligent reliability analysis method based on space fault tree and factor space[J]. CAAI Transac-

- tions on Intelligent Systems, 2019, 14 (5) : 853-864 (in Chinese).
- [5] 李景文, 乔建刚, 付旭, 等. 基于模糊故障树的抗浮锚杆系统失效分析[J]. 安全与环境学报, 2019, 19(4) : 1128-1134.
LI J W, QIAO J G, FU X, et al. Failure analysis of the anti-floating bolt system based on the fuzzy fault tree[J]. Journal of Safety and Environment, 2019, 19 (4) : 1128-1134 (in Chinese).
- [6] SONG H, ZHANG H Y, CHAN C W. Fuzzy fault tree analysis based on T-S model with application to INS/GPS navigation system[J]. Soft Computing, 2009, 13(1) : 31-40.
- [7] LIN C, WANG M. Hybrid fault tree analysis using fuzzy sets [J]. Reliability Engineering and System Safety, 1997, 58(3) : 205-213.
- [8] QI J, HU X, GAO X. Quantitative risk analysis of subsea pipeline and riser: An experts' assessment approach using fuzzy fault tree [J]. International Journal of Reliability and Safety, 2014, 8(1) : 33-50.
- [9] BROOKE P J, PAIGE R F. Fault trees for security system design and analysis[J]. Computers and Security, 2003, 22(3) : 256-264.
- [10] 姚成玉, 张炎驿, 王旭峰, 等. T-S 模糊故障树重要度分析方法[J]. 中国机械工程, 2011, 22(11) : 1261-1268.
YAO C Y, ZHANG Y Y, WANG X F, et al. Importance analysis method of fuzzy fault tree based on T-S model [J]. China Mechanical Engineering, 2011, 22 (11) : 1261-1268 (in Chinese).
- [11] 陈东宁, 姚成玉, 党振. 基于 T-S 模糊故障树和贝叶斯网络的多态液压系统可靠性分析[J]. 中国机械工程, 2013, 24(7) : 899-905.
CHEN D N, YAO C Y, DANG Z. Reliability analysis of multi-state hydraulic system based on T-S fuzzy fault tree and Bayesian network [J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24 (7) : 899-905 (in Chinese).
- [12] SENOL Y E, AYDOGDU Y V, SAHIN B, et al. Fault tree analysis of chemical cargo contamination by using fuzzy approach [J]. Expert Systems with Applications, 2015, 42 (12) : 5232-5244.
- [13] LAVASANI S M, ZENDEGANI A, CELIK M. An extension to fuzzy fault tree analysis (FFTA) application in petrochemical process industry [J]. Process Safety and Environmental Protection, 2015, 93 : 75-88.
- [14] 梁芬, 王振. 基于 T-S 模糊故障树的焊接机可靠性分析[J]. 机械强度, 2017, 39(3) : 592-597.
LIANG F, WANG Z. The reliability analysis of turret system based on T-S fuzzy fault tree [J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 39 (3) : 592-597 (in Chinese).
- [15] 孙利娜, 黄宁, 仵伟强, 等. 基于 T-S 模糊故障树的多态系统性能可靠性[J]. 机械工程学报, 2016, 52(10) : 191-198.
SUN L N, HUANG N, WU W Q, et al. Performance reliability of polymorphic systems by fuzzy fault tree based on T-S model [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52 (10) : 191-198 (in Chinese).
- [16] GE D C, LIN M, YANG Y H, et al. Quantitative analysis of dynamic fault trees using improved sequential binary decision diagrams [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2015, 142 (10) : 289-299.

作者简介:

刘勇 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 系统可靠性、安全性。

罗德林 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行器制导与控制、无人机协同控制决策、计算智能。

石翠 女, 硕士研究生。主要研究方向: 系统可靠性、安全性。

吴华新 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 组网系统技术。

Performance reliability of multi-state navigation system based on T-S fuzzy fault tree

LIU Yong^{1,*}, LUO Delin², SHI Cui¹, WU Huaxin³

(1. The Fifth Electronics Research Institute of the Ministry of Industry and Information Technology, Guangzhou 510610, China;

2. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, China;

3. Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

Abstract: The T-S fuzzy fault tree model is applied to the performance analysis of the multi-state navigation system, considering that complex multi-state system has different performance reliability in different fault states. The T-S fuzzy fault tree is used to represent the performance variables of the system and mapped to the performance index of the multi-state system. Combined with the expectation idea of statistics, the performance reliability of the system is calculated when the system is at different levels of failure event. The navigation system, combined with the typical Global Positioning System (GPS) and the Inertial Navigation System (INS), is used to analyze and build the tree to solve the problem of the system in the multi-fault state. The performance reliability index of the system is analyzed by making an example analysis. The results show that no matter whether the bottom event is in a minor or severe failure state, it will affect the system performance. The intermediate event is a weak link in the navigation system. Even a slight failure in the middle layer will cause a significant decrease in system performance reliability.

Keywords: T-S model; fuzzy fault tree; multi-state navigation system; performance reliability; Bayesian network

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0209

输入饱和情形下战斗机大机动动态面控制



周章勇^{1,2,*}, 邵书义¹, 胡伟^{1,2}

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106; 2. 国营芜湖机械厂, 芜湖 241007)

摘 要: 针对战斗机大机动飞行输入饱和问题, 提出了一种自适应神经网络动态面控制方法。采用径向基(RBF)神经网络逼近飞机系统的不确定性, 利用双曲正切函数处理系统的输入饱和问题, 根据饱和和受限后的实际控制输入与期望控制输入之差定义新误差变量, 结合该误差变量设计大机动飞行控制律, 并构造鲁棒项抵消神经网络逼近误差、外部干扰和建模误差的影响, 利用动态面控制技术避免对虚拟控制器的复杂求导并减小计算量。根据 Lyapunov 稳定性定理证明了闭环控制系统所有信号有界, 且通过选择合适的设计参数能够使姿态角跟踪误差收敛到原点的任意小邻域内。通过仿真结果的分析, 验证了所提方法具有较好的鲁棒性和稳定性。

关键词: 飞行控制; 大机动; 输入饱和; 神经网络; 鲁棒性

中图分类号: TP273

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0247-08

随着近年来航空科技的不断进步, 先进的航空武器装备逐渐成为现代战争制胜的关键。大机动飞行技术可以显著提高战斗机的突防能力、机动规避能力以及飞行员的空战效率。战斗机在进行大机动飞行时能迅速获得机动性优势进而率先进入攻击位置, 对于赢得近距格斗以至最终掌握制空权有着重大意义。

目前国内外学者在大机动飞行控制领域已经取得了丰硕的研究成果。Brinker 和 Wise 针对大机动飞行控制系统设计了动态逆控制律^[1]。文献[2]在动态逆控制律基础上, 引入了表征期望飞行品质的理想参考模型, 实现大迎角机动控制。文献[3]针对战斗机大机动飞行时出现的模型严重非线性和参数不确定性问题, 提出了基于径向基(Radial Basis Function, RBF)神经网络的自适应 Backstepping 控制方法。文献[4]针对一类反馈型非线性系统, 提出了一种控制方法, 在系统低

阶的情况下, 保证系统所有状态即控制信号都有界。文献[5]针对飞行器在大机动飞行过程中气动参数不确定、外部未知干扰因素较多及系统建模可能存在误差等问题, 设计了一种基于 RBF 神经网络的非线性自适应反演控制器。文献[6]将滑模制导律和动态面控制法结合, 提出了一种导弹自动驾驶仪性的制导控制。但文献[1-6]未考虑输入饱和情形下的大机动飞行控制问题。战斗机在进行大机动动作时, 不可避免地会要求各控制舵面输出较大的偏转, 然而各控制舵面受到物理器件约束, 其偏转角度是有限的, 这将导致控制系统输入出现饱和和非线性现象。饱和和非线性会降低战斗机的飞行品质, 甚至会使飞行系统失去稳定性。现有方案在解决输入饱和问题时常常引入干扰观测器对饱和和非线性误差进行估计。文献[7]提出了一种同时处理输入饱和及外部干扰的控制方法, 将系统的内部不确定性和外部干扰

收稿日期: 2020-05-25; 录用日期: 2020-08-28; 网络出版时间: 2020-09-25 15:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200925.1400.002.html

基金项目: 安徽省科技重大专项(18030901058)

* 通信作者. E-mail: ahhf5055@139.com

引用格式: 周章勇, 邵书义, 胡伟. 输入饱和情形下战斗机大机动动态面控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 247-254.
ZHOU Z Y, SHAO S Y, HU W. High-g maneuver dynamic surface control of fighter plane under input saturation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 247-254 (in Chinese).

统一视为复合干扰,在此基础上设计干扰观测器对复合干扰进行估计。文献[8]针对一类带有饱和输入的纯反馈非线性系统,提出了一种基于干扰观测器的直接自适应神经网络控制方法。然而上述方法未考虑在飞行控制领域进行应用研究,且干扰观测器增加了控制器的复杂性。

由于双曲正切函数对饱和函数具有良好的近似作用,可在控制器设计中采用双曲正切函数对饱和函数作近似化处理。文献[9]针对吸气式高超声速飞行器的纵向运动模型,利用双曲正切函数克服了输入饱和问题,同时利用多层神经网络逼近控制律的饱和特性,但未考虑建模误差对系统的影响。受文献[9]启发,本文考虑输入饱和情形,为消除饱和和非线性带来的不利影响,在控制器设计中采用双曲正切函数对饱和函数建模,克服输入饱和问题;同时利用多层神经网络逼近控

制律的饱和特性,根据饱和受限后的实际控制输入与期望控制输入之差定义新误差变量,并在此基础上设计大机动飞行控制律;在控制律设计时引入鲁棒项消除神经网络逼近误差、外部干扰和建模误差的影响;利用动态面方法避免对虚拟控制器的复杂求导运算;根据 Lyapunov 稳定性理论证明了闭环系统所有信号的有界性;将所设计的控制器进行仿真证明该方法的有效性,为输入饱和情形下参数的选取开辟了一种新思路,设计的非线性大机动飞行控制系统具有较好的鲁棒性。

1 问题描述

本文的控制目的是实现 ϕ, α, β 的跟踪,考虑由 $\phi, \alpha, \beta, p, q, r, \theta$ 构成的战斗机大机动飞行六自由度非线性运动模型^[3]如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\ q - p\beta + z_{\alpha} \Delta \alpha + (g_0/V)(\cos \theta \cos \phi - \cos \theta) \\ y_{\beta} \beta + p(\sin \alpha_0 + \Delta \alpha) - r \cos \alpha_0 + (g_0/V) \cos \theta \sin \phi \\ l_{\beta} \beta + l_p p + l_q q + l_r r + (l_{\beta \alpha} \beta + l_{\alpha r}) \Delta \alpha - i_1 q r \\ m_{\alpha} \Delta \alpha + m_q q + i_2 p r - m_{\alpha} (g_0/V)(\cos \theta \cos \phi - \cos \theta_0) \\ n_{\beta} \beta + n_r r + n_p p + n_{p\alpha} p \Delta \alpha - i_3 p q + n_q q \\ q \cos \phi - r \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ l_{\delta_{el}} & l_{\delta_{er}} & l_{\delta_{al}} & l_{\delta_{ar}} & 0 & 0 & l_{\delta_r} \\ m_{\delta_{el}} & m_{\delta_{er}} & m_{\delta_{al}} & m_{\delta_{ar}} & m_{\delta_{lef}} & m_{\delta_{ref}} & m_{\delta_r} \\ n_{\delta_{el}} & n_{\delta_{er}} & n_{\delta_{al}} & n_{\delta_{ar}} & 0 & 0 & n_{\delta_r} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{el} \\ \delta_{er} \\ \delta_{al} \\ \delta_{ar} \\ \delta_{lef} \\ \delta_{ref} \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:状态变量 $x = [\phi, \alpha, \beta, p, q, r, \theta]^T$ 分别为滚转角、迎角、侧滑角、滚转角速度、俯仰角速度、偏航角速度、俯仰角; α_0 为迎角配平值; $\Delta \alpha$ 为 α 与 α_0 的差值;系统参数 i_1, i_2, i_3 由惯性力矩常数计算得到; V 为飞行速度; y_{β} 为机体轴 y 的侧滑角 β 系数;相互独立的控制舵面 $[\delta_{el}, \delta_{er}, \delta_{al}, \delta_{ar}, \delta_{lef}, \delta_{ref}, \delta_r]^T$ 分别为左右水平安定面、左右副翼、前缘襟翼、后缘襟翼、方向舵; l_*, m_*, n_* 分别为滚转轴、俯仰轴、偏航轴配平状态下的气动系数,具体含义取决于“*”, $l_* = \rho V^2 S_r b C_{l_*} / 2$, $m_* = \rho V^2 S_r c C_{m_*} / 2$, $n_* = \rho V^2 S_r b C_{n_*} / 2$, * = { $\alpha, \beta, p, q, r, \theta$ }, ρ 为飞行高度下的大气密度, S_r 为飞行器特征面积, b 为弦长, C_{l_*} 为无量纲气动系数, c 为气动力弦长, C_{m_*} 和 C_{n_*} 为气动力系数; y_*, z_* 分别为机体轴 y, z 方向的气动系数,具体含义取决于“*”; g_0 为重力加速度常数。

由于受到物理特性约束,飞机舵面的偏转角度是有限的,即控制输入饱和受限。饱和函数 u 的具体描述如下^[10]:

$$u = \begin{cases} u_M & v \geq u_M \\ v & -u_M < v < u_M \\ -u_M & v \leq -u_M \end{cases} \quad (2)$$

式中: $-u_M$ 和 u_M 为饱和限幅; v 为实际控制律。由于双曲正切函数对饱和函数的近似作用,可利用双曲正切函数近似处理饱和函数 u ^[11], 则

$$h(v) = u_M \tanh \frac{v}{u_M} \quad (3)$$

定义建模误差 $d_v(t) = u - h(v)$, 其界限值满足^[12]:

$$|d_v(t)| \leq d_v^* = u_M [1 - \tanh(1)] \quad (4)$$

考虑外部干扰影响,式(1)可改写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1, x_3) + G_1(x_1, x_3)x_2 + d_1(t) \\ \dot{x}_2 = f_2(x) + G_2(x)u + d_2(t) \\ \dot{x}_3 = f_3(x) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $x_1 = [\phi, \alpha, \beta]^T$; $x_2 = [p, q, r]^T$; $x_3 = \theta$; $d_i(t)$ ($i=1,2$)为外部干扰。实际飞行过程中气动参数为多个状态变量的非线性函数,这里假设 $f_1(x_1, x_3) \in \mathbf{R}^4$ 和 $f_2(x) \in \mathbf{R}^3$ 为未知连续函数, $G_1(x_1, x_3) \in \mathbf{R}^{4 \times 3}$ 和 $G_2(x) \in \mathbf{R}^{3 \times 7}$ 为已知可逆的函数。由式(5)中 $G_1(x_1, x_3)$ 、 $G_2(x)$ 和 $f_3(x)$ 的具体形式可知,函数 $G_1(x_1, x_3)$ 和 $G_2(x)$ 有界且子系统 $\dot{x}_3 = f_3(x)$ 稳定。

假设1^[13] 期望的指令姿态角 $x_r = [\phi_r, \alpha_r, \beta_r]^T$, \dot{x}_r 和 \ddot{x}_r 是连续且有界的,即存在一个未知正数 B_0 ,使得 x_r 、 \dot{x}_r 和 \ddot{x}_r 始终在紧集 Π_0 中并满足:

$$\Pi_0 = \{ (x_r, \dot{x}_r, \ddot{x}_r) : \|x_r\|^2 + \|\dot{x}_r\|^2 + \|\ddot{x}_r\|^2 \leq B_0^2 \} \quad (6)$$

假设2^[14] 对于任意 $t > 0$,存在未知正数 d_i^* 使得 $|d_i(t)| \leq d_i^*, i=1,2$ 。

假设3^[11] 饱和函数 u 的上界 u_M 已知。

引理1 RBF神经网络^[15]为一个线性参数化的神经网络,其能以任意精度逼近任何连续非线性函数 $f(Z)$,则

$$f(Z) = W^{*T} \psi(Z) + \varepsilon(Z) \quad (7)$$

式中:输入向量 $Z \in \mathbf{R}^n$, n 为神经网络的输入维数; $W^* \in \mathbf{R}^{l \times 3}$ 为最优权值矩阵; $\psi(Z) \in \mathbf{R}^l$ 为KBF函数构成的回归向量, $l > 1$ 为神经网络的节点数; $\varepsilon(Z) \in \mathbf{R}^3$ 为神经网络的逼近误差且满足^[16]:

$$|\varepsilon(Z)| \leq \varepsilon^* \quad (8)$$

其中: ε^* 为未知正数。

本文的控制目标为:针对输入端饱和和受限的大机动飞行系统(5),设计控制律 v 使得姿态角跟踪误差能够收敛到原点附近的任意小邻域内。

2 控制器设计

引入跟踪误差状态变量如下:

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - x_r \\ e_2 = x_2 - \alpha_{2f} \\ e_3 = h(v) - \alpha_{3f} \end{cases} \quad (9)$$

设计过程共包含3步。步骤1~步骤2设计期望虚拟控制律 α_i ($i=1,2$),再以 α_i 为输入通过一阶滤波器得到 α_{i+1f} 。如果不考虑系统的输入饱和问题,设计过程只需包含2步,即 $u = \alpha_2$ 。由

于实际输出的舵面偏角具有饱和非线性特性,在此利用线性的双曲正切函数 $h(v)$ 逼近舵面偏角,本文在传统 Backstepping 设计的基础上定义 e_3 为双曲正切函数 $h(v)$ 与期望的虚拟控制输入 α_2 之间的误差,并在步骤3设计能使整个系统稳定的实际控制律 v 。

步骤1 对式(9)中 e_1 求导可得

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_r = f_1(x_1, x_3) + G_1(x_1, x_3)x_2 + d_1(t) - \dot{x}_r \quad (10)$$

采用 RBF 神经网络逼近未知函数 $f_1(x_1, x_3)$,并代入式(10)有

$$\dot{e}_1 = W_1^{*T} \psi_1(x_1, x_3) + \varepsilon_1 + G_1(x_1, x_3)x_2 + d_1(t) - \dot{x}_r \quad (11)$$

式中: W_1^* 为最优权值矩阵; $\psi_1(x_1, x_3)$ 为 RBF 函数; ε_1 为神经网络重构误差。

构造虚拟控制律及自适应律如下:

$$\alpha_1 = -G_1^{-1}(x_1, x_3)(k_1 e_1 + \hat{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) + \hat{\zeta}_1 - \dot{x}_r) \quad (12)$$

$$\dot{\hat{W}}_1 = \Gamma_1(\psi_1(x_1, x_3)e_1^T - \sigma_1 \hat{W}_1) \quad (13)$$

$$\dot{\hat{\zeta}}_1 = \varsigma_1 e_1 - \varsigma_1 \sigma_1 \hat{\zeta}_1 \quad (14)$$

式中: $k_1 > 0$ 、 $\sigma_1 > 0$ 和 $\varsigma_1 > 0$ 均为设计参数; $\Gamma_1 = \Gamma_1^T > 0$ 为自适应增益矩阵; $\hat{\zeta}_1$ 为 ζ_1^* 的估计值,其中 ζ_1^* 将在后文定义; \hat{W}_1 为线性回归的估计值。式(12)利用含有 $\hat{\zeta}_1$ 的鲁棒项来消除神经网络逼近误差、外部干扰和建模误差的影响。

Backstepping 控制方法由于需要对虚拟控制律进行复杂微分计算,会不可避免地造成“微分爆炸”问题^[17]。为减少控制器的计算量,本文采用动态面控制技术。将信号期望虚拟控制律信号 α_1 通过一个一阶滤波器,滤波器的输出为 α_{2f} ,时间常数为 τ_2 ^[13]。

$$\begin{cases} \tau_2 \dot{\alpha}_{2f} + \alpha_{2f} = \alpha_1 \\ \alpha_{2f}(0) = \alpha_1(0) \end{cases} \quad (15)$$

定义滤波器的输出误差 $y_2 = \alpha_{2f} - \alpha_1$,于是有

$$\dot{\alpha}_{2f} = -(y_2/\tau_2) \text{ 以及 } \dot{y}_2 = \dot{\alpha}_{2f} - \dot{\alpha}_1 = -(y_2/\tau_2) + G_1^{-1}(x_1, x_3) \cdot$$

$$\left(k_1 \dot{e}_1 + \hat{W}_1^{*T} \psi_1(x_1, x_3) + \hat{W}_1^T \frac{\partial \psi_1(x_1, x_3)}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \right.$$

$$\left. \hat{W}_1^T \frac{\partial \psi_1(x_1, x_3)}{\partial x_3} \dot{x}_3 + \dot{\hat{\zeta}}_1 - \ddot{x}_r \right) +$$

$$G_1^{-1}(x_1, x_3)(k_1 e_1 + \hat{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) + \hat{\zeta}_1 - \dot{x}_r) \quad (16)$$

可见

$$\|\dot{y}_2 + (y_2/\tau_2)\| \leq B_1(e_1, \hat{W}, \hat{\zeta}_1, x_r, \dot{x}_r, \ddot{x}_r) \quad (17)$$

式中: $B_1(\cdot)$ 为由变量 e_1 、 \hat{W}_1 、 $\hat{\zeta}_1$ 、 x_r 、 \dot{x}_r 和 \ddot{x}_r 构成的闭区间连续函数, 因此存在最大值 $M_1^{[18]}$, 由式(17)可得

$$y_2^T \dot{y}_2 \leq -\frac{y_2^T y_2}{\tau_2} + B_1 \|y_2\| \leq -\frac{y_2^T y_2}{\tau_2} + \frac{y_2^T y_2}{2} + \frac{M_1^2}{2} \quad (18)$$

考虑 $x_2 = e_2 + \alpha_{2f}$ 和 $y_2 = \alpha_{2f} - \alpha_1$ 可得

$$x_2 = e_2 + y_2 + \alpha_1 \quad (19)$$

将式(12)和式(18)代入式(11), 有

$$\dot{e}_1 = G_1(x_1, x_3)(e_2 + y_2) - k_1 e_1 + \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) + \varepsilon_1 + d_1(t) - \hat{\zeta}_1 \quad (20)$$

式中: \tilde{W} 为神经网络权值误差。

根据假设 2 和式(8)可得

$$\dot{e}_1 \leq G_1(x_1, x_3)(e_2 + y_2) - k_1 e_1 + \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) + \varepsilon_1^* + d_1^* - \hat{\zeta}_1 \quad (21)$$

定义 $\zeta_1^* = \varepsilon_1^* + d_1^*$ 。式(21)可改写为

$$\dot{e}_1 \leq G_1(x_1, x_3)(e_2 + y_2) - k_1 e_1 + \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) + \zeta_1 \quad (22)$$

式中: ζ_1 为虚拟控制律设计参数。

步骤 2 沿着式(9)对 e_2 求导可得

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{\alpha}_{2f} = f_2(x) + G_2(x)u + d_2(t) + (y_2/\tau_2) \quad (23)$$

采用 RBF 神经网络逼近未知函数 $f_2(x)$, 并代入式(23)有

$$\dot{e}_2 = W_2^{*T} \psi_2(x) + \varepsilon_2 + G_2(x)u + d_2(t) + (y_2/\tau_2) \quad (24)$$

式中: ε_2 为神经网络重构误差; W_2^* 为最优权值矩阵; $\psi_2(x)$ 为 RBF 函数。

构造虚拟控制律及自适应律如下:

$$\alpha_2 = -G_2^{-1}(x)(k_2 e_2 + \hat{W}_2^T \psi_2(x) + (y_2/\tau_2) + G_1^T(x_1, x_3)e_1 + \hat{\zeta}_2) \quad (25)$$

$$\dot{\hat{W}}_2 = \Gamma_2(\psi_2(x)e_2^T - \sigma_2 \hat{W}_2) \quad (26)$$

$$\dot{\hat{\zeta}}_2 = \varsigma_2 e_2 - \varsigma_2 \sigma_2 \hat{\zeta}_2 \quad (27)$$

式中: $k_2 > 0$ 、 $\sigma_2 > 0$ 和 $\varsigma_2 > 0$ 均为设计参数; $\Gamma_2 = \Gamma_2^T > 0$ 为自适应增益矩阵; $G_2^{-1}(x)$ 为 $G_2(x)$ 的广义逆矩阵; $\hat{\zeta}_2$ 为 ζ_2^* 的估计值, 其中 ζ_2^* 将在后文定义。式(25)利用含有 $\hat{\zeta}_2$ 的鲁棒项来消除神经网络逼近误差、外部干扰和建模误差的影响。

将信号 α_2 通过一个一阶滤波器, 滤波器的输出为 α_{2f} , 时间常数为 $\tau_3^{[10]}$ 。

$$\begin{cases} \tau_3 \dot{\alpha}_{2f} + \alpha_{2f} = \alpha_2 \\ \alpha_{2f}(0) = \alpha_2(0) \end{cases} \quad (28)$$

与步骤 1 类似, 定义滤波器的输出误差为

$y_3 = \alpha_{3f} - \alpha_2$, 于是有 $\dot{\alpha}_{3f} = -(y_3/\tau_3)$ 以及

$$y_3^T \dot{y}_3 \leq -\frac{y_3^T y_3}{\tau_3} + B_2 \|y_3\| \leq -\frac{y_3^T y_3}{\tau_3} + \frac{y_3^T y_3}{2} + \frac{M_2^2}{2} \quad (29)$$

式中: M_2 为最大值项; $B_2(\cdot)$ 为闭区间连续函数。

考虑 $d_v(t) = u - h(v)$, $e_3 = h(v) - \alpha_{3f}$ 和 $y_3 = \alpha_{3f} - \alpha_2$ 可得

$$u = e_3 + y_3 + \alpha_2 + d_v(t) \quad (30)$$

将式(25)和式(30)代入式(24), 有

$$\dot{e}_2 = G_2(x)(e_3 + y_3) - k_2 e_2 + \tilde{W}_2^T \psi_2(x) + \varepsilon_2 + d_2(t) - \hat{\zeta}_2 - G_1^T(x_1, x_3)e_1 + G_2(x)d_v(t) \quad (31)$$

根据假设 2 及式(4)和式(8)可得

$$\dot{e}_2 \leq G_2(x)(e_3 + y_3) - k_2 e_2 + \tilde{W}_2^T \psi_2(x) + \varepsilon_2^* + d_2^* - \hat{\zeta}_2 - G_1^T(x_1, x_3)e_1 + G_2(x)d_v^* \quad (32)$$

定义 $\zeta_2^* = \varepsilon_2^* + d_2^* + G_2(x)d_v^*$ 。式(32)可改写为

$$\dot{e}_2 \leq G_2(x)(e_3 + y_3) - k_2 e_2 + \tilde{W}_2^T \psi_2(x) - G_1^T(x_1, x_3)e_1 + \zeta_2 \quad (33)$$

式中: ζ_2 为虚拟控制律设计参数。

步骤 3 沿式(9)对 e_3 求导可得

$$\dot{e}_3 = \frac{\partial h(v)}{\partial v} \dot{v} - \dot{\alpha}_{3f} \quad (34)$$

构造实际控制律如下:

$$\dot{v} = -\frac{1}{\eta}(k_3 e_3 + (y_3/\tau_3) + G_2^T(x)e_2) \quad (35)$$

式中: $k_3 > 0$ 和 $\eta = \frac{\partial h(v)}{\partial v} = \frac{4}{(e^{v/u_M} + e^{-v/u_M})^2} > 0$ 为设计参数。

将式(35)代入式(34), 有

$$\dot{e}_3 = -k_3 e_3 - G_2^T(x)e_2 \quad (36)$$

3 稳定性分析

定理 1 考虑输入饱和大机动飞行系统(5), 在满足假设 1~假设 3 的条件下, 若虚拟控制律选取如式(12)和式(25); 实际控制器满足式(35); 自适应律选取如式(13)、式(14)、式(26)、式(27)。对于任意给定的正数 ω , 若初始条件满足 $\hat{W}_1(0) \geq 0$, $\hat{W}_2(0) \geq 0$ 和 $V(0) \leq \omega$, 存在设计参数 σ_1 、 σ_2 、 ς_1 、 ς_2 、 $\lambda_{\max}(\Gamma_1^{-1})$ 和 $\lambda_{\max}(\Gamma_2^{-1})$ 使得以下性质成立:

1) 对于 $\forall t > 0$, $V(t) \leq \omega$ 成立并且闭环系统所有信号半全局一致终结合有界。

2) 通过选取合适的设计参数,跟踪误差 $e_1 = x_1 - x_r$ 能收敛到原点的任意小邻域。

证明 定义 Lyapunov 函数如下:

$$v = \frac{e_1^T e_1}{2} + \frac{e_2^T e_2}{2} + \frac{e_3^T e_3}{2} + \frac{y_2^T y_2}{2} + \frac{y_3^T y_3}{2} + \frac{\tilde{\zeta}_2^T \tilde{\zeta}_2}{2 \varsigma_2} + \frac{1}{2} \text{tr} \{ \tilde{W}_2^T \Gamma_2^{-1} \tilde{W}_2 \} + \frac{1}{2} \text{tr} \{ \tilde{W}_1^T \Gamma_1^{-1} \tilde{W}_1 \} + \frac{\tilde{\zeta}_1^T \tilde{\zeta}_1}{2 \varsigma_1} \quad (37)$$

式中: $\text{tr} \{ \cdot \}$ 为矩阵对角线元素之和。

考虑式(22)及式(33)和式(36),对式(37)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{v} \leq & -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 - k_3 e_3^T e_3 + e_1^T G_1(x_1, x_3) y_2 + \\ & e_2^T G_2(x) y_3 + y_2^T \dot{y}_2 + y_3^T \dot{y}_3 + e_1^T \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) + \\ & e_2^T \tilde{W}_2^T \psi_2(x) + \text{tr} \{ \sigma_1 \tilde{W}_1^T \hat{W}_1 \} + \text{tr} \{ \sigma_2 \tilde{W}_2^T \hat{W}_2 \} - \\ & \text{tr} \{ \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) e_1^T \} - \text{tr} \{ \tilde{W}_2^T \psi_2(x) e_2^T \} + \\ & \sigma_1 \tilde{\zeta}_1^T \hat{\zeta}_1 + \sigma_2 \tilde{\zeta}_2^T \hat{\zeta}_2 \end{aligned} \quad (38)$$

由于 $e_1^T \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) = \text{tr} \{ \tilde{W}_1^T \psi_1(x_1, x_3) e_1^T \}$, $e_2^T \tilde{W}_2^T \psi_2(x) = \text{tr} \{ \tilde{W}_2^T \psi_2(x) e_2^T \}$, 进一步可得

$$\begin{aligned} \dot{v} \leq & -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 - k_3 e_3^T e_3 + e_1^T G_1(x_1, x_3) y_2 + \\ & e_2^T G_2(x) y_3 + y_2^T \dot{y}_2 + y_3^T \dot{y}_3 + \text{tr} \{ \sigma_1 \tilde{W}_1^T \hat{W}_1 \} + \\ & \text{tr} \{ \sigma_2 \tilde{W}_2^T \hat{W}_2 \} + \sigma_1 \tilde{\zeta}_1^T \hat{\zeta}_1 + \sigma_2 \tilde{\zeta}_2^T \hat{\zeta}_2 \end{aligned} \quad (39)$$

注意到, $2\text{tr} \{ \sigma_i \tilde{W}_i^T \hat{W}_i \} \leq \sigma_i (\|W_i^*\|_F^2 - \|\tilde{W}_i\|_F^2)$,

$$\begin{aligned} 2\sigma_i \tilde{\zeta}_i^T \hat{\zeta}_i \leq & \sigma_i (\varsigma_i^{*T} \zeta_i^* - \tilde{\zeta}_i^T \tilde{\zeta}_i), i = 1, 2, \text{ 因此} \\ \dot{v} \leq & -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 - k_3 e_3^T e_3 + y_2^T \dot{y}_2 + \\ & e_1^T G_1(x_1, x_3) y_2 + e_2^T G_2(x) y_3 + y_3^T \dot{y}_3 + \\ & \frac{\sigma_1}{2} (\|W_1^*\|_F^2 - \|\tilde{W}_1\|_F^2) + \frac{\sigma_2}{2} (\|W_2^*\|_F^2 - \|\tilde{W}_2\|_F^2) + \\ & \frac{\sigma_1}{2} (\varsigma_1^{*T} \zeta_1^* - \tilde{\zeta}_1^T \tilde{\zeta}_1) + \frac{\sigma_2}{2} (\varsigma_2^{*T} \zeta_2^* - \tilde{\zeta}_2^T \tilde{\zeta}_2) \end{aligned} \quad (40)$$

将式(18)和式(29)代入式(40)可得

$$\begin{aligned} \dot{v} \leq & -k_1 e_1^T e_1 - k_2 e_2^T e_2 - k_3 e_3^T e_3 - \frac{y_2^T y_2}{\tau_2} + \frac{y_2^T y_2}{2} + \frac{M_1^2}{2} + \\ & e_1^T G_1(x_1, x_3) y_2 + e_2^T G_2(x) y_3 - \frac{y_3^T y_3}{\tau_3} + \frac{y_3^T y_3}{2} + \\ & \frac{M_2^2}{2} + \frac{\sigma_1}{2} (\|W_1^*\|_F^2 - \|\tilde{W}_1\|_F^2) + \\ & \frac{\sigma_2}{2} (\|W_2^*\|_F^2 - \|\tilde{W}_2\|_F^2) + \\ & \frac{\sigma_1}{2} (\varsigma_1^{*T} \zeta_1^* - \tilde{\zeta}_1^T \tilde{\zeta}_1) + \frac{\sigma_2}{2} (\varsigma_2^{*T} \zeta_2^* - \tilde{\zeta}_2^T \tilde{\zeta}_2) \end{aligned} \quad (41)$$

由 Young 不等式可得

$$\begin{cases} e_1^T G_1(x_1, x_3) y_2 \leq \|G_1(x_1, x_3)\|_F^2 e_1^T e_1 + \frac{1}{4} y_2^T y_2 \\ e_2^T G_2(x) y_3 \leq \|G_2(x)\|_F^2 e_2^T e_2 + \frac{1}{4} y_3^T y_3 \end{cases} \quad (42)$$

将式(42)代入式(41)可得

$$\begin{aligned} \dot{v} \leq & -\left(\frac{1}{\tau_2} - \frac{3}{4}\right) y_2^T y_2 - \left(\frac{1}{\tau_3} - \frac{3}{4}\right) y_3^T y_3 - k_3 e_3^T e_3 - \\ & (k_1 - \|G_1(x_1, x_3)\|_F^2) e_1^T e_1 - \\ & (k_2 - \|G_2(x)\|_F^2) e_2^T e_2 - \\ & \frac{\sigma_1}{2\lambda_{\max}(\Gamma_1^{-1})} \text{tr} \{ \tilde{W}_1^T \Gamma_1^{-1} \hat{W}_1 \} - \frac{\sigma_1 \tilde{\zeta}_1^T \tilde{\zeta}_1}{2} - \\ & \frac{\sigma_2}{2\lambda_{\max}(\Gamma_2^{-1})} \text{tr} \{ \tilde{W}_2^T \Gamma_2^{-1} \hat{W}_2 \} - \frac{\sigma_2 \tilde{\zeta}_2^T \tilde{\zeta}_2}{2} + C_1 \end{aligned} \quad (43)$$

式中: $C_1 = \frac{\sigma_1}{2} \|W_1^*\|_F^2 + \frac{\sigma_2}{2} \|W_2^*\|_F^2 + \frac{\sigma_1 \varsigma_1^{*T} \zeta_1^*}{2} + \frac{\sigma_2 \varsigma_2^{*T} \zeta_2^*}{2} + \frac{M_1^2}{2} + \frac{M_2^2}{2}$ 。

考虑到 $G_1(x_1, x_3)$ 和 $G_2(x)$ 为已知有界函数,选择足够大的 k_1, k_2, k_3 和足够小的 τ_2, τ_3 满足:

$$\begin{cases} k_1 \geq \|G_1(x_1, x_3)\|_F^2 + \frac{C_2}{2} \\ k_2 \geq \|G_2(x)\|_F^2 + \frac{C_2}{2} \\ k_3 \geq \frac{C_2}{2} \\ \frac{1}{\tau_2} \geq \frac{3}{4} + \frac{C_2}{2} \\ \frac{1}{\tau_3} \geq \frac{3}{4} + \frac{C_2}{2} \end{cases} \quad (44)$$

将式(44)代入式(43)可得

$$\dot{v} \leq -C_2 v + C_1 \quad (45)$$

式中:

$$C_2 = \min \left\{ \frac{\sigma_1}{\lambda_{\max}(\Gamma_1^{-1})}, \frac{\sigma_2}{\lambda_{\max}(\Gamma_2^{-1})}, \sigma_1 \varsigma_1, \sigma_2 \varsigma_2 \right\}。$$

对式(45)两边积分,然后化简得

$$v(t) \leq (v(0) - C_3) e^{-C_2 t} + C_3 \leq v(0) + C_3 \quad (46)$$

式中: $C_3 = C_1/C_2$ 。通过增大 ς_1 和 ς_2 , 同时减小 $\sigma_1, \sigma_2, \lambda_{\max}(\Gamma_1^{-1})$ 和 $\lambda_{\max}(\Gamma_2^{-1})$, 使得 C_1/C_2 任意小。由式(45)可知,当调节设计参数使得 $C_1/C_2 \leq \omega$, 在 $V = \omega$ 时有 $\dot{V} \leq 0$ 成立, 所以有 $V(t) \leq \omega, \forall t > 0$ 成立, 即 $V \leq \omega$ 是一个不变集。因此,闭环系统的所

有信号半全局一致终结有界。定理1的性质1)得证。根据式(37)可得 $e_1^T e_1 \leq 2v$ 。利用式(46)的第一个不等式以及 $e_1^T e_1 \leq 2v$, 跟踪误差 e_1 满足:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|e_1\| \leq \lim_{t \rightarrow \infty} \sqrt{2v(t)} \leq \sqrt{2C_3} \quad (47)$$

由式(47)可知, 调节设计参数减小 C_3 值可以使跟踪误差 e_1 收敛到任意小, 即系统输出 y 能够收敛到期望的大机动指令 x_r 的任意小邻域内, 实现了指令姿态角 ϕ, α, β 的跟踪。因此定理1的性质2)得证。 **证毕**

4 仿真分析

飞行仿真进入条件为: 高度 40 000 ft (1 ft = 0.3048 m), 速度 0.6Ma, 各作动器的饱和限幅为 $\pm 20^\circ$ 。选取初值: $\alpha = 9.29^\circ, \theta = 8.29^\circ$ 。选择设计参数: $k_1 = k_2 = k_3 = 10, \sigma_1 = \sigma_2 = 1, \zeta_1 = \zeta_2 = 1, \tau_2 = \tau_3 = 1$ 和 $\Gamma_1 = \Gamma_2 = \text{diag}\{0.5\}$ 。选择 RBF 神经网络的基函数为高斯函数, 则

$$\psi(\mathbf{Z}) = \exp\left[-\frac{(\mathbf{Z} - \mu_i)^T (\mathbf{Z} - \mu_i)}{\zeta_i^2}\right] \quad i = 1, 2, \dots, l$$

选择 RBF 神经网络 $\psi_1(x_1, x_3)$ 包含 $l = 11$ 个节点, 并且中心值 $\mu_i (i = 1, 2, \dots, 11)$ 均匀分配在区间 $[-10, 10] \times [-10, 10] \times [-10, 10] \times [-10, 10]$ 上, 宽度 $\zeta_i = 2 (i = 1, 2, \dots, 11)$ 。 $\psi_2(x)$ 包含 $l = 11$ 个节点, 并且中心值 $\mu_i (i = 1, 2, \dots, 11)$ 均匀分配在区间 $[-10, 10] \times [-10, 10] \times [-10, 10]$ 上, 宽度 $\zeta_i = 2 (i = 1, 2, \dots, 11)$ 。

设计以下 2 种方案进行对比仿真:

方案 I: 不考虑补偿建模误差 $d_v(t)$ 。

方案 II: 考虑补偿建模误差 $d_v(t)$ 。

通过比较图 1 ~ 图 3 中的指令姿态角 (滚转角、迎角、侧滑角) 的跟踪曲线可以看出, 基于本文中的控制器, 滚转角、迎角、侧滑角迅速跟踪指令信号, 动态响应效果较好, 误差较小, 再对饱和函数的建模误差进行补偿可以更好地跟踪期望的指令姿态角。

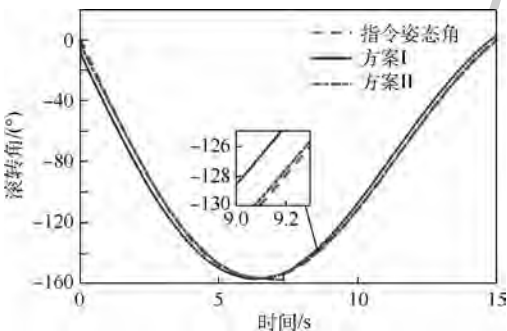


图 1 滚转角响应曲线

Fig. 1 Roll angle response curves

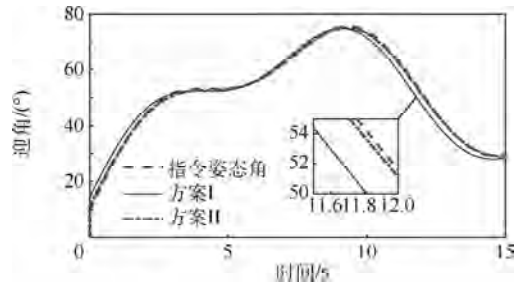


图 2 迎角响应曲线

Fig. 2 Attack angle response curves

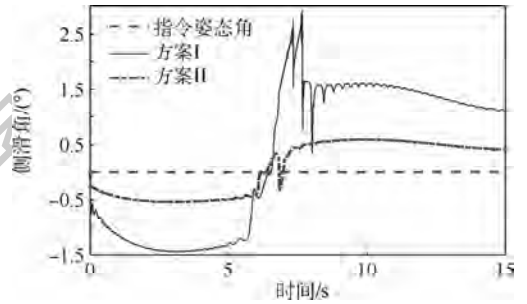


图 3 侧滑角响应曲线

Fig. 3 Sideslip angle response curves

从图 4 可以看出, 在输入饱和的情形下, 在方案 II 下, 大机动飞行时各个舵面变化均在限幅之内, 未进入饱和状态, 同时达到了稳定性要求和跟踪性要求。

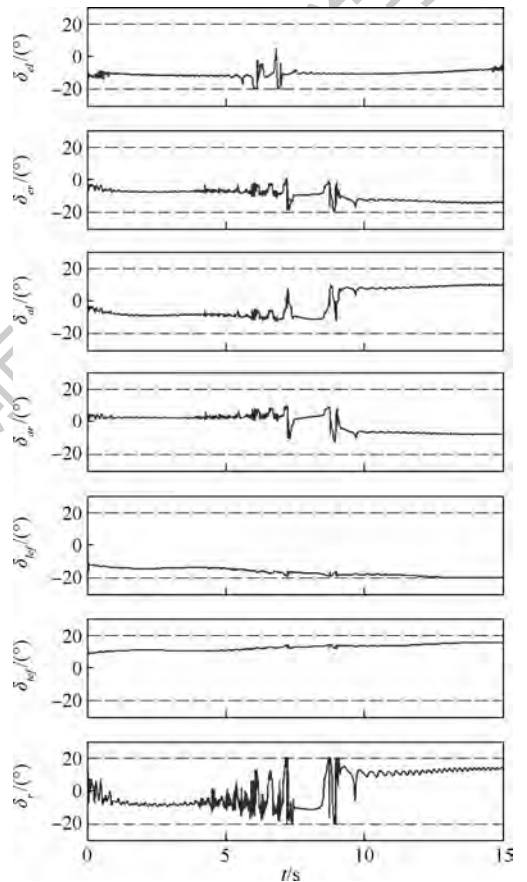


图 4 控制舵面偏转仿真结果

Fig. 4 Control surface deflection simulation results

5 结束语

本文针对输入饱和大机动飞行控制问题,提出了一种自适应神经网络控制方法,利用双曲正切函数近似化处理饱和函数,根据饱和受限后的实际控制输入与期望控制输入之差定义新误差变量,在控制律设计中引入鲁棒项消除神经网络逼近误差、外部干扰和系统建模误差带来的影响,利用动态面控制技术避免对虚拟控制器的复杂求导运算。控制律设计简单、易于实现。通过大机动仿真可以看出,本文方法具有较好的鲁棒性和稳定性。

需要指出的是,在动态仿真算例中,出现的部分区域的高频振荡后续将结合工程应用进一步研究。

参考文献 (References)

- [1] BRINKER J, WISE K. Stability and flying qualities robustness of a dynamic inversion aircraft control law[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1996, 19(6):1270-1277.
- [2] 龙晋伟,潘文俊,王立新,等.基于任务评定的战斗机大迎角飞行控制律设计方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(6):844-848.
LONG J W, PAN W J, WANG L X, et al. Design approach of nonlinear flight control law for fighter at high angle-of-attack based on mission[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(6):844-848 (in Chinese).
- [3] 孙勇,章卫国,章萌.基于神经网络的反步自适应大机动飞行控制[J]. *系统工程与电子技术*, 2011, 33(5):1113-1117.
SUN Y, ZHANG W G, ZHANG M. Backstepping adaptive high maneuvers flight control based on neural network[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2011, 33(5):1113-1117 (in Chinese).
- [4] 虞江航,徐军,黄雨可.一类反馈型非线性系统的跟踪控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(7):1444-1450.
YU J H, XU J, HUANG Y K. Tracking control for a class of nonlinear systems in feedback form[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(7):1444-1450 (in Chinese).
- [5] 冯福沁,张胜修,曹立佳,等.基于 RBF 神经网络的自适应反演大机动飞行控制器设计[J]. *光电与控制*, 2013, 20(5):63-68.
FENG F Q, ZHANG S X, CAO L J, et al. Design of adaptive backstepping controller for high maneuvering flight based on RBF neural network[J]. *Electronics Optics & Control*, 2013, 20(5):63-68 (in Chinese).
- [6] 张凯,杨锁昌,张宽桥,等.考虑导弹自动驾驶仪动态特性的新型制导律[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(8):1693-1704.
ZHANG K, YANG S C, ZHANG K Q, et al. Novel guidance law accounting for dynamics of missile autopilot[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(8):1693-1704 (in Chinese).
- [7] 陈谋,姜长生,吴庆宪.基于干扰观测器的一类不确定非线性系统鲁棒 H_∞ 控制[J]. *控制理论与应用*, 2006, 23(4):611-614.
CHEN M, JIANG C S, WU Q X. Robust H -infinity control for a class of nonlinear uncertain systems with disturbance observer[J]. *Control Theory & Applications*, 2006, 23(4):611-614 (in Chinese).
- [8] CHEN M, GE S S. Direct adaptive neural control for a class of uncertain nonaffine nonlinear systems based on disturbance observer[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2013, 43(4):1213-1225.
- [9] 李静,左斌,段沐毅,等.输入受限的吸气式高超声速飞行器自适应 Terminal 滑模控制[J]. *航空学报*, 2012, 33(2):220-233.
LI J, ZUO B, DUAN M Y, et al. Adaptive Terminal sliding mode control for air-breathing hypersonic vehicles under control input constraints[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(2):220-233 (in Chinese).
- [10] 陈龙胜,王琦.输入受限的非仿射纯反馈不确定系统自适应动态面容错控制[J]. *控制理论与应用*, 2016, 33(2):221-227.
CHEN L S, WANG Q. Adaptive dynamic surface fault-tolerant control for uncertain non-affine pure feedback systems with input constraint[J]. *Control Theory & Applications*, 2016, 33(2):221-227 (in Chinese).
- [11] YOO S J, PARK J B, CHOI Y H. Adaptive dynamic surface control of flexible-joint robots using self-recurrent wavelet neural networks[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics*, 2006, 36(6):1342-1355.
- [12] VAN OORT E R, SONNEVELDT L, CHU Q P, et al. A comparison of adaptive nonlinear control designs for an over-actuated fighter aircraft model: AIAA-2008-6786 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [13] LIU Z C, DONG X M, XIE W J, et al. Adaptive fuzzy control for pure-feedback nonlinear systems with non-affine functions being semi-bounded and in-differentiable[J]. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 2018, 26(2):395-408.
- [14] 左仁伟,董新民,刘棕成.纯反馈非线性系统的鲁棒自适应跟踪控制[J]. *光电与控制*, 2018, 25(10):17-23.
ZUO R W, DONG X M, LIU Z C. Robust adaptive tracking control for pure-feedback nonlinear systems[J]. *Electronics Optics & Control*, 2018, 25(10):17-23 (in Chinese).
- [15] CUI B, XIA Y Q, LIU K, et al. Finite-time tracking control for a class of uncertain strict-feedback nonlinear systems with state constraints: A smooth control approach[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2020, 31(11):4920-4932.
- [16] XU B, SHOU Y X, LUO J, et al. Neural learning control of strict-feedback systems using disturbance observer[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2019, 30(5):1269-1307.
- [17] BU X W, XIAO Y, LEI H M. An adaptive critic design-based fuzzy neural controller for hypersonic vehicles; Predefined be-

havioral nonaffine control [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2019, 24(4):1871-1881.

99:1.

- [18] YAN X, CHEN M, FENG G, et al. Fuzzy robust constrained control for nonlinear systems with input saturation and external disturbances[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2019,

作者简介:

周章勇 男, 博士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 非线性系统控制与飞行控制。

High-g maneuver dynamic surface control of fighter plane under input saturation

ZHOU Zhangyong^{1,2,*}, SHAO Shuyi¹, HU Wei^{1,2}

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. State Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241007, China)

Abstract: An adaptive neural network dynamic surface control method is proposed to resolve the input saturation problem of aircraft high-g maneuver flight. The Radial Basis Function (RBF) neural networks are utilized to approximate the unknown uncertain parts of aircraft model. The hyperbolic tangent function is used to handle the system input saturation problem. A new error is defined by the difference between saturated actual control input and desired control input, and a high-g maneuver flight control law is designed by combining this error, and the robust term is constructed to offset the influence of approximation error of neural network, external interference and modeling errors. The dynamic surface control technique is used to avoid the complex derivative operation of the virtual controller and reduce computation amount. It is proved from Lyapunov stability theorem that all the signals in the closed-loop control system are bounded, and the attitude angle tracking error can converge to an arbitrarily small neighborhood around zero by choosing the appropriate design parameters. Simulation results demonstrate the good robustness and stability of the proposed method.

Keywords: flight control; high-g maneuver; input saturation; neural networks; robustness

Received: 2020-05-25; Accepted: 2020-08-28; Published online: 2020-09-25 15:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200925.1400.002.html

Foundation item: Major Science and Technology Projects in Anhui Province (18030901058)

* Corresponding author. E-mail: ahhf5055@139.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0202

基于随机机动模型和落点预测的制导律设计



杨庶*

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710072)

摘 要: 针对自旋弹体低成本制导律设计问题,提出了一种基于落点预测的新型制导律设计方法。采用随机机动模型和自适应卡尔曼滤波器估计弹体的飞行状态,并解析求解弹体落点预测值,根据落点预测值与目标的偏差生成制导指令。该制导律不依赖于弹体气动参数和弹体运动方程的在线数值求解,避免了常规基于落点预测的制导律所带来的在线计算成本。根据自旋火箭弹的非线性数学模型,通过数值仿真检验了所提制导律在标称参数条件和参数受扰条件下的性能。通过与比例制导律进行制导性能对比,结果表明:所提制导律的制导性能在绝大多数情况下优于比例制导律。

关键词: 制导律; 落点预测; 随机机动模型; 自适应卡尔曼滤波器; 圆概率偏差

中图分类号: V412.4; TJ765.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0255-07

对于非自旋弹体的制导武器,比例制导律是一种有效且广泛使用的制导律^[1-2]。但对于自旋弹体而言,该制导律有可能出现制导性能下降、落点误差增大等问题^[3]。为了提高自旋弹体的制导性能,迫击炮弹^[4]、制导炮弹^[5-8]、火箭弹^[9-11]等自旋弹体采用了基于落点预测的制导律。这种制导律一般需要根据弹体的气动参数和运动方程,通过常微分方程数值求解方法在线求解落点预测值,通过落点预测值与目标间的偏差生成制导指令。显然,气动参数和弹体运动方程的精度和复杂程度越高,落点预测值的精度越高,在线计算的成本也越大^[12]。

国内学者在基于落点预测的制导律设计方面开展了大量的研究。普承恩等^[13]根据弹箭质点模型,考虑气动参数对弹道的影响,采用扩展卡尔曼滤波方法预测落点偏差并生成制导指令。杨泗智等^[14]针对高旋火箭弹,采用保留弹体滚转动力学方程的四自由度修正质点模型,预测火箭弹落点并生成弹道修正控制量。钟扬威等^[15]基于扩

展质点弹道模型,通过2次落点预测(即一次弹体无控状态的落点预测和一次弹体有控状态的落点预测),设计了一种用于旋转稳定弹体的二维落点预测制导方法。何子达等^[16]根据弹体气动参数,建立了二维弹道修正弹的有控滤波模型,采用扩展卡尔曼滤波方法预测落点,进而生成弹道修正指令。赵江等^[17]考虑了禁飞区对航迹的约束条件,根据飞行器三自由度运动方程,采用落点误差预测和指令校正相结合的方法,修正飞行器纵向航迹。王青等^[18]根据飞行器气动参数,建立了以能量为自变量的飞行器再入模型,设计了满足再入约束条件的在线预测校正制导方法。梁子璇和任章^[19]采用飞行器气动参数在线修正的方法,根据再入滑翔飞行器的三自由度运动方程预测飞行器落点,通过落点偏差生成制导指令。王俊波等^[20]采用飞行器平面再入段运动方程,基于模糊逻辑预测飞行器落点,生成飞行器制导指令。

根据上述讨论可以看出,现有基于落点预测的制导律均依赖于弹体/飞行器的气动参数和简

收稿日期: 2020-05-22; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-06 13:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1744.009.html

* 通信作者。E-mail: syang@nwpu.edu.cn

引用格式: 杨庶. 基于随机机动模型和落点预测的制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 255-261.

YANG S. Guidance law design based on stochastic maneuvering model and impact point predictions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 255-261 (in Chinese).

化运动方程,需要通过常微分方程在线求解或运动状态估计方法预测落点。显然,用于落点预测的数学模型越精确,落点预测结果也越精确,可以提高制导律的性能,但是制导律在线计算成本将随之提高。

本文提出了一种基于落点预测的新型制导律设计方法,采用目标跟踪问题中常用的随机机动模型和自适应卡尔曼滤波器估计弹体的飞行状态,根据代数方程的解析解预测弹体落点,进而生成制导律。该制导律不依赖于弹体气动参数和运动方程,避免了在线求解常微分方程所带来的计算成本。通过数值仿真检验了所提制导律的制导性能,根据自旋火箭弹的非线性数学模型,研究了所提制导律在标称参数条件下的落点误差,检验了在参数受扰条件下的火箭弹落点散布,并与比例制导律进行制导性能对比。

1 基于落点预测的制导律设计

本文研究基于落点预测的制导律设计,采用随机机动模型和自适应卡尔曼滤波器估计弹体的平动运动状态,在不依赖于弹体气动参数和弹体运动常微分方程在线求解的条件下预测弹体落点,根据落点与目标间的偏差设计制导律。

1.1 随机机动模型

考虑图1所示的弹体和目标,为了提高弹体的精度,可以通过预测弹体落点与目标间的偏差,设计用于控制和修正弹体轨迹的制导律。对于射程较近的弹体,地球曲率和地球自转对弹体飞行的影响较小,可以采用平面地球假设,并将地面上任意一点视为惯性原点。本文采用的惯性参考系 $O-x_1x_2x_3$ 如图1所示原点选在弹体的发射点, Ox_1 轴指向弹体发射方向, Ox_3 轴垂直于地面向下, Ox_2 轴根据右手定则确定。

目标在参考系 $O-x_1x_2x_3$ 中的坐标为 x_1^{TGT} , x_2^{TGT} 和 x_3^{TGT} 。相对于弹体速度向量 V 的弹体法向和横

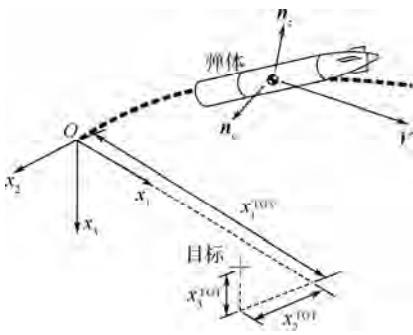


图1 参考系定义

Fig.1 Definition of reference frames

向过载向量分别定义为 n_x 和 n_y , n_x 在 V 和 Ox_3 轴构成的平面内垂直于 V 并指向上, n_y 垂直于 V 和 n_x 并指向 V 右侧。弹体速度为 $V = \|V\|$, 法向和横向过载分别为 $n_x = \|n_x\|$ 和 $n_y = \|n_y\|$, $\|\cdot\|$ 为欧几里得范数。

由于弹体落点与弹体在参考系 $O-x_1x_2x_3$ 中的平动运动有关,本文采用“当前”随机机动模型和自适应卡尔曼滤波器估计弹体当前的平动运动状态^[21]。该模型采用 Rayleigh 密度函数对弹体在惯性参考系 Ox_i 轴的平动加速度 $a_i(t)$ ($i=1,2,3$) 进行建模, $a_i(t)$ 的期望和方差分别为 $E(a_i)$ 和 $\sigma_{a_i}^2$, 弹体在 Ox_i 轴的平动运动方程可写为

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}}_i(t) = \bar{a}_i + a_i(t) \\ \dot{\bar{a}}_i(t) = -\alpha_i \bar{a}_i(t) + w_i(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: α_i 为机动时间常数,用于衡量弹体的机动能力,一般而言,对于机动能力较高的弹体, α_i 可取为 $\alpha_i = 1/20$, 对于机动能力较低的弹体, α_i 可取为 $\alpha_i = 1/60$ ^[22]; \bar{a}_i 为平均加速度,在一个采样周期内认为是常数; $w_i(t)$ 为零均值且方差为 $\sigma_{w_i}^2 = 2\alpha_i\sigma_{a_i}^2$ 的白噪声信号。

当采样周期为 T , 每个采样时刻仅测量弹体在 Ox_i 轴的位置 $x_i(t)$, 式(1)的离散形式可表达为

$$\begin{cases} Z_i(k+1) = \Phi_i Z_i(k) + U_i \bar{a}_i + W_i(k) \\ y_i(k) = H_i Z_i(k) + v_i(k) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $v_i(k)$ 代表测量噪声,为零均值且方差为 $r_i(k)$ 的白噪声信号; $y_i(k)$ 为测量输出; $W_i(k)$ 为激励输入^[21-22]; 状态变量 $Z_i(k)$ 和矩阵 H_i 分别为

$$\begin{cases} Z_i(k) = [x_i(k) \quad \dot{x}_i(k) \quad \ddot{x}_i(k)]^T \\ H_i = [1 \quad 0 \quad 0] \end{cases} \quad (3)$$

其中: $x_i(k)$, $\dot{x}_i(k)$ 和 $\ddot{x}_i(k)$ 分别为弹体在 Ox_i 轴的位置、速度和加速度的第 k 个采样值。

矩阵 Φ_i 和向量 U_i 分别定义为

$$\Phi_i = \begin{bmatrix} 1 & T & (-1 + \alpha_i T + e^{-\alpha_i T})/\alpha_i^2 \\ 0 & 1 & (1 - e^{-\alpha_i T})/\alpha_i \\ 0 & 0 & e^{-\alpha_i T} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$U_i = \begin{bmatrix} \frac{1}{\alpha_i} \left(-T + \frac{\alpha_i T^2}{2} + \frac{1 - e^{-\alpha_i T}}{\alpha_i} \right) \\ T - \frac{1 - e^{-\alpha_i T}}{\alpha_i} \\ 1 - e^{-\alpha_i T} \end{bmatrix} \quad (5)$$

根据式(2)中的离散状态方程,可根据如下所示的自适应卡尔曼滤波器确定弹体平动运动状态的估计值 \hat{Z}_i 。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{Z}}_i(k+1|k) = \Phi_i^N \hat{\mathbf{Z}}_i(k|k) \\ \hat{\mathbf{Z}}_i(k|k) = \hat{\mathbf{Z}}_i(k|k-1) + \mathbf{K}_i(k)(y_i(k) - \mathbf{H}_i \hat{\mathbf{Z}}_i(k|k-1)) \\ \mathbf{P}_i(k|k-1) = \Phi_i \mathbf{P}_i(k-1|k-1) \Phi_i^T + 2\alpha_i \sigma_{\alpha_i^2} \mathbf{Q}_i(k) \\ \mathbf{P}_i(k|k) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_i(k) \mathbf{H}_i) \mathbf{P}_i(k|k-1) \\ \mathbf{K}_i(k) = \mathbf{P}_i(k|k-1) \mathbf{H}_i^T (\mathbf{H}_i \mathbf{P}_i(k|k-1) \mathbf{H}_i^T + r_i(k)) \end{cases} \quad (6)$$

式中: \mathbf{I} 为单位矩阵; $\mathbf{Q}_i(k)$ 和 Φ_i^N 分别为

$$\begin{cases} \mathbf{Q}_i(k) = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{12} & q_{22} & q_{23} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} \end{bmatrix} \\ \Phi_i^N = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

矩阵 $\mathbf{Q}_i(k)$ 的每个元素可分别定义为

$$q_{11} = \frac{1}{2\alpha_i^5} (1 - e^{-2\alpha_i T} + 2\alpha_i T + 2\alpha_i^3 T^3/3 - 2\alpha_i^2 T^2 - 4\alpha_i T e^{-\alpha_i T}) \quad (8)$$

$$q_{12} = \frac{1}{2\alpha_i^4} (e^{-2\alpha_i T} + 1 - 2e^{-\alpha_i T} + 2\alpha_i T e^{-\alpha_i T} - 2\alpha_i T + \alpha_i^2 T^2) \quad (9)$$

$$q_{13} = \frac{1 - e^{-2\alpha_i T} - 2\alpha_i T e^{-\alpha_i T}}{2\alpha_i^3} \quad (10)$$

$$q_{22} = \frac{4e^{-\alpha_i T} - 3 - e^{-2\alpha_i T} + 2\alpha_i T}{2\alpha_i^3} \quad (11)$$

$$q_{23} = \frac{e^{-2\alpha_i T} + 1 - 2e^{-\alpha_i T}}{2\alpha_i^2} \quad (12)$$

$$q_{33} = \frac{1 - e^{-2\alpha_i T}}{2\alpha_i} \quad (13)$$

1.2 落点预测与制导律设计

若第 k_c 个采样点对应的时刻为 t_c (即 $t_c = k_c T$), 可根据式(6)中的自适应卡尔曼滤波器获得弹体当前的位置估计值 $\hat{x}(t_c)$ 、速度估计值 $\hat{\dot{x}}(t_c)$ 、加速度估计值 $\hat{\ddot{x}}(t_c)$, 即 $\hat{\mathbf{Z}}_i(k_c|k_c)$ 的各个元素。当 $t > t_c$ 时, 在 Ox_i 轴的弹体平动运动方程可写为

$$\ddot{x}(t) = a_i^0 + a_i^M(t) \quad t > t_c, i = 1, 2, 3 \quad (14)$$

式中: a_i^0 为在 Ox_i 轴上的弹体恒定加速度; $a_i^M(t)$ 为制导阶段弹体机动所产生的加速度。本文中各个参数取为 $a_1^0 = 0, a_2^0 = 0, a_3^0 = g, g$ 为重力加速度。

从最优控制的角度而言, 希望在制导阶段弹体进行尽可能少的机动, 因此可将 $a_i^M(t)$ 表达为

$$a_i^M(t) = \begin{cases} \hat{\ddot{x}}(t_c) - a_i^0 & t_c < t \leq t_c + T \\ 0 & t_c + T < t \leq t_{IP} \end{cases} \quad (15)$$

式中: t_{IP} 为落点时间。式(15)中 $a_i^M(t)$ 的定义表

明, 仅希望弹体在当前采样周期内进行机动。根据式(14)和式(15), 弹体预测轨迹的解析表达式可写为

$$x_i^P(t) = \hat{x}_i(t_c) + (t - t_c) [\hat{\dot{x}}_i(t_c) + T(\hat{\ddot{x}}_i(t_c) - a_i^0)] + \frac{a_i^0}{2} (t - t_c)^2 \quad t > t_c, i = 1, 2, 3 \quad (16)$$

根据式(16), 落点时间的预测值 t_{IPP} 可通过求解代数方程 $x_3^P(t_{IPP}) = x_3^{TGT}$ 的解析解得到。在 $O-x_1x_2$ 平面内的落点坐标预测值为 $x_1^{IPP} = x_1^P(t_{IPP})$ 和 $x_2^{IPP} = x_2^P(t_{IPP})$ 。待飞时间 t_{go} 可表达为 $t_{go} = t_{IPP} - t_c$ 。根据落点坐标的预测值 x_1^{IPP} 和 x_2^{IPP} , 制导律可写为

$$\begin{cases} n_z^c = \frac{K_z}{t_{go}} (x_1^{TGT} - x_1^{IPP}) \\ n_y^c = \frac{K_y}{t_{go}} (x_2^{TGT} - x_2^{IPP}) \end{cases} \quad (17)$$

式中: n_z^c 和 n_y^c 分别为相对于弹体速度的法向和横向过载指令; K_z 和 K_y 为控制增益。式(17)中 t_{go} 为用于调整落点偏差预测值对控制指令的影响: 当 t_{go} 较大时, 弹体距目标较远, 式(17)给出的落点预测值的精度较低, t_{go} 的引入可以避免落点预测误差产生过大的过载指令; 弹体接近目标且 t_{go} 较小时, 落点预测值精度较高, t_{go} 的引入可等效地增大控制增益, 从而提高末端制导性能。当 $t_{go} < 1$ 时, 可将 t_{go} 设为 1 以避免过大的过载指令。

2 数值仿真

采用自旋火箭弹的非线性数学模型, 通过数值仿真检验本文所提出的制导律在标称参数条件和参数受扰条件下的制导性能。火箭弹的前端装有 4 个对称分布的控制舵面, 每个舵面的舵偏角为 $\delta_i (i = 1, 2, 3, 4)$, 火箭弹构型和舵面偏转角正方向定义如图 2 所示。

控制和制导过程中, 主要测量火箭弹的位置

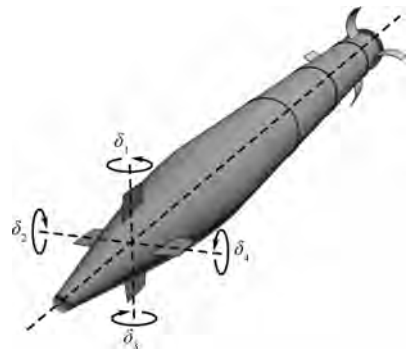


图 2 火箭弹构型

Fig. 2 Configuration of an artillery rocket

和滚转角,火箭弹的当前位置根据 GPS 接收器测量,火箭弹的滚转角通过磁传感器和加速度计的综合测量得到。该自旋火箭弹是动稳定的,可采用开环控制方式控制火箭弹轨迹,舵面偏转规律为

$$\delta_j = \delta_c \cos\left(\phi + \frac{\pi}{2}(j-1)\right) + \delta_s \sin\left(\phi + \frac{\pi}{2}(j-1)\right)$$

$$j = 1, 2, 3, 4 \quad (18)$$

式中: ϕ 为火箭弹滚转角; δ_c 和 δ_s 分别为纵向和横向等效舵偏角,分别用于火箭弹法向和横向过载控制。针对该火箭弹的开环控制方式,式(17)中的制导律可改写为

$$\begin{cases} \delta_c = \frac{K_z}{t_{go}}(x_1^{TGT} - x_1^{IPP}) \\ \delta_s = \frac{K_y}{t_{go}}(x_2^{TGT} - x_2^{IPP}) \end{cases} \quad (19)$$

火箭弹的制导律采用离散控制方式实现,制导律和卡尔曼滤波器的采样周期为1s,与GPS更新速率一致。目标距离发射点20km,目标在参考系 $O-x_1x_2x_3$ 中的坐标为 $x_1^{TGT} = 20\,000\text{ m}$ 、 $x_2^{TGT} = 0\text{ m}$ 、 $x_3^{TGT} = 0\text{ m}$ 。数值仿真中采用的火箭弹参数如表1所示。

表1 火箭弹仿真参数

Table 1 Parameters for artillery rocket simulation

参数	数值
初始速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	26.7
初始高度/m	40.0
初始自旋速率/($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)	5.8
发射仰角/($^\circ$)	50.0
发射方位角/($^\circ$)	0
GPS更新频率/Hz	1.0
滚转角更新频率/Hz	50.0

2.1 标称参数条件下的制导性能

在标称参数条件下的制导火箭弹和非制导火箭弹轨迹对比结果如图3所示。可以看出,非制导火箭弹的落点明显偏离目标,而式(19)中的制导律能够显著减小制导火箭弹落点与目标之间的偏差。非制导火箭弹的落点误差为91.27m,而制

导火箭弹的落点误差可降低至1.94m。显然,本文提出的制导律在标称参数条件下具有良好的制导性能。

图4为火箭弹纵向和横向等效舵偏角。可以看出,纵向等效舵偏角 δ_c 在制导阶段的初期存在相对较大的偏转,但最大舵偏角未超过 25° ;在制导阶段末期, δ_c 的偏转较小,最大舵偏角小于 10° 。产生该现象的原因在于制导阶段初期火箭弹距落点较远,随机机动模型给出的落点估计值的精度较低,制导律将给出相对较大的舵偏角以修正火箭弹轨迹。

图4中的横向等效舵偏角 δ_s 在制导阶段呈现先增后降的变化趋势。产生该现象的原因在于制导律是在火箭弹在达到弹道最高点后开始工作的,在弹道最高点处弹体与目标之间已存在较为明显的横向偏差(见图3所示的火箭弹轨迹)。因此,在制导阶段的初期,随机机动模型给出的预测落点与目标之间也会出现较大的横向偏差,导致 δ_s 的偏转增大,用以修正火箭弹轨迹。随着制导律的持续工作,火箭弹轨迹与目标之间的横向偏差逐步减小,所以 δ_s 偏转也随之减小。总体而言, δ_s 的偏转较小,最大舵偏角未超过 1° 。显然,式(19)中制导律所生成的舵偏角指令是合理的,能够避免制导过程中火箭弹舵面的大幅偏转。

图5为随机机动模型和自适应卡尔曼滤波器

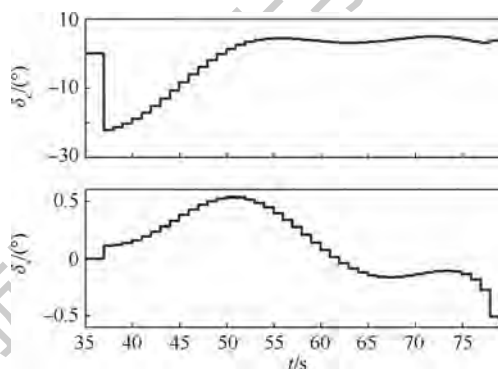


图4 制导火箭弹等效舵偏角

Fig.4 Equivalent canard deflections of guided artillery rocket

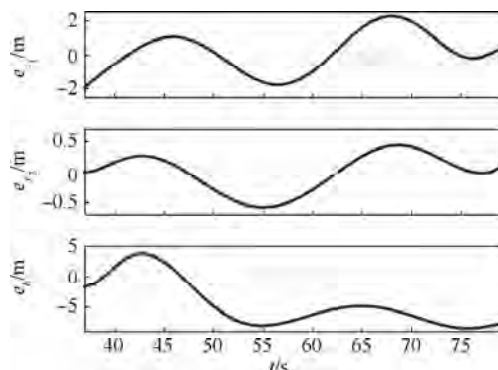


图5 制导火箭弹位置的估计误差

Fig.5 Estimation errors of guided artillery rocket locations

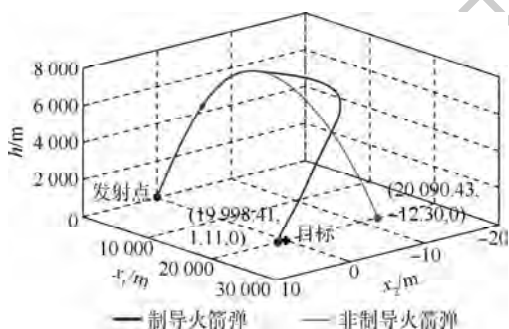


图3 制导和非制导火箭弹轨迹对比

Fig.3 Trajectory comparison between guided and unguided artillery rockets

给出的火箭弹位置估计误差。可以看出,火箭弹在 Ox_1 轴位置的估计误差 e_{x_1} 和高度的估计误差 e_h 较小,分别在 ± 2 m 和 ± 5 m 以内。火箭弹在 Ox_2 轴位置的估计值较为准确,估计误差 e_{x_2} 在 ± 0.5 m 以内。这些估计误差是可接受的,对制导火箭弹落点预测和制导性能的影响较小。

2.2 参数受扰条件下的制导性能

为了检验本文提出的制导律在参数受扰条件下的制导性能,分别对制导火箭弹和非制导火箭弹进行 100 次 Monte Carlo 仿真,对比落点分布和相对于目标的圆概率偏差(CEP)。对于每个受扰的参数,扰动误差服从均值为零的正态分布,即对于参数 v ,扰动误差为 Δv 且 $\Delta v \sim N(0, \sigma)$,其中 σ 为均方差。Monte Carlo 仿真的初始参数标称值采用表 1 中所示的参数,仿真所采用的受扰参数和对应的均方差如表 2 所示。

落点分布结果如图 6 所示,图中 Δx_1 和 Δx_2

表 2 受扰参数的误差

Table 2 Errors of perturbed parameters

受扰参数误差	3σ 值
初始速度误差/($m \cdot s^{-1}$)	3.5
初始滚转角速率误差/($rad \cdot s^{-1}$)	2.0
初始俯仰角速率误差/($rad \cdot s^{-1}$)	2.0
初始偏航角速率误差/($rad \cdot s^{-1}$)	2.0
发射仰角误差/($^\circ$)	0.5
发射方位角误差/($^\circ$)	0.5
GPS 测量误差/m	4.5
滚转角测量误差/($^\circ$)	5.0

分别为火箭弹在 Ox_1 轴和 Ox_2 轴的落点误差。非制导火箭弹的 CEP 为 219.05 m,制导火箭弹的 CEP 可降低至 8.91 m。同时,式(19)中的制导律使得制导火箭弹的落点更加密集,绝大多数落点集中在边长为 40 m 的正方形区域内。显而易见,本文提出的制导律在参数受扰的条件下具有良好的制导性能,能够明显提高制导火箭弹的命中精度。

2.3 与比例制导律的性能对比

本节将式(19)中的落点预测制导律的制导性能与典型的比例制导律的制导性能进行对比。针对图 2 所示的自旋火箭弹,比例制导律可表达为

$$\begin{cases} \delta_c = K_z^{PN} V \dot{\theta}_{LOS} \\ \delta_s = K_y^{PN} V \dot{\psi}_{LOS} \end{cases} \quad (20)$$

式中: V 为弹体速度; $\dot{\theta}_{LOS}$ 和 $\dot{\psi}_{LOS}$ 分别为弹目连线的俯仰角速率和方位角速率。对式(19)中的控制增益 K_z 和 K_y 、式(20)中的控制增益 K_z^{PN} 和 K_y^{PN} 在 $0 \sim 0.03$ 范围内进行调整,对比 2 种制导律在标称参数条件下所给出的落点误差 e_{IP} 。需要指出的是,当控制增益大于 0.03 时,2 种制导律所给出的舵偏角均出现了较为明显的饱和现象,导致落点误差增大。

落点误差的对比结果如图 7 所示。可以看出,在绝大多数情况下,本文提出的制导律给出的落点误差小于式(20)中的比例制导律给出的落点误差。落点预测制导律给出的最小落点误差为 0.76 m,小于比例制导律给出的最小落点误差 3.69 m。

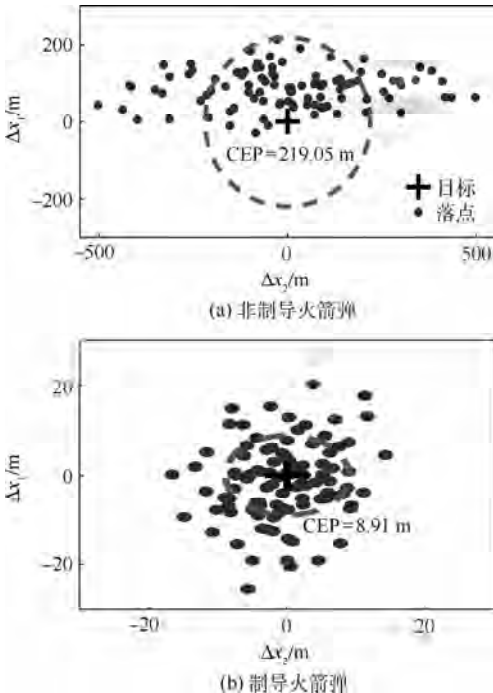


图 6 制导火箭弹和非制导火箭弹落点分布

Fig. 6 Impact point distributions of guided and unguided artillery rockets

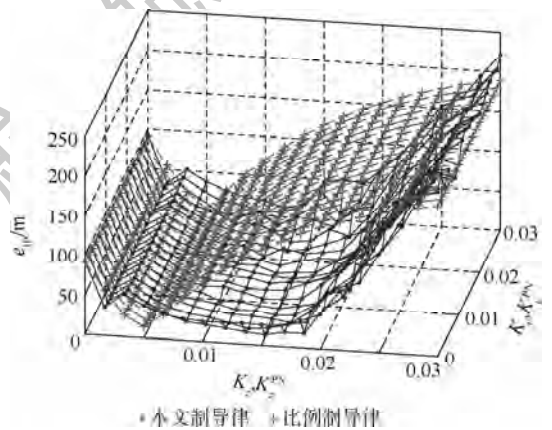


图 7 本文制导律与比例制导律的性能对比

Fig. 7 Performance comparison between proposed guidance law and proportional navigation guidance law

3 结 论

本文提出了一种基于落点预测的新型制导律设计方法,该方法以随机机动模型和自适应卡尔

曼滤波器为基础,估计弹体在各个时刻的位置、速度、加速度,采用弹体预测轨迹的解析解得到落点预测值。具体结论如下:

1) 针对 20 km 处的目标,在标称参数条件下的数值仿真中,该制导律可将火箭弹落点误差从 91.27 m 降低至 1.94 m。

2) 针对 20 km 处的目标,在参数受扰条件下的数值仿真中,制导火箭弹的 CEP 为 8.91 m,远低于非制导火箭弹的 CEP,即 219.05 m。

3) 与比例制导律的性能对比中,该制导律的最小落点误差小于比例制导律的最小落点误差。

4) 该制导律不依赖于弹体气动参数,无需在线进行弹体运动方程的数值求解,可用于低成本制导武器的制导律设计。

参考文献 (References)

- [1] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance [M]. 6th ed. Reston: AIAA, 2012: 13-15.
- [2] YANUSHEVSKY R. Modern missile guidance [M]. Boca Raton: CRC Press, 2008: 10-19.
- [3] HU X, YANG S, XIONG F, et al. Stability of spinning missile with homing proportional guidance law [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 546-555.
- [4] PAMADI K. Aerodynamic considerations for open-loop control of a statically unstable mortar projectile [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(5): 1576-1586.
- [5] COOPER G, FRESCONI F, COSTELLO M. Flight stability of an asymmetric projectile with activating canards [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(1): 130-135.
- [6] OHLMEYER E, FRAYSSE J, PAMADI K. Guidance, navigation and control without gyros: A gun-launched munition concept [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 1-14.
- [7] FRESCONI F, CELMINS I, FAIRFAX L. Optimal parameters for maneuverability of affordable precision munitions [C] // Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012: 1-22.
- [8] THEODOULIS S, GASSMANN V, WERNERT P, et al. Guidance and control design for a class of spin-stabilized fin-controlled projectiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(2): 517-531.
- [9] FRESCONI F. Guidance and control of a projectile with reduced sensor and actuator requirements [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(6): 860-867.
- [10] PAMADI K, OHLMEYER E. Evaluation of two guidance laws for controlling the impact flight path angle of a naval gun launched spinning projectile [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 1-11.
- [11] PAMADI K, OHLMEYER E, PEPITONE T. Assessment of a GPS guided spinning projectile using an accelerometer-only IMU [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004.
- [12] FRESCONI F, COOPER G, COSTELLO M. Practical assessment of real-time impact point estimators for smart weapons [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 24(1): 1-11.
- [13] 普承恩, 王良明, 傅健. 基于 EKF 落点预测的二维弹道修正制导方法 [J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(6): 52-57.
- PU C E, WANG L M, FU J. A guidance method for two dimensional trajectory correction projectile based on impact point prediction of EKF [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(6): 52-57 (in Chinese).
- [14] 杨泗智, 龚春林, 郝波, 等. 基于落点预测的高旋火箭弹弹道修正算法 [J]. 航空学报, 2020, 41(2): 323421.
- YANG S Z, GONG C L, HAO B, et al. Ballistic trajectory correction algorithms of high-spin rocket based on impact point prediction [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 323421 (in Chinese).
- [15] 钟扬威, 王良明, 国晨, 等. 旋转稳定二维弹道修正弹落点预测制导方法研究 [J]. 火炮发射与控制学报, 2018, 39(3): 11-16.
- ZHONG Y W, WANG L M, GUO C, et al. Study of an impact point prediction guidance method for spin-stabilized 2D trajectory correction projectiles [J]. Journal of Gun Launch & Control, 2018, 39(3): 11-16 (in Chinese).
- [16] 何子达, 王亚飞, 王海川. 基于扩展卡尔曼滤波的二维弹道修正弹制导算法研究 [J]. 舰船电子对抗, 2020, 43(1): 86-90.
- HE Z D, WANG Y F, WANG H C. Research into guidance algorithm of 2-D trajectory correction projectile based on extended Kalman filter [J]. Shipboard Electronic Countermeasure, 2020, 43(1): 86-90 (in Chinese).
- [17] 赵江, 周锐, 张超. 考虑禁飞区规避的预测校正再入制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 864-870.
- ZHAO J, ZHOU R, ZHANG C. Predictor-corrector reentry guidance satisfying no-fly zone constraints [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 864-870 (in Chinese).
- [18] 王青, 莫华东, 吴振东, 等. 基于能量的高超声速飞行器再入混合制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 579-584.
- WANG Q, MO H D, WU Z D, et al. Energy-based hybrid reentry guidance for hypersonic vehicles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 579-584 (in Chinese).
- [19] 梁子璇, 任章. 基于在线气动参数修正的预测制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7): 853-857.
- LIANG Z X, REN Z. Predictive reentry guidance with aerodynamic parameter online correction [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7): 853-857 (in Chinese).
- [20] 王俊波, 曲鑫, 任章. 基于模糊逻辑的预测再入制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(1): 63-66.
- WANG J B, QU X, REN Z. Predictive guidance method for the

- reentry vehicles based on fuzzy logic [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 63-66 (in Chinese).
- [21] 周宏仁. 机动目标“当前”统计模型与自适应跟踪算法[J]. 航空学报, 1983, 4(1): 73-86.
- ZHOU H R. A “current” statistical model and adaptive tracking algorithm for maneuvering targets [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1983, 4(1): 73-86 (in Chinese).
- [22] SINGER R. Estimating optimal tracking filter performance for manned maneuvering targets [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1970, AES-6(4): 473-483.

作者简介:

杨庶 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞行力学与飞行控制、导航、制导与控制。

Guidance law design based on stochastic maneuvering model and impact point predictions

YANG Shu*

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A novel guidance law design method based on impact point predictions is proposed in this paper. A stochastic maneuvering model and the adaptive Kalman filter are used to estimate the projectile states, and predicted impact points are solved analytically. Guidance commands are generated based on errors between predicted impact points and the target. The proposed guidance law is free from projectile aerodynamics data and real-time numerical solutions to projectile equations of motion, which are commonly required by the existing impact point based guidance laws, and thus the on-line computation cost is avoided. Numerical simulations based on the nonlinear model of a spinning artillery rocket are conducted to examine the performance of the proposed guidance law under nominal and perturbed parameter conditions. Performance comparison between the proposed guidance law and the proportional navigation guidance law is also conducted. The results show that the proposed guidance law has better guidance performance than the proportional navigation guidance law in most scenarios.

Keywords: guidance law; impact point predictions; stochastic maneuvering model; adaptive Kalman filter; circular error probable

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0213

软式自主空中加油控制策略仿真



华艺欣*, 邹泉, 田海铭

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 软式自主空中加油(AAR)技术因其对加油设备的改装需求少且可应用于多种加油场景而受到广泛研究,但对于从起飞到加油结束脱离这一整套飞行控制流程的研究较少。针对软式 AAR 技术中的会合、编队、对接、加油、脱离 5 个阶段的控制策略进行研究。首先,分别设计了所对应的飞行指令回路控制律及导引律,通过对国内外空中加油试飞经验和试飞流程的研究,建立了“有人-无人”、“无人-无人”2 种不同模式下软式 AAR 各阶段的控制机制,并分析了 2 个控制策略的差别。其次,以 K8 飞机和某飞机为加受油平台,建立完善的多模态控制策略,采用传统的 PID 控制方法,并通过极点配置法得到各模态的反馈增益和前向增益,使加受油机在多模态综合控制下达到期望的速度、角度等。同时,基于试飞经验数据设计软式 AAR 各阶段的全过程控制律。最后,对所设计控制律进行仿真验证,结果表明:所设计的控制策略合理可行,控制方法具有较强的抗干扰能力和较高的跟踪精度。

关键词: 自主空中加油(AAR); 试飞经验; 加油策略; PID 控制; 多模态控制

中图分类号: V590.35

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0262-09

自主空中加油(Aerial Autonomous Refueling, AAR)是在飞行过程中一架飞机向另一架或多架飞机(或直升机)转输燃油的活动,其可以加大飞机航程及作战半径^[1]、增加飞机的有效留空时间、提升飞机的有效载重。自出现起,就对提升飞机/直升机的作战效能发挥了重大作用,现已成为有人驾驶飞机不可或缺的关键系统之一。

软式空中加油又名软管锥套式加油^[2],由于该方式对加受油机设备改装要求较低,并且可满足多种加油方式,研究软管锥套式自主加受油更加具有普适意义。软式 AAR 任务是十分艰巨而复杂的,一般分为会合、编队、对接、加油、脱离 5 个阶段^[3-4],因此控制系统需要建立完善的多模态控制律,输入足够精度的加受油机相对位置与

姿态信号,在此基础上才可设计出可精确控制飞机姿态与轨迹的控制律,以保证软式 AAR 的顺利进行^[5-6]。此外,软式 AAR 过程中,加油锥套受到风场的影响会产生一定幅度的摆动,成为对接是否成功的关键性因素,因此需要对加油锥套进行一定的跟踪定位^[7]。

软式 AAR 在对接阶段要求受油机与加油机保持相同的速度和航向,并保持固定的距离差和高度差,因此可以将自主加油的整个过程可以看作是一种特殊的具有末端约束的制导控制问题。近年来,基于最优控制、比例控制、非线性控制等对末端制导问题进行了深入的研究^[8-10],对软式 AAR 的控制策略提供了很好的理论基础。

国外尤其是欧美国家对自主空中加受油技术

收稿日期: 2020-05-25; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-09-11 07:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200910.0932.001.html

基金项目: 航空科学基金(20181353013)

* 通信作者. E-mail: hxy9989@163.com

引用格式: 华艺欣, 邹泉, 田海铭. 软式自主空中加油控制策略仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 262-270.

HUA Y X, ZOU Q, TIAN H M. Control strategy and simulation for probe-and-drogue aerial autonomous refueling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 262-270 (in Chinese).

开展了深入研究并进行了飞行试验^[11],而国内对自主空中加受油技术的研究,特别是针对自主加受油控制策略的研究尚处于起步阶段。本文基于国内外有人机空中加油相关程序,结合国内有人机空中加油试飞经验,开展软式自主空中加受油飞行策略研究,形成有针对性的软式 AAR 各阶段的飞行流程、控制策略及控制方法。以中型固定翼飞机 K8 飞机和某飞机为加受油平台进行仿真研究,采用 PID 控制方法建立一套完整的软式 AAR 控制策略,充分考虑了加油过程中提前转弯量等多

种可能出现因素,为中国今后开展相关方向地面闭环演示验证和飞行奠定重要的研究基础。

1 软式 AAR 试飞经验

1.1 国外软式 AAR 试飞经验

国外发达国家特别是美国已经完成了无人自主空中加受油试飞验证,其试飞内容如表 1 所示。这些试飞程序、试飞方法和内容对于中国无人机自主空中加受油策略的制定有着重要的参考价值。

表 1 国外无人机自主空中加受油试飞内容和程序

Table 1 Content and procedure of test flight of foreign UAV with aerial autonomous refueling

序号	项目	试飞对象	试飞内容或程序
1	美国国防高级研究计划局 AARD 研究	B707/F-18B	尾随位置(100 ft)试飞、准备对接位置(20 ft)试飞,GPS 和近距视觉引导试飞
2	美国空军研究试验室硬式自主加油试验	KC-135/Learjet	7 个空中加油位置试飞:接触、预备接触,到达左翼内侧和右翼内侧观察位置,到达左翼内侧和右翼外侧观察位,解散编队。
3	美国空军 AAR 试验	KC-135/VISTA	多余度自主编队飞控系统试飞;模拟典型无人机试飞
4	美国海军 Learjet 变稳飞机演示验证试飞	B707/Learjet	“硬式”和“软管”自主加受油演示验证试飞,观察、对接和重新编队位置试飞
5	美国海军 KQ-X 无人机空中加油能力	“海神”(全球鹰)/全球鹰	13716 m 高空接近到 12 m 以内,加油和脱离编队试飞
6	美国海军 X-47B 自主加受油试飞	KC-707/X-47B	X-47B 先从 1 mile 的距离外尾随 KC-707 加油机,开启光学传感器和视频摄像机;接近到距离加油机 20 ft 的过程中进行接近监控

注:1 ft = 0.3048 m, 1 mile = 1.6 km。

1.2 国内有人机空中加受油试飞经验

国内近年来针对多种机型进行了空中加受油试飞,积累了丰富的有人机空中加油对接经验,对加油对接中的几个影响因素进行了分析,并研究了相应的处理措施。

1) 加油机尾流场因素

① 影响:加油机尾流是影响空中加油对接成功率的重要因素。加油机的尾部流场主要由加油机的机翼尾流、加油吊舱的扰动流场、发动机喷流等构成。在加油机的机翼扰动流场及加油吊舱的扰动流场影响下,锥套有向上及向外侧的运动趋势。

② 处理措施:随着加油机飞行高度增加,锥套下沉量会增加,相应进行受油机位置的变化;同样随着加油机飞行速度的增加,锥套下沉量减小。

2) 受油机弓形波因素

① 影响:受油机的头部弓形波在对接的最后阶段会使加油锥套远离飞机。弓形波效应与加油

锥套相对受油机的位置有关。当锥套进入受油探管 0~3 m 范围内,锥套明显有向外运动的现象,速度越大,这种机头扰动越明显。

② 处理措施:在受油探头推进到距锥套纵向 0.5~3 m 距离时观察锥套,如果没有超出探头对接范围,可推油门使发动机增加 2%~3% 的转速,提高飞机速度差,直至对接完成。

3) 加受油机相对速度控制因素

① 影响:加受油机相对速度过大过小都会造成空中加油的失败。

② 处理措施:在某歼击机对接过程中,受油机加油门使发动机转速增加 2%~3%,形成 0.5~2.5 m/s 的速度差,保持好目视的加油机位置关系,平稳地向前推进直至受油探头和加油锥套完成对接。

4) 有人机空中加油故障因素

飞行员目视观测的有人机空中加油故障影响及应急处置措施如表 2 所示。

表2 飞行员目视观测的有人机空中加油故障及应急处置措施

Table 2 Manned vehicle aerial refueling fault by pilot visual observation and contingency measures

序号	故障现象	应急处置措施
1	对接过快,软管过度弯曲或鞭打	适当减小对接速度,情况严重的退出本次对接
2	空中加油伞套在对接过程中被受油插头戳破	受油机及时脱离,退回至安全距离。如果发现锥套摆动不厉害,则可以继续对接
3	空中加油锥套碰撞受油机,致使受油机机体损伤	如果影响受油机使用,则中止对接,加/受油机返场;如果不影响,则继续对接
4	对接过程中,受油插头折断	受油插头折断,受油机立即与加油机脱离,退出编队至安全位置
5	加油过程中,燃油从加油锥套结合处泄漏	加油机中止加油,受油机脱离并退回至安全区域。加/受油机返场

2 自主加受油策略

根据国内外软式自主空中加受油试飞经验,制定了“有人-无人”与“无人-无人”自主加受油策略^[12-13]。

2.1 “有人-无人”自主加受油策略

“有人-无人”自主加受油策略如图1所示。根据 ATP-56B 中相关规定及国内有人机空中加受油试飞经验,“有人-无人”自主加受油采取对向飞行等高转弯会合方式。自主加油高度和速度应位于加受油机的飞行包线重叠区内,且尽量接近两者安全经济的包线范围,远离各自的包线边界,以便加受油机都有较好的操纵稳定性和抗侧风能力。

1) (对向飞行)会合阶段 首先加油机根据飞行计划到达等待航线,以最省油的构型和速度沿等待航线飞行;受油机到达会合起始点之前,将飞行速度调整到会合速度,调整受油机高度至预设的会合飞行高度;地面控制站接通监视加油机的位置信息;受油机到达会合起始点后,航向对准加油机待机航线入航边直线飞行,加油机离开等待航线,进入会合航线;当加受油机水平距离小于给定值(转弯距离)时,加油机从转弯控制点执行出航转弯至会合转弯,待航向对准入航边之后改平完成会合转弯;此时,加油机的飞行速度达到空中加油速度;当两者的水平距离逐渐减小到预定值时,受油机以给定航迹角爬升,继续减速;在空中加油控制时间,加油机到达空中加油控制点。

2) 编队阶段 编队阶段主要作用是调整双

机距离、相对速度以及高度差。编队段完成后,受油机到达预对接位置并减速到空中加油速度,受油机开启近距精确导航系统。

3) 对接阶段 加受油编队保持正常,地面站发送“对接”指令,受油机进入“对接模式”,受油机以 0.5 ~ 3 m/s 的相对速度到达对接位置。当受油探头距离锥套中心不大于 0.5 倍的锥套半径时,进入加油模式。

4) 加油阶段 保持双机相对位置,受油机控制高度和滚转、航向,保持姿态完成输油。

5) 脱离阶段 完成加油后,受油机收油门,减速降高,完成脱离。

2.2 “无人-无人”自主加受油策略

有人机空中加油过程中,驾驶员需要频繁操纵,负荷较大,控制精度并不理想。相比之下,无人机具备多种控制模态,如高度保持、航迹保持、滚转保持、俯仰保持等,用以在执行任务时多样灵活的控制,在自动执行任务的过程中,高度、航迹、俯仰、滚转等方面的控制精度均可以达到很好的效果,同时大大地减弱驾驶员的操作压力。

此外无人机具有自主、遥控 2 种控制模式,各种模式对应着特殊的使用需求。无人机的自主模式分为全自主和半自主模式;遥控模式可以分为人工和超控模式。不同控制模式下的操纵品质差异巨大,对于加油过程的控制策略应用也不同。

与“有人-无人”自主加受油策略相比,“无人-无人”自主加受油策略区别主要在会合阶段,即采用同航线盘旋会合方式,策略示意图如图2所示。

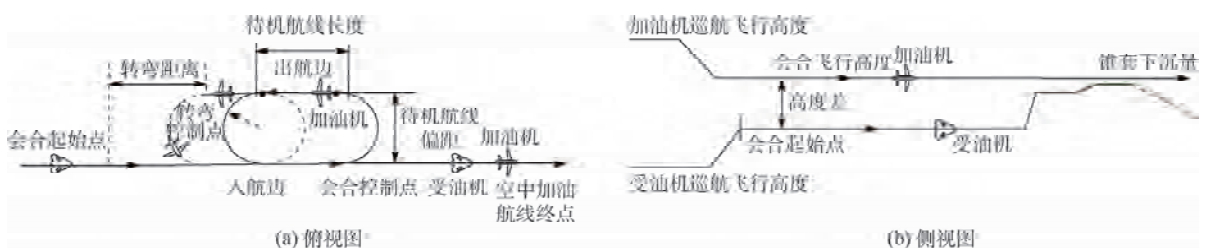


图1 “有人-无人”自主加受油策略

Fig. 1 Schematic diagram of “manned-unmanned” autonomous refueling strategy

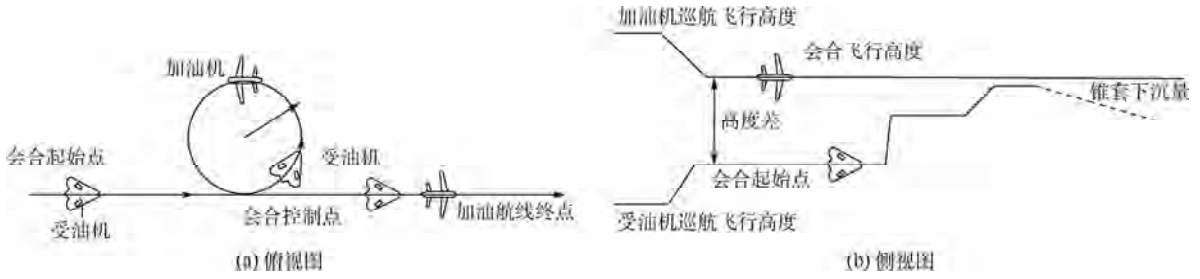


图2 “无人-无人”自主加受油策略

Fig. 2 Schematic diagram of “unmanned-unmanned” autonomous refueling strategy

在会合初始段,受油机可加速至最大速度以最大速度飞行,尽量减少会合时间,在末段,受油机则需提前减速直至与加油机速度匹配;无人加油机在会合控制点作盘旋飞行以等待受油机进入加油航线,盘旋半径取 R_{\min} ,速度相同;当受油机到达会合控制点时,受油机切入盘旋区与加油机处于同一盘旋圆内;受油机进入盘旋后,加油机飞离盘旋区沿航线继续飞行,受油机盘旋一圈后达到会合控制点飞离盘旋区,此时双机位置为 $0 \sim 2\pi R_{\min}$,之后受油机以 $0.5 \sim 3 \text{ m/s}$ 速度向加油机靠近。

2.3 两种加受油控制策略差别分析

同航线会合方式中受油机跟随加油机进入盘旋航线,这种方式不需要实时判断双机位置,减轻了地面站工作负荷,提高了会合成功的安全性。但退出盘旋后两机距离过长(与盘旋坡度、速度有关),给编队阶段增加了较大难度,也极有可能超出空域限制。若对空域有严格要求,则不推荐这种会合方式。

同航线会合方式中加油机的盘旋坡度、速度决定了盘旋航线的半径与周长,也就直接影响了会合完成后进入编队时两机相对位置、编队时间与编队距离。

对向会合方式不需要受油机进入盘旋,但从会合起始点开始就需要地面站实时监控双机位置、速度等,加油机在某一合适位置放弃盘旋,并按照预设半径转弯。这种方式对地面站提出了更高要求,但使两机位置得到精确控制,大大缩短了

两机距离,同时也降低了双机编队的难度,提高了对接成功的可靠性。

3 控制律设计与仿真

设计自主加油控制结构需要建立完善的多模态控制策略,以保证自主加油顺利进行。5个阶段中,对接阶段是核心,其对精度、安全和效率要求最高。解决好该阶段的控制问题是空中加油成功的关键^[14-16]。此外,近距编队飞行时必须考虑两机间尾流场的气动影响,本文将加油机尾流场看作是等效的均匀风场作用在飞机的质心上,近似转化成作用于受油机质心的均匀等效风速度和风梯度。这部分不是本文的研究重点,在此不作赘述。

自主加受油控制系统采用经典PID控制方法,自内而外进行反馈参数选择。以K8飞机为受油平台,选择高度 3000 m 、速度 110 m/s 状态点,通过极点配置法得到各模态的反馈增益及前向增益,控制结构如图3所示。内环增稳回路负责改善飞机特性,调整阻尼比,对飞机纵向的升降舵控制中引入俯仰角速率 q 作为增稳回路,横向通过对方向舵引入滚转角速率 p 以及航向角速率 r 作为控制增稳内回路。指令控制回路负责调整飞机姿态、航向、速度等,外环导引回路负责根据两机状态判断当前所处阶段,从而为指令控制回路选择合适的控制模态和期望参数^[17]。本文所用部分符号代表的含义如表3所示。

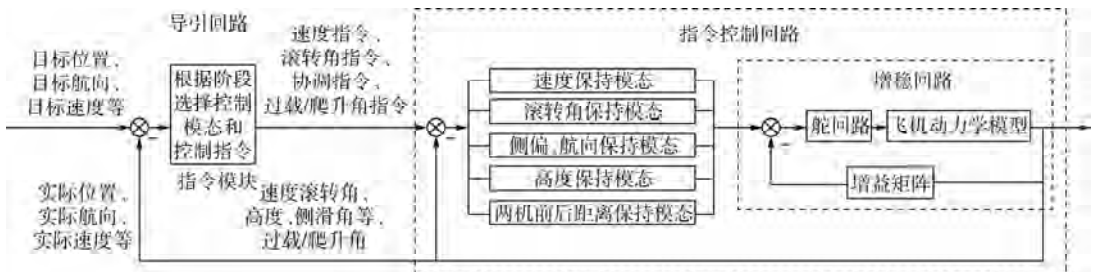


图3 自主空中加受油总控制结构

Fig. 3 Total control structure of aerial autonomous refueling

表3 主要符号及含义

Table 3 Main symbols and instructions

符号	含义
δ_i	油门开度量
δ_a	副翼偏转角
δ_r	方向舵偏转角
δ_e	升降舵偏转角
Y	侧向距离
H	飞机高度
θ	俯仰角
ϕ	滚转角
ψ	偏航角
K	比例系数
I	积分系数

3.1 指令控制回路各模态控制律设计

软式 AAR 要求受油机最终以相同的速度与航向到达期望位置, 实现与加油机的自主会合。本文中, 控制系统的增稳内回路设计中, 采用传统的 PID 控制方法对各模态进行控制律的设计^[18-20]。其中, 速度保持模态控制律为

$$\begin{cases} \delta_i = K_i^{V_1} \Delta V + I_i^{V_1} \int \Delta V dt \\ \Delta V = (V_{lg} - V_1) / V_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: V_{lg} 为期望受油机速度; V_1 为受油机速度。

滚转角保持模态控制律为

$$\begin{cases} \delta_a = K_a^\phi (\phi - \phi_g) + K_a^p p \\ \delta_r = K_r^p p + K_r^r r \end{cases} \quad (2)$$

式中: ϕ_g 为期望滚转角; $K_a^{V_1}$ 、 $I_a^{V_1}$ 、 K_a^ϕ 、 K_r^p 和 K_r^r 为比例和积分项的系数。

航向保持模态控制律为

$$\begin{cases} \delta_a = K_a^\phi (\phi - \phi_g) + K_a^p p \\ \phi_g = K_a^\psi (\psi - \psi_g) \\ \delta_r = K_r^p p + K_r^r r \end{cases} \quad (3)$$

式中: ψ_g 为期望偏航角; K_a^ψ 为比例系数。

侧偏保持模态控制律为

$$\begin{cases} \delta_a = K_a^\phi (\phi - \phi_g) + K_a^p p \\ \phi_g = K_a^\psi (\psi - \psi_g) \\ \psi_g = K_g^\psi (\dot{Y} - \dot{Y}_g) + I_a^\psi \int (\dot{Y} - \dot{Y}_g) dt \\ \dot{Y}_g = K_a^Y (Y - Y_g) \\ \delta_r = K_r^p p + K_r^r r \end{cases} \quad (4)$$

式中: Y_g 为期望侧力; K_g^ψ 、 I_a^ψ 和 K_a^Y 为比例系数。

高度保持模态控制律为

$$\begin{cases} \delta_e = K_e^\theta (\theta - \theta_g) + K_e^q q \\ \theta_g = K_e^{\dot{H}} (\dot{H} - \dot{H}_g) + I_e^{\dot{H}} \int (\dot{H} - \dot{H}_g) dt \\ \dot{H} = K_e^H (H - H_g) \end{cases} \quad (5)$$

式中: H_g 为期望受油机高度; K_e^θ 、 K_e^q 、 $K_e^{\dot{H}}$ 和 K_e^H 为比例系数; $I_e^{\dot{H}}$ 为积分系数。

两机前后距离保持模态控制律为

$$\begin{cases} \delta_i = K_i^{V_1} (V_{lg} - V_1) \\ V_{lg} = K_i^{dx} (X_T - X_R) + I_i^{dx} \int (X_T - X_R) dt \end{cases} \quad (6)$$

式中: $K_i^{V_1}$ 和 K_i^{dx} 为比例系数; I_i^{dx} 为积分系数; X_T 和 X_R 分别为加油机和受油机的位置。

以侧偏、速度、高度保持模态为例, 检验这 3 种模态的具体性能和相互干扰情况, 仿真结果如图 4 所示。从仿真结果可以看出, 在侧偏控制、速度控制、高度控制 3 种模态的综合控制下, 可以实现稳定的速度、高度、偏航角保持, 并将飞机侧偏调整到期望位置。可用于纠正飞机侧偏、保持飞行航线、调整受油机位置, 调整过程侧偏超调量不大于 5%, 适合于空中加油任务。其他模态控制律在此不再赘述。

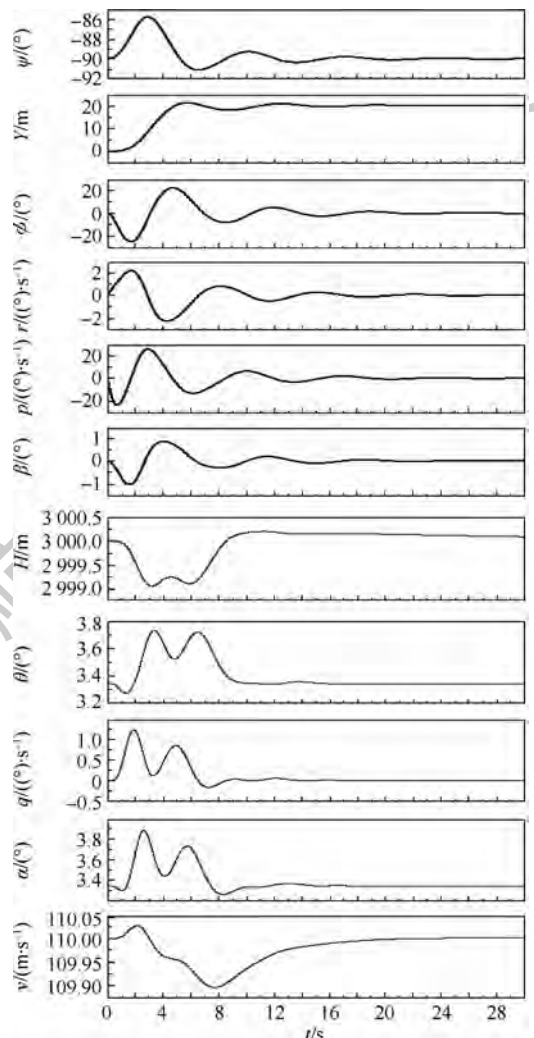


图4 侧偏、速度、高度保持仿真曲线
Fig. 4 Simulation curves of side deflection, speed and height keeping

3.2 “有人-无人”自主加受油各阶段导引律设计

由于中国对软式 AAR 的研究尚处于起步阶段,因此在本文中,只对“有人-无人”自主加受油各阶段所涉及到的导引律进行设计与仿真验证。

在轨迹跟踪过程中,涉及到经纬度坐标与直角坐标间的转换关系为

$$\begin{cases} X = (N + H) \cos B \cos L \\ Y = (N + H) \cos B \sin L \\ Z = [N(1 - e^2) + H] \sin B \end{cases} \quad (7)$$

式中: N 为椭球面卯酉圈的曲率半径; e 为椭球的第一偏心率; B 为大地纬度; L 为大地经度。

假设加油机在等待航线直线段纵向高度保持为 3 km,横向沿轨迹侧偏保持为 0,速度保持为 110 m/s 匀速直线飞行。在等待航线转弯阶段,控制加油机以 20°滚转角平飞,转弯半径约为 3 700 m,此时加油机纵向高度保持为 3 km,横向滚转角保持为 20°,速度保持为 110 m/s。同时,控制受油机以 110 m/s 的速度沿 2 700 m 的高度匀速直线飞行。

在轨迹跟踪过程中,包含 A、B、C 三个位置间的待飞距 dX 解算、侧偏距 dY 解算与转弯提前量 dL 计算,解算方式分别如图 5、图 6 所示。计算公式为

$$\begin{cases} dX = (X_{PB}X_{AB} + Y_{PB}Y_{AB}) / \sqrt{X_{AB}^2 + Y_{AB}^2} \\ dY = (Y_{PB}X_{AB} - X_{PB}Y_{AB}) / \sqrt{X_{AB}^2 + Y_{AB}^2} \end{cases} \quad (8)$$

式中: X_{PB} 为图 5 中点 P 到点 B 的距离; X_{AB} 、 Y_{PB} 和 Y_{AB} 含义同理,此处不再赘述。

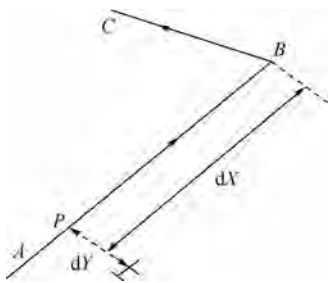


图 5 待飞距解算、侧偏距解算示意图

Fig. 5 Schematic diagram of fly distance solution and side deflection solution

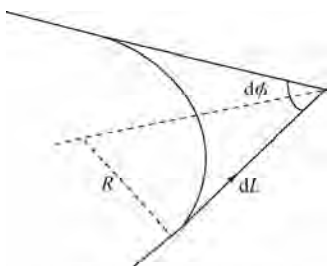


图 6 转弯提前量解算示意图

Fig. 6 Schematic diagram of turning forward calculation

设当前飞行速度为 V_1 ,转弯给定滚转角 $d\phi$ 为 20°,由此转弯半径 R 满足 $R = V_1^2 / (g \cdot \tan \phi)$, g 为重力加速度。能够得到转弯提前量 dL 满足 $dL = R / \tan(\Delta\psi/2) + 2V_1$, $2V_1$ 用于滚转启动。

当受油机到达会合起始点后,继续控制受油机保持原状态水平匀速直线飞行,加油机沿等待航线与受油机对向水平匀速直线飞行。当两机水平距离接近加油机转弯距离 12 km 时,控制加油机以 20°滚转角转弯,此时加油机纵向高度保持为 3 km,横向滚转角保持为 20°,速度保持为 110 m/s。当加油机航向调转 180°后,沿编队飞行航线直线飞行,此时加油机纵向高度保持为 3 km,横向沿编队轨迹侧偏保持为 0,速度保持为 110 m/s。

待飞距解算、侧偏距解算如图 5 所示。转弯提前量解算如图 6 所示。

进入编队阶段,控制加油机以 110 m/s 的速度在 3 km 高度下平飞。此时控制受油机纵向高度升高为加油机锥套所在高度(约为 2 993 m),横向与加油机轨迹保持一定距离,侧偏距离保持为 20 m,速度根据两机的前后距离差给定,表达式为

$$V_1 = \begin{cases} V_0 + 10 & dx > 200 \text{ m} \\ V_0 + 5 & 100 \text{ m} < dx \leq 200 \text{ m} \\ V_0 + 1 & 60 \text{ m} < dx \leq 100 \text{ m} \\ V_0 + 0.5 & 0 < dx \leq 60 \text{ m} \end{cases}, V_0 = 110 \text{ m/s} \quad (9)$$

当两机前后相距 50 m,保持一段时间后,进入对接阶段。加油机继续匀速水平直线飞行,纵向高度保持为 3 km,横向沿轨迹侧偏保持为 0,速度保持为 110 m/s。受油机纵向追踪加油机锥套高度(约 2 993 m),横向追踪锥套轨迹,与锥套运动轨迹侧偏为 0,速度接入两机前后距离保持控制,根据两机前后距离将两机速度差限制在 5 ~ 0.3 m/s 的范围内,速度表达式为

$$V_1 = V_0 + (K_v \Delta x + I_v \int \Delta x dt) / 50 \quad V_0 = 110 \text{ m/s}$$

式中: Δx 为加受油机在 x 方向上的距离差; K_v 和 I_v 分别为比例系数和积分系数。

控制两机距离缩小,直到两机完成对接,进入加油阶段。

加油阶段,加油机纵向高度为 3 km,横向沿加油轨迹控制侧偏为 0,速度为 110 m/s 平飞。受油机纵向高度追踪加油机锥套高度,横向追踪加油机锥套运动轨迹,保持侧偏为 0,速度和加油机速度一致,保持两机相对位置固定。

脱离阶段,加油机纵向高度保持为 3 km,横向沿轨迹控制侧偏为 0,速度保持 110 m/s 平飞。

受油机纵向控制高度降低到 2 900 m, 横向沿轨迹控制侧偏为 0, 速度降低到 105 m/s, 控制两机脱离。自主空中加受油全过程仿真曲线如图 7 所示。

三轴控制精度如图 8 所示。从 630 s 开始两机进入对接, 为了消除侧偏, 对受油机滚转角进行调整, 从而对两机高度差有所影响, 但误差很快被消除。在对接末段, 三向跟踪误差均小于 0.2 m, 可以满足自主空中加油的任务要求。这说明本文设计的控制策略合理可行, 控制方法具有较强的抗干扰能力和较高的跟踪精度。

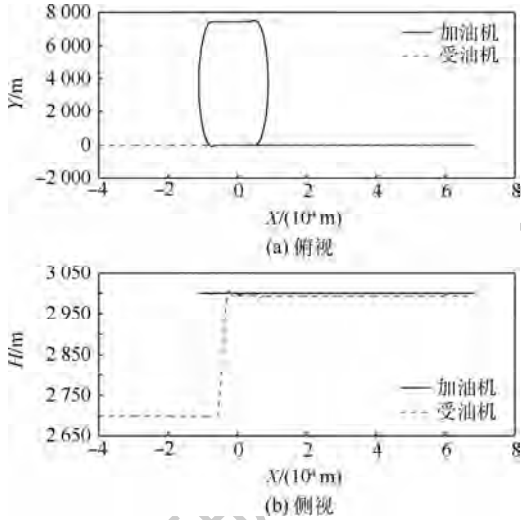


图 7 自主空中加受油全过程轨迹仿真曲线

Fig. 7 Trajectory simulation curve of the whole process of aerial autonomous refueling

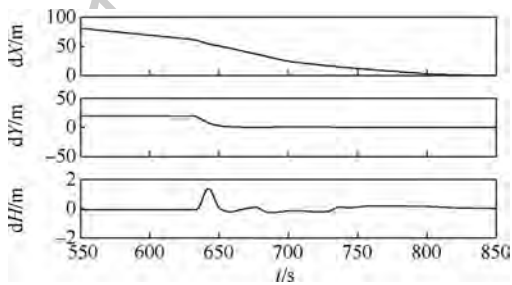


图 8 自主空中加受油全过程三轴跟踪精度

Fig. 8 Three-axis tracking accuracy in the whole process of aerial autonomous refueling

4 结束语

本文在研究国外软式 AAR 技术和国内有人机空中加受油试飞经验的基础上, 分别建立有人机/无人机自主空中加受油会合、编队、对接等各阶段进入及退出策略。以 K8 飞机和某飞机为加受油平台, 建立了自主加受油控制律, 并进行仿真验证。结果表明, 本文建立的控制策略合理可行, 控制方法具有较强的抗干扰能力和较高的跟踪精度。以此为基础, 为中国今后开展该方向的地面

闭环演示验证和飞行奠定重要的研究基础。

参考文献 (References)

- [1] 钟德星, 李永强, 李严椽. 无人机自主空中加油技术现状及发展趋势[J]. 航空科学技术, 2014, 25(5): 1-6.
ZHONG D X, LI Y Q, LI Y R. State-of-art and tendency of autonomous aerial refueling technologies for unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(5): 1-6 (in Chinese).
- [2] 彭程. 空中加油软管收放过程中动态特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 3-8.
PENG C. Research on dynamic characteristics of aerial refueling hose in deployment and retrieval process[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 3-8 (in Chinese).
- [3] BENNINGTON M A, VISSER K D. Aerial refueling implications for commercial aviation[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(2): 366-375.
- [4] 陆宇平, 杨朝星, 刘洋洋. 空中加油系统的建模与控制技术综述[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2375-2389.
LU Y P, YANG C X, LIU Y Y. A survey modeling and control technologies for aerial refueling system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2375-2389 (in Chinese).
- [5] 全权, 魏子博, 高俊, 等. 软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2390-2410.
QUAN Q, WEI Z B, GAO J, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2390-2410 (in Chinese).
- [6] 董新民, 徐跃鉴, 陈博. 自动空中加油技术研究进展与关键问题[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2008, 9(6): 1-5.
DONG X M, XU Y J, CHEN B. Progress and challenges in automatic aerial refueling[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2008, 9(6): 1-5 (in Chinese).
- [7] 徐坚, 张晓非. 软式空中加油头波效应建模与仿真[J]. 飞行力学, 2019, 37(5): 40-44.
XU J, ZHANG X F. Dynamic modeling and simulation of bow wave effect in hose-drogue aerial refueling system[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(5): 40-44 (in Chinese).
- [8] 赵曜, 李璞, 刘娟, 等. 带碰撞角约束的三维有限时间滑模制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 273-279.
ZHAO Y, LI P, LIU J, et al. Finite-time sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 273-279 (in Chinese).
- [9] 赵国荣, 李晓宝, 刘帅, 等. 自适应非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1059-1070.
ZHAO G R, LI X B, LIU S, et al. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with fixed-time convergence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1059-1070 (in Chinese).

