



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2020-10

Vol.46 No.10

目 次

基于事故数据挖掘的 AEB 路口测试场景
..... 徐向阳, 周兆辉, 胡文浩, 肖凌云, 李文娟, 王书翰 (1817)

基于 AIGWO-IMMUKF 的目标跟踪算法 游航航, 韩其松, 余敏建, 龙宏志, 杨海燕, 李朋永 (1826)

量子定位系统中符合计数与到达时间差的获取 丛爽, 宋媛媛 (1834)

基于最小值通道与对数衰减的图像融合去雾算法 杨燕, 张得欣, 岳辉 (1844)

基于合同网的对地观测资源动态协同规划方法
..... 裴新宇, 刘宝举, 邓敏, 伍国华, 白雪, 胡淑苓 (1853)

模拟月壤铺粉过程 DEM 数值仿真 李雯, 徐可宁, 黄勇, 胡文颖, 王道宽 (1863)

基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法 刘芳, 孙亚楠, 王洪娟, 韩笑 (1874)

基于 GNSS-R 的裸土圆极化散射特性研究 吴学睿, 欧阳馨秋, 王芳, 马文骁 (1883)

燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命预测方法 ... 徐可宁, 李雯, 黄勇, 余庆陶, 马国佳, 胡文颖 (1890)

变时滞间隙非线性机翼颤振主动控制方法 聂雪媛, 郑冠男, 杨国伟 (1899)

基于非线性干扰观测器的航天器相对姿轨耦合控制
..... 刘增波, 乔建忠, 郭雷, 刘宗玉, 范松涛 (1907)

考虑误差不确定性的航空安全预测新方法 任博, 曾航, 刘敏, 王芳, 崔利杰, 陈浩然 (1916)

预测纳米多孔铜弹性模量的随机分布单胞模型 计羽, 邢誉峰, 邵丽华 (1923)

基于速度观测的双余度电液舵机系统容错同步控制 李婷, 王新民, 杨婷, 曹宇燕, 谢蓉 (1929)

引入失效情形下某型液压电机可靠性分析 胡文林, 吕卫民 (1941)

复杂威胁环境下无人机实时航线规划逻辑架构 ... 刘畅, 谢文俊, 张鹏, 郭庆, 肖宗豪, 高超 (1948)

空中加油软管“甩鞭”现象安全性分析与仿真验证 丛继平, 崔利杰, 陈浩然, 任博 (1958)

基于 ADRC 和 RBF 神经网络的 MSCSG 控制系统设计 李磊, 任元, 陈晓岑, 尹增愿 (1966)

基于博弈论的 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估方法 董鹏宇, 王红卫, 陈游 (1973)

一种 GTD 模型参数估计的改进 2D-TLS-ESPRIT 算法
..... 郑舒予, 张小宽, 郭艺夺, 宗彬锋, 徐嘉华 (1982)

基于多目标灰狼算法的干扰资源多效能优化方法 邢怀奎, 吴华, 陈游, 张翔 (1990)

CONTENTS



Intersection test scenarios for AEB based on accident data mining
..... XU Xiangyang, ZHOU Zhaohui, HU Wenhao, XIAO Lingyun, LI Wenjuan, WANG Shuhan (1817)

Target tracking algorithm based on AIGWO-IMMUKF
..... YOU Hanghang, HAN Qisong, YU Minjian, LONG Hongzhi, YANG Haiyan, LI Pengyong (1826)

Coincidence counting and acquisition of the time difference of arrival in quantum positioning systems
..... CONG Shuang, SONG Yuanyuan (1834)

Image fusion dehazing algorithm based on minimum channel and logarithmic attenuation
..... YANG Yan, ZHANG Dexin, YUE Hui (1844)

Dynamic collaborative planning method of earth observation resources based on contract network
..... PEI Xinyu, LIU Baoju, DENG Min, WU Guohua, BAI Xue, HU Shuling (1853)

Numerical simulation of spreading process of lunar regolith simulant by DEM
..... LI Wen, XU Kening, HUANG Yong, HU Wenyong, WANG Daokuan (1863)

Adaptive UAV target tracking algorithm based on residual learning
..... LIU Fang, SUN Yanan, WANG Hongjuan, HAN Xiao (1874)

Bare soil circular polarization scattering properties for GNSS-R applications
..... WU Xuerui, OUYANG Xinqiu, WANG Fang, MA Wenxiao (1883)

A fretting fatigue total life prediction method for dovetail attachment
..... XU Kening, LI Wen, HUANG Yong, YU Qingtao, MA Guojia, HU Wenyong (1890)

Flutter active control method of time-varying delayed aerofoil with free-play nonlinearity
..... NIE Xueyuan, ZHENG Guannan, YANG Guowei (1899)

Nonlinear disturbance observer based control for relative position and attitude coupled spacecraft
..... LIU Zengbo, QIAO Jianzhong, GUO Lei, LIU Zongyu, FAN Songtao (1907)

A novel method for aviation safety prediction considering error uncertainty
..... REN Bo, ZENG Hang, LIU Min, WANG Fang, CUI Lijie, CHEN Haoran (1916)

Stochastic unit cell model for predicting elastic modulus of nanoporous copper
..... JI Yu, XING Yufeng, SHAO Lihua (1923)

Fault-tolerant synchronization control for a dual redundant electro-hydraulic actuator system based on velocity estimation
..... LI Ting, WANG Xinmin, YANG Ting, CAO Yuyan, XIE Rong (1929)

Reliability analysis on one type of hydraulic motor in the case of introducing failure
..... HU Wenlin, LYU Weimin (1941)

UAV real-time route planning logical architecture in complex threat environment
..... LIU Chang, XIE Wenjun, ZHANG Peng, GUO Qing, XIAO Zonghao, GAO Chao (1948)

Safety analysis and simulation verification of HWP in aerial refueling
..... CONG Jiping, CUI Lijie, CHEN Haoran, REN Bo (1958)

Design of MSCSG control system based on ADRC and RBF neural network
..... LI Lei, REN Yuan, CHEN Xiaocen, YIN Zengyuan (1966)

GRA-TOPSIS emitter threat assessment method based on game theory
..... DONG Pengyu, WANG Hongwei, CHEN You (1973)

An improved 2D-TLS-ESPRIT algorithm of GTD model parameter estimation
..... ZHENG Shuyu, ZHANG Xiaokuan, GUO Yiduo, ZONG Binfeng, XU Jiahua (1982)

Multi-efficiency optimization method of jamming resource based on multi-objective grey wolf optimizer
..... XING Huaixi, WU Hua, CHEN You, ZHANG Xiang (1990)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0548

基于事故数据挖掘的 AEB 路口测试场景



徐向阳¹, 周兆辉¹, 胡文浩¹, 肖凌云², 李文娟¹, 王书翰^{1,*}

1. 航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 国家市场监督管理总局 缺陷产品管理中心, 北京 100101)

摘 要: 基于国家车辆事故深度调查体系中 499 例真实的路口事故数据, 研究适应于中国的自动紧急制动系统(AEB)路口测试场景。通过基于多元 Logistic 回归的事故严重程度影响因素分析, 提取自动驾驶测试场景的特征要素, 构建测试场景。以场景特征要素为聚类参数, 采用层次聚类算法挖掘得到了 8 类路口机动车碰撞典型危险场景, 建立了 8 类适应于中国交通状况的 AEB 路口测试场景。研究表明: 中国的路口场景与 Euro-NCAP 法规场景有一定的相似性, 但较国外更加复杂, 其中十字路口的左转与直行冲突是需要重点测试的场景。研究结果可为国内 AEB 系统的开发和测试提供参考, 也可作为建立中国 AEB 路口测试评价体系的依据。

关键词: 测试场景; 自动紧急制动系统(AEB); 路口事故; Logistic 回归; 聚类分析
中图分类号: U467.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1817-09

路口作为一种典型的复杂交互交通环境, 更容易引发事故。2017 年, 中国共发生道路交通事故 203 049 起, 其中发生在路口的事故 46 145 起, 占总数的 22.73%。因路口事故共造成 12 082 人死亡, 47 818 人受伤, 直接财产损失 22 517.2 万元^[1]。因此, 针对路口交通场景的研究是十分有必要的。

先进驾驶辅助系统中的自动紧急制动系统(Autonomous Emergency Braking system, AEB)作为一项重要的主动安全技术, 通过警告驾驶员甚至自动制动来回避碰撞或减轻碰撞程度, 可以显著减少事故发生率及人员伤亡^[2]。根据欧盟新车安全评鉴协会(Euro-NCAP)的研究表明, AEB可以减少约 27% 的事故发生率^[3]。然而, 现有 AEB 法规测试仅是针对直路段的追尾工况和行人横穿事故, 尚无针对交叉路口的测试。

基于场景的测试是自动驾驶重要的测试方法之一。余卓平等^[4]将该方法描述为车辆在预先

设定的场景中完成某项特定目标或任务对系统进行测试的方法。Ulbrich 等^[5]将场景描述为多个事件顺序发生而构成的序列。而真实交通环境复杂多变, 朱冰等^[6]的研究表明, 应根据场景要素分析进行特征要素提取, 实现场景解构。

国外已有对 AEB 路口测试场景的研究, 并计划引入 AEB 路口评价。2014 年初, Euro-NCAP 正式将 AEB 纳入整体安全评级中, 并将在 2020 年引入 AEB 交叉路口评价^[7]。Nitsche 等^[8]通过分析英国事故数据, 提取出 13 类 T 型路口和 6 类十字路口典型场景。Sander 和 Lubbe^[9]通过分析德国深度事故研究数据, 提取了德国的 AEB 路口测试场景。但是, 限于各个国家交通状况及驾驶习惯的差异, 国际上已有的 AEB 路口测试场景不能适应中国的路况。

国内针对 AEB 测试场景的研究多集中于汽车-两轮车、汽车-行人工况。段京良等^[10-11]通过

收稿日期: 2019-10-17; 录用日期: 2019-11-22; 网络出版时间: 2020-02-28 11:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1758.001.html

基金项目: 中央基本科研业务费项目(282019Y-6694, HT2018X-0185)

* 通信作者。E-mail: wsh@buaa.edu.cn

引用格式: 徐向阳, 周兆辉, 胡文浩, 等. 基于事故数据挖掘的 AEB 路口测试场景[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1817-1825. XU X Y, ZHOU Z H, HU W H, et al. Intersection test scenarios for AEB based on accident data mining[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1817-1825 (in Chinese).

对368例自然驾驶工况和90起事故案例分析,提取得到3类中国典型的汽车-两轮车冲突场景,并基于场景进行了驾驶员制动行为分析,提出了针对AEB的改进策略。Sui等^[12]通过对672起中国交通事故深入研究(CIDAS)事故聚类分析,得到6类AEB两轮车测试场景。Cao等^[13]通过对216起事故案例分析,得到4类AEB两轮车测试场景。胡林等^[14]通过对419起事故案例分析,得到6类AEB两轮车测试场景。范天赐等^[15]通过对160起事故案例分析,得到了6类两轮车事故的典型场景。苏江平等^[16]通过对65起事故案例分析,得到4类AEB行人测试场景。夏澜等^[17]通过对43例自然驾驶工况分析,得到6类切入型危险工况下的AEB测试场景。刘颖等^[18]通过对52例自然驾驶工况分析,得到5类AEB行人测试场景。然而,目前针对中国路口场景的研究较少。

本文旨在提取国内的路口机动车碰撞典型危险场景,为建立中国的AEB路口测试评价体系提供参考。基于499例真实事故数据,通过多元Logistic回归分析提取场景特征要素,采用层次聚类算法挖掘典型危险场景,解构中国典型的AEB路口测试场景。

1 事故数据来源

本文的研究数据来源于国家车辆事故深度调查体系(National Automobile Accident In-depth Investigation System, NAIS)。NAIS由国家市场监督管理总局缺陷产品管理中心于2011年与上海联合道路交通安全科学研究中心、应急管理部天津消防研究所、西华大学、云通司法鉴定中心、山东交通学院、上海工程技术大学、华南理工大学和东北林业大学等8家具有较深事故研究背景的高校、事故鉴定机构及科研单位合作而共同建立。NAIS各工作站采用统一的采集与分析标准,围绕事故相关人-车-路-环境信息进行深入采集,并完成事故再现分析。

NAIS事故采集区域分布合理,地理位置涵盖东北高寒地区、华南高温高湿地区、西南山区和高原地区、华北平原地区、华东沿海地区等。

表1为本文采用的NAIS数据库与全国道路交通事故统计年报(2017年度)的对比。分析表明,NAIS数据库的事故特征与全国道路交通事故统计年报信息基本吻合,数据库具有中国典型性和代表性。本文的研究基础是NAIS数据库中,2011—2017年间发生在路口的全部499例机动车的碰撞事故数据。研究样本典型,研究结果

表1 NAIS数据库与全国道路交通事故统计年报(2017年度)对比

Table 1 Comparison between NAIS database and annual report on national road traffic accidents(2017)

序号	参数	参数特征	特征占全部		
			样本的百分比		差值/%
			NAIS	年报	
1	天气类型	晴或多云	70.52	74.75	4.23
		阴天	15.04	14.47	0.57
		雨天等恶劣天气	14.10	10.78	3.32
2	光照条件	日间	45.93	58.12	12.19
		晨昏	9.59	4.57	5.02
		夜晚	44.49	37.30	7.19
3	路段信息	普通路段	49.96	73.30	23.34
		十字路口	26.71	11.85	14.86
		丁字路口	9.93	8.27	1.66
4	事故对象	其他	13.4	6.58	6.82
		机动车与机动车	40.17	69.23	9.96
		机动车与两轮车	19.10		
		机动车与人相撞	15.76	22.94	7.18
		机动车单车事故	24.97	7.83	17.14

可以代表中国的交通环境。

2 测试场景特征要素的提取

2.1 场景特征要素的重要性

基于场景的自动驾驶测试需要提取特征要素,实现场景解构。场景特征要素的选择将决定聚类分析中的聚类参数,影响典型场景提取的结果。因此,通过合理的方法选择对于AEB测试有价值的要素,对于场景的提取是非常有必要的。

现有的研究中,苏江平等^[16]根据变量统计分布,舍掉不易成为突出特点的参数,选择了时间、道路特征、车辆速度、行人运动状态、行人速度5个要素。胡林等^[14]依据适应于AEB两轮车的测试为原则,确定了照明、道路特征、汽车与两轮车运动状态、视野是否遮挡、目标车类型、汽车与两轮车速度8个要素。现有对于场景特征要素的选择,多是根据主观分析,没有确切的可量化依据。

本文提出基于事故严重程度影响因素分析进行自动驾驶测试场景特征要素提取的新方法,该方法采用多元Logistics回归分析,研究各场景要素与事故严重程度之间是否呈显著相关,将对事故严重程度有显著影响的要素确定为特征要素。

2.2 事故严重程度影响因素分析

2.2.1 多元Logistic回归模型

事故严重程度的发生概率模型为

$$\ln \left[\frac{P(y = j | x)}{P(y = J | x)} \right] = \alpha_j + \sum_{i=1}^n \beta_{ji} x_i \quad (1)$$

式中: y 为事故的严重程度; $j = 1, 2, \dots, J - 1$ 为因

变量 y 的各种可能的结果; x 为对事故严重程度有显著影响的自变量; α 为回归截距; β 为回归系数; n 为有显著影响的自变量的数量。 y 的各种可能的结果均与参考模型(最后一项 $y = J$) 进行对比,对每个 Logit 模型分别建模,共计 $J - 1$ 个模型^[19]。

2.2.2 Logistic 回归分析变量的选取

回归分析因变量为事故严重程度。在 NAIS 中,对每起事故均按照道路交通事故等级划分标准,分为轻微事故、一般事故、重大事故、特大事故。由于特大事故在 499 例中占比极小,所以与重大事故合并为一类。

基于相关经验,初步选取了交通环境要素中的天气类型、光照条件、事故地点、路口类型、信号灯类型、道路干湿度为自变量。通过 SPSS 数据分析软件进行多元 Logistic 回归分析。首先,需要对变量进行编码,因变量及自变量的参数取值如表 2 所示。

表 2 Logistic 回归分析变量

Table 2 Variables for Logistic regression analysis

序号	变量名	数学表达	变量取值	编码值
1	事故严重程度	y	轻微事故	1
			一般事故	2
			重(特)大事故	3
2	天气类型	x_1	晴或多云	1
			阴天	2
			雨天等恶劣天气	3
3	光照条件	x_2	日间	1
			晨昏	2
			夜晚有路灯照明	3
			夜晚无路灯照明	4
4	事故地点	x_3	市中心	1
			非市中心	2
			高速公路	3
			其他	4
5	路口类型	x_4	十字路口	1
			丁字路口	0
6	信号灯类型	x_5	直行 + 转弯信号	1
			仅有直行信号	2
			没有信号灯	3
7	道路干湿度	x_6	干	1
			湿	0

2.2.3 Logistic 回归分析结果

多元 Logistic 回归分析的模型估计采用最大似然法,即通过控制参数的选择以实现观测结果与估计结果相同的概率最大^[20]。本文选取显著性水平为 0.05,模型拟合信息如表 3 所示。

显著性水平 < 0.001 ,表明得到的模型拟合效果良好。最终,Logistic 回归分析结果如表 4 所示。

表 3 模型拟合信息

Table 3 Model fitting information

模型	模型拟合准则		似然比检验	
	-2 对数似然	χ^2	自由度	显著性水平
截距模型	376.279			
拟合模型	313.697	62.581	24	0.000027

表 4 Logistic 回归分析结果

Table 4 Logistic regression analysis results

变量	模型拟合准则		似然比检验	
	-2 对数似然	χ^2	自由度	显著性水平
截距	313.697	0	0	
天气类型	316.769	3.072	4	0.546
光照条件	332.731	19.034	6	0.004
事故地点	320.622	6.925	6	0.328
路口类型	322.244	8.547	2	0.014
信号灯类型	327.448	13.751	4	0.008
道路干湿度	318.108	4.410	2	0.110

2.3 路口测试场景特征要素

多元 Logistic 回归分析结果表明,光照条件、路口类型、信号灯类型与路口机动车事故的严重程度显著相关。而天气类型、事故地点、道路干湿度与事故严重程度的相关性较低。

因此,将对事故严重程度有显著影响的光照条件、路口类型、信号灯类型作为测试场景特征要素。考虑到自动驾驶与人类驾驶在感知上的不同:驾驶员可以轻松分辨出天气状况,而 AEB 系统主要采用毫米波雷达、单目/双目摄像头、激光雷达等进行感知,容易受天气条件影响^[21]。因此,将天气类型也作为 AEB 测试场景的特征要素。

天气和光照对摄像头、传感器等的感知有显著影响。路口类型和信号灯类型对路口的交通状况有显著影响。最终,测试场景的环境特征要素确定为天气类型、光照条件、路口类型、信号灯类型。

此外,还要再加上测试主体要素。考虑到撞人方与被撞方的运动类型和速度是构成运动状态的重要因素,而车型(两轮车、乘用车、商用车)对 AEB 系统的感知有显著影响,故本文的测试主体要素选择了撞人方的车型、运动类型、碰撞时的速度和被撞方的车型、运动类型、碰撞时的速度。AEB 路口测试场景包括以上 10 个特征要素,如图 1 所示。

相较于其他场景特征要素的提取方法,本文方法的优势在于:

1) 对事故进行了深度分析,将场景要素与事故严重程度密切联系,充分体现了基于事故数据研究的特色。

2) 场景构建基于事故,分析结果用于预防事故。筛选出对事故后果有显著影响的要素,而舍

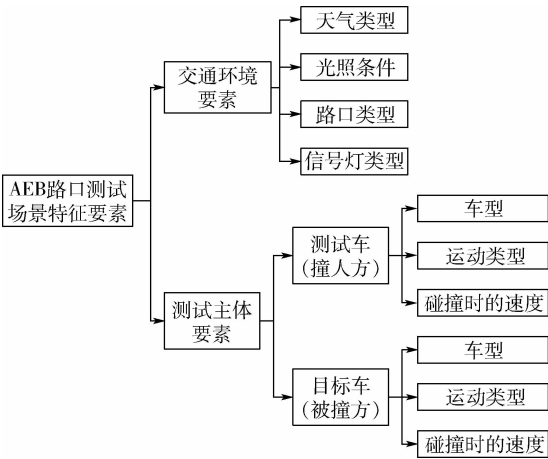


图1 AEB路口测试场景特征要素

Fig.1 Feature elements of AEB intersection test scenarios

弃对事故影响较小的要素,使得场景构建更具有针对性和可信度。

3) 考虑了人类与自动驾驶在感知上的差异,将“天气”“车型”作为场景要素。

3 AEB路口测试场景的聚类挖掘

3.1 层次聚类算法

采用层次聚类算法(系统聚类算法)进行AEB路口测试场景的聚类挖掘。聚类分析是一种典型的数据挖掘算法,其基于数学计算,将相似性较强的个体或对象划分为一类,实现从大量数据中提取典型案例。该算法可以避免人为主观意识对分类的影响,且可重复性强。

3.1.1 算法流程

层次聚类算法的过程是:首先,将每个样品独自成一类,构造 n 个类;然后,计算各个类别两两间的距离,合并距离最近的两类为一个新类,得到 $n-1$ 类;再从 $n-1$ 类中,合并距离最近的两类,得到 $n-2$ 类;以上步骤一直进行下去,直至所有样品全部聚成一类;之后,画出聚类谱系图;最后,确定聚类的个数,并得到聚类结果^[22]。

层次聚类算法的流程如图2所示。

3.1.2 样本距离

聚类分析中,常用距离来测度样本之间的相似程度。采用平方欧氏距离计算样本之间的距离,第 i 个样本和第 j 个样本之间的平方欧氏距离为

$$d_{ij} = \sum_{k=1}^m |X_{ik} - X_{jk}|^2 \quad (2)$$

式中: m 为样本含有的变量个数; X_{ik} 为第 i 个样本中第 k 个变量的度量值。

3.1.3 类间距离

采用离差平方和法(Ward法)来计算类与类

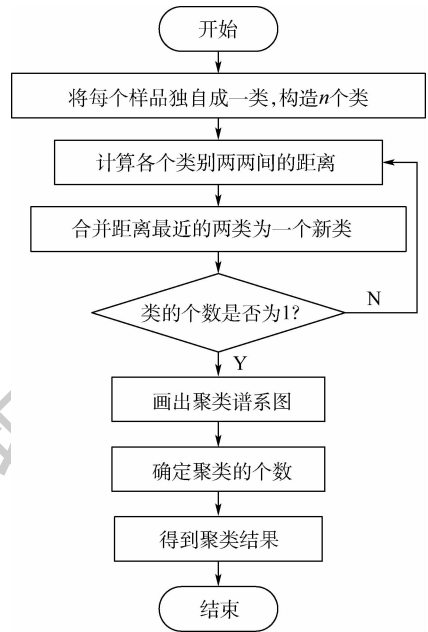


图2 层次聚类算法流程

Fig.2 Hierarchical clustering algorithm flowchart

之间的距离。首先,计算每个类的类内样本离差平方和;然后,每次缩小一类,当每缩小一类,离差平方和就要增大,选择使离差平方和增加最小的两个类合并,直到所有样品归为一类为止^[23]。

类内样本的离差平方和为

$$S_p = \sum_{i=1}^{n_p} (X_i^{(p)} - \bar{X}^{(p)})'(X_i^{(p)} - \bar{X}^{(p)}) \quad (3)$$

式中: n_p 为 G_p 类中含有的样本个数; $X_i^{(p)}$ 为 G_p 类中的第 i 个样本; $\bar{X}^{(p)}$ 为 G_p 类的重心。

类 G_p 与类 G_q 之间的距离为

$$D_{pq}^2 = S_r - S_p - S_q \quad (4)$$

式中: S_r 为类 G_p 与类 G_q 合并后的新类 G_r 的离差平方和; S_p 为类 G_p 的离差平方和。

3.2 路口机动车碰撞事故聚类分析

3.2.1 聚类参数及其数值表示

选取本文第2节确定的10个AEB路口测试场景特征要素作为聚类分析的参数。在聚类分析中,需要将变量用数值表示,以计算样本距离及类间距离,衡量样本相似性。

针对名义尺度变量,没有数值关系,但存在类别之分。变量取值相同时,距离为0;变量取值不同时,距离为1。本文中涉及2种名义尺度变量:①二值名义尺度变量,如路口类型,计算时,十字路口为0,丁字路口为1;②三值名义尺度变量,如撞人方车型,如果采用1、2、3表示,则“乘用车”与“商用车”的距离为1,但“乘用车”与“两轮车”的距离却为2,无法满足当变量取值不同时,距离为1。因此,需要将1个三值变量转换为3个二

值变量来表示,方法如表 5 所示。

表 5 三值变量转换为二值变量

Table 5 Conversion of ternary variables to binary variables

变量	转换前		转换后	
	三值变量	是否乘用车	是否商用车	是否两轮车
乘用车	1	0	0.5	0.5
商用车	2	0.5	0	0.5
两轮车	3	0.5	0.5	0

注:0—是,0.5—否。

此外,由于光照条件包含 4 个值,而“晨昏”仅占 7.01%,因此,在分析中对于光照条件进行了简化,将“晨昏”并入“日间”。

针对间隔尺度变量,需要进行标准化处理,以避免突出绝对值大的变量作用而削弱绝对值小的变量作用。本文采用极差标准化,标准化后的第 i 个样本中第 m 个变量的值为

$$X_{im}^* = \frac{X_{im} - \min_{1 \leq i \leq n} (X_{im})}{\max_{1 \leq i \leq n} (X_{im}) - \min_{1 \leq i \leq n} (X_{im})} \quad (5)$$

式中: X_{im} 为第 i 个样本中第 m 个变量的初始值; n 为样本的数量,本文中 $n = 499$ 。

聚类参数及参数特征的初始数值表示、转换/标准化后的数值表示如表 6 所示。转换/标准化后的数值将在聚类分析中代表变量的特征。

表 6 聚类参数的特征及数值表示

Table 6 Characteristics and numerical representation of clustering parameters

类型	参数	参数特征	初始数值表示	转换/标准化后数值表示
名义	天气类型	晴或多云	1	0,0.5,0.5
		阴天	2	0.5,0,0.5
		雨天等恶劣天气	3	0.5,0.5,0
名义	光照条件	日间	1	0,0.5,0.5
		夜晚有路灯照明	2	0.5,0,0.5
		夜晚无路灯照明	3	0.5,0.5,0
名义	路口类型	十字路口	0	0
		丁字路口	1	1
名义	信号灯类型	直行+转弯信号	1	0,0.5,0.5
		仅有直行信号	2	0.5,0,0.5
		没有信号灯	3	0.5,0.5,0
名义	运动类型 (撞人方/被撞方)	直行	1	0,0.5,0.5
		左转	2	0.5,0,0.5
		右转	3	0.5,0.5,0
名义	车型(撞人方/ 被撞方)	乘用车	1	0,0.5,0.5
		商用车	2	0.5,0,0.5
		两轮车	3	0.5,0.5,0
间隔	碰撞时的 速度(撞人方)	最小值	0	0
	最大值	118	1	
间隔	碰撞时的 速度(被撞方)	最小值	0	0
	最大值	127	1	

3.2.2 确定聚类的个数

通过 SPSS 数据分析软件进行聚类分析,一般通过分析聚合系数-类别数曲线,将曲线肘部位置对应的类别数确定为最合适的聚类个数^[24]。

本文中的聚合系数-类别数曲线如图 3 所示。

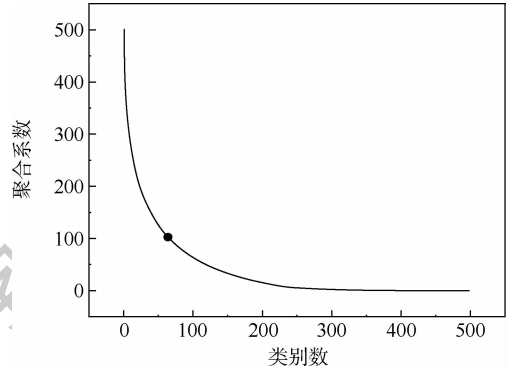


图 3 聚合系数-类别数曲线

Fig. 3 Aggregation coefficient-category number curve

通过分析图 3 中曲线,肘部位置处(黑点)对应的类别数大约为 50 类。由于本文涉及的样本量为 499 例,若采用此方法,无法充分挖掘出最典型的危险场景,这明显是不合理的。因此,需要结合实际问题的需要,确定最合适的聚类个数。

本文基于以下 3 条原则确定聚类的个数为 8 类:①聚类结果应有足够的代表性;②聚类结果可以覆盖各聚类参数的典型特征,并体现出差异性;③聚类结果应有实际意义。

3.2.3 聚类结果

8 类路口机动车碰撞典型危险场景的概率分布如图 4 所示。聚类结果如图 5、图 6、表 7 和表 8 所示。

分析速度箱线图,测试车和目标车的速度均是一个范围,在实际 AEB 测试中不便于操作。考虑到构建的 AEB 路口测试场景需要满足实际测试需要,故而基于以下 2 点将速度值确定为定值,如表 7 所示。

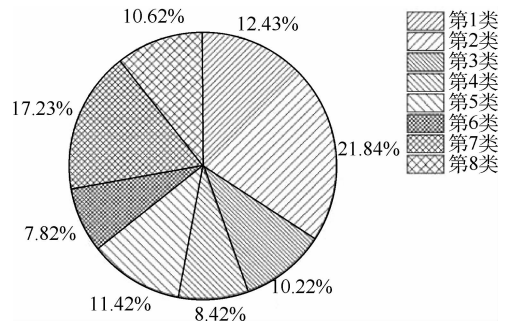


图 4 8 类典型危险场景概率分布

Fig. 4 Probability distribution of 8 typical dangerous scenarios

- 1) 中位数具有较好的代表性,所确定的速度值应接近中位数。
- 2) 速度值为5或10的倍数更便于开展实车测试。

3.3 AEB路口测试场景

基于8类典型危险场景,以撞人方为测试车,

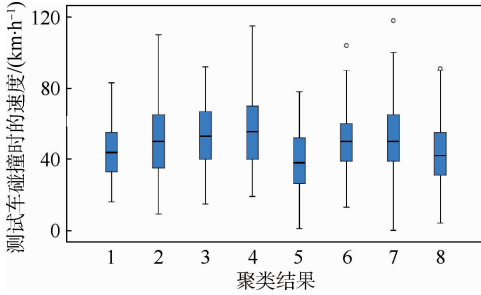


图5 测试车的速度箱线图

Fig.5 Speed boxplot of test vehicle

被撞方为目标车构建测试场景。分析表8,提取各参数中占比最高的值作为该参数的取值。分析图5、图6,以表7确定的速度值代表相应参数取值。最终,构建了8类AEB路口测试场景,如表9所示。

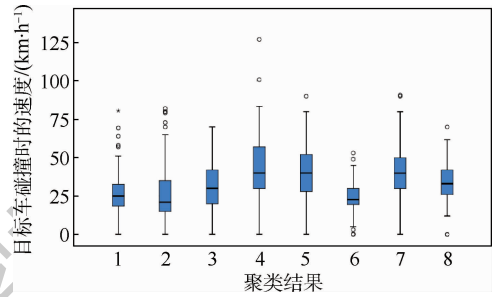


图6 目标车的速度箱线图

Fig.6 Speed boxplot of target vehicle

表7 速度取值分析

Table 7 Speed value analysis

场景类型	第1类	第2类	第3类	第4类	第5类	第6类	第7类	第8类
测试车速度(中位数)/(km·h ⁻¹)	44	50	53	56	38	50	50	42
测试车速度/(km·h ⁻¹)	45	50	55	55	40	50	50	40
目标车速度(中位数)/(km·h ⁻¹)	25	21	30	40	40	23	40	33
目标车速度/(km·h ⁻¹)	25	20	30	40	40	25	40	35

表8 聚类结果

Table 8 Clustering results

参数	统计量	参数值	第1类	第2类	第3类	第4类	第5类	第6类	第7类	第8类	总计
天气类型	数量	晴或多云	30	77	49	40	55	36	69	0	356
		阴天	14	18	0	0	2	3	12	24	73
		雨天等恶劣天气	18	14	2	2	0	0	0	5	29
光照条件	数量	日间	14	70	49	35	26	39	36	50	319
		夜晚有路灯照明	44	23	0	2	21	0	50	1	141
		夜晚无路灯照明	4	16	2	5	10	0	0	0	2
路口类型	数量	十字路口	62	0	51	42	57	39	86	53	390
		丁字路口	0	109	0	0	0	0	0	0	109
信号灯类型	数量	直行+转弯信号	42	24	15	0	29	0	49	12	171
		仅有直行信号	16	18	14	0	20	23	34	17	142
		没有信号灯	4	67	22	42	8	16	3	24	186
撞人方运动类型	数量	直行	61	88	51	41	22	37	84	47	431
		左转	0	16	0	0	29	2	1	5	53
		右转	1	5	0	1	6	0	1	1	15
撞人方车型	数量	乘用车	56	85	45	42	28	31	83	48	418
		商用车	6	24	6	0	29	8	3	5	81
		两轮车	0	0	0	0	0	0	0	0	0
被撞方运动类型	数量	直行	5	47	47	41	55	1	81	49	326
		左转	56	52	3	0	2	35	4	4	156
		右转	1	10	1	1	0	3	1	0	17
被撞方车型	数量	乘用车	58	56	0	42	35	36	68	34	329
		商用车	4	23	22	0	12	2	14	12	89
		两轮车	0	30	29	0	10	1	4	7	81
每类总计	数量		62	109	51	42	57	39	86	53	499
	占比/%		12.43	21.84	10.22	8.42	11.42	7.82	17.23	10.62	100.00

表 9 AEB 路口测试场景

Table 9 Intersection test scenarios for AEB

场景类型	第 1 类	第 2 类	第 3 类	第 4 类	第 5 类	第 6 类	第 7 类	第 8 类
天气类型	晴或多云	晴或多云	晴或多云	晴或多云	晴或多云	晴或多云	晴或多云	雨天
光照条件	夜间有路灯照明	日间	日间	日间	日间	日间	夜间有路灯照明	日间
路口类型	十字路口	丁字路口	十字路口	十字路口	十字路口	十字路口	十字路口	十字路口
信号灯类型	直行 + 转弯 信号	没有信号灯	没有信号灯	没有信号灯	直行 + 转弯 信号	仅有直行 信号	直行 + 转弯 信号	没有信号灯
测试车运动类型	直行	直行	直行	直行	左转	直行	直行	直行
测试车速度/ ($\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$)	45	50	55	55	40	50	50	40
测试车车型	乘用车	乘用车	乘用车	乘用车	商用车	乘用车	乘用车	乘用车
目标车运动类型	左转	左转	直行	直行	直行	左转	直行	直行
目标车速度/ ($\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$)	25	20	30	40	40	25	40	35
目标车车型	乘用车	乘用车	二轮车	乘用车	乘用车	乘用车	乘用车	乘用车
图示								

第 1 类场景为在晴朗的夜间,有路灯照明的有直行和转弯信号灯的十字路口,直行乘用车与左转乘用车发生冲突;第 2 类场景为晴朗的白天,没有信号灯的丁字路口,直行乘用车与左转乘用车发生冲突;第 3 类场景为晴朗的白天,没有信号灯的十字路口,直行乘用车与直行二轮车发生冲突;第 4 类场景为晴朗的白天,没有信号灯的十字路口,直行乘用车与直行乘用车发生冲突;第 5 类场景为晴朗的白天,具有直行和转弯信号灯的十字路口,左转商用车与直行乘用车发生冲突;第 6 类场景为晴朗的白天,仅有直行信号灯的十字路口,直行乘用车与左转乘用车发生冲突;第 7 类场景为在晴朗的夜间,有路灯照明的有直行和转弯信号灯的十字路口,直行乘用车与直行乘用车发生冲突;第 8 类场景为有雨的白天,没有信号灯的十字路口,直行乘用车与直行乘用车发生冲突。

通过聚类分析得到的 8 类场景,各具代表性和典型性。从路口冲突类型而言,第 1 类和第 6 类分别反映了夜间、白天的直行与左转冲突场景,第 7 类和第 4 类分别反映了夜间、白天的直行与直行间的冲突场景;从路口类型而言,第 2 类反映了丁字路口典型场景;从事故主体对象而言,第 3 类反映了两轮车参与的场景,第 5 类反映了商用车参与的场景;从天气类型而言,第 8 类反映了雨天场景。

3.4 研究结果与 Euro-NCAP 对比

根据 Euro-NCAP 最新发布的 AEB 测试规程,即将于 2020 年引入的交叉路口评价场景为十字路口,左转乘用车(测试车,速度为 10, 15, 20 km/

h)与直行乘用车(目标车,速度为 30, 45, 55 km/h)之间的冲突^[25],如图 7 所示。

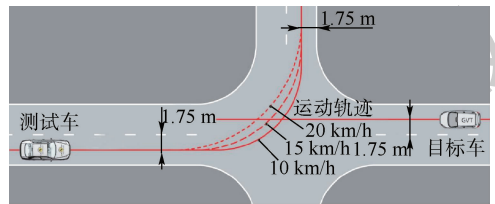


图 7 Euro-NCAP AEB 车与车前方转弯-直行场景的路径

Fig. 7 Euro-NCAP AEB CCFtap scenario

本文挖掘得到的第 1、5、6 类场景均反映了十字路口的左转与直行冲突,与 Euro-NCAP 法规中的标准场景类似,表明本文得到的场景具有合理性。由于中国的交通路况更加复杂,本文得到的场景比 Euro-NCAP 增加了天气、光照、路口类型、车型因素。本文的 8 类 AEB 路口测试场景内容更丰富,充分体现了中国交通的特色,更加适应于中国交通状况。

4 结 论

1) 本文采用事故严重程度影响因素分析提取场景特征要素,要素选择科学严谨,构建场景更有针对性、更可靠。在进行 AEB 路口测试时,需考虑到天气、光照、路口类型、信号灯类型等环境因素的影响。

2) 运用层次聚类的数据挖掘算法,可有效挖掘大数据(交通事故数据)的潜在价值,为包括 AEB 系统在内的自动驾驶研发测试提供支持。

3) 中国的路口场景与 Euro-NCAP 法规有一定的相似性,但场景较国外更加复杂。十字路口的左转与直行冲突是需要重点测试的场景。AEB 系统的测试需要基于中国特有的道路交通状况。

参考文献 (References)

- [1] 公安部交通管理局. 中华人民共和国道路交通事故统计年报(2017年度)[R]. 北京:公安部交通管理局,2018.
Traffic Management Bureau of Ministry of Public Security. Annual report on road traffic accidents of People's Republic of China(2017)[R]. Beijing:Traffic Management Bureau of Ministry of Public Security,2018(in Chinese).
- [2] 李霖,朱西产,董小飞,等. 自主紧急制动系统避撞策略的研究[J]. 汽车工程,2015,37(2):168-174.
LI L,ZHU X C,DONG X F,et al. A research on the collision avoidance strategy for autonomous emergency braking system [J]. Automotive Engineering,2015,37(2):168-174(in Chinese).
- [3] Euro-NCAP. AEB test protocol v1.1[EB/OL]. [2019-07-09]. <https://www.euroncap.com/en/for-engineers/protocols/safety-assist/>.
- [4] 余卓平,邢星宇,陈君毅. 自动驾驶汽车测试技术与应用进展[J]. 同济大学学报(自然科学版),2019,47(4):540-547.
YU Z P,XING X Y,CHEN J Y. Review on automated vehicle testing technology and its application[J]. Journal of Tongji University(Natural Science),2019,47(4):540-547(in Chinese).
- [5] ULBRICH S,MENZEL T,RESCHKA A,et al. Defining and substantiating the terms scene,situation,and scenario for automated driving[C]//2015 IEEE 18th International Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway:IEEE Press,2015:982-988.
- [6] 朱冰,张培兴,赵健,等. 基于场景的自动驾驶汽车虚拟测试研究进展[J]. 中国公路学报,2019,32(6):1-19.
ZHU B,ZHANG P X,ZHAO J,et al. Review of scenario-based virtual validation methods for automated vehicles [J]. China Journal of Highway and Transport,2019,32(6):1-19(in Chinese).
- [7] 孙勇,郭魁元,高明秋. 自主紧急制动系统在新车评价规程中的现状与发展[J]. 汽车技术,2016(2):1-6.
SUN Y,GUO K Y,GAO M Q. Status and development of autonomous emergency braking system for NCAP [J]. Automobile Technology,2016(2):1-6(in Chinese).
- [8] NITSCHKE P,THOMAS P,STUETZ R,et al. Pre-crash scenarios at road junctions:A clustering method for car crash data[J]. Accident Analysis & Prevention,2017,107:137-151.
- [9] SANDER U,LUBBE N. The potential of clustering methods to define intersection test scenarios:Assessing real-life performance of AEB[J]. Accident Analysis & Prevention,2018,113:1-11.
- [10] DUAN J L,LI R,HOU L,et al. Driver braking behavior analysis to improve autonomous emergency braking systems in typical Chinese vehicle-bicycle conflicts[J]. Accident Analysis & Prevention,2017,108:74-82.
- [11] HOU L,DUAN J L,WANG W,et al. Drivers' braking behaviors in different motion patterns of vehicle-bicycle conflicts[J]. Journal of Advanced Transportation,2019,2019:1-17.
- [12] SUI B,LUBBE N,BÄRGMAN J. A clustering approach to developing car-to-two-wheeler test scenarios for the assessment of automated emergency braking in China using in-depth Chinese crash data [J]. Accident Analysis & Prevention,2019,132:105242.
- [13] CAO Y,XIAO L Y,DONG H L,et al. Typical pre-crash scenarios reconstruction for two-wheelers and passenger vehicles and its application in parameter optimization of AEB system based on NAIS database [C]//Proceedings of the 26th International Technical Conference on the Enhanced Safety of Vehicles (ESV),2019:1339-1353.
- [14] 胡林,易平,黄晶,等. 基于真实事故案例的自动紧急制动系统两轮车测试场景研究[J]. 汽车工程,2018,40(12):1435-1446.
HU L,YI P,HUANG J,et al. A research on test scenes of two-wheeled vehicles for automatic emergency system based on real accident cases [J]. Automotive Engineering,2018,40(12):1435-1446(in Chinese).
- [15] 范天赐,王宏雁,杨震,等. 基于中国两轮车事故的典型场景提取与分析[J]. 交通与运输,2019,35(2):41-45.
FAN T C,WANG H Y,YANG Z,et al. Typical two-wheelers accident scenarios extraction and analysis based on Chinese road traffic data [J]. Traffic & Transportation,2019,35(2):41-45(in Chinese).
- [16] 苏江平,陈君毅,王宏雁,等. 基于中国危险工况的行人交通冲突典型场景提取与分析[J]. 交通与运输(学术版),2017(1):209-214.
SU J P,CHEN J Y,WANG H Y,et al. Establishment and analysis on typical road traffic near-crash scenarios related to pedestrian in China [J]. Traffic & Transportation,2017(1):209-214(in Chinese).
- [17] 夏澜,朱西产,马志雄. 切入型危险工况下自动紧急制动系统的测试场景 [C]//第十四届国际汽车交通安全学术会议,2017:184-197.
XIA L,ZHU X C,MA Z X. AEB test scenarios under cut-in dangerous conditions [C]//Proceedings of the 14th International Forum of Automotive Traffic Safety,2017:184-197(in Chinese).
- [18] 刘颖,贺锦鹏,刘卫国,等. 自动紧急制动系统行人测试场景的研究[J]. 汽车技术,2014(3):35-39.
LIU Y,HE J P,LIU W G,et al. Research on test scenarios for AEB pedestrian system [J]. Automobile Technology,2014(3):35-39(in Chinese).
- [19] 胡林,方胜勇,黄晶,等. 基于逻辑回归的二轮车-汽车碰撞事故深度分析[J]. 汽车工程,2016,38(11):1288-1293.
HU L,FANG S Y,HUANG J,et al. In-depth analysis on cycle-vehicle crash accident based on logistic regression [J]. Automotive Engineering,2016,38(11):1288-1293(in Chinese).
- [20] 刘晨. 基于 NAIS 的交通伤严重程度影响因素研究 [D]. 北京:清华大学,2015.

- LIU C. Study of influencing factors on traffic injury severity based on the NAIS[D]. Beijing: Tsinghua University, 2015 (in Chinese).
- [21] 何仁,冯海鹏. 自动紧急制动(AEB)技术的研究与进展[J]. 汽车安全与节能学报,2019,10(1):1-15.
- HE R, FENG H P. Research and development of autonomous emergency brake(AEB) technology[J]. Journal of Automotive Safety and Energy, 2019, 10(1):1-15 (in Chinese).
- [22] 朱建平. 应用多元统计分析[M]. 3 版. 北京: 科学出版社, 2016.
- ZHU J P. Applied multivariate statistical analysis[M]. 3rd ed. Beijing: Science Press, 2016 (in Chinese).
- [23] 李卫东. 应用多元统计分析[M]. 2 版. 北京: 北京大学出版社, 2015.
- LI W D. Applied multivariate statistical analysis[M]. 2nd ed. Beijing: Peking University Press, 2015 (in Chinese).
- [24] 克劳斯·巴克豪斯,本德·埃里克森,伍尔夫·普林克,等. 多元统计分析方法:用 SPSS 工具[M]. 上海:格致出版社, 2009.
- BACKHAUS K, ERICHSON B, PLINKE W, et al. Multivariate statistical analysis method: Using SPSS tools[M]. Shanghai: Gezhi Press, 2009 (in Chinese).
- [25] Euro-NCAP. AEB car-to-car test protocol v3. 0. 2 [EB/OL]. [2019-09-19]. <https://www.euroncap.com/en/for-engineers/protocols/safety-assist/>.
- 作者简介:**
徐向阳 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:车辆自动传动与控制理论、分布式电驱技术、自动驾驶。
周兆辉 男,硕士研究生。主要研究方向:自动驾驶。
胡文浩 男,博士研究生。主要研究方向:自动驾驶。
肖凌云 男,博士,高级工程师。主要研究方向:汽车召回技术。
李文娟 女,博士。主要研究方向:自动驾驶。
王书翰 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:车辆自动传动与控制理论、自动驾驶。

Intersection test scenarios for AEB based on accident data mining

XU Xiangyang¹, ZHOU Zhaohui¹, HU Wenhao¹, XIAO Lingyun², LI Wenjuan¹, WANG Shuhan^{1,*}

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

2. Defective Product Administrative Center, State Administration for Market Regulation (SAMR), Beijing 100101, China)

Abstract: Based on 499 real intersection accident data in the national automobile accident in-depth investigation system, this paper aims to study the Autonomous Emergency Braking system (AEB) intersection test scenarios adapted to China. The feature elements of the autonomous driving test scenarios are extracted by analyzing the factors affecting the severity of accidents based on multi-Logistic regression, and the test scenarios are constructed. Taking scenario feature elements as clustering parameters, the hierarchical clustering algorithm is used to obtain 8 kinds of typical dangerous scenarios of the collision in intersections. Eight kinds of AEB intersection test scenarios adapted to China's traffic conditions are established. The research shows that China's intersection scenarios have certain similarities with the Euro-NCAP regulations, but they are more complicated than foreign countries, and the conflict of turn left and go straight at crossroads is the scenario that needs to be focused on. This study takes the lead in conducting domestic AEB intersection test scenarios research, which can provide reference for the development and test of domestic AEB system, and can be used as the basis for establishing China AEB intersection test evaluation system.

Keywords: test scenarios; Autonomous Emergency Braking system (AEB); Intersection accident; Logistic regression; cluster analysis

Received: 2019-10-17; Accepted: 2019-11-22; Published online: 2020-02-28 11:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1758.001.html

Foundation items: the Fundamental Research Funds for the Central Government (282019Y-6694, HT2018X-0185)

* Corresponding author. E-mail: wsh@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0405

基于 AIGWO-IMMUKF 的目标跟踪算法

游航航^{1,2}, 韩其松^{1,*}, 余敏建¹, 龙宏志³, 杨海燕¹, 李朋永²

(1. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051; 2. 中国人民解放军 94498 部队, 南阳 473000;

3. 中国人民解放军 95380 部队, 湛江 524000)

摘 要: 针对目标跟踪算法中滤波器选择和模型设计问题, 提出了一种具有自适应性的交互式多模型无迹卡尔曼滤波(IMMUKF)目标跟踪算法。首先, 介绍了 IMMUKF 的算法步骤; 其次, 提出运用改进的灰狼优化(IGWO)算法优化其中的滤波参数, 通过构造调节因子建立了时变的 Markov 状态转移概率, 形成了 AIGWO-IMMUKF 算法, 并给出其算法流程; 最后, 将所提 AIGWO-IMMUKF 算法与传统算法在相同条件下进行仿真, 得出位置、速度均方根误差曲线, 以及时效性对比。结果表明, 所提 AIGWO-IMMUKF 算法克服了传统 IMMUKF 算法的不足, 提升了算法性能, 精度和时效性都更优。

关键词: 目标跟踪; 无迹卡尔曼滤波(UKF); 交互式多模型(IMM); 灰狼优化(GWO); 滤波参数; 转移概率

中图分类号: TN953; V24

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1826-08

机动目标跟踪技术在军事领域扮演着重要的角色^[1], 是实现目标意图识别与分析、进行指挥控制决策的重要基础。目标跟踪的难点在于滤波器的选择和运动模型的设计^[2]。

卡尔曼滤波(Kalman Filtering, KF)是一种经典的目标跟踪算法, 其算法本身及对应的扩展算法在目标跟踪领域具有广泛的应用^[3]。基础的卡尔曼滤波算法主要针对线性问题, 对频繁转换运动状态的移动对象具有良好的跟踪效果。在卡尔曼滤波算法基础上发展起来的扩展卡尔曼滤波(EKF)算法、无迹卡尔曼滤波(UKF)算法、粒子滤波(PF)算法、容积卡尔曼滤波(CKF)算法^[4-7]等则针对非线性问题。其中, UKF 算法因采用无迹变换(Unscented Transform, UT)对非线性概率密度分布进行近似估计, 具有不需要求导、估计精度高等优点, 在目标跟踪领域得到了广泛认可。

交互式多模型(Interacting Multiple Model, IMM)算法是一种在广义伪贝叶斯算法的基础上, 基于基本卡尔曼滤波构造的一种具有 Markov 切换系数的多模型滤波器, 旨在解决单模型引起的滤波精度不够的问题, 具有一定的自适应性。目前, 常用的模型包括 CV(匀速模型)、CT(转弯模型)、CA(匀加速模型)、CS(“当前”统计模型)、Singer 模型及 Jerk 模型等^[8]。将 IMM 与 UKF 结合后形成的 IMMUKF 算法, 融合了 2 种算法的优点, 解决了 UKF 算法中单一模型的不足, 增强了与目标运动模式的匹配度, 提高了跟踪效果, 已经在目标跟踪领域得到了广泛的应用^[9]。

传统的 IMMUKF 算法也存在滤波参数固定、模型转移概率提前给出等不足, 对算法性能造成了一定的影响。滤波参数 Q 、 R 分别指过程噪声协方差矩阵和量测噪声协方差矩阵, 二者对于跟

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2020-04-10; 网络出版时间: 2020-04-22 15:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200422.1510.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61472441); 装备预研领域基金(61403110304); 空军工程大学校长基金(XZJY2018031)

* 通信作者。E-mail: afeu_yh@126.com

引用格式: 游航航, 韩其松, 余敏建, 等. 基于 AIGWO-IMMUKF 的目标跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1826-1833. YOU H H, HAN Q S, YU M J, et al. Target tracking algorithm based on AIGWO-IMMUKF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1826-1833 (in Chinese).

