

ISSN 2096-5915
CN 10-1565/TJ



无人系统技术

UNMANNED SYSTEMS TECHNOLOGY

主管：中国航天科工集团有限公司 主办：北京海鹰科技情报研究所



中国学术期刊网络出版总库 (CNKI) 收录
万方数据—数字化期刊群收录
超星数字期刊数据库收录
维普网数据库收录



2020.2
第3卷 NO.

ICUS | The 3rd IEEE International Conference 2020 on Unmanned Systems

2020 3rd IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS) will be held from Jul.31 to Aug.02, 2020 in Harbin, China. The conference offers a unique and interesting platform for scientists, engineers and practitioners throughout the world to present and share their most recent research and innovative ideas in the areas of unmanned systems, robotics, automation and intelligent systems. The aim of the ICUS is to stimulate researchers active in the areas pertinent to intelligent unmanned systems. ICUS will feature plenary lectures, contributed and invited sessions, panel discussions, pre-conference workshops, oral presentation sessions and interactive sessions. The accepted papers of ICUS will be included in the IEEE Xplore library and indexed by the EI Compendex.

Topics

1. Unmanned Aerial Vehicles
2. Unmanned Ground Vehicles
3. Unmanned Underwater Vehicles
4. Intelligent Space Unmanned Systems
5. Robotic Systems
6. Unmanned Systems Command and Control
7. Sensing, Navigation and Control
8. Inertial Sensors and Technologies for Unmanned Systems
9. Machine Vision, Semantic Recognition and Other Machine Cognition Technologies
10. Cooperative Control of Unmanned Systems
11. Space-Air-Ground Integrated Networks
12. 5G Communication and Other Data Transmission & Processing Technologies
13. Unmanned Systems Dynamics
14. Unmanned Systems Modeling and Simulation
15. Artificial Intelligence and Intelligent Systems
16. Bionic Technology
17. Effectiveness Validation and Evaluation of Guidance and Control Systems of Unmanned Vehicles
18. MEMS Technology
19. New Concept Unmanned Systems
20. Other Related Technologies for Unmanned Systems

Important Dates

Deadline for manuscript paper submission:	Apr.01, 2020
Notification of acceptance:	May.30, 2020
Submission of camera-ready:	Jun.15, 2020
Deadline for early bird registration:	Jun.25, 2020
Conference:	Jul.31 - Aug.02, 2020

Submissions & Publication

- * Please prepare your paper in English using the IEEE Template. LaTeX style and Microsoft Word style.
- * Please submit the first draft of your paper in PDF format through the website. A maximum of 6 pages per first draft are permitted. Detailed instructions for paper submission are available on the website.
- * Papers should describe original and unpublished work on the above or the related topics. All manuscripts will be reviewed by three members of the international program committee.

Sponsors

- * IEEE Harbin Section
- * Harbin Institute of Technology

Organizers

- Science and Technology on Complex System Control and Intelligent Agent Cooperation Laboratory
- Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute, Editorial Office of Unmanned Systems Technology
- School of Astronautics, Harbin Institute of Technology
- Unmanned System Committee, Chinese Institute of Command and Control
- Machine Vision Professional Committee, China Society of Image and Graphics

International Advisory Committee

Prof. Benmei CHEN, The Chinese University of Hong Kong, China
 Prof. Junlong CHEN, University of Macau, China
 Prof. Gang FENG, City University of Hong Kong, China
 Prof. Jinjun SHAN, York University, Canada
 Prof. Yang SHI, University of Victoria, Canada
 Prof. Simon X. YANG, University of Guelph, Canada
 Prof. Youmin ZHANG, Concordia University, Canada
 Prof. Shuzhi GE, National University of Singapore, Singapore
 Prof. Danwei WANG, Nanyang Technological University, Singapore
 Prof. Lihua XIE, Nanyang Technological University, Singapore
 Prof. Zhengtao DING, The University of Manchester, UK
 Prof. Shijun GUO, Cranfield University, UK
 Prof. Huamin JIA, Cranfield University, UK
 Prof. Frank Lewis, The University of Texas at Arlington, USA
 Prof. Yangquan CHEN, University of California, Merced, USA
 Prof. Wei REN, University of California, USA
 Prof. Yantao SHEN, University of Nevada, USA
 Prof. Jianwei ZHANG, University of Hamburg, Germany
 Prof. Hongdong LI, The Australian National University, Australia

General Chair

Prof. Jie CHEN, Tongji University, China

General Co-Chairs

Prof. Jie ZHAO, Harbin Institute of Technology, China
 Prof. Dongguang LI, North University of China, China
 Prof. Zhouchen LIN, Peking University, China

Program Chairs

Prof. Quan PAN, Northwestern Polytechnical University, China
 Prof. Jifeng GUO, Harbin Institute of Technology, China

Program Co-Chairs

Prof. Hongbin DENG, Beijing Institute of Technology, China
 Prof. Xin XU, National University of Defense Technology, China
 Prof. Wenxing FU, Northwestern Polytechnical University, China
 Prof. Honglun WANG, Beihang University, China
 Prof. Qi GUO, Institute of Computing Technology, Chinese Academy of Sciences, China

Organized Chairs

Prof. Jin CHENG, Science and Technology on Complex System Control and Intelligent Agent Cooperation Laboratory, China
 Prof. Mancang GU, Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute, China

Publication and Publicity Chairs

Prof. Qun WU, Vice President of IEEE Harbin Section, China
 Dr. Chengchao BAI, Delft University of Technology, Netherlands

Contact

Website: <http://icus.scholarbee.cn> Tel: +8610-68191488 E-mail: icus2020@163.com Zip code: 100074
 Address: No.1 Yungang Beiqu Xili, Fengtai District, Beijing, China



无人系统技术

第3卷第2期 2020年3月

目次

系统综述

多机器人协同导航技术综述	01
张辰, 周乐来, 李贻斌	
新概念多无人机协同探潜技术发展趋势分析	09
刘惟恒, 罗阳, 于均杰, 王平	

技术研究

基于主动抗扰反步法的三维超低空空投飞行控制	14
苏子康, 程遵堃, 王宏伦	
多飞行器的有限时间姿态一致性编队控制	22
刘国庆, 赵林	
无人机横侧向自抗扰飞行控制律设计	30
赵大海	
自然能驱动无人艇融合TD滤波的无模型自适应航速控制方法	37
姜叔叔, 李可, 廖煜雷, 贾琪, 李晔, 苗玉刚	
基于机器视觉的柱面标签缺陷检测方法	43
梁桥康, 谢兵兵, 郭东妮, 孙炜, 王耀南	
基于航路点分段的预测校正再入制导方法	49
章吉力, 余智勇, 樊雅卓, 刘凯, 安帅斌	

前沿动态分析

2019年边缘计算技术发展研究	58
李理	
俄罗斯《2030年前国家人工智能发展战略》浅析	63
武坤琳, 葛悦涛	

《无人系统技术》办刊宗旨是刊载无人系统领域新进展、新成果、新技术, 促进学术交流, 推动成果转化, 提高我国在该领域的科研装备水平。

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



Unmanned Systems Technology

Vol.3 No.2 2020

Contents

Systematic Review

- Overview of Multi-robot Collaborative Navigation Technology 01
ZHANG Chen, ZHOU Lelai, LI Yibin
- Analysis on the Developing Trend of New Concept Technology of Cooperative Detection Using Multi-UAV 09
LIU Weiheng, LUO Yang, YU Junjie, WANG Ping

Technical Study

- Back-stepping based Anti-disturbance 3-dimensional Flight Control for Low-altitude Airdrop ... 14
SU Zikang, CHENG Zunkun, WANG Honglun
- Finite Time Attitude Consensus Formation Control for Multiple Spacecrafts 22
LIU Guoqing, ZHAO Lin
- Unmanned Aerial Vehicle Transverse Lateral Since Immunity Flight Control Law Design 30
ZHAO Dahai
- Model-free Adaptive Speed Control Method of Natural Energy-driven Unmanned Surface Vehicle 37
JIANG Quanquan, LI Ke, LIAO Yulei, JIA Qi, LI Ye, MIAO Yugang
- Label Defect Inspection Method for Cylindrical Packaging Labels based on Machine Vision ... 43
LIANG Qiaokang, XIE Bingbing, GUO Dongni, SUN Wei, WANG Yaonan
- A Way-point based Piecewise Predictor-corrector Re-entry Guidance Algorithm 49
ZHANG Jili, SHE Zhiyong, FAN Yazhuo, LIU Kai, AN Shuaibin

Frontier Dynamic Analysis

- A Survey on Edge Computing in 2019 58
LI Li
- Initial Analysis on the Russian *National Development for Strategy of Artificial Intelligence until 2030* 63
WU Kunlin, GE Yuetao

[引用格式] 张辰, 周乐来, 李贻斌. 多机器人协同导航技术综述[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 1-8.

多机器人协同导航技术综述

张辰^{1,2}, 周乐来^{1,2}, 李贻斌^{1,2}

(1. 山东大学控制科学与工程学院, 济南 250061; 2. 智能无人系统教育部工程研究中心, 济南 250061)

摘要: 随着机器人技术的不断发展, 多机器人系统凭借其诸多优势成为了当前科技研究的热点领域。对多机器人协同导航这一领域的研究进行了综合评述, 并对未来发展趋势进行了展望。针对多机器人系统导航过程中涉及到的三个关键问题: 协同定位、路径规划和任务分配问题, 首先分析了多机器人系统的特点和面临的挑战; 之后重点总结了多机器人定位的协同算法和技术、多机路径规划及冲突避免方法和并行多任务的分配方法; 最后对多机器人协同导航的研究方向给出建议。综述表明, 多机器人协同导航技术已经取得丰硕的成果, 但在通信、系统结构和协调策略等基础领域仍需开展研究。另外, 扩大多机器人协同控制规模, 并将人这一要素深度融合到协同控制方法中, 需要持续深入研究。

关键词: 多机器人; 协同定位; 路径规划; 冲突协调; 任务分配; 协同导航

中图分类号: TP242.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-01-08

Overview of Multi-robot Collaborative Navigation Technology

ZHANG Chen^{1,2}, ZHOU Lelai^{1,2}, LI Yibin^{1,2}

(1. School of Control Science and Engineering, Shandong University, Jinan 250061, China;

2. Engineering Research Center of Intelligent Unmanned System, Ministry of Education, Jinan 250061, China)

Abstract: The research in the field of multi-robot collaborative navigation is reviewed and the future development trend is prospected. Aiming at the three key problems involved in the navigation process of multi-robot system: collaborative localization, path planning and task assignment, this paper firstly analyzes the characteristics and challenges of multi-robot system. Then, the collaborative algorithm and technology of multi-robot localization, multi-robot path planning, conflict avoidance method and parallel multi-task assignment method are summarized. Finally, the research direction of multi-robot cooperative navigation is suggested. The review shows that although the technology of the multi-robot collaborative navigation has plenty of achievement, the basic reach about the communication, system frame and coordination strategy is still needed to be developed. In addition, it is necessary to expand the scale of multi-robot cooperative team and integrate the human factor into the cooperative control method.

Key words: Multi-robot; Collaborative Positioning; Path Planning; Conflict Mediation; Task Assignment; Collaborative Navigation

1 引言

机器人在人类生产生活中扮演重要的角色, 极大提高了生产效率。随着机器人技术的飞速发展, 多机器人系统相关技术不断涌现, 多机器人系统逐渐在工农业生产、高危环境作业、水下与空间环境探

测、卫星协同控制等领域大量应用。相对于单机器人系统而言, 多机器人系统适应更加复杂多变的动态环境, 对环境中的干扰和机器人故障具备更好的鲁棒性; 通过多个结构简单、成本较低的机器人组建团队, 能够达到甚至超越成本高昂的单机器人所能产生的效果; 多个机器人组成协作团队, 能够并行执

收稿日期: 2020-01-05; 修回日期: 2020-03-02

基金项目: 国家自然科学基金重点支持项目(91948201); 国家自然科学基金面上项目(61973191)

行更加复杂的分布式任务,效率更高。因此多机器人系统及其协调控制成为机器人技术的研究热点之一。

多机器人系统的导航作为一项关键技术,是多机器人系统正常执行设计功能的基础。多机器人通过协同定位方法,获取当前各机器人的位置;通过路径规划方法对每一个机器人的行进路径进行规划计算,并完成协调控制;通过任务分配方法,对多机器人多任务进行最优化分配,提高整体团队的协同效率。

2 多机器人协同定位技术

单一机器人受限于传感器种类、感知范围和信息处理能力,其定位精度有限,且对于环境中的扰动和自身的故障缺乏鲁棒性。多机器人系统通过融合各个机器人的定位信息,提高机器人团队的整体定位精度,增强抗干扰能力和鲁棒性。

定位信息的获取是实现协同定位的基础。目前多机器人系统可以通过多种方式获取环境信息和机器人之间的相对信息,这些方式可以划分为绝对式与相对式两类^[1]。绝对式定位技术是通过计算实时获取机器人在环境中的绝对位置,与机器人初始状态和历史信息无关。相对式定位技术则需要根据初始状态和历史信息,估计当前的位置,即本地测量;或者借助某种技术估算自身相对于多机器人团队中其他机器人的位置,即外感测量。根据测量的相对信息种类不同,可分为基于相对距离、相对方位、相对航向等类型^[2]。常用的绝对式和相对式定位技术如表1和表2所示。

表1 绝对式定位技术

Table 1 The absolute positioning technology

定位技术	定位系统	技术特点
无线电定位	全球卫星导航系统	室外使用,差分精度高
	WiFi/Zigbee/蓝牙/UWB	室内外皆可,精度中等
	红外定位	易受遮挡和日光影响
声波定位	超声定位	精度中等,距离有限
	水声定位	水环境使用,应答时延较长
环境辅助导航	地形匹配/点云匹配	精度较高,计算量大
	环境图像/特征匹配	精度较高,计算量大
	视觉/RFID路标	精度较高,系统简洁,室内/小型室外环境

表2 相对式定位技术

Table 2 The relative positioning technology

定位技术	定位系统	技术特点
惯性导航	加速度计、陀螺仪	校准后精度较高,存在累积误差和漂移
航迹推算	里程计、步程计	存在累积误差,有绑架问题
多普勒导航	回波测速技术	多用于飞行器测速
无线电相对测量	WiFi、Zigbee、蓝牙 beacon、UWB	RSSI、TOA、TDOA、AOA法
	合作靶标与非合作靶标	计算目标相对角度和距离
视觉测量	合作靶标与非合作靶标	计算目标角度距离,精度高,受光照影响和视角限制

根据多机器人协同定位的结构,可以分为主从式和并行式两类。在主从式协作定位系统中,由携带高精度导航传感器的机器人作为主节点,其他携带低成本低精度导航传感器的机器人作为从节点。在协同定位过程中,主节点为团队提供高精度的导航参考信息,从节点在自身定位基础上,通过接收主节点的导航数据,或对主节点进行观测获得相对位姿数据,对自身定位结果进行校正^[3]。主从式结构简单,通信拓扑明确,系统成本低,但是对于主机机器人的定位精度依赖较高,要求主机机器人具备较好的稳定性和鲁棒性。当主机机器人发生故障时,容易导致整个团队的定位精度下降,甚至定位失败。

在并行式协作定位系统中,各个机器人搭载相同的传感设备,在团队中地位相同。在定位过程中,通过融合各机器人的定位数据,实现互相校正。并行式结构没有主从之分,不依赖于某一个机器人的定位精度,在机器人节点发生故障或者通信失败时,仍可保证其余个体的准确定位,具备更好的鲁棒性。但是去中心化的并行网络结构拓扑复杂,各机器人之间互相校正机制容易导致状态相关性问题的,融合算法更为复杂。

2.1 概率估计方法

概率估计方法是每个机器人的位置视为概率分布,通过对机器人的位置进行优化估计,获得各机器人的准确定位。常用的概率估计方法有滤波类方法、极大似然估计法、最大后验概率估计法等。

目前常见的基于滤波的多机器人协同定位方法包括扩展卡尔曼滤波(EKF)^[4]、无迹卡尔曼滤波(UKF)^[5]、容积卡尔曼滤波(CKF)^[6]、粒子滤波

(PF)^[7]、信息滤波(IF)^[8]方法,以及上述方法的改进算法等。

EKF、UKF、CKF是针对基于高斯假设的非线性系统状态估计问题提出的方法,是在卡尔曼滤波框架下,通过对系统非线性的不同处理实现状态估计。在多机器人系统中,非线性卡尔曼滤波框架包括以下4个步骤:(1)系统建模:分析系统运动模型,构建运动方程和观测方程。(2)时间更新:依据前一时刻的最佳状态估计值,结合机器人线速度、角速度等运动信息,在运动方程中进行一步预测,计算当前时刻机器人的预测位置,并对预测协方差进行一步预测。(3)量测更新:根据机器人外部感知获取的当前时刻相对数据,结合时间更新过程得到的当前时刻预测位置,对机器人位置进行最优估计,并计算当前时刻的估计协方差。(4)循环(2)、(3)步,递归地进行最优估计。

基于以上框架,经典的EKF算法通过对非线性函数的线性化,将非线性函数进行泰勒展开,忽略高阶项部分,保留一阶项部分以实现线性化近似。经典EKF算法由于忽略了高阶项,引入了线性误差,容易导致算法发散。经典的UKF算法不再对非线性函数进行逼近,而是通过选择一定数量的确定的采样点对非线性函数的概率分布进行逼近,获得了更好的精度。CKF算法基于三阶球面径向准测,通过容积积分近似高斯加权积分,利用容积点逼近非线性系统的概率分布,是近年来新出现的一种滤波方法。

与以上三种使用近似思想解决非线性系统估计问题的滤波方法不同,PF方法抛弃高斯假设,基于蒙特卡洛法思想,通过大量的随机采样点对非线性模型和非高斯分布进行模拟。PF方法理论上能够适应任意形状的概率分布,但是需要的粒子数量巨大,计算负担较重。

最大后验概率方法通过最大化后验概率的状态位置作为机器人位置的最佳估计,来求解多机器人定位问题。机器人 i 通过本地测量获取自身线速度与角速度,组成向量 $u = [v, \omega]^T$,通过外感测量获取相对于机器人 j 的相对距离和角度数据 $z = [d, \theta]^T$,通过迭代方法求解使后验概率函数 $P(x|u, z)$ 取得最大值的 \hat{x} ,即为机器人位置的估计^[9]。

极大似然估计通过最大化似然函数的状态位姿作为机器人位姿的估计^[10]。通过机器人之间的相对观测结果和机器人本地测量数据构建似然函数 $P(z|x)$,通过求解使似然函数取得最大值的 \hat{x} ,作为机器人位姿的估计。

2.2 优化方法

优化方法采用了与滤波方法不同的思想。滤波方法通过前一时刻各机器人的位姿估计当前时刻各机器人的位姿。优化方法通过建立约束方程和目标函数,通过优化求解目标函数极值,来计算各机器人的位姿。研究人员提出了一系列的优化方法,包括滚动时域法、粒子群优化法、梯度下降法^[2]等。

滚动时域估计(Moving Horizon Estimation, MHE)方法近年来逐渐在许多领域开展应用,取得了良好的效果。MHE是一种动态滚动式的最优估计方法,通过建立固定时间域长度的优化计算窗口,设置先入先出的状态滚动更新机制,引入多机器人系统状态约束条件,使用时间窗开始时刻的多机器人位姿数据组成系统状态向量、时间窗内各时刻的状态噪声序列和到达代价函数,构建性能指标函数。通过最小化性能指标函数,估计时间窗结束时刻的各机器人的位姿数据^[11]。MHE方法的滚动时间窗如图1所示。由于MHE方法的实时性和动态性特点,算法对于计算能力要求较高。

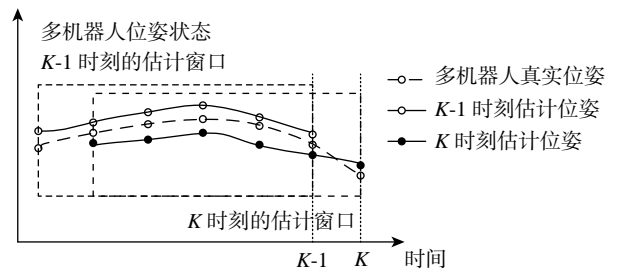


图1 滚动时间窗口示意图

Fig. 1 The moving horizon of MHE

梯度下降法作为一种经典的估计目标函数极小值的算法,近年来在深度学习等领域广泛应用,研究人员也将梯度下降方法引入到多机器人协同定位中,对机器人的位姿进行优化求解。测量每个机器人与邻居机器人的局部距离信息或相对方位信息,通过每个机器人的位姿估计值计算对应的相

对距离或相对方位,构造测量值与估计值的均方差目标函数。通过梯度下降法求解目标函数的最小值,获得机器人位置的最佳估计^[12]。梯度下降法示意图如图2所示,其中锚点机器人用于确定多机器人团队的全局坐标。

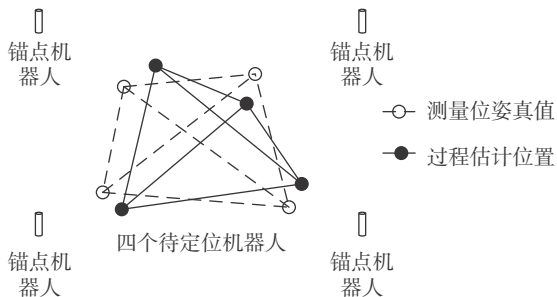


图2 梯度下降法协同定位过程示意图

Fig. 2 Co-localization process with gradient descent method

2.3 地图匹配方法

基于地图匹配的方法常用于对无人飞行器进行导航。提前建立飞行器航线经过地区的地图,在无人机飞行过程中通过感知地形地貌,与提前建立的地图进行匹配,并结合飞行器的惯性导航系统,以确定飞行器当前的位置。飞行器可搭载相机系统,对地形地貌进行拍摄,并与实景地图进行匹配;或者搭载测距传感器,对地面起伏进行建模,并与地图进行匹配。

基于地图匹配的思想近年来也在多机器人协同定位问题中广泛使用,尤其在空地异构机器人协同定位中,地图匹配成为联系空地不同视角的桥梁:将无人机俯拍视角与地面机器人平视全景视角进行匹配,可以实现二者的协同定位。通过无人机单目相机搜索地面机器人,并触发SLAM,通过雷达点云建立地面机器人周围2.5D地图;地面机器人搭载全景相机,将全景图像中的特征点与2.5D地图进行匹配,以估计自身在地图中的位置和朝向^[13]。基于地图匹配的空地协同定位示意图如图3所示。

3 多机器人路径规划技术

路径规划是多机器人团队实现移动和顺利执行任务的关键技术,相对于单机器人路径规划问题,多机器人路径规划问题存在以下几个特点:(1)机器人团队存在更多约束,例如需要保持一定队

形,或者需要满足运动的先后顺序约束,即某机器人的行动完成作为另一机器人开始行动的条件。(2)机器人团队内部存在规划冲突问题,即在执行规划路径过程中两机器人可能在同一时刻到达同一位置,导致碰撞。因此多机器人路径规划的研究成为多机器人系统的研究重点之一。

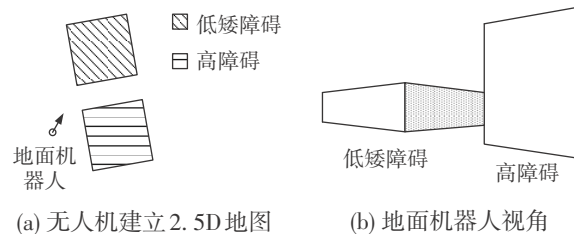


图3 基于地图匹配的空地协同定位示意图

Fig. 3 Air-ground cooperative positioning based on map matching method

多机器人路径规划技术可以分为耦合式方法和解耦式方法。耦合式方法是多机器人视为一个整体,将各机器人的所有自由度整合成一个多自由度空间,对其进行搜索和规划。解耦式方法是对每个机器人进行独立的路径规划,之后再通过协调方法对多个独立路径进行协调和修改,以解决冲突问题。

3.1 耦合式路径规划方法

在耦合方法中,许多单机器人路径规划的经典方法被扩展到多机器人路径规划中。人工势场法是机器人路径规划问题的经典方法,通过在机器人的运行空间中构建势能场,目标点对机器人产生引力,障碍物对机器人以及机器人之间产生斥力,通过合力引导机器人走向目标点。由于引入机器人之间的斥力,人工势场法能够较好地解决多机冲突问题,广泛应用于解决多机编队中的路径规划问题^[14]。但是在复杂环境中容易出现合力为零情况,陷入“死锁”状态,因此研究者提出了多种改进方法,通过加入偏向力使机器人跳出“死锁”状态,继续行进。多机器人通过人工势场法绕过障碍物的过程示意图如图4所示。

概率类规划方法通过随机采样的方法,在复杂环境中规划路径,计算量小且速度较快,具备概率完备性,尤其适合在高维系统中进行可行路径的规划。常见的概率类方法有概率路线图法(Probabilistic Roadmap, PRM)、快速搜索随机树

(Rapid-exploration Random Tree, RRT)等。将 m 个机器人在某时刻的位置组合成 m 维空间的一点(起始点),将 m 个目标位置组合成 m 维空间内的路径规划目标点,通过对该 m 维空间进行随机采样,建立随机路线图或生成随机扩展树,建立起始点与目标点的连接线路^[15]。快速搜索随机树方法的规划示意图如图5所示。

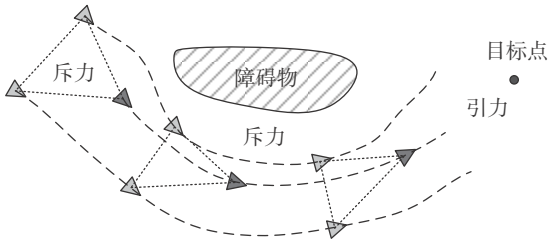


图4 人工势场法示意图

Fig. 4 Formation control with artificial potential field method



图5 RRT方法的规划过程

Fig. 5 The planning process of rrt method

耦合式规划方法能够在全局范围内进行优化搜索,但是多机器人组合形成的多自由度空间维度高,尤其对于机器人团队中机器人数目较多的情况,计算和搜索的复杂度将会呈指数增长,严重影响规划的速度和实时性。

3.2 解耦式路径规划方法

解耦式方法中,首先对各机器人进行单独的路径规划,再通过协调算法将发生冲突的机器人路径进行调整。因此经典的面向单机机器人的路径规划方法可以用于生成每个机器人的路径。

研究者们提出了许多不同的路径协调方法。 M^* 算法^[16]使用亚维展开框架,以经典的A*算法作为底层路径规划器。在多机器人系统空间中创建一维的搜索空间,通过A*算法为每个机器人单独规划最优路径;在规划过程中若发现两机器人碰撞,则局部增加搜索空间的维数,以协调机器人之间的运动。

基于冲突的搜索算法^[17](Conflict Based Search, CBS),采用两级算法结构,底层使用A*算法对单机机器人进行路径规划搜索,在顶层建立基于单个机器人的时间、位置约束的二叉约束树。当多机器人之间的路径产生冲突时,对树执行节点搜索,实现冲突调节。

基于保留区域的方法^[18-19]考虑了机器人在未来几个时间步的运动过程,在栅格地图中对单个机器人进行独立路径规划,同时根据运动方向计算未来几个时间步内机器人将要到达的栅格位置,称为保留区域。当两机器人保留区域重叠,则形成多机器人冲突描述,交由中央模块进行任务分配和协调。

以上多机器人路径规划方法都是针对短生命周期过程的一次路径规划,机器人数量和目标点数量基本对等且固定不变,各个机器人到达各自的目标点后,路径规划过程随即结束。针对短生命周期的路径规划方法不具备持续性和时变性问题,有研究者提出了长生命周期的路径规划概念^[20]。长生命周期的路径规划方法面向变化的多目标点,团队中某机器人在到达某一目标点后会再次获得新的目标点任务,规划过程长期运行,提高了方法的动态性,更加符合实际应用需求。

解耦式方法将路径规划分散到单机机器人尺度,通过协调算法调解冲突,问题复杂度较低,动态性较好。但是解耦式方法难以获得全局最优解,容易陷入局部极小值或者陷入“死锁”状态。

4 多机器人任务分配技术

任务分配技术是多机器人协同控制系统中的关键技术之一,在传感器覆盖问题、兵器多目标打击、以及无人机多点任务分配等场景中处于基础性的地位。任务分配问题是组合优化问题,目标是找到机器人和任务之间的最佳匹配,实现完成任务耗时最少,机器人整体移动路径长度最短,机器人团队总体能量消耗最低等优化目标,最大限度地提高团队的整体效能。

任务分配问题的解决方法主要有基于行为的分配方法、市场机制方法、群体智能方法等。

4.1 基于行为的分配方法

基于行为的任务分配算法^[21]是较早提出的任

务分配方法之一,通过找到一个具有最大效用的机器人-任务对,将任务分配给机器人。

典型的基于行为的任务分配方法包括 ALLIANCE 方法、本地资格广播(Broadcast of Local Eligibility, BIE)方法等。对于每个任务,每个机器人都有能够执行该任务的行为。针对对应的任务,每个机器人对每个任务维持效用评估,用于描述自身解决该任务的效能和成本。在运行过程中,各机器人定期进行任务重新分配的规划,每个机器人向其他机器人传播它对每个任务的效用值。在收到其他机器人的效用后,每个机器人中执行贪婪策略,针对一个任务,将其自身的效用评价与其他每个机器人的效用评价进行比较,选择自身效用最高的为高优先级任务,实现任务分配。

在效用值传播过程中,借助通信的传播方法对于通信的要求较高,研究人员提出了相对观测的分散计算方式:通过维持包含“默许”和“耐心”的离散效能评估方法,当某机器人正在执行一项任务时,随着时间的推移,其自身对于该任务的默许值逐渐增加,而其他机器人对于该任务的耐心程度下降,导致该机器人对于该任务的效用评价逐渐降低。各个机器人在通信心跳帧作用下同步且独立地刷新各机器人的效能评估,降低通信压力。

基于行为的方法实时性、容错性和鲁棒性好,但只能求得局部最优解,无法实现全局的优化求解。

4.2 市场机制方法

市场机制方法^[22-23]是一种基于协商思想的任务分配方法,多机器人系统在某种协议基础上通过机器人之间的相互协商、谈判来完成任务分配。

市场机制方法包括多种分配方法,其中最典型的是基于合同网协议的方法。该方法基于市场拍卖模型,主要包括任务发布、任务投标和任务分配三个阶段。首先对任务和机器人的能力进行建模,建立机器人的能力集和环境中的任务集。

在任务发布阶段,当系统被指定一个新的任务,或某机器人根据当前局势发现一个新的任务时,任务中心通过通信网络将任务广播至每一个机器人中。在任务投标阶段,接收到任务的机器人根据自身的能力,对任务进行评价,计算完成任务需要花费的代价,以及预计的完成时间等要素,组合

成投标信息发送给任务中心。在任务分配阶段,任务中心收到各机器人的投标信息之后,根据投标信息中的要素计算各机器人或机器人组的投标收益,选择投标收益最高的机器人或机器人组作为该任务的赢家,向其分配任务。

基于市场的方法适合于在任务和机器人状态可知的中小规模异构机器人中进行分布式问题的协作求解,能够实现全局最优任务分配。

4.3 群体智能方法

群体智能(Swarm Intelligence, SI)是仿照自然界生物体的自组织行为,通过对鸟群、蚁群、蜂群等生物群体系统的行为进行研究和模拟,提出的用于解决群机器人行为自组织和规划的智能方法。该类方法没有中央控制单元,由相互作用的简单独立自主个体,按照一定的规律,通过涌现的方法求解某一类问题。

在群体智能方法中,蚁群算法^[24]是最为典型的代表之一,在各个领域获得了广泛的应用。通过模仿自然界蚂蚁的觅食行为,对机器人的任务空间进行优化求解。机器人从完成某任务转移到下一个任务过程中,根据完成任务的代价,在两任务之间的路径上留下不同浓度的信息素。通过信息素累加和蒸发因子作用,更新路径上的信息素浓度。信息素浓度影响任务转移概率函数的值,机器人根据转移概率函数选择下一步将要执行的任务,直到所有任务被多机器人团队执行完成。

4.4 人机共融的多机器人任务分配方法

近年来,许多基于人机协同的多机器人协作系统出现,多机器人系统不再仅仅由机器人构成,人在闭环的人-多异构机器人协作模式成为新的研究热点。

2018年,Chowdhury等^[25]提出了一种基于距离、剩余能量、机器人的能力和可用性的异构机器人选择算法,通过建立任务请求-任务应答-代价评估-择优分配-故障实时监测,在网络协议层集成本地和非本地任务分配,解决如何有效地将给定的人工任务分配给合适的机器人、如何低成本求解任务分配和非本地任务分配的问题。

Anima等^[26]研究了基于层次任务计划的人机协同任务执行问题,将人-机器人协同任务以树状结构表示,并针对重叠和非重叠子任务的冲突进行了

不同处理,提高了人-机器人团队中任务的动态分配能力和不同环境条件下的机会式任务执行能力。

Talebpour等^[27]提出了一种在多机器人任务分配环境下的基于风险的自适应重新规划策略,基于社会风险和人类运动预测不确定性的变化,实时动态的调整任务分配,以处理局部感知的局限性和不可预测的人类行为。

以上的成果能够将人这一因素加入到多机器人任务分配过程中,但人仍在任务分配回环以外,通过指令或任务下达的方式对多机器人任务分配形成干预。伴随着机器人任务的复杂化,尤其在多机器人协作团队在有人存在的复杂环境中作业,作为增强人机共融协作环境适应能力,提高人-群机器人协作工作效率的关键,人机共融的多机器人任务分配研究具有重要意义。

5 结束语

本文针对多机器人协同导航技术的研究进行了综合评述,重点针对多机器人系统导航过程中涉及到的三个关键问题:协同定位、路径规划和任务分配问题,分析了多机器人系统的特点和面临的挑战。总结并比较了多机器人定位数据获取技术,重点评述了协同定位算法和技术的种类及特点;总结了多机器人路径规划的方法,以及避免机器人之间冲突的协调方法;总结并比较了多机器人任务分配常用的方法,针对有人存在的多机器人协同环境,总结了现有的方法。

多机器人协同导航技术经过多年的发展,已经取得巨大的进步。但仍面临一些挑战:

(1) 如何实现更加高效可靠的多机器人通信、更加简洁的系统结构、更加智能的协调策略等基础技术,仍需进一步研究。

(2) 目前的多机器人协同导航技术涉及的机器人数量较少,在大规模多机器人协同方面成果较少,存在一定困难。如何扩展机器人团队数量需要深入研究。

(3) 如何将人这一要素引入多机器人协同导航过程中,突破人以简单命令下达或参数设定方式对多机器人导航过程进行干预的现状,实现真正的人在回环内的协同控制,具有重要的研究价值。

参 考 文 献

- [1] 顾大强, 郑文钢. 多移动机器人协同搬运技术综述[J]. 智能系统学报, 2019, 14(1): 20-27.
- [2] 韩廷睿. 基于图拉普拉斯的分布式编队控制与分布式定位[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- [3] Kim Y G, Kwak J H, Hong D H, et al. Localization strategy based on multi-robot collaboration for indoor service robot applications[C]. International Conference on Ubiquitous Robots & Ambient Intelligence. IEEE, 2013.
- [4] Cao Y J, David S, Andreas Z. Collaborative localization and tracking with minimal infrastructure [J]. arXiv: Signal Processing, 2019.
- [5] Lyu Y, Pan Q, Lv J. Unscented transformation-based multi-robot collaborative self-localization and distributed target tracking[J]. Applied Sciences, 2019, 9(5).
- [6] Chenchana B, Labbani-Ighida O, Renault S, et al. Range-based collaborative MSCKF localization [C]. 2018 25th International Conference on Mechatronics and Machine Vision in Practice, 2018.
- [7] 毛玲, 李振波, 陈佳品. 基于相对定位的多移动微机器人协作定位方法[J]. 传感器与微系统, 2018(8): 46-48.
- [8] Hage J A, Najjar M E B E, Pomorski D. Fault tolerant collaborative localization for multi-robot system [C]. Mediterranean Conference on Control & Automation Med. IEEE, 2016.
- [9] Nerurkar E D, Roumeliotis S I, Martinelli A. Distributed maximum a posteriori estimation for multi-robot cooperative localization [C]. 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2009.
- [10] 卢虎, 蒋小强, 闵欢. 具有通信约束的分布式SOR多智能体轨迹估计算法[J]. 航空学报, 2019, 40(10): 171-183.
- [11] 杨建, 罗涛, 魏世乐, 等. 基于MHE的多UUV协同定位方法[J]. 舰船科学技术, 2017, 39(12): 81-85.
- [12] 魏明珠, 谢晓梅, 严鹏, 等. 月面多机器人的分布式协同定位算法研究[J]. 载人航天, 2019(5): 594-599.
- [13] Zhang J, Liu R, Yin K, et al. Intelligent collaborative localization among air-ground robots for industrial environment perception [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66: 9673-9681.
- [14] Ferreira B M, Matos A C, Cruz N A, et al. A centralized approach to the coordination of marine robots [M]. Proceedings of the 11th Portuguese Conference on Automatic Control. Springer International Publishing, 2015.
- [15] Solovey K, Salzman O, Halperin D. Finding a needle in an exponential haystack: discrete RRT for exploration of implicit roadmaps in multi-robot motion planning [J]. International Journal of Robotics Research, 2016, 35: 501-513.
- [16] Wagner G, Choset H. Subdimensional expansion for multirobot path planning[J]. Artificial Intelligence, 2015, 219: 1-24.