- [10] 刘畅,杨锁昌,汪连栋,等.基于快速自适应超螺旋算法的制导律[J].北京航空航天大学学报,2019,45(7):1388-1397.
LIU C, YANG S C, WANG L D, et al. Guidance law based on fast adaptive super-twisting algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(7): 1388-1397 (in Chinese).
- [11] VAN'T R R, THOMAS F R. KC-10A refueling boom control system[C]//IEEE Proceedings of the National Aerospace and Electronics Conference. Piscataway: IEEE Press, 1980: 354-361.
- [12] 刘墨,周春华,袁锁中.软管式自主空中加油飞行控制系统与仿真研究[J].系统仿真学报,2012,24(10):20-25.
LIU Z, ZHOU C H, YUAN S Z. Design and simulation of probe and drogue AAR flight control system [J]. Journal of System Simulation, 2012, 24(10): 20-25 (in Chinese).
- [13] 王宏伦,杜熠,盖文东.无人机自动空中加油精确对接控制[J].北京航空航天大学学报,2011,37(7):822-826.
WANG H L, DU Y, GAI W D. Precise docking control in unmanned aircraft vehicle automated aerial refueling [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 822-826 (in Chinese).
- [14] 袁锁中,王新华,郑峰婴.空中加油自主会合的制导与控制[J].飞行力学,2014,32(1):20-24.
YUAN S Z, WANG X H, ZHENG F Y. Guidance and control of autonomous aerial refueling rendezvous [J]. Flight Dynamics, 2014, 32(1): 20-24 (in Chinese).
- [15] 李大伟,王宏伦.无人机自动空中加油飞行控制技术[J].系统仿真学报,2010,22(S1):126-130.
LI D W, WANG H L. UAV flight control in automa [J]. Flight Control Technology of Automatic aerial Refueling, 2010, 22(S1): 126-130 (in Chinese).
- [16] 王海涛,董新民.空中加油动力学与控制[M].北京:国防工业出版社,2016:56-60.
WANG H T, DONG X M. Dynamics and control of aerial refueling [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2016: 56-60 (in Chinese).
- [17] 刘墨,袁锁中,周春华.软管式自主空中加油受油机控制系统研究[J].科学技术与工程,2011,11(8):1756-1760.
LIU Z, YUAN S Z, ZHOU C H. Flight control of receiver aircraft in probe and drogue aerial refueling [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(8): 1756-1760 (in Chinese).
- [18] CAMPA G, NAPOLITANO M R, FRAVOLINI M L. Simulation environment for machine vision based aerial refueling for UAVs [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45(1): 138-151.
- [19] SMITH A L, KUNZ D L. Dynamic coupling of the KC-135 tanker and boom for modeling and simulation [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1034-1039.
- [20] 周清,许悦雷,加尔肯别克.无人机软管式自主空中加油视觉导航技术[J].导航定位与授时,2020,7(1):41-46.
ZHOU Q, XU Y L, JIA E K B K. Visual navigation technology for UAV autonomous hose-drogue aerial refueling [J]. Navigation Positioning & Timing, 2020, 7(1): 41-46 (in Chinese).

作者简介:

华艺欣 女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

邹泉 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行仿真。

田海铭 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

Control strategy and simulation for probe-and-drogue aerial autonomous refueling

HUA Yixin^{*}, ZOU Quan, TIAN Haiming

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The probe-and-drogue Aerial Autonomous Refueling (AAR) technology has been widely studied because it requires little modification of refueling equipment and can be applied to a variety of refueling processes. However, there are few researches on the whole flight control process from take-off to disengagement. In this paper, the corresponding flight command loop control law and guidance law are designed respectively to study the control strategy of rendezvous, formation, docking, refueling and disengagement stages during the probe-and-drogue AAR. Based on the study of domestic and foreign experience and flight procedure of aerial refueling test, the control mechanism of each stage of AAR under two different modes of "manned-unmanned" and "unmanned-unmanned" is established, and the difference between two control strategies is analyzed. Taking K8 aircraft and one aircraft as the tanker and receiver, a complete multi-mode control strategy is established. The traditional PID control method is adopted in the command loop, and the feedback gain and forward gain of each mode are obtained by pole assignment method, so that the aircraft can reach the desired speed and angle under the multi-mode integrated control system. Meanwhile, the whole process control laws for each stage of aerial refueling are designed based on the test flight experience data. Finally, the simulations of the designed control law show that the designed control strategy is reasonable and feasible, and the control method has strong anti-interference ability and high tracking accuracy.

Keywords: Aerial Autonomous Refueling (AAR); test flight experience; refueling strategy; PID control; multi-mode control

Received: 2020-05-25; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-09-11 07:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200910.0932.001.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20181353013)

*** Corresponding author.** E-mail: hyx9989@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0200

无人集群系统时变编队 H_∞ 控制



康宇航^{1,2}, 戴洪德², 祁亚辉², 张邦楚³, 刘玄冰², 程俊^{1,*}

(1. 中国科学院深圳先进技术研究院, 深圳 518055; 2. 海军航空大学 航空基础学院, 烟台 264001;

3. 中山大学 航空航天学院, 广州 510275)

摘 要: 针对有向通信拓扑网络下具有通信时滞与外部干扰的无人集群系统(AUSS)时变编队 H_∞ 控制问题进行了研究。首先, 基于 AUSS 期望编队构型信息、无人机(UAV)实时状态信息以及通信 UAV 之间带通信时滞的状态误差信息提出了 AUSS 的编队控制方法, 通过变量替换将 AUSS 的编队控制问题转换成低维闭环系统的渐近稳定问题, 并以线性矩阵不等式(LMI)形式给出了系统稳定的充分条件与最大允许通信时滞的计算公式。其次, 通过构造 Lyapunov-Krasovskii(L-K)泛函, 证明了存在通信时滞与外部干扰条件下 AUSS 能够实现时变编队。最后, 通过数值仿真验证所设计方法的准确性与有效性。

关键词: 无人集群系统(AUSS); 时变编队; 通信时滞; 外部干扰; H_∞ 控制

中图分类号: V249.1; TP273

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0271-10

近年来, 无人集群系统(Air Unmanned Swarm System, AUSS)的编队控制由于其在协同搜索、协同侦察等领域具有广泛的应用前景而受到国内外众多研发机构的高度关注^[1-4]。AUSS 指由多架具有一定自主感知决策控制能力的同构或异构无人机组成的系统, 相比于单架无人机, 其性价比更高、生存能力更强^[5-8]。一方面, AUSS 并不是诸如 $1+1+\dots+1=N$ 似的将系统内的无人机个体进行简单的数量或者性能堆叠, 而是将其进行有组织、有规律的有机整合, 无人机个体之间如若能够优势互补, 势必能够最大限度地发挥出系统的整体效能。另一方面, AUSS 面临的环境态势瞬息万变, 其执行的任务也可能因诸如政治、军事等因素而转瞬改变, 单一固定的编队队形必然难以完成任务, 未来的集群系统定然需要具备时变编队控制的能力。因此, 研究集群系统的时变编队

控制问题对发展 AUSS 执行作战、服务、援助等任务将大有裨益^[9-12]。

自一致性理论诞生以来, 因其易理解、易实现等优点而被广泛运用于 AUSS 的编队控制中, 至今已取得诸多研究成果。文献[13]更是将诸如领航-跟随、虚拟领航跟随等传统编队控制方法归纳到基于一致性理论的编队控制方法中。文献[14-15]分别对不存在外部干扰与存在外部干扰条件下无人机集群的时不变编队控制问题进行了研究。文献[16]研究了无向通信拓扑下的 AUSS 的编队控制问题, 现实场景中对于有向通信拓扑研究往往比无向通信的研究更具实用价值。为了使无人集群实现预先设计的时变编队队形, 文献[17]基于一致性方法提出了一套时变编队控制器的设计程序, 并通过搭建真实的四旋翼集群平台验证该方法的可行性与可靠性。为了探

收稿日期: 2020-05-22; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-13 14:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200813.1241.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1308000); 国家自然科学基金(U1813205, U1913202, U1713213, 61772508); 国防预研基金(F062102009)

* 通信作者. E-mail: jun.cheng@siat.ac.cn

引用格式: 康宇航, 戴洪德, 祁亚辉, 等. 无人集群系统时变编队 H_∞ 控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 271-280.

KANG Y H, DAI H D, QI Y H, et al. Time-varying formation H_∞ control for air unmanned swarm system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 271-280 (in Chinese).

索有向通信拓扑下的仿生机器鱼集群系统编队控制问题的解决方法,文献[18]基于一致性协同控制理论设计了一种分布式的编队控制协议并实现了集群系统的编队控制。由于环境的复杂性、多变性与不可预测性,集群系统内的无人机通常存在通信时滞与外部干扰以致无人机无法实现及时有效通信。文献[19]基于稳定性理论及一致性编队控制方法解决了有向网络条件下具有固定通信时滞的集群系统时变编队控制问题。文献[20]则基于一致性协同控制理论提出了一种考虑多约束条件的控制方法用以解决存在时变通信时滞与外部干扰的时变编队控制问题。

无人集群执行任务的过程中通常会因任务和外部环境需要变换其编队构型。文献[14-16,18]主要针对时不变的编队形成问题进行了研究,难以应用在需要改变编队构型的实际场景。另外,真实环境不可能是理想状态,通信时滞、外部干扰的存在往往直接影响无人集群的运动性能。文献[17,19]并没有考虑外部干扰这一因素,文献[20]同时考虑了通信时滞与外部干扰,但是由于引入的自由权矩阵维数较高以致该算法复杂度相对过高。

基于上述情况,本文在 Lyapunov 稳定性理论、一致性方法以及矩阵分析法等研究成果的基础上,针对有向通信拓扑网络下具有通信时滞与外部干扰的 AUSS 时变编队 H_∞ 控制问题开展研究。相比现有文献研究成果,本文的贡献主要可归纳为以下3点:①在有向通信拓扑下同时考虑通信时滞与外部干扰的条件,得到了保证无人集群实现时变编队控制的充分条件;②通过变量替换并构造相比于其他参考文献更低维的线性矩阵不等式(LMI)而降低整个系统的计算复杂度;③通过引入多个待设计参数、Kronecker 乘积以及构造二重积分的 Lyapunov-Krasovskii(L-K)泛函以达到降低系统的保守性。

1 预备知识

1.1 符号含义

I_N 和 $\mathbf{1}_N$ 分别为 N 阶单位方阵和 N 维元素为 1 的列向量; A 和 B 为具有相同维数的矩阵, $A > B$ 与 $A < B$ 分别表示 $A - B$ 为正定与负定; $A \otimes B$ 表示 A 与 B 的 Kronecker 乘积; λ 为矩阵 A 的特征值; $\mathcal{L}_2[0, \infty)$ 表示在区间 $[0, \infty)$ 上是平方可积的。

1.2 图论的基本知识

令 $G = (V, \Xi, \Sigma)$ 表示有向图, G 的节点集

合、边集合、邻接权重矩阵分别表示为 $V = \{v_1, v_2, \dots, v_N\}$ 、 $\Xi \subseteq V \times V$ 、 $\Sigma = [a_{ij}]_{N \times N}$, a_{ij} 表示节点 v_i 和节点 v_j 之间的连接权重。如果有一条从节点 v_i 到节点 v_j 的有向边,则 $a_{ij} = 1$, 否则 $a_{ij} = 0$ 。定义节点 v_i 的邻居集合、图 G 的入度矩阵与 Laplacian 矩阵分别为 $\mathcal{N}_i = \{j \in V: a_{ij} = 1\}$ 、 $D = \text{diag}\{d_{in}(v_1), d_{in}(v_2), \dots, d_{in}(v_N)\}$ 与 $L = D - \Sigma = [l_{ij}] \in \mathbf{R}^{N \times N}$, $l_{ii} = \sum_{j=1}^N a_{ij}$, $l_{ij} = -a_{ij}$ 。如果有向图 G 中存在这样一个节点 v_i , 从节点 v_i 出发能够找到抵达任意其他节点的有向路径,那么可以说有向图 G 包含一个有向生成树,且节点 v_i 被称之为根节点。假设本文通信拓扑包含有向生成树。

1.3 相关引理

引理 1^[21] 图 G 的 Laplacian 矩阵 L 至少有一个与右特征向量 $\mathbf{1}_N$ 对应的特征值 0, 除 0 之外的其余特征值具有正实部。如果有向图 G 包含一个有向生成树,那么 0 就是 Laplacian 矩阵 L 的单特征值。

引理 2^[11] 如果矩阵 $A \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 的所有行和都等于 0, 即 $A\mathbf{1}_N = 0$, 那么一定存在满足 $A = BE$ 的矩阵 $B \in \mathbf{R}^{N \times (N-1)}$, $E \in \mathbf{R}^{(N-1) \times N}$ 的定义如下:

$$E = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & -1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix}$$

引理 3^[22] 对于对称矩阵 $S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} \\ S_{21} & S_{22} \end{bmatrix}$, $S \in \mathbf{R}^{N \times N}$, $S_{11} \in \mathbf{R}^{r \times r}$, $S_{21} = S_{12}^T$, 那么下列不等式等价:

- 1) $S < 0$ 。
- 2) $S_{11} < 0, S_{22} - S_{21}S_{11}^{-1}S_{12} < 0$ 。
- 3) $S_{22} < 0, S_{11} - S_{12}S_{22}^{-1}S_{21} < 0$ 。

引理 4^[23] 对于矩阵 Z 、标量 $\tau_2 > \tau_1 > 0$, 以下积分不等式成立:

$$-\int_{t-\tau_2}^{t-\tau_1} \rho^T(s) Z \rho(s) ds \leq -\frac{1}{\tau_{12}} \int_{t-\tau_2}^{t-\tau_1} \rho^T(s) ds Z \int_{t-\tau_2}^{t-\tau_1} \rho(s) ds$$

式中: $\tau_{12} = \tau_2 - \tau_1$; $\rho(s)$ 为函数矩阵; t 为积分时间。

2 控制器的设计与分析

2.1 问题描述

考虑由 N 架具有外部干扰的无人机构建的系统, 无人机单体的动态模型如下:

$$\dot{x}_i(t) = Ax_i(t) + Bu_i(t) + D\omega_i(t) \quad (1)$$

式中: $x_i(t) \in \mathbf{R}^n$, $u_i(t) \in \mathbf{R}^p$ 和 $\omega_i(t) \in \mathcal{L}_2[0, \infty)$

分别为第 i 架无人机的状态、控制输入和受到的外部干扰; \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{D} 为具有相容维度的常数系统矩阵,假设 \mathbf{B} 列满秩。

令 $\mathbf{h}(t) = [\mathbf{h}_1^T(t), \mathbf{h}_2^T(t), \dots, \mathbf{h}_N^T(t)]^T$ 为预先给定的 AUSS 时变编队构型, $\mathbf{h}_i(t) (i=1, 2, \dots, N)$ 分段连续可微,则可以得到如下定义:

定义 1^[17] 对于任意给定的初始状态值 $\mathbf{x}_i(0)$, 如果无人集群系统式(1)能够满足以下条件:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{x}_i(t) - \mathbf{h}_i(t) - \mathbf{r}(t)\| = 0 \quad \forall i = 1, 2, \dots, N \quad (2)$$

那么可以说集群系统能够完成时变编队控制, $\mathbf{r}(t)$ 为编队中心轨迹函数。

2.2 时变编队控制器设计

为了实现 AUSS 的时变编队控制,根据集群系统期望编队构型信息、无人机实时状态信息以及能够通信无人机之间带通信时滞的状态误差信息设计如下编队控制器:

$$\mathbf{u}_i(t) = \mathbf{K}_1(\mathbf{x}_i(t) - \mathbf{h}_i(t)) + c\mathbf{K}_2 \sum_{j=1}^N a_{ij}(\mathbf{x}_j(t - \tau) - \mathbf{h}_j(t - \tau) - (\mathbf{x}_i(t - \tau) - \mathbf{h}_i(t - \tau))) + \mathbf{w}_i(t) \quad (3)$$

式中: $\mathbf{K}_1 \in \mathbf{R}^{p \times n}$ 和 $\mathbf{K}_2 \in \mathbf{R}^{p \times n}$ 为待设计的反馈矩阵; $\mathbf{w}_i(t)$ 为待设计的辅助输入函数; c 为待设计的耦合强度参数; τ 为无人机之间的通信延迟。

将式(3)代入式(1)可以得到

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = (\mathbf{I}_N \otimes (\mathbf{A} + \mathbf{BK}_1))\mathbf{x}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{D})\boldsymbol{\omega}(t) - (\mathbf{L} \otimes c\mathbf{BK}_2)\mathbf{x}(t - \tau) - (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{BK}_1)\mathbf{h}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{B})\mathbf{w}(t) + (\mathbf{L} \otimes c\mathbf{BK}_2)\mathbf{h}(t - \tau) \quad (4)$$

式中:

$$\mathbf{x}(t) = [\mathbf{x}_1^T(t), \mathbf{x}_2^T(t), \dots, \mathbf{x}_N^T(t)]^T$$

$$\mathbf{w}(t) = [\mathbf{w}_1^T(t), \mathbf{w}_2^T(t), \dots, \mathbf{w}_N^T(t)]^T$$

$$\boldsymbol{\omega}(t) = [\boldsymbol{\omega}_1^T(t), \boldsymbol{\omega}_2^T(t), \dots, \boldsymbol{\omega}_N^T(t)]^T$$

令 $\boldsymbol{\theta}_i(t) = \mathbf{x}_i(t) - \mathbf{h}_i(t), i=1, 2, \dots, N$, 则可以

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}(t) = (\mathbf{I}_N \otimes (\mathbf{A} + \mathbf{BK}_1))\boldsymbol{\theta}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{D})\boldsymbol{\omega}(t) - (\mathbf{L} \otimes c\mathbf{BK}_2)\boldsymbol{\theta}(t - \tau) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{B})\mathbf{w}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{A})\mathbf{h}(t) - (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{I}_n)\dot{\mathbf{h}}(t) \quad (5)$$

当集群系统中的无人机受到外部干扰时,集群系统通常难以按照预先给定的编队飞行,毫无疑问时变编队进一步提高了控制的难度。基于此,本文旨在设计一款抗干扰的编队控制器使得无人机不仅能够在没有受到外部干扰时完成时变编队飞行,即使受到外部干扰时也能够有效抵抗干扰,且能够系统性能达到预先设定的性能指标。这样可以定义时变编队性能变量如下:

$$\mathbf{z}_i(t) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \mathbf{C}(\boldsymbol{\theta}_i(t) - \boldsymbol{\theta}_j(t)) \quad (6)$$

式中: \mathbf{C} 为给定的常数矩阵。

由式(5)和式(6)可得

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\theta}}(t) = (\mathbf{I}_N \otimes (\mathbf{A} + \mathbf{BK}_1))\boldsymbol{\theta}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{D})\boldsymbol{\omega}(t) - (\mathbf{L} \otimes c\mathbf{BK}_2)\boldsymbol{\theta}(t - \tau) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{B})\mathbf{w}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{A})\mathbf{h}(t) - (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{I}_n)\dot{\mathbf{h}}(t) \\ \mathbf{z}(t) = (\mathbf{H} \otimes \mathbf{C})\boldsymbol{\theta}(t) \end{cases} \quad (7)$$

式中:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 - \frac{1}{N} & -\frac{1}{N} & \dots & -\frac{1}{N} \\ -\frac{1}{N} & 1 - \frac{1}{N} & \dots & -\frac{1}{N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -\frac{1}{N} & -\frac{1}{N} & \dots & 1 - \frac{1}{N} \end{bmatrix}$$

由于矩阵 \mathbf{H} 的所有行和为 0,那么由引理 2 可知存在满足 $\mathbf{H} = \mathbf{WE}$ 的列满秩矩阵 \mathbf{W} , \mathbf{E} 的定义在引理 2 中可见。此外由引理 1 和引理 2 可知, \mathbf{L} 的非 0 特征根与 \mathbf{EM} 的特征根一致, $\mathbf{M} = \mathbf{LE}^T(\mathbf{EE}^T)^{-1}$ 。

为了后续的推导分析,需要将式(7)中的 $\mathbf{h}(t)$ 与 $\dot{\mathbf{h}}(t)$ 项化简,此时可以通过选择合适的辅助输入函数 $\mathbf{w}(t)$ 将 $\mathbf{h}(t)$ 与 $\dot{\mathbf{h}}(t)$ 消除掉,即需要满足式(8),参考文献[24],根据编队中心轨迹选择极点并求解状态反馈矩阵 \mathbf{K}_1 。

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{B})\mathbf{w}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{A})\mathbf{h}(t) - (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{I}_n)\dot{\mathbf{h}}(t) = 0 \quad (8)$$

这样可以将式(7)化简为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\theta}}(t) = (\mathbf{I}_N \otimes (\mathbf{A} + \mathbf{BK}_1))\boldsymbol{\theta}(t) + (\mathbf{I}_N \otimes \mathbf{D})\boldsymbol{\omega}(t) - (\mathbf{L} \otimes c\mathbf{BK}_2)\boldsymbol{\theta}(t - \tau) \\ \mathbf{z}(t) = (\mathbf{H} \otimes \mathbf{C})\boldsymbol{\theta}(t) \end{cases} \quad (9)$$

根据以上分析,定义系统式(9)的 H_∞ 一致性指标如下:

$$\gamma_\omega = \sup_{\|\boldsymbol{\omega}\|^2 + \boldsymbol{\theta}(0)^T \tilde{\mathbf{R}} \boldsymbol{\theta}(0) \neq 0} \frac{\|\mathbf{z}\|}{(\|\boldsymbol{\omega}\|^2 + \boldsymbol{\theta}(0)^T \tilde{\mathbf{R}} \boldsymbol{\theta}(0))^{1/2}} \quad (10)$$

式中: $\tilde{\mathbf{R}} = \mathbf{I}_N \otimes \mathbf{R}, \mathbf{R} = \mathbf{R}^T > 0$ 为预先给定的权重矩阵^[25]; $\boldsymbol{\omega}$ 表示外部干扰。

根据以上分析,可以总结得到 AUSS 的时变编队 H_∞ 定义如下:

定义 2 对于本文设计的集群时变编队控制器式(3)以及预先设定的扰动衰减参数 $\gamma_1 > 0$,集

群系统式(1)需要满足以下条件:

1) 当 $\omega_i(t) \equiv 0$ 时,对于任意给定的初始状态值 $x_i(0)$, AUSS 能够实现时变编队控制,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\theta_i(t) - \theta_j(t)\| = 0 \quad \forall i, j = 1, 2, \dots, N \quad (11)$$

2) 当 $\omega_i(t) \neq 0$ 时,对于任意初始给定条件,时变编队性能变量 z 需要满足:

$$\gamma_\omega < \gamma_1 \quad (12)$$

那么可以说集群系统能够完成时变编队 H_∞ 控制。

$$\text{在零初始条件下, } \gamma_\omega = \gamma_\infty = \sup_{\|\omega\|^2 \neq 0} \frac{\|z\|}{\|\omega\|}$$

令 $\xi_i(t) = \theta_i(t) - \theta_{i+1}(t), i = 1, 2, \dots, N - 1,$

则 $\xi(t) = (E \otimes I_n) \theta(t)$, 式(10)可以转换为

$$\begin{cases} \dot{\xi}(t) = (I_{N-1} \otimes (A + BK_1)) \xi(t) + \\ (E \otimes D) \omega(t) - (EM \otimes cBK_2) \xi(t - \tau) \\ z(t) = (W \otimes C) \xi(t) \end{cases} \quad (13)$$

式中: $L = ME$ 。

引理 5^[26] 假设 $M = LE^T(EE^T)^{-1}$, 则存在一个对称正定矩阵 Q 和常数 α , 使得

$$(EM)^T Q + QEM > \alpha Q \quad (14)$$

式中: $0 < \alpha < 2 \min \operatorname{Re}(\lambda(EM))$ 。

由 $\xi(t)$ 以及式(13)可以得出如下结论:当且仅当 $\theta_1(t) = \theta_2(t) = \dots = \theta_N(t)$ 时, $\xi(t) = 0$ 。因此,如果系统渐近稳定且满足条件 $\gamma_\omega < \gamma_1$, 那么 AUSS 的时变编队 H_∞ 控制问题解决。至此,通过一个变量替换,利用引理 2, 将 AUSS 的时变编队 H_∞ 控制问题转化为闭环系统的渐近稳定问题。

2.3 问题分析

如下步骤用于设计合适的参数使得 AUSS 实现时变编队 H_∞ 控制。

步骤 1 对于给定的某个参数 $c > 0$, 求解下列 2 个 LMIs, 得到可行解 $P > 0$, 此时为 AUSS 不存在通信时滞条件下的解, 矩阵 Q 由引理 5 求得。

$$\begin{bmatrix} A_1^T P + PA_1 - \alpha PA_2 & C^T & PD \\ C & -\frac{\varphi_2}{\beta} I & 0 \\ D^T P & 0 & -\frac{\gamma^2}{\varphi_1 \chi_1} I \end{bmatrix} < 0 \quad (15)$$

$$P < \frac{\gamma^2}{\chi_1 \varphi_1} R \quad (16)$$

式中: $\beta = \max \{ \lambda(W^T W) \}; \varphi_1 = \max \{ \lambda(Q) \}; \varphi_2 = \min \{ \lambda(Q) \}; \chi_1 = \max \{ \lambda(EE^T) \}; A_1 = A + BK_1, A_2 = cBK_2, A_2^T P = PA_2, K_2 = B^T P$ 。

步骤 2 根据式(15)和式(16)解算出来的 P , 求

解下列 2 个不等式, 得到通信时滞最大值 $\max(\tau)$ 。

$$\Gamma_1 = \begin{bmatrix} Y_1 & Y_2 \\ Y_2^T & Y_4 \end{bmatrix} < 0 \quad (17)$$

$$\Gamma_2 = \begin{bmatrix} \bar{Y}_1 & Y_2 & Y_3 \\ Y_2^T & Y_4 & Y_5 \\ Y_3^T & Y_5^T & Y_6 \end{bmatrix} < 0 \quad (18)$$

式中:

$$\begin{aligned} Y_1 &= Q \otimes (A_1^T P + PA_1) - QEM \otimes PA_2 - \\ &(EM)^T Q \otimes \tau A_2^T PA_1 - (EM)^T Q \otimes A_2^T P - \\ &QEM \otimes \tau A_1^T PA_2 + Q \otimes \tau A_1^T PA_1 + \\ &(EM)^T QEM \otimes \tau A_2^T PA_2 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \bar{Y}_1 &= Q \otimes \left(A_1^T P + PA_1 + \frac{\beta}{\varphi_2} C^T C \right) - \\ &(EM)^T Q \otimes \tau A_2^T PA_1 - QEM \otimes PA_2 - \\ &(EM)^T Q \otimes A_2^T P - QEM \otimes \tau A_1^T PA_2 + \\ &Q \otimes \tau A_1^T PA_1 + (EM)^T QEM \otimes \tau A_2^T PA_2 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Y_2 &= QEM \otimes \tau PA_2 + QEM \otimes \tau^2 A_1^T PA_2 - \\ &(EM)^T QEM \otimes \tau^2 A_2^T PA_2 \end{aligned}$$

$$Y_3 = QE \otimes (PD + \tau A_1^T PD) - (EM)^T QE \otimes \tau A_2^T PD$$

$$Y_4 = (EM)^T QEM \otimes \tau^3 A_2^T PA_2 - Q \otimes \tau P$$

$$Y_5 = (EM)^T QE \otimes \tau^2 A_2^T PD$$

$$Y_6 = EQE \otimes \tau D^T PD - I_N \otimes \gamma^2 I_N$$

证明 构造 L-K 泛函如下:

$$V = V_1 + V_2 \quad (19)$$

式中:

$$V_1 = \xi^T(t) (Q \otimes P) \xi(t)$$

$$V_2 = \int_{-\tau}^t \int_{t+\epsilon}^t \xi^T(s) (Q \otimes P) \dot{\xi}(s) ds d\epsilon$$

将式(13)代入式(19), 并对 V_1, V_2 求导,

可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \xi^T(t) Y_{11} \xi(t) + \xi^T(t) Y_{13} \omega(t) + \\ &\omega^T(t) Y_{13}^T \xi(t) - \xi^T(t) Y_{12} \xi(t - \tau) - \\ &\xi^T(t - \tau) Y_{12}^T \xi(t) \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \xi^T(t) Y_{21} \xi(t) - \xi^T(t) Y_{22} \xi(t - \tau) - \\ &\xi^T(t - \tau) Y_{22}^T \xi(t) + \xi^T(t - \tau) Y_{24} \xi(t - \tau) + \\ &\xi^T(t) Y_{23} \omega(t) + \omega^T(t) Y_{23}^T \xi(t) - \\ &\xi^T(t - \tau) Y_{25} \omega(t) - \omega^T(t) Y_{25}^T \xi(t - \tau) + \\ &\omega^T(t) Y_{26} \omega(t) - \int_{t-\tau}^t \xi^T(s) (Q \otimes P) \dot{\xi}(s) ds \end{aligned} \quad (21)$$

式中:

$$Y_{11} = Q \otimes (A_1^T P + PA_1)$$

$$Y_{12} = QEM \otimes PA_2$$

$$Y_{13} = QE \otimes PD$$

$$Y_{21} = Q \otimes \tau A_1^T PA_1$$

$$Y_{22} = QEM \otimes \tau A_1^T P A_2$$

$$Y_{23} = QE \otimes \tau A_1^T P D$$

$$Y_{24} = (EM)^T QEM \otimes \tau A_2^T P A_2$$

$$Y_{25} = (EM)^T QE \otimes \tau A_2^T P D$$

$$Y_{26} = E^T QE \otimes \tau D^T P D$$

当 $\tau = 0$ 时,

$$\dot{V} < \xi^T(t) (Q \otimes (A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2)) \xi(t) + \xi^T(t) (QE \otimes PD) \omega(t) + \omega^T(t) (E^T Q \otimes D^T P) \xi(t) \quad (22)$$

当 $\omega(t) = 0$ 时,则

$$\dot{V} < \xi^T(t) (Q \otimes (A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2)) \xi(t)$$

根据式(15)可得

$$A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2 + \frac{\beta}{\varphi_2} C^T C + \frac{\varphi_1 \chi_1}{\gamma^2} P D D^T P < 0 \quad (23)$$

显然 $A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2 < 0$. 因此 $\dot{V} < 0$, 由此可知 $\lim_{t \rightarrow \infty} \xi(t) = 0$.

当 $\omega(t) \neq 0$ 时, 考虑到 $\beta = \max\{\lambda(W^T W)\}$, 则

$$z^T(t) z(t) < \frac{\beta}{\varphi_2} \xi^T(t) (Q \otimes C^T C) \xi(t) \quad (24)$$

$$\gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) = \gamma^2 \omega^T(t) (I \otimes I) \omega(t) \quad (25)$$

式中: I 为单位矩阵.

那么

$$\begin{aligned} \dot{V} < \xi^T(t) (Q \otimes (A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2)) \xi(t) + \xi^T(t) (QE \otimes PD) \omega(t) + \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) + \omega^T(t) (E^T Q \otimes D^T P) \xi(t) - z^T(t) z(t) + \frac{\beta}{\varphi_2} \xi^T(t) (Q \otimes C^T C) \xi(t) - \gamma^2 \omega^T(t) (I \otimes I) \omega(t) \end{aligned} \quad (26)$$

令 $\delta_1(t) = [\xi^T(t) \quad \omega^T(t)]^T$, 则

$$\dot{V} < \delta_1^T(t) \Gamma_1 \delta_1(t) - z^T(t) z(t) + \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) \quad (27)$$

式中:

$$\Gamma_1 = \begin{bmatrix} Q \otimes (A_1^T P - \alpha P A_2 + P A_1 + \frac{\beta}{\varphi_2} C^T C) & QE \otimes PD \\ E^T Q \otimes D^T P & -\gamma^2 (I \otimes I) \end{bmatrix}$$

根据式(15)与引理 3 可知

$$\begin{aligned} Q \otimes (A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2 + \frac{\beta}{\varphi_2} C^T C) - (QE \otimes PD) \left(-\frac{1}{\gamma^2} (I_N \otimes I_N) \right) (E^T Q \otimes D^T P) < Q \otimes \left((A_1^T P + P A_1 - \alpha P A_2 + \frac{\beta}{\varphi_2} C^T C) + \frac{\chi_1 \varphi_1}{\gamma^2} P D D^T P \right) < 0 \end{aligned} \quad (28)$$

则 $\delta_1^T(t) \Gamma_1 \delta_1(t) < 0$.

因此

$$\dot{V} < -z^T(t) z(t) + \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) \quad (29)$$

对两边积分, 并重新整理可得

$$\int_0^\infty z^T(t) z(t) dt < \int_0^\infty \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) dt + \xi^T(0) (Q \otimes P) \xi(0) \quad (30)$$

由已知条件可知

$$P < \frac{\gamma^2}{\chi_1 \varphi_1} R$$

$$E^T QE \leq \chi_1 \varphi_1 I_N$$

那么

$$\int_0^\infty z^T(t) z(t) dt < \int_0^\infty \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) dt + \gamma^2 \theta(0)^T \tilde{R} \theta(0)$$

即 $\gamma_\omega < \gamma_1$.

当 $\tau \neq 0$ 时, 由微积分基本定理和引理 4 分别

可得

$$\begin{aligned} \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}(s) ds &= \xi(t) - \xi(t-\tau) \\ \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}^T(s) ds Y_{24} \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}(s) ds &\leq \tau \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}^T(s) Y_{24} \dot{\xi}(s) ds \\ \text{则} \\ \dot{V} &\leq \xi^T(t) (Y_{11} + Y_{21} - Y_{12} - Y_{22} - Y_{12}^T - Y_{22}^T + Y_{24}) \xi(t) + \omega^T(t) Y_{26} \omega(t) + \xi^T(t) (Y_{13} + Y_{23} - Y_{25}) \omega(t) + \xi^T(t) (Y_{12} + Y_{22} - Y_{24}) \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}(s) ds + \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}^T(s) ds (Y_{12}^T + Y_{22}^T - Y_{24}) \xi(t) + \omega^T(t) (Y_{13}^T + Y_{23}^T - Y_{25}^T) \xi(t) + \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}^T(s) ds Y_{25} \omega(t) + \omega^T(t) Y_{25}^T \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}(s) ds + \int_{t-\tau}^t \dot{\xi}^T(s) (\tau Y_{24} - (Q \otimes P)) \dot{\xi}(s) ds \end{aligned} \quad (31)$$

当 $\omega(t) = 0$ 时, 则

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq \frac{1}{\tau} \int_{t-\tau}^t (\xi^T(t) Y_1 \xi(t) + \xi^T(t) Y_2 \dot{\xi}(s) + \dot{\xi}^T(s) Y_3 \xi(t) + \dot{\xi}^T(s) Y_4 \dot{\xi}(s)) ds \\ \text{令 } \delta_2(t) &= [\xi^T(t) \quad \dot{\xi}^T(s)]^T, \text{ 则} \end{aligned} \quad (32)$$

$$\dot{V} \leq \frac{1}{\tau} \int_{t-\tau}^t \delta_2^T(t) \Gamma_1 \delta_2(t) ds$$

由式(17)可知, $\Gamma_1 < 0$, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} \xi(t) = 0$.

当 $\omega(t) \neq 0$ 时,则

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & \frac{1}{\tau} \int_{t-\tau}^t (\xi^T(t) \bar{Y}_1 \xi(t) + \xi^T(t) Y_2 \dot{\xi}(s) + \\ & \dot{\xi}^T(s) Y_2^T \xi(t) + \dot{\xi}^T(s) Y_4 \dot{\xi}(s) + \xi^T(t) Y_3 \omega(t) + \\ & \omega^T(t) Y_3^T \xi(t) + \dot{\xi}^T(s) Y_5 \omega(t) + \omega^T(t) Y_5^T \dot{\xi}(s) + \\ & \omega^T(t) Y_6 \omega(t)) ds - z^T(t) z(t) + \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) \end{aligned} \quad (33)$$

令 $\delta_3(t) = [\xi^T(t) \quad \dot{\xi}^T(s) \quad \omega^T(t)]^T$, 则

$$\begin{aligned} \dot{V} < & \frac{1}{\tau} \int_{t-\tau}^t \delta_3^T(t) \Gamma_2 \delta_3(t) ds - z^T(t) z(t) + \\ & \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) \end{aligned}$$

由式(18)可知, $\Gamma_2 < 0$, 则

$$\dot{V}(t) + z^T(t) z(t) - \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) < 0 \quad (34)$$

对两边积分,并重新整理可得

$$\begin{aligned} \int_0^\infty z^T(t) z(t) dt < \\ \int_0^\infty \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) dt + \xi^T(0) (Q \otimes P) \xi(0) + \\ \int_{-\tau}^0 \int_{0+\varepsilon}^0 \dot{\xi}^T(s) (Q \otimes P) \dot{\xi}(s) ds d\varepsilon \end{aligned} \quad (35)$$

由 $\int_{-\tau}^0 \int_{0+\varepsilon}^0 \dot{\xi}^T(s) (Q \otimes P) \dot{\xi}(s) ds d\varepsilon = 0$ 得 $\gamma_\omega < \gamma_1$ 。

注1 本文在文献[26-27]的基础上进一步考虑了通信时滞的影响。文中所提通信协议在无人机进行信息交互时充分考虑通信时滞,其后在步骤1中并没有在同时考虑多个待定参数的情况下直接计算通信时滞,这样做是为了防止此时考虑通信时滞计算出来的解未必能够保证 AUSS 在不存在通信时滞时也能保证系统稳定,所以本文设计的方法首先将不考虑通信时滞条件时求得其他待定参数,然后再将所求得的待定参数限定,从而得出此时最大的通信时滞,这样做既保证了 AUSS 能够在不存在通信时滞时实现时变编队飞行,也能保证存在通信时滞时实现时变编队飞行,如此便降低了保守性。

注2 文献[2]研究的内容与本文相似,都是考虑通信时滞与外部干扰条件下的 AUSS 时变编队控制问题,但是其待定参数太多,构建的不等式矩阵维数相对过高,以致算法复杂度过高,与之相比,本文设计的方法待定参数更少,不等式矩阵维数更低。

3 仿真验证

考虑包含4架无人机构建的集群系统,其模型参数与通信拓扑分别如图1所示。

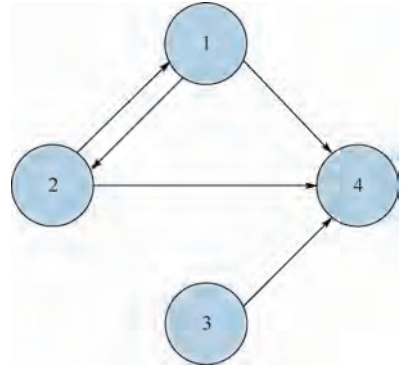


图1 通信拓扑

Fig.1 Communication topology

$$x_i = \begin{bmatrix} x_{i1} \\ x_{i2} \\ x_{i3} \\ x_{i4} \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, D = I_4$$

式中: x_{i1} 、 x_{i2} 、 x_{i3} 、 x_{i4} 分别为第 i 架无人机的东向位置、东向速度、北向位置、北向速度。

配置 $A + BK_1$ 的极点为 $-2 \pm i$, $-2 \pm i$, 得到

$$K_1 = \begin{bmatrix} 5 & 4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 5 & 4 \end{bmatrix}$$

无人集群的初始值如下:

$$\begin{aligned} x_1(0) &= (5 \quad 2 \quad 7 \quad 1)^T \\ x_2(0) &= (7 \quad 8 \quad 0.8 \quad 3)^T \\ x_3(0) &= (-7 \quad 4 \quad 2 \quad 7)^T \\ x_4(0) &= (-4 \quad 1 \quad -6.8 \quad 4)^T \end{aligned}$$

无人集群受到的随机噪声干扰与正向外部干扰分别如下:

$$\begin{aligned} \omega_{\text{noise}}(t) &= [6 \quad 3.84 \quad 2.88 \quad 2.16]^T \cdot \\ & (r_{\text{normal}} - 0.5) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \omega_{\text{positive}}(t) = \\ [0.54\bar{\omega}(t) \quad 0.2\bar{\omega}(t) \quad 0.9\bar{\omega}(t) \quad 1.1\bar{\omega}(t)]^T \end{aligned}$$

式中: r_{normal} 为服从标准正态分布(0,1)的随机数;

$$\bar{\omega}(t) = \begin{cases} 8 & 8 \leq t \leq 10 \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

选定集群系统的时变编队如下:

$$h_i(t) = \begin{bmatrix} 5 \sin(0.2t + (i-1)\pi/2) \\ \cos(0.2t + (i-1)\pi/2) \\ 5 \cos(0.2t + (i-1)\pi/2) \\ -\sin(0.2t + (i-1)\pi/2) \end{bmatrix}$$

由式(8)可得

$$w_i(t) = \begin{bmatrix} -0.2 \sin(0.5t + (i-1)\pi/2) \\ 0 \end{bmatrix}$$

选定 $\alpha = 1.87$, $\gamma_1 = 9.2$, $c = 1.11$, 求解不等

式(14)、式(15)与式(16)可得矩阵 Q 与 P , 进一步可得到矩阵 K_2 :

$$K_2 = \begin{bmatrix} 10.156 & 8.0613 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10.156 & 8.0613 \end{bmatrix}$$

将求得的矩阵 Q 与 P 代入式(17)与式(18), 可得最大通信时滞 $\tau = 0.121$ s。

图2与图3分别为本文存在通信时滞0.08 s与随机噪声干扰条件下采用本文方法与文献[24]方法得到的 AUSS 运动轨迹;图4与图5分别为存在通信时滞0.08 s与正向外部干扰条件下采用本文方法与文献[24]方法得到的 AUSS 运动轨迹;图6与图7分别为存在通信时滞0.08 s与正向外部干扰条件下采用本文方法得到的东向

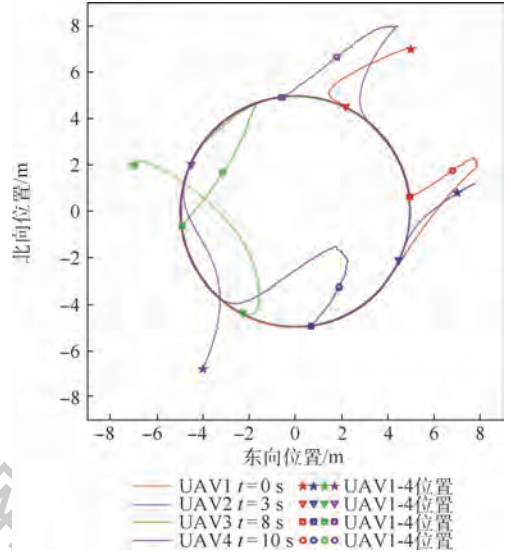


图4 存在通信时滞与正向外部干扰条件下的运动轨迹

Fig.4 Trajectories with communication delay and positive external disturbances

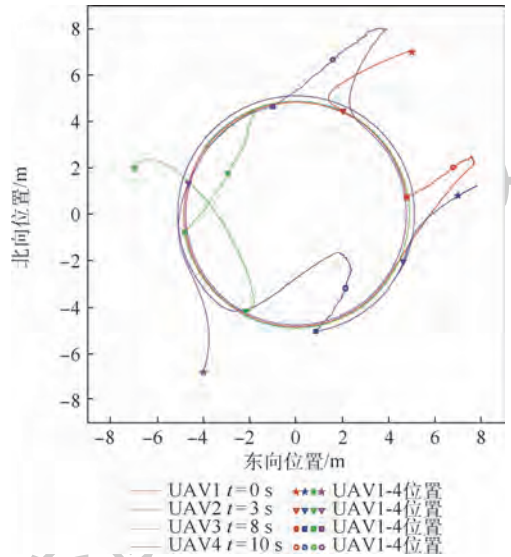


图5 存在通信时滞与正向外部干扰条件下的运动轨迹(对比文献[24]方法)

Fig.5 Trajectories with communication delay and positive external disturbances (compared with Ref. [24])

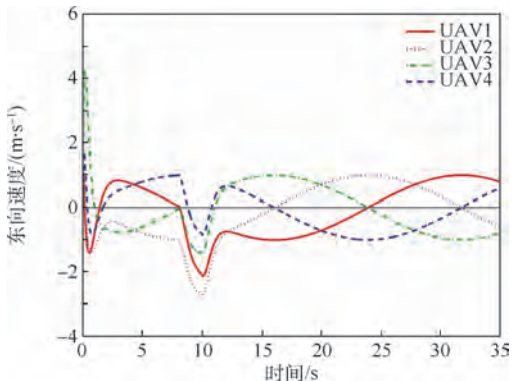


图6 存在通信时滞与正向外部干扰条件下的东向速度变化曲线

Fig.6 Eastern velocity change curves with communication delay and positive external disturbances

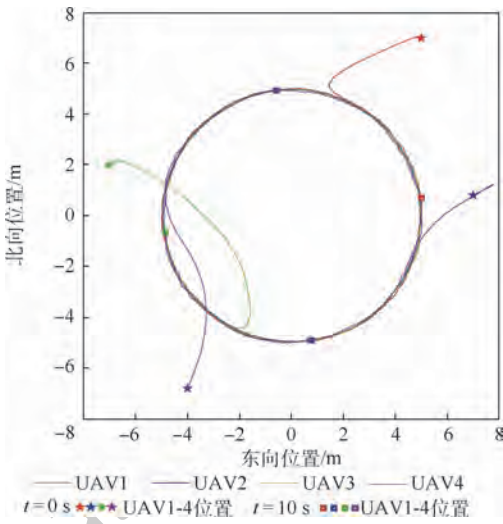


图2 存在通信时滞与随机噪声干扰条件下的运动轨迹

Fig.2 Trajectories with communication delay and random noise disturbances

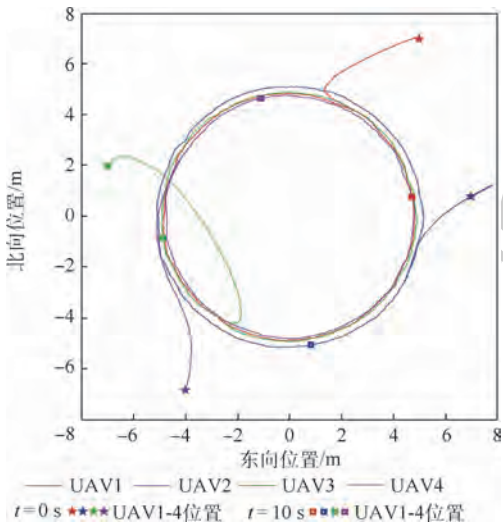


图3 存在通信时滞与随机噪声干扰条件下的运动轨迹(对比文献[24]方法)

Fig.3 Trajectories with communication delay and random noise disturbances (compared with Ref. [24])

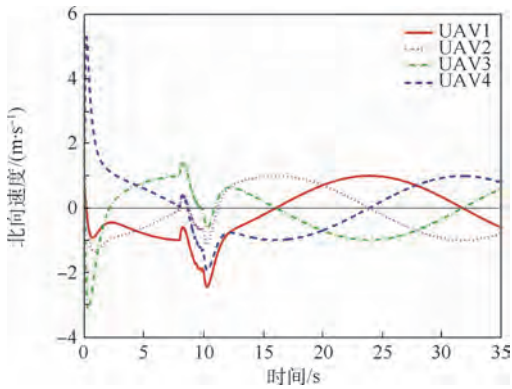


图7 存在通信时滞与正向外部干扰条件下的北向速度变化曲线

Fig.7 Northern velocity change curves with communication delay and positive external disturbances

速度与北向速度变化曲线。能够看出,虽然本文方法与文献[24]的方法都能够使得无人集群按照预先设定的时变编队运动,但是采用本文方法得到的运动轨迹的误差更小;当存在通信时滞(此时通信时滞并没有超过最大允许通信时滞)与随机噪声时,无人集群受到的影响不是很大,而当随机噪声换成正向外部干扰时,无人集群在存在正向外部干扰的时间段(8~10 s)内将会发生比较大的波动,其运动轨迹也偏离了正常的运行轨迹,但是当正向外部干扰消失时,无人集群将快速回到正常运行的轨迹;而从无人集群的东向速度、北向速度变化曲线也能清晰地看到集群的速度能够有效地抑制外部干扰对于无人集群运动的影响,并且在干扰消失后,集群系统能够迅速回到初始设定的时变编队构型,继续按照时变编队运动。所以本文方法能够在具有通信时滞与外部干扰条件下使得无人集群实现时变编队。

4 结束语

本文在二阶线性 AUSS 模型的基础上设计了存在通信时滞与外部干扰条件下的编队 H_∞ 控制协议。首先,通过变量替换将集群编队控制问题转化为闭环系统的稳定性问题;其次,依据构造的 L-K 泛函分别分析了不存在外部干扰与存在外部干扰 AUSS 的稳定性,进一步得到了保证集群系统稳定最大允许通信时滞的不等式;最后,通过仿真实验验证了本文所设计的方法能够使得 AUSS 在具有外部干扰与通信时滞的情况下完成时变编队飞行。相比于现有文献,本文降低了集群系统的计算复杂度,同时能够得到最大允许通信时滞。

后续团队将重点在室外环境对本文所设计方法进行试验验证, AUSS 在室外环境进行时变编

队飞行的过程中肯定还会出现其他问题,务必找出并克服这些问题。

参考文献 (References)

- [1] 侯岳奇,梁晓龙,何吕龙,等.未知环境下无人机集群协同区域搜索算法[J].北京航空航天大学学报,2019,45(2):347-356.
HOU Y Q, LIANG X L, HE L L, et al. Cooperative area search algorithm for UAV swarm in unknown environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2):347-356 (in Chinese).
- [2] 段海滨,申燕凯,赵彦杰,等.2019年无人机热点回眸[J].科技导报,2020,38(1):170-186.
DUAN H B, SHEN Y K, ZHAO Y J, et al. Review of technological hotspots of unmanned aerial vehicle in 2019[J]. Science & Technology Review, 2020, 38(1):170-186 (in Chinese).
- [3] 马思迁,董朝阳,马鸣宇,等.基于自适应通信拓扑四旋翼无人机编队重构控制[J].北京航空航天大学学报,2018,44(4):841-850.
MA S Q, DONG C Y, MA M Y, et al. Formation reconfiguration control of quadrotor UAVs based on adaptive communication topology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(4):841-850 (in Chinese).
- [4] 刘炜伦,张衡阳,郑博,等.蜂群无人机自组网多优先级自适应退避算法[J].北京航空航天大学学报,2019,45(2):325-331.
LIU W L, ZHANG H Y, ZHENG B, et al. An adaptive backoff algorithm for FANETs based on multiple priority[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2):325-331 (in Chinese).
- [5] XU Y, LI D Y, LUO D L, et al. Two-layer distributed hybrid affine formation control of network Euler-Lagrange systems[J]. Journal of Franklin Institute, 2019, 356:2172-2197.
- [6] 徐扬,罗德林,周路鹏,等.基于增益矩阵的二阶集群系统鲁棒分布式立体编队控制[J].中国科学:技术科学,2020,50(4):461-474.
XU Y, LUO D L, ZHOU L P, et al. A gain matrix approach for robust distributed 3D formation control with second order swarm systems[J]. Scientia Sinica Technologica, 2020, 50(4):461-474 (in Chinese).
- [7] 陈杰,辛斌.有人/无人系统自主协同的关键科学问题[J].中国科学:信息科学,2018,48(9):1270-1274.
CHEN J, XIN B. Key scientific problems in the autonomous cooperation of manned-unmanned systems[J]. Science Sinica Information, 2018, 48(9):1270-1274 (in Chinese).
- [8] 段海滨,张岱峰,范彦铭,等.从狼群智能到无人机集群协同决策[J].中国科学:信息科学,2019,49(1):112-118.
DUAN H B, ZHANG D F, FAN Y M, et al. From wolf pack intelligence to UAV swarm cooperative decision-making[J]. Science Sinica Information, 2019, 49(1):112-118 (in Chinese).
- [9] 申凯燕,段海滨,邓亦敏,等.仿鸽群被动式惯性应急避障的无人机集群飞行验证[J].中国科学:信息科学,2019,49(10):1343-1352.
SHEN K Y, DUAN H B, DENG Y M, et al. Verification of a

- UAV swarm fight simulating the passive inertial emergency obstacle avoidance behavior of a pigeon flock[J]. Science Sinica Information, 2019, 49(10):1343-1352 (in Chinese).
- [10] 段海滨,霍梦真,范彦铭,等. 仿鹰群智能的无人集群协同对抗飞行验证[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(12):1812-1820.
- DUAN H B, HUO M Z, FAN Y M, et al. Flight verification of multiple UAVs collaborative air combat imitating the intelligent behavior in hawks[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(12):1812-1820 (in Chinese).
- [11] 周绍磊,祁亚辉,张雷,等. 切换拓扑下无人机集群时变编队控制[J]. 航空学报, 2017, 38(4):3204521-3204529.
- ZHOU S L, QI Y H, ZHANG L, et al. Time-varying formation control of UAV swarm systems with switching topologies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4):3204521-3204529 (in Chinese).
- [12] 朱创创,梁晓龙,张佳强,等. 无人集群编队控制演示验证系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8):1739-1747.
- ZHU C C, LIANG X L, ZHANG J Q, et al. Demonstration and verification system for UAV swarm formation control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8):1739-1747 (in Chinese).
- [13] REN W. Consensus strategies for cooperative control of vehicle formations[J]. IET Control Theory & Applications, 2007, 1(2):505-512.
- [14] WANG Y, CHENG Z H, XIAO M. UAV's formation keeping control based on multi-agent system consensus[J]. IEEE Access, 2020, 8:49000-49012.
- [15] CHEN Y Y, YU R, ZHANG Y, et al. Circular formation flight control for unmanned aerial vehicles with directed network and external disturbance[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2020, 7(2):505-516.
- [16] 梁晓龙,刘流,何吕龙,等. 基于固定时间一致性的无人集群构型变换[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(7):1506-1512.
- LIANG X L, LIU L, HE L L, et al. UAV swarm formation reconfiguration based on fixed-time consensus[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(7):1506-1512 (in Chinese).
- [17] DONG X W, YU B C, SHI Z Y, et al. Time-varying formation control for unmanned aerial vehicles theories and applications[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015, 23(1):340-348.
- [18] 李宗刚,赵振乾,葛立明,等. 基于二阶一致性算法的多仿生机器鱼分布式编队控制[J]. 控制与决策, 2019, 34(1):31-42.
- LI Z G, ZHAO Z Q, GE L M, et al. Distributed formation control of multiple biomimetic robotic fish based on second-order consensus algorithm[J]. Control and Decision, 2019, 34(1):31-42 (in Chinese).
- [19] 何吕龙,张佳强,侯岳奇,等. 有向通信拓扑和时延条件下的无人集群时变编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(2):314-323.
- HE L L, ZHANG J Q, HOU Y Q, et al. Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2):314-323 (in Chinese).
- [20] 石晓航,张庆杰,吕俊伟,等. 一类复杂通信条件下高阶线性群系统编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4):769-780.
- SHI X H, ZHANG Q J, LÜ J W, et al. Formation control for high-order linear swarm systems with complex communication conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4):769-780 (in Chinese).
- [21] WEI R, RANDEL W B. Consensus seeking in multi-agent systems under dynamically changing interaction topologies[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(5):655-661.
- [22] STEPHEN B, LAURENT E G, ERIC F, et al. Linear matrix inequalities in system and control theory[M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 1994.
- [23] 孙健,陈杰,刘国平. 时滞系统稳定性分析与应用[M]. 北京:科学出版社, 2012.
- SUN J, CHEN J, LIU G P. Stability analysis and application of time delay system[J]. Beijing: Science Press, 2012 (in Chinese).
- [24] DONG X, XI J, LU G, et al. Formation control for high-order linear time-invariant multi-agent systems with time delays[J]. IEEE Transactions on Control of Network Systems, 2014, 1(3):232-240.
- [25] DMITRY V B, MARK M K. LMI-based H_∞ -optimal control with transients[J]. International Journal of Control, 2010, 83(8):1667-1673.
- [26] 周绍磊,祁亚辉,康宇航,等. 有向图下考虑响应的多智能体 H_∞ 一致性控制[J]. 控制与决策, 2016, 31(11):2053-2059.
- ZHOU S L, QI Y H, KANG Y H, et al. H_∞ consensus control of multi-agent systems synthesised with transient performance in directed networks[J]. Control and Decision, 2016, 31(11):2053-2059 (in Chinese).
- [27] WEI L, LIU A L, ZHOU S L. Distributed H_∞ control of multi-agent systems with directed networks[J]. Chinese Physics B, 2015, 24(9):0902081-0902087.

作者简介:

康宇航 男,博士,助理研究员。主要研究方向:多智能体协同控制、强化学习。

戴洪德 男,博士,副教授。主要研究方向:导航制导与控制、多无人机编队控制。

祁亚辉 男,博士,讲师。主要研究方向:多无人机协同控制。

张邦楚 男,博士,教授。主要研究方向:无人机系统。

刘玄冰 男,硕士研究生。主要研究方向:多智能体协同控制。

程俊 男,博士,研究员。主要研究方向:多智能体协同控制、深度学习、机器视觉。

Time-varying formation H_∞ control for air unmanned swarm system

KANG Yuhang^{1,2}, DAI Hongde², QI Yahui², ZHANG Bangchu³, LIU Xuanbing², CHENG Jun^{1,*}

(1. Shenzhen Institute of Advanced Technology, Chinese Academy of Sciences, Shenzhen 518055, China;

2. College of Aviation Foundation, Naval Aeronautical University, Yantai 264001, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-Sen University, Guangzhou 510275, China)

Abstract: This paper studies the time-varying formation H_∞ control problem for Air Unmanned Swarm System (AUSS) under directed communication topology, corrupted by communication delay and external disturbances. First, based on the expected formation configuration information of swarm system, the real-time state information of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) and the state error information with communication delay between UAVs which are able to communicate, the formation control approach of unmanned swarm system is proposed. Through variable substitution, the swarm system formation control problem is converted into the asymptotic stability problem of lower-dimensional closed-loop system, and the sufficient conditions for the stability of the system and the calculation formula of the maximum allowable communication delay are given in the form of Linear Matrix Inequalities (LMIs). Then, it is proved that the unmanned swarm system can accomplish time-varying formation by constructing Lyapunov-Krasovskii (L-K) functional. Finally, through numerical simulation, the accuracy and effectiveness of the proposed method are verified.

Keywords: Air Unmanned Swarm System (AUSS); time-varying formation; communication delay; external disturbances; H_∞ control

Received: 2020-05-22; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-08-13 14:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200813.1241.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB1308000); National Natural Science Foundation of China (U1813205, U1913202, U1713213, 61772508); National Defense Pre-research Project Fund (F062102009)

* **Corresponding author.** E-mail: jun.cheng@siat.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0206

欠驱动变质心飞行器的滚偏耦合自抗扰控制

刘智陶^{1,*}, 李润青², 高长生³

(1. 中国工程物理研究院 总体工程研究所, 绵阳 621999; 2. 浙江大学 电气工程学院, 杭州 310000;
3. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)



摘 要: 针对单滑块滚控式变质心飞行器的欠驱动问题, 提出基于自抗扰思想的控制策略, 利用横向配置单滑块实现指令滚转角跟踪和侧滑角镇定控制。应用质点系动量矩定理建立了系统姿态动力学模型, 分析表明, 滚转和偏航通道拥有同一控制输入, 且存在滑块惯性和运动耦合, 滑块横向偏移会影响偏航通道。为此, 设计自抗扰控制 (ADRC) 器进行滚偏耦合控制, 将模型误差、滑块耦合和不确定干扰视作总和扰动, 对滚转角跟踪子系统和侧滑角镇定子系统同时进行状态观测和总和扰动动态补偿, 该控制器能够较好地抵抗系统内外干扰, 且结构简单、易于实现。摄动仿真结果验证了所提控制器的有效性和鲁棒性。

关键词: 变质心控制 (MMC); 再入飞行器; 欠驱动系统; 自抗扰控制 (ADRC); 耦合非线性

中图分类号: V448.2; TJ765.2

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)02-0281-08

变质心控制 (Moving Mass Control, MMC) 技术利用内部可移动质量块使系统质心产生偏移, 通过调整气动力臂的方式获得控制力矩改变运动姿态^[1-5]。该控制技术相较传统气动舵面控制和喷气控制能够良好解决舵面烧蚀、气动外形保持、侧喷扰流和燃料限制等工程应用难点^[6-10], 充分利用气动力的作用并具有小滑块位移产生大幅控制力矩的效果^[11], 故在大气层内再入机动飞行器领域持续受到国内外学者的广泛关注^[12-16]。

单滑块滚控式 (Moving Mass Roll Control, MMRC) 方案依靠不对称升力体气动外形产生固定配平攻角, 由横向配置单滑块控制滚转调整升力面方向实现倾斜转弯 (Bank-To-Turn, BTT) 机动。Petso-poulos 等^[17] 基于二次型调节器设计了滚转自动驾驶仪, 并通过数值仿真进行了可行性验证, 提出

该构型方案因布局简单、易于工程实现和具有高控制效率而值得深入探讨; 王林林等^[18] 利用标准系数法设计了滚转控制器, 仿真结果表明, 该控制器能够在一定程度上解决跨空域飞行的系统参数时变问题; Su 等^[19] 应用轨迹线性化方法设计了滚转控制器, 气动参数摄动下仿真验证了控制器的鲁棒性; 李自行和李高风^[20] 基于拉格朗日法建立了系统姿态运动模型, 并针对滚转单通道设计了标准二阶自抗扰控制器, 仿真结果相比传统 PD 控制更能适应参数扰动; 范一迪等^[21] 采用频域法分析了滑块偏移对姿态运动的耦合影响, 并设计了滚转单通道 PD 控制器, 分析结果表明, 滚控式变质心飞行器能够通过小质量比滑块实现有效滚转控制, 但控制过程将耦合影响偏航通道。

高速快时变运动下的通道交叉耦合、滑块偏

收稿日期: 2020-05-24; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-06 16:22

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200806.1134.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11802268); 中国博士后面上基金 (2019M652087); 中国工程物理研究院创新发展基金 (PY20200050)

* 通信作者. E-mail: zhitaoliu123@163.com

引用格式: 刘智陶, 李润青, 高长生. 欠驱动变质心飞行器的滚偏耦合自抗扰控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 281-288. LIU Z T, LI J Q, GAO C S. ADRC-based roll-yaw coupling control of underactuated moving mass flight vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 281-288 (in Chinese).

移造成的运动耦合、气动不对称外形产生的动力学非线性和飞行环境的不确定性均导致整个变质心飞行器系统在再入过程中处于强耦合、强非线性和强扰动状态。以往针对单滑块构型的研究通常考虑单个滑块主动控制单个通道,而另外两通道则由气动静稳定性或结合其他控制机构维持稳定。然而,增加额外控制机构势必加重系统复杂程度且会带来其他未知问题,仅依靠气动静稳定性又难以适应强扰动飞行环境,故如何充分挖掘单滑块的耦合欠驱动控制能力,实现通过单滑块偏移在稳定跟踪制导指令的同时对其他通道实施镇定控制并进一步增强姿态控制系统的抗干扰能力,是值得研究的问题之一。解决欠驱动控制问题的常用方法包括级联分析法^[22]、最优控制^[23]和能量控制法^[24]等,由韩京清^[25]提出的自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)以及扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)和总和扰动动态补偿为核心,具有不依赖具体数学模型和能够抵抗系统内外扰动的强鲁棒性能,特别适用于处理存在强不确定性的复杂系统控制问题,且结构简单易于实现,该技术在电机控制^[26]、卫星姿态控制^[27]和机器人运动控制^[28]等工业领域已得到成功应用。

本文首先建立了单滑块滚控式变质心飞行器的系统姿态动力学模型;其次,考虑整个非线性系统的滚偏强耦合特性,提出了耦合欠驱动自抗扰控制器;最后,通过数值仿真对控制器的有效性、动静态品质和鲁棒性进行了验证分析。

1 系统姿态动力学模型

本文考察对象如图1所示,整个飞行器系统S主要由载体B和内部单滑块P构成,3者质心分别用s、b和p表示。飞行器为采用切削圆锥体的面对称构型,内部单滑块可在伺服机构驱动下沿滑轨垂直于载体纵对称面移动,经气动力作用

产生滚转控制力矩调节升力面方向,进而达到姿态控制和弹道机动目的,俯仰通道则依靠气动纵向静稳定性维持稳定。

定义载体系 $o_b x_b y_b z_b$ 的原点为b, $o_b x_b$ 轴沿载体轴线指向头部, $o_b y_b$ 轴在载体纵对称面内垂直于 $o_b x_b$ 轴指向上方, $o_b z_b$ 轴构成右手直角坐标系; l_{px} 、 l_{py} 和 l_{pz} 为滑块质心在载体系下位置坐标; m_s 、 m_B 和 m_p 分别为系统质量、载体质量和滑块质量,有 $m_s = m_B + m_p$; μ_p 为滑块质量比,有 $\mu_p = m_p/m_s$; r_{bp} 为从载体质心b指向滑块质心p的位置矢量。根据质点系动量矩定理可建立载体系下系统姿态动力学方程矢量式为^[17]

$$I_B \dot{\omega}_{B/I} + \omega_{B/I} \times (I_B \cdot \omega_{B/I}) = M_B + M_C + M_p \quad (1)$$

式中: $(\cdot)'$ 为矢量在载体系下一阶导数; I_B 为载体对其质心的转动惯量矩阵; $\omega_{B/I}$ 为载体系相对于惯性系的旋转角速度; $M_B = r_{bQ} \times R$ 为作用于载体质心上的气动力矩, Q 为飞行器气动压心, r_{bQ} 为从载体质心b指向气动压心Q的位置矢量, R 为总气动力; $M_C = -r_{bs} \times R$ 为滑块偏移产生的附加气动力矩,是变质心控制力矩, r_{bs} 为从载体质心b指向系统质心s的位置矢量; M_p 为滑块运动产生的惯性力矩,其表达式为

$$M_p = -(1 - \mu_p) m_p r_{bp} \times [r_{bp}'' + \omega_{B/I}' \times r_{bp} + 2\omega_{B/I} \times r_{bp}' + \omega_{B/I} \times (\omega_{B/I} \times r_{bp})] \quad (2)$$

式中: $(\cdot)''$ 为矢量在载体系下的二阶导数。

总气动力和气动力矩分别在速度系和载体系下表示为

$$R = \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(C_{x_0} + C_{x_1} \alpha^2 + C_{x_2} e^{C_{x_3} Ma}) \\ C_{y_0} + C_{y_1} \alpha + C_{y_2} e^{C_{y_3} Ma} \\ C_z^\beta \end{bmatrix} q S_{ref} \quad (3)$$

$$M_B = \begin{bmatrix} M_{B_x} \\ M_{B_y} \\ M_{B_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{m_x^{\omega_x} L}{2V} \omega_x \\ m_y^\beta \beta + \frac{m_y^{\omega_y} L}{V} \omega_y \\ m_z^{\omega_z} \omega_z + \frac{m_z^{\alpha} L}{V} \omega_z \end{bmatrix} q S_{ref} L \quad (4)$$

式中: X 、 Y 和 Z 分别为阻力、升力和侧力; M_{B_x} 、 M_{B_y} 和 M_{B_z} 分别为滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩; α 和 β 分别为攻角和侧滑角; C_{x_0} 、 C_{x_1} 、 C_{x_2} 和 C_{x_3} 为阻力系数的参数项; C_{y_0} 、 C_{y_1} 、 C_{y_2} 和 C_{y_3} 为升力系数的参数项; C_z^β 为侧力系数偏导数; ω_x 、 ω_y 和 ω_z 分别为滚转角速度、偏航角速度和俯仰角速度; $m_x^{\omega_x}$ 、 $m_y^{\omega_y}$ 和 $m_z^{\omega_z}$ 为气动阻尼系数; m_z^α 和 m_y^β 分

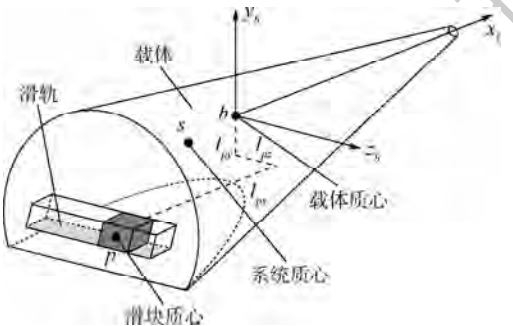


图1 单滑块滚控式变质心飞行器示意图

Fig.1 Sketch map of flight vehicle with single moving mass roll control

别为纵向和航向静稳定力矩系数; m_{z_0} 为零攻角俯仰力矩系数,由气动外形不对称引起; Ma 为马赫数; L 和 S_{ref} 分别为特征长度和特征面积; $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ 为动压, ρ 为大气密度, V 为速度大小。

考虑滑块初始位置与载体质心重合,在载体系下展开式(1)可得系统三通道完整耦合姿态动力学方程为

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + J_{yz} \omega_z \omega_y = M_{B_x} - 2(1 - \mu_p) m_p l_{pz} \dot{l}_{pz} \omega_x + \mu_p Y l_{pz} \\ J_y \dot{\omega}_y + J_{xz} \omega_x \omega_z = M_{B_y} - 2(1 - \mu_p) m_p l_{pz} \dot{l}_{pz} \omega_y + \mu_p X l_{pz} \\ J_z \dot{\omega}_z + J_{xy} \omega_y \omega_x = M_{B_z} \end{cases} \quad (5)$$

式中:

$$J_x = I_{xx} + (1 - \mu_p) m_p l_{pz}^2$$

$$J_y = I_{yy} + (1 - \mu_p) m_p l_{pz}^2$$

$$J_z = I_{zz}$$

$$J_{yz} = I_{zz} - I_{yy} - (1 - \mu_p) m_p l_{pz}^2$$

$$J_{xz} = I_{xx} - I_{zz} + (1 - \mu_p) m_p l_{pz}^2$$

$$J_{xy} = I_{yy} - I_{xx}$$

其中: l_{pz} 和 \dot{l}_{pz} 分别为滑块横向偏移量和偏移速率; I_{xx} 、 I_{yy} 和 I_{zz} 分别为载体主转动惯量在载体系的三轴分量。

观察式(5)可知,俯仰通道无控制输入 l_{pz} 且主要为运动学耦合,其通道稳定由气动纵向静稳定性保证。而滚转和偏航通道同时存在通道交叉耦合项和滑块惯性耦合项,且 $\mu_p Y l_{pz}$ 和 $\mu_p X l_{pz}$ 项分别为滚转和偏航通道所受滑块控制力矩,两通道拥有同一个控制输入 l_{pz} ,说明滑块跟踪滚转角指令发生频繁偏移过程中会对偏航通道产生耦合影响,因此滚偏耦合严重,加之实际飞行环境中气动参数的不确定性和未建模扰动存在均可能导致侧滑扰动产生,对姿控系统带来不利干扰。

滑块伺服运动近似为二阶振荡模型:

$$\ddot{l}_{pz} = -2\xi\omega_n \dot{l}_{pz} - \omega_n^2(l_{pz} - l_{pzc}) \quad (6)$$

式中: ξ 、 ω_n 和 l_{pzc} 分别为阻尼比、无阻尼自振角频率和滑块指令偏移。

2 耦合欠驱动自抗扰控制器

为解决指令滚转角跟踪过程中的侧滑角镇定问题,本节设计滚偏耦合欠驱动自抗扰控制器。假设攻角为小量且滚转角一阶导数近似滚转角速

度,经化简可得^[29]

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \dot{\gamma} \\ \dot{\omega}_y = \dot{\beta} - \frac{C_z^\beta}{m_s V} \beta - \omega_x \alpha \end{cases} \quad (7)$$

式中: γ 为滚转角, $\dot{\gamma}$ 为滚转角速度。令状态变量 $\mathbf{x}_1 = [\gamma, \beta]^T$ 和 $\mathbf{x}_2 = [\dot{\gamma}, \dot{\beta}]^T$,控制输入 $u = l_{pz}$,将式(7)代入式(5)并整理可得

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f} + \mathbf{b}u \end{cases} \quad (8)$$

式中: \mathbf{f} 为已建模扰动矩阵; \mathbf{b} 为控制量输入矩阵。

$$\mathbf{f} = [f_1, f_2]^T$$

$$\mathbf{b} = [b_1, b_2]^T$$

$$f_1 = [M_{B_x} - 2(1 - \mu_p) m_p l_{pz} \dot{l}_{pz} \omega_x - J_{yz} \omega_z \omega_y] / J_x$$

$$f_2 = C_z^\beta \dot{\beta} + [M_{B_y} - 2(1 - \mu_p) m_p l_{pz} \dot{l}_{pz} \omega_y - J_{xz} \omega_x \omega_z] / J_y + \dot{\omega}_x \alpha + \omega_x \dot{\alpha}$$

$$b_1 = \mu_p Y / J_x$$

$$b_2 = \mu_p X / J_y$$

由于实际飞行过程中存在气动参数摄动导致控制量输入矩阵 \mathbf{b} 并非精确值,故用包含参数摄动项的 \mathbf{b}_d 代替 \mathbf{b} ,并令 \mathbf{b}_0 为 \mathbf{b}_d 在气动参数取参考值时的标称值;同理,用包含参数摄动项和未建模扰动项的 \mathbf{f}_d 代替 \mathbf{f} ,则整个耦合系统的总和扰动项可定义为

$$\mathbf{d} = \mathbf{f}_d + (\mathbf{b}_d - \mathbf{b}_0)u \quad (9)$$

式中: u 表示实际控制输入 l_{pz} 。

因此,式(8)可改写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{d} + \mathbf{b}_0 u \end{cases} \quad (10)$$

式(10)即为包含系统内外不确定项的滚偏耦合非线性控制模型,该模型描述了一个控制状态为2而控制输入只有1的欠驱动控制系统,由滚转角跟踪子系统和侧滑角镇定子系统组成。设计耦合欠驱动自抗扰控制器如图2所示。图2中: γ_c 和 β_c 分别为指令滚转角和指令侧滑角,考虑侧滑角镇定控制,有 $\beta_c = 0^\circ$; b_c 为控制器的动态补偿因子; x_{1c} 和 x_{2c} 为跟踪微分器 TD1 提取的指令滚转角信号及其微分信号, x_{3c} 和 x_{4c} 为跟踪微分器 TD2 提取的指令侧滑角信号及其微分信号; e_1 、 e_2 、 e_3 和 e_4 为对应状态误差; z_{11} 、 z_{12} 和 z_{13} 分别为扩张状态观测器 ESO1 估计的滚转角、滚转角一阶导数和滚转角跟踪子系统总和扰动, z_{21} 、 z_{22} 和 z_{23} 分别为扩张状态观测器 ESO2 估计的侧滑角、侧滑角一阶导数和侧滑角镇定子系统总和扰动;改进的非线性状态误差反馈 NLSEF 给出初始控制量 u_0 ,经动态补偿后输出最终控制指令 u_c ,即滑块指令偏移 l_{pzc} 。

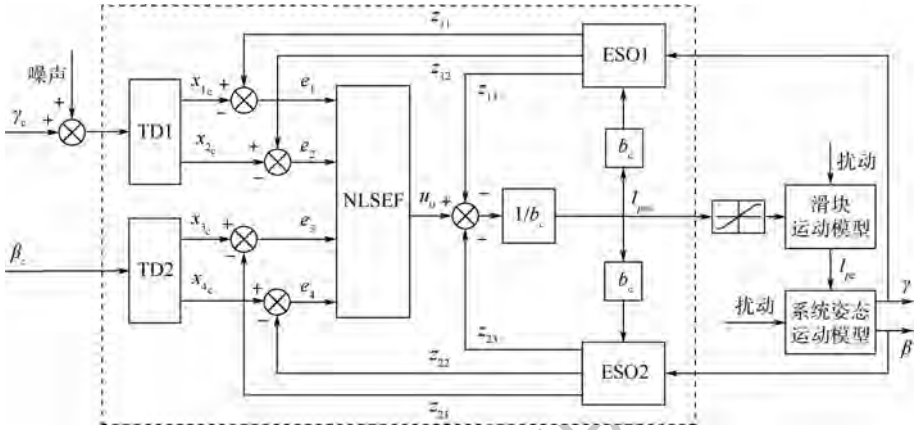


图2 变质心耦合欠驱动自抗扰控制框图

Fig.2 Block diagram of ADRC-based moving mass coupling underactuated control

跟踪微分器的离散公式为^[30]

$$\begin{cases} x_{1c}(k+1) = x_{1c}(k) + h \cdot x_{2c}(k) \\ x_{2c}(k+1) = x_{2c}(k) + h \cdot \text{fhan}(x_{1c}(k) - \gamma_c(k), \\ x_{2c}(k), r_{TD}, h) \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \text{fhan}(x_{1c}(k) - \gamma_c(k), x_{2c}(k), r_{TD}, h) = \\ \begin{cases} -\frac{r_{TD}a}{d} & |a| \leq d \\ -r_{TD} \cdot \text{sgn}(a) & |a| > d \end{cases} \\ a = \begin{cases} x_{2c}(k) + \frac{c}{h} & |c| \leq d_0 \\ x_{2c}(k) + \frac{\text{sgn}(c)(a_0 - d)}{2} & |c| > d_0 \end{cases} \\ d = r_{TD}h \\ d_0 = dh \\ c = x_{1c}(k) - \gamma_c(k) + hx_{2c}(k) \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r_{TD}|c|} \\ \text{sgn}(m) = \begin{cases} 1 & m > 0 \\ 0 & m = 0 \\ -1 & m < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (12)$$

式中: h 和 r_{TD} 分别为采样周期和速度因子。TD1 和 TD2 为 2 个相同的跟踪微分器, 离散公式均采用相同形式与参数值。

扩张状态观测器的离散公式为^[30]

$$\begin{cases} e(k) = z_{11}(k) - \gamma(k) \\ z_{11}(k+1) = z_{11}(k) + h[z_{12}(k) - \beta_{11}e(k)] \\ z_{12}(k+1) = z_{12}(k) + h[z_{13}(k) - \\ \beta_{12} \text{fal}(e(k), \alpha_{11}, \delta) + b_c u(k)] \\ z_{13}(k+1) = z_{13}(k) + h[-\beta_{13} \text{fal}(e(k), \alpha_{12}, \delta)] \end{cases} \quad (13)$$

式中: β_{11} 、 β_{12} 和 β_{13} 为观测器增益; $\gamma(k)$ 为第 k 次采样周期的实际滚转角值; b_c 为动态补偿因子;

$z_{11}(k)$ 、 $z_{12}(k)$ 和 $z_{13}(k)$ 为第 k 次采样周期 ESO1 估计的滚转角、滚转角一阶导数和滚转角跟踪子系统总和和扰动; α_{11} 和 α_{12} 为可调参数。

$$\text{fal}(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e|^\alpha \text{sgn}(e) & |e| > \delta \\ \frac{e}{\delta^{1-\alpha}} & |e| \leq \delta \end{cases} \quad (14)$$

式中: e 、 δ 和 α 均表示函数 $\text{fal}(\cdot)$ 的输入参数。ESO1 和 ESO2 为 2 个相同的扩张状态观测器, 离散公式均采用相同形式, 并且由于滚转角跟踪子系统和侧滑角镇定子系统处于同一时间尺度, 2 个观测器使用相同参数。

改进的非线性状态误差反馈的离散公式为

$$\begin{cases} e_1(k+1) = x_{1c}(k+1) - z_{11}(k+1) \\ e_2(k+1) = x_{2c}(k+1) - z_{12}(k+1) \\ e_3(k+1) = x_{3c}(k+1) - z_{21}(k+1) \\ e_4(k+1) = x_{4c}(k+1) - z_{22}(k+1) \\ u_0(k+1) = -\text{fhan}(e_1(k+1), n_1 e_2(k+1), \\ r_{N1}, h_{N1}) - \text{fhan}(e_3(k+1), n_2 e_4(k+1), \\ r_{N2}, h_{N2}) \\ u_c(k+1) = (u_0(k+1) - z_{13}(k+1) - \\ z_{23}(k+1))/b_c \end{cases} \quad (15)$$

式中: n_1 、 r_{N1} 、 h_{N1} 、 n_2 、 r_{N2} 和 h_{N2} 为非线性控制器参数; $x_{3c}(k+1)$ 和 $x_{4c}(k+1)$ 分别为第 $k+1$ 次采样周期 TD2 跟踪的指令侧滑角信号和及其微分信号; $z_{21}(k+1)$ 、 $z_{22}(k+1)$ 和 $z_{23}(k+1)$ 分别为第 $k+1$ 次采样周期 ESO2 估计的侧滑角、侧滑角一阶导数和侧滑角镇定子系统总和和扰动。该控制器使用 2 个非线性函数 $\text{fhan}(\cdot)$ 对 2 个子系统的状态误差进行综合反馈控制, 并对其总和和扰动进行同时动态补偿, 最终输出一个控制指令 u_c 。

考虑本文所提出的耦合欠驱动自抗扰控制器

具有多个待设计参数,给人工调节过程带来较大困难,采用粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)^[31]方法进行参数设计。由于TD参数可独立整定,其采样周期 h 通常为积分步长的1~3倍,速度因子 r_{TD} 影响过渡过程,过大 r_{TD} 将加剧噪声,ESO的参数 α_{11} 、 α_{12} 和 δ 通常取固定值,故最终需要优化的参数为 β_{11} 、 β_{12} 、 β_{13} 、 n_1 、 r_{N1} 、 h_{N1} 、 n_2 、 r_{N2} 、 h_{N2} 和 b_c 。为兼顾滚转和偏航通道的动静品质,设计如下适应度函数:

$$\begin{cases} J_{roll} = \int_0^{\infty} (w_1 |e_1(t)| + w_2 u^2(t)) dt + w_3 t_{u1} + w_4 |\sigma_{p1}| \\ J_{yaw} = \int_0^{\infty} (w_5 |e_2(t)|) dt + w_6 t_{u2} + w_7 |\sigma_{p2}| \\ J = J_{roll} + J_{yaw} \end{cases} \quad (16)$$

式中: J_{roll} 、 J_{yaw} 和 J 分别为滚转通道、偏航通道和综合适应度函数; $e_1(t)$ 和 $e_2(t)$ 分别为滚转角和侧滑角实时跟踪误差; $u(t)$ 为控制能量; t_{u1} 和 t_{u2} 为上升时间; σ_{p1} 和 σ_{p2} 为超调量; w_1 、 w_2 、 w_3 、 w_4 、 w_5 、 w_6 和 w_7 为各指标的权重系数。优化问题则转化为在可行域内寻找一套控制器参数使得适应度函数 J 达极小值。

3 仿真分析

本节基于三通道完整耦合姿态动力学方程仿真分析所提出的欠驱动自抗扰控制器的有效性和鲁棒性。变质心飞行器结构参数取值为: $m_s = 1000 \text{ kg}$, $I_{yy} = 1000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{xx} = 80 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_{zz} = 800 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $S_{ref} = 0.5 \text{ m}^2$, $L = 3 \text{ m}$;气动系数参考值为: $C_{x0} = 0.0217$, $C_{x1} = 2.3940$, $C_{x2} = 0.3757$, $C_{x3} = -0.3023$, $C_{y0} = -0.2342$, $C_{y1} = 2.9430$, $C_{y2} = 0.2943$, $C_{y3} = -0.1007$, $C_z^\beta = -1.8$, $m_z^\alpha = -0.1 \text{ rad}^{-1}$, $m_y^\beta = -0.12 \text{ rad}^{-1}$, $m_{z0} = 0.01$, $m_x^{\omega_x} = -0.016 \text{ rad}^{-1}$, $m_y^{\omega_y} = -0.15 \text{ rad}^{-1}$, $m_z^{\omega_z} = -1.34 \text{ rad}^{-1}$;滑块伺服运动模型取值: $\xi = 0.8$, $\omega_n = 30 \text{ rad/s}$;滑块偏移位置及速度限幅分别为 $\pm 0.3 \text{ m}$ 和 $\pm 2 \text{ m/s}$;弹道特征点选取高度为 15 km ,速度为 4500 m/s ;控制周期取 10 ms ;滑块初始位置和速度分别为 0 m 和 0 m/s ;存在初始侧滑扰动 $\beta_0 = 3^\circ$;指令滚转角以矩形波形式输入为 $\gamma_c = \pm 10^\circ$;选择各权重系数: $w_1 = 5$, $w_2 = 1$, $w_3 = 10$, $w_4 = 10$, $w_5 = 50$, $w_6 = 1$ 和 $w_7 = 20$,控制器参数经PSO优化后取值为: $\beta_{11} = 120.0251$, $\beta_{12} = 693.6413$, $\beta_{13} = 9000.1621$, $r_{N1} = 842.0143$, $n_1 = 1.8632$, $h_{N1} = 0.0771$, $r_{N2} = 563.2271$, $n_2 = 8.8712$, $h_{N2} = 0.4023$,

$b_c = 230.0721$,其他控制器参数取值为: $h = 0.01$, $r_{TD} = 1000$, $\alpha_{11} = 0.5$, $\alpha_{12} = 1.25$ 和 $\delta = 0.01$ 。对比仿真以下3种情况:①理想情况;②存在 $(-2^\circ, +2^\circ)$ 指令滚转角输入信号随机白噪声和+40%气动参数扰动;③存在 $(-2^\circ, +2^\circ)$ 指令滚转角输入信号随机白噪声和-40%气动参数扰动。仿真结果统一绘制,如图3~图7所示。

由图3滚转角跟踪结果和图4侧滑角镇定结果可知,两者均可在单滑块控制下有效跟踪指令信号,且具有期望的动态性能和稳态精度,即使在大幅参数扰动下仍可快速收敛,解决了在跟踪指令滚转角同时的侧滑角镇定控制问题;由图5可

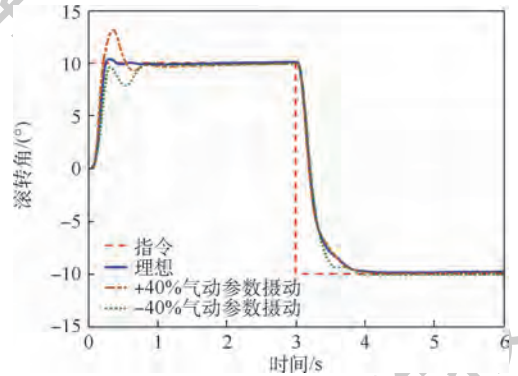


图3 滚转角跟踪结果

Fig. 3 Tracking results of roll angle

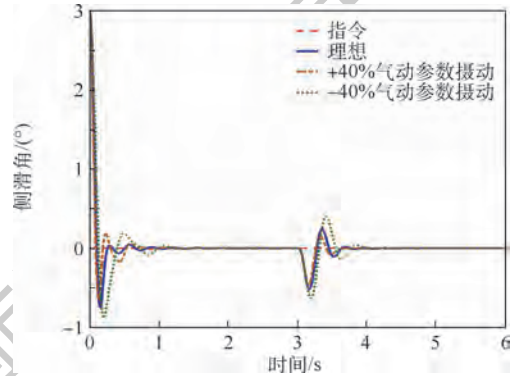


图4 侧滑角镇定结果

Fig. 4 Stabilization results of sideslip angle

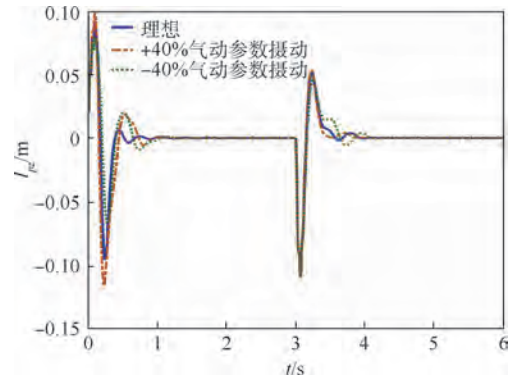


图5 滑块横向偏移曲线

Fig. 5 Lateral offset of moving mass

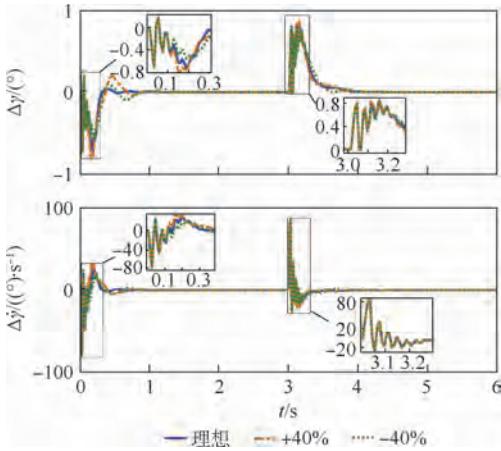


图6 ESO1 状态观测误差曲线

Fig.6 State estimation errors of ESO1

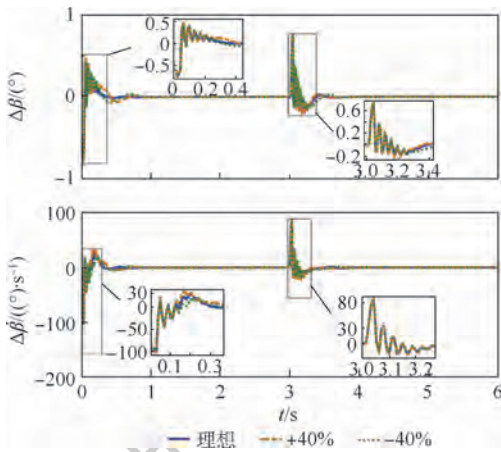


图7 ESO2 状态观测误差曲线

Fig.7 State estimation errors of ESO2

知,滑块在初始阶段表现出快速响应,随后逐渐稳定;图6和图7分别为ESO1和ESO2的状态观测误差曲线,观测误差在经过短暂振荡后迅速收敛至零,收敛时间短于姿态角收敛时间,表明状态观测值快速收敛至其真实值,确保了整个耦合欠驱动自抗扰控制器的稳定运行。

4 结论

1) 耦合姿态动力学方程表明,滚转和偏航通道同时存在通道交叉耦合项和滑块惯性耦合项,且两通道拥有同一个控制输入,滑块横向偏移会对偏航通道产生影响,因此滚偏耦合严重。

2) 由于增加了侧滑角镇定子系统的扩张状态观测和总和扰动动态补偿,提出的欠驱动自抗扰控制器能够达到跟踪指令滚转角的同时实施侧滑角镇定控制的目的。

3) 摄动对比仿真结果验证了横向配置单滑块的耦合欠驱动控制能力,所设计的控制器能够适应较大幅度的气动参数扰动,且具有较好动态

品质和稳态精度,进一步增强了姿控系统的抗干扰能力。

参考文献 (References)

[1] LI J Q, GAO C S, LI C Y, et al. A survey on moving mass control technology[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82-83: 594-606.

[2] ROBINETT R D, STURGIS B R, KERR S A. Moving mass trim control for aerospace vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(5): 1064-1070.

[3] ROGERS J, COSTELLO M. Control authority of a projectile equipped with a controllable internal translating mass[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1323-1333.

[4] MENON P K, SWERIDUK G D, OHLMEYER E J, et al. Integrated guidance and control of moving mass actuated kinetic war-heads[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(1): 118-126.

[5] VADDI S, MENON P K, OHLMEYER E J. Numerical state-dependent riccati equation approach for missile integrated guidance control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 699-703.

[6] 高长生, 荆武兴, 李君龙. 导弹质量矩控制技术发展综述[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 307-323.

GAO C S, JING W X, LI J L, et al. Key technique and development for moving mass actuated kinetic missile[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 307-323 (in Chinese).

[7] 廖国兵, 于本水, 杨宇光. 质量矩控制技术的机理分析及方程简化研究[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(11): 1635-1639.

LIAO G B, YU B S, YANG Y G. Study on the theory and simplified equations of mass moment control missile[J]. Systems Engineering and Electronics, 2004, 26(11): 1635-1639 (in Chinese).

[8] 林鹏, 周凤岐, 周军. 基于变质心控制方式的再入弹头控制模式研究[J]. 航天控制, 2007, 25(2): 16-20.

LIN P, ZHOU F Q, ZHOU J. Moving centroid control mode for reentry warhead[J]. Aerospace Control, 2007, 25(2): 16-20 (in Chinese).

[9] 易彦, 周凤岐, 周军. 基于变质心控制导弹的运动分析[J]. 航天控制, 2000, 18(3): 1-5.

YI Y, ZHOU F Q, ZHOU J. Motion analysis on moving center of mass controlled missile[J]. Aerospace Control, 2000, 18(3): 1-5 (in Chinese).

[10] LI J Q, CHEN S, LI C Y, et al. Adaptive control of underactuated flight vehicles with moving mass[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 75-84.

[11] LIU Z T, GAO C S, LI J Q, et al. Closed-loop bifurcation analysis for a novel moving mass flight vehicle[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2018, 19(4): 962-975.

[12] 秦莉, 杨明, 郭庆. 遗传算法在质量矩导弹姿态控制中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(7): 769-772.

QIN L, YANG M, GUO Q. Moving-mass attitude control law

- based on genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7): 769-772 (in Chinese).
- [13] 王松艳, 杨明, 王子才. 旋转弹的神经网络变质心姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 962-965.
WANG S Y, YANG M, WANG Z C. Moving-mass attitude control system for spinning vehicles based on neural networks[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 962-965 (in Chinese).
- [14] LI G L, CHAO T, WANG S Y, et al. Integrated guidance and control for the fixed-trim vehicle against the maneuvering target[J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2020, 18(6): 1518-1529.
- [15] DONG K X, ZHOU J, ZHOU M, et al. Roll control for single moving-mass actuated fixed-trim reentry vehicle considering full state constraints[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 94: 1-14.
- [16] NI K, WANG Z B, ZHANG Q Z, et al. Antiwindup spinning guidance for fixed-trim entry vehicles by active disturbance rejection control[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(4): 1092-1106.
- [17] PETSOPoulos T, REGAN F J, BARLOW J. Moving-mass roll control system for fixed trim re-entry vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(1): 54-60.
- [18] 王林林, 于剑桥, 王亚飞, 等. 单滑块变质心非对称再入飞行器建模及控制[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(5): 1116-1123.
WANG L L, YU J Q, WANG Y F, et al. Single moving-mass asymmetrical reentry vehicle modeling and control[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(5): 1116-1123 (in Chinese).
- [19] SU X L, YU J Q, WANG Y F, et al. Moving mass actuated reentry vehicle control based on trajectory linearization[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2013, 14(3): 247-255.
- [20] 李自行, 李高风. 移动质心再入飞行器建模及自抗扰滚动控制[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 2121-2129.
LI Z X, LI G F. Moving centroid reentry vehicle modeling and active disturbance rejection roll control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(11): 2121-2129 (in Chinese).
- [21] 范一迪, 荆武兴, 高长生, 等. 滚控式变质心飞行器动力学特性分析与控制[J]. 宇航学报, 2019, 40(4): 386-395.
FAN Y D, JING W X, GAO C S, et al. Analysis of dynamics characteristics and control of a flight vehicle with a moving-mass roll control system[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(4): 386-395 (in Chinese).
- [22] OLFATI-SABER R. Normal forms for underactuated mechanical systems with symmetry[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 47(2): 305-308.
- [23] HUSSEIN I I, BLOCH A M. Optimal control of underactuated nonholonomic mechanical systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(3): 668-682.
- [24] HU G, DIXON W E, MAKKAR C. Energy-based nonlinear control of underactuated Euler-Lagrange systems subject to impacts[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2007, 52(9): 1742-1748.
- [25] HAN J Q. From pid to active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [26] SUN M W, WANG Z H, WANG Y K, et al. On low-velocity compensation of brushless DC servo in the absence of friction model[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 60(9): 3897-3905.
- [27] XIA Y Q, ZHU Z, FU M Y, et al. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(2): 647-659.
- [28] SU J B, MA H Y, QIU W B, et al. Task-independent robotic uncalibrated hand-eye coordination based on the extended state observer[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2004, 34(4): 1917-1922.
- [29] LI C Y, JING W X, GAO C S. Adaptive backstepping-based flight control system using integral filters[J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13: 105-113.
- [30] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 243-280.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique-The technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 243-280 (in Chinese).
- [31] BERGH F V D, ENGELBRECHT A P. A study of particle swarm optimization particle trajectories[J]. Information Sciences, 2006, 176(8): 937-971.

作者简介:

刘智陶 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行器动力学、制导与控制、集群智能理论。

李润青 男, 博士。主要研究方向: 飞行器动力学与控制、集群智能理论。

高长生 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器动力学、制导与控制。

ADRC-based roll-yaw coupling control of underactuated moving mass flight vehicles

LIU Zhitao^{1,*}, LI Jianqing², GAO Changsheng³

(1. Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China;

2. College of Electrical Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310000, China;

3. Department of Aerospace Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Considering the underactuated problem of flight vehicles with single moving mass roll control system, this paper proposes a controller based on the idea of active disturbance rejection, which achieves the command roll angle tracking and sideslip angle stabilization control only with the laterally configured single moving mass. The system attitude dynamics is modeled based on the momentum theorem of particle system, analysis shows that the roll and yaw channels share the same control input and are coupled by moving mass inertial and movement terms, and the lateral offset of the moving mass will impact the yaw channel. Therefore, an Active Disturbance Rejection Controller (ADRC) is designed to deal with the roll-yaw coupling control problem, where the modeling error, moving mass coupling and uncertainties are regarded as total disturbances, and extended state observation and dynamic compensation of total disturbances for both the roll angle control and sideslip angle stabilization subsystems are conducted, the controller with simple structure is easy to implement and it is capable of resisting both internal and external disturbances. Finally, the effectiveness and robustness of the proposed controller are verified by numerical simulations with perturbations.

Keywords: Moving Mass Control (MMC); reentry vehicle; underactuated system; Active Disturbance Rejection Control (ADRC); coupling nonlinearity

Received: 2020-05-24; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-08-06 16:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200806.1134.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11802268); China Postdoctoral Science Foundation (2019M652087); CAEP Foundation (PY20200050)

* **Corresponding author.** E-mail: zhitaoliu123@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0294



舰载无人机滑行轨迹控制方法

梁天骄^{1,*}, 陈晓明², 杨朝旭¹, 王海峰¹, 梁庆¹

(1. 歼击机综合仿真航空科技重点实验室, 成都 610091; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 舰载无人机是航母-舰载机系统的重要作战武器, 实现舰载无人机在航母甲板上的自主滑行对于提高甲板作业效率具有重要意义。对舰载无人机滑行轨迹控制方法问题进行了研究。首先, 描述甲板滑行任务的过程, 在此基础上, 建立滑行轨迹控制问题的数学模型, 包括舰载无人机甲板滑行运动模型、滑行任务约束条件以及评价轨迹控制任务的性能指标。其次, 考虑甲板环境和轨迹控制任务要求, 基于模型预测控制思想, 将在线滑行路径规划与轨迹控制结合, 采用滚动优化方法计算出舰载无人机实际滑行轨迹, 并且得到控制指令信号。最后, 以“尼米兹”级航母为例, 对不同停放位置舰载无人机起飞前的滑行轨迹进行仿真计算, 结果表明了模型的合理性和算法的有效性。

关键词: 舰载无人机; 航母; 滑行轨迹; 轨迹控制; 模型预测控制; 滚动优化

中图分类号: V279

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0289-08

舰载无人机在现代海上战争中发挥着越来越重要的作用, 由于其具有使用灵活和避免人员伤亡等优势, 因此备受各国海军青睐^[1-2]。舰载无人机滑行是航母甲板作业的重要组成部分, 是指根据具体任务要求将舰载无人机从停放位置转移到指定位置^[3-5]。滑行过程中, 在考虑舰载无人机地面机动能力的前提下, 如何控制其滑行轨迹对于安全高效完成滑行任务具有重要意义。

舰载无人机上由于没有驾驶员进行操纵, 在滑行过程中, 需要从外界获取控制指令信号, 以保证滑行过程的顺利进行^[6-7]。甲板上可供舰载无人机滑行的区域有限, 且存在各种障碍物, 这些都对舰载无人机的滑行安全产生影响^[8-10]。为实现舰载无人机在甲板上的自主滑行, 研究滑行轨迹的控制方法, 对于舰载无人机实时生成滑行轨迹和控制指令十分有必要。

根据不同的应用场景, 舰载无人机有 3 种滑行模式, 即自主滑行、无杆牵引滑行和有杆牵引滑

行。其中, 自主滑行与有杆牵引滑行主要用于舰载无人机在甲板上滑行, 而无杆牵引滑行主要用于机库中, 以减少整个牵引系统占据的空间。针对以上不同的滑行模式, 分别用不同的运动方程进行描述。自主滑行运动主要基于无人机的地面滑行进行描述^[11]。与无人机相比, 舰载无人机不能自主进行倒退, 而且其运动速度也被限制在一个很小的范围内, 保证紧急刹车时具有一定的安全距离。无杆牵引和有杆牵引滑行时的运动描述可见文献[12-13]。

关于舰载无人机甲板滑行轨迹规划与控制方法的研究, 现有文献多集中在根据具体的调运任务设计路径规划算法, 离线生成滑行轨迹对甲板障碍物进行规避^[14-15]。目前的舰载无人机甲板滑行路径规划与跟踪控制方法可大致分为 4 类。第 1 类采用基于几何搜索方法生成滑行规划, 如 A* 算法、Dijkstra 算法等。这些路径规划算法能够规划出从滑行起点到终点所经过的路径点, 再

收稿日期: 2020-06-24; 录用日期: 2020-07-31; 网络出版时间: 2020-08-20 15:06

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200820.1038.001.html

* 通信作者. E-mail: liangtj@avic.com

引用格式: 梁天骄, 陈晓明, 杨朝旭, 等. 舰载无人机滑行轨迹控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 289-296.

LIANG T J, CHEN X M, YANG Z X, et al. Trajectory control method for unmanned carrier aircraft taxiing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 289-296 (in Chinese).