踪精度具有重要影响^[10-12]。其中,参数 Q 对于滤波性能和参数估计精度具有影响;参数 R 主要影响滤波的修正速度,取值不当可能引起滤波发散。以往实验中,参数 Q 、 R 一般采用固定值,通常通过反复试验或者根据前人经验而得出,对于实验精力耗费和跟踪精度影响很大。模型转移概率是影响算法性能的重要因素,模型之间的交互、转移机制是多模型的核心,高效的模型转移策略可以有效提升算法性能。由于运动中的机动和先验信息的失真,以往通过历史先验信息或主观决策事先给出转移概率的方法不能满足实际要求,给滤波过程造成了误差。

针对以上两方面的问题,国内外专家学者也进行了广泛的研究。其中,刘楠^[1]提出使用 k 时刻模型集中各自子模型的后验概率最大值作为启发式信息,对系统噪声进行自适应调整;郭继峰等^[13]通过深度置信网络对噪声的协方差矩阵进行调整,提升了滤波性能;左东广等^[14]通过对 Baum 辅助函数的最大化实现隐马尔可夫(HMM)模型转移概率的参数估计,进一步将其用于 IMM 算法中,得到时变的转移概率;郭志等^[15]提出通过相邻时刻模型概率之差来体现与实际运动状态的匹配程度变化,以此信息修正转移概率,得到时变的转移概率,方法简单有效,但缺少对子模型之间交互情况的讨论;臧荣春和崔平远^[16]提出根据两模型误差压缩率比的变化对模型转移概率进行修正,有效提升了两模型之间的切换速率,但对于多模型的适应性有待进一步研究。

本文首先针对滤波参数 Q 、 R 固定问题,提出运用改进的灰狼优化(Improved Grey Wolf Optimizer, IGWO)算法进行自适应优化;其次针对模型转移概率提前给定问题,提出通过构建调节因子进行动态调整;最终形成 AIGWO-IMMUKF 算法,并进一步通过仿真对所提算法的性能进行了验证和分析。

1 IMMUKF 目标跟踪算法

假设有 m 个模型,系统的状态方程如式(1)所示,量测方程如式(2)所示。

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}\mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (1)$$

$$\mathbf{z}_{k+1} = \mathbf{h}(\mathbf{x}_{k+1}) + \mathbf{v}_k \quad (2)$$

式中: \mathbf{x}_k 为目标的状态向量; \mathbf{z}_k 为目标的量测向量; \mathbf{w}_k 和 \mathbf{v}_k 分别为过程噪声和量测噪声,并且其均值都为零,用 Q 、 R 分别表示过程噪声协方差矩阵和量测噪声协方差矩阵; F 为线性状态转移矩阵; h 为非线性量测矩阵。

IMMUKF 算法计算过程包括模型交互输入、时间更新、量测更新、状态更新和协方差更新、模型概率更新和融合交互输出。具体步骤如下:

步骤 1 模型交互输入。

$$\hat{\mathbf{x}}_{klk}^{0i} = \sum_{j=1}^m \hat{\mathbf{x}}_{klk}^j \boldsymbol{\mu}_{klk}^{ji} \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_{klk}^{0i} = \sum_{j=1}^m \boldsymbol{\mu}_{klk}^{ji} (\mathbf{P}_{klk}^j + (\hat{\mathbf{x}}_{klk}^j - \hat{\mathbf{x}}_{klk}^{0i})(\hat{\mathbf{x}}_{klk}^j - \hat{\mathbf{x}}_{klk}^{0i})^T) \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\mu}_{klk}^{ji}$ 表达如下:

$$\boldsymbol{\mu}_{klk}^{ji} = \frac{\mathbf{P}_{klk}^{ji} \boldsymbol{\mu}_k^i}{\sum_{j=1}^m \mathbf{P}_{klk}^{ji} \boldsymbol{\mu}_k^i} \quad (5)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_{klk}^j$ 为模型 j 在 k 时刻对应的状态估计向量; $\boldsymbol{\mu}_k^i$ 为模型 i 在 k 时刻的转移概率; \mathbf{P}_{klk}^{0i} 为模型 i 在 k 时刻的状态矩阵; \mathbf{P}_{klk}^j 为模型 i 转为模型 j 的概率。

步骤 2 时间更新。

UKF 算法中常用的采样策略有对称采样、最小偏度单形采样、高斯分布四阶矩对称采样、三阶矩偏度采样等^[17],本文采用对称采样。

选取 $2n+1$ 个 Sigma 采样点如式(6)所示, $\bar{\mathbf{x}}_k$ 和 \mathbf{P}_k 为 \mathbf{x}_k 的先验统计信息。

$$\begin{cases} \boldsymbol{\chi}_k^{0i} = \bar{\mathbf{x}}_k \\ \boldsymbol{\chi}_k^{i,l} = \bar{\mathbf{x}}_k \pm (\sqrt{(n+\kappa)\mathbf{P}_k})_l \end{cases} \quad l = 1, 2, \dots, 2n \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\chi}_k^{i,l}$ 为模型 i 在 k 时刻的第 l 个采样点; n 为 \mathbf{x}_k 的维度; κ 的取值如下:

$$\kappa = \begin{cases} 0 & n = 1 \\ 3 - n & n > 1 \end{cases} \quad (7)$$

各 Sigma 点对应的第 i 个滤波器,其一阶统计特性和二阶统计特性的加权系数分别为

$$W_l^{i,m} = \begin{cases} \frac{\lambda}{n+\lambda} & l = 0 \\ \frac{1}{2(n+\lambda)} & l \neq 0 \end{cases} \quad (8)$$

$$W_l^{i,c} = \begin{cases} \frac{\lambda}{n+\lambda} + 1 + \phi - \phi^2 & l = 0 \\ \frac{1}{2(n+\lambda)} & l \neq 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\lambda = \varphi^2(n+\kappa) - n$, φ 为 $[0, 1]$ 之间的随机数; ϕ 为常数。

第 i 个滤波器转换为

$$\boldsymbol{\eta}_{k+1}^{i,l} = \mathbf{F}\boldsymbol{\chi}_k^{i,l} \quad (10)$$

第 i 个滤波器估计跟踪值、协方差分别为

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1k}^i = \sum_{l=0}^{2n} W_l^{i,m} \boldsymbol{\eta}_{k+1}^{i,l} \quad (11)$$

$$P_{k+1k}^i = \sum_{l=0}^{2n} W_l^{i,c} (\boldsymbol{\eta}_{k+1}^{i,l} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1k}^i) (\boldsymbol{\eta}_{k+1}^{i,l} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1k}^i)^T + \mathbf{Q}_k^i \quad (12)$$

步骤3 量测更新。

对 Sigma 点进行非线性变换,如下:

$$\hat{\mathbf{z}}_{k+1k}^{i,l} = \mathbf{h}(\boldsymbol{\eta}_{k+1}^{i,l}) \quad (13)$$

第 i 个滤波测量的近似均值和协方差分别为

$$\bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i = \sum_{l=0}^{2n} W_l^{i,m} \hat{\mathbf{z}}_{k+1k}^{i,l} \quad (14)$$

$$P_{zz}^i = \sum_{l=0}^n W_l^{i,c} (\hat{\mathbf{z}}_{k+1k}^{i,l} - \bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i) (\hat{\mathbf{z}}_{k+1k}^{i,l} - \bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i)^T + \mathbf{R}_k^i \quad (15)$$

$$P_{xz}^i = \sum_{l=0}^n W_l^{i,c} (\boldsymbol{\eta}_{k+1}^{i,l} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1k}^i) (\hat{\mathbf{z}}_{k+1k}^{i,l} - \bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i)^T \quad (16)$$

第 i 个滤波器增益为

$$K_{k+1}^i = P_{xz}^i (P_{zz}^i)^{-1} \quad (17)$$

步骤4 状态更新和协方差更新。

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^i = \hat{\mathbf{x}}_{k+1k}^i + K_{k+1}^i (\mathbf{z}_{k+1}^i - \bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i) \quad (18)$$

$$P_{k+1}^i = P_{k+1k}^i - K_{k+1}^i P_{zz}^i (K_{k+1}^i)^T \quad (19)$$

步骤5 模型概率更新。

第 i 个滤波器的似然函数为

$$\mathbf{A}_k^i = \frac{1}{\sqrt{2\pi} |\mathbf{P}_{zz}^i|} \exp \left(-\frac{1}{2} (\mathbf{z}_{k+1}^i - \bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i)^T (\mathbf{P}_{zz}^i)^{-1} \cdot (\mathbf{z}_{k+1}^i - \bar{\mathbf{z}}_{k+1k}^i) \right) \quad (20)$$

归一化常数为

$$c = \sum_{j=1}^m \mathbf{A}_k^{i,j} \bar{c}_j \quad (21)$$

式中: \bar{c}_j 为模型 i 的归一化平均参数。

第 i 个滤波概率更新为

$$\boldsymbol{\mu}_k^i = \frac{1}{c} \mathbf{A}_k^i \sum_{j=1}^r \mathbf{P}_{zz}^{i,j} \boldsymbol{\mu}_k^{i,j} = \frac{\bar{c}_i}{c} \mathbf{A}_k^i \quad (22)$$

步骤6 融合交互输出。

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \sum_{j=1}^m \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^j \boldsymbol{\mu}_k^j \quad (23)$$

$$P_{k+1} = \sum_{j=0}^m \boldsymbol{\mu}_k^j (P_{k+1}^j + (\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^j - \hat{\mathbf{x}}_{k+1}) (\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^j - \hat{\mathbf{x}}_{k+1})^T) \quad (24)$$

断寻找最优值,实现寻优的目的。GWO 算法具有较强的全局搜索能力,结构简单,并且概念清晰,参数设置少,算法本身及其改进算法在各种领域得到了广泛应用^[19]。

但传统的 GWO 算法也存在收敛速度不高、精度不够、易陷入局部最优等缺点。本文利用 IGWO 算法对滤波参数 \mathbf{Q} 、 \mathbf{R} 进行自适应优化。

2.1.1 改进的灰狼优化算法

1) 动态权重调整策略

传统 GWO 算法中,通过式(25)进行狼群位置的迭代,灰狼 ω 通过式(26)、式(27)^[18] 找寻通过 α 、 β 、 δ 狼共同引导的下一个位置,灰狼位置更新示意图如图1所示。

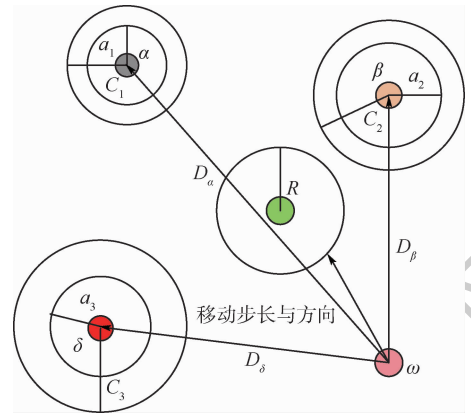


图1 灰狼位置更新示意图

Fig.1 Schematic diagram of gray wolf location update

$$\begin{cases} A = 2ar_2 - a \\ C = 2r_1 \\ D = |CX_p(t) - X(t)| \\ X(t+1) = X_p(t) - AD \end{cases} \quad (25)$$

$$\begin{cases} X_{i,\alpha}(t+1) = X_\alpha(t) - A_1 |C_1 X_\alpha(t) - X_i(t)| \\ X_{i,\beta}(t+1) = X_\beta(t) - A_2 |C_2 X_\beta(t) - X_i(t)| \\ X_{i,\delta}(t+1) = X_\delta(t) - A_3 |C_3 X_\delta(t) - X_i(t)| \end{cases} \quad (26)$$

$$X_i(t+1) = \sum_{j=\alpha,\beta,\delta} \frac{1}{3} X_{i,j}(t+1) \quad (27)$$

式中: $X_{i,\alpha}(t)$ 、 $X_{i,\beta}(t)$ 、 $X_{i,\delta}(t)$ 分别为灰狼当前位置距离 α 、 β 、 δ 灰狼的距离;其余变量参见文献[18]。

可以看出,虽然对种群中适应度前三的灰狼进行了排序和等级划分,但是在进行位置更迭和引导的过程中,三者权重相同,并没有体现出差别,这与等级划分的初衷是不一致的。因此,本文提出,对 α 、 β 、 δ 的权重进行重新设置,构造基于适应度值的动态权重,如式(28)、式(29)所示,替换

2 改进算法

2.1 滤波参数 \mathbf{Q} 、 \mathbf{R} 的自适应优化

针对滤波参数取值固定的问题,可采用优化算法对其进行自适应调整。

GWO 算法由 Mirjalili 等^[18] 于 2014 年提出,通过模拟灰狼群的社会等级制度和狩猎机制,不

传统 GWO 算法中的式(27)。

$$X(t+1) = \frac{w_1 X_1(t) + w_2 X_2(t) + w_3 X_3(t)}{3} \quad (28)$$

$$w_1 = \frac{|J_1|}{|J_1| + |J_2| + |J_3|} \quad (29)$$

式中: J_1, J_2, J_3 分别为对应 α, β, δ 的适应度值; X_1, X_2, X_3 分别对应当前世界 α, β, δ 的位置; w_2, w_3 计算思路同 w_1 ; t 为迭代次数; $X_i(t+1)$ 为第 t 次迭代后的灰狼的位置。

2) 控制参数非线性调整策略

传统 GWO 算法中调节参数 a 为线性递减, 这将容易陷入局部最优^[20-22]。本文运用二次曲线来调整 a 的值。 a_{\max} 和 a_{\min} 为控制参数的最大值和最小值, 一般为 2 和 0, t_{\max} 为最大迭代次数, a 的取值随迭代次数的变化如下:

$$a = a_{\max} - (a_{\max} - a_{\min}) (t/t_{\max})^2 \quad (30)$$

2.1.2 基于 IGWO 的滤波参数 Q, R 自适应调整

运用 IGWO 算法优化 IMMUKF 算法中的滤波参数 Q, R , 其中 Q 为对角阵, R 为一个常数矩阵^[23]。步骤如下:

步骤 1 初始化灰狼种群, 确定灰狼初始个数及位置、最大迭代次数; 初始化 a, A, C 及 $X_\alpha, X_\beta, X_\delta$ 的值。

步骤 2 计算各灰狼适应度值, 根据式(26)更新此次迭代的 $X_{i,\alpha}(t), X_{i,\beta}(t), X_{i,\delta}(t)$ 。

步骤 3 根据式(25)、式(30)更新 a, A, C 。

步骤 4 使用式(28)、式(29)更新当前智能个体的位置, 求得最优解 $X_{i,\alpha}(t)$ 。

步骤 5 判断是否达到结束条件, 若满足, 则输出最优解; 若不满足, 则返回步骤 2。

在优化过程中, 适应度函数的选取非常关键, 不当的适应度函数会导致早熟现象。在此, 以信息的实际方差为目标函数, 则目标函数定义为

$$s = (\bar{z}_{k+1|k}^i - \hat{z}_{k+1|k}^i)^T \quad (31)$$

式中: $\bar{z}_{k+1|k}^i$ 为 IMMUKF 算法中的新息序列^[22], $\hat{z}_{k+1|k}^i = z_k - \sum_{l=0}^{2n} W_l^{i,m} \hat{z}_{k+1|k}^i$; s 为状态信息的实际方差。

加入 IGWO 算法后, 可以对过程噪声和量测噪声进行在线优化。可以看出, 目标函数值越小, 相应的实际方差就越小, 跟踪精度就越高。将按此算法优化得到的滤波参数 Q, R 作为滤波输入来优化滤波过程。

2.2 模型转移概率的动态调整

IMM 算法中输入交互过程为一个 Markov 过程, 即模型跳变服从 Markov 链^[24], 设 Markov 概

率转移矩阵为 $\Pi_k = [\pi_{ij}(k)]_{m \times m}$, 则

$$\pi_{ij}(k) \triangleq \Pr\{r_k = j | r_{k-1} = i\} \quad i, j = 1, 2, \dots, m \quad (32)$$

式中: $\pi_{ij}(k)$ 为 k 时刻模型 i 转移到模型 j 的概率; m 为模型的总个数; $r_k = j$ 表示 k 时刻匹配到的模型为 j 。

解算过程中, 多模型之间互相交互, 模型之间的转换速率成为制约算法性能的重要因素。标准 IMM 算法中, 转移概率通常根据先验信息获得或者通过人为给定, 并没有结合后验信息进行实时的调整, 这是不符合实际的^[25]。对于 IMM 算法中的子模型, k 时刻子模型 j 的概率 $u_j(k)$ 越大, 说明其与目标的真实运动状态越接近, 那么此时其他子模型向这一模型转移的可能性就越大; 同时与这一匹配模型相差越远的子模型, 其转移的渴望度就越大, 更有可能发生转移。基于以上思想, 对 Markov 转移概率矩阵进行修正改进。

假设 k 时刻子模型 j 匹配概率为 $u_j(k)$, 子模型 i 匹配概率为 $u_i(k)$, 假设模型 i 向 j 转换, 构造概率调节因子 $\sigma_{ij}(k)$ 为

$$\sigma_{ij}(k) = \exp\left(\frac{u_j(k) - u_i(k)}{1 - u_j(k)}\right), \quad i, j = 1, 2, \dots, m \quad (33)$$

根据式(33), 当模型 j 的概率大于模型 i 概率时, $\sigma_{ij}(k)$ 大于 1; 当模型 j 的概率小于模型 i 概率时, $\sigma_{ij}(k)$ 小于 1。同时, 该次转换的目标模型的匹配概率越接近 1, 说明此次转换可能性更大, 通过设置其与 1 的差值进行体现, 进一步扩大其影响, 提升转换速率。

假设 $k-1$ 时刻 Markov 转移矩阵中模型 i 向 j 转换的概率为 $\pi_{ij}(k-1)$, 则将 σ_{ij}^k 与其相乘达到动态调整的目的, 调整过程为

$$\hat{\pi}_{ij}(k) = \sigma_{ij}(k) \pi_{ij}(k-1) \quad (34)$$

根据 Markov 转移概率矩阵性质可知, k 时刻某一模型向其他模型转移的概率之和为 1, 故需要对式(34)进行归一化处理, 最终得到 k 时刻的转移概率为

$$\pi_{ij}(k) = \frac{\hat{\pi}_{ij}(k)}{\sum_{j=1}^m \hat{\pi}_{ij}(k)} = \frac{\pi_{ij}(k-1) \exp\left(\frac{u_j(k) - u_i(k)}{1 - u_j(k)}\right)}{\sum_{j=1}^m \pi_{ij}(k-1) \exp\left(\frac{u_j(k) - u_i(k)}{1 - u_j(k)}\right)} \quad (35)$$

根据以上分析可知, 当模型 j 的概率增大, 或

者模型 i, j 之间的模型概率之差增大时,说明其他模型需要尽快向模型 j 转换,此时转换速率将在原有基础上被进一步扩大;相反,如模型 j 的概率减小,或者模型 i, j 之间的模型概率之差减小,则说明模型 j 匹配度降低,则需要减缓转换速率。可以看出,调节因子 $\sigma_{ij}(k)$ 扩大了匹配模型的作用,减弱了非匹配模型的作用,提高了转换速率,同时改进后的结果也满足转移概率矩阵的 2 条基本性质。

2.3 AIGWO-IMMUKF 算法流程

根据以上两方面的改进,得到 AIGWO-IMMUKF 算法,其算法流程示意图如图 2 所示。

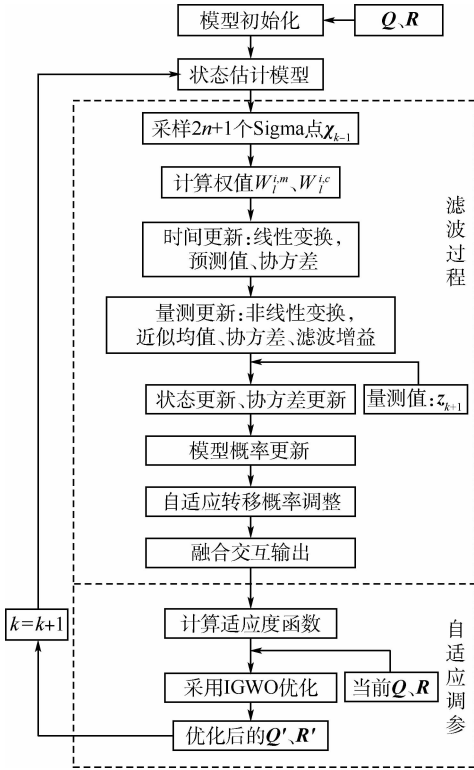


图 2 AIGWO-IMMUKF 算法流程示意图
Fig. 2 Flowchart of AIGWO-IMMUKF algorithm

3 仿真实验

仿真在 Inter(R) i7-4790 处理器,主频 3.6 GHz、64 位 Windows7 旗舰版下的 MATLAB R2016b 中进行。

因为目标跟踪的过程是实时短期连续迭代跟踪,所以任何复杂的运动形式都可以微分成由匀速、匀加速、转弯 3 种基本运动形式组成的集合。因此,本文假设目标在高度为 6 km 的平面内运动,目标的状态向量为 $\mathbf{X} = (x, \dot{x}, \ddot{x}, y, \dot{y}, \ddot{y}, z, \dot{z}, \ddot{z})$, x, y, z 为目标的位置, $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 为目标的速度, $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ 为目标的加速度,目标初始状态为 $\mathbf{X}_0 = (18\ 000\ \text{m}, 0, 0, 6\ 000\ \text{m/s}, 0, 0, 2\ 000\ \text{m/s}^2, 0, 0)$ 。在 0 ~ 15 s 做

速度 300 m/s 的匀速直线运动,15 ~ 55 s 做半径 6.5 km 的匀速左转弯运动,55 ~ 80 s 做半径 5.5 km 的匀速右转弯运动,80 ~ 90 s 做加速度 12 m/s² 的匀加速运动,所选模型分别为 CV 模型、CT 模型和 CA 模型。CV 过程噪声协方差矩阵为 $\mathbf{Q}_{CV} = \text{diag}(0.1, 0.1, 0.01)$, CT 过程噪声协方差矩阵为 $\mathbf{Q}_{CT} = \text{diag}(0.08, 0.1, 0.05)$, CA 过程噪声协方差矩阵为 $\mathbf{Q}_{CA} = \text{diag}(0.1, 0.08, 0.06)$,各模型的量测噪声协方差矩阵依次为 $\mathbf{R}_{cv} = 0.8\mathbf{I}_3\ \text{m}^3/\text{s}^6$, $\mathbf{R}_{ct} = 0.3\mathbf{I}_3\ \text{m}^3/\text{s}^6$, $\mathbf{R}_{ca} = 0.5\mathbf{I}_3\ \text{m}^3/\text{s}^6$,各模型初始概率依次为 $u_0^{cv} = 0.8, u_0^{ct} = 0.1, u_0^{ca} = 0.1$,采样间隔时间为 1 s,采样点为 90 个,其状态转移矩阵为

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.90 & 0.05 & 0.05 \\ 0.02 & 0.95 & 0.03 \\ 0.03 & 0.05 & 0.92 \end{bmatrix}$$

IGWO 算法中维度设置为 6,初始种群数为 30,最大迭代次数为 100 次。

根据以上参数设置,运用 AIGWO-IMMUKF 算法、IGWO-IMMUKF 算法、GWO-IMMUKF 算法与传统 IMMUKF 算法、文献[26]中的 DIMMUKF 算法分别进行 200 次蒙特卡罗仿真计算,使用文献[27]中 FF-LSTM 同步进行目标跟踪,使用 RMSE(均方根误差)作为评价算法性能的标准,目标跟踪轨迹三维空间如图 3 所示, X、Y 方向位置、速度 RSME 变化曲线如图 4、图 5 所示,时效性对比如图 6 所示。

仿真结果表明,在跟踪精度和误差方面,各算法的优劣顺序依次为 AIGWO-IMMUKF、IGWO-IMMUKF、GWO-IMMUKF、DIMMUKF、FF-LSTM、IMMUKF。目标在运动模式转换时刻,容易产生较大的跟踪误差,传统的 IMMUKF 算法性能不如 FF-LSTM 算法,但是经过 GWO 算法的优化后,自适应调整能力大幅提升,跟踪误差减小,误差积累得到弱化,性能上优于 DIMMUKF 算法和 FF-LSTM 算法。在此基础上,通过对 GWO 算法的改

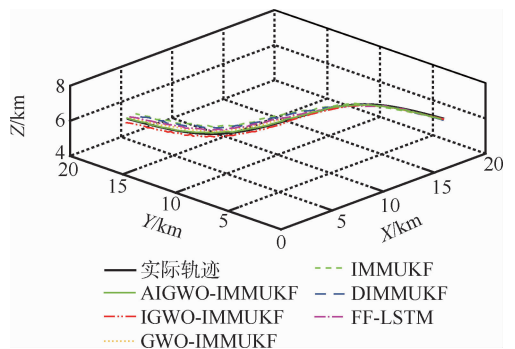


图 3 跟踪轨迹三维空间示意图
Fig. 3 Sketch map of tracking trajectory in 3D space

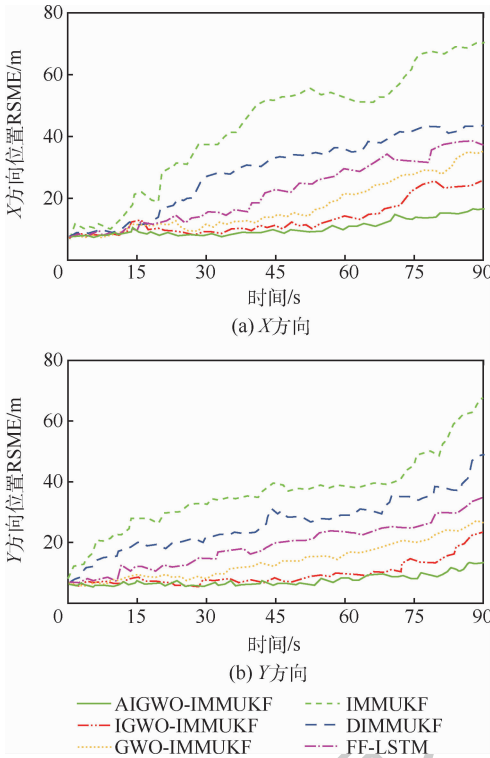


图 4 X、Y 方向位置 RSME 随时间变化曲线
Fig. 4 Change of X, Y-direction position RSME with time

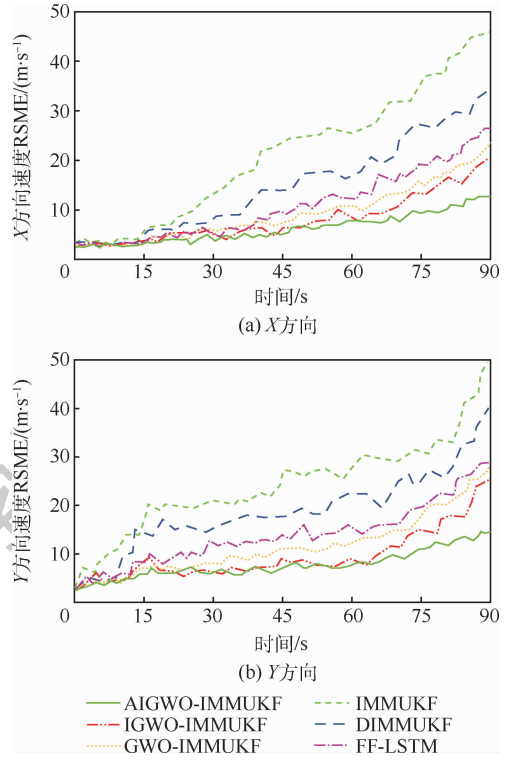


图 5 X、Y 方向速度 RSME 随时间变化曲线
Fig. 5 Change of X, Y-direction velocity RSME with time

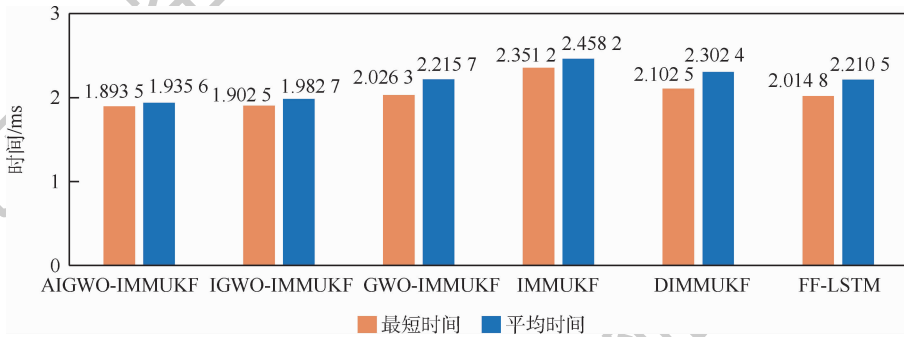


图 6 算法时效性对比
Fig. 6 Comparison of algorithm timeliness

进和引入调节因子,跟踪效果得到进一步提升,验证了 GWO 算法改进的有效性和调节因子构造的合理性。

通过图 6 可以看出,FF-LSTM 算法因为神经网络强大的性能,其时效性高于传统的 IMMUKF 算法和 DIMMUKF 算法,但却不及通过 GWO 算法优化后 IMMUKF 算法,改进后形成的 AIGWO-IMMUKF 算法具有最高的时效性。

4 结 论

1) 本文运用 IGWO 优化滤波参数 Q 、 R ,能够实现噪声的自适应调整;调节因子修正模型转换概率能够加速模型之间的转换速率;形成的 AIGWO-IMMUKF 算法,能够根据运动状态的变化进行自适应调整。

2) 提出的 AIGWO-IMMUKF 算法,有效改进了传统 IMMUKF 算法中的缺陷,相比于传统的 IMMUKF 算法、文献[26]中 DIMMUKF 算法、文献[27]中的 FF-LSTM 算法具有更好的跟踪效果,跟踪精度更高,误差更小,算法时效性更强。

3) GWO 算法强大的性能可以运用到更多的优化问题之中,更好地发挥其生命力。

参考文献 (References)

[1] 刘楠. 基于机动目标跟踪模型的自适应滤波算法[D]. 杭州:浙江理工大学,2016.
LIU N. Adaptive filter algorithm based on maneuvering target tracking model[D]. Hangzhou: Zhejiang Sci-Tech University, 2016 (in Chinese).

[2] 江宝安,万群. 基于 UKF-IMM 的双红外机动目标跟踪算法[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(8):1454-1459.

- JIANG B A, WAN Q. Maneuvering target passive tracking with dual infrared observers using IMM algorithm based on UKF [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2008, 30(8): 1454-1459 (in Chinese).
- [3] 刘昌云. 雷达机动目标运动模型与跟踪算法研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014.
- LIU C Y. Study on motion model and tracking algorithms of radar maneuvering target [D]. Xi'an: Xidian University, 2014 (in Chinese).
- [4] 万琴, 王耀南. 基于卡尔曼滤波器的运动目标检测与跟踪 [J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2007, 34(3): 36-40.
- WAN Q, WANG Y N. Moving objects detecting and tracking based on Kalman filter [J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 2007, 34(3): 36-40 (in Chinese).
- [5] 张勇刚, 黄玉龙, 武哲民, 等. 一种高阶无迹卡尔曼滤波方法 [J]. *自动化学报*, 2014, 40(5): 838-848.
- ZHANG Y G, HUANG Y L, WU Z M, et al. A high order unscented Kalman filtering method [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2014, 40(5): 838-848 (in Chinese).
- [6] 刘向阳. 几种典型非线性滤波算法及性能分析 [J]. *舰船电子工程*, 2019, 39(7): 32-36.
- LIU X Y. Several typical nonlinear filtering algorithms and performance analysis [J]. *Ship Electronic Engineering*, 2019, 39(7): 32-36 (in Chinese).
- [7] 刘铮. UKF 算法及其改进算法的研究 [D]. 长沙: 中南大学, 2009.
- LIU Z. Research on UKF algorithm and its improved algorithm [D]. Changsha: Central South University, 2009 (in Chinese).
- [8] 张园. 空中单机目标跟踪算法的研究 [D]. 大连: 大连海事大学, 2014.
- ZHANG Y. The research on tracking algorithms for single aerial maneuvering target [D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2014 (in Chinese).
- [9] MALLESWARAN M, VAIDEHI V, IRWIN S, et al. IMM-UKF-TFS model-based approach for intelligent navigation [J]. *The Journal of Navigation*, 2013, 66(6): 19.
- [10] XU T L. Federated IMM-UKF algorithm for multi-sensor data fusion [J]. *Advanced Materials Research*, 2013, 753-755: 2117-2120.
- [11] ZHANG Y, CHEN H S, LUO Y. A novel infrared landmark indoor positioning method based on improved IMM-UKF [J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2014, 511-512: 880-885.
- [12] 徐晓苏, 闫琳宇, 吴晓飞, 等. 基于粒子群优化的 UKF 在 SINS/GPS 组合导航中的应用 [J]. *中国惯性技术学报*, 2018, 26(2): 196-201.
- XU X S, YAN L Y, WU X F, et al. Unscented Kalman filter based on particle swarm optimization algorithm in SINS/GPS integrated navigation system [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26(2): 196-201 (in Chinese).
- [13] 郭继峰, 李忠志, 张国强, 等. 基于深度置信网络的卡尔曼滤波算法改进 [J]. *计算机应用与软件*, 2019, 36(6): 248-253.
- GUO J F, LI Z Z, ZHANG G Q, et al. Improvement of Kalman filter algorithm based on deep belief network [J]. *Computer Applications and Software*, 2019, 36(6): 248-253 (in Chinese).
- [14] 左东广, 韩崇昭, 郑林, 等. 基于时变马尔科夫转移概率的机动目标多模型跟踪 [J]. *西安交通大学学报*, 2003, 37(8): 824-828.
- ZUO D G, HAN C Z, ZHENG L, et al. Maneuvering target tracking based on time-varying Markov transition probabilities [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2003, 37(8): 824-828 (in Chinese).
- [15] 郭志, 董春云, 蔡远利, 等. 时变转移概率 IMM-SRCKF 机动目标跟踪算法 [J]. *系统工程与电子技术*, 2015, 37(1): 24-30.
- GUO Z, DONG C Y, CAI Y L, et al. Time-varying transition probability based IMM-SRCKF algorithm for maneuvering target tracking [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2015, 37(1): 24-30 (in Chinese).
- [16] 臧荣春, 崔平远. 马尔科夫参数自适应 IFIMM 算法研究 [J]. *电子学报*, 2006, 34(3): 521-524.
- ZANG R C, CUI P Y. Research on adaptive Markov parameter IFIMM algorithm [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2006, 34(3): 521-524 (in Chinese).
- [17] 潘泉, 杨峰, 叶亮, 等. 一类非线性滤波器——UKF 综述 [J]. *控制与决策*, 2005, 20(5): 481-489.
- PAN Q, YANG F, YE L, et al. Survey of a kind of nonlinear filters—UKF [J]. *Control and Decision*, 2005, 20(5): 481-489 (in Chinese).
- [18] MIRJALILI S, MIRJALILI S M, LEWIS A. Grey wolf optimizer [J]. *Advances in Engineering Software*, 2014, 69: 46-61.
- [19] 姚鹏, 王宏伦. 基于改进流体扰动算法与灰狼优化的无人机三维航路规划 [J]. *控制与决策*, 2016, 31(4): 701-708.
- YAO P, WANG H L. Three-dimensional path planning for UAV based on improved interfered fluid dynamical system and grey wolf optimizer [J]. *Control and Decision*, 2016, 31(4): 701-708 (in Chinese).
- [20] BIAN X Q, ZHANG L, DU Z M, et al. Prediction of sulfur solubility in supercritical sour gases using grey wolf optimizer-based support vector machine [J]. *Journal of Molecular Liquids*, 2018, 261: 431-438.
- [21] LIU H, WU H, LI Y. Smart wind speed forecasting using EWT decomposition, GWO evolutionary optimization, RELM learning and IEWT reconstruction [J]. *Energy Conversion and Management*, 2018, 161: 266-283.
- [22] 魏政磊, 赵辉, 黄汉桥, 等. 基于 SAGWO 算法的 UCAVs 动态协同任务分配 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(8): 1651-1664.
- WEI Z L, ZHAO H, HUANG H Q, et al. Dynamic UCAVs cooperative task allocation based on SAGWO algorithm [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(8): 1651-1664 (in Chinese).
- [23] 张凤娇, 魏民祥, 赵万忠. 基于蚁群优化 UKF 算法的汽车状态估计 [J]. *中国机械工程*, 2015, 26(22): 3046-3050.
- ZHANG F J, WEI M X, ZHAO W Z. Vehicle state estimation based on ant colony optimization algorithm [J]. *China Mechanical Engineering*, 2015, 26(22): 3046-3050 (in Chinese).
- [24] LI W, JIA Y. An information theoretic approach to interacting multiple model estimation [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(3): 1811-1825.

- [25] 封普文,黄长强,曹林平,等.基于自适应马尔可夫参数交互多模型算法的弹道导弹跟踪研究[J].兵工学报,2014,35(12):2041-2049.

FENG P W, HUANG C Q, CAO L P, et al. Research on ballistic missile tracking based on adaptive Markov parameter IMM[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(12):2041-2049 (in Chinese).

- [26] 刘娟丽.基于交互多模型的被动多传感器机动目标跟踪算法研究[D].西安:西安电子科技大学,2010.

LIU J L. Research on maneuvering target tracking based on interacting multiple model for multiple passive sensors [D]. Xi'an: Xidian University, 2010 (in Chinese).

- [27] 张振兴,杨任农,张彬超,等.空战飞行对敌目标逼近航迹跟踪仿真[J].空军工程大学学报(自然科学版),2018,19(2):33-37.

ZHANG Z X, YANG R N, ZHANG B C, et al. Air combat trajectory predict simulation for enemy target approach[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(2):33-37 (in Chinese).

ectory predict simulation for enemy target approach[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(2):33-37 (in Chinese).

作者简介:

游航航 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:航空兵指挥。

韩其松 男,硕士,讲师。主要研究方向:航空兵指挥自动化。

余敏建 男,硕士,教授。主要研究方向:航空兵指挥自动化。

杨海燕 女,博士,副教授。主要研究方向:空天态势与威胁评估。

李朋永 男,本科,工程师。主要研究方向:空域管理。

Target tracking algorithm based on AIGWO-IMMUKF

YOU Hanghang^{1,2}, HAN Qisong^{1,*}, YU Minjian¹, LONG Hongzhi³, YANG Haiyan¹, LI Pengyong²

(1. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Unit 94498 of the PLA, Nanyang 473000, China; 3. Unit 95380 of the PLA, Zhanjiang 524000, China)

Abstract: Aimed at the problem of filter selection and model design in target tracking algorithm, an adaptive Interacting Multiple Model-Unscented Kalman Filter (IMMUKF) target tracking algorithm is proposed. First, the algorithm steps of IMMUKF are introduced. Second, the Improved Grey Wolf Optimizer (IGWO) is proposed to optimize the filter parameters, and the time-varying Markov state transition probability is established by constructing the adjustment factor. Then, the AIGWO-IMMUKF algorithm is formed and its algorithm flowchart is given. Finally, the AIGWO-IMMUKF algorithm proposed in this paper and the traditional method are simulated under the same conditions, and the root mean square error curves of position and velocity as well as the timeliness comparison chart are obtained. The results show that AIGWO-IMMUKF algorithm overcomes the shortcomings of traditional IMMUKF, improves the performance of the algorithm, and has better accuracy and timeliness.

Keywords: target tracking; Unscented Kalman Filter(UKF); Interacting Multiple Model(IMM); Grey Wolf Optimizer(GWO); filter parameter; transition probability

Received: 2019-07-19; Accepted: 2020-04-10; Published online: 2020-04-22 15:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200422.1510.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61472441); Fund for Equipment Pre-research Field of China (61403110304); President's Fund of Air Force Engineering University (XZJY2018031)

* Corresponding author. E-mail: afeu_yh@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0540

量子定位系统中符合计数与到达时间差的获取

丛爽*, 宋媛媛

(中国科学技术大学 自动化系, 合肥 230027)



摘 要: 基于 MATLAB 图形用户界面接口 (GUI), 采用软件设计方式, 实现量子纠缠光信号的采集, 以及对采集到的两路量子纠缠光信号的符合算法。通过对符合算法中不同的符合门宽、采集时间和延时增加步长 3 个重要参数的性能实验, 优化和确定各参数的选值。通过对量子纠缠光符合计数与到达时间差 (TDOA) 的研究, 完成地面数据获取与信息处理模块的设计与实现。设计并实现了时间差拟合的仿真平台。实验结果达到了期望的精度和效率的需求。

关键词: 自发参量下转换; 量子纠缠光; 到达时间差 (TDOA); 符合计数; 曲线拟合

中图分类号: V249.32⁺⁹; V474.2⁺⁵; TN965

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1834-10

基于卫星定位与导航的精度取决于测量卫星与地面用户之间距离的精度。全球定位系统 (Global Positioning Systems, GPS) 的测距原理是基于获得电磁波的到达时间。由于电磁波信号定位精度受到经典噪声极限及其带宽和功率的限制, 使得测距精度一般可达米量级, 并且保密性较弱。采用激光脉冲测距, 其测距精度与脉冲频率及脉冲宽度等因素有关, 测距精度可以达到厘米量级^[1-3]。2018年, 量子卫星的发射升空, 使得采用量子纠缠光子对进行更高精度的量子长距离测距又向实现迈进了一步。测距是定位导航系统中最为关键的一步。当采用量子定位系统 (Quantum Positioning System, QPS) 对地面用户进行定位时, 需要联立卫星-地面用户之间的距离关系式, 依据光速及所发射的量子纠缠双光子对之间的到达时间差 (Time Difference of Arrival, TDOA) 来建立距离方程组, 所以测量获取量子纠缠双光子对, 计算出到达时间差是测距及定位导航的关键。在量子定位系统中, 自发参量下转换 (Spontaneous Parametric Down Conversion, SPDC) 技术比较成

熟, 且制备出量子纠缠双光子对的品质较高。SP-DC 技术是在非线性晶体内, 通过泵浦光和量子真空噪声的综合作用来产生量子纠缠双光子对, 其原理是使每一个入射到晶体内的光子, 以一定概率自发地分裂为能量较低且在时间和空间上具有高度相关性的 2 个相互纠缠的光子对^[4-6]。以基于 3 颗量子卫星的量子定位系统为例, 利用量子纠缠光子对的测距原理为: 所产生的每一对量子纠缠双光子对, 其中一路光子进入系统闲置路, 作为本地信号, 由单光子探测器直接探测; 另一路光子进入信号路, 经过一段长距离传输后, 再由单光子探测器探测, 并将两路单光子探测器分别探测得到的光子对的电平信号送到符合测量单元进行符合计数的相关数据处理与拟合, 得到量子纠缠双光子对的到达时间差, 最终根据光速和时间的关系计算出信号路光子的传输距离, 即卫星-地面用户之间的距离来实现卫星测距的目的, 或直接依据距离方程组解算出地面用户的空间三维坐标, 来实现对被测对象的定位与导航的目的^[7]。

在获取量子纠缠双光子对的到达时间差的过

收稿日期: 2019-10-12; 录用日期: 2019-12-16; 网络出版时间: 2020-01-20 10:43

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200120.0941.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61973290); 天地一体化信息技术国家重点实验室开放基金 (2015_SGHT_KFJJ_DH_04)

* 通信作者。E-mail: scong@ustc.edu.cn

引用格式: 丛爽, 宋媛媛. 量子定位系统中符合计数与到达时间差的获取[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1834-1843.
CONG S, SONG Y Y. Coincidence counting and acquisition of the time difference of arrival in quantum positioning systems [J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1834-1843 (in Chinese).