- [17] Sharon G, Stern R, Felner A, et al. Conflict-based search for optimal multi-agent pathfinding [J]. *Artificial Intelligence*, 2015, 219: 40–66.
- [18] Kim D G, Hirayama K, Park G K. Collision avoidance in multiple-ship situations by distributed local search [J]. *Journal of Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics*, 2014, 18: 839–848.
- [19] 曹其新, 黄先群, 朱笑笑, 等. 基于保留区域的分布式多机器人路径规划[J]. *华中科技大学学报(自然科学版)*, 2018, 46(12): 71–76.
- [20] Ma H, Li J, Kumar T K S, et al. Lifelong multi-agent path finding for online pickup and delivery tasks [C]. *International Conference on Autonomous Agents and Multiagent Systems. International Foundation for Autonomous Agents and Multiagent Systems*, 2017.
- [21] Gerkey B P. Multi-robot task allocation: analyzing the complexity and optimality of key architectures [C]. *2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE, 2003.
- [22] Gautham P, Thomas M, Sonya A, et al. A distributed task allocation algorithm for a multi-robot system in healthcare facilities[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2015, 80(1): 33–58.
- [23] Huang Y, Zhang Y, Xiao H. Multi-robot system task allocation mechanism for smart factory [C]. *2019 IEEE 8th Joint International Information Technology and Artificial Intelligence Conference*. IEEE, 2019.
- [24] 刘瑞轩, 张永林. 基于改进蚁群算法的多自主式水下机器人任务分配[J]. *中国舰船研究*, 2018, 13(6): 109–114.
- [25] Chowdhury M, Maier M. Local and nonlocal human-to-robot task allocation in fiber-wireless multi-robot networks [J]. *Systems Journal*, 2018, 12(3): 2250–2260.
- [26] Anima B A, Blankenburg J, Zagainova M, et al. Collaborative human-robot hierarchical task execution with an activation spreading architecture [C]. *The 11th International Conference on Social Robotics*, 2019.
- [27] Talebpour Z, Martinoli A. Adaptive risk-based replanning for human-aware multi-robot task allocation with local perception [J]. *2019. IEEE Robotics and Automation Letters*, 2019, 4: 3790–3797.

作者简介:



张辰(1993–), 男, 博士研究生, 主要研究方向为多机器人协同规划与控制。



周乐来(1983–), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为智能机器人技术、机器人系统设计、优化与控制等。



李贻斌(1960–), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为智能机器人技术、智能控制系统等。

[引用格式] 刘惟恒, 罗阳, 于均杰, 等. 新概念多无人机协同探潜技术发展趋势分析[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 9-13.

新概念多无人机协同探潜技术发展趋势分析

刘惟恒, 罗阳, 于均杰, 王平

(中国航天科工集团公司第三研究院302所, 北京 100074)

摘要: 随着潜艇动力革新和新型材料的应用, 传统探潜方法将面临新的挑战, 多无人机协同探潜是一种新颖的研究方向, 具有灵活性高、自主性强、探测精度高等特点。针对国内外探潜技术的发展和现役装备进行了总结与阐述, 介绍了探潜平台、探潜设备和探潜策略是多无人机协同探潜的三个重要组成部分, 并结合多无人机平台航迹规划及编队等技术对未来协同探潜关键技术进行了展望。综合考虑传统和新型探潜技术的优缺点, 介绍了探潜方式与探潜策略并行的新概念多无人机协同探潜技术, 并对未来基于磁探仪传感器和无人机编队技术的探潜方式进行了展望。

关键词: 多无人机; 协同探潜; 队形变换; 编队分生; 无人机编队; 航迹规划

中图分类号: V279 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-09-05

Analysis on the Developing Trend of New Concept Technology of Cooperative Detection Using Multi-UAV

LIU Weiheng, LUO Yang, YU Junjie, WANG Ping

(302 Institute of the Third Research Institute, China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: With the innovation of submarine power and the application of new materials, traditional methods of detecting submarines will face new challenges, so multi-UAV cooperative detection is a new research direction. It has the characteristics of high flexibility, strong autonomy and high detection accuracy. This paper summarizes and expounds the domestic and foreign detecting submarine technology and related platform, proposes that the vehicle, equipment and strategy are three important parts of the cooperative detection using multi-UAV. This paper also refines the key technologies, such as path planning and multi-UAV cooperation, of the cooperative detecting submarine in the future combined with the multi-UAV cooperative technology. Considering the advantages and disadvantages of traditional and new methods, a new concept of multi-UAV cooperative detection technology is introduced. In addition, the future exploration methods based on magnetometer sensors and UAV formation technology are prospected.

Key words: Multi-UAV; Cooperative Detection; Formation Transformation; Formation Meristem; UAV Formation; Path Planning

1 引言

在现代战争中潜艇的地位变得更加重要, 探潜反潜任务日益严峻, 成为各国海军研究的重点。随着降噪技术、不依赖空气推进(AIP)动力技术、水声对抗技术、潜艇编队协同技术的发展^[1], 潜艇的隐

蔽性和机动性大大提升。探潜巡逻机和探潜直升机具有反应速度快、机动能力强、留空时间长等优点, 是目前主要的探潜方法, 但是其装备采购和维护费用昂贵, 难以实现规模化装备, 而且其探测范围小、效率低。单载体的探潜方式难以满足未来大规模反潜作战的要求, 以灵活的多无人机平台为载

体,则可大大提高探潜效率和搜索范围。

由于潜艇艇身材料、组成部件和内部各种设备均具有良好的导磁性,其磁矩必然导致周围磁场异常。磁力仪传感器可以精确测量其外界磁场,通过磁场的变化精确推断潜艇的位置。同时无人机协同编队控制技术日益成熟,可作为探潜装置载体的最佳选择。探潜传感器的性能是发现目标潜艇的前提,探潜的效率取决于探潜策略,探测精度高、分辨率高、探潜响应速度快、虚警率低的探潜传感器装备于快速性高、机动性好、续航性久的多无人机载体是未来探潜研究的新方向^[2]。

在未来的战场中,无人机的应用可以大大增加获胜的概率。无人机具有众多优点,包括机动性好、成本低、零伤亡等,面对战场的复杂性和多样性可以由多架无人机协同自主执行任务。本文提出了基于多无人机多编队载磁异传感器的协同探潜技术,对我国海军未来探潜、反潜的发展提供建议。

2 无人机平台与探潜现状

各国海军正在加速研发各种探潜装置。声呐探潜是目前主要的远距离非光学探潜方式,由于消声技术的出现与海床天然屏障的庇护,声学探潜方式正面临新的挑战。据报道,美国海军装备的潜艇噪声在90dB左右,与海洋背景的噪声相当,单一使用声学探潜已经不能满足现代反潜的需求。生物探潜技术还在论证阶段,距实际应用还有很长的时间。电场探潜、核辐射探潜只能针对特定类型的潜艇,探潜方式的通用性差。目前红外探潜技术得到了广泛应用,红外探测仪AN/AAR-37装备在美军P-3C潜艇上,通过红外探测系统(FLIR)感应海水温度变化,从而推断潜艇是否存在。激光雷达通过回声定位探潜方式,只能探测到水面航行和潜望航行状态的潜艇,对潜深状态的目标束手无策。

磁探仪的应用是海军开拓性的技术^[3]。美国海军S-2T型探潜巡逻机装备有AN/ASQ-10磁探仪装置,作用距离为300m左右。由于磁探仪的优越性在实际探潜作用中突出,国内外均在加速磁探仪的研发与应用探索。比较有代表性的磁探仪传感器有美国的AN/ASQ-208氦光磁探仪、加拿大的AN/ASQ-504铯光泵磁探仪和法国的全数字化磁力仪MADMK-3。德国研制磁探仪较早,近期正着手

研究超导磁力仪和磁力梯度仪,其探测范围、精度和分辨力等在探测潜艇应用方面明显优于常规磁探仪和传统声呐、雷达等探潜设备。我国的某型号巡逻机尾部装配磁异探测器,标志着我国的海军空基探潜能力跨越式发展。

反潜巡逻机具有良好的机动性和较长的续航能力^[4],可搭载多种探潜设备和攻潜武器,探潜效率高、可控制海域面积广,是目前航母编队远海演练的重要组成部分。各国海军装备的反潜巡逻机形式大同小异^[2],典型的主要有俄罗斯的伊尔-38,英国的猎迷,美国的海神P-8A等。我国对反潜巡逻机的研究相对西方发达国家还有一定差距,探潜能力的不足限制了我国舰船的远海作战能力。

大型多用途无人机的发展是海军力量提升的重要部分,美国大型反潜无人机人鱼海神MQ-4C如图1所示。2019年11月19日,美国首次部署两架战略无人机RQ-4B全球鹰在俄罗斯边境领空飞行,如图2所示。中国具有代表性的无人机是在2019年公开亮相的侦-8高空高速侦察无人机。这些无人机均具有长航时、飞行距离远和载荷量大的特点,搭载多样化的反潜传装置,可实现海上巡逻监视、反潜作战等功能,其探潜能力比传统巡逻机探潜方式更胜一筹。



图1 海上巡逻探潜无人机人鱼海神MQ-4C

Fig. 1 Patrol and submarine detection UAV: MQ-4C Triton

单一有人/无人机探潜方式难以满足未来军事需求,其探测范围小、无法实时跟踪、耗费时间长。将多个探测装置分别装载于多架无人平台上,充分利用无人机在速度和航程上的优势。研究多无人机多编队载探测传感器协同搜索策略,不仅可以快



图 2 美军战略无人机 RQ-4B 全球鹰

Fig. 2 US strategic UAV: RQ-4B Global Hawk

速完成大面积海域水上和水下的精确探潜任务,而且还可以对多个移动目标潜艇实时跟踪。随着基于图论的多智能体一致性编队控制理论^[5]、抵抗外界干扰的高阶滑膜控制方法^[6]、避撞的鲁棒最优和动态投影方法^[7]等技术的应用,无人机的编队控制在理论层面有了一定的成果。将可自主执行任务的无人机编队,搭载探潜传感器的协同探潜是未来发展协同探潜的新思路,有利于在未来海战中占据优势地位。

3 探潜方法与探潜平台

3.1 探潜传感器的工作方式

近年来,各种各样新型的探潜技术的提出层出不穷。生物探潜是利用发光细菌在正常生理条件下能够发出波长 450nm ~ 490nm 的荧光,潜艇航行引起周围海域海洋发光细菌发光强度发生变化^[8-9],通过有人/无人飞机载光学仪器照射海洋平面,可以发现持续 10min 以上的光尾流,从而确定潜艇的存在。电场探潜利用潜艇的艇体与螺旋桨金属材料电化学性质的特点^[10],由于海水是天然的电解质,可以检测到潜艇存在而引起的轴频电场。

激光探潜是比较常用的探潜方式^[11-12]。有人/无人飞机载激光雷达发射脉冲激光串,根据海平面和海底反射回来的光,经过计算机的处理可以显示出潜艇的形状,从而根据图像识别、判断潜艇的存在。利用核辐射探潜目前还在论证阶段^[13],核潜艇的周围存在一定程度的核辐射,使用光学检测潜艇核辐射产生的可见蓝色光,可确定潜艇的存在。红外探测仪通过探测由于潜艇存在引起周围海水温度上

升的方式探测潜艇。磁力计探潜是利用海洋中地球物理磁场是否有突然的变化,来探测潜艇的有无。

3.2 探潜装置存在的问题

目前探测效果较好的探潜装置主要有雷达、吊放声呐、浮标声呐、磁探仪等,声呐受航洋噪声影响大,难以探测采用消声技术处理的潜艇。雷达反射成像判断是否为潜艇的方法应用较为广泛,但是无法探测水下目标。生物探潜技术虽然能够对大面积海域覆盖式搜索,可准确判断潜艇的航迹,但是容易受天气可见度的影响。电场探潜技术的使用可以不受天气状况影响,也不受运动状态影响,但是电场探潜受检测技术的制约^[4]。激光探潜定位精度高、隐蔽性好,受海洋环境影响小,但是搜索范围小,只能探测到水面航行和半潜航行状态的潜艇。核辐射探潜不受天气和海况的影响,但是目前核辐射探测技术仍在探索阶段,高精度核辐射探潜设备工程化应用仍需要较长时间。磁探仪识别能力强、探测精度高、虚警率低、分辨力高、隐蔽性好、不易受海洋环境影响,但是作用距离短。

目前,还没有一种探潜传感器能够高效率、高精度、高灵敏性、高准确性的执行探潜任务,探潜传感器的工作局限性、载体的性能和探潜传感器的使用策略对未来探潜技术提出了新的要求。

3.3 探潜平台协作存在的问题

航母编队配置中不但会充分考虑探潜传感器的精度与工作方式,还要考虑载体的续航和机动能力,一般在中远程会配置反潜巡逻机^[4],中近程会配置水面舰艇,两者相互配合实现远近距离探潜的区域协同。反潜巡逻机负责大范围作战海域的警戒搜索,发现目标后由反潜直升机进一步定位、识别。两种探潜方式协同水平较低,仅为探潜工作上的互补,协作耦合性大,难以形成海上大规模探潜。

但在实际作战中,潜艇往往以作战编队的形式出现,使得现有探潜协作方法难以应对^[2],而且反潜巡逻机的虚警率高,难以探测到真实目标。当目标潜艇采取规避策略进行水下航行时,反潜巡逻机最多只能选择一架潜艇跟踪^[14]。

4 新型多无人机协同探潜技术的发展趋势

新型的探潜技术会导致未来海上作战发生颠

覆性的变化。磁探仪有着优良的探潜工作性能,能全天候、高频次执行探潜任务,其存在的缺点是作用距离有限,虽然单磁探仪难以满足大规模探潜需求,但是多无人机多编队作为磁探仪载体可以大大提升探潜的效率。多磁探仪协同工作不仅可以大大提高搜索范围,而且空间上的磁补偿技术也能对探测精度和定位精度有更大的提升。通过无人机数量多、协同性好和控制方式简单等优势来解决磁异传感器探测距离短和巡逻机成本高的问题,多无人机协同探潜作战新概念为未来应对海上作战提供了新思维。

4.1 多无人机协同探潜对探潜方式的要求

4.1.1 发展多载体磁探仪

磁探仪和声呐浮标是目前探潜效果最好的两种探潜手段^[1],磁异探潜技术凭借定位精度高、虚警率低、响应速度快,机载磁探仪的机动性好等优点,能适应作战的快速性、机动性、准确性要求。有人/无人机载磁探仪能够准确探测到任意状态的潜艇,但由于飞机的飞行速度快,单个载体难以实时跟踪潜艇,多无人机多编队能够做到连续实时跟踪潜艇的位置、速度。磁探仪性能的发挥依托载体的性能,潜艇、舰船、飞行器等都可以作为磁探仪载体,多载体的发展可充分发挥磁探仪的实际应用价值。载体的磁控技术和基于地球磁场空间位置的磁补偿技术是发展多载体磁探仪技术的前提。

4.1.2 发展高精度磁探仪

磁力仪的发展历史较早、类型较多,最早的有磁通门磁力仪、质子磁力仪,后面出现的光泵磁力仪、超导磁力仪,以及近几年有科学家利用铯原子的拉莫尔进动频率特性精确探测其周围磁场强度的原子磁力仪。磁场不容易受海水等非磁化物质的影响,发展高精度、高灵敏的磁探仪是未来磁探潜发展的方向。超导磁探仪灵敏度不低于 10^{-10}G ,比现有常规磁探仪精度高两个数量级,未来将深入研究核自旋、电子自旋强耦合极化问题和磁异常全张量梯度解算问题,发展探测精度高、分辨率高、探测速度快、虚警率低的磁力传感器。

4.1.3 研究磁探仪阵列

多个磁探仪协同工作,不仅能够增加探潜的效率,而且相互之间可以进行磁补偿,彼此信息融合能够精确探测到潜艇的位置,并能进行实时跟踪目

标的位姿。构成阵列的磁探仪作用距离大,使得准确探测磁矩不低于 10^{-8}G 。发展分布式磁力计网,可针对重要的区域形成一定封锁效果或者起到线性警戒作用。磁探仪的协同工作可协同感知海域态势,通过集成化的控制中心,实现协同侦查、协同探测和任务分配等,形成更大范围的战场态势信息,从而取得胜利的绝对优势。

4.2 多无人机协同探潜对探潜载体的要求

4.2.1 多无人机的协同航迹规划与任务分配技术

磁探仪的协同工作离不开无人机体载的协同能力,在执行任务前或者执行任务过程中,综合考虑探潜精度、效率等约束,以最优的方式协同执行任务要预先和实时规划出无人机编队的航迹和任务序列,航路的协同要充分考虑任务的优先级、飞行的编队状态、敌方的潜在威胁等,主要应用了多目标动态航迹规划和任务分配技术、智能决策技术。

无人机编队的机动性好,可自主飞行、自主任务规划,以及可预先静态规划和动态规划。针对固定海域实施精确探测,围绕移动的舰船周围环境实施动态探测,对于已经侦察的区域,无人机编队可改变任务分配策略,一部分无人机实施进一步探测,另一部分无人机进行区域周围警戒保证特定区域内不会有敌方潜艇渗透。

4.2.2 多无人机编队队形任意变换与分生技术

先进的多无人机编队控制算法能更好的应对突发的海况。携带磁探仪传感器的无人机编队在发现敌方潜艇之前,按照预先规划好的航迹飞行。当发现敌方潜艇后,需要将原来编队分生出多个子编队用于识别和跟踪目标。由于编队数量和队形发生了变化,探测的宽度变窄,其他无人机编队需要快速重新动态任务规划出编队可行的最优航迹,从而继续执行其他未知区域的探测。

磁探仪的探测精度和辨识力不仅与目标的距离有关,而且还与磁探仪的磁补偿有关。搭载磁探仪的无人机编队在同一水平面执行任务时,探测宽度最大,但是当需要进一步辨识目标时,无人机需要由二维平面编队变换成三维立体编队用于磁探仪的磁补偿,此时探测的宽度突然减小,需要研究多无人机编队分生与编队重构技术,从而执行新规划的任务。

5 结束语

本文概述了探潜设备和无人机平台关键技术,表明海上探潜技术仍是未来重点发展的方向。针对其存在的探测距离短和需要磁补偿问题,提出了新概念多无人机协同探潜技术。通过对比分析,以高精度磁力计传感器为基础,多无人机协同编队的方式具有灵活性高、自主性强、探测精度高的特点。考虑到磁补偿和跟踪目标对无人机编队队形的要求,深入研究无人机编队队形保持、分生与重组技术,充分发挥磁探仪的探潜优势,对未来高效率、高精度探潜提供了新的思路。最后对磁探仪传感器和未来无人机编队技术发展方向提出了新的要求。

参 考 文 献

- [1] 张石磊,左平洋,刘柳. 探潜无人机技术发展概况及关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2016, (6): 18-21.
- [2] 罗木生,侯学隆,王培源. 反潜巡逻机与反潜直升机协同反潜建模[J]. 火力与指挥控制, 2014, (1): 53-57.
- [3] 冯国新,魏志强,张茜. 美军探反潜作战装备发展趋势浅析[J]. 飞航导弹, 2017, (6): 37-41.
- [4] Zhi Z J, Ri J Y. Research on modeling for real time range prediction of airborne submarine search sensors [C]. World Congress on Software Engineering. IEEE, 2011.
- [5] 李一波,王文,陈伟,等. 无人机编队保持与变换的滑模控制器设计[J]. 控制工程, 2016, 134(2): 115-120.
- [6] Semsar E, Khorasani K. Adaptive formation control of UAVs in the presence of unknown vortex forces and leader commands [C]. American Control Conference, IEEE, 2006.
- [7] 朱熠,陈欣,李春涛,等. 基于鲁棒最优方法的无人机动态投影控制[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(9): 2088-2095.
- [8] 张进兴,逢爱梅,孙修勤,等. 海洋发光细菌的发光及其应用[J]. 发光学报, 2007(2): 29-34.

- [9] 王江安,宗思光. 潜艇光尾流产生机理及其探测技术研究[J]. 激光与红外, 2003, 33(4): 280-282.
- [10] 龚沈光,卢新城. 舰船电场特性初步分析[J]. 海军工程大学学报, 2008(2): 5-8+30.
- [11] Abrahamsson R, Kay S M, Stoica P. Estimation of the parameters of a bilinear model with applications to submarine detection and system identification [J]. Digital Signal Processing, 2007, 17(4): 756-773.
- [12] FU Q, LI Y C, Zhang L Z, et al. Research on energy transmission calculation problem on laser detecting submarine [C]. Development and Application of High Power Lasers: International Symposium on Optoelectronic Technology and Application, 13-15 May 2014, Beijing, China.
- [13] 谢泉松,蔡广友. "形形色色"的新型探潜技术[J]. 国防科技, 2015, 36(6): 54-57.
- [14] Wang J, Yao K, Wang X, et al. The acquisition radar's detect annulus model of anti-submarine patrol aircraft [C]. Iop Conference, 2017.

作者简介:



刘惟恒(1991-),男,博士,主要研究方向为多无人机协同任务规划与编队控制。



罗阳(1988-),男,硕士,工程师,主要研究方向为编队协同控制和协同任务规划。



于均杰(1995-),男,硕士研究生,主要研究方向为多无人机编队控制。



王平(1978-),女,博士,工程师,主要研究方向为多机编队控制。

[引用格式] 苏子康, 程遵堃, 王宏伦. 基于主动抗扰反步法的三维超低空空投飞行控制[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 14-21.

基于主动抗扰反步法的三维超低空空投飞行控制

苏子康¹, 程遵堃¹, 王宏伦²

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106; 2. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对风扰、地面效应和空投瞬时动态摄动等复杂扰动下的运输机超低空空投鲁棒飞行控制问题, 提出了一种基于有限时间收敛非线性干扰观测器的主动抗扰反步方法的三维飞行控制设计。首先, 建立考虑风扰、地效和投放摄动等干扰影响的运输机超低空投放过程6自由度动态模型, 并对其完成仿射非线性化处理; 其次, 基于反步控制思想, 将飞行控制器分为多个轨迹串级子系统和地速子系统; 然后, 将各子动态系统中与输入无关的项视为集总扰动, 分别设计有限时间收敛非线性干扰观测器, 实现对集总扰动的准确估计; 最后, 结合已估计的集总扰动信号, 基于反步法提出一种三维主动抗干扰飞行控制方法。仿真结果表明, 提出的三维超低空空投控制方法具有较高的控制精度和较出色的抗干扰能力。

关键词: 空投; 飞行控制; 轨迹跟踪; 反步法; 非线性干扰观测器; 有限时间

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-14-08

Back-stepping based Anti-disturbance 3-dimensional Flight Control for Low-altitude Airdrop

SU Zikang¹, CHENG Zunkun¹, WANG Honglun²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: This paper proposed a back-stepping based anti-disturbance 3-dimensional flight control for low-altitude airdrop under the complex disturbances, including the airflow disturbance, ground effect, and the airdrop abrupt perturbation. Firstly, the transport aircraft's airdrop dynamics, which considered the effect of the movement and abrupt drop of the heavy cargo, the ground effect, and the airflow disturbances, are modeled in the affine nonlinear form. The 2-dimensional airdrop flight controller is divided into several cascade subsystems by the back-stepping. Secondly, the items in each sub-dynamics which are independent of the inputs are viewed as part of the 'lumped disturbances', and then are individually reconstituted and compensated by the special designed finite time convergent nonlinear disturbance observers. Finally, a back-stepping based anti-disturbance flight controller is proposed for the low-altitude airdrop under the complex disturbance. The simulation results show the satisfied control accuracy and anti-disturbances ability of the proposed back-stepping based anti-disturbance 3-dimensional flight control method.

Key words: Airdrop; Flight Control; Trajectory Tracking; Back-stepping; Nonlinear Disturbance Observer; Finite Time

收稿日期: 2020-01-03; 修回日期: 2020-02-28

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(61903190); 江苏省自然科学基金青年基金(BK20190401); 中央高校基本科研业务费专项资金资助(NT2020005)

1 引言

货物低空空投系统因其快速的投放性能、无可替代的投放机动性、较高的投放精度、较大的远程投放能力、极强的环境适应性,已经广泛地应用于军事和民用的诸多领域^[1-3],如紧急救援投放,物资投递,森林灭火以及快速军事部署等^[4-6]。

运输机超低空重装空投任务通常要求运输机在非常低的飞行高度(3~10m),以较低的飞行速度(0.20~0.25 马赫)完成投放过程^[1,4-5]。然而,运输机的质量、重心和转动惯量都必然会因为货物在机舱内的移动和瞬间投放而受到明显影响。这些空投中的干扰会对飞行系统造成不可忽视的冲击,更严重的还有可能会影响空投的稳定,甚至造成空投事故。超低空空投过程中较低的飞行速度和高度会对飞行控制系统带来一些不可避免的问题:(1)低速低空带来的气动摄动和地面效应会随着高度的降低变得越来越明显^[4];(2)货物在货仓内连续移动和瞬间投放会对运输机飞行动态造成强烈的影响^[5];(3)超低空空投过程中不可避免的气流扰动(如阵风等)也会对飞行控制的抗干扰性能构成挑战^[7-8]。低空空投过程中的扰动可以分为两大类:一种是内部扰动,即由货物移动和投放引起的运输机动态扰动;一种是外部扰动,如由地面效应引起的气动参数摄动和气流扰动对飞机动态的扰动。重装货物的移动,尤其是在出舱投落的瞬间,会对运输机的气动转矩、重心位置及转动惯量造成显著影响。而地面效应和气流扰动会对运输机的气动力和气动转矩造成无法忽视的影响。超低空重装空投特定的任务和工作环境要求其飞行控制器必须具有较好的跟踪控制精度和抗扰动性能。

目前,不少研究聚焦于飞行器纵向的二维空投控制器设计。文献[9]基于线性化的运输机空投纵向动力学模型,设计了L1自适应空投纵向控制器。文献[10]针对运输机空投纵向非线性动力学模型,设计了基于滑模变结构理论的空投飞行控制器,以提升空投控制性能。基于反步法(Back-stepping, BS)的飞行控制方法也被应用于运输机二维空投控制研究^[11]。为了增强空投飞行控制器的鲁棒性,基于干扰观测器的二维复合抗干扰结构引起了研究人员的注意^[5,12-13]。然而,这些研究多集中于运输

机纵向空投飞行控制设计,少有基于运输机6自由度非线性模型而进行的空投飞行控制器研究。文献[14]建立了考虑风扰、地效和货物运动影响的运输机空投6自由度模型,并设计了控制器,但并未针对超低空空投多重复杂扰动的特点,设计专门的抗干扰控制机制。

基于上述分析,本文针对运输机超低空空投6自由度非线性模型,开展三维非线性空投飞行控制方法研究。而运输机超低空空投6自由度非线性模型的强耦合特性给控制器设计造成了一定困难^[5]。但基于反步法的飞行控制器设计思路给三维空投非线性解耦控制提供了一种有效的途径^[15]。此外,针对上述提到的抗干扰性能问题,本文借鉴基于干扰观测器的飞行控制器设计思路^[16],对飞行器各回路分别设计了一种有限时间收敛的非线性干扰观测器(Nonlinear Disturbance Observer, NDO)^[17],以实现对各回路集总干扰地准确估计。并在此基础上,提出了一种结合反步法和非线性干扰观测器的三维超低空空投抗干扰飞行控制器,以实现多重复杂扰动下超低空空投运输机的精确控制。

2 问题建模

考虑到实际空投情况,给出以下假设^[5,14]:

假设 1. 运输机和货物均可视为刚体。

假设 2. 货物在机舱内的移动平行于飞机机身轴线。

假设 3. 所有飞行状态 $V_i, X_i, i = 1, 2, 3, 4$ 均可测量获取。

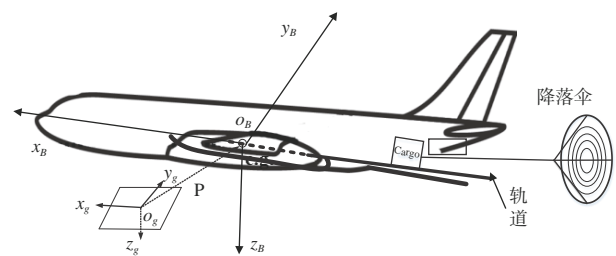


图1 运输机超低空空投过程示意图

Fig. 1 The transport aircraft airdrop process

运输机超低空空投示意图如图1。根据固定翼无人机6自由度非线性模型,同时考虑气流扰动、地效和货物运动对运输机动态的影响,可建立运输

机超低空空投6自由度模型如下^[14,18]:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_k \cos\gamma \cos\chi \\ \dot{y} = V_k \cos\gamma \sin\chi \\ \dot{z} = -V_k \sin\gamma \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} m\dot{V}_k = Tc_{(\alpha+\sigma)}c_{\beta} - D - C\beta_w + L\alpha_w - mgs_{\gamma} \\ \quad + m(\Delta_x c_{\alpha}c_{\beta} + \Delta_y s_{\beta} + \Delta_z s_{\alpha}c_{\beta} + \Delta_{gev}) \\ mV_k c_{\gamma} \dot{\chi} = T(-\beta_k c_{\mu} + (\alpha_k + \sigma)s_{\mu}) + (C - D\beta_w)c_{\mu} \\ \quad + (L - D\alpha_w)s_{\mu} + mV_k c_{\gamma} \Delta_{ge\chi} \\ \quad + m \left(\begin{array}{l} \Delta_x (s_{\alpha}s_{\mu} - c_{\alpha}s_{\beta}c_{\mu}) + \\ \Delta_y c_{\beta}c_{\mu} - \Delta_z (s_{\alpha}s_{\beta}c_{\mu} + c_{\alpha}s_{\mu}) \end{array} \right) \\ -mV_k \dot{\gamma} = T(-\beta_k s_{\mu} - (\alpha_k + \sigma)c_{\mu}) + (C - D\beta_w)s_{\mu} \\ \quad - m \left(\begin{array}{l} \Delta_x (c_{\alpha}s_{\beta}s_{\mu} + s_{\alpha}c_{\mu}) \\ -\Delta_y c_{\beta}s_{\mu} + \Delta_z (s_{\alpha}s_{\beta}s_{\mu} - c_{\alpha}c_{\mu}) \end{array} \right) \\ \quad - (L - D\alpha_w)c_{\mu} + mgs_{\gamma} - mV_k \Delta_{ger} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = (q - (pc_{\alpha} + rs_{\alpha})s_{\beta} - \dot{\gamma}c_{\mu} - \dot{\chi}s_{\mu}c_{\gamma})/c_{\beta} \\ \dot{\beta} = ps_{\alpha} - rc_{\alpha} - \dot{\gamma}s_{\mu} + \dot{\chi}c_{\mu}c_{\gamma} \\ \dot{\mu} = (pc_{\alpha} + rs_{\alpha} + \dot{\gamma}s_{\beta}c_{\mu} + \dot{\chi}(s_{\gamma}c_{\beta} + s_{\beta}s_{\mu}c_{\gamma}))/c_{\beta} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \begin{bmatrix} (I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2)rq \\ + I_z \mathcal{L} + I_{xz} \mathcal{N} \\ + (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz})pq \end{bmatrix} \\ \quad + \Delta_p + \Delta_{ger} \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} \begin{bmatrix} (I_z - I_x)pr - I_{xz}p^2 \\ + I_{xz}r^2 + \mathcal{M} \end{bmatrix} + \Delta_q + \Delta_{geq} \\ \dot{r} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \begin{bmatrix} (I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2)pq \\ + I_{xz} \mathcal{L} + I_x \mathcal{N} \\ - (I_x I_{xz} - I_y I_{xz} - I_z I_{xz})rq \end{bmatrix} \\ \quad + \Delta_r + \Delta_{ger} \end{cases} \quad (4)$$

其中: $c_{(\cdot)} = \cos(\cdot)$, $s_{(\cdot)} = \sin(\cdot)$; $m = m_a + m_c$, m_c , m_a 分别为货物和飞机质量; V_k 为地速, $\mathbf{p} = [x \ y \ z]^T$ 为飞机质心位置, α , β 为气流角, μ 为速度滚转角, γ , χ 为航迹角, $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$ 为角速率; I_i , $i = x, y, z, xz$ 为转动惯量, T 为推力, L, D, C 为升力、阻力和侧力; $\mathcal{L}, \mathcal{M}, \mathcal{N}$ 为三轴气动力矩; α_k, β_k 为航迹系下的气流角, α_w, β_w 为扰流引起的气流角扰动^[15]; Δ_i , $i = x, y, z$ 和 Δ_j , $j = p, q, r$ 为货物运动引起的沿机

体的位置和交加速度扰动^[14]; $\Delta_{gev}, \Delta_{ge\chi}, \Delta_{ger}, \Delta_{ge\gamma}, \Delta_{geq}, \Delta_{ger}$ 为地面效应引起的各通道扰动^[14-15,18]。

为便于控制器设计,以下对式(1)~(4)进行仿射非线性化处理。定义状态变量如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_1 &= \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = \frac{1}{V_0} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix}, \mathbf{X}_2 = \begin{bmatrix} \gamma \\ \chi \end{bmatrix}, \\ \mathbf{X}_3 &= \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \mu \end{bmatrix}, \mathbf{X}_4 = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \mathbf{U}_{act} = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \end{aligned}$$

其中: V_0 为期望地速,此处也作为归一化变量; $\rho, V, Q = 0.5\rho V^2$ 分别为大气密度、空速和动压。

通过模型变换,可得到仿射非线性模型:

$$\dot{\mathbf{V}}_k = \mathbf{f}_{V_k} + \mathbf{B}_{V_k} \delta_T = \mathbf{f}_{V_k} + \mathbf{g}_{V_k} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{F}_1(\mathbf{X}_2, V_k) + \mathbf{B}_1(V_k)\mathbf{X}_2 = \mathbf{F}_1 + \mathbf{G}_1 \\ \dot{\mathbf{X}}_2 = \mathbf{F}_2(\mathbf{X}_2, \mathbf{X}_3, V_k) + \mathbf{B}_2(\mathbf{X}_2, V_k, Q) \\ \quad [\mathbf{X}_3(1) \ \mathbf{X}_3(2)]^T = \mathbf{F}_2 + \mathbf{G}_2 \\ \dot{\mathbf{X}}_3 = \mathbf{F}_3(\dot{\mathbf{X}}_2, \mathbf{X}_3, \mathbf{X}_4) + \mathbf{B}_3(\mathbf{X}_3)\mathbf{X}_4 = \mathbf{F}_3 + \mathbf{G}_3 \\ \dot{\mathbf{X}}_4 = \mathbf{F}_4(\mathbf{X}_4) + \mathbf{B}_4(\mathbf{X}_2, Q)\mathbf{U}_{act} = \mathbf{F}_4 + \mathbf{G}_4 \end{cases} \quad (6)$$

其中, $\mathbf{F}_1 = [f_y, f_z]^T$, $\mathbf{F}_2 = [f_{\chi}, f_{\gamma}]^T$, $\mathbf{F}_3 = [f_{\alpha}, f_{\beta}, f_{\mu}]^T$, $\mathbf{F}_4 = [f_p, f_q, f_r]^T$; $\mathbf{g}_y = \mathbf{G}_1(1)$, $\mathbf{g}_z = \mathbf{G}_1(2)$, $\mathbf{g}_{\chi} = \mathbf{G}_2(1)$, $\mathbf{g}_{\gamma} = \mathbf{G}_2(2)$, $\mathbf{g}_{\alpha} = \mathbf{G}_3(1)$, $\mathbf{g}_{\beta} = \mathbf{G}_3(2)$, $\mathbf{g}_{\mu} = \mathbf{G}_3(3)$, $\mathbf{g}_p = \mathbf{G}_4(1)$, $\mathbf{g}_q = \mathbf{G}_4(2)$, $\mathbf{g}_r = \mathbf{G}_4(3)$; 本文将 f_{V_k} , \mathbf{F}_i , $i = 1, 2, 3, 4$ 视为各回路集总扰动^[18]。

3 基于主动抗扰反步法的三维空投飞行控制

本文需要设计一个三维低空空投轨迹跟踪控制器,以实现在多重复杂低空空投环境扰动下对给定飞行轨迹和速度指令的准确跟踪。采用反步技术,空投飞行控制器被分为轨迹回路、航迹回路、姿态回路、角速度回路和地速回路。基于反步设计,采用跟踪微分器(Tracking Differentiator, TD)^[19]求取虚拟控制量的微分信号,解决微分爆炸问题。

定义跟踪误差向量和虚拟控制量如式(7):

$$\begin{cases} \mathbf{e}_1 = \mathbf{X}_1 - \mathbf{X}_1^*; \mathbf{e}_2 = \mathbf{X}_2 - \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{e}_3 = \mathbf{X}_3 - [\mathbf{v}_2(1), \mathbf{v}_2(2), 0]^T, \\ \quad \mathbf{z}_3 = [\mathbf{e}_3(1), \mathbf{e}_3(2)]^T \\ \mathbf{e}_4 = \mathbf{X}_4 - \mathbf{v}_3; \mathbf{e}_{V_k} = \mathbf{V}_k - \mathbf{V}_k^* \end{cases} \quad (7)$$