将相邻路径点顺次连接得到折线形式的滑行路径^[16-18]。但折线形式的路径存在尖点,在实际滑行过程中舰载无人机不可能按照这样的路径运动。考虑舰载无人机滑行的机动能力,文献[19]通过计算舰载无人机转弯半径对折线形式路径的尖点进行修正。第2类是基于行为的方法,最初是被用于移动机器人的路径规划问题上,目前也被用于舰载无人机甲板滑行路径规划问题的研究。在此方法中,舰载无人机有奔向终点与规避障碍2种行为,舰载无人机滑行速度与航向角被当作是行为变量。这类方法在某种程度上与人工势场法相似,因为这2种方法都主要考虑势能的设置问题^[20]。第3类是基于智能优化算法的舰载无人机甲板滑行路径规划方法。文献[21]提出了一种聚类粒子群算法,可一次性为舰载无人机生成多条滑行路径。文献[22]基于鸡群算法提出了一种通用的路径规划算法,该算法能够使舰载无人机从甲板上不同位置滑行到目标点,并且能规避各类障碍物。第4类是动态优化方法,将所要解决的问题统一到最优控制问题模型的框架下。文献[23]提出用拉格朗日-高斯伪谱法求解舰载无人机甲板滑行轨迹优化问题,将滑行时间设为自由可变量,得到了满足所提出约束

条件的滑行路径。

本文在以上研究的基础上,研究舰载无人机滑行轨迹控制方法,主要的创新点如下:

1) 将轨迹规划与控制相结合,当规划出舰载无人机未来一段时间内的滑行路径后立即在线对此滑行路径进行跟踪,控制舰载无人机的运动。

2) 在对生成的滑行路径进行跟踪时,以舰载无人机起落架前轮偏转角为控制变量,建立轨迹跟踪问题的数学模型。结合模型预测控制和滚动优化思想,提出了舰载无人机滑行轨迹控制方法。

3) 所提出的方法能对已规划的路径进行在线跟踪控制,得到实际滑行轨迹,直接生成执行机构的控制指令信号,保证了舰载无人机能准确到达指定位置。

1 舰载无人机滑行问题

本节首先描述舰载无人机滑行轨迹控制问题的物理背景,在此基础上对此问题用规范的数学形式进行表示。

1.1 物理背景

航母甲板形状是不规则的多边形,甲板上舰载无人机会进行各种滑行任务,甲板环境及舰载无人机滑行任务描述如图1所示^[24-25]。

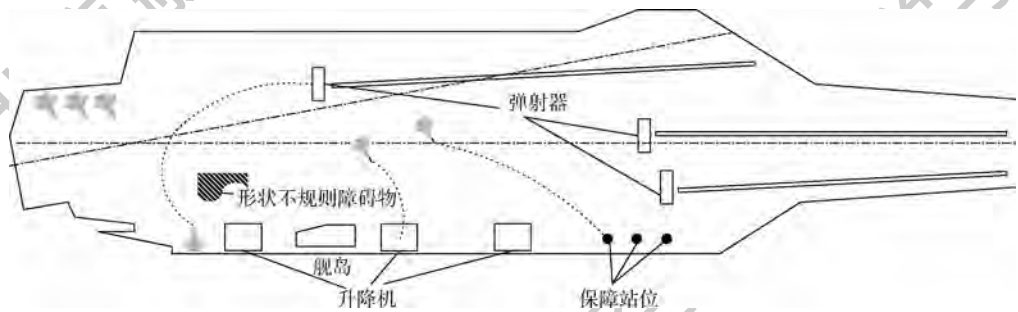


图1 甲板环境及舰载无人机滑行任务描述^[24-25]

Fig. 1 Illustration of deck environment and taxiing task of unmanned carrier aircraft^[24-25]

图1中,以“尼米兹”级航母为例,航母甲板上布置有弹射器,舰载无人机可滑行至弹射器位置进行起飞。升降机用于在机库与甲板之间调运舰载无人机,舰载无人机通过滑行至升降机调运回机库进行维修。另外,甲板上还设置了一定数量的保障站位,舰载无人机滑行到保障站位后可进行各项保障任务。在以上滑行过程中,舰载无人机可能会遇到障碍物,此时则需要绕过障碍物滑行。舰载无人机滑行轨迹控制的任务是寻找到一条满足其地面机动能力和任务要求的轨迹,并且使得实际滑行轨迹与已规划路径之间的误差尽可能得小。

1.2 数学表达形式

由以上对舰载无人机滑行问题的物理背景描

述,定义离散时间点上的非线性映射 f ,则有以下状态方程:

$$\mathbf{x}(t_{k+1}) = f(\mathbf{x}(t_k), \mathbf{u}(t_k)) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}(t_k) \in \mathbb{R}^p$ 为舰载无人机在采样时刻的状态,是一个 p 维列向量,代表 p 个状态变量; $\mathbf{u}(t_k) \in \mathbb{R}^q$ 为舰载无人机在采样时刻的控制指令输入,是一个 q 维列向量,代表 q 个可操纵的执行机构; \mathbb{R}^p 和 \mathbb{R}^q 分别为状态量和控制量所在的 p 维和 q 维空间。

可以看出,在任意采样时刻,当确定控制指令 $\mathbf{u}(t_k)$ 后, $\mathbf{x}(t_k)$ 可通过映射 f 计算得到, f 通常代表舰载无人机的地面运动方程。因此,舰载无人机滑行轨迹控制问题可描述为已知初始条件 $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$ 和舰载无人机在任意时刻 t 的理想状

态 $\mathbf{x}_p(t)$ (由已规划路径获得),寻找控制指令序列 $\mathbf{u}(t)$,满足滑行过程中某种性能指标 $J(t)$ 最小。性能指标 $J(t)$ 为

$$J(t) = g(\mathbf{x}(t), \mathbf{x}_p(t), \mathbf{u}(t)) \quad (2)$$

将状态变量 $\mathbf{x}_p(t)$ 以离散时间序列的形式给出,采样时间间隔为 $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ 。设控制指令输入 $\mathbf{u}(t)$ 为分段常值函数,即将控制变量参数化,当 $t_k \leq t \leq t_{k+1}$ 时, $\mathbf{u}(t_k) = \mathbf{u}_k$ 。通过解式(1),可得到 $\mathbf{x}(t_{k+1})$ 。因此,舰载无人机滑行轨迹控制问题转换为寻找控制指令序列 \mathbf{u}_k ,使性能指标 $J(t_{k+1})$ 最小。要解决这一参数优化问题,需要建立舰载无人机地面运动模型,并建立起相应的状态空间。

2 轨迹控制问题数学模型的建立

舰载无人机在滑行过程中,必须时刻都在甲板的可行域内,以保证滑行过程的安全。本节首先建立舰载无人机地面运动模型,在此基础上设计轨迹控制任务的性能指标。

2.1 舰载无人机滑行运动模型

舰载无人机在甲板上滑行时,其动力来自于发动机,运动方向由前轮转角控制。所以上述模型可用三轮车的运动学模型来表示,运动模型如图2所示。

图2中:直角坐标系 $x_d O_d y_d$ 是以甲板中轴线末端为原点建立的; (x, y) 为舰载无人机质心的位置; v 为舰载无人机在甲板上的滑行速度; φ 为航向角; l 为起落架前轮与后轮间的垂直距离; θ 为起落架前轮的偏转角。舰载无人机滑行运动学模型可用以下非线性微分方程表示:

$$\dot{x} = v \cos \varphi \quad (3)$$

$$\dot{y} = v \sin \varphi \quad (4)$$

$$\dot{\varphi} = v \tan \theta / l \quad (5)$$

由于滑行是低速运动,且 $v = 0.9 \sim 1.5 \text{ m/s}$,变化范围不大,可将其处理为匀速运动。上述地

面运动模型中,前轮偏角为控制量,且满足 $\theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\max}$ 的约束, θ_{\min} 和 θ_{\max} 根据舰载无人机前轮的机动能力来取值。

因此,在舰载无人机地面运动模型中,定义 $\mathbf{u}(t_k) = \theta_k, \mathbf{x}(t_k) = [x(t_k), y(t_k), \varphi(t_k)]^T$, $(x(t_k), y(t_k))$ 为舰载无人机质心的坐标, $\varphi(t_k)$ 为舰载无人机滑行时的航向角。在采样时刻 t_k 对式(3)~式(5)进行数值积分,可求解得到舰载无人机在下一时刻的状态信息 $\mathbf{x}(t_{k+1})$ 。

2.2 轨迹控制性能指标的建立

轨迹控制性能指标是针对下一时刻舰载无人机的状态与已规划轨迹间的差距进行评价。因此,应该以预测位置与已规划路径之间的偏差最小来构建轨迹控制性能指标。

首先,对预测位置和已规划路径之间的位置偏差进行考察。对任意采样时刻 t_k ,给定控制指令 θ_k ,通过对式(3)~式(5)进行数值积分可得舰载无人机在 t_{k+1} 时刻的状态信息 $\mathbf{x}(t_{k+1})$,则 t_{k+1} 时刻的位置误差 $d(\hat{s}_{k+1}, s_{k+1})$ 是指该时刻预测位置 $\hat{s}_{k+1}(x(t_{k+1}), y(t_{k+1}))$ 与已规划路径上对应点 $s_{k+1}(x_p(t_{k+1}), y_p(t_{k+1}))$ 之间的距离。将位置误差作为性能指标的第一项,归一化处理后表示为

$$J_1 = d(\hat{s}_{k+1}, s_{k+1}) / d_{\max} \quad (6)$$

式中: d_{\max} 为允许的最大位置误差。

其次,对航向误差 $\gamma(\hat{s}_{k+1}, s_{k+1})$ 进行考察。 t_{k+1} 时刻的航向误差是指该时刻预测位置航向角 $\varphi(t_{k+1})$ 与已规划路径上对应点航向角 $\varphi_p(t_{k+1})$ 的差值,经归一化后表示为

$$J_2 = \gamma(\hat{s}_{k+1}, s_{k+1}) / \gamma_{\max} \quad (7)$$

式中: γ_{\max} 为允许的最大航向角误差。

最后,舰载无人机滑行轨迹控制问题的性能指标可以表示如下:

$$\min J = \omega_1 \cdot d(\hat{s}_{k+1}, s_{k+1}) / d_{\max} + \omega_2 \cdot \gamma(\hat{s}_{k+1}, s_{k+1}) / \gamma_{\max} \quad (8)$$

式中: ω_1 和 ω_2 为反映不同性能指标项之间相对重要程度的权系数。

3 基于模型预测的轨迹控制方法

为实现对滑行轨迹的在线控制,本文将轨迹规划与控制相结合,在每一步轨迹规划结束后立即对获得的路径进行控制,直到完成对目标点的控制任务为止。每一步轨迹规划的方法可详见文献[19],此处不再赘述。跟踪轨迹时采用滚动时域控制方法^[26],将固定时域内的参数优化问题转化为滚动优化问题,对轨迹控制性能指标进行优化,有效减少了轨迹控制误差。

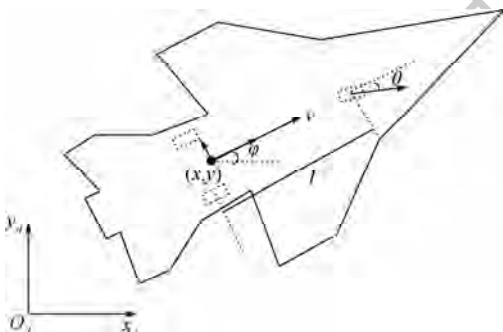


图2 舰载无人机地面运动模型示意图

Fig.2 Schematic diagram of ground motion model of unmanned carrier aircraft

3.1 轨迹控制方法的结构

基于模型预测^[27]的轨迹控制方法结构包括预测模型和优化模型2部分,如图3所示。

图3中:预测模型根据 k 时刻舰载无人机的状态信息,选取不同的控制指令,计算得到 $k+1$



图3 轨迹控制方法结构示意图

Fig.3 Structure of trajectory control method

3.2 加入模型预测控制的滚动优化方法

在规划一段直线路径后,需要采用轨迹控制算法生成控制指令序列来引导舰载无人机以最小偏差沿已规划路径运动。为保证滑行安全,本文基于模型预测的思想对控制指令进行滚动优化,在满足轨迹控制终止条件后完成滑行任务。

在图3基础上,预测模型不仅对 $k+1$ 时刻舰载无人机可能的状态进行预测,而且还预测 $k+i$ ($i=2,3,\dots,N$)时刻的状态,再将这些预测的状态作为优化模型的输入。优化模型中存在预测域与执行域的概念,如图4所示。

以 $N=5$ 为例,图4中,空心圆点 s_{k+1} 为 $k+i$ 时刻已规划路径中舰载无人机的位置,实心圆点 \hat{s}_{k+1} 为时刻舰载无人机的预测位置; $k+i$ 时刻的位置误差 $d(i)$ 在图4中用细虚线表示。实际运行时,为保证舰载无人机滑行安全,需要严格地按照时间顺序对已规划的路径进行在线控制。预测域(设预测时间为 T_p)给出了 t_k 后5个采样时刻的状态信息,而优化模型对这些信息进行综合处理,通过性能指标计算出此时最优的控制指令序列。执行域(设执行时间为 T_e)只在 $t_k \leq t \leq t_{k+1}$ 时执行以上控制指令,作用于舰载无人机前轮。当 $t=t_{k+1}$ 时重新进行上述滚动优化过程,直到完成

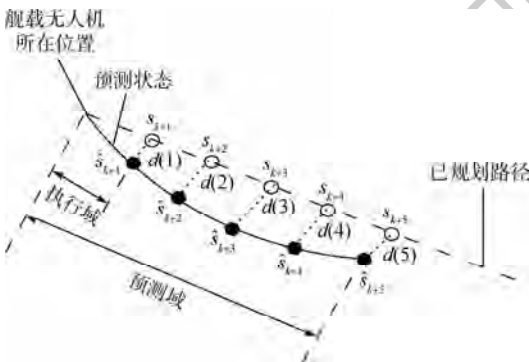


图4 轨迹控制过程描述

Fig.4 Description of trajectory control process

时刻舰载无人机可能的状态。而优化模型根据性能指标,在 $k+1$ 时刻舰载无人机可能的状态中选择一个最优的,得到最优控制指令 θ_k ,并由舰载无人机地面运动模型计算得到 $k+1$ 时刻的状态。

对已规划路径的控制。随后继续规划下一段直线路径,再重复以上轨迹控制过程,如此循环,直到完成对整个规划路径的控制任务。

上述滚动优化过程中,轨迹控制性能指标是针对未来一段时间内舰载无人机的状态进行评价的,因此可将式(8)的性能指标修改为

$$\min K = \omega_1 \cdot \sum_{j=1}^N \frac{d(\hat{s}_{k+j}, s_{k+j})}{N} / d_{\max} + \omega_2 \cdot \gamma(k + T_p) / \gamma_{\max} + \omega_3 \cdot d(\hat{s}_{k+T_p}, s_{k+T_p}) / d_{\max} \quad (9)$$

式中: ω_1 、 ω_2 和 ω_3 分别表示3项的权重且满足 $\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 = 1$;第1项 $\sum_{j=1}^N \frac{d(\hat{s}_{k+j}, s_{k+j})}{N} / d_{\max}$ 为规划域内各采样时刻的平均位置误差;采样点的个数 $N = T_p / \Delta t$ 可由预测域时间长度除以采样时间步长求得;第2项 $\gamma(k + T_p) / \gamma_{\max}$ 和第3项 $d(\hat{s}_{k+T_p}, s_{k+T_p}) / d_{\max}$ 分别为规划域末端的航向角误差和位置误差。虽然在第1项中已包含了规划域末端位置误差信息,但仍将此信息在第3项中单独列出,以表明对此项误差的重视程度,使得在下一步轨迹控制开始时舰载无人机实际位置与已规划路径上对应路径点位置的误差尽量小。

由于本问题中控制量为舰载无人机前轮偏角,在对式(9)的指标进行优化时,需要确定规划域内每个采样时刻的前轮偏角值,即 $\theta_k, \theta_{k+1}, \dots, \theta_{k+N-1}$ 。由于舰载无人机的前轮偏角范围通常较小,为减少计算量,将 θ 在其允许范围内($\theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\max}$)等距地离散为 M 个值,即

$$\theta_m = \theta_{\min} + m \frac{\theta_{\max} - \theta_{\min}}{M} \quad m = 1, 2, \dots, M \quad (10)$$

m 为 θ 离散为 M 个值后每个离散值 θ_m 的编号。对于每组可能的 $[\theta_k, \theta_{k+1}, \dots, \theta_{k+N-1}]$ 序列,分别代入式(3)~(5)计算出舰载无人机的状态值,再将以上结果代入式(9)计算出滚动优化每

个规划域中的性能指标,将最小指标值所对应的 $[\theta_k, \theta_{k+1}, \dots, \theta_{k+N-1}]$ 序列作为当前规划域的最终优化结果。

3.3 轨迹控制方法流程

3.2 节详细介绍了舰载无人机滑行轨迹控制方法,为避免轨迹控制过程陷入循环,设置轨迹控制结束条件如下:

- 1) 已完成对所有已规划路径的控制,无论舰载无人机是否已到达指定位置,轨迹控制过程结束。
- 2) 舰载无人机若进入指定位置周围一定范围内,无论是否完成对已规划路径的控制,轨迹控制过程结束。

以上2个条件只要至少满足1个,则轨迹控制过程结束。舰载无人机轨迹控制的流程如图5所示。

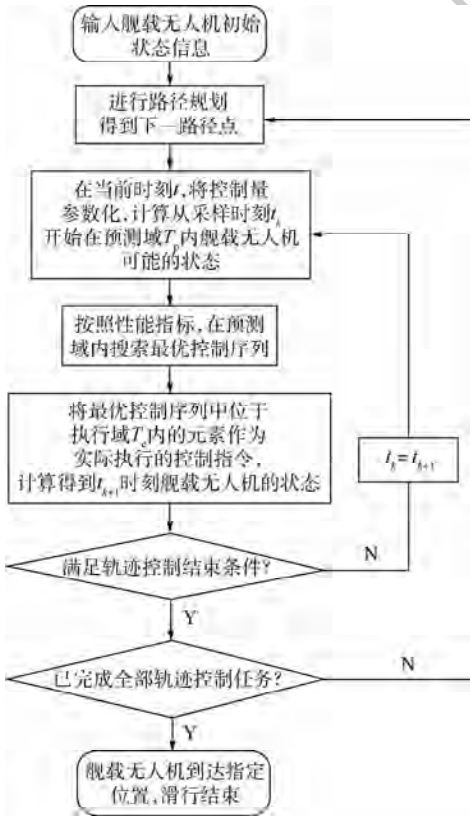


图5 舰载无人机轨迹控制方法流程

Fig. 5 Flowchart of trajectory control method for unmanned carrier aircraft

图5中:有2处判断是否完成轨迹控制的语句。第1处是判断是否完成对一段直线路径的控制,而第2处是判断是否完成对已规划的最后一节直线路径的控制。2处均以前面描述的2条轨迹控制结束条件进行判断。

4 算例仿真

本节以起飞任务为例,在 MATLAB R2009a 编程环境下采用提出的轨迹控制方法对在不同停放位置的舰载无人机滑行至弹射器的过程进行仿真,得到舰载无人机实际滑行路径,并对结果进行了统计与分析。

4.1 算例模型及参数设置

以美国“尼米兹”级航母为例,用提出的轨迹控制方法得到在不同停机位停靠的14架舰载无人机各自的实际滑行路径。算例模型示意图和各舰载机起飞位置的设定分别如图6和表1所示。

表1中:14架舰载无人机分别在3台弹射器上完成起飞。需要注意的是,本文不考虑各架舰载无人机在滑行过程中的相互干扰,因为这属于多机协同问题,已超出了本文的研究范围。轨迹控制的目标是使得各架舰载无人机能滑行到指定位置,且尽量减少跟踪误差。

4.2 算例仿真结果

根据各舰载无人机的起飞位置信息,将控制变量(起落架前轮偏转角)在其取值范围内离散为 $\theta = [0^\circ, \pm 5^\circ, \pm 10^\circ, \pm 15^\circ, \pm 20^\circ, \pm 25^\circ, \pm 30^\circ]$,设置 $\theta(0) = 0^\circ$,舰载无人机滑行速度为 5 ft/s ($1 \text{ ft/s} = 0.3048 \text{ m/s}$),允许的最大跟踪误差 $d_{\max} = 2 \text{ ft}$,允许的最大航向角跟踪误差 $\gamma_{\max} = \pi/4$,按照基于模型预测的滚动优化轨迹控制算法流程,得到每架舰载无人机的规划路径与实际滑行路径,均绘制在图7中。

从图7可以看出,各架舰载无人机均能够跟踪所规划的轨迹滑行到指定位置。图8以 A_1 为例给出了滑行过程中舰载无人机前轮偏转角随时间的变化曲线。

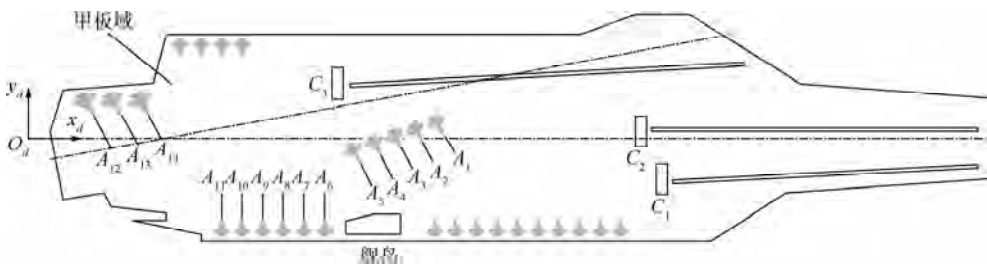


图6 算例模型示意图

Fig. 6 Schematic diagram of simulation model of an example

表1 舰载无人机起飞位置

Table 1 Launching position of unmanned carrier aircraft

弹射器	舰载无人机
C_1	$A_4, A_5, A_8, A_9, A_{10}, A_{11}$
C_2	A_1, A_2, A_3, A_6, A_7
C_3	A_{14}, A_{13}, A_{12}

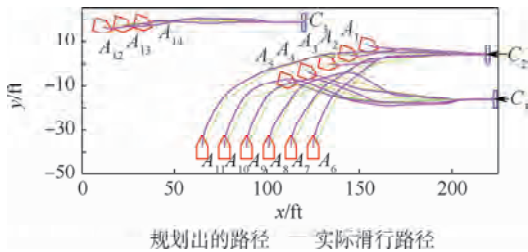
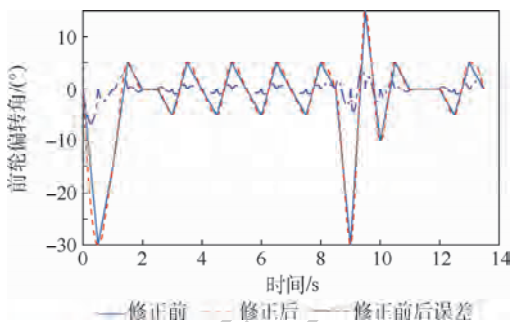


图7 舰载无人机实际滑行路径

Fig. 7 Actual taxiing path of unmanned carrier aircraft

图8 滑行过程中 A_1 前轮偏转角变化曲线Fig. 8 Curves of nosewheel deflection angle of A_1 during taxiing

可以看出,在滑行过程中, A_1 的前轮偏转角始终在允许的偏转范围内,满足地面机动能力要求,前轮偏转角经3次样条曲线拟合后成为平滑曲线,在实际过程中能够为自动器提供可靠的指令信号控制滑行过程,且修正前后前轮偏转角误差在很小的范围内变化。

仿真算例中,各舰载无人机滑行时间、滑行轨迹终点与期望终点位置的误差如表2所示。

表2 滑行时间与轨迹控制误差

Table 2 Taxiing time and trajectory control error

舰载机	滑行时间/s	误差/ft
A_1	13.5	0.6029
A_2	15.5	0.5641
A_3	18	0.8810
A_4	21	0.0172
A_5	23	0.9670
A_6	23.5	0.2786
A_7	25.5	0.2022
A_8	29	0.5688
A_9	31	0.3452
A_{10}	33.5	0.3191
A_{11}	35	0.3494
A_{12}	22.5	0.6038
A_{13}	20	0.4618
A_{14}	18	0.6635

由表2可计算出平均轨迹控制误差为 $0.4875\text{ ft} \approx 0.1486\text{ m}$,满足滑行任务的要求。以上仿真结果表明,本文提出的方法能对规划的直线路径进行在线轨迹控制,生成舰载无人机滑行的实际路径与控制指令信号,且路径控制误差较小。

5 结论

1) 以优化舰载无人机实际滑行轨迹为目标,对舰载无人机滑行轨迹控制问题进行描述。在此基础上建立了滑行轨迹控制问题的数学模型,包括舰载无人机地面运动模型和轨迹控制任务的性能指标。

2) 提出了基于模型预测的轨迹控制方法,采用滚动时域控制方法对轨迹控制性能指标进行优化。将路径规划与轨迹控制相结合,对已规划路径进行在线控制。

3) 算例以起飞任务为例,对舰载无人机滑行过程进行了仿真,仿真结果给出了舰载无人机的规划路径与实际滑行轨迹、控制指令信号、滑行时间和轨迹控制误差。

结果表明,本文建立的数学模型和提出的轨迹控制方法能完成在线轨迹控制任务,生成舰载无人机实际滑行路径和控制指令信号,且控制效果较好。本文的研究成果能为自动器提供可靠的控制指令信号,保证舰载无人机滑行任务安全高效完成。

参考文献 (References)

- [1] 夏国清, 梁添添, 孙明晓, 等. 基于主成分约简和突变级数的舰载机出动能力综合评估方法[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(2): 330-337.
XIA G Q, LUAN T T, SUN M X, et al. Reduction and catastrophe progression evaluation method for sortie generation of carrier aircraft[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(2): 330-337 (in Chinese).
- [2] WEISS L G. Autonomous robots in the fog of war[J]. IEEE Spectrum, 2011, 48(8): 30-57.
- [3] 袁培龙, 韩维, 苏析超, 等. 不确定环境下舰载机保障预反应式动态调度优化[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(6): 1265-1277.
YUAN P L, HAN W, SU X C, et al. Predictive-reactive dynamic scheduling strategy for carrier aircraft support in uncertain environment[J]. Systems Engineering and Electronics, 2019, 41(6): 1265-1277 (in Chinese).
- [4] CLARE A S, RYAN J C, JACKSON K F, et al. Innovative systems for human supervisory control of unmanned vehicles[J]. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting, 2012, 56(1): 531-535.

- [5] 刘翔,刘克. 舰载机保障作业调度问题研究进展 [J]. 系统工程理论与实践, 2017, 37 (1): 49-60.
LIU A, LIU K. Advances in carrier-based aircraft deck operation scheduling [J]. System Engineering-Theory & Practice, 2017, 37 (1): 49-60 (in Chinese).
- [6] RYAN J C, CUMMINGS M L. A systems analysis of the introduction of unmanned aircraft into aircraft carrier operations [J]. IEEE Transactions on Human-Machine Systems, 2016, 46 (2): 209-220.
- [7] 苗秀梅. 国外舰载无人机技术的发展动向与分析 [J]. 舰船电子工程, 2013, 33 (12): 18-22.
MIAO X M. Development trend and analysis of the ship-based UAV technology abroad [J]. Ship Electronic Engineering, 2013, 33 (12): 18-22 (in Chinese).
- [8] 张智, 林圣琳, 邱兵, 等. 舰载机牵引系统甲板调运避碰路径规划 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36 (8): 1551-1557.
ZHANG Z, LIN S L, QIU B, et al. Collision avoidance path planning of carrier aircraft traction system in dispatching on deck [J]. System Engineering and Electronics, 2014, 36 (8): 1551-1557 (in Chinese).
- [9] ZHANG Z, LIN S, DONG R, et al. Designing a human-computer cooperation decision planning system for aircraft carrier deck scheduling [C] // AIAA Infotech and Aerospace. Reston: AIAA, 2015.
- [10] 苏析超, 韩维, 萧卫, 等. 基于 Memetic 算法的舰载机舰面一站式保障调度 [J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38 (10): 2303-2309.
SU X C, HAN W, XIAO W, et al. Pit-stop support scheduling on deck of carrier plane based on Memetic algorithm [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38 (10): 2303-2309 (in Chinese).
- [11] LI B, WANG K, SHAO Z. Time-optimal maneuver planning in automatic parallel parking using a simultaneous dynamic optimization approach [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2016, 17 (11): 3263-3274.
- [12] LIU J, HAN W, PENG H, et al. Trajectory planning and tracking control for towed carrier aircraft system [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 830-838.
- [13] 刘洁, 韩维, 徐卫国, 等. 基于滚动时域的舰载机甲板运动轨迹跟踪最优控制 [J]. 航空学报, 2019, 40 (8): 175-200.
LIU J, HAN W, XU W G, et al. Optimal path tracking control of carrier-based aircraft on the deck based on RHC [J]. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica, 2019, 40 (8): 175-200 (in Chinese).
- [14] WU Y, QU X J. Obstacle avoidance and path planning for carrier aircraft launching [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28 (3): 695-703.
- [15] 李晓杰, 谢君. 基于赋权 Voronoi 图的舰载机飞行甲板调运路径规划 [J]. 舰船电子工程, 2016, 36 (8): 42-47.
LI X J, XIE J. Path planning of carrier-borne aircrafts on flight deck motion schedule based on assigned weights Voronoi diagram [J]. Ship Electronic Engineering, 2016, 36 (8): 42-47 (in Chinese).
- [16] ZHANG J, YU J, QU X, et al. Path planning for carrier aircraft based on geometry and dijkstra's algorithm [C] // Proceedings of the 3rd IEEE International Conference on Control Science and Systems Engineering (ICCSSE). Piscataway: IEEE Press, 2017: 115-119.
- [17] 刘亚杰, 李忠猛, 陈晓山. 考虑空间约束的机库舰载机调运路径规划方法 [J]. 海军工程大学学报, 2014, 26 (3): 100-103.
LIU Y J, LI Z M, CHEN X S. Path planning for transferring shipborne aircraft restricted to hangar space [J]. Journal of Naval University of Engineering, 2014, 26 (3): 100-103 (in Chinese).
- [18] 王国庆. 舰载机甲板调度路径优化方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012: 67-72.
WANG G Q. Optimization method of aircraft scheduling path on deck [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012: 67-72 (in Chinese).
- [19] WU Y, QU X J. Path planning for taxi of carrier aircraft launching [J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56 (6): 1561-1570.
- [20] 张智, 林圣琳, 夏桂华, 等. 舰载机甲板调运过程避碰路径规划研究 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2014, 35 (1): 9-15.
ZHANG Z, LIN S L, XIA G H, et al. Collision avoidance path planning for an aircraft in scheduling process on deck [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2014, 35 (1): 9-15 (in Chinese).
- [21] 韩维, 司维超, 丁大春, 等. 基于聚类 PSO 算法的舰载机舰面多路经动态规划 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (5): 610-614.
HAN W, SI W C, DING D C, et al. Multi-routes dynamic planning on deck of carrier plane based on clustering PSO [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (5): 610-614 (in Chinese).
- [22] WU Y, HU N, QU X J. A general trajectory optimization method for aircraft taxiing on flight deck of carrier [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233 (4): 1340-1353.
- [23] LI Y Y, ZHU Y F, LI Q. Analysis of aircraft path planning optimal on carrier flight deck [J]. Advanced Materials Research, 2013, 664: 1122-1127.
- [24] RYAN J C, BANERJEE A G, CUMMINGS M L, et al. Comparing the performance of expert user heuristics and an integer linear program in aircraft carrier deck operations [J]. Cybernetics, 2014, 44 (6): 761-773.
- [25] SEBOK A, WICKENS C, SARTER N, et al. The automation design advisor tool (ADAT): Development and validation of a model-based tool to support flight deck automation design for nextgen operations [J]. Human Factors and Ergonomics in Manufacturing & Service Industries, 2012, 22 (5): 378-394.
- [26] 吴旭忠, 唐胜景, 郭杰, 等. 基于滚动时域控制的再入轨迹跟踪制导律 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36 (8): 1602-1608.
WU X Z, TANG S J, GUO J, et al. Trajectory tracking guidance law for reentry based on receding horizon control [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36 (8): 1602-1608 (in Chinese).
- [27] 祁晓明, 魏瑞轩, 沈东, 等. 基于运动目标预测的多无人机分布式协同搜索 [J]. 系统工程与电子技术, 2010, 36 (12): 2303-2309.

2417-2425.

QI X M, WEI R X, SHEN D, et al. Distributed cooperative search methods of multi-UAV based on prediction of moving targets [J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 36 (12) :2417-2425 (in Chinese).

作者简介:

梁天骄 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行动力学与控制。

陈晓明 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行动力学与控制。

杨朝旭 男, 研究员。主要研究方向: 飞行控制系统设计。

王海峰 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞机总体设计。

梁庆 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行控制系统设计。

Trajectory control method for unmanned carrier aircraft taxiing

LIANG Tianjiao^{1,*}, CHEN Xiaoming², YANG Zhaoxu¹, WANG Haifeng¹, LIANG Qing¹

(1. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Fighter Integrated Simulation, Chengdu 610091, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Unmanned aircraft is an important weapon of carrier-aircraft system. Autonomous taxiing of aircraft is significant for the efficiency of deck operation. The trajectory control problem of unmanned aircraft taxiing on deck of an aircraft carrier is studied in this paper. First, the task of aircraft taxiing on the deck is described. On this basis, the mathematical model for taxiing trajectory control problem is established. In this model, the ground motion of aircraft is contained, the constraints of aircraft taxiing are considered, and the performance index is designed to evaluate the trajectory control task. Considering deck environment and trajectory control task requirement, a model predictive control based method is proposed to obtain the feasible taxiing path of aircraft. Trajectory control is integrated into online taxiing path planning, and rolling optimization method is adopted to calculate the practical taxiing trajectory and obtain the control command signal. Taking the Nimitz-class aircraft carrier as an example, the taxiing trajectories of multiple unmanned aircraft at different parking positions are calculated. Simulation results demonstrate the rationality of the established model and the validity of the proposed method.

Keywords: unmanned carrier aircraft; aircraft carrier; taxiing trajectory; trajectory control; model predictive control; rolling optimization

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0208

基于信息素启发狼群算法的 UAV 集群火力分配



刘森琪*, 王鸿, 于宁宇, 郝礼楷

(中国人民解放军 66133 部队, 北京 100041)

摘 要: 无人机(UAV)集群作战是未来智能化战争的重要作战样式。为充分发挥 UAV 集群整体作战优势,得到最优武器-目标分配(WTA)方案,使得 UAV 集群在火力分配中既能够满足任务要求,又能够较少作战单元消耗,建立了包含任务完成、有效杀伤、攻击消耗约束的 UAV 集群火力分配数学模型,采用带有游走、召唤算子的改进狼群算法(WPA)对模型进行求解。为提高算法全局寻优效率,避免陷入局部最优,引入蚁群优化(ACO)算法中信息素启发规则,对游走行为及狼群更新机制进一步改进,提出了基于信息素启发狼群算法(PHW-PA)的 UAV 集群进攻的火力分配方法。仿真结果表明:所提方法是有效的,相比较于其他算法,PHWPA 具有更高效的寻优能力,能够为 UAV 集群作战火力规划提供支持。

关键词: 无人机(UAV); 武器-目标分配(WTA); 狼群算法(WPA); 蚁群优化(ACO)算法; 信息素启发规则

中图分类号: TP301.6

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0297-09

随着无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)技术和人工智能的快速发展,利用大量具有自主作战能力且成本低廉的 UAV 组成 UAV 集群突破对手防御体系,对目标实施饱和打击以及对入侵机群进行空中拦截是 UAV 集群作战的重要手段^[1-2]。美军已经开展了多项关于 UAV 集群研究及试验验证,并将 UAV“蜂群”战术进一步向实战推进^[3]。UAV 集群作战系统在高对抗的战场环境中,如何充分发挥整体协调优势,高效合理进行攻击火力资源规划,实现多个作战单元协同攻击,同时尽可能减少作战单元消耗,使得作战效能最佳,是 UAV 集群遂行作战任务需要研究解决的重要问题。火力分配问题,即武器-目标分配(Weapon-Target Assignment, WTA)问题,历来是作战指挥辅助决策研究中的核心内容之一,其解空间随着武器数目和目标总数的增加而呈指数级递增,是多参数、多约束的离散非确定性多项式完全问题^[4]。求解火力资源分配问题的算法,分为

传统算法和智能优化算法。传统算法如文献[5]采用线性规划解决了舰空火力分配问题,其他算法还包括分支定界法、动态规划法等;智能优化算法如文献[6-7]分别采用改进的遗传算法,文献[8-9]采用蚁群算法,文献[10]提出了自适应灰狼优化算法;混合优化策略如文献[11-12]以粒子群算法为基础分别混合模拟退火、引力搜索算法,文献[13]以自适应蚁群优化(ACO)算法为基础结合了遗传算法和粒子群算法特点设计了融合算法,文献[14]采用了动态差分改进的蝙蝠算法等。这些算法都能够获得满意解,但不同程度存在以下缺陷:易早熟、进化速度慢或者算法设计实现困难。在实际允许的时间内求解其最优解是不现实的,只能根据假设的作战原则求其满意解。

狼群算法(Wolf Pack Algorithm, WPA)作为群体智能优化算法^[15],已成功在高维复杂函数优化、背包问题^[16-17]、无人机航迹规划^[18]等优化问题领域得到了很好的应用,但文献[19-20]指出了

收稿日期: 2020-05-24; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-07-21 09:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200720.1624.002.html

* 通信作者。E-mail: forest833@163.com

引用格式: 刘森琪, 王鸿, 于宁宇, 等. 基于信息素启发狼群算法的 UAV 集群火力分配[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 297-305. LIU S Q, WANG H, YU N Y, et al. Weapon-target assignment in UAV cluster based on pheromone heuristic wolf pack algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 297-305 (in Chinese).

WPA 还存在寻优精度较低、易陷局部最优、效率不高的弊端,并进行了有效改进。WPA 在搜索能力方面还存在上升空间,本文引入了蚁群算法^[21-22]中信息素启发规则改进 WPA,针对游走行为中人工狼的更新规则,提出使用信息素引导搜索过程,通过不断更新信息素形成狼群对历次捕猎的“记忆”,并应用于狼群更新机制,以改善算法的全局搜索能力。本文将这种新的信息素启发狼群算法(Pheromone Heuristic Wolf Pack Algorithm, PHWPA)应用于 UAV 集进攻中的火力分配问题,构建了问题的数学模型,进而给出了算法实现过程,并通过仿真实验验证了该方法的可行性及有效性。

1 构建火力分配数学模型

UAV 集群在进攻作战中突出系统整体优势,可根据目标情况进行调整,快速适应任务要求,进而协同作战,以较少的消耗达成作战目的。假设 UAV 集群作战攻击多个目标的具体场景如下:

集群共有 v 型 UAV,第 z 型 UAV 数量为 $m_z (z = 1, 2, \dots, v)$,且 $\sum_{z=1}^v m_z = m$,每架 UAV 视为一个作战单元,仅携带一种火力载荷;待攻击目标总数为 n 个,第 g 个目标的价值 $W_g (g = 1, 2, \dots, n)$; p_{zg} 为第 z 型 UAV 对第 g 个目标攻击的单次杀伤概率;决策变量 x_{zg} 为用于攻击第 g 个目标的第 z 型 UAV 的数量, $x_{zg} \geq 0$,第 z 型 UAV 对第 g 个目标的杀伤概率 P_{zg} 为

$$P_{zg} = 1 - (1 - p_{zg})^{x_{zg}} \quad g = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

所有 v 型 UAV 对第 g 个目标的综合杀伤概率 P_g 为

$$P_g = 1 - \prod_{z=1}^v (1 - p_{zg})^{x_{zg}} \quad g = 1, 2, \dots, n \quad (2)$$

火力分配是以 UAV 集群作战系统的整体作战效能最优为目标的,即在保证任务完成的情况下,消耗较少的 UAV 作战单元,使得攻击后的目标价值收益 F 最大。本文采用了带有杀伤概率门限的火力分配数学模型^[11]。

$$F_{\max} = \max \sum_{g=1}^n W_g \frac{P_g}{\sum_{z=1}^v x_{zg}} = \max \sum_{g=1}^n W_g \bar{P}_g \quad (3)$$

式中: \bar{P}_g 为 P_g 的均值。

模型约束条件包括:

1) 任务完成约束。每个目标至少分配 1 架 UAV 对其进行攻击。

$$A_g = \sum_{z=1}^v x_{zg} \quad A_g \geq 1, g = 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

式中: A_g 为第 g 个目标分配的 UAV 总数。

2) 有效杀伤约束。该约束条件要求对每个目标的综合杀伤概率大于预设的杀伤概率门限。

$$P_g \geq P_{dg} \quad g = 1, 2, \dots, n \quad (5)$$

式中: P_{dg} 为第 g 个目标的预设杀伤门限,可根据具体情况指定。

3) 攻击消耗约束。用于攻击的任何一型 UAV 不能超过其数量限制。

$$\sum_{g=1}^n x_{zg} \leq m_z \quad z = 1, 2, \dots, v \quad (6)$$

整个模型的特征如下:

1) 保证每个目标均能被有效杀伤。通过衡量目标综合杀伤概率是否超过预设杀伤概率门限,判定目标是否被有效杀伤,若低于预设杀伤概率门限,则认为对目标的分配为无效分配。

2) 目标价值 W_g 可以保证高价值目标被优先分配。

3) A_g 的大小比 p_{zg} 对 P_g 值的影响更大, A_g 值越小,综合杀伤概率的平均值就越大,所以模型可以保证使用较少的 UAV 火力单元。

4) P_g 保证目标 g 在分配 UAV 火力单元目相同的情况下,即 A_g 相同,选择 P_g 大的 UAV 组合,使综合杀伤概率尽可能大。

上述模型带有非线性约束,采用罚函数法将其转化为一个无约束优化问题来求解。该问题属于非线性整数规划问题,这里采用 PHWPA 进行解决。

2 算法实现

2.1 狼群算法

狼群组织严密,分工明确,通过各自履行责任进而完成共同协作,保证狼群的生存和发展。WPA 模拟狼群分工协作式捕猎行为、猎物分配规则,通过狼群个体对猎物气味、环境信息的探知、人工狼群相互间信息的共享和交互以及人工狼基于自身职责的个体行为决策最终实现了狼群捕猎的全过程,相互关系如图 1 所示^[15]。

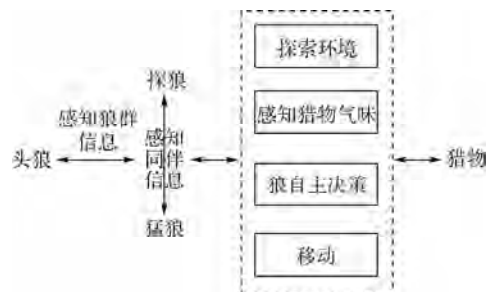


图 1 狼群的捕猎模型

Fig. 1 Hunting model of wolf pack

根据狼群特征, WPA 采用基于人工狼主体的自下而上的设计方法和基于职责分工的协作搜索路径结构, 将人工狼区分为头狼、探狼、猛狼, 整个捕猎过程抽象为游走、召唤、围攻 3 种智能行为以及“胜者为王”的头狼产生规则和“强者生存”的狼群更新机制, 相关含义参见文献[15]。

2.2 求解火力分配问题的 WPA

围绕火力分配模型, 首先进行了火力分配问题的算法描述, 并借鉴文献[17]中运动算子设计方法, 重新设计了游走、召唤 2 个算子改进 WPA, 以便于问题的求解; 进而给出了头狼产生规则、游走行为、召唤行为、围攻行为、狼群更新机制等智能行为的详细描述以及新算子在具体智能行为中的应用。

在解决 WTA 问题中采用了基于整数的编码方式, 分配方案 $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_j, \dots, x_m)$, 变量 x_j 为 $0 \sim n$ 之间的整数, $x_j = t$ 表示将第 j 架 UAV 分配给任一目标^[6]。用人工狼的位置代表一种候选分配方案, 设人工狼位置矢量维度为 m (UAV 总数量), N 为人工狼总数, 在 $N \times m$ 的欧式空间中人工狼 i 的位置 $\mathbf{X} = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ij}, \dots, x_{im})$, x_{ij} 为第 i ($i = 1, 2, \dots, N$) 匹人工狼在第 j ($j = 1, 2, \dots, m$) 维变量空间中所处的位置。人工狼感知到的猎物气味浓度 $Y = f(\mathbf{X})$, 即目标函数值; 人工狼 p 与人工狼 q 之间距离 d_{pq} 为两者位置编码的 Manhattan 距离:

$$d_{pq} = \sum_{j=1}^m |x_{pj} - x_{qj}| \quad (7)$$

定义 1 游走算子 $\Omega(\mathbf{X}_i, M_a, r)$, 人工狼 i 的位置为 $\mathbf{X}_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ij}, \dots, x_{im})$, $M_a = \{1, 2, \dots, m\}$ 为编码位集合, 可理解为人工狼的可活动范围, r 为进行改变的编码位的数目, 可理解为人工狼的游走步长。游走算子表示在 M_a 中随机选择 r 个编码位形成集合 R , 将 x_{ij} ($j \in R$) 改变为第 j 维变量空间中选取的随机数。

定义 2 召唤算子 $\Psi(\mathbf{X}_i, M_b, r)$, 人工狼 i 的位置为 $\mathbf{X}_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ij}, \dots, x_{im})$, M_b 为人工狼位置 \mathbf{X}_i 和头狼位置 \mathbf{X}_d 不相同编码位的集合且不为空集, 集合 M_b 为

$$M_b(k) = \begin{cases} j \text{ 且 } k = k + 1 & j = j + 1, x_{ij} \neq x_{dj} \\ \text{null 且 } k = k & j = j + 1, x_{ij} = x_{dj} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $j = 1, 2, \dots, m$; k 的初值为 1; null 表示空值; x_{dj} 表示头狼位置第 j 维取值。召唤算子 Ψ 为在 M_b 中随机选择 r 个编码位形成集合 R , 并将 x_{ij} 值按式(9)进行改变, 可理解为人工狼 i 接收到了头狼传递的部分信息。

$$x_{ij} = x_{dj} \quad j \in R \quad (9)$$

WPA 的规则和智能行为^[15-17]如下:

1) 头狼产生规则。算法中具有最优目标函数值的人工狼为头狼, 迭代过程中根据目标函数进行头狼更替, 头狼不执行游走、召唤、围攻行为。

2) 游走行为。选取最优人工狼为头狼, 除头狼外所有的人工狼视为探狼, 探狼以游走步长 step_a 向 h 个方向试探性走一步, 即对探狼位置 \mathbf{X}_i 执行 h 次游走算子 $\mathbf{X}_{ip}^{\text{new}} = \Omega(\mathbf{X}_i, M_a, \text{step}_a)$ ($p = 1, 2, \dots, h$)。而后将所得的 h 个新位置 $\{\mathbf{X}_{ip}^{\text{new}}\}$ 进行贪婪决策, 即选择具有最优目标函数值且优于原有位置的为该人工狼新位置。设探狼 i 和头狼位置对应的目标函数值分别为 Y_i 和 Y_{lead} , 游走次数为 T , 最大游走次数为 T_{max} , 重复以上过程直至 $Y_i > Y_{\text{lead}}$ 或 $T \geq T_{\text{max}}$ 。

3) 召唤行为。猛狼 (除头狼外所有的人工狼) 经头狼召唤迅速以较大奔袭步长 step_b 向头狼所在位置 \mathbf{X}_d 靠拢, 即对猛狼位置 \mathbf{X}_i 执行 1 次召唤算子 $\mathbf{X}_i^{\text{new}} = \Psi(\mathbf{X}_i, M_b, \text{step}_b)$ 。若 M_b 为空集时执行游走算子 $\Psi(\mathbf{X}_i, M_a, 1)$ 。若 $Y_i > Y_{\text{lead}}$, 则 $Y_{\text{lead}} = Y_i$, 猛狼 i 替代头狼进行召唤; 若 $Y_i < Y_{\text{lead}}$, 则猛狼 i 继续奔袭直到猛狼 i 与头狼的距离小于判定距离 d_{near} 。

4) 围攻行为。将头狼所在位置 \mathbf{X}_d 视为猎物的位置, 参与围攻的人工狼 i 的位置 \mathbf{X}_i 依式(10)进行位置变换得到新位置: 比较人工狼实施围攻行为前后在新旧位置所感知到的猎物气味浓度并进行贪婪决策。

$$\begin{cases} \mathbf{X}_i^{\text{new}} = \Omega(\mathbf{X}_i^*, M_a, \text{step}_c) \\ \mathbf{X}_i^* = \Psi(\mathbf{X}_i, M_b, \text{step}_c) \end{cases} \quad (10)$$

上述智能行为所涉及的游走步长 step_a 、奔袭步长 step_b 、围攻步长 step_c 皆为整数, 表示人工狼搜索的精细程度。

5) 狼群更新机制。按照狼群更新机制进行群体更新, 即淘汰 N_{new} 匹人工狼, N_{new} 为 $[N/(2U)]$, N/U 之间的随机整数, U 为更新比例因子。算法模拟自然界狼群繁衍方式, 新人工狼作为头狼子女继承头狼的优良基因, 即头狼的部分编码位, 新的人工狼位置 \mathbf{X}_{new} 由式(11)计算得到:

$$\mathbf{X}_{\text{new}} = \Omega(\mathbf{X}_d, M_a, L) \quad (11)$$

式中: \mathbf{X}_d 为头狼所在位置; $M_a = \{1, 2, \dots, m\}$; 编码位改变的数目 L 由式(12)计算得到:

$$\begin{cases} L = \begin{cases} \lfloor g(k) \rfloor & \lfloor g(k) \rfloor < \lfloor N/10 \rfloor \\ \lfloor N/10 \rfloor & \lfloor g(k) \rfloor \geq \lfloor N/10 \rfloor \end{cases} \\ g(k) = \exp[(k/k_{\text{max}})^{-0.2}] - 1 \end{cases} \quad (12)$$

式中: $\lfloor * \rfloor$ 为向下取整; k 为算法迭代次数; k_{max} 为

算法的最大迭代次数; N 为人工狼总数。

2.3 蚁群算法中的信息素启发规则

蚁群算法模拟自然界中蚁群觅食机制, 采用了分布式正反馈并行计算机制^[21-22]。WTA 问题中蚂蚁各自构建其目标分配方案, 蚂蚁从第 1 架 UAV 开始在所有目标中选择一个目标分配给该 UAV; 接着对第 2 架 UAV, 蚂蚁 s 在当前运行分配的目标集合中选择一个目标分配给该 UAV; 依此顺序分配, 指导完成全部目标分配^[8]。算法中信息素启发的具体规则如下:

1) 状态转移规则。蚂蚁 s 依据伪随机规则选择目标 g 分配给第 u 架 UAV。

$$g = \begin{cases} \arg \max \{ \tau_{ut}(k)^\alpha \cdot \eta_{ut}^\beta \} & q \leq q_0 \\ G & q > q_0 \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\tau_{ut}(k)$ 为 k 时第 u 架 UAV 与目标 t 之间的信息素, k 即迭代次数; η_{ut} 为与问题相关的启发信息, 在火力分配问题中, η_{ut} 根据数学模型的最优准则给定, 本文设为第 u 架 UAV 对目标 t 单次杀伤概率与目标 t 价值的积; α 和 β 分别为 τ_{ut} 和 η_{ut} 的相对重要性; q 为 0 ~ 1 之间均匀分布的随机数; q_0 ($0 \leq q_0 \leq 1$) 为一个指定常数; G 为依据如下随机比例规则从 allowed_s 中选择一个目标。

$$p_{ug}^s(k) = \begin{cases} \frac{\tau_{ug}(k)^\alpha \cdot \eta_{ug}^\beta}{\sum_{t \in \text{allowed}_s} \tau_{ut}(k)^\alpha \cdot \eta_{ut}^\beta} & g \in \text{allowed}_s \\ 0 & g \notin \text{allowed}_s \end{cases} \quad (14)$$

式中: allowed_s 为蚂蚁 s 当前可分配的目标集; η_{ug} 为第 u 架 UAV 对目标 g 单次杀伤概率与目标 g 价值的积; $\tau_{ug}(k)$ 为 k 时第 u 架 UAV 与目标 g 之间的信息素。

2) 信息素更新规则。当一次迭代过程结束后, 根据当前最优目标函数值 F_{\max} 及其对应解 \mathbf{X}_{best} , 按式(15)全局更新规则对信息素进行调整:

$$\tau_{ug}(k+1) = (1 - \rho)\tau_{ug}(k) + \rho\Delta\tau_{ug} \quad (15)$$

式中: $\Delta\tau_{ug}$ 为第 u 架 UAV 选择目标 g 相应信息素增量; ρ 为信息素挥发因子, $0 < \rho < 1$ 。

$$\Delta\tau_{ug} = \begin{cases} \frac{Q}{F_{\max}(k)} & x_{ug} \in \mathbf{X}_{\text{best}}(k) \\ 0 & x_{ug} \notin \mathbf{X}_{\text{best}}(k) \end{cases} \quad (16)$$

式中: Q 为信息素强度, 是一个常数; $F_{\max}(k)$ 为第 k 次迭代目标函数最优值; $\mathbf{X}_{\text{best}}(k)$ 为对应的最优解。

2.4 算法改进策略

为强化对解空间的学习, 避免陷入局部最优, 提高算法寻优效率, 在求解火力分配的 WPA 基础上提出了 PHWPA, 针对 WPA 的游走行为和更新机制做出如下改进:

1) 在人工狼搜索过程中, 增加信息素引导, 可以理解为狼群搜捕猎物的过程形成了一定记忆。在游走行为中, 对人工狼位置执行游走算子时, 相应编码位由选取随机数改为按照式(13)、式(14)选取新位置。

2) 在更新狼群过程中使用信息素, 这一过程可以理解为: 一方面新的人工狼继承了头狼的优良基因, 另一方面采用信息素引导使新的人工狼传承了整个狼群在捕猎中形成的“智慧”, 符合自然界种群繁衍进化的特点。在狼群更新机制中, 新人工狼按照式(12)产生时, 同样其编码位按照式(13)、式(14)计算其改变值。

信息素更新的时机选择在每次迭代时狼群完成围猎之后、更新狼群之前, 利用头狼位置信息及其目标函数值按式(15)对信息素进行全局更新, 不断更新的信息素代表着狼群在整个捕猎过程中形成的捕猎“智慧”, 有利于该智能优化算法对解空间进行更好的学习。

2.5 PHWPA 的实现步骤

步骤 1 初始化。人工狼总数 N , 初始化每匹人工狼的位置 \mathbf{X}_i , 最大迭代次数 k_{\max} , 更新比例因子 U , 最大游走次数 T_{\max} , 各步长 step_a 、 step_b 、 step_c , 判定距离 d_{near} , 信息素的启发因子 α , 期望启发因子 β , 信息素强度 Q , 信息素挥发因子 ρ 以及常数 q_0 , 信息素初值 τ_{initial} , 最大值 τ_{\max} , 最小值 τ_{\min} 。

步骤 2 计算各人工狼的目标函数值。选取头狼, 其余人工狼执行游走行为, 利用式(13)、式(14)更新, 直到某匹人工狼感知的猎物气味浓度(目标函数值)大于头狼感知的气味浓度, 或达到最大游走限制次数, 转入步骤 3。

步骤 3 除头狼外的所有人工狼执行召唤行为,向发出召唤的头狼进行奔袭。若奔袭过程中, 人工狼感知的气味浓度大于头狼所感知的气味浓度, 则进行头狼更替, 之后人工狼向新的头狼位置奔袭, 直到人工狼与头狼的距离 $d \leq d_{\text{near}}$, 转入步骤 4。

步骤 4 除头狼外的所有人工狼执行围攻行为。将头狼所在位置视为猎物的位置, 参与围攻的人工狼位置根据式(10)进行变换并进行贪婪决策。

步骤 5 全局信息素更新。根据当前头狼位置信息及其所感知的猎物气味浓度, 根据式(15)、式(16)对全局信息素进行更新。

步骤 6 狼群更新。按照狼群更新机制, 更新 N_{new} 匹人工狼, 新人工狼变化的编码位相应数值按照式(13)、式(14)计算得到。

步骤 7 判断是否结束。判断是否达到优化精度要求或最大迭代次数 k_{\max} , 若达到则输出头狼的位置, 即所求问题的最优解, 否则转步骤 2。

综上,可得出基于 PHWPA 的火力分配流程,如图 2 所示。

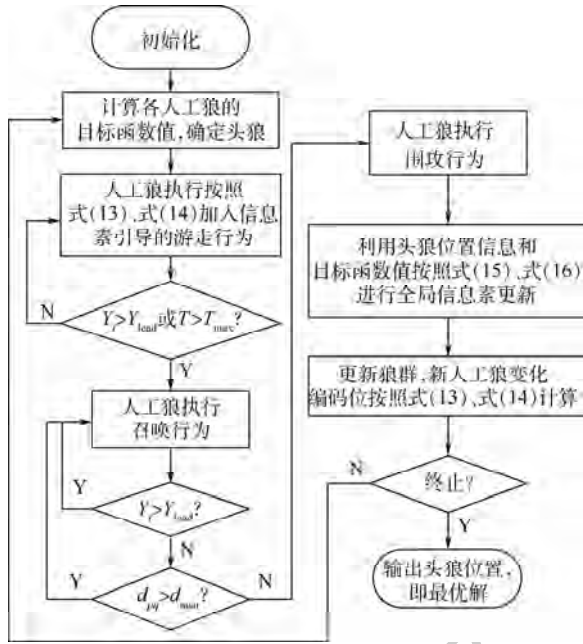


图 2 基于 PHWPA 的火力分配流程

Fig. 2 WTA flowchart based on PHWPA

3 算法验证及仿真

为验证 PHWPA 求解火力分配问题的可行性和有效性,进行了仿真实验,算例参考文献[11]。

设 UAV 集群共有 4 种型号,每型 4 架,需要协同攻击 10 个目标。UAV 编号与目标标号如表 1 所示。

表 1 无人机编号与目标编号

UAV 型号	UAV 编号	目标编号
I 型	V1 ~ V4	T1 ~ T10
II 型	V5 ~ V8	T1 ~ T10
III 型	V9 ~ V12	T1 ~ T10
IV 型	V13 ~ V16	T1 ~ T10

UAV 集群中作战单元对目标的杀伤概率矩阵为 P 。

各目标的杀伤概率门限 P_{d_j} 均设为 0.9。各目标的价值矩阵 $W = [0.6, 0.7, 0.3, 0.5, 0.6, 0.35, 0.65, 0.55, 0.4, 0.75]$ 。

$$P = \begin{bmatrix} 0.54 & 0.83 & 0.90 & 0.88 & 0.75 & 0.66 & 0.86 & 0.81 & 0.77 & 0.63 \\ 0.75 & 0.82 & 0.90 & 0.77 & 0.90 & 0.79 & 0.81 & 0.65 & 0.59 & 0.82 \\ 0.81 & 0.75 & 0.87 & 0.53 & 0.80 & 0.90 & 0.61 & 0.80 & 0.73 & 0.81 \\ 0.85 & 0.80 & 0.91 & 0.85 & 0.85 & 0.84 & 0.59 & 0.77 & 0.64 & 0.66 \\ 0.70 & 0.72 & 0.73 & 0.89 & 0.77 & 0.67 & 0.85 & 0.68 & 0.85 & 0.83 \\ 0.83 & 0.59 & 0.55 & 0.91 & 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.88 & 0.77 & 0.65 \\ 0.85 & 0.84 & 0.59 & 0.77 & 0.86 & 0.85 & 0.78 & 0.66 & 0.61 & 0.77 \\ 0.80 & 0.73 & 0.61 & 0.90 & 0.89 & 0.66 & 0.78 & 0.91 & 0.84 & 0.57 \\ 0.67 & 0.64 & 0.85 & 0.88 & 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.88 & 0.81 & 0.56 \\ 0.83 & 0.85 & 0.89 & 0.81 & 0.72 & 0.73 & 0.89 & 0.77 & 0.92 & 0.66 \\ 0.84 & 0.89 & 0.77 & 0.88 & 0.57 & 0.77 & 0.82 & 0.79 & 0.81 & 0.65 \\ 0.86 & 0.85 & 0.88 & 0.66 & 0.85 & 0.88 & 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.84 \\ 0.65 & 0.71 & 0.81 & 0.56 & 0.77 & 0.86 & 0.85 & 0.71 & 0.66 & 0.61 \\ 0.89 & 0.86 & 0.78 & 0.66 & 0.85 & 0.80 & 0.64 & 0.85 & 0.85 & 0.84 \\ 0.56 & 0.73 & 0.63 & 0.88 & 0.59 & 0.77 & 0.86 & 0.85 & 0.71 & 0.87 \\ 0.90 & 0.67 & 0.82 & 0.68 & 0.61 & 0.80 & 0.89 & 0.88 & 0.78 & 0.66 \end{bmatrix}$$

采用本文的 PHWPA、WPA、ACO 算法、最大最小蚁群(MMAS)算法、模拟退火离散粒子群算法(SA-DPSO)^[11]以及仅在更新狼群时使用信息素的 PHWPA1、仅在探狼搜索过程使用信息素引导的 PHWPA2 分别对该火力分配问题进行优化求解。最大迭代次数均为 100,涉及 WPA 的参数:狼群规模 $N_w = 32$,更新比例因子 $U_w = 6$,游走次数 $T_{max} = 10$,游走步长 $step_a = 2$,奔袭步长 $step_b = 4$,围攻步长 $step_c = 1$,判定距离 $d_{near} = 2step_b$;涉及 ACO

算法的参数:蚁群规模 $N_a = 32$, $\alpha = 2$, $\beta = 5$, $Q = 20$, $\rho = 0.4$, $q_0 = 0.8$,信息素初始值 $\tau_{initial} = 10$,信息素最大值 $\tau_{max} = 10$,信息素最小值 $\tau_{min} = 2$ 。

图 3 表示采用 PHWPA 得出的最优方案,该火力分配方案共使用 4 型 13 架 UAV 攻击 10 个目标,具体 UAV 与目标对应分配情况如表 2 所示。表 3 中各目标杀伤概率均达到杀伤概率门限指标要求,方案表明在保证任务完成的情况下减少了 UAV 作战单元的消耗,有利于保持 UAV 集

群整体优势。

由图4、图5可看出,因为初始狼群、蚁群是随机产生的,所以每次迭代会略有不同,为检验PHWPA的收敛性,并证明其有效性。对各算法分别进行了100多次仿真实验,算法收敛趋势基本一致,PHWPA与各算法目标函数值变化情况如图5所示,可以看出,PHWPA能够迅速收敛至

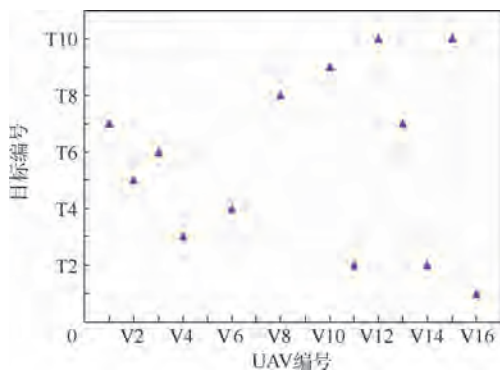


图3 无人机-目标最优分配方案

Fig.3 Optimal UAV-target assignment

表2 最优攻击分配方案

Table 2 Optimal UAV-target assignment

UAV型号	UAV 编号				对应分配目标编号			
I型	V1	V2	V3	V4	T8	T5	T6	T3
II型	V5	V6	V7	V8	-	T4	-	T8
III型	V9	V10	V11	V12	-	T9	T2	T10
IV型	V13	V14	V15	V16	T7	T2	T10	T1

表3 各目标杀伤概率

Table 3 Kill probability of each target

目标编号	杀伤概率
T1	0.9
T2	0.985
T3	0.91
T4	0.91
T5	0.9
T6	0.9
T7	0.979
T8	0.91
T9	0.92
T10	0.979

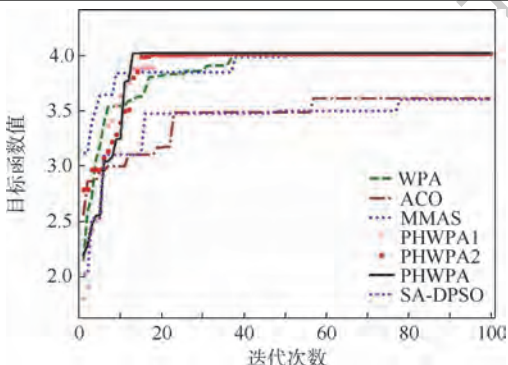


图4 各算法最优值迭代过程

Fig.4 Iterative process of optimal value of each algorithm

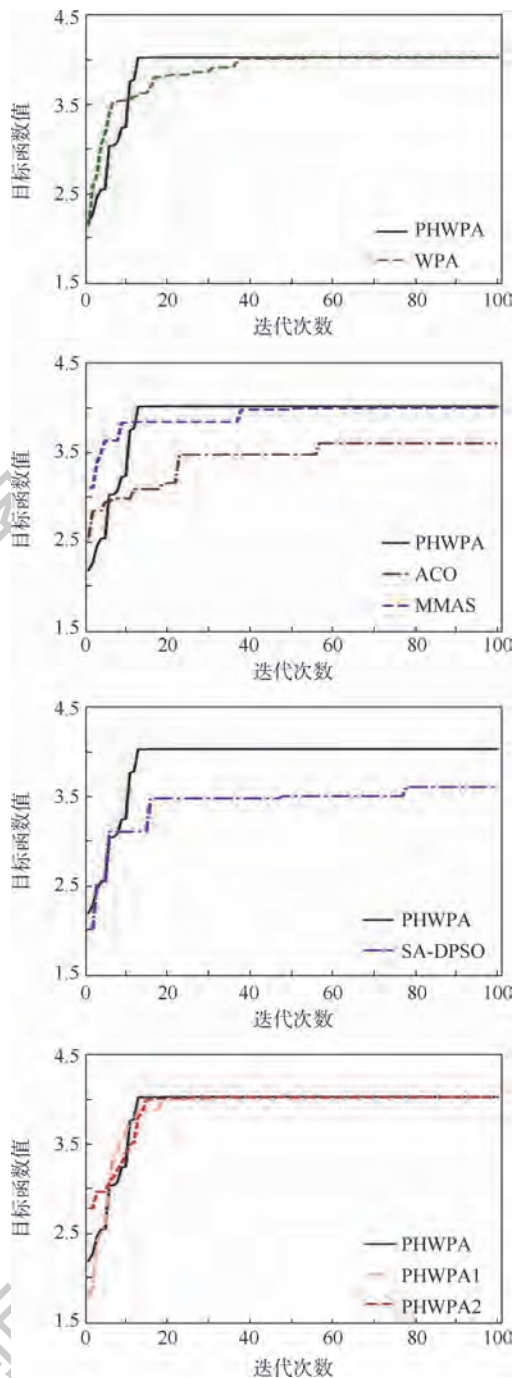


图5 PHWPA与其他算法迭代过程比较

Fig.5 Comparison of iterative process between PHWPA and other algorithms

全局最优解,并且每次仿真均可以收敛至最优解;WPA收敛至全局最优解时间较长,收敛速度相对较慢,且部分解是局部最优解;基本ACO算法收敛速度慢,且常陷入局部最优解;MMAS算法收敛趋势与WPA相近,且部分解为局部最优解;SA-DPSO算法能够稳定收敛,但常陷入局部最优解;PHWPA1、PHWPA2收敛趋势与PHWPA较为接近,但实验中这2种算法也存在收敛速度慢、陷入局部最优解的情况,不如PHWPA收敛情况稳定。因此,本文提出的PHWPA能够有效提高对

全局最优解的寻优效率。

4 结 论

UAV 集群作战是 UAV 自主作战发展的必然趋势,战场环境下 UAV 集群协同攻击多目标的火力分配问题研究具有重要意义。

1) 针对 UAV 集群进攻作战火力分配问题进行了研究,主要考虑达成有效杀伤目的、同时节约 UAV 火力资源且满足任务约束等要求,建立了合理的火力分配数学模型。

2) 在使用 WPA 进行模型求解中,重新设计了游走、召唤算子,并在智能行为中描述新算子的具体应用。

3) 针对 WPA 在解决火力分配问题时易陷入局部最优解的问题,提出了 PHWPA,引入 ACO 算法中信息素启发机制,强化了人工狼群对搜索空间的认知,对狼群算法搜索环节进行启发式引导,赋予了人工狼群“记忆”,在人工狼群更新环节引入信息素启发,继承了狼群的捕猎“智慧”,提升了狼群算法的搜索效率。

仿真结果表明,该优化算法是快速且有效的,在寻优精度和稳定上都有较好的表现,为研究 UAV 集群作战系统火力分配问题提供了一种新的解决方案。

参 考 文 献 (References)

[1] 罗德林,徐阳,张金鹏. 无人机集群对抗技术新进展[J]. 科技导报,2017,35(7):26-31.
LUO D L, XU Y, ZHANG J P. New progresses on UAV swarm confrontation [J]. Science & Technology Review, 2017, 35(7): 26-31 (in Chinese).

[2] 牛轶峰,肖湘江,柯冠岩. 无人机集群作战概念及关键技术分析[J]. 国防科技,2013,34(5):37-43.
NIU Y F, XIAO X J, KE G Y. Operation concept and key techniques of unmanned aerial vehicle swarms [J]. National Defense Science & Technology, 2013, 34(5): 37-43 (in Chinese).

[3] 段海滨,申燕凯,王寅,等. 2018 年无人机领域热点评述[J]. 科技导报,2019,37(3):82-90.
DUAN H B, SHEN Y K, WANG Y, et al. Review of technological hot spots of unmanned aerial vehicle in 2018 [J]. Science & Technology Review, 2019, 37(3): 82-90 (in Chinese).

[4] LLOYD S P, WITSENHAUSEN H S. Weapon allocations is NP-complete [C]//IEEE Summer Conference on Simulation. Piscataway: IEEE Press, 1986:88-95.

[5] 张永利,计文平,宋本钦. 舰空导弹对空中目标打击辅助决

策研究[J]. 指挥控制与仿真,2019,41(3):19-23.
ZHANG Y L, JI W P, SONG B Q. Research on auxiliary decision of surface-to-air missiles strike to air targets [J]. Command Control & Simulation, 2019, 41(3): 19-23 (in Chinese).

[6] 董朝阳,路遥,王青. 改进的遗传算法求解火力分配优化问题[J]. 兵工学报,2016,37(1):97-102.
DONG C Y, LU Y, WANG Q. Improved genetic algorithm for solving firepower distribution [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(1): 97-102 (in Chinese).

[7] 吴凯,徐利,孙海涛. 防空作战火力资源优化分配研究[J]. 空天防御,2019,2(2):5-8.
WU K, XU L, SUN H T. Research on optimal assignment of fire resources in air-defense operations [J]. Air & Space Defense, 2019, 2(2): 5-8 (in Chinese).

[8] 罗德林,段海滨,吴顺详,等. 基于启发式蚁群算法的协同多目标攻击空战决策研究[J]. 航空学报,2006,27(6):1166-1170.
LUO D L, DUAN H B, WU S X, et al. Research on air combat decision-making for cooperative multiple target attack using heuristic ant colony algorithm [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1166-1170 (in Chinese).

[9] 段海滨,丁全心,常俊杰,等. 基于并行蚁群优化的多UCAV任务分配仿真平台[J]. 航空学报,2008,29(S):S192-S197.
DUAN H B, DING Q X, CHANG J J, et al. Multi-UCAVs task assignment simulation platform based on parallel ant colony optimization [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(S): S192-S197 (in Chinese).

[10] 魏政磊,赵辉,黄汉桥,等. 基于 SAGWO 算法的UCAVs动态协同任务分配[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(8):1651-1664.
WEI Z L, ZHAO H, HUANG H Q, et al. Dynamic UCAVs cooperative task allocation based on SAGWO algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1651-1664 (in Chinese).

[11] 李俨,董玉娜. 基于 SA-DPSO 混合优化算法的协同空战火力分配[J]. 航空学报,2010,31(3):626-631.
LI Y, DONG Y N. Weapon-target assignment based on simulated annealing and discrete particle swarm optimization in cooperative air combat [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 626-631 (in Chinese).

[12] 顾佼佼,赵建军,颜曦,等. 基于 MODPSO-GSA 的协同空战武器目标分配[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):252-258.
GU J J, ZHAO J J, YAN J, et al. Cooperative weapon-target assignment based on multi-objective discrete particle swarm optimization-gravational search algorithm in air combat [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 252-258 (in Chinese).

[13] 李天龙,张军超. 基于融合算法的空-地多目标攻击火力分配[J]. 电光与控制,2019,26(11):56-59.
LI T L, ZHANG J C. Air-to-ground multi-target attack firepower

- assignment based on fusion algorithm[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(11):56-59 (in Chinese).
- [14] 邱少明, 胡宏章, 杜秀丽, 等. 基于 DDE 改进蝙蝠算法的动态火力分配方法[J]. 现代防御技术, 2019, 47(6):61-67.
QIU S M, HU H Z, DU X L, et al. Dynamic fire distribution method using improved bat algorithm based on DDE[J]. Modern Defence Technology, 2019, 47(6):61-67 (in Chinese).
- [15] 吴虎胜, 张凤鸣, 吴庐山. 一种新的群体智能算法——狼群算法[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(11):2430-2438.
WU H S, ZHANG F M, WU L S. New swarm intelligence algorithm-Wolf pack algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(11):2430-2438 (in Chinese).
- [16] 吴虎胜, 张凤鸣, 战仁军, 等. 求解 0-1 背包问题的二进制狼群算法[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(8):1660-1667.
WU H S, ZHANG F M, ZHAN R J, et al. A binary wolf pack algorithm for solving 0-1 knapsack problem[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(8):1660-1667 (in Chinese).
- [17] 吴虎胜, 张凤鸣, 战仁军, 等. 利用改进的二进制狼群算法求解多维背包问题[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(5):1084-1091.
WU H S, ZHANG F M, ZHAN R J, et al. Improved binary wolf pack algorithm for solving multidimensional knapsack problem[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(5):1084-1091 (in Chinese).
- [18] 刘永兰, 李为民, 吴虎胜, 等. 基于狼群算法的无人机航迹规划[J]. 系统仿真学报, 2015, 27(8):1838-1843.
LIU Y L, LI W M, WU H S, et al. Track planning for unmanned aerial vehicles based on wolf pack algorithm[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(8):1838-1843 (in Chinese).
- [19] 惠晓滨, 郭庆, 吴娉娉, 等. 一种改进的狼群算法[J]. 控制与决策, 2017, 32(7):1164-1172.
HUI X B, GUO Q, WU P P, et al. An improved wolf pack algorithm[J]. Control and Decision, 2017, 32(7):1164-1172 (in Chinese).
- [20] 钱荣鑫. 一种基于文化机制的狼群算法[J]. 信息技术, 2015, 39(12):98-102.
QIAN R X. A wolf pack algorithm based on cultural mechanism[J]. Information Technology, 2015, 39(12):98-102 (in Chinese).
- [21] DORIGO M, MANIEZZO V, COLORNI A. The ant system optimization by a colony of cooperating agents[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics—Part B, 1996, 26(1):1-13.
- [22] 段海滨. 蚁群算法原理及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005:24-29.
DUAN H B. Principle and application of ant colony algorithm[M]. Beijing: Science Press, 2005:24-29 (in Chinese).

作者简介:

刘森琪 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 辅助决策、作战仿真。

王鸿 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 作战实验、作战仿真。

于宁宇 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 辅助决策、作战仿真。

郝礼楷 男, 研究实习员。主要研究方向: 辅助决策、作战仿真。

Weapon-target assignment in UAV cluster based on pheromone heuristic wolf pack algorithm

LIU Senqi^{*}, WANG Hong, YU Ningyu, HAO Likai

(PLA Troop 66133, Beijing 100041, China)

Abstract: Unmanned Aerial Vehicle (UAV) cluster operation is an important mode of intelligent warfare in the future. In order to give full play of the overall operational advantages of UAV cluster, a mathematical model is constructed to solve the Weapon-Target Assignment (WTA) problem in UAV cluster attacks and obtain the optimal scheme. The constraints of mission completion, effective killing and attack consumption are established in the model, which can meet the requirements of the mission, and also save the consumption of UAV combat units to maintain the power of UAV cluster. The improved Wolf Pack Algorithm (WPA) with scouting and summoning operators is used to solve the model. To obtain the higher global optimization efficiency and avoid trapping in local optimum, the weapon-target assignment in UAV cluster attack based on Pheromone Heuristic Wolf Pack Algorithm (PHWPA) is proposed to improve WPA's scouting behavior and renewable mechanism by using pheromone heuristic rules from Ant Colony Optimization (ACO). The simulation results show that the proposed method is effective. Compared with several algorithms, PHWPA has more efficient search ability. The proposed method can provide support for firepower planning of UAV cluster.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV); Weapon-Target Assignment (WTA); Wolf Pack Algorithm (WPA); Ant Colony Optimization (ACO) algorithm; pheromone heuristic rules

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0212

基于多约束因子图优化的无人车定位与建图方法



牛国臣*, 王瑜

(中国民航大学 机器人研究所, 天津 300300)

摘 要: 针对目前在特定场景下应用的低速无人车定位系统极度依赖全球导航卫星系统(GNSS),存在定位精度不高、漂移误差大、受环境影响严重等问题,提出一种低成本、高精度的无人车定位与建图方法。该方法基于三维激光定位与建图(SLAM)技术。首先,使用点云主成分分析(PCA)实现基于特征匹配的激光里程计;其次,将GNSS位置信息、点云分割聚类得到的地平面和点云聚类特征作为位姿约束分别加入图优化框架,消除激光里程计的累积误差;最后,得到最优位姿和大规模场景的点云地图,以实现无人车的自主定位导航。利用包含大型户外城市街道环境的KITTI数据集对所提出的SLAM算法进行了评估,结果表明:系统在3 km运动距离情况下定位偏差可控制在1.5 m以下,在局部精度和全局一致性方面均优于其他里程计系统,为无人车的定位提供了新思路。

关键词: 图优化; 三维激光定位与建图(SLAM); 点云分割; 主成分分析(PCA); 无人车

中图分类号: V249.32; TP242

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0306-09

无人车沿着特定路线行驶,实现如机场摆渡车、观光车,在工厂或封闭园区巡逻、货物搬运^[1]、卫生清扫以及安保监测^[2]等功能,已经成为未来的发展趋势。定位问题是无人驾驶中的关键问题^[3]。最常见的定位方法是基于全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS),其中全球定位系统(Global Positioning System, GPS)创立时间较早,应用最为广泛,使用基于载波相位的差分GPS技术RTK定位精度可达到分米级^[4]。但是在实际应用中,树木、楼房建筑物等高大物体的遮挡均会对GPS信号的强度产生影响,导致定位失效。为了克服信号不足的问题,常用卡尔曼滤波器将GPS与惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)耦合^[5-6],但是高精度惯性导航元件较为昂贵,且存在累积误差。近年来结合高精度地图(High Definition Map, HD

Map)^[7]的无人车匹配定位发展较为迅速^[8],但HD Map的构建需要昂贵的测绘系统和人工标注等复杂的后处理步骤^[9],成本十分昂贵,不适用于特定场景下无人车的大规模应用,构建一个低成本、可靠且在复杂环境下鲁棒的定位与建图系统已成为无人车产业级应用的需求。

为了解决上述问题,机器人导航领域的关键技术之一,同时定位与建图(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)技术被用于解决无人驾驶的定位问题^[10-11]。其中,基于激光雷达的三维激光定位与建图(SLAM)方法不受光照影响,数据量相对较少,创建的地图精度更高,在无人车中应用更为广泛。Zhang和Singh^[12]提出了一种基于激光雷达的实时定位和地图(LiDAR Odometry and Mapping, LOAM)构建方法,该方法通过激光雷达来获取点云图,并使用非线性最小二乘优

收稿日期: 2020-05-25; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-08-03 10:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200803.1014.001.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(3122019043); 天津市科技计划(17ZXHLGX00120)

* 通信作者。E-mail: niu_guochen@139.com

引用格式: 牛国臣, 王瑜. 基于多约束因子图优化的无人车定位与建图方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 306-314.
NIU G C, WANG Y. Unmanned vehicle positioning and mapping method based on multi-constraint factor graph optimization[J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 306-314 (in Chinese).

化方法来优化角点和平面点的距离,同步实现了高频率的里程计和低频率的建图,实时性较好,但由于缺少后端优化,累积误差导致所建点云地图欠准确,全局一致性低。Shan 和 Englot^[13]在 LOAM 框架基础上,提出了改进方案 Lego-LOAM,使用迭代最近点(Iterative Closest Point, ICP)算法实现了闭环检测和全局优化的建图功能,利用高层次几何特征提高了空间结构的描述效率,但该方法所建地图为较稀疏的特征点地图,难以用于定位。Ji 等^[14]提出了一种改进 LOAM 方案,在 LOAM 的框架中加入了 GPS 约束,该方法在局部估计中获得了较高的准确性, GPS 先验信息可消除部分激光里程计带来的累积误差,但点云地图的“重影”问题明显。Deschaud^[15]提出了一种扫描到模型(Scan to Model)的匹配方法,通过最小化当前点到以隐式移动最小二乘(Implicit Moving Least Squares, IMLS)表示的表面之间的距离来完成位姿估计,实现了稳定准确的点云匹配,但计算量大,难以用于实际系统。Chen 等^[16]提出了一种基于语义特征的改进 LOAM 方案,用于森林中树木模型的检测,但该方法仅对环境中的树木的语义特征进行提取,对于无人车应用场景来说,单一的环境特征远远不够,并且还需要考虑大规模点云语义分割带来的计算量问题。

综上,以 LOAM 为首的激光里程计作为应用程度最为广泛的激光 SLAM 主流方案,仍存在大规模场景中无法消除累积误差、所建的点云地图无法用于定位的问题。而 Lego-LOAM 等增加了闭环约束的改进方案,使系统增加对历史观测信息的判断、保存和校正,提高轨迹的全局一致性,构建较精确的全局地图,提高地图精度。增加了 GNSS 以及地平面等先验环境信息的方案,为 SLAM 系统后端增添约束,可显著优化激光里程计的误差,提高姿态精度。在实际应用中,无论是姿态精度还是地图精度均会影响无人车的定位效果。目前虽然有一些研究提出了较为完整的 SLAM 方案,但都处于研究阶段,未考虑无人车的实际应用场景。

基于此,本文设计了一个低成本、高精度的无人车定位与建图系统,为满足实时性,提出一种基于主成分分析(PCA)算法进行点云特征提取与匹配的激光里程计。针对点云地图的“重影”和激光里程计的累积误差问题,从因子图优化角度构建了一个完整的三维激光 SLAM 系统,将 GNSS(以 GPS 为例)及地平面等先验信息和基于聚类特征的闭环检测使用图优化框架融合到 SLAM 系

统中,并使用 KITTI 数据集测试了该系统的性能。

1 系统概述

本文所提出的算法框架如图 1 所示。首先,对点云数据进行运动补偿、体素滤波和分割等预处理操作;其次,在前端实现一个基于特征匹配的激光里程计,将地平面约束、GPS 约束作为一元边,聚类特征作为闭环约束加入到图中,在后端进行位姿图优化,得到最优位姿,增量显示轨迹并存储相应帧的点云数据构建点云地图。

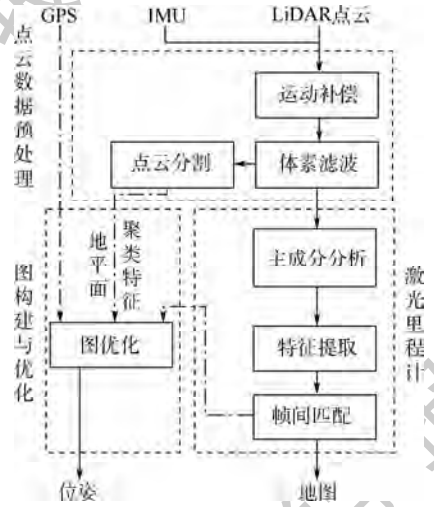


图 1 系统整体结构

Fig. 1 Overall structure of system

1) LiDAR 坐标系 L , 其原点位于 LiDAR 的几何中心。 X 轴指向前方、 Y 轴指向左侧、 Z 轴指向上方。在时间 t_k 扫描的点 i 表示为 $\mathbf{X}_{(k,i)}^L$ 。

2) IMU 坐标系 I , 以 IMU 重心为坐标原点, 分别沿 IMU 水平轴和纵向轴设置 X 轴和 Y 轴, Z 轴垂直于 XY 平面。

3) 世界坐标系 W , 其原点位于初始位置。存储的地图点 i 表示为 $\mathbf{X}_{(k,i)}^W$ 。

本文假设在传感器数据处理过程中涉及到的坐标转换均属于刚体变换, 用平移和四元数来表示, 如 k 到 $k+1$ 时刻世界坐标系下车辆的位姿变换即表示为 $\mathbf{T}_{(k,k+1)}^W = [x, y, z, \theta_x, \theta_y, \theta_z]^T$, x 、 y 和 z 为各个方向的位移, θ_x 、 θ_y 和 θ_z 为旋转角度。

2 SLAM 方案

在本节中将介绍激光 SLAM 系统的各个子模块, 包括点云预处理、激光里程计、多约束因子图和图优化等 4 个模块, 并对其理论内容进行推导。

2.1 点云预处理

根据 LiDAR 的扫描方法, 按空间和时间顺序

记录这些点以进行遍历。由于在 LiDAR 的扫描过程中,车辆已经移动,为此引入 IMU 位姿信息^[12]对 LiDAR 运动进行补偿,得到去除点云畸变的当前帧。激光点云信息量巨大,在进行帧间匹配之前,将输入点云 S 经过体素滤波去除噪点和地面点,对剩下的点云进行欧氏聚类,滤除动态物体等无效点。

本文提出一种轻量级地平面分割方法。设定无人车前进的方向为世界坐标系 X 轴的正方向,将点云的三维空间 XYZ 降到二维平面 XY ,根据激光雷达投影到地面的射线中前后两点的坡度是否大于事先设定的坡度阈值来判断点是否为地面点。

激光雷达安装在车辆顶部并与地面平行,雷达由下至上分布多个激光器,发出一系列放射状激光束,这些激光束在平地上即表现为一条射线,如图 2 所示。

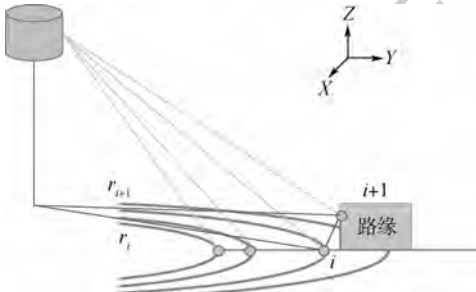


图 2 地平面分割方法示意

Fig. 2 Schematic diagram of ground plane segmentation method

因雷达安装高度固定,对于平坦的地面,可以根据 LiDAR 返回的坐标值得到点到 LiDAR 的距离,对于任一点 $i, i \in S$ 有

$$\begin{cases} \theta_i = \arctan \left[\left(\frac{y_i}{x_i} \right) \cdot \frac{180}{\pi} \right] \\ r_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2} \end{cases} \quad (1)$$

式中: x_i 和 y_i 为 i 点在 LiDAR 坐标系 L 下的坐标位置; θ_i 为点相对于车头正方向 (X 方向) 的夹角; r_i 为 i 点到 LiDAR 的水平距离。

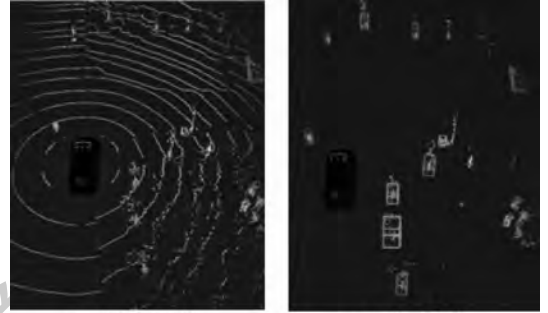
将同一射线上的点按照水平距离 r_i 排序,计算同一条射线上相邻两点的坡度。

$$a_{i,i+1} = \frac{|z_{i+1} - z_i|}{h} \quad (2)$$

式中: z_i 为 i 点的垂直高度; $a_{i,i+1}$ 为 i 点和 $i+1$ 点之间的坡度; h 为 LiDAR 的安装高度。

为了避免地面不平或是 LiDAR 并未完全平行于地面安装等微小因素引起的检测误差,定义一个阈值 $th_{regular}$,将式(2)结果与此阈值作比较,当 $a_{i,i+1} < th_{regular}$ 即将 i 点归为地面点。

对去除地面点后的点云进行欧氏聚类,为了达到更好的聚类效果,在以 LiDAR 为圆心的不同距离区域内使用不同的聚类半径阈值,效果如图 3 所示。



(a) 地平面分割 (b) 点云聚类

图 3 点云预处理效果

Fig. 3 Point cloud pretreatment effect

场景中的运动物体严重影响建图过程的准确性,但是从扫描中删除所有动态对象,需要场景的高水平语义信息,对点云进行语义分割耗时较长,不适用于实时系统。本文通过删除小型物体来替代动态物体删除,从场景中丢弃那些尺寸被认为可能是动态物体的对象。将可能是行人、汽车、公交车或者货车等小的点类去除,移除聚类边界框 X 方向上小于 10 m, Y 方向上小于 5 m, Z 方向上小于 4 m 的点类,保留足够的大型基础设施信息,如墙壁、栅栏、立面和树木(高度超过 4 m),确保激光雷达里程计特征匹配过程中角点和边缘等特征信息足够。

2.2 激光里程计

LOAM 根据激光雷达的特性,按照扫描线的空间顺序和时间顺序提取特征点。在本文中对其简化,引入主成分分析计算点云主方向,以满足计算的实时性和准确性要求。当前帧点云表示为

$$P = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_i & y_i & z_i \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_n & y_n & z_n \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: x_i, y_i 和 $z_i, i \in (1, 2, \dots, n)$ 为经过点云坐标系到世界坐标系的坐标转换后的点云坐标。

将点云分别投影到 X 轴、 Y 轴和 Z 轴上,计算协方差矩阵为

$$C = \begin{bmatrix} \text{cov}(x, x) & \text{cov}(x, y) & \text{cov}(x, z) \\ \text{cov}(y, x) & \text{cov}(y, y) & \text{cov}(y, z) \\ \text{cov}(z, x) & \text{cov}(z, y) & \text{cov}(z, z) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: cov 为协方差算子,对每个点分别计算其 x 坐标、 y 坐标以及 z 坐标之间的协方差。例如, $cov(x,y)$ 为 x 坐标与 y 坐标之间的方差,当 $cov(x,y) > 0$ 时, x 和 y 正相关, $cov(x,y) = 0$ 时, x 和 y 相互独立。协方差由式(5)计算:

$$cov(x,y) = \frac{\sum_{i=1}^n x_i y_i}{n-1} \quad (5)$$

式中: x_i 和 y_i 为点云坐标; n 为当前帧点云中点的个数。

计算协方差矩阵 C 的特征值和特征向量,根据特征值将特征向量从大到小排列,组成特征矩阵 U 。

设点 i 为在 t_k 处获得的特征矩阵 U_k 中的点, R 点为 i 周围 10 个连续点的集合,通过围绕点 i 的 10 个矢量之和的范数的大小来评估点 i 附近局部表面的光滑度。定义光滑度 c 为

$$c = \left\| \sum_{j \in R, j \neq i} (\mathbf{X}_{(k,i)}^W - \mathbf{X}_{(k,j)}^W) \right\| \quad (6)$$

式中: $\mathbf{X}_{(k,i)}^W$ 为世界坐标系下 k 时刻扫描点 i 的向量表示, i 和 j 均为 R 中的点; $\mathbf{X}_{(k,j)}^W$ 为扫描点 j 的向量表示。

根据点的时间戳将 U_k 分为 4 个部分,并根据光滑度 c 的值对每个部分进行排序,选择值最大的 2 个点作为拐角点,值最小的 4 个点为平面点。

在进行帧间匹配时,同一帧内的 2 个连续角点可以形成一条边缘线,3 个平面点可以形成一个平面。利用帧间变换矩阵 T 将 $k+1$ 帧的点变换回第 k 帧,则属于 $k+1$ 帧的角点和平面点分别到属于 k 帧的边缘线以及平面的距离应该为 0,设该距离的向量形式为 d , T 的初值可由 IMU 提供的车辆位姿得到。求 d 的最优值即是一个典型的非线性最小二乘问题。使用 Levenberg-Marquardt (L-M) 优化方法最小化 d , 得到最优的 T :

$$\mathbf{T}_{(k,k+1)}^W \leftarrow \mathbf{T}_{(k,k+1)}^W - (\mathbf{J}^T \mathbf{J} + \lambda \text{diag}(\mathbf{J}^T \mathbf{J})^{-1}) \mathbf{J}^T \mathbf{d} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{J} = \partial d(\mathbf{T}_{(k,k+1)}^W) / \partial \mathbf{T}_{(k,k+1)}^W$ 为雅可比矩阵; λ 为迭代步长系数; 一系列 $\mathbf{T}_{(k,k+1)}^W$ 乘积为世界坐标系 W 中车辆的位姿变换。

2.3 多约束因子图

因子图由“顶点”和“边”组成^[17],具体到 SLAM 问题中,“顶点”为车辆的位姿,“边”为位姿之间的约束^[18]。为了解决长距离漂移问题,本文提出设有一种包含地平面约束、GPS 约束、点云

聚类特征闭环约束和前端里程计约束的多约束因子图,如图 4 所示。图中: G_i 为由 GPS 数据生成的固定节点; T_i 为三维位姿变换 $SE(3)$ 中的车辆位姿节点; π_0 为地平面节点。

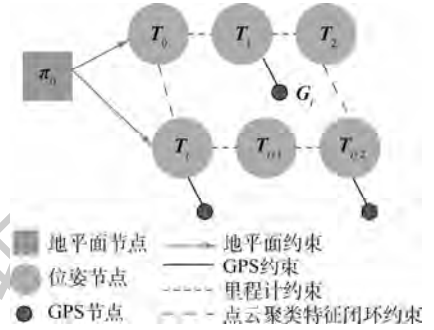


图 4 因子图结构

Fig. 4 Structure of factor graph

2.3.1 地平面约束

在 2.1 节点云预处理中已完成地平面的检测,将地面局部建模为 $\pi = [n_x, n_y, n_z, a]^T$ 参数化的平面^[19], n_x, n_y 和 n_z 为平面的法线, a 为原点到平面的距离,对于平面上的任一点 x_i, y_i, z_i , 有 $x_i n_x + y_i n_y + z_i n_z + a = 0$ 。

为了计算车辆姿态和地平面之间的误差,需要将车辆的姿态节点与固定的地平面节点相连,先进行坐标转换,用初始时刻的地平面和车辆姿态,得到由车辆姿态估计的地平面,即

$$\begin{cases} [n'_x, n'_y, n'_z]^T = T_t \cdot [n_{x_0}, n_{y_0}, n_{z_0}]^T \\ a' = a_0 - T_t \cdot [n'_x, n'_y, n'_z]^T \end{cases} \quad (8)$$

式中: $n_{x_0}, n_{y_0}, n_{z_0}$ 和 a_0 为初始时刻平面 π_0 , 设定其初始值为 $[0, 0, 1, 0]^T$; n'_x, n'_y, n'_z 和 a' 为车辆姿态估计的地平面 π'_0 ; T_t 为 t 时刻的车辆位姿。

采用最小参数法定义平面参数表达式为

$$\tau(\pi) = \left[\arctan\left(\frac{n_y}{n_x}\right), \arctan\left(\frac{n_z}{|n|}\right), a \right]^T \quad (9)$$

式中: $\arctan(n_y/n_x)$ 为平面方位角; $\arctan(n_z/|n|)$ 为平面仰角; a 为截距,表示原点到该平面的距离。则位姿节点和地平面节点之间的误差被定义为

$$e_t^h = \tau(\pi'_0) - \tau(\pi_t) \quad (10)$$

式中: π_t 为 t 时刻检测到的地平面。

2.3.2 GPS 约束

为了便于优化,首先将 GPS 数据转换为 UTM 坐标,然后将每个 GPS 数据与位姿节点相关联^[20],位姿节点与 GPS 数据的时间戳对齐,则 GPS 位置即可作为先验位置信息,成为位姿节点的一元边缘。位姿节点的平移矢量与 GPS 位置之间的误差定义为

$$e_i^s = T_i - G_i \quad (11)$$

式中: T_i 为 t 时刻的车辆位姿; G_i 为 GPS 数据生成的固定节点。

2.3.3 点云聚类特征闭环约束

在 2.1 节中已得到一系列点云聚类, 分别进行几何特征和直方图特征提取, 用于随后的标识和分类^[21-22]。提取的点云段特征由特征向量 $f = [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_n]$ 表示, 每个元素代表局部或全局描述方法。通过计算点云段中的点与其质心之间的差, 可以获得点云段的 3D 结构张量及其特征值 λ_1 、 λ_2 和 λ_3 。参照 SegMatch 方法^[23] 计算点云的线性度 (L_λ)、平面度 (P_λ)、散射度 (S_λ)、全方差 (A_λ)、各向异性 (O_λ)、特征熵 (E_λ) 和曲率变化度 (C_λ), 特征描述符如下

$$\begin{cases} L_\lambda = \frac{z_1 - z_2}{z_1} \\ P_\lambda = \frac{z_2 - z_3}{z_1} \\ S_\lambda = \frac{z_3}{z_1} \\ A_\lambda = \frac{z_1 - z_3}{z_1} \\ O_\lambda = \sqrt[3]{z_1 z_2 z_3} \\ E_\lambda = -\sum_{i=1}^3 z_i \ln(z_i) \\ C_\lambda = \frac{z_3}{z_1 + z_2 + z_3} \end{cases} \quad (12)$$

式中: z_i 为归一化的特征值。

直方图特征包含随机两点的距离统计、随机三点组成的三角形面积统计以及随机三点组成的一个角的角度统计等 3 种。

在完成聚类特征提取后, 先基于点云聚类闭环匹配得到当前帧与地图的粗匹配, 再采用扫描到地图 (Scan to Map) 模型^[24], 以当前时刻点云帧为中心, 按照时间向前和向后各索引数帧点云组成局部地图, 利用正态分布变换 (Normal Distribution Transform, NDT) 得到当前点云和局部地图间的精确变换。

为了提高闭环检测的效率, 避免频繁检测造成计算量过大问题, 设置闭环检测帧的最小时间差, 滤除时间间隔较近的匹配。最终将闭环得到的变换矩阵, 作为位姿约束输入后端进行优化。

2.4 图优化

本文采用 g2o 优化库, 对最终建立的位姿图进行优化^[25]。当优化了整个 LiDAR 运动的位姿图后, 将位姿节点对应的三维点云帧进行拼接, 从

而得到全局一致的轨迹和地图。

3 实验分析

为了验证本文方法的可行性, 选择无人驾驶数据集进行实验。目前 KITTI 数据集是评估 SLAM 的最受欢迎的数据集, 为本文的实验评估提供了真实的数据。实验借助 Linux 下的机器人操作系统 (Robot Operating System, ROS) 架构, 在具有 2.20 GHz \times 4 的 i5-5200 CPU 和 12 GB 内存的计算机上运行。

3.1 定位精度

以 KITTI 数据集提供的真值作为参考, 将 SLAM 轨迹与真值进行对比, 通过计算位姿轨迹与真实轨迹之间的相对位姿误差 (Relative Pose Error, RPE) 和绝对轨迹误差 (Absolute Trajectory Error, ATE) 来评估本文方法的定位精度。

3.1.1 准确性分析

RPE 是指在固定长度的间隔内, 估算位姿和真实位姿之间的差值, 相当于直接测量激光里程计的误差。为了体现本系统的定位效果, 以 KITTI 数据集作为输入数据, 采用经典的 LOAM 方法和本文方法, 分别在短距离运动场景 (1 392 m) 和长距离运动场景 (3 714 m) 2 种模式下进行实验, 将里程计数据存储并解算, 每隔 50 m 统计一次 RPE, 以此评价姿态精度。表 1 中列出了不同运动场景的数据帧数、轨迹长度以及 RPE 的详细值, 包括最大值、平均值、中值以及均方根值 (Root Mean Square Error, RMSE) 等。

可以看到, 无论是在短距离还是长距离运动环境下, 本文方法的 RPE 要明显低于 LOAM 方法, 经典的 LOAM 方法在短距离运动场景下 RMSE 为 0.39 m, 但是在长距离运动环境下, 里程计精度降低, 而本文方法在长距离实验测试中, RPE 的 RMSE 值可保持在 1.5 m 以下, 适用于无人车的应用场景。图 5 为本文方法和 LOAM 方法

表 1 相对位姿误差对比

Table 1 Comparison of Relative Pose Errors (RPE)

实验结果	LOAM		本文	
	短距离	长距离	短距离	长距离
RPE 最大值/m	0.79	9.40	0.81	6.21
RPE 最小值/m	0.09	0.08	0.10	0.08
RPE 平均值/m	0.32	1.98	0.30	0.81
RPE 中值/m	0.29	1.31	0.23	0.73
RPE RMSE/m	0.39	2.09	0.31	1.05
数据帧数	1704	4544	1704	4544
轨迹长度/m	1392	3714	1392	3714

在长距离运动环境下, RPE 值和点云序列之间的关系, 为了对比更为明显, LOAM 方法用虚线表示, 本文方法用实线表示。

通过比较可以看出, 本文方法对应的曲线更加缓和, 相对来说跳变较少, 虽然在第 12 次计算时出现了较大误差值, 但系统的图约束消除了部分漂移, 随后误差变化逐渐趋于平稳。与本文方法相比, 随着车辆运动距离的增加, LOAM 方法的累积误差逐渐增加, 曲线增幅逐渐变大, 这可说明本文方法在无人车较长距离运动环境中的可靠性更高、稳定性更好。

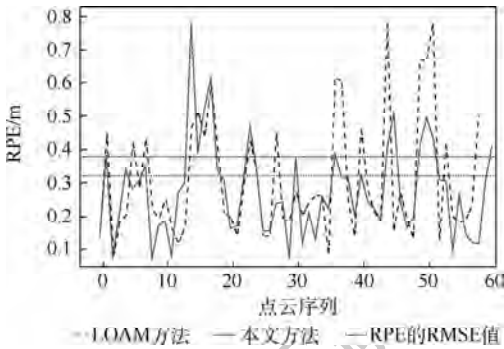


图 5 相对位姿误差和点云序列曲线

Fig. 5 Curves of RPE and point cloud sequence

3.1.2 一致性分析

对于 SLAM 系统一致性的评估, 本文引入绝对轨迹误差 (ATE) 指标, 根据时间戳对齐位姿的真实值和 SLAM 系统的估计值, 计算每对位姿之间的差值, 最后对 ATE 进行评价。这里同时考虑旋转和平移带来的影响。表 2 中列出了 ATE 的详细值, 包括最大值、平均值、中值以及 RMSE 等。

图 6 为使用本文方法和 LOAM 方法得到的 ATE 值和点云序列之间的关系。LOAM 没有 GPS、地平面以及点云聚类特征等约束信息, 虽然在开始时轨迹误差可维持在 10 m 以下, 但在运行一段时间后, 因为累积误差, 位姿发生偏移, 并且这种偏移随着车辆运动轨迹的增长而递增; 本文方法由于加入了先验和闭环等信息, 使得车辆在运动过程中时时修正位姿的偏移量, 从而可以保

表 2 绝对轨迹误差对比

Table 2 Comparison of Absolute Trajectory Errors (ATE)

实验结果	LOAM	本文
ATE 最大值	39.85	6.44
ATE 最小值	0.03	0.02
ATE 平均值	18.68	3.16
ATE 中值	15.23	2.72
ATE RMSE	22.17	3.44
数据帧数	4 544	4 544
轨迹长度/m	3 714	3 714

证车辆运动轨迹更贴近真实轨迹。

图 7 为使用本文方法得到的车辆运动轨迹与参考轨迹的对比, 其中 SLAM 系统的估计位姿越靠近真实位姿即表示误差越小。从表 1 中已知使用经典的 LOAM 方法只适合于车辆运动距离较小时, 随着运动时间增长, 里程计带来的漂移误差随着 LiDAR 的运动逐渐增加, 使位姿严重偏离真实轨迹。与 LOAM 相比, 本文方法所得到的轨迹与真实轨迹基本一致, 全局一致性高, 可以进一步提高无人车定位与建图的精度。

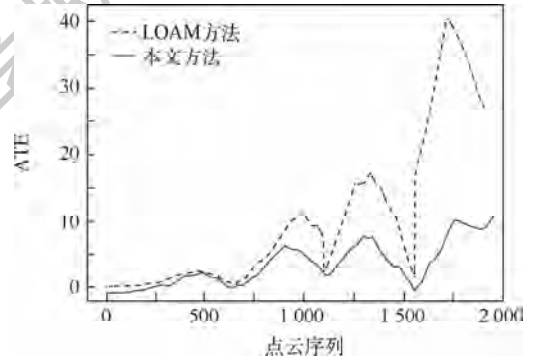


图 6 绝对轨迹误差和点云序列的变化曲线

Fig. 6 Change curves of ATE and point cloud sequence

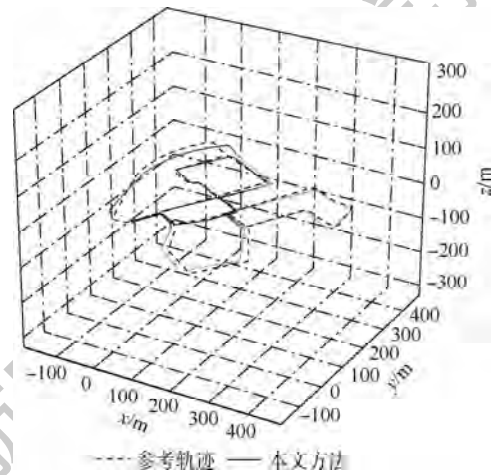


图 7 SLAM 系统得到的轨迹与参考轨迹对比

Fig. 7 Comparison between trajectory obtained by SLAM system and reference trajectory

3.2 建图效果

为了验证本文方法的大规模建图效果, 将通过 SLAM 方法得到一系列连续位姿形成的位姿轨迹对应的点云帧转换为世界坐标系, 拼接生成点云地图, 如图 8 所示, 基于点云的三维地图可用于后期无人车定位。

在实验中, 图 8 (a)、(b) 分别为使用 LOAM 方法和本文方法得到的建图场景俯视图, 图中 A、B、C 均为点云地图局部细节效果。可以看到, 由于缺乏闭环检测和后端图优化, 图 8 (a) 中地图出

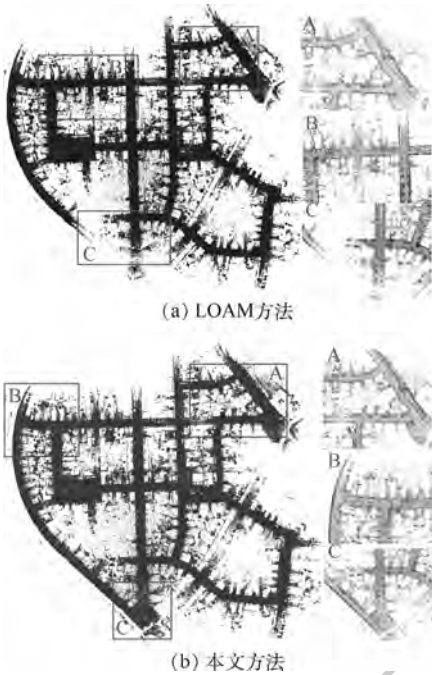


图8 点云地图

Fig. 8 A point cloud map

现了较多的重影和模糊的现象,如图中框选中区域所示,点云帧之间误差较大,漂移严重甚至导致地图构建失败,在框选中C部分,点云帧间匹配丢失,所建地图未闭合。本文方法所建地图与真实环境基本吻合,图8(b)中地图封闭且完整,边界清晰,无明显重影,效果较好。

4 结论

本文提出一种基于多约束因子图优化的三维激光SLAM方案,经实验验证可得到以下结论:

1) 基于PCA算法和点云特征匹配的激光里程计可以有效应对无人车室外环境定位,该匹配方法简单且鲁棒,实时性好。

2) 加入地平面、GPS数据等先验信息以及点云聚类特征闭环约束的多约束因子图,降低了前端里程计的累积误差,解决了构建地图时的重影问题,同时提高了定位精度。

3) 以三维激光SLAM的代表性方法LOAM与本文方法进行对比验证,实验证明,本文方法在长距离实验测试中,RPE可达到1.5 m以下,适用于无人车的应用场景。

下一步计划将此系统用到无人车实际系统中,探索复杂环境下高精度的无人车定位与建图方法。

参考文献 (References)

[1] 李宏刚,王云鹏,廖亚萍,等. 无人驾驶矿用运输车辆感知及

控制方法[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(11): 2335-2344.

LI H G, WANG Y P, LIAO Y P, et al. Perception and control method of driverless mining vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2335-2344 (in Chinese).

[2] 宁海宽. 复杂环境下基于地图的多传感器融合低速无人车定位[D]. 武汉:华中科技大学,2019:16-23.

NING H K. Map-based localization of self-driving car using multi-sensor in diverse city scenes[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019:16-23 (in Chinese).

[3] SUZUKI T, INOUE D C, AMANO Y S H, et al. Robust UAV position and attitude estimation using multiple GNSS receivers for laser based 3D mapping[C] // Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2019:4402-4408.

[4] ZHANG M, XU X Y, CHEN Y M, et al. A lightweight and accurate localization algorithm using multiple inertial measurement units[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5(2): 261-264.

[5] QI H, MOORE J B. Direct Kalman filtering approach for GPS/INS integration[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(2): 687-693.

[6] YANG S, ZHU X, NIAN X, et al. A robust pose graph approach for city scale LiDAR mapping[C] // Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2018:1175-1182.

[7] WAN G, YANG X, CAI R, et al. Robust and precise vehicle localization based on multi-sensor fusion in diverse city scenes [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2018:4670-4677.

[8] PANG S, KENT D, MORRIS D, et al. FLAME: Feature-likelihood based mapping and localization for autonomous vehicles [C] // Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2019:5312-5319.

[9] AHMED S Z, SAPUTRA D B, VERMA S, et al. Sparse-3D lidar outdoor map-based autonomous vehicle localization [C] // Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2019:1614-1619.

[10] 安平,王国平,余佳东,等. 一种高效准确的视觉SLAM闭环检测算法[J]. 北京航空航天大学学报,2021,47(1):24-30. AN P, WANG G P, YU J D, et al. An efficient and accurate visual SLAM loop closure detection algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1):24-30 (in Chinese).

[11] SAPUTRA M R U, MARKHAM A, TRIGONI N. Visual SLAM and structure from motion in dynamic environments: A survey [J]. ACM Computing Surveys, 2018, 51(2):1-36.

[12] ZHANG J, SINGH S. Low-drift and real-time lidar odometry and mapping [J]. Autonomous Robots, 2017, 41(2):401-416.