程中,利用了量子纠缠光的二阶关联特性。量子态的光学特性涉及光子分布的量子统计性质,其可以通过光场的二阶关联函数来描述^[8]。对光子二阶关联函数的测量可以通过 HBT (Hanbury Brown Twiss) 干涉或 HOM (Hong-Ou-Mandel) 干涉来实现^[9-10],它们都是利用符合测量来检测相互具有延时的两路光信号的二阶关联函数,也就是光场强度涨落的关联函数。因此,在使用量子纠缠光进行测距的实验过程中,符合测量单元尤为重要。符合测量单元主要是对满足符合条件的光子数,在一定的符合条件下进行计数,可以直接通过所设计的符合电路来实现,其主要组成为纳秒延时器 (Delay Box, DB)、时幅转换器 (Time-Amplitude Converter, TAC) 和多通道分析仪 (Multi-Channel Analyzer, MCA)。2 个单光子探测器经过光电检测后输出电脉冲信号,分别通过两路 DB,将到达时间差调节到一定的量程内,然后送入 TAC; TAC 输出至 MCA 以便完成符合计数的时间谱图。由于两路相互纠缠的光子频率不同,在同一介质中的传播时间不相等,量子纠缠双光子对的二阶关联函数与延时有关,当延时为零时,量子纠缠双光子对的 2 个光谱函数产生干涉,不可区分导致干涉符合计数值到达最小,所以量子纠缠双光子对的到达时间差就等于符合计数的时间谱图上,在符合计数最小值时所对应的延时时间^[11]。由符合电路所实现符合测量过程的优点是:可以进行实时测量,快速得到测量结果;缺点是:在高分辨率场合,符合电路会受限于电路的工作频率和带宽,存在硬件电路不稳定性等问题,并且测量数据难以进行拟合运算,测量结果精度较低,不适合在精密测量中应用。

本文设计软件算法来实现符合测量单元。由于量子纠缠光具有二阶关联特性,可以在一定的采集时间内采集信号路和闲置路的电平脉冲信号,通过符合计数得到二阶关联函数曲线。因为信号路中的光子需要飞行一段时间,所以两路上的单光子探测器所探测到的光子到达时间存在这段飞行时间的差,此时二阶关联函数曲线会在时间轴上发生一定偏移。通过设计符合算法得到一系列离散的二阶关联函数的样本点,再对这些样本点进行曲线拟合,测量二阶关联函数曲线的中心偏移量,也就是峰值偏移量,此时,二阶关联函数曲线的峰值所对应的延时时间,就是信号光与闲置光之间的到达时间差。为了使符合算法具有高精度结果的同时,也具有高解算效率,符合计数过程中合适参数的选择就显得尤其重要。因此,

在 MATLAB 环境下,进行各种不同参数的数据拟合的系统仿真实验,考察符合算法中符合门宽、采集时间和延时增加步长这 3 个参数对到达时间差性能的影响,及其合适的选取。

1 量子纠缠光的二阶关联特性和双脉冲的符合测量原理

量子纠缠光信号的获取与测量过程如图 1 所示。从光源 S 发出的一束抽运光束,经过周期极化磷酸氧钛钾 (Periodically Poled KTP, PPKTP) 晶体产生偏振纠缠光子对,通过偏振分束器 (Polarization Beam Splitter, PBS),分为 2 束具有相同强度的闲置光与信号光,一路光束的光子脉冲信号由接收方的单光子探测器 D1 接收,另一路光束的光子脉冲信号,经过延时时间 τ 后,由接收方的单光子探测器 D2 接收。两路单光子探测器分别将光子脉冲信号转换为两路电平脉冲信号,并送入到符合测量单元中,通过符合算法和曲线拟合,得到输出的延时时间 τ 值。

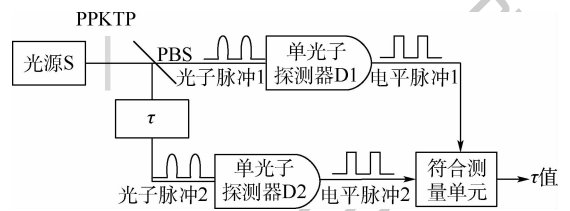


图 1 量子纠缠光信号的获取与测量过程

Fig. 1 Acquisition and measurement process of quantum entangled light signals

在获取量子纠缠双光子对的到达时间差的过程中,对具有延时的两路光信号通过符合测量的方式检测量子纠缠光的二阶关联特性,而光场的二阶关联特性表示的是光场强度涨落的关联特性,其函数表达式描述了光子分布的量子统计性质。由于电平脉冲信号与单光子探测器所接收到的光子脉冲数成正比,记单光子探测器 D1 和 D2 在 $(0, t)$ 、 $(0, t + \tau)$ 时刻记录得到的光子脉冲数分别为 $n_1(t)$ 与 $n_2(t + \tau)$,在两路脉冲的不同延时时间 τ 内,对 $n_1(t)$ 与 $n_2(t + \tau)$ 进行自相关,可以得到二阶关联函数为: $G^{(2)}(\tau) = \langle n_1(t) n_2(t + \tau) \rangle$ 。由于两束光的强度相等,可以得到归一化二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 为: $g^{(2)}(\tau) = \langle n_1(t) n_2(t + \tau) \rangle / \langle n \rangle^2$, n 为平均光子数。二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 测量的是 t 时刻和 $t + \tau$ 时刻之间的光子相干性。假设闲置光程和信号光程的传输时间分别为 t_1 和 t_2 ,根据二阶关联理论,当 $t_1 = t_2$ 时,图 2 所示的二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 的最大值会出现在

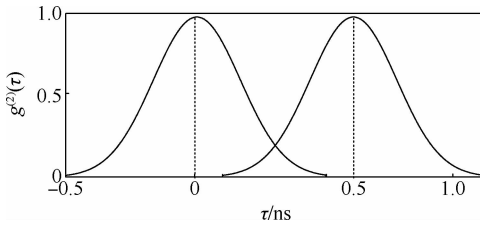


图2 二阶关联函数

Fig. 2 Second-order correlation function

$\tau = 0$ 处;而当 $t_1 \neq t_2$ 时,只要其中一路到达时间序列进行延时 $\Delta t = t_2 - t_1$,那么二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 的最大值就会出现在 $\tau = \Delta t$ 处, Δt 就是双光子纠缠信号的到达时间差。

在符合测量单元中,理论上当两路信号有同时到达的光子时间信号就是一次符合。但实际上,两光子的到达时间是不可能完全相同的;另外,对光子的探测设备也存在死时间。所以,在进行符合测量时,需要引入符合门宽的概念。当两路信号的到达时间差在一个设定的范围内时,就认为两光子是同时到达,也就是实际意义上的一次符合。设定的范围被称为符合门宽。若采用 N 个相同的单光子探测器探测同一时间产生的 N 路脉冲信号,且将这 N 路脉冲信号传送到一个 N 路通道的符合电路中,当 N 路通道中的脉冲信号同时到达符合电路的时间小于设定的符合门宽,就称为符合事件^[12-13]。根据脉冲发生时间是否为同一时刻,符合事件可以分为2类:瞬时符合事件与延时符合事件。瞬时符合事件是指同一时间脉冲发生符合的事件,延时符合事件是指存在一定延时时间不同脉冲发生符合的事件。

在符合测量单元中,对两路脉冲信号的到达时间进行符合相关的判断,本质上就是对这两通道脉冲信号进行“逻辑与”的处理过程。

符合测量单元的输入信号分别是两路电平脉冲信号 $x(t)$ 和 $y(t)$,它们都是0-1二值信号。对于瞬时符合事件,符合测量单元中的软件处理算法所满足的符合相关函数可以表示为

$$f(x, y) = x(t) \cdot y(t) = \begin{cases} 1 & x(t) = 1 \text{ 且 } y(t) = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

从式(1)可以看出,当且仅当 $x(t)$ 与 $y(t)$ 都等于1时, $f(x, y)$ 才等于1;反之,在 $x(t)$ 与 $y(t)$ 任意一个为0时, $f(x, y)$ 等于0。

对于延时符合事件,符合相关函数可以表示为

$$f(x, y) = x(t) \cdot y(t + \tau) = \begin{cases} 1 & x(t) = 1 \text{ 且 } y(t + \tau) = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

从式(2)可以看出,只有 $x(t)$ 与 $y(t + \tau)$ 均为1时, $f(x, y)$ 才为1;反之,当 $x(t)$ 与 $y(t + \tau)$ 任意一个为0时, $f(x, y)$ 等于0。

利用符合相关函数对两路电平脉冲信号进行符合计数的方法一般有2种,分别为电平检测和边沿检测。电平检测^[14]是指两路单脉冲信号在时间上只要有重叠,计数就加1;边沿检测^[15]是指检测到两路单脉冲信号的边沿(上升沿或者下降沿)处在同一个采样时钟间隔,也就是符合门宽 δ 内,就计数1次。相对于电平检测,边沿检测具有更高的精度,所以本文中符合测量单元使用的是边沿检测方法。

2 符合测量单元的软件算法设计

采用如图1所示的基于量子纠缠光的二阶关联特性进行符合测量,获取双光子到达时间差的实验时,首先利用数据采集设备在一定的采集时间内获取2个单光子探测器所输出的电平脉冲信号,并记录它们的上升沿时刻点,得到闲置光 CH1 和信号光 CH2 这两路通道上的时间序列;然后设计符合测量单元的软件算法,包括符合算法和曲线拟合;再利用符合算法处理这两路时间序列,得到一系列离散的二阶关联函数样本点;最后利用具有二阶关联特性的表达式对这些离散样本点进行曲线拟合,得到曲线峰值对应的延时时间即到达时间差。

符合测量单元中软件算法的流程设计如图3所示,其具体步骤为:①在给定的采集时间 T 内,对具有一定延时时间的两路电平脉冲信号进行数据采集,得到两路时间序列,并根据不同的标志位标定出闲置路 CH1 序列和信号路 CH2 序列;②将数据 CH2 作为基础序列,对另一路数据 CH1 的每个时间序列点加上一个给定的延时值 τ ;③在给定的符合门宽 δ 内,对 CH1 和 CH2 这两路序列进行一次符合计数,并记录本次延时 τ 产生的符合计数值 $n(\tau)$;④根据所设置的延时增加步长 s 得到新的延时时间 τ' ,返回步骤②,得到本次符合计数值 $n(\tau)$;⑤当到达所给定的最大循环次数,符合计数的过程结束;⑥将所有循环次数内得到的符合计数值转换为归一化的二阶关联函数值,得到不同延时 τ 和其对应的归一化二阶关联函数值 $g^{(2)}(\tau)$ 之间的离散点;⑦采用基于最小二乘拟合算法对所获得的离散点 $(\tau, g^{(2)}(\tau))$ 进行曲线拟合,此时曲线峰值所对应的横坐标延时值为两路相互纠缠量子光之间的到达时间差。

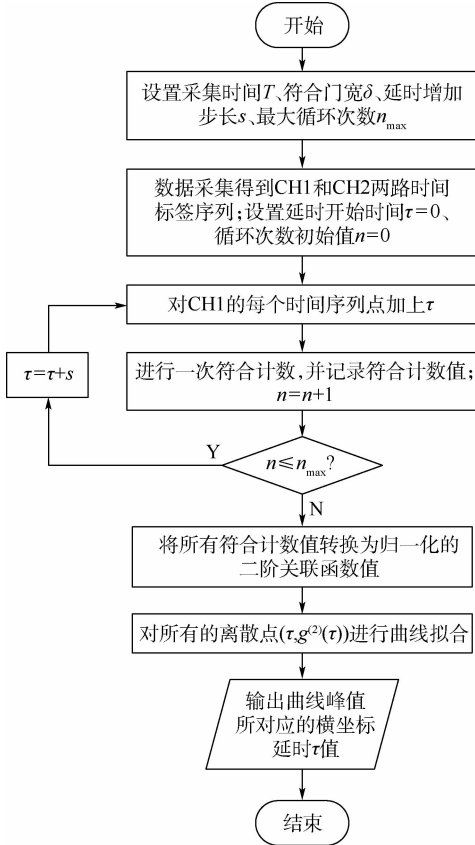


图 3 符合测量单元中软件算法的流程
Fig. 3 Flowchart of software algorithm in coincidence measurement unit

2.1 量子纠缠双光子对的符合算法

新加坡学者 Ho^[16]提出了一种经典符合算法,选择 2 种不同大小的符合门宽数值来对两路时间序列进行映射,变成两列二进制序列后,在频域里进行卷积运算,叠加运算的结果得到对应不同延时的二阶关联函数离散点。由于符合门宽的选择需要预先截取时间序列,该算法的精度受限于符合门宽的精度。本文设计的符合计数过程为:在量子纠缠双光子对的符合算法过程中,每次改变延时 τ ,都需要进行一次符合计数。图 4 为每次进行符合计数的示意图。闲置光 CH1 通道和信号光 CH2 通道分别记录了光子脉冲的时间标签序列,两路序列的每个时间标签之差只要在设定的符合门宽内,就将符合计数值加 1。

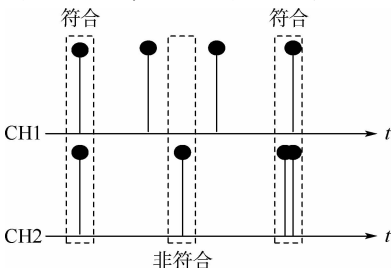


图 4 符合计数示意图

Fig. 4 Schematic diagram of coincidence counting

在延时 τ 下进行一次符合计数的流程如图 5 所示,输出的 count 就是在该延时 τ 下所对应的符合计数值 $n(\tau)$ 。与经典符合算法相比,本文算法只需要对其中一路序列进行遍历,节省了运行时间,同时只需要存储两路时间序列,不需要存储二进制序列,占用了更少的资源。

由符合测量的相关原理,当符合门宽 δ 远小于光场的相干时间 τ_c ,即满足 $\delta \ll \tau_c$ 时,单次符合计数值 $n(\tau)$ 和理想的二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 满足如下关系^[17-18]:

$$n(\tau) = T\delta(R_1 + \gamma_1)(R_2 + \gamma_2) \cdot \left[1 + \frac{g^{(2)}(\tau) - 1}{(1 + \gamma_1/R_1)(1 + \gamma_2/R_2)} \right] \quad (3)$$

式中: R_1 和 R_2 分别为单光子探测器 D1 和单光子探测器 D2 的光子计数率; γ_1 和 γ_2 分别为对应单光子探测器的暗计数率和环境噪声引起的计数率之和。

由式(3)可以得到 $g^{(2)}(\tau)$ 为

$$g^{(2)}(\tau) = \frac{n(\tau) - T\delta(R_1 + \gamma_1)(R_2 + \gamma_2) + T\delta R_1 R_2}{T\delta R_1 R_2} \quad (4)$$

当 $R_i \gg \gamma_i (i=1,2)$ 时,归一化二阶关联函数值与符合计数值之间的关系式可化简为

$$g^{(2)}(\tau) = \frac{n(\tau)}{T\delta R_1 R_2} \quad (5)$$

在软件算法设计步骤⑥中,采用式(1)将所有循环次数内得到的符合计数 $n(\tau)$ 值转换为归一化二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 值。

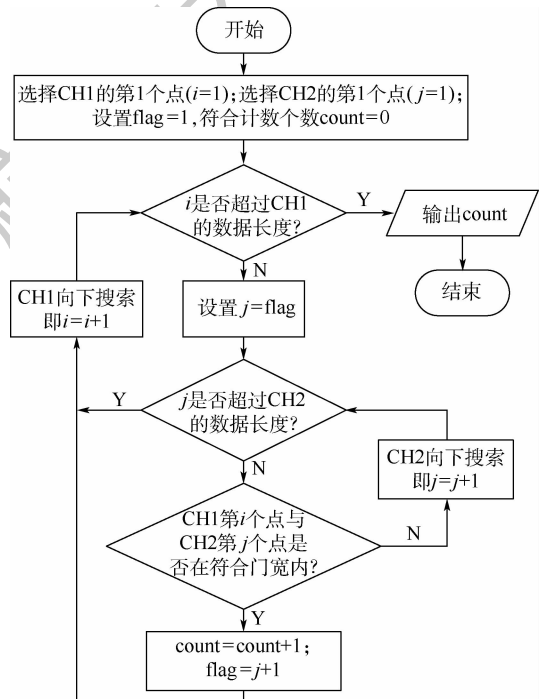


图 5 一次符合计数的流程

Fig. 5 Flowchart of one coincidence counting

2.2 离散样本点的曲线拟合

经过不同的延时产生一系列符合计数值,得到一系列的离散样本点,通过数据处理,由基于纠缠光的二阶关联的时域特性的峰值位置所对应的延时变化量 $\Delta\tau$,也就是量子纠缠双光子对的到达时间差,由此可以解算得到最终的测距结果。理论上有多重数据处理方法,如在所获得的离散样本值数据中进行一维搜索,当所找到的点大于预先设定的阈值时,认为该点对应的延时量即为 $\Delta\tau$ 。不过,一维搜索对样本值的抖动很敏感,而实际测量所获得的数据在峰值点附近存在幅度上的剧烈波动,并不具有凸函数的性质,所以一维搜索的结果不可避免地会存在一定误差。一般认为,采用直接一维搜索算法的时间分辨率仅为实际二阶关联函数的半高宽。为了能够得到更高的系统分辨率,以便最大限度地利用单光子探测器的响应速度,采用曲线拟合算法,高精度地计算二阶关联分布函数的时域最大值,来获取延时变化量 $\Delta\tau$ 。

曲线拟合算法并不要求经过每一个已知的样本点,实际上只需要按照整体拟合数据的误差最小,来求得最好的近似拟合函数即可。基于最小二乘的曲线拟合的过程,就是使误差平方和为最小情况下的多项式拟合,也就是:寻找一条曲线,使其在误差平方和最小的准则下,与所有数据点之间的距离最接近。对于实验数据 $(x_i, y_i), i = 1, 2, \dots, n$, 根据选择的拟合函数 $w(x)$, 使得误差 $e_i = w(x_i) - y_i$ 的平方和最小, 即: $r(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_k) = \sum_{i=1}^n e_i^2 = \sum_{i=1}^n (w(x_i) - y_i)^2$, $\alpha_i (i = 1, 2, \dots, k)$ 为 $w(x)$ 中待定的 k 个参数。

最小二乘拟合算法不需要任何先验知识,只需要建立有关被估计量的观测模型,就可以实现信号参量的数据拟合,且能使其误差平方和达到最小,易于实现。因此,在基于量子卫星的测距中,可以采用基于最小二乘的曲线拟合算法来计算峰值所对应的延时变化量 $\Delta\tau$ 。在实际拟合过程中,依据对实验仿真结果的研究,光场具有的二阶关联函数表达式为

$$g^{(2)}(\tau) = p \cdot \exp\left[-\frac{(\tau - \Delta\tau)^2}{q^2}\right] \quad (6)$$

式中: p 、 $\Delta\tau$ 和 q 为 3 个拟合参数, p 为相干光之间光强的比例,表示最大符合纠缠光子对的计数值,若将符合计数值转换为归一化二阶关联函数值,则 $p = 1$; $\Delta\tau$ 为二阶关联函数峰值位置,表示二阶关联函数中心偏移位置; q 为相干光的线宽参数,

其决定二阶关联函数的半高宽。

选用式(6)作为待拟合函数,可以根据符合算法所得到的离散样本值数据,通过采用最小二乘拟合算法,拟合出延时变化量 $\Delta\tau$ 的值。最小二乘数据拟合算法可以使符合系统最终分辨率逼近前端单光子探测器的时间分辨率。

3 符合算法中参数对性能的影响及其优化选取

两路量子纠缠光到达时间差 Δt 的获取过程是:当跟踪上从卫星端的纠缠光子源发射到地面的光信号后,在采集时间 T 内接收由 2 条不同距离光路带来的具有一定延时量的量子纠缠光子对的脉冲信号,通过在符合算法中设置不同的延时 τ 来计算相应的符合脉冲个数 $n(\tau)$,并对符合计数值转换为归一化二阶关联函数值,则不同延时 τ 对应的就是其二阶关联函数值 $g^{(2)}(\tau)$,再对这一系列离散样本点 $(\tau, g^{(2)}(\tau))$ 进行曲线拟合,在 τ 与 $g^{(2)}(\tau)$ 所具有的二阶关联特性曲线上找到峰值对应的 τ 值,即为两路量子纠缠光的到达时间差 Δt 。

在进行仿真实验时,纠缠光子源发射的两路纠缠光信号经过 2 个相同的单光子探测器,假设被检测到的计数率 R 约为 $1 \times 10^5/\text{s}$,这意味着检测到的信号之间时间间隔为: $t_0 = 1/R = 10^{-5}/\text{s}$ 。若采集时间为 T ,则在采集时间 T 内所接收到的量子纠缠光子对的脉冲信号总数为 $N = TR$ 。

符合测量单元中的符合算法和曲线拟合的过程为:在采集时间 T 内采集两路纠缠光子的脉冲信号,在设定的延时开始时间 $t_{\text{start}} = 0$ 和延时结束时间 $t_{\text{end}} = 1 \text{ ns}$ 内,以给定的延时增加步长 s 不断地增加延时 τ 的值,对不同延时 τ 下的两路脉冲信号的到达时间差值小于给定符合门宽 δ 的脉冲个数进行计数得到 $n(\tau)$,再使用式(1)将 $n(\tau)$ 转换为归一化二阶关联函数值,不断延时进行符合后,可以得到离散样本数据,也就是离散的二阶关联函数点,最后对这一系列离散点使用式(2)进行曲线拟合,并找到曲线峰值对应的横坐标 τ 值,即到达时间差 Δt 。

在符合算法与曲线拟合过程中,涉及符合门宽 δ 、采集时间 T 和延时增加步长 s 三个参数的选取。为了获得合适的实验参数,在本文仿真实验中,在设定一个真实的到达时间差 $\Delta t = 0.524 \text{ ns}$ 的情况下,通过分别选取这 3 个参数的大小进行符合计算,考查对到达时间差性能的影响,得到合适的参数。

3.1 不同符合门宽 δ 的实验

符合门宽的选择是进行光场二阶关联检测的关键参数之一,实验结果能否正确反映光场的二阶关联特性与符合门宽的大小密切相关。关于符合计数数值 $n(\tau)$ 的表达式是在符合门宽远小于光场相干时间的情况下得到的,而在符合门宽远大于光场的相干时间 $\delta \gg \tau_c$ 时,符合计数数值 $n(\tau)$ 应表示为

$$n(\tau) = T\delta(R_1 + \gamma_1)(R_2 + \gamma_2) \cdot \left[1 + \frac{1}{\delta} \int_{-\frac{\delta}{2}}^{\frac{\delta}{2}} (g^{(2)}(\tau) - 1) d\tau \right] \quad (7)$$

式(7)可化简为

$$n(\tau) = T\delta(R_1 + \gamma_1)(R_2 + \gamma_2) \left(1 + \frac{\tau_c}{\delta} \right) \quad (8)$$

式(8)中最后一项表示光场关联特性,显然在符合门宽 δ 过大时,几乎可以忽略这一项。物理上的理解是:在非常大的符合门宽时间 δ 内,包含许多彼此之间没有关联特性的小的时间段,每个小时段段的时长约为 τ_c ,它们之间的随机性导致了整个时段上光子计数变为了泊松分布,因此所选的符合门宽 δ 必须小于待测光场的相干时间 τ_c ,光场的相干时间 τ_c 约为量子纠缠光二阶关联函数的半高宽 FWHM (Full Width at Half Maximum)。图 2 的 FWHM 约为 500 ps,所以 $\delta < 0.5$ ns。不过从增大统计量的样本空间的角度来看,符合门宽 δ 也不能取的无限小。

本文仿真实验中,设定 3 个代表性的符合门宽 δ 值:0.05 ns,0.2 ns 和 0.4 ns,进行符合计数和数据拟合,拟合出相应的到达时间差 Δt_a 。其他参数设定为:采集时间 $T = 1$ ms,相当于采集了 100 个脉冲,延时增加步长 $s = 0.02$ ns,即在符合算法中需要进行 50 次的符合计数。

图 6 为不同数值的符合门宽 δ 对二阶关联函数 $g^{(2)}(\tau)$ 及其拟合曲线的实验结果。图 6(a)、(b)、(c)为符合门宽分别为 0.05、0.2、0.4 ns 情况下,根据符合算法过程得到的二阶关联函数。红色的离散样本点表示每次不同延时 τ 对应的 $g^{(2)}(\tau)$,蓝色曲线表示对离散样本点进行拟合后的曲线。

表 1 的实验 1~3 分别记录了这 3 种符合门宽情况下,进行符合计算后得到的拟合曲线峰值所对应的延时值 Δt_a 。

从图 6(a)中可以看出,当符合门宽选取为较小的 0.05 ns 时,连接离散样本点得到的曲线不够平滑,结果一般;当符合门宽选取为较大的 0.4 ns 情况时,图 6(c)得到的二阶关联函数中段会有一

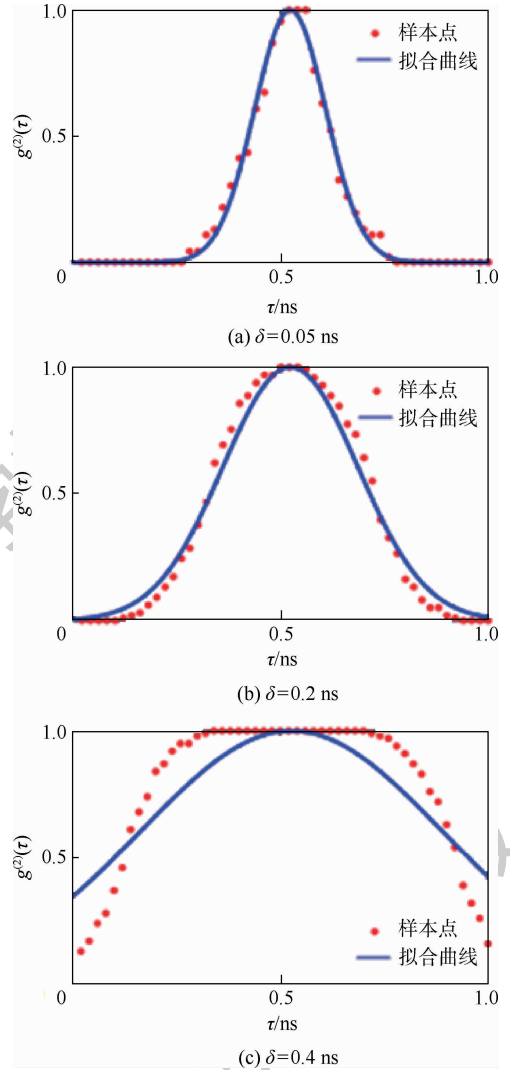


图 6 符合门宽对二阶关联函数的影响

Fig. 6 Influence of coincidence gate width on second-order correlation function

表 1 不同符合门宽对应的延时值

Table 1 Delay values corresponding to different coincidence gate widths

实验编号	δ/ns	$\Delta t_a/\text{ns}$
1	0.05	0.521
2	0.2	0.522
3	0.4	0.527

段平的曲线,对这样的离散点进行拟合的结果也是不理想的。图 6(b)中所测量得到的二阶关联函数较为平滑,便于曲线拟合,尽管 0.2 ns 的符合门宽情况下离散点与拟合的曲线之间有细微的偏差,但对曲线峰值所对应延时值的精度影响很小。 $\delta = 0.2$ ns 为较好的符合门宽参数的选择。从符合门宽 δ 的实验中可以看出,符合门宽的大小决定拟合出的二阶关联函数曲线的宽度大小,符合门宽越大,二阶关联函数曲线越宽,符合门宽越小,二阶关联函数曲线越窄。

3.2 不同采集时间 T 的实验

由统计学理论可知,采集时间 T 越大,得到的离散样本点 $n(\tau)$ 就越多,对下一步所要进行的曲线拟合越有利,其计算结果越接近实际测量距离;但另一方面,采集时间 T 越大,需要内存越多,对实验设备的存储空间及软件算法效率都是一大挑战,所以需要在尽可能小的采集时间内,寻求较高的精度和效率。本节实验中设定采集时间 T 分别为 1 ms、10 ms 和 50 ms,相当于分别采集了 100 个脉冲、1 000 个脉冲和 5 000 个脉冲,进行获取到达时间差的实验。其他参数设定为:符合门宽固定为 $\delta = 0.2$ ns,延时增加步长 $s = 0.02$ ns。

图 7 为不同采集时间对应的二阶关联函数及其拟合曲线的实验结果。其中,图 7(a)、(b)、(c) 分别为在所给定的 3 种采集时间下得到的二阶关联函数。表 2 记录了该实验进行符合计算后得到的拟合曲线峰值所对应的延时值 Δt_a 的结果。

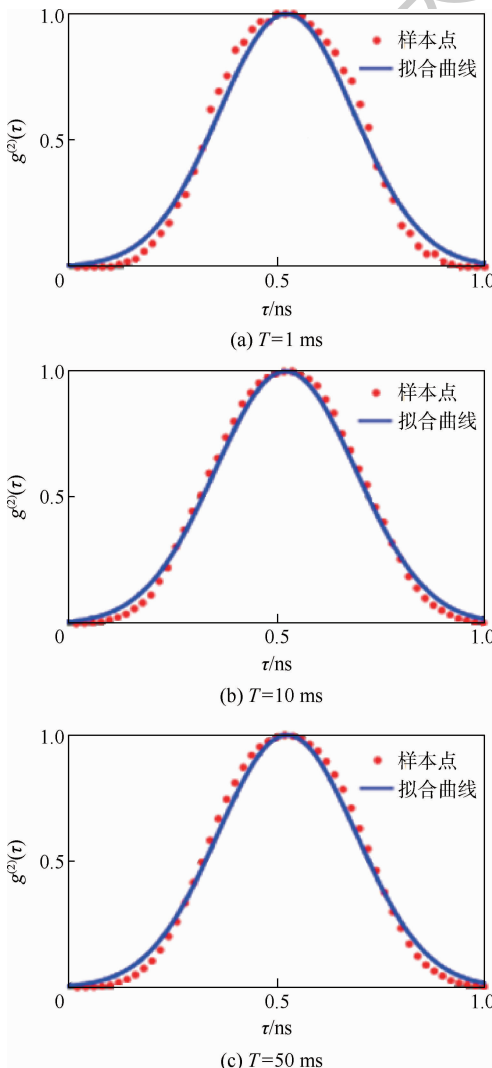


图 7 采集时间对二阶关联函数的影响
Fig. 7 Influence of acquisition time on second-order correlation function

表 2 不同采集时间对应的延时值

Table 2 Delay values corresponding to different acquisition time

实验编号	T/ms	$\Delta t_a/\text{ns}$
1	1	0.522
2	10	0.523
3	50	0.523

在图 7(a) 采集时间 1 ms 时,连接离散点的曲线有抖动,所以此时的测量结果对比真实的到达时间差 Δt 值会存在偏差;而在图 7(b)、(c) 采集时间为 10 ms 和 50 ms 时,离散点组成的曲线都平滑多了。从表 2 延时值 Δt_a 结果的比较中可以看出,采集时间大于 10 ms,再继续变大也不能提高测量的精度,不过采集时间越长,数据处理所需要占用的系统资源就越多,计算所需要的时间越长。综合多次重复实验结果和系统结算效率,在参数设计中,选择数据采集时间为 $T = 10$ ms。

3.3 不同延时增加步长 s 的实验

符合算法中延时增加步长 s 是用来不断地增加延时 τ 的值,使得延时 τ 从延时开始时间 t_{start} 变化到延时结束时间 t_{end} ,则符合算法中步骤②到步骤③循环的次数为 $n = (t_{\text{end}} - t_{\text{start}})/s$,也就是得到了 n 个离散样本点 $(\tau, g^{(2)}(\tau))$ 。延时增加步长 s 越小,需要循环的次数 n 也就越大,也就是得到的离散样本点更多,使得下一步的基于最小二乘的曲线拟合精度更高,但相应的耗时也就越多,需要的存储空间也更大。所以,需要找到合适的延时增加步长 s 值,使得算法具有尽可能高的精度的同时也具有高效率。

本节实验中,延时增加步长 s 分别设定为 0.02 ns、0.01 ns 和 0.002 ns,即需要循环的次数依次为 50 次、100 次和 500 次,进行获取到达时间差的实验。其他参数固定为:采集时间 $T = 10$ ms,符合门宽 $\delta = 0.2$ ns。

图 8 为 3 种不同延时增加步长对应的二阶关联函数及其拟合曲线的实验结果。图 8(a)、(b)、(c) 分别为在这 3 种延时增加步长下得到的二阶关联函数。表 3 为该实验进行符合计算后得到的拟合曲线峰值所对应的延时值 Δt_a 的结果。

在延时增加步长 s 为 0.02 ns 时,图 8(a) 中的离散点有 50 个,分布较稀疏,拟合后曲线的效果尚可,精度在 1 ps 之间;当延时增加步长 s 为 0.01 ns 和 0.002 ns 时,图 8(b)、(c) 中的离散点个数分别为 100 个和 500 个,随着离散样本点的个数越来越多,峰值附近的点也就越密集,所以对离散点进行曲线拟合的效果越好。从表 3 可以看出,

表 3 不同延时增加步长对应的延时值

Table 3 Delay values corresponding to different delay increasing steps

实验编号	s/ns	$\Delta t_a/\text{ns}$
1	0.02	0.523
2	0.01	0.524
3	0.002	0.524

最后得到的延时值 Δt_a 精度也会越高,但延时增加步长越小,算法循环的次数越多,计算时间越慢。综合反复实验的结果和计算效率,在参数设计中选择延时增加步长 $s = 0.01 \text{ ns}$ 。

综上,为了兼顾符合算法的测量精度和计算效率,选取最佳的符合门宽为 $\delta = 0.2 \text{ ns}$,最佳的采集时间为 $T = 10 \text{ ms}$,最佳的延时增加步长为 $s = 0.01 \text{ ns}$ 。

4 到达时间差曲线拟合的仿真平台

为了演示纠缠光子源的产生与接收,以及进行符合计数与曲线拟合后的实验结果,设计了一个基于 MATLAB 图形用户界面接口 (Graphic User Interface, GUI) 的纠缠光子源产生与接收及符合计数拟合结果的仿真平台,如图 9 所示。其中,左上图为该合适参数下所制备出的双光子联合光谱图与单光子光谱图的特性显示图;左下图为产生这两路量子纠缠光的光子脉冲信号,以及接收转换成两路电平脉冲信号随着横坐标时间变化的动态显示图;右图为输入设置的真实时间差后进行符合计数和曲线拟合所得到的仿真结果图和符合时间差数值的显示。该平台可以让用户通过 GUI

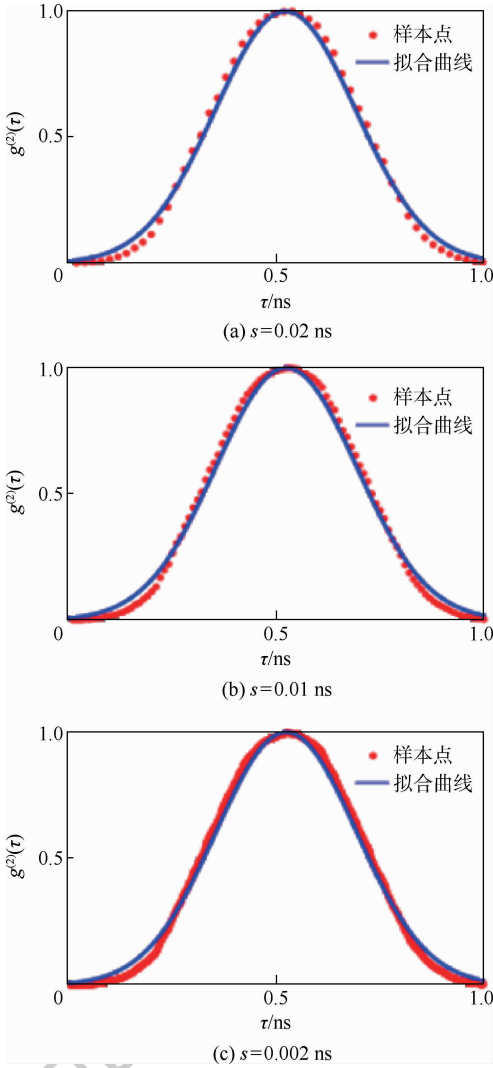


图 8 延时增加步长对二阶关联函数的影响
Fig. 8 Influence of delay increasing step on second-order correlation function

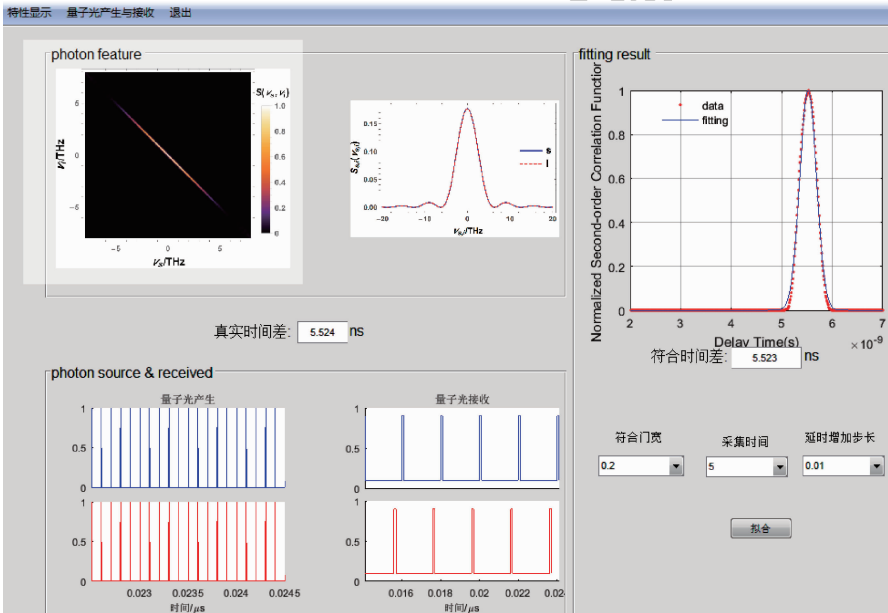


图 9 纠缠光子源的产生与接收及时间差拟合结果的 GUI 设计

Fig. 9 GUI design of generating and receiving entangled photon sources and fitting time difference results

界面选择符合计数过程中符合门宽、采集时间与延时增加步长这3个参数的不同数值进行多组符合测量的仿真实验,同时将仿真的图形化结果和测量值以人机交互的方式显示出来。

5 结束语

基于本文对符合门宽、采集时间及延时增加步长这3个参数特性的研究,以及符合计数拟合结果仿真平台的建立,用户可以在允许的误差范围内选择计算效率较高的参数,通过综合考虑精度和效率来确定合适的参数值。对于0~10 000 ns范围内量级的真实时间差数值,符合门宽选择0.2 ns,采集时间选择5 ms,延时增加步长选择0.01 ns,就可以同时满足精度和效率的需求。

参考文献 (References)

- [1] MCCARTHY A, COLLINS R J, KRICHEN N J, et al. Long-range time-of-flight scanning sensor based on high-speed time-correlated single-photon counting[J]. *Applied Optics*, 2009, 48(32): 6241-6251.
- [2] PELLEGRINI S, BULLER G S, SMITH J M, et al. Laser-based distance measurement using picosecond resolution time-correlated single-photon counting[J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(6): 712-716.
- [3] CODDINGTON I, SWANN W C, NENADOVIC L, et al. Rapid and precise absolute distance measurements at long range[J]. *Nature Photonics*, 2009, 3(6): 351-356.
- [4] KLYSHKO D N. Use of two-photon light for absolute calibration of photoelectric detectors[J]. *Quantum Electronics*, 1980, 10(9): 1112-1117.
- [5] BURNHAM D C, WEINBERG D L. Observation of simultaneity in parametric production of optical photon pairs[J]. *Physical Review Letters*, 1970, 25(2): 84-87.
- [6] 宋媛媛, 陈鼎, 丛爽. 自发参量下转换制备纠缠光子对的特性研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2019, 56(4): 043002.
SONG Y Y, CHEN D, CONG S. Property study of entangled photon pairs generated via spontaneous parametric down conversion[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2019, 56(4): 043002 (in Chinese).
- [7] 丛爽, 陈鼎, 宋媛媛, 等. 一种基于三颗量子卫星的定位与导航方法及系统: CN108254760A[P]. 2019-11-26.
CONG S, CHEN D, SONG Y Y, et al. A positioning and navigation method and system based on three quantum satellites: CN108254760A[P]. 2019-11-26 (in Chinese).
- [8] 何玉明, 魏宇佳, 贺煜, 等. 基于半导体量子点的单光子源: 原理、实现和前景[J]. *中国科学: 信息科学*, 2014, 44(3): 394-409.
HE Y M, WEI Y J, HE Y, et al. Semiconductor quantum dot single photon sources: Principles, methods and prospect[J]. *Science China: Information Science*, 2014, 44(3): 394-409 (in Chinese).
- [9] BROWN R H, TWISS R Q. A test of a new type of stellar interferometer on Sirius[J]. *Nature*, 1956, 178(4541): 1046-1048.
- [10] BROWN R H, TWISS R Q. Interferometry of the intensity fluctuations in light. II. An experimental test of the theory for partially coherent light[J]. *Proceedings of the Royal Society of London Series A Mathematical and Physical Sciences*, 1958, 243(1234): 291-319.
- [11] 丛爽, 宋媛媛, 尚伟伟, 等. 三颗量子卫星组成的导航定位系统[J]. *导航定位学报*, 2019, 7(1): 1-9.
CONG S, SONG Y Y, SHANG W W, et al. Design of frame structure of quantum navigation and positioning system[J]. *Journal of Navigation and Positioning*, 2019, 7(1): 1-9 (in Chinese).
- [12] 霍强, 张靖. 用于符合测量的多通道符合计数器[J]. *量子光学学报*, 2011, 17(2): 135-140.
HUO Q, ZHANG J. Multi-channel coincidence counter for coincidence measurement[J]. *Acta Sinica Quantum Optica*, 2011, 17(2): 135-140 (in Chinese).
- [13] 郑小燕, 熊锦, 曾贵华. 基于符合测量机制的光学信息保护[J]. *量子光学学报*, 2011, 17(1): 15-19.
ZHENG X Y, XIONG J, ZENG G H. Optical information protection based on coincidence measurement[J]. *Acta Sinica Quantum Optica*, 2011, 17(1): 15-19 (in Chinese).
- [14] 王喜宗. 延迟符合法分辨氡同位素仿真研究[D]. 衡阳: 南华大学, 2010.
WANG X Z. Simulation of discriminating radon isotopes by delayed coincidence[D]. Hengyang: University of South China, 2010 (in Chinese).
- [15] WANG Y, LYNCH J P, LAW K H. Design of a low-power wireless structural monitoring system for collaborative computational algorithms[C]// *Proceedings of SPIE*. Washington, D. C.: SPIE, 2005, 5768: 106-117.
- [16] HO C, LAMAS-LINARES A, KURTSIEFER C. Clock synchronization by remote detection of correlated photon pairs[J]. *Journal of Physics*, 2019, 11: 045011.
- [17] 曾瑾言, 龙桂鲁, 裴寿镛. 量子力学新进展(第三辑)[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003.
ZENG J Y, LONG G L, PEI S Y. New development of quantum mechanics (III) [M]. Beijing: Qinghua University Press, 2003 (in Chinese).
- [18] 安东尼·黑, 帕特里·沃尔特斯. 新量子世界[M]. 雷奕安, 译. 长沙: 湖南科学技术出版社, 2005: 184-190.
HEY T, WALTERS P. The new quantum world[M]. LEI Y A, translated. Changsha: Hunan Sciences & Technology Press, 2005: 184-190 (in Chinese).

作者简介:

丛爽 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 运动控制、智能控制和量子系统控制理论及其在量子导航定位系统中应用。

Coincidence counting and acquisition of the time difference of arrival in quantum positioning systems

CONG Shuang^{*}, SONG Yuanyuan

(Department of Automation, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China)

Abstract: Based on the Graphic User Interface (GUI) in MATLAB, the software is designed to realize the acquisition of quantum entangled light signals and the coincidence algorithm of the two entangled photon signals collected. At the same time, the selection of each parameter is optimized and determined by performance experiments on three important parameters including the coincidence gate width, the acquisition time and the delay increasing step in the coincidence algorithm. The design and implementation of the ground data acquisition and information processing module is completed by studying coincidence counting and Time Difference of Arrival (TDOA) based on quantum entangled light. Finally, the simulation platform of TDOA fitting is designed and implemented. The experimental results meet the desired accuracy and efficiency requirements.

Keywords: spontaneous parameter down conversion; quantum entangled light; Time Difference of Arrival (TDOA); coincidence counting; curve fitting

Received: 2019-10-12; **Accepted:** 2019-12-16; **Published online:** 2020-01-20 10:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200120.0941.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61973290); Open Research Fund of State Key Laboratory of Space-Ground Integrated Information Technology (2015_SGIT_KFJJ_DH_04)

* **Corresponding author.** E-mail: scong@ustc.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0552

基于最小值通道与对数衰减的图像融合去雾算法

杨燕*, 张得欣, 岳辉

(兰州交通大学 电子与信息工程学院, 兰州 730070)



摘 要: 雾天各类图像采集系统获取的图像颜色退化, 细节模糊, 严重影响户外成像系统的稳定性和有效性, 因此研究图像去雾技术很有必要。针对暗通道一类去雾算法边缘去雾不彻底问题, 提出一种基于最小值通道与对数衰减的融合去雾算法。首先, 对有雾图像的最小值通道图进行对数衰减作为先验假设条件, 再进行交叉双边滤波消除纹理效应, 在操作前后分别进行下采样和上采样操作以提高运算速度, 求出初始透射率; 然后, 用 Canny 算子检测最小值通道图得到的边缘进行对数衰减, 得到边缘信息图, 将初始透射率与边缘信息图进行加权融合构成优化透射率; 最后, 结合改进的四叉树搜索法求得的大气光值反解大气散射模型, 恢复无雾图像。实验结果表明: 所提算法可以有效抑制光晕现象, 去除边缘残雾, 且实时性好。

关键词: 图像去雾; 图像融合; 最小值通道; 对数映射; 交叉双边滤波

中图分类号: TP391.4

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1844-09

雾、霾天气出现时, 空气中悬浮颗粒及气溶胶分子对光线的散射、折射作用, 致使各类计算机视觉系统采集的影像出现退化模糊、对比度下降等问题, 对航空导航、军事侦察、道路监控、赛事转播等人类生产活动造成较大影响, 因此图像去雾算法的研究具有重要的现实意义。

按原理不同, 图像去雾算法可以分为基于图像增强的算法、基于机器学习的算法及基于图像复原的算法。

基于图像增强的去雾算法包括基于小波变换^[1]、Retinex 理论^[2-3]、直方图均衡化^[4]的去雾算法等, 该类算法没有深挖图像降质的内在原因, 对退化图像进行全局性处理以提高图像对比度, 处理后部分图像会过饱和及丢失部分信息。

近年来, 基于机器学习的去雾算法不断涌现。Cai 等^[5]提出一种端对端的卷积神经网络来估计有雾图像的传输矩阵进行去雾。Chen 等^[6]提出一种端到端的门控上下文聚合网络, 可融合不同

级别的特征。Du 和 Li^[7]提出感知优化的生成对抗网络(POGAN)进行去雾, 通过递归深度残差学习, 直接建立退化图像到清晰图像的非线性映射, 算法适应性较好。但该类去雾算法对设备性能要求较高, 前期需要对模型进行长时间训练, 且数据集的数量与质量要求很高。

基于图像复原的去雾算法^[8-14]考虑雾霾成因建立成像模型, 通过估计模型参数反推出清晰无雾的图像, 该类算法去雾效果好, 且对处理设备要求低。He 等^[8]提出暗通道先验算法, 利用暗通道求取大气光值和粗透射率, 并用软抠图算法细化透射率, 对大多数图像有效。2010年, He 等^[9]又提出引导滤波算法以解决软抠图算法耗时长的问題, 算法效率明显提升。陈书贞等^[10]提出一种暗通道改进算法, 引入混合暗通道, 结合引导滤波估计大气耗散函数, 并利用全变差方法平滑传输图, 天空区域去雾效果有一定改善。杨燕等^[11-13]提出了一类基于高斯混合通道的迭代优化去雾算

收稿日期: 2019-10-23; 录用日期: 2020-01-27; 网络出版时间: 2020-02-04 11:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200204.1055.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61561030); 甘肃省财政厅基本科研业务费(214138); 兰州交通大学教改项目(160012)

* 通信作者。E-mail: 1275022532@qq.com

引用格式: 杨燕, 张得欣, 岳辉. 基于最小值通道与对数衰减的图像融合去雾算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1844-1852. YANG Y, ZHANG D X, YUE H. Image fusion dehazing algorithm based on minimum channel and logarithmic attenuation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1844-1852 (in Chinese).