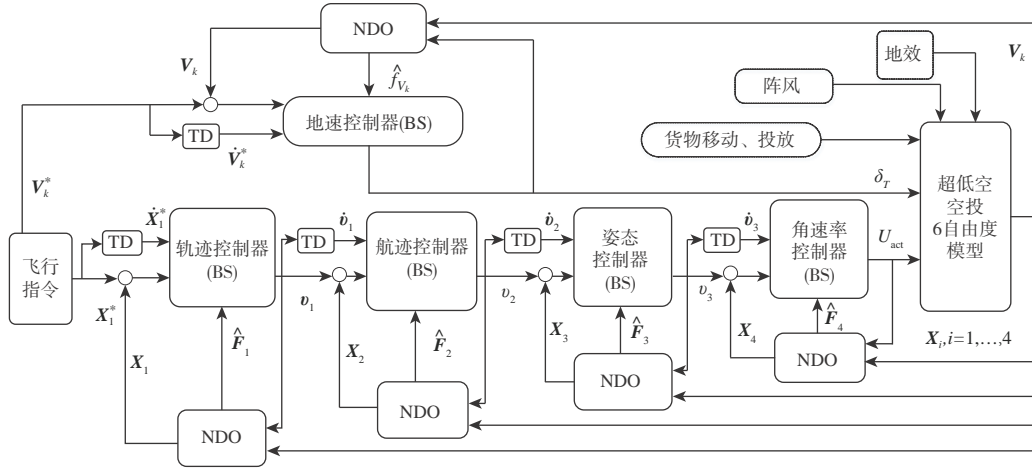


图 2 基于BS-NDO的运输机超低空空投飞行控制

Fig. 2 The diagram of the proposed airdrop controller based on BS-NDO

其中, X_1^* 为期望的横向、垂向轨迹指令, v_1, v_2, v_3 分别为轨迹、航迹和姿态回路虚拟控制量。

$$\begin{cases} v_1 = B_1^{-1}(-\hat{F}_1 + \dot{X}_1^* + H_1 e_1) \\ v_2 = B_2^{-1}(-\hat{F}_2 + \dot{v}_1 + H_2 e_2 - B_1^T e_1) \\ v_3 = B_3^{-1}(-\hat{F}_3 + \dot{v}_2 + H_3 e_3 - T) \\ U_{act} = v_4 = B_4^{-1}(-\hat{F}_4 + \dot{v}_3 + H_4 e_4 - B_3^T e_3) \\ \delta_T = B_{V_k}^{-1}(-\hat{f}_{V_k} + H_{V_k} e_{V_k} + \dot{V}_k^*) \end{cases} \quad (8)$$

其中, Hurwitz 矩阵 $H_{V_k}, H_i, i = 1, 2, 3, 4$ 决定各回路差收敛速度; $\hat{f}_{V_k}, \hat{F}_i, i = 1, 2, 3, 4$ 为待设计有限时间收敛 NDO 对干扰 $f_{V_k}, F_i, i = 1, 2, 3, 4$ 的估计值; e_i 为跟踪微分器对微分信号 $\hat{v}_i, i = 1, 2, 3$ 的跟踪误差; 矩阵 T 可以表示为:

$$T = \begin{bmatrix} B_2^T(1, 1) & B_2^T(1, 2) & 0 \\ B_2^T(2, 1) & B_2^T(2, 2) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_2(1) \\ e_2(2) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

根据文献[17], 可分别对各飞行状态的微分方程设计有限时间收敛 NDO 如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{k}} = g_k + \xi_k \\ \dot{\xi}_k = -\lambda_{k0} |\hat{k} - k|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(\hat{k} - k) \\ \dot{\hat{f}}_k = -\lambda_{k1} |\hat{f}_k - \xi_k|^{\frac{q}{p}} \text{sgn}(\hat{f}_k - \xi_k) \\ k = y, z, \chi, \gamma, \alpha, \beta, \mu, p, q, r, V_k \end{cases} \quad (10)$$

其中, k 为系统飞行状态符号; \hat{k} 为状态 k 的估计值;

基于反步控制理论^[15], 设计超低空空投飞行控制器如式(8):

\hat{f}_k 为集总扰动 f_k 的估计值; p, q 为 Terminal 吸引子设计参数^[17], $\lambda_{k0}, \lambda_{k1}$ 为滑模微分器设计参数, ξ_k 是 NDO 的内部辅助变量。

注 1. 根据文献[17]关于 NDO 的证明分析, 若 f_k 为快变干扰, 则 NDO 的估计误差 $\tilde{k} = \hat{k} - k$ 和 $\tilde{f}_k = \hat{f}_k - f_k$ 将在有限时间内收敛至包含零点的半球内, 收敛过程振荡衰减, 选择合适的参数 $\lambda_{k0}, \lambda_{k1}$, 可使得闭球半径足够小; 若 f_k 为慢变干扰, 近似有 $\dot{f}_k = 0$, 则 NDO 的估计误差 \tilde{k} 和 \tilde{f}_k 将在有限时间内收敛至原点。

定理 1. 对于超低空空投 6 自由度动态系统式(5)~(6), 采用式(10)所示的干扰观测器和式(8)所示反步控制器, 能够保证闭环控制系统稳定, 同时使得各回路跟踪误差收敛。

证. 控制器式(8)依赖于 NDO 估计的干扰 f_k , 而 NDO 的估计动态特性也受控制器式(8)的影响。因此, 在接下来的闭环稳定分析中, 将同时考虑干扰估计误差和虚拟控制量微分信号的估计误差。

选择如下的 Lyapunov 函数:

$$V = \sum_{i=1}^4 0.5 e_i^T e_i + 0.5 e_{V_k}^T e_{V_k} \quad (11)$$

结合控制器式(8), 可推得 Lyapunov 函数关于时间的一阶导数为:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= H_1 e_1^T e_1 + e_1^T (B_1 e_2 + \tilde{F}_1 + \varepsilon_1) \\
&+ e_2^T \left(F_2 + B_2 \left(B_2^{-1} \begin{pmatrix} -\hat{F}_2 + \dot{v}_1 + H_2 e_2 \\ -B_1^T e_1 + z_3 \end{pmatrix} \right) - \dot{v}_1 \right) \\
&+ \sum_{i=3}^4 e_i^T (F_i + B_i v_i - \dot{v}_i) + e_{V_k}^T (f_{V_k} + B_{V_k} v_i - \dot{V}_k^*) \\
&= \sum_{i=1}^2 H_i e_i^T e_i + \sum_{i=1}^2 e_i^T (\tilde{F}_i + \varepsilon_i) + e_2^T B_2 z_3 \\
&+ \sum_{i=3}^4 e_i^T (F_i + B_i v_i - \dot{v}_i) + e_{V_k}^T (f_{V_k} + B_{V_k} v_i - \dot{V}_k^*) \quad (12)
\end{aligned}$$

考虑到 $e_2^T B_2 z_3 = e_3^T T$, 进一步可以得到:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= \sum_{i=1}^4 H_i e_i^T e_i + \sum_{i=1}^4 e_i^T (\tilde{F}_i + \varepsilon_i) \\
&+ e_{V_k}^T (f_{V_k} + B_{V_k} v_i - \dot{V}_k^*) \quad (13)
\end{aligned}$$

然后, 可得:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= \sum_{i=1}^4 H_i e_i^T e_i + \sum_{i=1}^4 e_i^T (\tilde{F}_i + \varepsilon_i) \\
&+ e_{V_k}^T \left(f_{V_k} + B_{V_k} B_{V_k}^{-1} \left(-\hat{f}_{V_k} + H_{V_k} e_{V_k} + \hat{V}_k^* \right) - \dot{V}_k^* \right) \\
&= \left(\sum_{i=1}^4 H_i e_i^T e_i \right) + \left(\sum_{i=1}^4 e_i^T (\underbrace{\tilde{F}_i + \varepsilon_i}_{\Delta_i}) + e_{V_k}^T (\underbrace{\hat{f}_{V_k} + \varepsilon_{V_k}}_{\Delta_{V_k}}) \right) \\
&= \left(\sum_{i=1}^4 H_i e_i^T e_i + H_{V_k} e_{V_k}^T e_{V_k} \right) + \left(\sum_{i=1}^4 e_i^T \Delta_i + e_{V_k}^T \Delta_{V_k} \right) \\
&= \left(\sum_{i=1}^4 H_i e_i^T e_i + H_{V_k} e_{V_k}^T e_{V_k} \right) + \Delta \quad (14)
\end{aligned}$$

注意到 $\Delta = \left(\sum_{i=1}^4 e_i^T \Delta_i + e_{V_k}^T \Delta_{V_k} \right)$ 表示 NDO 和 TD 的估计用于误差, 而由文献[17]和[19]可知, 通过合适地选择 NDO 和 TD 参数, 可保证用于误差 Δ 是有界的。因此,

$$\begin{aligned}
\dot{V} &\leq -\|e_{V_k}\| \left(\|H_{V_k}\| \|e_{V_k}\| - \|\Delta_{V_k}\| \right) \\
&- \sum_{i=1}^4 \|e_i\| \left(\|H_i\| \|e_i\| - \|\Delta_i\| \right) \quad (15)
\end{aligned}$$

所以, 当 Hurwitz 矩阵 $H_{V_k}, H_i, i = 1, 2, 3, 4$ 选取足够大且 NDO、TD 参数选取合适时, 可以保证 $\dot{V} < 0$ 。而且, 系统跟踪误差 $(e_1, e_2, e_3, e_4, e_{V_k})$ 将收敛至 0。证毕。

4 仿真验证及分析

本节将基于运输机超低空空投 6 自由度动力学

模型, 对所提出的飞行控制器进行对比仿真, 以验证其有效性。本文采用文献[20]的飞机气动参数作为研究对象运输机。为了对比的相对公平, 本文选取同样基于干扰观测器控制结构的自抗扰控制 (Active Disturbance Rejection Control, ADRC)^[12], 与本文所提出的 BS-NDO 飞行控制器进行仿真对比。

设定超低空空投飞行条件为: 飞行高度 10m, 飞行速度 80m/s。所选择对比控制方法的控制参数如下:

(1) ADRC 方法

$$H_{V_k} = -1.5, H_1 = -\text{diag}(0.5, 0.5), H_2 = -\text{diag}(2, 2),$$

$$H_3 = -\text{diag}(4, 4, 4), H_4 = -\text{diag}(10, 10, 10);$$

$$\omega_{V_k} = 10, \omega_1 = 5, \omega_2 = 10, \omega_3 = 15, \omega_4 = 30;$$

$$r_{V_k} = 5, r_1 = \text{diag}(1, 1), r_2 = \text{diag}(5, 5),$$

$$r_3 = \text{diag}(20, 20, 20), r_4 = \text{diag}(40, 40, 40).$$

(2) 本文所提出的 BS-NDO 方法

$$\lambda_{V_k 0} = \lambda_{V_k 1} = 7, \lambda_{y0} = \lambda_{y1} = \lambda_{z0} = \lambda_{z1} = 2, \lambda_{x0} = \lambda_{x1} =$$

$$\lambda_{y0} = \lambda_{y1} = 2, \lambda_{\alpha 0} = \lambda_{\alpha 1} = \lambda_{\beta 0} = \lambda_{\beta 1} = \lambda_{\mu 0} = \lambda_{\mu 1} = 2,$$

$$\lambda_{\rho 0} = \lambda_{\rho 1} = \lambda_{q0} = \lambda_{q1} = \lambda_{r0} = \lambda_{r1} = 2.$$

其他参数, 如 $H_{V_k}, H_i, i = 1, 2, 3, 4$ 和 TD 参数选取, 与 ADRC 方法相同。

仿真环境设置如图 3 所示的半周期正弦风干扰, 其在惯性系下三轴分量 W_x, W_y, W_z 如图所示。并假设地面效应对运输机气动参数影响为在其标称气动参数基础上, $[-10\%, 10\%]$ 范围内的随机扰动。假设空投过程中, 货物投放开始于 $t = 20s$, 即货物在 $t = 20s$ 开始沿着机舱轨道滑动投放。

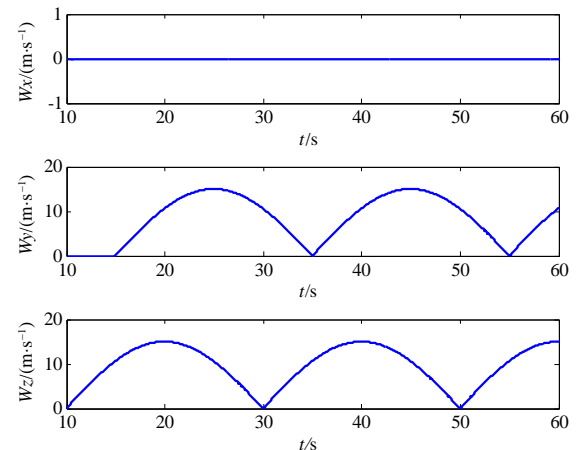


图3 仿真设置的超低空空投环境气流扰动

Fig. 3 Airflow disturbances during the low-altitude airdrop

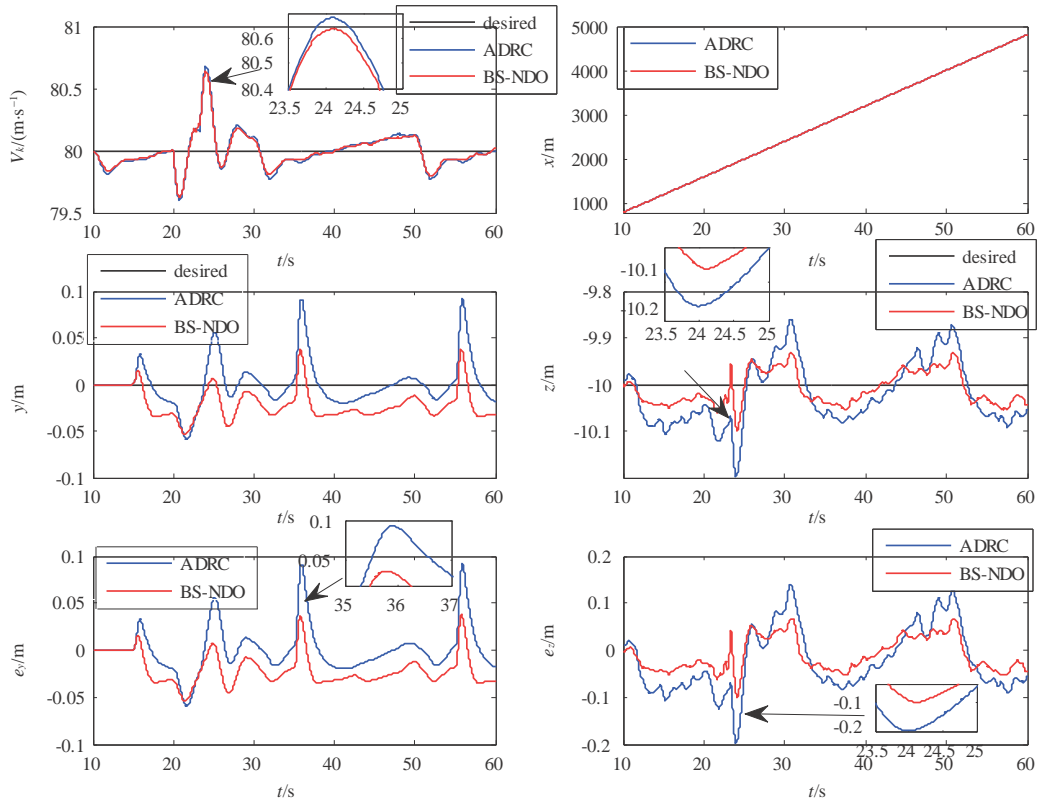


图4 地速、位置和位置跟踪误差仿真结果

Fig. 4 Results for velocity, positions and tracking errors

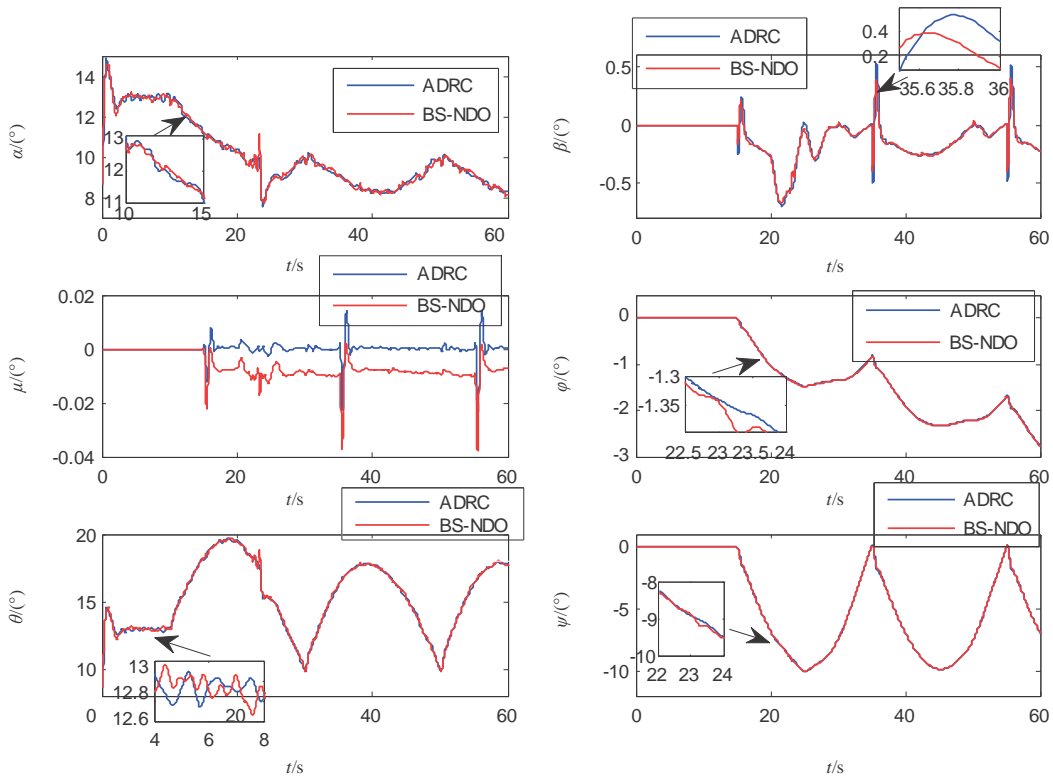


图5 气流角、欧拉角仿真结果

Fig. 5 Results for the airflow angles and Euler angles

BS-NDO 和 ADRC 两种方法的相关仿真对比结果,如图4~6所示。图4为两种控制方法下地速、横/垂向位置及位置跟踪误差仿真结果。从图中可以看出地速跟踪和前向位置结果十分相似,这是由于其采用相同的、单独通道的地速控制器。BS-NDO方法控制下的横向位置 y 和垂向位置 z 更接近指令信号,其跟踪误差也较小,分别被限制在0.05m和0.1m以内。而ADRC控制下的位置跟踪误差更大一些,分别在0.1m和0.2m以内。BS-NDO最大跟踪误差相较于ADRC减小了近50%。这也说明了本文提出的BS-NDO超低空空投控制器具有更高的控制精度和更好的抗干扰能力。

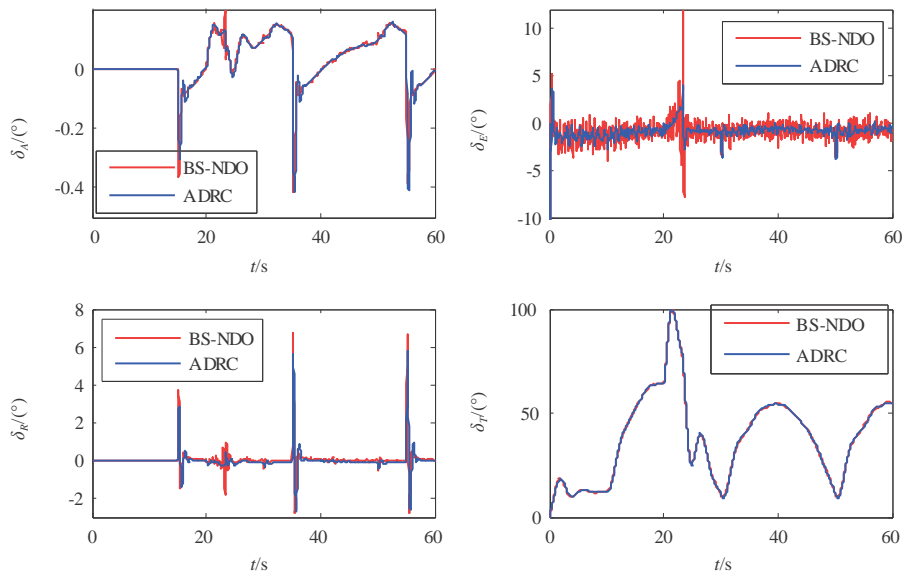


图6 控制输入量结果

Fig. 6 Results for control inputs

5 结束语

本文针对运输机超低空空投鲁棒飞行控制问题,提出了基于有限时间非线性干扰观测器的主动抗扰反步法的三维飞行控制方法。与现有文献中超空空投控制方法不同,该方法是基于运输机超低空空投6自由度模型而提出的三维主动抗扰飞行控制方法,能够保证运输机在风扰、地面效应和空投瞬时动态摄动等多重复杂扰动下实现精确轨迹跟踪飞行。仿真验证表明,本文所提方法具有较高的跟踪精度和较出色的抗干扰能力。本文所提方法对于运输机超低空空投建模与控制技术的研

究具有一定参考价值,未来将针对超低空空投背景下飞行状态受严格约束的抗干扰飞行控制方法进行深入研究。

综合上述仿真结果分析可知,本文所提出的BS-NDO方法,在考虑气流扰动、地效和货物投放等多重复杂扰动下的超低空重装空投飞行控制方面,具有更高控制精度和较好抗扰性能。

参 考 文 献

- [1] 刘日,刘永波,徐明,等. 运输机重装空投模型及控制若干问题综述[J]. 电光与控制, 2018, 25(11): 66-70.
- [2] 刘树光,王栋,孙秀霞,等. 运输机超低空重装空投建模与特性分析[J]. 航空科学技术, 2015, 26(167): 34-40.
- [3] Xu B, Chen J. Review of modeling and control during transport airdrop process [J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2016, 13(6): 1-8.
- [4] Zhang C, Chen Z, Wei C. Sliding mode disturbance observer-

- based backstepping control for a transport aircraft [J]. Science China-Information Sciences, 2014, 57(5): 1-16.
- [5] Liu R, Sun X, Dong W. Dynamics modeling and control of a transport aircraft for ultra-low altitude airdrop [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2): 478-487.
- [6] Xu B. Disturbance observer-based dynamic surface control of transport aircraft with continuous heavy cargo airdrop [J]. IEEE Transactions on Systems Man Cybernetics-Systems, 2017, 47(1): 161-170.
- [7] Chen J, Shi Z. Aircraft modeling and simulation with cargo moving inside [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2): 191-197.
- [8] Wachlin J, Ward M, Costello M. In-canopy sensors for state estimation of precision guided airdrop systems [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 90: 357-367.
- [9] Liu R, Sun X, Dong W, et al. Dynamics Modeling and L_1 Adaptive Control of a Transport Aircraft for Heavyweight Airdrop [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2015: 1-15.
- [10] Zhang H, Shi Z. Variable Structure Control of Catastrophic Course in Airdropping Heavy Cargo [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(5): 520-527.
- [11] Chen J, Shi Z. Flight controller design of transport airdrop [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 24(5): 600-606.
- [12] Zhao S, Sun X, Liu R, et al. Active disturbance rejection control for heavy cargo airdrop operations [J]. Engineering Review, 2018, 38(2): 143-154.
- [13] Zhao S, Sun X, Wang D. Modeling and active disturbance rejection control for sequential airdrop operations [J]. Journal of Vibroengineering, 2017, 19(4): 2632-2644.
- [14] 辛琪, 史忠科. 运输机超低空重装空投抗侧风三维非线性控制律设计[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1941-1956.
- [15] Su Z, Wang H, Li N, et al. Exact docking flight controller for autonomous aerial refueling with back-stepping based high order sliding mode [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 101: 338-360.
- [16] Shao X, Wang H. Back-stepping active disturbance rejection control design for integrated missile guidance and control system via reduced-order ESO [J]. ISA Transactions, 2015, 57: 10-22.
- [17] 卜祥伟, 吴晓燕, 陈永兴, 等. 基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器滑模反演控制[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(11): 1473-1479.
- [18] Su Z, Li C, Wang H. Barrier Lyapunov function-based robust flight control for the ultra-low altitude airdrop under airflow disturbances [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 375-386.
- [19] Guo B, Zhao Z. On convergence of tracking differentiator [J]. International Journal of Control, 2011, 84: 693-701.
- [20] Tucker J, Dogan A, Blake W. Derivation of the dynamics equations of receiver aircraft in aerial refueling [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2009, 32(2): 586-598.

作者简介:



苏子康(1990-),男,博士,讲师,主要研究方向为无人机智能决策与自主控制、空中加油技术、空基投放与回收技术。本文通信作者。



程遵堃(1996-),男,硕士研究生,主要研究方向为无人机飞行控制技术、无人机飞行品质评估。



王宏伦(1970-),男,博士,教授,主要研究方向为无人机智能决策与自主控制、空中加油技术、高超声速飞行器控制、航路规划等。

[引用格式] 刘国庆, 赵林. 多飞行器的有限时间姿态一致性编队控制[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 22-29.

多飞行器的有限时间姿态一致性编队控制

刘国庆, 赵林

(青岛大学自动化学院, 青岛 266071)

摘要: 通过有限时间命令滤波器和自适应控制研究了多飞行器编队的有限时间姿态一致性跟踪问题, 并考虑如何解决系统惯性不确定性和干扰的影响。有限时间命令滤波器的使用避免了对虚拟控制信号进行求导运算。建立的误差补偿机制可以补偿由于应用滤波器造成的滤波误差, 保证更高的控制精度。利用神经网络结合自适应技术以估计由未知惯性矩阵形成的不确定非线性动态。最后, 利用李雅普诺夫函数证明了基于反步设计的控制器可以保证多飞行器的姿态一致性, 跟踪误差能在有限时间内收敛到任意期望的邻域内, 并通过仿真证明了该控制策略的有效性。

关键词: 飞行器编队; 姿态一致性跟踪; 有限时间控制; 反步控制; 神经网络

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-22-08

Finite Time Attitude Consensus Formation Control for Multiple Spacecrafts

LIU Guoqing, ZHAO Lin

(School of Automation, Qingdao University, Qingdao 266071, China)

Abstract: In this paper, the finite time attitude consensus tracking problem of multi-spacecraft formation is studied by using finite time command filter and adaptive control technology, and how to solve the influence of system inertia uncertainty and interference is considered. The use of finite time command filter avoids the derivation of virtual control signals. The established error compensation mechanism can compensate the filter error caused by the application filter and ensure higher control accuracy. Neural networks combined with adaptive techniques are used to estimate uncertain nonlinear dynamics formed by unknown inertial matrices. Finally, it is proved by Lyapunov function that the controller based on backstepping design can ensure the attitude consistency of multiple vehicles, and the tracking error can converge to any desired neighborhood in a finite time, and the effectiveness of the control strategy is proved by simulation.

Key words: Formation of Spacecraft; Attitude Consensus Tracking; Finite Time Control; Backstepping Control; Neural Networks

1 引言

近年来, 飞行器编队飞行成了一个热门的研究课题, 因其能够使用一些小型廉价且高性能的飞行器协同工作来代替大型的航空器去执行复杂的空间任务, 例如空间信号的采集和处理、空间的检测

和成像等^[1]。对于多飞行器执行空间任务, 其姿态跟踪能力显得尤为重要, 为此很多学者提出了不同的控制方案, 如最优控制策略^[2], 虚拟结构控制方案^[3], 行为控制方法^[4]等。最近, 一些基于图论的方法研究了多智能体系统的分布式跟踪控制^[5-7], 并且将该方法进一步应用于多飞行器编队飞行的研

收稿日期: 2020-01-03; 修回日期: 2020-03-01

基金项目: 国家自然科学基金(61603204); 山东省优秀青年基金(ZR2018JL020); 山东省高等学校青年创新团队项目(2019KJN033)

究^[8]。尽管上述方案已经解决了多飞行器编队飞行的姿态控制问题,但是他们的控制系统都是渐近稳定的,收敛速率没有达到实际的期望,会影响控制系统的性能。

在飞行器的编队飞行中,快速的收敛速率对于飞行器的姿态跟踪控制来说非常重要。由于有限时间控制方案能够提供更好的收敛能力和抗干扰能力,因此很多相关的控制策略被提出。具体来说,主要有两种有限时间控制策略,一种是齐次性方法,很多学者基于此方法研究了多刚体飞行器的分布式姿态调节问题^[9]和姿态包容控制问题^[10],但当多飞行器系统具有惯性不确定性和未知的外部扰动时,齐次性方法就会失效^[9-10];另一种是基于有限时间李雅普诺夫稳定性理论的方法,其中终端滑模控制方法和加幂积分法常用于处理各种多智能体的有限时间控制问题^[11-14]。虽然终端滑模方法可以解决系统中存在的干扰,但由于引入了符号函数,控制系统会产生抖振现象^[11-12]。考虑到加幂积分法会导致系统出现高增益问题^[13-14],因此,有必要找到一种既能提供高精度高性能又能保证系统快速收敛并避免控制系统抖振的策略。

对飞行器系统来说,由于其动态方程是强非线性的,对其精确的控制非常困难。反步控制作为一种有效的非线性控制器设计方法,可以很好地解决这一问题并提高编队飞行的性能^[15]。考虑到在反步控制设计过程中必须使用虚拟控制信号的导数,这将导致计算复杂性问题出现,因此,基于反步控制的动态面控制技术被提出^[16-17],通过构造一阶滤波器巧妙地解决了计算复杂性问题。然而,在控制方案中引入一阶滤波器引起的滤波误差没有得到补偿。为了补偿由命令滤波器引起的滤波误差以获得更好的控制效果,同时避免反步设计中存在的计算爆炸问题,有限时间命令滤波反步控制方案被提出以解决各种多智能体系统的控制问题^[18-19],并被进一步用于研究多飞行器编队的姿态包容控制中^[20],但该控制方案忽略了多飞行器系统惯性矩阵的不确定性。考虑到飞行器在姿态变化过程中,由于附件的质量重心位移和外部环境的干扰,飞行器的惯性矩阵和控制系统将不可避免地随之受到影响,因此,具有未知惯性矩阵和外部干扰的控制系统应该被重点研究。

受以上问题的启发,本文提出了基于有限时间命令滤波反步和自适应神经网络控制技术的多刚体飞行器分布式有限时间姿态跟踪控制方案,可以很好地解决所提到的问题。

2 系统描述和准备

本文研究了具有 N 个跟随飞行器和 1 个领导飞行器的多飞行器姿态编队控制问题。对于 N 个跟随者和 1 个领导者之间的通信用有向图论理论来描述,关于有向图论的具体描述可参考文献^[18]。第 i 个跟随飞行器的动力学模型被描述为如下方程:

$$J_i \dot{\omega}_i = -\omega_i^\times J_i \omega_i + u_i + d_i, i \in V = \{1, \dots, N\} \quad (1)$$

其中: $J_i \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$, $\omega_i = [\omega_{i,1}, \omega_{i,2}, \omega_{i,3}]^T \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ 分别是对称惯性矩阵和飞行器的角速度; $\omega_i^\times = [0, -\omega_{i,3}, \omega_{i,2}; \omega_{i,3}, 0, -\omega_{i,1}; -\omega_{i,2}, \omega_{i,1}, 0]$ 代表 ω_i 的反对称矩阵; u_i 和 d_i 分别是控制力矩和有界的外部扰动力矩。采用修正罗德里格斯参数 $p_i \in \mathbf{R}^3$ 来描述飞行器的姿态:

$$p_i = o_i \tan\left(\frac{\varepsilon_i}{4}\right), \varepsilon_i \in (0, 2\pi) \quad (2)$$

其中: ε_i 是主旋转角, o_i 是欧拉坐标轴, 基于修正罗德里格斯参数我们有如下运动学方程:

$$\dot{p}_i = T_i(p_i) \omega_i \quad (3)$$

其中, 雅可比矩阵 T_i 定义如下:

$$T_i(p_i) = \frac{1}{2} \left(\frac{1 - p_i^T p_i}{2} I + p_i^\times + p_i p_i^T \right) \quad (4)$$

$$T_i^T(p_i) T_i(p_i) = \left(\frac{1 - p_i^T p_i}{4} \right)^2$$

基于式(1)和(2), 定义 $Q = T_i^{-1}$ 可以得到欧拉-拉格朗日型函数:

$$J_i^o(p_i) \ddot{p}_i + C_i^o(p_i, \dot{p}_i) \dot{p}_i = \bar{u}_i + \bar{d}_i \quad (5)$$

其中,

$$J_i^o(p_i) = Q_i^T(p_i) J_i Q_i(p_i),$$

$$\bar{d}_i = Q_i^T(p_i) d_i,$$

$$\bar{u}_i = Q_i^T(p_i) u_i,$$

$$C_i^o(p_i, \dot{p}_i) = -J_i^o(p_i) \dot{Q}_i^{-1}(p_i) Q_i(p_i) - Q_i^T(p_i)$$

$$(J_i Q_i(p_i) \dot{p}_i)^\times Q_i(p_i)。$$

进一步定义 $q_{i,1} = p_i, q_{i,2} = \dot{p}_i$, 式(5)可以写成:

$$\begin{cases} \dot{q}_{i,1} = q_{i,2} \\ \dot{q}_{i,2} = -J_i^{-1} C_i^o q_{i,2} + J_i^{-1} \bar{u}_i + J_i^{-1} \bar{d}_i \\ y_i = q_{i,1} \end{cases} \quad (6)$$

假设 1. J_i 和 d_i 都是未知的, r 为领导者的姿态输出, r 和其一阶导数是已知平滑且有界的信号。

性质 1. 未知干扰 \bar{d}_i 满足 $\|\bar{d}_i\| \leq D_i^*$, D_i^* 是一个正常数。

性质 2. 对于正定有界的对称惯性矩阵 J_i^o 满足不等式 $\lambda_{\min} \|q_i\|^2 \leq q_i^T J_i^o q_i \leq \lambda_{\max} \|q_i\|^2$, 其中 $\lambda_{\min}, \lambda_{\max}$ 都是正常数。

性质 3. 对于 J_i^o 满足反对称性质 $q_i^T (J_i^o - 2C_i^o) q_i = 0$ 。

引理 1^[18]. 假设存在一个连续的函数 $V(t)$, 满足 $\dot{V} + l_1 V + l_2 V^\mu \leq 0$, 其中 l_1, l_2 都是正常数, $\mu \in (0, 1)$, $V(t)$ 能够在有限时间 $T \leq t_0 + (1/(l_1(1-\mu))) \ln[(l_1 V^{1-\mu}(t_0) + l_2)/l_2]$ 内收敛到平衡点。

3 有限时间控制器设计

在设计控制策略的过程中, 考虑设计如下有限时间命令滤波器:

$$\begin{aligned} \dot{\chi}_{i,1,z} &= l_{i,1,z} \\ l_{i,1,z} &= -h_{i,1,z} \left| \chi_{i,1,z} - \alpha_{i,1,z} \right|^{\frac{1}{2}} \\ &\quad \text{sign}(\chi_{i,1,z} - \alpha_{i,1,z}) + \chi_{i,2,z} \\ \dot{\chi}_{i,2,z} &= -h_{i,2,z} \text{sign}(\chi_{i,2,z} - l_{i,1,z}), \\ &\quad z = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (7)$$

其中, $h_{i,1,z} > 0, h_{i,2,z} > 0$, 二者都是命令滤波器的增益。

现在我们构造多飞行器的一致性姿态跟踪误差, 即第 i 个跟随者的误差定义为:

$$\begin{aligned} \tilde{q}_{i,1} &= \sum_{j=1}^N a_{ij} (y_i - y_j) + b_i (y_i - r) \\ \tilde{q}_{i,2} &= q_{i,2} - \pi_{i,2} \end{aligned} \quad (8)$$

其中, $\pi_{i,2} = \chi_{i,1}$, 且 $\chi_{i,1}$ 是命令滤波器的输出。基于有限时间命令滤波反步技术设计如下虚拟控制信号和控制器:

$$\begin{aligned} \alpha_{i,1} &= \frac{1}{(b_i + d_i)} \\ &\quad \left(-k_{i,1} \tilde{q}_{i,1} + \sum_{j=1}^N a_{ij} q_{j,2} + b_i \dot{r} - s_{i,1} v_{i,1}^\gamma \right) \\ \bar{u}_i &= -k_{i,2} \tilde{q}_{i,2} - (b_i + d_i) \tilde{q}_{i,1} - s_{i,2} v_{i,2}^\gamma \\ &\quad - \begin{pmatrix} \frac{1}{2Q_{i,1}^2} v_{i,2,1} \hat{\theta}_i S_{i,1}^T S_{i,1} + \frac{1}{2} v_{i,2,1} \\ \dots \\ \frac{1}{2Q_{i,n}^2} v_{i,2,n} \hat{\theta}_i S_{i,n}^T S_{i,n} + \frac{1}{2} v_{i,2,n} \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

其中, $k_{i,z}, \tilde{n}_{i,s}, s_{i,z}, z = 1, 2, s = 1, \dots, n$ 都是正常数, $\gamma \in (0, 1), \gamma = \frac{\gamma_1}{\gamma_2}$, 且 γ_1, γ_2 都是奇数。

为了消除滤波误差, 建立如下误差补偿信号:

$$\begin{aligned} \dot{\eta}_{i,1} &= -k_{i,1} \eta_{i,1} + (b_i + d_i) (\pi_{i,2} - \alpha_{i,1}) n + \\ &\quad (b_i + d_i) \eta_{i,2} - \phi_{i,1} \eta_{i,1}^\gamma \\ \dot{\eta}_{i,2} &= -k_{i,2} \eta_{i,2} - (b_i + d_i) \eta_{i,1} - \phi_{i,2} \eta_{i,2}^\gamma \end{aligned} \quad (10)$$