[13] SHAN T, ENGLT B. Lego-LOAM: Lightweight and ground-optimized lidar odometry and mapping on variable terrain [C] // Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intel-

- ligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2018:4758-4765.
- [14] JI X, ZUO L, ZHANG C, et al. LLOAM: LiDAR odometry and mapping with loop-closure detection based correction [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA). Piscataway: IEEE Press, 2019:2475-2480.
- [15] DESCHAUD J E. IMLS-SLAM: Scan-to-model matching based on 3D data [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2018: 2480-2485.
- [16] CHEN S W, NARDARI G V, LEE E S, et al. SLOAM: Semantic lidar odometry and mapping for forest inventory [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 4(2): 612-619.
- [17] GU X J, ZHANG F D, XU J, et al. Graph optimization based Long-distance GPS/IMU integrated navigation [C] // Proceedings of the Chinese Control Conference (CCC). Piscataway: IEEE Press, 2019:3976-3981.
- [18] 张括嘉, 张云洲, 吕光浩, 等. 基于局部语义拓扑图的视觉 SLAM 闭环检测 [J]. 机器人, 2019, 41(5): 649-659.
ZHANG K J, ZHANG Y Z, LV G H, et al. Loop closure detection based on local semantic topology for visual SLAM system [J]. Robot, 2019, 41(5): 649-659 (in Chinese).
- [19] MA L, KERL C, STUCKLER J, et al. CPA-SLAM: Consistent plane-model alignment for direct RGB-D SLAM [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2016:1285-1291.
- [20] 于志鹏, 蒋林. 改进 3D SLAM 算法在移动机器人上的应用 [J]. 机械设计与制造, 2020(1): 29-32.
YU Z P, JIANG L. The application of improved 3D SLAM algorithm in mobile robot [J]. Mechanical Design and Manufacturing, 2020 (1): 29-32 (in Chinese).
- [21] RENAUD D, ANDREI C, DANIEL D, et al. SegMap: 3D segment mapping using data-driven descriptors [J]. International Journal of Robotics Research, 2020, 39(2-3): 339-355.
- [22] ZHAO Z R, MAO Y J, DING Y, et al. Visual semantic SLAM with landmarks for large-scale outdoor environment [C] // Accepted by 2019 China Symposium on Cognitive Computing and Hybrid Intelligence (CCHI). Piscataway: IEEE Press, 2019: 149-154.
- [23] DUBE R, DUGAS D, STUMM E, et al. Segmatch: Segment based place recognition in 3D point clouds [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2017: 5266-5272.
- [24] AI A, HE F N, HABIB A. Automated feature-based down-sampling approaches for fine registration of irregular point clouds [J]. Remote Sensing, 2020, 12(71224): 1224.
- [25] WEINMANN M, JUTZI B, MALLET C. Semantic 3D scene interpretation: A framework combining optimal neighborhood size selection with relevant features [J]. ISPRS Annals of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 2014, 2(3): 181-188.

作者简介:

牛国臣 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 智能机器人、机场智能与自动化系统。

王瑜 女, 硕士研究生。主要研究方向: 激光 SLAM、自主导航系统。

Unmanned vehicle positioning and mapping method based on multi-constraint factor graph optimization

NIU Guochen^{*}, WANG Yu

(Institute of Robotics, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Aimed at the problem that the current low-speed positioning system of unmanned vehicle extremely relies on the Global Navigation Satellite System (GNSS), which has low positioning accuracy, large drift error and serious environmental impact, a low-cost and high-precision positioning and mapping method is proposed. This method is based on the three-dimensional laser Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) technology. First, the point cloud Principal Component Analysis (PCA) is used to implement laser odometry based on feature matching. Then, the GNSS location information, ground plane and clustering feature of point cloud obtained by point cloud segmentation and clustering are added to the graph optimization framework as pose constraints, and the cumulative error of the laser odometry is eliminated. Finally, an optimal pose and large-scale scenes point cloud map is obtained to achieve the unmanned vehicles' position navigation. The proposed SLAM algorithm is evaluated using the KITTI dataset containing large outdoor urban street environments. The results show that the positioning deviation of this system can be controlled below 1.5 m at a movement distance of 3 km, and both in terms of local accuracy and global consistency, it is superior to other odometry systems and provides new ideas for the positioning of unmanned vehicles.

Keywords: graph optimization; three-dimensional laser Simultaneous Localization and Mapping (SLAM); point cloud segmentation; Principal Component Analysis (PCA); unmanned vehicle

Received: 2020-05-25; **Accepted:** 2020-06-19; **Published online:** 2020-08-03 10:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200803.1014.001.html

Foundation items: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122019043); Tianjin Science and Technology Plan Project (17ZXHLGX00120)

*** Corresponding author.** E-mail: niu_guochen@139.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0215

基于时域映射的多无人机系统给定时间 分布式最优集结



丁超^{1,2}, 魏瑞轩^{2,*}, 周凯^{1,2}

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对多无人机系统给定时间最优集结问题,建立了基于时域映射的分布式优化框架。首先,引入一类特殊的时域映射,将原时域的给定时间决策问题转化为了无限域中的渐近稳定问题,简化了分析设计流程。其次,进一步设计了给定时间梯度下降算法,其收敛时间与系统初始条件及其他参数无关,能够被预先给定,且算法时变增益的使用消除了参数选择过程,在全局信息严重匮乏的情况下仍然适用。仿真结果表明:所提方法能够在给定时间内实现多无人机分布式最优集结,并保证任务时间内闭环系统全局有界。

关键词: 多无人机系统; 给定时间; 时域映射; 分布式优化; 一致性

中图分类号: TP273

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0315-08

通信受限条件和复杂战场环境下,多无人机系统自组织协同作战是应对广域战场空间中动态任务的有效作战方式^[1]。而系统状态的一致性是自组织协同作战的基础,是发挥多机系统集群优势、实现智能汇聚的关键。

近年来,众多文献针对多自主系统一致性进行了深入研究,分别提出了若干动态和静态一致性算法^[2-6]。但是上述文献的研究重点在于系统内部控制结构,难以针对复杂多变的外部环境,形成较为开放自主的任务完成能力。

为解决上述问题,一些学者将研究点进一步拓展,开始逐步研究分布式优化问题,即如何在局部通信条件下,不仅实现全局一致性,还能针对单个系统不能完全感知的外部环境作出协调反应,实现某些指标的全局最优。关于分布式优化问题,文献[7-10]将梯度下降算法与一致性协议结合,在离散框架下解决了相应问题。然而文献[7-10]所考虑的多自主系统不包含动力学模型,这与实

际应用场景不符。因此,文献[11]针对连续的动力学系统,提出事件驱动机制解决了对应的优化问题,但是决策协议中部分参数的选择依赖于外部环境全局信息。为解决此问题,文献[12]利用自适应技术,分别构造性地设计了基于边和节点的分布式自适应优化协议,但无论是一致性还是最优化都只能实现渐近收敛,一定程度上限制了其应用范围。基于此,文献[13-14]运用符号函数技术,保证了系统一致性与最优化在有限时间内完成,但所有局部目标函数必须满足类二次型(Quadratic-Like)假设。为消除该限制性条件,文献[15]进一步采用切换策略,将有限时间收敛结果推广到更一般的凸目标函数。然而,应该指出的是,文献[15]中的收敛时间与初始条件有关且优化时间无法显式计算。文献[16]进一步将具有固定时间收敛特性的双幂次趋近律运用到分布式优化问题当中,消除了一致性收敛时间上界对系统初始状态的依赖。但该上界仍然取决于某些

收稿日期: 2020-05-26; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-08-05 13:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1325.005.html

基金项目: 科技创新 2030 - “新一代人工智能”重大项目(2018AAA0102403); 国家自然科学基金(61573373)

* 通信作者。E-mail: rxwei369@sohu.com

引用格式: 丁超, 魏瑞轩, 周凯. 基于时域映射的多无人机系统给定时间分布式最优集结[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 315-322. DING C, WEI R X, ZHOU K. Distributed optimal rendezvous of multi-UAV systems in prescribed time based on time-domain mapping[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 315-322 (in Chinese).

全局信息及协议参数,并且系统最优性无法在有限时间内实现。如何在给定时间内进行协调决策,更快地实现信息和智能的汇聚成为分布式优化领域亟需解决的难点。

为解决给定时间内多无人机系统的分布式最优集结问题,本文提出了一种具有时变增益的分布式优化协议。通过建立时域映射,并基于原有限时域给定时间稳定性与转换后无限时域渐近稳定性的等价关系,在转换时域证明了分布式协议的有效性。与目前常规的基于幂次趋近律的有限和固定时间方法相比,本文收敛时间能够被任意规定,有效增强了面向任务的能力。此外,时变增益的使用还消除了传统方法增益设计的限制性条件,避免了常数增益和自适应增益设计方法中需要一定全局先验知识以及复杂度增加的问题。仿真结果验证了本文给定时间分布式优化协议的正确性和有效性。

1 问题描述

1.1 通信拓扑

对于由 N 架无人机组成的多智能体系统,其通信关系由图 $G = (V, E, A)$ 来描述。 $V = \{1, 2, \dots, N\}$ 为节点集,代表相应的无人机; $E \subseteq V \times V$ 为边集,边 $(j, i) \in E$ 表示无人机 i 能够获得无人机 j 的信息,此时无人机 j 称为无人机 i 的邻居,无人机 i 的全体邻居集合记为 N_i ;邻接矩阵 $A = [a_{ij}]_{N \times N}$ 描述整个系统的连通性,若 $(j, i) \in E$,则 $a_{ij} = 1$,否则 $a_{ij} = 0$ 。如果 $\forall i, j \in V$,满足 $a_{ij} = a_{ji}$,那么称图 G 为无向图。如果存在一个节点序列 i_1, i_2, \dots, i_l ,使得 $(i_k, i_{k+1}) \in E, k = 1, 2, \dots, l-1$,则称存在一条从节点 i_1 到节点 i_l 的路径。如果无向图 G 中任意 2 个相异节点间都存在至少一条路径,则称 G 为无向连通图。图 G 的 Laplacian 矩阵定义为 $L = [l_{ij}]_{N \times N}, l_{ii} = \sum_{j=0}^N a_{ij}, l_{ij} = -a_{ij}, i \neq j$ 。本文多无人机之间的通信关系,满足如下假设:

假设 1 G 为无向连通图。

在假设 1 条件下,每架无人机仅能获取自身及其邻居的局部信息,但同时也保证了多无人机系统中不存在完全孤立的个体,这使得群体中每名成员的信息可通过间接方式实现融合。对于无向连通图,有如下引理:

引理 1^[17] 假设 1 满足时, $\mathbf{1} = [1, 1, \dots, 1]^T \in \mathbf{R}^N$ 为 Laplacian 矩阵 L 的特征向量,其对应的特征值为 0,且重数为 1,而其余所有特征值均为正数。此外, Laplacian 矩阵 L 的最小非零特征值 λ_2

$$\text{满足: } \lambda_2 = \min_{x \neq 0, \mathbf{1}^T x = 0} \frac{x^T L x}{x^T x}。$$

1.2 任务建模

假定在某次任务中, N 架无人机在分布式通信条件下分别由不同初始位置起飞,从不同方向集结到任务区域。在整个集结过程中,需要综合考虑我方支援补给、敌方探测雷达、防空导弹威胁等约束条件,实时动态地规划每架无人机的飞行航迹,并要求无人机群集结完毕时所在位置全局最优。本文约定每架无人机能够依据自身设备与知识得到态势判断函数 $f_i(\mathbf{x}_i): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}$,并进一步计算出当前梯度信息 $\nabla f_i(\mathbf{x}_i): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n, \mathbf{x}_i$ 为无人机 i 的位置, $f_i(\mathbf{x}_i)$ 越小越好。此外,战场环境瞬息万变,战机稍纵即逝,为了不打乱既定作战计划,保证整个任务链顺利进行,要求无人机群必须在给定时间 T 内完成集结。任务可用数学语言描述为

$$\begin{aligned} \min \quad & \sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{x}_i) \\ \text{s. t.} \quad & \lim_{t \rightarrow T^-} \|\mathbf{x}_i(t) - \mathbf{x}_j(t)\| = 0 \quad \forall i, j \in V \end{aligned} \quad (1)$$

为了保证目标函数最优解存在,给出如下凸优化假设:

假设 2 对于任意 $i = 1, 2, \dots, N, f_i(\mathbf{x}_i)$ 二阶可微且 $\nabla^2 f_i(\mathbf{x}_i)$ 为正定矩阵。

在此条件下, $f_i(\mathbf{x}_i)$ 为严格凸函数,式(1)归结为分布式凸优化问题。由于当 $t \rightarrow T^-$ 时要求所有状态 \mathbf{x}_i 实现一致性,并考虑到可微严格凸函数极小值点的充要条件是梯度为零,定义 $X \triangleq \left\{s \mid \sum_{i=1}^N \nabla f_i(s) = \mathbf{0}\right\}$, s 为集合元素, $\nabla f_i(s)$ 为函数梯度。则在假设 2 条件下, X 非空且为问题的全局最优解集。对于全局目标函数 $f(s) \triangleq \sum_{i=1}^N f_i(s)$ 的梯度 $\nabla f(s)$ 和二阶导数 $\nabla^2 f(s)$,有如下一般性假设:

假设 3 梯度 $\nabla f(s): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$ 为局部 p 阶 Lipschitz 连续的,即对 $\forall s \in \mathbf{R}^n$,存在 s 的一个邻域 \mathcal{N}_s 和依赖于 \mathcal{N}_s 的常数 $C > 0$ 和 $p > 0$ 使得 $\|\nabla f(x) - \nabla f(y)\| \leq C \|x - y\|^p \quad \forall x, y \in \mathcal{N}_s$ (2)

假设 4 范数 $\|\nabla^2 f(s)\|$ 保持有界。

对于可微凸函数 $f(s)$ 而言,假设 3 是一个相当宽泛的条件,它比一般的 Lipschitz 连续性条件更弱。假设 4 则保证了全局梯度的变化率有限,符合实际情况。为便于分析,介绍如下引理:

引理 2^[18] 对于非空闭凸集 $X \subset \mathbf{R}^n$, $\|x - P_X(x)\|$ 为关于 $x \in \mathbf{R}^n$ 的连续函数,且有 $\nabla \frac{1}{2} \|x - P_X(x)\|^2 = x - P_X(x)$, $P_X(x)$ 为向量 x 在闭凸集 X 上的投影点,即 $P_X(x) = \arg \min_{x \in X} \|x - \bar{x}\|$.

1.3 决策模型

若将无人机看做质点,其三维运动学模型可表示为^[19]

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \psi \cos \theta \\ \dot{y} = v \sin \psi \cos \theta \\ \dot{h} = v \sin \theta \end{cases} \quad (3)$$

式中: $[x, y, h]^T$ 为无人机的位置向量; v 为无人机速度大小; ψ 和 θ 分别为无人机的航向角和俯仰角。

可以看出,若忽略飞控系统的动态响应过程,无人机的三轴速度都可以通过 v, ψ 和 θ 合适的指令进行相应配置。由于本文旨在研究如何通过实时在线分布式决策实现智能汇聚,仅涉及到空间内三轴速度指令决策,故决策系统的一般表达式即为

$$\dot{x}_i(t) = u_i(t) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (4)$$

式中: $x_i(t) \in \mathbf{R}^n$ 为无人机的状态,若仅考虑三轴位置,则 $n=3$,为体现本文方法的可扩展性,仍记为未定整数 n ; $u_i(t) \in \mathbf{R}^n$ 为决策指令输入, $u_i(t)$ 只能使用自身和从邻居处获取的信息。

实际的决策系统多采用离散化的方式逐步确定下一时刻位置指令。注意到当采样时间 Δt 较小时,可将微分方程(4)转化为如下差分方程进行离散化决策:

$$x_i[(j+1)\Delta t] = x_i(j\Delta t) + u_i(j\Delta t)\Delta t \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (5)$$

式中: $j \in N$ 为采样次数; N 为自然数集合。

2 主要结果

2.1 时域映射

借鉴文献[20]提出的时域映射方法,本节将系统(4)的给定时间分布式优化问题转化为时变系统(9)的渐近优化问题,相比于通常的固定时间幂次趋近律方法,简化了分析与设计流程。

令多无人机系统集结时间的上界为 T ,当 $t \in [0, T)$ 时,考虑利用如下的时域坐标映射将有限时域 t 扩张到无限时域 τ 。

$$\tau = \frac{t}{T-t} \quad (6)$$

其逆变换记为

$$t = \frac{T\tau}{1+\tau} \triangleq \omega(\tau) \quad (7)$$

显然有 $\omega(\tau): [0, +\infty) \rightarrow [0, T)$ 。式(7)左右两边对 τ 求导可得

$$\frac{dt}{d\tau} = \frac{T}{(1+\tau)^2} \triangleq \kappa(\tau) \quad (8)$$

式中: $\kappa(\tau)$ 为时变系数。

当 $t \in [0, T)$ 时,式(4)两边同时乘以式(8)可得

$$\frac{dx_i}{d\tau} = \kappa(\tau) u_i \quad (9)$$

式中: $\tau \in [0, +\infty)$ 。系统(9)即为原系统(4)在时域 τ 内的动力学表达式。

注1 时域映射(6)及其逆变换(7)建立了有限域 t 和无限域 τ 之间的双射,这意味着想要解决原系统(4)的给定时间控制问题,只需要在无限域 τ 上实现转换系统(9)的渐近控制即可。对于转换后的时变系统(9), $\kappa(\tau)$ 可视为系统的时变控制系数。因此,为了对系统(9)进行渐近控制,决策指令必须包含增益项 $1/\kappa(\tau)$ 来补偿时变控制因子 $\kappa(\tau)$ 的效能损失,而指令的有界性通过乘以更快趋于0的状态量来保证。

注2 从无限域 τ 到时域 t 的坐标映射不仅仅局限于式(6)的形式。实际上,一些形如指数函数和三角函数等的坐标映射也是可行的,只要满足如下条件:① 2阶可导且单调递增;② $\omega(0) = 0$ 且 $\lim_{\tau \rightarrow +\infty} \omega(\tau) = T$ 。

2.2 决策协议

为解决式(1)和式(4)所述给定时间分布式优化问题,直接给出时域 t 内的分布式协议如下:

$$\begin{cases} \frac{d\beta_i}{dt} = \frac{T}{(T-t)^2} \sum_{j \in N_i} (\alpha_j(t) - \alpha_i(t)) \\ \alpha_i(t) = \beta_i(t) + \nabla f_i(x_i(t)) \\ u_i(t) = \frac{T}{(T-t)^2} \sum_{j \in N_i} (x_j(t) - x_i(t)) - \frac{\alpha_i(t)}{(T-t)^k} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $t \in [0, T)$; $\alpha_i(t)$ 为无人机 i 的邻居 j 的辅助变量;常数 $k \in (1, 2)$ 任取; $\alpha_i(t)$ 和 $\beta_i(t)$ 可视为估计全体无人机梯度 $\nabla f_i(x_i(t))$ 平均值的辅助变量。需要特别说明的是, $\beta_i(t)$ 的初值选择应满足 $\beta_i(0) = \mathbf{0}$,因此有式(11)关系式成立。

$$\sum_{i=1}^N \alpha_i(t) = \sum_{i=1}^N \nabla f_i(x_i(t)) \quad (11)$$

从而当 $\alpha_i(t)$ 达成一致时,式(11)表明其可实现对梯度平均值的无偏估计。这种引入辅助变量的设计思想类似于文献[15, 21]。但本文使用了时域映射方法,与上述文献相比,既避免了使用不连续的符号函数技术,又不需要进行控制增

益的选择。

对于给定时间分布式协议(10),有如下定理成立。为使内容结构清晰、便于理解,其证明过程分为一致性与最优性分析放在2.3节和2.4节。

定理1 对于多无人机系统(4),当假设1~假设4满足时,分布式协议(10)解决了式(1)所述的给定时间分布式最优集结问题,且闭环系统保持有界,特别地, $\lim_{t \rightarrow T^-} u_i(t) = \mathbf{0}, i = 1, 2, \dots, N$ 。

2.3 一致性分析

利用式(6)~式(8)建立的时域 t 和无限域 τ 之间的映射关系,不难得到分布式协议(10)在无限域 τ 内的等价表达式:

$$\begin{cases} \frac{d\beta_i}{d\tau} = \sum_{j \in N_i} (\alpha_j - \alpha_i) \\ \alpha_i = \beta_i + \nabla f_i(x_i) \\ u_i = \frac{(1+\tau)^2}{T} \sum_{j \in N_i} (x_j - x_i) - \left(\frac{1+\tau}{T}\right)^k \alpha_i \end{cases} \quad (12)$$

本节研究 α_i 和 β_i 的给定时间一致性,联立式(9)和式(12)可得

$$\begin{cases} \frac{d\alpha_i}{d\tau} = \sum_{j \in N_i} (\alpha_j - \alpha_i) + \nabla^2 f_i(x_i) \frac{dx_i}{d\tau} \\ \frac{dx_i}{d\tau} = \sum_{j \in N_i} (x_j - x_i) - \frac{T^{1-k}}{(1+\tau)^{2-k}} \alpha_i \end{cases} \quad (13)$$

令 $\eta_i = (1+\tau)^2 \alpha_i, \xi_i = (1+\tau)^2 x_i, \eta = [\eta_1^T, \eta_2^T, \dots, \eta_N^T]^T, \xi = [\xi_1^T, \xi_2^T, \dots, \xi_N^T]^T, H = \text{diag}\{\nabla^2 f_1(x_1), \nabla^2 f_2(x_2), \dots, \nabla^2 f_N(x_N)\}$, 并引入 \otimes 表示矩阵的 Kronecker 积,可将系统(13)写为如下紧凑形式:

$$\begin{cases} \frac{d\eta}{d\tau} = -(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta - \mathbf{H}(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi - \frac{T^{1-k}}{(1+\tau)^{2-k}} \mathbf{H} \eta + \frac{2}{1+\tau} \eta \\ \frac{d\xi}{d\tau} = -(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi - \frac{T^{1-k}}{(1+\tau)^{2-k}} \eta + \frac{2}{1+\tau} \xi \end{cases} \quad (14)$$

进而考虑如下 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{\varepsilon}{2} \eta^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta + \frac{1}{2} \xi^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi \quad (15)$$

式中:常数 $\varepsilon > 0$ 。对式(15)沿式(14)对 τ 求导,并注意到 $\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n$ 和 \mathbf{H} 都是对称矩阵,有

$$\begin{aligned} \frac{dV_1}{d\tau} &= -\varepsilon \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\|^2 - \varepsilon \eta^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \mathbf{H} (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi - \\ &\frac{\varepsilon T^{1-k}}{(1+\tau)^{2-k}} \eta^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \mathbf{H} \eta + \frac{2\varepsilon}{1+\tau} \eta^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta - \\ &\|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|^2 - \frac{T^{1-k}}{(1+\tau)^{2-k}} \xi^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta + \\ &\frac{2}{1+\tau} \xi^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi \end{aligned} \quad (16)$$

考虑到假设2以及引理1,对称矩阵 \mathbf{H} 和 $\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n$ 分别为正定和半正定的。可证明 $(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \mathbf{H}$ 为半正定矩阵,则

$$-\frac{\varepsilon T^{1-k}}{(1+\tau)^{2-k}} \eta^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \mathbf{H} \eta \leq 0 \quad (17)$$

设 $\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n$ 的特征值为 $0 = \lambda_1 < \lambda_2 \leq \dots \leq \lambda_N$, 且 λ_i 对应的单位正交特征向量为 $p_{ij} \in \mathbf{R}^{Nn}, j = 1, 2, \dots, m_i$ 。下面分析 $z^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) z$ 和 $\|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) z\|^2$ 之间的大小关系。对 $\forall z \in \mathbf{R}^{Nn}$, 都可表示为

$$z = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^{m_i} \mu_{ij} p_{ij} \quad (18)$$

式中: $\mu_{ij} \in \mathbf{R}$ 。则有

$$\begin{aligned} z^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) z &= \sum_{i=2}^N \sum_{j=1}^{m_i} \lambda_i \mu_{ij}^2 \leq \\ \frac{1}{\lambda_2} \sum_{i=2}^N \sum_{j=1}^{m_i} \lambda_i^2 \mu_{ij}^2 &= \frac{1}{\lambda_2} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) z\|^2 \end{aligned} \quad (19)$$

注意到

$$2|\xi^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta| \leq \xi^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi + \eta^T (\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta \quad (20)$$

根据假设4,记 $\|\mathbf{H}\|$ 的上界为 \bar{h} ,将式(17)~式(20)代入式(16)可得

$$\begin{aligned} \frac{dV_1}{d\tau} &\leq -\varepsilon \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\|^2 + \varepsilon \bar{h} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\| \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\| - \\ &\|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|^2 + O((1+\tau)^{k-2}) \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\|^2 + \\ &O((1+\tau)^{k-2}) \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|^2 \end{aligned} \quad (21)$$

式中: $O(\cdot)$ 表示同阶无穷小。进而对于充分大的 τ_{s0} , 当 $\tau > \tau_{s0}$ 时,取 $\varepsilon < \bar{h}^{-2}$, 放缩式(21)有

$$\begin{aligned} \frac{dV_1}{d\tau} &\leq -\frac{\varepsilon}{2} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\|^2 + \varepsilon \bar{h} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\| \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\| - \\ &\frac{\varepsilon \bar{h}^2}{2} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|^2 - \frac{1 - \varepsilon \bar{h}^2}{2} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|^2 = \\ &-\frac{\varepsilon}{2} [\|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\| - \bar{h} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|]^2 - \\ &\frac{1 - \varepsilon \bar{h}^2}{2} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\|^2 \end{aligned} \quad (22)$$

故 V_1 非增,且根据 LaSalle 不变集原理,解轨迹收敛于最大不变集,即 $\lim_{\tau \rightarrow +\infty} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \eta\| = 0,$

$\lim_{\tau \rightarrow +\infty} \|(\mathbf{L} \otimes \mathbf{I}_n) \xi\| = 0$ 。这说明对 $\forall i, j \in \{1, 2, \dots, N\}$, 系统一致性在给定时间内实现,即 $\lim_{t \rightarrow T^-} (\alpha_i - \alpha_j) = \mathbf{0}, \lim_{t \rightarrow T^-} (x_i - x_j) = \mathbf{0}$, 且收敛速度快于 $(1+\tau)^{-2} : (T-t)^2$ 。这意味着式(10)中的部分输入项,

即 $(T-t)^{-2} \sum_{j \in N_i} (\alpha_j(t) - \alpha_i(t))$ 和 $(T-t)^{-2} \cdot \sum_{j \in N_i} (x_j(t) - x_i(t))$ 全局有界。

2.4 最优性分析

定义 $\mathbf{x}^* \triangleq \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \mathbf{x}_i$, 根据 2.3 节中的一致性

分析结果可知,当 $\tau \geq \tau_{s0} \rightarrow +\infty$ 时,忽略掉高阶无穷小量有

$$\frac{d\mathbf{x}^*}{d\tau} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left[\sum_{j \in N_i} (\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i) - \frac{T^{1-k} \boldsymbol{\alpha}_i}{(1+\tau)^{2-k}} \right] - \frac{T^{1-k}}{N(1+\tau)^{2-k}} \sum_{i=1}^N \nabla f_i(\mathbf{x}^*) \quad (23)$$

考虑如下 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2} \|\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)\|^2 \quad (24)$$

对式(24)沿式(23)对 τ 求导,利用引理 2 与

函数 $\sum_{i=1}^N f_i(s)$ 的凸性可得

$$\begin{aligned} \frac{dV_2}{d\tau} &= [\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)]^T \frac{d\mathbf{x}^*}{d\tau} = \\ &= -\frac{T^{1-k}}{N(1+\tau)^{2-k}} [\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)]^T \sum_{i=1}^N \nabla f_i(\mathbf{x}^*) \leq \\ &= -\frac{T^{1-k}}{N(1+\tau)^{2-k}} \left[\sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{x}^*) - \sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)) \right] \end{aligned} \quad (25)$$

对任意 $l > 0$, 定义集合 $Y = \{s \in \mathbf{R}^n \mid$

$\|s - \mathbf{P}_X(s)\| \leq l\}$, 正常数 $\delta = \min_{s \in \partial Y} \sum_{i=1}^N [f_i(s) - f_i(\mathbf{P}_X(s))]$, ∂Y 表示集合 Y 的边界。于是对

$\forall s \notin Y$ 都满足: $\sum_{i=1}^N [f_i(s) - f_i(\mathbf{P}_X(s))] > \delta$ 。因

此,当 $\tau > \tau_{s0}$ 时,对任意 $\mathbf{x}^*(\tau) \notin Y$ 有

$$\frac{dV_2}{d\tau} \leq -\frac{T^{1-k} \delta}{N(1+\tau)^{2-k}} \quad (26)$$

对式(26)两边积分可得

$$V_2(\tau_{s1}) - V_2(\tau_{s0}) \leq -\frac{T^{1-k} \delta}{N(k-1)} [(1+\tau_{s1})^{k-1} - (1+\tau_{s0})^{k-1}] \quad (27)$$

这表明存在某有限时刻 $\tau_{s1} > \tau_{s0}$ 使得当 $\tau > \tau_{s1}$ 时, $\|\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)\| < l$ 成立。根据 l 取值的任意性,不妨令 $l \rightarrow 0$, 可得 $\lim_{\tau \rightarrow +\infty} \|\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)\| = 0$ 。考虑到 τ 和 t 之间的映射关系,即有当 $t \rightarrow T^-$ 时, \mathbf{x}^* 无限趋近于最优解集合 X , 这说明全局目标函数在给定时间 T 内达到了最小。

分析 \mathbf{u}_i 中第 2 项在 $t \in [0, T)$ 上的有界性。

注意到, $\sum_{i=1}^N \nabla f_i(\mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)) = \mathbf{0}$, 将 $\sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{x}^*)$ 在 $\mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)$ 点进行泰勒展开可得

$$\sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{x}^*) = \sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)) + \frac{1}{2} [\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)]^T \cdot$$

$$\begin{aligned} & \nabla^2 \sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)) [\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)] + \\ & o[\|\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)\|^2] \end{aligned} \quad (28)$$

式中: $o(\cdot)$ 表示高阶无穷小。考虑当 $\tau \rightarrow +\infty$ 时的情形,此时 $\mathbf{x}^* \rightarrow \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)$, 根据式(28)和假设 2, 存在常数 $C' > 0$ 使得

$$\sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{x}^*) - \sum_{i=1}^N f_i(\mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)) \geq C' \|\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)\|^2 \quad (29)$$

将式(29)代入式(25)可得

$$\begin{aligned} \frac{dV_2}{d\tau} &\leq -\frac{C'T^{1-k}}{N(1+\tau)^{2-k}} \|\mathbf{x}^* - \mathbf{P}_X(\mathbf{x}^*)\|^2 = \\ &= -\frac{\lambda}{(1+\tau)^{2-k}} V_2 \end{aligned} \quad (30)$$

式中: $\lambda \triangleq 2N^{-1}C'T^{1-k}$ 。对式(30)两边在 (τ_{s0}, τ) 上积分并整理可得

$$V_2(\tau) \leq V_2(\tau_{s0}) \exp\left\{ \frac{\lambda}{k-1} [(1+\tau_{s0})^{k-1} - (1+\tau)^{k-1}] \right\} \quad (31)$$

考虑到假设 3 成立, 记

$$\begin{aligned} \underline{p} &= \inf\{p \mid \|\nabla f(\mathbf{x}) - \nabla f(\mathbf{y})\| \leq C\|\mathbf{x} - \mathbf{y}\|^p, \\ & \forall \mathbf{x}, \mathbf{y} \in \mathcal{X}, s \in X\} \end{aligned} \quad (32)$$

式中: 常数 $C > 0$ 。从而当 $s \rightarrow X$ 时, 由于 $\nabla f(\mathbf{P}_X(s)) = 0$, 故有

$$\left\| \sum_{i=1}^N \nabla f_i(s) \right\| \leq C\|s - \mathbf{P}_X(s)\|^{\underline{p}} \quad (33)$$

根据式(24)和式(33)可知, 当 $\tau \rightarrow +\infty$ 时必须满足:

$$0 \leq (1+\tau)^k \left\| \sum_{i=1}^N \nabla f_i(\mathbf{x}^*) \right\| \leq 2^{\frac{\underline{p}}{2}} C (1+\tau)^k V_2^{\frac{\underline{p}}{2}} \quad (34)$$

将式(31)代入式(34), 并运用夹逼定理可得

$$\lim_{\tau \rightarrow +\infty} (1+\tau)^k \left\| \sum_{i=1}^N \nabla f_i(\mathbf{x}^*) \right\| = 0 \quad (35)$$

综合式(35)和 2.3 节中的结果可知

$$\lim_{t \rightarrow T^-} \mathbf{u}_i = \lim_{\tau \rightarrow +\infty} \mathbf{u}_i = \mathbf{0} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (36)$$

这表明决策协议(10)是非奇异的。

3 仿真实验

为验证本文的主要结论, 考虑由 5 架无人机组成的无人机群, 仿真中涉及到的时间、位置和速度单位分别为 min, km 和 km/min。它们之间的通信拓扑构成无向连通图, 对应的 Laplacian 矩阵为

$$L = \begin{bmatrix} 2 & -1 & 0 & 0 & -1 \\ -1 & 2 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 2 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 2 & -1 \\ -1 & 0 & 0 & -1 & 2 \end{bmatrix} \quad (37)$$

为使仿真效果直观,考虑多无人机系统在二维平面内的分布式优化问题,从而 $n=2$ 。给定集结时间为 $T=5 \text{ min}$,为方便我方 5 个基地支援补给,假设每架无人机的态势判断函数 $f_i(\mathbf{x}_i): \mathbf{R}^2 \rightarrow \mathbf{R}$ 分别为

$$\begin{cases} f_1(\mathbf{x}_1) = x_{11}^2 + (x_{12} - 2)^2 \\ f_2(\mathbf{x}_2) = x_{21}^2 + (x_{22} - 1)^2 \\ f_3(\mathbf{x}_3) = (x_{31} - 1)^2 + x_{32}^2 \\ f_4(\mathbf{x}_4) = (x_{41} - 2)^2 + x_{42}^2 \\ f_5(\mathbf{x}_5) = (x_{51} - 2)^2 + (x_{52} - 1)^2 \end{cases} \quad (38)$$

显然,式(37)和式(38)所述问题满足假设 1~假设 4。每架无人机的初始位置依次取为 $(-2, 4) \text{ km}$, $(-2, 0) \text{ km}$, $(0, -2) \text{ km}$, $(4, 2) \text{ km}$, $(2, 4) \text{ km}$ 。仿真结果如图 1~图 5 所示。

从图 1 和图 2 可以看出,所有无人机均在给定时间 $T=5 \text{ min}$ 内集结完毕,最终集结地点坐标约为 $(1, 0.74) \text{ km}$,通过对优化函数分析计算可验

证上述坐标确为全局最小值点,这表明多无人机系统在给定时间内完成了分布式最优集结。从图 3 和图 4 可知,所有无人机决策指令输入保持全局有界,且终值趋于零,表明了本文方法的可用性。图 5 绘制了整个集结过程中无人机群的航迹示意图以及全局优化函数等高线,航迹曲线光滑平稳。集结过程当中,随着信息的分布式流通,各无人机不断调整修正自身航迹,直至在最优点集结完毕。

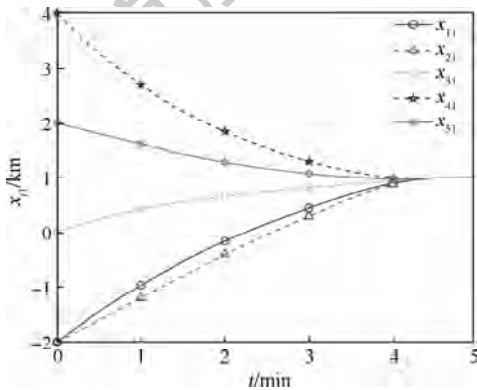


图 1 无人机状态响应 x_{i1}

Fig. 1 State response x_{i1} of UAVs

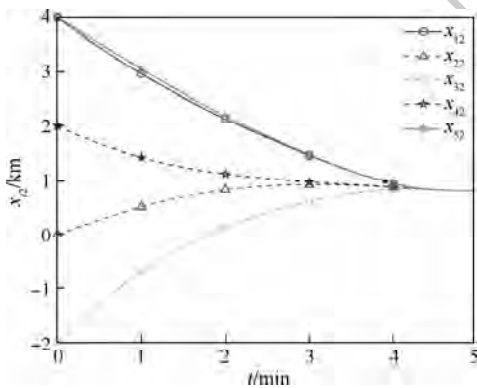


图 2 无人机状态响应 x_{i2}

Fig. 2 State response x_{i2} of UAVs

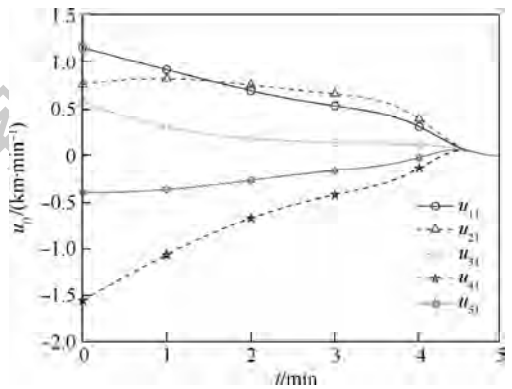


图 3 无人机决策指令 u_{i1}

Fig. 3 Decision command u_{i1} of UAVs

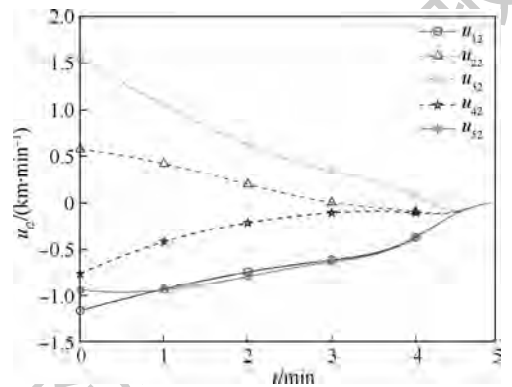


图 4 无人机决策指令 u_{i2}

Fig. 4 Decision command u_{i2} of UAVs

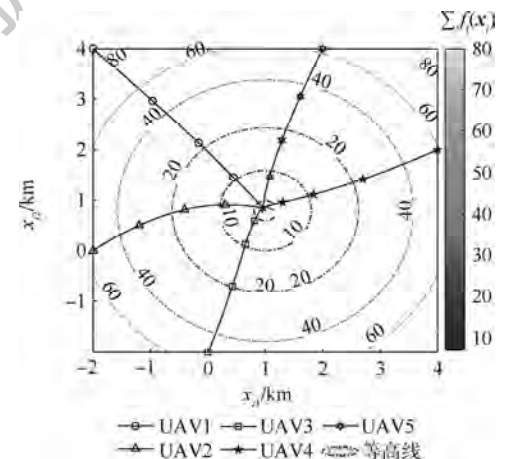


图 5 无人机群航迹与全局优化函数等高线

Fig. 5 Flight path of UAV swarm and contour of global optimization function

4 结束语

本文研究了基于时域映射技术的多无人机系统给定时间分布式最优集结问题。所设计的带时变增益的给定时间分布式优化协议包括 2 个部分,第 1 个部分即辅助变量 $\alpha_i(t)$ 和 $\beta_i(t)$ 的分布式动力学,可针对全局目标函数梯度进行实时估计;第 2 个部分即分布式决策指令 $u_i(t)$,它又包括一致性输入以及梯度修正 2 个部分,通过系数 $k \in (1, 2)$ 使其相互协调。

注意到,本文结果只分析了决策指令的有界性,而对其上界没有定量估计,下一步可研究输入受限条件下的给定时间分布式优化问题。

参考文献 (References)

- [1] BEARD R D, MCLAIN T W, GOODRICH M A, et al. Coordinated target assignment and intercept for unmanned air vehicles [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2002, 18 (6): 911-922.
- [2] SCARDOVI L, SEPULCHRE R. Synchronization in networks of identical linear systems [J]. Automatica, 2009, 48 (8): 2557-2562.
- [3] SHI G D, JOHANSSON K. Robust consensus for continuous time multi-agent dynamics [J]. SIAM Journal on Control and Optimization, 2013, 48 (5): 3673-3691.
- [4] DIMAROGONAS D, KYRIAKOPOULOS K. On the rendezvous problem for multiple nonholonomic agents [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2007, 52 (5): 916-922.
- [5] DING C, DONG X M, SHI C, et al. Leaderless output consensus of multi-agent systems with distinct relative degrees under switching directed topologies [J]. IET Control Theory and Applications, 2019, 13 (3): 313-320.
- [6] 何吕龙, 张佳强, 侯岳奇, 等. 有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46 (2): 314-323.
HE L L, ZHANG J Q, HOU Y Q, et al. Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46 (2): 314-323 (in Chinese).
- [7] NEDIC A, OZDAGLAR A. Distributed subgradient methods for multi-agent optimization [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54 (1): 48-61.
- [8] ZHU M H, MARTÍNEZ S. On distributed convex optimization under inequality and equality constraints [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2012, 57 (1): 151-164.
- [9] DUCHI J, AGARWAL A, WAINWRIGHT M. Dual averaging for distributed optimization; Convergence and network scaling [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2012, 57 (3): 592-606.
- [10] LIN P, REN W, SONG Y. Distributed multi-agent optimization subject to nonidentical constraints and communication delays [J]. Automatica, 2016, 65: 120-131.
- [11] KIA S S, CORTÉS J, MARTÍNEZ S. Distributed convex optimization via continuous-time coordination algorithms with discrete-time communication [J]. Automatica, 2015, 55: 254-264.
- [12] ZHAO Y, LIU Y F, WEN G H, et al. Distributed optimization for linear multiagent systems; Edge- and node-based adaptive designs [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2017, 62 (7): 3602-3609.
- [13] LIN P, REN W. Distributed shortest distance consensus problem in multi-agent systems [C] // Proceedings of IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2013: 4696-4701.
- [14] LIN P, REN W, SONG Y D, et al. Distributed optimization with the consideration of adaptivity and finite-time convergence [C] // Proceedings of 2014 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 3177-3182.
- [15] LIN P, REN W, FARRELL J A. Distributed continuous-time optimization; Nonuniform gradient gains, finite-time convergence, and convex constraint set [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2017, 62 (5): 2239-2253.
- [16] NING B D, HAN Q L, ZUO Z Y. Distributed optimization for multiagent systems; An edge-based fixed-time consensus approach [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2019, 49 (1): 122-132.
- [17] GODSIL C, ROYLE G. Algebraic graph theory [M]. Berlin: Springer, 2001.
- [18] FACCHINEI F, PANG J. Finite-dimensional variational inequalities and complementarity problems [M]. Berlin: Springer, 2003.
- [19] REN W, NATHAN S. Distributed coordination architecture for multi-robot formation control [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2008, 56 (2): 324-333.
- [20] DING C, SHI C, CHEN Y. Nonsingular prescribed-time stabilization of a class of uncertain nonlinear systems; A novel coordinate mapping method [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2020, 30 (9): 3566-3581.
- [21] CHEN F, CAO Y, REN W. Distributed average tracking of multiple time-varying reference signals with bounded derivatives [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2012, 57 (12): 3169-3174.

作者简介:

丁超 男, 博士研究生。主要研究方向: 多智能体系统协同控制与非线性系统控制。

魏瑞轩 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 导航制导与飞行控制。

周凯 男, 博士研究生。主要研究方向: 强化学习理论与应用。

Distributed optimal rendezvous of multi-UAV systems in prescribed time based on time-domain mapping

DING Chao^{1,2}, WEI Ruixuan^{2,*}, ZHOU Kai^{1,2}

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To solve the prescribed-time optimal rendezvous problem for multi-UAV systems, a distributed optimization framework is established based on time-domain transformation technique. By introducing a specific time-domain transformation, the prescribed-time decision problem in original time-domain is transformed into an asymptotically stable problem in the infinite domain, which simplifies the analysis and design process. Then, we design a prescribed-time gradient descent algorithm whose convergence time is independent of the initial states as well as other parameters and therefore can be pre-specified. Besides, the application of time-varying gain removes the parameter selection process, which enables the proposed method in the context of a serious lack of global information. The simulation results show that this method is able to achieve the distributed optimal rendezvous for multiple UAVs in prescribed time, and the closed-loop system remains globally bounded in mission time.

Keywords: multi-UAV systems; prescribed-time; time-domain transformation; distributed optimization; consensus

Received: 2020-05-26; **Accepted:** 2020-06-19; **Published online:** 2020-08-05 13:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1325.005.html

Foundation items: Science and Technology Innovation 2030-Key Project of "New Generation Artificial Intelligence" (2018AAA0102403); National Natural Science Foundation of China (61573373)

* **Corresponding author.** E-mail: rxwei369@sohu.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0266

多航天器分布式事件触发分组姿态协同控制



王帅磊, 周绍磊*, 代飞扬, 刘伟, 闫实

(海军航空大学, 烟台 264001)

摘 要: 在分布式事件触发机制的基础上对多航天器分组姿态协同控制问题进行了研究。系统内包含若干个分组, 并且航天器间的信息交互被抽象为无向拓扑。以修正罗德里格斯参数(MRP)描述航天器的姿态, 构造了包含姿态和角速度的辅助变量, 并设计了分布式的控制输入。在分布式事件触发机制下, 对每个航天器设计了触发函数, 并结合代数图论和 Lyapunov 稳定性理论证明了多航天器能够渐近达到分组姿态协同, 同时证明了系统内不会发生 Zeno 现象。仿真结果验证了在分布式事件触发机制下提出的控制输入的有效性。

关键词: 多航天器; 分组; 姿态控制; 事件触发; 无向拓扑; 触发函数

中图分类号: V448; TP273

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0323-10

姿态协同控制是多航天器系统中的重要技术之一, 广泛应用在如航天器编队飞行等领域^[1-4]。近年来, 研究人员对这一重要问题展开了深入的研究。当系统内所有航天器的姿态和角速度均达到一致时, 称多航天器系统达到了姿态协同。

现有研究从多个方面对多航天器姿态协同控制问题进行了分析。对于领导-跟随结构的多航天器系统, Cai 和 Huang 提出了一种分布式的观测器对领导者的状态进行估计, 并且对角速度进行了补偿^[5], 考虑到系统中存在未知参数, 进一步构造了分布式的自适应算法以使误差系统稳定^[6]; 此外, 针对外部扰动提出了自适应的处理方法^[7]。文献[8]在 SO(3)模型的基础上, 设计了一种时变增益扩张状态观测器, 并根据航天器之间的相对姿态构造了基于旋转矩阵的控制输入。对于联合连通拓扑上的多航天器系统, Liu 和 Huang 证明了存在一种分布式观测器对目标进行估计^[9], Lu 和 Liu 也进行了类似的研

究^[10], 并且在文献[9-10]中, 系统拓扑都是有向的。Ma 等对联合连通拓扑上的领导-跟随系统, 设计了滑模变量和分布式的观测器对跟随者进行估计^[11]。对于无领导者的多航天器系统, Huang 等同时考虑了执行器故障及饱和约束, 并设计了一种补偿方法^[12]。文献[13]对带有机臂的空间机器人, 设计了一种卫星基座、姿态与机械臂一体化的控制器。文献[14]对电磁航天器编队悬停问题, 构造了包含多个影响因素的不确定系统, 对轨道姿态进行解耦, 能够实现高精度悬停。

为了节约系统的通信和计算资源, 降低航天器间收发信息的频率, 事件触发机制被引入到了航天器姿态协同控制方法中^[4, 15-17]。在事件触发机制下, 需要设计相应的事件触发函数, 并且系统内的通信交互仅在事件触发函数被满足时才会执行, 于是连续的系统通信被转化为不连续的间断通信, 从而显著节约了系统的能源和资源。在文

收稿日期: 2020-06-16; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-07 10:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200807.1004.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61273058)

*通信作者. E-mail: zhouslsd@sina.com

引用格式: 王帅磊, 周绍磊, 代飞扬, 等. 多航天器分布式事件触发分组姿态协同控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 323-332. WANG S L, ZHOU S L, DAI F Y, et al. Distributed event-triggered group attitude coordinated control of multi-spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 323-332 (in Chinese).

献[4]中,提出了一种分布式的事件触发控制器以处理执行器的故障,并同时考虑了外部扰动。Weng 和 Yue 在领导-跟随结构下,提出了一种分布式的触发机制,能够通过领导者的状态构造一个凸包,并使所有跟随者的状态收敛到该凸包中^[15]。Zhang 等在无向拓扑上提出了一种依赖当前状态的控制律,其特别之处在于:触发函数下一次被满足的时刻可以根据航天器的当前状态进行预测^[16]。Xu 等构造了一种自适应的滑模控制方法,能够引导航天器跟随预先设计的姿态轨迹,并同时考虑了惯性不确定性及外部扰动^[17]。针对 SAR 卫星, Fu 等提出了 2 种带有时滞的基于终端滑模的控制律^[18]。

大多数现有研究都致力于使多航天器的姿态收敛到某一个确定的时不变或时变的姿态。而随着技术的发展,以及多航天器越来越广泛的应用,在复杂的应用场景中,对航天器的姿态可能有不同的需求,即要求一部分航天器保持同一姿态,另一部分航天器保持另一姿态。例如,在卫星编队监控目标时,由于它们分布在空间中的不同位置,那么可以划分为若干个不同的分组,每个分组内部的卫星能够调整自身姿态以实现更好的观测。这种包含多个分组并使每个分组都达到姿态协同的情况称为分组姿态协同。对于这种分组的多航天器系统,文献[19]在无向拓扑上引入了分组一致概念,所设计的控制输入能够使系统渐近达到分组姿态协同,但该研究的结论仅适用于包含 2 个分组的情况。文献[20]进一步考虑了切换拓扑的情况,通过代换姿态和角速度变量,并对系统 Laplacian 矩阵进行分解,将分组姿态协同控制问题转化为了稳定性问题,对包含多个分组的多航天器系统构造了控制输入。Weng 等对基于 SO(3) 模型的多分组系统进行了分析,在该研究中,各个分组的领导者能够达到反一致,并且每个分组内的跟随者都能与领导者保持一致,角速度收敛到零^[21]。分组姿态协同问题对于多航天器系统的应用具有重要意义,而当前针对该问题的研究仍然不够充分,这一特殊问题可以通过引入分组一致^[22-24]的概念来解决。分组一致是指:在包含若干个分组的多智能体系统中,每个分组内部智能体的状态都能达到一致,并且不同分组的一致状态是不同的。

由于目前相关研究仍然有限,本文致力于在分布式事件触发机制下解决多航天器分组姿态协

同控制问题,从而减轻系统的通信压力。

1 多航天器系统构建

1.1 航天器姿态模型

考虑一个包含 N 个航天器及 s 个分组的系统。航天器按顺序标记为 $1, 2, \dots, N$, 分组按照顺序标记为 g_1, g_2, \dots, g_s 。每个分组内航天器的数量为 n_i , 并且每个航天器仅能够唯一地被划分到一个分组。采用修正罗德里格斯参数 (Modified Rodrigues Parameters, MRP) 描述航天器的姿态, 以 $\sigma_i(t) \in \mathbf{R}^3$ 表示航天器的姿态, 并以 $\omega_i(t) \in \mathbf{R}^3$ 表示航天器的角速度, 于是航天器的姿态运动学和动力学方程可以写为

$$\begin{cases} \dot{\sigma}_i(t) = \mathbf{G}_i(t) \omega_i(t) \\ \mathbf{J} \dot{\omega}_i(t) = (\mathbf{J} \omega_i(t))^\times \omega_i(t) + \mathbf{u}_i(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{u}_i(t) \in \mathbf{R}^3$ 为待设计的航天器的控制输入; 矩阵 $\mathbf{J} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为航天器的转动惯量, 并且本文中假设所有航天器的转动惯量均相同; 算子 $\mathbf{G}_i(t)$ 定义为

$$\mathbf{G}_i(t) = \frac{1}{2} \left[\frac{1 - \sigma_i^\top(t) \sigma_i(t)}{2} \mathbf{I}_3 + \sigma_i^\times(t) + \sigma_i(t) \sigma_i^\top(t) \right] \quad (2)$$

式中: \mathbf{I}_3 为 3 阶单位矩阵。并定义

$$\mathbf{p}_i(t) = \mathbf{G}_i(t) \mathbf{G}_i^\top(t) \quad (3)$$

对任意一个三维向量 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3]^\top$, 反对称矩阵 \mathbf{x}^\times 表示为

$$\mathbf{x}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

对于分组 g_k 中的航天器 i , 定义映射 $\Gamma(i) = g_k$ 。

1.2 系统无向拓扑

将航天器视作节点, 并且将航天器的双向信息交互视作边, 那么多航天器系统可以抽象为无向拓扑 $\mathcal{G} = (\mathcal{V}, \mathcal{E}, \mathbf{A})$, $\mathcal{V} = \{1, 2, \dots, N\}$ 为节点组成的集合, \mathcal{E} 为边组成的集合。 $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 为系统的邻接矩阵; \mathbf{A} 中的元素 a_{ij} 定义为: 若节点 i 和节点 j 属于同一分组, 并且存在一条边连接节点 i 和节点 j , 那么 i 与 j 互为邻居, 并令 $a_{ii} = a_{ij} = 1$, 否则 $a_{ii} = a_{ij} = 0$ 。与邻接矩阵 \mathbf{A} 相对应, 系统的 Laplacian 矩阵 $\mathbf{L} \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 定义为: 对角线上的元素 $l_{ii} = \sum_{j=1}^N a_{ij}$, 非对角线上的元素为 $l_{ij} = -a_{ij}$ 。由于系统

内包含多个分组,因此邻接矩阵 \mathbf{A} 和 Laplacian 矩阵 \mathbf{L} 都可以记作分块矩阵。

对多航天器的无向拓扑,有如下假设。

假设 1 每个分组的内部拓扑都是连通的。

假设 2 对任意 2 个分组 g_i 和 g_j ,若这 2 个分组间存在边,那么有且仅有一对节点 $k, l \in g_i$ 和另一对节点 $m, n \in g_j$,使得邻接矩阵中元素 $a_{km} = a_{ln} = 1$ 以及 $a_{kn} = a_{lm} = -1$,即这 2 个分组满足入度平衡^[22]。

1.3 分布式事件触发机制

分布式事件触发机制是指:对系统中的每一个航天器 i ,都设计一个触发函数 $f_i(t)$ 。若在某个时刻 t_k^i 满足 $f_i(t) = 0$,那么航天器 i 将被触发,并将其姿态和角速度信息发送给邻居。在非触发时刻,航天器之间不进行通信以节省能源和资源。 t_k^i 称为航天器 i 的触发时刻,并且该航天器所有的触发时刻可记为序列 t_1^i, t_2^i, \dots 。在时间区间 $[t_k^i, t_{k+1}^i)$ 内,控制输入 $\mathbf{u}_i(t)$ 为时变值,但仅需考虑航天器自身姿态和角速度的变化。

2 问题描述及主要结果

2.1 控制目的

对于多航天器系统,分组姿态协同的定义如下。

定义 1 称多航天器达到分组姿态协同,当且仅当系统内航天器的姿态 $\boldsymbol{\sigma}_i(t)$ 和角速度 $\boldsymbol{\omega}_i(t)$ 满足:

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} \|\boldsymbol{\sigma}_i(t) - \boldsymbol{\sigma}_j(t)\| = 0, \Gamma(i) = \Gamma(j) \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \|\boldsymbol{\omega}_i(t) - \boldsymbol{\omega}_j(t)\| = 0, \Gamma(i) = \Gamma(j) \end{cases} \quad (5)$$

本文的目的在于:在分布式事件触发机制下,设计一种控制输入使多航天器达到如式(5)所定义的分组姿态协同。

2.2 控制输入设计

由于式(1)具有较强的非线性,直接求解分析较为困难,为了降低分析难度,先对式(1)进行转换。受到文献[11]的启发,构造辅助变量 $\mathbf{s}_i(t)$ 为

$$\mathbf{s}_i(t) = \boldsymbol{\sigma}_i(t) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t) \quad (6)$$

式中:参数 $\mu > 0$ 。同时可以得到

$$\mathbf{s}_i(t_k^i) = \boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i) \quad (7)$$

于是航天器的辅助变量误差 $\mathbf{e}_i(t)$ 为

$$\mathbf{e}_i(t) = \mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_i(t) \quad (8)$$

根据辅助变量 $\mathbf{s}_i(t)$ 的定义可知

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}}_i(t) &= \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t) + \mu \ddot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t) = \\ &\dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t) + \mu [\dot{\mathbf{G}}_i(t) \boldsymbol{\omega}_i(t) + \\ &\mathbf{G}_i(t) \mathbf{J}^{-1} (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_i(t))^\times \boldsymbol{\omega}_i(t) + \mathbf{G}_i(t) \mathbf{J}^{-1} \mathbf{u}_i(t)] \end{aligned} \quad (9)$$

于是可以对航天器 i 设计控制输入为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_i(t) &= - (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_i(t))^\times \boldsymbol{\omega}_i(t) - (\mathbf{J} \mathbf{G}_i^\top(t) \mathbf{p}_i^{-1}(t)) \cdot \\ &\left\{ \dot{\mathbf{G}}_i(t) \boldsymbol{\omega}_i(t) + \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t) / \mu + \right. \\ &\sum_{j \in \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) - \boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j)] + \\ &\mu \sum_{j \in \Gamma(i)} a_{ij} [\dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i) - \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] - \\ &\left. \sum_{j \notin \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] \right\} \end{aligned} \quad (10)$$

式中: t_k^j 为航天器 j 上一次的触发时刻。根据式(10)的形式可知,本文提出的控制输入是不依赖辅助变量的。对航天器 i 设计触发函数为

$$\begin{aligned} f_i(t) &= \eta \|\mathbf{e}_i^\top(t)\|_2^2 - \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2 + \\ &\eta^{-1} \sum_{j=1}^N \|a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)]\|_2^2 \end{aligned} \quad (11)$$

式中:参数 $\eta > 0$ 为常数。

2.3 控制定理及分析

根据 $\mathbf{s}_i(t)$ 的定义可知,当

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{s}_i(t) = \mathbf{s}_j(t), \Gamma(i) = \Gamma(j) \quad (12)$$

成立时,有

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\sigma}_i(t) = \boldsymbol{\sigma}_j(t), \Gamma(i) = \Gamma(j) \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\omega}_i(t) = \boldsymbol{\omega}_j(t), \Gamma(i) = \Gamma(j) \end{cases} \quad (13)$$

成立,即当变量 $\mathbf{s}_i(t)$ 达到分组一致时,等价地,多航天器能够达到分组姿态协同。因此,通过分析 $\mathbf{s}_i(t)$ 的性质可以等价地得到 $\boldsymbol{\sigma}_i(t)$ 和 $\boldsymbol{\omega}_i(t)$ 的相关结论。

在上述理论准备的基础上,给出分布式事件触发机制下多航天器分组姿态控制的相关定理及分析。

定理 1 在分布式事件触发机制下,若多航天器的通信拓扑满足假设 1 和假设 2,并给定控制输入为式(10),设计航天器的触发函数为式(11),则在控制输入的作用下,多航天器能够渐近达到式(5)定义的分组姿态协同。

证明 选定 Lyapunov 函数为

$$V = \mathbf{s}^\top(t) \mathbf{s}(t) / 2 \quad (14)$$

式中:向量 $\mathbf{s}(t) = [\mathbf{s}_1^\top(t), \mathbf{s}_2^\top(t), \dots, \mathbf{s}_N^\top(t)]^\top$ 。因此显然有 $V \geq 0$ 成立。对 Lyapunov 函数求导,得

到 \dot{V} 为

$$\dot{V} = \mathbf{s}^T(t) \dot{\mathbf{s}}(t) = \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \dot{\mathbf{s}}_i(t) \quad (15)$$

将形如式(9)的 $\dot{\mathbf{s}}_i(t)$ 和控制输入代入式(15),得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \in \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) - \boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j)] - \\ & \mu \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \in \Gamma(i)} a_{ij} [\dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i) - \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] + \\ & \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \notin \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] \quad (16) \end{aligned}$$

根据假设2,无向拓扑满足入度平衡,因此

$$\sum_{j \notin \Gamma(i)} a_{ij} = 0 \quad (17)$$

于是可知

$$\sum_{j \notin \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i)] = \mathbf{0} \quad (18)$$

将式(18)代入式(16), \dot{V} 可以改写为

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \in \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) - \boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j)] - \\ & \mu \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \in \Gamma(i)} a_{ij} [\dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i) - \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] + \\ & \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \notin \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] - \\ & \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j \notin \Gamma(i)} a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i)] \quad (19) \end{aligned}$$

对式(19)进行化简,得到 \dot{V} 为

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) - \boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j)] - \\ & \mu \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i) - \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] = \\ & - \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\boldsymbol{\sigma}_i(t_k^i) + \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_i(t_k^i) - \\ & \boldsymbol{\sigma}_j(t_k^j) - \mu \dot{\boldsymbol{\sigma}}_j(t_k^j)] = \\ & - \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] \quad (20) \end{aligned}$$

根据辅助误差变量 $\mathbf{e}_i(t)$ 的定义,将该误差代入式(20),可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \sum_{i=1}^N (\mathbf{s}_i^T(t_k^i) - \mathbf{e}_i^T(t)) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] = \\ & - \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t_k^i) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] + \\ & \sum_{i=1}^N \mathbf{e}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] \quad (21) \end{aligned}$$

式中:

$$\sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t_k^i) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] =$$

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i^T(t_k^i) \mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_i^T(t_k^i) \mathbf{s}_j(t_k^j)] = \\ & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} [\|\mathbf{s}_i(t_k^i)\|_2^2 - \mathbf{s}_i^T(t_k^i) \mathbf{s}_j(t_k^j)] \quad (22) \end{aligned}$$

由于无向拓扑的邻接矩阵和 Laplacian 矩阵都是对称矩阵,即 $a_{ij} = a_{ji}$,因此有式(23)成立:

$$\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i)\|_2^2 = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2 \quad (23)$$

而式(23)意味着式(24)成立:

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i)\|_2^2 = \\ & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} [\|\mathbf{s}_i(t_k^i)\|_2^2/2 + \|\mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2/2] \quad (24) \end{aligned}$$

从而可以利用式(24)将式(22)改写为

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T(t_k^i) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] = \\ & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} \left[\frac{\|\mathbf{s}_i(t_k^i)\|_2^2}{2} + \frac{\|\mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2}{2} - \right. \\ & \left. \mathbf{s}_i^T(t_k^i) \mathbf{s}_j(t_k^j) \right] = \\ & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2 \quad (25) \end{aligned}$$

结合式(21)和式(25)可知, \dot{V} 可以写作

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2 + \\ & \sum_{i=1}^N \mathbf{e}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] \leq \\ & \sum_{i=1}^N \left[- \frac{1}{2} \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2 + \right. \\ & \left. \sum_{j=1}^N \left[\|\mathbf{e}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)]\|_2 \right] \right] \quad (26) \end{aligned}$$

式中:

$$\begin{aligned} & \left\| \mathbf{e}_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] \right\|_2 \leq \eta \|\mathbf{e}_i^T(t)\|_2^2/2 + \\ & \left\| \sum_{j=1}^N a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] \right\|_2^2 / (2\eta) \quad (27) \end{aligned}$$

对于航天器 i ,在任意一个触发时刻 t_k^i ,都有 $\mathbf{e}_i(t) = \mathbf{0}$,并且在时间区间 $[t_k^i, t_{k+1}^i)$ 内,对于任意一个航天器,根据触发函数(11),都有如下不等式成立:

$$\begin{aligned} & \eta \|\mathbf{e}_i^T(t)\|_2^2 + \eta^{-1} \sum_{j=1}^N \left\| a_{ij} [\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)] \right\|_2^2 - \\ & \sum_{j=1}^N a_{ij} \|\mathbf{s}_i(t_k^i) - \mathbf{s}_j(t_k^j)\|_2^2 \leq 0 \quad (28) \end{aligned}$$

因此,不等式(28)能够保证在 $t > 0$ 时总有 $\dot{V} \leq 0$ 。在式(20)中,可作如下变换:

$$\sum_{i=1}^N s_i^T(t) \sum_{j=1}^N a_{ij} [s_i(t_k^i) - s_j(t_{k'}^j)] = s^T(t) L \otimes I_3 s(t_k) \quad (29)$$

式中:

$$s(t_k) = [s_1^T(t_k^1), s_2^T(t_k^2), \dots, s_N^T(t_k^N)]^T \quad (30)$$

于是根据 LaSalle 不变原理^[25],多航天器系统的解将收敛到集合

$$\Omega = \{s(t) | s^T(t) L \otimes I_3 s(t_k) = 0\} \quad (31)$$

中。而式(31)表明,当 $t \rightarrow \infty$ 时,总有 $L \otimes I_3 s(t) = \mathbf{0}$ 成立,这意味着对于同一个分组中的航天器 i 和 j ,有 $s_i(t) = s_j(t)$ 。因此可知 $\sigma_i(t) = \sigma_j(t)$,并且有 $\dot{\sigma}_i(t) = \dot{\sigma}_j(t)$,即 $\omega_i(t) = \omega_j(t)$,此时多航天器达到分组姿态协同。 **证毕**

注 1 通过分析变量 $s_i(t)$ 的性质可知,具有形如式(6)的动力特性的系统是渐近稳定的,从而等价地得到多航天器能够渐近达到分组姿态协同的结论。在分析非线性的式(1)时,这种构造辅助变量的方法能够简化分析过程,降低分析难度。

在事件触发机制下,要避免 Zeno 现象的发生。Zeno 现象是指:某一事件在有限的时间区间内发生的次数是无限的。当系统内发生 Zeno 现象时,说明航天器将被无限次触发,于是航天器间的通信是连续的,无法达到减少通信次数的目的^[26],控制输入失效。因此,对于事件触发机制下的控制方法,有必要分析 Zeno 现象的存在性并避免其发生。对任意一个航天器分析其是否发生 Zeno 现象,即可推广到整个多航天器系统。

定理 2 在分布式事件触发机制下,给定航天器的控制输入为式(10),事件触发函数为式(11),则系统内任意一个航天器不会发生 Zeno 现象。

证明 根据分布式事件触发机制的定义可知,对于航天器 i 而言,在任意一次触发时刻 t_k^i ,其事件触发函数总有 $f_i(t_k^i) = 0$ 。在时间区间 $[t_k^i, t_{k+1}^i)$ 内,由于 $s_i(t_k^i)$ 和 $s_j(t_{k'}^j)$ 均为常值,因此对航天器 i 的事件触发函数 $f_i(t)$ 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{f}_i(t) &= 2\eta e_i^T(t) \dot{e}_i(t) = \\ & -2\eta [s_i^T(t_k^i) - s_i^T(t)] \dot{s}_i(t) = \\ & -2\eta s_i^T(t_k^i) \dot{s}_i(t) + 2\eta s_i^T(t) \dot{s}_i(t) \leq \\ & 2\eta \|s_i^T(t_k^i) \dot{s}_i(t)\|_2 + 2\eta \|s_i^T(t) \dot{s}_i(t)\|_2 \quad (32) \end{aligned}$$

式中:

$$\|s_i^T(t_k^i) \dot{s}_i(t)\|_2 \leq \frac{1}{2} \|s_i^T(t_k^i)\|_2^2 + \frac{1}{2} \|\dot{s}_i(t)\|_2^2 \quad (33)$$

$$\|s_i^T(t) \dot{s}_i(t)\|_2 \leq \frac{1}{2} \|s_i^T(t)\|_2^2 + \frac{1}{2} \|\dot{s}_i(t)\|_2^2 \quad (34)$$

于是可知

$$\dot{f}_i(t) \leq \|s_i^T(t_k^i)\|_2^2 + \|s_i^T(t)\|_2^2 + 2\|\dot{s}_i(t)\|_2^2 \quad (35)$$

定义 κ 为

$$\kappa \triangleq \max \left(\|s_i^T(t_k^i)\|_2^2 + \|s_i^T(t)\|_2^2 + 2\|\dot{s}_i(t)\|_2^2 \right) \quad (36)$$

当 $t \rightarrow t_{k+1}^{i(-)}$ 时,航天器 i 的触发函数为

$$\begin{aligned} f_i(t_{k+1}^{i(-)}) &= \eta \|e_i^T(t_{k+1}^{i(-)})\|_2^2 + \\ & \eta^{-1} \sum_{j=1}^N \|a_{ij} [s_i(t_k^i) - s_j(t_{k'}^j)]\|_2^2 - \\ & \sum_{j=1}^N a_{ij} \|s_i(t_k^i) - s_j(t_{k'}^j)\|_2^2 \quad (37) \end{aligned}$$

因此定义相邻 2 次触发的时间间隔为 τ ,即

$$\tau = t_{k+1}^i - t_k^i, \text{ 则} \quad f_i(t_{k+1}^{i(-)}) = \int_{t_k^i}^{t_{k+1}^i} \dot{f}_i(t) dt \leq \int_{t_k^i}^{t_{k+1}^i} \kappa dt = \kappa \tau \quad (38)$$

于是可知 $\tau \geq f_i(t_{k+1}^{i(-)}) / \kappa > 0$,即对于航天器 i 而言,其相邻 2 次触发时刻的间隔严格为正,因此航天器 i 不会发生 Zeno 现象。 **证毕**

3 仿真结果与验证

为了验证本文在分布式事件触发机制下提出的控制输入的有效性,构造一个包含 9 个航天器及 2 个分组的系统进行仿真。航天器按照顺序标记为 1,2, ..., 9,并且航天器 1~4 组成分组 g_1 ,航天器 5~9 组成分组 g_2 。多航天器的无向拓扑如图 1 所示。可以看出,该无向拓扑满足假设 1 和假设 2。

给定参数 $\mu = 3, \eta = 1$,并假定所有航天器的转动惯量矩阵 $J \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 均为 $J = I_3$,仿真时间为 100 s,

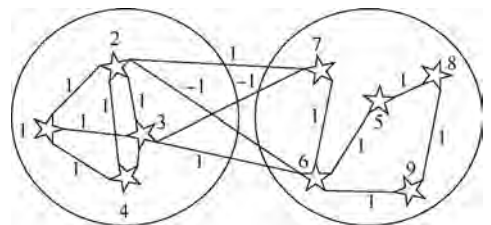


图 1 多航天器的无向拓扑

Fig. 1 Undirected topology of multi-spacecraft

9个航天器的姿态时间响应如图2所示。其中纵坐标 $\sigma_i^1(t)$ 、 $\sigma_i^2(t)$ 和 $\sigma_i^3(t)$ 的上角标1、2和3表示第一、第二和第三个分量,下角标*i*为航天器的编号。根据图2中的结果所示,在2个分组内,航天器的姿态都分别达到了协同,并且2个分组的协同姿态是不同的。最终所有航天器的姿态都保持在2个静态的姿态不再变化。

航天器的角速度时间响应如图3所示。纵坐标上角标的意义与图2中相同。根据图3中的结果所示,系统中所有航天器的角速度最终都收敛到零,这与图2中的姿态曲线相吻合。图2和图3说明,在本文提出的控制输入的作用下,最终多航天器达到静态的分组姿态协同。

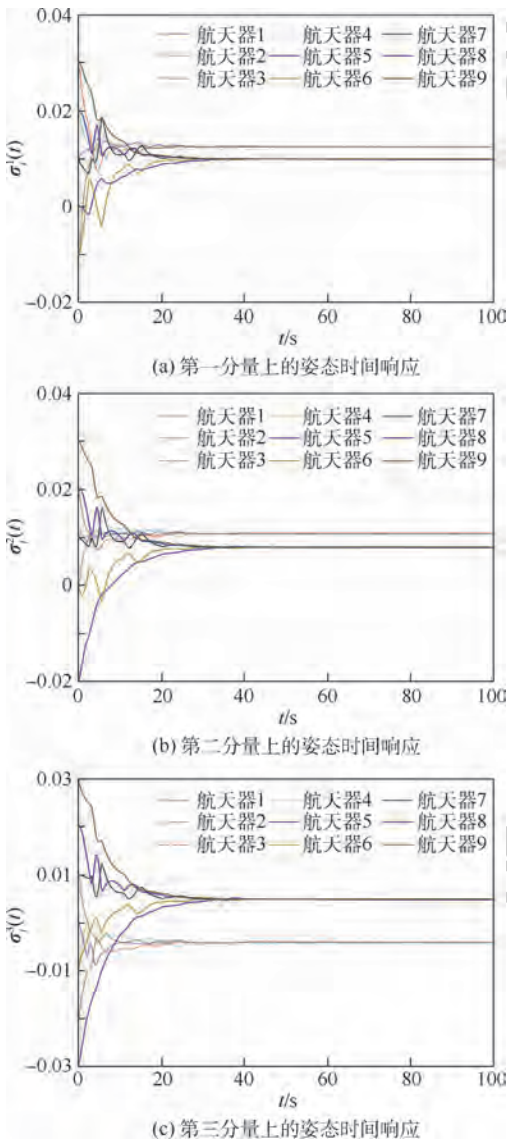


图2 航天器在3个分量上的姿态时间响应
Fig.2 Attitude time response of spacecraft on three components

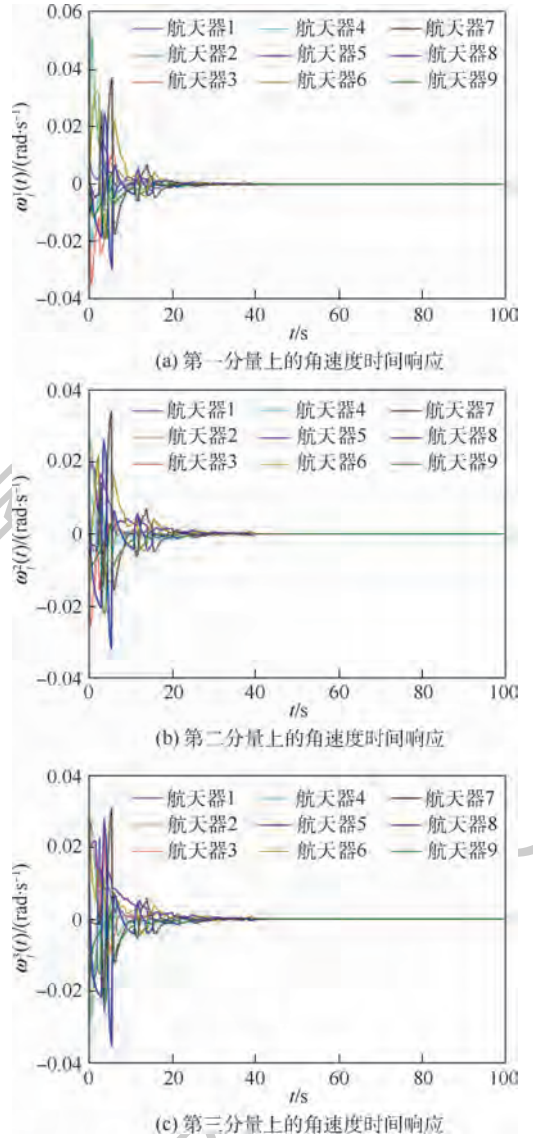
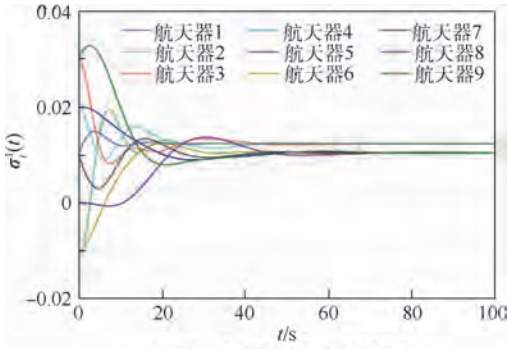


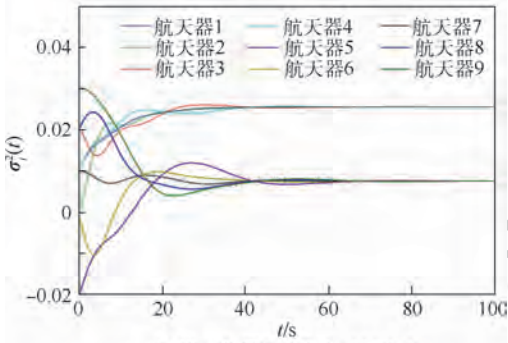
图3 航天器在3个分量上的角速度时间响应
Fig.3 Angular velocity time response of spacecraft on three components

下面对文献[16]中不采用事件触发机制的研究进行复现,航天器的姿态时间响应和角速度时间响应分别如图4和图5所示。图4和图5中的结果显示,在文献[16]中控制输入的作用下,多航天器也达到了静态的分组姿态协同。

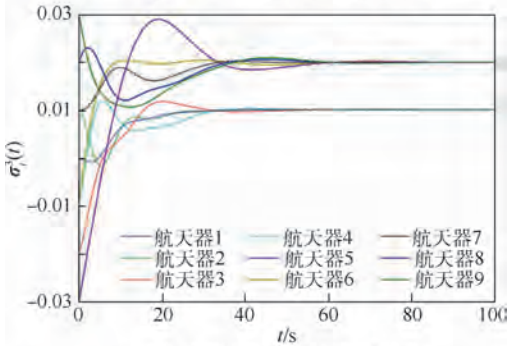
在本文的控制方法中,由于每次触发后航天器更新自身的控制输入,将导致在2个相邻的时间区间 $[t_k^i, t_{k+1}^i)$ 和 $[t_{k+1}^i, t_{k+2}^i)$ 内,控制输入的值是分段不连续的常值,于是图3中角速度时间响应的曲线在触发时刻具有较明显的拐点。而文献[16]中不存在切换控制输入的情况,因此图5中角速度时间响应的曲线表现得更光滑。



(a) 第一分量上的姿态时间响应



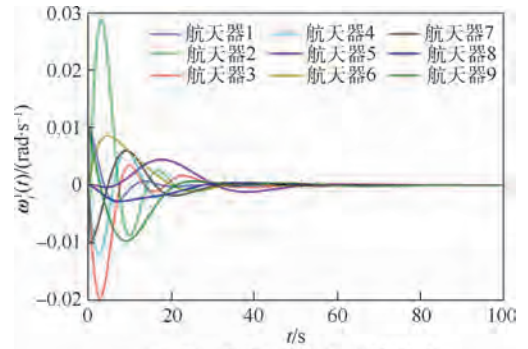
(b) 第二分量上的姿态时间响应



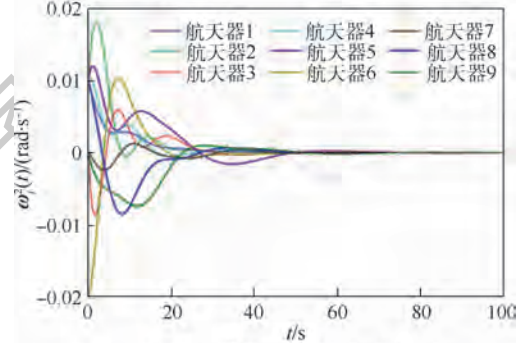
(c) 第三分量上的姿态时间响应

图4 文献[16]中航天器在3个分量上的姿态时间响应

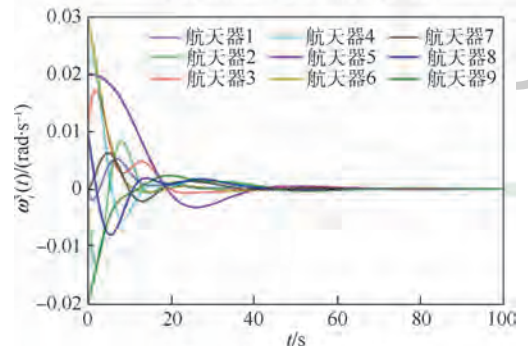
Fig. 4 Attitude time response of spacecraft on three components in Ref. [16]



(a) 第一分量上的角速度时间响应



(b) 第二分量上的角速度时间响应



(c) 第三分量上的角速度时间响应

图5 文献[16]中航天器在3个分量上的角速度时间响应

Fig. 5 Angular velocity time response of spacecraft on three components in Ref. [16]

引入分布式事件触发机制的目的在于减少航天器间的通信次数,节约计算和通信资源。对9个航天器的触发次数、最小时间间隔和最大时间间隔进行统计,所得结果如表1所示。

根据表1中的结果可知,尽管系统内航天器的最小触发时间间隔都较小,但仍然严格大于零,而最大触发时间间隔达到了16.0956 s。表1中的结果表明,每个航天器的触发时间间隔与定理2是相吻合的,不会发生Zeno现象。

图2和图3中对小角度初值的情况进行了仿真,航天器的初始姿态和初始角速度数值较小,并且与2个分组最终的协同姿态和协同角速度接近。下面对大角度初值的情况进行仿

表1 触发结果统计

Table 1 Statistical triggering result

编号	触发次数	最小时间间隔/s	最大时间间隔/s
1	1038	1.7764×10^{-5}	5.5589
2	870	4.4409×10^{-2}	5.2788
3	1434	5.2119×10^{-4}	9.9536
4	1771	3.0416×10^{-3}	8.7233
5	1203	5.7814×10^{-5}	14.9850
6	1133	1.1412×10^{-3}	16.0956
7	895	3.5872×10^{-3}	8.1424
8	507	2.2243×10^{-2}	8.1028
9	2469	1.1935×10^{-5}	0.6138

真,进一步验证本文设计的控制方法的有效性。

图6和图7中的仿真结果表明,在大角度初值的条件下,2个分组内的航天器的姿态都分别达到了协同,并且所有航天器的角速度都收敛到零,因此多航天器仍然能够达到分组姿态协同。分别对比图2和图6,以及图3和图7,可以看出,在大角度初值的情况下,多航天器达到分组姿态协同所需的时间更长,并且由于初始姿态和处置角速度的值较大,2个分组的协同姿态和协同角速度间的差值也更大。

仿真结果和对比分析表明,在分布式事件触发机制下,本文提出的控制输入是有效的。

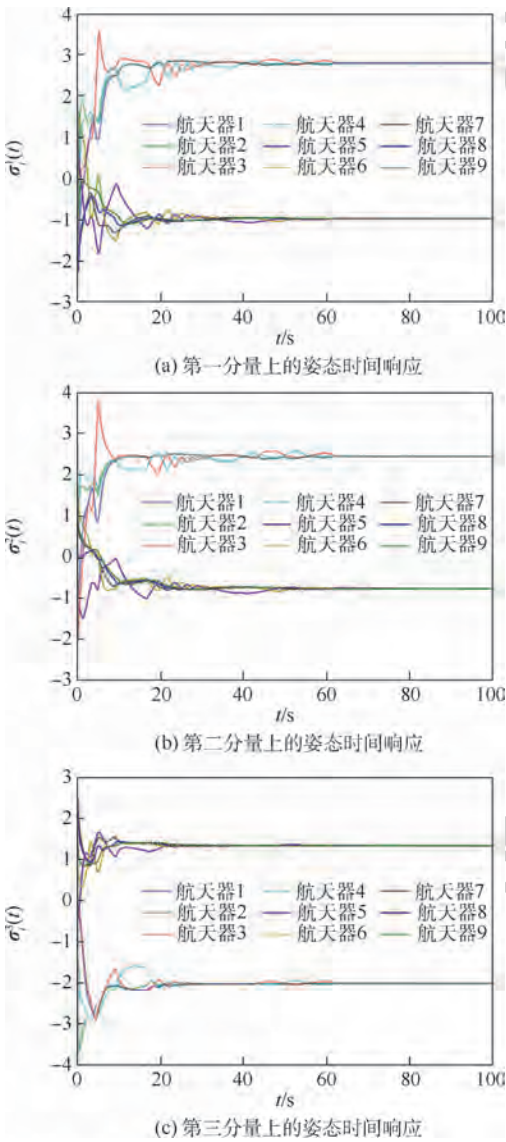


图6 大角度初值条件下航天器在3个分量上的姿态时间响应

Fig.6 Attitude time response of spacecraft on three components with large initial angles

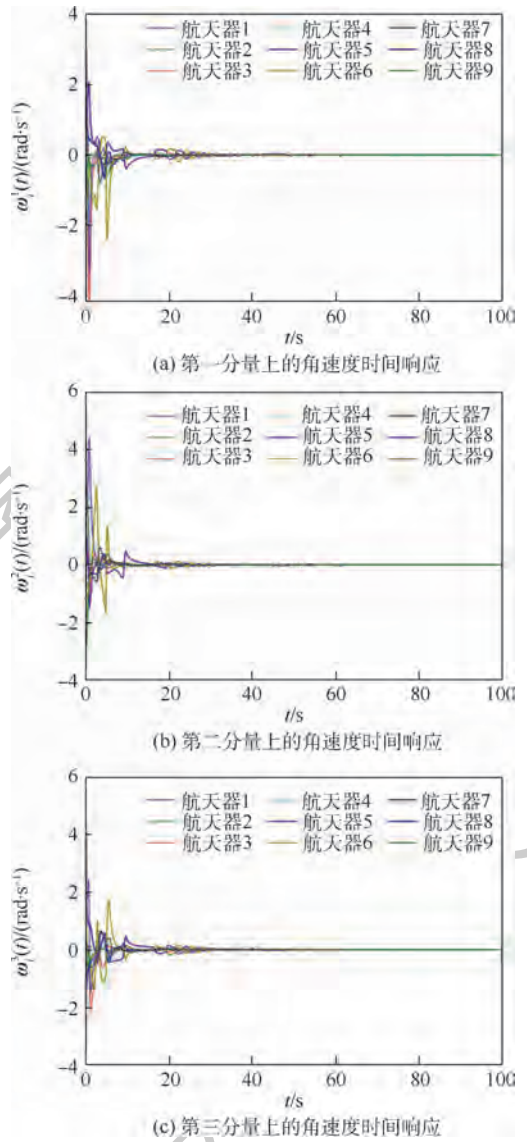


图7 大角度初值条件下航天器在3个分量上的角速度时间响应

Fig.7 Angular velocity time response of spacecraft on three components with large initial angles

4 结论

本文在分布式事件触发机制下研究了多航天器分组姿态协同控制问题。具体结论如下:

1) 考虑了包含多个分组的多航天器系统,采用MRP描述航天器的姿态,通过构造辅助变量,设计了分布式的控制输入,并且控制输入不依赖辅助变量;航天器的事件触发函数中仅需要邻居的辅助变量信息,因此也是分布式的。

2) 假设2引入了入度平衡的概念,结合代数图论和Lyapunov稳定性理论说明了建立在 $s_i(t)$ 上的系统能够渐近达到分组一致,从而等价地得到多航天器渐近达到分组姿态协同的结论,并说

明了系统不会发生 Zeno 现象。

3) 仿真结果以及和现有文献的对比表明,本文提出的控制输入能够使多航天器达到静态的分组姿态协同,并且每个航天器的最小触发时间间隔都严格为正,与定理 2 相吻合。

由于本文考虑的航天器姿态动力学和运动学方程为理想状态,后续将进一步考虑更复杂的条件。

参考文献 (References)

- [1] LIANG H Z, SUN Z W, WANG J Y. Robust decentralized attitude control of spacecraft formations under time-varying topologies, model uncertainties and disturbances[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 81(2): 445-455.
- [2] SHASTI B, ALASTY A, ASSADIAN N. Robust distributed control of spacecraft formation flying with adaptive network topology[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136(7): 281-296.
- [3] 蔡光斌, 闫杰, 赵玉山, 等. 具有随机多跳时变时延的多航天器协同编队姿态一致性[J]. *控制理论与应用*, 2018, 35(10): 1415-1421.
CAI G B, YAN J, ZHAO Y S, et al. Attitude consensus of multi-spacecraft cooperative formation with stochastic multi-hop time-varying delay[J]. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(10): 1415-1421 (in Chinese).
- [4] YI H, LIU M, LI M. Event-triggered fault tolerant control for spacecraft formation attitude synchronization with limited data communication[J]. *European Journal of Control*, 2019, 48(7): 97-103.
- [5] CAI H, HUANG J. Leader-following attitude consensus of multiple rigid body systems by attitude feedback control[J]. *Automatica*, 2016, 69(7): 87-92.
- [6] CAI H, HUANG J. Leader-following adaptive consensus of multiple rigid spacecraft systems[J]. *Science China Information Sciences*, 2016, 59(1): 1-13.
- [7] CAI H, HUANG J. Leader-following attitude consensus of multiple uncertain systems subject to external disturbance[J]. *International Journal of Robust & Nonlinear Control*, 2017, 27(5): 742-760.
- [8] 马鸣宇, 董朝阳, 王青, 等. 基于时变增益 ESO 的多航天器 SO(3) 姿态协同控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(9): 1797-1807.
MA M Y, DONG C Y, WANG Q, et al. Cooperative attitude control on SO(3) for multiple spacecraft with time-varying gain ESO[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(9): 1797-1807 (in Chinese).
- [9] LIU T, HUANG J. Leader-following attitude consensus of multiple rigid body systems subject to jointly connected switching networks[J]. *Automatica*, 2018, 92(6): 63-71.
- [10] LU M, LIU L. Leader-following attitude consensus of multiple rigid spacecraft systems under switching networks[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2019, 2020, 65(2): 839-845.
- [11] MA L, WANG S C, MIN H B, et al. Distributed attitude consensus for multiple rigid spacecraft under jointly connected switching topologies[J]. *Journal of Control Science and Engineering*, 2018, 2016: 63-71.
- [12] HUANG D, WANG Q, DUAN Z. Distributed attitude control for multiple flexible spacecraft under actuator failures and saturation[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2017, 88(1): 529-546.
- [13] 张亚博, 师鹏, 张皓, 等. 电磁航天器编队悬停鲁棒协同控制方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(2): 388-397.
ZHANG Y B, SHI P, ZHANG H, et al. A robust coordinated control method for hovering of electromagnetic spacecraft formation[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(2): 388-397 (in Chinese).
- [14] 魏春岭, 袁泉, 张军, 等. 空间多体系统轨道姿态及机械臂一体化控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(2): 252-258.
WEI C L, YUAN Q, ZHANG J, et al. Integrated orbit, attitude and manipulator control of space multi-body system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(2): 252-258 (in Chinese).
- [15] WENG S, YUE D. Distributed event-triggered cooperative attitude control of multiple rigid bodies with leader-follower architecture[J]. *International Journal of Systems Science*, 2016, 47(3): 631-643.
- [16] ZHANG C X, WANG J H, SUN R. Multi-spacecraft attitude cooperative control using model-based event-triggered methodology[J]. *Advances in Space Research*, 2018, 62(9): 2620-2630.
- [17] XU C, WU B L, CAO X B, et al. Distributed adaptive event-triggered control for attitude synchronization of multiple spacecraft[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2019, 95(3): 2625-2638.
- [18] FU J B, LIU M, LIU H Y, et al. Coordinated attitude control for synthetic aperture radar satellites with quantization and communication delay[J]. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 2019, 17(23): 1770-1780.
- [19] 周绍磊, 王帅磊, 刘伟, 等. 基于分组一致性的刚体集群姿态协同控制[J]. *中国科学: 技术科学*, 2020, 50(5): 493-505.
ZHOU S L, WANG S L, LIU W, et al. Cooperative attitude control in rigid body swarms based on group consensus[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2020, 50(5): 493-505 (in Chinese).
- [20] 周绍磊, 王帅磊, 刘伟. 有向切换拓扑条件下多航天器分组姿态协同控制[J/OL]. *控制与决策*, 2020: 1-9 [2020-07-19]. <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0311>.
ZHOU S L, WANG S L, LIU W. Group attitude coordinated control of multi-spacecraft with directed switching topologies[J/OL]. *Control and Decision*, 2020: 1-9 [2020-07-19]. <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0311> (in Chinese).
- [21] WENG S X, YUE D, XIE X P, et al. Distributed event-triggered cooperative attitude control of multiple groups of rigid bodies on manifold SO(3)[J]. *Information Sciences*, 2016, 370(11): 636-649.
- [22] YU J Y, WANG L. Group consensus of multi-agent systems with directed information exchange[J]. *International Journal of Systems Science*, 2012, 43(2): 334-348.
- [23] SHANG Y L. Group consensus of multi-agent systems in directed networks with noises and time delays[J]. *International Jour-*

nal of Systems Science, 2015, 46(14): 2481-2492.

- [24] HUANG J, WEN G Y, PENG Z X, et al. Group consensus with reference states for heterogeneous multiagent systems via pinning control [J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2019, 17(1): 1096-1106.
- [25] KHALIL K H. Nonlinear systems [M]. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2002: 128.
- [26] 王智鹏, 郭凤至, 孙兆伟, 等. 事件驱动卫星编队姿态分布式协同控制 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(10): 41-47.
- WANG Z P, GUO F Z, SUN Z W, et al. Event-triggered distributed attitude coordination control of satellite formation [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2018, 50(10): 41-47 (in Chinese).

作者简介:

- 王帅磊 男, 博士研究生。主要研究方向: 多智能体系统分组一致性。
- 周绍磊 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器控制与制导。
- 代飞扬 男, 硕士研究生。主要研究方向: 无人机编队飞行控制。
- 刘伟 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 多智能体系统一致性。
- 闫实 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 多智能体系统一致性。

Distributed event-triggered group attitude coordinated control of multi-spacecraft

WANG Shuailei, ZHOU Shaolei*, DAI Feiyang, LIU Wei, YAN Shi

(Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: Group attitude coordinated control of multi-spacecraft on the basis of distributed event-triggered mechanism is investigated. The multi-spacecraft system contains several subgroups, and the information exchange among spacecraft is regarded as undirected topology. The attitude of spacecraft is described by Modified Rodrigues Parameters (MRP), an auxiliary variable with attitude and angular velocity is constructed, and distributed control input is designed. Under distributed event-triggered mechanism, triggering function is designed for every spacecraft. It is proved with algebraic graph theory and Lyapunov stability theory that multi-spacecraft can reach group attitude coordination asymptotically, and it is also proved that Zeno behavior will not occur in the system. The effectiveness of the control input proposed under distributed event-triggered mechanism is verified by simulation results.

Keywords: multi-spacecraft; group; attitude control; event-triggered; undirected topology; triggering function

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0332

基于趋势符号聚合近似的卫星时序数据分类方法



阮辉¹, 刘雷², 胡晓光^{1,*}

北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘 要: 作为在时间序列数据挖掘中广泛使用的主要符号化表示方法, 符号聚合近似(SAX)使用段的平均值作为符号表示, 由于无法区分具有不同趋势但具有相同平均值符号的不同时间序列, 某些情况下可能会导致错误的分类。提出了一种改进的符号表示——趋势符号聚合近似(TrSAX), 集成 SAX 与最小二乘法, 用以描述时间序列的均值和斜率, 并由此构建出 BOTS 分类器。此外, 对卫星的模拟量遥测时序数据中的角度序列、转速序列、电流序列进行分析, 并从 UCR 公开数据集中筛选出与 3 种序列类似的 3 个数据集进行分类实验验证。与应用了 SAX 和 2 个改进的 SAX、经典的欧氏距离(ED)、动态时间规整(DTW)的 1-NN 分类方法进行对比, 结果表明: 提出的 BOTS 分类方法的分类错误率明显低于其他 5 种分类方法。

关键词: 卫星遥测数据; 时间序列; 符号化表示; 时间序列; 异常检测

中图分类号: V574; TP311

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0333-09

时间序列是按照时间排序的一组随机变量, 其通常是在相等间隔的时间段内依照给定的采样率对某种潜在过程进行观测的结果^[1]。在卫星的测控管理过程中, 会产生大量的遥测数据, 它们以时间序列的形式存储在数据库中。而运行状态监测系统传感器产生的监测数据通过遥测系统传输至地面控制中心, 此类数据是地面判断在轨卫星运行和健康状态的唯一依据^[2]。同时, 这些海量的时间序列蕴含可用于卫星故障诊断的规律和知识。通过数据挖掘, 可以提取卫星各器件的信息, 发现异常、关联、模式、趋势等知识。有效掌握和利用这些信息规律对卫星异常检测和关联分析、故障诊断、监测预警, 对卫星测管管理与决策活动, 如改进卫星设计、提高测试及监测自动化等工作具有特别重要的意义^[3-7]。

此外, 在金融^[8]、天气观察^[9]、生物医学测量^[10]领域同样大量产生此类型的数据。因此, 在

过去几十年中, 时间序列数据挖掘的研究在开发新算法和改进可用算法以满足当前需求方面一直非常活跃。

由于原始时间序列具有高维、高音量 and 大量噪声的特征, 计算机要对原始时间序列进行分类面临许多挑战。

现有的分类算法可以分为 2 类, 即基于形状的分类算法和基于结构的分类算法。

基于形状的分类算法以最近邻(One-Nearest-Neighbor, 1-NN)分类器作为基础, 时序数据的表示方法则为欧氏距离(Euclidean Distance, ED)^[11]和动态时间规整(Dynamic Time Warping, DTW)^[12]。

在短时间序列数据集上, 1-NN DTW 已被证明是具有高度代表性和竞争力的分类器。基于形状的技术的不足之处在于: 当使用噪声或包含特征子结构的长数据对数据进行分类时, 它们显示的性能很差。

收稿日期: 2020-07-12; **录用日期:** 2020-08-07; **网络出版时间:** 2020-08-18 10: 02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200817.1820.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51807003)

* **通信作者:** E-mail: xiaoguang@buaa.edu.cn

引用格式: 阮辉, 刘雷, 胡晓光. 基于趋势符号聚合近似的卫星时序数据分类方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 333-341. RUAN H, LIU L, HU X G. Satellite time series data classification method based on trend symbolic aggregation approximation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 333-341 (in Chinese).