法,采用多级透射率,不同程度上提升了去雾效果。

此外,基于融合的去雾算法可以综合图像增强和图像复原的优势进行去雾,通过融合权值的设置突出重要信息,这种策略在图像去雾研究中应用的越来越多。

虽然现有去雾算法已能对图像进行不同程度的清晰化处理,但仍存在对浓雾效果有限、边缘存在残雾、天空区域偏色、算法实时性不够高等问题,需要进行进一步的研究。本文针对暗通道先验算法及其改进算法处理后存在边缘残雾的问题进行了分析,提出一种基于最小值通道和对数衰减的物理模型去雾算法,有效去除了景深突变区域的残雾,去雾效率有所提升。

1 算法基础

1.1 大气散射模型

去雾领域通用的雾天成像物理模型为大气散射模型,由 McCartney 根据米氏大气散射理论于 1976 年首次提出^[14],该模型描述了雾天降质图像退化的过程,可用公式描述为

$$I(x) = J(x)t(x) + A(1 - t(x)) \quad (1)$$

式中: $I(x)$ 为有雾图像; $J(x)$ 为无雾图像; A 为大气光值; $t(x)$ 为像素点 x 处对应的透射率,其范围规定为 $(0, 1)$,代表光源光线在传播过程中除去散射等作用的损耗到达成像设备的部分,表示为

$$t(x) = e^{-\beta d(x)} \quad (2)$$

其中: $d(x)$ 为景深,即处在像素点 x 的景物到摄像机的距离; β 为散射系数。

对于灰度图像,式(1)含有 3 个未知数,对于彩色图像,方程组含有 7 个未知数(透射率图、三通道的大气光值及三通道的无雾图像),因此该方程是病态方程,需要增加先验或者约束条件以解决该问题。

1.2 暗通道先验去雾算法

He 等^[8]通过统计发现,无雾图像的非天空

区域 RGB 三通道中至少一个通道像素强度值都很低,趋近于 0,该通道被命名为暗原色或暗通道,表示为 $J_{\text{dark}}(x)$ 。该理论称为暗通道先验,表示为

$$J_{\text{dark}}(x) = \min_{y \in \Omega(x)} \left(\min_{c \in \{R, G, B\}} J_c(y) \right) \rightarrow 0 \quad (3)$$

式中: J_c 代表待恢复有雾图像的 RGB 三个通道; $\min_{c \in \{R, G, B\}} J_c(y)$ 为有雾图像的最小值通道图,通过取有雾图像 RGB 三通道中最小通道像素值得到,公式最外层是在以像素 x 为中心点的窗口 $\Omega(x)$ 内做最小值滤波操作。

大气光 A 的物理意义是无穷远处大气光的强度,文献[8]采用统计暗通道亮度前 0.1% 的像素点对应原雾图像素点的最大值作为大气光值。又利用暗通道先验消去 $J(x)$,结合暗通道求得的大气光值 A 代入大气散射模型,对透射率进行逐块估计,且假设单个局部窗内透射率为一常数,记为 $\tilde{t}(x)$,表示为

$$\tilde{t}(x) = 1 - \omega \min_{y \in \Omega(x)} \left(\min_{c \in \{R, G, B\}} \frac{I^c(y)}{A^c} \right) \quad (4)$$

式(4)中引入调整因子 ω 对很少部分的雾气进行保留以指示景深,适应人眼视觉规律,其中 $\omega \in (0, 1)$,文献[8]中取 0.95。用式(3)得到的透射率较为粗糙,称为透射率的粗估计。用求得的大气光值和透射率粗估计值恢复出无雾图像的去雾效果图如图 1(c)所示,可以明显看出景深跳变处出现不自然的过渡窄边,去雾不彻底。

因此,对粗透射率进行细化是必要的。文献[8]最先采用软抠图算法进行透射率的细化,虽然求出的透射率非常精细,但因其涉及逆求解 Matting-Laplacian 矩阵,计算的时间复杂度过高;2010 年 He 等^[9]用引导滤波算法代替软抠图算法细化透射率,大大提高了算法效率。

设细化后透射率为 t_{gf} ,最终退化图像可通过式(5)进行恢复:

$$J(x) = \frac{I(x) - A}{\max(t_{\text{gf}}, t_0)} + A \quad (5)$$



图 1 文献[9]去雾过程

Fig. 1 Dehazing process of Ref. [9]

通过 $\max(t_{\text{gr}}, t_0)$ 将 t_0 设为透射率的下限值, 避免分母为 0, 在文献 [8] 中该数值为 0.1, 实际可以设置为更小的大于 0 的值。经过透射率细化后去雾效果如图 1(e) 所示, 发现边缘过渡带被消除, 但仍然存在残雾。

1.3 暗通道先验去雾算法缺陷

暗通道与引导滤波优化算法存在如下问题:

首先, 复原图像仍存在明显 Halo 效应, 去雾不彻底。这是由于景深不连续处基于块的最小值滤波操作导致求暗通道时像素值偏低, 使得恢复图像时透射率过大。

其次, 对天空区域, 复原结果出现偏色及伪轮廓, 如图 2 所示, 左侧为有雾图像, 右侧为复原图像。



图 2 暗通道先验对含大片天空区域图像的处理效果

Fig. 2 Dehazing results of dark channel prior when hazy images have a large amount of bright area

对这一区域, 因其不满足暗通道先验理论, 不能利用暗通道先验理论消去参数, 按照大气散射模型透射率值应使用式 (6) 计算, 而暗通道先验算法利用式 (4) 近似估计透射率的值, 估计过低。

$$t(x) = \frac{A^c - \min_{y \in \Omega(x)} \left(\min_{c \in \{R, G, B\}} (I^c) \right)}{A^c - \min_{y \in \Omega(x)} \left(\min_{c \in \{R, G, B\}} (J^c) \right)} \quad (6)$$

最后, 引导滤波算法优化透射率后仍存在残雾。其原因: ①透射率优化时使用了最小值滤波操作导致的错估像素点的值; ②引导滤波在平滑粗透射率时对需保持的边缘部分没有很好地保留。

2 改进算法

本文算法原理框图如图 3 所示。首先, 求原有雾图像的对数衰减暗通道图, 利用暗通道原理求透射率并进行交叉双边滤波消除纹理效应, 在滤波前后分别进行下采样和上采样操作以提高运算速度, 求出初始透射率。其次, 对 Canny 算子检测最小值通道图得到的边缘进行对数衰减, 以抑制像素溢出, 得到边缘信息图, 将初始透射率与边

缘信息图进行加权融合构成优化透射率。最后, 结合改进的四叉树搜索法求得的大气光值反解大气散射模型, 恢复无雾图像。实验表明, 该算法实时性好, 能有效去除边缘残雾, 复原图像色彩自然。

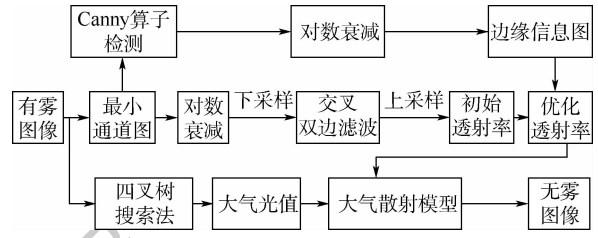


图 3 本文算法原理框图

Fig. 3 Schematic block diagram of proposed algorithm

2.1 透射率估计

大气散射模型中, 透射率是一个主要参数, 其估算的准确程度会直接影响算法处理效果。He 等 [8] 假设单个局部窗内透射率为一常数, 利用式 (4) 对透射率进行逐块估计, 其中存在 2 次最小值操作, 如下:

$$\min_{y \in \Omega(x)} \left(\min_{c \in \{R, G, B\}} \frac{I^c(y)}{A^c} \right) \quad (7)$$

式中: 括号内的最小值操作是求最小值通道, 即取图像 RGB 三通道中最低的像素值; 括号外的最小值操作是基于窗口 $\Omega(x)$ 的最小值滤波操作。当滑动窗口处在图像边缘时, 边缘两侧景物场景深度不同, 但最小值滤波将窗口中像素值都用最小值替代, 导致边缘处透射率估计过小, 细节被覆盖, 恢复图像出现明显 Halo 效应, 且文献 [9] 对透射率用引导滤波算法进行细化后图像仍存在残雾。

因此, 本文提出一种基于对数衰减的融合去雾算法。首先, 求有雾图像的最小值通道图, 其是对彩色有雾图像每个像素的 RGB 三通道求最小值, 存入一幅与原图相同大小的图中, 得到一幅灰度图, 包含有丰富的图像深度信息。初步估计透射率时, 先求出有雾图像的最小值通道图, 对其进行以 e 为底的对数衰减操作, 得到的图像称为对数衰减暗通道, 如图 4(b) 所示。



(a) 暗通道 (b) 对数衰减暗通道

图 4 暗通道与对数衰减暗通道实验对比

Fig. 4 Experimental comparison between dark channel and logarithmic attenuated dark channel

图 4 分别对原有雾图像分别求暗通道图和对数衰减暗通道图,对比可得对数衰减暗通道图更为精细,利用其进行透射率估计可避免块效应。

结合以上分析,本文利用对数衰减暗通道估计透射率的理论依据如下:

1) 有雾图像的最小值通道图与对数衰减暗通道图在数学上是一一映射关系,因而进行对数衰减操作具有可行性。

2) 对数衰减操作能避免基于局部窗口的最小值滤波操作对透射率的错误估计。

3) 对数衰减速度快,避免了对透射率的细化操作,能有效降低算法复杂度。

相应的,粗透射率估计公式为

$$\tilde{t}(x) = 1 - \omega \left(\ln \left(\min_{c \in \{R, G, B\}} \frac{I^c(y)}{A^c} \right) \right) \quad (8)$$

此时透射率仍存在纹理效应,影响去雾效果。由式(2)中 $t(x)$ 的表达式可知,透射率只应该与景深有关,与景物纹理等细节无关。为了消除纹理效应,更准确地估计透射率,对 $\tilde{t}(x)$ 进行下采样,缩小为原图像大小的一半后,进行交叉双边滤波操作,引导图为有雾图像的最小值通道,再进行上采样恢复到原图像大小,这一步操作后得到的透射率为 $t_i(x)$,称为初始透射率,如图 5(g) 所示。其中,交叉双边滤波公式为

$$t_{\text{cbf}} = \sum_{j \in \eta(x)} \frac{C}{h_k^2 h_z} F_1 \left(\left\| \frac{E - E_j}{h_z} \right\| \right) F_2 \left(\left\| \frac{c - c_j}{h_k} \right\| \right) * \tilde{t}(x) \quad (9)$$

交叉双边滤波的结果使输出图像边缘像素的权值不仅和距离有关,还和该位置的像素值有关。输入图像为对数衰减后的透射率图 $\tilde{t}(x)$,引导图

E 为有雾图像的最小值通道图。 F_1 和 F_2 分别为值域滤波器和空域滤波器(含位置信息),其滤波核分别为 h_z 和 h_k ,均为高斯函数, h_z 的标准差为 σ_z ,其值默认为引导图 E 的最大像素值与最小像素值的差再除以 10, h_k 的标准差为 σ_s ,其值默认为输入图像中宽和高中较小的那个值除以 16。 $\eta(x)$ 为滤波窗口, C 为归一化常数, c 为引导图中像素 x 的空间位置, c_j 为透射率图窗口中像素 x 的空间位置, E_j 为其对应的像素值。与双边滤波相比,交叉双边滤波引入了引导图作为其值域权重的计算依据,增强了权值稳定性,因此可以避免双边滤波中出现的梯度伪影,同时尽量保持边缘。

以上过程中,采样操作在提高算法效率的同时对透射率边缘有一定的模糊,因此本文选取 Canny 算子对彩色图像的最小值图像进行了边缘提取,得到的边缘像素值为 255(归一化后为 1)。为了与透射率求取保持一致,使用以 e 为底的对数运算进行了像素值范围压缩,得到了边缘信息图 $e_i(x)$,如图 5(h) 所示。最后,对初始透射率 $t_i(x)$ 与边缘信息图 $e_i(x)$ 进行像素级加权融合,得到优化透射率 t_{op} ,对图像的边缘信息进行加强,表示为

$$t_{\text{op}} = \alpha t_i(x) + \varepsilon e_i(x) \quad (10)$$

式中: α 和 ε 分别为 $t_i(x)$ 和 $e_i(x)$ 的权值,经多次实验得其最佳值为 $\alpha = 0.9$, $\varepsilon = 0.1$,为经验值。

下面对本文算法与文献[9]算法进行透射率和去雾效果的细节对比,如图 5 所示。可以看出,边缘处本文算法得到的透射率更精细,可以有效去除残雾。

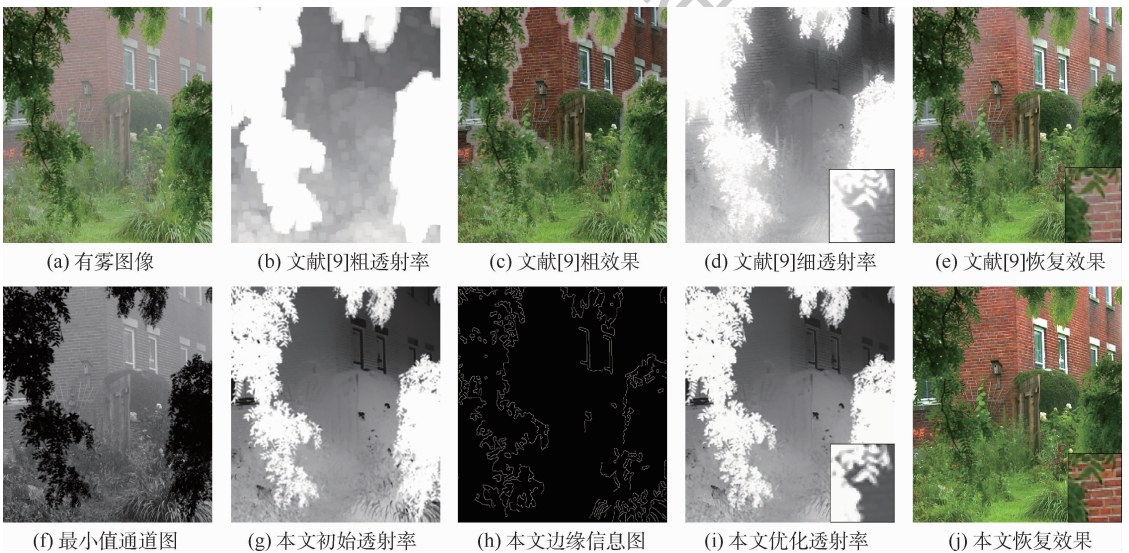


图 5 本文算法与文献[9]算法去雾效果对比

Fig. 5 Comparison of dehazing result between proposed algorithm and algorithm in Ref. [9]

2.2 大气光估计

He 等^[8]通过选取暗通道图中前 0.1% 亮度像素点对应到原退化图像中最高亮度的值,作为大气光值 A 的估计值,这种算法会导致错选白色物体和高亮发光源对应的像素值,使恢复图像偏暗。文献[15]中,将以上算法中的最大值改为选取对应位置有雾图像像素灰度值的平均值作为大气光值。以上估计算法虽然选取简单,但估计不准确。为得到更为准确的大气光值,基于文献[16]中提出的二叉树搜索法进行了改进,在分块搜索前先对有雾图像进行均值滤波,减少亮物体的影响,具体步骤如下:

步骤 1 对有雾图像进行均值滤波。

步骤 2 将均值滤波的结果均分为 4 个子矩形区域。

步骤 3 分别利用像素平均值减去像素标准差对 4 个区域进行评分。

步骤 4 对评分最高的区域继续均分为更小的 4 个矩形。

步骤 5 重复步骤 2 和步骤 3,直到所选区域面积小于 200 个像素点,选定这个区域。

步骤 6 在选定区域选择 R、G、B 三通道中满足 $\min \| (I_r(x) - 255), (I_g(x) - 255), (I_b(x) - 255) \|$ 的像素值作为大气光的值。

3 实验比较与分析

本文提出了基于最小值通道对数衰减与 Canny 边缘信息加强融合的去雾算法,算法复杂度低,能改善引导滤波算法去雾不彻底、出现 Halo 效应的问题。为验证本文算法的有效性,选取了多组雾霾天气场景图进行实验。使用 MATLAB (R2014a) 仿真,操作系统为 win10,计算机配置为 Intel(R) Core(TM) i5-3230M CPU @ 2.60 GHz,内存为 4 GB。采用本文算法与其他经典算法进行对比分析。

3.1 主观视觉效果比较

选取 He 等^[9]提出的暗通道先验去雾算法、Cai 等^[5]提出的基于端对端的深度学习去雾算法、Zhu 等^[17]提出的基于颜色衰减先验的去雾算法、Wang 等^[18]提出的基于线性传输的去雾算法与本文算法进行去雾效果的人眼视觉感受对比。分别选取场景深度突变的雾天图像与场景深度变化平缓的雾天图像、浓雾图像、薄雾图像及含天空区域的有雾图像进行对比。

图 6 与图 7 为景深发生剧烈变化的雾图处理效果对比, image1 为薄雾图像, image2 为浓雾图

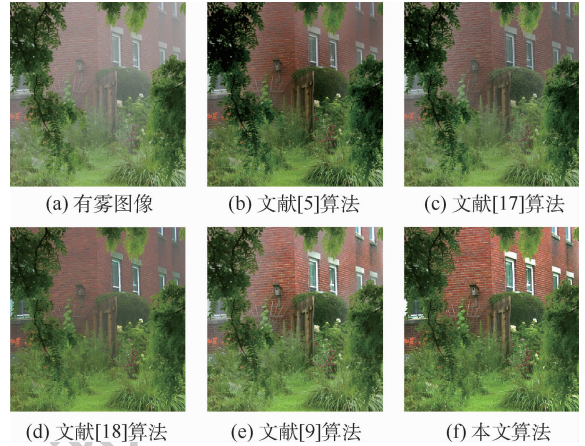


图 6 image1 去雾效果对比

Fig. 6 Comparison of image1 dehazing effect

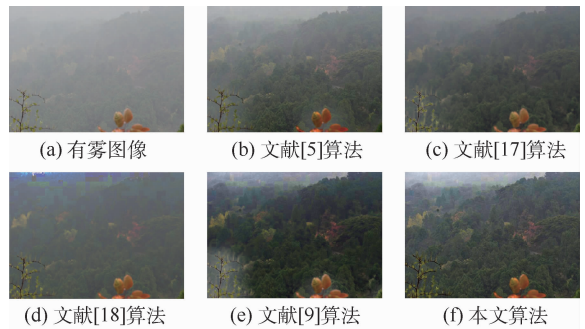


图 7 image2 去雾效果对比

Fig. 7 Comparison of image2 dehazing effect

像。可以看出,图 6 中,文献[5,17]算法整体去雾不彻底,且恢复图像偏暗。文献[9]算法远景处理效果较好,但边缘处仍存在残雾。文献[18]算法边缘保持较好,但远景较暗。图 7 中,文献[5,9,17]算法不能彻底去除雾气,景深突变处留有明显残雾,遮盖了后方的景物。文献[18]算法边缘保持较好,但恢复图像较暗,去雾不彻底,远景失真严重。相较其他算法,本文算法去雾最为彻底,景深突变处无 Halo 效应。

图 8 ~ 图 10 显示了景深变化缓慢情况下各算法的处理表现, image3 为谷堆图像, image4 为山峰图像, image5 为娃娃图像。可以看出, image3 中文献[5,17]算法远景去雾不彻底,文献[18]算法去雾效果较好,但色彩过于艳丽,出现过饱和。image4 中文献[5,17,18]算法去雾不彻底,本文算法去雾效果较好。文献[8,13,18]算法处理结果天空区域偏色较为严重,本文算法去雾彻底,天空区域复原效果自然。image5 中文献[5,17]算法留有残雾,文献[18]算法出现偏色且亮度较低,文献[9]算法和本文算法去雾最为彻底,且本文算法亮度稍高。整体来看,本文算法的去雾效果具有一定优势。

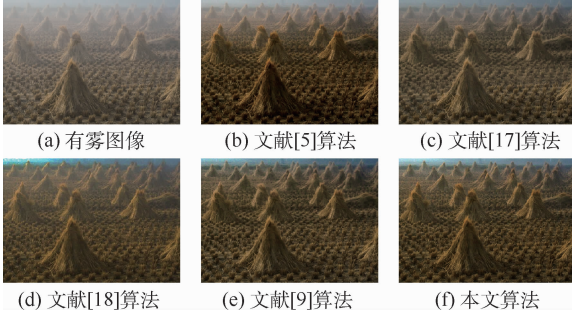


图 8 image3 去雾效果对比

Fig. 8 Comparison of image3 dehazing effect



图 9 image4 去雾效果对比

Fig. 9 Comparison of image4 dehazing effect

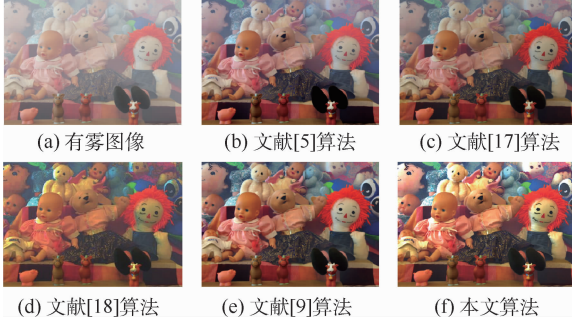


图 10 image5 去雾效果对比

Fig. 10 Comparison of image5 dehazing effect

3.2 客观评价

3.2.1 去雾质量评价指标

本文选取平均运算时间 t 及文献[19]中总结 5 个常见去雾质量评价指标对本文算法及文献 [5,9,17,18,20] 算法进行对比。

1) 可见边增加率 e

可见边增加率属于盲评估指标^[21],指示复原图像的边缘增强程度,计算公式为

$$e = \frac{n_r - n_0}{MN} \quad (11)$$

式中: n_r 为复原图像的可见边条数; n_0 为原有雾图像的可见边条数; MN 为得到图像的大小。

2) 归一化平均梯度 r

归一化平均梯度属于盲评估指标,用图像梯度增加程度表示算法复原边缘与纹理信息的能力,计算公式为

$$r = \exp\left(\frac{1}{n_r} \sum_{i \in \rho_r} \ln r_i\right) \quad (12)$$

式中: r_i 为复原图像与原有雾图像的梯度比; ρ_r 为复原图像可见边的集合。

3) 图像可见度衡量指标 IVM

图像可见度衡量指标是一种基于可见边分割的评价指标,由 Yu 等^[22] 首先提出,计算方法如下:

$$IVM = \frac{n_r}{n_{total}} \ln \sum_{x \in \rho} C(x) \quad (13)$$

式中: n_{total} 为所有边缘的数量; $C(x)$ 为均值对比度; ρ 为可见区域的面积大小。

4) 视觉对比度 VCM

视觉对比度与局部标准差有关,计算公式如下:

$$VCM = 100R_v/R_l \quad (14)$$

式中: R_l 为局部区域的个数; R_v 为局部区域中标准差比指定阈值大的区域的个数,该阈值由 OT-SU 图像分割算法自适应地确定。

5) 饱和像素数占比 δ

饱和像素数占比属于盲评估指标,其计算公式如下:

$$\delta = \frac{n_s}{MN} \quad (15)$$

式中: n_s 表示复原图像比原有雾图像多出像素值为 0 或 255 的点的个数。该指标表示新出现的饱和点占整幅图像的比例,可反映出算法出现过饱和的情况。

6) 平均运算时间 t

本次实验中,用本文算法与其他经典算法对不同图片进行处理,记录了程序运行时间,分别进行 20 次实验取其平均值,得到平均运算时间 t ,该指标能反映出各算法的时间复杂度。

可见,可见边增加率 e 、归一化平均梯度 r 、图像可见度衡量指标 IVM 和视觉对比度 VCM 这 4 个指标越大越好,饱和像素数占比 δ 和平均运算时间 t 越小越好。

3.2.2 去雾质量客观评价结果

实验共选取了 6 幅有雾图像进行了对比,包括主观评价中的 5 幅实验图像,所选经典去雾算法分别为 He 等^[9] 提出的暗通道先验去雾算法、Cai 等^[5] 提出的基于端对端的深度学习去雾算法、Zhu 等^[17] 提出的基于颜色衰减先验的去雾算法、Wang 等^[18] 提出的基于线性传输的去雾算法及 Meng 等^[20] 提出的边界约束与上下文正则化的去雾算法,实验结果如图 11 所示。

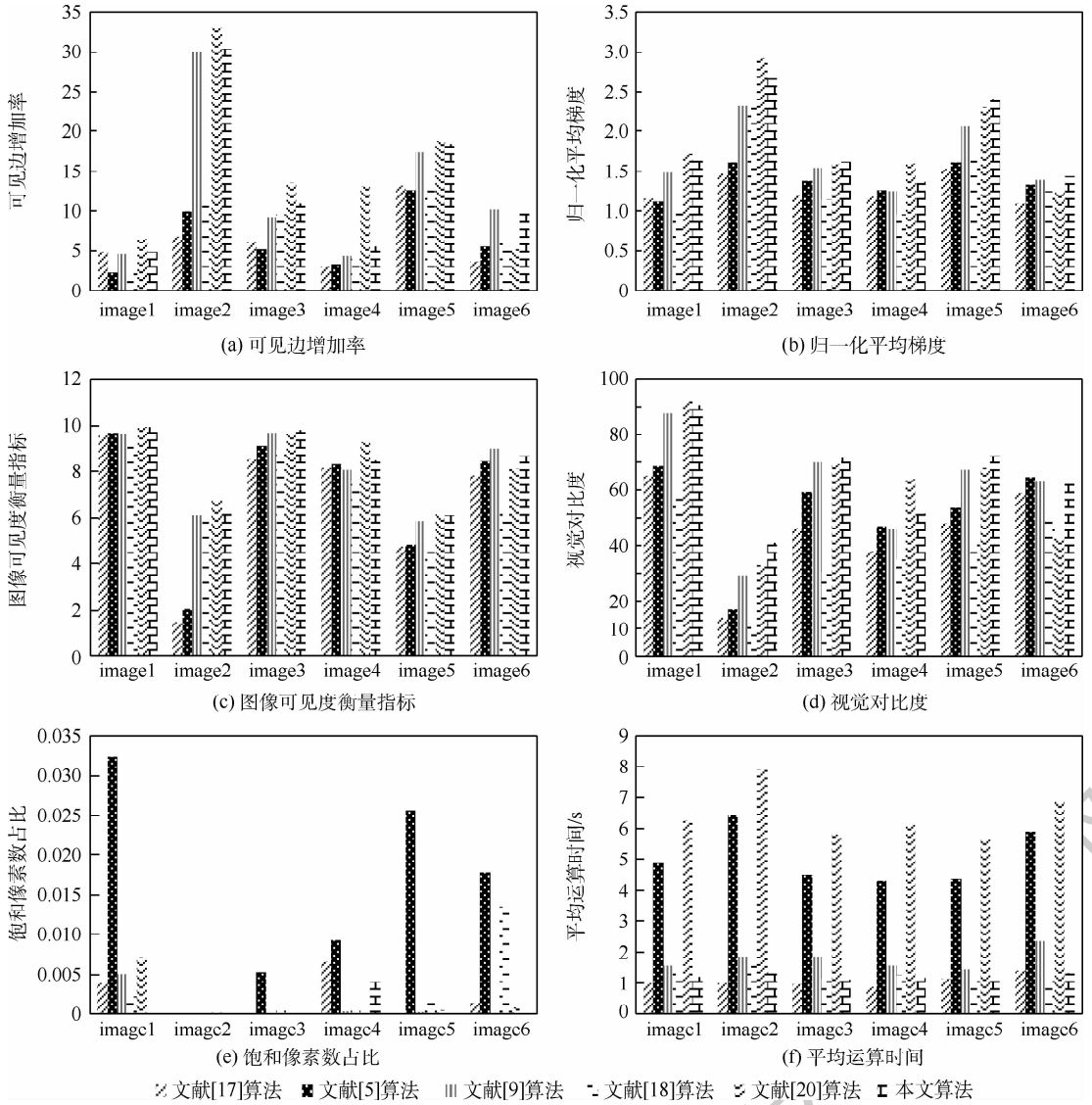


图 11 客观评价实验结果

Fig. 11 Experimental results with objective evaluation

观察图 11 可知,对可见边增加率 e 和归一化平均梯度 r ,本文算法与文献 [20] 算法有较大优势,优于其他算法;对图像可见度衡量指标 IVM ,本文算法与文献 [20] 算法相当,优于其他算法;对视觉对比度 VCM ,本文算法优于其他经典算法;对饱和像素数占比 δ ,文献 [5] 所提深度学习算法、文献 [20] 所提边界约束算法处理后该值较高,本文算法处理后该值很低,表明本文算法处理后不易出现过饱和的情况;对平均运算时间 t ,文献 [5,20] 算法耗时较多,本文算法与文献 [18] 算法耗时最少,但文献 [18] 算法前期需要训练,且其他评价指标表现一般。综合各评价指标,本文算法复原图像的各客观指标具有一定的优势。

4 结 论

1) 本文算法使用对数衰减暗通道进行透射

率估计,避免了最小值滤波操作导致的 Halo 效应。

2) 对数衰减速度快,且避免了后续透射率细化操作,大大降低了算法复杂度。

3) 本文算法使用 Canny 算子提取最小值通道图的边缘信息与初始透射率融合,增强了透射率图中的边缘信息。

4) 本文算法在估计大气光值时,采用了改进的四叉树搜索法,避免高亮物体影响,更准确地估计大气光值。

5) 实验结果表明,本文算法在边缘及远景处去雾效果均得到提升,图像细节增多,色彩亮度和饱和度适宜,恢复效果自然,且复杂度较低。

本文算法对于融合参数的设置不能做到自适应调节,对于不同的有雾图像均使用这一经验值往往不能达到最好的去雾效果,如何使算法对融

合系数自适应调整是下一步的研究目标。

参考文献 (References)

- [1] 高若婉,梅树立,李丽,等.基于小波精细积分与暗通道的农田图像去雾算法[J].农业机械学报,2019,50(S1):167-174.
- GAO R W, MEI S L, LI L, et al. Farmland image dehazing method based on wavelet precise integration and dark channel prior[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Machinery, 2019, 50(S1):167-174 (in Chinese).
- [2] 刘海波,杨杰,吴正平,等.基于暗通道先验和 Retinex 理论的快速单幅图像去雾方法[J].自动化学报,2015,41(7):1264-1273.
- LIU H B, YANG J, WU Z P, et al. A fast single image dehazing method based on dark channel prior and Retinex theory[J]. Acta Automatica Sinica, 2015, 41(7):1264-1273 (in Chinese).
- [3] 马忠丽,文杰.融合边缘信息的单尺度 Retinex 海雾去除算法[J].计算机辅助设计与图形学学报,2015,27(2):217-225.
- MA Z L, WEN J. Single-scale Retinex sea fog removal algorithm fused the edge information[J]. Journal of Computer-Aided Design and Computer Graphics, 2015, 27(2):217-225 (in Chinese).
- [4] 云海姣,吴志勇,王冠军,等.结合直方图均衡和模糊集理论的红外图像增强[J].计算机辅助设计与图形学学报,2015,27(8):1498-1505.
- YUN H J, WU Z Y, WANG G J, et al. Enhancement of infrared image combined with histogram equalization and fuzzy set theory [J]. Journal of Computer-Aided Design and Computer Graphics, 2015, 27(8):1498-1505 (in Chinese).
- [5] CAI B L, XU X M, JIA K, et al. Dehaze net: An end-to-end system for single image haze removal [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2016, 25(11):5187-5198.
- [6] CHEN D D, HE M M, FAN Q N, et al. Gated context aggregation network for image dehazing and deraining [C] // 2019 IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019:1375-1383.
- [7] DU Y X, LI X. Perceptually optimized generative adversarial network for single image dehazing [EB/OL]. (2018-05-03) [2019-10-20]. <https://arxiv.org/abs/1805.01084>.
- [8] HE K M, SUN J, TANG X O. Single image haze removal using dark channel prior [C] // IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2009:1956-1963.
- [9] HE K M, SUN J, TANG X O. Guided image filtering [C] // Proceedings of the 2010 Conference on Computer Vision, 2010: 1-14.
- [10] 陈书贞,任占广,练秋生.基于改进暗通道和导向滤波的单幅图像去雾算法[J].自动化学报,2016,42(3):455-465.
- CHEN S Z, REN Z G, LIAN Q S. Single image dehazing algorithm based on improved dark channel prior and guided filter [J]. Acta Automatica Sinica, 2016, 42(3):455-465 (in Chinese).
- [11] 杨燕,陈高科,周杰.基于高斯权重衰减的迭代优化去雾算法[J].自动化学报,2019,45(4):819-828.
- YANG Y, CHEN G K, ZHOU J. Iterative optimization defogging algorithm using Gaussian weight decay [J]. Acta Automatica Sinica, 2019, 45(4):819-828 (in Chinese).
- [12] 杨燕,陈高科.基于光补偿和逐像素透射率的图像复原算法[J].通信学报,2017,38(5):48-56.
- YANG Y, CHEN G K. Single image visibility restoration using optical compensation and pixel-by-pixel transmission estimation [J]. Journal on Communications, 2017, 38(5):48-56 (in Chinese).
- [13] YANG Y, ZHANG C, LIU L L, et al. Visibility restoration of single image captured in dust and haze weather conditions [J]. Multimed System Sign Process, 2020, 31:619-633.
- [14] MCCARTNEY E J. Optics of the atmosphere: Scattering by molecules and particles [M]. New York: John Wiley and Sons, 1976:421.
- [15] 王泽胜,董宝田,赵芳臻,等.基于改进暗通道先验的交通图像去雾新方法[J].控制与决策,2018,33(3):486-490.
- WANG Z S, DONG B T, ZHAO F C, et al. Improved dehazing method for traffic images based on dark channel prior [J]. Control and Decision, 2018, 33(3):486-490 (in Chinese).
- [16] KIM J H, JANG W D, SIM J Y, et al. Optimized contrast enhancement for real-time image and video dehazing [J]. Journal of Visual Communication and Image Representation, 2013, 24(3):410-425.
- [17] ZHU Q, MAI J, SHAO L. A fast single image haze removal algorithm using color attenuation prior [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2015, 24(11):3522-3533.
- [18] WANG W, YUAN X, WU X, et al. Fast image dehazing method based on linear transformation [J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2017, 19(6):1142-1155.
- [19] XU Y, WEN J, FEI L, et al. Review of video and image defogging algorithms and related studies on image restoration and enhancement [J]. IEEE Access, 2017, 4(1):165-188.
- [20] MENG G F, WANG Y, DUAN J. Efficient image dehazing with boundary constraint and contextual regularization [C] // IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway: IEEE Press, 2014:617-624.
- [21] HAUTIERE N, TAREAL J P, AUBERT D, et al. Blind contrast enhancement assessment by gradient ratioing at visible edges [J]. Image Analysis and Stereology, 2011, 27(2):87-95.
- [22] YU X, XIAO C, DENG M, et al. A classification algorithm to distinguish image as haze or non-haze [C] // Sixth International Conference on Image and Graphics. Piscataway: IEEE Press, 2011:286-289.

作者简介:

杨燕 女,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:数字图像处理、智能信息处理等。

张得欣 女,硕士研究生。主要研究方向:数字图像处理。

岳辉 男,硕士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:数字图像处理。

Image fusion dehazing algorithm based on minimum channel and logarithmic attenuation

YANG Yan*, ZHANG Dexin, YUE Hui

(School of Electronic and Information Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

Abstract: The image color degradation and blurred details acquired by various image acquisition systems in foggy weather seriously affect the stability and effectiveness of outdoor imaging system, so it is necessary to study image dehazing technology. Aimed at the incomplete edge dehazing of dark channel dehazing algorithm, a fusion dehazing method based on the minimum channel and logarithmic attenuation is proposed. Firstly, the logarithmic attenuation of the minimum channel map of the foggy image is taken as a priori hypothesis, and then cross-bilateral filtering is performed to eliminate the texture effect. Before and after the operation, down-sampling and up-sampling operations are performed respectively to improve the operation speed, then we get the initial transmittance. Secondly, Canny operator is used to detect the edge of the minimum channel and logarithmic attenuation is carried out to obtain the edge information map. The initial transmittance and the edge information map are weighted and fused to compose the optimal transmittance. Finally, the atmospheric light value obtained by the improved quadtree search method is used to solve the atmospheric scattering model and restore the fog-free image. The experimental results demonstrate that the proposed algorithm can effectively suppress halo effect and remove edge residual fog, and has good real-time performance.

Keywords: image dehazing; image fusion; minimum channel; logarithmic mapping; cross-bilateral filtering

Received: 2019-10-23; **Accepted:** 2020-01-27; **Published online:** 2020-02-04 11:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200204.1055.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61561030); Research Fund of Department of Finance of Gansu Province (214138); Research Fund of Teaching Reform Project of Lanzhou Jiaotong University (160012)

* **Corresponding author.** E-mail: 1275022532@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0554

基于合同网的对地观测资源动态协同规划方法

裴新宇¹, 刘宝举¹, 邓敏^{1,*}, 伍国华², 白雪¹, 胡淑苓¹

(1. 中南大学 地球科学与信息物理学院, 长沙 410012; 2. 中南大学 交通运输工程学院, 长沙 410012)

摘 要: 卫星、无人机等对地观测资源已经成为执行灾害救援、灾损评估等多样化监测任务的主要观测手段,而大规模任务的随机调整和动态执行环境是快速制定对地观测方案的核心难点。针对此问题,提出一种面向不确定环境的对地观测资源动态协同规划方法,以动态高效地制定异构观测资源的协同观测方案。首先,结合合同网协议提出一种自下而上的分布式动态协同框架,以整合空地异构观测资源构建分布式、动态、松耦合的协同观测网络。然后,根据该协同框架提出多轮组合分配方法及优化算法以快速动态地分配大规模监测任务。最后,通过仿真实验证明,在任务持续并发的动态不确定环境中,基于合同网的动态协同规划方法在提升了约 25% 任务完成率的同时,降低了约 20% 的运行时间,实现了任务完成率与方法运行时间的平衡。

关键词: 合同网机制; 空地协同; 协同规划; 对地观测; 动态规划

中图分类号: V249; P231

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1853-10

随着卫星、无人机(UAV)、飞艇、雷达等观测资源的快速发展及光学、微波等观测技术的成熟,对地观测技术在灾害救援、灾损评估等领域发挥着不可或缺的作用。在灾后救援中,时空离散、属性单一的单类别观测资源难以满足各类事件的多样化监测需求。协同多类异构观测资源构建空地一体化的对地观测系统,是突破对地观测能力瓶颈、实现异构观测资源优势互补的重要手段^[1]。目前,美国合并多个对地监测机构成立图形图像局实现了对地观测资源的统一规划部署,打破了对地监测数据的割裂,以促进对地观测数据的融合^[2],法国、印度等国家也在大力发展空地一体化的对地观测系统,综合考虑应用需求,提升观测精度与效率^[3]。中国正在极力推进空地一体化的高分专项工程建设,构建对地观测

网络,以提升高空间分辨率、高时间分辨率和高光谱分辨率的数据获取能力^[4]。

应急事件中的观测任务具有需求随机更新、时空动态变化等典型特征^[5],在动态不确定环境下实现异构观测资源的协同规划是制定任务执行方案的难点所在^[6]。国内外学者已针对对地观测资源规划问题开展了大量研究工作。目前,对地观测资源的协同规划研究大都集中于单类资源的规划。其中,对地观测卫星的规划调度研究相对成熟^[7],模拟退火算法^[8-9]、禁忌搜索算法^[10]、粒子群算法^[11]、蚁群优化算法^[12]等大量智能寻优算法被用于优化计算卫星规划的执行方案。无人机的协同规划方法也有着丰富而深入的研究,相关学者从单一无人机规划^[13-14]、多无人机协同规划^[15-16]等多个角度对无人机规划调度做了系

收稿日期: 2019-10-29; 录用日期: 2020-02-03; 网络出版时间: 2020-02-19 14:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200219.1053.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0502600); 国家自然科学基金(61603404); 湖南省杰出青年科学基金(2019JJ20026); 中南大学中央高校基本科研业务费专项资金(2018zzts198)

* 通信作者. E-mail: dengmin@csu.edu.cn

引用格式: 裴新宇, 刘宝举, 邓敏, 等. 基于合同网的对地观测资源动态协同规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1853-1862. PEI X Y, LIU B J, DENG M, et al. Dynamic collaborative planning method of earth observation resources based on contract network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1853-1862 (in Chinese).

统而深入的研究,其中具有代表性的方法是面向多目标的分布式规划方法^[14,17]和基于整数规划^[18]的协同规划方法^[19]。此外,地面观测资源规划问题多被抽象成背包问题或旅行商问题^[20],并针对不同的资源类型、任务场景对规划问题进行建模求解。

随着观测任务复杂性的提升,单类资源的孤立观测难以满足日益增长的对地观测需求。对地监测研究开始关注空天两类资源的协同规划^[21]。现有空天资源协同规划研究多以传统单类资源规划为基础,并顾及多类资源异构性发展了一些优化方法,如在传统多目标规划基础上发展的空天分布式结构及多阶段协同规划方法^[22]。空天协同规划在抢险救灾等应急任务方面的应用日益拓展,这对对地观测方案提出了高时效、可扩展的观测需求,传统协同规划方法几小时乃至几天的规划周期远不能满足应急任务的应用要求。特别是在抢险救灾情景下,对地观测任务具有随机并发性,充分发挥资源协同的优势,发展出在不确定环境下动态高效地完成大规模任务的规划方案是解决问题的关键^[21]。有学者提出兼顾资源利用效率与规划周期的规划方法^[23]。也有学者构建移动目标的空天协同连续观测规划模型^[24]。针对规划方法中参数难以确定、求解周期长、动态目标的平均检测周期长等问题,有学者结合蚁群算法^[21]、克隆遗传算法^[25]、通用模式分解算法^[26]等人工智能算法对规划方法进行优化。

通过以上分析,单类平台孤立规划的对地观测研究已经相对成熟,其获得的观测收益趋向极限,而多平台协同规划方法尚处于起步阶段,多为传统单平台规划方法的延伸。现阶段,空天资源协同规划研究更多关注静态任务、少量资源的规划场景,对地观测资源协同规划方法能够在长时序非应急情景下取得较好的观测收益。但传统对地观测资源规划方法均利用静态数据验证方法并分析模拟结果^[27],对任务发生的时序性及动态调整过程考虑不足,不适用于应急监测任务中连续协同规划的任务场景。突发事件中,任务的连续随机调整对多资源协同规划方法的规划效率、重规划稳定性、任务完成率都提出了较高的要求。所以,针对资源动态扩展、任务随机并发的对地观测资源协同规划方法有待深入研究。针对传统对地观测资源规划策略在多类异构平台协同、多任务动态调整情景下的应用局限,本文提出一种面向不确定环境的对地观测资源动态协同规划方法。首先,结合合同网协议构建了自下而上的异

构观测资源分布式动态协同框架,以高效整合空天地观测资源。其次,基于此框架将异构观测资源的协同规划问题转换为任务分配问题,提出多轮组合分配方法以解决大规模任务的动态重规划问题。在2组大规模任务动态重规划的模拟场景中,本文方法均能够合理、高效地协同规划多类异构观测资源完成观测任务,为多类资源动态协同、多任务连续调整情景下的观测方案制定提供了一种具有实际应用价值的解决方法。

1 问题描述及研究策略

1.1 问题分析

对地观测资源协同规划就是充分发挥卫星、无人机等对地观测资源的性能优势,合理安排观测任务,以利用少量的观测资源完成尽可能多的观测任务。动态协同规划问题存在以下难点:①多类对地观测资源的异构性。资源运行方式、观测技术、观测能力等差异导致的不同观测资源的异构性,为多类对地观测资源协同规划带来了困难。②不确定性环境下的动态重规划。在应急规划的过程中,任务的数量、规模、大小、重要性等都会随着时间推移而动态变化。此外,资源自身观测能力及稳定性在任务执行过程中也会随着时间变化。由于观测环境的动态性,传统的面向静态问题的协同规划方案大都难以在应急任务中得到应用。随着任务本身及资源执行环境的动态变化,原有的规划方案很难如期开展,需要在原规划方案的基础上重新制定观测方案,这对规划方法的效率及规划方案在动态环境中的稳定性提出了更高的要求。

针对以上问题,本文借助合同网协同规划异构对地观测资源,提出自下而上的分布式合同网动态协同框架,以整合多类异构观测资源,并基于此框架发展多轮组合分配方法,实现动态不确定环境下资源的主动高效重规划。

1.2 自下而上的分布式动态协同框架

应急救援场景下,在多类对地观测资源规划过程中,协同规划首先要解决的是多类观测资源如何耦合与集成的问题。本文提出了契合现有各类资源管理方式及通信情况的自下而上的分布式动态协同框架,将任务的传入到分配过程如图1所示分为4个层次:

1) 任务层。动态环境下,当任务需求发生变化时,任务代理按照资源的观测能力划分任务,然后将分割后的任务子集传入下一层各类资源的待规划任务序列。

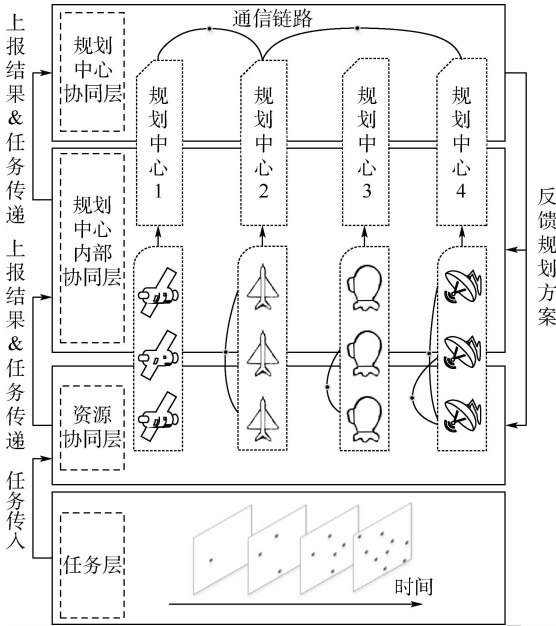


图 1 分布式动态协同框架示意图

Fig. 1 Schematic diagram of distributed dynamic collaborative framework

2) 资源协同层。资源将新传入任务子集与原待规划任务序列整合,并同可通信邻域资源协商,按照资源观测能力分配任务,将未完成任务作为任务子集传入下一层的待规划任务序列。

3) 规划中心内部协同层。将上一层传入任务作为本层次待规划任务序列,规划中心依据资源自身剩余观测能力为所辖资源分配任务,最终确定层内规划结果,并将未完成任务子集传入下一层待规划任务序列。

4) 规划中心协同层。更新待规划任务序列后,规划中心协调其他规划中心完成观测任务。

分布式动态协同框架将待观测任务按照资源协同层、规划中心内部协同层及规划中心协同层依次提交,自下而上多轮次完成任务分配。这能够充分发挥资源间、规划中心间的规划能力,提高任务规划效率。在不确定环境下,当任务动态变化时先由底层资源优先做出规划,在规划过程中最大程度地平衡收益、方案改变率与效率之间的关系。相对于传统的自上而下的解决策略,这种自下而上的分布式动态协同框架能够很好地解决不确定性环境中由于任务及资源动态性所引起的规划效率低下问题。

2 多轮组合分配方法

根据自下而上的框架,本文提出多轮组合分配方法来快速规划大规模任务。本文方法采用 3 种策略来提高任务的分配效率:任务组合分配、

多任务集同步分配、多层次资源分配。为了解决大规模任务带来的求解困难和效率低下的问题,本文方法首先根据资源当前位置及其观测能力构造资源 Voronoi 图。然后将任务按照该 Voronoi 图分割成多个小的任务集,并被同步分配给不同的资源。最后根据协同规划框架,依据自下而上 3 个层次依次分配任务。

2.1 面向大规模任务的规划策略

1) 基于加权 Voronoi 图的任务划分

在自下而上的任务分配过程中,首先要解决的是对地观测任务发生时任务层及资源协同层的联动分割。加权 Voronoi 图划分权重的变化体现了资源间异构性所带来的观测能力变化,相较于其他划分方式有着易于确定边界、可以在规划过程中快速高效地对动态传入的任务及变化的资源进行划分的特点。同时其对权重的引入,可以更好地表征资源间观测能力的差异。定义集合 $R = \{R_1, R_2, \dots, R_n\}$ 为所有资源共同构成的资源集合。资源 R_j 可以直接通信的邻域资源集合构成资源 R_j 的可通信邻域资源集合 A_j 。对于资源集合 R ,根据不确定情境下各类资源执行观测任务的能力定义评价矩阵 $E = \{E_1, E_2, \dots, E_n\}$,资源观测能力评价矩阵 E 由被测区域地形环境、天气状况等针对不同类型资源评估得出。本文以资源观测能力评价矩阵 E 为权重,以资源集合 R 为划分元对观测区域进行加权 Voronoi 图划分。

当任务序列 $T = \{T_1, T_2, \dots, T_L\}$ 传入时(见图 2),按照任务 T_L 的地理位置划分任务,重划分后的子任务序列 $T = \{T_1, T_2, \dots, T_n\}$ 与按照加权 Voronoi 图划分后最邻近资源集 R 相对应。图 2 中:圆形表示规划中心,三角形表示观测资源,正方形表示任务。

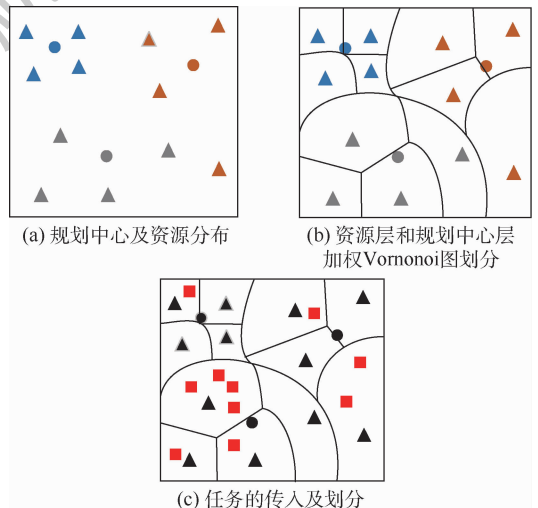


图 2 观测任务划分流程图

Fig. 2 Observation task division flowchart

2) 多层次组合分配

在自下而上的分布式动态协同框架各层次中,本文采用合同网协议机制分配任务。合同网协议是为协调多角色博弈问题所提出的合约协商过程,由标书发布、投标、审标、公布结果4个过程组成。以任务发布者作为“招标方”、以任务接收者作为“竞标方”、以待完成任务 T 为“拍卖品”,则原资源规划问题转化为投标选标问题,在本文合同网协议中,招标方根据选标算法选出最优投标方案集合 S 。综合自下而上的分布式动态协同框架与合同网协议机制,本文提出分布式动态协同规划方法(DDCP)。

输入:任务集 T 。

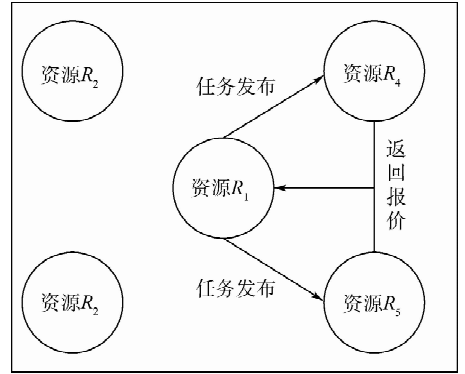
输出:规划结果 S 。

- 1 第1轮公开招标:
- 2 R_{bidder} Issues T to $R_{Tenderer}$ in A
- 3 Return B from $R_{Tenderer}$ to R_{bidder}
- 4 Return C_{best} Based algorithm LFPA
- 5 Notification Result in A
- 6 Then:
- 7 第2轮公开招标:
- 8 M_{bidder} Issues T to $R_{Tenderer}$ in A
- 9 Return B from $R_{Tenderer}$ to M_{bidder} and Selecting Bid
- 10 Then:
- 11 第3轮公开招标:
- 11 M_{bidder} Issues T to $M_{Tenderer}$ in A
- 12 Return B from $M_{Tenderer}$ to M_{bidder} and Selecting Bid
- 13 Generating Scheme and Sign Contract Based S

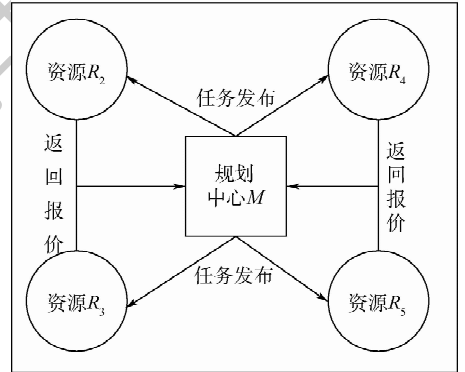
分布式动态协同规划方法(见图3)包含以下3个协同规划过程:

1) 在重划分后的子任务序列 T_j 传入资源 R_j 后,资源 R_j 更新任务序列,将任务序列 T_j 加入自身待规划任务序列 P_j (第2行)。资源 R 对任务序列 P 中的任务在自身可通信邻域资源 A 内同步开始第一轮招标过程(第3行)。邻域内其他资源按照自身观测能力、待完成任务规划、任务情况向资源 R 返回标书 B (第3行)。资源 R 根据邻域内其他资源返回信息结合算法LFPA选标(第4行),并发布规划结果(第5行),可通信邻域资源更新自身待完成任务序列,资源 R 更新自身待完成任务序列,并将未完成规划任务序列上传至规划中心 M 。

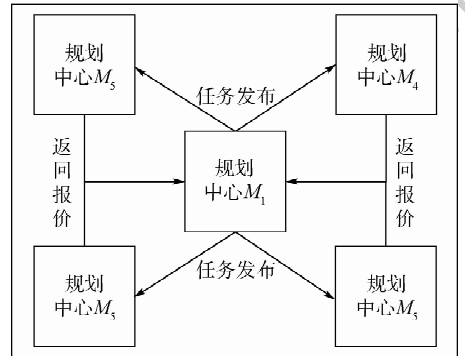
2) 规划中心 M 整合各资源上传任务形成待规划任务序列 P 并向所辖资源发布(第8行),进行第2轮招标,依据所辖资源返回信息分配任务(第9行),更新未完成任务序列后进入最后一轮



(a) 第1轮招投标过程示意图



(b) 第2轮招投标过程示意图



(c) 第3轮招投标过程示意图

图3 自下而上的对地观测资源动态协同规划流程示意图

Fig.3 Down-top flowchart for dynamic collaborative planning of earth observation resources

组合分配。

3) 规划中心 M 向可通信邻域内其他规划中心发布任务序列开始招标(第11行)。依据其他规划中心所辖资源返回信息分配任务,发布招标结果,所辖资源更新自身相应任务序列(第12行)。结合三轮招标结果产生任务规划方案 S (第13行)。