定义 $\theta_i = \max\{\|W_{i,z}\|\}$, 并构造如下自适应控制律:

$$\dot{\hat{\theta}}_i = -2\iota_i \delta_i \hat{\theta}_i + \sum_{m=1}^n \frac{1}{2Q_{i,m}^2} \iota_i v_{i,2,m}^2 S_{i,m}^T S_{i,m} \quad (11)$$

其中, ι_i, δ_i 都是正常数。

此外, 补偿跟踪误差信号定义为:

$$v_{i,s} = \tilde{q}_{i,s} - \eta_{i,s}, \quad s = 1, 2 \quad (12)$$

定理 1. 对于多飞行器姿态跟踪控制系统(1)~(2)在假设 1 的情况下, 使用有限时间命令滤波器(7), 选择控制信号 $\alpha_{i,1}, u_i = T_i^{-1} \bar{u}_i$, 误差补偿信号(10)和自适应控制律(11), 则可以保证一致性跟踪误差在有限时间收敛到原点的足够小的邻域内且闭环系统中的所有信号都是有界的。

证. 首先, 选择如下李雅普诺夫函数:

$$V_1 = \sum_{i=1}^N \frac{1}{2} v_{i,1}^T v_{i,1} \quad (13)$$

求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \sum_{i=1}^N v_{i,1}^T \dot{v}_{i,1} \\ &= \sum_{i=1}^N \left(v_{i,1}^T \left(-\sum_{j=1}^N a_{ij} q_{j,2} + (b_i + d_i) q_{i,2} - b_i \dot{r} - \dot{\eta}_{i,1} \right) \right) \end{aligned}$$

$$= \sum_{i=1}^N v_{i,1}^T \left\{ (b_i + d_i) \alpha_{i,1} + (b_i + d_i) (\pi_{i,2} - \alpha_{i,1}) + \frac{1}{2} \varrho_{i,s}^2 + \frac{1}{2} v_{i,2,s}^2 + \frac{1}{2} \epsilon_{i,s}^2 \right\} \quad (20)$$

$$+ (b_i + d_i) \tilde{q}_{i,2} - b_i \dot{r} - \dot{\eta}_{i,1} - \sum_{j=1}^N a_{ij} q_{j,2} \} \quad (14)$$

把式(9)~(10)带入式(14)可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \sum_{i=1}^N v_{i,1}^T \left(-k_{i,1} v_{i,1} + (b_i + d_i) v_{i,2} - s_{i,1} v_{i,1}^\gamma + \phi_{i,1} \eta_{i,1}^\gamma \right) \\ &= \sum_{i=1}^N \left(-k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} + (b_i + d_i) v_{i,1}^T v_{i,2} - s_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1}^\gamma + \phi_{i,1} v_{i,1}^T \eta_{i,1}^\gamma \right) \end{aligned} \quad (15)$$

选择第二个李雅普诺夫函数为:

$$V_2 = V_1 + \sum_{i=1}^N \frac{1}{2} v_{i,2}^T J_i^o v_{i,2} \quad (16)$$

求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + \sum_{i=1}^N v_{i,2}^T \left(-C_i^o \eta_{i,2} - C_i^o \pi_{i,2} - C_i^o v_{i,2} + \bar{u}_i + \bar{d}_i - J_i^o \dot{\eta}_{i,2} - J_i^o \dot{\pi}_{i,2} \right) \\ &\quad + \sum_{i=1}^N \frac{1}{2} v_{i,2}^T J_i^o v_{i,2} \end{aligned} \quad (17)$$

定义 $\Lambda_i = \dot{\eta}_{i,2} - C_i^o \pi_{i,2} - C_i^o \eta_{i,2} - J_i^o \dot{\pi}_{i,2} - J_i^o \dot{\eta}_{i,2}$, 基于性质(3)并且把式(9)~(10)带入式(17)可以得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \sum_{i=1}^N \left\{ -k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} - k_{i,2} v_{i,2}^T v_{i,2} - s_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1}^\gamma - s_{i,2} v_{i,2}^T v_{i,2}^\gamma + \phi_{i,1} v_{i,1}^T \eta_{i,1}^\gamma + \phi_{i,2} v_{i,2}^T \eta_{i,2}^\gamma + v_{i,2}^T \left[- \begin{pmatrix} \frac{1}{2\rho_{i,1}^2} v_{i,2,1} \hat{\theta}_i S_{i,1}^T S_{i,1} + \frac{1}{2} v_{i,2,1} \\ \dots \\ \frac{1}{2\rho_{i,n}^2} v_{i,2,n} \hat{\theta}_i S_{i,n}^T S_{i,n} + \frac{1}{2} v_{i,2,n} \end{pmatrix} + \bar{d}_i + \Lambda_i \right] \right\} \end{aligned} \quad (18)$$

对于未知非线性动态 $\Lambda_i = [\Lambda_{i,1}, \dots, \Lambda_{i,n}]^T$, 基于神经网络逼近技术^[18], 可以表示为:

$$\Lambda_{i,s} = W_{i,s}^T S_{i,s}(v_{i,s}) + \xi_{i,s} \quad (19)$$

其中 $W_{i,s} = [w_{i,s,1}, w_{i,s,2}, \dots, w_{i,s,l}]^T$ 是权重向量; $v_{i,s} = [q_{i,1}^T, q_{i,2}^T]^T$, $|\xi_{i,s}| \leq \epsilon_{i,s}$, $\epsilon_{i,s} > 0$, 然后基于杨不等式可得:

$$v_{i,2}^T \Lambda_i \leq \sum_{s=1}^n \left(\frac{1}{2\rho_{i,s}^2} v_{i,2,s}^2 \|W_{i,s}\|^2 S_{i,s}^T S_{i,s} \right)$$

其中 $\varrho_{i,s}$ 是正数。进一步考虑如下不等式:

$$\begin{aligned} v_{i,s}^T \eta_{i,s}^\gamma &\leq \sum_{m=1}^n |v_{i,s,m}|^\gamma |\eta_{i,s,m}|^\gamma \\ &\leq \sum_{m=1}^n \left(\frac{1}{1+\gamma} |v_{i,s,m}|^{1+\gamma} + \frac{\gamma}{1+\gamma} |\eta_{i,s,m}|^{1+\gamma} \right) v_{i,2}^T \bar{d}_i \\ &\leq \frac{1}{2} v_{i,2}^T v_{i,2} + \frac{1}{2} \|\bar{d}_i\|^2 \\ &\leq \frac{1}{2} v_{i,2}^T v_{i,2} + \frac{1}{2} D_i^{*2} \end{aligned} \quad (21)$$

把式(20)~(21)带入式(18)可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq \sum_{i=1}^N \left(-k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} - \left(k_{i,2} - \frac{1}{2} \right) v_{i,2}^T v_{i,2} - \sum_{m=1}^n \left(s_{i,1} - \frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \right) v_{i,1,m}^{1+\gamma} - \sum_{m=1}^n \left(s_{i,2} - \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \right) v_{i,2,m}^{1+\gamma} + \sum_{m=1}^n \left(\frac{\gamma \phi_{i,1}}{1+\gamma} \eta_{i,1,m}^{1+\gamma} + \frac{\gamma \phi_{i,2}}{1+\gamma} \eta_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) n + \sum_{m=1}^n \left(\frac{1}{2\rho_{i,m}^2} v_{i,2,m}^2 (\|W_{i,m}\|^2 - \hat{\theta}_i) S_{i,m}^T S_{i,m} + \frac{1}{2} \varrho_{i,m}^2 + \frac{1}{2} \epsilon_{i,m}^2 \right) + \frac{1}{2} D_i^{*2} \right) \end{aligned} \quad (22)$$

进一步构造关于误差补偿的李雅普诺夫函数

$$\bar{V} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{s=1}^2 \eta_{i,s}^T \eta_{i,s} \quad (23)$$

由文献[18]可知, 在有限时间内可以得到

$$\|\pi_{i,2} - \alpha_{i,1}\| \leq \sqrt{\sum_{m=1}^N \Psi_{i,1,m}^2}, \text{ 并对式(23)求导可得:}$$

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} &\leq \sum_{i=1}^N \left(-k_{i,1} \eta_{i,1}^T \eta_{i,1} - k_{i,2} \eta_{i,2}^T \eta_{i,2} - \phi_{i,1} \eta_{i,1}^T \eta_{i,1}^\gamma - \phi_{i,2} \eta_{i,2}^T \eta_{i,2}^\gamma + |d_i + b_i| \|\eta_{i,1}\| \|\pi_{i,2} - \alpha_{i,1}\| \right) \\ &\leq -\sum_{i=1}^N \sum_{s=1}^2 k_0 \eta_{i,s}^T \eta_{i,s} + \sum_{i=1}^N \frac{\bar{w}_i^2}{2} - \sum_{i=1}^N \left(\phi_{i,1} \eta_{i,1}^T \eta_{i,1}^\gamma + \phi_{i,2} \eta_{i,2}^T \eta_{i,2}^\gamma \right) \end{aligned} \quad (24)$$

其中 $k_0 = \min \{k_{i,1} - 1/2, k_{i,2}\}$,

$$\bar{w}_i = |b_i + d_i| \sqrt{\sum_{m=1}^N \prod_{i,1,m}^2}$$

因为 $\tilde{q}_i = v_i + \eta_i$, 选择如下李雅普诺夫函数:

$$V_3 = V_2 + \bar{V} \quad (25)$$

求导可得:

$$\begin{aligned}
\dot{V}_3 \leq & \sum_{i=1}^N \left(-k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} - \left(k_{i,2} - \frac{1}{2} \right) v_{i,2}^T v_{i,2} \right) \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\left(s_{i,1} - \frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \right) v_{i,1,m}^{1+\gamma} \right. \\
& - \left. \left(s_{i,2} - \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \right) v_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) + \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{1}{2\mathcal{Q}_{i,m}^2} v_{i,2,m}^2 \right. \\
& \left. \left(\|W_{i,m}\|^2 - \hat{\theta}_i \right) S_{i,m}^T S_{i,m} + \frac{1}{2} \mathcal{Q}_{i,m}^2 + \frac{1}{2} \epsilon_{i,m}^2 \right) \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{s=1}^2 k_0 \eta_{i,s}^T \eta_{i,s} - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \eta_{i,1,m}^{1+\gamma} \right. \\
& \left. + \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \eta_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) + \sum_{i=1}^N \frac{D_i^{*2}}{2} + \sum_{i=1}^N \frac{\bar{w}_i^{-2}}{2} \quad (26)
\end{aligned}$$

定义 $\tilde{\theta}_i = \theta_i - \hat{\theta}_i$, 进一步构造如下李雅普诺夫函数:

$$V = V_3 + \sum_{i=1}^N \frac{1}{2\ell_i} \tilde{\theta}_i^2 \quad (27)$$

求导可得:

$$\begin{aligned}
\dot{V} \leq & \sum_{i=1}^N \left(-k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} - \left(k_{i,2} - \frac{1}{2} \right) v_{i,2}^T v_{i,2} \right) \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\left(s_{i,1} - \frac{\phi_{i,1,m}}{1+\gamma} \right) v_{i,1,m}^{1+\gamma} - \left(s_{i,2} - \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \right) v_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \eta_{i,1,m}^{1+\gamma} + \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \eta_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{s=1}^2 k_0 \eta_{i,s}^T \eta_{i,s} + \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{1}{2} \mathcal{Q}_{i,m}^2 + \frac{1}{2} \epsilon_{i,m}^2 \right) \\
& + \sum_{i=1}^N \frac{D_i^{*2}}{2} + \sum_{i=1}^N \frac{\bar{w}_i^{-2}}{2} + \sum_{i=1}^N 2\delta_i \tilde{\theta}_i \hat{\theta}_i \quad (28)
\end{aligned}$$

基于性质(2)和不等式:

$$\delta_i \tilde{\theta}_i \hat{\theta}_i \leq -[\delta_i(2\kappa_i - 1)/2\kappa_i] \tilde{\theta}_i^2 + [\delta_i \kappa_i / 2] \theta_i^2,$$

其中, $\kappa_i > \frac{1}{2}$, 可以得到:

$$\begin{aligned}
\dot{V} \leq & \sum_{i=1}^N \left(-k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} - \frac{2(k_{i,2} - \frac{1}{2})}{\lambda_{\max}} \frac{v_{i,2}^T J_i^o v_{i,2}}{2} \right) \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(s_{i,1} - \frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \right) v_{i,1,m}^{1+\gamma} \\
& - \sum_{i=1}^N \left[\left(s_{i,2} - \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \right) \lambda_{\max}^{\frac{2}{2+\gamma}} \left(v_{i,2}^T J_i^o v_{i,2} \right)^{\frac{1+\gamma}{2}} \right] \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{s=1}^2 k_0 \eta_{i,s}^T \eta_{i,s} + \sum_{i=1}^N \frac{\bar{w}_i^{-2}}{2} + \sum_{i=1}^N \frac{D_i^{*2}}{2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \eta_{i,1,m}^{1+\gamma} + \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \eta_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) \\
& + \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{1}{2} \mathcal{Q}_{i,m}^2 + \frac{1}{2} \epsilon_{i,m}^2 \right) - \sum_{i=1}^N \left(\frac{o_i}{\ell_i} \tilde{\theta}_i^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2}} \\
& + \sum_{i=1}^N \left(\frac{o_i}{\ell_i} \tilde{\theta}_i^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2}} - 2 \sum_{i=1}^N \frac{o_i}{\ell_i} \tilde{\theta}_i^2 + \sum_{i=1}^N \delta_i \kappa_i \theta_i^2 \quad (29)
\end{aligned}$$

其中, $o_i = \ell_i [\delta_i(2\kappa_i - 1)/(2\kappa_i)]$, 若 $(o_i/\ell_i) \tilde{\theta}_i^2 \geq 1$ 可以得到:

$$\begin{aligned}
& \left(\left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2}} - \left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2 \leq \left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 \\
& - \left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2 = \delta_i \kappa_i \theta_i^2 \quad (30)
\end{aligned}$$

若 $(o_i/\ell_i) \tilde{\theta}_i^2 < 1$ 可以得到:

$$\begin{aligned}
& \left(\left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2}} - \left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2 < \\
& 1 - \left(\frac{o_i}{\ell_i} \right) \tilde{\theta}_i^2 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2 < 1 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2 \quad (31)
\end{aligned}$$

所以式(29)可以写为:

$$\begin{aligned}
\dot{V} \leq & - \sum_{i=1}^N k_{i,1} v_{i,1}^T v_{i,1} - \sum_{i=1}^N \frac{2(k_{i,2} - \frac{1}{2})}{\lambda_{\max}} \frac{v_{i,2}^T J_i^o v_{i,2}}{2} \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(s_{i,1} - \frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \right) v_{i,1,m}^{1+\gamma} - \sum_{i=1}^N \sum_{s=1}^2 k_0 \eta_{i,s}^T \eta_{i,s} \\
& - \sum_{i=1}^N \left(s_{i,2} - \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \right) (2\lambda_{\max})^{\frac{2}{1+\gamma}} \left(\frac{1}{2} v_{i,2}^T J_i^o v_{i,2} \right)^{\frac{1+\gamma}{2}} \\
& - \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n \left(\frac{\phi_{i,1}}{1+\gamma} \eta_{i,1,m}^{1+\gamma} + \frac{\phi_{i,2}}{1+\gamma} \eta_{i,2,m}^{1+\gamma} \right) \\
& + \sum_{i=1}^N \frac{\bar{w}_i^{-2}}{2} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n (\mathcal{Q}_{i,m}^2 + \epsilon_{i,m}^2) + \sum_{i=1}^N \frac{D_i^{*2}}{2} \\
& - \sum_{i=1}^N \frac{o_i}{\ell_i} \tilde{\theta}_i^2 - \sum_{i=1}^N \left(\frac{o_i}{\ell_i} \tilde{\theta}_i^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2}} + \sum_{i=1}^N (1 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2) \\
& \leq -\Phi_1 V - \Phi_2 V^{\frac{1+\gamma}{2}} + \Phi_3 \quad (32)
\end{aligned}$$

其中: $\Phi_1 = \min \{ 2k_{i,1}, (2(k_{i,2} - 1/2))/\lambda_{\max}, 2k_0, 2o_i \}$,
 $\Phi_2 = \min \{ [s_{i,1} - \phi_{i,1}/(1+\gamma)] 2^{(1+\gamma)/2}, [s_{i,2} - \phi_{i,2}/(1+\gamma)] (2\lambda_{\max})^{2(1+\gamma)}, (\phi_{i,s}/(1+\gamma)) 2^{(1+\gamma)/2}, (2o_i)^{(1+\gamma)/2} \}$,
 $\Phi_3 = \sum_{i=1}^N \sum_{m=1}^n (\mathcal{Q}_{i,m}^2/2 + \epsilon_{i,m}^2/2) + \sum_{i=1}^N (D_i^{*2}/2 + \bar{w}_i^{-2}/2)$

$$\sum_{i=1}^N (1 + \delta_i \kappa_i \theta_i^2)$$

进一步有:

$$\dot{V} \leq -P\Phi_1 V - (1-P)\Phi_1 V - \Phi_2 V^{\frac{1+\gamma}{2}} + \Phi_3 \quad (33)$$

或者:

$$\dot{V} \leq -\Phi_1 V - P\Phi_2 V^{\frac{1+\gamma}{2}} - (1-P)\Phi_2 V^{\frac{1+\gamma}{2}} + \Phi_3 \quad (34)$$

根据式(33)或式(34)我们可以得到在有限时间内 $v_{i,s}$, $\eta_{i,s}$, $\tilde{\theta}_i$ 会收敛到如下范围内:

$$(v_{i,s}, \eta_{i,s}, \tilde{\theta}_i) \in \min \left\{ \frac{\Phi_3}{\Phi_1(1-P)}, \left(\frac{\Phi_3}{\Phi_2(1-P)} \right)^{\frac{2}{1+\gamma}} \right\} \quad (35)$$

姿态跟踪误差将在有限时间收敛到:

$$\|\tilde{q}_{i,1}\| \leq 2 \min \left\{ \frac{\Phi_3}{\Phi_1(1-P)}, \left(\frac{\Phi_3}{\Phi_2(1-P)} \right)^{\frac{2}{1+\gamma}} \right\} \quad (36)$$

4 仿真结果及分析

在这一部分中,通过具体的例子来说明给定控制方案的有效性,一个领导飞行器和三个跟随飞行器之间的通信拓扑结构如图1所示。多飞行器系统的惯性矩阵选择为 $J_i = \bar{J}_i + \Delta J$, 其中 $\Delta J = \text{diag} \{0.1\sin(t), 0, 0; 0, 0.2\cos(t), 0; 0, 0, 0.1\sin(0.5t)\}$, \bar{J}_i 分别为:

$$\begin{aligned} \bar{J}_1 &= \begin{bmatrix} 1.5 & 0.2 & 0.3 \\ 0.2 & 0.9 & 0.4 \\ 0.3 & 0.4 & 2.0 \end{bmatrix} \\ \bar{J}_2 &= \begin{bmatrix} 1.5 & 0.2 & 0.3 \\ 0.2 & 0.9 & 0.4 \\ 0.3 & 0.4 & 2.0 \end{bmatrix} \\ \bar{J}_3 &= \begin{bmatrix} 1.5 & 0.2 & 0.3 \\ 0.2 & 0.9 & 0.4 \\ 0.3 & 0.4 & 2.0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (37)$$

初始值分别为 $\omega_1 = \omega_2 = \omega_3 = [0, 0, 0]^T$, $p_1(0) = [-0.8, 1.5, 1]^T$, $p_2(0) = [0.6, 1, 1.3]^T$, $p_3(0) = [0.7, 0.8, 1.1]^T$ 。领导者的输出信号选择为 $r(t) = [\sin(t) + 0.5, \cos(t) + 0.5, \sin(t) + 1]^T$, 额外干扰设为 $d_i = 0.2[\sin(t), \cos(t), \sin(t)]^T$, 控制器参数选择为 $k_{i,1} = k_{i,2} = 5$, $\gamma = 3/5$, $\zeta_{i,1} = s_{i,2} = 25$, $\phi_{i,1} = \phi_{i,2} = 2$, $h_{i,1,z} = h_{i,2,z} = 220$, $\delta_i = 1$, $\iota_i = 1$ 。

图2用3D图展示了三个跟随飞行器的姿态在有限时间内全部跟踪上期望的姿态。图3给出了

飞行器的一致性跟踪误差曲线图,可以看出在有限时间内误差能够收敛到充分小。图4展示了自适应律中的估计参数随时间的变化曲线。用总体跟踪误差 $O\tilde{T}E = \left\| \left[\tilde{q}_{1,1}, \tilde{q}_{2,1}, \tilde{q}_{3,1} \right]^T \right\|$ 来对比本文提

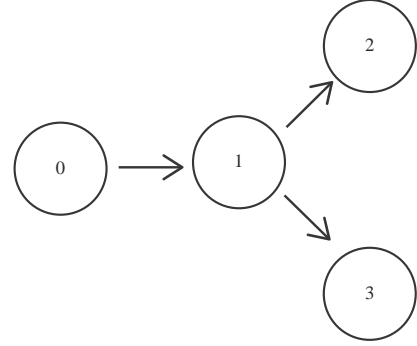


图1 飞行器之间的通信拓扑

Fig. 1 The communication topology among spacecrafts

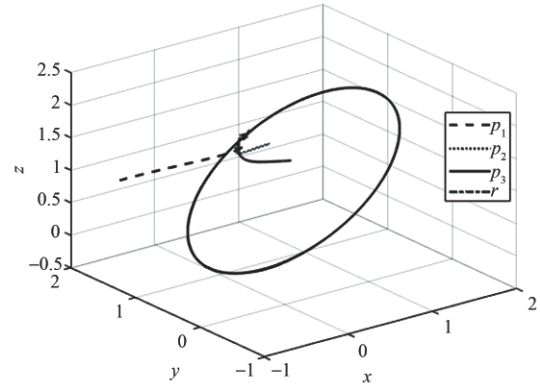


图2 p_i 和 $r, i = 1, 2, 3$ 的三维响应曲线

Fig. 2 The response curves of p_i and $r, i = 1, 2, 3$ in 3-D

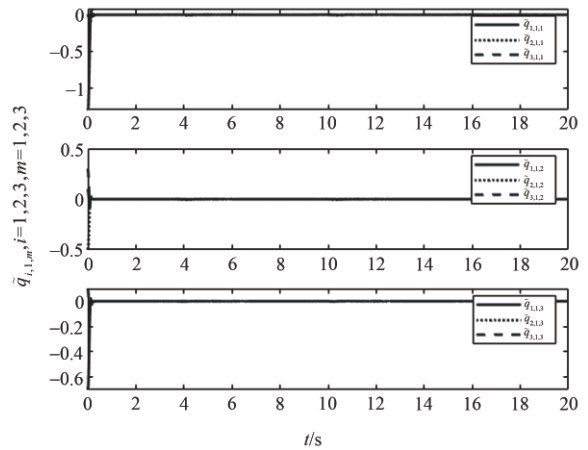


图3 $\tilde{q}_{i,1,m}, i, m = 1, 2, 3$ 的响应曲线

Fig. 3 The response curves of $\tilde{q}_{i,1,m}, i, m = 1, 2, 3$

出的有限时间命令滤波控制方案和文献[17]提出的有限时间动态面方法以及文献[16]提出的自适应动态面方法的性能,图5可以看出本文所涉及的控制方案和有限时间控制方案都能够实现有限时间收敛,但是本文提出的方案有更好的暂态性能和更小的稳态误差。

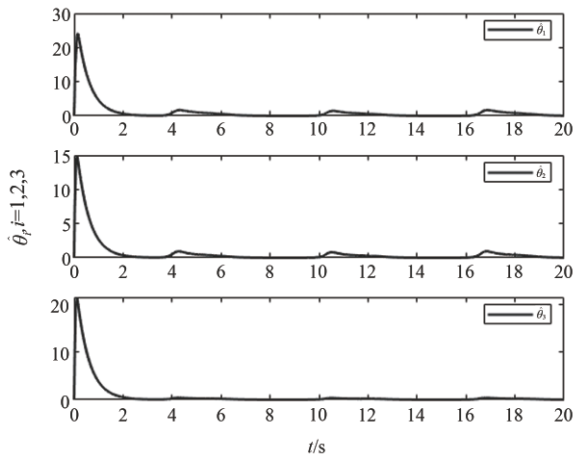


图4 $\hat{\theta}_i, i = 1, 2, 3$ 的响应曲线

Fig. 4 The response curves of $\hat{\theta}_i, i = 1, 2, 3$

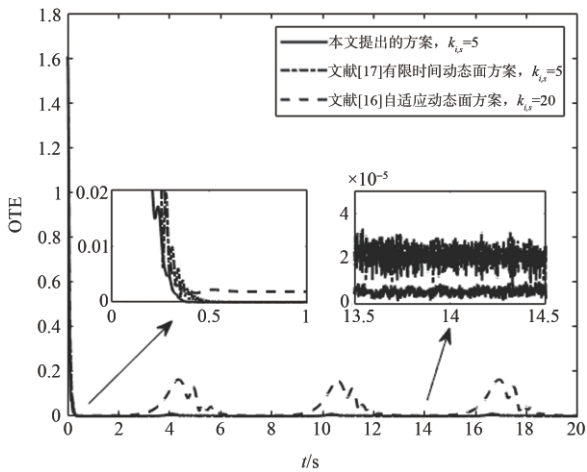


图5 不同控制算法下的OTE轨迹

Fig. 5 The trajectories of OTE under different control algorithms

5 结束语

本文基于命令滤波反步方案构造了自适应有限时间控制器,成功解决了飞行器编队的分布式姿态跟踪控制问题,尽管系统中存在额外干扰和未知的惯性矩阵。在所提出的方案中,有限时间命令滤波解决了存在于反步设计中的计算爆炸问题,并且

保证了飞行器系统的有限时间收敛速率。针对系统中未知的惯性矩阵和额外干扰,神经网络结合自适应方法能够很好地处理。误差补偿机制的建立弥补了滤波误差,保证了较小的静态误差和较好的跟踪性能。证明了总体跟踪误差能够在有限的时间内收敛到期望的原点的邻域范围内。通过仿真可以看出闭环系统有很好的收敛性能和抗干扰能力。

参 考 文 献

- [1] 李鹏, 崔平远, 崔祜涛. 基于LMI的分散式深空飞行器编队控制[J]. 控制理论与应用, 2008(3): 446-450.
- [2] Luo W, Chu Y C, Ling K V. Inverse optimal adaptive control for attitude tracking of spacecraft [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(11): 1639-1654.
- [3] Xin M, Balakrishnan S N, Pernicka H J. Position and attitude control of deep-space spacecraft formation flying via virtual structure and θ -D technique [J]. Journal of Dynamic Systems Measurement & Control, 2007, 129(5): 689-698.
- [4] Sun L, Huo W, Jiao Z. Adaptive backstepping control of spacecraft rendezvous and proximity operations with input saturation and full-State constraint [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(1): 480-492.
- [5] 王祥科, 李迅, 郑志强. 多智能体系统编队控制相关问题研究综述[J]. 控制与决策, 2013, 28(11): 1601-1613.
- [6] 闫敬, 关新平, 罗小元, 等. 多智能体系统输入约束下的一致性轨迹规划研究(英文)[J]. 自动化学报, 2012, 38(7): 1074-1082.
- [7] Zhao L, Yu J, Yu H, et al. Neuroadaptive containment control of nonlinear multiagent systems with input saturations [J]. International Journal of Robust Nonlinear Control, 2019, 29: 2742-2756.
- [8] Li S, Du H, Shi P. Distributed attitude control for multiple spacecraft with communication delays [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(3): 1756-1773.
- [9] Cheng Y, Du H, He Y, et al. Distributed finite-time attitude regulation for multiple rigid spacecraft via bounded control [J]. Information Science, 2016, 328, 144-157.
- [10] Meng Z Y, Ren W, You Z. Distributed finite-time attitude containment control for multiple rigid bodies [J]. Automatica, 2010, 46(12): 2092-2099.
- [11] Zhao L, Jia Y. Neural network-based distributed adaptive attitude synchronization control of spacecraft formation under modified fast terminal sliding mode [J]. Neurocomputing, 2015, 171.
- [12] 王璐, 郭毓, 吴益飞. SGCMGs驱动的挠性航天器有限时间自适应鲁棒控制[J/OL]. 自动化学报: 1-11 [2020-04-17]. <https://doi.org/10.16383/j.aas.c180446>.

- [13] Zhao L, Yu J, Yu H. Adaptive finite-time attitude tracking control for spacecraft with disturbances [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(3): 1297-1305.
- [14] Zhao L, Jia Y, Yu J. Adaptive finite-time bipartite consensus for second-order multi-agent systems with antagonistic interactions[J]. Systems & Control Letters, 2017, 102:22-31.
- [15] Guo Y, Guo J H, Song S M. Backstepping control for attitude tracking of the spacecraft under input saturation [J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 318-325.
- [16] Peng Z, Wang D, Chen Z, et al. Adaptive dynamic surface control for formations of autonomous surface vehicles with uncertain dynamics [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 21(2): 513-520.
- [17] Wang Y J, Song Y D. Fraction dynamic-surface-based neuroadaptive finite-time containment control of multiagent systems in nonaffine pure-feedback form [J]. IEEE Transactions on Neural Network Learning Systems, 2017, 28(3): 678-689.
- [18] Zhao L, Yu J, Lin C, et al. Adaptive neural consensus tracking for nonlinear multiagent systems using finite-time command filtered backstepping [J]. IEEE Transactions on Systems Man and Cybernetics: Systems, 2018, 48(11): 2003-2012.
- [19] Zhao L, Yu J, Wang Q. Adaptive finite-time containment control of uncertain multiple manipulator systems [J/OL]. IEEE Transactions on Cybernetics. DOI: 10.1109/TCYB. 2020. 2981090
- [20] Zhao L, Yu J, Shi P. Command filtered backstepping-based attitude containment control for spacecraft formation [EB/OL].2019[2020].DOI:10.1109/TSMC.2019.2896614.

作者简介:



刘国庆(1990-),男,硕士研究生,主要研究方向为多智能体系统的分布式控制。



赵林(1985-),男,博士,特聘教授,主要研究方向为多智能体系统协同控制和无人系统自主控制等。本文通信作者。

[引用格式] 赵大海. 无人机横侧向自抗扰飞行控制律设计[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 30-36.

无人机横侧向自抗扰飞行控制律设计

赵大海

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 无人机在完成自主飞行任务的倾斜转弯过程中, 其横侧向运动具有强耦合性, 且受到各种各样未知扰动源的干扰影响。为改善无人机的横侧向控制性能, 给出了一种横侧向的自抗扰飞行控制律设计方法。首先, 分析了转弯飞行过程中的横侧向耦合特性; 其次, 利用自抗扰控制技术设计横侧向的解耦控制律, 并基于遗传算法进行控制参数的优化; 最后根据系统干扰、参数摄动及阵风干扰的情况, 给予充分的仿真分析。仿真结果表明, 自抗扰控制器较传统PID控制具有更好的动态特性、跟踪性能及鲁棒性。

关键词: 无人机; 倾斜转弯; 横侧向解耦控制; 自抗扰技术; 遗传算法; PID控制

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-30-07

Unmanned Aerial Vehicle Transverse Lateral Since Immunity Flight Control Law Design

ZHAO Dahai

(China academy of launch vehicle technology, Beijing 100076, China)

Abstract: For unmanned aerial vehicle (UAV) in autonomous flight task in the process of the bank, its horizontal lateral movement has strong coupling, and affected by all sorts of unknown disturbance source interference. In order to improve the lateral control performance of UAV, a design method of the active disturbance rejection flight control law of the lateral side is presented. First of all, analyzes the characteristics of horizontal lateral coupling in the process of turning flight. Secondly, using the immunity control technology design of horizontal lateral decoupling control law, and based on the genetic algorithm for the optimization of control parameters. Lastly, according to the system disturbance and parameter perturbation and the gust disturbance, adequate analysis of the simulation. The simulation results show that the active disturbance rejection control (ADRC) than traditional PID control has better dynamic characteristics, tracking performance and robustness.