基于结构的技术有 2 个步骤。首先,这些方法包括离散傅里叶变换 (Discrete Fourier Transform, DFT)^[13],可索引分段线性逼近^[14]用于提取特征向量;然后,采用经典数据挖掘算法(如决策树),支持向量机被用来做分类任务。

目前,符号化方法也被广泛使用。因为它具有简单、可读性、高效率之外,还可以使用其他领域的算法,如信息检索或文本处理等。其中,Lin 等^[15]提出的符号聚合近似 (Symbolic Aggregate Approximation, SAX)方法是时下流行的符号化表示方法。SAX 基于分段总体逼近 (Piecewise Aggregate Approximation, PAA)方法^[16],并假定 PAA 值遵循高斯分布。SAX 根据高斯曲线下的等大小区域离散化 PAA 值,从而产生断点,后采用计算开销小的低边界计算准确的距离。

模式袋模型 (Bag-of-Patterns, BOP)^[17]提取子结构作为时间序列的高级特征,将这些子结构转化为 SAX,并采用 ED 作为度量距离进行相似性度量的相关应用,如分类、聚类等。BOP 方法不考虑子结构之间的顺序,只是将时间序列看成是一些 SAX 字符串出现概率的集合,每个 SAX 字符串是相互独立的,类似于直方图的统计表示。

但 SAX 表示的质量取决于 PAA 系数,即时间序列分割的段数,用于量化的符号数量(字母大小数)和高斯假设。同时,SAX 中的符号是根据每个分段的均值绘制的,不能表示分段的趋势。

为此,一些文献尝试解决 SAX 的这些问题。Pham 等^[18]通过引入对时间序列截的长度和字母大小起作用的自适应断点矢量来缓解高斯假设。但是,通过使用聚类方法引入预处理阶段,就失去了 SAX 的简单性。为描述 SAX 的趋势信息,文献[19]中提出的扩展符号聚合近似 (Extended SAX, ESAX)将 PAA 段的符号最小值和最大值与相关的 SAX 符号以及它们的出现顺序相关联。这定义了一个抽象形状,可以在时间序列检索中提供更好的结果。但是,ESAX 表示的大小是 SAX 表示的大小的 3 倍。从效率的角度来看,笔者没有将文献[19]的方法与相同大小的 SAX 表示进行比较。文献[20]提出的基于趋势的符号聚合逼近 (Trend-based Symbolic Aggregate approximation, TSAX),在每个分段中添加了 2 个趋势指标,TSAX 可以区分 2 个不同趋势之间的差异,但仍不能反映同一趋势中的差异。另外,TSAX 表示的大小与 ESAX 相同,是 SAX 的 3 倍。

提高分类算法准确率、减少运算是数据

符号化表示的主要目标。本文提出一种改进的符号表示——趋势符号聚合近似 (Trend Symbolic Aggregate Approximation, TrSAX),集成 SAX 与最小二乘法,用以描述时间序列的均值和斜率,在不增加运算时间的情况下,进一步提高了分类的准确率。

1 卫星时序数据

1.1 卫星遥测数据来源

根据任务的不同,一颗卫星所含分系统略有差别,但通常包括热控分系统、姿轨控分系统、星务管理分系统、电源分系统、推进分系统、结构分系统、测控分系统、总体电路分系统等。

为监测各分系统的工作状态,设计时在各分系统中设置了大量的测试传感器,采集测试信息传递到地面,形成卫星遥测数据。

1.2 卫星遥测数据特点

卫星的测试数据一般分为数字量和模拟量。数字量可细分为独立数字量、关联数字量和状态数字量。模拟量可细分为恒定模拟量、区间模拟量和趋势变化模拟量。其中,数字量主要为指令、计数和状态等,模拟量主要为电流、电压、角度、温度、压力等。此外,由于卫星是按照轨道周期运行,卫星遥测数据存在周期性。

综上,不同卫星不同分系统的具体遥测数据需要在进行充分分析、数据预处理之后,进行分类、聚类、异常检测等相关研究。

1.3 真实卫星遥测数据分析

文献[21]中对“风云三号”卫星遥测数据进行了分析,其中含 133 个测试参量,时间跨度为 500 天。并对 3 种具有周期特性的测试序列(电流、角度、转速)为对象进行了详细研究。

由于卫星遥测数据具有明显的周期性,通过对遥测数据的每个周期进行分析,可知卫星在该周期之内的运行状态是否正常。

首先,需要对遥测数据进行分段,具体根据卫星工作方式分段,根据幅角测试参量的测试值为 0~360 不断循环,具有周期性,且周期分隔点明确。同时,幅角测试值能够反映出卫星轨道的运行位置,因此,将测试值由 360 跳变到 0 的点作为幅角突变点进行分段。对于因数据缺失而不完整的序列,在实验中进行剔除,确保各分段子序列完整。

如图 1~图 3 所示,以角度测试时间序列的幅角突变点为标识进行分段,将每段序列进行叠加绘图。样本数据样本选用的是 3 种遥测数据测

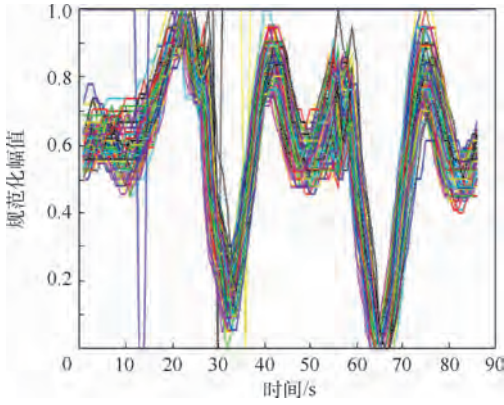


图1 卫星某角度测试时间序列分段叠加结果
Fig.1 Satellite angle test time series segmentation merging results

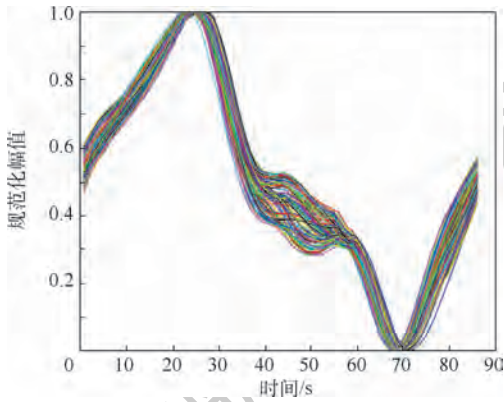


图2 卫星某转速测试时间序列分段叠加结果
Fig.2 Satellite rotation speed test time series segmentation merging results

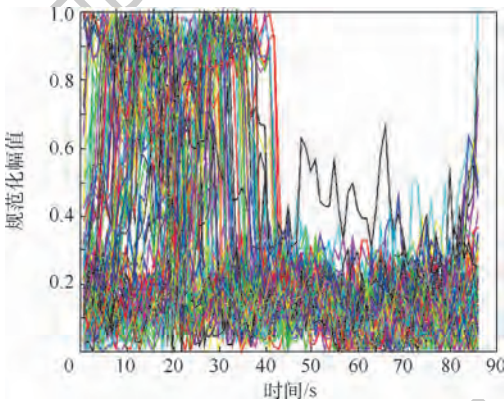


图3 卫星某电流测试时间序列分段叠加结果
Fig.3 Satellite electric current test time series segmentation merging results

试序列的前4000个有效样本点,每个周期的数据点为86,样本数据包含47个周期。图中显示各个分段子序列之间的耦合度高,分段合理。

图中分段子序列具有以下特点:

- 1) 各子序列整体变化趋势相同,局部有细小差别,波形不完全重合。
- 2) 测试子序列波动趋势不同,有的较为平滑如图2所示,有的较为激烈如图3所示。

2 相关定义

2.1 时间序列

时间序列数据^[15]是指将使用同一统计指标的数值按照时间先后顺序排列而成的数列:

$$T = (t_1, t_2, \dots, t_n) \quad (1)$$

式中:时间序列 T 的长度为 n 。

2.2 截

使用滑动窗口函数^[17],将时间序列 $T = (t_1, t_2, \dots, t_n)$ 分为固定长度为 ω 的多个截 $S_{i;\omega} = (t_i, t_{i+1}, \dots, t_{i+\omega-1})$ 。

$$\text{Segment}(T, \omega) = \{S_{1;\omega}, S_{2;\omega}, \dots, S_{n-\omega+1;\omega}\} \quad (2)$$

式中:时间序列 T 分成 $n - \omega + 1$ 个截。

$$\begin{cases} S_{1;\omega} = (t_1, t_2, \dots, t_\omega) \\ S_{2;\omega} = (t_2, t_3, \dots, t_{\omega+1}) \\ \vdots \\ S_{n-\omega+1;\omega} = (t_{n-\omega+1}, t_{n-\omega+2}, \dots, t_n) \end{cases} \quad (3)$$

2.3 段

截 $S_{i;\omega} = (t_i, t_{i+1}, \dots, t_{i+\omega-1})$ 被分成 m 个等长的段,表示为集合 $\{s_j, j = 1, 2, \dots, m\}$, $s_j = \{t_{(j-1) \times L + 1}, l = 1, 2, \dots, L\}$, $L = \text{floor}(\omega/m)$, floor 函数为向下取整函数。

图4为显示了时间序列划分的示意图。长度为512的时间序列样本被分为449个截,每个截被等分为4段。

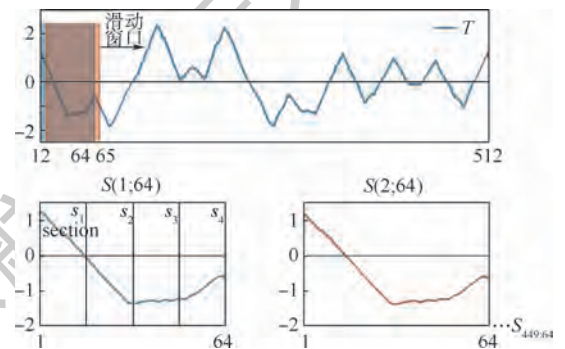


图4 时间序列划分示意图

Fig.4 Schematic diagram of time series division

3 符号化表示

3.1 段平均值

段 $s_j = \{t_{(j-1) \times L + 1}, l = 1, 2, \dots, L\}$ 的平均值 \bar{s}_j 计算如下:

$$\bar{s}_j = \frac{1}{L} \sum_{i=(j-1) \times L + 1}^{j \times L} t_i \quad (4)$$

表1列出了字母数为3~9的断点,断点字母符号的范围为3~5。使用 $\varphi - 1$ 个断点将分布空

间划分为 φ 个等概率区域。 $N(0,1)$ 高斯曲线下的 $B = \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_i$ 的断点间面积等于 $1/\varphi$ 。

使用这些断点,将每个部分的平均值 \bar{s}_j 绘制为对应于其所在区域的小写字母,如图 5 所示。

表 1 字母数为 3~9 的断点查找表

Table 1 Look up table from breakpoints with alphabet sizes from 3 to 5

β_i	3	4	5
β_1	-0.43	-0.67	-0.84
β_2	0.43	0	-0.25
β_3		0.67	0.25
β_4			0.84

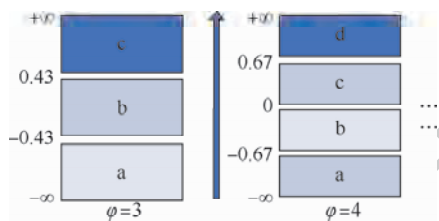


图 5 $\varphi = 3$ 和 $\varphi = 4$ 时,各平均值和小写字母之间的对应关系

Fig. 5 Corresponding relationship between average values and lower-case letters for $\varphi = 3$ and $\varphi = 4$

3.2 段斜率值

SAX 忽略了时间序列段中对于分析时间序列分类和相似性至关重要的趋势信息这一重要特征。为了描述趋势信息,本文使用最小二乘法来计算每个时间序列的斜率值。

$$k = \frac{L \sum_{j=1}^L (j \times t_j) - \sum_{j=1}^L j \sum_{j=1}^L t_j}{L \sum_{j=1}^L t_j^2 - 2 \sum_{j=1}^L t_j} \quad (5)$$

式中: $L = \text{floor}(\omega/m)$, 为一个截中段的个数; j 表示第 j 个段。

采用 0° 和 $\pm 45^\circ$ 三个角度的斜率作为角度间隔值将角度空间 $(-90^\circ, 90^\circ)$ 划分为 5 个非重叠间隔,如图 6 所示,将计算出的斜率用大写字母表示,该字母对应于它们的驻留区域。通过这种方法,将角度空间 $(-90^\circ, 90^\circ)$ 转换为 5 个大写字母,代表 5 种情况:速降(A)、缓降(B)、水平(C)、缓增(D)和速增(E)。

每段用 2 个符号表示,大写字母表示斜率值,小写字母表示平均值。将计算出的大写字母和小写字母组合起来代表每个时间序列截。这些为每个时间截组成的大小字母串,称为趋势符号聚合近似(TrSAX)表示。图 7 为长度 64 的时间序列截的 TrSAX 字母串,对于 $\varphi = 4$,截的 TrSAX 字为 AcAaDaEa。

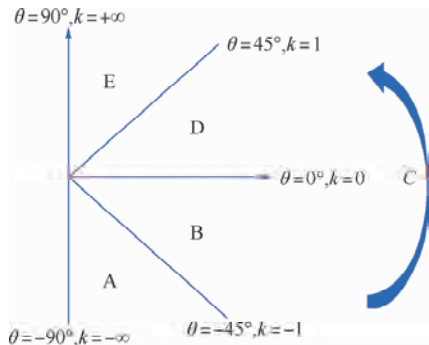


图 6 角度间隔和字母的对映关系

Fig. 6 Angle interval and corresponding letters

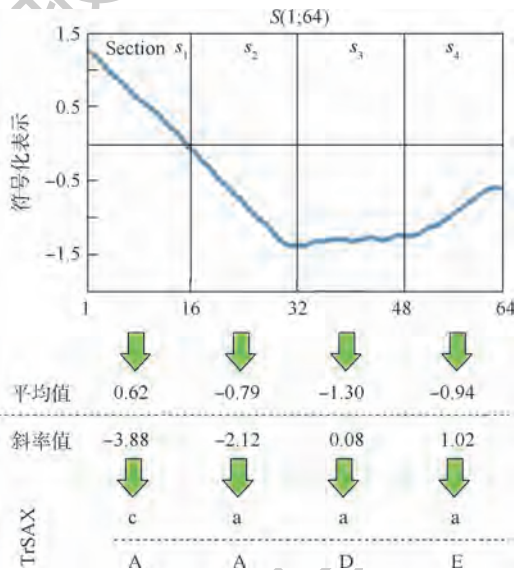


图 7 趋势符号聚合近似(TrSAX)表示示意图

Fig. 7 Schematic diagram of trend symbolic aggregate approximation (TrSAX) representation

4 TrSAX 词袋

与 BOP 方法类似,本文提取时间序列中的截作为子序列,并将其转换为 TrSAX 词,则一条时间序列可转为一个 TrSAX 词袋 (Bag-of-TrSAX, BOTS)。

4.1 BOTS 参数设定

BOTS 有 4 个参数,分别为截长度 ω 和 3 个用于表示截的 TrSAX 参数,即字母符号数 φ 、该截中段的数量 m 和大写字母数 γ 。

4.2 BOTS 工作流程

- 1) 使用 4.1 节的 TrSAX 参数,为数据集建立一个大小为 $s = (\gamma\varphi)^m$ 的 TrSAX“词汇表”。
- 2) 使用滑动窗口函数,将长度为 n 的原始时间序列 T 转换为 $n - \omega + 1$ 个固定大小的截。
- 3) 将这些时间序列截进行 $(0,1)$ 标准化。
- 4) 将时间截转换为 TrSAX 字。
- 5) 时间序列 T 转换成为一个 TrSAX 字袋。

如果时间序列没有噪声或尖峰,是平滑的,则许多连续的截将转换为相同的 TrSAX 字。若对所有这些出现的 TrSAX 单词进行计数,则计数过多。

为此,为了防止这种情况,本文使用数据规约^[17],仅统计重复出现的 TrSAX 词中第一个,并忽略所有重复项,直到新词出现。数据规约如下所示,首次出现的 TrSAX 词标粗。

假设获得如下 TrSAX 字符串 S :

$S = \mathbf{DbDbDb} \text{ DbDbDb } \mathbf{DbDbDc} \text{ DbDbDc } \text{DbDbDc}$
 $\mathbf{DbDcBc} \text{ DbDcBc } \mathbf{DcBcBc} \text{ DcBcBc } \mathbf{BcBcBb} \text{ BcBc}$
 $\text{BcBcBb } \mathbf{BcBbBb} \text{ BcBbBb } \mathbf{BbBbBb} \text{ BbBbBb}$
 $\mathbf{BbBbDb} \text{ BbBbDb } \mathbf{BbDbDb} \text{ BbDbDb } \mathbf{DbDbDb} \text{ Db}$
 $\text{DbDb} \dots$

数据规约之后,字符串 S 迭代为 S' :

$S' = \mathbf{DbDbDb} \text{ DbDbDc } \mathbf{DbDcBc} \text{ DcBcBc } \mathbf{BcBcBb}$
 $\mathbf{BcBbBb} \text{ BbBbBb } \mathbf{BbBbDb} \text{ DbDbDb} \dots$

然后,构造直方图 H 以计算出现在字符串 S' 中的 TrSAX 单词的数量。

$H: \text{DbDbDb} = 2, \text{DbDbDc} = 1, \text{DbDcBc} = 1, \text{DcBcBc} = 1, \text{BcBcBb} = 1, \text{BcBbBb} = 1, \text{BbBbBb} = 1, \text{BbBbDb} = 1 \dots$

在每个时间序列获得直方图 H 之后,建立 TrSAX 字矩阵 M ,其中每一行对应于时间序列数据,每一列对应于 TrSAX 字。表 2 给出了一个时间序列的 BOTS 表示形式的虚拟示例。

对于获得的矩阵 M ,时间序列相似性度量为两行中列的累加平方值的平方根。给定矩阵 $M_{m \times n}$, $R_i = [m_{i1}, m_{i2}, \dots, m_{in}]$ 和 $R_j = [m_{j1}, m_{j2}, \dots, m_{jn}]$ 为矩阵的第 i 行和第 j 行。

表 2 时间序列的 BOTS 表示形式的虚拟示例

Table 2 Visual example of BOTS representation for time series

时间序列号	AaAaAa	AaAaAb	...	EaEaEa	...	EdEdEd
1	2	2	...	13	...	0
2	3	1	...	0	...	0
3	1	2	...	12	...	0
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
m	2	2	...	14	...	0

两者从时间序列 T_i 和 T_j 转换而来,由 BOTS 表示,BOTS 距离定义为

$$D(T_i, T_j) = \text{dist}(R_i, R_j) \quad (6)$$

式中:

$$\text{dist}(R_i, R_j) = \sqrt{(m_{i1} - m_{j1})^2 + (m_{i2} - m_{j2})^2 + \dots + (m_{in} - m_{jn})^2} \quad (7)$$

5 实验分析

5.1 实验数据集

目前的卫星遥测数据各周期内的正常模式、异常模式、故障模式均没有明确资料可参考,因而选用具有卫星遥测参数数据类似特性的公开数据集进行验证。从 UCR 公开数据集中筛选出与卫星遥测数据中的角度序列类似的 SonyAIBORobotSurface 数据集,与卫星遥测数据中的转速序列类似的 Fish 数据集,与卫星遥测数据中的电流序列类似的 FaceFour 数据集进行实验验证,3 个时间序列数据集的信息如表 3 所示。

表 3 时间序列数据集详细信息

Table 3 Details on time series datasets

数据集编号	名称	训练集/测试集	类别数	序列长度
1	SonyAIBORobotSurface	20/601	2	70
2	Fish	175/175	7	115
3	FaceFour	24/88	4	116

5.2 参数训练

每个数据集包含一个训练集和一个测试集。采用训练集训练参数。如 4.1 节所述,BOTS 分类器需要 4 个参数。

首先,使用网格搜索方法结合交叉验证从训练集中训练了这些参数。使用固定的大写字母数 $\gamma = 5$ 和字母符号数 $\varphi = 4$ 。对于段的数量 m ,本文选择 $\{3, 4, 5\}$ 。对于截长度 ω ,都从 16 开始,每次加倍,直到小于或等于 $n/2$ 。训练算法如下所示。

训练阶段的目的是找到一组参数值,使得训练的分类准确率最大。如果 2 组参数具有相同的分类准确率,则选择较小的参数。在训练阶段的最后,获得了训练数据集的最佳参数值集合 $\{\gamma, \varphi, m, \omega\}$,可直接用在测试集上进行分类。

算法 1 BOTS 分类算法。

```

From sk. learn. model_selection import cross_val_score

colLength = len(trainInput[0])
end = int(math.log(colLength/2, 2))

windowList = list(map(int, np.logspace(4, end, end-3, base=2))) #截长度从 16 开始,每次加倍,直到小于或等于 n/2

wordList = [3, 4, 5] #段的数量

tmpErrorRate, optimalWindow, optimalWord =
    
```

1, None, None

```

for window in windowList:
    for word in wordList:
        testErrorRates =
            cross_val_score ( trainAndPredict ( window,
word, trainInput, trainLabels, testInput, testLabels ),
X_trainval, Y_trainval, cv = 5) #5 折交叉验证
        testErrorRate = testErrorRates.
mean() #取平均数
        logRecord. append ( [ window,
word, testErrorRate ] )

tmpErrorRate, optimalWindow, op-
timalWord = testErrorRate, window, word #得到最
优的截长度、段的数量
    
```

5.3 TrSAX 各项参数的影响

所有的参数值集合在测试集上运行实验,分类错误率结果及运行时间如图 8 和图 9 所示。

如图 8 所示,段的数量 m 从 3 增加到 4,分类错误率随着截长的变化,出现非线性的变化。但是当 m 值为 5 时,分类错误率明显增加。 m 的值对分类错误率有影响,但没有一定规律。通常,对于本文中的大多数数据集的实验,值为 3 或 4 效果很好。

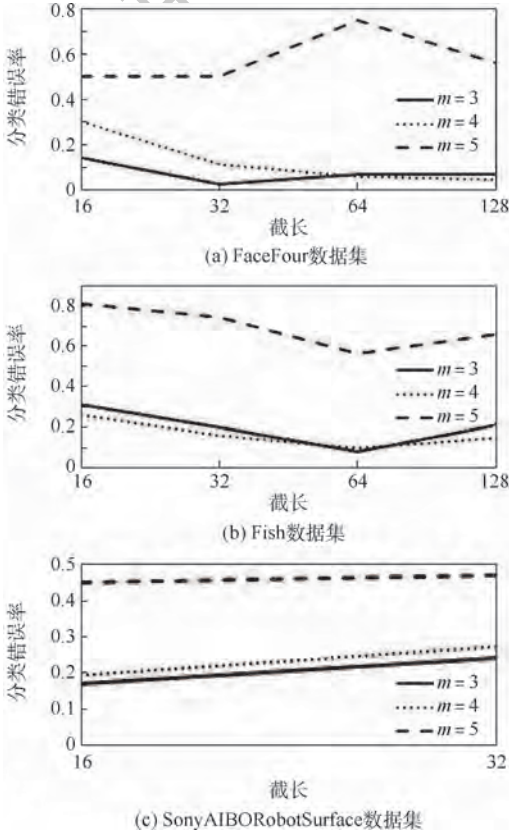


图 8 三个数据集的分类错误率结果

Fig. 8 Classification Error rate results for three datasets

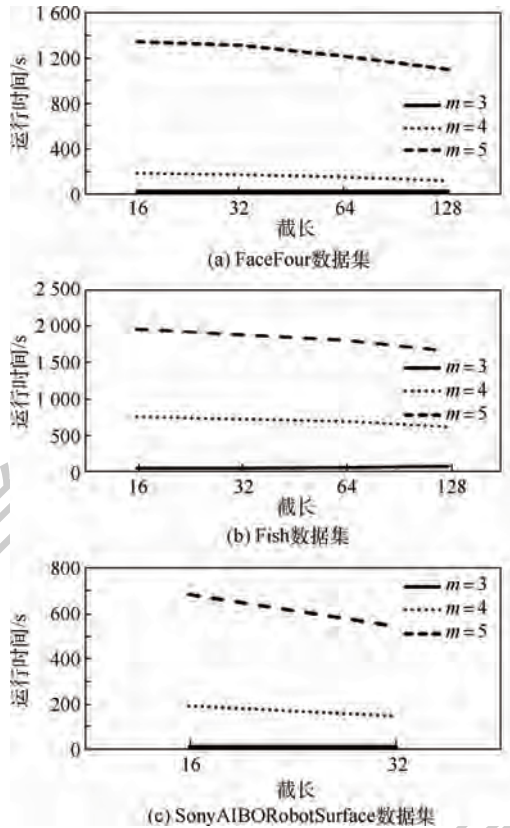


图 9 三个数据集的运行时间结果

Fig. 9 Running time results for three datasets

如图 9 所示,段的数量 m 对运行时间的影响有 2 个规则。首先, m 从 3 增加到 5,运行时间明显增加。原因是 TrSAX 词汇量为 $s = 20^m$,随 m 的增加呈指数增长,并且与运行时间成正相关。另外,在 m 相同的情况下,运行时间随截长的增加而减少,并且当字典大小较大时,这种情况更加明显。这是因为词汇量大且稀疏,并且截长 ω 的增加减少了映射单词的数量,同时减小了所获得的矩阵 M 的大小,从而减少了运行时间。

5.4 对比算法及实验结果

由于本文方法旨在通过增加趋势信息来提高 SAX 的分类准确率。因此,将与 1-NN SAX (或 BOP) 进行比较。另外,选择了 ESAX 和 TSAX 作为比较算法。如引言所述,基于 ED 和 DTW 建立的 1-NN 分类器在短时间序列上具有很高的代表性和竞争力。因此,将本文提出的 BOTS 与这 5 种算法进行比较,如表 4 所示。

通过对 3 个数据集进行预定义分类的实验,验证了 BOTS 的有效性。实验结果显示,BOTS 分类算法在 3 个数据集中分类错误率都是最低,表现最佳。在平均排名方面,基本顺序是 BOTS > 1-NN TSAX > 1-NN SAX > 1-NN DTW > 1-NN ED > 1-NN ESAX。

表 4 不同表示算法的分类结果

Table 4 Classification results of different representation algorithms

数据集	1-NN ED	1-NN DTW	1-NN SAX	1-NN ESAX	1-NN TSAX	BOTS
SongAIBO Robot	0.215	0.199	0.236	0.217	0.187	0.171
Fish	0.198	0.237	0.109	0.469	0.192	0.080
FaceFour	0.222	0.151	0.053	0.182	0.06	0.023
平均秩	4.67	4	3.33	5.33	2.67	1

在所选择的 3 个数据集中,1-NN DTW 和 1-NN ED 表现较好,略低于 1-NN SAX,优于 1-NN ESAX。而 BOTS 和 1-NN TSAX 表现优于 1-NN SAX,而 1-NN ESAX 表现排名最差,为第 6。说明趋势信息对降低分类错误率影响明显,对 SAX 增加合适的趋势信息可以明显降低分类错误率,而不合理的趋势信息则会明显增加分类错误率。

与 SAX 相比,TrSAX 的优点在于:它可以通过每个段的趋势特征描述具有相同均值但趋势不同或趋势方向相同,但斜率有差异的某些模式(如缓增或速增)来提高分类的准确性。另外,对于某种时间序列,趋势信息对于专家而言非常重要,并且许多决策是通过趋势分析确定的。

TrSAX 也有一些缺点:它仅是通过 0° 和 $\pm 45^\circ$ 3 个角度间隔值简单地将趋势特征区分为速增、缓增、水平、缓降和速降 5 个状态,这对于一些数据集有用。对于一些特殊的数据集,不同的角度间隔会使得分类准确率不同。如何合理确定角度间隔值的问题仍未解决。

6 结 论

1) 本文提出了一种基于趋势符号聚合近似的时间序列表示方法 TrSAX,可以将原始时间序列转换为矩阵结构,该矩阵结构可以使用最小二乘法结合 SAX 表示来描述每个时间序列段的平均值和斜率值。

2) 对文献[21]中的“风云三号”卫星遥测数据进行了分析,得出角度序列、转速序列、电流序列 3 种遥测数据具有明显的周期性,以角度测试时间序列的幅角突变点为标识进行分段,进行叠加绘图,可以得到耦合度较高的周期曲线。在 UCR 公共数据集中筛选出与角度序列、转速序列、电流序列类似的 3 个数据集进行了实验验证。

3) 通过实验分析段的数量 m ,截长度 ω 的各种值对 BOTS 分类性能的影响。期望较大 m 和较小的 ω 来描述原始时间序列的尽可能多的细节,并为时间序列分类带来更好的结果。但是,实验结果证明这一期望没有实现。随着 m 的增加或 ω 的减少,分类错误率不会持续下降。为了确定

m 和 ω 的最佳组合,需要在提供的训练数据集上进行训练。此外, m 对分类错误率更敏感,并且 m 比 ω 具有更大的影响。对于大多数数据集, m 等于 3 或 4 可以产生令人满意的结果。

4) 对比实验结果显示,与卫星遥测参数中角度序列、转速序列、电流序列类似的 3 个公开数据集中, BOTS 分类错误率明显低于其他 5 种分类方法,对未来卫星模拟量遥测参数的分类提供了一种新的思路。

在未来的研究中,将研究参数 m 和 ω 的设置,以加速和简化参数的确定,同时需要对角度间隔值进行进一步的优化。此外,还将探索基于 TrSAX 的其他任务,如聚类以及相关分析等。

参考文献 (References)

- [1] 杨海民,潘志松,白玮. 时间序列预测方法综述[J]. 计算机科学,2019,46(1):21-28.
YANG H M, PAN Z S, BAI W. Review of time series prediction methods[J]. Computer Science, 2019, 46(1): 21-28 (in Chinese).
- [2] 史欣田,庞景月,张新,等. 基于集成极限学习机的卫星大数据分析[J]. 仪器仪表学报,2018,39(12):81-91.
SHI X T, PANG J Y, ZHANG X, et al. Satellite big data analysis based on bagging extreme learning machine [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(12): 81-91 (in Chinese).
- [3] 彭喜元,庞景月,彭宇,等. 航天器遥测数据异常检测综述[J]. 仪器仪表学报,2016,37(9):1929-1945.
PENG X Y, PANG J Y, PENG Y, et al. Review on anomaly detection of spacecraft telemetry data[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(9): 1929-1945 (in Chinese).
- [4] YANG T, CHEN B, GAO Y, et al. Data mining-based fault detection and prediction methods for in-orbit satellite[C]//IEEE International Conference on Measurement, Information and Control. Piscataway: IEEE Press, 2013: 805-808.
- [5] 肇刚,李言俊. 基于时间序列数据挖掘的航天器故障诊断方法[J]. 飞行器测控学报,2010,29(3):1-5.
ZHAO G, LI Y J. Spacecraft fault diagnosis method based on time series data mining[J]. Journal of Spacecraft TT & C Technology, 2010, 29(3): 1-5 (in Chinese).
- [6] 鲍军鹏,杨科,周静. 卫星时序数据挖掘节点级并行与优化方法[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(12):2470-2478.
BAO J P, YANG K, ZHOU J. Node level parallel and optimiza-

- tion method of satellite time serial data mining[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12):2470-2478 (in Chinese).
- [7] 张弓, 翟君武, 杨海峰. 导航卫星遥测数据趋势预测技术研究[J]. 航天器工程, 2017, 3(3):74-81.
ZHANG G, ZHAI J W, YANG H F. Research on telemetry data tendency prognosis for navigation satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 3(3):74-81 (in Chinese).
- [8] WAN Y, SI Y W. A hidden semi-Markov model for chart pattern matching in financial time series[J]. Soft Computing, 2017, 22(3):1-20.
- [9] MUEEN A, KEOGH E, YOUNG N E. Logical-Shapelets: An expressive primitive for time series classification[C]// ACM Sigkdd International Conference on Knowledge Discovery & Data Mining. New York: ACM, 2011:1154-1162.
- [10] GAO Z K, CAI Q, YANG Y X, et al. Multiscale limited penetrable horizontal visibility graph for analyzing nonlinear time series[J]. Scientific Reports, 2016, 6(1):35622.
- [11] XI X, KEOGH E, SHELTON C, et al. Fast time series classification using numerosity reduction[C]// International Conference On Machine Learning, 2006:1033-1040.
- [12] SAKOE H, CHIBA S. Dynamic programming algorithm optimization for spoken word recognition[J]. IEEE Transactions on Acoustics Speech and Signal Processing, 1978, 26(1):43-49.
- [13] RAKESH A, CHRISTOS F, ARUN S. Efficient similarity search in sequence databases[C]// Foundations of Data Organization and Algorithms. Berlin: Springer, 1993:69-84.
- [14] CHEN Q, CHEN L, LIAN X, et al. Indexable PLA for efficient similarity search[C]// VLDB Endowment in Proceedings of the 33rd International Conference on Very Large Data Bases. 2007:435-446.
- [15] LIN J, KEOGH E, LI W, et al. Experiencing SAX: A novel symbolic representation of time series[J]. Data Mining & Knowledge Discovery, 2007, 15(2):107-144.
- [16] KEOGH E, CHAKRABARTI K, PAZZANI M, et al. Dimensionality reduction for fast similarity search in large time series databases[J]. Knowledge & Information Systems, 2001, 3(3):263-286.
- [17] LIN J, KHADE R, LI Y. Rotation-invariant similarity in time series using bag-of-patterns representation[J]. Journal of Intelligent Information Systems, 2012, 39(2):287-315.
- [18] PHAM N D, LE Q L, DANG T K. Two novel adaptive symbolic representations for similarity search in time series databases[C]// Proceedings of the 12th Asia-Pacific Web Conference (AP-Web). Piscataway: IEEE Press, 2010:181-187.
- [19] LKHAGVA B, SUZUKI Y, KAWAGOE K. New time series data representation ESAX for financial applications[C]// International Conference on Data Engineering Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2006:17-22.
- [20] ZHANG K, LI Y, CHAI Y, et al. Trend-based symbolic aggregate approximation for time series representation[C]// 2018 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Piscataway: IEEE Press, 2018:2234-2240.
- [21] 陈静. 卫星遥测数据的时间序列相似性度量方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015:22-23.
CHEN J. Similarity measure of time series for satellite telemetry data[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015:22-23 (in Chinese).

作者简介:

阮辉 男, 博士研究生。主要研究方向: 卫星故障诊断、数据挖掘、数字信号处理。

刘雷 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器电气系统。

胡晓光 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 图像处理、故障诊断、嵌入式测试系统和智能电网。

Satellite time series data classification method based on trend symbolic aggregation approximation

RUAN Hui¹, LIU Lei², HU Xiaoguang^{1,*}

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: As the main symbolic representation method widely used in time series data mining, the Symbolic Aggregation Approximation (SAX) uses the mean value of segments as the symbolic representation. Since it is impossible to distinguish different time series that have different trends but the same mean value, it may lead to incorrect classification. This paper presents an improved symbol representation—Trend Symbol Aggregation Approximation (TrSAX), which integrates SAX and least squares method to describe the mean and slope value of the time series, and constructs the BOTS classifier. In addition, this paper analyzes the angle sequence, rotation speed sequence, and current sequence in the satellite analog telemetry time series data, and selects three datasets similar to these three sequences from the UCR public dataset for classification experiment verification. They are compared with the 1-NN classification methods using SAX, two improved SAX, classic Euclidean Distance (ED) and Dynamic Time Warping (DTW). The results show that the classification error rate of the proposed BOTS classification method is significantly lower than the other five classification methods.

Keywords: satellite telemetry data; time series; symbolic representation; time series classification; anomaly detection

Received: 2020-07-12; **Accepted:** 2020-08-07; **Published online:** 2020-08-18 10:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200817.1820.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51807003); National Defense Basic Scientific Research Program of China (JKCY2016204A102)

* **Corresponding author.** E-mail: xiaoguang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0192

基于事件相机的可视化及降噪算法



闫昌达¹, 王霞^{1,*}, 左一凡¹, 李磊磊², 陈家斌²

(1. 北京理工大学 光电学院, 北京 100081; 2. 北京理工大学 自动化学院, 北京 100081)

摘 要: 针对事件相机(Event Camera)输出的异步事件流信息不利于人眼观察、难以衔接应用任务且存在大量噪声的问题,介绍一种可视化及降噪算法。结合事件流能够反映场景中物体运动边缘信息的特点,利用物体运动边缘的时间和空间连续性进行降噪处理,进而利用事件数量和时间阈值双限制的方式累积事件得到事件“帧”,达到可视化、便于应用的目的。在真实数据集实验中,降噪算法可以有效处理背景噪声,在运动起始或缓慢时保存更多细节边缘事件信息,提升有效角点检测数量,可视化算法在保证帧率的同时,降低事件数量方差,提高事件“帧”信息的均匀性。实验结果证明了可视化及降噪算法的有效性。

关键词: 事件相机; 视觉导航; 降噪; 可视化; 鲁棒性

中图分类号: V249.32⁺5; TN957.52

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0342-09

事件相机(Event Camera)是一种新兴的生物视觉传感器,传统帧相机(Frame-based Camera)通过固定的曝光时间以一定帧率采集图像,事件相机则通过检测每一像素点的事件——亮度变化,在亮度变化超过设定阈值时异步输出像素地址事件流数据。传统帧相机受限于软硬件条件,帧率一般为15~200 fps(fps为帧/s),在高速运动的场景中会产生运动模糊。与此同时,在高动态的工作场景下会产生过曝与欠曝的现象,丢失场景部分细节信息。事件相机则具有高时间分辨率、高动态范围的特点^[1],由于每一像素的异步输出特性,没有帧率的概念其响应时间可达到微秒级别,由于其检测光强对数的变化,其动态范围可达140 dB^[2]。

事件相机的特性使其吸引了很多领域研究人员的关注,比如在图像信息处理方面,关注的是图像中的“边”“角”等纹理边缘信息,传统帧相机得到的图像存在很多冗余信息,增加了计算量和对

硬件水平的要求,事件相机可以直接输出稀疏的运动边缘信息,简化计算。此外,事件相机在视觉导航定位方向有应用潜力,在实际应用场景中,由于剧烈运动、光照条件变化、平台功耗限制等影响,传统帧相机存在运动模糊、过曝欠曝等限制^[2],运动剧烈时检测的有效特征点减少,造成视觉信息不可靠^[3],事件相机则可以弥补这些不足。事件相机可应用于无人车、无人机、自主机器人以及增强现实(Augmented Reality, AR)和同时定位及地图构建^[4-5](Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)技术,相比于传统帧相机具有低延时、高动态、抗运动模糊、低运算量的特点,可以提高导航系统的鲁棒性^[6]。

事件相机在实际应用上还存在问题。一方面事件相机由于其本身结构对环境亮度变化十分敏感,在输出的异步事件流中包含大量噪声干扰。噪声可能来源于数字信号传输时的脉冲噪声以及光电二极管所引起的高斯噪声等,对于进一步的

收稿日期: 2020-05-18; 录用日期: 2020-06-18; 网络出版时间: 2020-07-07 11:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200707.0901.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61871034); 装备预先研究项目(41417070401)

* 通信作者. E-mail: angelniuniu@bit.edu.cn

引用格式: 闫昌达, 王霞, 左一凡, 等. 基于事件相机的可视化及降噪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 342-350.
YAN C D, WANG X, ZUO Y F, et al. Visualization and noise reduction algorithm based on event camera[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 342-350 (in Chinese).

应用以及事件流可视化质量造成很大影响^[7]。提高事件相机检测亮度变化的阈值有助于降低噪声,但是降低了对于物体运动引起的亮度变化检测的灵敏度,造成信息丢失。所以,对于事件流进行降噪处理是非常重要的预处理环节。

苏黎世联邦理工学院的 Delbruck 教授团队,提出了一种根据临近事件发生时间的噪声过滤方法^[8],通过在所发生事件的空间邻域内记录事件时间,并与邻域内发生的下一事件的时间进行比较,若二者的时间差大于所设定的时间阈值,则将其作为噪声过滤并刷新当前事件时间。该算法体现了事件流的时间和空间连续性,对于背景的噪声具有较好的处理效果,但是其判断相邻事件时间间隔的方法可能在物体运动刚发生时造成有效事件被过滤的情况。中国科学院长春光学精密机械与物理研究所的吕恒毅等提出了一种基于事件密度的噪声处理方法^[9]。首先,利用基于当前事件的一个时空邻域建立事件密度矩阵,通过计算矩阵的 L1 范数并与设定的阈值进行比较进行粗滤波。然后,利用粗滤波后的事件再次建立事件密度矩阵进行精滤波,并判断除事件像素位置外其余元素是否全部为 0,若全部为 0 则判断为噪声进行滤除。该算法可以对同一像素点连续出现的噪声进行处理,但是一方面其时空邻域的选取以及两步滤波的方式,可能造成在运动起始或缓慢时大量有效事件被过滤。另一方面,异步事件流信息形式难以处理,且单一事件包含的信息过少,处理时需要集合事件进行处理,同时事件流信息不直观,不利于人眼观察,所以需要进行可视化处理以推进下一步工作。基于事件相机可视化的相关工作可以简要分为 2 类:①针对事件流本身,通过固定时间窗口等方式获得事件“帧”,便于进行进一步观测和应用处理;②对事件流信息进行图像重建,得到估计的强度图像达到可视化的效果。

南洋理工大学陈守顺等提出了一种事件流可视化方案,实现高低帧率调节,并在 FPGA 平台验证其有效性^[10]。但该方法在高帧率时降低了事件“帧”包含的信息量,在平缓运动时得到的信息过少不利于进一步处理。西安电子科技大学的谢雪梅教授团队进行了改进,利用重叠累积的方式,可以在保证高速的情况下也保证事件“帧”信息的丰富^[7]。但是,两“帧”之间包含的重复事件在进一步处理时可能会造成信息冗余。集合事件得到事件“帧”的方法,可以作为输入,如特征检测、位姿估计、神经网络等。

格拉茨科技大学的 Reinbacher 等提出了一个由事件流进行实时灰度强度图像重建,并且在重建过程中考虑相机噪声对于亮度的影响的变分模型^[11]。帝国理工学院的 Davison 教授团队提出一种从事件流估计强度图像和光流的滑动窗口变分优化算法,在快速运动和高动态范围场景取得了较好的重建结果,在传统帧相机发生运动模糊的情况下依然可以获得运动物体边缘轮廓^[12]。澳大利亚国立大学的 Mahony 教授团队提出了一种异步滤波器将事件流和强度图像融合为高时间分辨率高动态范围的图像^[13]。由事件流估计恢复强度图像的方式主要为人眼观察服务,或者以重建运动模糊、高动态范围的图像为目标,并不是为进一步的实际任务处理服务。

本文研究针对事件流信息的降噪处理以及前一种事件流可视化的方法,通过形成事件“帧”的形式可进行进一步基于事件相机的相关研究。利用物体边缘运动引起的事件流所具有的时间和空间连续性,对事件流进行噪声处理,本文选取的时空邻域在运动起始和平缓时保留更多有效事件信息。对于处理后的有效事件利用事件数量以及时间阈值双限制的方式累积事件形成事件“帧”,在运动平缓时可以保证帧率,体现事件相机低延时特性,运动剧烈时可以平均事件“帧”包含的事件数量,达到可视化及利于进一步应用目的。

1 事件相机原理及数据结构

事件相机的最早形式为动态视觉传感器^[13] (Dynamic Vision Sensor, DVS),其像素结构如图 1(a)所示^[14]。图中: I 为光电流; V_p 为感光器输出电压; $A = C_1/C_2$ 为差分电路增益; V_0 为差分电路输出电压。每个像素独立通过检测光强对数的变化,如果变化的量超过设定的阈值,则根据其变化的情况输出“变亮”或“变暗”事件同时记录新的光强对数。DVS 相机仅输出单纯的异步事件流信息,在一定程度上可以满足计算的需求但是不直观,不利于人眼观察。

出于对 DVS 相机的改进,出现了结合事件和强度图像的基于异步时间的图像传感器^[14] (Asynchronous Time based Image Sensor, ATIS),以及可以输出事件流也可以输出强度图像的动态与主动式像素视觉传感器^[15] (Dynamic and Active pixel Vision Sensor, DAVIS),其二者的像素结构如图 1(b)和图 1(c)所示。图 1(b)^[15]中: I_{ph} 为光

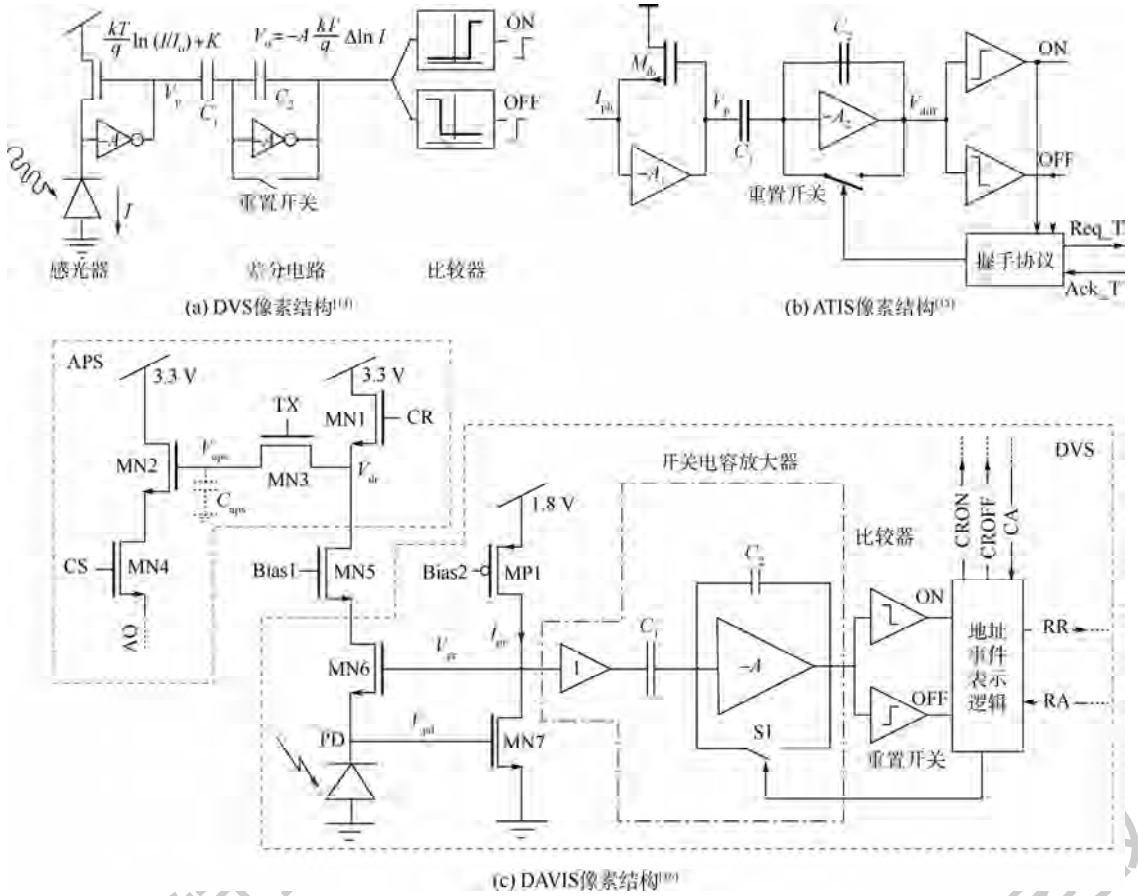


图1 三种事件相机的像素结构

Fig.1 Pixel structure of three event cameras

电流; V_{diff} 为差分电路输出电压。图 1(c)^[16] 中: V_{pd} 为光电二极管 PD 电压; V_{pr} 为感光器输出电压; I_{pr} 为偏置电流; V_{dr} 为 MN1 下方电压节点; V_{aps} 为 APS 电压。ATIS 相机通过结合 2 个子像素的方法, ATIS 相机的像素中 1 个子像素为 DVS 的像素结构, 在其受到光强变化产生事件信号时激发另一子像素进行曝光成像, 可以得到亮度变化超过阈值部分像素的强度图像。

DAVIS 相机则将 DVS 像素和传统帧相机像素电路结合, 利用同一个光电二极管作为 APS 像素和 DVS 像素的输入, 可以同时输出异步的事件流信息以及同步的全局快门图像。ATIS 相机和 DAVIS 相机一定程度上解决了事件相机观察不直观的问题, 但是对于输出的事件流依然存在无法观察的问题。事件流数据包含事件发生的像素位置、发生时间及事件极性, 伴随亮度变化产生, 亮度不变则无数据, 各像素间具有异步特性。而像素感受的亮度变化, 一般由场景中运动物体边缘与背景的差异造成, 如图 2 所示, 具有空间稀疏性, 所以事件流反映了场景的运动状态, 在剧烈运动时会产生密集的大量事件, 在平缓运动时产生较少的事件输出。所以利用固定时间窗口的方

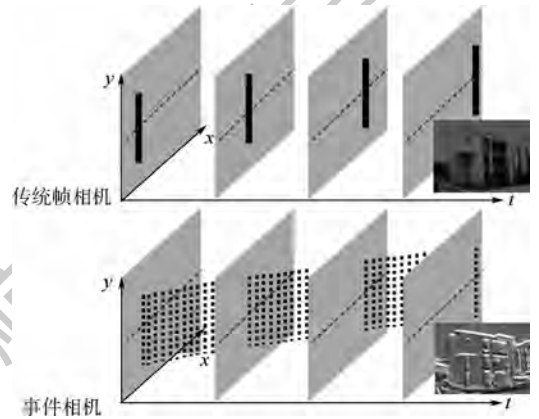


图2 传统帧相机和事件相机输出对比

Fig.2 Comparison of frame-based camera and event camera output

式, 进行事件累积得到的事件“帧”如图 3(a) 和图 3(b) 所示, 可以通过改变帧率的方式整体调整每一帧的事件量, 但是不能改善运动状态差异导致的帧间信息量差异。本文为保证事件流可视化的事件“帧”既包含足够信息进行进一步处理, 又尽量保证高时间分辨率特性, 利用事件信息数量及时间阈值双限制的方式累积事件得到事件“帧”, 如图 3(d) 所示。在形成事件“帧”时, 发现



图 3 事件流可视化方法对比

Fig. 3 Comparison of event stream visualization methods

事件流包含大量噪声事件,在进一步处理过程中噪声事件会造成干扰,所以在保证有效事件信息数量的情况下需进行噪声处理,以得到适合进一步处理任务的事件“帧”。

本文假设事件相机零延时,所得到的事件流即边缘运动信息,环境中的运动具有时间和空间连续性,所以其引发的事件流也具有时间和空间的连续性,而噪声则具有随机性,利用这种差异对事件流进行噪声处理,并对得到的有效事件进行可视化,可为进一步的处理提供包含足够数量的有效事件信息同时也尽量保持事件相机低延时的特点,实验结果证明了本文可视化及降噪算法的有效性。

2 事件流的可视化及降噪算法

事件相机输出的异步事件流代表像素点亮度变化超出阈值,单个事件可以表示为 $event_i = (x_i, y_i, t_i, p_i)$, i 为序号, (x, y) 为事件发生的像素位置坐标, t 为事件发生时间, $p \in \{0, 1\}$ 表示事件极性(0 代表亮度变暗,1 代表亮度变亮)。假设事件相机零延时且无噪声干扰,则 t 时刻物体边缘运动所引起的事件集合可以表示为

$$event_t = \{(x_i, y_i, t, p_i)\}_{i=1}^N \quad (1)$$

式中: N 为物体边缘在事件相机成像区域中所占

的像素点数。假设噪声 $noise$ 表示为式(2), j 为序号, N_{noise} 为噪声事件点像素数,则实际事件流集合 $event'$ 表示为式(3)。

$$noise_t = \{(x_j, y_j, t_j, p_j)\}_{j=1}^{N_{noise}} \quad (2)$$

$$event'_t = event_t + noise_t \quad (3)$$

实际处理中,事件相机也具有一定延时且不同边缘位置与背景亮度变化差异不一定一致,同时运动的物体边缘并非反应在事件流的绝对同一时刻。所以,一般需要一定的时间窗口进行事件累积。

2.1 基于时间空间连续性的噪声处理

根据假设物体边缘运动所引起的事件流具有时间和空间连续性,而噪声具有随机性,所以通过对某时刻的所有事件进行判断其前后时刻的相邻空间是否有相关事件发生即可判断此事件是否为噪声。考虑实际事件相机存在低延时将前后时刻扩展为时间窗口长度为 Δt 的 $(t - \Delta t, t + \Delta t)$ 时间窗口,将事件 $event_t$ 需要计算的去心邻域表示为式(4),设 L 为空间窗口长度,则事件 $event_t$ 是否为噪声可以通过式(5)判断。

$$\dot{U}(event_t, L, \Delta t) =$$

$$\{x, y, t \mid |x - x_i| \leq L, |y - y_i| \leq L, |t - t_i| \leq \Delta t\} \quad (4)$$

$$event_t = \begin{cases} event_{ef} & event(\dot{U}) \neq \emptyset \\ event_{no} & event(\dot{U}) = \emptyset \end{cases} \quad (5)$$

通过噪声处理将得到的噪声事件 $event_{no}$ 去除,得到有效事件 $event_{ef}$ 进行下一步累积事件的可视化处理。

2.2 事件数量和时间阈值双限制的累积事件“帧”

将噪声处理后得到的有效事件在一定时间窗口内进行事件累积,形成事件“帧”是最简单的可视化方法之一,但是场景环境运动状态会导致单位时间得到的事件信息量不均匀,进而导致运动平缓时所形成的事件“帧”包含事件信息过少,运动剧烈时所形成的事件“帧”包含事件信息过多,均不利于进一步应用处理。通过重叠累积事件的方式可以提高平缓运动时的信息量且保证高帧率,但是剧烈运动时依然会造成事件过多,且重复累积的事件在进一步处理中产生冗余。

若为保证事件“帧”包含信息量一致采用累积等量事件的方式,可以保证在运动平缓和剧烈时均得到包含更利于进一步处理的事件信息量的事件“帧”。但是,在运动平缓时累积一帧所需时

间较长,导致事件“帧”包含大量“过时”信息。

本文利用单帧最大事件数量和事件积累时间阈值进行双重限制,运动剧烈时单位时间事件数量过多,主要依靠累积等量事件进行事件“帧”输出,运动平缓时单位时间事件数量较少,依靠时间阈值控制事件“帧”输出,保证了一定帧率的情况下也尽量保证事件“帧”包含足够信息量。本文可视化及降噪算法流程如下所示。图4为算法结构示意图,事件流恢复深浅代表事件密集程度(黑色为最密集,白色为最稀疏), $event = \{(x_i, y_i, t_i, p_i)\}_{i=1}^N$ 为输入事件流,空间窗口长度为 L ,时间窗口长度为 Δt ,单帧最大事件数量为 N_{th} ,时间积累时间阈值为 T_{th} ,最后的事件“帧”输出为 $frame_j = \{event_{ef_j}\}_{j=1}^{N'}$, N' 为输出事件“帧”包含的事件数量。

噪声处理及可视化算法如下:

输入:事件流 $event = \{(x_i, y_i, t_i, p_i)\}_{i=1}^N$, 空间窗口长度 L , 时间窗口长度 Δt , 单帧最大事件数量 N_{th} , 时间积累时间阈值 T_{th} 。

输出:事件“帧” $frame_j = \{event_{ef_j}\}_{j=1}^{N'}$ 。

1. 初始化起始时间 t_0 , 累计事件数量 $n = 0$ 。
2. 输入事件 $event_i$, 确定其去心邻域 $\dot{U}(event_i, L, \Delta t)$ 。
3. 根据式(5)判断事件点为噪声点还是有效事件点,若为噪声点返回步骤2,若为有效点记录 $event_{ef_n}, n + 1$ 。
4. 判断 $t_i - t_0 > T_{th}$, 若成立执行步骤6。
5. 判断 $n < N_{th}$, 若成立返回步骤2。
6. 输出累积 $\{event_{ef_n}\}_{n=1}^{N'}$ 形成的事件“帧”, 返回步骤1。

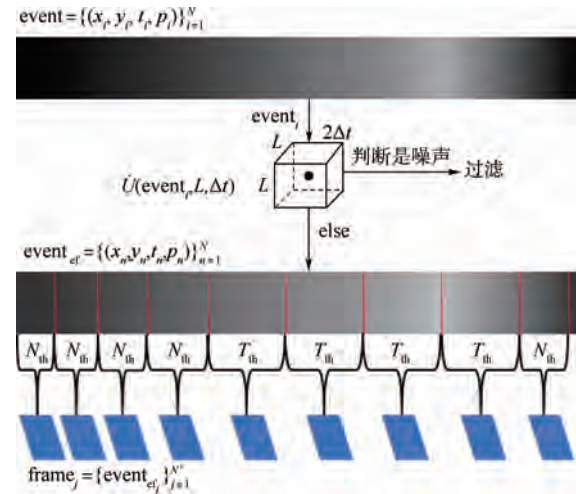


图4 本文算法结构示意图

Fig. 4 Structure of proposed algorithm

3 实验与分析

为验证和分析事件流可视化及降噪效果,本文在真实事件数据集上进行实验和测试。数据集由ETH Zurich的传感器实验室利用DAVIS 240C型号的事件相机获取,采用其中城市部分环境采集数据^[17]。DAVIS 240C分辨率为 240×180 ,动态范围为120 dB,最小敏感度为11%,最小延时为 $12 \mu s$ 。

实验分别比较固定时间窗口、重叠累积、固定事件数量、时间和事件双限制4种事件“帧”形成方法,并且进行事件流降噪前后对比。如图5~图10所示。选取的场景1为运动较平缓时刻,场景2为运动较剧烈时刻。

由图5(b)~图5(d)、图7(b)~图7(d)可以看出,利用运动边缘引起的事件流的时间和空间的连续性,可以对背景处的噪声进行较好的处理,但是在物体边缘的噪声依然存在。图5(c)中对于噪声处理较好,但是由于场景1的运动较为平缓,大量有效事件也被滤除,丢失大量场景物体边缘信息。由表1、表2可以看出,运动越平缓事件去除率越高,其中文献[9]事件去除率最高,导致检测事件数量严重降低,尤其在平缓运动时损失过多物体边缘信息,本文噪声处理方法相比于文献[9]的方法,在运动起始或缓慢时可以保存更多细节边缘事件信息,相比于文献[8]的方法,噪声处理中改变的时空邻域可以获得更多的事件点,在运动越平缓时效果越明显。图6、图8展示了降噪处理后进行角点检测^[18]的效果,可以看出,噪声处理可以有效降低噪声事件对角点检测的干扰,当运动平缓时本文降噪方法保留更多的事件信息,可以提升有效角点检测数量。

图9、图10中,图(a)、(b)为固定时间窗口处理方式;图(c)、(d)为文献[7]的重叠累积处理方式;图(e)、(f)为固定事件数量处理方式;图(g)、(h)为双重限制方法,XX/YY意义同上。由图9、图10对比可以看出,在平缓运动状态和剧烈运动状态下事件随时间分布不均匀,图9(a)、(b)和图10(a)、(b)按照固定时间窗口的方式累积事件会造成事件“帧”包含信息量产生差异,运动平缓时可能导致信息不足,运动剧烈时可能造成物体边缘模糊。利用重叠累积的方式,可以在保证与固定时间窗口相同事件信息量

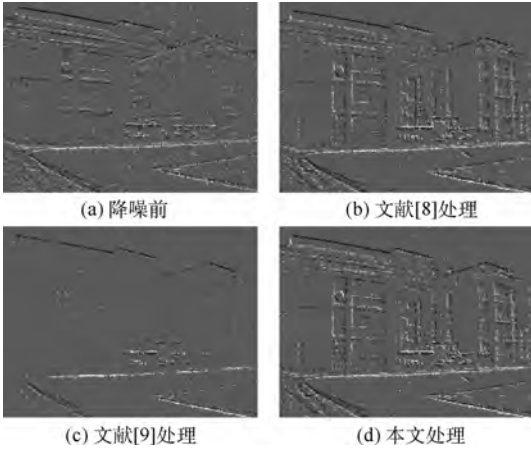


图 5 噪声处理效果图(场景 1)

Fig. 5 Noise processing (Scene 1)

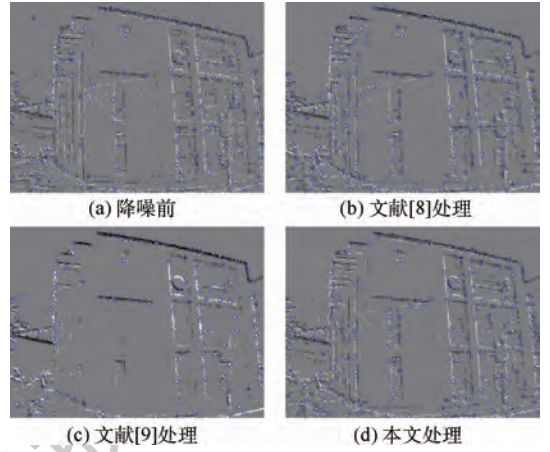


图 8 角点检测效果图(场景 2)

Fig. 8 Corner detection (Scene 2)

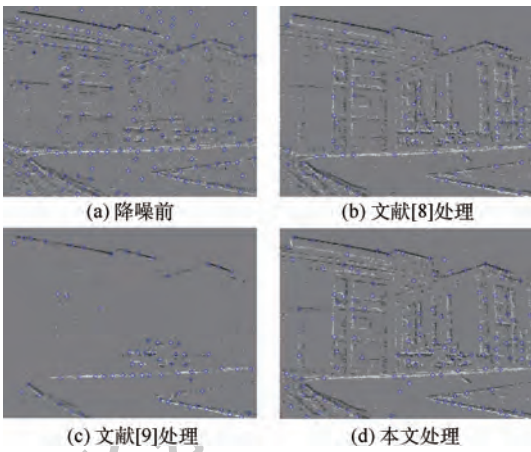


图 6 角点检测效果图(场景 1)

Fig. 6 Corner detection (Scene 1)

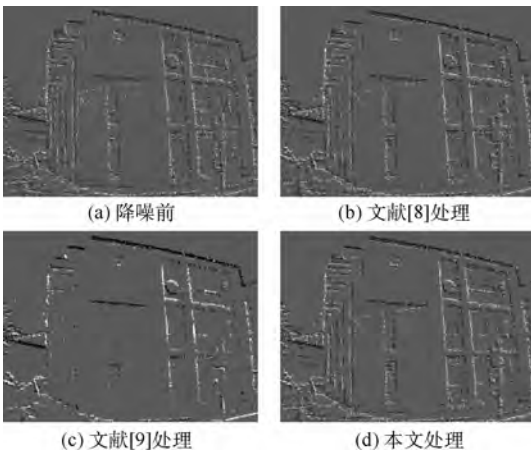


图 7 噪声处理效果图(场景 2)

Fig. 7 Noise processing (Scene 2)

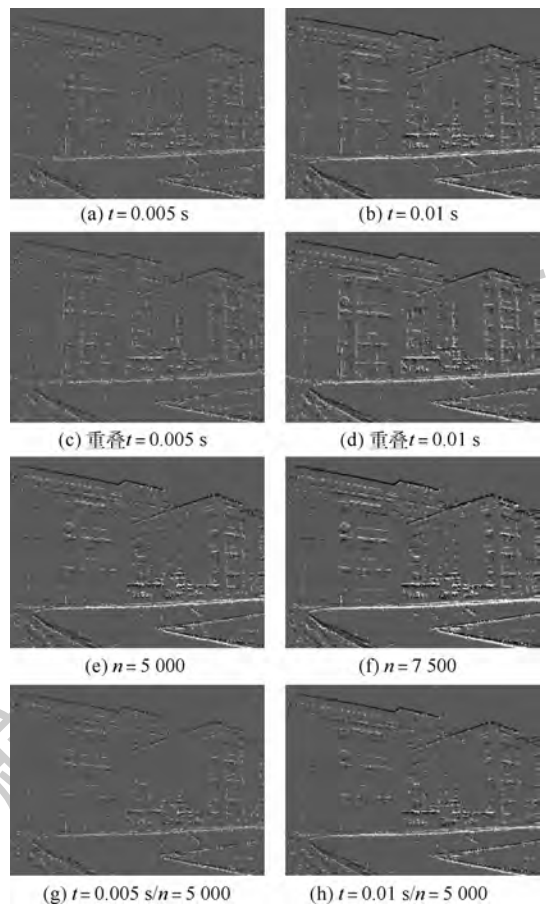


图 9 不同参数 3 种可视化方法对比(场景 1)

Fig. 9 Comparison of three visualization methods with different parameters (Scene 1)

的情况下提高帧率,但是依然无法解决事件随时间分布不均,导致事件“帧”包含信息过多或过少的问题。图 9(e)、(f)和图 10(e)、(f)按照事件数量进行事件“帧”累积,可以保证均匀的信息量。但是,在运动十分平缓时会造成一帧输出时间过长同时包含大量“过时”事件,丢失了事件相

机的低延时优势。本文方法如图 9(g)、(f)和图 10(g)、(h)所示,可以在运动剧烈时保证事件“帧”信息相对均匀分布,在运动平缓时按照时间输出事件“帧”,保持了事件信息的低延时特性。

在进行噪声处理后,不同可视化方法处理得到的事件“帧”帧率以及平均包含事件数量,在噪声处理后,平均包含事件数量以及事件数量方差

可以一定程度反应不论运动剧烈或平缓,事件“帧”包含信息的均匀性,如表3和表4所示。可以看出,重叠累积的方式可以有效提高帧率,但是无法改善事件随时间分布不均的问题,按照事件数量累积可以使事件“帧”的事件信息平均,但是在平缓运动的情况下帧率过低,本文方法可以有效降低事件数量方差,提高事件“帧”信息的均匀性。

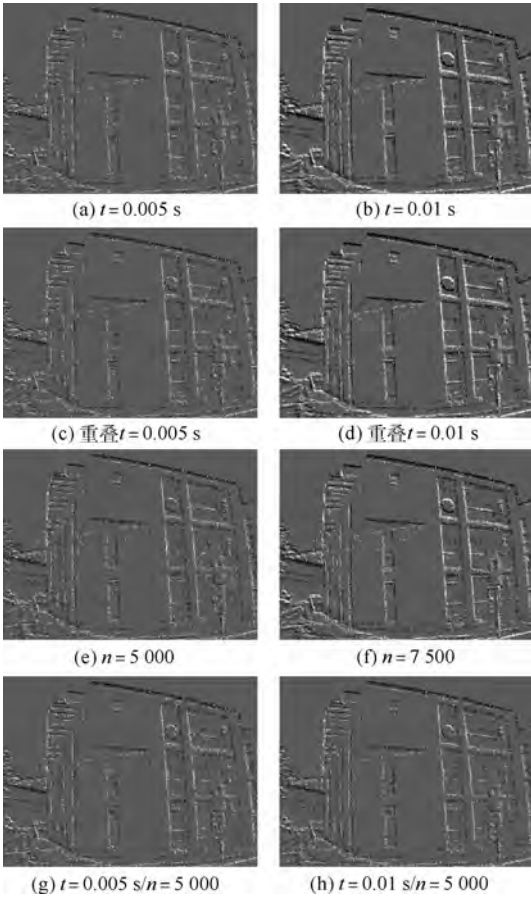


图10 不同参数3种可视化方法对比(场景2)

Fig.10 Comparison of three visualization methods with different parameters (Scene 2)

表1 噪声处理后事件数量统计(场景1)

Table 1 Counts of the number of events after noise processing (Scene 1)

方法	降噪前事件数	降噪后事件数	事件去除率/%
文献[8]	300 000	147 584	50.80
文献[9]	300 000	16 853	94.38
本文	300 000	150 390	49.87

表2 噪声处理后事件数量统计(场景2)

Table 2 Counts of the number of events after noise processing (Scene 2)

方法	降噪前事件数	降噪后事件数	事件去除率/%
文献[8]	200 000	143 141	28.42
文献[9]	200 000	47 770	76.12
本文	200 000	144 784	27.61

表3 事件“帧”帧率及事件方差统计(场景1)

Table 3 Frame rate and variance of events number (Scene 1)

参数	帧率/fps	平均包含事件数	事件数量方差
$t=0.005\text{ s}$	199.61	1 242.46	1 484 647.06
$t=0.01\text{ s}$	99.15	2 493.04	5 904 817.08
重叠 $t=0.005\text{ s}$	399.21	1 244.48	1 485 470.66
重叠 $t=0.01\text{ s}$	198.95	2 493.03	5 901 746.16
$n=5\ 000$	48.92	4 953.70	2 053.29
$n=7\ 500$	31.96	7 479.11	396.15
$t=0.005\text{ s}/n=5\ 000$	198.30	1 250.60	1 488 157.62
$t=0.01\text{ s}/n=5\ 000$	105.67	2 340.09	3 169 479.88

表4 事件“帧”帧率及事件方差统计(场景2)

Table 4 Frame rate and variance of events number (Scene 2)

参数	帧率/fps	平均包含事件数	事件数量方差
$t=0.005\text{ s}$	196.38	1 905.05	1 390 079.79
$t=0.01\text{ s}$	96.88	3 810.11	5 418 706.82
重叠 $t=0.00\text{ s}$	392.76	1 917.66	1 398 532.31
重叠 $t=0.01\text{ s}$	193.76	3 860.91	5 489 364.28
$n=5\ 000$	70.69	4 992.55	42.10
$n=7\ 500$	47.13	7 239.2	67 523.44
$t=0.005\text{ s}/n=5\ 000$	196.38	1 905.05	1 389 610.55
$t=0.01\text{ s}/n=5\ 000$	107.36	3 447.23	2 262 338.62

4 结论

本文利用运动边缘引起的事件流具有时间和空间的连续性进行噪声处理,并利用事件数量和时间阈值双重限制的方法进行事件流可视化。本文通过对真实数据集进行实验表明:

1) 基于事件流时空连续性的噪声处理方法可以降低事件噪声,时空邻域的选取在运动起始和平缓时也可以保留更多事件信息。

2) 事件数量和时间阈值双限制的可视化方法可以为进一步任务提供事件“帧”,在运动平缓时可以保证事件“帧”输出的低延时特性,运动剧烈时可以平均事件“帧”包含的事件信息量。

后续工作将会针对物体边缘依然存在噪声残余的问题以及算法结构进行优化,降低运行时间。未来将进一步进行基于事件相机的检测、跟踪、定位等视觉导航任务研究。

参考文献 (References)

[1] 桑永胜,李仁昊,李耀仟,等. 神经形态视觉传感器及其应用研究[J]. 物联网学报,2019,3(4):63-71.
SANG Y S, LI R H, LI Y Q, et al. Research on neuromorphic vision sensor and its applications[J]. Chinese Journal on Internet of Things, 2019, 3(4): 63-71 (in Chinese).

[2] GALLEGO G, DELBRUCK T, ORCHARD G, et al. Event-based

- vision: A survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, 99: 1-1.
- [3] 王亭亭, 蔡志浩, 王英勋. 无人机室内视觉/惯导组合导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(1): 176-186.
WANG T T, CAI Z H, WANG Y X. Integrated vision/inertial navigation method of UAVs in indoor environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(1): 176-186 (in Chinese).
- [4] VIDAL A R, REBECQ H, HORSTSCHAEFER T, et al. Ultimate SLAM? Combining events, images, and IMU for robust visual SLAM in HDR and high-speed scenarios[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(2): 994-1001.
- [5] MUEGLER E, GALLEGRO G, REBECQ H, et al. Continuous-time visual-inertial odometry for event cameras[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2018, 34(6): 1425-1440.
- [6] 马艳阳, 叶梓豪, 刘坤华, 等. 基于事件相机的定位与建图算法: 综述[J]. 自动化学报, 2020, 46: 1-11.
MA Y Y, YE Z H, LIU K H, et al. Event-based visual localization and mapping algorithms: A survey[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46: 1-11 (in Chinese).
- [7] XIE X M, DU J, SHI G M, et al. An improved approach for visualizing dynamic vision sensor and its video denoising[C] // Proceedings of the International Conference on Video and Image Processing. New York: ACM, 2017: 176-180.
- [8] DELBRUCK T. Frame-free dynamic digital vision[C] // Proceedings of International Symposium on Secure-Life Electronics, Advanced Electronics for Quality Life and Society. 2008: 21-26.
- [9] FENG Y, LV H Y, LIU H L, et al. Event density based denoising method for dynamic vision sensor[J]. Applied Sciences, 2020, 10(6): 2024.
- [10] HUANG J, GUO M H, CHEN S S. A dynamic vision sensor with direct logarithmic output and full-frame picture-on-demand[C] // Proceedings of the 2017 IEEE International Symposium on Circuits and Systems (ISCAS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-4.
- [11] MUNDA G, REINBACHER C, POCK T. Real-time intensity-image reconstruction for event cameras using manifold regularization[J]. International Journal of Computer Vision, 2018, 126(12): 1381-1393.
- [12] BARDOW P, DAVISON A J, LEUTENEGGER S. Simultaneous optical flow and intensity estimation from an event camera[C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 884-892.
- [13] SCHEERLINCK C, BARNES N, MAHONY R. Continuous-time intensity estimation using event cameras[C] // Lecture Notes in Computer Science. Berlin: Springer, 2018: 308-324.
- [14] LICHTSTEINER P, POSCH C, DELBRUCK T. A 128 × 128 120 dB 15 μs latency asynchronous temporal contrast vision sensor[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2008, 43(2): 556-576.
- [15] POSCH C, MATOLIN D, WOHLGENANT R. A QVGA 143 dB dynamic range frame-free PWM image sensor with lossless pixel-level video compression and time-domain CDS[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2010, 46(1): 259-275.
- [16] BRANDLI C, BERNER R, YANG M, et al. A 240 × 180 130 dB 3 μs latency global shutter spatiotemporal vision sensor[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2014, 49(10): 2333-2341.
- [17] MUEGLER E, REBECQ H, GALLEGRO G, et al. The event-camera dataset and simulator: Event-based data for pose estimation, visual odometry, and SLAM[J]. International Journal of Robotics Research, 2017, 36(2): 142-149.
- [18] SHI J B, TOMASI C. Good features to track[C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 1994: 593-600.

作者简介:

闫昌达 男, 博士研究生。主要研究方向: 视觉导航。

王霞 女, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 光电成像技术与系统。

Visualization and noise reduction algorithm based on event camera

YAN Changda¹, WANG Xia^{1,*}, ZUO Yifan¹, LI Leilei², CHEN Jiabin²

(1. School of Optics and Photonics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: To overcome the problem that the asynchronous event stream generated by the event camera is hard to observe, utilize and there is a lot of noise, we introduce an improved visualization and noise reduction algorithm for the event camera. Because the event stream reacts to the object movement, the proposed algorithm gets valid events by filtering the noise with the time and space continuity of moving edge. To easily observe and apply, events are accumulated with a double limitation of the events number and the time threshold. In the real dataset experiment, the noise reduction algorithm can effectively deal with the background activity noise and save the detail edge information when the movement begins or moves slowly, increasing the number of corner detections. The visualization algorithm reduces the variance of events number while ensuring the frame rate, and improves the information uniformity of the “event frame”. The experimental results show the effectiveness of the proposed method in terms of noise reduction and visualization.

Keywords: event camera; visual navigation; noise reduction; visualization; robustness

Received: 2020-05-18; **Accepted:** 2020-06-18; **Published online:** 2020-07-07 11:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200707.0901.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61871034); Equipment Pre-development Project (41417070401)

* **Corresponding author.** E-mail: angelniuniu@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0293

对地指向偏差为约束的卫星平稳对日定向方法

季浩然^{1,2}, 黄颀^{1,*}

(1. 武汉大学 遥感信息工程学院 宇航科学与技术研究院, 武汉 430072;

2. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)



摘 要: 传统以对地指向偏差为约束的对日定向方法在星-日、星-地连线的夹角达到极值后, 卫星期望姿态会发生大幅度快速翻转, 导致较大的峰值功耗和寿命损伤。针对该现象, 提出了一种可使期望姿态平稳变化的以对地指向偏差为约束的对日定向方法, 将卫星的期望姿态设置为绕一基准姿态周期性地旋转。在不显著牺牲对日定向效能的同时, 既确保卫星期望对地轴与对地方向的夹角小于约束角, 又使得卫星姿态总体平稳变化。数值仿真表明: 所提出的平稳对日定向方法能够大幅降低卫星期望角速度的峰值, 同时能够满足对日指向和对地指向的需求。

关键词: 对日定向; 对地指向偏差; 期望姿态建立; 欧拉轴; 平稳对日定向方法

中图分类号: V448.21; V412.4+2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0351-08

卫星在轨运行过程中, 根据所执行任务的不同会采用不同的姿态模式, 如地面目标凝视^[1]、对空间目标指向^[2]、对地定向^[3]、对日定向^[4]等。其中, 对日定向是卫星常用的姿态控制任务模式之一^[5], 其通过设定卫星的期望姿态, 使卫星太阳能电池阵平面充分对日以提供充足的能源。

然而, 对日定向只限制了卫星姿态的2个自由度^[6], 因此, 在卫星对日定向的同时, 还可以利用卫星姿态的另一个自由度, 设定适当约束以满足卫星其他组件、设备或载荷对卫星姿态的需求^[7]。根据所附加约束的不同, 对日定向又可以分为对日定向自旋稳定、以卫星速度方向偏差为约束的对日定向、以对空间目标指向偏差为约束的对日定向、以对地指向偏差为约束的对日定向等^[8]。

其中, 以对地指向偏差为约束的对日定向模式是一种较常见的卫星对日定向模式, 其既能满

足卫星对日定向的充电需求, 又能保证天线、相机等重要组件具备指向地面或地表的工作条件^[9-11]。

然而, 传统的以对地指向偏差为约束的对日定向方法^[12-15], 要求卫星期望对日轴严格指向太阳方向, 同时将期望对地轴置于日-地-卫星所确定的平面内且与卫星-地心连线方向的夹角最小。依据这样的传统方法, 在卫星-太阳连线和卫星-地球连线达到极值的前后一段短时间内, 卫星期望姿态会发生大幅度翻转。甚至当日-地-星共线时, 还存在奇异现象。采用这种传统方法, 卫星期望姿态不能平稳变化, 不利于卫星姿态控制系统的安全稳定, 亦使得姿态控制系统频繁高功耗工作, 对卫星寿命产生损害。

为克服现有的同类方法将会导致卫星期望姿态在短时间内大幅度翻转的奇异现象, 本文提出一种平稳的以对地指向偏差为约束的对日定向方

收稿日期: 2020-06-23; 录用日期: 2020-08-07; 网络出版时间: 2020-09-18 16:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200918.1321.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61903278); 湖北省自然科学基金(2018CFB180); 中央高校基本科研业务费专项资金(2042019kf0044); 测绘遥感信息工程国家重点实验室专项科研经费

* 通信作者: E-mail: dhuang@whu.edu.cn

引用格式: 季浩然, 黄颀. 对地指向偏差为约束的卫星平稳对日定向方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 351-358.

J I H R, HUANG D. A smooth Sun-pointing guidance method for satellites constrained by the deviation of Earth-pointing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 351-358 (in Chinese).

法。其核心思路为:将卫星的期望姿态设置为绕一由卫星轨道决定的基准姿态周期性地旋转,该周期与日、地、星三者相对位置变化周期一致。首先,建立卫星的中间姿态,使得卫星的期望对地轴指向地心,卫星的期望对日轴指向轨道面法向或负法向,从而使得卫星的自由轴沿着卫星前进方向或其相反方向,且卫星的期望对地轴、期望对日轴与自由轴构成右手空间直角坐标系。其次,将卫星的中间姿态坐标系沿一欧拉轴旋转一个角度使得期望对日轴与太阳方向偏差减小,且保证期望对地轴与对地方向的夹角不大于约束角。本文方法大幅降低了卫星的峰值期望角速度和峰值能耗,提升了卫星以对地指向偏差为约束的对日定向方法的平稳性和可靠性。

1 对日定向方法

为提供一种平稳的卫星以对地指向偏差为约束的对日定向方法,克服现有的同类方法导致卫星期望姿态在短时间内大幅度翻转的奇异现象,本节分2步建立卫星对日定向时的期望姿态,如图1所示。

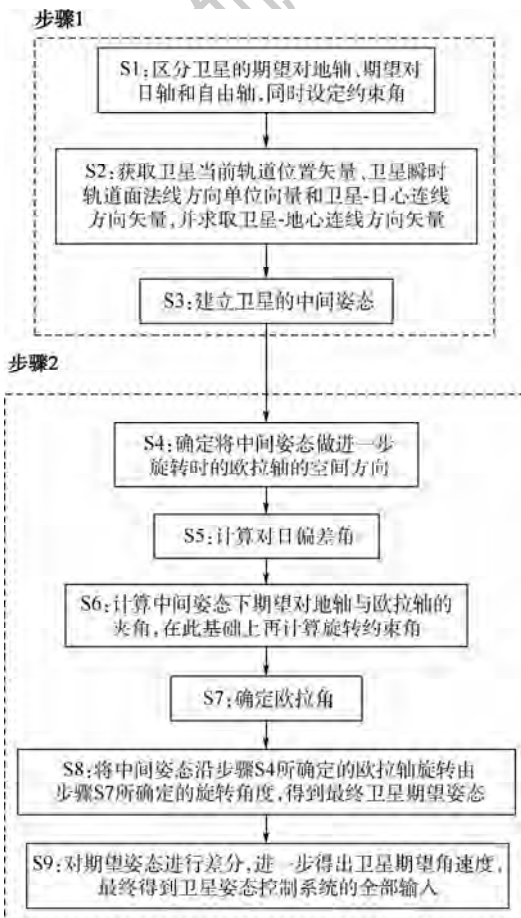


图1 对日定向期望姿态建立步骤

Fig. 1 Process of establishing expected Sun-pointing attitude

1.1 建立中间姿态

首先,依据卫星部组件布局,区分卫星的期望对地轴、期望对日轴和自由轴,同时依据任务需求设定约束角。其次,获取卫星当前轨道位置矢量、卫星瞬时轨道面法线方向单位向量和卫星-日心连线方向矢量,并求得卫星-地心连线方向矢量。最后,建立卫星的中间姿态,使得期望对地轴指向地心,期望对日轴平行于轨道面法向,从而使得自由轴沿着卫星前进方向或其相反方向。处于中间姿态时卫星的姿态如图2所示。

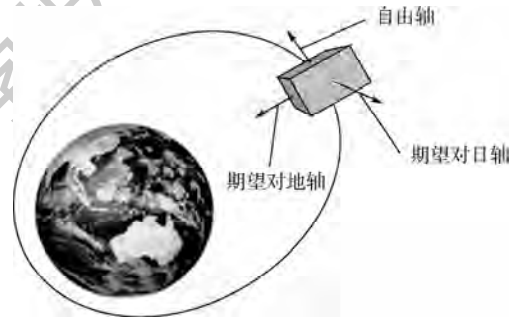


图2 卫星中间姿态示意图

Fig. 2 Schematic diagram of intermediate attitude of satellite

为便于描述,不妨以卫星本体坐标系 $-y_b$ 轴,即 y_b 轴的反方向为期望对日轴,以卫星本体坐标系 z_b 轴为期望对地轴。

特定任务中,要求卫星期望对地轴与卫星-地心连线的夹角小于一个约束角 η 。该约束角 η 表示期望对地轴和卫星-地心连线的偏差角(简称对地偏差角)的最大允许值,为一个约束变量。为使公式简洁,本文取 $\eta = 90^\circ$ 。

假设某时刻卫星的轨道位置矢量为 r ,卫星瞬时轨道面法线方向单位向量为 n ,卫星-日心连线方向单位矢量为 r_c ,进一步可求卫星-地心连线方向的单位矢量 r_e 为

$$r_e = -\frac{r}{\|r\|} \quad (1)$$

将卫星处于中间姿态时的卫星本体坐标系记为 B_0 ,并在以后的叙述中简称为中间姿态 B_0 ,在 B_0 坐标系下,设定卫星本体坐标系的 z_{b_0} 轴与卫星-地心连线方向单位矢量 r_e 重合,卫星本体坐标系的 y_{b_0} 轴位于轨道面负法向 $-n$,而卫星本体坐标系的 x_{b_0} 指向卫星的前进方向。

中间姿态下,卫星本体坐标系坐标轴在惯性坐标系下的方向为

$$\begin{cases} x_{b_0i} = r_e \times n \\ y_{b_0i} = -n \\ z_{b_0i} = r_e \end{cases} \quad (2)$$

式中:下标 i 为在惯性坐标系下的分量。

此时,地心惯性坐标系 I 到描述中间姿态的 B_0 坐标系的转换矩阵为

$$M_I^0 = [x_{b_{0i}}^T, y_{b_{0i}}^T, z_{b_{0i}}^T]^T \quad (3)$$

1.2 确定期望姿态

为缩小卫星期望对日轴 ($-y_b$ 轴) 与卫星-日心连线方向的偏差角(简称对日偏差角),将 B_0 进一步绕欧拉轴 E 旋转 $\bar{\alpha}$ 角度,从而得到最终的期望姿态。记期望姿态下卫星本体坐标系为 B_{exp} ,下文简称期望姿态 B_{exp} 。由中间姿态旋转至期望姿态的过程如图3所示。

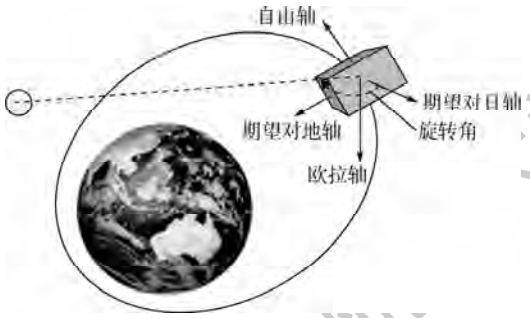


图3 卫星期望姿态示意图

Fig.3 Schematic diagram of expected attitude of satellite

选取欧拉轴 E ,并计算欧拉轴 E 在 B_0 坐标系下的投影 E_0 。惯性坐标系 I 下欧拉轴 E 可由式(4)确定:

$$E_i = -y_{b_{0i}} \times r_s \quad (4)$$

进而可计算得到 B_0 坐标系下欧拉轴 E 的投影 E_0 为

$$E_0 = M_I^0 \cdot E_i \quad (5)$$

式中:下标 0 为在 B_0 坐标系下的分量。

计算中间姿态下期望对日轴与卫星-日心连线方向的夹角,并定义为对日偏差角,即本文中 $-y_{b_0}$ 轴与 r_s 的夹角为 α ,则

$$\alpha = \arccos \left[\frac{-y_{b_{0i}} \cdot r_s}{\| -y_{b_{0i}} \| \| r_s \|} \right] = \arccos(-y_{b_{0i}} \cdot r_s) \quad (6)$$

绕欧拉轴 E 旋转一个欧拉角 $\bar{\alpha}$ 的目的是尽可能通过一次旋转缩小 $-y_b$ 轴与对日方向 r_s 的角度偏差,即缩小对日偏差角。

为确保 B_{exp} 姿态下 $z_{b_{exp}}$ 轴与 r_e 的夹角(以下简称对地偏差角)不大于给定的约束角 η ,一定情况下,欧拉角 $\bar{\alpha}$ 需小于某一旋转约束角 β 。所述旋转约束角 β 为当中间姿态绕欧拉轴旋转而导致期望对地轴与卫星-地心连线的角度恰等于约束角时,中间姿态绕欧拉轴所转过的角度。在本文中,当 z_{b_0} 与 $z_{b_{exp}}$ 的夹角恰好等于约束角 η 时, B_0

绕欧拉轴 E 转过的角度即为 β 。

依据空间几何关系,旋转约束角 β 等于 z_{b_0} 垂直于欧拉轴 E 的分量与 $z_{b_{exp}}$ 垂直于欧拉轴 E 的分量间的夹角。定义中间姿态下的期望对地轴 z_{b_0} 与欧拉轴 E 的夹角为 λ ,则惯性坐标系 I 下 λ 的值为

$$\lambda = \arccos \left[\frac{z_{b_{0i}} \cdot E_i}{\| z_{b_{0i}} \| \| E_i \|} \right] = \arccos(z_{b_{0i}} \cdot E_i) \quad (7)$$

在坐标系 B_0 下, λ 的值由式(8)可得

$$\lambda = \arccos \left[\frac{z_{b_{00}} \cdot E_1}{\| z_{b_{00}} \| \| E_1 \|} \right] = \arccos \left(\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot E_0 \right) \quad (8)$$

式中:矢量 z_{b_0} 为在 B_0 坐标系下的描述。

根据几何关系,旋转约束角 β 可以由夹角 λ 和约束角 η 唯一确定。注意到,本文中 η 取为直角,运用余弦定理,易得本文中旋转约束角 β 简化为

$$\beta = \arccos \left(\frac{\sin^2 \lambda - 1}{\sin^2 \lambda} \right) \quad (9)$$

绕欧拉轴 E 旋转的欧拉角 $\bar{\alpha}$ 的确定原则如下:当卫星中间姿态绕欧拉轴进行任意旋转,对地偏差角均不会大于约束角时,旋转约束角无解,此时,旋转角度 $\bar{\alpha}$ 取式(6)所确定的中间姿态下的对日偏差角;当卫星中间姿态绕欧拉轴进行旋转,存在对地偏差角大于约束角的情形时,旋转约束角有解,此时,旋转角度 $\bar{\alpha}$ 取中间姿态下的对日偏差角 α 与式(9)确定的旋转约束角 β 中的较小值。

在本文所选取的假设条件下,当 $\lambda < 45^\circ$ 或 $\lambda > 135^\circ$ 时,对任意旋转角度 $\bar{\alpha}$, z_{b_0} 与 $z_{b_{exp}}$ 的夹角均小于 90° ,即式(9)无解;而在其他情况下,式(9)有解。最终,可得到欧拉角 $\bar{\alpha}$ 为

$$\bar{\alpha} = \begin{cases} \alpha & \sin^2 \lambda < \frac{1}{2} \\ \min[\alpha, \beta] & \sin^2 \lambda \geq \frac{1}{2} \end{cases} \quad (10)$$

实际应用中,约束角的取值应综合考虑相机视场角、天线波束角等约束,并利用球面三角公式对式(9)重新求解。作为对比,传统方法虽然没有约束角的概念,其实际对地偏差极大值为 90° 并且无法人为减小。约束角的取值可以自定义亦是本文方法的优势之一。

得到欧拉轴 E 和旋转角度 $\bar{\alpha}$ 后,中间姿态坐标系 B_0 与期望姿态坐标系 B_{exp} 之间的转换矩阵 M_0^{exp} 可以唯一确定。转换矩阵 M_0^{exp} 的计算方法包括但不限于四元数方法。已知将 B_0 坐标系转至 B_{exp} 坐标系的欧拉轴在 B_0 坐标系的分量 E_0 和

所转过的角度 $\bar{\alpha}$, 则对应的转换四元数 \bar{q} 为

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{\bar{\alpha}}{2}\right) \\ E_{0x} \sin\left(\frac{\bar{\alpha}}{2}\right) \\ E_{0y} \sin\left(\frac{\bar{\alpha}}{2}\right) \\ E_{0z} \sin\left(\frac{\bar{\alpha}}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (11)$$

根据四元数的性质, 直接得到 B_0 坐标系转至 B_{exp} 坐标系的转换矩阵 M_0^{exp} 为

$$M_0^{exp} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2q_0q_3 + 2q_1q_2 & -2q_0q_2 + 2q_1q_3 \\ -2q_0q_3 + 2q_1q_2 & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2q_0q_1 + 2q_2q_3 \\ 2q_0q_2 + 2q_1q_3 & -2q_0q_1 + 2q_2q_3 & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

由此得到由惯性坐标系 I 转换至期望姿态坐标系 B_{exp} 的转换矩阵 M_I^{exp} 为

$$M_I^{exp} = M_0^{exp} \cdot M_I^0 \quad (13)$$

因此, 期望姿态坐标系 B_{exp} 在惯性坐标系 I 下的空间指向可以由式 (13) 确定。也可以说, 由惯性坐标系 I 至期望姿态下卫星本体坐标系 B_{exp} 的转换矩阵唯一确定了卫星期望姿态在惯性坐标系下的描述。

对进一步的工程应用, 还可以通过转换矩阵 M_I^{exp} 求得卫星期望姿态的各种不同参数的描述形式, 如惯性坐标系下四元数形式的期望姿态

\bar{q}^* 。通过对姿态参数的差分得到变化率, 例如对 \bar{q}^* 的差分得到 $\dot{\bar{q}}^*$, 进而通过运动学方程还可以得到卫星的期望角速度 ω^* , 从而得到卫星姿态控制系统需要的全部输入。

2 数值仿真

2.1 平稳对日定向方法

依据本文所提出的对日定向方法, 在 J2 轨道动力学仿真条件下进行仿真。设定航天器位于 485 km 高度的 35° 倾角 LEO 轨道。为充分检验本文对日定向方法的有效性, 将仿真场景时间设为 2019 年 1 月 1 日至 2020 年 7 月 1 日, 共计 1.5 年。得到计算结果如图 4 ~ 图 9 所示。

图 4 为 1.5 年的仿真时间段内, 卫星期望对地轴与实际卫星-地心连线方向的夹角变化。可知, 采用本文对日定向方法, 卫星对地偏差角被有效限制在 90° 约束角范围以内。

图 5 为 1.5 年的仿真时间段内, 卫星期望对日轴与实际卫星-日心连线方向的夹角变化。可知, 采用本文对日定向方法, 会部分牺牲卫星对日定向的效能, 即存在对日偏差角不为零的情况, 卫星对日偏差角峰值约为 57°。

为进一步考察采用本文平稳对日定向方法后, 卫星对日定向的效能损失, 截取图 5 中 2019 年 1 月 22 日 0:00 ~ 6:00 的一段非零对日偏差角密集区局部放大, 对日偏差角的变化规律如图 6 所示。

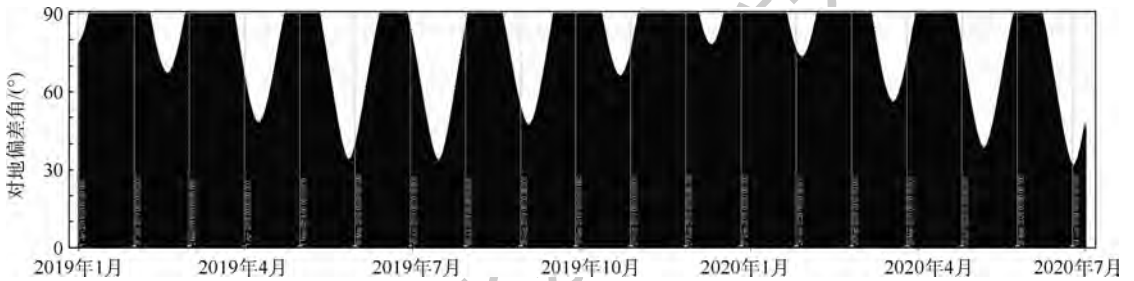


图 4 对地偏差角在 1.5 年时间内的变化规律

Fig. 4 Development of deviation of Earth-pointing within 1.5 years

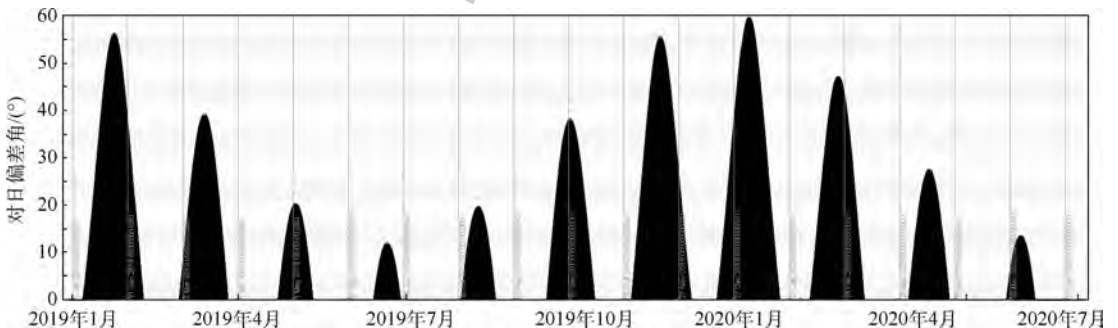


图 5 对日偏差角在 1.5 年时间内的变化规律

Fig. 5 Development of deviation of Sun-pointing within 1.5 years

在图 6 所示仿真时段中,对日偏差角为零的时段约占整个仿真时段的 55%,而对日偏差角的峰值约为 54° 。综合图 5 ~ 图 6 所示对日偏差角变化规律可以发现,采用本文以对地指向偏差为约束的卫星平稳对日定向方法后,卫星对日偏差角被较好地控制,期望对日轴在多数时间能够严格地对日定向。

采用本文提出的平稳对日定向策略后,卫星在 1.5 年内的期望角速度变化如图 7 ~ 图 9 所示。卫星期望角速度平稳变化, x 方向和 z 方向

的角速度最大值不超过 $0.3(^{\circ})/s$, y 方向的角速度稳定在 $0.065(^{\circ})/s$, y 方向的角速度与卫星轨道角速度保持一致。

对比图 5 和图 7 ~ 图 9 可以发现,卫星期望角速度的变化规律与对日偏差角的变化规律同步,即当对日偏差角的局部极值越大时,卫星期望角速度的局部极值也越大。而当卫星对日偏差角在一段连续时间内能够保持为零时,航天器在该段区间内的期望角速度亦保持为低值,仅需绕 y 方向保持低速自旋,自旋周期与轨道周期一致。

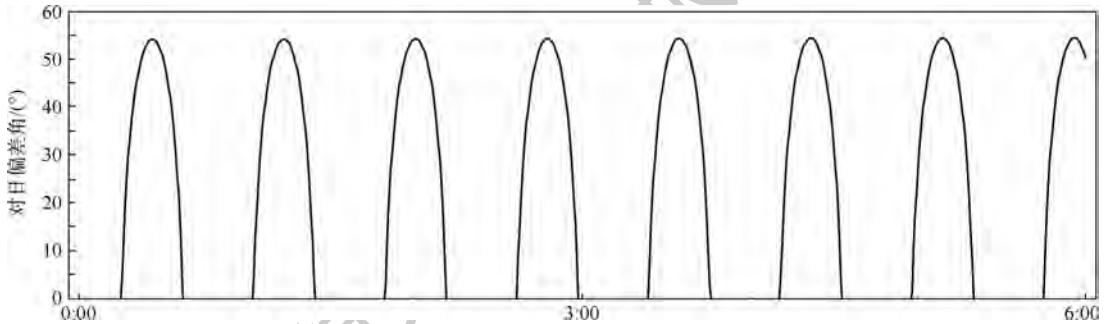


图 6 连续 6 小时内对日偏差角的变化规律(2019 年 1 月 22 日)

Fig. 6 Development of deviation of Sun-pointing within consecutive 6 hours (2019-01-22)

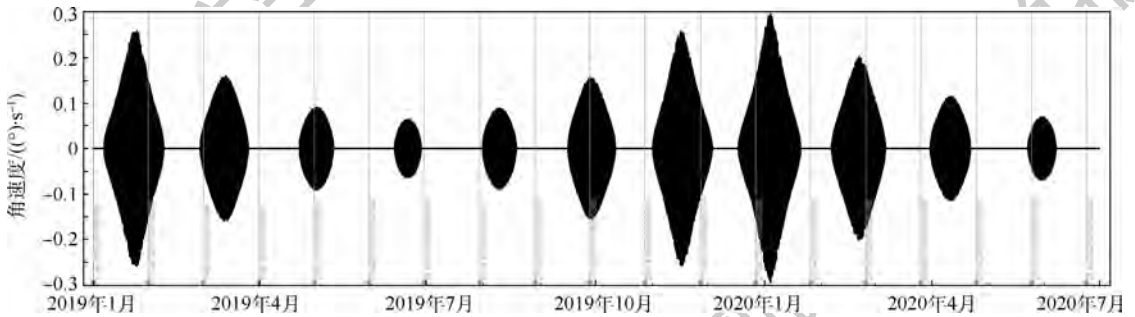


图 7 依据期望姿态差分得到的卫星 x 轴角速度

Fig. 7 Angular velocity in x -axis obtained by difference of expected attitude

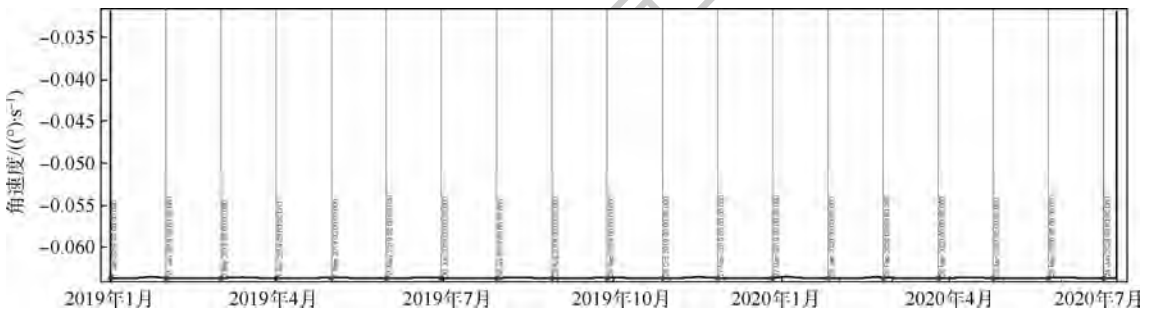


图 8 依据期望姿态差分得到的卫星 y 轴角速度

Fig. 8 Angular velocity in y -axis obtained by difference of expected attitude

2.2 传统对日定向方法

为了更好地说明传统对日定向方法导致的期望姿态短时间内大角度翻转的奇异现象及其机理,采取同样的仿真条件,采用传统的对日定向方法进行仿真。依据传统对日定向方法,设定卫星

$-y_b$ 轴严格指向太阳的同时, z_b 轴与卫星-地心连线方向的夹角最小, z_b 轴位于星-地连线与对日方向共同确定的平面上。

图 10 给出了 1.5 年的仿真时间段内卫星-地心连线和卫星-日心连线的夹角往复变化。可以

看出,图中频繁出现了接近零或 180° 的奇异区间。这种奇异区的存在,将导致期望姿态在短时间内大幅度变化,从而导致卫星期望角速度过大。

如图 11 所示,如果采用传统的对日定向方法,卫星期望角速度在奇异区出现突变,其峰值大于 $15^\circ/\text{s}$,不利于卫星节能和安全防护。

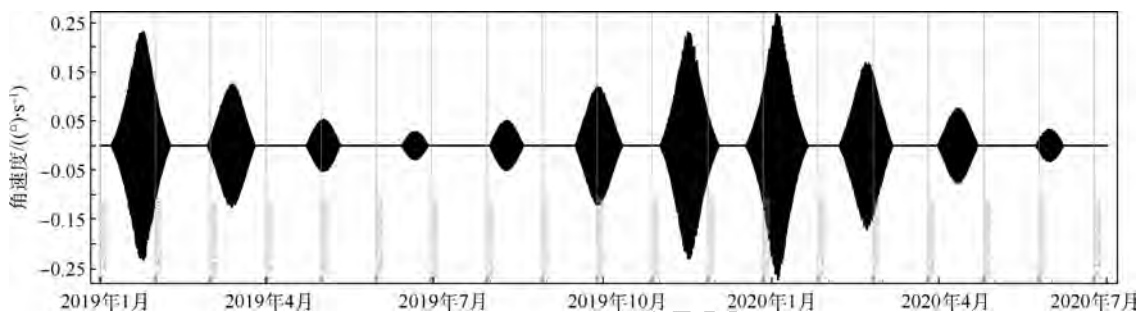


图 9 依据期望姿态差分得到的卫星 z 轴角速度

Fig. 9 Angular velocity in z-axis obtained by difference of expected attitude

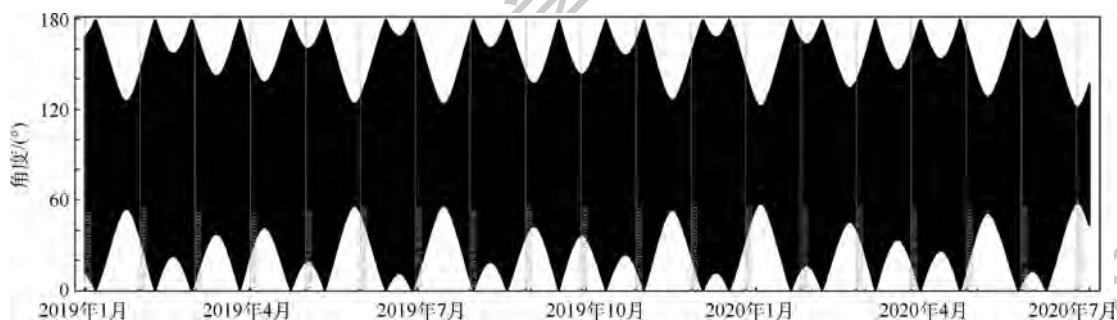


图 10 卫星-地心连线和卫星-日心连线夹角的变化规律

Fig. 10 Development of included angle between the satellite-Earth vector and the satellite-sun vector

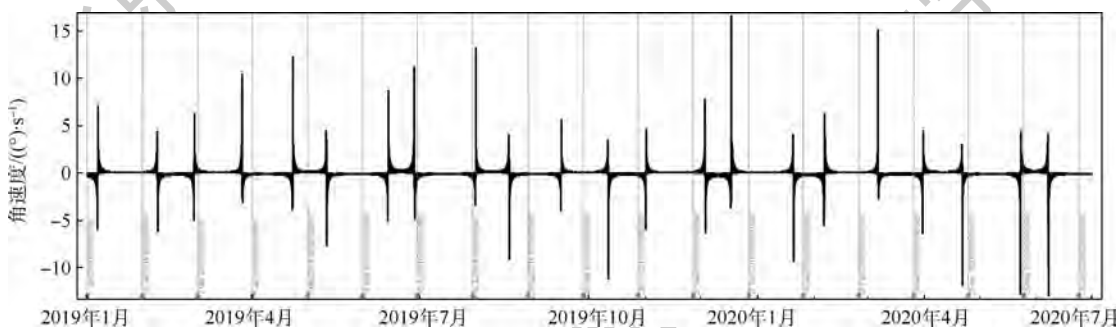


图 11 传统对日定向方法在 1.5 年时间内对期望姿态差分得到的角速度

Fig. 11 Angular velocity obtained by difference of traditional expected attitude with 1.5 years

3 结束语

本文提出了一种卫星平稳对日定向方法。由于采用了中间姿态过渡,卫星期望姿态和期望角速度得以平稳变化,在不显著牺牲卫星对日定向效能的前提下,克服了卫星期望姿态快速翻转的奇异现象,并且能够严格确保对地偏差角小于所设计的约束角,大幅降低了卫星的峰值期望角速度和峰值能耗,提升了卫星以对地指向偏差为约束的对日定向方法的平稳性和可靠性。

参考文献 (References)

- [1] 陈雪芹,耿云海,王峰,等.敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制[J].光学精密工程,2012,20(5):1031-1040.
CHEN X Q, GENG Y H, WANG F, et al. Staring imaging attitude tracking control of agile small satellite[J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(5): 1031-1040 (in Chinese).
- [2] 朱仁璋,林彦.航天器交会最终逼近段相对姿态估计与控制[J].北京航空航天大学学报,2007,33(5):544-548.
ZHU R Z, LIN Y. Relative attitude estimation and control schemes for the final approach phase of spacecraft rendezvous[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 544-548 (in Chinese).

- [3] 贾英宏,徐世杰,陈统. 航天器扫描镜成像位置误差补偿技术[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(2):14-20.
JIA Y H,XU S J,CHEN T. Imaging position error compensation of scan mirror for spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(2):14-20(in Chinese).
- [4] 徐明,贾英宏,徐世杰. Halo轨道探测器的姿态描述与建模[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(10):1166-1169.
XU M,JIA Y H,XU S J. Attitude description dynamics modeling for Halo-orbit spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(10):1166-1169(in Chinese).
- [5] 李庆军,邓子辰,王艳,等. 空间太阳能电站的准对日定向姿态[J]. 宇航学报,2019,40(1):29-40.
LI Q J,DENG Z C,WANG Y, et al. Quasi-sun-pointing oriented attitude for solar power satellites[J]. Journal of Astronautics,2019,40(1):29-40(in Chinese).
- [6] JI H R,ZENG G Q. A method for spatial effective coverage analysis in space-based optical observation[J]. Optik,2018,166:116-126.
- [7] STARIN S,BOURKLAND K. Persistent attitude error in a sun-pointing controller due to nonlinear dynamics[C]// Proceedings of the AIAA Guidance,Navigation & Control Conference & Exhibit. Reston:AIAA,2013.
- [8] CROCKER II M C. Attitude control of a sun-pointing spinning spacecraft by means of solar radiation pressure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2015,7(3):357-359.
- [9] BLAUSTEIN R. Earth observation needs space-based boost[J]. Physics World,2018,31(2):8.
- [10] ALI I,AL-DHAIR N,HERSHEY J E. Doppler characterization for LEO satellites[J]. IEEE Transactions on Communications,1998,46(3):309-313.
- [11] ALI I,AL-DHAIR N,HERSHEY J E. Predicting the visibility of LEO satellites[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,1998,35(4):1183-1190.
- [12] WU S F,PALMER P. Fast prediction algorithms of satellite imaging opportunities with attitude controls[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2015,25(4):3006-3009.
- [13] FAN C S,YOU Z. Highly efficient sigma point filter for spacecraft attitude and rate estimation[J]. Mathematical Problems in Engineering,2009,2009(1024-123X):266-287.
- [14] KNOBELSPIESSE K D,PIETRAS C,FARGION G S. Sun-pointing-error correction for sea deployment of the MICROTUPS II handheld sun photometer[J]. Journal of Atmospheric & Oceanic Technology,2003,20(5):767-771.
- [15] SEDLUND C A. A simple sun-pointing magnetic controller for satellites in equatorial orbits[C]// IEEE Aerospace Conference. Piscataway:IEEE Press,2009.

作者简介:

季浩然 男,博士研究生。主要研究方向:航天器结构、姿态、轨道动力学与控制。

黄颀 男,博士,副研究员。主要研究方向:航天器导航制导控制。

A smooth Sun-pointing guidance method for satellites constrained by deviation of Earth-pointing

JI Haoran^{1,2}, HUANG Di^{1,*}

(1. Institute of Aerospace Science and Technology, School of Remote Sensing and Information Engineering, Wuhan University, Wuhan 430072, China;

2. College of Aerospace Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Under traditional Sun-pointing guidance method constrained by the deviation of Earth-pointing, the expected attitude of the satellite would rapidly flip when the angle between the satellite-Sun line and the satellite-Earth line reaches the extreme value, leading to the large peak power consumption and lifetime damage. Aimed at this problem, this paper provides a novel Sun-pointing method constrained by the deviation of Earth-pointing, which can make the expected attitude change smoothly. By this method, the expected attitude of the satellite is set to rotate periodically around a reference attitude. The deviation of Earth-pointing is kept less than the constraint angle with the attitude moving smoothly, while the effectiveness of Sun-pointing is not evidently reduced. Numerical simulation results show that the proposed method can greatly reduce the peak angular velocity of the satellite, and can meet the requirements of both Sun-pointing and Earth-pointing.

Keywords: Sun-pointing; deviation of Earth-pointing; expected attitude establishment; Euler axis; Smooth Sun-pointing method

Received: 2020-06-23; **Accepted:** 2020-08-07; **Published online:** 2020-09-18 16:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200918.1321.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61903278); Hubei Provincial Natural Science Foundation of China (2018CFB180); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (2042019kf0044); LIESMARS Special Research Funding

* **Corresponding author.** E-mail: dhuang@whu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0198

基于鸽群优化算法的实时避障算法



李霜琳, 何家皓, 敖海跃, 刘燕斌*

(南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘 要: 为保证机器人能安全无碰撞地抵达目标位置, 提出一种在改进版圆形扩张(CSE+)法中融合鸽群优化算法的实时避障算法。所提算法引入对障碍物密集程度的判断机制, 在障碍分布密集时选择最安全的路径, 在障碍物分布稀疏的环境中, 利用鸽群优化算法在安全范围内寻找下一目标最优位置。此外, 还引入了搜索树, 可实现死角的检测与避免。仿真结果显示: 所提避障算法能提高路径规划的性能, 在障碍物分布稀疏时效果更加明显, 且可实现死角检测并能通过狭长通道。

关键词: 路径规划; 局部路径规划; 鸽群优化算法; 改进版圆形扩张(CSE+)法; 避障
中图分类号: TP242.6

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0359-07

路径规划是指在有障碍物的环境下向机器人提供有关达到特定目标信息的任务^[1]。对于移动机器人, 路径规划与避障十分重要, 不合适路径可能会产生碰撞导致机器人的损坏, 或大量时间的浪费^[2]。

一般来说, 路径规划问题分为全局避障和实时避障(或称局部路径规划)。全局避障是指在障碍物完全已知的环境中, 寻找可行路径。该领域已有许多较为成熟的算法, 如人工势场法、A*算法^[3]及多种智能避障算法^[4-7]等。实时避障算法是指在路径规划的过程中, 根据传感器感知到的环境信息, 对地图进行实时更新并连续规划得到一条合乎要求的路径^[8]。与全局避障相比, 实时避障的应用范围更广, 国内外的许多学者已对实时避障做了大量研究。

现有的实时避障算法包括人工势场法、模糊控制法、向量场直方图(VFH)法、人机合作、圆形扩张(CSE+)法等。其中, 人工势场法通过引入与障碍物间的斥力来防止碰撞, 但易陷入局部最

小值而无法运动到终点^[9]; 利用Q学习算法进行路径规划, 通过多次试错, 获得最优轨迹。而后又出现了多种改进方法提高算法速度、改进路径冗余问题^[10-12], 但仍存在实时性差、运行时间受障碍物数量影响的问题; 模糊控制法的实时性较好, 但易陷入U型死锁。之后人们对利用模糊控制法进行实时避障的改进在一般环境中的性能不好^[13], 存在路径冗余问题^[14]。VFH法^[15]以机器人为中心建立一维直方图表示不同方向的行进代价, 从而确定前进方向。之后的改进版本包括VFH*、VFH+^[16-17], 考虑不同尺寸的机器人, 并通过在算法中进行前期验证, 减少陷入死胡同的风险。但在障碍物分布稀疏的环境中, 算法对至多有3个候选方向^[18], 会导致更优路径丢失。张帅等^[19]提出利用人机合作来保证实时避障过程中的安全性, 但该方法的自主性差。圆形扩张(CSE+)法^[20]通过圆形的不断膨胀在递归过程中连续扩展圆扇形区域获得安全路径, 当障碍物为点时效果很好。随后提出的CSE+法^[21], 考虑机器人尺

收稿日期: 2020-05-20; 录用日期: 2020-06-18; 网络出版时间: 2020-07-17 13:52

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200716.1548.001.html

*通信作者。E-mail: liuyb@nuaa.edu.cn

引用格式: 李霜琳, 何家皓, 敖海跃, 等. 基于鸽群优化算法的实时避障算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 359-365.
LI S L, HE J H, AO H Y, et al. Real-time obstacle avoidance algorithm based on pigeon-inspired optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 359-365 (in Chinese).