2.2 基于局部搜索的模糊寻优规划方法

合同网协议机制的核心是胜标优选问题。传统选标算法以全局最优解为目标,为较少收益牺牲大量运行时间。而在应急情景下,对地观测资源规划需要综合考虑算法收益与时间效率问题。本文提出了基于局部搜索的模糊寻优规划算法(LFPA),多次迭代搜索获得局部最优解,保证算

法收益的同时节约了运行时间。胜标优选问题的求解模型如下:

$$\begin{aligned} \max & \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m B_{ij} X_{ij} \\ \text{s. t.} & \begin{cases} X_{ij} \in [0, 1] \\ B_{ij} \geq 0 \\ \sum_{j=1}^m X_{ij} \leq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (1)$$

式中:收益函数为各个出价资源在综合考虑自身资源观测能力 V 及资源现有规划方案完成情况 C 后所给出的完成任务相应的收益矩阵 B 及规划矩阵 X 的乘积,收益越高规划方案效果越理想; m 为参与竞标资源数; n 为发布任务数量;出价矩阵元素 B_{ij} 为第 j 个资源对第 i 个任务的出价;任务规划矩阵元素 X_{ij} 表示第 i 个任务是否被第 j 个资源执行;约束 $X_{ij} \in [0, 1]$ 中,规划矩阵 X 代表相应任务是否为相应资源完成,其值只能为 0 或 1;约束 $B_{ij} \geq 0$ 表示收益必须为非负值;约束 $\sum_{j=1}^m X_{ij} \leq 1$ 说明每一个任务至多只能被一个资源完成。

针对合同网协议机制内部选标问题,本文提出了 LFPA 算法。

输入:收益矩阵 B , 概率搜索参数 p , 迭代次数 N , 区间参数 q 。

输出:规划方案 S 。

- 1 Mid = B ;
- 2 While looptimes $\leq N$;
- 3 If p ;
- 4 Mid2 = $\{B_i \mid \text{Value}(B_i) - (\text{valuest-in-C}) > q\}$;
- 5 Find best B_{pick} with $Z = 0$ from Mid2 add to C
- 6 Else
- 7 Find a random B_{pick} from $(B - C)$ add to C
- 8 End If
- 9 Update Z ;
- 10 Update S by C
- 11 End While
- 12 Return S ;

LFPA 算法首先在收益矩阵 B 中选出一个与候选解 C 没有冲突的候选出价 B_{pick} 加入候选解 C 中,为避免陷入局部最优问题同时兼顾规划收益,以概率 p 按照收益优先原则选出 B_{pick} (第 3 行)。在选择过程中,传统求解目标为全局最优的规划方法,在搜索过程中,为判断几个收益差距不大的出价,需要花费大量计算时间。因此在 LFPA 算法中,本文在判断候选出价时引入区间参数 q , 出

价差在出价区间 q 内的出价被认为具有相似收益,当选入候选投标 B_{ij} 后候选解 C 总收益超出原候选解 C 与区间参数 q 的和时,候选出价 B_{ij} 进入临时存储集合 Mid2。相似区间的长度 q 限制了算法游走时与候选解 C 收益近似相等其他出价被选择进入候选解 C 次数,从而大幅提高了算法运行效率(第 4 行)。之后,选择 Mid2 中与候选解 C 中各投标方案不冲突的候选投标加入候选解 C (第 4 行)。以概率 $1 - p$ 随机选出 B_{pick} 加入候选解 C (第 7 行),后对比候选解 C 总收益与结果 S 的总收益,如果候选解 C 收益较高则将结果 S 的内容更新为 C ,并重新开始循环(第 10 行)。

考虑到不同出价往往具有冲突性,不同资源往往会对同一任务产生不同报价,而当一个任务被不同的资源选择会导致全局的收益改变。随着多次算法迭代,包含有相同任务的不同出价将被多次计算,而这些无法被选择的出价定义为与当前出价的冲突出价。本文提出了一种冲突出价检测技术,可以在算法游走时规避冲突出价,减少对已经遍历过的冲突出价的计算次数,从而提高选标算法效率。假定 2 个出价有对相同任务的报价,则 2 处出价间有冲突、初始冲突状态 Z 为 1,反之则 2 处出价间无冲突、为 0 即为不冲突。

$$Z_{mn} = \begin{cases} 0 & B_m \cap B_n = \emptyset \\ 1 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

当一个出价被移出候选解时,其表征冲突状态的量 Z 变为 1,对于所有与该出价冲突的出价,改变其状态量 Z 为 0 (第 9 行)。算法按照收益游走时,不遍历冲突状态量为 1 的出价(第 5 行)。当循环 N 次后,如规划方案 S 没有更新则输出规划方案 S (第 12 行)。

3 实验分析

3.1 资源及对比方法设置

仿真实验模拟了包括 4 个规划中心、3 类观测资源的应急观测场景。其中,规划中心 1 下辖飞艇 11 艘,规划中心 2 下辖无人机 19 架,规划中心 3 下辖无人机 17 架,规划中心 4 下辖车载雷达 16 辆。动态应急观测任务随机分布在 $100 \text{ km} \times 100 \text{ km}$ 的地面空间。

为验证本文方法的有效性,分别将现有 4 种典型的对地观测资源规划方法作为本文分布式动态协同规划方法 (DDCP) 的对比验证方案:无人机、飞艇等空天观测资源按序分配方法 (AUS),基于合同网机制的单项连续拍卖方法 (SSA),以及基于整数

规划的两种代表性方法,即 MCP 方法(MOSEK 求解器求解)和 BCP 方法(分支定界算法求解)。

3.2 大规模任务协同规划方法对比

为验证大规模任务集中爆发情景下本文方法的有效性,设计并发任务量逐渐增加的应急观测场景,并分别依据任务完成率、运行时间、平均能耗 3 类指标对本文方法进行综合评估。实验结果如图 4 所示,阴影区域为实验数值结果波动范围。

如图 4(a) 所示,在任务数量到达 300 时, AUS、SSA、BCP 3 种方法的任务完成率出现较大降幅。当任务量超过 400 时, MCP 与 DDCP 规划方法仍然具有超过 95% 的任务完成率。实验结果验证了在大规模任务并发情境下 MCP 和 DDCP 方法的任务完成率优势。

图 4(b) 展示了大规模任务并发情境下不同规划方案的资源平均能耗,即资源完成自身观测任务所消耗观测能力的平均值。AUS、SSA 两种方法所得观测方案的平均能耗呈下降趋势,并当任务数量大于 400 时趋于稳定; BCP 方法的平均能耗随任务数量增加有着较大的波动,总体表现为先升后降的趋势,在并发任务数量超过 250 时,平均能耗趋于稳定;而 MCP 与 DDCP 两种方法,平均能耗呈微弱下降趋势,整体较为稳定,相较于其他方法在完成相同数量任务时有着更低能耗,能够充分发挥对地观测资源的观测能力。

BCP、MCP 两种基于整数规划方法的目标为寻求全局最优解,这与方法的计算效率形成了天然矛盾,当大规模任务并发时这种现象尤为明显(见图 4(c))。AUS、SSA 及 DDCP 3 种方法在运行效率上有着显著的优势,更加适用于高时效性的应急场景。

综上所述,现有规划方法的任务完成率与方法运行时间往往不可兼得,而 DDCP 方法在兼顾运行时间及任务完成率(平均提升 30%)的同时保证了较低的平均能耗(平均降幅 47%),验证了本文在大规模任务发生、多类资源协同规划情境下的有效性。

3.3 不确定环境下协同规划方法对比

为验证在动态不确定情境下,任务需求持续动态调整时协同规划方法的有效性,本文设计以下对比实验。设初始任务数量为 40,持续逐次增加 40~60 个任务(数量随机生成),进而根据任务完成率、运行时间、方案改变率等指标对方法的重规划性能进行评估。任务完成率是重规划方案中可执行任务数量与所有任务数目的比值。方案改变率是相比于原有规划方案,重规划方案中执行资源发生变动的任务的比率,以衡量重规划方法的观测方案改变程度。在应急规划过程中,观测任务的持续增加意味着规划方案的动态变化,过高的方案改变率意味更多的通信时间与规划时间损失。而运行时间是应急规划情景中评价重规划方法的核心因素。实验结果如表 1~表 3 及图 5 所示。

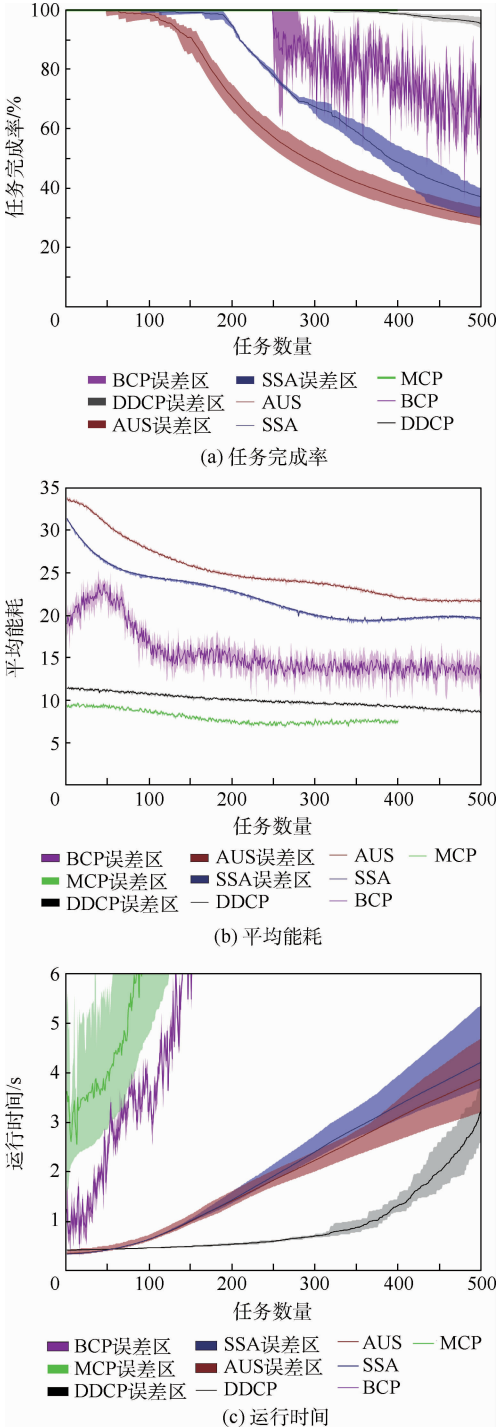


图 4 协同规划方法对比实验结果

Fig. 4 Comparative experimental results of collaborative planning method

表 1 重规划仿真实验任务完成率

Table 1 Re-planning simulation experimental task completion rate

重规划次数	任务添加量	任务总量	任务完成率/%				
			DDCP	MCP	BCP	AUS	SSA
1	40	80	97.5	100	85.0	61.3	77.5
2	46	126	94.4	98.4	84.9	61.1	74.6
3	33	159	88.7	93.1	74.8	63.5	64.8
4	37	196	85.2	89.8	69.9	54.6	59.7
5	40	236	83.9	89.4	69.9	48.3	54.2
6	42	278	80.2	85.3	68.0	43.2	50.0

表 2 重规划仿真实验运行时间

Table 2 Re-planning simulation experimental task running time

重规划次数	运动时间/s				
	DDCP	MCP	BCP	AUS	SSA
1	0.764	2.200	1.226	0.766	0.781
2	0.803	3.297	2.707	0.875	0.828
3	0.892	5.641	2.979	1.031	1.203
4	1.088	7.219	4.394	1.466	1.437
5	1.331	9.578	5.908	1.969	2.344
6	1.549	14.98	8.768	2.375	2.984

表 3 重规划仿真实验方案改变率

Table 3 Re-planning simulation experimental scheme change rate

重规划次数	任务增长率	方案改变率/%				
		DDCP	MCP	BCP	AUS	SSA
1	1	29.5	41.2	41.3	35.5	46.9
2	0.575	21.8	36.3	37.3	27.7	40.3
3	0.261	19.1	32.4	28.9	28.2	25.7
4	0.232	15.6	25.6	18.4	20.0	20.6
5	0.204	10.6	17.5	16.9	13.6	15.8
6	0.177	8.5	13.5	14.4	10.9	10.8

如图 5(a) 及表 1 所示, 由于在任务分配过程中对多资源协同的考虑不足, 在多次重规划后 AUS、SSA 两种任务的任务完成率下降明显。而 BCP、MCP、DDCP 3 种方法在每次任务重规划时, 从全局角度优化资源的协同能力, 对原有方案进行调整, 所以其任务完成率下降缓慢。特别是 MCP 方法通过探索全局最优解及 DDCP 方法通过多次迭代求近似全局最优解, 达到了重规划方案的高任务完成率要求, 从而更加适用于重规划情景。实验结果显示, 在 6 次重规划后, 相对于 AUS、SSA、BCP 等方法, DDCP 方法的任务完成率提高了约 25%。

如图 5(b) 及表 2 所示, 与 3.2 节的方法对比实验结果类似, 由于 DDCP 方法采取了分层次的分配策略和合同网分配机制, 均衡了重规划收益与运行时间, 从而较其他 3 种方法, DDCP 方法在

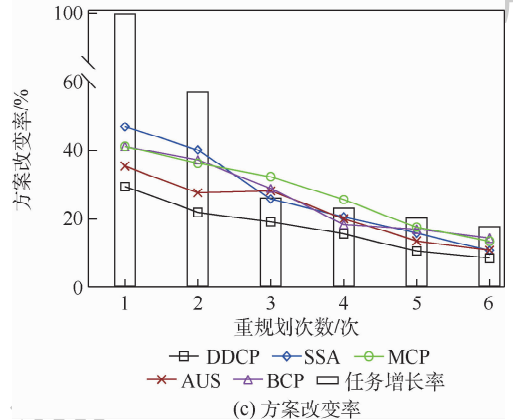
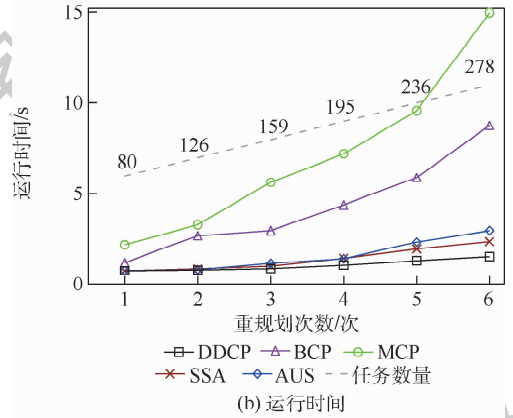
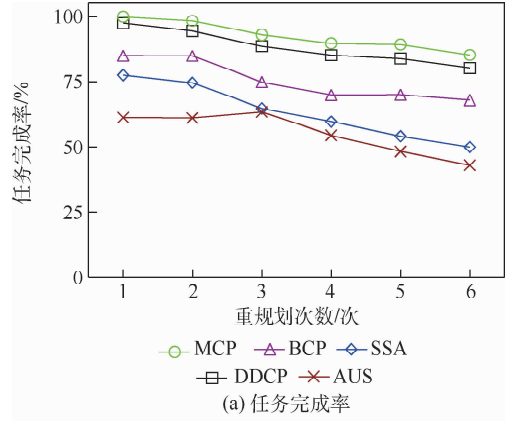


图 5 重规划仿真实验结果

Fig. 5 Re-planning simulation experimental results

提升了约 25% 任务完成率的同时, 降低了近 20% 的运行时间。

如图 5(c) 及表 3 所示, 随着重规划次数的增加, 5 种方法的方案改变率均呈下降趋势, 但 BCP、MCP、SSA、AUS 4 种方法的方案改变率均高于 DDCP 方法, 部分方法重规划方案改变率已超过任务增长率。DDCP 方法由于采取了多层次分配策略, 在资源层分配大量任务能够充分发挥资源计算能力且保证了较小的方案改变率, 所以 6 次重规划后 DDCP 方法的方案改变率仅为 8.5% 相较于其他 4 种方法提升 50% 左右, 更适应新任务不断产生、规划方案不断改变的应急规划场景。

综上, DDCP 方法的任务完成率与寻找全局

最优的 MCP 方法相当,且其多次重规划的方案改变率及运行时间表现最优。而 AUS 及 SSA 方法虽然在任务数量少、任务变化小的情境下有着与 DDCP 方法相当的任务完成率及运行时间,但在重规划次数达到 6 次时,任务完成率不及 DDCP 方法的 80%,且方案改变率相较于 DDCP 方法高 20%。实验结果证明 DDCP 方法虽然牺牲了少量任务完成率,但在方案改变率及运行时间方面有着极为显著的提高,更加适合任务动态变化的应急规划情境。

4 结 论

1) 本文提出了一种基于合同网协议的对地观测资源动态协同规划框架,用以解决应急规划中多类资源协同规划的问题,此框架能够协同多类对地观测资源快速制定用于监测应急灾害的观测方案。

2) 本文提出了自下而上的对地观测资源协同规划策略,提升了海量任务并发时观测方案的任务完成率,提高了任务动态变化情景下重规划方案的稳定性,更加适用于不确定环境下的应急监测任务。

3) 本文提出基于局部搜索模糊寻优规划算法,引入平等出价及冲突检测技术,以减少对近似出价及冲突出价的计算,大大提升了算法求解时间。

本文方法在实际规划过程中更加符合动态不确定情景下的重规划场景,但未深入考虑各类观测资源间通信机制,未来将结合实际应用对方法中通信机制进行深入研究。

参考文献 (References)

[1] 李德仁. 论空天地一体化对地观测网络[J]. 地球信息科学学报, 2012, 14(4): 419-425.
LI D R. On space-air-ground integrated earth observation network[J]. Journal of Geo-information Science, 2012, 14(4): 419-425 (in Chinese).

[2] 龚燃. 美国商业对地观测数据政策发展综述[J]. 国际太空, 2016(5): 24-27.
GONG R. Overview of the development of U. S. commercial earth observation satellite data policy[J]. Space International, 2016(5): 24-27 (in Chinese).

[3] 郭建宁. 促进国家对地观测体系顺利发展的思考[J]. 中国工程科学, 2006, 8(10): 47-53.
GUO J N. Considerations on promoting the smooth development of national land observation system[J]. Strategic Study of CAE, 2006, 8(10): 47-53 (in Chinese).

[4] 天地一体, 统筹建设高分辨率对地观测系统初具规模[J].

2017(10): 69-71.
Integration of heaven and earth, overall construction of high-resolution earth observation system has taken shape[J]. Defence Science & Technology Industry, 2017(10): 69-71 (in Chinese).

[5] 江建清, 伍国华, 朱晓敏. 一种两阶段多平台对地观测资源匹配方法[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(27): 6984-6990.
JIANG J Q, WU G H, ZHU X M. A two phase matching approach of multi-platform earth observing resource[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(27): 6984-6990 (in Chinese).

[6] 李勤勇, 宋建功, 高世伟, 等. 面向地震应急响应的松耦合研判模型管理机制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 720-730.
LI Q Y, SONG J G, GAO S W, et al. A loose-coupled mechanism of analysis model management for earthquake emergency response[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 720-730 (in Chinese).

[7] 董云峰, 卫晓娜, 郝朝. 引入多 Agent 协商的协同优化在卫星设计中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1055-1064.
DONG Y F, WEI X N, HAO C. A multi-Agent negotiation based collaborative optimization application in satellite design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1055-1064 (in Chinese).

[8] 伍国华, 马满好, 王慧林, 等. 基于任务聚类的多星观测调度方法[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1275-1282.
WU G H, MA M H, WANG H L, et al. Multi-satellite observation scheduling based on task clustering[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1275-1282 (in Chinese).

[9] VIRGINIE G, DANIEL V. Enumeration and interactive selection of efficient paths in a multiple criteria graph for scheduling an earth observing satellite[J]. European Journal of Operational Research, 2002, 139(3): 39-45.

[10] BIANCHESI N, CORDEAU J F, DESROSIERS J, et al. A heuristic for the multi-satellite, multi-orbit and multi-user management of earth observation satellites[J]. European Journal of Operational Research, 2007, 177(2): 750-762.

[11] ZHANG D, GUO L, CAI B, et al. A hybrid discrete particle swarm optimization for satellite scheduling problem[C]//2011 IEEE International Conference on Intelligent Computing and Integrated Systems. Piscataway: IEEE Press, 2011: 78-82.

[12] WU G, MA M, ZHU J, et al. Multi-satellite observation integrated scheduling method oriented to emergency tasks and common tasks[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2012, 23(5): 723-733.

[13] MIAO H, TIAN Y C. Dynamic robot path planning using an enhanced simulated annealing approach[J]. Applied Mathematics and Computation, 2013, 222: 420-437.

[14] JEAN B, ABDESLEM B, ABDELHAMID B, et al. A new mixed-integer linear programming model for rescue path planning in uncertain adversarial environment[J]. Computers and Operations Research, 2012, 39(12): 3420-3430.

[15] YU T Y, TANG J, BAI L. Collision avoidance for cooperative UAVs with rolling optimization algorithm based on predictive

- state space[J]. *Applied Sciences*,2017,7(4):368-376.
- [16] 曾佳,申功璋,夏洁,等.面向地面运动目标的无人机协同航迹规划[J].北京航空航天大学学报,2009,35(7):887-890.
ZENG J, SHEN G Z, XIA J, et al. Cooperative trajectory planning for UAV towards moving target aground [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(7):887-890 (in Chinese).
- [17] 孙明君,史建国.基于MAS的多无人机任务规划系统研究[J].微计算机信息,2009,25(33):45-47.
SUN M J, SHI J G. Research on mission planning system of multiple unmanned aerial vehicle based on multi-agent system [J]. *Microcomputer Information*, 2009, 25(33):45-47 (in Chinese).
- [18] 杨晨,张少卿,孟光磊.多无人机协同任务规划研究[J].指挥与控制学报,2018,4(3):234-248.
YANG C, ZHANG S Q, MENG G L. Multi-UAV cooperative mission planning[J]. *Journal of Command and Control*, 2018, 4(3):234-248 (in Chinese).
- [19] 贺川,邱涤珊,许光,等.面向对地成像观测任务的高空飞艇应急调度[J].航空学报,2012,33(11):2082-2092.
HANG C, QIU D S, XU G, et al. Emergency scheduling of earth-observing imaging tasks on high-altitude airships[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(11):2082-2092 (in Chinese).
- [20] SALHI S, WASSAN N, HAJARAT M. The fleet size and mix vehicle routing problem with backhauls: Formulation and set partitioning-based heuristics[J]. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 2013, 56:22-35.
- [21] WU G, LIU J, MA M H, et al. A two-phase scheduling method with the consideration of task clustering for earth observing satellites[J]. *Computers and Operations Research*, 2013, 40(7):1884-1894.
- [22] 李军,钟志农,景宁,等.异构MAS结构下的空天资源多阶段协同任务规划方法[J].航空学报,2013,34(7):1682-1697.
LI J, ZHONG Z N, JING N, et al. Space-air resources multi-phase cooperation task planning approach based on heterogeneous MAS model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(7):1682-1697 (in Chinese).
- [23] LI J, CHEN H, JING N. A data transmission scheduling algorithm for rapid-response earth-observing operations[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(2):349-364.
- [24] 梁星星.面向海上移动目标跟踪观测的空天协同任务规划研究[D].长沙:国防科学技术大学,2016.
LIANG X X. Research on aerospace cooperative mission planning for continuation observation of maritime moving targets [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016 (in Chinese).
- [25] 付强,王刚,肖金科,等.空天高速飞行器多传感器协同跟踪任务规划研究[J].系统工程与电子技术,2014,36(10):2007-2012.
FU Q, WANG G, XIAO J K, et al. Research on multi-sensor cooperative tracking of high-speed aerospace vehicle[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014, 36(10):2007-2012 (in Chinese).
- [26] 梁星星,修保新,范长俊,等.面向海上移动目标的空天协同连续观测模型[J].系统工程理论与实践,2018,38(1):229-240.
LIANG X X, XIU B X, FAN C J, et al. The aerospace cooperative planning model for maritime moving target continuation observation. [J]. *Systems Engineering-Theory & Practice*, 2018, 38(1):229-240 (in Chinese).
- [27] 庞策,单甘霖,段修生.多传感器协同识别跟踪多目标管理方法研究[J].北京航空航天大学学报,2019,45(8):1674-1680.
PANG C, SHAN G L, DUAN X S. Management method for multiple sensors' recognizing and tracking multiple targets cooperatively[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(8):1674-1680 (in Chinese).

作者简介:

裴新宇 男,硕士研究生。主要研究方向:规划调度理论及应用、对地观测系统的研究。

邓敏 男,博士,教授。主要研究方向:地理大数据挖掘与智能服务。

Dynamic collaborative planning method of earth observation resources based on contract network

PEI Xinyu¹, LIU Baoju¹, DENG Min^{1,*}, WU Guohua², BAI Xue¹, HU Shuling¹

(1. School of Geosciences and Info-Physics, Central South University, Changsha 410012, China;

2. School of Traffic and Transportation Engineering, Central South University, Changsha 410012, China)

Abstract: Satellite, UAV and other earth observation resources have become the main observation means to carry out various monitoring tasks, such as disaster rescue, disaster damage assessment, etc. Random adjustment and dynamic execution environment of large-scale tasks are the core problems to quickly develop earth observation programs. In view of the above problems, a dynamic collaborative planning method for earth observation resources in uncertain conditions is proposed to dynamically and efficiently develop the cooperative observation scheme of heterogeneous resources. First, a bottom-up distributed dynamic cooperative framework is proposed based on the contract network protocol to integrate the heterogeneous observation resources of air-space-ground and to build a distributed, dynamic and loosely coupled cooperative observation network. Then, based on the above collaborative framework, a multi-round combination allocation method and an optimization algorithm are proposed to allocate large-scale monitoring tasks rapidly and dynamically. Finally, the results of simulation experiment show that the dynamic collaborative planning method based on contract network improves the task completion rate by about 25% and reduces the collaborative planning time by about 20% in the dynamic uncertain conditions with continuous task concurrency, which achieves the balance between task completion efficiency and method running time.

Keywords: contract network mechanism; air-space-ground coordination; collaborative planning; earth observation; dynamic planning

Received: 2019-10-29; **Accepted:** 2020-02-03; **Published online:** 2020-02-19 14:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200219.1053.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2016YFB0502600); National Natural Science Foundation of China (61603404); Science Fund for Distinguished Young Scholars in Hunan Province (2019JJ20026); the Fundamental Research Funds for the Central Universities of Central South University (2018zzts198)

* **Corresponding author.** E-mail: dengmin@csu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0443

模拟月壤铺粉过程 DEM 数值仿真

李雯^{1,*}, 徐可宁¹, 黄勇², 胡文颖¹, 王道宽³

1. 中国航空发动机研究院, 北京 101304; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

3. 北京大学 工学院, 北京 100871)



摘 要: 空基激光选区熔化 (SLM) 技术与原位资源利用 (ISRU) 概念结合, 有望解决地外大规模基地建设的工程难题。SLM 铺粉过程对成形件性能和质量有重要影响。基于非球形粒子叠加球模型方法, 建立模拟月壤颗粒几何模型; 基于线性弹簧-阻尼接触作用模型、Hamaker 理论及牛顿运动定律, 建立颗粒动力学模型; 采用三维离散单元方法 (DEM) 及软球模型, 进行不同工况下模拟月壤在铺粉过程中的流变特性研究。结果显示: 所提模型和方法能开展指定工况和环境参数的模拟月壤颗粒系统流动性和堆积行为数值仿真研究; 月面低重力环境导致粉床表面粗糙度变大、堆积密度和平均配位数变小; 通过降低铺粉速度和优化刮刀型面, 可以有效改善月基铺粉的粉床质量, 获得更密实和均匀的粉床结构。

关键词: 月球探测; 模拟月壤; 增材制造; 离散单元方法 (DEM); 叠加球模型

中图分类号: V11; TH16

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1863-11

21 世纪伊始, 人类迎来了新一轮的探月高潮。美国国家航空航天局 (NASA) 提出了“重返月球, 建立月球永久性基地”计划; 欧洲航天局 (ESA) 制定了“极光”计划, 其主要任务是载人登月、建立月球基地, 并以月球为跳板实施载人火星探测任务。如何实现高效率、低成本的“空间制造”已经成为解决长期月面居留物资和生命保障、月面基础设施建造与维护、月面探测设备维修和特殊工具现场制造等亟待解决的技术难题^[1-2]。20 世纪 90 年代中期, 美国首先提出天基增材制造 (Space-Based Additive Manufacturing, SBAM) 技术, 随后又提出了原位资源利用 (In-Situ Resource Utilization, ISRU) 概念, 以降低人类深空探测任务成本, 减少准备周期, 优化运载火箭有效载荷分配。在过去的 20 年中, 美国国家航空航天局、欧洲航天局、中国科学院空间应用工程与技术

中心等科研机构采用飞机抛物线飞行、国际空间站微重力环境测试等方法, 先后开展了 SBAM 技术的实验验证研究^[3-5]; 最近 10 年, 美、德、英等国的研究人员^[6-11] 利用模拟月壤和 SBAM 技术, 探索了 SBAM-ISRU 相结合实现结构单元和功能零件月面原位成形的技术可行性。实验研究发现, 模拟月壤对 IPG 光纤激光的吸收率较高, 采用激光选区熔化 (Selective Laser Melting, SLM) 成形模拟月壤三维零件具有低功耗、高成形精度等优点, 是目前 SBAM-ISRU 技术发展的重点方向之一。但从公开发表的文献可知, 目前基于 SLM 的模拟月壤成形技术研究以实验为主, 实验环境与月面真实环境存在较大差异, 月面环境效应对 SLM 成形件作用机制尚不明确, 这些都限制了基于 SBAM-ISRU 的月面原位成形技术发展和设备研制。另外, 月面真实环境模拟存在较大技术挑战,

收稿日期: 2019-08-16; 录用日期: 2020-04-18; 网络出版时间: 2020-05-12 08:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200511.1606.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51705490, 51876004)

* 通信作者. E-mail: mosquato@buaa.edu.cn

引用格式: 李雯, 徐可宁, 黄勇, 等. 模拟月壤铺粉过程 DEM 数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1863-1873.
LI W, XU K N, HUANG Y, et al. Numerical simulation of spreading process of lunar regolith simulant by DEM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1863-1873 (in Chinese).

而且实验成本昂贵,目前不能满足 SBAM 实验研究需要,而通过建立有效的物理模型和高效的数值算法,可以为 SBAM 机理研究和技术发展提供必要的补充。

SLM 技术是利用高能量的激光束照射预先铺覆好的粉末材料,将其直接熔化并固化成形获得具有较好几何精度和力学性能的三维零件。SLM 成形过程是:①在基板上预先铺设一定厚度的粉末层;②激光束有选择性地照射粉末层颗粒使其熔化,而后冷却固化;重复步骤①和步骤②进行逐层加工,直至完成整个 3D 成形件。步骤①为铺粉过程;步骤②为 SLM 过程。大量研究表明,SLM 成形件质量的主要控制因素为^[12]:激光工艺参数、粉材配方、粉床质量。其中,粉床质量(通常用堆积密度、均匀性、表面粗糙度等指标定量描述)对粉末层内部热能传递具有显著影响,可以改变成形件的宏观性能。若粉床内部存在空腔或移位缺陷、颗粒呈松散排列状态,则容易形成熔融缺陷(如球化、孔隙或剥蚀),降低成形件的宏观质量;反之,若粉床内部颗粒排列均匀、紧密、无明显结构缺陷,则更容易获得较高质量的成形件。Ziegelmeier 等^[13]研究发现,成形件的拉伸强度和断裂韧性随着粉床堆积密度的增加而提高;粉床的表面粗糙度越高,成形件的表面越粗糙。鉴于粉床质量对 SLM 成形产品几何精度和力学性能的重要影响,需要开展粉床形成机理研究,从细观角度出发,考察铺粉工艺参数、环境因素、粉末颗粒自身物理力学属性等对 SLM 铺粉过程中颗粒运动行为的作用机制,明确控制粉床质量的主要宏观细观参数,在此基础上,提出铺粉设备和工艺参数的优化设计方案。

SLM 铺粉过程中,颗粒运动具有随机性和不连续性,导致粉床中颗粒排列具有明显的时变特性,在宏观上表现为粉床具有复杂的流变特性。考虑到大多数连续介质模型及算法(如有限元法)在模拟铺粉过程和粉床细观结构方面存在较大困难,本文提出采用基于离散介质模型的离散单元方法(Discrete Element Method, DEM)。DEM 在处理固体颗粒细观运动行为方面具有天然优势,其以单个粒子为研究对象,基于粒子运动控制方程和力-位移准则求解不同时刻粒子的位置、速度、加速度、作用力和力矩等信息,因此可以更加真实地模拟铺粉过程中粉末颗粒间、颗粒与壁面间的细观相互作用。最近,DEM 数值仿真方法在 SLM 铺粉过程中颗粒细观运动行为及粉床流变学特性研究中获得应用。例如,Zohdi^[14]采用

DEM 数值仿真技术模拟了球形颗粒的沉积过程。向召伟等^[15]利用 DEM 算法模拟了单粒径颗粒群、双粒径颗粒群、高粒径分布球颗粒系统的随机堆积行为及其铺层和压实过程,并考察了铺粉厚度对粉床质量的影响。Chen 等^[16]利用三维 DEM 程序和刚性球颗粒进行铺粉过程数值模拟,并考察范德华力对粉末层状态的影响。Parteli、Poschel^[17]和 Haeri 等^[18-19]提出非球形颗粒的建模方法,采用多球近似法建立真实颗粒几何模型,并利用三维 DEM 模拟了非球形颗粒组成的粉末材料的铺粉过程,定量分析了粉床质量的影响因素,并在此基础上提出了一种铺粉装置的优化设计方案。目前,DEM 已经成为铺粉过程细观尺度研究的理想工具。

本文以德国 Solution SLM125 激光选区熔化成形设备的铺粉装置和模拟月壤为研究对象,建立铺粉仿真三维简化模型,采用 DEM 进行模拟月壤铺粉过程细观动态行为研究,考察铺粉速度、环境因素等对粉床质量的影响规律,为 SBAM-ISRU 技术发展提供理论指导和技术支撑。

1 DEM 模型及方法

1.1 颗粒几何模型

月壤是在缺乏氧气、液态水、风和生命活动,由大大小小的陨石撞击、宇宙射线和太阳风不断轰击、月表大幅度温差变化导致月岩热胀冷缩破碎等空间风化作用下形成的,而各国研制的模拟月壤(如 JSC 系列、MLS 系列、TYII 系列)多以地球火山灰为原料,通过机械破碎、分级处理及矿物成分调配获得,因此,月壤和模拟月壤颗粒形态复杂,从球形到极端棱角形都存在。笔者研究发现,月壤和模拟月壤颗粒形态具有分形特征,在不同尺度下具有一定的统计自相似性^[20],并针对模拟月壤的形状指数和分形特征,提出一个框架性的非球形粒子模型——叠加球模型^[21-22]。

根据模拟月壤的 SEM 照片(见图 1)^[19],采用叠加球模型方法,建立了模拟月壤 4 种典型颗粒形状的三维几何模型,如图 2 所示。在叠加球模型中,每种颗粒形状均由一个基本球单元和若干个附加球单元构成,颗粒内部球单元之间允许重叠且不考虑接触力,颗粒假设为均质三维刚体,在基本球单元质心建立一个局部坐标系,该局部坐标系的 3 个主轴方向与全局笛卡儿坐标系相同,附加球单元的数量、半径及在局部坐标系的位置则根据真实颗粒形状来确定。

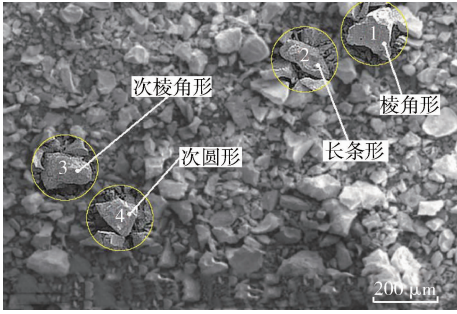


图 1 模拟月壤 SEM 照片^[19]

Fig. 1 SEM image of lunar regolith simulant^[19]

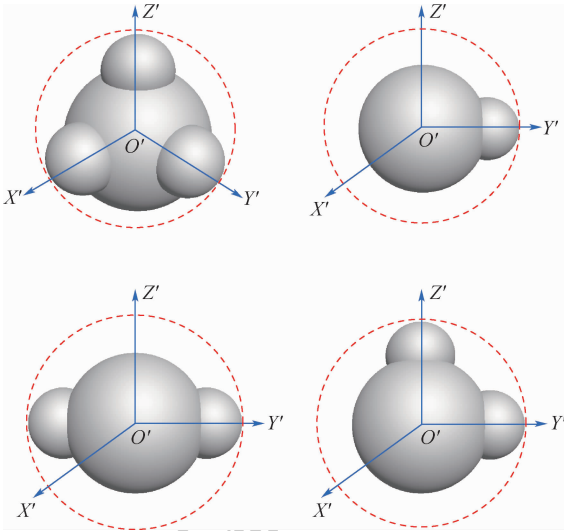


图 2 模拟月壤颗粒的简化模型

Fig. 2 Simplified models of lunar regolith simulant particles

1.2 颗粒动力学模型

本文利用 DEM 分析模拟月壤铺粉中的流变特性时,暂不考虑颗粒二次破碎问题,认为每个颗粒都是均质刚体。由牛顿第二定律,每个颗粒的动力学方程可以表示为^[21]

$$m_p \frac{d\ddot{\mathbf{x}}_p}{dt} = \mathbf{F}_{p,q}^{[c]} + \mathbf{F}_{p,q}^{[a]} + m_p \mathbf{g} \quad (1)$$

$$I_p \frac{d\boldsymbol{\omega}_p}{dt} = \mathbf{M}_p \quad (2)$$

$$m_p = \rho_p \left(\sum_{i=1}^{N_{sp}} V_i^{[b]} - \Delta V \right) \quad (3)$$

$$\mathbf{x}_p = \frac{1}{m_p} \sum_{i=1}^{N_{sp}} [m_i^{[b]} \cdot \mathbf{x}_i^{[b]}] \quad (4)$$

式中: m_p 为颗粒质量; \mathbf{x}_p 为颗粒质心坐标; \mathbf{g} 为重力加速度; $\mathbf{F}_{p,q}^{[c]}$ 为颗粒间接触力; $\mathbf{F}_{p,q}^{[a]}$ 为颗粒间黏附力; I_p 为颗粒转动惯量; $\boldsymbol{\omega}_p$ 为颗粒角速度; \mathbf{M}_p 为颗粒的合力矩; ρ_p 为颗粒密度; $m_i^{[b]}$ 、 $V_i^{[b]}$ 、 $\mathbf{x}_i^{[b]}$ 分别为颗粒内部第 i 个球单元的质量、体积、质心坐标; ΔV 为颗粒内部所有球单元重叠部分的体积总和; N_{sp} 为单个颗粒中的球单元总数。

基于刚体动力学理论,颗粒受到的作用力由

构成该颗粒的所有球单元所受到的作用力确定。当颗粒-颗粒或颗粒-壁面发生接触时,实际上是颗粒中的某个球单元与相邻颗粒的某个球单元或壁面发生接触。因此,颗粒间相互接触作用可以通过球单元间接触作用模型来表征。目前,常用的颗粒细观接触作用模型有弹簧-阻尼模型、非线性 Hertz-Mindlin 和 Deresiewicz 模型等。Renzo 和 Maio^[23] 研究证明,当线性弹簧-阻尼接触作用模型参数取值足够准确时,其 DEM 计算结果与采用非线性 Hertz-Mindlin 和 Deresiewicz 接触作用模型获得的 DEM 结果具有相同的求解精度。考虑到模拟月壤铺粉过程的 DEM 数值仿真分析将会产生大量颗粒,导致颗粒接触搜索计算和动力学求解所占用的计算资源较大,因此,本文采用一种线性简化的弹簧-阻尼接触作用模型(见图 3),以提高计算效率。接触作用模型参数将通过三轴压缩试验数据予以校准。

如图 3 所示,分属不同颗粒的 2 个球单元 $\{p, q\}$ 发生相互接触作用时,将在其接触位置产生一个相互作用力 ($\mathbf{F}^{[c]}$),其可以分解为法向作用力 ($\mathbf{F}_n^{[c]}$) 和切向作用力 ($\mathbf{F}_s^{[c]}$)。基于线性弹簧-阻尼接触作用模型,球单元间法向作用力由法向弹簧刚度 (k_n)、法向阻尼系数 (c_n) 及球单元间接触间隙 (g_s) 确定;切向作用力由切向弹簧刚度 (k_s)、切向阻尼系数 (c_s)、库伦摩擦系数 (μ) 确定。相互接触的 2 个球单元的作用力计算公式如下^[20]:

$$\mathbf{F}^{[c]} = \mathbf{F}_n^{[c]} + \mathbf{F}_s^{[c]} \quad (5)$$

$$\mathbf{F}_n^{[c]} = \begin{cases} [k_n g_s + c_n (\dot{u}_p - \dot{u}_q) \mathbf{n}] \mathbf{n} & g_s < 0 \\ 0 & g_s \geq 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\mathbf{F}_s^{[c]} = \begin{cases} \frac{\mathbf{F}_s^{\text{old}} \left(\frac{1}{k_s} - \frac{\Delta t}{2c_s} \right) - \mathbf{v}_{rs} \Delta t}{\frac{1}{k_s} + \frac{\Delta t}{2c_s}} & \|\mathbf{F}_s^{\text{new}}\| \leq \mu \|\mathbf{F}_n^{[c]}\| \\ \mu \|\mathbf{F}_n^{[c]}\| \frac{\mathbf{F}_s^{\text{new}}}{\|\mathbf{F}_s^{\text{new}}\|} & \|\mathbf{F}_s^{\text{new}}\| > \mu \|\mathbf{F}_n^{[c]}\| \end{cases} \quad (7)$$

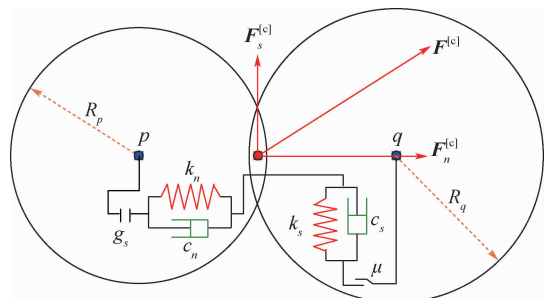


图 3 球单元间的接触作用模型

Fig. 3 Contact reaction model between spherical elements

式中:接触间隙 $g_s = (R_p + R_q - \|\mathbf{x}_p - \mathbf{x}_q\|)$, R 为颗粒半径, \mathbf{x} 为颗粒质心位置; \mathbf{n} 为球单元间法向接触单位向量; $\dot{\mathbf{u}}$ 为球单元速度; Δt 为时间步长; \mathbf{v}_{rs} 为相对切向速度。

在铺粉过程中,模拟月壤颗粒的运动行为不仅与颗粒间接触作用力有关,还受到颗粒间黏附力影响。基于 Hamaker 理论和 Lennard-Jones 势,刚性球颗粒间的范德华力可以表示为^[24]

$$\mathbf{F}_{vdw} = \frac{8\pi w R_{eff}}{3} \left[\frac{1}{4} \left(\frac{z}{z_0} \right)^{-8} - \left(\frac{z}{z_0} \right)^{-2} \right] \cdot \mathbf{n} \quad (8)$$

式中: w 为黏附功,通常用表面能 $\Delta\gamma$ 表示, $\Delta\gamma = \gamma_p + \gamma_q - \gamma_{pq}$; z_0 为两表面间范德华作用平衡间距; z 为颗粒间最近点距离; R_{eff} 为等效颗粒半径, $R_{eff} = (R_p^{-1} + R_q^{-1})^{-1}$ 。

\mathbf{F}_{vdw} 为正值表示斥力,反之为引力。当 $z = z_0$ 时, $\mathbf{F}_{vdw} = -2\pi w R_{eff}$ 为最大引力值,被称为拉开力 (Pull-Off Force)。另外,对于相同材料颗粒, $\gamma_p = \gamma_q = \gamma, \gamma_{pq} = 0, w = 2\gamma$, 而 γ 可以由 Hamaker 常数计算获得^[25]:

$$A = 24\pi z_0^2 \gamma \quad (9)$$

图 4 给出了不同粒径月壤颗粒间范德华力随 z 的变化曲线。其中, z_0 取值为 0.165 nm ^[26]; A 取值为 $4.3 \times 10^{-20} \text{ J}$ ^[27]。如图 4 所示,颗粒间范德华力属于近程力,对颗粒间距 z 非常敏感,随着颗粒间距 z 的增加, $\|\mathbf{F}_{vdw}\|$ 迅速衰减;同时, $\|\mathbf{F}_{vdw}\|$ 随着颗粒粒径增加呈线性递增。

为了定量表征颗粒间范德华力黏附作用的强弱,本文引入一个无量纲参数——黏结数 K ,用拉开力 ($F_{pulloff}$) 与重力 (F_g) 的比值表示^[16],若设 2 个球颗粒半径相等,则 K 值可以表示为

$$K = \left| \frac{F_{pulloff}}{F_g} \right| = \frac{3w}{4\rho_p g R_p^2} \quad (10)$$

由式(10), K 与颗粒半径 R_p 的平方呈反比,与颗粒材料黏附功 w 呈正比,与重力加速度 g 呈反比。图 5 显示了在不同重力场环境下的模拟月壤颗粒的 K 值随颗粒半径变化曲线。可见,随着颗粒半径减小,颗粒间范德华最大引力与颗粒重力的比值 (K 值) 显著增加,在此情况下,范德华力对颗粒团聚、沉积行为有显著影响,在 DEM 数值计算中,需要考虑范德华力。此外,由于月面重力加速度仅为地球的 1/6,而 K 值与重力加速度呈反比,因此,月基铺粉时,范德华力影响会增强。

1.3 DEM 方法

DEM 是一种从离散介质力学理论发展而来的数值方法,其认为介质是由众多离散的细观尺度颗粒(或单元)构成,每个颗粒运动行为服从牛

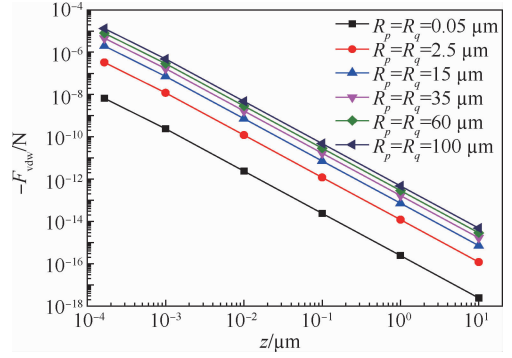


图 4 月壤颗粒间范德华力曲线

Fig. 4 Van der Waals force curves for lunar regolith particles

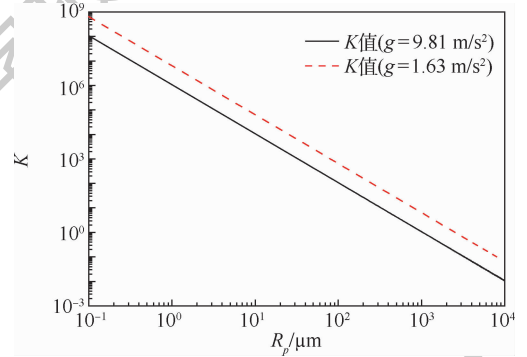


图 5 不同重力下月壤颗粒 K 值曲线

Fig. 5 K curves for lunar regolith particles under lunar and earth gravity

顿第二定律和力-位移准则,介质的宏观变形和演化由颗粒运动和相互位置来描述。DEM 采用显式中心差分法求解获得每个单元的运动信息及在运动过程中与外界的相互作用,其是以时间步长为间隔向前推进的计算过程,颗粒的运动定律和力-位移准则交替进行,运动定律计算由不平衡力引起的颗粒运动,力-位移准则计算由颗粒位移引起的接触力。

具体方法如下:利用显式中心差分法求解颗粒动力学方程,计算颗粒在 t 时刻的平动加速度和转动加速度:

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{x}}_i^{(t)} = \frac{1}{\Delta t} (\dot{\mathbf{x}}_i^{(t+\Delta t/2)} - \dot{\mathbf{x}}_i^{(t-\Delta t/2)}) \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_3^{(t)} = \frac{1}{\Delta t} (\boldsymbol{\omega}_3^{(t+\Delta t/2)} - \boldsymbol{\omega}_3^{(t-\Delta t/2)}) \end{cases} \quad (11)$$

由式(11)计算出平动加速度和转动加速度,获得 $(t \pm \Delta t/2)$ 时刻的平动速度和转动速度:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_i^{(t+\Delta t/2)} = \dot{\mathbf{x}}_i^{(t-\Delta t/2)} + \left[\sum (\mathbf{F}^{[c]}) + \mathbf{F}_{vdw} + m_p \mathbf{g} \right] \Delta t \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_3^{(t+\Delta t/2)} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_3^{(t-\Delta t/2)} + \left(\frac{\mathbf{M}_p^{(t)}}{I_p} \right) \Delta t \end{cases} \quad (12)$$

由式(12)计算出平动速度和转动速度,更新颗粒的质心坐标:

$$\mathbf{x}_i^{(t+\Delta t)} = \mathbf{x}_i^{(t)} + \dot{\mathbf{x}}_i^{(t+\Delta t/2)} \Delta t \quad (13)$$