Key words: Unmanned Aerial Vehicle (UAV); Bank to Turn (BTT); Transverse Lateral Decoupling Control; Active Disturbance Rejection Control (ADRC); Genetic Algorithm; PID Control

1 引言

无人机在飞行过程中, 其横侧向运动较纵向运动有更强的耦合性, 且在受到干扰后更易偏离预定轨迹, 所以无人机的横侧向控制律设计是无人机飞行控制系统设计的重点, 也是难点。

针对无人机横侧向运动的特点, 主要有以下几

种设计方法:

(1) 增益调参控制^[1-2]: 它是一种应用经典控制理论来设计飞行控制系统的方法, 在飞行全包线内, 将飞机运动模型中的几个特定的飞行状态线性化, 对每个特定飞行状态进行控制器设计。然后再将不同状态点的设计综合起来。

(2) 动态逆控制^[3-5]: 这种控制方法的基本思想

是利用全状态反馈将非线性系统转化为线性系统,即得到输入与输出成线性关系的系统。因此又称作非线性的反馈线性化方法。

(3)反步(Backstepping)控制^[6-7]:该方法的基本思想是通过选取李氏函数,再用系统的一些状态去控制其他状态(避免在采用动态逆控制时抵消有用的非线性信息)的同时补偿不确定性的影响,最终得到稳定控制律。

(4)鲁棒控制技术^[8-9]:鲁棒控制中最常用的两种方法为 H_∞ 控制和 μ 方法。 H_∞ 控制在处理非结构不确定性系统时是精确的,而对于结构不确定性系统具有保守性。 μ 方法可以克服这方面的缺点,在获得鲁棒性的同时得到较好的控制稳定性。

(5)神经网络控制^[10-11]:这种控制方法有着很强的适应性,可以充分逼近无人机非线性的运动系统,是设计高度非线性系统和严重不确定系统控制方法的有效手段。

本文针对无人机横侧向强耦合、参数摄动以及风干扰等飞行特点,利用基于扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)、跟踪微分器(Tracking Differentiator, TD)、非线性状态反馈控制律(Nonlinear Law State Error Feedback, NLSEF)的自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)^[12]来对无人机进行横侧向控制律设计,解决滚转及偏航运动的强耦合以及未知扰动源问题,改善系统响应的动态特性,提高系统鲁棒性。

2 无人机横侧向动力学模型

无人机横侧向动力学模型的建立是在以下假设下进行的:

- (1) 认为飞行器不仅是刚体,且质量为常数;
- (2) 假设地面为惯性参考系;
- (3) 忽略地球曲率,即把地球看作平面;
- (4) 假设重力加速度不随飞行高度而变化;
- (5) 假设机体轴系中 OX 轴, OY 轴处于飞行器的对称平面内,因此惯性积 I_{xz} 、 I_{yz} 等于零。

根据给定的坐标系定义^[13],建立机体坐标系中相应的横侧向动力学模型:

$$\begin{aligned} \sum F_z &= m(\dot{V}_z + V_y\omega_x - V_x\omega_y) \\ M_x &= I_x\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y \\ M_y &= I_y\dot{\omega}_y - I_{xy}\dot{\omega}_x \end{aligned}$$

依此得到动力学模型:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \begin{bmatrix} n_{1\beta} & n_{1\omega_x} & n_{1\omega_y} & n_{1\gamma} \\ n_{2\beta} & n_{2\omega_x} & n_{2\omega_y} & 0 \\ n_{3\beta} & n_{3\omega_x} & n_{3\omega_y} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & n_{1\delta_x} \\ n_{2\delta_x} & n_{2\delta_y} \\ n_{3\delta_x} & n_{3\delta_y} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} \\ \dot{\omega}_x &= \\ \dot{\omega}_y &= \\ \dot{\gamma} &= \end{aligned}$$

$$\text{式中: } n_{1\beta} = \frac{C_z^{\beta} q_0 s}{mV_0 \cos\beta}, \quad n_{1\omega_x} = \alpha_0, \quad n_{1\omega_y} = 1,$$

$$n_{1\gamma} = \frac{C_z^{\gamma} q_0 s}{mV_0 \cos\beta}, \quad n_{2\beta} = \frac{q_0 s l m_x^{\beta} I_y + q_0 s l m_y^{\beta} I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \quad n_{2\omega_x} =$$

$$\frac{q_0 s l^2 m_x^{\omega_x} I_y + q_0 s l^2 m_{xy}^{\omega_x} I_x}{2V_0(I_x I_y - I_{xy}^2)}, \quad n_{2\omega_y} = \frac{q_0 s l^2 m_x^{\omega_y} I_y + q_0 s l^2 m_y^{\omega_y} I_x}{2V_0(I_x I_y - I_{xy}^2)},$$

$$n_{3\beta} = \frac{q_0 s l m_x^{\beta} I_{xy} + q_0 s l m_y^{\beta} I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \quad n_{3\omega_x} = \frac{q_0 s l^2 m_x^{\omega_x} I_{xy} + q_0 s l^2 m_y^{\omega_x} I_x}{2V_0(I_x I_y - I_{xy}^2)},$$

$$n_{3\omega_y} = \frac{q_0 s l^2 m_x^{\omega_y} I_{xy} + q_0 s l^2 m_y^{\omega_y} I_x}{2V_0(I_x I_y - I_{xy}^2)}, \quad n_{1\delta_x} = \frac{q_0 s C_z^{\delta_x}}{mV_0 \cos\beta},$$

$$n_{2\delta_x} = \frac{q_0 s l m_x^{\delta_x} I_y + q_0 s l m_y^{\delta_x} I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \quad n_{2\delta_y} = \frac{q_0 s l m_x^{\delta_y} I_y + q_0 s l m_y^{\delta_y} I_x}{I_x I_y + I_{xy}^2},$$

$$n_{3\delta_x} = \frac{q_0 s l m_x^{\delta_x} I_{xy} + q_0 s l m_y^{\delta_x} I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \quad n_{3\delta_y} = \frac{q_0 s l m_x^{\delta_y} I_{xy} + q_0 s l m_y^{\delta_y} I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}.$$

其中: $q_0 = \frac{\rho V_0^2}{2}$ 为自由流的动压, S 为机翼面积, l 为飞行器的特征长度。

3 无人机横侧向解耦控制模型

3.1 动态耦合特性分析

在进行飞行控制律设计之前,有必要分析无人机横侧向运动的耦合性。为分析舵偏对各姿态角的耦合影响,现取 $\delta_x=1^\circ$ 、 10° 、 20° , $\delta_y=0^\circ$ 和 $\delta_x=0^\circ$, $\delta_y=1^\circ$ 、 10° 、 20° 进行仿真分析。假设无人机做 $Ma=0.9$, $H=11000\text{m}$, $V_0=266\text{m/s}$, $\alpha_0=3.623^\circ$ 的倾斜转弯运动。仿真结果如图1、图2所示。

从图中可以看出舵机偏转对无人机横侧向姿态角的耦合影响,方向舵偏转时会引起滚转角的偏转,副翼偏转时也会引起偏航角的偏转。舵偏影响姿态角控制,姿态角又会影响无人机航迹曲线,所以在进行横侧向控制律设计时,必须考虑舵偏的耦合影响。

不仅舵偏会对各姿态角产生耦合影响,滚转与偏航角之间也会存在耦合影响。在无控输入的情况下,设定 ω_x 、 ω_y 的初始值分别为 $10^\circ/\text{s}$, 0 和 0 ,

10°/s, 仿真分析由此引起的其他状态变量的响应曲线。仿真结果如图3、图4所示。

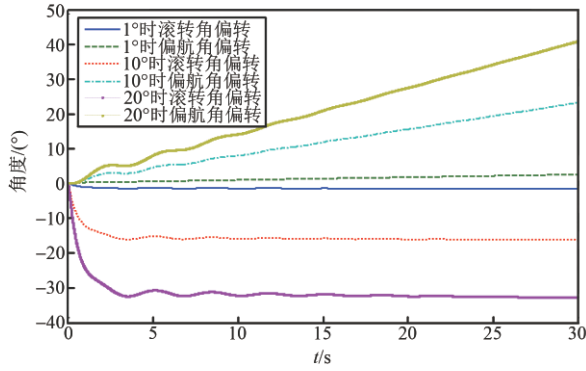


图1 δ_x 取不同值, δ_y 取0时的姿态角响应

Fig. 1 The response of attitude angle when δ_x take different values and δ_y take 0

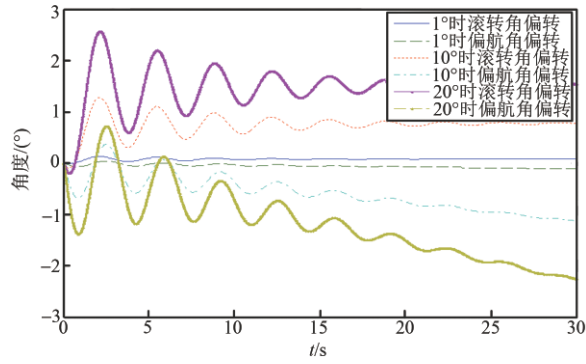


图2 δ_y 取不同值, δ_x 取0的姿态角响应

Fig. 2 The response of attitude angle when δ_y take different values and δ_x take 0

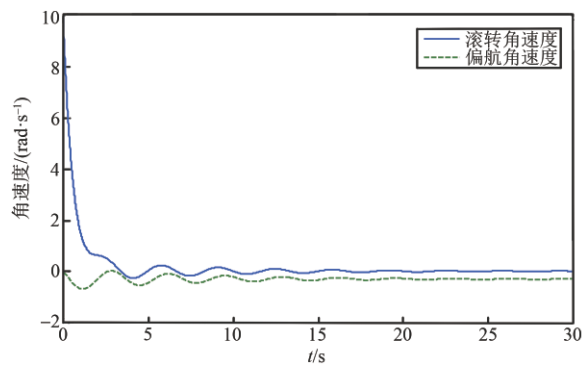


图3 ω_y 取0的姿态角速度响应

Fig. 3 The response of attitude angle velocity when ω_y take 0

由仿真结果看出, 滚转角和偏航角之间存在很强的耦合, 两通道间的耦合累积效应会导致无人机失稳, 因此在进行无人机横侧向控制器的设计时, 必须要有鲁棒性更好的解耦控制器。

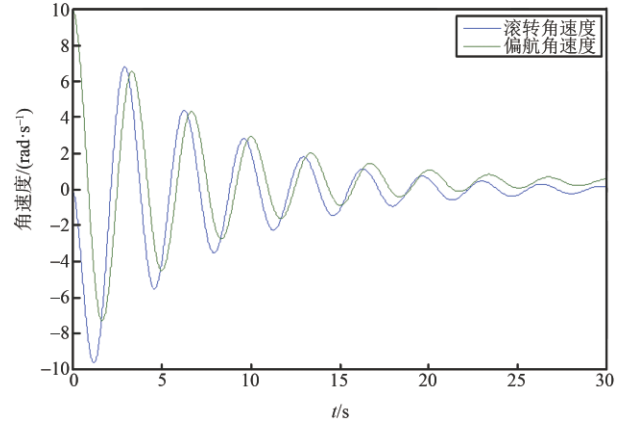


图4 ω_x 取0时的姿态角速度响应

Fig. 4 The response of attitude angle velocity when ω_x take 0

3.2 解耦控制器设计

基于以上的无人机横侧向动力学模型, 为便于控制律的设计和分析, 建立无人机横侧向的解耦控制模型为:

$$\ddot{\gamma} = f_\gamma + n_{2\delta_x} \delta_x + n_{2\delta_y} \delta_y$$

$$\ddot{\psi} = f_\psi + n_{3\delta_x} \delta_x + n_{3\delta_y} \delta_y$$

其中:

$$f_\gamma = n_{2\beta} \beta + n_{2\omega_x} \omega_x + n_{2\omega_y} \omega_y$$

$$f_\psi = n_{3\beta} \beta + n_{3\omega_x} \omega_x + n_{3\omega_y} \omega_y$$

令

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} n_{2\delta_x} & n_{2\delta_y} \\ n_{3\delta_x} & n_{3\delta_y} \end{bmatrix}$$

引入虚拟控制量 \mathbf{U} ,

$$\mathbf{U} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}$$

则横侧向动力学方程可改写为:

$$\ddot{\gamma} = f_\gamma + u_1$$

$$\ddot{\psi} = f_\psi + u_2$$

根据以上转换关系, 无人机横侧向系统由多输入多输出系统变为单输入单输出系统, 即输入 u_1 , u_2 与输出 γ, ψ 之间被完全解耦。只要 \mathbf{B} 可逆, 实际控制量可由虚拟控制量求出。

$$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \mathbf{B}^{-1} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}$$

基于自抗扰的无人机横侧向解耦控制原理图如图5所示。其中, γ_0 为输入滚转角, γ 为实际输出滚转角; ψ_0 为输入偏航角, ψ 为输出偏航角。

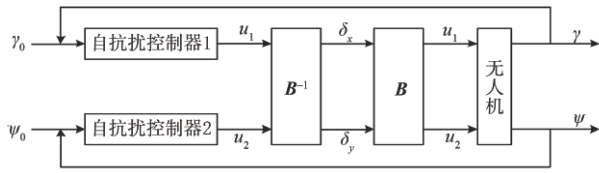


图5 解耦原理图

Fig. 5 Decoupling schematic diagram

4 自抗扰控制器设计

无人机滚转角通道 ADRC 设计结构图如图 6 所示,其中 \$\gamma_{01}\$ 为 \$\gamma_0\$ 的跟踪信号,起到安排过渡过程的作用,\$\gamma_{02}\$ 为 \$\gamma_0\$ 的微分信号;\$u_0\$ 为误差信号 \$e_1, e_2\$ 的非线性组合。\$z_1, z_2, z_3\$ 分别为 ESO 对 \$\gamma\$ 的跟踪信号,微分信号及对系统总扰动的估计信号;\$z_3\$ 和 \$u_0\$ 相减构成控制信号 \$u\$;偏航角通道采用相同的设计。

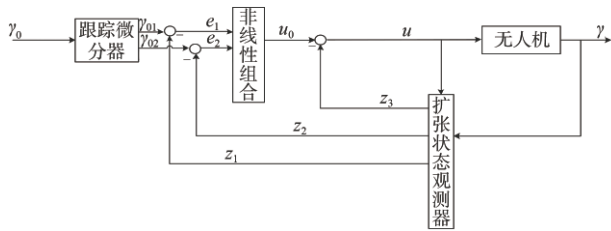


图6 自抗扰控制器

Fig. 6 Active Disturbance Rejection Control

4.1 TD设计

利用文献[12]提出的最速跟踪微分器,为本文的研究对象提供微分信号并安排过渡过程,其算法如下:

$$\begin{cases} fh = fhan(x_1(k) - v(k), x_2(k), r, h) \\ x_1(k + 1) = x_1(k) + hx_2(k) \\ x_2(k + 1) = x_2(k) + hfh \end{cases}$$

式中:\$fhan(\cdot)\$ 为非线性函数,详见文献[12]。根据安排过渡过程的快慢,取参考值 \$r=0.2, h=0.1\$。

4.2 NLSEF设计

针对本文研究对象,利用文献[12]中给出的算法设计:

$$u = \beta_0 fal(e_0, \alpha_0, \delta) + \beta_1 fal(e_1, \alpha_1, \delta)$$

根据各参数实际作用,取参考值:

$$\alpha_0 = 0.75, \alpha_1 = 1.5, \beta_0 = 2000, \beta_1 = 100。$$

4.3 ESO设计

针对文章研究对象,构建如下扩张状态观

测器:

$$\begin{aligned} e &= z_1 - \gamma \\ \dot{z}_1 &= z_2 - \beta_{eso1} e \\ \dot{z}_2 &= z_3 - \beta_{eso2} fal(e, \alpha_1, \delta) + u \\ \dot{z}_3 &= -\beta_{eso3} fal(e, \alpha_2, \delta) \end{aligned}$$

式中:\$\beta_{eso_i} > 0 (i=1, 2, 3)\$, \$\alpha_1 = 0.5, \alpha_2 = 0.25\$。\$fal(\cdot)\$ 函数的定义具体见文献[12]。偏航和滚转通道使用相同结构的 ADRC 控制器。根据文献[12]取参考值:\$\beta_{eso1} = 100, \beta_{eso2} = 3000, \beta_{eso3} = 15000\$。

4.4 基于遗传算法的控制参数优化

本文以文献[12]中给定的方法确定 NLSEF 及 ESO 中参数的初值,即 \$\beta_0 = 2000, \beta_1 = 100, \beta_{eso1} = 100, \beta_{eso2} = 3000, \beta_{eso3} = 15000\$。以输出响应的时域指标为判定准则,应用遗传算法对以上控制参数进行优化,流程图如图 7。

最后优化得到结果为 \$\beta_0=2350, \beta_1 = 110, \beta_{eso1} = 100, \beta_{eso2} = 3300, \beta_{eso3} = 15625\$。

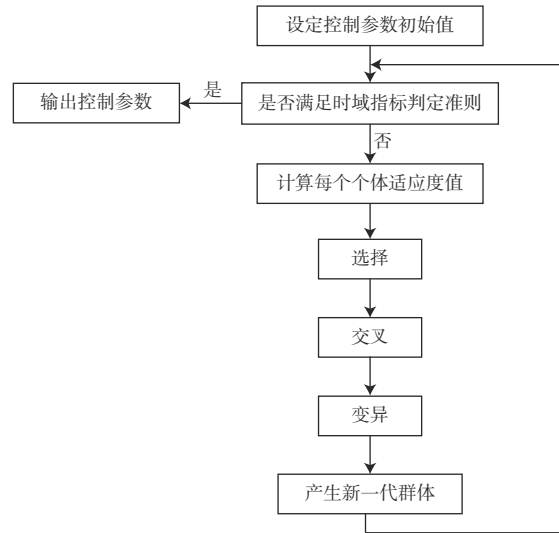


图7 参数优化流程图

Fig. 7 Flow chart of parameter optimization

5 数字仿真

本文假设无人机做 \$Ma = 0.9, H = 11000m, V_0 = 266m/s, \alpha_0 = 3.623^\circ\$ 的倾斜转弯运动。将设计好的自抗扰控制器应用到无人机的横侧向运动控制中。进行模拟仿真,仿真分析分为两个部分:

(1) 同时给偏航通道和滚转通道输入单位阶跃信号,比较参数拉偏与未拉偏,加干扰与未加干

扰下ADRC与PID控制的有效性、鲁棒性及稳定性。

(2) 模拟无人机的倾斜转弯动作,在转弯过程中,受到阵风干扰。

5.1 针对参数摄动和外加干扰的仿真分析

首先,进行气动参数未拉偏,未加干扰的横侧向控制系统仿真分析。其次,针对风洞试验所获得的气动数据,为了分析系统的有效性、鲁棒性和稳定性,对气动数据进行拉偏,并进行相应的仿真分析。最后,对无人机模型加干扰,进行加干扰后的系统仿真分析。本文在相同的外加干扰下,同时进行ADRC和PID控制的仿真,外加干扰信号为 $\omega(t) = \sin(\pi t) + \text{rand}$ 。仿真时的输入信号为单位阶跃信号。

图8~9为采用传统PID控制的无人机滚转角与偏航角响应。

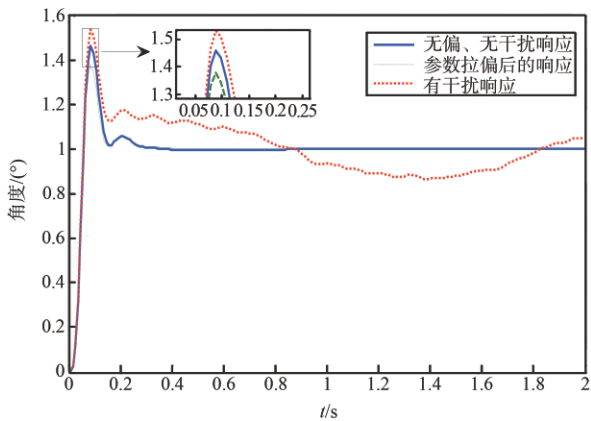


图8 不同情况下滚转角响应曲线

Fig. 8 Response curve of roll angle under different conditions

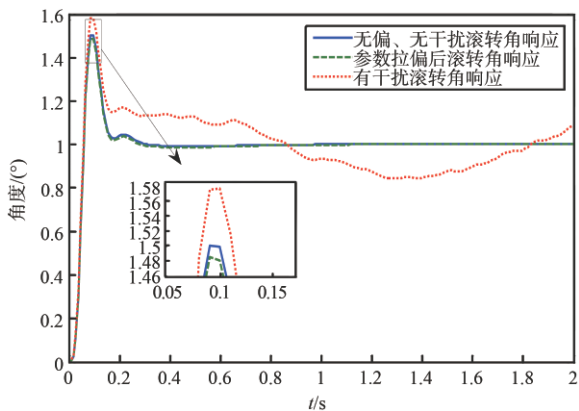


图9 不同情况下偏航角响应曲线

Fig. 9 Yaw angle response curve under different conditions

从图8~9可以看出,参数拉偏后的滚转角与偏航角的响应曲线与未拉偏的响应曲线大致重合,说明传统PID控制对参数的不确定性具有一定的抑制作用。但是在加了干扰后,偏航角与滚转角的响应曲线发散,表明在 $\omega(t) = \sin(\pi t) + \text{rand}$ 的干扰作用下,传统PID难以满足性能指标要求。

图10~11采用自抗扰控制器的无人机横侧向运动仿真结果。

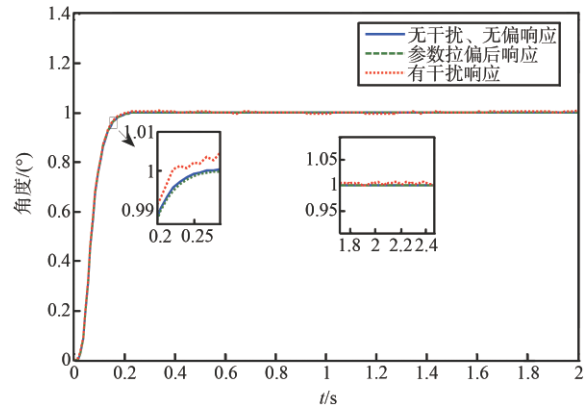


图10 不同情况下滚转角响应曲线

Fig. 10 Response curve of roll angle under different conditions

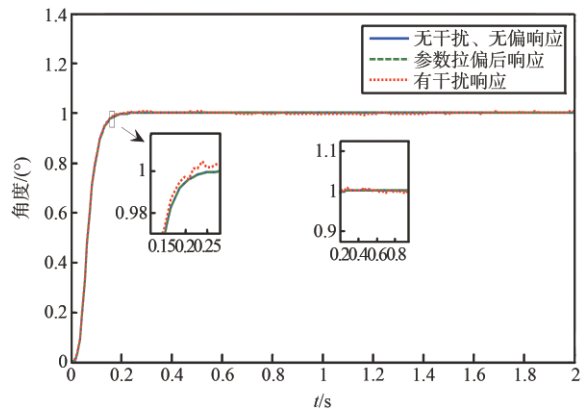


图11 不同情况下偏航角响应曲线

Fig. 11 Response curve of yaw angle under different conditions

由自抗扰飞行控制系统的仿真结果可以看出,无论是在参数拉偏还是加干扰的情况下,都可以得到较理想的滚转角与偏航角的响应曲线。采用ADRC控制器的过渡过程时间约为采用PID控制的50%,几乎无超调,无振荡,而且在外加干扰下仍能较好的完成控制任务。

下面对不同情况下的PID控制与ADRC的仿真

结果做比较。图 12~13 为参数无拉偏,未加干扰的情况下的 ADRC 与 PID 控制仿真结果。

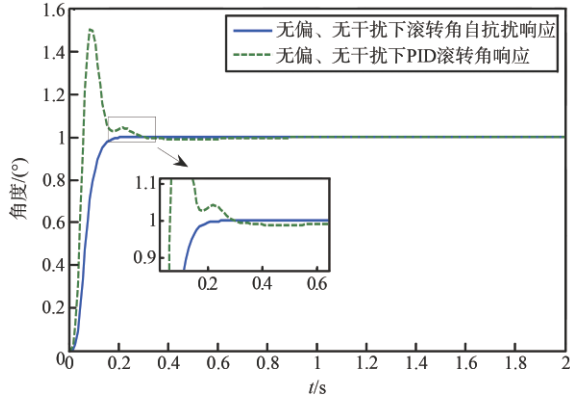


图 12 不同控制器下的滚转角响应

Fig. 12 Response of roll angle under different controllers

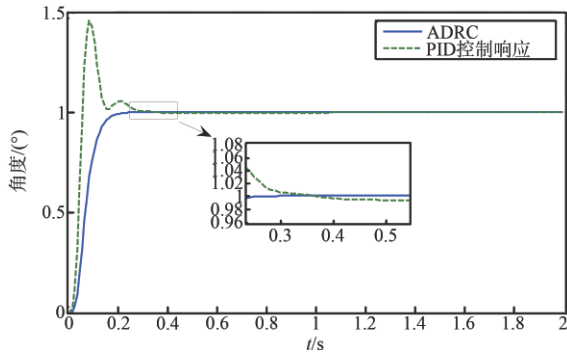


图 13 不同控制器下的偏航角响应

Fig. 13 Yaw angle response under different controllers

在图 12~13 中可以看出 ADRC 相对于 PID 的优越性,无论是过渡过程时间、超调量、振荡次数,ADRC 控制都优于传统 PID 控制。表明 ADRC 较传统 PID 控制有更好的跟踪特性与动态性能,同时也显示了自抗扰控制技术对强耦合及存在干扰条件下的无人机横侧向控制的有效性。

下面在有干扰的情况下进行仿真分析。从图 14~15 中可以看出,在加了干扰后,采用 ADRC 控制器的横侧向姿态角的响应仍然具有良好的动态特性,而传统 PID 控制下的响应则难以满足性能指标。表明 ADRC 控制具有较强的鲁棒性。

图 16~17 为系统总扰动和 ESO 对总扰动的估计。从图中可以看出总扰动信号具有较大峰值,ESO 在一定程度上较好的观测了扰动信号,使 ADRC 控制器很好的抵消了扰动对系统的影响,增强了鲁棒性。

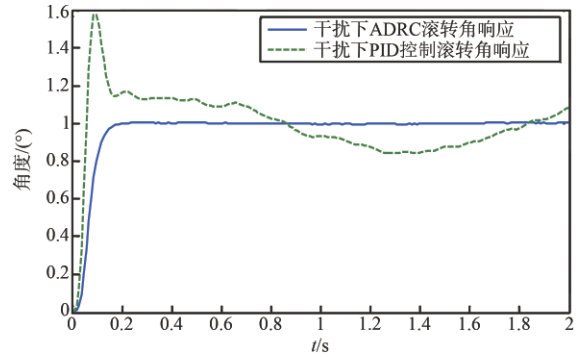


图 14 有干扰情况下滚转角响应

Fig. 14 Response of roll angle in case of interference

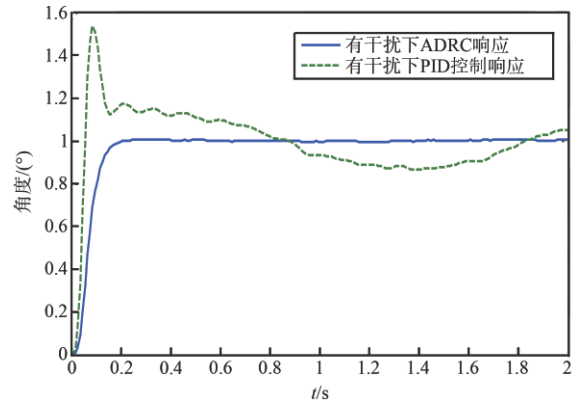


图 15 有干扰情况下偏航角响应

Fig. 15 Yaw angle response in case of interference

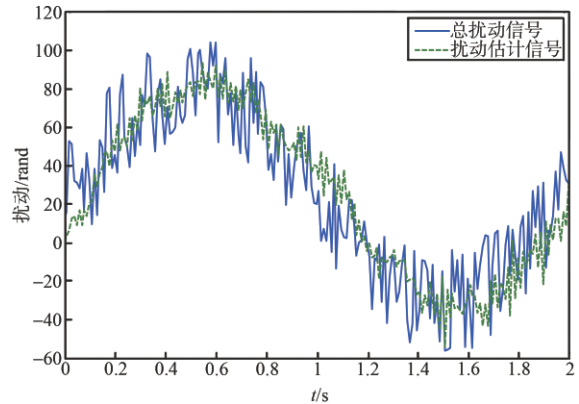


图 16 滚转角通道扰动

Fig. 16 Roll angle channel disturbance

5.2 倾斜转弯时受到阵风干扰的仿真分析

其中滚转角偏转 10°,偏航角偏转 0°,阵风干扰信号值为 10 的脉冲信号,仿真结果如图 18 所示。

图 18 显示,在受到阵风干扰后,ADRC 下滚转角响应的超调量大约是 PID 控制下的 25%,过渡过程时间约为 PID 控制的 30%。表明在阵风干扰后,

ADRC 比传统 PID 控制具有更好的动态特性,同时具有较强的鲁棒性。

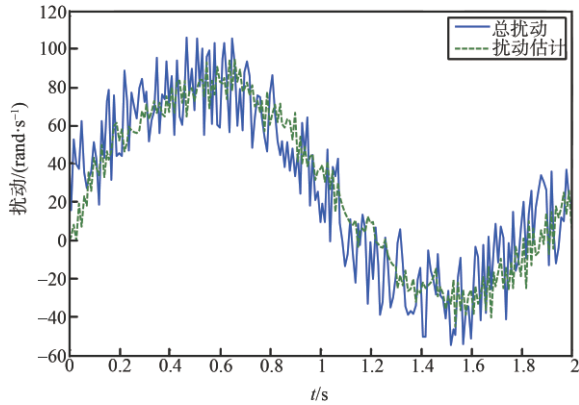


图 17 偏航角通道扰动

Fig. 17 Yaw angle channel disturbance

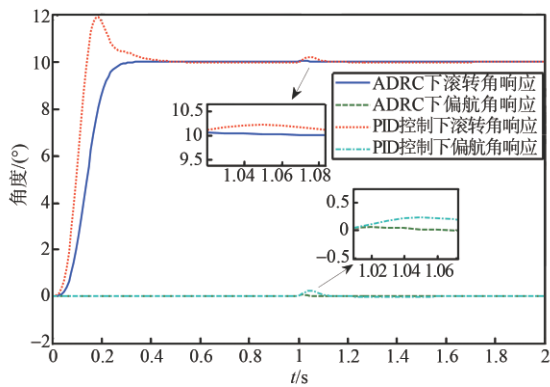


图 18 阵风干扰下,不同控制方式仿真结果

Fig. 18 Simulation results of different control modes under gust interference

6 结束语

本文将 ADRC 控制技术应用到无人机的侧向耦合控制系统设计中,相应进行了横侧向动态耦合特性分析,自抗扰控制律设计分析及控制参数优化,并与传统 PID 控制的无人机横侧向控制系统进行比较分析。无论是在无干扰,参数无拉偏还是在有干扰,参数拉偏的情况下,ADRC 都较传统 PID 控制具有更好的动态特性。且在参数拉偏和受到阵风干扰的情况下,ADRC 具有更好的鲁棒性。这表明 ADRC 应用到无人机横侧向控制律的设计中,在

得到良好动态特性的同时,也可获得很好的鲁棒性。

参 考 文 献

- [1] 李中健,安锦文.全包线飞行控制系统设计方法研究[J].飞行力学,2001,19(1):5-8.
- [2] 熊治国,董新民.程序调参飞行控制律的研究与展望[J].飞行力学,2003,21(4):9-12.
- [3] 苏丙末,万胜,陈欣,等.一种基于动态逆的控制方案在无人机中的应用研究[J].南京航空航天大学学报.2000,32(6):706-710.
- [4] 陈谋,姜长生,梅蓉.基于干扰观测器的新一代歼击机鲁棒飞行逆控制器设计[J].飞机设计.2004,38-41.
- [5] Lee S, Ha C, Kim B S. Adaptive nonlinear control system design for helicopter robust Command augmentation [J]. Aerospace Science and Technology. 2005, 9(3): 241-251.
- [6] Steinberg L, Page B. Nonlinear adaptive flight control with a backstepping design approach [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Boston, MA, Aug. 10, 1998.
- [7] 苏丙末,曹云峰,陈欣.基于BACKSTEPPING的无人机飞控系统研究[J].南京航空航天大学学报.2001,33(3):250-253.
- [8] 张艳,陈宗基,魏晨.一种基于广义逆的无人机鲁棒控制分配方法[J].航空学报.2008,29:198-203.
- [9] 江琼,陈怀民,吴佳楠. H_{∞} 鲁棒控制与PID控制相结合的无人机飞行控制研究[J].宇航学报.2006,27(2):192-195.
- [10] Calise A J, Rysdyk R T. Nonlinear adaptive flight control using neural networks [J]. IEEE Control Systems, 1999, 18(6): 14-25.
- [11] Johnson E N, Calise A J. Feedback linearization with neural network augmentation applied to X-33 Attitude control [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2000.
- [12] 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.
- [13] 张明廉.飞行控制系统[M].北京:国防工业出版社,1984.
- [14] 齐乃明,宋志国,秦昌茂.高超声速飞行器自抗扰PID姿态控制[J].弹箭与制导学报.2010,30(5):66-68.

作者简介:



赵大海(1981-),男,硕士,高级工程师,主要研究方向为多智能体控制。

[引用格式] 姜权权, 李可, 廖煜雷, 等. 自然能驱动无人艇融合TD滤波的无模型自适应航速控制方法[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 37-42.

自然能驱动无人艇融合TD滤波的无模型 自适应航速控制方法

姜权权, 李可, 廖煜雷, 贾琪, 李晔, 苗玉刚

(哈尔滨工程大学水下机器人技术重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘要: 针对波浪力影响下自然能驱动无人艇(NSV)航速控制子系统存在的不完全可控、模型摄动、变频振荡等问题,以驭浪者号NSV为研究对象,探讨基于紧格式动态线性化无模型自适应控制(CFDL-MFAC)的NSV航速控制算法;同时,考虑波浪干扰下NSV航速数据具有噪声大、变频振荡的特点,导致航速控制子系统性能较差,引入TD滤波器对NSV的航速进行滤波,增强航速响应的平稳性,从而提升航速控制的抗干扰能力;开展仿真对比试验,试验表明相比PID控制算法,带有TD滤波器的CFDL-MFAC算法具有更好的控制性能。

关键词: 自然能驱动无人艇(NSV);波浪驱动;航速控制;无模型自适应控制;TD滤波器

中图分类号: U674 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-37-06

Model-free Adaptive Speed Control Method of Natural Energy-driven Unmanned Surface Vehicle

JIANG Quanquan, LI Ke, LIAO Yulei, JIA Qi, LI Ye, MIAO Yugang

(Harbin Engineering University, Science and Technology on Underwater Vehicle Laboratory, Harbin 150001, China)

Abstract: Aiming at the problems of incompletely controllable, model perturbation, and variable frequency oscillation in the speed control subsystem of natural-energy-driven unmanned surface vehicle (NSV) under the influence of wave forces, compact format dynamic liner model free adaptive control (CFDL-MFAC) of NSV speed control algorithm were discussed by using Wave Rider NSV as the research object. Meanwhile, considering the NSV speed data under wave interference, it has the characteristics of high noise and high frequency oscillation, which leads to the poor stability of the speed control system. The TD filter is introduced to filter the speed data of NSV to enhance the stability of the speed response, thereby improving the robustness of the speed control. Simulation comparison experiments have been carried out. The experiments show that compared with PID control algorithms, the CFDL-MFAC algorithm with the TD filter has better control performance.

Key words: Natural-energy-driven Unmanned Surface Vehicle; Wave Drive; Speed Control; Model-free Adaptive Control; TD Filter

1 引言

无人水面艇(Unmanned Surface Vehicle, USV)属于具备不同自主运行能力的一类无人驾驶水面舰艇。USV具有机动灵活、无人操控、运维成本低

等优点,主要用于有人舰船难以实施、相对危险、效能低的任务,已在海洋科学、海洋工程及海洋安全领域展现出良好的应用潜力^[1-5]。目前,常规无人艇的动力来源主要为电池或柴油推进,受自身搭载能力的限制,无人艇的续航时间一般为几小时至几

收稿日期:2020-01-15; 修回日期:2020-03-17

基金项目:国家自然科学基金(51779052,51709214,51879057);黑龙江省博士后科研启动金(LBH-Q17046)

十小时。当需要连续数天甚至数月不间断地执行任务时,常规无人艇则无法满足作业要求。

为了提高无人艇的续航力,哈尔滨工程大学研制了一种利用光伏能、波浪能及风能复合驱动的驭浪者号自然能驱动无人艇(Natural-energy-driven Unmanned Surface Vehicle, NSV)原理样机。驭浪者号NSV甲板上铺设了光伏电池板,同时搭载有风力发电机。光伏电池板、风力发电机可以分别将太阳能、风能转化为电能,为推进器及电气设备提供电力。同时,在船艏及船艉处部署了波浪驱动水翼(波浪推进器),水翼可以将波浪引起的船体摇荡运动转化为前进驱动力(波浪力),即驱动力包含了电力驱动(可控)、波浪驱动(随海况动态变化,时变不可控)两个部分。

相比于常规动力无人艇,由于驭浪者号NSV驱动力中存在波浪力这一不可控部分,导致其航速受波浪干扰影响大且航速控制子系统不完全可控,增加了航速控制难度。然而,无人艇良好的航速控制性能是执行各种任务的基础。目前,针对常规动力无人艇的航速控制方法,主要包括PID控制、S面控制、滑模控制、反步法、模型预测控制、模糊控制、神经网络控制、动态矩阵控制以及自适应控制等^[1-6]。

2007年,高双等^[7]为解决喷水推进无人艇具有强非线性导致常规控制方法难以保证控制精度的问题,提出神经网络和模糊方法对喷水推进无人艇进行控制。仿真结果验证了算法能够有效控制喷水推进无人艇的航速。

2010年,朱齐丹等^[8]针对喷水推进船舶航速航向控制的耦合问题,设计出一种具有鲁棒性和抗干扰的系统,结合反步法和滑模控制器保证航向控制的稳定性和抗干扰能力,并基于反步法设计航速控制器,完成对喷水推进船舶的航速航向控制。

2015年,曹诗杰等^[9]针对USV在未知干扰环境下自主运动控制问题,探索基于模糊自适应算法的航向、航速协调控制方法。开发以航向角偏差率为输入量、以控制周期为输出量的自适应控制器,使系统响应外部环境的变化。仿真结果表明在不同海面风、浪、流随机干扰的条件下,均能使无人艇抵达目标点,实现点对点的自主航行。

2016年,欧林渠^[10]通过对高速滑翔艇的航向和航速子系统进行解耦,分别设计了滑模控制器和模

糊控制器,针对滑翔艇航速控制问题,设计了多种模糊控制器。通过改进模糊控制器和传统PID控制器的对比仿真试验,验证了改进模糊控制器能够提高滑翔艇的航速响应速度,同时使得航速变化更加平稳,提高控制系统的鲁棒性。

2019年,谭西都^[11]针对搜救型无人艇在抛筒前后,无人艇模型变化较大,航速难以精确建模的问题,提出了模糊PI航速控制器。仿真与实艇试验表明与常规的PI航速控制器相比,模糊PI控制器具有更快的航速跟踪速度,更强抑制扰动的性能。

2013年,Sonnenburg等^[12]将航速控制与艏向控制进行运动模型解耦,基于级联系统理论、非线性反步法和PID控制算法设计了航速/航向控制器。

在上述控制算法中,PID控制算法得到了最广泛的应用。但是PID算法的鲁棒性以及自适应性较弱,而无人艇容易受到模型摄动以及环境干扰力的影响,这使得利用某组不变的PID控制参数很难使动态受控系统获得良好、一致的控制性能。基于无人艇数学模型的控制算法如反步法、自适应方法等,系统控制性能与数学模型的准确性密切相关,但实践中很难建立受控系统准确的数学模型,这就导致基于模型的控制算法很难保障不确定性影响下系统的鲁棒性及稳定性。

本文拟从数据驱动控制角度(“数据导向”的设计框架,如PID、无模型自适应控制、迭代学习控制等),不考虑无人艇数学模型,而是仅基于系统的输入输出(Input/Output, I/O)数据进行控制器设计。为解决不连续时间非线性系统问题,侯忠生等^[13]提出名为无模型自适应控制的方法,这是一种利用数据驱动进行控制的方法,确保了控制器设计只需要系统的输入、输出数据,而无需依赖于具体的数学模型。现已广泛应用于冶金、化工、交通等技术领域^[14],但在无人艇运动控制方面的应用还很少。

针对目前无人艇航速控制存在的问题,本文将紧格式无模型自适应控制(Compact Format Dynamic Liner Model Free Adaptive Control, CFDL-MFAC)算法应用于解决驭浪者号NSV的航速控制问题;同时,针对波浪干扰下航速存在变频振荡导致控制性能变差的问题,利用TD滤波器对航速数据进行滤波处理,提高航速响应的平稳性,进而改善控制器输出振荡的问题;最后,开展了仿真对比

试验研究,以检验本文所提方法的有效性。

2 紧格式动态线性化无模型自适应控制方法

一般单输入单输出(Single Input and Single Output, SISO)离散时间非线性系统(1),可用式(1)表示:

$$y(k+1) = f(y(k), \dots, y(k-n_y), u(k), \dots, u(k-n_u)) \quad (1)$$

其中, $y(k) \in \mathbb{R}$, $u(k) \in \mathbb{R}$ 分别表示在 k 时刻的系统输入和输出, n_y, n_u 是两个未知整数以表示系统的阶数。显然, USV 的航速子系统可用式(1)来表示。

对系统(1)提出如下假设^[14]:

假设 1: 除有限时刻点外, $f(\dots)$ 关于第 $(n_y + 2)$ 个变量的偏导数存在且连续。

假设 2: 除有限时刻点外, 系统(1)满足广义 Lipschitz 条件, 即对任意 $k_1 \neq k_2, k_2, k_2 \geq 0$ 和 $u(k_1) \neq u(k_2)$ 有:

$$|y(k_1+1) - y(k_2+1)| \leq b |u(k_1) - u(k_2)| \quad (2)$$

其中, $y(k_i+1) = f(y(k_i), \dots, y(k_i-n_y), u(k_i), \dots, u(k_i-n_u))$, $i = 1, 2$; $b > 0$ 是常数。

从物理角度出发, 上述对控制对象的假设具有合理性。假设 1 是对一般系统进行控制系统设计时的典型约束条件; 假设 2 是对系统输出变化率上界的限制, 即输入能量变化有界, 产生的输出能量变化也有界。显然无人艇满足上述假设。