寸,可在圆形障碍物之间寻找可行路径。这2种算法在障碍物非常密集时效果较好,但障碍物分布松散时,只有一种选择的方向,会造成更优的路径丢失。

基于上述研究,本文提出了融合鸽群优化算法和CSE+法的实时避障算法,利用鸽群优化算法在障碍物分布稀松,安全范围内寻找下一时刻位置从而确定行进方向,使得所提算法可找到当前位置的最优路径,在保证安全性的同时,大大改进在障碍物分布稀松时规划的路径。

1 在线避障算法的实现

本节介绍基于鸽群优化算法的二维实时避障算法的实现方法,并对CSE+法与鸽群优化算法的实现过程进行了介绍。

1.1 CSE+法

CSE+[2]法的基本思想为:利用圆的扩张寻找并避免障碍物,如图1所示。在由圆形障碍物随机填充的环境中找到到达目标位置的可行路径。通过寻找障碍物并从障碍物构成的通道中穿过,根据与目标的方位角选择向左或向右通道,重复这一过程而不断接近目标位置。

图1显示了被障碍物包围的机器人,图1(a)中机器人从起点开始膨胀寻找障碍物,其中蓝色箭头转向为圆的膨胀方向;图1(b)中沿与障碍物1的圆心方向膨胀确定障碍物2;图1(c)中穿

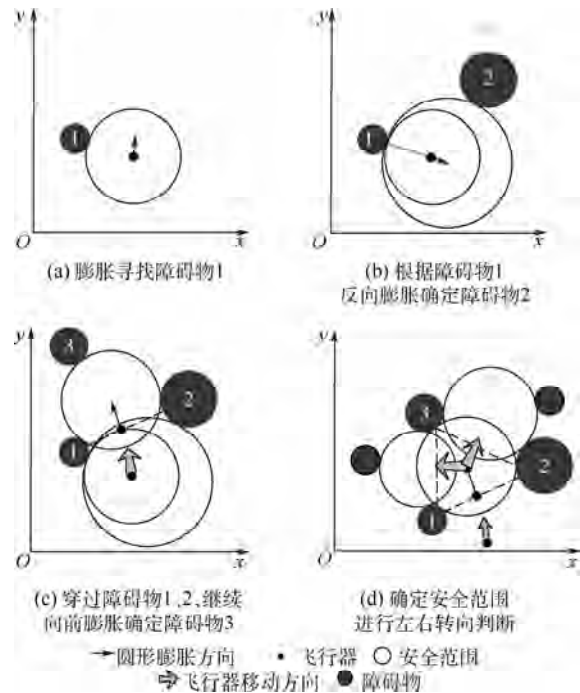


图1 CSE+法避障原理

Fig. 1 Obstacle avoidance principle of CSE+ method

过障碍物1、2构成的通道继续向前膨胀确定障碍物3;图1(d)中进行左右转向选择,转向后继续膨胀确定新的障碍物,其中虚线为障碍物间构成的通道。

1.2 鸽群优化算法

研究表明,鸽子可通过地磁场信息、太阳高度信息和地标信息这3个导引工具轻松归巢。受这一现象启发,段海滨和乔沛鑫[21]于2014年提出了鸽群优化算法,经验证,该算法可有效解决数值设计、参数优化等问题[22-23]。

在鸽群优化算法中,第*i*只鸽子的位置可表示为 X_i ,速度为 V_i ,设路径分为*n*-1段。

$$X_i = [x_{i1} \ x_{i2} \ \dots \ x_{in}] \quad (1)$$

$$V_i = [v_{i1} \ v_{i2} \ \dots \ v_{in}] \quad (2)$$

鸽群优化算法中,利用地图罗盘算子与地标算子分别进行迭代更新以优化鸽群的速度和位置,最终选择获得种群中的最优信息。

地图罗盘算子迭代更新的方法为:以第*i*只鸽子在第*t*次迭代中为例,设速度为 V_i^t ,位置为 X_i^t ,当前最优鸽子位置为 $X_g^{t[24]}$ 。

$$V_i^t = V_i^{(t-1)} e^{-Rt} + \text{rand}(X_g^t - X_i^{(t-1)}) \quad (3)$$

$$X_i^t = X_i^{(t-1)} + V_i^t \quad (4)$$

式中:*R*为地图罗盘算子;rand为[0,1]间的随机数。

地标算子的更新方法为:根据适应度值大小将不同鸽子得到的路径进行排序。具体的迭代更新方法如下:以第*i*只鸽子在第*t*次迭代中为例。

$$N^t = \frac{N^{t-1}}{2} \quad (5)$$

$$X_c^t = \frac{\sum_{i=1}^n X_i^t \cdot f_i(X_i^t)}{N^t \sum_{i=1}^n f_i(X_i^t)} \quad (6)$$

$$X_i^t = X_i^{(t-1)} + \text{rand}(X_c^t - X_i^{(t-1)}) \quad (7)$$

式中: N^t 为第*t*次迭代种群数量; X_c^t 为第*t*次迭代后的中心位置; $f_i(X_i^t)$ 为 X_i^t 位置的适应度值。

1.3 融合鸽群优化算法的二维实时避障算法

在该算法中,用一个半径为*R_v*的圆来拟合移动机器人。与一般的CSE+[2]法相同,将以圆形障碍物作为输入,忽略环境、数据通信等影响。从移动机器人的当前位置出发到达目标位置,在前进的过程中利用传感器感测环境中的障碍物,并表示为半径不同的圆。从出发穿过2个障碍物后,每次由最近的3个障碍物作为安全范围,安全范围表示方法如图2所示,由虚线围成的三角形为当前安全范围。

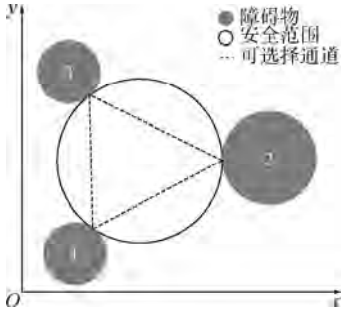


图2 安全范围示意

Fig.2 The graph of current safe area

当前障碍物分布密集时,即安全范围较小时,按照原始 CSE + [2] 法,根据 Apollonius 相切问题确定相切圆,移动机器人运动到相切圆圆心。否则将利用鸽群优化算法在安全范围内寻找下一目标位置。而后进行转向判断,膨胀寻找新的障碍物。不断重复这一过程,直到机器人运动到达终点。

由于机器人有一定的半径,对可通行宽度有一定要求。在转向选择时需对通道宽度进行判断,判断方法如下:

$$L_{23} = \sqrt{(x_2 - x_3)^2 + (y_2 - y_3)^2} - r_2 - r_3 \quad (8)$$

$$L_{13} = \sqrt{(x_3 - x_1)^2 + (y_3 - y_1)^2} - r_3 - r_1 \quad (9)$$

$$L_{23} < L_w \leq L_{13} \quad (10)$$

$$L_{13} < L_w \leq L_{23} \quad (11)$$

$$L_{13} \geq L_w \text{ 且 } L_{23} \geq L_w \quad (12)$$

$$L_{13} \leq L_w \text{ 且 } L_{23} \leq L_w \quad (13)$$

式中: L_{13} 和 L_{23} 分别为障碍物1、3和障碍物2、3构成的通道; (x_1, y_1) 、 (x_2, y_2) 和 (x_3, y_3) 分别为障碍物1、2、3的圆心坐标; r_1 、 r_2 、 r_3 分别为障碍物1、2、3的半径; L_w 为预设可通行的最小宽度。

当满足式(10)时,选择障碍物1和3所构成的通道前进;满足式(11)时,选择障碍物2和3所构成的通道前进;满足式(12)时,根据文献[12]中所提供的方法,根据与目标位置的方位角进行转向判断;满足式(13)时,机器人将掉头,尝试上一次转向中的另一通道,而算法将返回至搜索树的上一级。

搜索树的建立与使用方法如下:

移动机器人每到达一个位置,将存储障碍物1、2、3的信息、机器人的位置信息以及转向判断信息到搜索树中。当转向判断满足式(12)时,转向选择结果记为“1”,表示存储在搜索树的左分支,可以选择另一方向通行;当转向选择满足式(10)或式(11),转向选择记为“0”,表示存储在搜索树的右分支,不可选择另一方向通行。若

算法需要返回搜索树上一级时,需返回到转向选择为“1”的那一级,选择与转向判断计算相反的通道,并将转向结果更改为“0”。搜索树使用方法如图3所示,其中数字表示转向选择,箭头表示返回方向,红标数字表示转向更改。

下面将给出融合鸽群优化算法的二维实时避障算法工作的具体流程,如图4所示。图4中, n_1 、 n_2 、 n_3 分别为障碍物1、2、3; S_A 为当前安全范围的面积, A 表示安全范围; S_{ref} 为衡量安全范围面积大小的指标; (x_c, y_c) 为与3个障碍物相切的相切圆圆心; X_p 为当前最优位置; X_g 为全局最优位置; M 和 P 分别为存储障碍物信息和路径的搜索树; N_{cl}^{max} 、 N_{g2}^{max} 分别为地图罗盘算子和地标算子的最大迭代次数; X 和 V 分别为鸽群的位置和速度; d 为下一目标位置; J 为成本。融合鸽群优化算法的二维实时避障算法具体实施步骤如下:

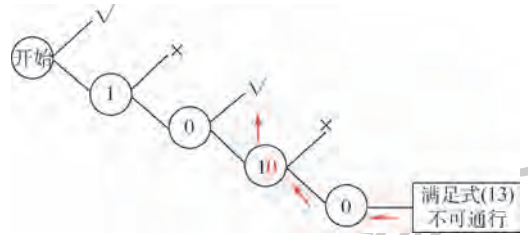


图3 搜索树返回示意图

Fig.3 Schematic diagram of return of search tree

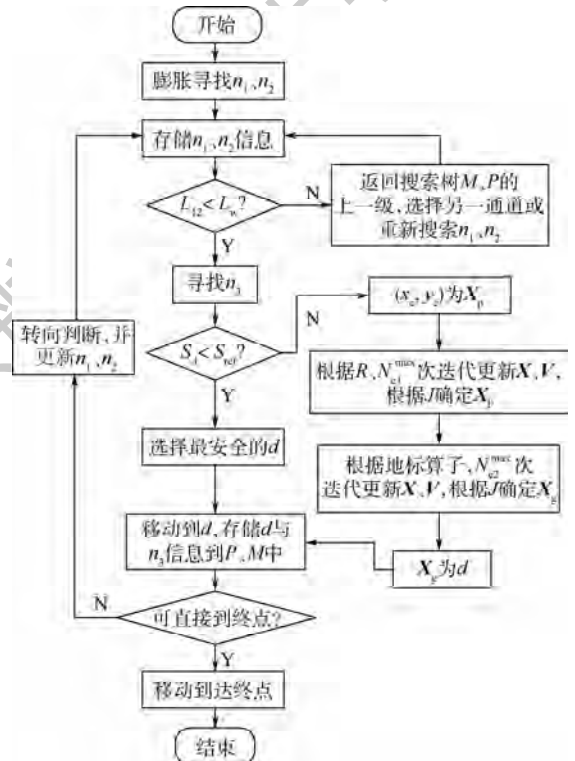


图4 基于鸽群优化算法的实时避障算法流程图

Fig.4 Flowchart of real-time obstacle avoidance algorithm based on pigeon-inspired optimization

步骤 1 从起点出发向前膨胀直到找到障碍物 1,如图 1(a)所示;沿障碍物 1 与起点方向延长线进行膨胀确定障碍物 2,如图 1(b)所示,若构成的通道不可通行,即 $L_{12} < L_w$,调整膨胀方向重新寻找障碍物 2。确定障碍物 1、2 后执行步骤 2。

步骤 2 从障碍物 1、2 所构成的通道中穿过进行膨胀寻找障碍物 3,如图 1(c)所示。并确定由障碍物构成的安全范围 A 的大小。当 $S_A < S_{ref}$ 时进行步骤 3,否则将进行步骤 4。

步骤 3 经过障碍物 1、2 所围成的通道到达与 3 个障碍物相切的相切圆的圆心,后执行步骤 7。

步骤 4 初始化鸽群优化算法的参数,如空间维度 D 、地图罗盘算子 R 、种群数量 N 、最大迭代次数 N_{c1}^{max} 、 N_{c2}^{max} 。并确定鸽群优化算法的适应度值计算函数 f_{ic} 。随机初始化鸽群的速度与位置,执行步骤 5。

步骤 5 以安全范围重心作为现有最优结果,运算地图罗盘算子,多次迭代更新(直到迭代次数 $N_{c1} = N_{c1}^{max}$)鸽群的速度 V 与路径 X 。根据适应度值 Z_i 的大小确定每只鸽子的最优位置 X_p ,以及全局最优位置 X_g 。

步骤 6 根据适应度值淘汰 20% 的鸽子,再利用地标算子进行迭代更新直到迭代次数 $N_{c2} = N_{c2}^{max}$,调整鸽群的速度 V 与路径 X ,以当前全局最优 X_g 作为下一位置,并移动到这一位置,而后执行步骤 7。

步骤 7 判断是否可直接达到目标位置,不可以时进行步骤 8。

步骤 8 记录当前位置与障碍物信息至搜索树中。

步骤 9 进行转向判断。若可进行转向,选择构成当前通道的 2 个障碍物作为新的障碍 1、2,并进行步骤 3;若不可转向,将进行步骤 10。

步骤 10 标记当前通道不可行,机器人掉头返回上一层搜索树,选择另一条通道,若仍不可行,则机器人再一次掉头并返回搜索树更上一层再次重新执行步骤 10;若可行将进行步骤 2。

在步骤 4 中,鸽群优化算法中参数的确定方法为:在二维空间内,空间维度 D 的取值为 2;据多次实验测试确定取 R 的值为 0.5 时效果较好;为保证该算法的实时性,种群数量与最大迭代次数取值不应过大,一般 N 取值范围为 $[50, 200]$, N_{c1}^{max} 取值范围为 $[40, 100]$ 、 N_{c2}^{max} 的取值范围为 $[10, 25]$,当障碍物分布疏松时可取较大的数值。

将利用适应度函数 f_{ic} 计算得到的适应度值作为目标位置的成本 J ,在使鸽群优化算法中以

成本最小为指标选择下一目标位置。将考虑包括障碍物对机器人产生的威胁成本,以及为得到更平滑的轨迹将考虑机器人的转弯成本。

在进行下一目标位置选择时,应先保证移动机器人的安全性,在进行路径规划时不能进入受当前障碍物影响的区域,否则将威胁值取为无穷大。而当移动机器人不在受障碍物影响的禁区时,机器人距离障碍物越远越安全。当前检测到的每一个障碍物对该点的威胁值计算方法如下:

$$f_i(j) = \begin{cases} Z_{ik}^{30000-R_v} U_d & L_d \geq 10R_v + R_i^j \\ + \infty & L_d < 10R_v + R_i^j \end{cases} \quad j = 1, 2, \dots, N_o \quad (14)$$

式中: $f_i(j)$ 为第 j 个障碍物对当前点的威胁值; R_v 为移动机器人半径; L_d 为当前点与当前位置的线段与第 j 个障碍物的距离; R_i^j 为第 j 个障碍物的半径; Z_{ik} 为障碍物的威胁因子; N_o 为当前检测到的障碍物数量。

当前已检测到的障碍物对该点产生的威胁成本 J_o 的计算方法为

$$J_o = \sum_{j=1}^{N_o} f_{i2}(j) \quad (15)$$

其中转向角成本 J_θ 的计算方法为

$$J_\theta = 8Z_\theta \quad (16)$$

式中: Z_θ 为运行到该点时所需转向角。

因此,该点的成本为

$$J = J_o + J_\theta \quad (17)$$

2 仿真和实验

在本节中利用对所提算法的仿真,在圆形障碍物分布的环境中对融入鸽群优化算法前后实时避障算法性能进行测试,并对所提算法在狭长通道中的路径规划能力与死角检测进行验证。

2.1 鸽群优化算法融入前后对比

以半径为 0.05 m 的移动机器人在圆形障碍物随机填充的环境中从出发点 $(-50, 0)$ m 找到能到达目标位置 $(60, 0)$ m 的路径。其中黑色填充圆形为障碍物,红色与蓝色轨迹分别为融入鸽群优化算法前后的移动机器人的路径。

图 5 为障碍物分布密集时,搜索得到的路径。图 6 为障碍物分布疏松时,搜索得到的路径。表 1 为在不同障碍物分布的环境下,融入鸽群优化算法前后搜索得到的路径对比。在该算法中以平均转向角来衡量路径的曲率。

从图 5(a) 中可以得到,在障碍物分布密集的

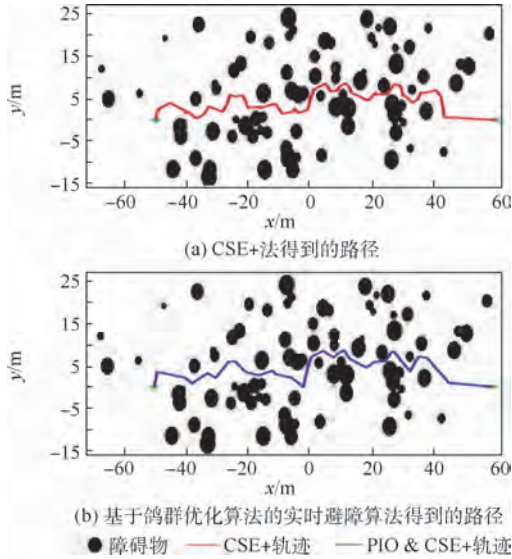


图 5 障碍物分布密集时路径

Fig. 5 Circumstances when obstacles are densely distributed

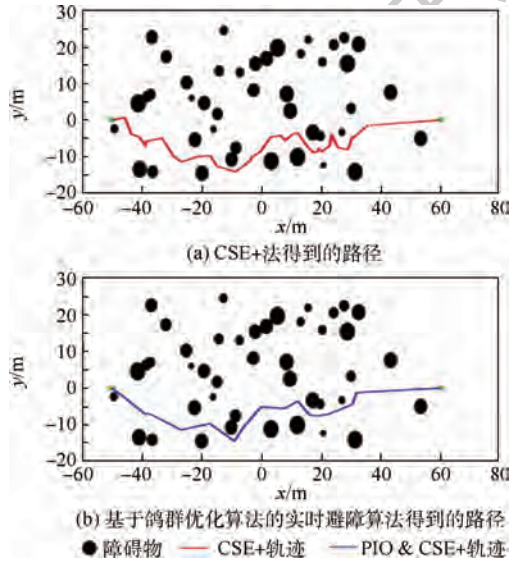


图 6 障碍物分布疏松时路径

Fig. 6 Circumstances when obstacles are loosely distributed

表 1 不同环境下 2 种算法参数对比

Table 1 Comparison of two methods' parameters in different environments

障碍物分布	算法	路径长度/m	平均转向角/(°)
密集	PIO & CSE +	117.34	40.97
	CSE +	125.11	52.59
疏松	PIO & CSE +	95.19	35.22
	CSE +	113.50	61.76

环境下,直接利用 CSE + 法可以规划得到较好的路径,但路径中仍存在一些不必要的凸起,而造成路径的冗余。而在图 5(b)中,融合鸽群优化算法后可在原路径上进行优化,避免部分凸起,减少冗余与转弯次数。从图 6(a)中可以得到,当障碍分

布较为疏松时,直接利用 CSE + 法得到的路径,不必要的凸起与路径冗余较多,而在图 6(b)中几乎可以修正所有不必要的冗余。与图 6(a)得到的轨迹相比,图 6(b)中的转弯次数显著减少。

从表 1 中可见,融入鸽群优化算法后进行路径规划的结果,路径长度更短,平均转向角更小。其中在障碍分布密集时,融入鸽群优化算法后路径长度减少到原来的 93.78%、平均转向角减少到原来的 77.90%;而当障碍物分布疏松时,路径长度减少到原来的 83.86%,而平均转向角减少到原来的 57.03%。

仿真结果显示,融入鸽群优化算法后得到路径冗余度减少且更平滑,在障碍物分布疏松时效果尤其明显。

2.2 长廊运行与死角检测

为验证算法在长廊中的通行能力,设计如图 7 所示的障碍物分布。利用算法半径为 0.01 m 的移动机器人,搜索得到出发点(0,0)m 找到能到达目标位置(50, -60)m 的路径。

测试结果表明,所提算法能在长廊中通行,且可检测并避免死角。利用所提算法可有效避免陷入 U 型死锁,且可实现在连续障碍环境进行路径规划,这为算法在室内环境中的应用提供了可能性。

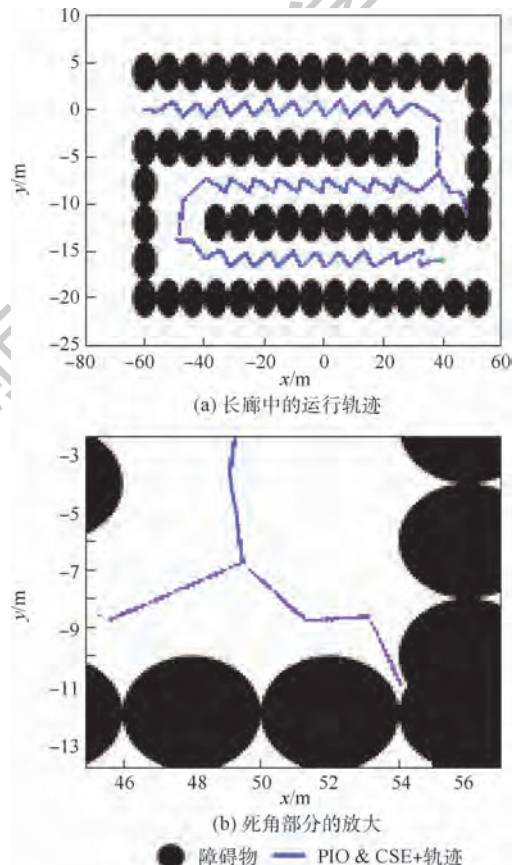


图 7 长廊检测

Fig. 7 Test in corridor

3 结 论

本文提出的实时避障算法在原 CSE + 法的基础上巧妙地融入智能优化算法,可适用于利用圆形物体进行建模的移动机器人在障碍物周围找到可通行路径,如以树木石头为主的障碍物。此外,可通过将墙壁等其他不规则障碍物视为由多个小的圆形障碍物组成,而实现室内的实时避障。

根据测试结果显示,与原算法相比,本文算法能找到更好的路径。算法的优点如下:

- 1) 可避免大量路径冗余。
- 2) 寻找得到的路径更平滑。
- 3) 避障机器人的转向次数大大减少。
- 4) 可有效避免陷入 U 型死锁,可应用于连续的障碍物环境。

参考文献 (References)

- [1] VILSON G, ANGALID K. Spatial and reactive navigation for an autonomous vehicle in an unknown environment [D]. Sweden: Umeå Universitet, 2011.
- [2] RÖNNBÄCK S, WESTERBERG S, PROROK K. CSE + : Path planning amid circles, 2009 [C] // The 4th International Conference on Autonomous Robots and Agents. Piscataway: IEEE Press, 2009: 447-452.
- [3] 王海群, 王水满, 张怡. 基于激光雷达信息的无人机避障控制研究 [J]. 激光杂志, 2019, 40 (12): 76-79.
WANG H Q, WANG S M, ZHANG Y. Control of UAV barrier avoidance based on lidar information [J]. Laser Journal, 2019, 40 (12): 76-79 (in Chinese).
- [4] AZIMIRAD V, SHORAKAEI H. Dual hierarchical genetic-optimal control: A new global optimal path planning method for robots [J]. Journal of Manufacturing Systems, 2014, 33 (1): 139-148.
- [5] MAC T T, COPOT C, TRAN D T, et al. A hierarchical global path planning approach for mobile robots based on multi-objective particle swarm optimization [J]. Applied Soft Computing, 2017, 59: 68-76.
- [6] 王雷, 李明. 改进自适应遗传算法在移动机器人路径规划中的应用 [J]. 南京理工大学学报 (自然科学版), 2017, 41 (5): 627-633.
WANG L, LI M. Application of improved adaptive genetic algorithm in mobile robot path planning [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology (Natural Sciences), 2017, 41 (5): 627-633 (in Chinese).
- [7] 魏彤, 龙琛. 基于改进遗传算法的移动机器人路径规划 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46 (4): 703-711.
WEI T, LONG C. Path planning for mobile robot based on improved genetic algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46 (4): 703-711 (in Chinese).
- [8] 王雄奇, 柯艳国, 吴贤斌, 等. 基于虚拟墙的移动机器人路径跟踪与实时避障方法 [J]. 机械与电子, 2019, 37 (11): 76-80.
WANG X Q, KE Y G, WU X B, et al. A virtual wall-based path tracking and obstacle avoidance method for mobile robot [J]. Machinery & Electronics, 2019, 37 (11): 76-80 (in Chinese).
- [9] ROSTAMI S M H, SANGALIAH A K, WANG J, et al. Obstacle avoidance of mobile robots using modified artificial potential field algorithm [J]. EURASIP Journal on Wireless Communications and Networking, 2019, 2019 (1): 70.
- [10] 张宁, 李彩虹, 郭娜, 等. 基于 CM-Q 学习的自主移动机器人局部路径规划 [J]. 山东理工大学学报 (自然科学版), 2020, 34 (4): 37-43.
ZHANG N, LI C H, GUO N, et al. Local path planning of autonomous mobile robot based on CM-Q learning [J]. Journal of Shandong University of Technology (Natural Science Edition), 2020, 34 (4): 37-43 (in Chinese).
- [11] 高乐, 马天录, 刘凯, 等. 改进 Q-Learning 算法在路径规划中的应用 [J]. 吉林大学学报 (信息科学版), 2018, 36 (4): 439-443.
GAO L, MA T L, LIU K, et al. Application of improved Q-Learning algorithm in path planning [J]. Journal of Jilin University (Information Science Edition), 2018, 36 (4): 439-443 (in Chinese).
- [12] LOW E S, ONG P, CHEAH K C. Solving the optimal path planning of a mobile robot using improved Q-learning [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2019, 115: 143-161.
- [13] 魏立新, 吴绍坤, 孙浩, 等. 基于多行为的移动机器人路径规划 [J]. 控制与决策, 2019, 34 (12): 2721-2726.
WEI L X, WU S K, SUN H, et al. Mobile robot path planning based on multi-behaviors [J]. Control and Decision, 2019, 34 (12): 2721-2726 (in Chinese).
- [14] 郭娜, 李彩虹, 王迪, 等. 基于模糊控制的移动机器人局部路径规划 [J]. 山东理工大学学报 (自然科学版), 2020, 34 (4): 24-29.
GUO N, LI C H, WANG D, et al. Local path planning of mobile robot based on fuzzy control [J]. Journal of Shandong University of Technology (Natural Science Edition), 2020, 34 (4): 24-29 (in Chinese).
- [15] BORENSTEIN J, KOREN Y. The vector field histogram-fast obstacle avoidance for mobile robots [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1991, 7 (3): 278-288.
- [16] ULRICH I, BORENSTEIN J. VFH* : Local obstacle avoidance with look-ahead verification [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2000: 2505-2511.
- [17] ULRICH I, BORENSTEIN J. VFH* : Reliable obstacle avoidance for fast mobile robots [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 1998: 1572-1577.
- [18] 江超, 邢科新, 林叶贵, 等. 未知环境下移动机器人静态与动态实时避障方法研究 [J]. 高技术通讯, 2019, 29 (10): 1012-1020.
JIANG C, XING K X, LIN Y G, et al. Research on static and dynamic real-time obstacle avoidance methods for mobile robots in unknown environment [J]. Chinese High Technology Letters,

- 2019,29(10):1012-1020(in Chinese).
- [19] 张帅,李学仁,张鹏,等.基于人机合作的无人机实时航迹规划[J].北京航空航天大学学报,2017,43(4):814-822.
ZHANG S,LI X R,ZHANG P,et al.UAV real-time path planning based on human-machine cooperation[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(4):814-822(in Chinese).
- [20] RÖNNBÄCK S,BERGLUND T,FREDRIKSSON H,et al.Circle sector expansions for on-line exploration[C]//IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics.Piscataway:IEEE Press,2006:1227-1232.
- [21] DUAN H B,QIAO P X.Pigeon-inspired optimization:A new swarm intelligence optimizer for air robot path planning[J].International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics,2014,7:24-37.
- [22] CHEN B,LEI H,SHEN H,et al.A hybrid quantum-based PIO algorithm for global numerical optimization[J].Science China Information Sciences,2019,62(7):33-44.
- [23] 胡耀龙,冯强,海星朔,等.基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法[J].北京航空航天大学学报,2020,46(12):2348-2356.
- HU Y L,FENG Q,HAI X S,et al.Improved pigeon-inspired optimization algorithm based on adaptive learning strategy[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(12):2348-2356(in Chinese).
- [24] 张亚平,孙佩华,李昱辉,等.基于改进鸽群优化算法的高超声速飞行器轨迹优化[J].飞行力学,2017,35(4):60-64.
ZHANG Y P,SUN P H,LI Y H,et al.Hypersonic vehicle trajectory optimization based on improved pigeon-inspired optimization algorithm[J].Flight Dynamics,2017,35(4):60-64(in Chinese).

作者简介:

李霜琳 女,硕士研究生。主要研究方向:导航制导与控制。

何家皓 女,硕士研究生。主要研究方向:高超声速飞行控制、飞行器复杂建模与控制。

敖海跃 男,本科。主要研究方向:导航制导与控制。

刘燕斌 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:高超声速飞行控制、飞行器复杂建模与控制。

Real-time obstacle avoidance algorithm based on pigeon-inspired optimization

LI Shuanglin, HE Jiahao, AO Haiyue, LIU Yanbin*

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to ensure that the mobile robot can reach the target position without collisions, this paper proposes a real-time obstacle avoidance algorithm that integrates the pigeon-inspired optimization into the Circle Sector Expansion plus (CSE+) method. This algorithm includes a judgment mechanism to evaluate the distribution of obstacles. When the obstacles are densely distributed, the safest path will be selected. Otherwise, the pigeon-inspired optimization will be used to find an optimal position as the next target position in the safe range. In addition, a search tree is used to detect and avoid the dead-end situation. The simulation results show that this algorithm can improve the efficiency of path planning, the effect is more obvious when the obstacles are sparsely distributed, the dead-end situation can be detected, and the robot can pass through the narrow and long corridors.

Keywords: path planning; local path planning; pigeon-inspired optimization algorithm; Circle Sector Expansion plus (CSE+) method; obstacle avoidance

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0210

基于节点连通度的水下通信系统生存性研究



王一达, 梁庆卫*, 张鑫

(西北工业大学 航海学院, 西安 710072)

摘 要: 在水下通信系统中, 仅仅考虑节点的强度来描述水下通信系统中各个节点的重要性是片面的, 为了更好地对水下通信系统的节点重要性进行评估, 提出了节点连通度这一指标对水下通信系统进行描述。对节点连通度的定义和方法进行了说明, 并对水下通信系统节点重要性和失效方式进行了计算推导, 得到水下通信系统节点信息被获取的概率的计算方法。通过对一个水下通信模型进行仿真, 验证了节点连通度指标可以描述水下通信系统的生存性。

关键词: 节点连通度; 节点失效; 故意攻击; 随机故障; 水下通信系统

中图分类号: TE95; TN913.6

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0366-07

在水下通信系统中, 生存性对于系统整体意义较为重要。系统被攻击、存在故障及意外事件等指一切潜在的破坏性事件, 或蓄意攻击, 或意外事件, 所以在生存性的定义中对这类事件的类型不进行区分和细化。现代网络生存性^[1-5]问题如此重要, 已经引起越来越多国家从政府到研究部门的重视。美国在1997年提交给总统的“保护国家基础设施”的调查报告(PCCIP)^[6]中, 首页即指出:“我们发现, 我们所有的基础设施都越来越依赖于跨越国家和全球的通信系统”。20世纪80年代后期, 一些发达国家的研究机构就开始了网络生存性问题的研究。到90年代中期, 更多的研究机构投入其中, 如美国的 ANSITAL 网络生存性性能研究工作组、Bell 实验室、SRI International、GTELab, 加拿大的 Alberta 大学, 欧盟的 Bilab、IMEC 大学、PTI 研究中心、AlcatelBell、Alcatel 标准机制、Philips 研究实验室, 日本的 NTT 等。目前的研究涉及故障分类、生存性建模分析、故障恢复技术、生存性网络规划等许多子领域, 包括制定标准、研制相应设备、提出并实施具有生存性的网

络体系等, 已取得了一些成果。中国的科研单位在20世纪90年代也开始了对网络生存性问题的研究, 如北京邮电大学网络与交换技术国家重点实验室主要研究 ATM 网络的生存性技术^[7], 重庆邮电学院研究所主要研究宽带传输网络的生存性技术^[8], 南京邮电大学主要研究宽带光纤网的生存性技术^[9], 国防科技大学主要研究 ATM 自愈网的生存性^[10], 电子科技大学主要研究 WDM 技术光传送网^[11]的生存性, 桂林激光通信研究所主要研究光纤通信网络的生存性^[12], 西安交通大学主要研究 WDM 环网保护方式^[13], 清华大学主要研究 SDH 光纤通信系统的生存性^[14], 天津大学主要研究全光网生存性及 QoS 机制^[15], 北京大学主要研究 IP over WDM 光网络及其生存性问题^[16]。

随着信息网络建设蓬勃兴起, 信息化快速发展, 在未来水下作业及作战时, 信息交互必不可少, 而信息交互必须依赖于信息网络, 因此, 网络生存性将成为越来越重要的问题, 必须加大研究力度。目前, 针对网络生存性的研究, 衡量生存性的指标有很多, 包括最大特征值、平均节点度等,

收稿日期: 2020-05-25; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-07-15 11:04

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.1409.008.html

* 通信作者。E-mail: liangqingwei@nwpu.edu.cn

引用格式: 王一达, 梁庆卫, 张鑫. 基于节点连通度的水下通信系统生存性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 366-372. WANG Y D, LIANG Q W, ZHANG X. Survivability of underwater communication system based on node connectivity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 366-372 (in Chinese).

但是并没有衡量水下通信系统遭受攻击时仍旧保持一定通信能力概率的测度。本文以节点连通度作为一个新的测度来研究水下通信系统的生存性。水下通信系统的节点连通度通常描述了该系统的通信能力,是反映水下通信系统在遇到危险或者异常情况下依然能够保持生存的关键因素。当水下通信系统受到外部攻击或者其他因素影响时,节点的连通度大小可以反映出该水下通信系统抵御攻击的能力及受到攻击后的自恢复能力。

1 水下通信系统节点连通度定义

在水下通信系统受到攻击后,该系统中某些节点就会失效,而未受到攻击的正常节点之间依然拥有保持连通的能力。水下通信系统生存性的大小正是由这些有通信能力的节点决定的^[17-19]。节点连通度是用来衡量节点被攻击失效后,剩余网络中节点间仍保持通信能力的平均影响力,用数学方式可以表示为

$$\eta_R = \frac{1}{n(n-1)} \sum_{i,j \in G_k, j \neq i} l_{ij} \quad (1)$$

式中: η_R 为节点连通度; n 为该水下通信系统中的总节点数; G_k 为某节点失效后剩余节点的集合; l_{ij} 为节点 v_i 与节点 v_j 间的连通参数。

$$l_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{节点 } v_i \text{ 与节点 } v_j \text{ 之间有路径} \\ 0 & \text{节点 } v_i \text{ 与节点 } v_j \text{ 之间无路径} \end{cases} \quad (2)$$

水下通信系统节点连通度描述了节点遭到破坏失效后该系统的连通能力,其反映了该系统被分割的程度。由式(1)和式(2)可得, $\eta_R \in [0, 1]$,且 η_R 越大,则该水下通信系统中连通的节点对数越多,那么该水下通信系统被分割的程度越小,该系统的生存性也就越强。

2 水下通信系统节点重要性和失效方式

2.1 水下通信系统节点重要性

对于一般的水下通信系统,其节点重要性比 I_i 为

$$I_i = k_i / \langle k \rangle^2 \quad (3)$$

式中: k_i 为节点 v_i 在水下通信系统中的度数; $\langle k \rangle$ 为水下通信系统中的平均度值。

由式(1)~式(3)可得,在水下通信系统中,节点的度数 k_i 决定了该节点 v_i 的重要性比 I_i 的大小。也就是说,节点 v_i 相对其邻接的所有节点的重要性比都是相同的。但是,对于加权水下通

信系统^[20],随着边权的引入,系统的边权不唯一,因此节点 v_i 相对其相邻的各个节点重要性比也会有所不同。

为了更加精确地描述水下通信系统中各节点的重要性,本文引入相似权加权网络来计算节点重要性。在相似权加权网络中,权值越大,就表明这两点之间的关系越密切。也就是说,节点 v_i 相对于与其相邻的节点 v_j 的节点重要性比 I_{ij} 为

$$I_{ij} = \omega_{ij} k_i / \bar{U} \langle k \rangle^2 \quad (4)$$

式中: ω_{ij} 为2个节点 v_i 和 v_j 之间边的权值; \bar{U} 为该水下通信系统中所有边的平均权值。

为了更加直观地描述水下通信系统中节点重要性比值,用图1来表述,给定5个节点(分别为节点 v_1 、节点 v_2 、节点 v_3 、节点 v_4 、节点 v_5)之间的拓扑连接关系,并且给出了节点 v_1 各邻接节点相对于节点 v_1 间的节点重要性比 I_{21} 、 I_{31} 、 I_{41} 、 I_{51} 。

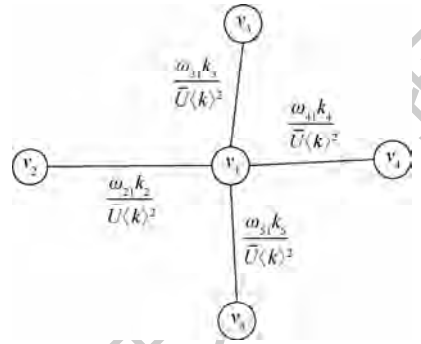


图1 各邻接节点相对于节点 v_1 的节点重要性比示意图
Fig.1 Schematic diagram of the node importance ratio of each adjacent node relative to the node v_1

则该加权水下通信系统的节点重要性矩阵 $H_{5 \times 5}$ 为

$$H_{5 \times 5} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\omega_{21}k_2}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & \frac{\omega_{31}k_3}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & \frac{\omega_{41}k_4}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & \frac{\omega_{51}k_5}{\bar{U} \langle k \rangle^2} \\ \frac{\omega_{12}k_1}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\omega_{13}k_1}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{\omega_{14}k_1}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{\omega_{15}k_1}{\bar{U} \langle k \rangle^2} & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

因此,对于一个具有 n 个节点的水下通信系统,在已知各个边的加权值和拓扑结构后,就可以相应得到该系统的节点重要性矩阵 $H_{n \times n}$ 为

$$H_{n \times n} = \begin{bmatrix} 1 & k_2 \omega_{21} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & \cdots & k_n \omega_{n1} / \bar{U} \langle k \rangle^2 \\ k_1 \omega_{12} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & 1 & \cdots & k_n \omega_{n2} / \bar{U} \langle k \rangle^2 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ k_1 \omega_{1n} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & k_2 \omega_{2n} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式(6)中的对角元素表示水下通信系统中节点相对于自身的重要性比,均为1。

为了研究节点在水下通信系统中的全局重要度,本文采用节点间的信息传输效率作为衡量指标。节点间的传输效率反映了某节点到达另一节点之间联通的难易程度,从而也反映了节点在整个水下通信系统中的重要性。对于一般的水下通

信系统,其2个节点 v_i 和 v_j 之间的传输效率 ε_{ij} 为

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{d_{ij}} \quad (7)$$

式中: d_{ij} 为节点 v_i 和节点 v_j 间的最短路径值。当 v_i 和 v_j 之间不连通时,则 $d_{ij} = \infty$, 从而 $\varepsilon_{ij} = 0$ 。

对于加权水下通信系统,其节点 v_i 的效率 E_i 可表示为

$$E_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1, j \neq i}^n \varepsilon_{ij} \quad (8)$$

由于边权的引入,传输效率 ε_{ij} 为

$$\varepsilon_{ij} = \omega_{ij} \frac{1}{d_{ij}} \quad (9)$$

基于节点传输效率的节点全局重要性矩阵 I_E 为

$$I_E = \begin{bmatrix} E_1 & E_2 k_2 \omega_{21} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & \cdots & E_n k_n \omega_{n1} / \bar{U} \langle k \rangle^2 \\ E_1 k_1 \omega_{12} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & E_2 & \cdots & E_n k_n \omega_{n2} / \bar{U} \langle k \rangle^2 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ E_1 k_1 \omega_{1n} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & E_2 k_2 \omega_{2n} / \bar{U} \langle k \rangle^2 & \cdots & E_n \end{bmatrix} \quad (10)$$

整理可得,水下通信系统中节点的重要性数学评估模型为

$$I_i = E_i \sum_{j=1, j \neq i}^n (E_j k_j \omega_{ji} / \bar{U} \langle k \rangle^2) \quad (11)$$

由式(11)可得,水下通信系统中节点的重要性受到了节点及相邻效率、节点度数、边权的影响。 I_i 的值越大,说明该节点在水下通信系统中越重要。当系统为无权网络时, $\omega_{ij} = 1$ 。

2.2 水下通信系统节点失效方式

水下通信系统中的节点失效方式^[21-24]如图2所示,一般分为3种:①随机故障(Random Failure),

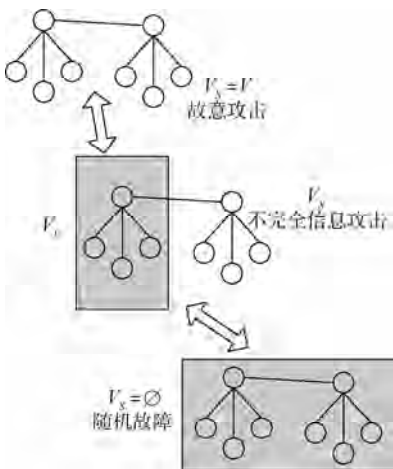


图2 水下通信系统中节点失效方式示意图

Fig. 2 Schematic diagram of node failure mode in underwater communication system

也就是随机地移除水下通信系统中的部分节点;②故意攻击(Intentional Attack),也就是从水下通信系统中度数最高的节点开始,按照度数的高低次序依次移除网络中的部分节点;③不完全信息攻击,也就是已知水下通信系统的部分信息,先对已知信息部分进行故意攻击,再对未知信息部分进行随机攻击。

2.3 水下通信系统节点信息被获取概率

对任意节点 v_i ,可以用辅助变量 φ_i 与 σ 来表示节点的信息,即

$$\varphi_i = r_i^{-\sigma} \quad (12)$$

则获得节点 v_i 信息的概率为

$$\eta_i = \frac{\varphi_i}{\sum_{i=1}^N \varphi_i} = \frac{r_i^{-\sigma}}{\sum_{i=1}^N r_i^{-\sigma}} \quad (13)$$

式中: φ_i 为节点信息; r_i 为节点 v_i 的序号; σ 为获取节点信息的调节参数, $\sigma \in [0, \infty)$, σ 值越大,获取到重要节点信息的概率就越大。

1) $\sigma = 0$

$$\eta_i = \frac{r_i^{-\sigma}}{\sum_{i=1}^N r_i^{-\sigma}} = \frac{1}{N} \quad (14)$$

也就是所有的节点信息被获取的概率是相同的,此时信息获取完全随机,称为信息的随机获取。

2) $\sigma = \infty$

$$\sum_{i=1}^N r_i^{-\infty} = \sum_{i=t}^N i^{-\infty} = 1 + \sum_{t=2}^N t^{-\infty} = 1 \quad (15)$$

设 $r_i = 1$ 的重要度值的编号等于 1, 则

$$\eta_i = \begin{cases} \frac{1}{\sum_{t=1}^N r_t^{-\sigma}} = \frac{1}{1 + \sum_{t=2}^N t^{-\sigma}} = 1 & i = j \\ \frac{r_i^{-\sigma}}{\sum_{t=1}^N r_t^{-\sigma}} = \frac{0}{1 + \sum_{t=2}^N t^{-\sigma}} = 0 & i \neq j \end{cases} \quad (16)$$

式(16)说明了当 $\sigma = \infty$ 时,最先获取的节点信息是重要度值最大的节点,也就是说最先获取的信息就是最重要的信息,将这种情况称为获取优先信息。

3 水下通信系统节点连通度实例仿真

本文仿真采用一个由 15 个水下航行器节点及 29 个通信链路组成的水下通信系统,该水下通信系统拓扑结构如图 3 所示。针对该水下通信系统,给定 3 种攻击策略,分别为:①全部节点与边的信息已知,即已知节点信息所占比 $a = 1$ 时;②全部节点与边的信息未知,即 $a = 0$ 时;③有 20% 的节点与边的信息已知,即 $a = 0.2$ 时。

当 $a = 1$ 时,对节点按重要性进行排序,并优先攻击重要节点使其失效,再移除失效节点,重新排序,重复操作,直到水下通信系统无法工作,这种攻击方式可称为故意攻击。

当 $a = 0$ 时,即重复对节点样本进行随机抽样,再抽出的节点移除出样本,直到水下通信系统无法工作,这种攻击方式可称为随机故障。

当 $a = 0.2$ 时,对已知的 20% 的节点进行故意攻击,对未知的 80% 的节点采用随机攻击,该攻击方式称为不完全信息攻击。

本节采用以上方式,对该水下通信系统进

行节点连通度及网络效率仿真分析。针对该 15-29 型水下通信系统,进行 3 种攻击策略的仿真模拟。当 $a = 1$ 时,进行攻击的顺序为固定的,而 $a = 0$ 和 $a = 0.2$ 时,进行攻击的顺序为随机的,因此 $a = 1$ 时,即攻击方式为故意攻击时,进行 1 次攻击仿真, $a = 0$ 和 $a = 0.2$ 时,即攻击方式为随机攻击和不完全信息攻击时,进行 1000 次攻击仿真。分 $\sigma = 0$ 和 $\sigma = \infty$ 两种情况进行仿真,通过计算水下通信系统节点连通对数和节点间最短路径,得到节点移除比例变化时,水下通信网络效率和节点连通对比率的变化趋势,由变化趋势分析得到该水下通信系统的节点连通度及安全性。

如图 3 所示的水下通信系统中,其各节点度服从幂律分布 $P(k) \sim k^{-\gamma}$, $\gamma = 3$,假设该系统中各节点的重要性参数 $\lambda = 0$ 时,各条链路的边权在 $[1, 30]$ 之间随机赋值。在给定的攻击策略下,对该水下通信系统进行模拟仿真。

图 4 为 $\sigma = 0$ 时 3 种不同攻击方式下 15-29 型水下通信系统节点连通对比比例随节点移除比例的变化趋势。其中,星号曲线为故意攻击时该水下通信系统节点连通对比比例随节点移除比例的变化趋势;实心点曲线为 $a = 0$,即攻击方式为随机故障时,进行 1 000 次攻击,取平均值后,该水下通信系统节点连通对比比例随节点移除比例的变化趋势;空心圈曲线为 $a = 0.2$,即攻击方式为不完全信息攻击时,进行 1 000 次攻击,取平均值后,该水下通信系统节点连通对比比例随节点移除比例的变化趋势。图中: f 为移除样本数量占总样本数量的比值。当 $\sigma = 0$ 时,该水下通信系统中各节点失效概率相同,均为 $1/15$ 。

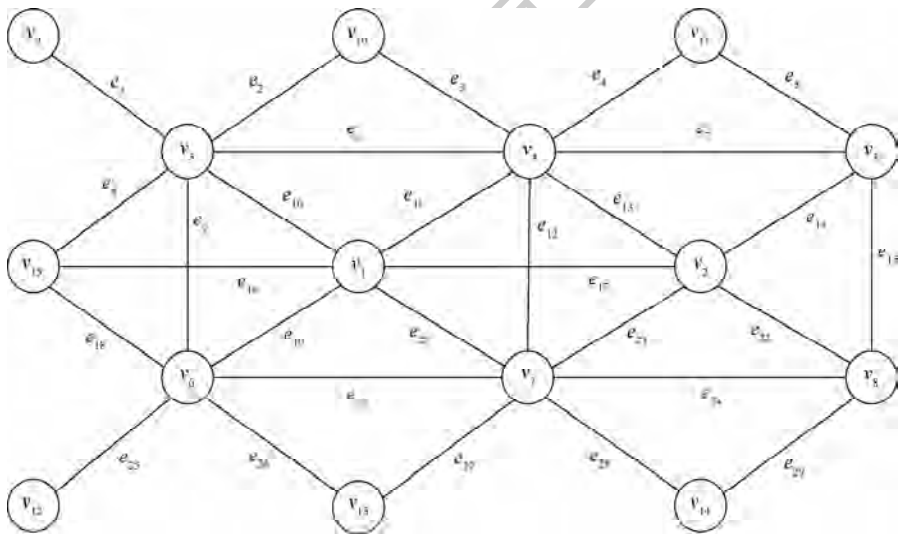


图 3 15-29 型水下通信系统拓扑结构模型

Fig. 3 Topological structure model of 15-29 underwater communication system

图5为 $\sigma = \infty$ 时3种不同攻击方式下15-29型水下通信系统节点连通对比比例随节点移除比例的变化趋势。其中,3种曲线与图4中的含义相同。由节点失效率可知,当 $\sigma = \infty$ 时,最先获取的节点信息是该水下通信系统中重要度值最大的节点。

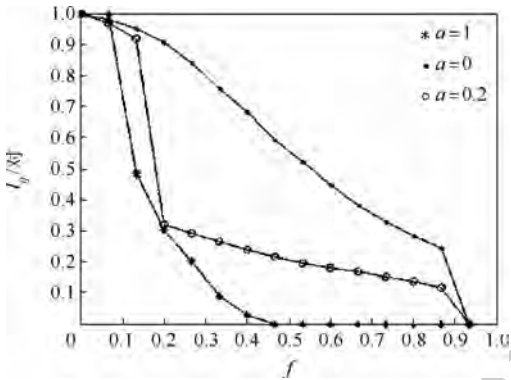


图4 $\sigma = 0$ 时水下通信系统节点连通对比比例与节点移除比例关系

Fig.4 Relationship between comparison ratio of node connectivity and node removal ratio in underwater communication system when $\sigma = 0$

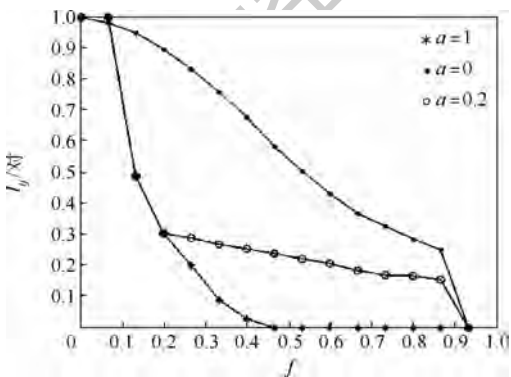


图5 $\sigma = \infty$ 时水下通信系统节点连通对比比例与节点移除比例关系

Fig.5 Relationship between comparison ratio of node connection and node removal ratio in underwater communication system when $\sigma = \infty$

由图4和图5可知,随着节点移除比例的增加,节点连通对比比例逐渐减小。故意攻击下的节点连通对比比例在节点移除比例为0.48左右时最先降为0,即鲁棒界为0.48,随机故障和不完全信息攻击下的节点连通对比比例在节点移除比例为0.9以后才下降至0,即鲁棒界为0.9,说明随着节点移除比例的增加,随机攻击策略下的水下通信系统节点连通度最大,其生存性最强;故意攻击策略下的水下通信系统节点连通度最小,其生存性最弱;而不完全信息攻击策略下的水下通信系统节点连通度居中,其生存性介于两者之间。

$\sigma = 0$ 时,其各节点失效率相同,各节点的信息获取方式为随机获取;当 $\sigma = \infty$ 时,各节点的信息获取方式为获取优先信息。因此,对比图4和图5可得, $\sigma = \infty$ 时,随机故障和不完全信息攻击策略下,该水下通信系统节点连通对比比例均略低于 $\sigma = 0$ 时的节点连通对比比例。也就是说,与 $\sigma = 0$ 时相比, $\sigma = \infty$ 时该水下通信系统抗攻击能力略低,相应地,其生存性也略小。以上实验结果符合实际情况,即相比于随机获取信息,获取优先信息更容易使重要节点失效,从而使系统抗攻击能力降低。

4 结束语

综合仿真结果可知,当用节点连通度来描述水下通信系统生存性是合理可行的。

节点连通度描述了节点在遭到攻击后,水下通信系统剩余节点间依然能够保持联通的能力,当获取信息为随机获取时,水下通信系统节点连通度会高于优先获取,从而反映了水下通信系统生存性大小。

一个水下通信系统,其节点连通度越高,其在危险情况下保持联通的可能性就越高,这在实际应用中,可以进行相关战术决策,具有一定实用意义。

参考文献 (References)

- [1] 肖炜,谭敏生,丁琳.复杂网络生存性评估方法研究[J].电脑知识与技术:学术交流,2010,6(1):241-243.
XIAO W, TAN M S, DING L. Research on survivability assessment methods for complex networks[J]. Computer Knowledge and Technology: Academic Communication, 2010, 6(1): 241-243 (in Chinese).
- [2] LEE C Y. Analysis of switching networks[EB/OL]. (2012-07-04) [2020-05-20]. <http://www.alcatel-lucent.com/bstj/vol34-1955/articles/bestj34-6-1287.pdf>.
- [3] NRSC. Network reliability steering committee [EB/OL]. (2012-08-28) [2020-05-20]. <http://www.atis.org/nrsc/index.asp>.
- [4] 赵娟.基于路径的通信网络可靠性评估与分析[D].重庆:中国人民解放军后勤工程学院,2012.
ZHAO J. Reliability assessment and analysis of communication network based on path[D]. Chongqing: PLA Logistics Engineering College, 2012 (in Chinese).
- [5] 陈德润.弹性光网络的多故障生存性虚拟映射方法研究[D].重庆:重庆邮电大学,2020.
CHEN D R. Study on multi-fault survivability virtual mapping for elastic optical networks[D]. Chongqing: Chongqing University of Post and Telecommunications, 2020 (in Chinese).
- [6] JONES D A, GREENE B C, PIKUS I M, et al. President's

- commission on critical infrastructure protection and presidential decision directive 63[M]//VOELLER J G. Wiley Handbook of Science and Technology for Homeland Security. New York: Wiley,2009.
- [7] 史赞,李青.增强网络生存性的ATM技术[J].光通信研究,1995(3):14-19.
SHI Z,LI Q. ATM technology to enhance network survivability[J]. Optical Communication Research,1995(3):14-19(in Chinese).
- [8] 隆克平,杨丰瑞,陈继努.宽带传输网络的生存性技术及其设计方法的研究[J].重庆邮电学院学报,1997,9(3):10-16.
LONG K P,YANG F R,CHEN J N. Survivability technology and design method of broadband transmission network[J]. Journal of Chongqing University of Posts and Telecommunications,1997,9(3):10-16(in Chinese).
- [9] 宋文东,蔡建新,孙金伦.宽带光纤网中一种基于光开关的自愈策略[J].南京邮电学院学报,1998,18(2):25-30.
SONG W D,CAI J X,SUN J L. A self-healing strategy based on optical switch in broadband fiber network[J]. Journal of Nanjing University of Posts and Telecommunications,1998,18(2):25-30(in Chinese).
- [10] 王东霞,窦文华,周兴铭.ATM自愈网的一种恢复调度策略[J].电子学报,2000,28(8):102-103.
WANG D X,DOU W H,ZHOU X M. A recovery scheduling strategy for ATM self-healing networks[J]. Acta Electronica Sinica,2000,28(8):102-103(in Chinese).
- [11] 罗启彬,邱昆,张宏斌.基于WDM技术光传送网的生存性分析[J].电子科技大学学报,2001,30(4):335-340.
LUO Q B,LIU K,ZHANG H B. Survivability analysis of optical transmission network based on WDM technology[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China,2001,30(4):335-340(in Chinese).
- [12] 黎红长.光纤通信网络的生存性及经济性分析[J].广西通信技术,2001(2):17-23.
LI H C. Survivability and economic analysis of optical fiber communication networks[J]. Guangxi Communication Technology,2001(2):17-23(in Chinese).
- [13] 赵季红,李增智,曲桦.WDM环网保护方式的性能评价及设计原则[J].计算机工程与应用,2001(21):4-8.
ZHAO J H,LI Z Z,QU H. Performance evaluation and design principles of WDM ring network protection[J]. Computer Engineering and Application,2001(21):4-8(in Chinese).
- [14] 调联红,伍翔,王一超,等.一种光纤通信系统可用性的算法及分析[J].电子学报,2001,29(12):1712-1716.
TIAO L H,WU X,WANG Y C,et al. An algorithm and analysis of the usability of optical fiber communication system[J]. Acta Electronica Sinica,2001,29(12):1712-1716(in Chinese).
- [15] 高德云,舒炎泰,奇兰涛.全光网及QoS机制研究[J].计算机应用,2002,22(3):4-6.
GAO D Y,SHU Y T,QI L T. Research on all-optical network and QoS mechanism[J]. Computer Applications,2002,22(3):4-6(in Chinese).
- [16] 李景聪,吴德明,徐安士.IP over WDM光网络及其生存性问题讨论[J].光子学激光,2002,13(2):25-30.
LI J C,WU D M,XU A S. Discussion on IP over WDM optical network and its survivability[J]. Photoelectron Laser,2002,13(2):25-30(in Chinese).
- [17] 钱学森,宋健.工程控制论[M].3版.北京:科学出版社,2011.
QIAN X S,SONG J. Engineering cybernetics[M]. 3rd ed. Beijing: Science Press,2011(in Chinese).
- [18] LEWIS T G.网络科学:原理与应用[M].陈向阳,巨修练,等,译.北京:机械工业出版社,2011.
LEWIS T G. Network science: Theory and applications[M]. CHEN X Y, JU X L, et al, translated. Beijing: China Machine Press,2011(in Chinese).
- [19] 王浩.基于误码率分析的高速数字光纤通信系统可靠性研究[D].济南:山东大学,2018.
WANG H. Reliability research of high-speed digital optical fiber communication system based on bit error rate analysis[D]. Jinan: Shandong University,2018(in Chinese).
- [20] 陈勇,胡爱群,胡骏,等.通信网中最重要节点的确定方法[J].高技术通讯,2004,14(1):21-24.
CHEN Y,HU A Q,HU J, et al. Determination of the most important nodes in communication networks[J]. High Technology Communications,2004,14(1):21-24(in Chinese).
- [21] BARRAT A, BARTHÉLEMY M, VESPIGNANI A. Weighted evolving networks: Coupling topology and weight dynamics[J]. Physical Review Letters,2004,92(22):228701.
- [22] SYDNEY A, SCOGLIO C, YOUSSEF M, et al. Characterising the robustness of complex networks[J]. International Journal of Internet Technology and Secured Transactions,2010,2(3-4):291-320.
- [23] 胡斌,黎放.多种攻击策略下无标度网络修复策略[J].系统工程与电子技术,2010,32(1):86-89.
HU B,LI F. Scale-free network repair strategies under multiple attack strategies[J]. Systems Engineering and Electronics,2010,32(1):86-89(in Chinese).
- [24] KHOUIFI I, MINET P, LAOUI TI A, et al. Survey of deployment algorithms in wireless sensor networks: Coverage and connectivity issues and challenges[J]. International Journal of Autonomous and Adaptive Communications Systems,2017,10(4):341-390.

作者简介:

王一达 男,硕士研究生。主要研究方向:可靠性。

梁庆卫 女,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:可靠性、系统工程。

张鑫 男,硕士研究生。主要研究方向:可靠性。

Survivability of underwater communication system based on node connectivity

WANG Yida, LIANG Qingwei*, ZHANG Xin

(School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In the underwater communication system, it is one-sided to describe the importance of each node in the underwater communication system only by considering the strength of the node. In order to better evaluate the importance of the node in the underwater communication system, this paper proposes the node connectivity. This indicator describes the underwater communication system, explains the definition and method of node connectivity, and calculates and derives the importance and failure mode of the underwater communication system node, and obtains the information of the underwater communication system node. The probability calculation method, by simulating an underwater communication model, verifies that the node connectivity index can describe the survivability of the underwater communication system.

Keywords: node connectivity; node failure; intentional attack; random failure; underwater communication system

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0221

基于双向电机驱动的四旋翼机动飞行控制



徐力昊¹, 张宇^{1,*}, 许斌²

(1. 浙江大学 控制科学与工程学院 工业控制技术国家重点实验室, 杭州 310027;

2. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072)

摘 要: 四旋翼飞行器 (QUAV) 的位置、姿态运动控制效果决定了其机动性。为了克服四旋翼系统欠驱动的缺陷, 基于四元数表达对一种双向电机驱动的四旋翼进行了动力学建模, 包括双向推力作用情况下的全向运动过程分析, 并提出了一种姿态与位置控制器及控制分配矩阵设计方法。面向四旋翼的 $x-z$ 平面模型, 设定合理的参数和限制, 使用最优规划方法提出了适用于新型四旋翼翻转、竖直等机动飞行轨迹的生成方法, 其中推力与转矩都是实现时间最短的最优方案。搭建了包括电子调速器、电机、桨叶、机架等部件在内的详细的仿真试验环境。仿真试验的结果验证了双向电机驱动的四旋翼相比于传统四旋翼, 能有效提高姿态跟踪与位置跟踪的精度, 提升了飞行器的机动性。

关键词: 四旋翼飞行器 (QUAV); 四元数建模; 机动性; 双向推力; 轨迹规划

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0373-09

以四旋翼飞行器 (QUAV) 为代表的多旋翼飞行器由于其机械结构简单、动力学易于分析的特点, 被广泛研究。但是四旋翼是典型的欠驱动系统, 机动性能较为欠缺。因此, 如何提高四旋翼的机动性是研究领域的一大挑战, 也是提升其应用范围的重要研究热点。

四旋翼的动力组件主要由电机、电子调速器 (简称电调) 与桨叶组成。在飞行过程中, 电调驱动带桨叶的电机, 通过调节转速以改变推力。传统的四旋翼始终是由单向电流驱动桨叶逆时针或顺时针单向转动, 推力变化率较小, 这是制约四旋翼整体动态特性提高的原因之一。

造成上述问题的软硬件因素有: ①电调信号是单向的, 通过预设的编程, 调制方式主要是单极性的 PWM 波形调制, 导致输出电流只能改变大小而不能改变方向; ②桨叶是非对称单向桨叶, 在

单向旋转时效率较高, 但是反转则不能或产生很小的推力。

为了克服上述缺陷, 有研究使用传统电调加可变桨距^[1-4]的桨叶组合, 实现了电调驱动电机单向旋转, 同时可以产生双向推力, 但是该方案增加了复杂的变桨距结构, 且需要额外的桨距控制器, 增加了整体的机械结构质量。因此, 变桨距四旋翼负载能力更弱, 续航时间更短。

也有研究通过增加控制输入使四旋翼从欠驱动改进为过驱动^[5-7]。实现方法是增加倾斜的旋翼推力系统, 即改变了欠驱动特性, 也能有效抵抗扰动, 但由于倾斜角度是有限的 (小于 90°), 改善动态特性的输入范围也是有限的。

虽然已有研究提出使用双向电调产生双向电流驱动电机在飞行中双向旋转^[8-12], 完成了翻转之后悬停等之前不能实现的机动动作, 但是没有

收稿日期: 2020-05-27; 录用日期: 2020-06-19; 网络出版时间: 2020-08-07 09:05

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200807.0849.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61673341, 61933010); 工业控制技术国家重点实验室自主课题 (ICT1913); 工业控制技术国家重点实验室开放课题 (ICT20037); 航空科学基金 (20180753007)

*通信作者. E-mail: zhangyu80@zju.edu.cn

引用格式: 徐力昊, 张宇, 许斌. 基于双向电机驱动的四旋翼机动飞行控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 373-381.

XU L H, ZHANG Y, XU B. Maneuvering flight control of QUAV based on bi-directional motor actuation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 373-381 (in Chinese).

分析双向电流对改善控制的动态特性,特别是姿态角跟踪的优势,也没有对从双向转速到力矩和推力的控制分配矩阵进行讨论。

分析已有方案的优缺点,本文结合四旋翼动力学特点,实现了一种四旋翼,其电调使用双极性PWM调制,使得在飞行过程中可以驱动电机快速减速或者改变旋转方向。桨叶使用对称桨叶,正反转都有足够升力。具有双向推力的四旋翼创新之处在于:可以提高姿态和位置跟踪的机动性,也可以在倒置状态下($\theta = \pi$)悬停或实现机动动作。例如,可通过增加正压力停靠在倾斜表面,抵抗来自不同方向的外力等。本文推导了该四旋翼翻转动作的动力学过程,提出了一种适用于双向转速的迭代控制分配方法来控制双向的推力与转矩,并通过平面轨迹规划与四旋翼模型仿真证明了本文方法的有效性。

1 四旋翼建模与运动姿态分析

1.1 动力学模型

刚体四旋翼的重心动力学模型^[8]如下:

$$m\ddot{\xi} = \mathbf{R}_{iu}(\mathbf{q})\mathbf{f}_T - mg\mathbf{e}_3 \quad (1)$$

$$\mathbf{J}\dot{\omega} = \mathbf{S}(\mathbf{J}\omega)\omega + \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{R}}_{iu} = \mathbf{R}_{iu}(\mathbf{q})\mathbf{S}(\omega) \quad (3)$$

$$\mathbf{S}(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: ξ 为重心的位置; ω 为机体角速度; m 为机体质量; \mathbf{J} 为转动惯量; g 为重力加速度; \mathbf{f}_T 为机体坐标系中的总推力; $\boldsymbol{\tau}$ 为机体的总转矩; $\mathbf{e}_3 = (0 \ 0 \ 1)^T$ 为单位向量; $\mathbf{R}_{iu}(\mathbf{q})$ 为惯性坐标系中四旋翼的方向,使用四元数 $\mathbf{q} = (q_w \ q_x \ q_y \ q_z)^T$ 表示避免奇点; $\mathbf{S}(\omega)$ 为斜对称矩阵,代表叉乘。使用哥氏定理可以推导得到旋转矩阵的微分方程(3)。

1.2 正反状态转换的过程

分析等式(1)可以得到正向悬停状态与翻转后悬停状态的不同等式,可以作为新型四旋翼从普通状态到特殊状态的比较。

对于本问题中设定的任意偏航角,始末状态在同一个平面内翻转(开始 $\theta = 0$,结束 $\theta = \pi$)。

翻转前:

$$\begin{cases} \mathbf{f}_T = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \\ \mathbf{R}_{iu} = \mathbf{R}_{up} = \begin{bmatrix} * & * & 0 \\ * & * & 0 \\ * & * & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

式中: \mathbf{R}_{up} 为四旋翼机体坐标系 z 轴竖直向上状态时的 \mathbf{R}_{iu} ;"*"为无关元素,为了保证平衡, $r_{1,3}$ 、 $r_{2,3}$ 都是0。

翻转后,四旋翼产生机体坐标系中的反向推力,所以可以保持倒转悬停姿态。

$$\begin{cases} \mathbf{f}_T = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{pmatrix} \\ \mathbf{R}_{iu} = \mathbf{R}_{down} = \begin{bmatrix} * & * & 0 \\ * & * & 0 \\ * & * & -1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (6)$$

式中: \mathbf{R}_{down} 为四旋翼机体坐标系 z 轴竖直向下状态时的 \mathbf{R}_{iu} 。

在翻转过程中,运用矩阵形式的欧拉-罗德里亚斯公式^[9](7)表示翻转矩阵 \mathbf{R}_{flip} :

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{flip} = & \\ & \begin{bmatrix} 1 - 2(q_y^2 + q_z^2) & 2(q_x q_y + q_w q_z) & 2(q_x q_z - q_w q_y) \\ 2(q_x q_y - q_w q_z) & 1 - 2(q_x^2 + q_z^2) & 2(q_y q_z + q_w q_x) \\ 2(q_x q_z + q_w q_y) & 2(q_y q_z - q_w q_x) & 1 - 2(q_x^2 + q_y^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

对应于 $\mathbf{R}_{down} = \mathbf{R}_{flip}\mathbf{R}_{up}$, $q_w = q_z = 0$,翻转轴为 $\boldsymbol{\varepsilon} = (q_x \ q_y \ 0)^T$, $\|\boldsymbol{\varepsilon}\| = 1$,且满足矩阵形式的翻转矩阵 \mathbf{R}_{flip} 为

$$\mathbf{R}_{flip} = \begin{bmatrix} 1 - 2q_y^2 & 2q_x q_y & 0 \\ 2q_x q_y & 1 - 2q_x^2 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

翻转前后重心位置可能改变,3个转动惯量中只有 I_x 、 I_y 增加,3个转矩均不变,适用于新型四旋翼的翻转等轨迹设计将在4.1节使用最优规划方法实现。

2 控制器设计与转矩分析

2.1 姿态与位置控制

四旋翼的位置与姿态控制常使用串级PID控制器实现,即位置控制器的输出指令传递给姿态控制器。由于四旋翼具备微分平坦性^[7]的特点,控制器输入 \mathbf{f}_T 、 $\boldsymbol{\tau}$ 可以直接由目标位置 ξ 得到,而且第4节的平面轨迹规划也需要得到控制输入 \mathbf{f}_T 、 $\boldsymbol{\tau}$,但是为了第4节的四旋翼模型仿真,即使没有位置控制器也可以实现姿态控制,本节仍然采用串级PID控制器作为理论基础。

跟踪期望位置 $\xi_d = (x_d \ y_d \ z_d)^T$ 的控制器等式如下:

$$\mathbf{R}_{iu}(\mathbf{q})\mathbf{f}_T = m(\ddot{\xi}_d + \mathbf{K}_d \dot{\xi} + \mathbf{K}_p \xi) + mg\mathbf{e}_3 \quad (9)$$

式中: $\mathbf{K}_d \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为微分系数对角矩阵; $\mathbf{K}_p \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为比例系数对角矩阵; $\tilde{\boldsymbol{\xi}} = \boldsymbol{\xi}_d - \boldsymbol{\xi}$ 为位置误差。

从惯性坐标系中的推力 $\mathbf{f}_i = \mathbf{R}_{iu}(\mathbf{q})\mathbf{f}_T$ 得到期望的姿态 $\mathbf{q}_d^{[7]}$:

$$\mathbf{q}_d = \frac{1}{\sqrt{2(1 + \mathbf{f}_b^T \mathbf{f}_i)}} \begin{pmatrix} 1 + \mathbf{f}_b^T \mathbf{f}_i \\ \mathbf{f}_b \times \mathbf{f}_i \end{pmatrix} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{f}_b = (0 \ 0 \ \pm 1)^T$, 使得 $\mathbf{f}_b^T \mathbf{f}_i \geq 0$ 。

使用上文提到的欧拉-罗德里亚斯公式得到 $\mathbf{R}(\mathbf{q}_d)$, 再得到旋转矩阵 $\mathbf{R}_{id} = \mathbf{R}_{switch}\mathbf{R}(\mathbf{q}_d)$ (四旋翼机体坐标系 z 轴竖直向上状态时 $\mathbf{R}_{switch} = \mathbf{I}_{3 \times 3}$, 四旋翼机体坐标系 z 轴竖直向下状态时 $\mathbf{R}_{switch} = \mathbf{R}_{flip}$), 将旋转矩阵输入姿态控制器^[7]:

$$\boldsymbol{\tau} = -\mathbf{K}_{\omega p} \frac{1}{2} (\mathbf{R}_{id}^T \mathbf{R}_{iu} - \mathbf{R}_{iu}^T \mathbf{R}_{id})^V - \mathbf{K}_{\omega d} (\boldsymbol{\omega} - \mathbf{R}_{iu}^T \mathbf{R}_{id} \boldsymbol{\omega}_d) + \boldsymbol{\omega} \mathbf{S}(\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}) \quad (11)$$

式中: $\mathbf{K}_{\omega d}$ 为角速度误差的微分增益角矩阵; $\mathbf{K}_{\omega p}$ 为角速度比例增益对角矩阵; $(\mathbf{R}_{id}^T \mathbf{R}_{iu} - \mathbf{R}_{iu}^T \mathbf{R}_{id})^V / 2$ 为从斜对角矩阵中得到的方向误差向量。

2.2 转矩设计

使用双向的旋转桨叶可以产生垂直于电机中轴线的正反推力, 增加最大转矩, 提高姿态角变化的动态特性。推力与转速、转矩与转速的映射关系如下^[8]:

$$f_i = a_1 \Omega_i^2 + b_1 \Omega_i + c_1 \quad (12)$$

$$\tau_i = a_2 \Omega_i^2 + b_2 \Omega_i + c_2 \quad (13)$$

式中: a, b, c 分别为二次、一次、零次项的系数; $\Omega_i, f_i, \tau_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 分别为电机的转速、推力、转矩。

推力向量为

$$\mathbf{f}_i = f_i \mathbf{n}_i \quad (14)$$

式中: \mathbf{n}_i 为垂直于电机平面的单位向量。

机体坐标系重心到电机中心的坐标变换如图 1 所示。

$$\mathbf{r}_i = l (\cos \chi_i \ \sin \chi_i \ 0)^T \quad (15)$$

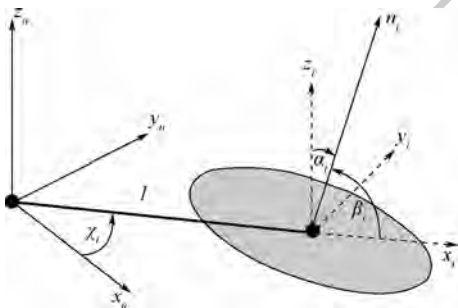


图 1 机体坐标系重心到电机中心的坐标变换

Fig. 1 Coordinate transformation from the center of gravity axis to the center of motor axis

式中: l 为机体重心到电机的机臂长度。

从惯性坐标系到电机的单位向量转换公式为

$$\mathbf{n}_i = \mathbf{R}_z(\chi_i) \mathbf{R}_y(\beta_i) \mathbf{R}_x(\alpha_i) \mathbf{e}_3 \quad (16)$$

则每个电机上的转矩为

$$\boldsymbol{\tau}_i = f_i \mathbf{r}_i \times \mathbf{n}_i + P_i \tau_i \mathbf{n}_i \quad (17)$$

式中: 第 1 项为俯仰滚转转矩, 转矩方向由 \mathbf{r}_i 代表的推力方向确定; 第 2 项为垂直于 \mathbf{n}_i 平面的偏航转矩; $P_i \in \{-1, 1\}$, 1 为顺时针, -1 为逆时针, 这一项的正负由电机转向方向确定。

设 CW 代表桨叶顺时针旋转, CC 代表桨叶逆时针旋转, “+” “++” “+++” 分别为沿机体坐标系 z 轴正方向 $\frac{mg}{4}, \frac{3}{8}mg, \frac{mg}{8}$ 的推力, “-” 为沿机体坐标系 z 轴负方向的 $\frac{mg}{8}$ 的推力。

1) 稳定姿态

绕机体中心轴的转矩 $(2CW++ + 2CC++) = (2CC++ + 2CW++)$ 机体平衡, 如图 2 所示。

2) 俯仰与滚转 (以滚转为例)

① 原始俯仰滚转 (见图 3(a)): 绕机体中心轴的转矩 $(CW+++ + CW+) = (CC+++ + CC+)$, 机体绕 z 轴的方向平衡 (式 (17) 中转矩公式第 2 项为 0), 第 1 项不平衡, 机体做滚转运动。

② 新型俯仰滚转 (见图 3(b)): 绕机体中心轴

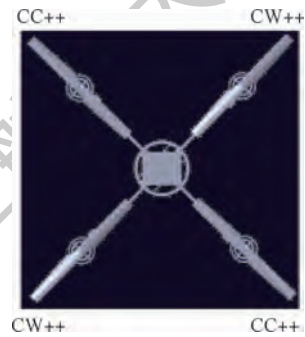
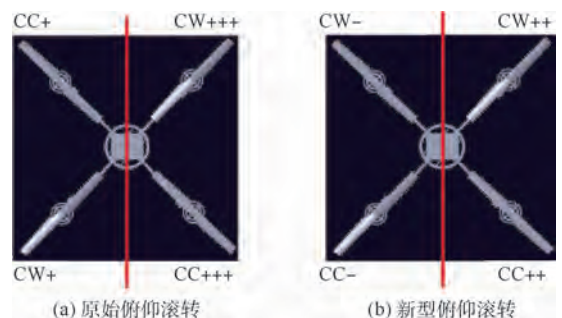


图 2 稳定姿态的推力

Fig. 2 Thrust graph under stable attitude



(a) 原始俯仰滚转

(b) 新型俯仰滚转

图 3 滚转的推力

Fig. 3 Thrust graph of roll

式中:从转速到推力和转矩的恒定映射分别表示为 c_f, c_τ 。

由图 3 分析可见,新型四旋翼滚转俯仰时,即使是同奇偶性的电机也会有不同的转向,所以设

$$\begin{pmatrix} f_r \\ \tau \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} O_1 n_1 & E_2 n_2 & O_3 n_3 & E_4 n_4 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ O_1 S(r_1) n_1 & E_2 S(r_2) n_2 & O_3 S(r_3) n_3 & E_4 S(r_4) n_4 & \dots & O_1 n_1 & E_2 n_2 & O_3 n_3 & E_4 n_4 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & f_4 & \tau_1 & \tau_2 & \tau_3 & \tau_4 \end{pmatrix}^T \quad (26)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ O_1 & E_2 & O_3 & E_4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ O_1 l & E_2 l & -O_3 l & -E_4 l & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -O_1 l & E_2 l & O_3 l & -E_4 l & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & O_1 & E_2 & O_3 & E_4 & 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

将矩阵(27)转化为矩阵(25)的形式:

$$\begin{pmatrix} f_r \\ \tau \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} O_1 c_f & E_2 c_f & O_3 c_f & E_4 c_f \\ O_1 c_{fl} & E_2 c_{fl} & -O_3 c_{fl} & -E_4 c_{fl} \\ -O_1 c_{fl} & E_2 c_{fl} & O_3 c_{fl} & -E_4 c_{fl} \\ O_1 c_\tau & E_2 c_\tau & -O_3 c_\tau & E_4 c_\tau \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{pmatrix} \quad (28)$$

新型四旋翼使用矩阵(28)进行控制分配,与传统四旋翼的主要区别在于电调驱动电机的不同调速策略,当新型四旋翼的 IMU 检测到位置误差 \tilde{x} 与角度误差 $\tilde{\xi}$ 时,飞控输出双极性 PWM 信号给电调,电调输出正向或反向的电流驱动电机主动加速或依靠反向电流减速,甚至驱动电机反向旋转,实现矩阵(28)中 E_i, O_i 变号。

4 试验设置与结果分析

4.1 x-z 平面轨迹规划试验

基于前文设计的新型四旋翼动力学与控制分配方法,为了规划适用于新动力学和类似于翻转新任务的轨迹,先考虑计算量和限制较少,以及 x-z 平面内的各种轨迹设计(二维平面内的轨迹),所以使用 x-z 平面四旋翼模型^[9,13],如图 5 所示。

四旋翼的机体姿态角由 x-z 平面中的 θ 描述, (x, z) 为惯性坐标系中机体重心的位置, $\dot{\theta}$ 为 y 轴中的角速度, 2 个控制输入为: $u_1 = T/m$ 和 $u_2 = \tau/J$, T 和 τ 分别为平面四旋翼模型中的推力与转矩矢量。使用状态 $x = [x \quad \dot{x} \quad z \quad \dot{z} \quad \theta \quad \dot{\theta}]^T$, 平面模型的等式为

置 $O_i \in \{-1, 1\}$ 为 1, 3 号电机推力与转矩的方向符号, 1 为顺时针, -1 为逆时针。设置 $E_i \in \{-1, 1\}$ 为 2, 4 号电机推力与转矩的方向符号, 1 为逆时针, -1 为顺时针。

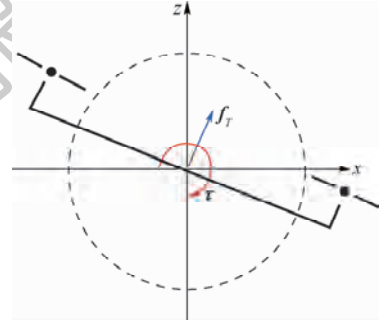


图 5 x-z 平面四旋翼模型

Fig. 5 Model of x-z plane quadrotor

$$\begin{cases} \ddot{x} = u_1 \sin \theta \\ \ddot{z} = u_1 \cos \theta - g \\ \ddot{\theta} = u_2 \end{cases} \quad (29)$$

利用文献[13]提到的微分平坦特性,可以从期望加速度直接得到控制输入 $u = [u_1 \quad u_2]^T$ 。因此, $u, \theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}$ 都可以从给定的 \ddot{x}, \ddot{z} 得到。通过代数运算可以得到

$$\begin{cases} u_1 = \sqrt{(\ddot{z}_d + g)^2 + \ddot{x}_d^2} \\ \theta = \arctan(-\ddot{x}_d, g + \ddot{z}_d) \end{cases} \quad (30)$$

接下来基于提出的平面模型考虑搭建最优控制问题来计算运动轨迹。

首先定义控制量 u^* , 使得

$$\dot{x} = a(x(t), u(t)) \quad (31)$$

式中: $x \in \mathbf{R}^n; u \in \mathbf{R}^m; t \in [t_0, t_f]$, 满足路径限制及边界条件:

$$\begin{cases} x_{\min} \leq x(t) \leq x_{\max} \\ u_{\min} \leq u(t) \leq u_{\max} \end{cases} \quad (32)$$

$$\begin{cases} x(t_0) = x_0 \\ x(t_f) = x_f \end{cases} \quad (33)$$

跟踪路径 x^* , 该路径最小化了^[14]:

$$\Gamma(x(t), u(t), t) = \Gamma_M(x(t_f), t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \Gamma_L(x(t), u(t), t) dt \quad (34)$$

更新平面模型:

$$\dot{x} = a(x, u) = \begin{pmatrix} \dot{x} \\ u_1 \sin \theta \\ \dot{z} \\ u_1 \cos \theta - g \\ \dot{\theta} \\ u_2 \end{pmatrix} \quad (35)$$

式(35)中,输入控制 $u = [u_1 \quad u_2]^T$ 的限制为

$$\begin{cases} \frac{T}{m} \leq u_1 \leq \frac{\bar{T}}{m} \\ |u_2| \leq \frac{\bar{\tau}}{J} \end{cases} \quad (36)$$

式中: T 和 \bar{T} 分别为最小和最大推力; $\bar{\tau}$ 为最大扭矩的绝对值。

表 1 展示了本文设置的参数与限制。

使用基于高斯伪谱法的 MATLAB GPOPS 工具箱^[15],利用数值方法求解这个最优控制问题。考虑最小时间问题,所以设置 $\Gamma_M = t_f, \Gamma_L = 0$ 。

使用 MATLAB GPOPS 工具箱可以定义具有状态约束和输入约束的任意机动或者是解决多阶段问题,每个机动阶段都能包含过程中的任何可行状态,如在阶段边界处定义速度和俯仰角。系统参数与状态、输入限制如表 1 所示。

为了试验翻转的可行性,测试如下 3 种典型机动:点到点、点到竖直悬停、翻转,为新型四旋翼的新应用场景做理论准备,如利用反向推力紧贴垂直或者大倾角墙壁等。每个机动可能包括多个阶段,所以需要考虑每 2 个阶段之间的连接条件。表 2 展示了这 3 个机动的设计。

表 1 系统参数与状态、输入限制

Table 1 System parameters, status and input limits

系统参数	状态限制	输入限制
$m = 0.5 \text{ kg}$	$\dot{x} = \dot{z} = 10 \text{ m/s}$	$\bar{T} = 12 \text{ N}$
$J = 3 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$	$\dot{x} = \dot{z} = -10 \text{ m/s}$	$\underline{T} = 1 \text{ N}$
$g = 9.81 \text{ m/s}^2$	$\dot{\theta} = 300 (\text{^\circ})/\text{s}$	$\bar{\tau} = 0.2 \text{ N} \cdot \text{m}$
	$\dot{\theta} = -300 (\text{^\circ})/\text{s}$	$\underline{\tau} = -0.2 \text{ N} \cdot \text{m}$

表 2 三个典型机动设计

Table 2 Design of three typical maneuvers

机动	中间条件	结束条件
点到点	无	$p_f = [x_g \quad z_g \quad 0]^T$ $\dot{p}_f = [0 \quad 0 \quad 0]^T$
点到竖直悬停	无	$p_f = [x_g \quad z_g \quad \frac{\pi}{2}]^T$ $\dot{p}_f = [0 \quad 0 \quad 0]^T$
翻转	$p_{\text{mid}} = [x_{\text{mid}} \quad z_{\text{mid}} \quad \frac{\pi}{2}]^T$	$p_f = [x_g \quad 0 \quad \pi]^T$ $\dot{p}_f = [0 \quad 0 \quad 0]^T$

1) 点到点:规划目标是最小时间到达预计点 $p_f = [x_g \quad z_g \quad 0]^T$,到达时速度为 0。

2) 点到竖直:点到竖直是一种特殊的点到点机动,最终姿态角不为零 ($\theta = \pi/2$),规划目标是最小时间到达预计点 $p_f = [x_g \quad z_g \quad \pi/2]^T$ 。该设置证明了四旋翼可以在特定的时间点保持非稳态的姿态角。

3) 翻转:在机动过程中,四旋翼通过特殊的中间过程点 $p_{\text{mid}} = [x_{\text{mid}} \quad z_{\text{mid}} \quad \pi/2]^T$ 。最后实现与起始点位置相同且翻转: $p_f = [x_g \quad 0 \quad \pi]^T$,最终速度也为 0,该设置验证了新任务场景下的实现可行性。

3 组试验结果分别展示了 θ (见图 6(a)、图 7(a)、图 8(a))、输入 u_1 (见图 6(b)、图 7(b)、图 8(b)) 和 u_2 (见图 6(c)、图 7(c)、图 8(c)) 的变化,以及飞行轨迹 (见图 6(d)、图 7(d)、图 8(d)),其中箭头在机体中央竖直向上,表示机体的姿态角,实线代表 $0 < \theta \leq \pi/2$,虚线代表 $\pi/2 < \theta < \pi$ 。

试验结果显示,使用 MATLAB GPOPS 工具箱轨迹规划方法和设计约束条件,新型四旋翼可以使用连续的双向推力与转矩,实现快速机动与翻

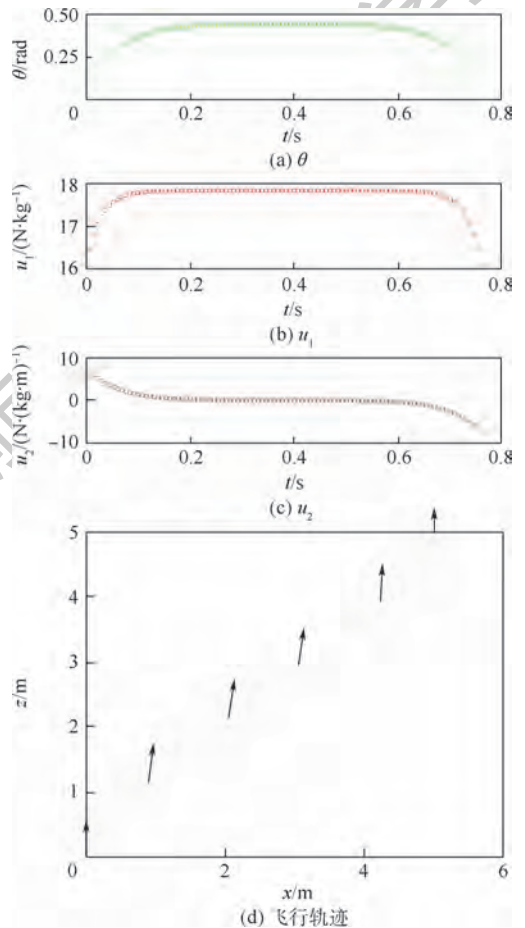


图 6 点到点的 θ, u_1, u_2 及飞行轨迹

Fig. 6 Trajectory graph of point-to-point with θ, u_1, u_2

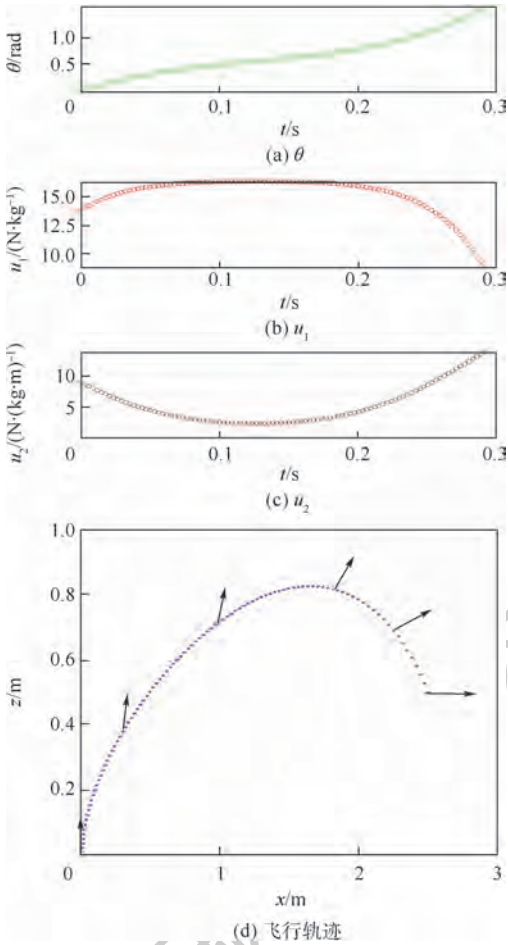


图 7 点到竖直悬停的 θ 、 u_1 、 u_2 及飞行轨迹

Fig.7 Trajectory graph of point-vertical hover with θ 、 u_1 、 u_2 转后的悬停,本文试验结果可能不是时间最优或推力最优,是因为设置的约束和运动阶段可能不是在当前的最优。例如,试验中翻转的飞行轨迹在 $0 < \theta \leq \pi/2$ 和 $\pi/2 < \theta < \pi$ 这 2 个阶段并不对称,如果设置更多约束和更多运动阶段,可能会有不同的结果。

4.2 四旋翼模型仿真

搭建四旋翼模型作为被控对象,包括实际尺寸网格模型、质量、转动惯量等实际物理量,建模使用基于真实四旋翼模型部件组装的仿真模型,质量均匀分布于器件,负载 4 个集成了新型电调的双向直流无刷电机作为执行器。电机转子转动惯量、绕线组电阻、反电动势系数等参数参照实际设置。可以实现双向电流驱动电机双向旋转与反向电流减速。

姿态 (ϕ, θ, ψ) 和位置 $(x-y-z)$ 控制器分别采用串级 PID 控制器,设置 3 个试验:姿态角(以滚转为例)跟踪(见图 9)、高度跟踪(见图 10)、螺旋曲线轨迹跟踪(见图 11),其中控制器的控制参数 K_d 、 K_p 、 $K_{\omega d}$ 、 $K_{\omega p}$ 等使用 Simulink 的 PIDTuner 工具辨识系统后得到,为了保证单向与双向电流驱动结果的对照性,试验中参数设置均相同。

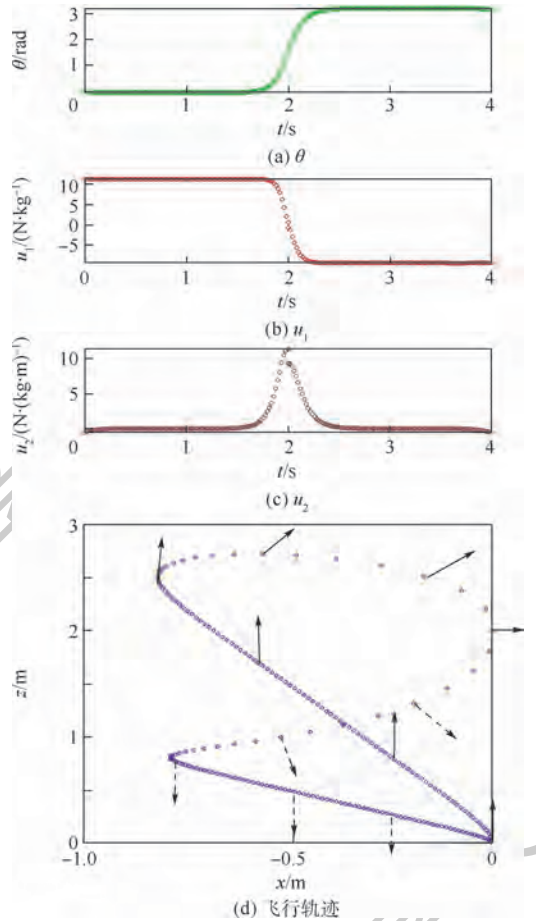


图 8 翻转的 θ 、 u_1 、 u_2 及飞行轨迹

Fig.8 Trajectory graph of flip with θ 、 u_1 、 u_2

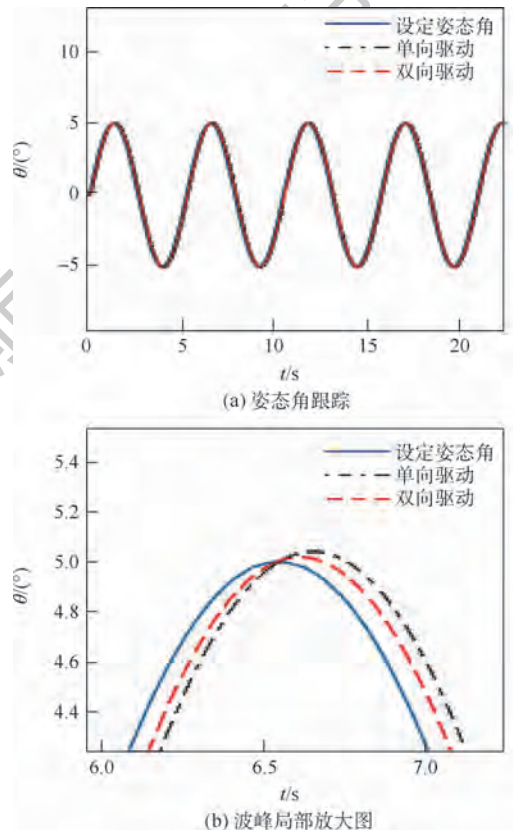


图 9 姿态角跟踪结果

Fig.9 Attitude angle tracking results

姿态角跟踪与高度跟踪试验显示,双向电机驱动的四旋翼对比传统四旋翼的主要优势在于:可以实现电机快速减速,减少超调量,尤其是在高速机动的条件下,但是在加速阶段,2种四旋翼的性能差别较小。跟踪螺旋曲线试验(见图11与表3)也显示了双向电机驱动的四旋翼可以改善欠驱动系统机动性差的缺陷,提升轨迹跟踪精度。

5 结论

1) 本文提出了一种具有固定桨距、双向电机驱动的新型四旋翼飞行器,基于四元数表达方法,对新型四旋翼进行动力学建模,设计了控制器和控制分配矩阵。

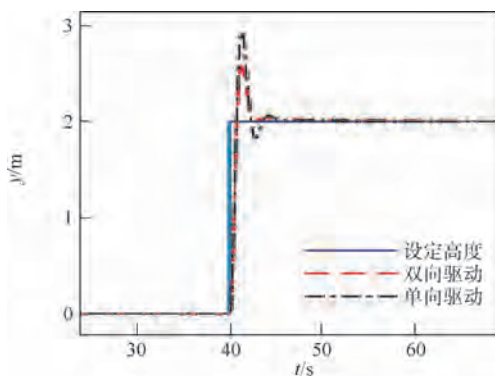
2) 新型四旋翼通过双向电调输出双极性PWM波驱动电机,实现飞行中旋翼的快速减速或反转,从而提升旋翼转速变化的动态特性,并实现了旋翼的双向推力。

3) 在仿真过程中,本文提出了一种轨迹生成方法,规划了实现翻转、点到点等机动飞行的轨迹,测试了新型四旋翼在姿态跟踪与轨迹跟踪方面的性能,结果显示该类飞行器与传统四旋翼相比,能有效提升机动性能。

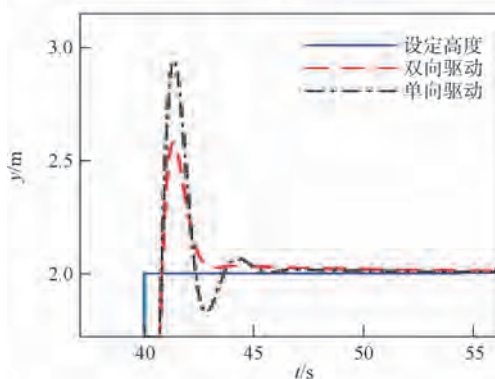
后续将考虑翻转前后机体重心相对于机体几何中心偏移的影响,将在实物试验平台上进一步改进控制器及其控制分配方法,并进行充分的试验验证。

参考文献 (References)

- [1] CUTLER M, HOW J P. Analysis and control of a variable-pitch quadrotor for agile flight [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2015, 137(10): 101002.
- [2] GUPTA N, KOTHARI M. Flight dynamics and nonlinear control design for variable-pitch quadrotors [C] // 2016 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 3150-3155.
- [3] PAULO J, YIM M. Flight performance of a swashplateless micro air vehicle [C] // 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 5284-5289.
- [4] PAULO J, YIM M. Cyclic blade pitch control without a swashplate for small helicopter [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(3): 689-700.
- [5] BRESCIANINI D, D'ANDREA R. Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle [C] // 2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2016: 3261-3266.
- [6] JIANG G, VOYLES R. Hexrotor UAV platform enabling dextrous interaction with structures-flight test [C] // 2013 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2013: 14046745.
- [7] RYLL M. 6D interaction control with aerial robots: The flying end-effector paradigm [J]. *International Journal of Robotics Research*, 2019, 38(9): 1045-1062.
- [8] TOMIC T, OTT C, HADDADIN S. External wrench estimation, collision detection, and reflex reaction for flying robots [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2017, 33(6): 1467-1482.
- [9] KUIPERS J. Quaternions and rotation sequences: A primer with applications to orbits, aerospace, and virtual reality [M]. [S.



(a) 高度跟踪



(b) 阶跃局部放大图

图10 高度跟踪结果

Fig. 10 Height tracking results

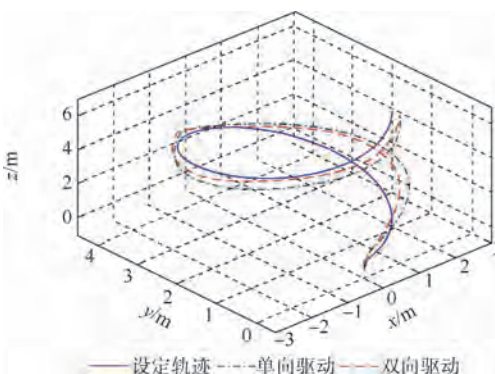


图11 螺旋曲线轨迹跟踪结果

Fig. 11 Tracking results of spiral curve

表3 两种模型与目标螺旋曲线轨迹之间误差的方差

Table 3 Variance of errors between two models and target spiral trajectory

三轴目标轨迹函数	单向驱动	双向驱动
$x(t) = 2\sin(0.1t)$	0.153 8	0.100 9
$y(t) = -2\cos(0.1t)$	0.062 0	0.014 8
$z(t) = 0.1t$	0.009 0	0.007 4

- l.]:Princeton University Press,2002.
- [10] LUPASHIN S,SCHOELLIG A,SHERBACK M, et al. A simple learning strategy for high-speed quadcopter multi-flips [C] // International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press,2010:1642-1648.
- [11] FAESSLER M,FRANCHI A,SCARAMUZZA D. Differential flatness of quadrotor dynamics subject to rotor drag for accurate tracking of high-speed trajectories [J]. IEEE Robotics and Automation Letters,2018,3(2):620-626.
- [12] YU Y,YANG S,WANG M, et al. High performance full attitude control of a quadrotor on $SO(3)$ [C] // 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press,2015:1698-1703.
- [13] HAMEL T,MAHONY R. Dynamic modelling and configuration stabilization for an x4-flyer [C] // 15th Triennial World Congress,2002:217-222.
- [14] GILLULA J,HUANG H,VITUS M, et al. Design of guaranteed safe maneuvers using reachable sets: Autonomous quadrotor aerobatics in theory and practice [C] // 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press,2010:1649-1654.
- [15] DARBY C,HAGER W,RAO A. An hp-adaptive pseudospectral method for solving optimal control problems [J]. Optimal Control Applications and Methods,2010,32(4):476-502.

作者简介:

徐力昊 男,硕士研究生。主要研究方向:空中机器人系统控制。

张宇 男,博士,副教授。主要研究方向:基于多源信息融合的智能导航与定位、智能控制理论与技术、智能自主系统、人工智能。

许斌 男,博士,教授。主要研究方向:智能控制与飞行控制等。

Maneuvering flight control of QUAV based on bi-directional motor actuation

XU Lihao¹, ZHANG Yu^{1,*}, XU Bin²

(1. State Key Laboratory of Industrial Control Technology, College of Control Science and Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The position and attitude control of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (QUAV) determines its maneuverability. First, to overcome the mobility defect of the under-actuated system, the dynamic model of bi-directional-motor-driven QUAV based on quaternion is presented, including the analysis on omnidirectional movement process. The attitude and position controllers and QUAV's control allocation matrix are illustrated. Then, considering the vertical x - z plane model custom-built for the new QUAV, the optimal planning tool is used to propose the maneuvering flight trajectory generation method suitable for QUAV by setting reasonable parameters and restrictions. The trajectories are produced but not limited within flip, vertical roll and point-to-point. The thrust and torque outputs are optimal to achieve rapidity under the conditions above. Finally, a QUAV simulation environment with circuit, electronic speed controllers, motors, blades and frames is established. By evaluating the results of simulation, this paper demonstrates that compared with unidirectional-rotor-driven QUAV, the bi-directional-motor-driven one effectively improves the accuracy of attitude and position tracking and promotes maneuverability.

Keywords: Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (QUAV); quaternion model; maneuverability; bi-directional thrust; trajectory planning

Received: 2020-05-27; Accepted: 2020-06-19; Published online: 2020-08-07 09:05

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200807.0849.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61673341,61933010); Project of State Key Laboratory of Industrial Control Technology, China (ICT1913); Open Research Project of State Key Laboratory of Industrial Control Technology, China (ICT20037); Aeronautical Science Foundation of China (20180753007)

* Corresponding author. E-mail: zhangyu80@zju.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0282

事件触发机制下的充液航天器姿态控制

董新蕾^{1,2}, 齐瑞云^{1,2,*}, 卢山^{3,4}, 王焕杰^{3,4}

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106;

2. 南京航空航天大学 先进飞行器导航、控制与健康管理和工业和信息化部重点实验室, 南京 211106;

3. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 4. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)



摘 要: 针对液体大幅晃动、通信资源受限的充液航天器姿态控制系统, 提出一种自适应滑模控制与事件触发机制相结合的控制策略。首先, 针对固-液耦合的充液航天器姿态控制系统, 选用滑模变结构控制来削弱液体大幅晃动的非线性影响, 并设计自适应更新律在线估计不确定参数来提高系统的鲁棒性。然后, 考虑星载计算机资源的限制, 设计相对阈值的事件触发机制来决定控制输入信号的更新, 从而减少控制器与执行器之间的信号更新对通信网络的占用。最后, 仿真结果表明, 在液体大幅晃动下, 所提控制策略不但可以使航天器姿态控制系统最终收敛到任意小的界内, 而且可以减少 96% 的控制信号传输, 减轻航天器的通信负载。

关键词: 事件触发机制; 液体大幅晃动; 自适应滑模控制; 充液航天器; 姿态控制

中图分类号: V448.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0382-09

液体燃料以其经济、可靠等优势, 在航天运载中得到了广泛的应用^[1]。而航天器执行的空间任务周期更长、要求更高, 对液体燃料的需求量也就更多。部分充满的液体燃料随着航天器的机动而发生晃动, 晃动的液体燃料一方面影响充液航天器的转动惯量, 另一方面对系统产生干扰力、力矩, 导致航天器任务的执行失败, 甚至引发航天事故^[2]。所以, 对液体晃动的建模及对充液航天器控制器设计的研究, 十分具有工程意义。

随着对液体晃动影响的重视, 对液体晃动建模方法的研究成果也颇多。其中, 等效力学模型简单、高效, 相对于其他试验、理论、数值仿真等研究方法, 更有利于控制器的设计。现有等效力学模型中, 研究较为成熟且被控制系统设计广泛采用的主要有单摆模型, 其将晃动的液体部分等效为质量、摆长固定的单摆, 用摆角的变化描述液体

的晃动行为, 一旦液体晃动的幅度占充液腔体半径的比例达到 25% 以上, 呈现出大幅且非线性的特点, 该等效模型则不再适用。此时, 可用的等效力学模型主要有运动脉动球模型^[3]、多级摆模型、质心面模型^[4]等。其中, 运动脉动球模型被用在 Slososat FLEVO (Slososat Facility for Liquid Experimentation and Verification On-Orbit) 卫星的控制方法研究中, 不同工况下的试验数据表明了该模型可准确地等效液体大幅晃动。

进行充液航天器的姿态控制器设计时, 主要考虑转动惯量的不确定性及外部环境的干扰等因素, 所以控制系统应具有良好的自适应性与鲁棒性^[5]。其研究方法主要有: ①滑模控制方法。其是在研究非线性系统时, 经常被使用的控制方法, 具有鲁棒性强、设计与实现简单的优点。文献[6]针对欠驱动系统, 就航天器和液体晃动的

收稿日期: 2020-06-19; 录用日期: 2020-07-17; 网络出版时间: 2020-08-17 13:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200817.1124.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61873127); 航空科学基金(2017ZA52013); 江苏省“六大人才高峰”高层次人才项目(HKHT-010)

*通信作者. E-mail: ruiyun.qi@nuaa.edu.cn

引用格式: 董新蕾, 齐瑞云, 卢山, 等. 事件触发机制下的充液航天器姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 382-390. DONG X L, QI R Y, LU S, et al. Event-triggered attitude control of liquid-filled spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 382-390 (in Chinese).