在 DEM 求解颗粒动力学方程时, Δt 取值应确保在一个加载步内,任意一个颗粒的扰动只能传播至最临近的颗粒(不能传播到更远的距离),颗粒速度和加速度在 Δt 内保持恒定。另外,显式中心差分法是条件稳定的, Δt 应小于一个临界值 Δt_c , Δt_c 可由式(14)计算:

$$\Delta t_c < \sqrt{\frac{m}{k}} \quad (14)$$

式中: m 为颗粒质量; k 为弹簧刚度; Δt 根据颗粒系统中最小 Δt_c 确定。

2 铺粉数值模拟方法

2.1 铺粉装置建模

本文以德国 Solution SLM125 激光选区熔化成形设备的铺粉装置为研究对象,根据其工作原理和结构特征,采用刚性壳体单元,建立了包含刮刀组件、送粉盒组件、成形腔组件的三维简化模型,如图 6 所示。其中,刮刀组件用于刮平和压实沉积在基板表面的粉末层,为 SLM 提供高质量的粉床,其由 2 个圆柱辊和 1 个圆柱形集粉槽组成;送粉盒组件用于储存粉末颗粒,并在铺粉过程中将粉末颗粒连续不断地输送到基板表面,其由 1 个送粉盒、输送通道及底部开槽(送粉槽)组成;成形腔组件用于形成粉床和进行 SLM 成形加工,其由 1 个基板和成形腔固体壁面组成,通过调节基板高度可以控制单次铺粉的厚度。

SLM125 铺粉装置的工作流程为:在单次铺粉开始时刻,成形腔中的基板根据预设的铺粉厚度,沿垂直方向($-Z$)下移一定距离;然后,电机驱动刮刀组件和送粉盒组件沿铺粉方向($+X$)按照预设的铺粉速度匀速运动,直至刮刀组件完全移出铺粉区域;在铺粉过程中,送粉盒中的粉末颗粒在重力和接触力的作用下,沿着输送通道下落,最后从底部的送粉槽下落到基板表面,随着颗粒连续不断地下落至基板表面,一个沉积粉层逐渐形成;与此同时,安装在送粉槽之后的 2 个刮刀匀

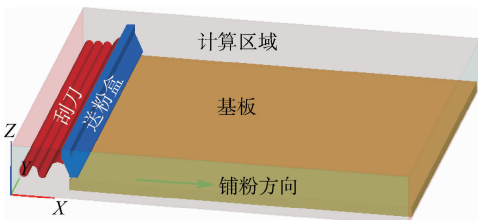


图 6 铺粉装置全尺度简化模型

Fig. 6 Simplified full-scale model of powder spreading device

速运动到沉积粉层区域,通过与粉层颗粒的接触作用,对其进行刮平和压实处理,在单次铺粉过程结束后形成一层高质量粉床。SLM125 铺粉装置的主要特征尺寸为:基板长度和宽度均为 125 mm;圆柱刮刀直径(D_{blade})为 3.5 mm;送粉槽长度(L_{slot})为 3 mm、宽度(W_{slot})为 125 mm。

考虑到采用全尺寸模型(见图 6)进行模拟月壤铺粉过程 DEM 数值模拟时,将产生一个数量庞大的颗粒群系统(颗粒数量达到百万量级),导致计算周期和计算成本显著增加。为了提高计算效率,节约计算资源,本文提出一种基于周期性边界对称的子模型简化方法。具体思路是:在全局笛卡儿坐标系框架下截取全尺寸模型(见图 6)的 1 个子计算区域(Ω_1),并在与 Y 轴正交的 Ω_1 表面设置周期性对称边界条件,在其余 4 个 Ω_1 表面设置删除边界条件,如图 7 所示。在 DEM 模拟铺粉过程时,如果某个颗粒的质心位置移出“周期性对称边界”,则会立即在另一侧边界自动生成新颗粒;如果某个颗粒的质心位置移出“删除边界”,则会被立刻删除,不再参与后续的 DEM 计算。此外,本文对送粉盒组件做进一步简化,删除送粉盒和输送通道模型部分,仅保留送粉槽模型。如图 7 所示,送粉槽简化为一个底部开槽的矩形容器,在铺粉仿真中,模拟月壤颗粒会自动在送粉槽顶部生成新颗粒流,模拟颗粒从送粉盒经输送通道到达送粉槽的物理现象,颗粒产生通过一个用子程序实现。通过上述模型简化,可以有效降低铺粉仿真模型中的颗粒数量,显著提高计算效率,同时能准确反映铺粉过程中颗粒的运动行为,使仿真结果具有合理精度。

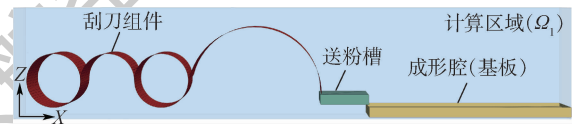


图 7 铺粉仿真 DEM 模型

Fig. 7 DEM model for powder spreading simulation

2.2 模拟月壤 DEM 模型参数校准

本文在铺粉过程 DEM 数值模拟中,假设模拟月壤由 4 种非球形颗粒(见图 2)构成,并且每种颗粒形状所占比例为 25%;颗粒粒径范围取 70 ~ 120 μm ,粒度分布与月壤粒径级配曲线相符。由于模拟月壤颗粒的微观模型参数不能直接通过实验确定,因此采用 Huang 等^[21]提出的基于相似理论和三轴压缩实验数值模拟相结合的 DEM 模型参数校准方法,即建立三轴压缩实验的 DEM 三维模型(见图 8),依据三轴压缩实验工况定义载荷

和边界条件,通过 DEM 数值模拟获得模拟月壤颗粒的本构关系曲线并与实验数据对比,再根据基于相似理论推导的 Π 关系式,对 DEM 模型参数进行校准,最终获得能够准确表征模拟月壤本构关系的细观参数取值。校准后的模拟月壤 DEM 模型参数如表 1 所示。

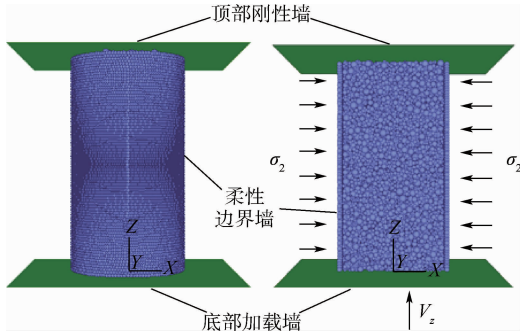


图 8 三轴压缩实验的 DEM 模型^[21]

Fig. 8 DEM model for triaxial compression test^[21]

表 1 模拟月壤 DEM 模型参数

Table 1 DEM model parameters for lunar regolith simulant

参数	数值
颗粒密度 $\rho_p / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	2770
法向弹簧刚度 $k_n / (\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	1×10^5
切向弹簧刚度 $k_t / (\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	1×10^5
法向阻尼系数 e_n	0.7
切向阻尼系数 e_t	0.7
摩擦系数 μ_p	0.3

2.3 粉床质量评价方法

本文利用堆积密度、平均配位数、表面粗糙度这 3 个指标,对粉床质量进行定量评价。高质量的粉床应满足:堆积密度和平均配位数较大,表面粗糙度较小。相反,堆积密度和平均配位数计算值越小、表面粗糙度计算值越大,则表示粉床质量越差,这种粉床不利于获得高质量的成形件。

堆积密度是一个宏观参数,定义为固体颗粒体积与总体积之比;颗粒配位数是一个细观参数,定义为单个颗粒与周围颗粒或固壁的接触总数;平均配位数是一个统计学参数,定义为颗粒系统中每个颗粒的配位数之和除以颗粒总数。堆积密度 (ρ_{pd}) 和平均配位数 (\bar{N}_c) 的数学表达式为

$$\rho_{pd} = \frac{\sum_{i=1}^{N_p} V_i}{V} \quad (15)$$

$$\bar{N}_c = \frac{\sum_{i=1}^{N_p} N_c^i}{N_p} \quad (16)$$

式中: N_c^i 为第 i 个颗粒的配位数; N_p 为颗粒总数; V_i 为第 i 个颗粒的体积; V 为总体积。

在 DEM 数值仿真中,单次铺粉形成的粉床,

其堆积密度和平均配位数可以通过环刀测试方法计算获得。具体思路是:在粉床区域建立若干个圆柱形环刀取样模型(见图 9),利用一个用户子程序分别计算每个环刀取样模型内的颗粒总数量、颗粒体积、颗粒接触对总数量、环刀封闭体积,再由式(15)和式(16)求出相应的堆积密度和平均配位数,并将计算结果写入一个列表中;最后,粉床堆积密度和平均配位数定义为所有环刀取样模型计算结果的算数平均值。

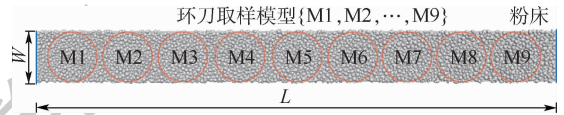


图 9 粉床上环刀取样模型示意图

Fig. 9 Schematic of cutting-ring sampling model for powder bed

粉床表面粗糙度对成形件质量有重要影响,本文采用轮廓算术平均偏差 (Ra) 对粉床表面粗糙度进行定量描述。为了获得粉床轮廓上各点高度,此处采用一种射线跟踪技术 (Ray-Tracing Technique)^[18],具体方法是:首先,在粉床指定高度生成一组点光源阵列,每个点光源产生一条沿 $-Z$ 方向的射线;然后,搜寻射线与粉床颗粒表面的交点,并将该交点的坐标记录到一个列表中,并标记为一个“轮廓点高度”;最后,利用列表数据和 Ra 计算公式计算出粉床表面粗糙度。

$$Ra = \frac{1}{N_r} \sum_{i=1}^{N_r} |z_i| \quad (17)$$

式中: N_r 为点光源的总数; z_i 为轮廓点与基准线之间的距离。

3 DEM 仿真结果

3.1 地基铺粉过程 DEM 仿真分析

本文采用三维 DEM 和 SLM 铺粉装置简化模型(见图 6),开展模拟月壤在地球重力环境下的铺粉过程数值模拟研究。为简化计算,铺粉装置(刮刀组件+送粉槽+成形腔)均定义为刚体,采用三维 SHELL 单元建模;刮刀组件和送粉槽预设恒定的水平速度 $v_x = 0.19 \text{ m/s}$,即为铺粉速度;成形腔基板预设垂直方向位移 $\delta_z = -200 \mu\text{m}$,即为粉床厚度;出粉口与基板垂直距离 $\Delta h = 3\delta_z$;计算区域 Ω_1 宽度 $W_1 = 1.2 \text{ mm}$,长度 $L_1 = 33.5 \text{ mm}$,高度 $H_1 = 10.0 \text{ mm}$;重力加速度 $g = 9.81 \text{ m/s}^2$,作用在所有颗粒的质心。

DEM 计算结果如下:

接触颗粒组成分子之间的范德华力累积产生

颗粒间黏附作用力(颗粒间范德华力),其对于大颗粒可以忽略,但对小颗粒的接触作用有重要影响。本文通过式(8)将颗粒间范德华力引入颗粒动力学模型中,并考察颗粒间范德华力对地基模拟月壤铺粉形成的粉床质量的影响。如图 10(a)所示,对于地基单次铺粉情况,当忽略颗粒间范德华力作用时,模拟月壤粉材具有较好的流动性,其沉积行为主要由颗粒自身重力控制,颗粒间不发生团聚现象,颗粒-固壁之间物理接触黏结强度为零,非球颗粒间互锁作用、颗粒间摩擦作用时影响颗粒配位数和堆积密度的主要因素。从 DEM 计算结果可知,在没有范德华力作用时,铺粉形成的模拟月壤粉床内部结构紧密、均匀且连续,没有明显的空穴缺陷,粉床表面粗糙度小。然而,范德华力具有固有性,其在接触颗粒间总是存在。在细颗粒流中,范德华黏附力是影响颗粒间团聚、颗粒-固壁之间形成物理接触的黏附强度的主要因素,对颗粒接触后行为起主导作用。如图 10(b)所示,在范德华力作用下,铺粉形成的模拟月壤粉床内部结构更疏松、局部存在空穴缺陷,造成粉床整体堆积密度、平均配位数降低,表面粗糙度变大。

采用射线跟踪法,在粉床中心线(图 10 黄色虚线)位置上方,沿铺粉方向(X 轴)等距生成 500 个点光源,获得粉床中心线位置的表面形貌,如图 11 所示。其中, X 轴为经归一化处理的无量纲标量, Y 轴为粉床表面上各点与基板之间的相对高度值。如图 11 所示,当引入颗粒间范德华力后,粉床表面形貌变得更粗糙,表面粗糙度 Ra 由 $10.686 \mu\text{m}$ 增加到 $30.461 \mu\text{m}$ 。

采用环刀测试方法在粉床上均匀布置 9 个圆环(见图 9),通过式(15)和式(16)计算出每个圆环内粉材的堆积密度和平均配位数,结果如图 12 和图 13 所示。可见,当不考虑颗粒间范德华黏附力时,整个粉床的堆积密度和颗粒配位数的平均值分别为 0.588 、 5.456 ;当引入颗粒间范德华力时,粉床整体堆积密度和颗粒配位数的平均值均有所降低,分别为 0.463 、 4.993 。

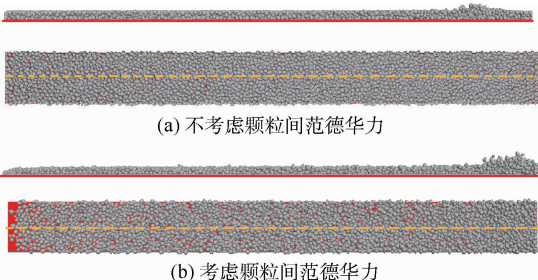


图 10 粉床 DEM 数值仿真结果

Fig. 10 Powder bed simulated by DEM

从地基铺粉 DEM 计算结果可知,对于粒径范围在 $70 \sim 120 \mu\text{m}$ 的模拟月壤粉末材料,颗粒间范德华力对铺粉形成的粉床质量具有显著影响,其会使粉体颗粒间产生团聚现象,同时增加颗粒与铺粉装置固壁之间形成物理接触的黏附强度,降低粉体材料的流动性,导致所形成的粉床内部结构不均匀、不连续、局部出现空穴缺陷,宏观上表现为粉床的堆积密度小、平均配位数低、表面粗糙度大,粉床质量不佳。因此,对于粒径在 $70 \sim 120 \mu\text{m}$ 范围的模拟月壤颗粒系统,颗粒间范德华力在颗粒动力学模型中不能被省略。

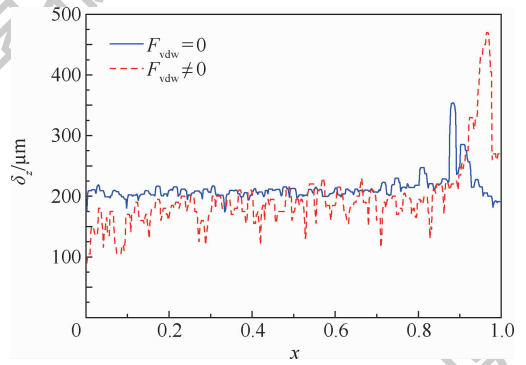


图 11 粉床表面形貌曲线($Y=0$)

Fig. 11 Rough-surface profile of powder bed($Y=0$)

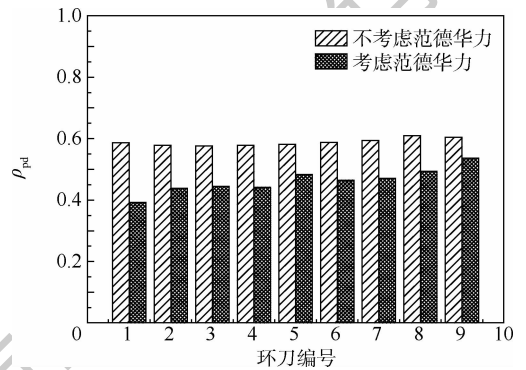


图 12 粉床堆积密度分布柱状图

Fig. 12 Packing density distribution histogram of powder bed

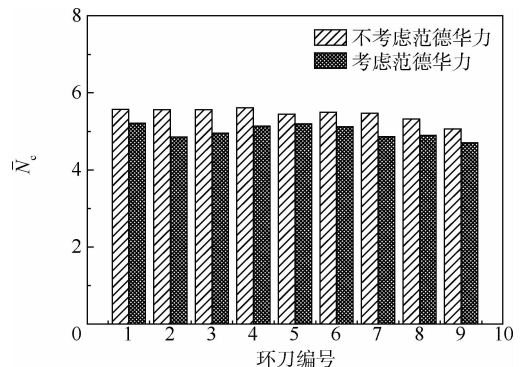


图 13 粉床平均配位数分布柱状图

Fig. 13 Average coordination number distribution histogram of powder bed

3.2 月基铺粉过程 DEM 仿真分析

针对 SBAM-ISRU 技术发展需求,在地基铺粉 DEM 数值仿真基础上,本文进一步开展月基铺粉细观动力学研究。在 DEM 数值计算中,采用与月基铺粉研究相同的模型参数及铺粉工艺参数,仅调整重力加速度 $g = 1.63 \text{ m/s}^2$ 。图 14 显示了月基铺粉不同时刻模拟月壤颗粒系统的速度矢量图、范德华力链图、接触力链图。可见,当送粉槽以 $v_x = 0.19 \text{ m/s}$ 匀速水平运动时,槽内颗粒在自身重力、颗粒间范德华力、颗粒间接触力共同作用下逐渐沉积到基板表面,颗粒速度主要分成 3 个区域:在送粉槽内左侧区域,颗粒速度矢量方向近似为水平方向,颗粒速度最大值出现在颗粒-壁面接触界面附近,数值上约等于铺粉速度;在送粉槽内右侧区域,颗粒速度矢量方向近似为垂直方向;在送粉槽出口与基板之间区域,颗粒速度矢量方向与水平存在一个角度。从颗粒速度矢量图可知,处于送粉槽内左侧区域的颗粒不平衡力主要由接触力和范德华黏附力控制,重力影响很小;处于送粉槽内右侧区域的颗粒不平衡力主要由自身重力控制,接触力和范德华黏附力作用较小;处于基板与出口口之间的颗粒不平衡力由颗粒-颗粒(颗粒-壁面)之间接触力、范德华力、重力共同作用。

随着送粉槽水平移动,在基板上逐渐形成具有一定厚度的沉积粉层,但由于颗粒间范德华黏附力及非球颗粒间形成的互锁作用,粉层表面粗糙,颗粒排列不均匀。随后,双圆柱面刮刀逐渐运动到成形腔区域并与沉积粉层表面颗粒发生接触作用,通过刮刀圆柱面对沉积粉层的剪切和压实作用,提高粉层的堆积密度和平均配位数,同时降低粉层的表面粗糙度。

通过环刀测试方法计算获得粉床 9 个取样点堆积密度和颗粒配位数平均值分别为 0.395、3.27;利用射线跟踪技术及式(17)计算出粉床表面粗糙度 $R_a = 48.783 \mu\text{m}$ 。模拟月壤地基与月基铺粉 DEM 计算结果对比显示,月面低重力环境不利于形成高质量粉床,这是因为在月球环境下颗粒自重仅为地球的 1/6,颗粒间接触力和范德华力对颗粒运动行为影响增强,范德华力使颗粒团聚同时使颗粒-固壁间形成物理黏结,接触力可能使颗粒产生与重力方向相反的不平衡力,导致铺粉过程中发生扬尘现象。综上所述,月基铺粉形成的粉床具有更低的堆积密度和颗粒配位数,表面也更粗糙,总体质量较差,这将对后续的 SLM 成形产生不利影响。

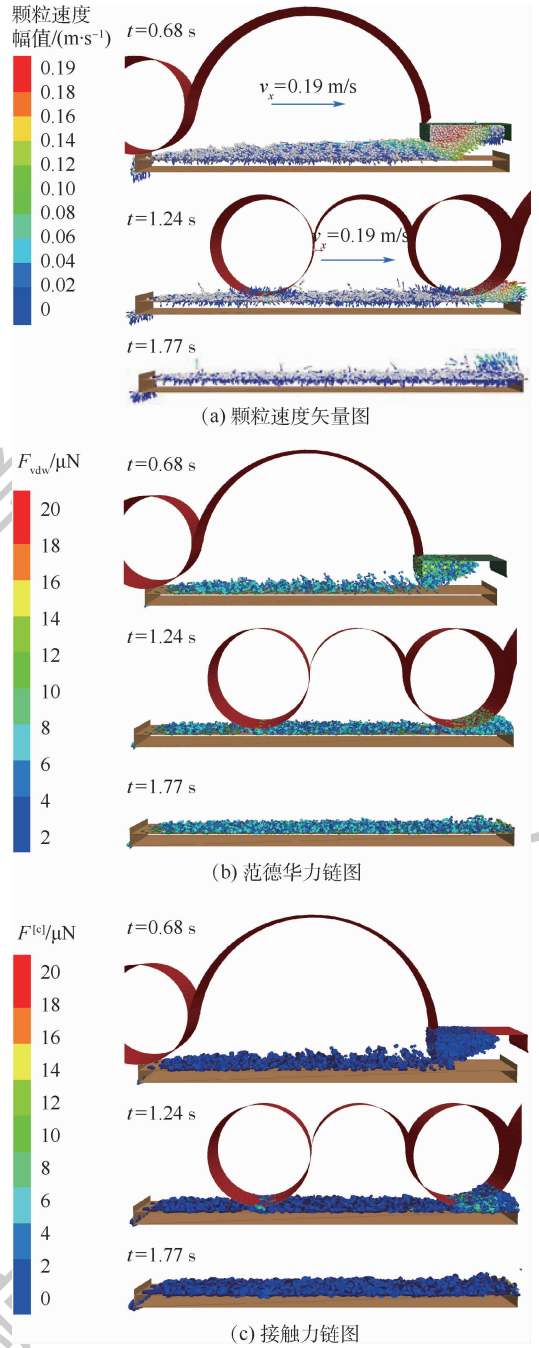


图 14 月基铺粉 DEM 仿真结果 ($g = 1.63 \text{ m/s}^2$)
Fig. 14 Lunar-based powder-layering DEM simulation results ($g = 1.63 \text{ m/s}^2$)

3.3 月基铺粉工艺优化方法

从 SBAM-ISRU 技术应用角度出发,本文提出月基铺粉工艺优化方法研究。传统铺粉工艺研究发现,降低铺粉速度将有利于提高粉床质量,因此,本文分别选取 $v_x = 0.05 \text{ m/s}$ 、 0.10 m/s 、 0.19 m/s 开展月基铺粉 DEM 数值仿真研究,考察铺粉速度对月基铺粉粉床状态的影响规律,并保持其他参数不变。图 15 和图 16 显示了沉积粉层堆积密度、平均配位数与铺粉速度的关系。可见,铺粉速度越高,沉积粉层的堆积密度和平均配位

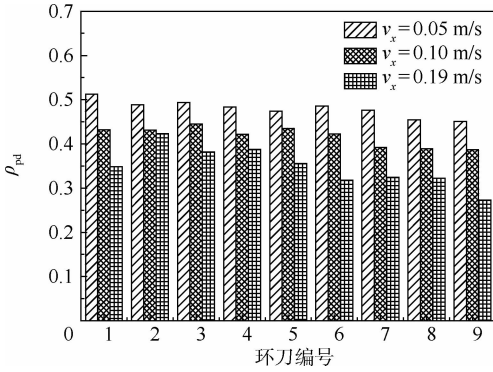


图 15 沉积粉层堆积密度分布柱状图

Fig. 15 Packing density distribution histogram of deposited powder layer

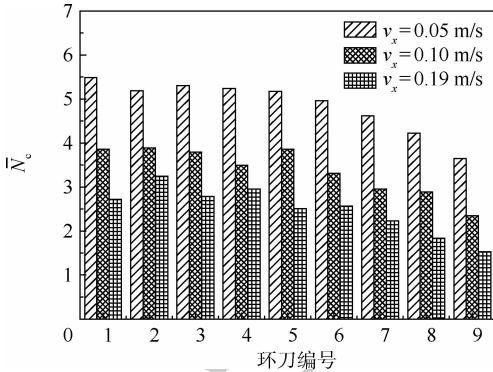


图 16 沉积粉层平均配位数分布柱状图

Fig. 16 Average coordination number distribution histogram of deposited powder layer

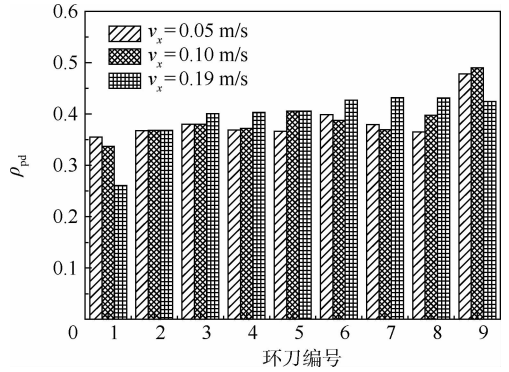


图 17 粉床堆积密度分布柱状图

Fig. 17 Packing density distribution histogram of powder bed

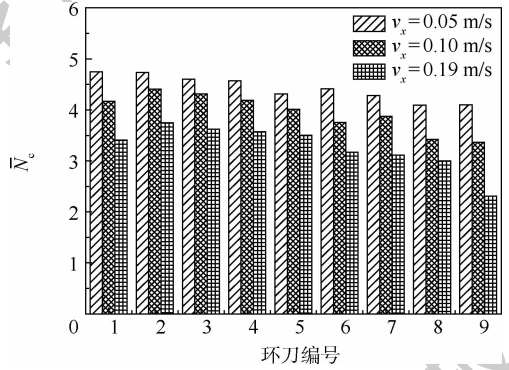


图 18 粉床平均配位数分布柱状图

Fig. 18 Average coordination number distribution histogram of powder bed

数越小,说明粉层内部结构疏松、不均匀、不连续。基于环刀测试方法计算出上述 3 种铺粉速度时粉床整体堆积密度平均值分别为 0.473、0.394、0.339;颗粒配位数平均值分别为 4.87、3.28、2.495;基于射线跟踪法计算出表面粗糙度 Ra 分别为 30.182、47.463、71.936。图 17 和图 18 显示了双圆柱面刮刀匀速通过成形腔并完成对沉积粉层的压实和剪切后所形成粉床的堆积密度和平均配位数。同样地,计算出 3 种铺粉速度时粉床堆积密度平均值分别为 0.384、0.390、0.395;配位数平均值分别为 4.427、3.945、3.27;表面粗糙度 Ra 分别为 25.464、39.226、48.783。计算结果显示,在其他条件相同情况下,降低铺粉速度可以改善沉积粉层和粉床质量,因此月基铺粉建议选择较低水平速度。

如上所述,降低铺粉速度可以有效减小粉床表面粗糙度、增加颗粒配位数,从而改善月基铺粉的粉床质量,但伴随的不利后果是生产效率降低。从兼顾生产效率和铺粉粉床质量角度出发,本文提出刮刀型面优化设计研究。借鉴 Haeri^[19]研究成果,本文设计了一种新刮刀结构,刮刀底部型面

设计为超椭圆轮廓,数学表达式为

$$\left| \frac{x}{a} \right|^n + \left| \frac{z}{b} \right|^n = 1 \quad (18)$$

式中:超椭圆方程参数取值分别为: $a = 6D_{\text{blader}}$, $b = D_{\text{blader}}$, $n = 5.0$ 。与双圆柱刮刀型面相比,超椭圆刮刀型面有效增加了刮刀与粉层颗粒接触面积,减小了铺粉过程中刮刀对粉层颗粒的扰动,避免或降低剪胀作用出现。2 种刮刀的月基铺粉 DEM 仿真结果显示,与双圆柱型面刮刀相比,超椭圆型面刮刀可以有效提高月基铺粉所形成的粉床质量,在相同铺粉工艺条件下,粉床整体堆积密度由 0.395 增加到 0.413,颗粒平均配位数由 3.27 提高到 3.81,表面粗糙度没有明显变化。

4 结 论

本文针对基于 SBAM-ISRU 的月面原位成形技术实验成本过高、地面环境模拟技术难度大等问题,提出一种基于叠加球模型和三维 DEM 仿真技术的模拟月壤铺粉过程微观数值模拟方法,通过构建合理的数理模型和引入空间环境因素,模拟不同工作条件下粉床形成过程和颗粒微观动态行为,为该技术的理论研究和工程技术发展提供

必要的研究工具。结论如下:

1) 采用叠加球模型和三维 DEM 数值方法可以模拟不同环境和工况条件下的模拟月壤铺粉过程,动态显示铺粉过程中每个颗粒的运动和受力,该仿真方法在处理颗粒运动的随机性、不连续性方面具有优势,可作为实验研究的必要补充。

2) 月面低重力环境对模拟月壤铺粉质量有重要影响,月基铺粉形成的粉床质量相对较差,并且在铺粉过程中会发生扬尘现象。在月面低重力环境下,颗粒间范德华黏附力与非球形颗粒间互锁作用是导致模拟月壤粉材流动性变差的主要原因,范德华力主要引起颗粒间团聚和颗粒与固壁之间产生物理黏结,颗粒间互锁作用相当于增加了颗粒间摩擦力。

3) 铺粉速度是影响月基铺粉沉积粉层状态的重要工艺参数,随着铺粉速度的增加,沉积粉层的堆积密度、颗粒配位数平均值减小,表面粗糙度 Ra 增加;双圆柱型面刮刀通过压实和剪切沉积粉层可以有效提高堆积密度、颗粒配位数,减小表面粗糙度,铺粉速度越小,粉床的颗粒配位数平均值越大,表面粗糙度越小。因此,在月基铺粉操作时,建议尽量选择较低的铺粉速度,但同时需要兼顾生产效率。

4) 从兼顾生产效率和粉床质量角度出发,本文提出一种超椭圆型面刮刀新结构,通过增加刮刀与粉层颗粒接触面积减小对粉层颗粒的扰动,避免或降低剪胀作用。DEM 结果显示,在相同月基铺粉条件下,采用超椭圆型面刮刀获得的粉床状态优于双圆柱型面形成的粉床状态,粉床整体堆积密度由 0.395 增加到 0.413,颗粒平均配位数由 3.27 提高到 3.81,表面粗糙度没有明显变化。建议开展刮刀型面优化设计研究,进一步提高粉床质量,为月基 SLM 应用技术发展奠定基础。

参考文献 (References)

- [1] SANDERS G B, LARSON W E, PICARD M. Development and demonstration of sustainable surface infrastructure for Moon/Mars exploration [C] // 62nd International Astronautical Congress, 2011: JSC-CN-24659.
- [2] FATERI M, GEBHARDT A. Experimental investigation of selective laser melting of lunar regolith for in-situ applications [C] // International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York: ASME, 2013: IMECE2013-64334.
- [3] HAFLEY R A. Electron beam free-form fabrication in the space environment [C] // Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 8-11.
- [4] PRATER T, WERKHEISER N, LEDBETTER F. 3D printing in zero G technology demonstration mission: Complete experimental results and summary of related material modeling efforts [J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101 (1-4): 391-417.
- [5] WERKHEISER N. In-space manufacturing: 3D printing in space technology demonstration [C] // National Space & Missile Materials Symposium, 2015: M15-4685.
- [6] CECCANTI F, DINI E, KESTELIER X D, et al. 3D printing technology for a Moon outpost exploiting lunar soil [C] // 61st International Astronautical Congress, 2010: 8812-8820.
- [7] CESARETTI G, DINI E, DE KESTELIER X, et al. Building components for an outpost on the lunar soil by means of a novel 3D printing technology [J]. Acta Astronautica, 2014, 93: 430-450.
- [8] BALLA V K, ROBERSON L B, OCONNOR G W, et al. First demonstration on direct laser fabrication of lunar regolith parts [J]. Rapid Prototyping Journal, 2012, 18 (6): 451-457.
- [9] FATERI M, GEBHARDT A. Process parameters development of selective laser melting of lunar regolith for on-site manufacturing applications [J]. International Journal of Applied Ceramic Technology, 2015, 12 (1): 46-52.
- [10] GOULAS A, BINNER J G P, HARRIS R A, et al. Assessing extraterrestrial regolith material simulants for in-situ resource utilization based 3D printing [J]. Applied Materials Today, 2017, 6: 54-61.
- [11] GERDESL N, FOKKEN G, LINKE S, et al. Selective laser melting for processing of regolith in support of a lunar base [J]. Journal of Laser Applications, 2018, 30 (3): 032018.
- [12] GU D, MEINERS W, WISSENBAACH K, et al. Laser additive manufacturing of metallic components: Materials, processes and mechanisms [J]. International Materials Reviews, 2012, 57 (3): 133-164.
- [13] ZIEGELMEIER S, CHRISTOU P, WOLLECKE F, et al. An experimental study into the effects of bulk and flow behaviour of laser sintering polymer powders on resulting part properties [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2015, 215 (1): 239-250.
- [14] ZOHDI T I. Rapid simulation of laser processing of discrete particulate materials [J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2013, 20 (4): 309-325.
- [15] XIANG Z W, YIN M, DENG Z, et al. Simulation of forming process of powder bed for additive manufacturing [J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2016, 138 (8): 081002-1-081002-9.
- [16] CHEN H, WEI Q, WEN S, et al. Flow behavior of powder particles in layering process of selective laser melting: Numerical modeling and experimental verification based on discrete element method [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2017, 123: 146-159.
- [17] PARTELI E J, POSCHEL T. Particle-based simulation of powder application in additive manufacturing [J]. Powder Technology, 2016, 288: 96-102.
- [18] HAERI S, WANG Y, GHITA O, et al. Discrete element simulation and experimental study of powder spreading process in additive manufacturing [J]. Powder Technology, 2017, 306: 45-54.

- [19] HAERI S. Optimisation of blade type spreaders for powder bed preparation in additive manufacturing using DEM simulations [J]. Powder Technology, 2017, 321: 94-104.
- [20] LI W, HUANG Y, CUI Y, et al. Trafficability analysis of lunar mare terrain by means of the discrete element method for wheeled rover locomotion [J]. Journal of Terramechanics, 2010, 47(3): 161-172.
- [21] HUANG Y, LU X, ZHAO R, et al. Three dimensional simulation of lunar dust levitation under the effect of simulated sphere body [J]. Journal of Terramechanics, 2011, 48(4): 297-306.
- [22] HUANG Y, ZHAO R, LI W, et al. Radiative characteristics of nonspherical particles based on a particle superposition model [J]. Journal of Geophysical Research, 2013, 118(20): 762-769.
- [23] RENZO A D, MAIO F P. Comparison of contact-force models for the simulation of collisions in DEM-based granular flow codes [J]. Chemical Engineering Science, 2004, 59(3): 525-541.
- [24] JOHNSON K L, GREENWOOD J A. An adhesion map for the contact of elastic spheres [J]. Journal of Colloid and Interface Science, 1997, 192(2): 326-333.
- [25] GOTZINGER M, PEUKERT W. Dispersive forces of particle-surface interactions; Direct AFM measurements and modelling [J]. Powder Technology, 2003, 130(1-3): 102-109.
- [26] ISRAELACHVILI J N. Intermolecular and surface forces [M]. 2nd ed. Salt Lake City: Academic Press, 1992.
- [27] POPEL S I, ZELENYI L M, GOLUB A P, et al. Lunar dust and dusty plasmas; Recent developments, advances, and unsolved problems [J]. Planetary and Space Science, 2018, 156: 71-84.

作者简介:

李雯 女, 博士, 研究员。主要研究方向: 机械传动与摩擦学、特种材料增材制造技术及多尺度数值仿真技术。

黄勇 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 空间热辐射理论。

Numerical simulation of spreading process of lunar regolith simulant by DEM

LI Wen^{1,*}, XU Kening¹, HUANG Yong², HU Wenyong¹, WANG Daokuan³

(1. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, China)

Abstract: Spaced-based Selective Laser Melting (SLM) technique in combination with In-Situ Resource Utilization (ISRU) concept can be an off-world manufacturing solution to the significant engineering challenge on the large-scale construction for extra-terrestrial bases. Powder spreading process in SLM has a major impact on the characteristics and quality of final part. The geometric shape of the lunar regolith simulant particles was modeled by means of a non-spherical particle superposition model method. The particle's dynamic model was established based on linear spring-damping contact model, Hamaker theory and Newton's laws of motion. A three-dimensional Discrete Element Method (DEM) technique with soft-sphere approach was employed to investigate the rheological behavior of the lunar regolith simulant powder during spreading process under various conditions. The results show that the proposed model and method can be used to study the flowability and packing behavior of lunar regolith simulant powder system as a function of process and environmental condition parameters. Lunar reduced gravity leads to larger values of surface roughness and smaller values of packing density and averaged coordination number of powder bed; the quality of lunar regolith simulant powder bed during spreading process under lunar gravity can be improved by reducing spreading speed and geometrically optimizing blade type spreader profile, resulting in a denser and more uniform powder bed.

Keywords: lunar exploration; lunar regolith simulant; additive manufacturing; Discrete Element Method (DEM); particle superposition model

Received: 2019-08-16; Accepted: 2020-04-18; Published online: 2020-05-12 08:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200511.1606.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51705490, 51876004)

* Corresponding author. E-mail: mosquato@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0551

基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法

刘芳*, 孙亚楠, 王洪娟, 韩笑

(北京工业大学 信息学部, 北京 100124)



摘 要: 无人机已被广泛应用于军事和民用领域,目标跟踪技术是无人机应用的关键技术之一。针对无人机视频跟踪过程中目标易发生尺度变化、遮挡等问题,提出一种基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法。首先,结合残差学习和空洞卷积的优点构建深度网络提取目标特征,同时克服网络退化问题;其次,将提取的目标特征信息输入核相关滤波算法,构建定位滤波器确定目标的中心位置;最后,根据目标外观特性的不同进行自适应分块,并计算出目标尺度的伸缩系数。仿真实验结果表明:所提算法能够有效应对尺度变化、遮挡等情况对跟踪性能的影响,在跟踪成功率和精确度上均高于其他对比算法。

关键词: 无人机; 目标跟踪; 空洞卷积; 残差学习; 相关滤波; 自适应尺度

中图分类号: V279; TP391

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1874-09

随着现代科学技术的迅猛发展,无人机已被广泛应用于各个领域,包括军事侦察、交通巡逻、抢险救灾和地质勘探等。作为无人机应用的关键技术之一,目标跟踪技术已成为机器视觉领域的研究热点。无人机航拍视频中,往往伴随着复杂的背景因素干扰、尺度变化、遮挡等情况,因此研究一种高效、鲁棒的无人机目标跟踪算法对无人机的应用具有十分重要的意义。

近年来,深度网络模型因其良好的特征提取性能,在机器视觉领域得到了广泛的应用。Wang等^[1]提出的结构化输出深度跟踪(SO-DLT)模型延续了深度学习目标跟踪(DLT)算法离线预训练和在线微调的思想,使用卷积神经网络(CNN)作为目标特征提取网络;文献[2]提出的全卷积网络跟踪(FCNT)模型在深入分析深度网络模型不同特征层输出特点的基础上,构建了新的深度网络用于目标特征提取。实践证明,CNN网络模型具有强大的特征学习能力和特征表达能力,对目

标本身各种形态变化的适应性较强。由于梯度的传播方向是从后到前,随着CNN网络层数的不断增加,根据链式法则,隐含层的梯度值会进行连乘,从而导致浅层隐含层的梯度衰减剧烈,出现梯度消失或爆炸的问题。2016年,He等^[3]提出了残差学习的思想,残差块的输出由该残差块的输入及卷积层的输出共同组成,训练新的残差函数,降低了网络的学习难度,避免网络出现退化问题。

近年来,一些基于分块的方法逐渐应用在目标跟踪领域。文献[4]由人工选取目标分块及其相关权重,目标的形状和外观变化能够得到有效表达。文献[5]在核相关滤波(KCF)算法的基础上,根据目标轮廓采取不同的分块策略,利用有效子块更新目标模板并确定出目标的整体位置。

综上所述,针对无人机跟踪过程中目标尺度不断变化导致跟踪性能较低的问题,本文提出一种基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法。

收稿日期: 2019-10-22; 录用日期: 2020-02-02; 网络出版时间: 2020-02-28 15:55

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.2057.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(61171119)

*通信作者. E-mail: liufang@emails.bjut.edu.cn

引用格式: 刘芳, 孙亚楠, 王洪娟, 等. 基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1874-1882. LIU F, SUN Y N, WANG H J, et al. Adaptive UAV target tracking algorithm based on residual learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1874-1882 (in Chinese).

首先,为了克服网络层数加深导致的网络退化问题,结合无人机图像的特点,构建了空洞卷积残差网络(Dilated Convolution-Residual Network, DC-ResNet)模型,该模型在残差网络结构中引入空洞卷积^[6],优化了网络结构,可以提取到目标更深层次的特征信息。其次,通过核相关滤波算法构建滤波模板,得到该目标特征下的预测位置,进而确定出目标中心所在位置;在尺度计算模块,利用矩形跟踪框的不同外观特性对目标进行自适应分块处理,提取各子块的目标特征进行单独跟踪,从而得到各子块的最大响应位置。根据视频前后两帧各子块最大响应位置的相对变化计算出目标尺度的伸缩系数,进而缩放目标框的大小,改善由于目标发生尺度变化导致跟踪失败的问题。最后,根据准确的目标位置和尺度更新目标外观模板。仿真实验结果表明,本文算法能更好地适应目标发生尺度变化、遮挡等问题,有效提高了跟踪算法的准确度。

1 基本原理

1.1 残差学习

残差网络是一种基于 CNN 的结构,相比于普通卷积网络,残差网络通过恒等映射的引入在输入、输出之间建立了一条快捷连接(Shortcut Connection),从而使得梯度能够很好地传递到浅层,减轻深层网络的训练负担。图 1 为两层残差网络结构。

假设残差学习单元第一层的输入为 x ,输出为 $H(x)$,则可以定义一个残差映射 $F(x)$ 为 $H(x) - x$ (假设其输入、输出是相同维度),原始的函数映射 $H(x)$ 可以表示为 $F(x) + x$ 。He 等^[3]通过实验证明,尽管 2 种形式都能渐进地拟合函数映射 $H(x)$,但优化残差映射 $F(x)$ 比优化原始映射 $H(x)$ 容易得多。

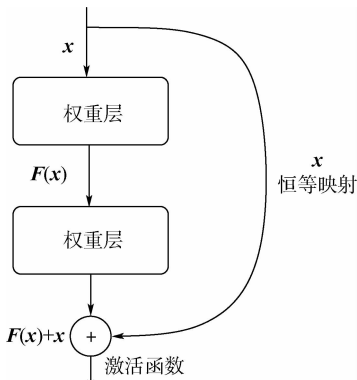


图 1 残差网络结构

Fig. 1 Residual block structure

对于一个两层的残差学习单元,假设其输入为 x ,输出为 y ,其残差学习定义如下:

$$F(x) = W_2 \sigma(W_1 x) \quad (1)$$

$$y = H(x) = F(x) + x \quad (2)$$

式中: σ 为激活函数; W_1 和 W_2 分别为第 1 层和第 2 层的权重。

所以,对于多层残差学习单元的输出,则有

$$y = F(x, \{W_i\}) + x \quad (3)$$

由式(3)可以看出,在网络结构中引入恒等快捷连接不会增加网络的参数量和网络模型的计算复杂度。

1.2 空洞卷积

标准的残差网络模型一直采用小尺寸卷积核,这样虽然可以减少网络参数计算量,但是在特征图分辨率较高的情况下,小尺寸卷积核的局部感受野太小,可能捕捉不到好的目标特征。若换成较大的卷积核,则会增加网络的参数量和计算量。空洞卷积在普通卷积层中引入了一个新的参数——扩张率(Dilation Rate),该参数定义了卷积核在处理数据时各值间的距离。在不增加网络结构的卷积层层数或网络计算量的前提下,使用空洞卷积可以扩大卷积核的感受野,从根本上降低了网络模型的复杂程度;另外,空洞卷积能够灵活地聚合目标多尺度上下文信息,保持相同的空间分辨率^[7-9]。与卷积层和池化层相比,空洞卷积的输出及其包含的信息更加详细。因此,前几个卷积阶段可以使用空洞卷积代替普通卷积层和池化层,提高网络的整体性能。

图 2 为空洞卷积示意图,其中,使用 3×3 的卷积核进行不同的卷积操作。由此可见,空洞卷积可以扩大卷积核的感受野,且不会增加卷积核的参数数量和计算量。

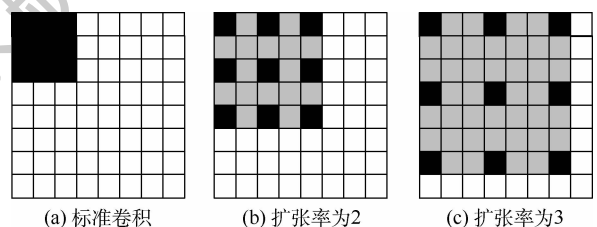


图 2 空洞卷积示意图

Fig. 2 Schematic diagram of dilated convolution

2 基于残差学习和自适应尺度的无人机目标跟踪

2.1 DC-ResNet 模型

在无人机目标跟踪过程中,目标经常处于复杂的环境背景,且场景中目标的尺度也在不断发

生变化,这对跟踪算法提出了更高的要求。随着CNN的发展,尤其是深度卷积网络的提出,研究发现,网络层数是影响网络性能的一个关键因素。一方面,网络越深,模型效果越好;另一方面,当网络层数增加到一定数目后,训练精度反而变差,导致模型训练难度增大,出现网络退化现象。残差学习网络可以很好地减轻深层网络的训练负担,空洞卷积可以在不增加网络参数的前提下增大卷积核的局部感受野,提取到目标更深层次的特征信息^[6]。因此,将空洞卷积引入到残差学习网络模型中,结合两者的优势构建了DC-ResNet网络。

DC-ResNet网络架构如图3所示,其中“×3”表示该阶段含有3个残差模块(ResBlock)。该网络模型共包含6个Stage,Stage 1和Stage 2利用空洞卷积代替了传统卷积,Stage 2、Stage 3和Stage 4均包含3个残差模块,Stage 5和Stage 6则采用传统的卷积操作。

各阶段具体参数设置如下:

1) Stage 1:输入 256×256 的彩色图像,使用32个扩张率为2, 3×3 的空洞卷积核进行卷积,再采用批量归一化(Batch Normalization, BN^[10])替代Dropout,网络训练速度大幅提高,进行非线性映射ReLU函数。

2) Stage 2:输入通道设置为32,先经过 1×1 的卷积操作,再使用扩张率为2, 3×3 的空洞卷积核进行卷积,此时网络感受野扩大为 5×5 ,保留了更多的原始图像信息,进行 1×1 的卷积操作。每次卷积操作后都经过BN层和非线性映射ReLU层,并在修正后的残余模块中添加恒定的乘法缩放层(通过实验验证在该网络模型中缩放层恒定的常数值 w 取0.1时训练较稳定),该单元重复3次;加入crop操作,目的是去除残差单元中受填充影响的特性,其余操作不变,重复1次。

3) Stage 3、Stage 4与Stage 2的结构相似。Stage 3的输入通道设置为128,输出为256,采用

3×3 的标准卷积操作,该单元重复3次;Stage 4的输入通道设置为256,输出为512,采用 3×3 的标准卷积操作,该单元重复3次。

4) Stage 5与Stage 1的结构相似,采用 3×3 的标准卷积核,个数为1024个,经过非线性映射层和池化层。

5) Stage 6:采用 1×1 的标准卷积操作。

2.2 自适应尺度

无人机在目标跟踪过程中需要不断调整飞行姿态和高度实现准确跟踪,导致跟踪目标和无人机之间的相对距离变化频繁,目标易发生尺度变化、形变等情况。经典的目标跟踪算法在视频序列初始帧人工标定跟踪框的大小和位置,忽略了目标在运动过程中的尺度变化,整个跟踪过程使用大小固定的跟踪框。当目标尺度发生变化时,算法的跟踪效果并不理想,容易发生漂移现象,导致算法的准确度降低。为了实现高效、鲁棒的目标跟踪,采用分块的方法对目标进行跟踪。当目标尺度发生变化时,各子块的相对位置也随之发生变化,但固定的目标分块策略未考虑到目标尺度在跟踪过程中的多样性。因此,根据视频初始帧矩形跟踪框的不同外观特性对目标采取不同的分块策略,实现目标尺度自适应跟踪。

若目标的纵横比大于阈值 T_1 ,将目标沿水平方向三等分,如图4(a)所示(如横向行驶的汽车);若目标纵横比小于阈值 T_2 ,将目标沿垂直方向三等分,如图4(b)所示(如行人);若目标纵横比在阈值 T_1 和 T_2 之间,则将目标四等分,如图4(c)所示(如车尾)。为了有效利用跟踪框的背景信息,将各子块的搜索区域限制为目标子块大小的2倍。

通过核相关滤波算法确定出目标的中心位置 P 后,利用矩形跟踪框的不同外观特性对目标进行自适应分块处理。在对各子块进行跟踪时,分别利用各子块上训练好的分类器,找出子块上的

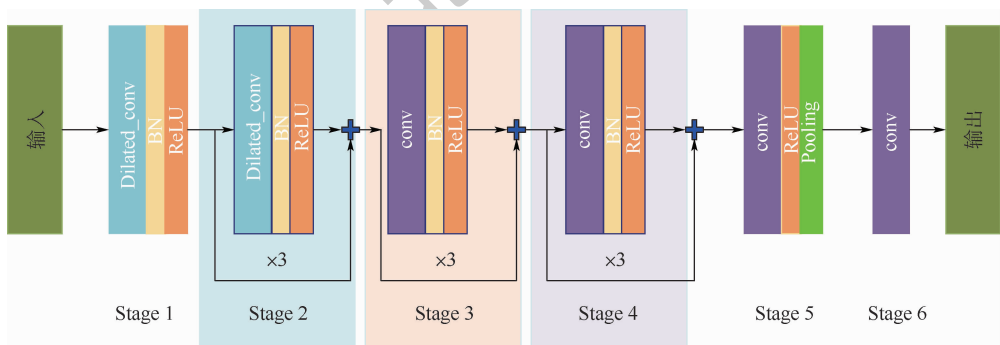


图3 网络整体结构

Fig. 3 Overall network structure

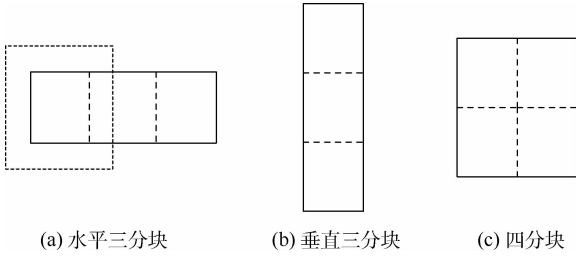


图 4 自适应分块
Fig. 4 Adaptive block diagram

最大响应位置,通过计算目标各子块最大响应位置的相对变化得到目标尺度的伸缩系数,进而可以由伸缩系数缩放视频前一帧中目标的尺度,得到当前帧目标的尺度。具体步骤如下:

步骤 1 假设视频序列第 $t-1$ 帧目标的中心位置为 P_{t-1} , 目标尺度为 $w_{t-1} \times h_{t-1}$, 对其自适应分块, 找出各子块的最大响应位置为 $(x_i(t-1), y_i(t-1))$; 第 t 帧中, 以 P_{t-1} 为中心, 选取大小为 $\alpha w_{t-1} \times \alpha h_{t-1}$ 的图像块, 提取图像块的深度特征, 由核相关滤波算法计算出最大响应值位置 P_t 为当前帧目标中心所在位置。

步骤 2 在第 t 帧中, 以 P_t 为中心, 选取大小为 $w_{t-1} \times h_{t-1}$ 的图像块, 将该图像块进行自适应分块, 分别利用各子块上训练好的分类器, 找出各子块的最大响应位置为 $(x_i(t), y_i(t))$ 。

步骤 3 计算伸缩系数 r_i , r_i 由子块上最大响应位置之间距离的相对变化得到, 如下:

$$r_i = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n [(x_i(t) - x_j(t))^2 + (y_i(t) - y_j(t))^2]^{\frac{1}{2}}}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n [(x_i(t-1) - x_j(t-1))^2 + (y_i(t-1) - y_j(t-1))^2]^{\frac{1}{2}}} \quad (4)$$

式中: n 为分块数。

步骤 4 计算伸缩系数的移动平均值 ρ_i , 如下:

$$\rho_i = \frac{1}{T} \sum_{i=0}^{t-1} r_{t-i} \quad (5)$$

式中: T 为移动平均参数。

步骤 5 第 t 帧中目标尺度为

$$\begin{cases} w_t = \rho_{t-i} w_{t-1} = w_1 \prod_{i=2}^t \rho_i \\ h_t = \rho_{t-i} h_{t-1} = h_1 \prod_{i=2}^t \rho_i \end{cases} \quad (6)$$

式中: w_t 和 h_t 分别为第 t 帧目标的宽和高。

2.3 算法流程

图 5 为基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法流程。算法步骤如下:

步骤 1 构建网络模型。根据无人机视频图

像的特点, 结合残差学习网络和空洞卷积的优点构建特征提取网络。

步骤 2 初始化。根据视频序列初始帧跟踪框的纵横比, 对目标进行自适应分块; 通过构建的深度网络提取目标和各子块图像的深层次特征, 利用其特征训练相应的分类器并计算系数矩阵。

步骤 3 目标定位。以 P_{t-1} 为中心, 将大小为扩大一定比例的图像块输入到网络中, 然后将提取的深度特征输入核相关滤波, 计算出最大响应位置 P_t 为当前帧目标中心所在位置。

步骤 4 尺度计算。分别计算出各子块的最大响应位置, 根据前后两帧各子块最大响应位置的相对变化, 确定目标尺度伸缩系数。

步骤 5 模板更新。根据准确的目标位置和尺度, 更新目标外观模板, 更新子块中心和子块上分类器的系数。

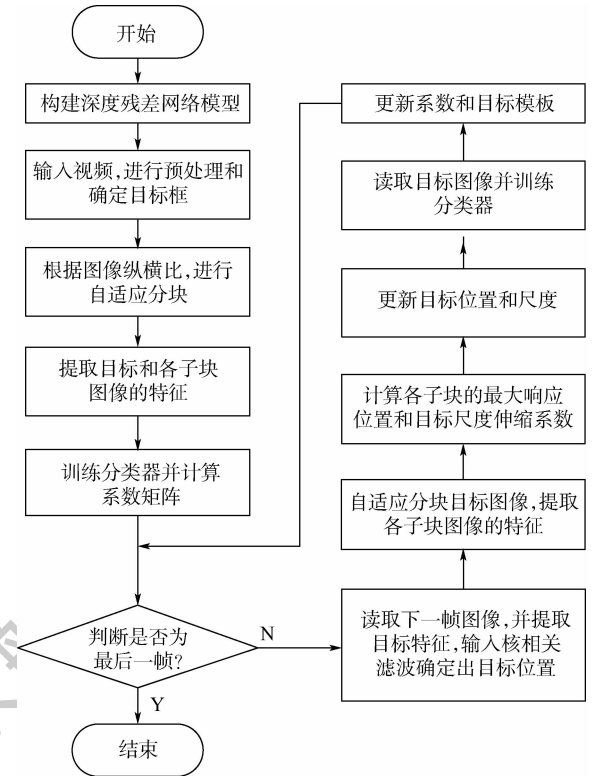


图 5 基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法流程
Fig. 5 Flowchart of adaptive UAV target tracking algorithm based on residual learning

3 仿真实验

3.1 网络性能分析

为验证改进网络的有效性, 在相同运行环境和参数的前提下, 将 DC-ResNet 与传统 CNN、残差网络 (ResNet)、空洞卷积神经网络 (DilatedNet) 分别在 ILSVRC2012 数据集上进行实验结果分析

和比较。

表 1 为 4 种网络模型在数据集上取得的分类准确率数值。由表 1 可知,4 种分类模型在迭代 30 000 次以后,其准确率均已达到平衡,且改进模型的准确率较其他 3 种模型均有所提高。其中,较 CNN 模型的准确率提高了 7.2%,较 ResNet 模型的准确率提高了 2.2%,较 DilatedNet 模型的准确率提高了 4.9%,该改进模型最终分类精度可达 83.9%。

表 1 网络模型性能比较

Table 1 Performance comparison of network models

迭代次数	分类准确率			
	DC-ResNet	CNN	ResNet	DilatedNet
30 000	0.835	0.775	0.813	0.790
35 000	0.837	0.778	0.817	0.796
40 000	0.837	0.778	0.820	0.795
45 000	0.836	0.780	0.818	0.802
50 000	0.839	0.782	0.821	0.800

3.2 实验结果与分析

为验证本文算法 (RL-SAT) 的有效性,选取 UAV123^[11] 数据集、VisDrone2018^[12] 数据集和 UAV Video Database 数据集中的视频序列作为测试数据集,主要包括汽车、卡车、船、飞机、行人等类别,视频序列中可能包括目标自身形态变化、相似目标、运动模糊、遮挡、背景干扰、尺度变化及光照变化等复杂情况。视频帧均经过高斯滤波进行预处理。将本文算法与 Struck^[13]、FCNT^[2]、LCT^[14]、DSST^[15]、MEEM^[16]、BACF^[17] 和 CFNet^[18] 7 种跟踪算法进行实验效果对比,部分跟踪结果如图 6 所示。其中,FCNT 算法和 CFNet 算法是基于深度学习的跟踪算法,LCT 算法和 DSST 算法考虑了目标的尺度变化问题。这里展示了 Car2、Bus4、Skateboard 和 Person5 四组无人机视频序列的实验结果。

1) Car2 序列。目标存在明显的尺度变化,跟踪的汽车在图像中逐渐变小。Struck 算法的目标框大小始终未变,丢失了大量正样本信息,在第 505 帧时导致目标跟踪发生偏移;而本文算法能够灵活地跟踪目标,当目标尺度发生变化时,跟踪框的大小也随之发生变化,具有良好的尺度自适应性。

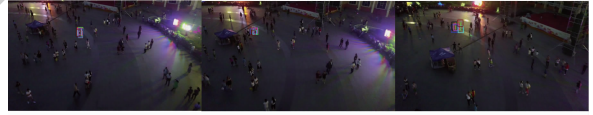
2) Bus4 序列。目标发生尺度变化,同时存在部分遮挡。红色目标框始终包含目标图像,而绿色目标框在逐渐向左偏移。第 277 帧时目标跟踪框包含了树木的遮挡信息。从第 277 帧到第



(a) Car2, 第44, 111, 218, 291, 341, 505帧



(b) Bus4, 第80, 134, 185, 225, 277, 388帧



(c) Skateboard, 第79, 120, 198, 270, 313, 327帧



(d) Person5, 第16, 95, 147, 236, 285, 308帧



图 6 部分视频仿真结果

Fig. 6 Partial results of video simulation

388 帧,目标发生了明显的尺度变化,且伴随外部遮挡干扰,本文算法通过提取目标的深层次信息,并自适应目标尺度,使得跟踪框与目标的真实尺度基本重合。

3) Skateboard 序列。从第 79 帧到第 198 帧,目标一直处于暗光环境下,且其尺度在逐渐缩小。从第 198 帧到第 327 帧,场景中有一个强烈暗光干扰。受复杂背景因素干扰等影响,FCNT 算法和 Struck 算法虽然可以跟踪上目标,但跟踪精度并不高,跟踪框的中心位置逐渐与目标发生偏离。但改进算法能够较准确跟踪目标,且缩小目标的尺度。在第 270 帧时,目标虽然也受到强烈的暗光干扰影响,但改进算法仍能稳定的跟踪目标。

4) Person5 序列。目标存在明显的尺度变化,随着无人机拍摄视角的变化,跟踪的行人在图

像中逐渐变大。目标处于跑步姿态,双手和腿在运动过程中时刻发生变化,MEEM 算法和 BACF 算法跟踪框的中心与目标中心相比略偏左。本文算法利用构建的 DC-ResNet 网络提取目标深层次特征,提高对目标外观变化的鲁棒性,提高跟踪精度。在第 285 帧进行尺度放大时,本文算法根据各子块峰值响应点的相对变化,自适应地调整跟踪框的大小使其尽可能适应目标的尺寸,减少无关背景信息干扰,使得跟踪算法在无人机视频中始终正确跟踪目标。

为了进一步验证跟踪效果,采用中心位置误差 CLE 和覆盖率 RO 两种评价指标进行对比评价,结果如图 7 和图 8 所示。在 4 组测试视频中,当目标发生明显的尺度变化时,FCNT 算法和 Struck 算法出现了较大的跟踪偏差,而本文算法的中心位置误差曲线始终保持在较低水平。在 Bus4 视频序列中,LCT 算法的中心位置误差前期较小,随着帧数增加,目标尺度变化较大,其误差随之变大,但本文算法仍然取得较低的中心误差。Car2 和 Bus4 视频中中心位置误

差相对稳定,本文算法的覆盖率明显高于其他对比算法。本文算法在无人机目标跟踪过程中始终保持了相对较低的中心位置误差和较高的覆盖率。

为了更加准确地分析跟踪性能,将本文算法与 7 种主流跟踪算法在 UAV123 数据集和 VisDrone2018 数据集上进行实验效果对比。分别采用跟踪精确率 (Precision) 和跟踪成功率 (Success) 2 种评价指标进行定量分析,结果如图 9 和图 10 所示。图中:图例中的数字分别表示中心位置误差取值为 20 时对应的跟踪精确率和覆盖率取值为 0.5 时对应的跟踪成功率。在 UAV123 数据集和 VisDrone2018 数据集上,本文算法的跟踪精确率提升的相对较小,分别提升了 13.3% 和 2.4%;在跟踪成功率方面表现比较突出,分别提升了 8.6% 和 18.4%。图 11(a)、(b) 分别为 UAV123 数据集和 VisDrone2018 数据集视频序列中目标发生尺度变化的测试曲线。可以看出,本文算法较其他算法在尺度变化的测试中具有更高的跟踪精确率和成功率。

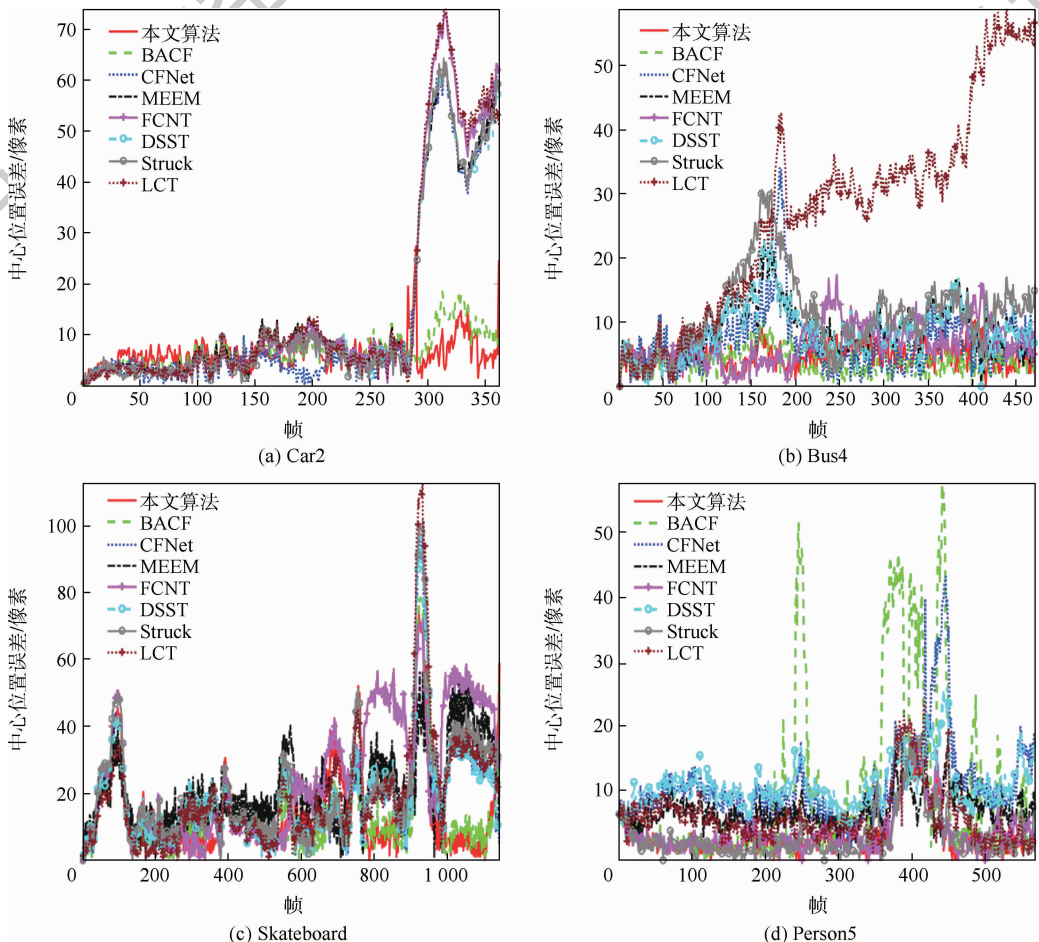


图 7 中心位置误差曲线

Fig. 7 Curves of center position errors

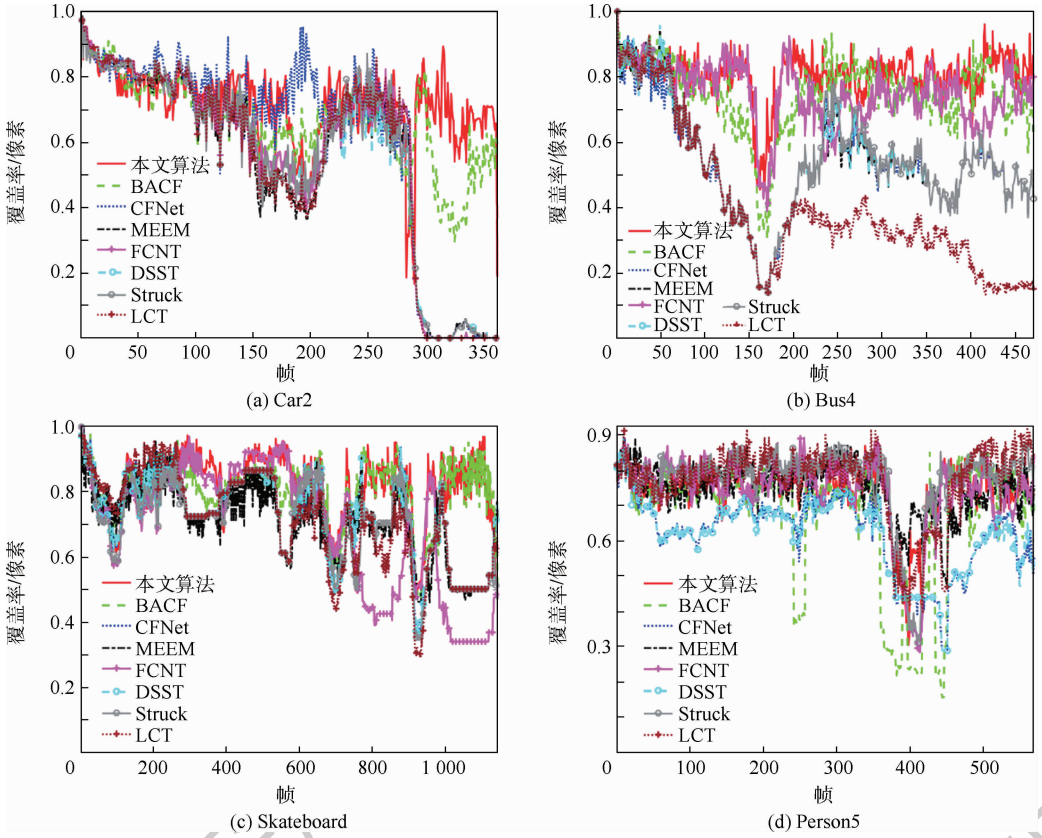


图8 覆盖率曲线

Fig. 8 Curves of coverage rate

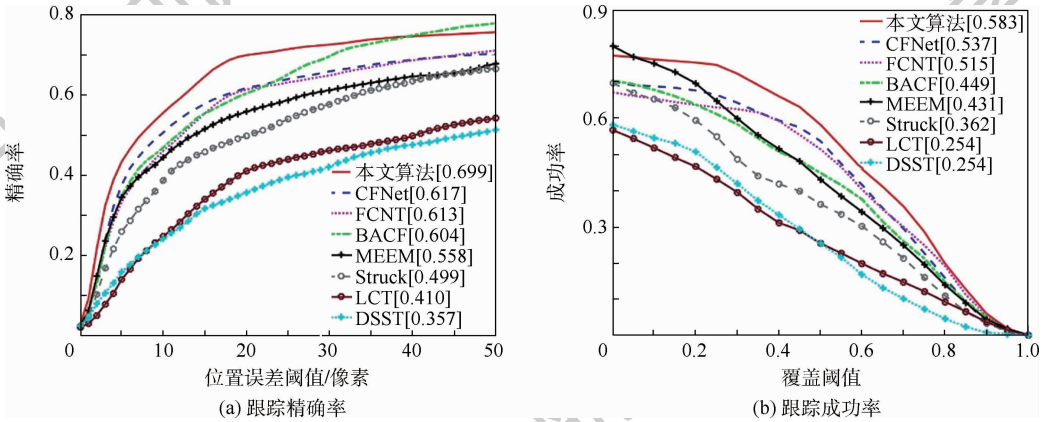


图9 在 UAV123 数据集上的跟踪精确率和成功率

Fig. 9 Tracking accuracy and success rate in UAV123 dataset

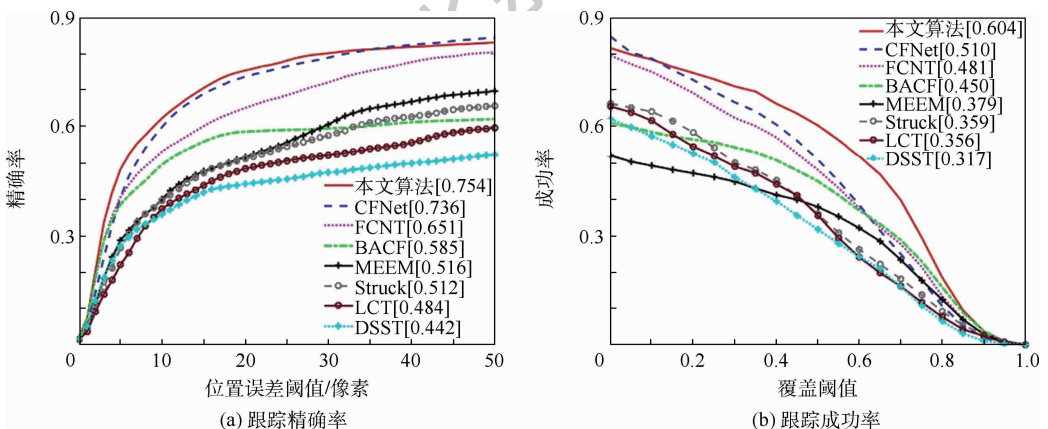


图10 在 VisDrone2018 数据集上的跟踪精确率和成功率

Fig. 10 Tracking accuracy and success rate in VisDrone2018 dataset

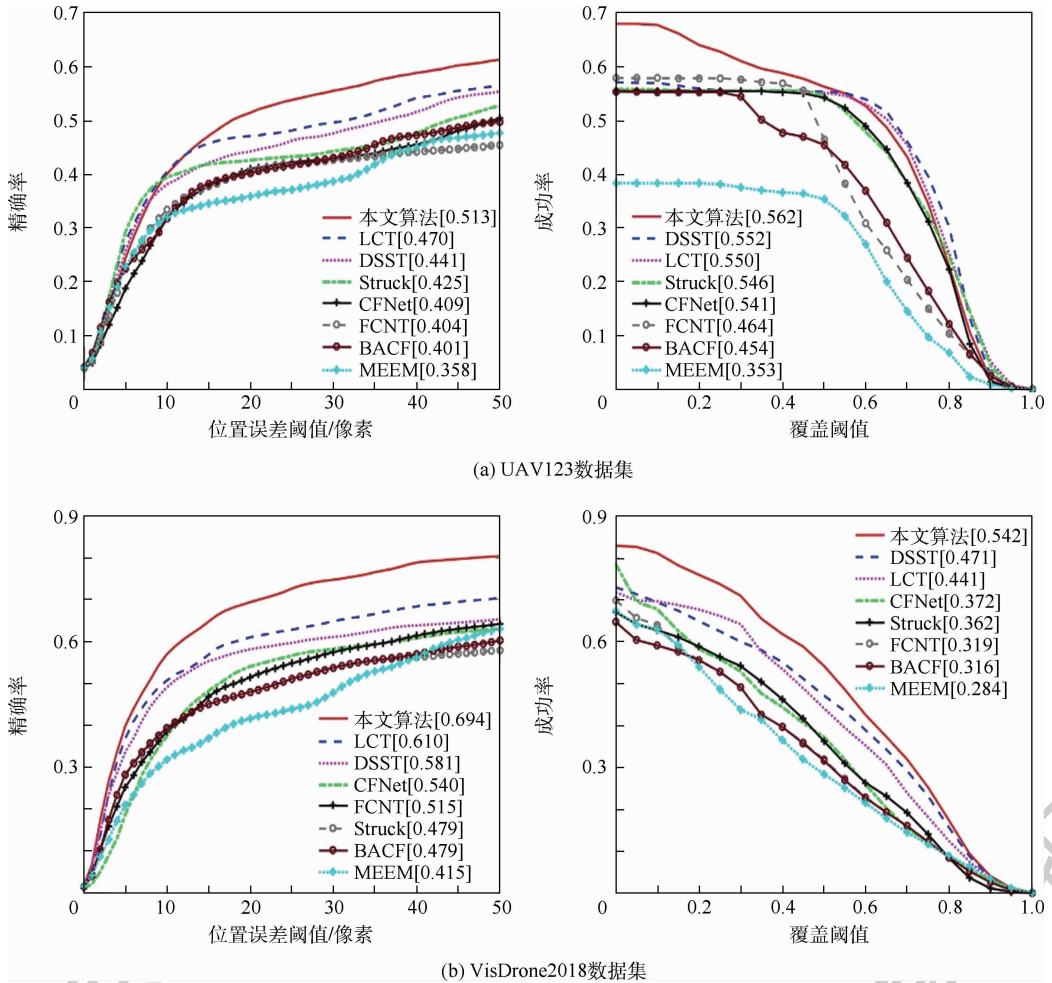


图 11 尺度变化场景测试曲线

Fig. 11 Curves of scale change scene test

4 结 论

1) 本文结合残差学习和空洞卷积的优点设计了 DC-ResNet 网络模型,既可以减轻深层网络的训练负担,也可以在不增加参数的前提下增大卷积核的局部感受野,提取到目标更深层次的特征信息。

2) 根据视频序列初始帧跟踪框的外观特性对目标进行自适应分块,并单独跟踪每个目标子块。根据前后两帧各子块最大响应位置的相对变化计算出目标尺度的伸缩系数,进而计算出目标尺度,可以有效解决目标发生尺度变化、遮挡等问题。

参考文献 (References)

[1] WANG N, LI S, GUPTA A, et al. Transferring rich feature hierarchies for robust visual tracking [EB/OL]. (2015-01-19) [2019-10-20]. <https://arxiv.org/abs/1501.04587>.

[2] WANG L, OUYANG W, WANG X, et al. Visual tracking with fully convolutional networks [C] // Proceedings of the IEEE In-

ternational Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3119-3127.

[3] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition [C] // IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[4] NEJHUM S M S, HO J, YANG M H. Visual tracking with histograms and articulating blocks [C] // IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2008: 546-553.

[5] 段伟伟, 杨学志, 方帅, 等. 分块核化相关滤波目标跟踪 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2016, 28 (7): 1160-1168.

DUAN W W, YANG X Z, FANG S, et al. Block nucleation correlation filtering target tracking [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2016, 28 (7): 1160-1168 (in Chinese).

[6] KUDO Y, AOKI Y. Dilated convolutions for image classification and object localization [C] // Fifteenth IAPR International Conference on Machine Vision Applications. Piscataway: IEEE Press, 2017: 452-455.

[7] YU F, KOLTUN V. Multi-scale context aggregation by dilated convolutions [EB/OL]. (2015-11-23) [2019-10-20]. <https://arxiv.org/abs/1511.07122>.

- [8] CHEN L C, PAPANDEOU G, KOKKINOS I, et al. DeepLab: Semantic image segmentation with deep convolutional nets, atrous convolution, and fully connected CRFs[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2018, 40(4):834-848.
- [9] CHEN L C, PAPANDEOU G, SCHROFF F, et al. Rethinking atrous convolution for semantic image segmentation[EB/OL]. (2017-06-17) [2019-10-20]. https://arxiv.org/abs/1706.05587.
- [10] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[EB/OL]. (2015-02-11) [2019-10-20]. https://arxiv.org/abs/1502.03167.
- [11] MUELLER M, SMITH N, GHANEM B. A benchmark and simulator for UAV tracking[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016:445-461.
- [12] ZHU P, WEN L, BIAN X, et al. Vision meets drones: A challenge[EB/OL]. (2018-04-20) [2019-10-20]. https://arxiv.org/abs/1804.07437.
- [13] HARE S, SAFFARI A, TORR P H S. Struck: Structured output tracking with kernels[C]// IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2011:263-270.
- [14] MA C, YANG X, ZHANG C, et al. Long-term correlation tracking[C]// Computer Vision & Pattern Recognition, 2015: 5388-5396.
- [15] WANG R, ZOU J, CHE M, et al. Robust and real-time visual tracking based on single-layer convolutional features and accurate scale estimation[C]// Chinese Conference on Image and Graphics Technologies, 2018:471-482.
- [16] ZHANG J, MA S, SCLAROFF S. MEEM: Robust tracking via multiple experts using entropy minimization[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 188-203.
- [17] GALOOGAHI H K, FAGG A, LUCEY S. Learning background-aware correlation filters for visual tracking[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017:1135-1143.
- [18] VALMADRE J, BERTINETTO L, HENRIQUES J, et al. End-to-end representation learning for correlation filter based tracking[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2017: 2805-2813.

作者简介:

刘芳 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:图像处理、可视导航。

孙亚楠 女,硕士研究生。主要研究方向:计算机视觉、目标跟踪。

Adaptive UAV target tracking algorithm based on residual learning

LIU Fang*, SUN Yanan, WANG Hongjuan, HAN Xiao

(Faculty of Information Technology, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: UAVs have been widely used in military and civilian applications, and target tracking technology is one of the key technologies for UAV applications. Aimed at the problem that the target is prone to scale change and occlusion during the target tracking process of the UAV, an adaptive UAV video target tracking algorithm based on residual learning is proposed. Firstly, by combining the advantages of residual learning and dilated convolution, a depth network is constructed to extract target features and overcome the problem of network degradation. Secondly, the extracted feature information is input into the kernel correlation filtering algorithm, and a positioning filter is constructed to determine the central position of the target. Finally, adaptive segmentation is performed according to the different appearance characteristics of the target and the scaling coefficient of the target scale is calculated. The simulation results show that the algorithm can effectively deal with the influence of scale change and occlusion on tracking performance, and has higher tracking success rate and accuracy than other comparison algorithms.

Keywords: UAV; target tracking; dilated convolution; residual learning; correlation filter; scale adaptation

Received: 2019-10-22; Accepted: 2020-02-02; Published online: 2020-02-28 15:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.2057.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61171119)

* Corresponding author. E-mail: liufang@emails.bjut.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0553

基于 GNSS-R 的裸土圆极化散射特性研究

吴学睿^{1,2,3,4}, 欧阳馨秋⁵, 王芳^{6,*}, 马文骁^{1,2,3}

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海 200030;
3. 中国科学院行星科学重点实验室, 上海 200030; 4. 赤峰学院 资源环境与建筑工程学院, 赤峰 024000;
5. 中山大学 地理科学与规划学院, 广州 510275; 6. 中国交通通信信息中心, 北京 100011)



摘 要: GNSS-R 是利用导航卫星的反射信号对地物参数进行遥感的新兴对地观测方式。针对其特有的圆极化散射方式,以双站散射的高级积分方程模型为工具,利用极化合成的方法将随机粗糙地表面圆极化散射模型转换为可以计算各种极化的微波散射模型。重点模拟分析了不同土壤水分含量下,裸土在不同观测几何时的圆极化散射特性。随机粗糙地表面圆极化散射模型的发展在某种程度上填补了 GNSS-R 领域机理模型的空缺,为后续土壤水分的进一步反演提供了机理工具。

关键词: GNSS-R; 土壤水分; 极化; 随机粗糙面散射模型; 观测几何

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1883-07

大气湿度直接受土壤水分的影响,土壤水分在地表与大气能量交换中扮演重要角色,土壤水分通过改变地表的反照率,影响地表和大气之间的水分和热量输送等因素。同时土壤水分也是联系地表水与地下水的纽带,是水循环的重要组成部分,土壤水分在很大程度上控制着陆地表面蒸发、水的迁移、碳循环,是理解和预报气候变化,解决全球水循环、水资源管理、流域水文模型,监测农作物生长和旱涝灾害的必要条件之一^[1]。

因此,亟待展开土壤水分时空分布及相关物理参数的有效监测,深入探索其内在机理和存在规律。然而土壤水分具有强烈的时空变化非均一性,传统地基和气象站点的监测方法很难满足应用需求,卫星遥感技术的发展为监测提供了新方法。可见光和热红外遥感受天气条件限制,微波遥感却可以全天时全天候的观测,主/被动微波遥感(雷达/辐射计)是关键地表要素监测的有效手

段之一。L 波段星载计划 SMOS(Soil Moisture and Ocean Salinity)^[2]、SMAP(Soil Moisture Active and Passive)等可用于全球范围的土壤水分监测^[3],这些星载数据将空前提高监测空间分辨率,但时间分辨率(每 3 天全球重复覆盖)远不能满足监测的科学需求。

GNSS-R 遥感的出现,为地物参数监测提供了新契机^[4-5],其主要工作在穿透性较强的 L 波段,适宜进行土壤水分监测。同时,该遥感方式具备成本低、功耗小、覆盖广、时空分辨率高等其他遥感手段不具备的独特优势。

目前,国内外学者针对 GNSS-R 土壤水分监测已经展开了一系列的地基、机载观测实验,并通过卫星观测数据建立了 GNSS 反射信号和土壤水分含量之间的定性关系^[6-7]。根据 CYGNSS 的观测测量不同,一种方法是建立 CYGNSS SNR(Signal-to-Noise-Ratio)数据和 SMAP 土壤水分数据之间

收稿日期: 2019-10-23; 录用日期: 2019-12-06; 网络出版时间: 2019-12-25 14:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191225.1157.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(41501384)

* 通信作者. E-mail: wangfang@cttic.cn

引用格式: 吴学睿, 欧阳馨秋, 王芳, 等. 基于 GNSS-R 的裸土圆极化散射特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1883-1889. WU X R, OUYANG X Q, WANG F, et al. Bare soil circular polarization scattering properties for GNSS-R applications [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1883-1889 (in Chinese).

的相关性,在该研究中认为接收机接收到的能量信号主要来自地表的相干反射,其研究方法依赖于 SMAP 数据建立反演算法,整体算法的 ubRMSE (unbiased Root-Mean-Squared Error) 为 $0.0450 \text{ cm}^3/\text{cm}^3$;另一种方法是从 CYGNSS 的延迟多普勒图,即 DDM (Delay-Doppler Maps) 数据中引入相对 SNR 和土壤水分反演结果,利用 CYGNSS 反射率数据进行土壤水分反演也是一种行之有效的方法,即利用反射信号和直射 SNR 观测测量之比,进行土壤水分反演。

为有效进行土壤水分反演,消除地表粗糙度影响,提高土壤水分反演精度,利用反射信号的极化特性是 GNSS-R 研究中的一个热点和难点问题^[8-9]。

SMEX02 (Soil Moisture Experiments 2002) 实验中首次包含较为详细的机载 GPS-R 实验,为进行土壤水分、植被遥感研究提供了大量的基础实验数据,建立了土壤水分和 GPS 反射信号之间高度的相关性,其接收机采用 DMR 接收机,接收机的天线采用左旋圆极化 (LHCP) 接收地表反射信号,但简单的理论模型和实测数据之间的一致性需进一步深入研究^[10-11]。随后开展的 BAO-塔实验,接收机天线采用包含圆极化 (RHCP 和 LHCP) 和线极化 (H 和 V) 在内的 4 种极化天线接收地表反射信号,以期在土壤水分反演中利用其极化特性消除地表粗糙度影响^[12]。UPC 大学的 GNSS-R 研究团队发现,利用左旋圆极化 (LHCP) 接收地表反射信号时,H 极化分量会掩盖掉反射率为 0 的布鲁斯特角信息,布鲁斯特角只有在 V 极化时才存在,其是研究土壤水分变化的一个关键参数,因为布鲁斯特角是土壤介电常数的函数^[13-14]。因此,该研究团队利用改进的接收机 SMIGOL (Soil Moisture Interference pattern GNSS Observations at L band reflectometer) 和 PSMIGOL (dual-Polarization Soil Moisture Interference pattern GNSS Observations at L band reflectometer),将接收机天线采用线极化天线 (H 极化和 V 极化) 接收地表反射信号,利用接收机波形中凹槽的位置和个数信息进行地物参数反演^[15-16]。

近年亦开展了相关的机载极化测量实验,利用其极化信息进行土壤水分反演^[17-18]。从上述典型的地基、机载 GNSS-R 实验可以看出,极化信息是开展实验中重点关注的问题。同时,为了克服电离层影响,导航卫星多发射的为右旋圆极化 (RHCP) 信号,而目前模型极少数涉及裸土参数的圆极化散射特性研究;为了满足开展基于物理模型的土壤水分反演工作及进一步实用化发展的

需求,亟待展开包含圆极化在内的微波散射特性研究^[19-20]。

本文以高级积分方程模型为基础,通过极化合成的方法将模型改进为可以计算任意极化随机粗糙地表双站散射模型,并以其为基本工具模拟分析了观测几何参数及土壤物理参数对双站圆极化散射特性。

1 理论原理

1.1 混合介质介电常数模型

土壤表面参数主要包括土壤质地信息、土壤水分在内的土壤物理参数及土壤表面的几何参数。就土壤电磁特性而言,裸土可以看作是由空气、固体颗粒、自由水和束缚水 4 种物质组成的介电混合物。一般来说,土壤的介电常数理论上受下列因素影响:①入射电磁波的频率、土壤温度、土壤盐度;②土壤中总的体积含水量;③束缚水和自由水在土壤中的比例;④土壤的体密度;⑤土壤颗粒的形状;⑥水中杂质的形状。

对于混合物组成的介电常数,可以看作是各个组成部分介电常数体积 V 加权作用的结果^[21-22]:

$$\varepsilon^\alpha = \sum_i V_i \varepsilon_i^\alpha$$

式中: ε 为介电常数; α 为形状常数因子。

1.2 随机粗糙面散射模型

针对随机粗糙地表的的面散射模型有基尔霍夫模型、小波绕模型 (Small Perturbation Model, SPM)、积分方程模型 (Integrated Equation Model, IEM) 及后来进一步改进的高级积分方程模型 (Advanced Integrated Equation Model, AIEM)。基尔霍夫模型适用于微波浪形表面,对于表面高程标准离差值大的表面,采用驻留相位近似法 (Stationary-Phase Approximation) 得到几何光学 (Geometrical Optics, GO) 模型;对于表面高程标准离差值中等或较小的表面,采用标量近似法 (Scalar Approximation) 得到物理光学 (Physical Optics, PO) 模型;当表面标准离差和相关长度都小于波长时,基尔霍夫方法不再适用,此时,比较经典的方法是 SPM 模型,其要求表面标准离差小于电磁波波长的 5% 左右^[23]。但是,PO、GO 和 SPM 模型的粗糙度适用范围是不连续的,因此不符合地表粗糙度连续变化的现实世界,需要一个粗糙度适用范围更为广泛的面散射模型 (即 IEM 模型) 和在此基础上改进得到的 AIEM 模型^[24]。

1.3 极化合成

一个平面波的极化描述了电场矢量端点作为时间的函数所形成的空间轨迹形状和旋向。一般可用如下 5 种常用方式描述平面电磁波的极化状态:极化椭圆、Jones 矢量、极化比、Stokes 矢量和 Poincare 球等。

为克服电离层影响,GNSS 卫星发射的为右旋圆极化(RHCP)信号,该信号经地表反射后,极化会发生变化。现有的微波散射模型多为线极化散射模型,因此必须对现有的随机粗糙面散射模型进行改进,使其可以计算圆极化散射特性。本文采用极化合成的方法来计算圆极化散射特

性^[25]。极化合成的计算公式为

$$S_{qp}(r_q, \psi_q; r_p, \psi_p) = \mathbf{Y}_q \mathbf{Q} \mathbf{M} \mathbf{Y}_p \quad (1)$$

式中: S_{qp} 为双站雷达散射截面(BRCS),下标 q 和 p 分别为接收和发射的极化状态; r 和 ψ 分别为椭圆角和椭圆率角,不同极化对应不同的椭圆角和椭圆率角; \mathbf{Y} 为修改的 Stokes 矢量,如式(2)所示; \mathbf{Q} 为旋转矩阵; \mathbf{M} 为散射矩阵,如式(3)所示。

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} 0.5(1 + \cos(2\tau) \cos(2\psi)) \\ 0.5(1 - \cos(2\tau) \cos(2\psi)) \\ \cos(2\tau) \sin(2\psi) \\ \sin(2\tau) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \langle |S_{vv}|^2 \rangle & \langle |S_{vh}|^2 \rangle & \text{Re}\langle S_{vv} S_{vh}^* \rangle & -\text{Im}\langle S_{vv} S_{vh}^* \rangle \\ \langle |S_{hv}|^2 \rangle & \langle |S_{hh}|^2 \rangle & \text{Re}\langle S_{hv} S_{hh}^* \rangle & -\text{Im}\langle S_{hv} S_{hh}^* \rangle \\ 2\text{Re}\langle S_{vv} S_{hv}^* \rangle & 2\text{Re}\langle S_{vh} S_{hh}^* \rangle & \text{Re}\langle S_{vv} S_{hh}^* + S_{vh} S_{hv}^* \rangle & \text{Im}\langle S_{vh} S_{hh}^* - S_{vv} S_{hv}^* \rangle \\ 2\text{Im}\langle S_{vv} S_{hv}^* \rangle & 2\text{Im}\langle S_{vh} S_{hh}^* \rangle & \text{Im}\langle S_{vv} S_{hh}^* + S_{vh} S_{hv}^* \rangle & \text{Re}\langle S_{vv} S_{hh}^* - S_{vh} S_{hv}^* \rangle \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: τ 和 ψ 分别为椭圆角和椭圆率角; S 为散射振幅,下标表示相应的接收极化和发射极化,v 为垂直极化,h 为水平极化;上标“*”表示共轭。

2 模拟分析

2.1 介电常数随土壤水分变化关系

土壤水分是影响介电常数变化的重要因素。利用 1.1 节中的混合介质介电常数模型,图 1 中描述了土壤块密度为 1.6,频率为 1.575 GHz,砂土含量为 51.5%,黏土含量为 13.5%,土壤温度为 25 °C 时,土壤介电常数 ϵ 实部和虚部随土壤水分体积含量变化的关系。

从图 1 中可以看出,介电常数实部和虚部都

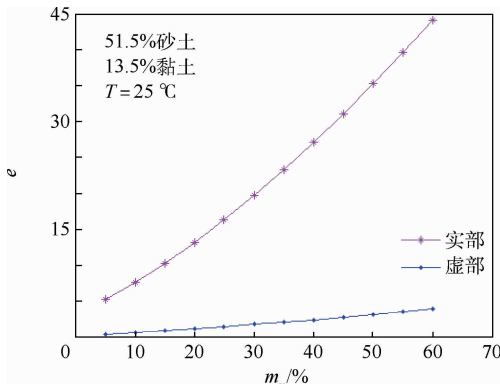


图 1 土壤介电常数实部和虚部随土壤水分体积含量变化关系

Fig. 1 Real part and imaginary part of soil permittivity versus volumetric soil moisture

随着土壤水分体积含量 m_v 的增加而增加。在土壤水分 5% ~ 60% 的变化范围内,介电常数的实部变化范围为 5 ~ 45,虚部的变化范围为 0 ~ 5。

2.2 土壤水分对 BRCS 影响

图 2 给出了频率为 1.575 GHz,镜像时用菲尼尔反射系数模拟的圆极化(RR、RL)和线极化(VV、HH)随土壤水分体积含量的变化关系。

从图 2 可以看出,圆极化和线极化的 BRCS 都是随着土壤水分体积含量的增加而增加。在模拟的范围内,RR 极化的 BRCS 比 RL 极化的 BRCS 要大。HH 极化的 BRCS 大于 VV 极化。RR 极化的变化趋势与 VV 和 HH 极化的变化趋势比较接近。RL 极化的变化趋势与 RR 极化、VV 极化和 HH 极化的变化趋势差别最大,BRCS 最低。

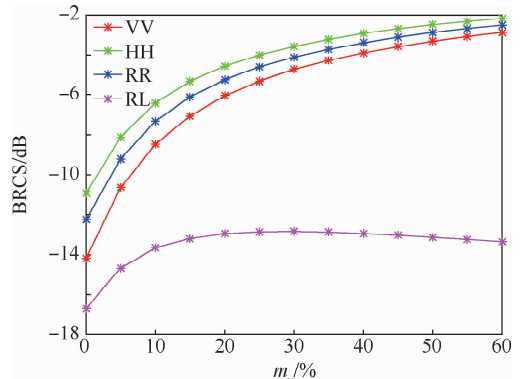


图 2 圆极化和线极化随土壤水分体积含量变化关系

Fig. 2 Circular polarization and linear polarization versus volumetric soil moisture

图3模拟了频率为1.575 GHz,均方根高度为0.45 cm,相关长度为18.75 cm时,土壤水分在1%~60%的变化范围内,3种不同观测几何时圆极化和线极化随土壤水分体积分含量的变化关系。图中: θ_i 和 θ_s 分别为入射和散射时的天顶角, φ_s 为散射方位角。

在3种不同的观测几何下,各种极化(RR、RL、RV和RH)都是随着土壤水分体积分含量的增加,BRCS增加。在图3(a)中,即后向散射情况下,RR极化的反射率最低,RL极化的反射率最高,RV和RH极化的BRCS基本相等;在图3(b)中,也就是镜像散射的情况下,4种极化的BRCS

的大小较图3(a)更为集中,RR极化的反射率较图3(a)的后向散射时明显提高,RL极化仍然是4种极化BRCS最大的,RV和RH的大小关系与土壤水分体积分含量有关,当土壤水分体积分含量较小(20%以下),RH的BRCS大于RV的BRCS,在土壤水分体积分含量大于20%以后,RV的BRCS大于RH;图3(c)中,4种极化的BRCS都很小,都低于-55 dB,且RR和RL极化的大小关系与土壤水分体积分含量有关,当 m_v 小于30%时,RL极化大于RR极化,但是当 m_v 大于30%时,RR极化大于RL极化。在图3中给出的各种土壤水分情况下,RH极化的BRCS都大于RV极化的BRCS。

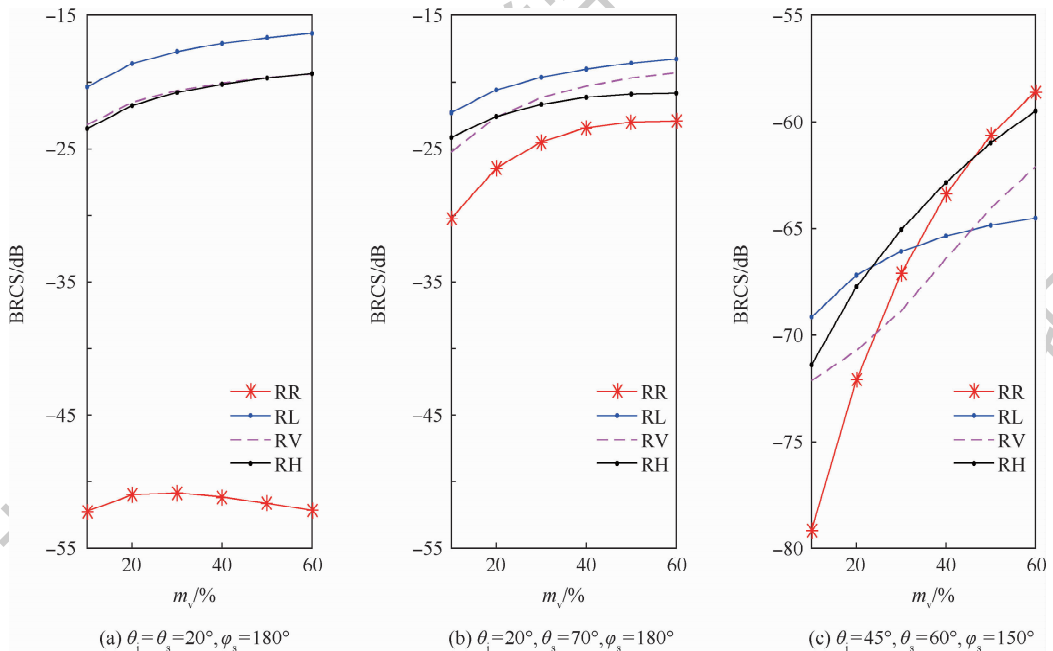


图3 非相干散射时圆极化和线极化随土壤水分体积分含量百分比变化关系

Fig. 3 Circular polarization and linear polarization versus volumetric soil moisture at noncoherent scattering

2.3 入射角度对 BRCS 影响

图4给出了均方根高度为1.5 cm,相关长度为10 cm,3种土壤水分体积分含量(5%、20%和35%)时,相干散射和非相干散射随入射角度的变化关系。

从图4可以看出,针对RR极化和RL极化,无论是相干还是非相干散射都是随着土壤水分体积分含量的增加,BRCS增加。RL极化时,入射角度在 $10^\circ \sim 50^\circ$ 时,非相干散射能量大于相干散射能量,但是入射角度在 $60^\circ \sim 80^\circ$ 时,相干散射能量大于非相干散射能量。RR极化时,当入射角度在 $10^\circ \sim 55^\circ$ 时,非相干散射能量随着入射角度增加而增加,当入射角度在 $55^\circ \sim 80^\circ$ 时,RR极化随着入射角度增加而降低,在模拟的角度范围内相干散射能量大于

非相干散射能量。

2.4 散射方位角对 BRCS 影响

图5给出了圆极化(RR、RL)、线极化(HH、VV)和圆线极化(RH、RV)随散射方位角的变化情况。其中,均方根高度为1.5 cm,相关长度为10 cm。

从图5中可以看出,随着散射方位角的增加,VV和HH极化都存在着一个散射值的凹谷,在 60° 时,VV极化的散射值出现低谷,当散射方位角在 95° 时,HH极化的散射值出现低谷。圆极化(RR和RL)和圆线极化(RH和RV)在模拟的散射方位角范围内,均未出现散射低谷值。RR、RL、RH和RV都随着散射方位角的增加而散射值降低。与RL极化相比,RR极化在模拟的角度范围内均低于RL极化。

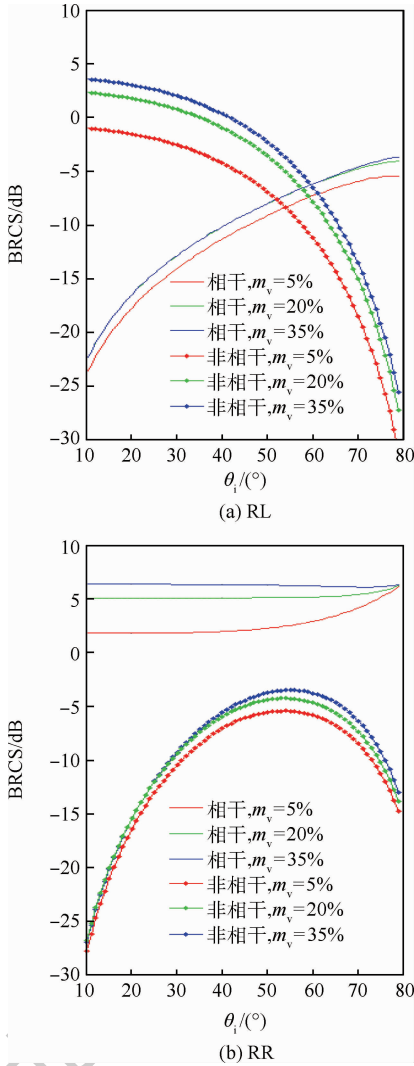


图 4 RR 和 RL 极化相干和非相干散射特性随入射角度变化

Fig. 4 Coherent and noncoherent scattering properties of RR and RL polarization versus incidence angles