引理 1^[14]: 对满足假设 1 和假设 2 的非线性系统(1), 当 $|\Delta u(k)| \neq 0$ 时, 一定存在一个被称为是“伪偏导数”的时变参数 $\phi_c(k) \in \mathbb{R}$, 使得系统(1)可转化为 CFDL 数据模型:

$$\Delta y(k+1) = \phi_c(k) \Delta u(k) \quad (3)$$

并且, $\phi_c(k)$ 在任意时刻 k 有界; 其中:

$$\begin{aligned} \Delta y(k+1) &= y(k+1) - y(k) \\ \Delta u(k) &= u(k) - u(k-1) \end{aligned} \quad (4)$$

CFDL-MFAC 算法^[14]描述如式(5):

$$u(k) = u(k-1) + \frac{\rho \hat{\phi}_c(k)}{\lambda + |\hat{\phi}_c(k)|^2} (y^*(k+1) - y(k)) \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \hat{\phi}_c(k) &= \hat{\phi}_c(k-1) + \frac{\eta \Delta u(k-1)}{\mu + \Delta u(k-1)^2} \times \\ &(\Delta y(k) - \hat{\phi}_c(k-1) \Delta u(k-1)) \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \hat{\phi}_c(k) &= \hat{\phi}_c(1), \text{ if } |\hat{\phi}_c(k)| \leq \varepsilon \text{ or } |\Delta u(k-1)| \leq \varepsilon \\ &\text{ or } \text{sign}(\hat{\phi}_c(k)) \neq \text{sign}(\hat{\phi}_c(1)) \end{aligned} \quad (7)$$

其中, $\mu > 0, \lambda > 0, \rho \in (0, 1], \eta \in (0, 1]$; ε 为一个充分小的正数, $\phi_c(k)$ 为伪偏导数, $\hat{\phi}_c(k)$ 为伪偏导数估计值, $\hat{\phi}_c(1)$ 为 $\hat{\phi}_c(k)$ 的初值; 式(5)为控制算法; 式(6)为伪偏导数估计算法; 式(7)为伪偏导数的重置方法。

CFDL-MFAC 算法仅利用系统量测的在线 I/O 数据进行控制器设计, 不显含或隐含任何关于受控系统动态模型的信息, 由于伪偏导数 $\phi_c(k)$ 对系统的时变参数、结构、相位甚至滞后均不敏感, 因此 CFDL-MFAC 算法具有较强的鲁棒性和自适应性。

3 自然能驱动无人艇航速特性及控制方案设计

2017年以来, 哈尔滨工程大学自主研制出驭浪者号 NSV 实艇, 如图 1 所示。在船艏及船艉处均搭载了波浪驱动水翼, 在波浪持续激励下水翼将船体的摇荡运动转化为前进驱动力。显然, 驭浪者号 NSV 的驱动力由可控的电力驱动、随海况动态变化且不可控的波浪驱动力混合组成。由于波浪具有不确定、时变以及波动大等特性, 导致驭浪者号 NSV 在波浪中航行时, 其航速存在变频振荡与不完全可控的特点。2019年, 驭浪者号 NSV 开展了海上试验, 纯波浪推进下航速响应, 如图 2 所示。



图 1 2019年驭浪者号 NSV 的波浪推进试验
Fig. 1 Wave propulsion experiment of Wave Rider NSV in 2019

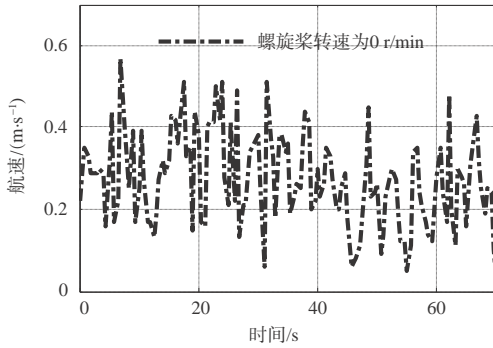


图2 纯波浪推进时驭浪者号NSV的航速响应曲线
Fig. 2 Speed response curve of Wave Rider NSV under pure wave propulsion

海试中发现驭浪者号NSV的航速数据存在变频振荡现象,并显著降低了控制系统的稳定性。为解决此问题,拟引入TD滤波器对具有变频振荡特性的航速数据进行滤波,增强航速响应的平稳性,然后将滤波后的航速作为控制器输入,以改善控制器性能。带有TD滤波器的CFDL-MFAC算法工作原理如图3所示。

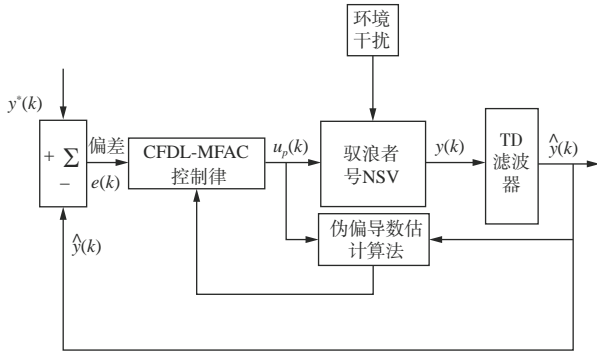


图3 CFDL-MFAC方案原理图
Fig. 3 CFDL-MFAC scheme block diagram

4 数值仿真试验

驭浪者号NSV,主要参数如表1所示。航速控制子系统的离散形式数学模型,可描述为:

$$\begin{cases} \dot{U}(k) = \frac{m_{22}}{m_{11}} v(k)r(k) - \frac{d_{11}}{m_{11}} U(k) + \frac{1}{m_{11}} \tau_u(k) + \\ \frac{1}{m_{11}} \tau_{\text{wave}}(k) \\ U(k) = U(k-1) + \dot{U}(k-1) \times T_s \end{cases} \quad (8)$$

其中, $U(k)$ 、 $\dot{U}(k-1)$ 、 $v(k)$ 和 $r(k)$ 分别为纵向速度、纵向加速度、横向速度以及艏向角速度; T_s 为

表1 驭浪者号NSV主要参数

Table 1 Wave Rider NSV main parameters

总体参数	参数值
长/m	≈5.0
质量/kg	≈660.0
最大速度/(m·s ⁻¹)	2.5
驱动模式	波浪翼推进+电力推进
操纵方式	舵机

控制周期, $\tau_u(k)$ 、 $\tau_{\text{wave}}(k)$ 分别为 k 时刻螺旋桨推力以及水翼推力;驭浪者号NSV模型参数为: $m_{11} = 710.56\text{kg}$, $m_{22} = 818.56\text{kg}$, $d_{11} = 41.48\text{kg} \cdot \text{m/s}^2$ 。

4.1 标称模型下仿真对比试验

假定驭浪者号NSV不受任何外界环境力干扰。航速子系统的初始状态为 $[U_0 \quad \dot{U}_0 \quad v(0)] = [0 \text{ m/s} \quad 0 \text{ m/s}^2 \quad 0 \text{ m/s}]$,设置期望航速 $U_d = 1.0 \text{ m/s}$ 。为了算法对比的公平性,两种控制器参数均已经手动调到较优,其中CFDL-MFAC参数为 $\lambda = 0.1$, $\mu = 100$, $\eta = 1$, $\rho = 1$,PID控制器参数为 $k_p = 5$, $k_i = 4.8$, $k_d = 0.5$ 。两种控制器作用下航速控制的阶跃响应试验结果如图4所示。

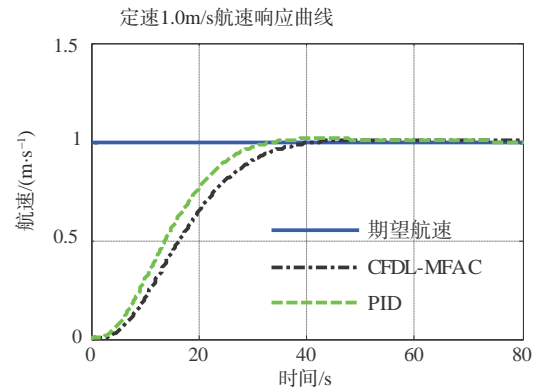


图4 标称模型下驭浪者号NSV的航速响应对比曲线
Fig. 4 Comparison curve of speed response of Wave Rider NSV under nominal model

由图4可知,不受外界环境干扰时,在PID和CFDL-MFAC两种算法作用下,实际航速均可接近无超调的达到期望航速,两种控制算法具有一致的控制性能。

4.2 波浪干扰下仿真对比试验

设定二级海况的典型波浪参数为:波长 $\lambda=8\text{m}$,波高 $H=0.25\text{m}$,浪向角 $\psi=180^\circ$;设定航行速度为

1m/s。利用 CFD 软件对波浪驱动水翼产生的推力进行数值预报,水翼推力响应曲线,如图 5 所示。

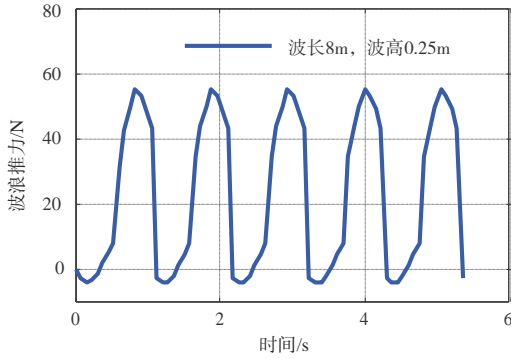


图 5 二级海况下驭浪者号 NSV 水翼推力响应曲线

Fig. 5 Thrust response curve of the Wave Rider NSV hydrofoil under the second sea condition

依据图 5,取 $\tau_{\text{wave}}(t) = 30 + 30 \times \sin(4 \times t - \frac{\pi}{2})$ 作为二级海况下驭浪者号 NSV 水翼产生的推力近似值,以简化分析,并进行二级海况干扰下的航速控制仿真试验。初始状态、控制参数与 4.1 节保持一致,仿真试验结果,如图 6-图 9 所示。

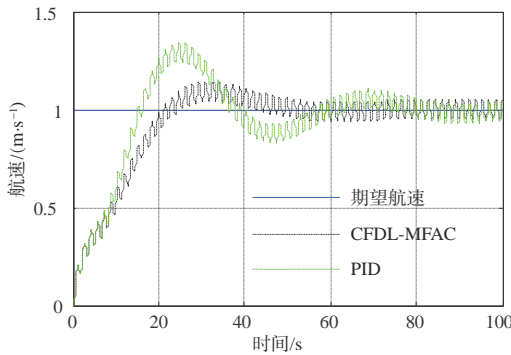


图 6 二级海况下驭浪者号 NSV 的航速响应曲线

Fig. 6 Speed response curve of Wave Rider NSV under the second sea condition

由图 6 可知,当存在波浪干扰时,在 PID 算法作用下,无人艇航速存在明显的超调与振荡现象,航速收敛时间约 83s、跟踪误差的 RMS 值为 0.12m/s,航速的收敛时间显著延长、性能明显恶化。而在 CFDL-MFAC 算法作用下,存在较小超调,且几乎无振荡现象,航速收敛时间约 48s、跟踪误差的 RMS 值为 0.05m/s。对比 PID 算法,CFDL-MFAC 算法具有更强的抗干扰能力和鲁棒性。

由图 7 至图 9 可知,TD 滤波器可以对航速中的

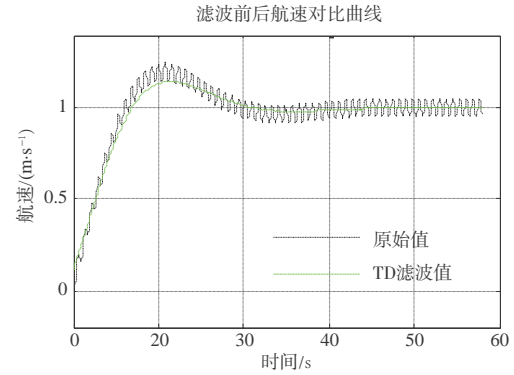


图 7 利用 CFDL-MFAC 算法滤波前后驭浪者号 NSV 航速对比曲线

Fig. 7 Speed comparison curve of Wave Rider NSV before and after filtering with CFDL-MFAC algorithm

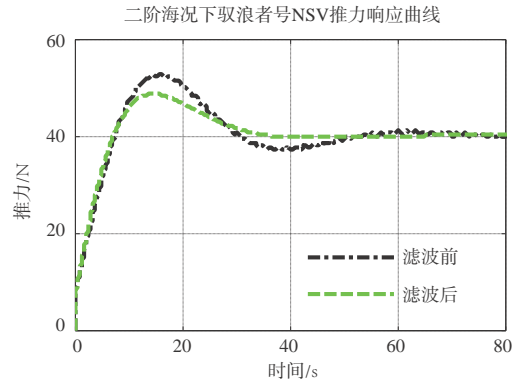


图 8 利用 CFDL-MFAC 算法滤波前后驭浪者号 NSV 的推力响应对比曲线

Fig. 8 Thrust response comparison curve of Wave Rider NSV before and after filtering with CFDL-MFAC algorithm

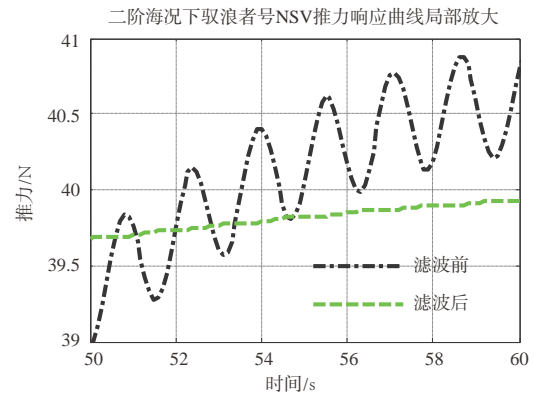


图 9 利用 CFDL-MFAC 算法滤波前后驭浪者号 NSV 的推力响应曲线局部放大图

Fig. 9 A partial enlarged view of the thrust response curve of the Wave Rider NSV before and after filtering with CFDL-MFAC algorithm

变频振荡信号进行有效过滤,平滑航速输入信号(图7),有效削弱推力输出信号(图8和图9)的振荡现象,即控制器输出变得平稳,从而提高了控制性能。

5 结束语

以驭浪者号 NSV 为研究对象,考虑 NSV 的光伏能、波浪能及风能复合驱动模式,以及波浪力影响下航速子系统的控制特性,基于 CFDL-MFAC 算法、TD 滤波方法研究了驭浪者号 NSV 的航速控制问题,并完了仿真对比试验,结论如下:

(1) 在海洋波浪力的激励下,波浪驱动水翼产生的推力具有不确定、时变和波动大等特点,导致驭浪者号 NSV 在波浪中航行时,航速具有不完全可控、变频振荡的特性。

(2) 利用 TD 滤波器可以对航速中的变频振荡信号进行有效过滤,使得 NSV 航速响应更加平滑,同时抑制控制器输出信号的振荡问题,从而改善控制系统的抗扰动能力。

(3) 仿真对比试验表明,相比于 PID 算法,CFDL-MFAC 算法具有更强的鲁棒性以及自适应性。

参 考 文 献

- [1] 廖煜雷,张铭钧,董早鹏,等.无人艇运动控制方法的回顾与展望[J].中国造船,2014,55(4):206-216.
- [2] 廖煜雷.无人艇的非线性运动控制方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2012.
- [3] Faulwasser T, Findeisen R. Nonlinear model predictive control for constrained output path following[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2015, 61(4): 1026-1039.
- [4] Caharija W, Pettersen K Y, Bibuli M, et al. Integral line-of-sight guidance and control of underactuated marine vehicles: Theory, Simulations, and Experiments [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(5): 1623-1642.
- [5] Zheng Z, Sun L. Path following control for marine surface vessel with uncertainties and input saturation [J]. Neurocomputing, 2016, 177(3): 158-167.
- [6] 董早鹏.基于非对称模型的欠驱动 USV 运动控制技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2016.

- [7] 高双,朱齐丹,李磊.基于神经网络的高速无人艇模糊PID控制[J].系统仿真学报,2007,19(4):776-779.
- [8] 高双,朱齐丹,李磊,等.基于时标分离的喷水推进船舶航向/航速控制[J].中国造船,2010,51(1):140-147.
- [9] 曹诗杰,曾凡明,陈于涛.无人水面艇航向航速协同控制方法[J].中国舰船研究,2015,10(6):78-80.
- [10] 欧林渠.高速船的航向航速控制[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2016.
- [11] 谭西都.搜救无人艇航速及航向控制研究[D].浙江:浙江大学,2019.
- [12] Sonnenburg C R, Woolsey C A. Modeling, identification and control of an unmanned surface vehicle [J]. Journal of Field Robotics, 2013, 30(3): 371-398.
- [13] Hou Z S, Huang W H. The model-free learning adaptive control of a class of SISO nonlinear systems [C]. American Control Conference, 1997.
- [14] 侯忠生,金尚泰.无模型自适应控制:理论与应用[M].北京:科学出版社,2013.

作者简介:



姜权权(1991-),男,博士研究生,主要研究方向为水面机器人运动控制技术。



李可(1997-),男,硕士研究生,主要研究方向为水面机器人航行控制技术。



廖煜雷(1985-),男,博士,副教授,主要研究方向为海洋机器人技术、海洋机器人群体智能技术。本文通信作者。



贾琪(1995-),男,博士研究生,主要研究方向为水面机器人路径规划技术。



李晖(1978-),男,博士,教授,主要研究方向为海洋机器人技术、地形匹配导航技术。



苗玉刚(1978-),男,博士,副教授,主要研究方向为先进舰船焊接装备技术、水下自动化作业技术。

[引用格式] 梁桥康, 谢兵兵, 郭东妮, 等. 基于机器视觉的柱面标签缺陷检测方法[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 43-48.

基于机器视觉的柱面标签缺陷检测方法

梁桥康^{1,2,3}, 谢兵兵^{1,2,3}, 郭东妮^{1,2,3}, 孙 炜^{1,2,3}, 王耀南^{1,2,3}

(1. 湖南大学电气与信息工程学院, 长沙 410082; 2. 电子制造业智能机器人技术湖南省重点实验室, 长沙 410082;
3. 机器人视觉感知与控制技术国家工程实验室, 长沙 410082)

摘 要: 在饮料食品行业中饮品的包装标签包含了饮品的各种信息, 其好坏关系着饮品是否合格。针对近似圆柱的饮品包装标签设计了一种基于机器视觉的标签缺陷检测方法, 能够多方位的采集到柱面饮品标签的图像信息。针对柱面饮品标签存在的形状畸变, 提出了一种柱面反投影校正算法; 将经柱面反投影后相邻标签图像进行配准, 采用非线性权重融合成完整的柱面标签展开图; 最后对标签展开图的颜色空间进行信息提取, 采用双阈值和形态学处理来判断该饮品标签是否合格。实验结果表明该方法能较好的实现柱面饮品包装标签的缺陷检测, 有望应用于饮品灌装生产线。

关键词: 机器视觉; 柱面标签; 缺陷检测; 柱面反投影; 颜色空间; 形态学

中图分类号: TP391 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-43-06

Label Defect Inspection Method for Cylindrical Packaging Labels based on Machine Vision

LIANG Qiaokang^{1,2,3}, XIE Bingbing^{1,2,3}, GUO Dongni^{1,2,3}, SUN Wei^{1,2,3}, WANG Yaonan^{1,2,3}

(1. College of Electrical and Information Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China;

2. Hunan Key Laboratory of Intelligent Robot Technology in Electronic Manufacturing, Changsha 410082, China;

3. National Engineering Laboratory for Robot Vision Perception and Control Technologies, Changsha 410082, China)

Abstract: In the beverage and food industry, the packaging label of a beverage contains all kinds of information about the beverage, and its quality is related to whether the beverage is qualified. A defect inspection system based on machine vision was presented in this paper, which is designed for labels on cylindrical beverage bottles. This system can capture image information of cylindrical labels from multiple azimuths. Firstly, an adverse cylindrical projection algorithm is proposed to rectify the distortion of cylindrical beverage labels. Secondly, the adjacent label images are registered after the cylindrical back-projection, and the non-linear weights are used to build panorama for label inspection. Finally, the color space of the label panorama is extracted, and the double threshold and morphological processing are used to judge whether the beverage label is qualified. The experiment results show that this method can achieve the defect inspection for cylindrical beverage packaging labels, and it is expected to be applied to beverage filling production lines.

Key words: Machine Vision; Cylinder Label; Defect Inspection; Adverse Cylinder Projection; Color Space; Morphology Process

收稿日期: 2020-01-13; 修回日期: 2020-03-08

基金项目: 国家自然科学基金(61673163); 湖南省科技创新计划项目(2017XK2102); 电子制造业智能机器人技术湖南省重点实验室开放基金(IRT2018003)

1 引言

标签作为商品的一部分,代表着商品本身的身份信息,标签质量的好坏影响着商品的外表美观、销售份额以及间接关系着企业生产该商品所能带来的经济效益。在饮料瓶进行热缩套标和运输时,可能会造成标签的损坏。随着近些年来机器视觉领域技术^[1]的快速发展,越来越多的饮料食品包装行业选择将机器视觉系统应用于食品流水生产线上,机器视觉检测系统^[2]具有检测结果稳定、检测速度快,检测精度高以及可以在人类所不能适应的恶劣环境下工作等一系列的特点,所以对饮料食品的柱面标签进行缺陷检测对于现实生活中的工业生产具有重要的意义。

为了适应当代社会日益增长的物质需求,基于机器视觉的高速无人自动化检测系统越来越多的被研究学者提出且应用于企业的生产当中。文献[3]利用LED照明管道的环形内表面,研制了一种用于管道内表面的全景光学环形凝视检测系统,该系统可以将采集到的环形图像展开为矩形图像以便于后续的缺陷检测;文献[4]提出了一种快速、易于实现的均匀纹理和非织构表面图像缺陷检测的规律性测量方法,该方法能够检测出微小的缺陷;文献[5]开发了一种用于马铃薯检验和分级的高速彩色机器视觉系统,该系统对马铃薯图像一系列特征值进行分析处理,从而能对马铃薯的大小、形状和外部缺陷进行分级处理;文献[6]针对空调标签利用图像差分算法检测标签是否存在缺陷,采用基于等价类行程算法标记出标签缺陷的目标区域,但是该方法只适用于平整的而且形状规整的矩形标签;文献[7]提出了一种四相机对饮料瓶标签进行检测的方案,此方法缺陷检测效果有限;文献[8]利用了光路的折返原理以及异步式采集模式,并采用光学结构实现检测,此方法对设备的位置精度和安装精度要求比较高。

现有的缺陷检测技术难以适应柱面标签检测需求,因此本文设计了一种饮料柱面标签缺陷检测系统,重点研究了柱面标签的畸变以及矫正补偿、多相机采集图像的拼接融合和标签缺陷检测算法的设计。

2 检测系统结构设计

2.1 系统结构及其检测原理

为了获取完整的柱面标签图像,需要从不同的角度来获取饮料柱面标签各个方位区域的图像信息,从而才能实现对柱面标签的缺陷检测。基于机器视觉的柱面标签缺陷检测系统的结构方案如图1所示。该系统主要由视觉检测单元、控制器单元以及剔除单元构成。

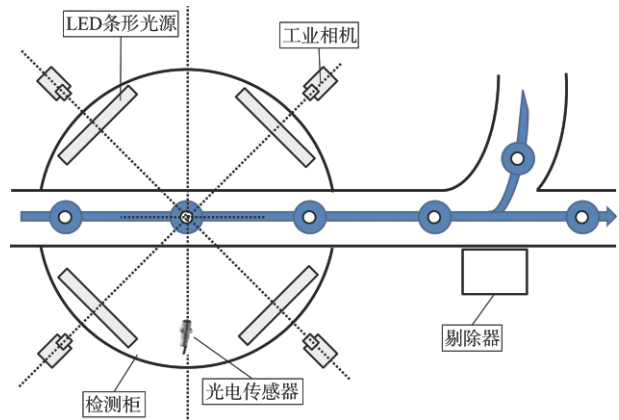


图1 检测系统框架设计图

Fig. 1 Inspection system frame design

(1)视觉检测单元:如图1所示,4台CCD彩色相机、4个LED条形光源以及光电传感器组成了视觉检测单元,其中相机与相机两两之间互成 90° ,从而可以全方位多角度的获取标签图像信息。

(2)控制器单元:由1台工业控制计算机和1台PLC控制器构成。工控机负责人机交互以及对相机采集到的图像进行处理;PLC控制器负责底层的电气运动控制,工控机将检测到的结果发送给PLC,PLC则执行相应的指令动作。

(3)剔除单元:由剔除器构成,当有缺陷的标签次品运送至剔除器的位置时,PLC控制器将向剔除器发送指令并将该饮料瓶进行剔除。

考虑到工业现场上的光线条件不理想,本系统采用四个条形光源对系统装置内进行打光,为使光线充满视觉成像单元内,四个光源同样两两互成 90° ,而且考虑到光线是否在各方向均匀散射,在检测柜的内壁采用了漫反射结构,使得光源在各个方向上散射的光线基本是均匀的,这样相机采集到的标签图像质量具有一定的稳定性而且不受光照不

均匀的影响。

2.2 系统的检测流程

柱面标签缺陷检测系统是机器视觉与图像处理技术在实际企业生产中的典型应用。在满足检测要求的情况下,使检测系统的图像处理算法快速、简单、有效是本文研究的重点。

检测系统的运行过程如图 2 所示,经热缩套标后的饮料瓶,经传送带运输至检测系统的检测柜内,首先检测相机光源等是否连接完好,一切连接正常后通过光电传感器检测饮料瓶是否经过指定位置,如经过将触发工业相机进行图像采集;然后对采集到的标签图像进行预处理,包括平滑滤波处理、柱面标签反投影校正等;将预处理之后的标签图像进行拼接融合,形成一幅完整的标签展开图;其后利用饮料颜色与标签的颜色信息,通过颜色空间的双阈值以及形态学处理算法来判断该标签是否具有缺陷,PLC 控制器将该检测结果对应到相应

的饮料瓶上,如具有缺陷当饮料瓶运送至剔除器工时,PLC 将向剔除器发送指令将该饮料瓶进行剔除。

3 检测系统算法设计

3.1 柱面反投影校正

饮料标签在套标之前是平面标签,在热缩套标时将标签粘贴在饮料瓶上,使得标签呈柱面形状,所以饮料瓶上的标签在水平方向和竖直方向都存在着一定的畸变。这样造成了一定程度上标签图像信息的损失,文献[9]提出一种柱面反投影算法,但是该方法计算过程较为复杂,难以满足工业生产中的实时性要求;文献[10]提出了一种圆柱曲面模型来描述在装订成册的文档形成的曲面与其为平面状态时之间的关系;文献[11]提出了一种基于二次曲线分割(CS)的方法来校正粘贴在柱面上的二维码图像所产生的畸变。

如图 3 所示,其中弧线 AD 表示饮料柱面,A'D'表示柱面展开后形成的平面,点 P 为柱面上的一点,x 为点 P 到 OO' 的垂直距离,x' 为弧线 PO' 展开后实际的长度,根据对应位置关系计算出其关系式如式(1)所示:

$$x' = R \cdot \arcsin \frac{x}{R} \quad (1)$$

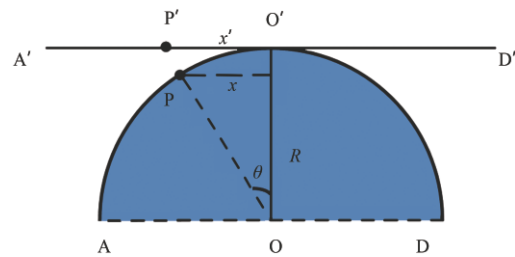


图 3 柱面水平校正关系图

Fig. 3 Cylindrical horizontal correction

在垂直方向上由于相机在成像时会根据物体的远近不同而产生透视畸变,透视畸变的特点为当物体离镜头越远则该物体在相机上所成的像也就越小。

垂直方向畸变如图 4 所示,圆柱的后半部分被遮挡了,所以在图像上只能观察前半部分的圆柱面。图中点 P_{front} 和点 P_{back} 都位于圆柱上的同一高度,其中由于柱面的原因 P_{front} 为离相机最近的点,所以在

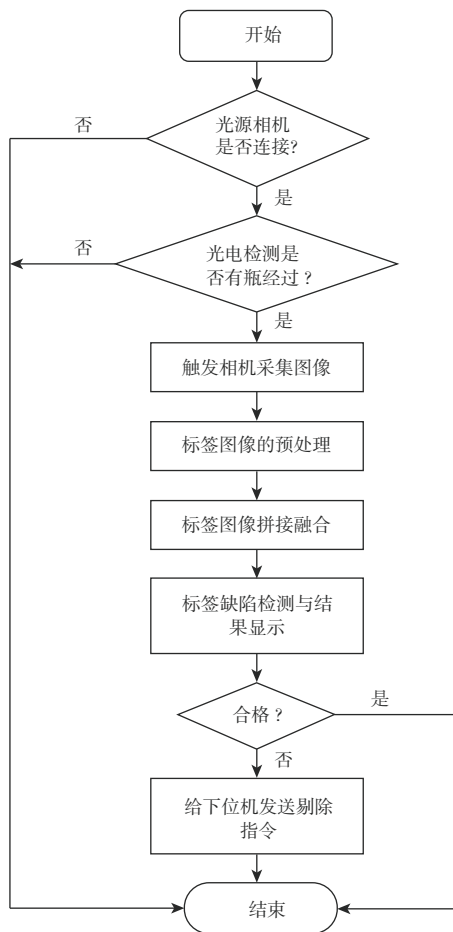


图 2 系统检测流程图

Fig. 2 Flow chart of system inspection

图像上 P_{back} 为柱面上离相机最远的点,由此导致同一高度的点在成像时具有了不同的高度,在图像平面上的相应位置分别为 P'_{front} 和 P'_{back} ,通过相似关系可以得到:

$$h_f = \frac{h_b(d+R)}{d} \quad (2)$$

其中 h_f 和 h_b 分别表示在图像上点 P'_{front} 和 P'_{back} 的纵坐标值, d 为镜头至物体之间的距离。

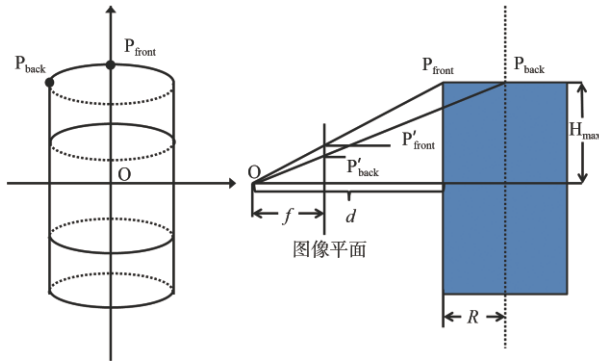


图4 柱面垂直校正关系图

Fig. 4 Cylindrical vertical correction

经过水平以及垂直方向上的校正补偿即可对柱面标签进行近似的展开,其后通过双线性插值算法对缺失的像素点进行近似计算,如图5所示,可以看出经过校正后的图像(b)已经非常近似于平面标签。



(a)校正前

(b)校正后

图5 柱面标签校正对比图

Fig. 5 Image of cylinder label calibration contrast

3.2 标签图像拼接融合

完成柱面标签的反投影校正后每一对相邻的标签进行图像配准^[12-13]找到对应位置关系,然后对其进行拼接融合处理^[14],其中渐入渐出算法是常用的拼接融合方法,其权重是成线性变化的,受其启

发可以将其权重变为非线性^[15-16],使拼接过渡自然,于是将其线性函数权重改进为基于sigmoid函数的权重,sigmoid函数表达式如式(3)所示,其权重 ω_s 的变化如图6所示。

$$\sigma(z) = \frac{1}{1 + e^{-z}} \quad (3)$$

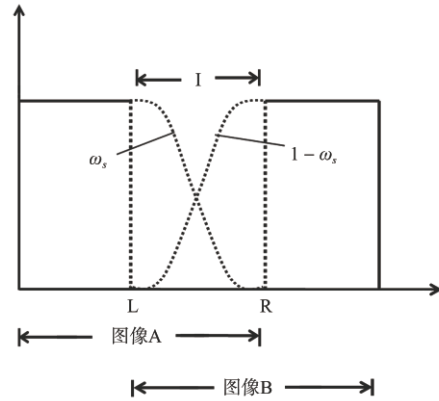


图6 sigmoid函数权重变化图

Fig. 6 Sigmoid function weight change graph

权重 ω_s 的表达式如式(4)所示,其取值范围为 $(0, 1)$,其中 i 表示重叠区域中的像素点在图像水平方向上的坐标值, L 和 R 分别表示重叠区域的左边界和右边界水平方向上的坐标值,通过调节 k 值大小来改变sigmoid函数的变化趋势。

$$\omega_s = 1 - \frac{1}{1 + e^{-k(i - \frac{L+R}{2})}} \quad (4)$$

根据权重 ω_s 则可对两图像进行拼接融合,而重叠区域的像素点灰度值计算公式如式(5)所示:

$$g(x, y) = \omega_s g_A(x, y) + (1 - \omega_s) g_B(x, y)$$

$$(x, y) \in (g_A \cap g_B) \quad (5)$$

3.3 缺陷检测算法设计

在饮料瓶的标签进行包装套标时,会由于标签热缩机不均匀而导致塑料薄膜标签的破裂,而破裂后的区域显示的是饮料液体本身的颜色。针对饮料液体本身的颜色信息特征再结合标签的颜色,可以对饮料液体自身的颜色进行提取,即将饮料液体颜色作为前景,标签信息较为复杂且不具有统一性,即作为背景。本文提出了一种基于颜色空间的双阈值算法来进行标签缺陷检测,该算法基于RGB和HSV两种颜色空间,RGB颜色空间是计算机技术中最常用的颜色表示方式,而HSV颜色空间是根据

人类对于颜色的直观特性而提出来的,比较接近于人类对色彩的感知方式,而且对环境中的亮度干扰具有一定的稳定性。



(a)标签展开图1



(b)标签展开图2

图7 柱面标签拼接展开图

Fig. 7 Cylinder label mosaic image

在颜色空间下针对饮料液体自身的颜色特征,分别统计饮料液体RGB空间下三通道的均值 R_m 、 G_m 、 B_m 以及HSV三通道的均值 H_m 、 S_m 、 V_m ,然后设计一个上下阈值,如式(6)~(7)所示:

$$(R_m \pm R) \cap (G_m \pm G) \cap (B_m \pm B) \quad (6)$$

$$(H_m \pm H) \cap (S_m \pm S) \cap (V_m \pm V) \quad (7)$$

然后根据筛选出来的像素点进行连通形成一个个区域,对这些区域作形态学处理中的闭操作运算,最后对这些区域作并集运算即可将破裂的标签区域分割出来,如图8中红色区域所示。

4 结束语

本文针对饮料柱面标签提出了一种基于机器视觉以及图像处理技术的标签缺陷检测系统。该系统能够全方位的获取标签的图像信息,提出了柱面反投影补偿算法以及基于颜色空间的双阈值标签缺陷检测算法,该算法计算量较小,运行速度较快,对于饮料柱面标签破损具有良好的检测效果。系统具有很好的实用性,可以对近似于圆柱体的饮

料柱面标签缺陷检测,有望在饮品行业进行广泛的推广应用。



图8 标签缺陷检测示意图

Fig. 8 Label defect inspection Image

参 考 文 献

- [1] Golnabi H, Asadpour A. Design and application of industrial machine vision systems [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2007, 23(6): 630-637.
- [2] 汤勃, 孔建益, 伍世虞. 机器视觉表面缺陷检测综述[J]. 中国图象图形学报, 2017, 22(12): 1640-1663.
- [3] Zhao L, Feng H, Bai J, et al. Panoramic optical annular staring inspection system for evaluating the inner surface of a pipe [C]. Optoelectronic Devices and Integration II. International Society for Optics and Photonics, 2008.
- [4] Tsai D M, Chen M C, Li W C, et al. A fast regularity measure for surface defect detection [J]. Machine Vision and applications, 2012, 23(5): 869-886.
- [5] Noordam J C, Otten G W, Timmermans T J M, et al. High-speed potato grading and quality inspection based on a color vision system [C]. Machine Vision Applications in Industrial Inspection VIII. International Society for Optics and Photonics, 2000.
- [6] 汪清芳. 基于机器视觉的标签缺陷检测系统设计与实现[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.
- [7] 张树君, 辛莹莹, 陈大千. 基于机器视觉的饮料瓶标签检测设备[J]. 食品研究与开发, 2014(3): 134-136.
- [8] 杨海明, 苟岩岩. 饮料瓶标签360°全方位检测系统研究[J]. 包装与食品机械, 2017, 35(3): 41-45.
- [9] 曹济英, 陆高勇, 李勃, 等. 一种灵活的柱面反投影算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(11): 75-82.
- [10] Cao H, Ding X, Liu C. A cylindrical surface model to rectify the bound document image [C]. Proceedings Ninth IEEE International Conference on Computer Vision, 2003.

- [11] Lay K T, Wang L J, Wang C H. Rectification of QR-code images using the parametric cylindrical surface model[C]. 2015 International Symposium on Next-Generation Electronics (ISNE), 2015.
- [12] Rublee E, Rabaud V, Konolige K, et al. ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF[C]. 2011 International Conference on Computer Vision, 2012.
- [13] Brown M, Lowe D G. Automatic panoramic image stitching using invariant features [J]. International Journal of Computer Vision, 2007, 74(1): 59-73.
- [14] Gledhill D, Tian G Y, Taylor D, et al. Panoramic imaging: a review[J]. Computers & Graphics, 2003, 27(3): 435-445.
- [15] 汪丹, 刘辉, 李可, 等. 一种三角函数权重的图像拼接算法 [J]. 红外技术, 2017, 39(1): 53-57.
- [16] Szeliski R. Image alignment and stitching: A tutorial [J]. Foundations and Trends® in Computer Graphics and Vision, 2007, 2(1): 1-104.