状态量设计了分层滑模面,具有镇定姿态和抑制液体燃料在贮箱内晃动的控制效果。文献[7]在考虑液体大幅晃动和挠性附件振动的情况下,设计了线性滑模面,对姿态系统进行滑模控制,并结合自适应算法来提高控制精度,最终实现了对目标姿态的精确追踪。文献[8]将自适应思想与终端滑模控制 2 种方法结合在一起,在有限时间内实现了各状态量的收敛,相比于一般渐近稳定的控制方法,该方法在收敛速度上更快、精度也更高。文献[9]引入输入整形技术,在保证控制效果的同时,有效地抑制了变量的抖震。②模糊控制方法。文献[10]基于局部线性模型的加权和建立了非线性 T-S 模糊模型,在此基础上分别设计了并行分配补偿(Parallel Distributed Compensation, PDC)控制方法和线性二次调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)控制方法,仿真表明,PDC 控制方法在控制性能和鲁棒性上效果更佳。③非线性反馈控制方法。文献[11-12]分别考虑液体小幅、大幅晃动的情况,基于弹簧-质量块模型和运动脉动球模型,使用基于 Lyapunov 函数的方法,进行反馈控制器的设计。文献[13]考虑外部干扰的存在及部分未知的参数,设计了自适应算法与非线性反馈控制方法相结合的混合控制器,获得了较好的姿态镇定效果,液体的晃动行为也逐渐平稳。

与此同时,航天器的计算机资源有限,如果通信频繁,不但会堵塞通信信道,也会对航天器的正常运行、使用寿命造成恶劣的影响^[14]。传统的控制方法每隔固定的时间就会对信号进行更新,但部分信号的更新是没有必要的,这样会造成通信的资源浪费。而事件触发机制只有在满足事先设定的事件时,才会对信号进行更新,其可以在保证控制效果的同时,显著地降低通信频率^[15],减轻通信负载。文献[16]针对系统传感器与控制器间状态量的更新,提出了基于扰动理论的事件触发机制,最终刚体航天器的姿态实现了指数型稳定。文献[17]考虑航天器系统存在外部干扰力矩的情况,结合反步法与逆最优控制方法,并在控制器端引入决定控制信号更新的事件触发机制,稳定性证明与仿真结果都表明该方法保证了航天器系统所有状态量在一定的界内。文献[18]考虑同时存在外部干扰且发生执行器故障的情况,根据设计的事件触发机制,提出了一种自适应分布式协同姿态控制律,以确保航天器系统能够协同追踪上期望的姿态轨迹,在设计事件触发机制的过程中,应确保事件触发间隔恒大于零,否则会

看到在有限时间内无限次事件被触发的 Zeno 现象^[19]。

本文围绕通信资源受限、液体大幅晃动下的充液航天器姿态控制系统展开研究。本文的创新点在于:①基于描述充液航天器固-液耦合特性的运动脉动球模型,考虑液体大幅晃动产生的非线性干扰,采用自适应更新与滑模控制相结合的策略,估计干扰项的界并进行补偿,提高系统的鲁棒性。②考虑到充液航天器的通信资源有限,基于事件触发的思想,设计与滑模面有关的触发阈值,根据系统状态量与滑模面之间的距离决定控制信号的更新,相比传统的时间触发机制,可有效减轻控制器与执行器之间的通信负载,实现对通信资源的高效利用。③针对事件触发与自适应滑模的复合控制方法,设计 Lyapunov 函数对充液航天器姿态控制系统进行稳定性分析,证明了系统的状态量将最终一致有界,而且控制输入的更新频率得到显著降低,不存在 Zeno 现象,平旋机动下的仿真也验证了该控制策略的可行性。

1 模型描述与控制目标

1.1 模型描述

本文用运动脉动球模型描述充液航天器中液体的大幅晃动,将任意形状的贮箱等效为球形贮腔,大幅晃动的液体等效为半径不断变化的脉动球^[20],如图 1 所示。

在图 1 中,本体坐标系 $Cxyz$ 以贮箱的几何中心 C 为原点,相对于惯性坐标系的角速度为 $\boldsymbol{\Omega}$,平动速度为 \mathbf{V}_C 。航天器刚体部分的质量为 M ;相对于质心转动惯性矩阵为 \mathbf{I} 。 \mathbf{F}_E 、 \mathbf{T}_E 分别为待设

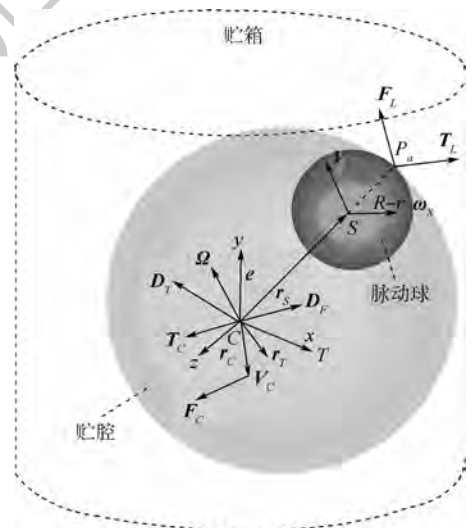


图 1 充液航天器的模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of liquid-filled spacecraft model

计的控制力、力矩; F_L, T_L 分别为液体在贮箱内晃动而产生的干扰力、力矩; r_E 和 r_L 分别为 F_E 和 F_L 作用点的位置向量。任意形状的贮箱被等效为球心在贮箱几何中心的球形贮腔, 半径为 R ; 其质心的位置向量为 r_T 。液体部分被等效为半径 $R-r$ 、质量 m 、始终与贮腔保持接触的均匀脉动球, 两者的接触点为 P_a 。其中, r 为脉动球的质心的位置向量 r_s 的模长, e 为 r_s 的单位向量。脉动球相对于贮箱的平动速度为 V_s 、角速度为 ω_s 。

下面给出充液航天器姿态控制系统在本地坐标系 $Cxyz$ 中的动力学方程。其中, 航天器刚体部分为

$$M[\dot{V}_c + \dot{\Omega}^\times V_c + \dot{\Omega}^\times r_T + \Omega^\times (\Omega^\times r_T)] = F_L + F_E \quad (1)$$

$$I \cdot \dot{\Omega} + \Omega^\times (I \cdot \Omega) = T_L + T_E + (r_L - r_T)^\times F_L + (r_E - r_T)^\times F_E \quad (2)$$

等效为脉动球的液体部分为

$$m[\dot{V}_c + \dot{\Omega}^\times V_c + \dot{V}_s + \dot{\Omega}^\times r_s + \Omega^\times (\Omega^\times r_s) + 2\Omega^\times V_s] = -F_L \quad (3)$$

$$\frac{2}{5}m(R-r)[-2\dot{r}(\omega_s + \Omega) + (R-r)(\dot{\omega}_s + \dot{\Omega} + \Omega^\times \omega_s)] = -T_L - (R-r)e^\times F_L \quad (4)$$

在运动脉动球模型中, F_L 由法向力 Ne 和摩擦力 F_b 组成, 即

$$F_L = Ne + F_b \quad (5)$$

$$N = \frac{3m}{8} \left\{ r [e^\times (\Omega + \omega)]^2 - e \cdot \frac{dV_c}{dt} \right\} -$$

$$5\pi\sigma(R-r) + \frac{m}{4}(R-r)(\omega_s + \Omega)^2 \quad (6)$$

$$F_b = -\frac{5000\mu m}{L^2} [e^\times (e^\times V_s + L\omega_s)] \quad (7)$$

式中: $\omega = e^\times V_s/r$ 为 e 的转动速度; σ 为液体的表面张力; μ 为液体燃料的运动黏性系数; $L = R-r$ 为脉动球的半径。

液体晃动的作用力矩 T_L 的表达式为

$$T_L = f_{ac} [t_{sr}\omega_r + (1-t_{sr})(\omega_s - \omega_r)] \quad (8)$$

$$f_{ac} = -0.36m^{\frac{4}{3}}\rho^{\frac{1}{6}}\mu^{\frac{1}{2}} \left(\frac{L}{L_{\min}} \right)^2 \|\omega_s\|^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

式中: L_{\min} 为脉动球的最小半径, 即液体的惯性张量最小时对应的等效半径; $\omega_r = e \cdot (e \cdot \omega_s)$ 为 ω_s 沿 e 的分量; $0 \leq t_{sr} \leq 1$ 为脉动球绕轴转动和滚动转动的权值; ρ 为脉动球的密度。

本文中的“ \times ”符号表示若 $a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T$, 则 a^\times 为 a 的反对称矩阵:

$$a^\times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

本文只对充液航天器的姿态控制进行研究, 故忽略 V_c, \dot{V}_c 和式(1)的影响, 对式(2)~式(9)进行整理, 获得液体大幅晃动下的充液航天器姿态动力学方程如下:

$$\frac{d \left[\left(I + \frac{3Mm}{8M+3m} (r_T^\times e)^\top (r_T^\times e) \right) \Omega \right]}{dt} = T_E + d \quad (11)$$

式中:

$$d = T_L + (r_L - r_T)^\times F_b + \left\{ \frac{3Mm}{8M+3m} r [e^\times (\Omega + \omega)] + \frac{2Mm}{8M+3m} (R-r)(\omega_s + \Omega)^2 - \frac{40m}{8M+3m} \pi\sigma(R-r) \right\} r_T^\times e \quad (12)$$

进一步简化, 得

$$J\dot{\Omega} = -\dot{J}\Omega - \Omega^\times J\Omega + d + u \quad (13)$$

$$J = I + \frac{3Mm}{8M+3m} (r_T^\times e)^\top (r_T^\times e) \quad (14)$$

式中: J 为整个航天器(包括液体部分)的转动惯量矩阵, 由刚体部分固有转动惯量 J_0 和液体晃动导致的时变转动惯量 ΔJ 共同组成, 即 $J = J_0 + \Delta J, J_0 = I; u = T_E; d$ 为由于液体晃动而作用在充液航天器姿态上的全部干扰力矩。

充液航天器的姿态运动学方程可以表示为

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2}q^\top \Omega \\ \dot{q}_v = \frac{1}{2}(q_v^\times + q_0 I_3) \Omega \end{cases} \quad (15)$$

式中: $q = [q_0 \ q_v^\top]^\top = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^\top$ 为充液航天器动坐标系相对惯性坐标系的姿态四元数; $I_3 = \text{diag}(1, 1, 1)$ 。

1.2 控制目标

考虑航天器实际的机动情况及下文中对控制器的研究, 提出假设:

假设 1 不确定的转动惯量部分 ΔJ 及其一阶导数有界, 即存在未知常数 $\gamma_0 \geq 0$ 和 $\gamma_1 \geq 0$, 使 $\|\Delta J\| \leq \gamma_0, \|\dot{\Delta J}\| \leq \gamma_1$ 成立。

假设 2 液体晃动产生的干扰力矩 d 有界, 即存在未知常数 $\gamma_2 \geq 0$, 使 $\|d\| \leq \gamma_2$ 成立。

基于上述假设, 针对式(13)和式(15)所描述的航天器姿态控制系统, 考虑液体大幅非线性晃动, 以及有限的通信资源, 设计姿态控制器 u , 实现姿态四元数 $q \rightarrow [1 \ 0 \ 0 \ 0]^\top$, 角速度 $\Omega \rightarrow [0 \ 0 \ 0]^\top$ 。

2 控制器设计

图 2 为本文设计的事件触发姿态控制系

统^[15,21-22]。传感器、控制器及执行器通过网络进行信息融合。为了实现网络通信资源的高效利用,在控制器端加入设计的事件触发,对于传感器测量得到的状态量信息,在姿控模块进行在线计算,满足触发条件的控制输入才会被传输到执行器,这样可减少控制信号传输对通信网络的资源占用。

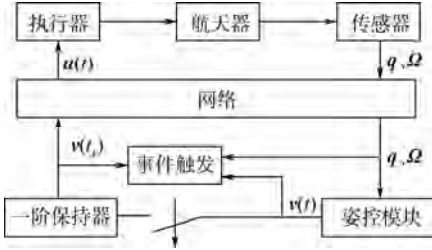


图 2 事件触发机制的姿态控制系统框图^[15,21-22]

Fig. 2 Attitude control system block diagram of event-triggering mechanism^[15,21-22]

首先结合控制目标,对于单位四元数描述的姿态控制系统,设计滑模面为

$$S = \Omega + Kq_v \quad (16)$$

式中: $K = \text{diag}(K_1, K_2, K_3)$, $K_i > 0, i = 1, 2, 3$ 。

控制信号为

$$u(t) = v(t_k) \quad t_k \leq t < t_{k+1} \quad (17)$$

式中: $v(t)$ 为待设计的控制信号; t_k 指第 k 次触发事件的时刻。

相比固定阈值的事件触发机制(触发阈值为恒定的数值,不发生改变),相对阈值的事件触发机制(随状态量发生变化)可以进一步地减小事件触发的频率,提高通信资源的利用率。而在滑模控制器的设计过程中,控制输入需要让状态量先收敛到滑模面上,继而能够收敛到平衡点。因此,选择与滑模面相关的触发阈值,既有利于控制性能的保证,又能实现通信资源的节约^[23]。当系统的状态量离滑模面的距离较大时,相应地,触发阈值也大,触发间隔长,通信负载低;当与滑模面的距离较小时,相应地,触发阈值也小,控制输入精准更新,控制精度高。故事件触发机制为

$$\|u(t) - v(t)\| \geq k_1(\alpha \|S\| + \chi) \quad (18)$$

式中: $u(t) = v(t_k), t_k \leq t < t_{k+1}; k_1 > 0; 0 < \alpha < 1; \chi > 0$ 。

对滑模面(16)求导,并代入式(13)和式(15)。

$$\begin{aligned} \dot{J}S &= J(\dot{\Omega} + K\dot{q}_v) = \\ &= -\dot{J}\Omega - \Omega^\times J\Omega + d + u + 0.5KJ(q_v^\times + q_0I_3)\Omega = \\ &= -\Omega^\times J_0\Omega + d + u + 0.5KJ_0(q_v^\times + q_0I_3)\Omega - \\ &= \Delta J\Omega - \Omega^\times \Delta J\Omega + 0.5K\Delta J(q_v^\times + q_0I_3)\Omega \end{aligned} \quad (19)$$

引入向量 D , 得

$$D = -\Delta J\Omega - \Omega^\times \Delta J\Omega + 0.5K\Delta J(q_v^\times + q_0I_3)\Omega + d + 0.5\Delta J\dot{S} \quad (20)$$

根据假设 1 和假设 2, 以及单位四元数的性质 $\|q_v^\times + q_0I_3\| = 1$, 可以得到

$$\|-\Omega^\times \Delta J\Omega\| \leq \gamma_0 \|\Omega\|^2 \quad (21)$$

$$\|-\Delta J\Omega + 0.5\Delta J\dot{S}\| \leq \gamma_1(\|\Omega\| + 0.5\|S\|) \quad (22)$$

$$\|0.5K\Delta J(q_v^\times + q_0I_3)\Omega + d\| \leq 0.5\gamma_0\|K\|\|\Omega\| + \gamma_2 \quad (23)$$

综合上述不等式, 可以得到

$$\begin{aligned} \|D\| &\leq \|-\Omega^\times \Delta J\Omega\| + \|-\Delta J\Omega + 0.5\Delta J\dot{S}\| + \\ &\|0.5K\Delta J(q_v^\times + q_0I_3)\Omega + d\| \leq \gamma_0\|\Omega\|^2 + \\ &\gamma_1(\|\Omega\| + 0.5\|S\|) + 0.5\gamma_0\|K\|\|\Omega\| + \gamma_2 \end{aligned} \quad (24)$$

根据滑模面的定义(16)和单位四元数的性质, 得

$$\|S\| = \|\Omega + Kq_v\| \leq \|\Omega\| + \|K\|\|q_v\| \leq \|\Omega\| + \|K\| \quad (25)$$

所以

$$\begin{aligned} \|D\| &\leq \gamma_0\|\Omega\|^2 + (1.5\gamma_1 + 0.5\gamma_0\|K\|)\|\Omega\| + \\ &0.5\gamma_1\|K\| + \gamma_2 = W^T\phi \end{aligned} \quad (26)$$

式中: $W = [\|\Omega\|^2 \quad \|\Omega\| \quad 1]^T$; ϕ 的形式为

$$\begin{aligned} \phi &= [\phi_1 \quad \phi_2 \quad \phi_3]^T = \\ &[\gamma_0 \quad 1.5\gamma_1 + 0.5\gamma_0\|K\| \quad 0.5\gamma_1\|K\| + \gamma_2]^T \end{aligned} \quad (27)$$

通过以上分析, 基于滑模控制与自适应控制理论, 设计如下控制器:

$$v = \Omega^\times J_0\Omega - 0.5KJ_0(q_v^\times + q_0I_3)\Omega - k_1S - W^T\hat{\phi} \frac{S}{\|S\|} \quad (28)$$

$$\dot{\hat{\phi}} = c_0\|S\|W - \sigma_0\hat{\phi} \quad (29)$$

式中: $\hat{\phi}$ 为 ϕ 的估计值; 控制参数 c_0, σ_0 均大于 0。

定理 1 针对充液航天器姿态控制系统(13)和(15), 考虑由液体晃动导致的转动惯量不确定性和干扰力矩, 以及有限的通信资源, 在假设 1、假设 2 的条件下, 基于事件触发机制(18), 设计式(28)所示的控制律和式(29)所示的更新律, 则滑模面(16)可以实现全局一致最终有界稳定, 从而实现各状态量的跟踪误差最终收敛在一定的界内, 并且避免 Zeno 现象的发生。

证明 选取如下 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2}S^TJS + \frac{1}{2c_0}\tilde{\phi}^T\tilde{\phi} \quad (30)$$

式中: $\tilde{\phi} = \phi - \hat{\phi}$ 。

对式(30)进行求导,可以得到

$$\dot{V} = S^T J \dot{S} + \frac{1}{2} S^T J \dot{S} - \frac{1}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \quad (31)$$

将式(19)代入式(31),可以得到

$$\dot{V} = S^T \left[-\Omega^x J_0 \Omega + v + u - v + 0.5KJ_0(q_v^x + q_0 I_3) \Omega + D \right] - \frac{1}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \quad (32)$$

将控制律(28)代入到式(32),可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = S^T \left(-k_1 S - W^T \hat{\phi} \frac{S}{\|S\|} + D + u - v \right) - \frac{1}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} = \\ -k_1 \|S\|^2 - W^T \hat{\phi} \|S\| + S^T D + S^T (u - v) - \\ \frac{1}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \end{aligned} \quad (33)$$

根据式(26)中的 $\|D\| \leq W^T \phi$, 代入到式(33), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq -k_1 \|S\|^2 + S^T (u - v) + \|S\| \|D\| - \\ W^T \hat{\phi} \|S\| - \frac{1}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \leq -k_1 \|S\|^2 + \\ S^T (u - v) + \|S\| W^T \tilde{\phi} - \frac{1}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \end{aligned} \quad (34)$$

将更新律(29)代入到式(34),可以得到

$$\dot{V} \leq -k_1 \|S\|^2 + S^T (u - v) + \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \quad (35)$$

将触发机制(18)代入到式(35),可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq -k_1 \|S\|^2 + \|S\| [k_1 (\alpha \|S\| + \chi)] + \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \leq \\ -k_1 (1 - \alpha) \|S\|^2 + k_1 \chi \|S\| + \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \end{aligned} \quad (36)$$

定义 $\eta, 0 < \eta < k_1 (1 - \alpha)$, 则

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq -[k_1 (1 - \alpha) - \eta] \|S\|^2 - \eta \|S\|^2 + \\ k_1 \chi \|S\| + \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \leq -[k_1 (1 - \alpha) - \eta] \|S\|^2 - \\ \eta \left(\|S\| - \frac{k_1 \chi}{2\eta} \right)^2 + \frac{(k_1 \chi)^2}{4\eta} + \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} \end{aligned} \quad (37)$$

式中:

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \dot{\hat{\phi}} = \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T (\phi - \tilde{\phi}) \leq \frac{\sigma_0}{2c_0} (\tilde{\phi}^T \tilde{\phi} + \phi^T \phi) - \\ \frac{\sigma_0}{c_0} \tilde{\phi}^T \tilde{\phi} \leq \frac{\sigma_0}{2c_0} (\phi^T \phi - \tilde{\phi}^T \tilde{\phi}) \end{aligned} \quad (38)$$

所以,

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq -[k_1 (1 - \alpha) - \eta] \|S\|^2 - \frac{\sigma_0}{2c_0} \tilde{\phi}^T \tilde{\phi} + \\ \frac{(k_1 \chi)^2}{4\eta} + \frac{\sigma_0}{2c_0} \phi^T \phi \end{aligned} \quad (39)$$

$$\text{取 } \kappa = \min \left\{ \frac{2[k_1 (1 - \alpha) - \eta]}{\lambda_{\max}(J)}, \sigma_0 \right\}, \lambda_{\max}(J)$$

为 J 的最大特征值。

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq -\frac{\kappa}{2} S^T J S - \frac{\kappa}{2c_0} \tilde{\phi}^T \tilde{\phi} + \frac{(k_1 \chi)^2}{4\eta} + \frac{\sigma_0}{2c_0} \phi^T \phi \leq \\ -\kappa V + \Delta \end{aligned} \quad (40)$$

$$\text{式中: } \Delta = \frac{(k_1 \chi)^2}{4\eta} + \frac{\sigma_0}{2c_0} \phi^T \phi.$$

根据式(40), 事件触发下的自适应滑模控制器能够使得整个系统的状态量最终一致收敛到边界内, 其界为

$$\|S\| \leq \sqrt{\frac{2\Delta}{J_{\min} \kappa}} \quad (41)$$

基于边界(41), 定义新的 Lyapunov 函数:

$$V_q = (1 - q_0)^2 + q_v^T q_v = 2 - 2q_0 \quad (42)$$

对 Lyapunov 函数求导, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_q = -2\dot{q}_0 = -2 \left(-\frac{1}{2} q_v^T \Omega \right) = \\ q_v^T \Omega = q_v^T (S - Kq_v) \leq \|q_v\| \|S\| - \|K\| \|q_v\|^2 \leq \\ \|q_v\| \sqrt{\frac{2\Delta}{J_{\min} \kappa}} - \|K\| \|q_v\|^2 \end{aligned} \quad (43)$$

$$\text{由此, } \|q_v\|_2 \leq \frac{1}{\|K\|} \sqrt{\frac{2\Delta}{J_{\min} \kappa}}.$$

由式(43)可知, 当 $\|q_v\| > \frac{1}{\|K\|} \sqrt{\frac{2\Delta}{J_{\min} \kappa}}$ 时,

$V_q < 0$, 所以系统的轨迹将最终收敛在界内, q_v 有界。结合式(16)、式(41), 可知 Ω 有界。

为证明避免 Zeno 现象, 此处还需证明 $\forall k \in \mathbf{Z}^+$, 存在 $T > 0$, 使得 $t_{k+1} - t_k > T$ 。当 $t \in [t_k, t_{k+1})$ 时,

$$\frac{d\|u - v\|}{dt} \leq \frac{d\|u\|}{dt} + \frac{d\|v\|}{dt} = \|\dot{v}\| \quad (44)$$

定义 $z = \left[J^{\frac{1}{2}} S \quad \tilde{\phi} \right]^T$, 对其进行求导

$$\begin{aligned} \dot{z} = \begin{bmatrix} J^{-\frac{1}{2}} \left(-k_1 S - W^T \hat{\phi} \frac{S}{\|S\|} + D + u - v \right) \\ -c_0 \|S\| W + \sigma_0 \hat{\phi} \end{bmatrix} = \\ M \begin{bmatrix} J^{\frac{1}{2}} S \\ \hat{\phi} \end{bmatrix} + N(u - v + D) \end{aligned} \quad (45)$$

式中:

$$M = \begin{bmatrix} -J^{-1} k_1 & -\frac{S}{\|S\|} W^T \\ -c_0 W \frac{S^T}{\|S\|} J^{-\frac{1}{2}} & \sigma_0 \end{bmatrix}$$

$$N = \begin{bmatrix} J^{-\frac{1}{2}} \\ 0 \end{bmatrix}$$

对控制输入 v 进行求导, 得

$$\dot{\mathbf{v}} = \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \dot{\mathbf{z}} = \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} (\mathbf{M}\mathbf{z} + \mathbf{N}(\mathbf{u} - \mathbf{v}) + \mathbf{ND}) \quad (46)$$

所以

$$\|\dot{\mathbf{v}}\| \leq \left\| \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{M} \right\| \|\mathbf{z}\| + \left\| \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{N} \right\| \|\mathbf{u} - \mathbf{v}\| + \left\| \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{N} \right\| \|\mathbf{W}\| \|\boldsymbol{\phi}\| \quad (47)$$

由式(40)可知, $V(t) \leq \frac{\Delta}{\kappa}$, 则 $\|\mathbf{J}^{\frac{1}{2}} \mathbf{S}\| \leq$

$$\sqrt{\frac{2\Delta}{\kappa}}, \|\tilde{\boldsymbol{\phi}}\| \leq \sqrt{\frac{2c_0\Delta}{\kappa}}, \text{ 所以 } \|\mathbf{z}\| \leq \sqrt{\frac{2(1+c_0)\Delta}{\kappa}}.$$

$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{M}$ 、 $\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{N}$ 、 \mathbf{W} 为关于 \mathbf{z} 的连续函数, 当 $\|\mathbf{z}\| \leq$

$$\sqrt{\frac{2(1+c_0)\Delta}{\kappa}} \text{ 时, 必有最值. 所以, 存在常数 } \tau_1、$$

$$\tau_2、\tau_3 \text{ 满足: } \left\| \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{M} \right\| \leq \tau_1, \left\| \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial \mathbf{z}} \mathbf{N} \right\| \leq \tau_2, \|\mathbf{W}\| \leq \tau_3.$$

故式(47)可以表示为

$$\|\dot{\mathbf{v}}\| \leq \tau_1 \sqrt{\frac{2(1+c_0)\Delta}{\kappa}} + \tau_2 k_1 (\alpha \|\mathbf{S}\| + \chi) + \tau_2 \tau_3 \|\boldsymbol{\phi}\| \quad (48)$$

将 $\tau_1 \sqrt{\frac{2(1+c_0)\Delta}{\kappa}} + \tau_2 k_1 (\alpha \|\mathbf{S}\| + \chi) +$

$\tau_2 \tau_3 \|\boldsymbol{\phi}\|$ 记为 ξ , 故

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} \frac{d\|\mathbf{u} - \mathbf{v}\|}{dt} dt \leq \int_{t_k}^{t_{k+1}} \|\dot{\mathbf{v}}\| dt \leq \int_{t_k}^{t_{k+1}} \xi dt = \xi T \quad (49)$$

又因为

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} \frac{d\|\mathbf{u} - \mathbf{v}\|}{dt} dt = \|\mathbf{u} - \mathbf{v}\|_{t=t_{k+1}} - \|\mathbf{u} - \mathbf{v}\|_{t=t_k} = \|\mathbf{u} - \mathbf{v}\|_{t=t_{k+1}} \geq k_1 \chi \quad (50)$$

故 $\xi T > k_1 \chi$, $T > k_1 \chi / \xi$, 即事件触发间隔严格恒大于 0, 所以能够排除 Zeno 现象的出现, 不会在有限时间内触发无限次事件。证毕

3 仿真校验

本文以 Sloshtat 卫星为仿真对象, 在初始时刻绕其最大惯性主轴旋转。在 0 ~ 33 s 内施加力矩, 使得其绕中间惯性主轴旋转^[20]。这种平旋机动下, 卫星旋转角速度较高且姿态变化较快, 很容易激起液体的大幅晃动。在 33 s 后开始施加控制力矩, 分别对自适应滑模控制策略和本文提出的事件触发与自适应滑模的复合控制策略展开仿真对比。

1) 航天器的参数参考 Sloshtat 卫星, 取值如下: $M = 95.6 \text{ kg}$, $\mu = 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$, $\sigma = 0.075 \text{ N/m}$, $\mathbf{r}_T =$

$$\begin{bmatrix} 0.0208 & -0.0016 & -0.2201 \end{bmatrix}^T \text{ m}, \mathbf{I} = \begin{bmatrix} 8.542 & -0.065 & 0.136 \\ -0.065 & 10.767 & -0.198 \\ 0.136 & -0.198 & 8.727 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \boldsymbol{\Omega}_0 = \begin{bmatrix} -0.005 & 0.165 & -0.011 \end{bmatrix}^T \text{ rad/s}, \mathbf{q}_0 = \begin{bmatrix} -0.5718 & 0.1342 & -0.4041 & -0.7012 \end{bmatrix}^T.$$

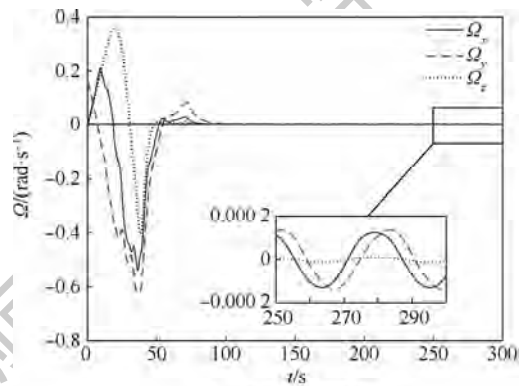
2) 脉动球的参数取值如下: $m = 33.5 \text{ kg}$, $\mathbf{V}_s = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ m/s}$, $\boldsymbol{\omega}_s = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ rad/s}$, $\mathbf{R}_s = [0.1 \ 0 \ 0]^T \text{ m}$, $R = 0.351 \text{ m}$, $L_{\min} = 0.22 \text{ m}$ 。

3) 控制器参数取值如下: $\mathbf{K} = \text{diag}(0.5, 0.3, 0.5)$, $k_1 = 0.1$, $b = 0.001$, $c = 0.0001$, $\hat{\boldsymbol{\phi}}_0 = [0.3 \ 0.42 \ 0.15 \ 0.1]^T$, $\sigma_0 = 0.0001$, $\alpha = 0.1$, $\chi = 0.3$ 。

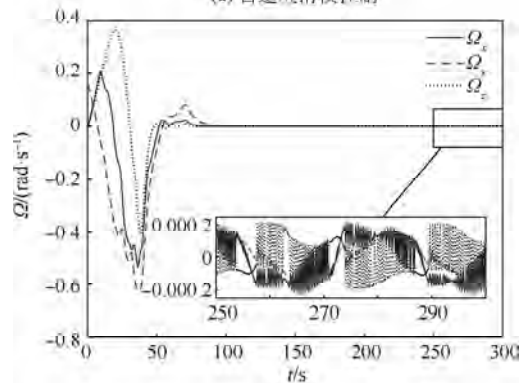
2 种控制方法下的充液航天器角速度、姿态四元数、控制力矩及事件触发间隔的变化曲线分别如图 3 ~ 图 6 所示。

从图 3 的角速度变化曲线可以发现, 2 种控制策略下的角速度变化趋势一致, 收敛相同、精度相似, 约 $2 \times 10^{-4} \text{ rad/s}$ 。由于事件触发机制的存在, 角速度变化的平滑性降低。

从图 4 中的姿态四元数变化曲线可以发现, 2 种控制策略下, 姿态四元数均在 100 s 左右收敛, 精度约为 5×10^{-4} 。



(a) 自适应滑模控制



(b) 事件触发与自适应滑模的复合控制

图 3 航天器的角速度变化曲线

Fig. 3 Curves of spacecraft angular velocities

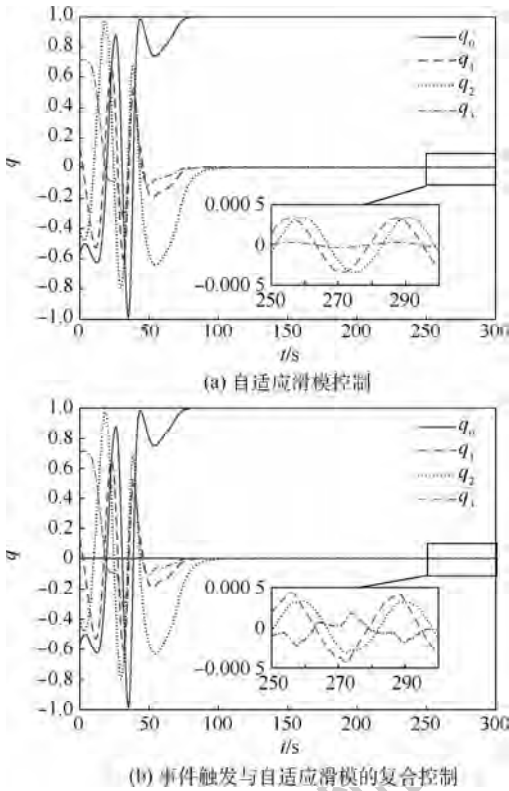


图4 航天器的姿态四元数变化曲线

Fig.4 Curves of spacecraft attitude quaternions

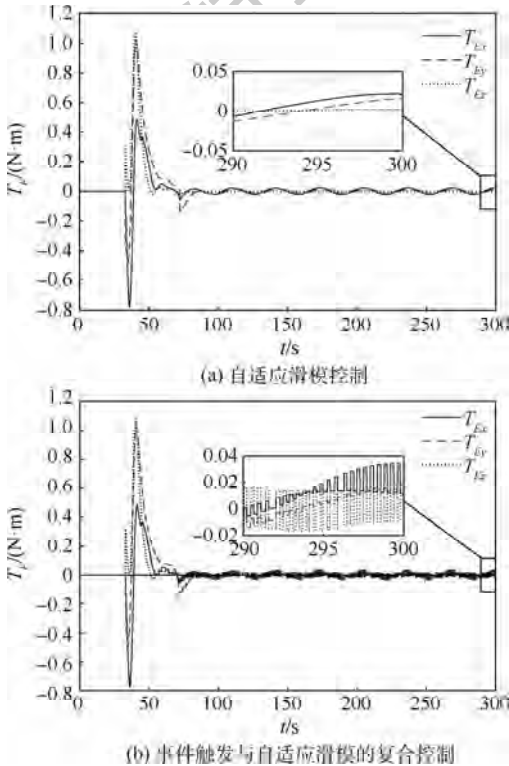


图5 航天器的控制力矩变化曲线

Fig.5 Curves of spacecraft control torques

从图5和图6中可以看出,事件触发与自适应滑模的复合控制策略,只在满足事件触发条件的时刻更新控制信号,其他时刻控制量保持不变。在时长300s、步长0.01s的仿真中,控制输入从

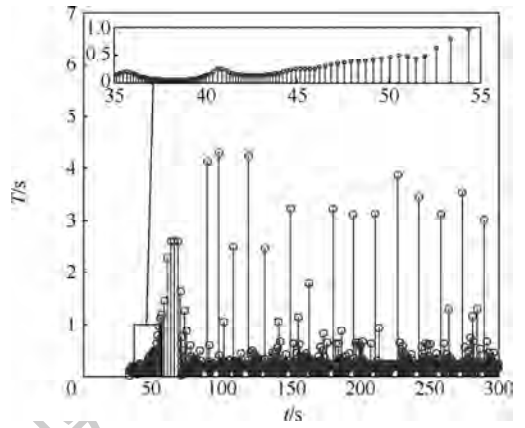


图6 事件触发的时间间隔

Fig.6 Event-triggering interval

第33s开始更新,共计触发事件878次,平均每0.32s触发一次事件,所需通信资源只有自适应滑模控制策略的4%不到,就可实现对航天器姿态系统的有效控制。

4 结论

1) 充液航天器系统具有强耦合、非线性特点,在液体大幅晃动时更为显著。滑模变结构控制与自适应更新律相结合的策略,在液体大幅晃动时,依然能实现充液航天器姿态控制系统的各状态量的一致有界性。

2) 在控制器与执行器之间引入事件触发机制,控制信号的更新阈值与滑模面有关,兼顾对控制精度和通信资源利用率的考量。可有效减少控制输入的更新次数,释放更多的通信资源。

3) 基于Lyapunov函数的理论分析与平旋机动下的仿真,表明本文提出的控制器既能实现系统各状态量收敛至较小的界内,也能有效地减小通信频率,避免对通信资源的浪费。

参考文献 (References)

[1] 朱宁昌. 中国液体火箭发动机发展之我见[J]. 宇航学报, 1990(3):5-9.
ZHU N C. Viewpoint on the development of China's liquid propellant rocket engines[J]. Journal of Astronautics, 1990(3):5-9 (in Chinese).

[2] VREBURG J P B. Spacecraft maneuvers and slosh control [J]. IEEE Control Systems, 2005, 25(3):12-16.

[3] VREBURG J P B. Dynamics and control of a spacecraft with a moving, pulsating ball in a spherical cavity[J]. Acta Astronautica, 1997, 40(2-8):257-274.

[4] BERRY R L, TEGART J R. Experimental study of transient liquid motion in orbiting spacecraft: NASA-CR-144003[R]. Washington, D. C.: NASA, 1975.

[5] 董瑞琦, 吴爱国, 张颖, 等. 转动惯量存在不确定性的挠性航

- 天器动态自适应滑模姿态控制[J]. 飞控与探测, 2019, 2(5):1-8.
- DONG R Q, WU A G, ZHANG Y, et al. Dynamic adaptive sliding attitude control for flexible spacecraft with inertia uncertainty[J]. Flight Control & Detection, 2019, 2(5):1-8 (in Chinese).
- [6] 杜辉, 张洪华. 一类带液体晃动航天器的姿态控制[J]. 空间控制技术与应用, 2010, 36(2):25-30.
- DU H, ZHANG H H. Attitude control of a spacecraft with liquid sloshing[J]. Aerospace Control and Application, 2010, 36(2):25-30 (in Chinese).
- [7] DENG M L, YUE B Z. Attitude tracking control of flexible spacecraft with large amplitude slosh[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2017, 33(6):1095-1102.
- [8] ZHU Z, XIA Y Q, FU M Y. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(6):686-702.
- [9] SONG X J, LU S F. Attitude maneuver control of liquid-filled spacecraft with unknown inertia and disturbances[J]. Journal of Vibration and Control, 2019, 25(8):1460-1469.
- [10] MAZMANYAN L, AYOUBI M A. Fuzzy attitude control of spacecraft with fuel sloshing via linear matrix inequalities[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(5):2526-2536.
- [11] REYHANOGLU M. Modeling and control of space vehicles with fuel slosh dynamics[M]//HALL D J. Advances in spacecraft technologies. [S.l.]:InTech, 2011:549-562.
- [12] DENG M L, YUE B Z. Attitude dynamics and control of liquid filled spacecraft with large amplitude fuel slosh[J]. Journal of Mechanics, 2017, 33(1):125-136.
- [13] 顾黄兴, 齐瑞云. 带液体晃动航天器的非线性自适应反馈控制[J]. 航天控制, 2013, 31(4):72-77.
- GU H X, QI R Y. Nonlinear adaptive feedback controller for spacecraft with fuel slosh[J]. Aerospace Control, 2013, 31(4):72-77 (in Chinese).
- [14] 王婕, 马晓, 宗群. 四旋翼无人飞行器的轨迹跟踪与滑模事件驱动控制[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(7):1083-1089.
- WANG J, MA X, ZONG Q. Trajectory tracking and sliding mode event-triggered control for a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(7):1083-1089 (in Chinese).
- [15] 于灏, 欧阳利, 郝飞. 事件触发控制在倒立摆系统中的仿真与实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(10):2107-2117.
- YU H, OUYANG L, HAO F. Simulation and experiment of event-triggered control for inverted pendulum system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(10):2107-2117 (in Chinese).
- [16] SUN S, YANG M, WANG L. Event-triggered nonlinear attitude control for a rigid spacecraft[C]//The 36th Chinese Control Conference, 2017:7582-7586.
- [17] WANG F, HOU M Z, CAO X B. Event-triggered backstepping control for attitude stabilization of spacecraft[J]. Journal of the Franklin Institute, 2019, 356(16):9474-9501.
- [18] YI H, LIU M, LI M. Event-triggered fault tolerant control for spacecraft formation attitude synchronization with limited data communication[J]. European Journal of Control, 2018, 48:97-103.
- [19] 杨飞生, 汪璟, 潘泉. 基于事件触发机制的网络控制研究综述[J]. 控制与决策, 2018, 33(6):969-977.
- YANG F S, WANG J, PAN Q. A survey of network control based on event triggering mechanism[J]. Control and Decision, 2018, 33(6):969-977 (in Chinese).
- [20] 邓明乐, 岳宝增, 黄华. 液体大幅晃动等效力学模型研究[J]. 宇航学报, 2016, 37(6):631-638.
- DENG M L, YUE B Z, HUANG H. Study on the equivalent mechanical model for large amplitude slosh[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(6):631-638 (in Chinese).
- [21] WU B, QIANG S, CAO X. Event-triggered attitude control of spacecraft[J]. Advances in Space Research, 2018, 61(3):927-934.
- [22] ZHANG J, FENG G. Event-driven observer-based output feedback control for linear systems[J]. Automatica, 2014, 50(7):1852-1859.
- [23] 张嘉芮, 陈弈澄, 董新蕾, 等. 基于事件触发的航天器姿态自适应容错控制[J]. 飞控与探测, 2020, 3(2):17-25.
- ZHANG J R, CHEN Y C, DONG X L, et al. Event-triggered adaptive fault-tolerant control of spacecraft attitude[J]. Flight Control & Detection, 2020, 3(2):17-25 (in Chinese).

作者简介:

董新蕾 女, 硕士研究生。主要研究方向: 充液航天器姿态控制。

齐瑞云 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 模糊自适应控制与航空航天器容错控制。

卢山 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 空间飞行器导航、制导与控制技术。

王焕杰 男, 硕士。主要研究方向: 飞行器姿态控制系统设计。

Event-triggered attitude control of liquid-filled spacecraft

DONG Xinlei^{1,2}, QI Ruiyun^{1,2,*}, LU Shan^{3,4}, WANG Huanjie^{3,4}

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Key Laboratory of Navigation, Control and Health-Management Technologies of Advanced Aircraft, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

3. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;

4. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aimed at the attitude system of liquid-filled spacecraft with large-amplitude liquid sloshing and limited communication resources, a control strategy combining adaptive sliding mode control and event-triggering mechanism is proposed. First, sliding mode variable structure control is used to weaken the nonlinear effect of large-amplitude liquid sloshing for a liquid-solid coupled spacecraft attitude system, and an adaptive updating law is designed to estimate the uncertain parameters online to improve the robustness of the system. Then, considering the limitation of onboard computer resources, an event-triggering mechanism with relative threshold is designed to determine the update of control input signal, so as to reduce the occupation of communication network caused by signal update between controller and actuator. Finally, the simulation results show that, under large-amplitude liquid sloshing, the control strategy can not only make the spacecraft attitude system converge to an arbitrary small boundary, but also reduce the control signal transmission by 96% and reduce the communication load of spacecraft.

Keywords: event-triggering mechanism; large-amplitude liquid sloshing; adaptive sliding mode control; liquid-filled spacecraft; attitude control

Received: 2020-06-19; **Accepted:** 2020-07-17; **Published online:** 2020-08-17 13:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200817.1124.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61873127); Aeronautical Science Foundation of China (2017ZA52013); High Level Talent Support Project of "Six Talent Peaks" in Jiangsu Province (HKHT-010)

* **Corresponding author.** E-mail: ruiyun.qi@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0265

基于寒鸦配对交互行为的无人机集群编队控制



张令^{1,2}, 段海滨^{1,2,*}, 雍婷³, 邓亦敏¹, 魏晨¹

¹ 航天大学 自动化科学与电气工程学院 飞行器控制一体化技术重点实验室 仿生自主飞行系统研究组, 北京 100083;

² 鹏城实验室, 深圳 518000; ³ 信息系统安全技术重点实验室, 北京 100101)

摘 要: 受寒鸦群配对飞行行为机制的启发, 提出了一种配对交互模型, 并应用于解决无人机(UAV)集群编队控制问题。首先, 模仿寒鸦个体间的配对交互, 设计配对交互时的邻居选择机制, 基于社会力, 考虑惯性加速、远距吸引、近距排斥、速度匹配和运动阻尼, 分别建立配对个体和未配对个体的运动学微分方程, 完成配对交互模型的构建。然后, 在无人机模型基础上, 设计基于寒鸦配对交互机制的无人机集群编队控制器。最后, 通过2组仿真实验研究所提模型应用于无人机集群时的特性。结果表明, 寒鸦配对交互模型能保证无人机集群运动的一致性, 通过减小无人机交互的平均邻居数量, 从而减小无人机集群的通信负载, 并且当单向刺激时, 配对无人机作为信息无人机时集群有更高的应激精度。

关键词: 寒鸦配对交互; 无人机(UAV); 集群控制; 通信负载; 应激精度

中图分类号: TP273

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0391-07

无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)具有风险小、成本低、环境适应力强等优点, 在民用和军事任务中的应用越来越多。单个无人机由于自身资源有限, 无法执行大规模任务, 为适应新的任务需求, 多无人机集群逐渐成为无人机领域的研究热点。多机相互协作, 可实现单机资源的充分利用, 完成更为复杂的任务^[1]。何吕龙等^[2]设计分布式控制协议, 解决了有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制问题; 马鸣宇等^[3]采用事件驱动控制方法, 实现了多无人机系统的协同控制; Rosa等^[4]通过滚动时域控制方法, 实现了无人机复杂队形的控制与保持。

无人机集群控制与生物群体智能行为存在相似性, 生物群体通过简单的局部交互规则, 可实现有序协调的集群运动, 胜任远超个体能力的复杂任务。将生物智能和仿生科学的研究成果应用于

无人机, 是提升无人机集群技术的重要思路, 并且生物集群理论在多机器人系统中的应用已经逐渐成熟^[5-7]。将生物群体智能映射于无人机集群控制, 需要先建立集群模型, 通过具有简单交互规则的模型, 重现生物的复杂群体行为^[8], 再将模型的交互和运动决策规则与无人机控制系统结合, 在无人机上实现模型的控制方案。

目前, 集群建模的研究重心在个体运动决策上, 即在个体的交互邻居集合已知后, 研究如何根据个体自身和邻居的交互信息, 进行下一时刻的运动决策, 而对个体间的交互机制研究较少^[9]。

生物群体的交互机制主要分为分层领导交互模式和固定邻居距离交互模式^[10]。Couzin模型^[11]和Vicsek模型^[12]都采用固定邻居距离交互模式, 个体一定距离内的所有邻居都是其交互对象。固定邻居距离交互模式有很强的环境适应

收稿日期: 2020-06-15; 录用日期: 2020-07-03; 网络出版时间: 2020-07-15 09:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.1117.006.html

基金项目: 科技创新2030—“新一代人工智能”重大项目(2018AAA0102403); 国家自然科学基金(91948204, U20B2071, U1913602, U19B2033)

* 通信作者。E-mail: hbduan@buaa.edu.cn

引用格式: 张令, 段海滨, 雍婷, 等. 基于寒鸦配对交互行为的无人机集群编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 391-397. ZHANG L, DUAN H B, YONG T, et al. Unmanned aerial vehicle swarm formation control based on paired interaction mechanism in jackdaws[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 391-397 (in Chinese).

性,缺点是通信量较大。邱华鑫等^[13-14]通过模仿鸽群层级机制,提出了一种基于鸽群行为的多无人机集群控制模型,实现了无人机间交互模式的切换并完成同步性分析。分层领导交互模式的通信量更小,但是面对部分个体通信丢失等复杂情况缺乏适应性。

Ballerini等^[15]发现,椋鸟只与其距离最近的6~7个邻居进行交互,并且交互对象数量稳定,不受个体间距影响,称之为拓扑交互(Topological Interactions)现象。拓扑交互机制已经过理论证明^[16],并在鱼群实验中^[17-18]得到验证。在通信负载方面,拓扑交互的个体邻居数量远小于固定邻居距离交互的数量。Ling等^[19-20]在对寒鸦群的观测中发现,寒鸦群由于一夫一妻制形成特有的交互模式,群体中有15%~70%的个体一对一配对飞行,称之为配对交互。没有配对的寒鸦使用拓扑交互,交互范围为7~8个;配对寒鸦在其一侧只与配对对象交互,另一侧则采用拓扑交互,交互范围约为非配对个体的一半,减小2~3个交互对象,因此配对交互的通信量较拓扑交互更少。观测数据证明,配对交互模式也减小了寒鸦的飞行能量消耗。

本文通过模仿寒鸦的配对交互机制,提出了一种基于寒鸦配对交互行为的集群编队控制模型,对于集群中的配对个体和未配对个体,分别研究其交互运动特性,将所提模型映射于无人机集群编队控制。实验结果表明,配对交互模型的应激能力更强,而且合适的配对比例能在保证无人机集群聚集性的同时,显著减小机间通信负载。

1 寒鸦配对交互行为机制建模

1.1 配对交互邻居选择机制

在寒鸦群中,未配对的个体采用拓扑交互。为表示拓扑交互作用,寒鸦个体采用固定邻居距离交互模式,将交互距离 R_i 以内的个体作为其邻居,并对 R_i 作动态调整^[21],使交互邻居数量基本保持在期望值。寒鸦个体交互邻居的集合为

$$N_i(t) = \{j | d_{ij}(t) \leq R_i(t), j = \{1, 2, \dots, N\}, j \neq i\} \quad (1)$$

式中: $d_{ij}(t)$ 为个体 i 与个体 j 的实际距离; N 为寒鸦群数量;交互距离不大于感知半径,即 $R_i(t) \leq R_{sen}$ 。

交互距离调整规则^[21]为

$$R_i(t + dt) = R_i(t) \left[1 + k_R \left(1 - \frac{|N_i(t)|}{n_{topo}^{unpair}} \right) \right] \quad (2)$$

式中: $k_R > 0$ 为调整参数; $t + dt$ 表示下一时刻; n_{topo}^{unpair} 为未配对个体的拓扑半径^[15],表示拓扑交互期望邻居数量。

对于寒鸦群中的配对个体,以飞行方向为界,其左侧(右侧)只与配对对象交互,另一侧拓扑交互,所以其交互邻居集合是配对对象与另一侧交互集合的并集。另一侧拓扑交互邻居的判定方法与未配对个体相同,不同的是:邻居寻找范围从 N 变为个体另一侧的寒鸦数量,拓扑半径变为 $n_{topo}^{pair} = \lfloor n_{topo}^{unpair} / 2 \rfloor$, $\lfloor \cdot \rfloor$ 表示向下取整。在惯性坐标系下,个体相对方位的判定^[22]通过 $\theta_{ij}(t)$ 表示:如果 $\theta_{ij}(t) \in (-\pi/2, \pi/2)$,则个体 j 在个体 i 的右侧,否则在左侧。

$$\theta_{ij}(t) = \arctan(2(y_j(t) - y_i(t), x_j(t) - x_i(t))) - \alpha_i(t) \quad (3)$$

式中: $\alpha_i(t)$ 为个体 i 当前速度方向; $x_i(t)$ 、 $y_i(t)$ 和 $x_j(t)$ 、 $y_j(t)$ 分别为个体 i 和个体 j 的位置坐标。

1.2 基于社会力的集群动力学模型

1.2.1 社会力框架

考虑个体数量为 N 的集群系统,在三维无障碍空间运动,个体 i 的位置向量为 $\mathbf{x}_i \in \mathbf{R}^3$,速度向量为 $\mathbf{v}_i \in \mathbf{R}^3$,不考虑个体形状,其质量为 m_i 。参考文献[13],寒鸦个体的运动微分方程描述如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_i = \mathbf{v}_i \\ m_i \dot{\mathbf{v}}_i = \mathbf{u}_i - \zeta \|\mathbf{v}_i\|^2 \mathbf{v}_i \end{cases} \quad (4)$$

$$\mathbf{u}_i = k^{inc} \mathbf{v}_i + \mathbf{u}_i^{pos} + \mathbf{u}_i^{vel} \quad (5)$$

式中: \mathbf{u}_i 为输入寒鸦个体的控制量; $k^{inc} \mathbf{v}_i$ 为加速项,表示个体在当前速度方向上的惯性力, k^{inc} 为惯性系数; $\zeta \|\mathbf{v}_i\|^2 \mathbf{v}_i$ 为阻尼项,孤立个体的加速项与阻尼项大小相等时,个体将匀速运动, ζ 为阻尼系数; \mathbf{u}_i^{pos} 和 \mathbf{u}_i^{vel} 分别为位置协同项和速度协同项,统称协同项,体现个体间的远距吸引、近距排斥与速度匹配。

个体 i 受到个体 j 的位置协同力和速度协同力分别为

$$\mathbf{u}_{ij}^{pos} = k^{pos} \left[1 - \left(\frac{d^{exp}}{d_{ij}} \right)^2 \right] e^{\lambda/d_{ij}} \mathbf{x}_{ij} \quad (6)$$

$$\mathbf{u}_{ij}^{vel} = k^{vel} (\mathbf{v}_j - \mathbf{v}_i) \quad (7)$$

式中: \mathbf{x}_{ij} 表示由个体 i 指向个体 j 的单位向量; d^{exp} 为个体间期望距离; λ 为位置协同力随个体间距的衰减系数; k^{pos} 为位置协同系数; k^{vel} 为速度协同系数。

1.2.2 未配对寒鸦的协同力

与未配对寒鸦个体交互的每一个邻居的地位都相同,所以其位置协同力和速度协同力取各个

邻居的均值:

$$\mathbf{u}_i^{\text{pos}} = \frac{1}{N_i(t)} \sum_{j \in N_i(t)} \mathbf{u}_{ij}^{\text{pos}} \quad (8)$$

$$\mathbf{u}_i^{\text{vel}} = \frac{1}{N_i(t)} \sum_{j \in N_i(t)} \mathbf{u}_{ij}^{\text{vel}} \quad (9)$$

1.2.3 配对寒鸦的协同力

配对寒鸦在其一侧只与配对对象交互,故先将另一侧的位置和速度协同力取均值,再与其配对对象的加权求和。

$$\mathbf{u}_i^{\text{pos}} = \frac{1}{N_i(t) - 1} \sum_{j \in N_i(t), j \neq j^{\text{pair}}} \mathbf{u}_{ij}^{\text{pos}} + k_{\text{pos}}^{\text{pair}} \mathbf{u}_{ij^{\text{pair}}}^{\text{pos}} \quad (10)$$

$$\mathbf{u}_i^{\text{vel}} = \frac{1}{N_i(t) - 1} \sum_{j \in N_i(t), j \neq j^{\text{pair}}} \mathbf{u}_{ij}^{\text{vel}} + k_{\text{vel}}^{\text{pair}} \mathbf{u}_{ij^{\text{pair}}}^{\text{vel}} \quad (11)$$

式中: j^{pair} 为个体*i*的配对对象; $k_{\text{pos}}^{\text{pair}}$ 为配对对象位置系数; $k_{\text{vel}}^{\text{pair}}$ 为配对对象速度系数。

2 无人机集群控制

2.1 无人机模型

假定固定翼无人机配置有速度、航向角和高度 3 个回路的自驾仪,则无人机模型^[23]可简化为

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \chi \\ \dot{y} = v \sin \chi \\ \dot{\chi} = \frac{1}{\alpha_\chi} (\chi^c - \chi) \\ \dot{v} = \frac{1}{\alpha_v} (v^c - v) \\ \dot{h} = -v \frac{1}{\alpha_h} \dot{h} + \frac{1}{\alpha_h} (h^c - h) \end{cases} \quad (12)$$

式中: v^c 、 h^c 和 χ^c 分别为水平速度、高度和航向角控制输入指令; $(x, y, h, v, \chi, \dot{h})$ 为无人机的 6 个状态值,分别表示无人机三轴位置、水平速度、航向角和高度变化率; α_χ 、 α_v 、 α_h 和 α_h 为自驾仪控制参数。

考虑无人机的飞行限制条件:

$$\begin{cases} v_{\min} < v < v_{\max} \\ -\omega_{\max} < \dot{\chi} < \omega_{\max} \end{cases} \quad (13)$$

式中: $v_{\min} > 0$ 和 $v_{\max} > 0$ 分别为无人机最小航速和最大航速; $\omega_{\max} > 0$ 为无人机最大航向角速度的绝对值。

2.2 集群动力学模型与无人机模型的映射关系

式(5)计算所得的集群控制量 \mathbf{u}_i 通过指令解算^[13],可得到无人机的自驾仪控制输入:

$$\mathbf{u}_i = \begin{pmatrix} u_i^N \\ u_i^E \\ u_i^h \end{pmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{cases} v_i^c = \alpha_v (u_i^N \cos \chi_i + u_i^E \sin \chi_i) + v_i \\ \chi_i^c = \frac{\alpha_\chi}{v_i} (u_i^E \cos \chi_i - u_i^N \sin \chi_i) + \chi_i \\ h_i^c = h_i + \frac{\alpha_h}{\alpha_h} \dot{h}_i + \alpha_h u_i^h \end{cases} \quad (15)$$

式中: u_i^N 、 u_i^E 和 u_i^h 为无人机*i*在惯性坐标系下的*x*轴、*y*轴和高度方向上的集群控制量。

无人机模型的状态输出值可转换为无人机的位置和速度向量,作为集群动力学模型的输入:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_i = (x_i, y_i, h_i) \\ \mathbf{v}_i = (v_i \cos \chi_i, v_i \sin \chi_i, \dot{h}_i) \end{cases} \quad (16)$$

3 仿真结果分析

3.1 集群运动评价指标

3.1.1 序参量

通常使用序参量(Order Parameters)来描述集群运动的有序性,该方法由Vicsek等^[12]提出,本文采用极化指数作为序参量。极化指数刻画集群中所有无人机运动方向趋于一致的程度,极化指数 $\phi \in [0, 1]$ 越大,则集群运动的一致性程度越高,设定极化指数阈值 φ_{flock} ,当极化指数大于 φ_{flock} ,则认为集群的有序性良好。

$$\phi = \frac{1}{N} \left\| \sum_{i=1}^N \frac{\mathbf{v}_i}{\|\mathbf{v}_i\|} \right\| \quad (17)$$

式中: N 为集群无人机数量; \mathbf{v}_i 为无人机*i*的速度。

3.1.2 尺度指数

尺度指数为所有无人机到集群中心点距离的平均值,表示集群的聚集程度,尺度指数越小,聚集程度越高,定义如下:

$$s = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \|\mathbf{x}_i - \bar{\mathbf{x}}\| \quad (18)$$

式中: $\bar{\mathbf{x}}$ 为集群无人机的中心点位置; \mathbf{x}_i 为无人机*i*的位置。

3.1.3 通信负载

通信负载 $N_{\text{nb}}(t)$ 定义为时刻*t*集群无人机的平均邻居数量,平均数量越小,则通信负载越小。

$$N_{\text{nb}}(t) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |N_i(t)| \quad (19)$$

式中: $N_i(t)$ 为*t*时刻无人机*i*的交互邻居数量。

3.1.4 应激精度

应激精度 δ 表示在刺激后集群运动方向与刺激方向的接近程度, $\delta = 0$ 表示刺激后所有集群无人机均未改变运动方向, $\delta = 1$ 表示集群无人机已经与刺激方向一致。对于单向刺激,定义如下:

$$\delta = \frac{A - A_0}{1 - A_0} \quad (20)$$

$$A = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{1 + \mathbf{q}_i \cdot \mathbf{q}_{sti}}{2} \quad (21)$$

$$A_0 = \frac{1 + \mathbf{q}_0 \cdot \mathbf{q}_{sti}}{2} \quad (22)$$

式中: \mathbf{q}_i 为无人机 i 的单位化速度向量, 表示运动方向; \mathbf{q}_{sti} 为刺激方向; \mathbf{q}_0 为刺激之前集群的运动方向, \mathbf{q}_{sti} 和 \mathbf{q}_0 均为单位向量。

3.2 集群参数设置

集群参数设置如表 1 所示。

表 1 集群参数设置

Table 1 Swarm parameter setting

参数	数值
惯性系数 k^{inc}	2
无人机间期望距离 d^{exp}/m	5
感知半径 R_{sen}/m	150
阻尼系数 ζ	0.008
衰减系数 λ	5
速度协同系数 k^{vel}	5
位置协同系数 k^{pos}	10
极化指数阈值 φ_{flock}	0.95
配对对象位置系数 k_{pos}^{pair}	0.4
配对对象速度系数 k_{vel}^{pair}	0.4
初始交互距离 R_0/m	40
自驾仪控制参数 $\alpha_x, \alpha_v, \alpha_h, \alpha_h$	0.75, 3, 0.3, 1
最小航速 $v_{min}/(m \cdot s^{-1})$	7.5
最大航速 $v_{max}/(m \cdot s^{-1})$	13.5
最大航向角速度 $\omega_{max}/(rad \cdot s^{-1})$	0.671

3.3 仿真分析

3.3.1 配对比例

设定每次仿真时间 50 s, 步长 0.05 s。其他参数保持不变时, 通过改变集群中配对无人机的比例 p^{pair} , 研究其对集群性能的影响。配对比例表示配对无人机数量与集群数量的比值, 集群数量取 10, 配对比例 p^{pair} 分别取值 0、20%、40%、60%、80%、100%。配对比例为 0、40% 和 80% 的三维轨迹曲线如图 1 所示, 图 2 ~ 图 4 分别为集群的极化指数、尺度指数和平均邻居数量随时间的演化曲线。

极化指数图中, 虚线为极化指数阈值。配对比例从 0 变化到 100%, 逐渐增大, 不同配对比例下的序参量演化曲线重合, 在 1.95 s 时超过阈值并稳定在阈值以上。尺度指数图中, 配对比例为 0、20%、40%、60% 的尺度指数变化趋势一致, 最终稳定在 5 m 附近, 而配对比例为 80% 和 100% 的尺度指数较大, 在 50 s 时其值分别为 8.6 m 和 10.4 m。平均邻居数量图中, 配对比例每增大 20%,

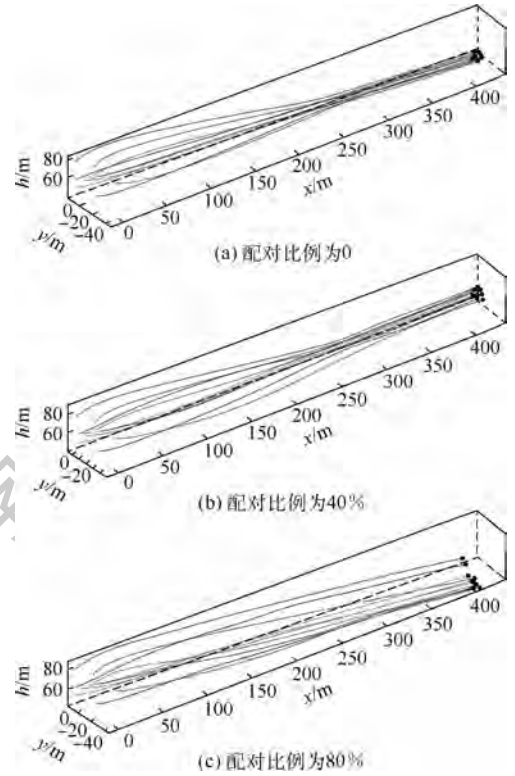


图 1 不同配对比例时的三维轨迹曲线

Fig. 1 3D trajectory curves changing with pairing ratio

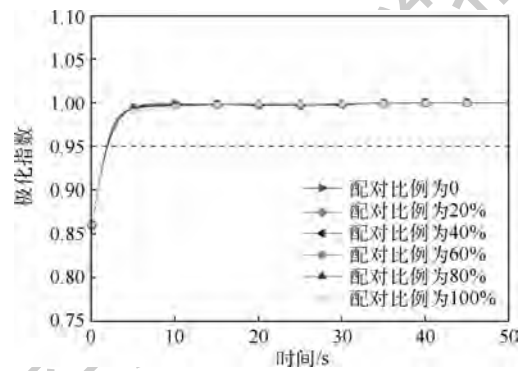


图 2 极化指数随配对比例变化曲线

Fig. 2 Curves of polarization exponent changing with pairing ratio

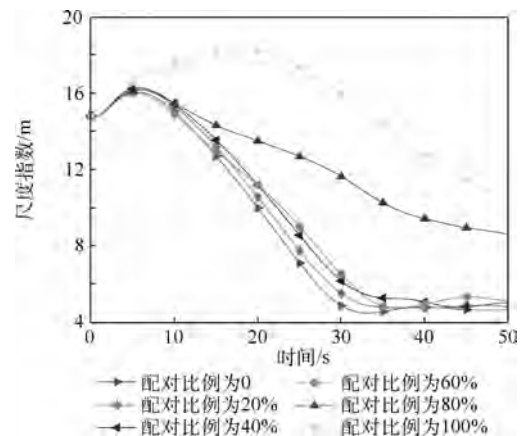


图 3 尺度指数随配对比例变化曲线

Fig. 3 Curves of scale exponent changing with pairing ratio

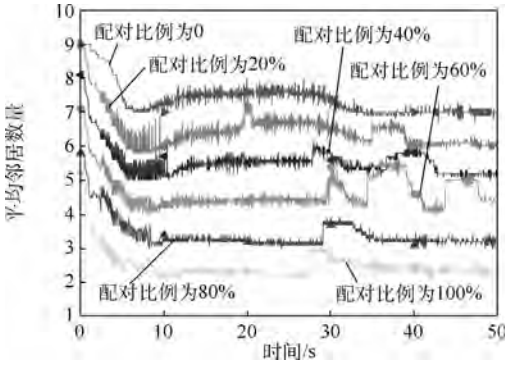


图 4 平均邻居数量随配对比例变化曲线

Fig.4 Curves of average number of neighbors changing with pairing ratio

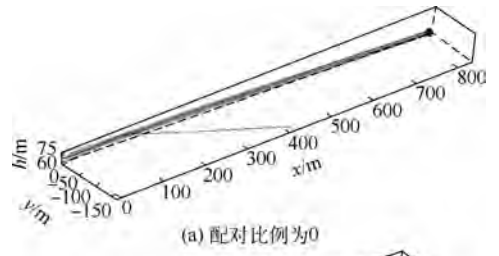
平均邻居数量约减小 1 个,集群的通信负载随配对比例增大显著减小。由仿真结果可见,配对比例越高,集群通信负载越小,合适的配对比例能保证集群的一致性和聚集性,当配对比例超过一定阈值时,集群的尺度指数增大,聚集性降低。分析原因是:未配对无人机的交互邻居多,交互范围大,能减小集群的尺度指数,而高配对比例导致无人机的交互邻居数量减小,使集群的聚集性下降。保证聚集性的配对比例阈值应在 60% ~ 80% 之间,仿真结果也符合寒鸦飞行时维持 15% ~ 70% 配对比例的观测结论。

3.3.2 应激响应特性

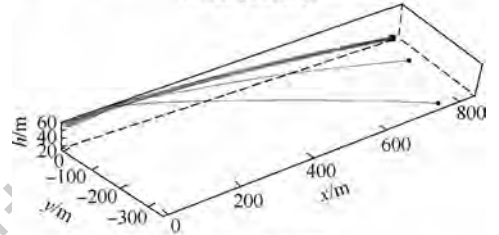
研究集群对于单向刺激的响应特性,设定集群中部分无人机在某时刻改变其运动方向且固定,其他参数保持不变时,分析信息无人机占比对刺激精度的影响,给出定义如下:信息无人机占比为改变运动方向的无人机数与集群无人机总数比值。

设定每次仿真时间 100 s,步长 0.05 s。集群数量取 10,信息无人机在 $t = 15$ s 时航向角减小 30° ,进行 2 次不同的仿真:信息无人机占比分别为 10%、20%,每次仿真进行配对比例 0 和 40% 的对比,其中配对比例为 40% 时,信息无人机均为配对无人机。信息无人机占比为 10% 的三维轨迹曲线和应激精度随时间演化曲线如图 5 和图 6 所示,信息无人机占比为 20% 时如图 7 和图 8 所示。

由图 5 可见,信息无人机占比 10% 时,配对比例为 40% 的集群对刺激响应更明显。信息无人机 i 对其配对对象 j 的协同力较大,使得 j 向 i 靠近和速度匹配的趋势比其他无人机更大。在其他无人机和 i 的协同力的共同作用下, j 的位置和速度方向都处于 i 与其他无人机之间,这也使其他无人机的运动方向更加接近信息无人机,形成更大的应激精度。



(a) 配对比例为0



(b) 配对比例为40%

图 5 不同配对比例时 10% 信息无人机占比三维轨迹曲线

Fig.5 3D trajectory curves changing with pairing ratio with information UAV ratio of 10%

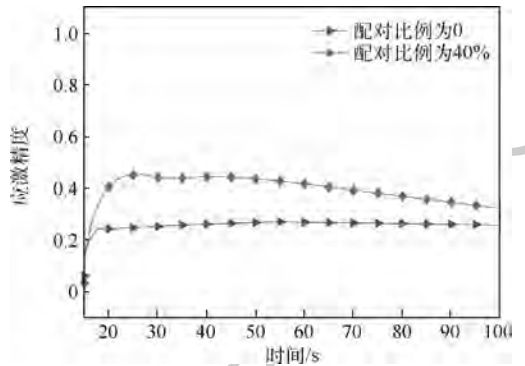
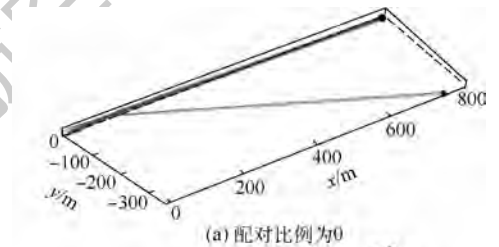
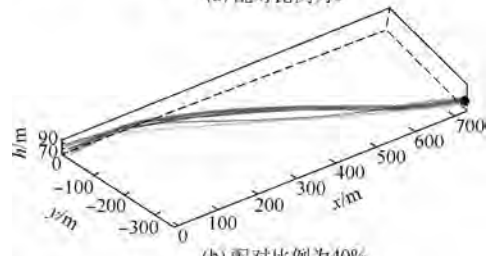


图 6 10% 信息无人机占比下应激精度随配对比例变化曲线

Fig.6 Curves of stimulation accuracy changing with pairing ratio with information UAV ratio of 10%



(a) 配对比例为0



(b) 配对比例为40%

图 7 不同配对比例时 20% 信息无人机占比三维轨迹曲线

Fig.7 3D trajectory curves changing with pairing ratio with information UAV ratio of 20%

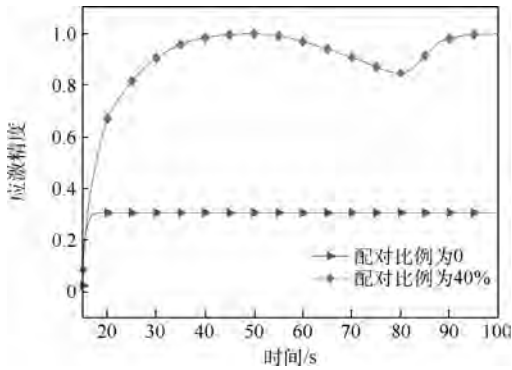


图8 20%信息无人机占比下应激精度随配对比例变化曲线

Fig. 8 Curves of stimulation accuracy changing with pairing ratio with information UAV ratio of 20%

信息无人机占比为20%时,配对比例为0的集群的应激精度在刺激初期缓慢增加,随着信息无人机与其他无人机的距离增大,其协同力逐渐消失,应激精度最终稳定为0.3;而配对比例为40%时,集群的应激精度远大于配对比例为0,在100s时,集群的运动方向已基本和信息无人机一致。可见当信息无人机中存在配对无人机时,集群的应激精度更高。

4 结论

针对多无人机集群控制问题,受寒鸦群配对飞行行为机制的启发,本文提出了一种配对交互模型,通过一定比例的无人机配对,减小集群无人机的交互邻居数量,从而减小通信负载。

1) 通过2组仿真实验研究所提模型的特性,验证了集群的配对比例越高,其通信负载越小,但是需要控制合适的配对比例,以保证集群的一致性和聚集性,配对比例的上限应在60%~80%之间。

2) 对于单向刺激,当信息无人机中有配对无人机时,集群更容易对刺激做出响应,应激精度更高。

参考文献 (References)

- [1] KARIMODDINI A, LIN H, CHEN B M, et al. Hybrid three-dimensional formation control for unmanned helicopters[J]. *Automatica*, 2013, 49(2): 424-433.
- [2] 何吕龙, 张佳强, 侯岳奇, 等. 有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(2): 314-323.
HE L L, ZHANG J Q, HOU Y Q, et al. Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(2): 314-323 (in Chinese).
- [3] 马鸣宇, 董朝阳, 王青, 等. 基于事件驱动的多飞行器编队协同控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(3): 506-515.
MA M Y, DONG C Y, WANG Q, et al. Event-based cooperative control of multiple flight vehicles formation[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(3): 506-515 (in Chinese).
- [4] ROSA M R, BALDI S, WANG X, et al. Adaptive hierarchical formation control for uncertain Euler-Lagrange systems using distributed inverse dynamics[J]. *European Journal of Control*, 2019, 48: 52-65.
- [5] TANNER H G, JADBABAIE A, PAPPAS G J. Stable flocking of mobile agents, Part I: Fixed topology[C] // 42nd IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2003: 2010-2015.
- [6] TANNER H G, JADBABAIE A, PAPPAS G J. Stable flocking of mobile agents, Part II: Dynamic topology[C] // 42nd IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2003: 2016-2021.
- [7] 毛昱天, 陈杰, 方浩, 等. 连通性保持下的多机器人系统分布式集群控制[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(10): 1393-1403.
MAO Y T, CHEN J, FANG H, et al. Decentralized flocking of multi-robot systems with connectivity maintenance[J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(10): 1393-1403 (in Chinese).
- [8] KELLEY D, OUELLETTE N. Emergent dynamics of laboratory insect swarms[J]. *Scientific Reports*, 2013, 3: 1073.
- [9] GIARDINA I. Collective behavior in animal groups: Theoretical models and empirical studies[J]. *HFSP Journal*, 2008, 2(4): 205-219.
- [10] ZHANG H T, CHEN Z, VICSEK T, et al. Route-dependent switch between hierarchical and egalitarian strategies in pigeon flocks[J]. *Scientific Reports*, 2014, 4: 1-7.
- [11] COUZIN I D, KRAUSE J, JAMES R, et al. Collective memory and spatial sorting in animal groups[J]. *Journal of Theoretical Biology*, 2002, 218(1): 1-12.
- [12] VICSEK T, CZIRÓK A, BEN-JACOB E, et al. Novel type of phase transition in a system of self-driven particles[J]. *Physical Review Letters*, 1995, 75(6): 1226.
- [13] 邱华鑫, 段海滨, 范彦铭. 基于鸽群行为机制的多无人机自主编队[J]. *控制理论与应用*, 2015, 32(10): 1298-1304.
QIU H X, DUAN H B, FAN Y M. Multiple unmanned aerial vehicle autonomous formation based on the behavior mechanism in pigeon flocks[J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(10): 1298-1304 (in Chinese).
- [14] 邱华鑫, 段海滨, 范彦铭, 等. 鸽群交互模式切换模型及其同步性分析[J]. *智能系统学报*, 2020, 15(2): 334-343.
QIU H X, DUAN H B, FAN Y M, et al. Pigeon flock interaction pattern switching model and its synchronization analysis[J]. *CAAI Transactions on Intelligent Systems*, 2020, 15(2): 334-343 (in Chinese).
- [15] BALLERINI M, CABIBBO N, CANDELLIER R, et al. Interaction ruling animal collective behavior depends on topological rather than metric distance: Evidence from a field study[J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 2008, 105(4): 1232-

- 1237.
- [16] BODE N W F, FRANKS D W, WOOD A J. Limited interactions in flocks: Relating model simulations to empirical data [J]. *Journal of the Royal Society Interface*, 2011, 8(55): 301-304.
- [17] HERBERT-READ J E, PERNA A, MANN R P, et al. Inferring the rules of interaction of shoaling fish [J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 2011, 108(46): 18726-18731.
- [18] JOLLES J W, BOOGERT N J, SRIDHAR V H, et al. Consistent individual differences drive collective behavior and group functioning of schooling fish [J]. *Current Biology*, 2017, 27(18): 2862-2868.
- [19] LING H, MCLVOR G E, VAN DER VAART K, et al. Costs and benefits of social relationships in the collective motion of bird flocks [J]. *Nature Ecology & Evolution*, 2019, 3(6): 943-948.
- [20] LING H, MCLVOR G E, VAN DER VAART K, et al. Local interactions and their group-level consequences in flocking jackdaws [J]. *Proceedings of the Royal Society B*, 2019, 286(1906): 20190865.
- [21] HILDENBRANDT H, CARERE C, HEMELRIJK C K. Self-organized aerial displays of thousands of starlings: A model [J]. *Behavioral Ecology*, 2010, 21(6): 1349-1359.
- [22] PETTIT B, PERNA A, BIRO D, et al. Interaction rules underlying group decisions in homing pigeons [J]. *Journal of the Royal Society Interface*, 2013, 10(89): 20130529.
- [23] REN W. On constrained nonlinear tracking control of a small fixed-wing UAV [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2007, 48(4): 525-537.

作者简介:

张令 男, 硕士研究生。主要研究方向: 多无人机仿生自主协同控制。

段海滨 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器集群仿生自主控制、计算机仿生视觉和仿生智能计算。

Unmanned aerial vehicle swarm formation control based on paired interaction mechanism in jackdaws

ZHANG Ling^{1,2}, DUAN Haibin^{1,2,*}, YONG Ting³, DENG Yimin¹, WEI Chen¹

1. Bio-inspired Autonomous Flight Systems Research Group, Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Peng Cheng Laboratory, Shenzhen 518000, China;
3. National Key Laboratory of Science and Technology on Information System Security, Beijing 100101, China)

Abstract: Inspired by the paired flight mechanism of jackdaws, a paired interactive swarm model is proposed and applied to the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) swarm control system. Firstly, by imitating the paired interaction between jackdaw individuals, the neighbor selection mechanism is designed in pairing interaction. Considering inertial acceleration, long-range attraction, close-range repulsion, speed matching and motion damping, the paired and unpaired individual's differential equation of kinematics is established based on the social forces. Then the construction of the paired interaction model is completed. Secondly, based on the UAV control model, a UAV swarm controller in paired interaction mechanism is designed. Finally, two sets of simulation experiments are conducted to study the characteristics of the model proposed when it is used on the UAV swarm. Simulation results show that the paired interaction model can ensure the consistency of the UAV swarm. The communication load of the UAVs can be reduced by less average number of neighbors in UAV interaction. The UAV swarm has higher stimulation accuracy if the paired UAV is taken as the information individual when facing external stimuli.

Keywords: paired interaction in jackdaws; Unmanned Aerial Vehicle (UAV); swarm control; communication load; stimulation accuracy

Received: 2020-06-15; **Accepted:** 2020-07-03; **Published online:** 2020-07-15 09:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.1117.006.html

Foundation items: Science and Technology Innovation 2030—Key Project of “New Generation Artificial Intelligence” (2018AAA0102403); National Natural Science Foundation of China (91948204, U20B2071, U1913602, U19B2033)

* **Corresponding author.** E-mail: hbduan@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0318

一种短航程再入解析预测校正制导方法

周亮, 张洪波*

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)



摘 要: 针对载人探月飞船高速再入返回问题, 提出了一种短航程低过载的再入解析预测校正制导方法。引入大升阻比航天器滑翔式再入的概念, 通过设定再入过程中滑翔段轨迹形式, 利用轨迹参数描述滑翔段轨迹, 推导出预测航程的解析公式。为使终端误差满足要求, 通过试位法校正轨迹参数, 并换算得到倾侧角制导指令。在偏差条件下进行仿真, 实现了飞船 2 100 km 任务航程下 400 ~ 450 s 内以低于 $6.5g_0$ 的过载再入, 结果表明, 所提制导方法具有较高的精度和较强的鲁棒性, 为载人探月飞船应急快速返回提供了参考思路。

关键词: 探月飞船; 滑翔再入; 应急返回; 解析预测校正; 短航程

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0398-08

飞船是一类通过质心偏置实现低升阻比(一般小于 0.5)的再入飞行器。对载人探月任务, 飞船以接近第二宇宙速度的高速再入大气。由于飞船再入初始能量高, 为保证航天员人身安全及任务航程适应性的需要, 飞船通常采用跳跃式再入返回方式减小再入过程中的过载和热流峰值^[1]。飞船以较小的再入角进入大气层后, 通过控制倾侧角调整气动力在纵侧向的分配, 在升力作用下再次冲出大气层, 做一段弹道式飞行后, 再一次进入大气层的返回再入。此类跳跃式再入方法已开展飞行试验, 中国在 2014 年探月三期月地高速再入返回飞行器上也取得了成功^[2]。在飞船出现应急情况, 需要应急快速返回时, 跳跃式再入方式存在再入时间较长的问题, 因此, 有必要开展应急情况下的再入问题制导方法研究。

目前, 神舟、联盟载人飞船等在轨道运行阶段, 自主应急返回程序主要采用弹道式再入返回方案。弹道式再入方式实现简单, 但存在再入过载较大, 可能达到 $10g_0$ 以上, 并且存在返回舱着陆点散布范围大的问题^[3]。

飞船再入过程中存在热流、过载及动压等约束, 为实现安全返回, 飞船需要按照一定的导引规律返回, 即再入制导。目前, 再入制导方法主要分为 2 类: 标准轨迹跟踪再入制导方法和预测校正再入制导方法。

标准轨迹跟踪再入制导方法由轨迹规划和轨迹跟踪 2 部分组成, 通过跟踪离线或在线规划的满足再入约束的参考轨迹, 保证飞行器的实际轨迹满足再入约束要求。国内外均开展了大量相关研究, 经典的 Apollo 制导方法^[4]和航天飞机制导方法^[5]均属于标准轨迹跟踪再入制导方法。

预测校正再入制导方法作为本文的研究重点, 是根据一定的指令剖面 and 再入运动模型, 对再入轨迹进行预测, 利用预测轨迹终端与期望值间的误差校正制导参数剖面, 以满足再入任务需求的一种方法。该制导方法可以根据飞行器的状态、模型的变化而进行调整, 具有很强的通用性和鲁棒性。

在预测校正再入制导方法中, 根据轨迹预测方法的不同, 可分为数值预测校正和解析预测校

收稿日期: 2020-07-04; 录用日期: 2020-08-14; 网络出版时间: 2020-09-03 11:15

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200903.0837.001.html

* 通信作者。E-mail: zhanghb1304@nudt.edu.cn

引用格式: 周亮, 张洪波. 一种短航程再入解析预测校正制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 398-405.

ZHOU L, ZHANG H B. An analytical predictor-corrector guidance method designed for spacecraft reentry with short range [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 398-405 (in Chinese).

正 2 类。数值预测校正制导方法一般计算量较大,但随着星载计算机性能的大幅提升,由于其计算的准确性及方法的鲁棒性能成为研究热点。在低升阻比飞行器上,Putnam^[6]、Brunner^[7]和 Lu^[8]等开展了相关研究。

解析预测校正制导方法是指在一定的假设条件下,求解运动微分方程,推导得到再入运动状态的解析表达式。相较于数值预测校正制导方法中以微分形式表达的运动模型,得到的再入运动解析解更为简单,根据解析表达式中的自变量取值和制导指令剖面形式,无需数值积分即可快速得到飞行器后续轨迹参数。但解析预测校正制导方法大部分是针对特定飞行任务,不同的假设和再入问题,推导出的解析形式可能差别很大,较数值预测校正制导方法适应性更弱。由于解析预测校正制导方法在计算速度上的巨大优势,在轨迹优化、在线制导等领域仍然有较大的应用空间。

国内外在星载计算机性能受限时,开展了大量解析方法的研究工作。针对火星再入制导问题,Tigges和Ling^[9]推导了再入运动解析解,并基于解析解设计预测校正再入制导方法。Kluever^[10]从匹配渐近展开法得到的闭式解出发,预测跳跃式再入航程,并迭代升阻比在纵向的分量,得到满足航程需求的再入轨迹。Pan等^[11]以高超声速飞行器为研究对象,利用李雅普诺夫人工小参数方法推导了再入轨迹的解析解,在考虑纵向和横向机动要求下进行了制导仿真。

本文瞄准载人探月飞船应急条件下的再入返回问题,以降低应急返回时的过载为目标,结合解析预测校正制导方法的优势,开展了飞船应急返回再入制导方法的研究。首先,从拟平衡滑翔思想出发,引入飞船滑翔再入概念。然后,通过设定再入过程中滑翔段的轨迹形式,利用轨迹参数描述滑翔段轨迹,推导出预测航程的解析公式。根据预测航程与实际待飞航程的偏差,利用试位法校正轨迹参数,使终端误差满足要求,并根据轨迹参数与倾侧角的解析关系换算得到倾侧角控制指令。最后,通过仿真验证了本文方法的有效性。

1 飞船再入问题建模

1.1 再入动力学模型

在圆球并考虑其自转的假设下,航迹坐标系下以高度为自变量的飞船再入运动方程为^[12]

$$\begin{cases} \frac{d\lambda}{dh} = \frac{\cos\theta\sin\psi}{r\cos\varphi\sin\theta} \\ \frac{d\varphi}{dh} = \frac{\cos\theta\cos\psi}{r\sin\theta} \\ \frac{dv}{dh} = -\frac{\rho v S_{ref} C_D}{2m\sin\theta} - \frac{g}{v} \\ \frac{d\theta}{dh} = \frac{1}{\sin\theta} \left[\frac{\rho C_L S_{ref} \cos\sigma}{2m} + \left(\frac{1}{r} - \frac{g}{v^2} \right) \cos\theta + 2 \frac{\omega}{v} \cos\varphi \sin\psi \right] \\ \frac{d\psi}{dh} = \frac{\rho C_L S_{ref} \sin\sigma}{m\sin(2\theta)} + \frac{1}{r} \cot\theta \sin\psi \tan\varphi - 2 \frac{\omega}{v\sin\theta} (\cos\varphi \tan\theta \cos\psi - \sin\varphi) \end{cases} \quad (1)$$

式中: λ 和 φ 分别为地心经度和地心纬度; v 为相对地球的速度; θ 为当地速度倾角; ψ 为速度方位角; r 和 h 分别为地心距和飞行高度; σ 为控制量倾侧角; m 和 S_{ref} 分别为飞船质量和参考面积; C_L 和 C_D 分别为飞船的升力系数和阻力系数; g 为引力加速度; ω 为地球自转角速度; ρ 为大气密度。

大气密度采用指数模型,密度随高度的表达式为

$$\rho(h) = \rho_0 e^{-\beta h} \quad (2)$$

式中: $\beta = \frac{1}{7110}$ 为大气密度参数; $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 为海平面标准大气密度。

考虑到飞船的计算机性能限制和在线制导要求,飞船制导采用解析预测校正制导方法,充分利用解析形式在计算速度上的优势。首先为推导得到形式较为简单的再入运动解析解,提出如下假设:

- 1) 假设地球引力变化受高度影响可以忽略,地球的引力加速度视为常值, $g = g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$ 。
- 2) 飞船的气动系数在一定范围内可以视为常值,不随马赫数、迎角变化。
- 3) 假设飞船在整个再入过程中当地速度倾角 θ 较小,即 $\sin\theta \approx \theta, \cos\theta \approx 1$ 。
- 4) 飞船按照配平攻角飞行,在瞬时平衡假设下,倾侧角是唯一的制导参数。
- 5) 地球自转产生的惯性力影响较小,在解析解推导中忽略自转影响。

1.2 滑翔再入阶段划分

相比于近地轨道飞船再入,探月飞船再入时具有更大的速度,这使得飞船再入时可以获得更大的气动力来控制质心运动。飞船进入大气后,随着大气密度的迅速增大,通过调整倾侧角,改变

气动力在纵平面内的分量,维持飞船滑翔飞行。飞船采用滑翔再入方法的轨迹形式能够保证飞船被大气所捕获,相比于跳跃式再入方式,在高度上不存在跳跃,且航程更短,有利于减小再入过程中惯导误差的累积。

整个再入过程从再入点到开伞点被划分为3段:初始下降段、滑翔段和末段。参考 Lu^[13]的拟平衡滑翔思想,以飞船能否保持平衡滑翔飞行作为飞船再入的阶段划分标准。当飞船在某个状态下,通过改变倾侧角指令也无法使得飞船实现 $\dot{\theta}=0$,则可以认为飞船不具备滑翔能力。这种状态分为2种情况:

- 1) Case 1。当倾侧角为 180° ,气动升力完全朝下, $\dot{\theta}$ 仍大于 0 。
- 2) Case 2。当倾侧角为 0° ,气动升力完全朝上, $\dot{\theta}$ 仍小于 0 。

结合运动方程第四式,得到式(3)满足时,可以认为飞船能够保持平衡滑翔飞行状态,开始由初始下降段过渡到滑翔段。

$$\begin{cases} v < \sqrt{\frac{2mgr}{-re^{-\beta h}\rho_0 S_{ref} C_L + 2m}} \\ \dot{h} > \dot{h}_a \end{cases} \quad (3)$$

式中: \dot{h}_a 为设定的高度下降率,用于保证滑翔飞行时速度倾角接近于 0 。

当式(4)满足时,则可以认为飞船不再能够保持平衡滑翔飞行状态,并开始由滑翔段过渡到末段,此时速度倾角幅值较大,并不能忽略。

$$v > \sqrt{\frac{2mg r \cos \theta}{re^{-\beta h}\rho_0 S_{ref} C_L + 2m \cos \theta}} \quad (4)$$

图1给出了飞船滑翔再入阶段划分的示意图。可以看出,在初始下降段飞船气动力较小,不足以支撑滑翔飞行,飞船高度单调下降,速度略有上升后随高度下降。滑翔段飞船在一定高度范围内保持滑翔飞行,飞船受到的气动阻力较大,飞船

能量快速耗散,速度迅速减小。末段是飞船再入的最后阶段,飞船速度较小,气动力无法维持飞船滑翔飞行,在重力作用下,飞船的速度倾角幅值快速增大,高度迅速下降。

2 滑翔再入轨迹设计

结合飞船滑翔再入各阶段的飞行特征,在初始下降段,飞船气动控制能力较弱,倾侧角设计为常值,即

$$\sigma_{id} = |\sigma_0| \quad (5)$$

式中: σ_{id} 为初始下降段中的倾侧角; σ_0 为初始下降段中既定的倾侧角幅值大小。

在滑翔段,飞船轨迹形式多样,通过简单的倾侧角指令剖面形式难以推导得到飞船运动的解析解。因此,为更好描述滑翔段的飞行轨迹,有必要重新设计一个参数。通过预先设计飞船的再入轨迹形式,再根据飞船的轨迹形式反推其对应的倾侧角指令。

根据动力学方程式(1)中当地速度倾角 θ 的微分方程在忽略科氏力后得到

$$\frac{d\theta^2}{dh} = 2 \left(\tau C_L \cos \sigma e^{-\beta h} - \frac{g \cos \theta}{v^2} + \frac{\cos \theta}{r} \right) \quad (6)$$

式中:

$$\tau = \frac{\rho_0 S_{ref}}{2m} \quad (7)$$

设方程(6)的右端函数为 $\Gamma(v, h)$:

$$\Gamma(v, h) = 2 \left(\tau C_L \cos \sigma e^{-\beta h} - \frac{g_0 \cos \theta}{v^2} + \frac{\cos \theta}{r} \right) \quad (8)$$

则式(6)转变为

$$\frac{d\theta^2}{dh} = \Gamma(v, h) \quad (9)$$

若 $\Gamma(v, h)$ 始终小于 0 ,且起滑点处的当地速度倾角小于 0 ,则整个滑翔段的当地速度倾角都将小于 0 ,从而保证飞船高度在滑翔段单调下降,其逻辑关系如下:

$$\Gamma(v, h) < 0 \Rightarrow \left. \begin{aligned} \frac{d\theta^2}{dh} < 0 \\ \theta_0 < 0 \end{aligned} \right\} \Rightarrow \theta < 0 \quad (10)$$

在滑翔段气动升力占据主导作用,根据式(8)中 Γ 的表达式,通过设计倾侧角幅值,可构造函数 $\Gamma(v, h)$ 为

$$\Gamma(v, h) = -2\mu\beta e^{-\beta h} \quad (11)$$

即设计飞船的轨迹形式为

$$\theta \frac{d\theta}{dh} = -\mu\beta e^{-\beta h} \quad (12)$$

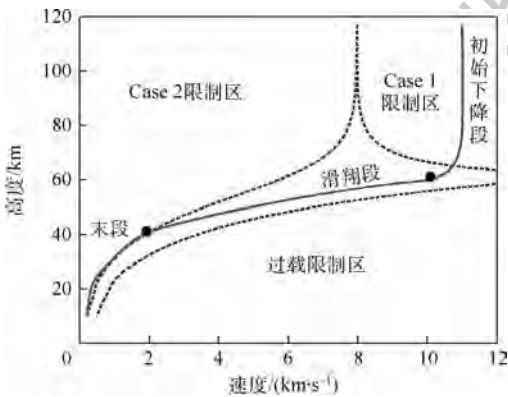


图1 探月飞船滑翔再入阶段划分

Fig.1 Lunar spacecraft glide reentry phase division

式中: μ 为既定的轨迹参数。

在式(12)构造的函数中,指数函数恒正,参数 μ 的符号即决定了函数 $\Gamma(v, h)$ 的正负。当 μ 为正数时,当地速度倾角 θ 将单调递减,可以保证飞船在高度不发生跳跃,高度保持单调下降,确保航天器被大气捕获。

在末段,设计飞船轨迹形式与滑翔段遵循相同变化规律,滑翔段和末段分别通过轨迹参数 μ_1, μ_2 规划剖面,轨迹参数在这 2 个阶段中为常值,但各阶段之间的轨迹参数取值不同,且末段的轨迹参数大于滑翔段轨迹参数。

制导系统需要的是倾侧角变化规律,因此需要将轨迹参数换算到对应的倾侧角指令。对比再入运动方程(1)中的当地速度倾角微分方程和设计的轨迹形式(12),可以得到轨迹参数与倾侧角的换算关系式(13)。可以看出,求解制导指令 σ 与过程中的状态量密切相关,需要在过程中实时求解。

$$\cos \sigma = -\frac{2m}{\rho_0 S_{ref} C_L e^{-\beta h} v^2} (\mu \beta r v^2 e^{-\beta h} + (v^2 - gr) \cos \theta + 2\omega v r \cos \varphi \sin \psi) \quad (13)$$

滑翔再入轨迹设计任务即从设计倾侧角的变化规律,变为选择合适的初始下降段常值倾侧角 σ_0 、滑翔段轨迹参数 μ_1 、末端轨迹参数 μ_2 以满足相关任务需求。通常可选择固定式中 1 个参数,只改变另外 2 个参数,可以转化为两参数搜索问题。考虑到初始下降段飞船飞行时间较短,因此变为固定初始下降段倾侧角 σ_0 ,搜索满足任务需要的轨迹参数组合 (μ_1, μ_2) ,如图 2 所示。

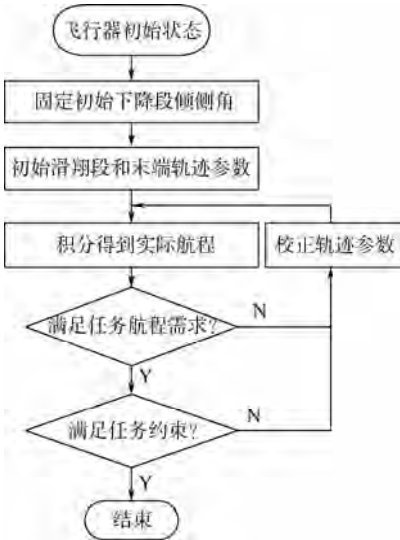


图 2 轨迹参数搜索流程

Fig. 2 Flowchart of trajectory parameter search

3 制导方法

探月飞船滑翔式再入的纵向航程相对较短,侧向机动能力更弱,纵侧向运动的耦合不深,因此,更适合纵侧向分离的制导方式。考虑在纵向制导上,基于解析解对再入纵向轨迹进行规划,根据预测的轨迹航程校正制导参数,以满足纵向相关参数需求;在侧向制导上,利用侧向漏斗,通过控制横程和横程变化率,将再入终端横程控制在一个较小的范围内^[14]。一个预测周期内的再入制导流程如图 3 所示。

因为初始下降段气动力较小,控制能力较弱,本文中选择不进行制导,按照常值倾侧角飞行,积分运动方程可以得到滑翔段起点状态参数,末段和滑翔段遵循相同规律,因此主要对滑翔段制导方法进行研究。

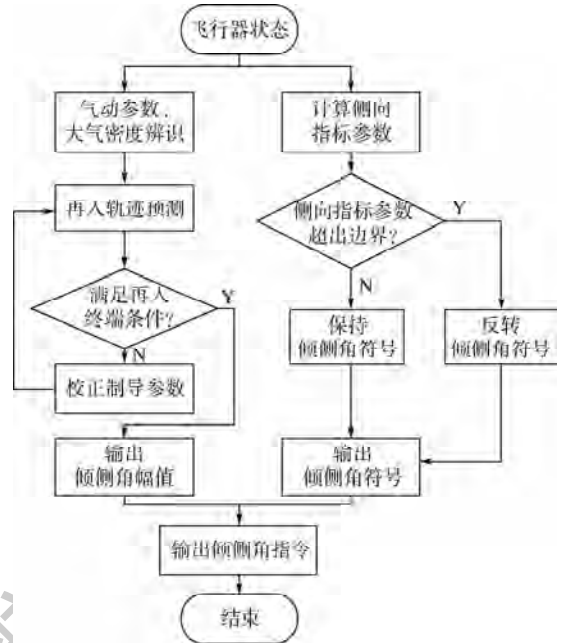


图 3 预测校正制导方法流程

Fig. 3 Flowchart of predictor-corrector guidance method

3.1 滑翔再入预测校正制导方法

解析预测校正制导方法着眼于每个时刻的实际轨道对应的落点与理论设计落点的误差,根据这一误差值和加热量限制及过载限制产生控制指令,具有计算速度快、易于执行的优点。在本文中,预测校正制导方法需要对飞船的待飞航程进行预测,与实际待飞航程形成误差指令,校正相关制导参数。

飞船的待飞航程 $S_{\text{to go}}$ 对高度的微分满足:

$$\frac{dS_{\text{to go}}}{dh} = -\cot \theta \quad (14)$$

可知,飞船再入航程与飞船的当地速度倾角

相关。再入过程中,速度倾角较小,根据假设得到

$$\frac{dS_{\text{to go}}}{dh} = -\frac{1}{\theta} \quad (15)$$

因此,只需要得到速度倾角的解析表达式,就能积分得到预测航程的计算公式。根据滑翔段设定的轨迹形式(12),积分得到速度倾角与高度的关系式:

$$\theta = -\sqrt{2\Omega_{\text{gf}} + 2\mu e^{-\beta h}} \quad (16)$$

式中: $\Omega_{\text{gf}} = \frac{1}{2}\theta_{\text{gf}0}^2 - \mu e^{-\beta h_{\text{gf}0}}$ 为满足初始状态的积分常数,下标 gf 表示滑翔段, $\theta_{\text{gf}0}$ 和 $h_{\text{gf}0}$ 分别为滑翔段起点的速度倾角和高度。

积分式(15),代入当地速度倾角的解析表达式,可得到预测滑翔段待飞航程的表达式为

$$S_{\text{to go}}^{\text{pre}} = -\int_{h_t}^{h_f} \frac{1}{\sqrt{2\Omega_{\text{gf}} + 2\mu e^{-\beta h}}} dh \quad (17)$$

式中: h_t 和 h_f 分别为飞船当前高度和飞船的滑翔段终端高度。

速度作为滑翔再入阶段划分的关键因素,根据再入运动方程(1)中速度微分,滑翔过程中,阻力加速度远大于重力的影响,因此忽略重力得到

$$\frac{dv}{dh} = -\frac{\rho_0 S_{\text{ref}} v C_D e^{-\beta h}}{2m\theta} \quad (18)$$

解该微分方程可得到

$$\ln v = \Pi_{\text{gf}} + \frac{\rho_0 S_{\text{ref}} C_D \theta}{2m\mu\beta} \quad (19)$$

式中: Π_{gf} 为积分常数,其表达式为

$$\Pi_{\text{gf}} = \ln v_{\text{gf}0} + \frac{\tau C_D \sqrt{2\Omega_{\text{gf}} + 2\mu e^{-\beta h_{\text{gf}0}}}}{\mu\beta} \quad (20)$$

其中: $v_{\text{gf}0}$ 为滑翔段起点的速度。

根据飞船的当前状态及制导参数指令,即可通过式(17)预测飞船的滑翔段待飞航程。整个再入过程的预测待飞航程为滑翔段和末段的预测航程之和,飞船在这2个阶段遵循相同规律,只是轨迹参数的取值不同。

再入终端航程误差 δ_s 满足:

$$\delta_s = S_{\text{to go}}^t - S_{\text{to go}}^{\text{pre}} \quad (21)$$

实际待飞航程 $S_{\text{to go}}^t$ 可根据飞船当前位置信息和设计终端点位置信息获得。进一步通过试位法校正轨迹参数 μ ,使终端航程误差满足精度要求。

试位法校正的基本原理为:提前试位得到制导参数 x_1 和 x_2 ,使得

$$\delta_s(x_1)\delta_s(x_2) < 0 \quad (22)$$

并通过式(23)求得新的制导参数:

$$x_{\text{imp}} = \frac{x_1\delta_s(x_2) - x_2\delta_s(x_1)}{\delta_s(x_2) - \delta_s(x_1)} \quad (23)$$

通过轨迹预测进一步求得 $\delta_s(x_{\text{imp}})$,并根据 $\delta_s(x_{\text{imp}})$ 的符号判断用 $\{x_{\text{imp}}, \delta_s(x_{\text{imp}})\}$ 替代 $\{x_1, \delta_s(x_1)\}$ 或者 $\{x_2, \delta_s(x_2)\}$,最终使得 $\delta_s(x_{\text{imp}})$ 能够满足精度要求。根据校正后的轨迹参数 μ 及 μ 与倾侧角 σ 的关系,换算得到倾侧角控制指令 σ_{c0} 。

3.2 滑翔再入过载控制

探月飞船再入过程中,为保证整个再入过程中的过载处于安全范围内,有必要对再入过载进行控制。为避免飞船实际再入最大过载超过 n_g^{max} ,当飞船的实际过载超过 $n_g^{\text{max_low}}$ 时,开始通过调整倾侧角对再入过载进行控制。 $n_g^{\text{max_low}}$ 满足:

$$n_g^{\text{max_low}} = n_g^{\text{max}} - \Delta n_g \quad (24)$$

式中: Δn_g 为给过载控制预留的控制裕度。

对倾侧角的调整公式为

$$\sigma_{c1} = \begin{cases} \sigma_{c0} & n_g^t \leq n_g^{\text{max_low}} \\ \sigma_{c0} + k_{n_g}(n_g^t - n_g^{\text{max_low}}) & n_g^t > n_g^{\text{max_low}} \end{cases} \quad (25)$$

式中: σ_{c0} 为由预测校正再入制导方法输出的倾侧角控制指令; σ_{c1} 为经过过载控制后输出的倾侧角控制指令; k_{n_g} 为反馈增益系数,在本文中取 -0.5 ; n_g^t 为飞船实际过载。

4 仿真验证

为验证本文的滑翔式再入预测校正制导方法的有效性,以 CEV 为参考飞行器,通过最大偏差仿真进行验证。飞船的质量 m 为 9 500 kg,参考面积 S_{ref} 为 23.8 m²,飞船的升阻比 L/D 范围为 0.28 ~ 0.47,在马赫数 $Ma = 1.4$ 处取到最大值,气动系数通过线性插值得到。再入任务参数设定如表 1 所示。

基于预测校正的再入制导方法不依赖参考轨迹,即使在误差条件下,制导方法也需要根据任务需求在线规划生成轨迹,并基于该轨迹进行预测,调整制导参数满足任务要求。在标准条件下,进行仿真,结果如图 4 ~ 图 7 所示。

表 1 再入点初始状态和任务参数

Table 1 Reentry initial state and mission parameters

状态参数	数值
再入速度/(m·s ⁻¹)	11 000
再入角/(°)	-5.9
速度方位角/(°)	34.3
开伞点经度/(°)	120
开伞点纬度/(°)	50
再入点高度/km	120
任务航程/km	2 100
开伞高度/km	10

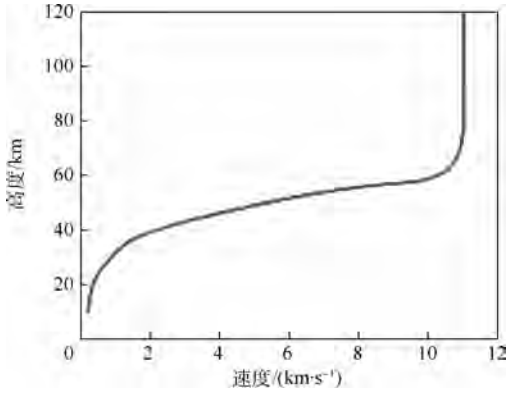


图 4 高度-速度曲线

Fig. 4 Height vs velocity

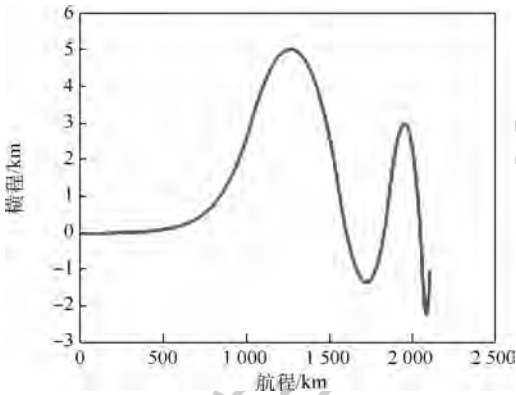


图 5 横程-航程曲线

Fig. 5 Crossrange vs downrange

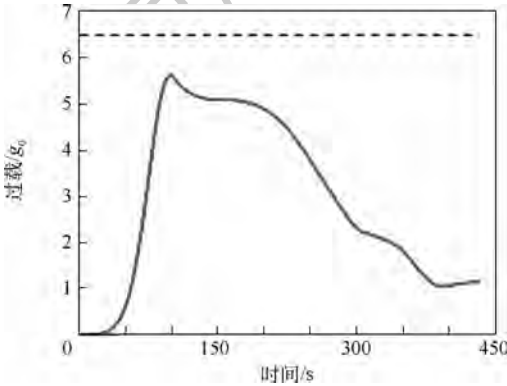


图 6 过载-时间曲线

Fig. 6 Load vs time

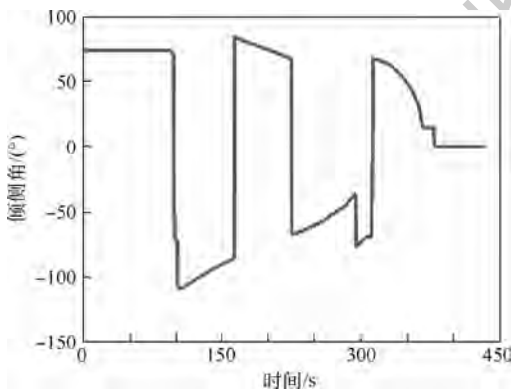


图 7 倾侧角-时间曲线

Fig. 7 Bank angle vs time

图 4~图 7 给出了飞船在标准情况下再入后经基于解析解的预测校正再入制导方法导引后的再入轨迹各项参数的曲线。图 4 给出了再入轨迹的高度-速度曲线,可以看出,飞船再入轨迹平滑,在高度上没有跃起。图 5 给出了飞船横程-航程曲线,即飞船的地面轨迹图,可以看出,飞船侧向机动较小,主要在纵向平面内运动,再入终端的航程和横程误差能够满足任务要求。图 6 给出了过载变化曲线,采用滑翔再入方案,过程中的峰值过载较小,但在峰值附近停留的时间较长,整个再入过程用时约 430 s。图 7 为倾侧角随时间的变化曲线,可以看出,整个再入过程中倾侧角指令在阶段内保持连续变化,较为平滑;在侧向逻辑作用下,倾侧角总共翻转 4 次;飞船在 10~20 km 高度,保持零倾侧角姿态准备开伞。

为验证基于解析解的预测校正再入制导方法的有效性,考虑再入点初始状态偏差、过程气动系数及大气密度偏差的影响,进行单项最大偏差仿真,偏差条件设置及得到的统计结果如表 2 所示。可以看出,终端航程误差均在 $-2 \sim +4.5$ km,终端横程误差在 ± 3 km 之内,满足飞船再入精度需求,但较于数值预测校正制导方法的精度和适应性更低^[15]。偏差条件下,整个再入过程过载均小于 $6.5g_0$,飞行时间保持在 400~450 s 内,即飞船能够保持较低过载水平实现短航程快速再入。仿真结果中,最大过载 $6.31g_0$ 对应再入速度倾角存在负偏差的情况,对比正速度倾角偏差的过载 $5.72g_0$ 可知,飞船为避免出现较大过载,应当以较小的速度倾角返回。相比于应急情况下直接弹道式再入方式,利用本文方法能够有效地实现降低应急返回过程中的过载水平,在保证安全和着陆精度的要求下实现快速返回。

表 2 航程 2100 km 偏差条件下制导结果

Table 2 Guidance results with deviation (Range 2100 km)

误差设置	终端航程 误差/km	终端横程 误差/km	最大过载/ g_0	飞行时 间/s	
再入点	+1	2.05	-1.06	5.44	428.0
高度/km	-1	2.22	-1.13	5.95	436.0
再入速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	+200	2.32	-1.01	5.74	412.5
	-200	2.39	-1.60	6.15	441.0
速度倾角/ ($^\circ$)	+0.1	2.65	-1.63	5.72	416.5
	-0.1	2.15	-1.14	6.31	437.0
升力系数	+15%	3.01	2.62	5.49	432.5
	-15%	-0.18	-0.92	5.78	416.5
阻力系数	+15%	-1.59	-1.41	6.08	434.0
	-15%	4.34	1.96	5.69	411.5
大气密度	+20%	0.05	-2.09	6.04	452.5
	-20%	3.62	-0.75	5.63	405.0
均值		1.92	-0.68	5.84	426.9

5 结 论

本文提出一种短航程低过载的再入轨迹实现方法,引入飞船滑翔式再入的概念,对探月飞船再入轨迹进行了设计。主要结论如下:

1) 探月飞船再入时具有较大的速度,能够通过气动力控制实现拟平衡滑翔。滑翔再入阶段划分为初始下降段、滑翔段和末段,各段保持不同的飞行特征。

2) 给出了滑翔再入的轨迹设计方法,通过选择合适的初始下降段倾侧角和滑翔段轨迹参数,以满足不同任务航程需求,但适应航程范围有限。

3) 仿真结果表明,对于探月飞船应急情况下短航程返回方式,整个过程的过载均未超出约束,本文基于解析预测校正的探月飞船滑翔再入的制导方法行之有效。

本文提出的飞船短航程再入制导方法依然存在一定的局限性,一方面由于引入了平衡滑翔等假设,设计出的再入轨迹形式较为固定,方法的适用范围较为局限;另一方面,航程预测精度较数值预测校正更低,误差条件下的制导精度有待提高。

参考文献 (References)

- [1] 王大轶,郭敏文. 航天器大气进入过程制导方法综述[J]. 宇航学报,2015,36(1):1-8.
WANG D Y, GUO M W. Review of spacecraft entry guidance [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(1): 1-8 (in Chinese).
- [2] 杨孟飞,张高,张伍,等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现[J]. 中国科学:技术科学,2015,45(2):111-123.
YANG M F, ZHANG G, ZHANG W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program[J]. Scientia Sinica Technologica, 2015, 45(2): 111-123 (in Chinese).
- [3] 杨宏. 载人航天器技术[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2018:418-433.
YANG H. Human spacecraft technology [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018: 418-433 (in Chinese).

- [4] GRAVES C A. Apollo experience report: Mission planning for Apollo entry [M]. Washington, D. C. : National Aeronautics and Space Administration, 1972.
- [5] MCHENRY R L, LONG A D, COCKRELL B F, et al. Space shuttle ascent guidance, navigation, and control [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 27(1): 1-38.
- [6] PUTNAM Z R. Improving lunar return entry range capability using enhanced skip trajectory guidance [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(2): 309-315.
- [7] BRUNNER C W, LU P. Comparison of fully numerical predictor-corrector and Apollo skip entry guidance algorithms [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2012, 59(3): 517-540.
- [8] LU P. Entry guidance: A unified method [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 713-728.
- [9] TIGGES M, LING L. A predictive guidance algorithm for Mars entry [C] // 27th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1989: 632.
- [10] KLUEVER C A. Entry guidance using analytical atmospheric skip trajectories [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1531-1535.
- [11] PAN L, PENG S, XIE Y, et al. 3D guidance for hypersonic reentry gliders based on analytical prediction [J]. Acta Astronautica, 2020, 167: 42-51.
- [12] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
ZHAO H Y. Spacecraft reentry dynamics and guidance [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997 (in Chinese).
- [13] LU P. Asymptotic analysis of quasi-equilibrium glide in lifting entry flight [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(3): 662-670.
- [14] LIANG Z, LIU S, LI Q, et al. Lateral entry guidance with no-fly zone constraint [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 60: 39-47.
- [15] LU P, BRUNNER C W, STACHOWIAK S J, et al. Verification of a fully numerical entry guidance algorithm [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(2): 230-247.

作者简介:

周亮 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞船再入动力学。

张洪波 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行动力学与控制。

An analytical predictor-corrector guidance method designed for spacecraft reentry with short range

ZHOU Liang, ZHANG Hongbo *

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For the manned lunar return spacecraft reentry problem, an analytical predictor-corrector guidance method for short range reentry is proposed. Firstly, the concept of glide reentry is introduced, which has been studied in the trajectory design of high lift-to-drag ratio vehicle. In order to pre-design the reentry trajectory, a trajectory parameter is chosen to describe the analytic trajectory form, and then the analytical formula to predict the range-to-go is derived. The false position method is used to modify the trajectory parameter and finally converts to the command bank angle, eventually satisfying the terminal precision requirements. The proposed analytical method succeeds in achieving spacecraft reentry with a mission range of 2 100 km in 400 – 450 seconds. During the entire reentry phase, the loads are under a level of $6.5g_0$, which is beneficial to manned spacecraft emergency return situation. Simulation has proved that this method has relatively high accuracy and robustness.

Keywords: lunar spacecraft; glide reentry; emergency return; analytical predictor-corrector; short range

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0203

基于改进人工鱼群算法的无人直升机 编队航迹规划



马梓元, 龚华军*, 王新华

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211100)

摘 要: 针对无人直升机(UH)编队的航迹规划问题,提出了一种基于改进人工鱼群算法(AFSA)的航迹规划算法。从邻域学习和算法特性2个角度出发,针对人工鱼群算法中的人工鱼视野模型提出了一种人工鱼自适应视野模型,并对其鱼群的进化策略在无性繁殖方式的基础上进行了改进;从规划原理、代价函数、约束条件3个方面建立了无人直升机编队航迹规划模型;针对航迹规划中普遍存在的搜索效率低、精度差等特有问题改进了所提算法的编码方式和聚类策略。利用三机编队航迹规划的算例对所提算法进行了验证,仿真结果证明,通过对人工鱼群算法的改进、航迹规划模型的建立等措施实现了良好的无人直升机编队航迹规划,同时在搜索效率、收敛速度及求解精度上都有了显著提高。

关键词: 人工鱼群算法(AFSA); 无人直升机(UH); 编队; 航迹规划; 聚类策略

中图分类号: V279

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)02-0406-08

随着科学技术的进步及其在航空领域的应用,无人化、智能化已经成为航空装备的发展趋势。无人直升机(Unmanned Helicopter, UH)作为先进航空装备的代表,具备多环境、多领域下的执行任务能力。而航迹规划作为无人直升机编队执行任务的关键环节,是指在初始状态、任务目标、威胁区和一些已知或者未知环境信息的情况下获得性能最优的规划问题,其是任务规划系统的关键技术之一,具有规划范围大、约束条件多及动态性高等特点^[1-4]。因此,对航迹规划的研究也是业内关注的重点。

在当前的研究成果中,文献[1]在考虑侦察任务重叠和多机协同侦察的同时,以最小化侦察路径长度为性能指标,相邻侦察点间采用Dubins曲线进行航迹规划,利用引入精英机制的混合粒子群优化(PSO)算法实现侦察任务序列优化,实

现具有持续侦察时间约束的协同航迹规划,提高了算法的有效性。文献[2]在三维复杂地形下,建立了满足无人机机动约束条件的航迹规划模型。文献[3]针对复杂环境中多无人机编队突发威胁规避问题,提出了一种基于凸优化算法的实时路径规划方法。文献[4]比较分析了人工势场法、模糊逻辑算法对无人机碰撞规避路径规划的性能,并针对人工势场法易陷入局部极小值的缺陷提出了通过增加垂直引导斥力来使无人机逃离局部极小值的改进措施。文献[5]采用了协同非支配排序进化算法,根据多架无人机的航行距离、安全性、时间及空间的协同性进行航迹上的规划。文献[6]针对无人机集群在未知环境中无先验信息条件下的搜索问题,提出了一种以信息素为决策机制的无人机集群搜索算法,提高了搜索效率。文献[7]针对无人机航迹规划问题,在遗传算法

收稿日期: 2020-05-22; 录用日期: 2020-06-18; 网络出版时间: 2020-07-17 17:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200717.1710.002.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2019008)

*通信作者. E-mail: ghj301@nuaa.edu.cn

引用格式: 马梓元, 龚华军, 王新华. 基于改进人工鱼群算法的无人直升机编队航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 406-413. MA Z Y, GONG H J, WANG X H. Trajectory planning of unmanned helicopter formation based on improved artificial fish swarm algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 406-413 (in Chinese).