作者简介:



梁桥康(1982-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为机器人传感器与人工智能。



谢兵兵(1995-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为机器视觉与图像处理。



郭东妮(1995-), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为模式识别与人工智能。



孙 炜(1975-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为机器人技术和人工智能。



王耀南(1957-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为机器人感知与控制技术研究和工程应用。

[引用格式] 章吉力, 余智勇, 樊雅卓, 等. 基于航路点分段的预测校正再入制导方法[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 49-57.

基于航路点分段的预测校正再入制导方法

章吉力¹, 余智勇², 樊雅卓², 刘凯¹, 安帅斌¹

(1. 大连理工大学航空航天学院, 大连 116024; 2. 北京空天技术研究所, 北京 100074)

摘要: 针对可重复使用空天飞行器的再入及返场问题, 通过设置航路点开展了分段预测校正再入制导方法研究。首先, 在发射坐标系下建立了动力学模型, 对再入过程中的约束条件进行了分析与转化; 其次, 给出了数值预测校正制导方法的设计逻辑, 针对该算法迭代中可能产生的发散问题与饱和问题, 一是引入一个调节因子来自适应地调整迭代步长, 二是为迭代设置与速度相关的误差限, 三是采用了设置航路点的方式对再入过程分段, 缓解了气动不确定性带来的影响, 完成了数值预测校正方法的改进; 最后, 通过对某空天飞行器的数值仿真验证了该方法的有效性, 使用航路点分段策略能够进一步消除制导指令饱和, 提升制导精度。

关键词: 预测校正; 空天飞行器; 再入制导; 再入走廊; 分段方法; 自适应迭代算法

中图分类号: V11 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-49-09

A Way-point based Piecewise Predictor-corrector Re-entry Guidance Algorithm

ZHANG Jili¹, SHE Zhiyong², FAN Yazhuo², LIU Kai¹, AN Shuaibin¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: This paper focus on a way-point based piecewise numerical predictor-corrector guidance based on ASV's re-entry problems. First of all, the dynamical model of ASV is established in the launch coordinate system and the trajectory constraints are analyzed and transformed for the re-entry phase. Then, the logic of numerical predictor-corrector guidance algorithm is proposed. Simultaneously, three strategies are applied in order to avoid the numerical divergency problem at the end of re-entry phase. Firstly, an adaptive factor is introduced to adjust the iteration step length. Secondly, the error limit for the iteration is set to be speed-dependent. Thirdly, piecewise solution is proposed to ease the random dynamic impacts. Finally, numerical simulations have been carried out to test the validity of the re-entry guidance algorithm. The results demonstrate that the re-entry guidance works well and the precision can be further improved once the piecewise strategy is introduced.

Key words: Predictor-corrector; Aerospace Vehicle; Re-entry Guidance; Re-entry Corridor; Piecewise Solution; Adaptive Iterative Algorithm

1 引言

随着高超声速航空航天技术的进步与发展, 新型的可重复使用空天飞行器为经济实用的空间往返

提供了新的可行方案。空天飞行器具有速度快、可靠性高的特点, 在民用和军用领域均有重大应用价值, 因此在近几年一直是世界各国研究的焦点。毫无疑问, 空天飞行器将大大降低空间任务的运营成本

收稿日期: 2020-01-02; 修回日期: 2020-02-21

基金项目: 国家自然科学基金(61603363, 61703383, 61603056)

本,因为它在任务之后可以进行部分甚至全部的回收,将原有的一次性成本分摊到多次发射任务中去。

基于可重复使用与水平起降的要求,空天飞行器需要具有升力面,加上其本身飞行包线宽,环境不确定性大,导致其弹道设计十分困难,尤其是在空天飞行器的再入阶段,历经真空和大气环境,速度变化大,高度下降多,可调控制变量少,精度要求高。面对高精度再入制导的挑战和要求,许多研究人员付出了巨大的努力,并提供了多种制导方法^[1-7]。

数值预测校正制导算法是一种可以在线运行制导方法。该算法不需要预先存储参考轨迹,而是利用当前状态和最终目标点信息给出制导指令。由于数值预测校正制导算法使用了这种制导逻辑,即使空天飞行器在再入阶段遇到较大的扰动,偏离了预先存储的参考轨迹,制导算法也可以生成一条合适的倾侧角指令,引导空天飞行器沿着新的轨迹飞向目标点。

预测校正算法被应用在许多方面,其可行性已在多个环境的仿真中得到了验证,主要包括可重复使用的运载火箭再入,月球进入及探月飞行器再入返回,火星进入和精确着陆等。研究人员对预测校正制导算法进行了有针对性的优化。基础的预测校正制导算法由Xue S等在文献[8]中提出,并通过X-33测试验证了算法的有效性。Wang T等^[9]提出了一种基于模糊逻辑的预测校正制导方法,利用龙格-库塔数值积分实现弹道预测。Xia Y等^[10]和Zheng Y等^[11]研究了预测校正算法在进入火星过程中的应用,验证了该算法在极低升阻比的火星着陆器上也是可行的。文献[12]给出了一种基于降阶运动方程的预测校正制导算法,降阶后的方程利用较少的计算量,就可以快速生成可行的三维进入轨迹。Wang T等^[13]考虑了再入过程中的禁飞区约束,禁飞区和航路点被转换成一系列的参考点。在参考点上设计了一次倾侧角反转。王光纶^[14]首先提出使用总航程而不是剩余航程来进行倾侧角指令的迭代,这样可以避免校正算法的发散。

本文首先建立了空天飞行器在发射坐标系下的三自由度动力学模型,分析了再入阶段的过程约束和终端约束。然后,基于当前状态和目标点的终端状态,使用在线的预测-校正再入制导算法对完整的再入轨迹进行反复的数值迭代计算,得到所需

的倾侧角幅值指令,达到制导精度,同时,通过对航程的在线计算,给出了倾侧角的反转逻辑。此外,为了避免再入过程后期剩余航程接近零而导致的迭代发散,文中使用再入总航程代替剩余航程进行迭代;为了避免迭代算法自身原因导致的不收敛,文中还引入一个调节因子来自适应地调整迭代步长。最后,本文通过数值仿真验证了该算法的有效性,为了解决控制指令饱和问题、增强制导律气动不确定性下的鲁棒性引入了分段方法,仿真结果表明,再入制导算法工作正常、性能良好、能够实现精度要求。

2 空天飞行器再入问题建模

2.1 发射坐标系中的动力学方程

典型的再入及返场过程如图1所示。

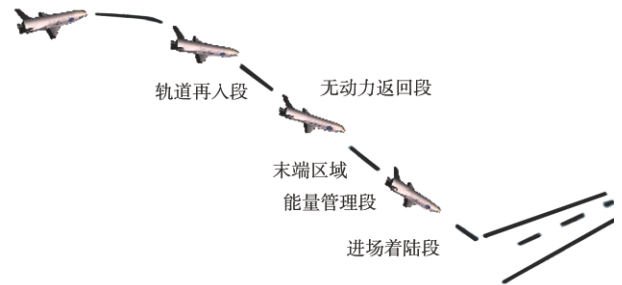


图1 典型的再入返场过程剖面

Fig. 1 Typical re-entry and back process

三维动力学方程在发射系中建立,位置和速度信息均被分解成了三个方向上的分量来表示,发射坐标系 $O-xyz$ 定义如下: O 为空天飞行器发射点,也是空天飞行器返回原着陆场的目标点。 Ox 在水平面内指向射向, Oy 在竖直平面内指向上方,与 Ox 垂直, Oz 由右手定则确定。式(1)~(6)给出了空天飞行器的动力学方程。

$$\dot{V}_x = \frac{X}{m} - \frac{gx}{r} + \frac{F_x + F_{gx}}{m} \quad (1)$$

$$\dot{V}_y = \frac{Y}{m} - \frac{g(y + R_e)}{r} + \frac{F_y + F_{gy}}{m} \quad (2)$$

$$\dot{V}_z = \frac{Z}{m} - \frac{gz}{r} + \frac{F_z + F_{gz}}{m} \quad (3)$$

$$\dot{x} = V_x \quad (4)$$

$$\dot{y} = V_y \quad (5)$$

$$\dot{z} = V_z \quad (6)$$

式中, x, y, z 是位置坐标, V_x, V_y, V_z 是速度在发射坐标系中的三个分量, X, Y, Z 是气动力的分量, F_x, F_y, F_z 是离心力的分量, F_{gx}, F_{gy}, F_{gz} 是歌氏惯性力的分量, g 是重力加速度, r 是飞行器的地心距。

X, Y, Z 的计算方法由式(7)~(9)给出。

$$X = -\cos\theta \cos\psi \cdot D - \sin\theta \cos\sigma \cdot L + \cos\theta \sin\psi \sin\sigma \cdot L \quad (7)$$

$$Y = -\sin\theta \cos\psi \cdot D + \cos\theta \cos\sigma \cdot L + \sin\theta \sin\psi \sin\sigma \cdot L \quad (8)$$

$$Z = \sin\psi \cdot D + \cos\psi \sin\sigma \cdot L \quad (9)$$

式中, D 是阻力, L 是升力, θ 是弹道倾角, ψ 是弹道偏角。 θ 和 ψ 可以通过 V_x, V_y, V_z 求得, σ 是倾侧角。

一般来说, 再入过程的控制变量是攻角 α 和倾侧角 σ , 而攻角 α 的值一般由事先设定好的 α - V 剖面给出。 预测校正制导算法能够根据给定的倾侧角预测后续航程, 并基于此进行迭代得到满足航程要求的倾侧角。 在本文中, 倾侧角是唯一的控制变量。

2.2 再入的过程约束和终端约束

典型的再入过程约束由式(10)~(12)给出。

$$\dot{Q} = k_Q \rho^{0.5} (V_c V)^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (10)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho (V_c V)^2 \leq q_{\max} \quad (11)$$

$$n = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{\max} \quad (12)$$

式中, \dot{Q} 是热流率, q 是动压, n 是过载系数; $\dot{Q}_{\max}, q_{\max}, n_{\max}$ 即是对应的热流率、动压、和过载的约束。 k_Q 是与飞行器本身相关的常数, $V_c = \sqrt{g_0 R_e}$ 是一个无量纲化参数, L 是升力, D 是阻力。

对于末端需要满足的约束, 终端的高度, 速度以及航程需要满足式(13)。

$$\begin{aligned} r_f &= r_{\text{TAEM}} \\ s_f &= s_{\text{TAEM}} \\ V_f &= V_{\text{TAEM}} \end{aligned} \quad (13)$$

其中高度和速度又可以用能量来进行统一表示:

$$e_{\text{TAEM}} = \frac{1}{r_{\text{TAEM}}} - \frac{V_{\text{TAEM}}^2}{2} \quad (14)$$

因此式(13)表示的终端状态约束还有一个等效的表达形式为:

$$\begin{aligned} e_f &= e_{\text{TAEM}} \\ s_f &= s_{\text{TAEM}} \end{aligned} \quad (15)$$

式中, e_f 表示终端能量, s_f 是再入过程的总航程, e_{TAEM} 和 s_{TAEM} 是相应的能量和航程的约束。

3 预测校正制导算法

预测-校正制导方法(也称预测制导法)是以消除实际飞行轨迹的预测落点和期望落点之间的偏差为目的的制导方法。 该方法的基本思想是利用机载计算机在线预测飞行轨迹的终端点, 并将求解出的终端点状态与理想状态比较得出预测终端误差, 制导系统根据预测终端误差校正制导指令, 使得飞行轨迹的预测终端误差为零, 其工作原理如图 2 所示。 预测-校正制导方法按照轨迹预测方式又可以分为解析法和数值法。 本文重点讨论数值预测校正制导方法。

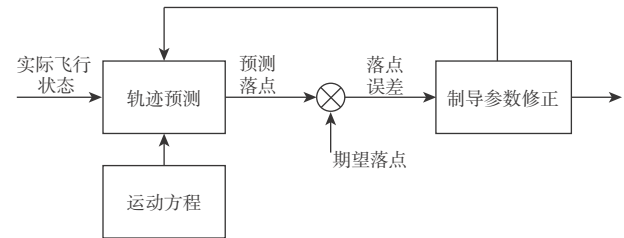


图 2 预测-校正制导算法流程

Fig. 2 Predictor-corrector algorithm process

3.1 约束转化与再入走廊

在再入过程中, 飞行器始终要遵守约束条件。 但是, 在全程计算和判断所有的约束是否都能满足是难以实现的, 这会极大地加大运算量。 事实上, 由于各个约束中均含有倾侧角, 可以把过程中的约束都转化为倾侧角的约束, 若设置平衡滑翔段, 则还需要满足平衡滑翔约束, 利用准平衡滑翔条件(QEGC)可以将高度和速度约束转化为倾侧角约束。

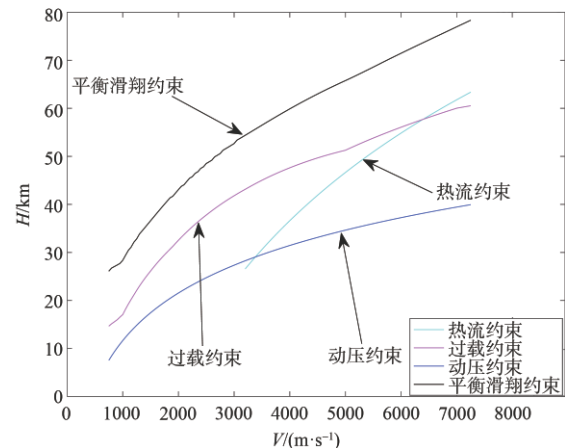


图 3 过程约束下的再入走廊

Fig. 3 Re-entry corridor under constraints

如图3所示,在 H - V 剖面上,高度的上下界由各项约束决定,高度的上界由QEGC条件决定,高度的下界由过载、动压、热流约束的最大值决定,即:

$$\begin{aligned} H_{\text{up}} &= H_{\text{QEGC}} \\ H_{\text{down}} &= \max(H_g, H_n, H_q) \end{aligned} \quad (16)$$

再入过程中的约束决定了倾侧角幅值的边界,从图4中可以看出,随着倾侧角幅值的增大,再入走廊也会收窄,为了不使平衡滑翔约束与热流约束曲线相交并保留足够的裕度,需要给倾侧角设置合理的上界。

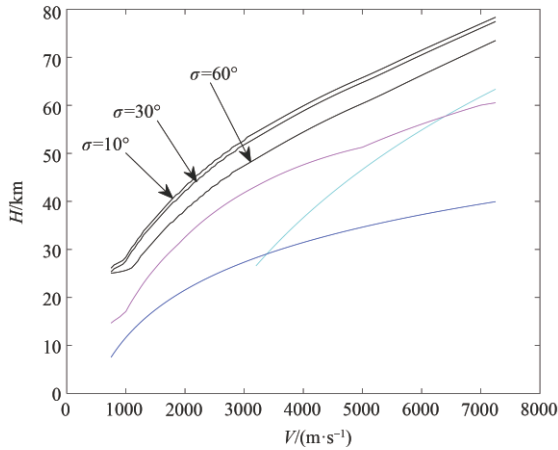


图4 不同倾侧角下QEGC边界的变化情况

Fig. 4 QEGC's changing under different bank angle

事实上,根据QEGC条件:

$$\frac{L \cos \sigma}{m} + \frac{V^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} = 0 \quad (17)$$

若已知 r 和 V ,就可以求出对应的 σ 值。根据已经得到的 H_{up} 和 H_{down} ,可以求得对应的地心距 r_{up} 和 r_{down} ,对应的倾侧角边界由式(18)给出:

$$\begin{aligned} |\sigma|_{\text{max}}(V) &= |\sigma|_{\text{QEGC}}(r_{\text{down}}(V), V) \\ |\sigma|_{\text{min}}(V) &= |\sigma|_{\text{QEGC}}(r_{\text{up}}(V), V) \end{aligned} \quad (18)$$

所以,控制指令 σ 需要满足:

$$|\sigma(V)| = \begin{cases} |\sigma|_{\text{min}}(V), & \sigma_i < |\sigma|_{\text{min}}(V) \\ \sigma_i, & |\sigma|_{\text{min}}(V) < \sigma_i < |\sigma|_{\text{max}}(V) \\ |\sigma|_{\text{max}}(V), & \sigma_i > |\sigma|_{\text{max}}(V) \end{cases} \quad (19)$$

其中, σ_i 是由预测环节的迭代算法给出的倾侧角幅值。需要注意,由于 $|\sigma|$ 决定了飞行器在再入过程中的变向能力, $|\sigma|_{\text{min}}(V)$ 的值不宜太小,通常取 $5^\circ \sim 15^\circ$ 。

3.2 纵向制导逻辑

如前文所述,数值预测校正制导算法的最终目

的是生成倾侧角指令。而纵向制导部分的任务是确定倾侧角的幅值。

3.2.1 航程预测环节

传统的再入制导研究往往在再入点建立坐标系,使用剩余航程来迭代制导指令。然而,在再入过程接近终端时,剩余航程的值接近于0,这很可能会造成迭代发散,使算法无法获得倾侧角指令。同时,对剩余的导数进行积分来计算剩余航程的过程会带来巨大的计算量。为了解决这一问题,本文采用再入总航程来代替剩余航程。并且基于发射坐标系到地心坐标系的经纬度位置信息,提出了一种不进行积分直接计算总航程新方法。

式(1)~(6)给出了六个状态变量的导数,通过对这六个方程的积分,我们可以得到空天飞行器在每个时刻的位置和速度信息。再入航程定义在飞行过程的纵平面内。因此,通过发射坐标系到地心坐标系的转换,可以实时得到飞机的经度和纬度。通过给定一个初始的倾侧角,预测校正算法的预测环节就可以预测飞行器的最终落点,再入航程可以用式(20)计算。

$$\begin{aligned} \Delta(\tilde{\sigma}_i) &= \arccos \begin{bmatrix} \sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_f\right) \sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_0\right) \cos(\lambda_f - \lambda_0) \\ + \cos\left(\frac{\pi}{2} - \phi_f\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \phi_0\right) \end{bmatrix} \\ s_f(\tilde{\sigma}_i) &= R_e \cdot \Delta \end{aligned} \quad (20)$$

式中, λ_0, ϕ_0 是再入点的经纬度, λ_f, ϕ_f 是由算法预测环节得到的目标点的经纬度, $\Delta(\tilde{\sigma}_i)$ 是 $s_f(\tilde{\sigma}_i)$ 对应的地心角。

3.2.2 指令校正环节

在航程预测环节获得了在给定倾侧角下的航程之后,指令校正环节通过牛顿迭代来求解符合要求的倾侧角指令,如式(21)所示。

$$\begin{aligned} \tilde{\sigma}_{i+1} &= \tilde{\sigma}_i - a \cdot \frac{f_i}{\dot{f}_i} \\ f_i &= s_f(\tilde{\sigma}_i) - s_{\text{all}} \end{aligned} \quad (21)$$

在式(21)中, a 是下山因子,一般情况下,为了保证计算效率,需要给它分配一个合适的值。然而,当接近真正的解时,如果 a 的值太大,迭代可能陷入死循环,在真解附近振荡。迭代中的另一个问题是目标函数 f_i 在局部的单调性可能与它的整体单

调性不一致,由于局部的单调性异常,迭代可能会反向进行从而偏离正确的解,这也会产生发散。为了解决这一问题,本文给出一种自适应迭代算法,当式(22)满足时, a 将缩减一定倍数。

$$|f_i| > |f_{i-1}| \quad (22)$$

式(21)中, s_{all} 是根据再入点和目标落点的经纬度求取的再入航程的参考值,具体求解方法由式(23)给出。

$$\Delta_{all} = \arccos \left[\begin{aligned} &\sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{final}\right)\sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_0\right)\cos(\lambda_{final} - \lambda_0) \\ &+ \cos\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{final}\right)\cos\left(\frac{\pi}{2} - \phi_0\right) \end{aligned} \right] \quad (23)$$

$$s_{all} = R_e \cdot \Delta_{all}$$

式中, λ_{final} 、 ϕ_{final} 是目标落点的经纬度, Δ_{all} 是 s_{all} 对应的地心角。

式(20)中,目标函数 f_i 的导数 \dot{f}_i 一般来说难以解析求取,因此在实际应用中可以采用差分来代替。

迭代算法的流程如图 5 所示。

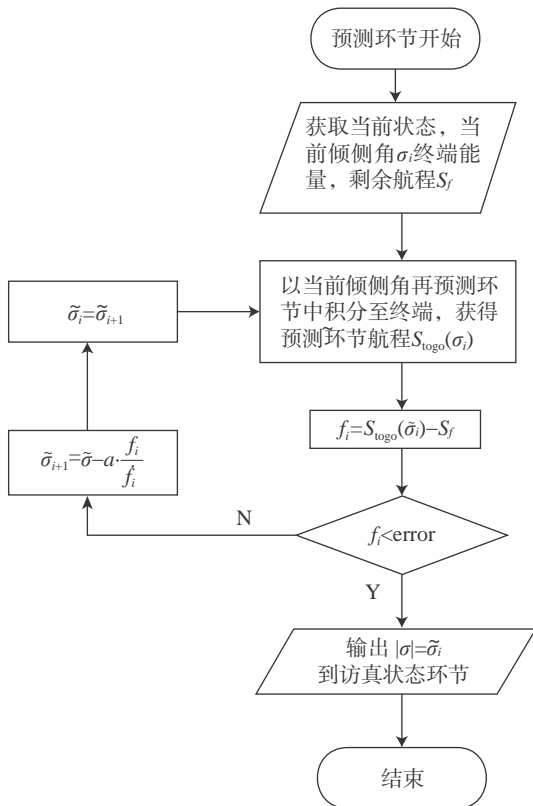


图 5 纵向制导流程

Fig. 5 Longitudinal guidance Logic

3.3 侧向制导逻辑

侧向制导就是要通过合理的定义倾侧角反转逻辑来实现,在本节中反转逻辑的设计是通过定义横程和横程边界来实现。因此本文中的侧向制导律的设计就是定义横程并设计横程边界。横程边界的设计原则为使再入轨迹满足终端位置约束,又不至于使侧倾反转过于频繁。对于特定飞行器,可以通过多次仿真实验获得适当的横程边界参数。横程有多种定义方法,对于不同定义的横程,需要设计不同的横程边界。

为了定义横程,首先在横向定义横向剩余航程,由式(24)给出。

$$S_z = \arccos [\sin\phi_{final}\sin\phi + \cos\phi_{final}\cos\phi\cos(\lambda_{final} - \lambda)] \quad (24)$$

横程的定义如式(25)。

$$Z = \arcsin [\sin(S_z)\sin\Delta\phi] \quad (25)$$

这种定义方法在倾侧角变号时,横程可以很快的响应,有较好的控制效果,航向角误差 $\Delta\phi$ 是以目标落点为基准,可以保证轨迹会逐渐趋向于目标落点。

横程的上下边界设计为:

$$\begin{aligned} Z_{up} &= k_1 \cdot \sin^{-1} [\sin(s_z)\sin 15^\circ] \\ Z_{down} &= -k_2 \cdot \sin^{-1} [\sin(s_z)\sin 15^\circ] \end{aligned} \quad (26)$$

其中, k_1 、 k_2 为可调参数。因此,倾侧角符号翻转逻辑为:

$$\text{sgn}(\tilde{\sigma}_i) = \begin{cases} 1, & Z < Z_{down} \\ -1, & Z > Z_{up} \end{cases} \quad (27)$$

因此当前使用倾侧角指令变为:

$$\tilde{\sigma} = \text{sgn}(\tilde{\sigma}_i) \cdot |\tilde{\sigma}_i| \quad (28)$$

综合纵向与侧向制导,得到完整的预测校正制导逻辑如图 6 所示。

3.4 分段制导逻辑

全程的预测-校正制导在标称情况下一般有很好的精度,但对于长程的再入问题,气动不确定性在预测环节中的积累会影响倾侧角幅值迭代的准确性。为了进一步提升算法应对气动不确定性的性能,本文中的分段预测校正制导方法首先将再入过程分为两大段,分别是初始下降段和预测校正段,由于再入段的仿真再入点位于再入走廊之外,需要经历一个高度迅速下降的阶段才能进入再入走廊,因此在再入段前期规划初始下降段。

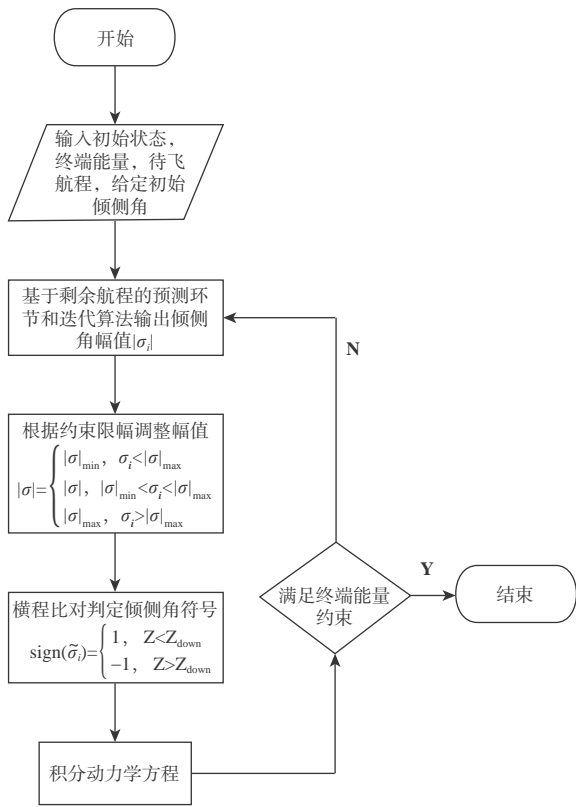


图6 预测-校正制导逻辑流程

Fig. 6 Predictor-corrector guidance process

初始下降段下沉率大,且由于再入飞行器尚未进入大气环境,气动力的控制能力有限。基于初始下降段的这些物理特性,在该阶段设计比较精确的倾侧角方案,或通过改变这一过程中的倾侧角来控制飞行轨迹,但效果并不明显。所以,为了避免不必要的计算量,设置初始下降段的倾侧角为一给定常值。该值由迭代算法确定,要求在使再入轨迹位于热流约束曲线之上的前提下使倾侧角尽量大,本文中设计对象以45°倾侧角飞行直至满足式(29)。

$$\left| \frac{dr}{dv} - \left(\frac{dr}{dv} \right)_{QECC} \right| < \delta \quad (29)$$

之后进入预测校正段,在进行传统的再入段轨迹规划时,往往根据物理过程把再入分为许多阶段,但这种分段方式过于复杂,不利于快速实现。预测校正制导因其只需要初始和终端状态即可进行计算的特性,使其在标称情况下运行时兼具了提供标称轨迹的功能,因此考虑在标称预测校正仿真的轨迹上选取若干航路点,以航路点为各段预测校正的终点来进行新的分段预测校正制导仿真。

4 仿真分析与制导性能评估

本文研究空天飞行器的再入阶段,初始条件由表1给出。表2给出了目标落点的相关信息。

表1 再入点初始条件

Table 1 The initial conditions of the re-entry point

x/km	y/km	z/km	$V_x/(km \cdot s^{-1})$	$V_y/(km \cdot s^{-1})$	$V_z/(km \cdot s^{-1})$
-3808	-1778	-2513	5.340	4.817	0.9644

表2 目标落点相关信息

Table 2 The conditions of the drop point

经度/°E	纬度/°N	高度/m	速度/(m·s ⁻¹)
89.06	38.91	25	780

4.1 全程预测-校正制导仿真

由于每次迭代都要运行预测环节,为了减少运算时间,预测环节算法的步长比状态环节的步长要长,但是如果预测环节的状态变化很大(状态导数值偏大),算法会自动减小步长以规避误差。

如图7~8所示:制导算法能够满足速度、高度等终端约束。从图9可以看出,在飞行的前期,倾侧比较稳定。在再入过程的后期,随着横程边界的缩小和算法给出指导指令频率的增加,倾侧角开始反转。在表3中,我们可以发现落点在误差范围内。

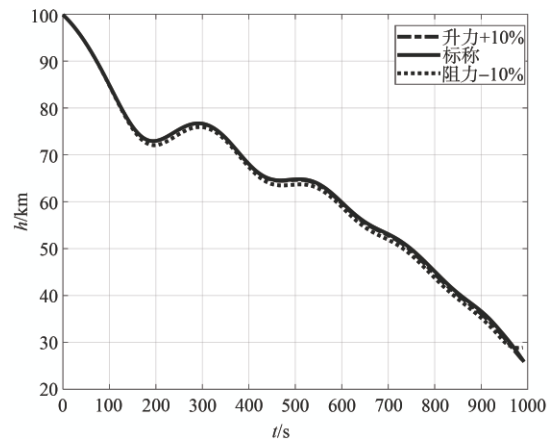


图7 再入轨迹高度-时间

Fig. 7 Altitude-time of the re-entry phase

4.2 分段预测-校正制导仿真

在上节的仿真结果中,飞行末端控制指令会出现饱和,且在气动不确定性存在的情况下制导精度下降明显。

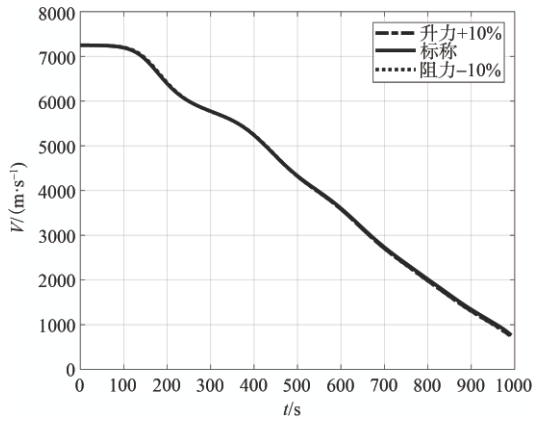


图 8 再入轨迹速度-时间

Fig. 8 Velocity-time of the re-entry phase

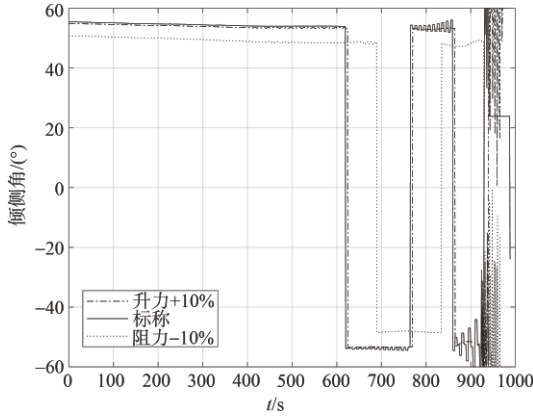


图 9 再入轨迹倾侧角-时间

Fig. 9 Bank angle-time of the re-entry phase

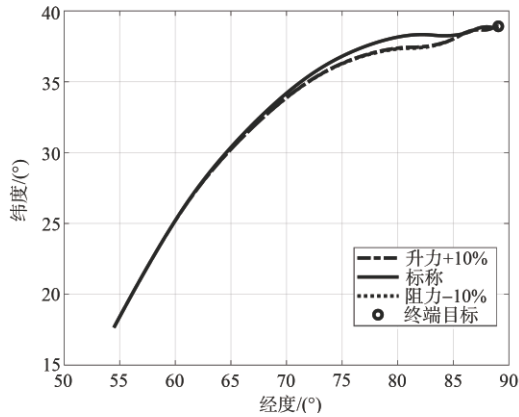


图 10 再入轨迹地面轨迹-时间

Fig. 10 Subsatellite track-time of the re-entry phase

表 3 落点误差

Table 3 Error of drop point condition

标称落点误差	升力+10%落点误差	阻力-10%落点误差
/km	/km	/km
0.503	3.234	4.876

本节在标称预测校正仿真的轨迹上选取若干航路点,以航路点为各段预测校正的终点来进行新的分段预测校正制导仿真,仿真弹道参数由图 11~14 给出。

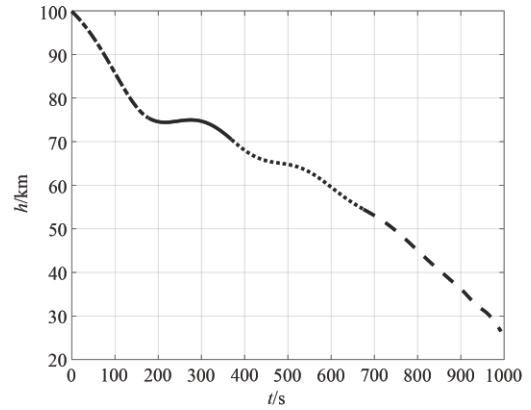


图 11 再入轨迹高度-时间

Fig. 11 Altitude-time of the re-entry phase

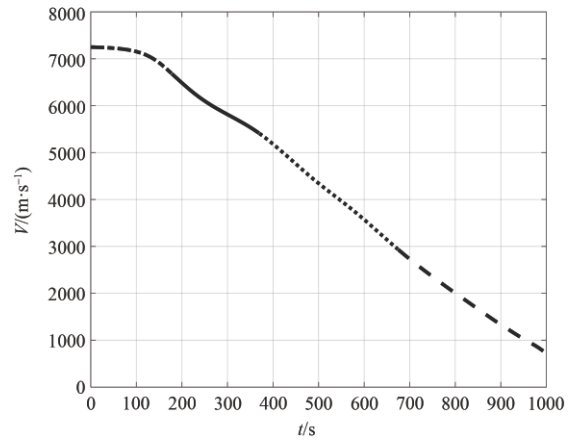


图 12 再入轨迹速度-时间

Fig. 12 Velocity-time of the re-entry phase

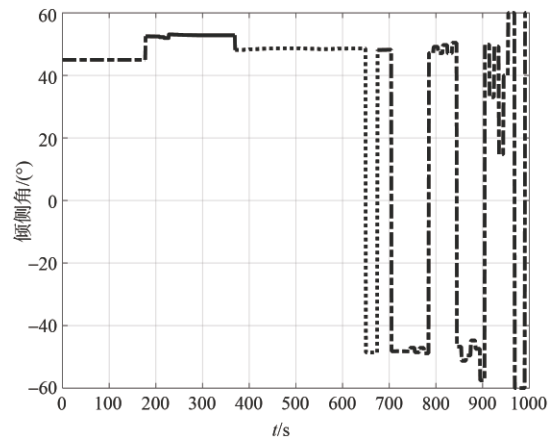


图 13 再入轨迹倾侧角-时间

Fig. 13 Bank angle-time of the re-entry phase

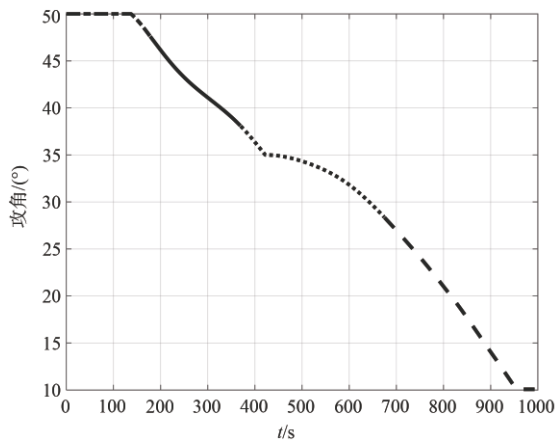


图14 再入轨迹攻角-时间

Fig. 14 Angle of attack-time of the re-entry phase

从图15中可以看到,将再入过程分段后有效的缓解了末端控制指令饱和的问题,饱和时间明显后移且不再有震荡,落点误差也被控制在3km以内。

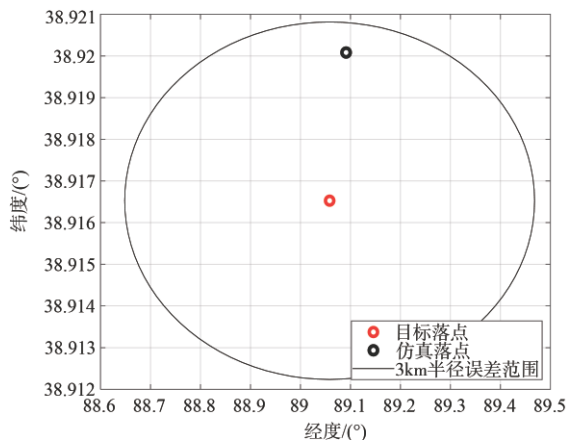


图15 再入轨迹落点误差

Fig. 15 Drop point error of the re-entry phase

5 结束语

通过对仿真结果的分析,可以发现该算法在空天飞行器再入阶段工作良好。作为对数值预测校正方法的改进,本文设置航路点对再入过程进行分段,采用自适应迭代算法来提高预测校正制导算法迭代环节的收敛性和精度,有效地抑制了迭代的发散。在未来的工作中,将考虑把深度学习应用于航程预测环节,在使用本套算法获取大量仿真数据的基础上,利用AI学习获取倾侧角与航程之间的输入输出规则,用基于数据模型的倾侧角-剩余航程

映射代替原有的预测环节,由此进一步提高制导算法的计算效率。

参 考 文 献

- [1] Zhou J, Liu K, She W X. Preliminary analysis for a two-stage-to-orbit reusable launch vehicle [C]. 20th AIAA International Space Plane and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2015.
- [2] Greg J G. Cost comparison of expendable hybrid and reusable launch vehicles [D]. Alabama: Air Force Institute of Technology Air University, 2006.
- [3] Braun R D, Powell R W. Predictor-corrector guidance algorithm for use in high-energy aerobraking system studies [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(3): 672-678.
- [4] Sacher P W. The engineering design of engine/airframe integration for the SAENGER fully reusable space transportation system [R]. NATO 2010.
- [5] Weingarten S S. The reference concept of the german hypersonic technology program [C]. AIAA/DGLR 5th International Aerospace Planes and Hypersonic Technologies Conference, 1993.
- [6] 刘全军. 高超声速飞行器再入段姿态控制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [7] Feng Z J, Zhou J. Design of multi-constrained robust attitude controller for hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(8): 839-846.
- [8] Xue S, Lu P. Constrained predictor-corrector entry guidance [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1273-1281.
- [9] Wang T, Zhang H, Zeng L, et al. A robust predictor-corrector entry guidance [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 66: 103-111.
- [10] Xia Y, Shen G, Zhou L, et al. Mars entry guidance based on segmented guidance predictor-corrector algorithm [J]. Control Engineering Practice, 2015, 45: 79-85.
- [11] Zheng Y, Cui H, Ai Y. Constrained numerical Predictor-Corrector guidance for mars precision landing [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2017, 40(1): 177-250.
- [12] Zeng L, Zhang H, Zheng W. A three-dimensional predictor-corrector entry guidance based on reduced-order motion equations [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 73: 223-231.
- [13] Wang T, Zhang H, Tang G. Predictor-corrector entry guidance with waypoint and no-fly zone constraints [J]. Acta Astronautica, 2017, 138(SI): 10-18.
- [14] 王光纶. 高超声速飞行器再入段预测校正制导研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [15] Luo Z, Zhang H, Tang G. Skip entry guidance using numerical predictor-corrector and patched corridor [J]. Acta Astronautica, 2015, 117: 8-18.