的基础思路引入差分进化变异策略,并与模拟退火算法结合起来,增加了算法变异的多样性。文献[8]针对规划环境中存在相交威胁的特点,采用路标引导法解决了双机协同规划中的陷阱问题,同时利用探测步长限制 2 个相邻航迹节点间的速度方向变化范围。文献[9]针对多无人机的航迹规划问题,采用了一种混合粒子群优化算法进行规划,使得各个无人机所经路径的代价函数总和最小。文献[10]针对无人机在复杂战场环境下的航迹规划问题,提出了一种基于传统蚁狮算法中蚂蚁随机游走的行为和混沌算子相结合的混沌蚁狮(CALO)算法的航迹规划算法,提高了算法寻找全局最优值的能力。文献[11]针对快速扩展随机树(RRT)算法进行改进,通过引入动态步长和自适应目标引力策略,在二维规划空间为无人机有效、快速地规划出一条满足实际飞行性能的较优航线。文献[12]将动态域快速随机搜索树与线性二次高斯运动规划相结合,在威胁环境不确定的条件下,实现了具有良好安全性能的单机航线在线规划。文献[13]运用数学方法伪谱法应用于多无人飞行器,实现了满足多约束的多无人机航迹规划。文献[14]将无人机雷达散射截面(RCS)考虑进去,利用遗传算法进行了在动态 RCS 基础上的航迹实时规划,实现了飞行过程中对威胁的合理规避。

以上成果显著提高了无人直升机航迹规划能力和水平,但是搜索效率低及求解精度差等问题仍然存在。针对以上两方面问题,本文提出了一种基于改进人工鱼群算法(Improved Artificial Fish Swarm Algorithm, IAFSA)的无人直升机编队航迹规划算法。

1 改进人工鱼群算法

人工鱼群算法(Artificial Fish Swarm Algorithm, AFSA)是李晓磊博士在对生物鱼类群体的社会行为特性进行观察和总结的基础上于 2002 年首次提出的^[15],是一种模仿鱼群行为的寻优算法,其具有并行性、简单性、寻优速度快等优点,同时也存在着寻优精度不高、后期收敛速度变慢等缺点。

当前业界对于智能算法的改进,通常从算法参量和算法机理两方面开展。针对人工鱼群算法的固有缺点,本文同样从以上两方面入手,分别对人工鱼的视野和人工鱼群进化策略进行改进。

1.1 人工鱼视野模型

人工鱼的视野决定了算法整体的收敛速度和收敛精度,因此学术界对其的研究也较为深入,文

献[16-17]分别提出了不同的改进自适应视野模型。在以上成果的基础上,本文从邻域学习和算法特性 2 个角度出发,提出了一种人工鱼自适应视野模型,如下:

$$\text{visual}_{\text{gen}}^i = \begin{cases} \text{visual}_{\text{gen}-1}^i \cdot \frac{|f_{\text{gen}}^{\text{best}} - \bar{f}_{\text{gen}}|}{f_{\text{gen}}^{\text{best}}} & \sum_{\delta_0=1}^{\text{gen}_{\text{uc}}} f_{\text{gen}-\delta_0}^i - f_{\text{gen}-\delta_0}^i \neq 0 \\ \text{visual}_0 & \sum_{\delta_0=1}^{\text{gen}_{\text{uc}}} f_{\text{gen}-\delta_0}^i - f_{\text{gen}-\delta_0}^i = 0 \end{cases}$$

$$i = 1, 2, \dots, m \quad (1)$$

式中: m 为人工鱼群中个体的数量; $\text{visual}_{\text{gen}}^i$ 为人工鱼 x_i 在 gen 代的视野; $\text{visual}_{\text{gen}-1}^i$ 为人工鱼 x_i 在 $\text{gen}-1$ 代的视野; visual_0 为鱼群中所有人工鱼的初始视野; $f_{\text{gen}}^{\text{best}}$ 为 gen 代鱼群中的人工鱼个体最优值; \bar{f}_{gen} 为 gen 代群体中所有人工鱼个体的均值; f_{gen}^i 为人工鱼 x_i 在 gen 代的适应度值; $f_{\text{gen}-\delta_0}^i$ 为人工鱼 x_i 在 $\text{gen}-\delta_0$ 代的适应度值; gen_{uc} 为人工鱼 x_i 适应度值的未改变代数,作为初始参数设置。

式(1)给出的模型实现了人工鱼的视野依据鱼群寻优情况进行动态调整。在 gen_{uc} 内人工鱼的适应度值保持变化的情况下,视野动态调整,以此保证人工鱼向最优解靠拢,进行精细搜索。而作为相反的情况,若人工鱼的适应度值在其中未发生变化,说明人工鱼可能陷入了局部收敛区域,此时需要重新全局大范围搜索, gen_{uc} 因此将人工鱼的视野重置为初始值。

1.2 人工鱼群进化策略

自然界中的生物通过繁殖来完成物种的进化,繁殖分有性繁殖和无性繁殖 2 种方式。有性繁殖是一对父代个体产生一个子代个体,优点是拓展了种群多样性,缺点是无法保证子代个体的质量。无性繁殖是一个父代个体产生一个子代个体,优点是种群特性稳定,进化速度快,缺点是对父代个体质量的依赖性强。

考虑到无人直升机编队航迹规划问题的复杂程度和求解计算量,本文采用无性繁殖的方式作为人工鱼群的进化策略,但是为了保证其种群的整体质量,必须对其进行改进,具体如图 1 所示。图中: δ 为拥挤度因子, n_f 为视野内鱼的数目, Y_i 、 Y_c 、 Y_m 分别为当前 i 、 c 、 m 位置的人工鱼的食物浓度。

从图 1 中可以看出,针对无性繁殖的特点,在进化策略上对其的改进思路是:根据每一代进化后的人工鱼适应度值进行排序,从而筛选出较差的人工鱼个体并加以淘汰,同时用适应度值较高的人工鱼进行对应的补充。具体人工鱼淘汰补充

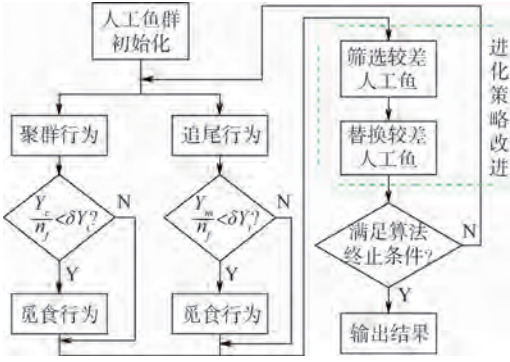


图1 人工鱼群进化策略改进示意图

Fig.1 Schematic diagram of improvement of evolution strategy of artificial fish swarm algorithm

过程以伪代码的形式表示如下:

For $i = 1$ to m

$X = [x_1, x_2, \dots, x_m]$; // 人工鱼群 X

$y_j = \text{Sort}\langle f(x_i) \rangle, i, j = 1, 2, \dots, m$; // 按照人工鱼 x_i 的适应度值从小到大进行排列

$Y = [y_1, y_2, \dots, y_m | f(y_1) < f(y_2) < \dots < f(y_m)]$; // 适应度值排序后的人工鱼群 Y

Choose $\langle y_{m-n+1}, \dots, y_m \rangle$; // 筛选 n 条淘汰的人工鱼个体

Substitute $\langle y_{m-i+1} \rangle$ for $\langle y_i \rangle, i = 1, 2, \dots, n$; // 对人工鱼个体进行替换

End

通过在每一代进化中淘汰较差个体,改进后的人工鱼群进化策略从原理上克服了无性繁殖中较差个体的产生,确保了人工鱼群整体搜索精度和效率的提升。

2 无人直升机编队航迹规划模型

2.1 规划原理

本文采用栅格法划分规划空间,航迹由相邻网格节点连接而成,每个网格节点包含着规划环境中的地形状况威胁、障碍、天气等因素,如图2所示。

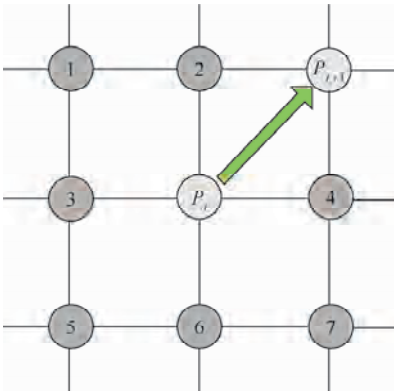


图2 航迹连接示意图

Fig.2 Schematic diagram of trajectory connection

图2描述了航迹点 $P_i \rightarrow P_{i+1}$ 的连接,即每个节点的下一个节点只能出现于相邻的8个节点中。由此,航迹规划可描述为

$$S(x_s, y_s) \xrightarrow{\Gamma(q)} P_1(x_1, y_1) \cdots P_{n-1}(x_{n-1}, y_{n-1}) \xrightarrow{\Gamma(q)} G(x_g, y_g) \quad (2)$$

式中: $S(x_s, y_s)$ 为起始点; $G(x_g, y_g)$ 为目标点; $P_1(x_1, y_1) \cdots P_{n-1}(x_{n-1}, y_{n-1})$ 为中间航迹节点; $\Gamma(q)$ 表示约束条件, q 为航迹约束参数。

2.2 代价函数模型

以航迹代价最小作为算法的寻优目标,代价函数的设计影响着寻优算法的航迹生成质量,同时代价函数也是规划模型构建的基础,本文将从航程、威胁、时间等方面构建代价函数模型。

2.2.1 航程代价

无人直升机体积和起飞重量有限,故能量也有限,在规划航迹时应尽量实现和保证其飞行距离最短,本文将航程代价定义为所有航路段的长度之和:

$$J_0 = |SP_1| + \sum_{i=1}^{n-1} |P_i P_{i+1}| + |P_n G| = \sum_{i=1}^n l_i \quad (3)$$

式中: l_i 为航迹段 i 的长度。

2.2.2 威胁代价

雷达、地形等外部干扰是无人直升机航迹规划中需要规避的威胁,航迹规划的目的是规避威胁且实现自身约束条件下的可飞路径,不同种类的威胁影响的范围不同,对无人直升机的威胁程度也不同。为了简化研究,本文将单机航迹的威胁代价 J_T 定义为

$$J_T = \sum_{i=1}^n J_{T-i} \quad (4)$$

式中: J_{T-i} 为航迹段 i 中无人直升机所受到的威胁代价,其模型为

$$J_{T-i} = \sum_{j=1}^{N_T} J_{T_j i} = \sum_{j=1}^{N_T} \frac{1}{5} l_i (P(d_{j,1}^i) + P(d_{j,2}^i) + P(d_{j,3}^i) + P(d_{j,4}^i) + P(d_{j,5}^i)) \quad (5)$$

式中: $J_{T_j i}$ 为航迹段 i 中面临威胁源 T_j 的代价; N_T 为威胁源的种类; $P(d_{j,k}^i)$ ($k = 1, 2, 3, 4, 5$) 为航迹段 i 关键点 k 处面临威胁源 T_j 所受的威胁指数,具体参照文献[18]。

本文考虑的威胁源包括雷达威胁、地空导弹威胁、地形威胁及气象威胁等,现给出其具体模型。

1) 雷达威胁

针对雷达作战特性,将雷达威胁模型定义为

$$P_R = \begin{cases} K_R/d^4 & d \leq R_{\max} \\ 0 & d > R_{\max} \end{cases} \quad (6)$$

式中: P_R 为雷达发现目标的概率; K_R 为表征雷达性能的参数; d 为无人直升机到雷达的距离; R_{\max} 为雷达最大作用距离。

2) 地空导弹威胁

构建地空导弹威胁模型为

$$P_m = \begin{cases} \frac{d_{sy} - d_s}{d_{sy} - d_{sj}} & d_{sj} \leq d_s \leq d_{sy} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

式中: P_m 为地空导弹威胁概率; d_{sj} 为杀伤区近界水平距离; d_{sy} 为杀伤区远界水平距离; d_s 为无人直升机到地空导弹的水平距离。

3) 地形威胁

基于编队飞行安全的考虑,构建地形威胁模型为

$$P_T = \begin{cases} 0 & d_T > d_{T\max} + R_T \text{ 或 } h > H_T \\ \frac{d_{T\max} + R_T - d_T}{d_{T\max} - d_{T\min}} & h \leq H_T, d_{T\min} + R_T < d_T \leq d_{T\max} + R_T \\ 1 & h \leq H_T, d_T < d_{T\min} + R_T \end{cases} \quad (8)$$

式中: P_T 为无人直升机所在高度; d_T 为无人直升机到地形障碍中心轴线的距离; H_T 为地形障碍高度; R_T 为高度 h 上地形障碍表面距离中心轴线的距离。

4) 气象威胁

气象威胁 P_w 如下:

$$P_w = \begin{cases} 0 & d_w > d_{w\max} \\ \frac{1}{d_w} & d_{w\min} \leq d_w \leq d_{w\max} \\ 1 & d_w < d_{w\min} \end{cases} \quad (9)$$

式中: d_w 为无人直升机距离气象威胁中心的距离; $d_{w\max}$ 为气象威胁区域最大半径; $d_{w\min}$ 为无人直升机因气象威胁出故障而不能完成任务的区域。

2.2.3 时间代价

时间代价体现为各个无人直升机到达目标终点的时间范围与指令时间的差别,因此其模型为

$$J_{\text{Time}} = \begin{cases} 0 & t_{\min} \leq t_c \leq t_{\max} \\ |t - t_c| & \text{其他} \end{cases} \quad (10)$$

式中: t 为无人直升机达到目标终点的实际时间; t_c 为无人直升机到达目标终点的指令时间; t_{\min} 和 t_{\max} 分别为设置的允许时间下限和上限。

2.3 约束条件分析

在文献[19-20]的基础上,给出以下约束条件。

1) 航迹总长度

由于各类资源的限制,所规划出的航迹总长

度要满足一定要求,由此给出最大航迹总长度约束:

$$\sum_{i=1}^n l_i \leq L_{\max} \quad (11)$$

式中: L_{\max} 为最大航迹总长度。

2) 航迹段长度

同样从资源的角度考虑,对航迹段的最小长度进行约束,具体描述为

$$l_i \geq l_{\min} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (12)$$

式中: l_{\min} 为航迹段最小长度。

3) 飞行高度

基于安全性考虑,给出航迹规划的飞行高度约束:

$$H_{\min} \leq H_j \leq H_{\max} \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (13)$$

式中: H_j 为第 j 架无人直升机的飞行高度; H_{\max} 、 H_{\min} 分别为航迹规划的最大、最小飞行高度。

4) 飞行速度

为了保证无人直升机编队协同完成任务,必须对其速度进行约束,具体如下:

$$v_{\min} \leq v_j \leq v_{\max} \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (14)$$

式中: v_j 为第 j 架无人直升机的飞行速度; v_{\min} 、 v_{\max} 分别为航迹规划出的最大、最小飞行速度。

5) 俯仰角

从无人直升机飞行安全的角度出发,给出俯仰角约束:

$$\frac{|z_i^- - z_i^+|}{a_i} \leq \tan \theta \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (15)$$

式中: z_i^- 和 z_i^+ 分别为航迹段 i 的起点和终点位置的高度; a_i 为航迹段 i 在水平面上的投影; θ 为航迹规划中设置的极限俯仰角。

6) 转弯角

为了确保规划航迹的可行性,对其转弯角进行限制,如下:

$$\frac{a_i a_{i+1}}{|a_i| |a_{i+1}|} \geq \cos \phi \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (16)$$

式中: $|a_i|$ 、 $|a_{i+1}|$ 分别为 a_i 、 a_{i+1} 的长度; ϕ 为航迹规划的最大允许转弯角。

7) 安全距离

为了避免无人直升机编队在协同执行任务期间发生碰撞问题,建立如下安全距离模型:

$$d_i^j \geq d_s \quad (17)$$

式中: d_i^j 为无人直升机 i 与编队中友机 j 的最小飞行距离; d_s 为编队中无人直升机的飞行安全距离。

2.4 编队航迹规划模型

编队航迹规划模型即为人工鱼群算法求解的目标函数。基于 1.1 节所建立的模型,构建编队

航迹规划模型,如下:

$$J = \min \sum_{j=1}^m (w_1 J_0^j + w_2 J_T^j + w_3 J_{\text{Time}}^j) \quad (18)$$

式中: $w_k(k=1,2,3)$ 为各个代价的权重; J_0^j 、 J_T^j 和 J_{Time}^j 分别为编队中第 j 架无人直升机的航程代价、威胁代价和时间代价。

3 基于改进人工鱼群算法的航迹规划算法

3.1 编码方式

为了兼顾算法搜索的效率和精度,本文基于变长度的实值形式对人工鱼个体进行编码,个体 $x_i(i=1,2,\dots,m)$ 的编码如下:

$$x_i = \{S_i, P_i^1(x_i^1, y_i^1, b_i^1), \dots, P_i^{n-1}(x_i^{n-1}, y_i^{n-1}, b_i^{n-1}), G_i\} \quad (19)$$

式中: n 为航迹点的个数。

3.2 聚类策略

在协同航迹规划中,对无人直升机的初始航迹种群进行聚类。本文的聚类策略是指对指标优先级进行排序,按照优先级逐个计算出各指标对应的一定数量的较优秀个体作为子种群,剩下的个体作为最优个体存储种群,用来存储各个子种群好的个体。

3.3 算法流程

本文算法的具体流程如图3所示。

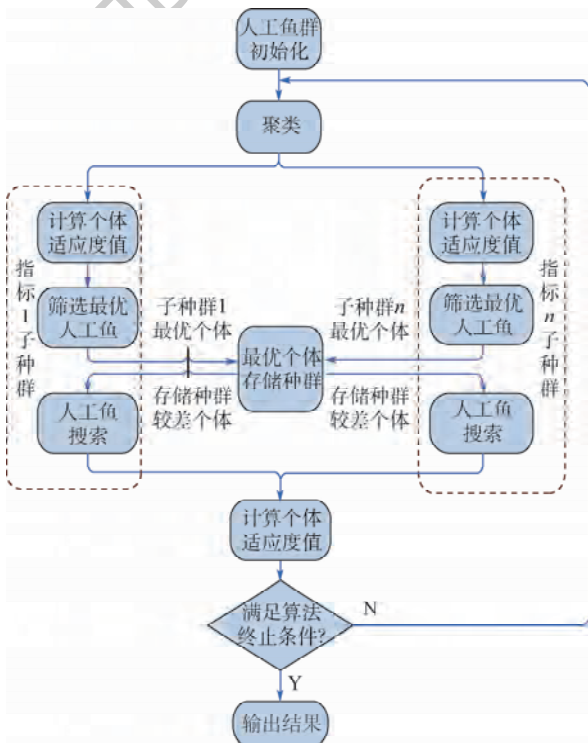


图3 基于改进人工鱼群算法的航迹规划算法流程

Fig.3 Flowchart of trajectory planning algorithm based on improved AFSA

4 仿真分析

仿真环境想定为3架无人直升机执行对3个目标的打击任务,需要对航迹进行规划。具体模型参数参考文献[21],具体无人直升机与目标信息及威胁参数如表1和表2所示。根据以上参数,得到仿真结果如图4、图5及表3所示。

从图4和图5可以看出,本文算法实现了对3架无人直升机所构成的编队的航迹规划。首先,3架无人直升机组成的编队都是按照所规划的轨迹到达了目标点;其次,规划航迹成功规避掉了

表1 无人直升机与目标信息

指令到达时间/s	无人直升机	x/km	y/km	目标	x/km	y/km
7 800	UH1	0	30	→	T1	1 050 1 020
	UH2	30	0	→	T2	1 020 1 050
	UH3	0	0	→	T3	1 050 1 050

表2 威胁参数设置

威胁编号	类型	(x,y)/km
1	气象	(140,140)
2	地空导弹	(240,180)
3	雷达	(310,270)
4	气象	(350,480)
5	地空导弹	(500,480)
6	地空导弹	(600,680)
7	雷达	(710,770)

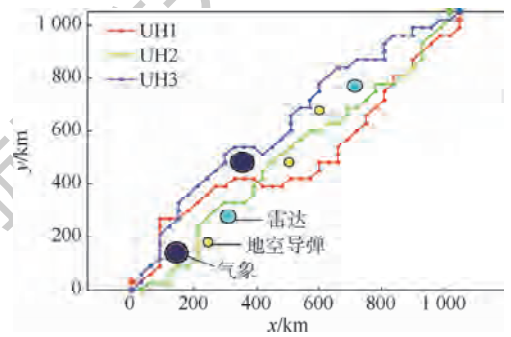


图4 水平面规划航迹

Fig.4 Horizontal trajectory planning

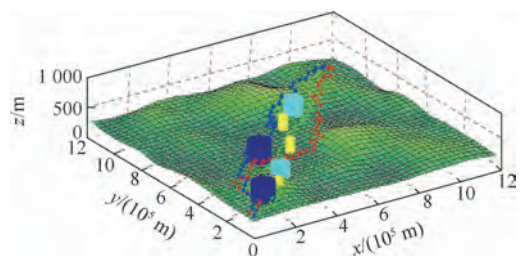


图5 三维空间规划航迹

Fig.5 3D space trajectory planning

作战区域内的地形及各类威胁,同时算法规划出的航迹满足了本文所设立的约束条件。从表 3 可以看出,规划出的 3 架无人直升机实际到达时间与指令最初时间最多相差 30 s 左右。那么根据无人直升机本身具有悬停等待功能及在低烈度战争的前提条件下,该误差时间是可以容忍的,并且能够满足相应的要求,进而验证了本文算法的可行性。

为了与其他求解算法作更好的对比,本文选取了人工鱼群算法、进化算法(EA)、粒子群优化算法 3 种算法和改进后的人工鱼群算法进行无人直升机航迹规划问题的求解和对比,结果如图 6 所示。

从图 6 可以看出,在 4 种算法中,进化算法出现了早熟的情况,并且陷入了局部最优无法满足搜索要求,而粒子群优化算法虽然在初期收敛速度较快,但是后期同样陷入了局部最优,人工鱼群算法虽然在速度上有了较大的提高,但从精度上来看有提高却依然不够理想,而且同样未搜索到最优解,本文提出的改进人工鱼群算法相比于其他 3 种算法,收敛速度较快,且通过对视野模型和进化策略的改进,在收敛精度上存在着明显的优势。

表 3 无人直升机实际到达时间
Table 3 Actual arrival time of UH

无人直升机	实际到达时间/s	与指令到达时间差值/s
UH1	7 784.6	-16.4
UH2	7 818.83	18.83
UH3	7 769.47	-30.53

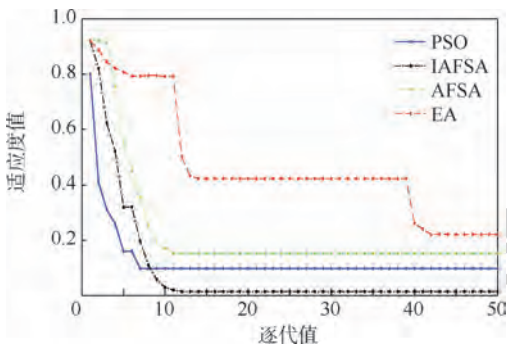


图 6 搜索算法性能对比

Fig. 6 Performance comparison of search algorithms

5 结束语

本文提出了一种基于改进人工鱼群算法的航迹规划算法。通过对人工鱼群算法的改进、航迹规划模型的建立等措施实现了对编队航迹规划问题的求解。仿真结果验证了所提算法的有效性。

但是本文还存在着如下 3 点不足和需改进的地方:①在代价函数上考虑的还不够充分,可能还存在其他的威胁未考虑进去;②在参数设置上较为理想化,可能还存在较大的改进空间;③由于本文是根据无人直升机的终点悬停等待的特性采用的同步方式,导致在到达目的地的时间上会有所误差。后续工作将围绕以上 3 个方面问题进行更深入的研究,以期得到的规划算法能够更加贴近实战环境。

参考文献 (References)

- [1] 朱黔,周锐.具有持续侦察时间约束的协同航路规划[J].北京航空航天大学学报,2016,42(10):2130-2138.
ZHU Q, ZHOU R. Cooperative path planning with reconnaissance duration time constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(10): 2130-2138 (in Chinese).
- [2] 喻俊松,王琪,徐蓉瑞.基于改进人工鱼群算法的无人机路径规划[J].弹箭与制导学报,2015,35(3):37-40.
YU J S, WANG Q, XU R R. UAV path planning based on improved artificial fish swarm algorithm[J]. Journal of Missile and Guidance, 2015, 35(3): 37-40 (in Chinese).
- [3] 高晔,周军,谢亚恩,等.多无人机编队突发威胁规避路径规划算法[J].哈尔滨工程大学学报,2019,40(12):2036-2043.
GAO Y, ZHOU J, XIE Y E, et al. Path planning algorithm for multi UAV formation threat avoidance[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2019, 40(12): 2036-2043 (in Chinese).
- [4] 徐钊,胡劲文,马云红,等.无人机碰撞规避路径规划算法研究[J].西北工业大学学报,2019,37(1):100-106.
XU Z, HU J W, MA Y H, et al. Research on collision avoidance path planning algorithm of UAV[J]. Journal of Northwest University of Technology, 2019, 37(1): 100-106 (in Chinese).
- [5] 周德云,王鹏飞,李泉扬,等.基于多目标优化算法的多无人机协同航迹规划[J].系统工程与电子技术,2017,39(4):782-787.
ZHOU D Y, WANG P F, LI X Y, et al. Cooperative path planning of multi-UAV based on multi-objective optimization algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(4): 782-787 (in Chinese).
- [6] 吴傲,杨任农,梁晓龙,等.基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法[J].北京航空航天大学学报,2020(2020-05-06)[2020-07-02]. https://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1327.003.html.
WU A, YANG R N, LIANG X L, et al. Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020(2020-05-06)[2020-07-02]. https://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1327.003.html (in Chinese).
- [7] 程泽新,李东生,高杨.一种改进遗传算法的无人机航迹规划[J].计算机仿真,2019,36(12):31-35.

- CHENG Z X, LI D S, GAO Y. GASA drone path planning to improve mutation strategy [J]. Computer Simulation, 2019, 36 (12):31-35 (in Chinese).
- [8] 程晓明. 无人机双机协同航迹规划技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- CHENG X M. Research on cooperative path planning technology of UAV dual aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese).
- [9] 于鸿达, 王从庆, 贾峰, 等. 一种基于差分进化混合粒子群算法的多无人机航迹规划 [J]. 电光与控制, 2018, 25 (5): 22-25.
- YU H D, WANG C Q, JIA F, et al. Path planning for multiple UAVs based on hybrid particle swarm optimization with differential evolution [J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25 (5):22-25 (in Chinese).
- [10] 赵克新, 黄长强, 王渊, 等. 基于混沌蚁狮算法的无人机航迹规划 [J]. 飞行力学, 2018, 36 (1): 93-96.
- ZHAO K X, HUANG C Q, WANG Y, et al. UAV path planning based on chaos ant lion algorithm [J]. Flight Dynamics, 2018, 36 (1): 93-96 (in Chinese).
- [11] 范伟伦, 李薇, 冯杭. 基于改进 RRT 算法的无人机实时航迹规划 [J]. 舰船电子工程, 2019, 39 (2): 56-60.
- FAN W L, LI W, FENG H. UAV trajectory planning based on an improved RRT algorithm [J]. Ship Electronic Engineering, 2019, 39 (2): 56-60 (in Chinese).
- [12] WEN N, SU X, MA P, et al. Online UAV path planning in uncertain and hostile environments [J]. International Journal of Machine Learning and Cybernetics, 2015, 8 (2): 1-19.
- [13] 白瑞光, 孙鑫, 陈秋双, 等. 基于 Gauss 伪谱法的多 UAV 协同航迹规划 [J]. 宇航学报, 2014, 35 (9): 1022-1029.
- BAI R G, SUN X, CHEN Q S, et al. Multiple UAV cooperative trajectory planning based on Gauss pseudospectral method [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35 (9): 1022-1029 (in Chinese).
- [14] 晏青, 熊峻江, 游思明. 基于动态 RCS 的无人机航迹实时规划 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37 (9): 1115-1121.
- YAN Q, XIONG J J, YOU S M. Real-time programming method for flight path of unmanned vehicle based on dynamic RCS [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37 (9): 1115-1121 (in Chinese).
- [15] 李晓磊, 邵之江, 钱积新. 一种基于动物自治体的寻优模式: 鱼群算法 [J]. 系统工程理论与实践, 2002, 22 (11): 32-38.
- LI X L, SHAO Z J, QIAN J X. An optimizing method based on autonomous animats; Fish-swarm algorithm [J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2002, 22 (11): 32-38 (in Chinese).
- [16] JIANG M Y, MASTORAKIS N E, YUAN D F, et al. Multi-threshold image segmentation with improved artificial fish swarm algorithm [C] // Proceedings of the European Computing Conference (ECC2009). Berlin: Springer, 2009: 133-138.
- [17] YAO Z G, REN Z H. Path planning for coalmine rescue robot based on hybrid adaptive artificial fish swarm algorithm [J]. International Journal of Control and Automation, 2014, 7 (8): 1-12.
- [18] BREAD R W, MCLAIN T W, GOODRICH M A, et al. Coordinated target assignment and intercept for unmanned air vehicles [C] // Proceedings of IEEE Transactions on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2002: 911-922.
- [19] LU J S, WANG N, CHEN J. Cooperative path planning for multiple UHs using an AIS-ACO hybrid approach [C] // 2011 International Conference on Electronic and Mechanical Engineering and Information Technology. Piscataway: IEEE Press, 2011: 4301-4305.
- [20] KEIKHA M M. Improved simulated annealing using momentum terms [C] // 2011 IEEE Second International Conference on Intelligent Systems, Modeling and Simulation. Piscataway: IEEE Press, 2011: 44-48.
- [21] 周瑞, 黄长强, 魏政磊, 等. MP-GWO 算法在多UCAV协同航迹规划中的应用 [J]. 空军工程大学学报 (自然科学版), 2017, 18 (5): 24-29.
- ZHOU R, HUANG C Q, WEI Z L, et al. Application of MP-GWO algorithm in multi UCAV coordinated track planning [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18 (5): 24-29 (in Chinese).

作者简介:

马梓元 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 先进飞行控制技术.

龚华军 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 先进飞行控制技术、飞行综合控制、系统建模与仿真.

王新华 男, 博士, 副教授, 硕士生导师. 主要研究方向: 舰载机着舰引导与控制、直升机飞行控制、无人机飞行控制.

Trajectory planning of unmanned helicopter formation based on improved artificial fish swarm algorithm

MA Ziyuan, GONG Huajun*, WANG Xinhua

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China)

Abstract: To solve formation path planning problem of the Unmanned Helicopter (UH), a path planning algorithm is proposed based on improved Artificial Fish Swarm Algorithm (AFSA). An adaptive vision model of artificial fish for artificial fish swarm algorithm was put forward from two aspects of neighborhood learning and algorithm characteristics. The evolutionary strategy of fish swarm was improved on the basis of asexual reproduction. The trajectory planning model of unmanned helicopter formation was established from three aspects of planning principle, cost function and constraint conditions. The coding method and clustering strategy were improved in order to solve low searching efficiency and poor accuracy problems in route planning. An example of three-aircraft formation path planning was used to verify the proposed method. Simulation results indicate that, through the improvement of AFSA, the establishment of trajectory planning model and other measures, good unmanned helicopter formation path planning can be achieved, and meanwhile the search efficiency, convergence velocity and solution accuracy are improved significantly.

Keywords: Artificial Fish Swarm Algorithm (AFSA); Unmanned Helicopter (UH); formation; trajectory planning; clustering strategy

Received: 2020-05-22; **Accepted:** 2020-06-18; **Published online:** 2020-07-17 17:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200717.1710.002.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (NZ2019008)

* **Corresponding author.** E-mail: ghj301@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0207

飞行器栖落机动的轨迹跟踪控制及吸引域优化计算



王无天, 何真*, 岳理

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘 要: 针对固定翼飞行器栖落机动的纵向运动, 研究了栖落机动轨迹跟踪控制设计与吸引域优化计算方法。首先, 根据栖落动力学模型和栖落过程中各个状态量的约束, 用广义伪谱法生成标称轨迹, 以此为基础设计了分段线性轨迹跟踪控制律。然后, 在平方和(SOS)算法的基础上计算出栖落轨迹的吸引域, 以保证吸引域内的飞行器能最终栖落在目标区域。最后, 进一步改进吸引域的迭代优化计算方法以扩大吸引域范围。仿真结果验证了栖落机动轨迹跟踪控制律的有效性, 并表明运用所设计的吸引域优化计算方法可以获得更大的吸引域。

关键词: 轨迹跟踪控制; 广义伪谱法; 吸引域; 栖落机动; 平方和(SOS)算法

中图分类号: V249

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0414-10

在自然界中, 大型鸟类通过拉大飞行迎角来实现快速、准确的降落, 将这种降落方式称为栖落机动。如果固定翼飞行器可以模仿大型鸟类进行栖落机动, 即拉大飞行迎角、快速降低飞行速度并最终栖落在目标区域, 那么将极大地扩展其应用场合^[1-3]。栖落机动不但能保留固定翼飞行器在续航时间、飞行范围和速度等方面的优势, 还能在一定程度上弥补其通常不能在小场地降落的缺点。

由于栖落机动给固定翼飞行器带来的好处, 栖落机动的研究得到了越来越多的关注。文献[4]为了验证栖落的可行性, 进行了小型滑翔机栖落在电线上的实验。文献[5]研究了变体部件对无人机栖落的影响。文献[6]通过配点法生成了栖落机动的标称轨迹。文献[7]对轨迹的稳定性研究发现, 在终端阶段会发生发散, 对栖落机动设计了滑模轨迹跟踪控制器。文献[8]对侧滑栖落机动提出了一种自适应增益滑模控制技术。文献[9]采用开放时间最优化方法来研究栖落轨迹优化问题。

目前, 栖落机动的研究主要验证了栖落机动

的可行性, 以及如何设计控制器提高栖落机动的稳定性, 没有考虑所设计的栖落机动系统的吸引域问题。吸引域是指非线性系统局部稳定的区域, 为了保证飞行器能栖落在目标区域, 需要计算栖落机动的吸引域。文献[10]提出了用平方和(Sum-of-Squares, SOS)算法计算动力学系统的吸引域。文献[11]针对栖落机动设计了误差反馈控制律, 并将平方和算法用于计算栖落轨迹控制系统的吸引域。受文献[11]启发, 本文针对栖落机动设计了更易于求解的分段线性控制律, 并对平方和算法进行优化设计, 以扩大吸引域。

本文采用广义伪谱法对栖落机动轨迹进行优化并生成标称轨迹, 将动力学模型沿标称轨迹线性化, 设计了分段线性的轨迹跟踪控制器; 采用平方和算法计算系统的吸引域, 并且优化吸引域算法以寻找出更大的栖落机动吸引域。

1 飞行器栖落机动的动力学模型

动力学模型的状态变量选取飞行速度 V 、航

收稿日期: 2020-05-24; 录用日期: 2020-07-24; 网络出版时间: 2020-08-15 19:36

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200814.1537.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61873126)

* 通信作者. E-mail: hezhen@nuaa.edu.cn

引用格式: 王无天, 何真, 岳理. 飞行器栖落机动的轨迹跟踪控制及吸引域优化计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 414-423. WANG W T, HE Z, YUE C. Trajectory tracking control and optimal computation of attraction domain for aircraft in perching maneuvers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 414-423 (in Chinese).

迹角 μ 、迎角 α 、俯仰角速率 q 、俯仰角 θ 、水平位移 x 和高度 h ，控制输入选取推力 T 和升降舵的偏转角度 δ_e 。假设推力经过重心且指向机头方向，图 1 为飞行器的纵向受力分析图。图中： X_a 为速度坐标系的横向位移； X_b 为机体坐标系的横向位移； X_g 为地面坐标系的横向位移； Z_a 为速度坐标系的纵向位移； Z_b 为机体坐标系的纵向位移； Z_g 为地面坐标系的纵向位移； g 为重力系数。

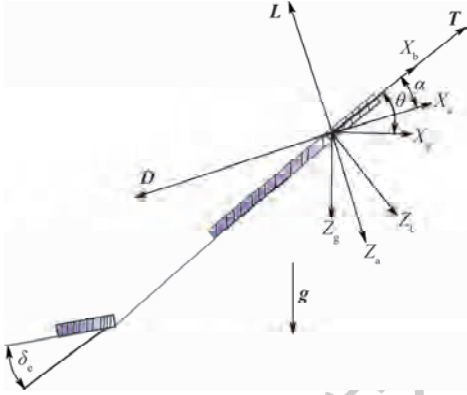


图 1 飞行器纵向受力分析图

Fig. 1 Longitudinal force analysis diagram of UAV

根据图 1 建立速度坐标系下的飞行器纵向动力学方程：

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cos \alpha - D - mg \sin \mu) / m \\ \dot{\mu} = (T \sin \alpha + L - mg \cos \mu) / (mV) \\ \dot{\alpha} = q - (T \sin \alpha + L - mg \cos \mu) / (mV) \\ \dot{q} = M / I_y \\ \dot{x} = V \cos \mu \\ \dot{h} = V \sin \mu \end{cases} \quad (1)$$

式中： m 为飞行器的质量； M 为空气动力和力矩； L 为升力； D 为阻力； I_y 为飞行器俯仰转动惯量。

L 、 D 、 M 的表达式如下：

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho_a V^2 S_a C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho_a V^2 S_a C_D \\ M = \frac{1}{2} \rho_a V^2 S_a C_M \end{cases} \quad (2)$$

式中： C_L 、 C_D 和 C_M 分别为升力、阻力和力矩系数； S_a 为飞行器的空气动力表面积； ρ_a 为空气密度。

飞行器栖落机动的空气动力学系数由平板模型方法^[12-14]得到，可表达为

$$\begin{cases} C_L = 0.8 \sin(2\alpha) \\ C_D = 1.4 (\sin \alpha)^2 \\ C_M = -\frac{S_c l_c}{S_a} (0.8 \cos \alpha \sin(2\alpha + 2\delta_e) + 1.4 \sin \alpha (\sin(\alpha + \delta_e))^2 + 0.1 \sin \alpha) \end{cases} \quad (3)$$

式中： l_c 为升降舵空气动力重心到飞行器质心距离； S_c 为升降舵的空气动力表面积。

栖落机动的动力学模型与常规飞行器的区别主要在于栖落机动具有大迎角。栖落属于一类复杂的机动，是非线性领域控制的一个挑战。

2 栖落机动轨迹跟踪控制律设计

2.1 非线性参考轨迹

将动力学模型(1)记为

$$\dot{X} = f(X, u) \quad (4)$$

式中： X 为非线性模型的状态向量； u 为非线性模型的输入量； $f(X, u)$ 表示非线性函数。

针对轨迹优化和非线性轨迹，采用广义伪谱法为基础的数值非线性优化程序生成^[15-16]。目前的广义伪谱法主要有 4 种类型，分别为 Gauss 伪谱法、Legendra 伪谱法、Rudau 伪谱法和 Chebyshev 伪谱法。本文采用 Rudau 伪谱法进行轨迹优化，主要原因是：Rudau 伪谱法相对其他 3 种广义伪谱法有着较高的精度，在其他 3 种广义伪谱法的基础上增加了初始点或者着重点。

动力学模型含有 6 个状态量，在进行优化计算时，将升降舵的偏转角度 δ_e 作为新的状态量，则状态向量可表示为 $X = [V, \alpha, \mu, q, x, h, \delta_e]^T$ ，并且设定参考的推力 T 为常值 3.768 N。广义伪谱法是根据整个过程对轨迹状态量的约束和状态方程生成标称轨迹，所以需要 7 个状态量根据栖落机动轨迹的要求进行约束。在执行栖落机动的过程中设置参数：将初始点位置设置为坐标原点，并且根据实际情况设置各个状态的约束范围。升降舵的偏转角度设为状态量，所以将其导数作为输入量 u ，给定 u 的约束条件为： $\tau(u) = (-1, 1)$ 。设定初始时刻上限值和下限值为： $X_h(t_0) = [9.984 \text{ m/s}, 0 \text{ rad}, 0.25 \text{ rad}, 0 \text{ rad/s}, 1 \text{ m}, 0 \text{ m}, -0.15]^T$ ， $X_1(t_0) = [9.984 \text{ m/s}, 0 \text{ rad}, 0.25 \text{ rad}, 0 \text{ rad/s}, 0 \text{ m}, -1 \text{ m}, -0.15]^T$ 。设置状态量过程中的范围如表 1 所示。设定终点时刻上限值和下限值为 $X_h(t_f) = [4 \text{ m/s}, \pi/2 \text{ rad}, \pi/4 \text{ rad}, 3.5 \text{ rad/s}, 15 \text{ m}, 2 \text{ m}, \pi/3]^T$ ， $X_1(t_f) = [3 \text{ m/s}, -\pi/2 \text{ rad}, -\pi/4 \text{ rad}, -3.5 \text{ rad/s}, 14 \text{ m}, 1 \text{ m}, -\pi/3]^T$ 。栖落终点的位置要根据实际的栖落点确定，如栖落在电线杆上，所以设置栖落终点时给定了一定的约束范围，如表 1 所示。

选取的二次型优化指标 J 为

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (u^T R u + x^T Q x) dt + x^T(t_f) Q_f x(t_f) \quad (5)$$

表1 状态变量过程约束

Table 1 Process constraints of state variables

状态变量	下限值	上限值
$V/(m \cdot s^{-1})$	0	25
α/rad	$-\pi/2$	$\pi/2$
μ/rad	$-\pi/4$	$\pi/4$
$q/(\text{rad} \cdot s^{-1})$	-3.5	3.5
x/m	0	15
h/m	0	10
δ_c/rad	$-\pi/3$	$\pi/3$

表2 飞行器物理参数

Table 2 Physical parameters of UAV

参数	数值
质量 m/kg	0.8
平均气动弦长 c/m	0.25
展长 b/m	1
升力面积 S_f/m^2	0.25
俯仰转动惯量 $I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.1

根据以上约束条件用广义伪谱法即对应MATLAB的GPOPS工具包针对非线性模型生成的标称轨迹如图2和图3所示。

从图2中看出,经过轨迹优化设计出栖落机动轨迹的高度和水平位置都可以很好地落在终点约束的目标范围内。

将生成的标称轨迹记为 (X_r, u_r) 。标称轨迹的状态方程为 $\dot{X}_r = f(X_r, u_r)$ 。其中, X_r 为GPOPS得到的标称轨迹的状态变量, u_r 为标称轨迹的输入。将非线性模型(4)沿着标称轨迹 (X_r, u_r) 泰勒展开:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{X} &= \dot{X} - \dot{X}_r = f(X, u) - f(X_r, u_r) = \\ & \frac{\partial f}{\partial X} \Big|_{\substack{X=X_r \\ u=u_r}} (X - X_r) + \frac{\partial f}{\partial u} \Big|_{\substack{X=X_r \\ u=u_r}} (u - u_r) + O = \\ & \tilde{A}(t)(X - X_r) + \tilde{B}(t)(u - u_r) + O = \\ & \tilde{A}(t)\Delta X + \tilde{B}(t)\Delta u + O \end{aligned} \quad (6)$$

式中:第1项为积分型,是对整个过程中产生的状态误差和输入误差进行的补偿;第2项为终点型,是对终点产生的误差进行补偿。二次性能指标(5)体现为对栖落机动的综合性能优化。式(5)中: Q_r 、 Q 、 R 分别为对应项所占的权重; $x(t_f)$ 为栖落终点的目标状态,所以对 Q_r 的选择越大,越要求栖落终点位置越接近指定的位置; u 为整个过程的输入, R 越大则对输入整体的操控需要的能量越小; x 为整个过程的状态变量, Q 越大则对整个状态变量要求越平稳。栖落机动状态量变化的幅度较大,所以对状态变量不设限制,整个优化可以理解为以最小的输入达到最优的最终栖落状态。其中, $Q_r = \text{diag}[10, 30, 0, 0, 10, 10, 0]$, $R = 90$, $Q = \text{diag}[0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]$ 。

飞行器的物理参数来源于文献[14],具体参数如表2所示。

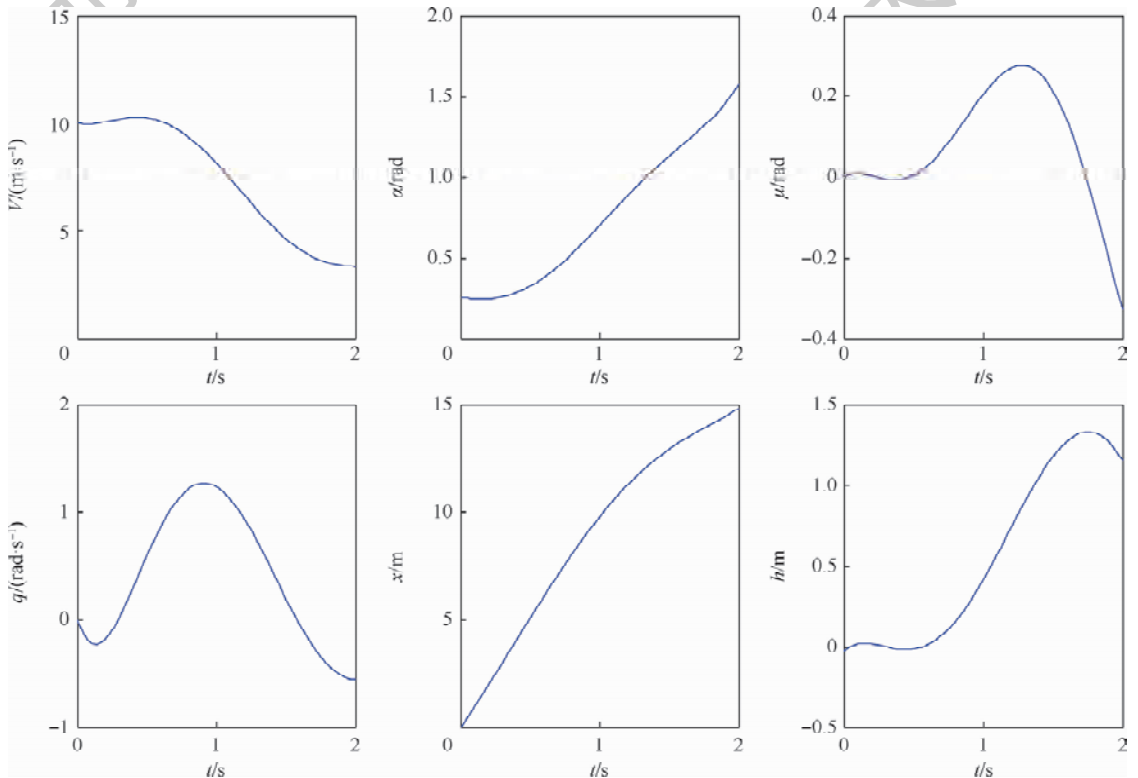


图2 状态变量标称曲线

Fig. 2 Nominal curves of state variables

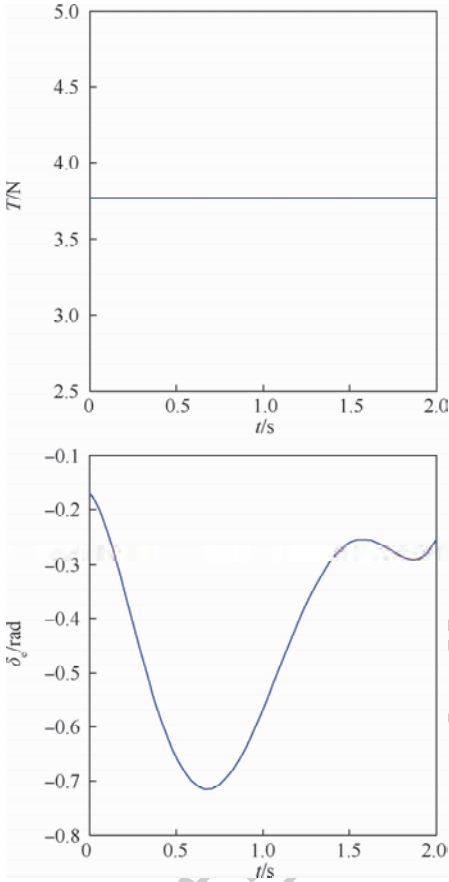


图 3 推力和升降舵的偏转角度标称曲线

Fig. 3 Nominal curves of thrust and rudder angle

式中: ΔX 和 Δu 分别为实际和标称轨迹状态量和输入量的差值; $\tilde{A}(t)$ 、 $\tilde{B}(t)$ 为线性时变矩阵; O 为泰勒展开的高阶项。这里线性化忽略高阶项, 以及可能的风等都会导致系统的干扰项, 会对系统控制性能产生影响, 得到

$$\Delta \dot{X} = \tilde{A}(t) \Delta X + \tilde{B}(t) \Delta u \quad (7)$$

为了将非线性模型分段线性化, 定义飞行器栖落机动的的时间范围为 $[t_0, t_f]$, 在时间范围上均匀地选取 n 个时间点 $\{t_0, t_1, \dots, t_{n-1}\}$, 且有 $t_{n-1} = t_f$ 。在每个时刻对标称轨迹线性化, 所以任意时刻点 t_q 的线性化模型为

$$\Delta \dot{X}(t) = \tilde{A}_q \Delta X(t) + \tilde{B}_q \Delta u(t) \quad (8)$$

式中: \tilde{A}_q 和 \tilde{B}_q 为 q 时刻的线性时不变矩阵。假设飞行器在 2 个相邻时间间隔 $[t_q, t_{q+1})$ 之间的模型由线性时不变模型表示。

整个时间内分段线性模型为

$$\Delta \dot{X}(t) = \tilde{A}(t) \Delta X(t) + \tilde{B}(t) \Delta u(t) \quad (9)$$

$$\text{s. t.} \quad \begin{cases} \tilde{A}(t) = \sum_{i=0}^{n-1} \tilde{A}_i \chi_i(t) \\ \tilde{B}(t) = \sum_{i=0}^{n-1} \tilde{B}_i \chi_i(t) \end{cases}$$

式中: $\chi_i(t)$ 相当于随着时间变换的函数, 可描述为

$$\chi_i(t) = \begin{cases} 1 & t \in [t_q - \frac{t_f - t_0}{2n}, t_q + \frac{t_f - t_0}{2n}) \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (10)$$

2.2 控制律设计

本节针对栖落机动分段线性模型(9)设计采用分段线性最优轨迹跟踪控制器。针对飞行器栖落机动力学系统, 寻找一个最优控制 $u_c(t)$ 使得 X 能跟踪上 X_r 。选取的二次型性能指标 J_1 如下:

$$J_1 = \int_{t_0}^{t_f} (\Delta u_q^T R \Delta u_q + \Delta X_q^T Q \Delta X_q) dt \quad (11)$$

式中: $Q \geq 0, R > 0$ 为正定的对角阵常值矩阵; ΔX_q 为实际轨迹和标称轨迹在 q 时刻点的状态差值; Δu_q 为 q 时刻点的最优控制, 需要弥补到实际输入上。

根据线性二次型调节器 (Linear Quadratic Regulator, LQR) 可得到控制律 k_q 为

$$\Delta u_q = k_q \Delta X_q \quad (12)$$

$$k_q = -R^{-1} B_q^T S_q \quad (13)$$

式中: S_q 为满足式(14)的正定对称矩阵, 即黎卡提方程:

$$Q - S_q B_q R^{-1} B_q^T S_q + S_q A_q + A_q^T S_q = 0 \quad (14)$$

所以, 系统在 q 时刻的闭环状态方程为

$$\Delta \dot{X}_q = (A_q + B_q k_q) \Delta X_q = (A_q - B_q R^{-1} B_q^T S_q) \Delta X_q \quad (15)$$

式(15)设置了分段线性系统的每个子系统的最优控制律, 可以使子系统稳定地收敛至标称轨迹附近。

虽然上述每一个分段线性系统可以保证稳定性, 但是不能保证整个栖落系统的稳定性。为了保证整个栖落系统的稳定, 需要使得每一个子系统的 Lyapunov 函数值大于或等于下一个子系统的 Lyapunov 函数值, 即满足:

$$\begin{cases} V_L(\Delta X) = \Delta X^T P_q \Delta X \\ (A_q + B_q k_q)^T P_q + P_q (A_q + B_q k_q) \leq -Q_q \\ P_{q-1} \geq P_q \end{cases} \quad (16)$$

式中: V_L 为 Lyapunov 函数; P_q 和 Q_q 为选取的正定对称矩阵。

下面对式(16)进行证明。

引理 1^[17] 时变系统 $\dot{x} = C(t)x, x(t_0) = x_0$, 且 $t \geq t_0, C(t)$ 为以时间 t 的连续和分段连续函数为元的矩阵。则系统一致渐近稳定的充要条件是: 存在 $N > 0, c > 0$, 使得对于任意的 t_0 和 $t \geq t_0$, 状态转移矩阵 $\Phi(t, t_0)$ 满足:

$$\Phi(t, t_0) \leq N e^{-c(t-t_0)} \quad (17)$$

证明 构造 Lyapunov 函数:

$$V_e = \sum_{q=0}^{N-1} \Delta X^T P_q \chi_q \Delta X \quad (18)$$

选取时间为 $(t_q - \Delta t, t_q + \Delta t]$ 的线性子系统。

因为 P_q 为正定对称矩阵, 所以将其分解为 $P_q = U^T \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n) U$, λ_q 为 P_q 的特征值, U 为酉矩阵。因此, 子系统满足:

$$\lambda_{\min}(P_q) \Delta X^T \Delta X \leq V_e \leq \lambda_{\max}(P_q) \Delta X^T \Delta X \quad (19)$$

由式(15)闭环子系统可推导出

$$\begin{aligned} \dot{V}_e &= \Delta \dot{X}^T P_q \Delta X + \Delta X^T P_q \dot{\Delta X} = \\ &\Delta X^T (A_q + B_q k_q)^T P_q \Delta X + \Delta X^T P_q (A_q + B_q k_q) \Delta X \end{aligned} \quad (20)$$

再由式(16)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_e &= \Delta X^T ((A_q + B_q k_q)^T P_q + P_q (A_q + B_q k_q)) \Delta X \leq \\ &-\Delta X^T Q_q \Delta X \end{aligned} \quad (21)$$

因为

$$-\Delta X^T Q_q \Delta X \leq -\lambda_{\min}(Q_q) \Delta X^T \Delta X \quad (22)$$

由式(19)得

$$\Delta X^T \Delta X \leq \frac{V_e}{\lambda_{\min}(P_q)} \quad (23)$$

联立式(21) ~ 式(23)得到

$$\dot{V}_e \leq -\frac{\lambda_{\min}(Q_q)}{\lambda_{\max}(P_q)} V_e \quad (24)$$

引入非线性系统比较原理, 可以证明 V_e 满足:

$$V_e(t) \leq e^{-\frac{\lambda_{\min}(Q_q)}{\lambda_{\max}(P_q)}(t-t_q+\Delta t)} V_e(t_q - \Delta t) \quad (25)$$

栖落机动的整个过程分为 N 个子空间且经历的时间为 $[t_0, t_f]$, 所以由引理 1 可以得到 V_e 在 $(t_q - \Delta t, t_q + \Delta t]$ 时间按指数收敛。

又由式(16)可知, 在 2 个子系统切换时刻 $t_s = t_q - \Delta t$ 满足:

$$V_e(t_s^-) = \Delta X^T P_q \Delta X \leq \Delta X^T P_{q-1} \Delta X = V_e(t_s^+) \quad (26)$$

所以, 综合可知 V_e 按照指数形式收敛且在切换时刻后非增, 整个系统渐近稳定。由式(13)计算控制律 k_q 后要代到式(16)验算是否满足整个系统的渐近稳定要求, 如果不满足, 要调整式(11)中 Q, R 的权值再次验算。这样, 满足条件(16)的控制律(13)能保证整个栖落分段线性系统(9)的稳定。证毕

轨迹跟踪控制系统的结构如图 4 所示。

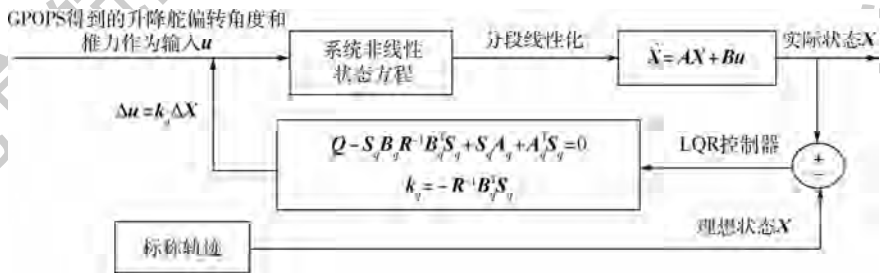


图 4 轨迹跟踪控制框图

Fig. 4 Trajectory tracking control block diagram

3 栖落机动轨迹跟踪控制吸引域的计算

吸引域是指非线性系统局部稳定的区域。栖落机动轨迹的吸引域能保证其内的飞行器能够在规定时间内栖落在指定目标区域。2.2 节中设计的栖落机动控制律是针对分段线性化的模型设计的。而栖落机动的实际模型是非线性动力学系统(1)。针对非线性系统(1)计算其在控制律(13)下的局部稳定范围即栖落机动轨迹的吸引域是一个很重要的问题。

本节运用平方和算法^[18]求出闭环非线性栖落系统标称轨迹的吸引域区域 Ω ^[19]。在求出吸引域后, 通过优化平方和算法^[20]中求解的变量, 对原有吸引域的半径进行了很大程度的扩大, 使

得能寻找出更大的吸引域。3.1 节将介绍在一般求解吸引域方法的基础上求解栖落非线性系统的吸引域。3.2 节在 3.1 节吸引域的基础上通过优化平方和算法的求解变量扩大吸引域。

3.1 轨迹吸引域算法

在非线性时变的情况下, 将系统写成如下形式:

$$\frac{d}{dt} x(t) = f(t, x(t)) \quad (27)$$

式中: f 为关于 x 和 t 的多项式函数。设 $\Gamma \subset [t_0, t_f] \times \mathbf{R}^n$ 为系统解的集合, 给定的目标区域记为 $g \subset \mathbf{R}^n$ 。当集合 Γ 终点时刻的状态收敛到 g , 也就是对于任何的 $x \in \mathbf{R}^n$, 当 $(t_f, x) \in \Gamma$ 时, $x \in g$, 即为系统整个运动过程的吸引域。

引理 2^[10] 若存在一个连续可微的函数:

$[t_0, t_f] \times \mathbf{R}^n \rightarrow [0, \infty)$ 。对于每个 $t \in [t_0, t_f]$ 定义:
 $\Omega_t := \{x | V(x, t) \leq 1\}$ 和 $\partial\Omega_t := \{V(x, t) = 1\}$, 如果每任意 $t \in [t_0, t_f]$ 和 $x \in \partial\Omega_t$ 都满足: $\left(\frac{\partial V}{\partial x}\right)^T f(x, t) + \frac{\partial}{\partial t} V(x, t) < 0$ 且 $\Omega_t \subset g$, 则 $\Gamma = \{(x, t) | t \in [t_0, t_f], x \in \Omega_t\}$ 即为整个过程的吸引域。

将栖落机动容许的落点范围定义为目标区域 g , 定义栖落机动标称轨迹 \bar{x}_t 的候选吸引域区域为

$$\Omega(\rho, t) = \{(\bar{X}, t) | 0 \leq V(\bar{X}, t) \leq \rho(t)\} \quad (28)$$

式中: \bar{X} 为实际和标称轨迹的差量; $V(\bar{X}, t)$ 为正定的; $\rho(t)$ 为时变大于零的标量; $\Omega(\rho, t)$ 为吸引域区域。选择二次型 $V(\bar{X}, t) = \bar{X}^T S \bar{X}$, S 为 2.2 节用 LQR 求出的常值矩阵。

根据引理 2, 要使式 (28) 为吸引域, 要满足 $\rho(t) \leq 1$ 和式 (29):

$$V(\bar{X}, t) = \rho(t) \Rightarrow \dot{V}(\bar{X}, t) \leq \dot{\rho}(t) \quad (29)$$

式 (29) 可由引理 2 将 $V(x, t) = V(\bar{X}, t) / \rho(t)$ 推导可得。由式 (29) 可知, 当 $t = t_{q-1}$ 即当 $V(\bar{X}, t_{q-1}) = \rho(t_{q-1})$ 时, 在下一个时刻 $t = t_q$ 时满足:

$$V(\bar{X}, t_q) \leq \rho(t_q) \quad (30)$$

即当 $t = t_q$ 时状态量仍在吸引域内。

选择适当的 $\rho(t)$ 使得 $\Omega(\rho, t)$ 满足:

$$\bar{X}(t) \in \Omega(\rho, t) \Rightarrow \bar{X}(t_f) \in \Omega(\rho, t_f) \quad \forall [t_0, t_f] \quad (31)$$

将上述求吸引域的过程整理成最优求解的形式如下:

$$\begin{aligned} \max \quad & \rho(t) \\ \text{s.t.} \quad & \forall \{\bar{X} | V(\bar{X}, t) = \rho(t)\} \Rightarrow \dot{V}(\bar{X}, t) \leq \dot{\rho}(t) \end{aligned} \quad (32)$$

将式 (32) 表示的条件转化为

$$\begin{aligned} \max \quad & \rho(t) \\ \text{s.t.} \quad & \{\bar{X} \in \mathbf{R}^n | V(\bar{X}, t) = \rho(t)\} \subseteq \\ & \{\bar{X} \in \mathbf{R}^n | \dot{V}(\bar{X}, t) - \dot{\rho}(t) \leq 0\} \end{aligned} \quad (33)$$

最终将条件转化为

$$\begin{aligned} \max \quad & \rho(t) \\ \text{s.t.} \quad & \{\bar{X} \in \mathbf{R}^n | V(\bar{X}, t) = \rho(t), \dot{V}(\bar{X}, t) - \dot{\rho}(t) > 0\} = \emptyset \end{aligned} \quad (34)$$

引理 3^[21] 给定多项式集 $\{f_1 \cdots f_s\}, \{g_1 \cdots g_l\}, \{h_1 \cdots h_u\} \in \mathbf{R}^n$, 下面的 2 个条件是等价的:

$$1) \text{ 集合 } \left\{ x \in \mathbf{R}^n \left| \begin{array}{l} f_1(x) \geq 0, \dots, f_s(x) \geq 0 \\ g_1(x) \neq 0, \dots, g_l(x) \neq 0 \\ h_1(x) \leq 0, \dots, h_u(x) \leq 0 \end{array} \right. \right\} \text{ 是}$$

空集。

2) 存在多项式 $f \in p\{f_1 \cdots f_s\}, g \in M\{g_1 \cdots g_l\}, h \in I\{h_1 \cdots h_u\}$ 满足 $f + g^2 + h = 0, \mathbf{R}^n$ 表示所有实数域上 n 元多项式的集合。

再根据引理 3, 将条件 (34) 转化为

$$\begin{aligned} \max \quad & \rho(t) \\ \text{s.t.} \quad & s_1 + (\rho(t) - V(\bar{X}, t))s_2 + \\ & (\dot{V}(\bar{X}, t) - \dot{\rho}(t))s_3 = 0 \end{aligned} \quad (35)$$

式中: $s_1, s_2, s_3 \in \Sigma_n$, 为了简化使用平方和算法的计算, 取 $s_3 = 1$ 并将 s_1 移项。平方和算法要求未知量之间是线性关系, 所以将 s_2 转化 $s_2(\bar{X}, t)$ 。将 $\rho(t)$ 按照一定的步长增加, 通过求出 $s_2(\bar{X}, t)$ 有解找出最大的 $\rho(t)$, 所以式 (35) 转化为

$$\begin{aligned} \text{find } & s_2(\bar{X}, t) \\ \text{s.t.} \quad & -\dot{V}(\bar{X}, t) + \dot{\rho}(t) + s_2(\bar{X}, t)(V(\bar{X}, t) - \rho(t)) \in \Sigma_n \end{aligned} \quad (36)$$

$s_2(\bar{X}, t)$ 设定格式如下:

$$\begin{aligned} s_2(\bar{X}, t) &= r^T O r \\ r &= [\Delta V, \Delta \alpha, \Delta \mu, \Delta q, \Delta x, \Delta h]^T \end{aligned}$$

式中: O 为 6×6 的实对称矩阵。

将栖落的时间 $[t_0, t_f]$ 分为 N 段, 计算栖落机动标称轨迹的吸引域。根据栖落终点的误差范围给定终点吸引域半径 ρ_f 的值。假设在 $[t_{f-1} + \Delta t, t_f]$ 这段时间内的吸引半径都是 ρ_f , 计算 t_{f-1} 时刻的吸引域半径 ρ_{f-1} , 这时用 ρ_{f-1} 按照线性的模式去估计时间 $[t_{f-1} - \Delta t, t_{f-1} + \Delta t]$ 内的半径。

在计算整个标称轨迹吸引域时, 按照 $t = t_q$ 的时间取样。因为 ρ_f 是根据栖落终点范围约束给定的, 所以从 t_f 时刻开始倒着往前计算。由于式 (36) 左边是对 $\rho(t)$ 和 $s_2(\bar{X}, t)$ 的双线性函数, 通过不断递增当前时刻 $\rho(t_q)$, 直到 $s_2(\bar{X}, t)$ 无解, 即是最大的吸引域半径。

3.2 扩大吸引域半径的优化算法

3.1 节推导中 $V(\bar{X}, t) = \bar{X}^T S \bar{X}$, S 为 2.2 节求解黎卡提方程 (14) 得到的正定常值矩阵。之所以选择 LQR 里的 S 矩阵为 Lyapunov 函数的系数矩阵, 是因为这样能保证系统是渐近稳定的, 即 $\dot{V}(\bar{X}, t) < 0$ 。证明过程如下:

将式(12)代入模型系统(6),得到的系统闭环状态方程为

$$\dot{X}(t) = (A - BR^{-1}B^T S)X(t) \quad (37)$$

$$V(\bar{X}, t) = \bar{X}^T S \bar{X} \quad (38)$$

$$\dot{V}(\bar{X}, t) = \dot{\bar{X}}^T S \bar{X} + \bar{X}^T \dot{S} \bar{X} \quad (39)$$

$$\dot{V} = \dot{\bar{X}}^T (SA + A^T S - SBR^{-1}B^T S - SBR^{-1}B^T S) \bar{X} \quad (40)$$

由式(14)可知

$$SA + A^T S - SBR^{-1}B^T S = -Q \quad (41)$$

$$\dot{V} = -\dot{\bar{X}}^T (Q + SBR^{-1}B^T S) \bar{X} \quad (42)$$

因为 $Q \geq 0, S > 0, R > 0$, 所以

$$Q + SBR^{-1}B^T S > 0 \quad (43)$$

$$\dot{V} = -\dot{\bar{X}}^T (Q + SBR^{-1}B^T S) \bar{X} < 0 \quad (44)$$

在式(36)中, $V(\bar{X}, t)$ 中的 S 和吸引域半径 $\rho(t_q)$ 必须固定一个才能求解。3.1节求解吸引域半径时是固定了这个时刻的 S 矩阵寻找最大吸引域半径 $\rho(t_q)$ 。

为了寻找出更大的吸引域半径,先固定吸引域的初始半径,按照3.1节的方法求解下一时刻的吸引域半径 $\rho(t_q)$, 求出最大的 $\rho(t_q)$ 且保存下此时刻的 $s_2(\bar{X}, t)$ 。再固定求出的最大的 $\rho(t_q)$ 和 $s_2(\bar{X}, t)$, 通过按设定的方法不断改变 S 矩阵以扩大吸引域。但是,改变 S 矩阵时一定要保证 $\dot{V}(\bar{X}, t) < 0$ 。用 MATLAB 工具包 SOSTOOLS 对式(45)进行求解:

$$-\dot{V}(\bar{X}, t) + \dot{\rho}(t) + s_2(\bar{X}, t)(V(\bar{X}, t) - \rho(t)) \in \Sigma_n \quad (45)$$

直到式(45)左边不属于平方和时,选取无解时前一刻有解的 S 矩阵。

改变 S 矩阵的方法是给 S 矩阵乘上一个常数 $k(0 < k < 1)$, k 按照一定步长从 1 往下递减直到 kS 矩阵使得式(45)不成立。这样选取改变 S 矩阵的原因有:

1) 乘上一个 $0 < k < 1$ 的常数 k , 没有改变 S 特征值的符号即可以保证 $V(\bar{X}, t)$ 正定和 $\dot{V}(\bar{X}, t) < 0$ 。

证明如下:

$$\dot{V}(\bar{X}, t) = k\dot{\bar{X}}^T S \bar{X} + k\bar{X}^T \dot{S} \bar{X} \quad (46)$$

因为只是选取的 S 矩阵发生了变化, 而由 LQR 控制器得到的状态方程没有变化, 所以

$$\dot{\bar{X}} = (A - BR^{-1}B^T S) \bar{X} \quad (47)$$

$$\dot{\bar{X}}^T = \bar{X}^T (A^T - SBR^{-1}B^T) \quad (48)$$

$$\dot{V} = k\bar{X}^T (SA + A^T S - SBR^{-1}B^T S - SBR^{-1}B^T S) \bar{X} \quad (49)$$

$$\dot{V} = -k\dot{\bar{X}}^T (Q + SBR^{-1}B^T S) \bar{X} \quad (50)$$

因此, $0 < k < 1$ 时, $\dot{V}(\bar{X}, t) < 0$, 这样就保证了定义的区域 $\Omega(\rho, t)$ 为栖落参考轨迹的吸引域。

2) 选择一定步长从 1 往下递减的原因是: 在最优化 S 矩阵的过程中, 搜索出的最优 S 矩阵可以变相地扩大吸引域半径。

推导过程如下:

$$\Omega(\rho, t) = \{ \bar{X} | 0 \leq V(\bar{X}, t) \leq \rho(t) \} \quad (51)$$

当 S 矩阵乘上 k

$$\Omega(\rho, t) = \{ \bar{X} | 0 \leq kV(\bar{X}, t) \leq \rho(t) \} \quad (52)$$

两边同时除以 k

$$\Omega(\rho, t) = \{ \bar{X} | 0 \leq V(\bar{X}, t) \leq \frac{\rho(t)}{k} \} \quad (53)$$

又因为 $0 < k < 1$, 所以 $\rho(t)/k$ 比原来的 $\rho(t)$ 大, 所以减小 S 矩阵可以扩大吸引域半径。

4 仿真结果与分析

4.1 栖落机动轨迹跟踪控制仿真

固定翼飞行器的几何参数如表 2 所示, 仿真采用栖落机动非线性模型(1), 非线性模型的标称输入为由 GPOPS 得到的标称轨迹的推力和升降舵的偏转角度。气动参数由式(2)、式(3)计算。

LQR 控制器采用分段线性化的形式设计, 整个栖落的时间设定为 2 s, 每隔 0.05 s 选取出参考点进行控制律设计。 $R = \text{diag}[9, 45]$, $Q = \text{diag}[18, 100, 16, 100, 20, 50]$; 联立式(16)求得控制律。将求得的控制律加入到非线性模型的输入上, 即可得到经 LQR 控制器的跟踪轨迹。飞行器初始理想状态 $X^*(t_0) = [9.984 \text{ m/s}, 0 \text{ rad}, 0.25 \text{ rad}, 0 \text{ rad/s}, 0 \text{ m}, 0 \text{ m}]$, 第 2 节的标称轨迹的初始状态也是按照理想状态设定, 得到了理想的标称轨迹。为了检验跟踪控制器的效果, 在设计实际的初始状态上加上了偏差。加上偏差的初始状态为 $[11 \text{ m/s}, 0.1 \text{ rad}, 0.4 \text{ rad}, 0 \text{ rad/s}, -1 \text{ m}, -0.7 \text{ m}]$ 。仿真结果如图 5 和图 6 所示。

由图 5 和图 6 可知, 在 LQR 控制器的作用下, 由非线性模型生成闭环曲线的状态量均能跟上参考轨迹。所以, 设计的 LQR 控制器是有效的。控制输入范围分别在 $T \in [2.7, 4.4] \text{ N}$, $\delta_e \in [-0.7, 0.3] \text{ rad}$, 是合理的输入量范围。栖落的最终位置精度要求很高。在飞行器栖落机动的跟踪曲线中, 由 GPOPS 生成的参考轨迹的栖落位置是 $(14.80, 1.162) \text{ m}$, 在控制器下的飞行器实际栖落位置是 $(14.79, 1.160) \text{ m}$ 。由此可见, 即使初始

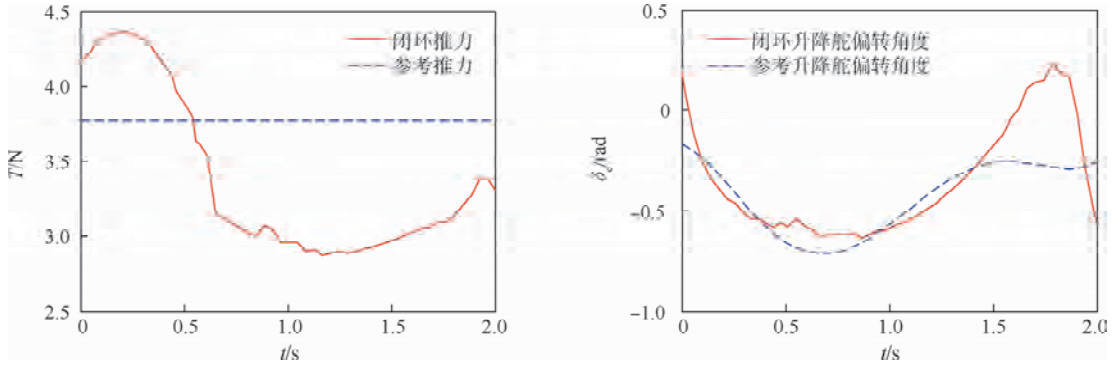


图 5 控制输入曲线

Fig. 5 Control input curves

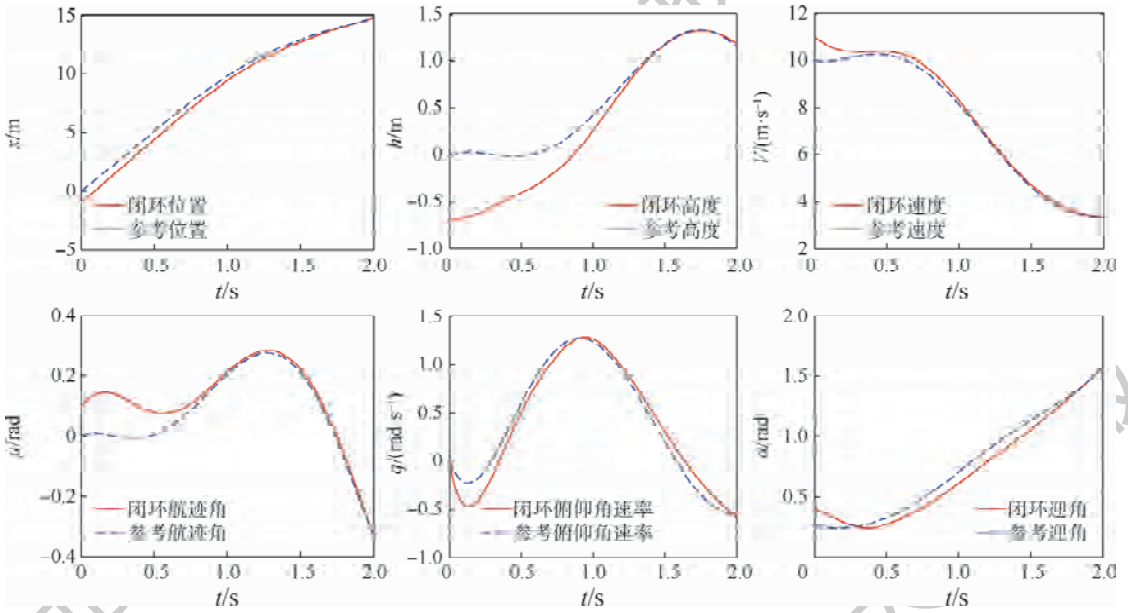


图 6 状态变量跟踪控制曲线

Fig. 6 State variable tracking control curves

位置偏差较大,经过 LQR 控制器的作用,飞行器能准确地降落在参考轨迹栖落位置附近。

4.2 栖落机动轨迹吸引域和扩大吸引域仿真

基于非线性模型(1),在栖落的时间 2 s 内每隔 0.05 s 选取一个时间点联立式(36),计算每个时间段的吸引域。栖落机动吸引域是从栖落终点时刻开始倒推计算的。因为飞行器栖落机动要求降落在参考轨迹终点的附近,需要设定栖落位置允许的误差。栖落终点的容许位置误差设为 $\Delta x < 0.15 \text{ m}$, $\Delta h < 0.15 \text{ m}$ 。根据栖落终点位置的容许误差范围,设定终点 2 s 的栖落收敛半径为 0.15 m。已知 2 s 的半径,即可根据式(36)推出 1.95 s 时刻的吸引域半径,如此倒推出整个过程的吸引域半径。飞行器栖落机动的整个过程共计算了 41 个吸引域半径。

为了形象地展示出吸引域的图形,将吸引域半径投影到 xh 平面上,即根据吸引域的表达式 $V(\bar{X}, t) \leq \rho(t)$,将 $V(\bar{X}, t) = \bar{X}^T S \bar{X}$ 中的 \bar{X} 除了水

平位置和高度都设置为 0,右边是吸引域半径,即可得到 xh 平面的投影。

根据式(36)得到的吸引域比较小。根据 3.2 节扩大吸引域的算法,通过减小 S 矩阵来扩大吸引域。图 7 为根据计算的 41 个吸引域半径在 xh 平面的投影,其中绿色是没有扩大前的吸引域,黑色是扩大后的吸引域,红色是由 GPOPS 根据约束条件生成的参考轨迹水平位置和高度的曲线。

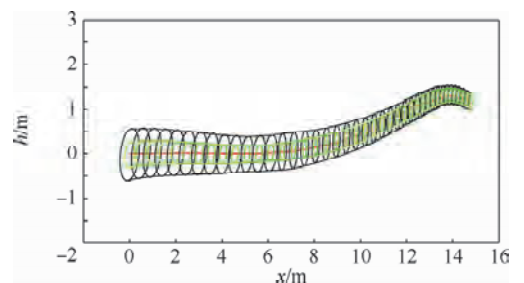


图 7 吸引域扩大对比

Fig. 7 Comparison of expanded attraction domain

由图7可知,通过优化计算吸引域的方法,可以找出飞行器栖落机动更大的吸引域,这样使得飞行器能够在更大的初始状态偏差下保证栖落在预定目标范围。

为了验证吸引域的可靠性,选取了4个在0s吸引域的不同初始状态,仿真结果如图8所示,栖落轨迹全部在所求吸引域内,并且终点范围收敛到目标区域验证了吸引域的有效性。

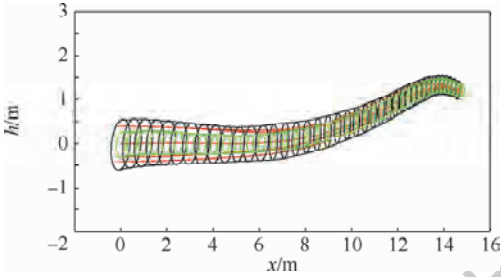


图8 栖落轨迹及吸引域

Fig.8 Perching trajectory and attraction domain

5 结论

1) 广义伪谱法可以根据对飞行状态的约束生成栖落机动标称轨迹。

2) 栖落轨迹跟踪控制仿真的结果表明,采用LQR设计的轨迹跟踪控制器可以很好地跟踪上由GPOPS生成的标称轨迹,验证了LQR控制器的有效性。

3) 吸引域的仿真结果表明,通过优化求解吸引域的过程可以寻找出更大的栖落机动轨迹的吸引域。对扩大的吸引域进行的栖落机动控制仿真表明,起始于初始吸引域内的轨迹均保留在吸引域内,验证了其有效性。

本文是针对一条栖落轨迹进行控制器及吸引域的设计。后续工作中将设计多条轨迹形成栖落轨迹库,以此为基础研究吸引域计算,扩大飞行器实现定点栖落的容许初始范围,并逐步展开栖落机动实验验证的研究。后续科研工作中,也将进一步考虑参数不确定性和干扰条件对控制器的影响,以及如何提高控制器的鲁棒性。

参考文献 (References)

[1] POPE M, TKIMES C W, JIANG H, et al. A multimodal robot for perching and climbing on vertical outdoor surfaces[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2017, 33(1): 38-48.

[2] FEROSKHAN M, TIAUW H. Control strategy of sideslip perching maneuver under dynamic stall influence[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 72: 150-163.

[3] COLIN G, ANTONY W, THOMS R. Perched landing manoeuvres with a variable sweep wing UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 510-520.

[4] CORY R, TEDRAKE R. Experiments in fixedwing UAV perching[C] // Proceedings of the 33th Chinese Control Conference, 2014: 2047-2056.

[5] 袁亮, 何真, 王月. 变体无人机栖落机动建模与轨迹优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(2): 267-275.

YUAN L, HE Z, WANG Y. Modeling and trajectory optimization of perching maneuvers for morphing UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 267-275 (in Chinese).

[6] ROBEST J W, CORY R, TEDRAKE R. On the controllability of fixedwing perching[C] // American Control Conference, 2009: 2018-2023.

[7] VENKAESWARA R, TIAUW H. Optimization stability analysis and trajectory tracking of perching maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(7): 879-888.

[8] MIR F, TIAUW H G. Performance of sideslip perching maneuver with an adaptive gain control feature[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 648-660.

[9] MIHIR V, SHAWN K, GONZALO G, et al. Fixed wing aircraft perching[C] // AIAA Guidance Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 2017: 14-34.

[10] MARK M, IAN R, RUSS T. Invariant funnels around trajectories using sum-of-squares programming[C] // The International Federation of Automatic Control, 2014: 9218-9223.

[11] TEDRAKE R, MANCHESTE I R, TOBENKIN M, et al. LQR trees: Feedback motion planning via sums-of-square verification[J]. International Journal of Robotics Research, 2010, 29(8): 1025-1038.

[12] PUPPOLO M, REYNOLDS R, JACOB J. Comparison of three aerodynamic model used in simulation of high angle of attack UAV perching maneuver[C] // Proceedings of the AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2006: 1291-1302.

[13] TAHK M J, HAN S, LEE B Y, et al. Trajectory optimization and control algorithm of longitudinal perch landing assisted by thruster[C] // Proceedings of the IEEE Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2247-2252.

[14] 李达. 飞行器栖落机动飞行轨迹优化与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

LI D. Trajectory optimization and control of perching maneuvers for aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017 (in Chinese).

[15] KAUSHIK H, MOHAN R, PRAKASH K A. Utilization of wind shear for powering unmanned aerial vehicles in surveillance application: A numerical optimization study[J]. Energy Procedia, 2016, 90: 349-359.

[16] RAO A V, BENSON D A, DQRBY C, et al. Algorithm 902: GPOPS, a MATLAB software for solving multiple phase optimal control problems using the Gauss pseudospectral method[J]. ACM Transactions on Mathematical Software, 2010, 37(2): 163-172.

[17] BARAK B, KENLNER J, STEURER D. Dictionary learning and tensor decomposition via the sum-of-squares method[C] // For-

- ty-Seventh ACM Symposium on Theory of Computing, 2015: 143-151.
- [18] ZHOU Y, KUANG C, SUN Y. Nonlinear H-infinity control for spacecraft attitude maneuver based on SOS optimization [C] // 13th International Conference on Computer Science & Education, 2018: 46-51.
- [19] 隋吉超, 罗飞. 基于平方和规划法的一种估计系统吸引域的改进算法 [J]. 科学技术与工程, 2012, 12(5): 978-980.
SUI J C, LUO F. An improved algorithm for estimating the domain of attraction of a system based on the square sum programming [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(5): 978-980 (in Chinese).
- [20] RADIAN F, YINGJEN C, MOTOYASU T. An SOS based control Lyapunov function design for polynomial fuzzy control of nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2017, 25(4): 775-787.
- [21] 李瑞莲. 一类非线性切换系统的吸引域估计及控制器设计 [D]. 沈阳: 东北大学, 2009.
LI R L. Domain of attraction estimation and control for a class of nonlinear switched systems [D]. Shenyang: Northeastern University, 2009 (in Chinese).

作者简介:

王无天 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行控制。

何真 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行控制、非线性控制、智能控制。

岳程 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行控制。

Trajectory tracking control and optimal computation of attraction domain for aircraft in perching maneuvers

WANG Wutian, HE Zhen*, YUE Cheng

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

Abstract: For the longitudinal movement of fixed-wing aircraft in perching maneuvers, the perching trajectory control design and the optimization method of attraction domains are investigated. First, according to the perching dynamics model and the constraints of states during the perching, the nominal trajectory was generated by using the general pseudo-spectral method. Then, based on this, a piecewise linear trajectory tracking control law was designed. Based on the Sum-of-Squares (SOS) method, the attraction domain of the trajectory control system is calculated to ensure that the UAV in the attraction domain can ultimately perch in the target area. Finally, the iterative computation algorithm of the attraction domain is further improved to expand the scope of the attraction domain. The simulation results verify the effectiveness of the trajectory tracking control law of the perching maneuver, and show that the attraction domain is enlarged by using the proposed computation algorithm of attraction domain.

Keywords: trajectory tracking control; general pseudo-spectral method; attraction domain; perching maneuvers; Sum-of-Squares (SOS) method

Received: 2020-05-24; Accepted: 2020-07-24; Published online: 2020-08-15 19:36

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200814.1537.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61873126)

* Corresponding author. E-mail: hezhen@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0274

基于态势认知的无人机集群围捕方法

吴子沉, 胡斌*

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)



摘 要: 无人机集群围捕是智能无人机“蜂群”作战的一种重要任务方式。现有集群围捕方法大多建立在环境已知的基础上,面对未知的任务环境时围捕策略经常性失效。针对此问题,提出了基于态势认知的发育模型,探索一种对环境适应性较佳的围捕方法。首先,对集群围捕行为分解,将围捕离散化;然后,基于深度Q神经网络(DQN),设计一种围捕策略的生成方法;最后,建立状态-策略知识库,并通过大量有效数据的训练,针对不同环境获得不同的策略,对知识库进行发育。仿真结果表明:提出的基于态势认知的发育模型,能够有效适应不同环境,完成不同环境下的围捕。

关键词: 无人机; 集群围捕; 态势认知; 深度Q神经网络(DQN); 自主发育

中图分类号: V249.3; TP24

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)02-0424-07

无人机集群作为一种新的应用样式,具有极大的发展前景^[1]。无人机集群对目标的追捕问题是一种典型的应用场景。

针对无人机集群围捕问题,目前大多数研究均基于分布式控制^[2],即通过将集群围捕问题转换为一致性问题,再设计分布式算法使得集群向目标位置收敛,实现围捕的效果。黄天云等^[3]提出了一种基于松散偏好规则的自组织方法,通过分解围捕行为,利用松散偏好规则使个体机器人自发形成理想的围捕队形,并运用 Lyapunov 稳定性定理证明系统的稳定性。李瑞珍等^[4]提出了一种基于动态围捕点的多机器人协同围捕策略,根据目标位置设置动态围捕点,并利用任务分配方法为围捕机器人分配最佳围捕点,综合考虑围捕路径损耗和包围效果,计算围捕机器人的最优航向角,实现集群对目标的围捕。张子迎等^[5]提出一种多层环状伏击围捕模型,并依据能量均衡原则,对系统能量消耗进行平衡。Uehara 等^[6]针

对有障碍的复杂环境下集群围捕问题,改进了粒子群算法,使得围捕者能够在规避障碍物的情况下实现对目标的围捕。

近年来,部分学者探索了通过强化学习来解决集群对目标的围捕问题^[7-10]。Liu 等^[11]通过对围捕复杂任务进行分解,将学习过程分为高级学习和低级学习,并使两部分学习并行进行,完成了围捕问题多层次强化学习设计。Bilgin 和 Kadioglu-Urtis^[12]结合 Q 学习(Q-learning)和资格痕迹(Eligibility Traces),对追捕者进行并行训练,并为每个追捕者维护一个独立的 Q 值表(Q-table),完成了集群内部存在交互的独立智能体学习。Awgheda 和 Schwartz^[13]提出了将卡尔曼滤波与强化学习结合起来的卡尔曼滤波模糊 A-C 算法,尝试解决在追捕者和目标训练环境不一样的情况下如何实现成功围捕的问题。Lowe 等^[14]于 2017 年提出了 MADDPG(Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient)算法,探索了多智能体领域的

收稿日期: 2020-06-17; 录用日期: 2020-08-21; 网络出版时间: 2020-09-03 09:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200902.1840.001.html

基金项目: 科技创新 2030—“新一代人工智能”重大项目(2018AAA0102403); 国家自然科学基金(61573373)

* 通信作者. E-mail: singer533@163.com

引用格式: 吴子沉, 胡斌. 基于态势认知的无人机集群围捕方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 424-430.

WU Z C, HU B. Swarm rounding up method of UAV based on situation cognition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 424-430 (in Chinese).

强化学习,该算法通过智能体之间信息的交互,使得每个智能体的强化学习都考虑到其他智能体的动作策略,取得了显著的效果,但该算法训练时需要知道对手智能体的逃逸策略,这与大多情景不符。

以上研究在环境属性确定的情况下能够有效解决集群围捕问题,但是在新环境下,往往围捕效果较差。基于此,本文设计了一种基于态势认知的无人机集群围捕方法,尝试解决不同环境下的围捕策略问题。首先,基于对围捕行为的分析,将围捕过程离散化;然后,利用深度 Q 神经网络(Deep Q-network, DQN)方法^[15-17],解决固定时间窗口长度下的围捕策略生成问题;最后,通过建立状态-策略知识库,实现面向围捕问题的认知发育^[18],基于态势识别,完成围捕策略的快速选取。仿真结果表明,在确定环境情况下,所设计的基于 DQN 的围捕发育方法能够解决围捕问题,给出围捕策略,提出的基于态势认知的围捕方法能够实现知识库的增量发育,有效应对新环境下的围捕问题。

1 问题描述

设战场上存在 N 架无人机组成的集群,对一个运动的目标进行追捕,如图 1 所示。

用 $\mathbf{U} = (\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \dots, \mathbf{u}_N)$ 表示追捕无人机状态矩阵, \mathbf{u}_i 表示第 i 架无人机的状态矢量,用 \mathbf{T} 表示目标状态矢量。设追捕无人机的速度为 V_p , 目标的速度为 V_t , D_p 表示追捕无人机的探测距离, D_t 表示目标的探测距离,通常设定 $D_p > D_t$ 。

目标与追捕无人机均在战场上运动,追捕无人机的目的是探测到目标的位置信息,再通过协作在目标周围设立包围圈,实现对目标的围捕。当其中一架无人机获得目标的位置信息后,视为其他追捕无人机获得目标的位置信息。目标初始

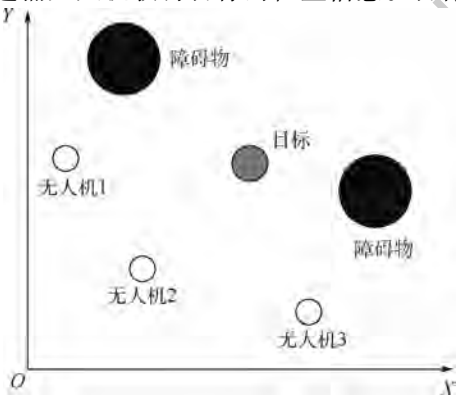


图 1 围捕问题示意图

Fig. 1 Schematic of rounding up problem

时刻在战场随机运动,一旦发现追捕无人机后,会按照一定的逃离策略进行逃逸。

本文假设当 3 架及以上的追捕无人机在目标周围设立包围圈,且包围的无人机与目标的最大距离小于目标的探测距离,即视为围捕成功,无人机亦可依据障碍物设置包围圈,如图 2 所示。

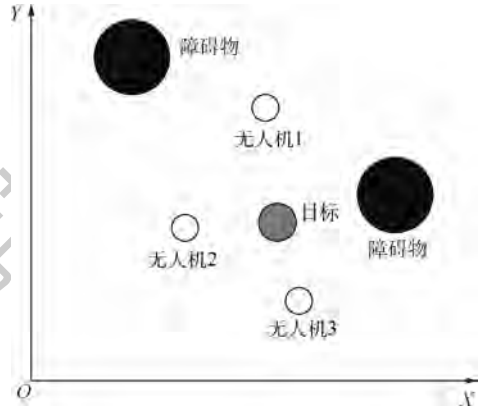


图 2 围捕成功示意图

Fig. 2 Schematic of successful rounding up

本文考虑 2D 仿真环境下的集群围捕问题。将无人机及目标看作质点,不考虑无人机及目标的姿态变化,可将无人机及目标的运动模型表述为

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x \\ \dot{y} = v_y \end{cases} \quad (1)$$

式中: (x, y) 为当前时刻位置; (v_x, v_y) 为当前时刻速度。

2 基于 DQN 的围捕策略发育

根据无人机集群围捕的特点,将围捕动作分解为:右侧包抄(R)、左侧包抄(L)、逼近(F)、后退(R)、静止(S)五种,记为

$$\text{Actions} = \{R, L, F, R, S\} \quad (2)$$

考虑时间窗口长度为 τ 的围捕效果,将围捕策略表示为 τ 时刻内各无人机动作的有序集合,即

$$\boldsymbol{\pi} = \{a_1, a_2, \dots, a_\tau\} \quad (3)$$

式中:

$$a_t = \{A_1, A_2, \dots, A_N\} \quad (4)$$

其中: a_t 为 t 时刻各无人机选取的动作; A_i 为从 Actions 集合中选取的具体动作。

假设围捕无人机数目为 N ,则一个时间窗口内,共有 $5^{N\tau}$ 种围捕策略可供选择。假设考虑仅 3 架无人机时间窗口长度为 5 s 的围捕效果,则围捕策略的总数也多达 3×10^{10} 。因此,为解决具体环境下围捕策略的发育问题,考虑使用 DQN 进行

策略的选择。

2.1 状态

在无人机集群围捕过程中,可将状态看作是由战场本身存在的障碍物、各无人机及目标构成。

假设环境中第 k 个障碍物为以 (x_k, y_k) 为圆心、以 r_k 为半径的圆,只考虑静止的障碍,则障碍物可以描述为

$$o_k = (x_k, y_k, r_k) \quad (5)$$

令

$$O = \{o_1, o_2, \dots, o_n\} \quad (6)$$

式中: O 为环境中 n 个障碍物的集合。

无人机集群通过观察可获得目标的位置、速度的观测值,集群内部通过相互通信,可以获得各自的位置、速度信息,将 t 时刻目标状态描述为

$$T(t) = (x(t), y(t), \dot{x}(t), \dot{y}(t)) \quad (7)$$

式中: $(x(t), y(t))$ 为目标在 t 时刻的位置; $(\dot{x}(t), \dot{y}(t))$ 为目标在 t 时刻的速度。

将 t 时刻集群的状态描述为

$$U(t) = \{u_1(t), u_2(t), \dots, u_N(t)\} \quad (8)$$

式中:

$$u_i(t) = (x_i(t), y_i(t), \dot{x}_i(t), \dot{y}_i(t)) \quad (9)$$

$i = 1, 2, \dots, N$

其中: $(x_i(t), y_i(t))$ 和 $(\dot{x}_i(t), \dot{y}_i(t))$ 分别为无人机 i 在 t 时刻的位置和速度信息。

将状态统一描述为

$$S_t = (O, T(t), U(t)) \quad (10)$$

2.2 奖励函数设定

DQN 根据奖励值来调整网络权重,实现对网络的更新。奖励函数的设定极大地影响到训练的效果。

集群对目标的围捕成功与否是以无人机到目标的距离及相对角度判断的,因此,设置奖励函数时,需充分考虑这 2 个因素。

将无人机 i 到目标 j 的距离用 d_{ij} 表示,当 $\forall d_{ij} > D_p$ 时,无人机集群尚未发现目标;当 $D_t < d_{ij} \leq D_p$ 时,表示无人机 i 发现了目标 j ,且自身未暴露;当 $D_t \geq d_{ij}$ 时,表示目标 j 已经发现了无人机 i ,此时如果尚未形成包围圈,目标 j 会主动逃逸。

通过距离建立奖励函数:

$$r_{dis} = \begin{cases} -1/d_{ij} & D_t \geq d_{ij} \\ 0 & D_t < d_{ij} \leq D_p \\ -d_{ij} & D_p < d_{ij} \end{cases} \quad (11)$$

理想的围捕队形通常是多无人机均匀分布在以目标为圆心、以围捕半径为圆的圆上^[4],以 3 架无人机组成的集群为例,如图 3 所示。

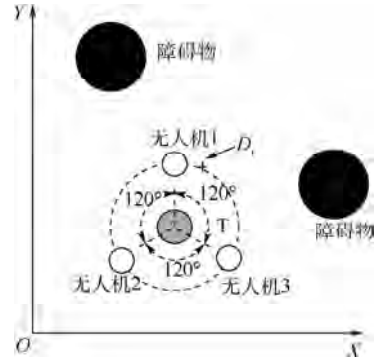


图 3 围捕队形示意

Fig. 3 Schematic of rounding up formation

设无人机 i 与周围 2 架无人机分别以目标为顶点的角度为 ψ 和 φ ,则 $\psi^* = \varphi^* = 2\pi/N$ 为最优的角度,可以通过角度建立奖励函数:

$$r_{angle} = -(\psi - \psi^*)^2 - (\varphi - \varphi^*)^2 \quad (12)$$

此外,需在奖励函数中加入避障项,以使得无人机能够主动规避环境中的障碍物:

$$r_{ob} = -1/d_{min} \quad (13)$$

式中: r_{ob} 为奖励函数的避障项; d_{min} 为无人机距离最近障碍物的距离。

综上,将奖励函数设置为

$$r = \alpha r_{dis} + \beta r_{angle} + \chi r_{ob} + 10f \quad (14)$$

式中: α 、 β 和 χ 分别为距离项、队形项和避障项的权重,权重的确定通常需要实际训练来调整; f 定义为

$$f = \begin{cases} 1 & \text{围捕成功} \\ 0 & \text{否则} \end{cases} \quad (15)$$

当围捕成功,无人机会获得 +10 的奖励。

2.3 基于 DQN 的策略发育

DQN^[9] 通过构建深度神经网络,完成对 Q 函数的拟合,解决了传统 Q-learning 方法中状态量太多导致的维度灾难问题。本文采用文献[19]中提出的 DQN 方法,实现多维度状态到低维度动作的映射。

为获取围捕策略,在每组训练过程中,将最终获得奖励值最大的一次训练的每一步以 (S_t, a_t, r_t) 的形式储存,在所有训练结束后,针对储存的动作从 $t = 0$ 时刻进行一次长度为 τ 的采样,并进行 m 次长度为 τ 的随机采样。设采样的时刻为: $0, t_1, t_2, \dots, t_m$, 对应的采样点状态为: $S_0, S_{t_1}, S_{t_2}, \dots, S_{t_m}$, 可获得 $m + 1$ 次策略: $\pi_0, \pi_1, \dots, \pi_m$ 。

3 基于态势认知的围捕决策

得益于人脑强大的认知能力,飞行员在面对

复杂多变的动态环境时,能够迅速地做出有利于战局的决策。仿照生物认知机制去构建具有学习和经验的增量式发育算法是解决一类复杂问题的有效途径,文献[18]受此启发,提出了包括认知决策、制导规划和执行控制 3 个层级的无人机认知控制系统结构,并在复杂动态环境下的多威胁无人机防碰撞问题中验证了有效性。本文在此基础上提出了一种基于场景认知的围捕决策。

如图 4 所示,在基本的围捕算法之上,构建包含状态-策略的知识库。当无人机集群每完成一次围捕训练,判断围捕方法是否有效,并设立一定的门槛,将有效训练的围捕策略存储到知识库中,构建围捕策略知识库。通过大量仿真训练,获得大量的状态-策略数据,在遇到相似状态的情况,可以直接调用策略进行围捕,而不需要重复训练。

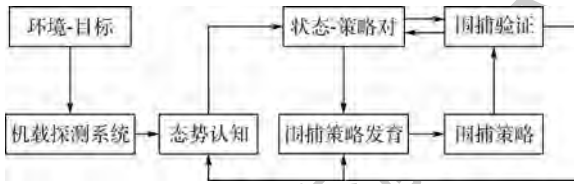


图 4 无人机集群发育结构示意图

Fig. 4 Schematic diagram of UAV swarm development structure

3.1 基于认知发育的围捕

基于认知发育的围捕流程如图 5 所示。

围捕开始后,无人机集群获得当前时刻信息,通过态势认知将当前状态与知识库内的状态信息进行匹配,选择符合标准的策略进行围捕,若状态信息无法匹配,即遇到了新的状态,则调用第 2 节

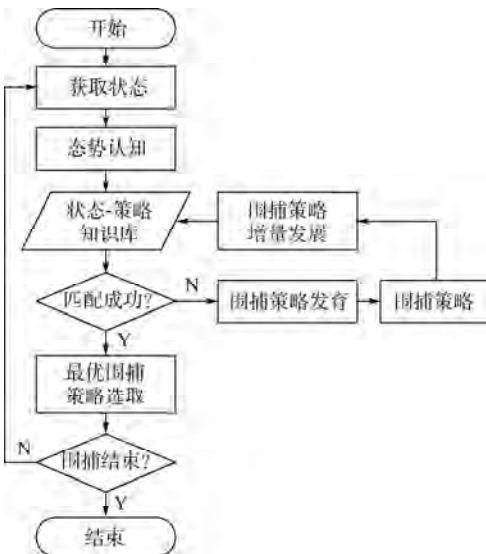


图 5 基于认知发育的围捕方法

Fig. 5 A rounding up algorithm based on cognitive development

中的围捕发育算法进行围捕策略发育,以获得合适的围捕策略,此次围捕结束后,将获得的状态与相应的围捕策略加入到状态-策略知识库中,实现知识库的增量发展。

3.2 态势认知与策略匹配

围捕状态的描述已经在 3.1 节中给出,下面简要介绍如何通过对态势的认知,判断该状态是否为已知状态,并完成对状态的匹配。

为方便表述,将式(10)中状态的属性统一用 G 表示,共 $3n + 4N + 4$ 项,即

$$S = (G_1, G_2, \dots, G_{3n+4N+4}) \quad (16)$$

为了实现对不同环境-目标模式的区分,以实现后续的分类及匹配工作,以绝对值指数法定义相似度函数:

$$\text{sim}(S, S') = \exp \left\{ - \sum_{i=1}^{3n+4N+4} |G_i - G'_i| w_i \right\} \quad (17)$$

式中: w_i 为属性 G_i 的权重。

设定 C 为相似度阈值,当

$$\text{sim}(S, S') > C \quad (18)$$

就认为 S 与 S' 为同一模式,否则为不同模式。并取增量判别函数:

$$f_{\text{add}} = \begin{cases} 1 & \max(\text{sim}(S, S')) < C \\ 0 & \max(\text{sim}(S, S')) \geq C \end{cases} \quad (19)$$

作为判断是否需要将新状态 S' 加入状态-策略知识库的依据,当 S' 与已有知识库中的模式进行匹配时,如果相似度最大值大于阈值,则认为 S' 为已存在模式,直接调用相应的策略进行围捕。反之,将 S' 认为是全新的模式,调用围捕策略发育算法生成策略,并扩充到知识库中。

为简化状态匹配流程,将相似度阈值分解为

$$C = \prod_{i=1}^{3n+4N+4} c_i \quad (20)$$

式中: c_i 对应项 G_i 的相似度。

比较状态 S 和 S' 的第 i 项,如果

$$\text{sim}(G_i, G'_i) = \exp \{ - |G_i - G'_i| w_i \} > c_i \quad (21)$$

则认为状态 S 和 S' 的第 i 项相似。进行状态匹配时,从 G_1 项开始,从知识库中依次筛选符合条件的状态-策略对,最终获得匹配结果。

4 仿真与分析

为验证本文方法的有效性,采用文献[20]中的平台进行发育训练。通过随机生成围捕环境,建立训练集,验证基于态势认知的发育算法在围捕问题上的效果。

4.1 训练集参数设定

取无人机数目 $N = 3$,无人机和目标均为直径

是 2 m 的圆,设定围捕环境横纵坐标范围为 $[-25, 25]$ m,无人机和目标的坐标每次均随机生成,具体参数如表 1 所示。

记录围捕所消耗的时间,并设定围捕时间步大于 100 时为围捕失败。

训练集大小为 1 000,通过对障碍物属性的随机生成,获得不同的围捕环境。设定障碍物的生成参数如表 2 所示。

表 1 无人机与目标参数设定

Table 1 Parameter setting of UAV and target

参数	数值
坐标轴范围/m	$[-25, 25]$
围捕者最大速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	3
围捕者最大加速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)	3
围捕者探测距离/m	10
目标最大速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	5
目标最大加速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$) </td <td>5</td>	5
目标探测距离/m	5

表 2 障碍物生成参数

Table 2 Obstacle generation parameters

参数	数值
数目均值	3
数目变化范围	0~5
位置范围/m	$[-24, 24]$
直径均值/m	4
直径变化范围/m	2~8

4.2 仿真结果

1) 仿真实验 1。选取一个随机生成的环境对所设计的 DQN 方法进行验证。

图 6 为一次具体的围捕场景实例。此次围捕分为 3 个阶段:①无人机与目标距离较远,互相不知道对方的位置,无人机集群在搜索目标,目标在以随机的初始航向游走。②目标仍然随机运动。无人机 2 发现目标位置,其始终将自身与目标的距离控制在 5~10 m 之间,无人机 1 和无人机 3 则绕过障碍物,向目标前进,以构成围捕队形。③无人机 3 最先进入目标的探测范围,目标向反方向逃逸。无人机集群已在目标周围构成三角形,一同向目标趋近完成围捕。

从图 7 中可看出,初始时刻,无人机集群无法有效完成对目标的围捕。随着训练次数增加,无人机集群最终能够在 45 步以内完成对目标的围捕。由此可见,DQN 方法对无人机集群围捕问题是有效的。

2) 仿真实验 2。对基于态势认知的围捕方法进行训练,获得初步的知识库,再按照训练集的生成方法,生成一组长度同样为 1 000 的新环境,

对知识库的有效性进行了验证,结果如图 8 所示。

图 8 表示了随着对不同围捕环境的训练,状态-策略知识库中的状态-策略对也相应地增加,最终由于增量判别函数中阈值的存在,策略数目会稳定在一定的范围。

从图 9 中可看出,大多数场景下,集群都能在 45 步以内完成围捕,这表明面对新生成的不同环境,无人机集群能够迅速完成围捕任务。

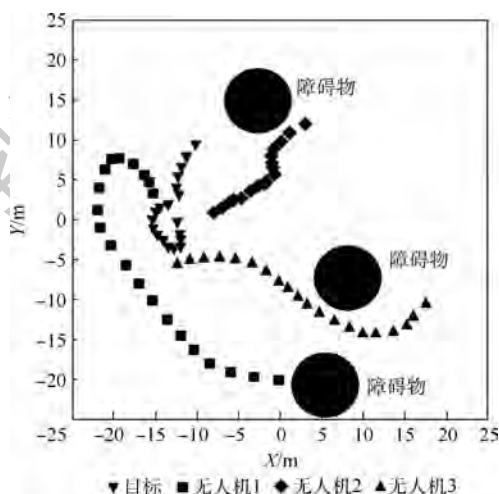


图 6 围捕实例

Fig. 6 An example of rounding up

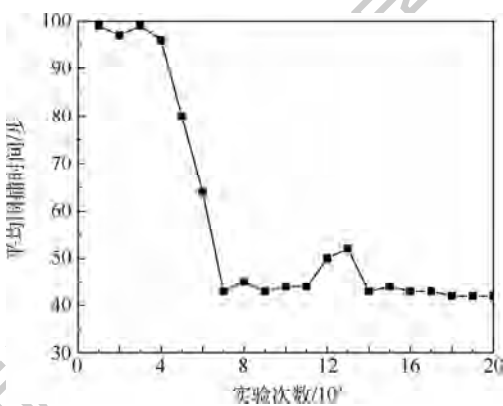


图 7 平均围捕时间变化

Fig. 7 Change in mean time of rounding up

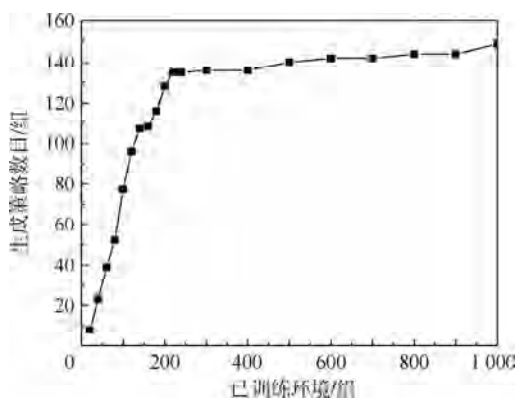


图 8 状态-策略知识库数目变化

Fig. 8 Change in number of state-policy repositories

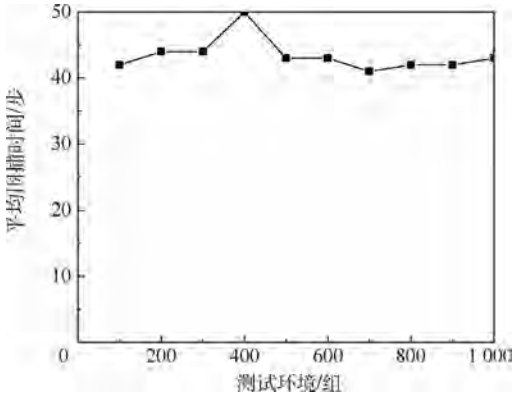


图 9 测试环境下的围捕结果

Fig. 9 Rounding up results in test environment

5 结论

1) 设计的基于 DQN 的围捕策略发育方法能够有效解决固定环境下的围捕问题,给出围捕策略。

2) 提出的基于态势认知的围捕方法能够实现知识库的增量发育,有效应对新环境下的围捕问题。

为使本文方法能够应对更复杂的环境,仍需要优化策略存储机制及策略的提取机制,满足实时性要求。

参考文献 (References)

[1] 段海滨,李沛. 基于生物群集行为的无人机集群控制[J]. 科技导报,2017,35(7):17-25.
DUAN H B, LI P. Autonomous control for unmanned aerial vehicle swarms based on biological collective behaviors[J]. Science & Technology Review, 2017, 35(7): 17-25 (in Chinese).

[2] OLFATISABER R. Flocking for multi-agent dynamic systems: Algorithms and theory [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(3): 401-420.

[3] 黄天云,陈雪波,徐望宝. 基于松散偏好规则的群体机器人系统自组织协作围捕[J]. 自动化学报,2013,39(1):57-68.
HUANG T Y, CHEN X B, XU W B. A self-organizing cooperative hunting by swarm robotic systems based on loose-preference rule[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(1): 57-68 (in Chinese).

[4] 李瑞珍,杨惠珍,萧丛杉. 基于动态围捕点的多机器人协同策略[J]. 控制工程,2019,26(3):510-514.
LI R Z, YANG H Z, XIAO C S. Cooperative hunting strategy for multi-mobile robot systems based on dynamic hunting points [J]. Control Engineering of China, 2019, 26(3): 510-514 (in Chinese).

[5] 张子迎,吕骏,徐东,等. 能量均衡的围捕任务分配方法[J]. 国防科技大学学报,2019,41(2):107-114.
ZHANG Z Y, LV J, XU D, et al. Method of capturing task allocation based on energy balabce[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(2): 107-114 (in Chinese).

[6] UEHARA S, TAKIMOTO M, KAMBAYASHI Y. Mobile agent based obstacle avoidance in multi-robot hunting[M]// GEN M, GREEN D, KATAI O, et al. Intelligent and evolutionary systems. Berlin: Springer, 2017: 443-452.

[7] VLAHOV B, SQUIRES E, STRICKLAND L, et al. On developing a UAV pursuit-evasion policy using reinforcement learning [C]// 2018 17th IEEE International Conference on Machine Learning and Applications (ICMLA). Piscataway: IEEE Press, 2018: 859-864.

[8] 谭浪,巩庆海,王会霞. 基于深度强化学习的追逃博弈算法[J]. 航天控制,2018,36(6):3-8.
TAN L, GONG Q H, WANG H X. Pursuit-evasion game algorithm based on deep reinforcement learning [J]. Aerospace Control, 2018, 36(6): 3-8 (in Chinese).

[9] TENG T H, TAN A H, ZURADA J M. Selforganizing neural networks integrating domain knowledge and reinforcement learning [J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2014, 26(5): 889-902.

[10] BEVERIDGE A, CAI Y. Pursuit-evasion in a two-dimensional domain[J]. ARS Mathematica Contemporanea, 2017, 13(1): 187-206.

[11] LIU J, LIU S, WU H, et al. A pursuit-evasion algorithm based on hierarchical reinforcement learning[C]// 2009 International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation. Piscataway: IEEE Press, 2009, 2: 482-486.

[12] BILGIN A T, KADIOGLU-URTIS E. An approach to multiagent pursuit evasion games using reinforcement learning [C]// 2015 International Conference on Advanced Robotics (ICAR). Piscataway: IEEE Press, 2015: 164-169.

[13] AWHEDA M D, SCHWARTZ H M. A fuzzy reinforcement learning algorithm using a predictor for pursuit-evasion games [C]// 2016 Annual IEEE Systems Conference (SysCon). Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-8.

[14] LOWE R, WU Y I, TAMAR A, et al. Multi-agent actor-critic for mixed cooperative-competitive environments [C]// Advances in Neural Information Processing Systems, 2017: 6379-6390.

[15] VAN HASSELT H, GUEZ A, SILVER D, et al. Deep reinforcement learning with double Q-learning [C]// National Conference on Artificial Intelligence, 2016: 2094-2100.

[16] HAUSKNECHT M, STONE P. Deep recurrent Q-learning for partially observable MDPS[EB/OL]. (2015-07-23) [2020-06-01]. <https://arxiv.org/abs/1507.06527>.

[17] HESTER T, VECERIK M, PIETQUIN O, et al. Deep Q-learning from demonstrations [C]// National Conference on Artificial Intelligence, 2018: 3223-3230.

[18] 魏瑞轩,张启瑞,许卓凡. 类脑发育无人机防撞控制[J]. 控制理论与应用,2019,36(2):13-20.
WEI R X, ZHANG Q R, XU Z F. A brain-like mechanism for developmental UAVs' collision avoidance[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(2): 13-20 (in Chinese).

[19] MNIH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Human-level control through deep reinforcement learning [J]. Nature, 2015, 518: 529-533.

[20] MORDATCH I, ABBEEL P. Emergence of grounded compositional language in multi-agent populations [EB/OL]. (2017-

03-15) [2020-06-01]. <https://arxiv.org/abs/1703.04908>.

智能控制。

作者简介:

胡斌 男, 硕士, 副教授。主要研究方向: 导弹制导与控制。

吴子沉 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器导航制导与

Swarm rounding up method of UAV based on situation cognition

WU Zichen, HU Bin*

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: UAV swarm rounding up is an important mission mode of intelligent UAV swarm operation. Most of the existing swarm rounding up methods are based on the known environment, and the strategy often fails in the face of unknown mission environment. To solve this problem, a developmental model based on situation cognition is proposed in this paper to explore a better adaptive method of rounding up. First, the swarm rounding up behavior is decomposed and the rounding up is discretized. Then, based on the Deep Q-Network (DQN), a method of generating the rounding up strategy is designed. Finally, the state-strategy knowledge base is established, and through the training of a large amount of effective data, different strategies are obtained according to different environments to develop the knowledge base. The simulation results show that the proposed developmental model based on situation cognition can effectively adapt to different environments and complete the rounding up in different environments.

Keywords: UAV; swarm rounding up; situation cognition; Deep Q-Network (DQN); autonomous development

Received: 2020-06-17; **Accepted:** 2020-08-21; **Published online:** 2020-09-03 09:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200902.1840.001.html

Foundation items: Science and Technology Innovation 2030-Key Project of "New Generation Artificial Intelligence" (2018AAA0102403); National Natural Science Foundation of China (61573373)

* **Corresponding author.** E-mail: singer533@163.com

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》 第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第47卷第2期 2021年2月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.2 February 2021

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinqing

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号: $\frac{\text{ISSN } 1001-5965}{\text{CN } 11-2625/V}$

国内定价: 50.00元/期