作者简介:



章吉力(1996-),男,硕士研究生,主要研究方向为飞行器动力学与控制。



余智勇(1981-),男,博士,研究员,主要研究方向为高超声速飞行器先进制导技术研究。



樊雅卓(1987-),男,硕士,工程师,主要研究方向为空天飞行器轨迹优化与控制技术。



刘凯(1984-),男,博士,副教授,主要研究方向为高超声速飞行器智能制导控制。本文通信作者。



安帅斌(1997-),男,硕士研究生,主要研究方向为飞行器动力学与控制。

[引用格式] 李理. 2019年边缘计算技术发展综述[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 58-62.

2019年边缘计算技术发展研究

李 理

(北京理工大学计算机学院, 北京 100081)

摘 要: 边缘计算将数据处理任务放置在网络边缘(靠近数据源)的设备上,可以快速实现实时数据处理,具有低延迟、隐私安全性和灵活性的特点,被认为是“人工智能的最后一公里”。近年来,边缘计算的飞速发展在不断推动边缘人工智能物联网的发展。对2019年边缘计算的相关研究与成果进行了综合评述,并对未来发展趋势进行了展望。首先,梳理2019年面向边缘计算的人工智能软硬件进展,科技巨头纷纷推进战略部署,市场火爆;然后,总结2019年在降低功耗方面的最新成果,指出降低功耗是边缘计算技术落地的关键点;随后,从嵌入超低功耗人工智能芯片和异构计算架构两个方向概述边缘计算最新发展趋势;最后,从电源功耗、人工智能芯片、安全隐私、5G等四个角度讨论边缘计算面临的困难与挑战。

关键词: 边缘计算; 人工智能; 物联网; 5G; 设备功耗; 类脑芯片; 安全隐私; 异构计算架构

中图分类号: TP399 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-58-05

A Survey on Edge Computing in 2019

LI Li

(School of computer science, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Edge computing places data processing tasks on the devices which near the edge of the network, close to the data source. This computing methodology can realize real-time data processing very quickly, with characteristics of low latency, privacy security and flexibility, which is considered as the last kilo-meter of artificial intelligence (AI). In recent years, the rapid development of edge computing is constantly promoting the development of edge AI internet of things (IoT). This paper reviews the related research and achievements of edge computing in 2019, and looks forward to the future development trend. First of all, this paper analyzes the recent development of AI software and hardware for edge computing in 2019, wherein technology giants have promoted strategic deployment which causes the market's booming. Secondly, this paper summarizes the latest achievements in reducing power-consumption in 2019, and shows that reducing power-consumption is the key point for the implementation of edge computing technology. Thirdly, the latest development trend of edge computing is overviewed from two directions of embedded power-consumption power AI chip and heterogeneous computing architecture. Finally, the problems faced by edge computing about power-consumption, AI chip, security privacy and 5G, are discussed.

Key words: Edge Computing; Artificial Intelligence; IoT; 5G; Equipment Power-Consumption; Brain-Like Chip; Security Privacy; Heterogeneous Computing Architecture

1 引 言

边缘计算是指在数据源处或附近进行的计算,这与依靠众多数据中心的云计算来完成所有工作

的模式有着显著不同^[1],被认为是“人工智能的最后一公里”。边缘计算的特点是低延迟、隐私安全性和灵活性。近年来,边缘计算的飞速发展在不断推动边缘人工智能物联网的发展^[2]。当前社会发

展正在经历万物智能互联的时代,人工智能与物联网正在改变世界各地的产业面貌与布局,随之而来的是视觉/视频应用与连网量的激增。根据 IHS Markit 的数据,到 2019 年,全球仅监控摄像头每天产生的数据量就达到 2500PB。根据麦姆斯咨询 (MEMS Consulting) 的数据,全球计算机视觉市场规模预计到 2023 年将增长至 173.8 亿美元,激增的视觉应用正在推动人工智能向边缘普及。根据华为《全球产业展望 GIV2025: 打开智能世界的产业版图》白皮书,到 2025 年,全球物联数量达 1000 亿量级,全球智能终端将达 400 亿。以英特尔公司为例,2019 年在无人机、相机、机器人和自动驾驶汽车等设备的边缘计算收入同比增长了约 20%, 预计这一数字会逐年增长。“从数据中心走到边缘”已成为业界的趋势。根据互联网数据中心 (IDC) 的数据,到 2019 年底,45% 的数据将在边缘进行存储;到 2023 年,在边缘设备上发生人工智能任务的比例为 43%,具有边缘人工智能功能的设备将增长 15 倍;到 2025 年,全球累计的数据量将从 2018 年的 33 ZB 增长到 175 ZB,这些数据很大一部分将来自用于安全和商业智能目的的 IP 监控摄像机。

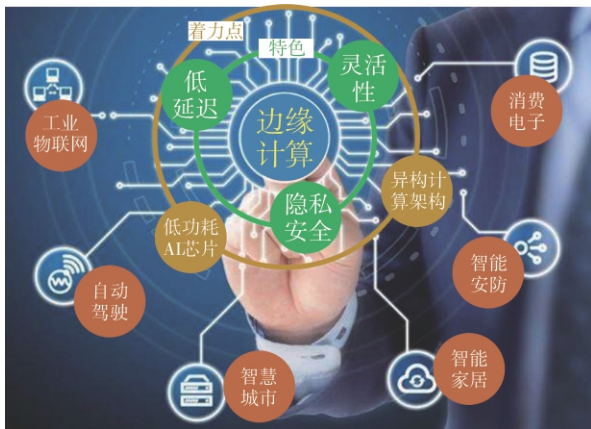


图 1 边缘计算被认为是“人工智能的最后一公里”

Fig. 1 Edge computing is regarded as the last kilo-meter of artificial intelligence (AI)

2 面向边缘计算的人工智能软硬件市场火爆

英特尔公司的边缘计算人工智能产品体系以 Intel Movidius Myriad™ X 视觉加速芯片、可扩展的人工智能加速解决方案、OpenVINO™ 深度学习部

署工具套件为支柱。2019 年 10 月,英特尔公司宣布了“高性能计算”“边缘赋能”“视觉(视频)推理”三大物联网战略,积极推动物联网生态系统的发展进化。与此同时,英特尔公司推出最新版本的 OpenVINO 工具包 (2019 R3), 推出边缘人工智能生态智库,旨在以领先的开发者工具和生态系统方案,帮助行业快速规模部署人工智能物联网。基于 Intel Movidius 和边缘计算技术,英特尔云图睿视边缘计算平台内嵌视觉算法,支持各类传感器接入和各类算法运行,是全球首款开放式人工智能边缘计算平台。

2019 年 3 月,谷歌公司发布了 TensorFlow 2.0 的 Alpha 版和智能硬件平台 Coral。Coral 平台采用专为边缘计算设计的 Edge TPU,可为低功耗设备提供高性能机器学习推理能力,此举被业界认为是在边缘计算布局相较于其他国际科技巨头起步较晚的谷歌公司走出了边缘计算硬件化的重要一步。2019 年 11 月,谷歌公司与意大利电信公司就边缘计算服务的发展建立主要战略联盟。惠普公司和微软公司分别计划在未来四年内向物联网和边缘计算领域投资 40 亿美元和 50 亿美元。

2019 年 7 月,欧盟 TEMPO 项目启动,由瑞士神经拟态处理器研发公司 aiCTX 牵头,共 15 家单位参与,旨在探索支持新兴存储技术及新型硬件架构来实现超低功耗神经拟态运算,以满足智能终端设备对复杂深度学习算法的应用需求,为人工智能边缘运算市场的到来做好准备。aiCTX 已在 2019 年 4 月发布全球首款基于事件驱动的人工智能处理器 DynapCNN,用于拓展视觉物联网传感器等诸多应用场景的超低功耗边缘计算。

2019 年 5 月,英伟达公司发布首款面向边缘设备的人工智能平台 Nvidia EGX,旨在将人工智能引入网络边缘。该平台具备高性能和可扩展性,能够实时感知、理解和处理数据,能够从基于 Jetson Nano 处理器的轻型服务器(每秒完成 0.5 万亿次操作)扩展到基于边缘服务器 NVIDIA T4 机架的微型数据中心(每秒完成 10000 万亿次操作)。2019 年 10 月,英伟达公司发布用于构建依赖 GPU 内存运行的 5G 无线接入网络的开发工具包 Aerial,以提升在 5G 和边缘计算领域部署其人工智能系统的效率。同期,美国开源解决方案提供商红帽公司宣布

其 OpenShift 平台将与英伟达公司展开合作,用以构建集成英伟达 EGX 边缘计算平台的云本地电信基础设施,助力电信公司采用能够支持边缘工作负载的 5G 网络。2019 年 11 月,英伟达公司宣布推出世界上最小的边缘人工智能超级计算机——Jetson Xavier NX,且它与 Jetson Nano 具有引脚兼容性,能够轻松优化深度学习网络以进行边缘推理,使开发人员可以在边缘运行融合了人工智能的复杂应用程序。2019 年 10 月,机器学习和数据科学咨询公司 Tryolabs 发布基准评测报告,测试比较了英伟达 Jetson Nano、谷歌 Coral 开发板(内置 Edge TPU)、英特尔计算棒这三款针对人工智能设计的边缘计算设备以及与不同人工智能算法模型的组合,结果表明:英伟达 Jetson Nano 无论在推理时间还是推理准确率方面均体现出优势。

3 降低功耗成为边缘计算技术落地的关键点

应用于边缘计算场景下的硬件和芯片的节能功能对于边缘计算来说非常重要^[3],因为传统的硬件运行此类任务时耗电量非常巨大。

2019 年 4 月,瑞士 aiCTX 公司发布了世界首款完全基于事件触发运算的动态视觉人工智能处理器 DynapCNN。其纯异步、高可配置性、可拓展性等为开发和落地一系列边缘端人工智能模型与应用提供了可能性。其基于动态视觉的事件触发运算机制使得 DynapCNN 芯片能够将功率降低到亚 mW 级别。此外,该芯片使用稀疏计算处理场景中的目标移动,在保障对移动目标实时识别可实现低于 5ms 的超低延迟的同时,显著降低了芯片的动态功耗。经测,相较于已有的深度学习实时视觉处理方案,DynapCNN 所提供的超低延时动态视觉解决方案对比 DL 加速器技术,将识别响应延时缩短了 90% 以上,同时功耗降低 99% 以上。

2019 年 7 月,英特尔公司发布了搭载 64 颗 Loihi 芯片的神经拟态硬件原型系统 Pohoiki-Beach。该原型系统功耗比传统 CPU 功耗降低 99.08% 以上,比特制的物联网推理硬件功耗降低 80% 以上。从另一个角度测试结果显示,当网络规模扩大 50 倍后,该系统依然能够维持实时性能,功耗仅增加 30%。反观特制的物联网推理硬件,其功耗会增加超过 5 倍并失去实时性。因此,该原型系

统对于独立的自动驾驶技术来说至关重要。

而超低功耗的实时信息处理,是类脑芯片最显著的标签,因此,类脑芯片成为对物联网前端传感器信息进行本地实时低功耗处理的重要选择之一。大脑的神奇之处在于实时处理复杂信息的同时只消耗极少的能量,而类脑芯片工程的目标不是模仿大脑,而是理解大脑如此高效的工作机制,并把这些机制用到芯片中。通常而言,在类脑芯片的脉冲神经网络中,在达到由变量(或者函数)所描述的特定阈值时,神经元才发出脉冲信号^[4]。正是由于这种特性,只有当神经元脉冲观察到域的变化时,神经形态系统才需要能量,所以类脑芯片相比经典冯诺依曼计算架构有显著的功耗优势以及更强的自适应学习能力^[5]。上述优势对边缘计算在能效提升和实时性提升方面起到了至关重要的作用,尤其是在边缘设备需要实时本地处理动态数据的情况下,例如自动驾驶汽车或者自助机器人等。

4 边缘计算发展趋势分析

边缘计算技术和应用仍处于开发的早期阶段,亚马逊公司、谷歌公司、微软公司、英伟达公司等传统云计算和硬件巨头是该领域的领导者。目前,世界科技巨头及厂商通常会将网关(历史数据或设备交换数据)和企业内部部署服务器(在私有云中,但物理位置靠近 AI 数据生成的地方)的数据置于边缘侧训练。其中,专为企业内部部署服务器的训练任务所开发定制的芯片包括英伟达公司的 DGX,以及针对来自 Cerebras System、Graphcore 和 Habana Labs 等内部部署数据中心的系统级产品。目前,边缘侧人工智能训练市场较小,因为人工智能训练任务更倾向于在云端执行,目前英伟达公司在云端人工智能训练领域处于主导地位。

根据 ABI Research 统计分析,2019 年至 2024 年期间边缘人工智能市场将实现 31% 复合年增长率。边缘人工智能市场近期着力点归纳如下:首先,WAN 网的传感器中嵌入超低功耗人工智能芯片,因此这个领域主要由 FPGA 厂商、RISC-V 设计厂商和 ASIC 厂商主导。其次,机器人通常依赖异构计算架构,例如:用于导航的 SLAM(同时定位和映射)、用于人机界面交互的会话人工智能、用于对象检测的机器视觉等,所有这些都将在不同程度上使

用CPU、GPU和ASIC。目前,英伟达公司、英特尔公司和高通公司正在这个领域进行激烈的竞争。最后,涉及制造业、智能建筑、石油和天然气等领域的智能工业应用,FPGA厂商依托兼具灵活性和适应性的FPGA架构而在该领域市场表现出众。

当前,边缘计算产业生态架构已初步形成,世界科技巨头在该生态中的定位主要包括三类:首先,从算法切入,提供面向边缘侧智能的计算机视觉算法和自然语言处理算法等。其次,从硬件切入,提供手机、笔记本电脑等(移动)终端硬件等。最后,从算力切入,提供面向边缘计算的人工智能芯片等^[6]。此外,在边缘计算的发展中,还有一个值得注意的概念——雾计算。雾计算强调设备网关中的数据处理,数据通过雾计算收集到设备的网关,然后在需要数据的设备中进行处理、存储和应用^[7]。边缘计算强调边缘侧,即更靠近数据生成的设备端(数据源),所以雾计算介于传统云计算和边缘计算之间。

目前,边缘计算已经在自动驾驶、智能安防、消费电子等领域产生爆发式应用。以自动驾驶为例,在高速行驶的情况下,确保安全的首要前提是实时性。然而,由于网络终端的延迟以及无法预知的网络带宽堵塞,云计算不能保证实时性,因此面向边缘计算的车载终端计算平台成为自动驾驶计算发展的必然趋势^[8]。此外,伴随着电气化的发展趋势,低功耗对于汽车工业变得越来越重要,因此满足实时性和低功耗需求的ASIC芯片将成为车载计算平台的未来发展趋势。以智能安防为例,与传统的视频监控相比,人工智能加持的视频监控最重要的变革是将被动监控变为主动分析和预警,因此有效降低了手动处理大量监视数据带来的巨大人力成本和应激反应时延;另一方面,随着图像识别和硬件技术的发展,依托边缘计算的终端智能安防的条件越来越成熟^[9]。在工业领域,边缘计算也发挥着越来越重要的作用,因为从工业发展的方向来看,数据将成为驱动生产和制造的重要生产手段,因此如何处理这些海量的实时数据已成为企业快速发展的重要问题。

5 边缘计算面临的挑战分析

随着人工智能在边缘计算平台中的应用,以及

对边缘计算和物联网“端-云”的日益增长的推动,边缘智能已成为边缘计算的一种新形式,打通物联网应用的“最后一公里”^[2]。目前,边缘计算的研发面临以下挑战:

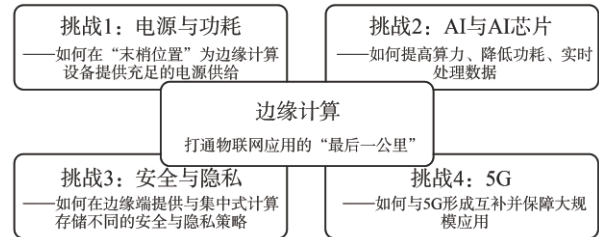


图2 边缘计算面临的挑战分析

Fig. 2 Analysis of the challenges faced by edge computing

(1) 电源与功耗。边缘计算设备往往处于圈层感知网络的末端,部署量非常巨大,如何在这些“末梢位置”为边缘计算设备提供充足的电源供给,是边缘计算技术与设备大面积落地应用所要面临的关键问题。在这种情况下,通过电源架供电并进行电力智能分配策略,已成为一种越来越常见的机制^[3],然而如何降低边缘计算设备功耗应该是解决该问题的主要突破口之一^[10]。

(2) 人工智能与人工智能芯片。高效的边缘计算技术与设备离不开高效的人工智能芯片。它不仅能够提高算力,而且可以有效降低功耗。特别是人工智能芯片所搭载的人工智能算法模型,能够在提供额定数据实时边缘处理能力基础上有效甄别数据重要程度,从而完成数据清洗,进而降低边缘计算设备损耗以及对边缘计算设备进行管理检修和异常检测感知^[11]。

(3) 安全与隐私。与其他技术一样,边缘计算技术在安全性方面并非万无一失,它需要提供一套与传统集中式计算和存储不同的数据安全与隐私保护策略^[12]。因此,边缘端的安全措施需要进行大规模的升级改造以支撑边缘计算安全运行。

(4) 5G。作为未来网络的5G与边缘计算的融合和衔接成为研究重点,二者互补性强,已成为彼此大规模应用的必要保障。5G网络所能提供的更快速度,能够有效保障边缘计算与物联网进行低延迟的高效通信^[12-14],为云端计算预留更多的数据处理能力和网络连接能力。

6 结束语

当今社会和科技发展正在迈向以数据为中心的崭新世界,“万物智能互联”是最具代表性的趋势之一。边缘计算技术能够应用于自动驾驶、物联网、机器人、医养等诸多行业,同时也成为5G衍生概念,在当下世界各国进入5G“攻坚战”的关键时期,得到了更多的关注。数据爆发式、指数级增长的趋势已经不可阻挡,并将继续呈指数级增长。首先在数据中心处理大量数据、然后在云中处理这些数据的传统方式已不适用于具有大量数据的高需求任务,网络的性能和速度继续扩展着新的性能极限,随之而来的是对新解决方案的需求,现在是边缘计算和边缘设备时代的开始。边缘计算将数据处理任务放置在网络边缘(靠近数据源)的设备上,这种计算方法可以非常快速地实现实时数据处理,对于具有机器学习能力和人工智能能力的许多复杂的物联网解决方案来说是必需的。

参 考 文 献

- [1] Mahadev Satyanarayanan. Edge computing [J]. Computer, 2017, 50(10): 36-38.
- [2] Qiang F, Nirwan A. Application aware workload allocation for edge computing based IoT[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2018, 5(3): 2146-2153.
- [3] 安宜豪. 移动边缘计算中面向低功耗的任务迁移问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [4] Kasabov N K. NeuCube: A spiking neural network architecture for mapping, learning and understanding of spatio-temporal brain data [J]. Neural Networks: the Official Journal of the International Neural Network Society, 2014, 52(4): 62-76.
- [5] Potjans W, Morrison A, Diesmann M. A Spiking Neural Network Model of an Actor-Critic Agent[M]. MIT Press, 2009.
- [6] 刘启诚. 边缘计算产业进入重要机遇期[J]. 通信世界, 2017(32): 12.
- [7] Brian H. Cloud computing [J]. Communications of the Acm, 2008, 51(7): 9-11.
- [8] 徐婧. 简述边缘计算的特征和应用[J]. 中国新通信, 2019, 21(17): 84-85.
- [9] Si Y J, Yoonhyung Lee, Byoungheon Shin, et al. Application-aware IoT camera virtualization for video analytics edge computing [C]. 2018 IEEE/ACM Symposium on Edge Computing (SEC). ACM, 2018.
- [10] 林天静, 沈浩, 杭飞. 面向无人机任务载荷的通用数据记录技术[J]. 无人系统技术, 2018, 1(3): 52-58.
- [11] Wang J H, Zhang M, Qiu M K. A diffusional schedule for traffic reducing on network-on-chip [C]. 2018 5th IEEE International Conference on Cyber Security and Cloud Computing (CSCloud) and 2018 4th IEEE International Conference on Edge Computing and Scalable Cloud (EdgeCom). IEEE, 2018.
- [12] 刘利军, 柏洪涛, 谭飞越, 等. 移动边缘计算安全风险分析及解决方案[J]. 电信工程技术与标准化, 2019, 32(11): 42-46.
- [13] 云晴. 5G时代边缘计算与网络架构不断融合[J]. 通信世界, 2019(23): 45-46.
- [14] 贾庆民. 5G移动通信网络中缓存与计算关键技术研究[D]. 北京: 北京邮电大学, 2019.
- [15] 葛悦涛, 尹晓桐. 边缘计算的发展趋势综述[J]. 无人系统技术, 2019, 2(2): 60-64.

作者简介:



李 理(1982-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为公安智能系统、视图大数据应用、云边融合计算、人工智能等。

[引用格式] 武坤琳, 葛悦涛. 俄罗斯《2030年前国家人工智能发展战略》浅析[J]. 无人系统技术, 2020, 3(2): 63-66.

俄罗斯《2030年前国家人工智能发展战略》浅析

武坤琳, 葛悦涛

(北京海鹰科技情报研究所, 北京 100074)

摘要: 2019年10月10日, 俄罗斯总统普京签署总统令, 批准《2030年前国家人工智能发展战略》, 明确了俄罗斯未来十年人工智能发展基本原则、优先方向、目标、主要任务以及机制举措。介绍了战略发布背景, 阐述了战略的基本内容, 主要从推进人工智能技术的科学研究与发展、推进软件研发与应用、提升信息和计算资源可用性和质量、提高电子器件等硬件可用性、完善人工智能领域人才培养体系、创建规范化的发展与应用环境等方面介绍了战略的主要任务。最后, 分析论述了战略的意义和影响, 认为战略将维护俄罗斯的技术独立性和竞争优势, 美俄在人工智能领域的竞争也将愈演愈烈。同时, 俄罗斯还将通过加强人工智能技术的研发, 推进数字经济的发展, 促进人工智能技术的军民双向转化, 强化人工智能技术对军事领域的有力支撑。

关键词: 俄罗斯; 人工智能; 分布式集群; 神经形态计算系统; 人才培养体系; 数字经济

中图分类号: TP18 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-5915(2020)02-63-04

Initial Analysis on the Russian National Development for Strategy of Artificial Intelligence until 2030

WU Kunlin, GE Yuetao

(Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: On October 10, 2019, Russian President Putin signed a presidential decree approving the National Artificial Intelligence Development Strategy by 2030, which clarified the basic principles, priority directions, goals, main tasks and mechanism measures of Russian artificial intelligence development in the next ten years. Introduced the background of strategy release, explained the basic content of the strategy, Introduced the main tasks of the strategy, including advancing scientific research and development of AI technology, improve the availability and quality of information and computing resources, increase the availability of electronics, improve the talent training system in the field of AI, create a standardized development and application environment. Finally, the significance and impact of strategy are analyzed and discussed, It is believed that the strategy will maintain Russian technological independence and competitive advantage, and the competition between the United States and Russia in the field of artificial intelligence will also intensify. At the same time, Russia will also promote the development of the digital economy by strengthening the research and development of AI technology. Promote the two-way transformation of AI technology between civilians and military, and strengthen the strong support of AI technology in the military field.

Key words: Russia; Artificial Intelligence; Distributed Cluster; Neuromorphic Computing System; Talent Training System; Digital Economy

1 引言

人工智能是引领未来的战略性技术,作为最具颠覆性和变革性的技术之一,对国家政治、经济、文化等多个方面有着极为深远的影响。近年来,全球人工智能战略布局持续升温,自2013年以来,美、英、日等世界主要发达国家就率先开始制定推动人工智能发展的相关规划和政策。2016年以来,美、英、法等国相继制定发布人工智能国家战略,把发展人工智能作为提升国家竞争力、维护国家安全的重大战略,人工智能成为国际竞争的新焦点。一直以来俄罗斯积极推动在人工智能技术的发展与突破,2016年3月俄罗斯国防部通过的《2025年前发展军事科学综合体构想》,强调智能武器将成为未来战场的关键因素。2017年俄罗斯总统普京表示,人工智能是人类的未来,而掌握它的国家将统治世界。2019年2月俄罗斯国情咨文中,普京明确表示,俄罗斯将出台人工智能领域的发展计划。

2019年10月10日,俄罗斯总统普京签署总统令,批准了《2030年前国家人工智能发展战略》(以下简称战略)。该战略由俄罗斯联邦数字发展、通信和大众传媒部制定,明确了俄罗斯未来十年人工智能发展基本原则、优先方向、目标、主要任务以及机制举措。

2 战略主要内容

2.1 基本原则及目标

战略指出,俄罗斯发展和利用人工智能的基本原则是保护公民的权利和自由,防止和最大程度的降低人工智能技术可能带来的负面影响风险,保障人工智能工作透明化,确保人工智能技术的独立主权,形成研发与实际应用的创新循环体系,自由竞争等。战略目标是促进俄联邦社会经济领域的稳定发展,保障国家安全,确保俄罗斯经济的可持续竞争力以及在全球人工智能领域的领先地位。围绕战略提出的目标,俄罗斯将发展和利用人工智能技术持续推动俄联邦在经济、社会、教育、卫生及市政服务等领域的发展。

2.2 主要任务

(1) 推进人工智能技术的科学研究与发展
战略将优先支持人工智能领域的科学研究工

作,包括生物决策系统的算法模拟,如蜂群或蚁群的分布式集群系统,自主自我学习,复杂任务的自主分解、搜索和解决方案。吸引民间对人工智能领域的投资,在经济领域实施跨学科研究项目,加强专利研究与更新,发展科研基础设施,加强国内学术交流与国际合作等。到2024年,俄罗斯在国际科学期刊杂志上发表人工智能技术领域论文的引用量和质量、已注册的人工智能领域成果以及解决实际问题的数量都要有一定的增长。

(2) 推进软件的研发与应用

战略提出从资金、制度等方面为人工智能技术软件研制人员和专家提供支持;鼓励专家参与国家和国际公开数据库项目的建设;针对软件的安全性和兼容性以及计算系统标准特性等制定统一标准,同时确定软件测试标准,以检测软件的质量和有效性。到2024年俄罗斯应增加对国际交流及建设公开数据库的贡献。到2030年应该开发出可以应用于各个领域业务的软件,并在全球市场位于领先地位。

(3) 提升信息和计算资源的可用性和质量

战略指出,人工智能技术发展的主要因素是可用数据量的增长以及信息和通信平台的发展。因此将制定收集标记数据的统一方法以及相应的监测机制;建立发展信息和通信平台,建立监管框架,保护在经济科学活动中获得的数据,并依据法律规范数据发布流程,为政府机构、组织和人工智能领域研发人员开放公开访问权限。到2024年俄罗斯政府组织机构应可以访问该平台上的数据,并确保个人隐私数据的安全。到2030年平台发布的数据量应足以解决人工智能领域的紧急任务。

(4) 提高电子器件等硬件的可用性

战略提出将进行基础科学研究以开发新一代计算系统架构(包括与生物神经系统相似原理的神经形态计算系统);实施涉及到计算机系统元件以及高速处理器等方面的国家支持计划;实施涉及使用国产元器件的硬件系统的国家支持计划;支持创建和发展下一代电子元器件原型机研制、测试和产品组装中心;创建和发展高性能数据处理中心。到2024年应建立完善基础设施,支持人工智能领域开展活动。到2030年俄罗斯开发的微处理器应成为世界的代表产品之一。应开设基于俄罗斯微处理

器的专业数据处理中心。此外开发新型计算机系统构架,并为其注册知识产权。

(5) 完善人工智能领域人才培养体系

针对人工智能领域技术人才的培养,战略提出将实施教育计划,以培养人工智能领域的人才。教育计划包括在各级教育、再教育以及专业培训中增加编程、数据分析、机器学习等学科领域的课程,提高数学和自然科学的教学质量,同时增加社会人文主义教育;另一方面将采取相应鼓励机制帮助工作人员获取人工智能领域的相关技能,吸引国外人工智能领域的顶尖和一流专家,对公众宣传人工智能技术,公布相关的培训计划。到2024年人工智能领域人才数量应大大增加。到2030年,俄罗斯应实施在世界数一数二的教育计划,以培训人工智能领域的高素质专家和领导人。俄罗斯的高等教育机构应该在人工智能领域占据世界领先地位。

(6) 创建规范化的发展与应用环境

针对政府机构的数据收集、数据访问等建立相应的法律制度,创建法律条件以及简化测试和技术解决方案的程序,清除人工智能领域民用产品的出口机制壁垒,建立人工智能技术解决方案标准化、一致性评估的统一系统,发展标准化与人工智能领域产品认证方面的国际合作,改善项目参与机制吸引投资,为人工智能技术开发和实施组织提供针对性的财政支持,制定人与人工智能间的道德规则等。到2024年为该战略目标以及措施的实施建立必要的法律条件。2030年俄罗斯应该在人工智能领域实现监管体系的灵活运行,确保人民的安全并促进人工智能技术的发展。

2.3 机制举措

由国家机关、地方政府、国家科学院、科教机构、基金会、企业、军工企业等机构协同参与,与政府数字发展委员会合作,通过俄联邦、国有企业、私人投资等渠道提供资金保障。

3 战略的影响与意义

(1)俄罗斯出台首部人工智能发展战略,从国家层面指导人工智能技术的发展。俄罗斯近年来一直非常重视人工智能的发展,不断推动在人工智能领域的突破。过去10年间累计投入230亿卢布开展了1300余项人工智能研发项目。据俄罗斯数

字科技公司Gifra的研究,俄罗斯人工智能市场规模将于2021年达到3.8亿美元。2018年俄罗斯为人工智能发展制定“十点计划”推动建立国家人工智能培训和教育体系,组建人工智能实验室,建立国家人工智能中心。但俄罗斯人工智能技术的发展仍与美国等存在一定差距,这次出台的首部人工智能国家发展战略,体现了俄联邦对人工智能发展的重视,实施这一战略是俄罗斯在全球人工智能领域占据领先地位的必要条件,将维护俄罗斯技术独立性和竞争优势。

(2)美俄在人工智能领域的竞争呈现愈演愈烈之势。在人工智能领域,中国和俄罗斯是美国最大的潜在对手和头号假想敌。从战略层面来看,美国于2014年推出“第三次抵消”战略,意图以人工智能等颠覆性技术为依托,拉大与中俄战略对手的竞争优势;同年,俄国防部制定《2025年先进军用机器人技术装备研发专项综合计划》,提出人工智能在军事领域应用的主要步骤。2019年2月俄国情咨文中,俄总统普京明确强调,俄将出台人工智能领域的发展战略,几乎与此同步,美国总统特朗普签署行政命令,正式启动“美国人工智能倡议”。从技术层面来看,俄罗斯在基础研究,尤其在算法方面,拥有较强的实力。此外俄罗斯得益于数学、物理、计算机等学科的优质教育培训体系,拥有丰富的信息技术人才储备,但近年来人才外流情况比较严重,尤其是2000年以来,大量的俄籍信息技术人才通过招聘留学等方式流入美国。这一战略的实施将加强俄罗斯在人工智能技术研究、人才培养等方面的竞争优势。

(3)俄政府通过加强人工智能技术的研发,推进数字经济的发展。根据俄总统令,计划将《2030年前国家人工智能发展战略》文件内容纳入“俄罗斯联邦数字经济”国家发展计划,并且每年向俄总统提交该战略执行情况报告。可以看出,俄罗斯意识到人工智能作为新一轮产业变革的核心驱动力,将引发经济结构重大变革,并创造新的强大引擎,实现社会生产力的整体跃升,因此希望通过加强人工智能技术的研发进而推进社会经济的数字化发展。

(4)人工智能技术的发展将加快在军事领域的转化与应用。俄罗斯在出台人工智能国家发展战

略之前,从规划、科研等方面发展和资助人工智能技术在军事与国防领域的应用,例如俄罗斯先期研究基金会以及“时代”军事科技城的主要研究方向之一就是人工智能技术。此次出台的人工智能发展战略虽然未明确涉及国防军事领域,但人工智能技术是典型的军民两用技术,这一战略的实施将促进俄罗斯人工智能技术的军民双向转化,进而强化人工智能技术对军事领域的有力支撑。

4 结束语

人工智能技术已经成为世界主要国家的重要竞争领域,俄罗斯作为世界主要国家长期重点关注人工智能技术的发展,继美欧等多个国家之后,俄罗斯首次将人工智能技术发展提升至战略层面,出台《2030年前国家人工智能发展战略》,为未来十年本国人工智能技术发展指明了方向,从国家层面调动更多资金与资源发展人工智能技术,在大国竞争中抢占技术制高点,将人工智能作为新的驱动力,推进社会经济发展,强化人工智能对国防军工领域的支撑力度。可以预见,未来全球人工智能领域的竞争将愈演愈烈,人类进入智能社会的进程也将不

断加速。

参 考 文 献

- [1] О развитии искусственного интеллекта в Российской Федерации [EB/OL]. [2019]. <http://www.kremlin.ru/acts/news/61785>.
- [2] 李锡宁,俄制定人工智能国家发展战略[EB/OL]. [2019]. 中国国防报.
- [3] 张培. 国外人工智能领域最新进展[J]. 中国安防, 2019(11): 107-111.
- [4] 张文远. 俄罗斯发布人工智能战略初稿[J]. 互联网天地, 2019(9): 58.
- [5] 赵宏媚. 普京:俄罗斯要颁布人工智能技术战略[J]. 世界教育信息, 2019, 32(14): 76-77.

作者简介:



武坤琳(1986-),女,硕士,工程师,主要研究方向为俄罗斯军事战略、武器装备及军贸市场情报研究。



葛悦涛(1982-),男,博士,高级工程师,主要研究方向为智能通信、导航与人工智能技术发展等。



征稿启事

《无人系统技术》期刊

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

◆ 约稿方向

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

◆ 投稿方式

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

◆ 投稿要求

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

◆ 写作要求

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

◆ 关于稿酬

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

顾 问

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

第一届编委会

主 任 李风雷

副主任 王长青 宋 斌 谷满仓 张 涛 符文星

委 员 (按姓氏拼音排序)

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

无人系统技术 2018 年创刊 (双月刊)

主管单位: 中国航天科工集团有限公司

主办单位: 北京海鹰科技情报研究所

协办单位: 中国无人系统产业联盟 (筹)

中国指挥与控制学会无人系统专业委员会

西北工业大学无人系统发展战略研究中心

西北工业大学无人系统技术研究院

主 编: 张冬青

副 主 编: 蔡顺才 孙柏原 李东光 陈少春

执行主编: 王一琳

编辑出版: 《无人系统技术》编辑部

地 址: 北京 7254 信箱 4 分箱 (100074)

电 话: 010-68191488 (编辑部)

010-68375084 (发行部)

邮 箱: chinauas310@163.com

网 址: <http://umst.cbpt.cnki.net>

国内发行: 北京海鹰科技情报研究所

印刷单位: 北京博海升彩色印刷有限公司

Unmanned Systems Technology Started in 2018 (Bimonthly)

Administrated by: China Aerospace Science & Industry Corporation Limited

Sponsored by: Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute

Co-organized by: Association for Unmanned Vehicle Systems of China
Technical Committee on Unmanned Systems, CICC
Research Center for Unmanned System Strategy
Development, NWPU
Unmanned System Research Institute, NWPU

Editor-in-Chief: ZHANG Dongqing

Associate Editor: CAI Shuncai SUN Baiyuan LI Dongguang CHEN Shaochun

Executive Editor: WANG Yilin

Edited & Published by: Editorial Office of Unmanned Systems Technology

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

Tel: (8610) 68191488 (Editorial office)

(8610) 68375084 (Circulation office)

E-mail: chinauas310@163.com

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

Distributed by: Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute

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