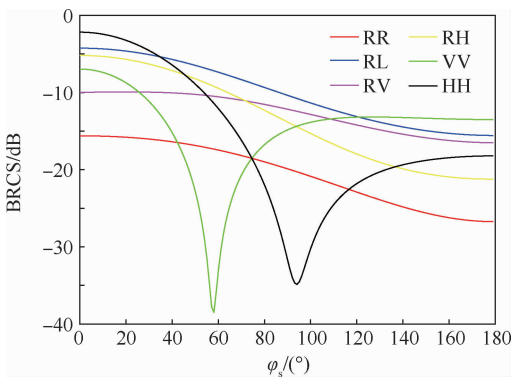


图 5 不同极化 BRCS 随散射方位角的变化关系

Fig. 5 Various polarization BRCS versus scattering azimuth angles

2.5 散射天顶角对 BRCS 影响

图 6 模拟了频率为 1.575 GHz, 均方根高度为 1.5 cm, 相关长度为 10 cm, 30° 入射角, 120° 散射方位角时, 不同极化 BRCS 随散射天顶角的变化关系。

化关系。

从图 6 可以看出, 在模拟的角度范围内, 除了 RR 和 VV 极化外, 其他极化均随着散射天顶角的增加而降低。RL 极化是各种极化中散射值最大的。在 0° ~ 25° 时, RR 极化随着散射天顶角的增加而增加, 在 25° ~ 70° 时, RR 极化随着散射天顶角的增加而降低, 在 70° ~ 90° 时, RR 极化随着散射天顶角的增加而增加。在 0° ~ 20° 时, VV 极化随着散射天顶角的增加而增加, 在 20° ~ 90° 时, VV 极化随着散射天顶角的增加而降低。

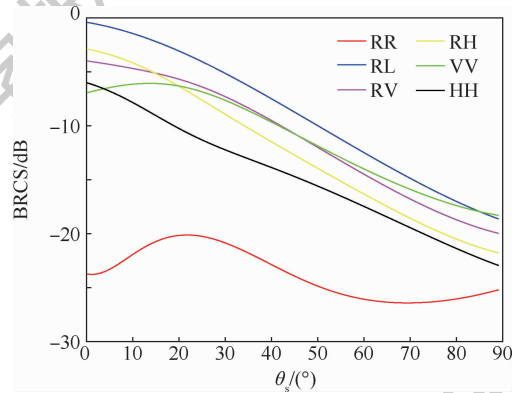


图 6 不同极化 BRCS 随散射天顶角的变化关系

Fig. 6 Various polarization BRCS versus scattering zenith angles

3 结束语

本文以高级积分方程模型为基础, 通过极化合成的方法将模型发展为可以计算各种极化(如圆极化和线极化)的双站散射模型。重点对其圆极化散射特性展开模拟分析。利用混合介质介电常数模型模拟分析了介电常数随土壤水分体积含量的变换关系。利用发展建立的模型, 模拟分析了土壤水分对双站雷达散射截面的影响, 以及入射角度和散射天顶角、散射方位角对圆极化的双站雷达散射截面的影响。该圆极化散射模型的建立及圆极化散射特性的分析有助于利用其极化特性展开相应的土壤水分机理研究及开展基于极化特性的土壤水分反演算法开发。

参考文献 (References)

[1] WOOD E F. Global scale hydrology: Advances in land surface modeling[J]. Reviews of Geophysics, 1991, 29(S1): 193-201.
 [2] KERR Y H, WALDTEUFEL P, WIGNERON J P, et al. Soil moisture retrieval from space: The soil moisture and ocean salinity (SMOS) mission[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2001, 39(8): 1729-1735.
 [3] ENTEKHABI D, NJOKU E G, O'NEILL P E, et al. The soil moisture active passive (SMAP) mission[J]. Proceedings of

- the IEEE, 2010, 98(5):704-716.
- [4] ZAVOROTNY V U, GLEASON S, CARDELLACH E, et al. Tutorial on remote sensing using GNSS bistatic radar of opportunity[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine, 2014, 2(4):8-45.
- [5] CARDELLACH E, FABRA F, NOGUES-CORREIG O, et al. GNSS-R ground-based and airborne campaigns for ocean, land, ice, and snow techniques: Application to the GOLD-RTR data sets[J]. Radio Science, 2011, 46(6):1-16.
- [6] CHEW C, SHAH R, ZUFFADA C, et al. Demonstrating soil moisture remote sensing with observations from the UK Tech-DemoSat-1 satellite mission[J]. Geophysical Research Letters, 2016, 43(7):3317-3324.
- [7] CHEW C C, SMALL E E. Soil moisture sensing using spaceborne GNSS reflections: Comparison of CYGNSS reflectivity to SMAP soil moisture[J]. Geophysical Research Letters, 2018, 45(9):4049-4057.
- [8] 吴学睿, 李颖. GNSS-R 陆面遥感中反射信号的极化特性研究[J]. 地球科学进展, 2012, 27(8):895-900.
WU X R, LI Y. GNSS-R land remote sensing about reflected signal's polarization characteristics[J]. Advances in Earth Science, 2012, 27(8):895-900 (in Chinese).
- [9] WU X, JIN S. GNSS-Reflectometry: Forest canopies polarization scattering properties and modeling[J]. Advances in Space Research, 2014, 54(5):863-870.
- [10] MASTERS D, AXELRAD P, KATZBERG S. Initial results of land-reflected GPS bistatic radar measurements in SMEX02[J]. Remote Sensing of Environment, 2004, 92(4):507-520.
- [11] KATZBERG S J, TORRES O, GRANT M S, et al. Utilizing calibrated GPS reflected signals to estimate soil reflectivity and dielectric constant: Results from SMEX02[J]. Remote Sensing of Environment, 2006, 100(1):17-28.
- [12] ZAVOROTNY V, MASTERS D, GASIEWSKI A, et al. Seasonal polarimetric measurements of soil moisture using tower-based GPS bistatic radar[C]//IEEE International Geoscience & Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2003:7962360.
- [13] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, BOSCH-LLUIS X, CAMPS A, et al. Soil moisture retrieval using GNSS-R techniques: Experimental results over a bare soil field[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2009, 47(11):3616-3624.
- [14] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, CAMPS A, VALL-LLOSSERA M, et al. Land geophysical parameters retrieval using the interference pattern GNSS-R technique[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2011, 49(1):71-78.
- [15] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, MARCHAN-HERNANDEZ J F, CAMPS A, et al. Soil moisture retrieval using GNSS-R techniques: Measurement campaign in a wheat field[C]//IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2009:10445297.
- [16] ALONSO-ARROYO A, CAMPS A, AGUASCA A, et al. Improving the accuracy of soil moisture retrievals using the phase difference of the dual-polarization GNSS-R interference patterns[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2014, 11(12):2090-2094.
- [17] EGIDO A, PALOSCIA S, MOTTE E, et al. Airborne GNSS-R polarimetric measurements for soil moisture and above-ground biomass estimation[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2014, 7(5):1522-1532.
- [18] JIA Y, SAVI P. Sensing soil moisture and vegetation using GNSS-R polarimetric measurement[J]. Advances in Space Research, 2017, 59(3):858-869.
- [19] HSIEH C Y. Polarimetric bistatic scattering from random rough surfaces along azimuth angle[C]//International Conference on Microwave & Millimeter Wave Technology. Piscataway: IEEE Press, 1999:591-594.
- [20] VORONOVICH A G, ZAVOROTNY V U. Full-polarization modeling of monostatic and bistatic radar scattering from a rough sea surface[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2014, 62(3):1362-1371.
- [21] HALLIKAINEN M T. Microwave dielectric behavior of wet soil. Part I: Empirical models and experimental observations[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1985, 23(1):25-34.
- [22] DOBSON M C. Microwave dielectric behavior of wet soil. Part II: Dielectric-mixing models[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1985, 23(1):35-46.
- [23] FUNG A K. Microwave scattering and emission models and their applications[M]. Norwood: Artech House, 1994.
- [24] CHEN K, WU T, TSANG L. Emission of rough surfaces calculated by the integral equation method with comparison to three-dimensional moment method simulations[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2003, 41(1):90-101.
- [25] ULABY F T, ELACHI C. Radar polarimetry for geoscience applications[M]. Norwood: Artech House, 1990.

作者简介:

吴学睿 女, 博士, 副研究员。主要研究方向: GNSS-R 遥感原理及应用。

王芳 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 微波遥感散射模型机理及应用。

Bare soil circular polarization scattering properties for GNSS-R applications

WU Xuerui^{1,2,3,4}, OUYANG Xinqiu⁵, WANG Fang^{6,*}, MA Wenxiao^{1,2,3}

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

2. Key Laboratory of Space Navigation and Position Technology, Shanghai 200030, China;

3. Key Laboratory of Planetary Sciences, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

4. School of Resources, Environment and Architectural Engineering, Chifeng University, Chifeng 024000, China;

5. School of Geography and Planning, Sun Yat-Sen University, Guangzhou 510275, China;

6. China Transport Telecommunications & Information Center, Beijing 100011, China)

Abstract: GNSS-R is a new way of earth observation that uses the reflected signals of navigation satellites to remotely sense the geophysical parameters. Its unique feature is the circular polarization scattering. This paper employs the advanced integral equation model of bistatic scattering as a tool, and uses polarization synthesis to convert the random rough surface scattering model into a microwave scattering model that can calculate various polarizations. Simulation and analysis of the circular polarization scattering characteristics of bare soil under different observation geometries and different soil moisture contents are carried out. To some extent, the development of the random rough surface circular polarization scattering model fills the gap in the GNSS-R mechanism, and provides a tool for the subsequent further inversion of soil moisture.

Keywords: GNSS-R; soil moisture; polarization; random rough surface scattering model; observation geometry

Received: 2019-10-23; **Accepted:** 2019-12-06; **Published online:** 2019-12-25 14:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191225.1157.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (41501384)

* **Corresponding author.** E-mail: wangfang@cttic.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0471

燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命预测方法



徐可宁¹, 李雯^{1,*}, 黄勇², 余庆陶³, 马国佳³, 胡文颖¹

(1. 中国航空发动机研究院, 北京 101304; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

3. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

摘 要: 微动损伤使航空发动机榫连接结构疲劳寿命显著降低。以钛合金 Ti-6Al-4V 燕尾榫连接结构为例, 提出一种适用于复杂结构微动疲劳全寿命预测方法。基于修正的 Manson-McKnight 方法和多轴疲劳理论, 疲劳损伤参数由等效应力参数 (ESP) 表征, 微动疲劳裂纹萌生位置和成核寿命通过有限元分析 (FEA) 和 ESP 预测。基于断裂力学理论和最大周向应力准则, 提出微动疲劳裂纹扩展数值模拟方法, 建立微动疲劳扩展寿命与裂纹长度函数关系, 依据裂纹终值长度预测微动疲劳扩展寿命。结果显示: 钛合金 Ti-6Al-4V 燕尾榫连接结构微动疲劳裂纹扩展角预测值与实验值均为 18° , 裂纹生长方向预测值与实验值相符; 微动疲劳全寿命 (成核寿命 + 扩展寿命) 预测值在实验值的 2 倍分散带内; 最大拉伸载荷对榫连接结构的微动疲劳全寿命影响显著, 在相同应力比下, 最大拉伸载荷从 18 kN 变化到 24 kN, 钛合金 Ti-6Al-4V 燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命降低 1 个数量级。

关键词: 航空发动机; 燕尾榫连接结构; 微动损伤; 微动疲劳; 寿命预测

中图分类号: V231.91

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1890-09

航空发动机风扇、压气机、涡轮等部件的叶片与轮盘之间普遍采用榫连接结构, 其是一种接触式结构连接形式。发动机工作过程中, 叶片受到离心力、气动力、振动等复杂的载荷作用, 使叶根部的榫头和轮盘的榫槽之间产生微小运动并承受循环应力, 导致榫头-榫槽接触界面上发生微动疲劳。微动疲劳将加速榫连接结构疲劳裂纹萌生和扩展, 显著降低结构的疲劳寿命。据统计, 榫连接结构是航空发动机故障多发环节之一, 在航空发动机故障中, 有时高达 20% 的故障是由榫连接结构过早失效造成的, 微动损伤能使结构疲劳寿命降低 20% ~ 80%^[1-3]。

早期的航空发动机榫连接结构强度寿命研究主要针对普通疲劳损伤展开。随着高推重比、低

油耗、高可靠性、长寿命的现代先进航空发动机的发展, 榫连接结构微动损伤失效问题日益突出, 并已引起各国航空发动机制造商和科研机构的关注。考虑微动损伤的航空发动机榫连接结构强度寿命分析已经成为航空发动机强度设计的重要环节, 针对航空发动机榫连接结构微动损伤问题, 国内外学者开展了大量研究工作。Golden 等^[4-6] 针对燕尾榫连接结构高温和常温微动疲劳损伤失效问题, 开展了模型实验和数值仿真研究, 利用专门的榫连接结构微动疲劳实验设备, 考察了钛合金燕尾榫连接结构的微动疲劳性能, 获得不同工况条件下榫连接结构的微动疲劳寿命, 并基于断裂力学理论, 提出一种榫连接结构微动疲劳寿命预测方法, 采用 CAPRI 软件对榫连接结构进行强度

收稿日期: 2019-09-02; 录用日期: 2020-04-03; 网络出版时间: 2020-04-16 09:54

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.0926.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51705490, 5187600); 装备预研重点实验室基金 (614290802081706)

* 通信作者. E-mail: mosquato@buaa.edu.cn

引用格式: 徐可宁, 李雯, 黄勇, 等. 燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1890-1898. XU K N, LI W, HUANG Y, et al. A fretting fatigue total life prediction method for dovetail attachment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1890-1898 (in Chinese).

分析,采用等效应力法预测裂纹成核寿命,采用裂纹扩展速率模型预测裂纹扩展寿命,经实验验证,该方法具有较好的计算精度。Shi 等^[7]采用实验方法研究了钛合金 TC4 圆弧榫连接结构的微动疲劳性能,并采用 SWT 临界平面法预测了榫连接结构的微动疲劳寿命。Mangardich 等^[8]采用理论和实验相结合的方法,研究了航空发动机风扇叶片-轮盘之间榫连接结构的微动疲劳性能,利用叶片旋转实验器考察了榫连接结构的微动疲劳裂纹萌生及扩展行为,并通过 FRANC3D 断裂力学分析软件预测了榫连接结构的微动疲劳裂纹扩展行为和寿命。魏大盛等^[9-10]基于断裂力学理论,采用临界平面法研究了榫连接结构的微动疲劳性能,并分析了微动载荷作用下钛合金榫连接结构的循环塑性行为。石炜等^[11]以榫连接结构简化模型为研究对象,结合临界平面法,提出一种微动综合损伤参量,并建立了寿命预测模型,经实验验证,预测值误差分散带在 2 倍因子以内。Hu 等^[12]采用模型实验和有限元数值仿真方法调查了榫连接结构的微动疲劳问题,利用 SWT、F-S 等疲劳参数预测了裂纹萌生位置、方向及成核寿命,利用扩展有限元(XFEM)法预测裂纹扩展行为并预测裂纹扩展寿命,经实验验证,微动疲劳全寿命(裂纹成核寿命+裂纹扩展寿命)预测精度较好。

综上所述,榫连接结构微动疲劳研究主要包括实验方法和数值仿真方法 2 种。实验方法可以直接测量榫连接结构微动疲劳寿命和裂纹扩展行为,但很难准确模拟发动机的服役环境,研究周期和成本也较高,并且不能实时观测接触区应力、应变、温度及磨损形貌等参数;而数值仿真方法为实验方法提供了必要的补充,经实验验证具有较好预测精度的数值模型及仿真方法,不但可以准确模拟发动机各种复杂服役工况,而且可以实时记录、输出接触区物理力学变量,同时可以节约大量研究成本,为构件微动损伤机理研究、优化设计及性能评估等提供理想的研究工具。本文以钛合金 Ti-6Al-4V 燕尾榫连接结构为例,提出一种适用于复杂结构微动疲劳全寿命预测方法,为航空发动机榫连接结构微动疲劳性能分析及机理研究提供技术支撑。

1 微动疲劳全寿命预测模型及方法

微动加速了疲劳裂纹的萌生和早期扩展,并且导致材料疲劳耐久性极限降低^[11]。微动疲劳已经成为航空发动机榫连接结构主要损伤破坏形

式。基于断裂力学理论,微动疲劳全寿命(N_f)包括裂纹成核寿命(N_i)和裂纹扩展寿命(N_p)2 部分,即 $N_f = N_i + N_p$ 。本文将分别建立寿命预测模型及求解方法,并利用 ANSYS 商用有限元软件和 Fortran 编程,发展一种适用于复杂结构和工程化研究需要的数值预测方法。

1.1 微动疲劳裂纹成核寿命预测模型

微动疲劳裂纹萌生是多向载荷共同作用的结果,接触区为多轴应力状态,因此微动疲劳问题属于一种特殊的多轴疲劳问题,可以采用多轴疲劳方法分析裂纹成核寿命。常用的多轴疲劳寿命预测方法有等效应力法、临界平面法、能量法等。Gallagher 等^[13-14]以航空发动机常用材料 Ti-6Al-4V 为研究对象,通过实验法评估了常用多轴疲劳模型在预测材料微动疲劳寿命方面的能力,研究结果显示,修正的 Manson-McKnight 等效应力损伤参数法、SWT 临界平面法、Findely 模型和 Socie 模型适用于钛合金 Ti-6Al-4V 微动疲劳寿命预测。对比发现,修正的 Manson-McKnight 等效应力损伤参数法与其他 3 种方法相比,计算方法更简单,易于在程序中实现,在等效应力损伤参数模型中同时考虑了多轴应力和平均应力,预测精度与其他 3 种方法相近^[15]。本文提出一种基于修正的 Manson-McKnight 等效应力损伤参数法的微动疲劳裂纹成核寿命与裂纹萌生位置预测方法,并发展了相关数值仿真程序,但需要指出的是,该方法不能预测裂纹萌生方向,需要在后续裂纹扩展分析中合理选取。

1.1.1 损伤参数模型

微动疲劳裂纹成核寿命预测中,首先需要建立描述微动疲劳过程的损伤参数模型。本文基于修正的 Manson-McKnight 方法,损伤参数定义为一个等效应力 σ_{eq} ,数学表达式为^[16-17]

$$\sigma_{eq} = \frac{(\Delta\sigma_{psu})^w (\sigma_m + 0.5\Delta\sigma_{psu})^{1-w}}{2} \quad (1)$$

$$\Delta\sigma_{psu} = \frac{1}{\sqrt{2}} [(\Delta\sigma_{xx} - \Delta\sigma_{yy})^2 + (\Delta\sigma_{yy} - \Delta\sigma_{zz})^2 + (\Delta\sigma_{zz} - \Delta\sigma_{xx})^2 + 6(\Delta\sigma_{xy}^2 + \Delta\sigma_{yz}^2 + \Delta\sigma_{zx}^2)]^{1/2} \quad (2)$$

$$\sigma_m = \frac{\beta}{2\sqrt{2}} [(\sum \sigma_{xx} - \sum \sigma_{yy})^2 + (\sum \sigma_{yy} - \sum \sigma_{zz})^2 + (\sum \sigma_{zz} - \sum \sigma_{xx})^2 + 6(\sum \sigma_{xy}^2 + \sum \sigma_{yz}^2 + \sum \sigma_{zx}^2)]^{1/2} \quad (3)$$

$$\beta = (\sum \sigma_1 + \sum \sigma_3) / (\sum \sigma_1 - \sum \sigma_3) \quad (4)$$

式中: $\Delta\sigma_{psu}$ 为各节点伪应力; σ_m 为各节点平均应

力; w 为实验常数, 与材料和温度相关(对于常温 Ti-6Al-4V 材料, $w = 0.433^{[13]}$); β 为修正的 Manson-McKnight 系数。

1.1.2 损伤参数与裂纹成核寿命的关系函数

微动疲劳裂纹成核寿命预测中,除了需要建立描述微动疲劳过程的损伤参数模型以外,还需要建立微动疲劳损伤参数与微动疲劳裂纹成核寿命之间的函数关系。本文以航空航天领域广泛使用并且存在严重微动损伤问题的钛合金 Ti-6Al-4V 材料为例,考察等效应力损伤参数 σ_{eq} 与疲劳裂纹成核寿命 N_i 之间的对应关系。利用文献[14]给出的钛合金 Ti-6Al-4V 材料在常温 $T = 50^\circ\text{F}$ 、应力比 $R = 0.1$ 下测得的实验数据(见图1),通过最小二乘法拟合出式(5)所示的幂函数:

$$\sigma_{eq} = b_1 N_i^{b_2} + b_3 N_i^{b_4} \quad (5)$$

式中: b_1 、 b_2 、 b_3 、 b_4 为拟合常数, $b_1 = 52476$, $b_2 = -0.6471$, $b_3 = 450.85$, $b_4 = -0.03582$ 。

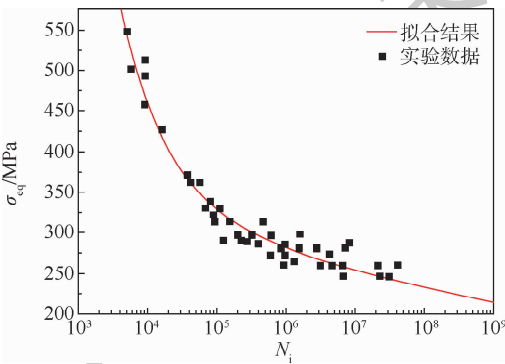


图1 钛合金 Ti-6Al-4V 等效应力 σ_{eq} 与裂纹成核寿命 N_i 关系^[14]

Fig.1 Equivalent stress σ_{eq} versus crack nucleation life N_i for titanium alloy Ti-6Al-4V^[14]

1.2 微动疲劳裂纹扩展寿命预测模型

基于微动疲劳裂纹成核寿命分析结果,确定微动疲劳裂纹萌生位置(等效应力最小值点),定义初始裂纹方向和长度,在裂纹萌生位置插入微小裂纹;基于断裂力学的裂纹尖端应力强度因子法,采用适当的裂纹扩展速率模型和扩展角模型,对微动疲劳裂纹扩展行为进行数值模拟,考察裂纹长度与扩展寿命关系,并指定结构破坏时的裂纹长度(裂纹终止长度),以此预测裂纹扩展寿命 N_p 。在裂纹扩展分析中,裂纹扩展速率模型、裂纹扩展角模型是实现裂纹扩展行为准确模拟的关键环节。

1.2.1 裂纹扩展速率模型

钛合金 Ti-6Al-4V 疲劳裂纹扩展速率 (FCGR) 实验数据显示^[13-14], Ti-6Al-4V 材料在不同应力比下,其裂纹扩展速率 da/dN_p 与有效应力强度因

子 K_e 可以拟合为 Sigmoidal 函数形式,数学表达式为

$$\frac{da}{dN_p} = A e^{\beta} \left(\frac{K_e}{K_{th}} \right)^P \left[\ln \left(\frac{K_e}{K_{th}} \right) \right]^Q \left[\ln \left(\frac{K_e}{K_c} \right) \right]^d \quad (6)$$

$$K_e = K_{max} (1 - R)^m \quad (7)$$

式中: a 为裂纹长度; K_{th} 和 K_c 分别为 K_e 的裂纹扩展门槛值和断裂韧性,裂纹扩展包括不扩展、扩展后停止和扩展直至破坏等3种形式,当 $K_e < K_{th}$ 则裂纹停止生长; K_{max} 为当前应力比下最大载荷对应的应力强度因子; m 为拟合参数。

表1给出了钛合金 Ti-6Al-4V 材料在常温下裂纹扩展速率 da/dN_p 模型常数^[13]。

表1 钛合金 Ti-6Al-4V 的裂纹扩展常数^[13]

Table 1 Crack growth constants of titanium alloy Ti-6Al-4V^[13]

参数	数值
K_{th}	4.20754
K_c	65.93172
A	0.0254
B	-18.144
P	3.7107
Q	0.2349
d	-0.0066
$m(R > 0)$	0.72
$m(R < 0)$	0.275

1.2.2 裂纹扩展角模型

在微动疲劳过程中,裂纹扩展方向并非简单地沿着直线向前扩展,而是根据 I 型、II 型应力强度因子关系表现为曲线轨迹。常用的裂纹扩展方向判据主要有最大周向应力准则、最大能量释放率准则、最小应变能密度准则等^[18]。本文在微动疲劳裂纹扩展计算中采用最大周向应力准则计算下一步裂纹扩展方向,定义为

$$K_I^*(\theta) = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[\Delta K_I \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) - \frac{3}{2} \Delta K_{II} \sin \theta \right] \quad (8)$$

式中: θ 为裂纹扩展角; K_I 为 I 型应力强度因子; K_{II} 为 II 型应力强度因子; Δ 表示微动疲劳循环中最大点和最小点的值之差。求解使 $K_I^*(\theta)$ 达到最大值的 θ 值即为下一步裂纹扩展方向。

1.3 微动疲劳全寿命预测方法

基于 1.1 节和 1.2 节建立的微动疲劳裂纹萌生及扩展预测模型,提出一种适用于复杂结构的微动疲劳全寿命预测方法,其基本流程如图 2 所示。

如图 2 所示,微动疲劳全寿命预测分为 2 部分:裂纹成核寿命分析、裂纹扩展寿命分析。在裂纹成核寿命分析中,首先,采用有限元法对钛合金

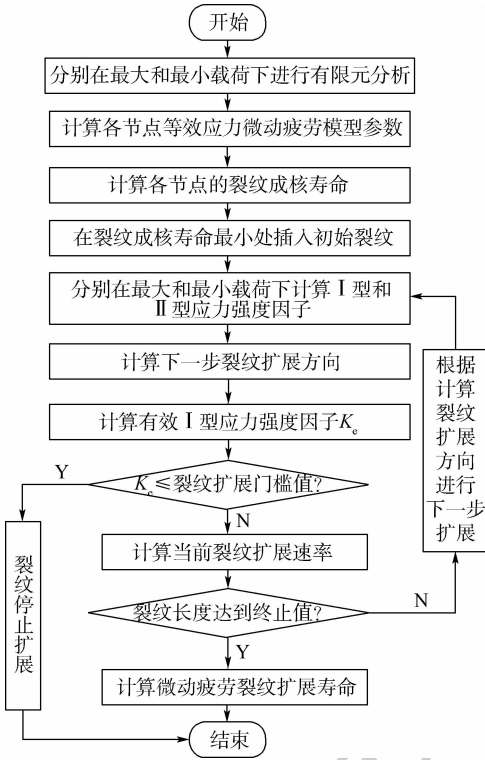


图 2 微动疲劳仿真流程

Fig. 2 Flowchart of fretting fatigue simulation

Ti-6Al-4V 燕尾榫连接结构进行强度计算,求解模型中各节点应力分量 σ_{xx} 、 σ_{yy} 、 σ_{zz} 、 σ_{xy} 、 σ_{yz} 、 σ_{xz} 和主应力 σ_1 、 σ_3 。然后,将其代入式(1)~式(4)计算各节点 σ_{eq} ,并由式(5)计算各节点的 N_i ,微动疲劳裂纹萌生位置定义为 σ_{eq} 最小值点,裂纹成核寿命为 N_i 最小值。在裂纹扩展寿命分析中,首先在 σ_{eq} 最小值位置插入初始裂纹,裂纹长度和方向需要合理选取,不能对裂纹扩展寿命预测结果产生影响。利用相互作用积分法分别计算当前应力比下最大和最小载荷对应的应力强度因子,再由式(6)~式(8)确定裂纹长度与裂纹扩展寿命的对应关系及当前裂纹的扩展方向,在每个裂纹扩展增量步判断裂纹长度是否达到其失稳长度,当条件满足时根据裂纹长度与裂纹扩展寿命关系,确定榫连接结构的微动疲劳裂纹扩展寿命值 N_p 。最后,将裂纹成核寿命与裂纹扩展寿命相加 ($N_i + N_p$) 即可获得微动疲劳全寿命 N_f 。

2 燕尾榫连接结构强度分析

2.1 燕尾榫连接结构有限元模型

本文以某型燕尾榫连接结构微动疲劳实验件(见图 3^[5])为研究对象,采用 ANSYS 商用有限元软件中的二维 4 节点四边形 plane182 平面应变单元,建立燕尾榫连接结构的完整有限元模型和简化有限元模型,如图 4 所示。其中,榫头厚度为

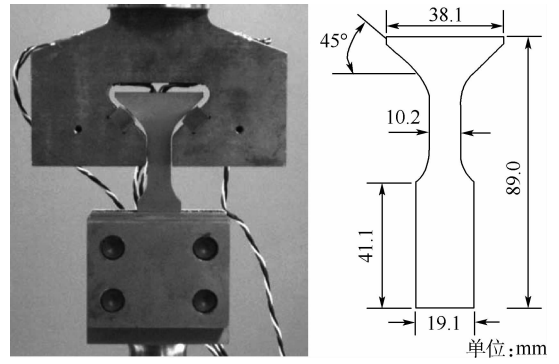
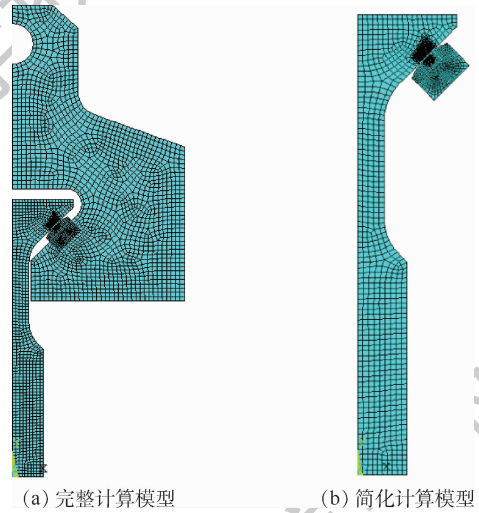


图 3 燕尾榫连接结构微动疲劳实验设施^[5]

Fig. 3 Fretting fatigue test rig for dovetail attachment^[5]



(a) 完整计算模型 (b) 简化计算模型

图 4 1/2 燕尾榫连接结构的有限元分析模型

Fig. 4 Finite element analysis model for half of dovetail attachment

7.62 mm,材料为 Ti-6Al-4V;模拟轮盘榫槽的固定装置厚度为 25.4 mm,材料为钢,与榫头接触的微动垫厚度为 25.4 mm,材料为 Ti-6Al-4V。

2.2 Ti-6Al-4V 材料模型

钛合金 Ti-6Al-4V 由于具有高比强度、高比模量、耐腐蚀和热稳定性能好的优点,目前被广泛应用于航空发动机风扇、压气机等部件结构中。在发动机工作过程中,由于叶片受到离心力、气动力、振动等复杂载荷作用,叶片与轮盘之间的榫连接结构接触界面往往会产生较大接触应力,接触边缘处存在高应力梯度并已进入塑性^[10,19],在载荷循环作用下将导致微动损伤直至破坏。综上所述,本文在燕尾榫连接结构强度分析时将采用弹塑性材料本构关系。文献[14]提供了常温下 Ti-6Al-4V 应力-应变实验数据,发现在屈服点(σ_y)之后,其可由 Ramberg-Osgood 函数描述,数学表达式为

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K}\right)^{1/n} \quad (9)$$

式中: ε 为总应变(弹性应变+塑性应变); σ 为总应力; E 为弹性模量; K 为循环应变硬化系数; n

为循环应变硬化指数。

图5为常温下钛合金 Ti-6Al-4V 应力-应变拟合曲线。其中,屈服强度为 753.93 MPa,泊松比为 0.349,弹性模量为 116318 MPa, K 为 854.98 MPa, n 为 0.0149。

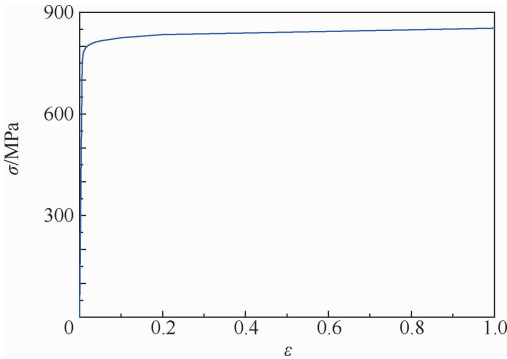


图5 钛合金 Ti-6Al-4V 应力-应变曲线

Fig. 5 Stress-strain curve for titanium alloy Ti-6Al-4V

2.3 计算结果及分析

采用 ANSYS 商用有限元软件对图4所示的燕尾榫连接结构有限元模型进行强度分析,考察简化模型对计算结果的影响。图6和图7分别给出了2种模型的 von Mises 应力分布和接触面上的切向接触应力(p_c)分布。图中: s 为接触位置。结果显示,采用2种模型计算的 von Mises 应力分布及最大值接近,最大值误差约为 0.5%;接触面上切向接触应力分布和数值接近,最大值均处在接触区边缘且沿榫头向叶尖的位置。因此,在后续研究中将采用图4(b)所示的简化计算模型。

后续断裂力学分析计算量较大,因此需要综合考虑计算效率和精度,确定接触区单元尺寸。本文利用图4(b)所示的简化计算模型,分别采用不同的接触区单元尺寸,对其进行强度计算,考察接触区单元尺寸对计算结果的影响。如图8所示,接触区单元尺寸对切向接触应力有影响,当单

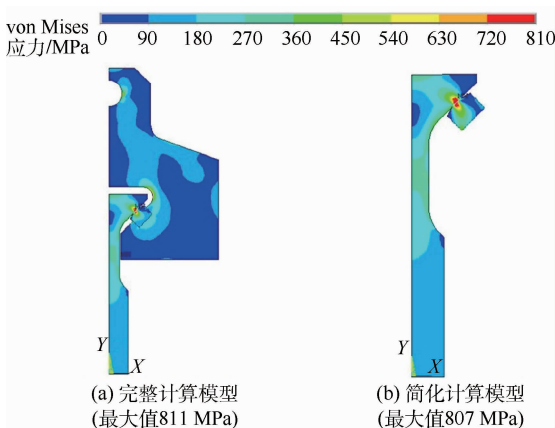


图6 燕尾榫连接结构的 von Mises 应力分布

Fig. 6 von Mises stress distribution for dovetail attachment

元尺寸减小到 $54 \mu\text{m}$ 以下时,接触应力趋于稳定,因此在后续断裂裂纹分析中将采用该单元尺寸,接触区网格如图9所示。

后续裂纹扩展分析中所需计算量较大,因此本文分别对二维模型、三维模型进行强度分析,考察接触区应力变化规律,在保证计算精度的同时兼顾计算效率。在有限元分析中,榫连接结构三维模型采用 8 节点六面体单元 solid185 划分网格,接触区单元尺寸为 $54 \mu\text{m}$,图10显示了接触区切向接触应力对比。可知,对于本文研究的燕尾榫连接结构,二维和三维模型计算出的切向接触应力基本一致。因此,在裂纹扩展数值模拟中,本文将采用二维模型。

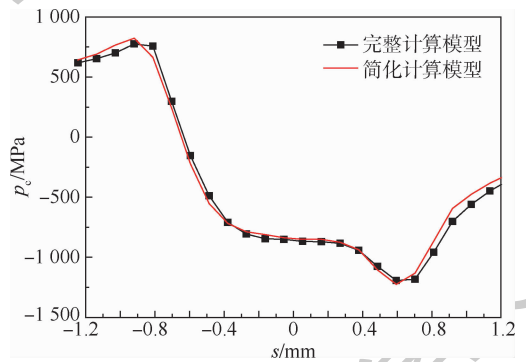


图7 燕尾榫连接结构的切向接触应力分布

Fig. 7 Tangential contact stress at contact interface for dovetail attachment

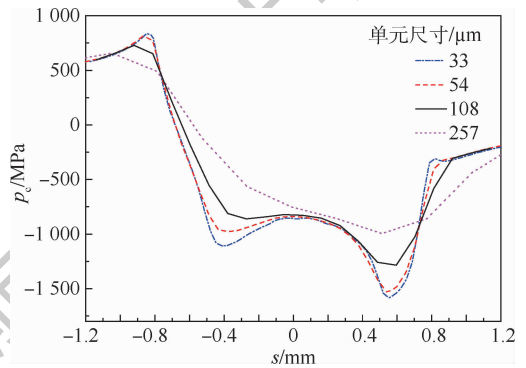


图8 不同单元尺寸下的切向接触应力

Fig. 8 Tangential contact stress at different element sizes

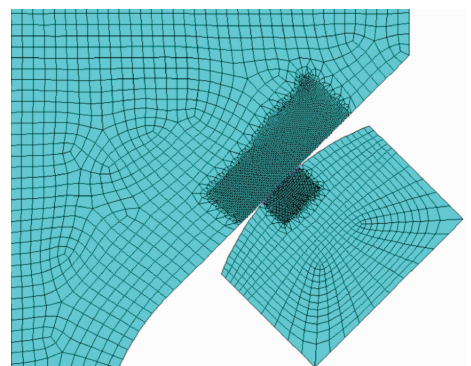


图9 燕尾榫细化的有限元模型

Fig. 9 Refined mesh for dovetail attachment

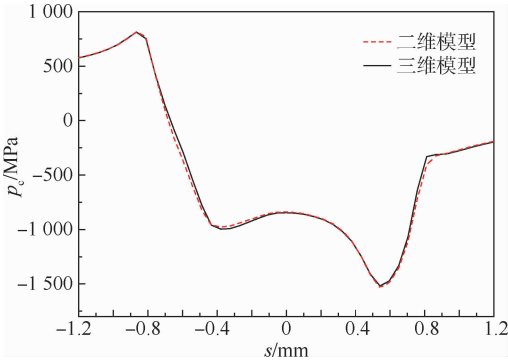


图 10 二维和三维模型的切向接触应力计算结果
Fig. 10 Calculation results of tangential contact stress for 2D and 3D models

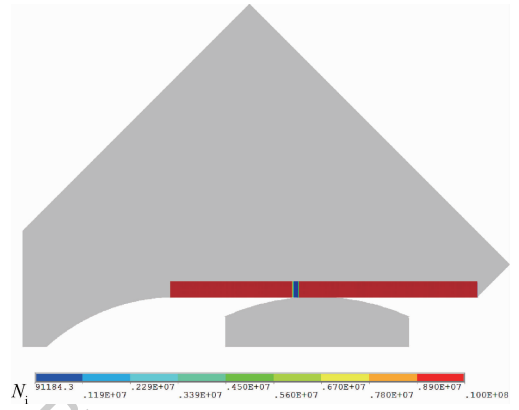


图 12 裂纹成核寿命 N_i 在接触区的云图
Fig. 12 Contour of crack nucleation life N_i at contact region

表 2 不同载荷下的裂纹成核寿命分析结果
Table 2 Analysis results of crack nucleation life at different loads

最大拉伸载荷/kN	裂纹成核寿命
16	2028490
18	920752
19	512825
20	374895
22	172616
24	91184

3 燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命预测

3.1 微动疲劳裂纹成核寿命分析

采用图 4(b) 所示的三维燕尾榫连接结构模型(厚度为 7.62 mm)和图 5 所示的钛合金 Ti-6Al-4V 弹塑性本构模型,在最大拉伸载荷 $F_{\max} = 24 \text{ kN}$ 、应力比 $R = 0.1$ 、摩擦系数 $\mu = 0.34$ 条件下,通过使用本文发展的裂纹成核寿命分析方法,对燕尾榫连接结构进行裂纹萌生位置和裂纹成核寿命预测,结果如图 11 和图 12 所示。图 11 显示了接触区各节点的裂纹等效应力损伤参数 σ_{eq} 分布云图;图 12 显示了接触区各节点的裂纹成核寿命预测值。可知,燕尾榫连接结构在指定工况条件下的裂纹成核寿命最小位置处于接触区边缘,且沿榫头向叶尖的位置;燕尾榫连接结构的裂纹成核寿命约为 9.1×10^4 。

为了考察最大拉伸载荷 F_{\max} 对裂纹成核寿命的影响,本文选取 16 kN、18 kN、19 kN、20 kN、22 kN、24 kN 这 6 个最大拉伸载荷值,在应力比 $R = 0.1$ 和摩擦系数 $\mu = 0.34$ 情况下,开展燕尾榫连接结构裂纹成核寿命分析,计算结果如表 2 所示。

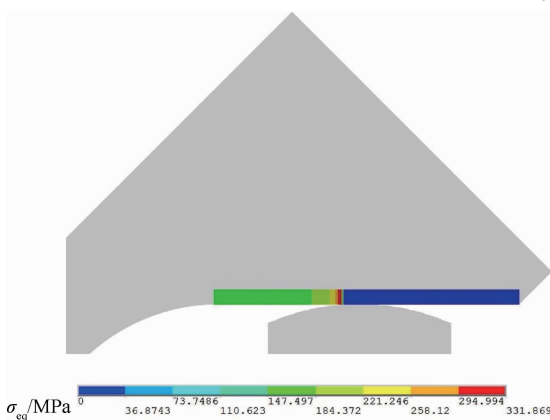


图 11 等效应力 σ_{eq} 在接触区的云图

Fig. 11 Contour of equivalent stress σ_{eq} at contact region

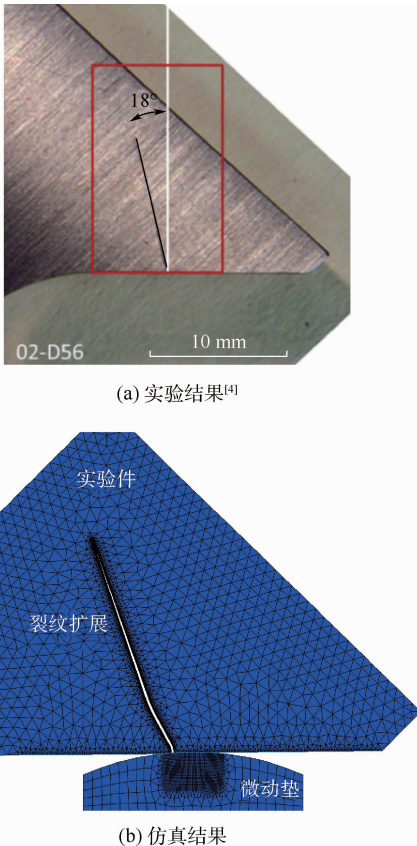
3.2 微动疲劳裂纹扩展寿命分析

在微动疲劳裂纹扩展寿命分析中,考虑到断裂力学分析的计算量较大,因此采用二维简化计算模型(见图 4(b))计算裂纹扩展寿命。所采用的应力强度因子法只适用于弹性问题,因此裂纹扩展采用有限元线弹性分析。如前所述,在裂纹扩展寿命预测分析中,需要首先确定初始裂纹尺寸、终止裂纹尺寸及初始裂纹插入位置和方向。Golden 等^[6,16]研究发现,当初始裂纹长度小于 $100 \mu\text{m}$ 时,初始裂纹的长度对最终计算的总寿命影响较小,而且美国空军发动机结构完整性大纲(ENSIP)给出了 HCF 计算中 Ti-6Al-4V 钛合金材料所采用的初始裂纹的指导值为 $50 \sim 100 \mu\text{m}$ 。此外,Garcia 和 Grandt^[20]通过观察抛光钛合金 Ti-6Al-4V 实验件微动损伤表面发现,当裂纹长度大于 $10 \mu\text{m}$ 时,微动裂纹主要垂直于接触表面扩展。综上所述,在榫连接结构微动疲劳裂纹扩展行为数值模拟中,初始裂纹长度设为 $50 \mu\text{m}$,方向垂直于接触表面;裂纹终止长度设为 10 mm (与 Golden 实验取值相同)^[4],并将裂纹长度为 10 mm 对应的寿命作为微动疲劳裂纹扩展寿命 N_p 。

裂纹扩展行为是通过 ANSYS 商用有限元软件和用户编写的 Fortran 程序实现的,裂纹扩展步长为 $50 \mu\text{m}$,裂纹扩展至 10 mm 时共分为 200 个

子步,程序可以自动模拟裂纹在给定循环载荷条件下的扩展行为,预测裂纹扩展路径和裂纹扩展寿命。首先,在最大拉伸载荷 $F_{max} = 24$ kN、应力比 $R = 0.1$ 、摩擦系数 $\mu = 0.34$ 条件下,对图 4(b) 所示的燕尾榫连接结构有限元模型进行数值仿真分析,图 13 显示了裂纹扩展路径的预测结果和实验结果。图 14 给出了裂纹扩展角 θ 与裂纹长度 a 的对应关系;图 15 显示了裂纹扩展速率 da/dN_p 与裂纹长度 a 的对应关系。

通过对比裂纹扩展路径的实验结果和数值模拟结果可以发现,本文提出的微动疲劳裂纹扩展行为预测方法具有较好的精度,预测值与实验值



(a) 实验结果^[4]

(b) 仿真结果

图 13 榫头裂纹扩展路径实验与数值解

Fig. 13 Experimental and numerical results of crack propagation path for dovetail

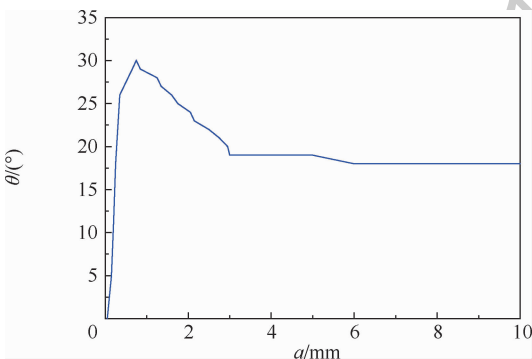


图 14 裂纹扩展角与裂纹长度的对应关系

Fig. 14 Crack kink angle versus crack length

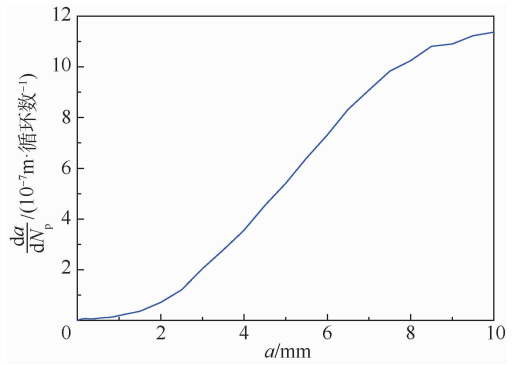


图 15 裂纹扩展速率与裂纹长度的对应关系

Fig. 15 Crack growth rate versus crack length

均为 18° 。从图 14 显示的裂纹扩展角 θ 与裂纹长度 a 关系曲线可知,在裂纹较小阶段,裂纹沿垂直于接触面的方向扩展,此后裂纹扩展角逐渐增大到最大值 30° 后逐渐减小,当裂纹长度超过 6 mm 时,裂纹扩展角稳定在 18° 不再变化。从图 15 显示的裂纹扩展速率 da/dN_p 与裂纹长度 a 关系曲线可知,在裂纹较小阶段,裂纹扩展速率较低,随着裂纹长度增加,裂纹扩展速率逐渐增大。

为了考察最大拉伸载荷 F_{max} 对裂纹成核寿命的影响,本文选取 16 kN、 18 kN、 19 kN、 20 kN、 22 kN、 24 kN 这 6 个最大拉伸载荷值,在应力比 $R = 0.1$ 和摩擦系数 $\mu = 0.34$ 情况下,开展燕尾榫连接结构裂纹扩展寿命分析。图 16 显示了裂纹长度 a 随裂纹扩展寿命 N_p 的变化曲线,并将裂纹长度 $a = 10$ mm 对应的裂纹扩展寿命 N_p 计算结果列于表 3 中。其中,由于当 $F_{max} = 16$ kN 时计算结果为无限寿命,此处将大于 10^7 的寿命数据统一为 10^7 。

从表 3 可知,最大拉伸载荷 F_{max} 对燕尾榫连接结构的微动疲劳裂纹扩展寿命影响显著,除了 $F_{max} = 16$ kN 时榫头达到无限寿命以外, F_{max} 从 18 kN 增加至 24 kN,裂纹扩展寿命降低 1 个数量级。

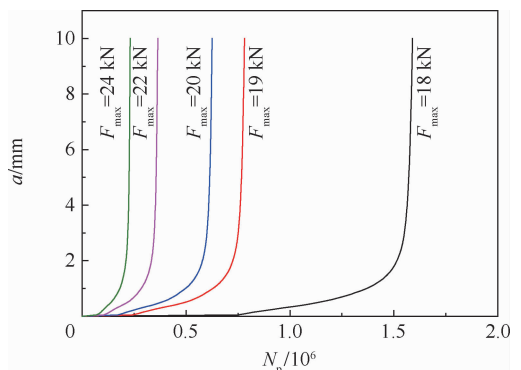


图 16 裂纹扩展寿命与裂纹长度的对应关系

Fig. 16 Crack propagation life versus crack length

将裂纹成核寿命 (N_i) 与裂纹扩展寿命 (N_p) 相加得到微动疲劳全寿命 (N_f), 并将燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命以寿命分散带的方式对数值预测结果和实验结果进行比较, 如图 17 所示。

表 3 不同载荷下的裂纹扩展寿命分析结果

Table 3 Analysis result of crack propagation life at different loads

最大拉伸载荷/kN	裂纹扩展寿命
16	10^7
18	1 589 605
19	781 162
20	625 667
22	363 834
24	231 415

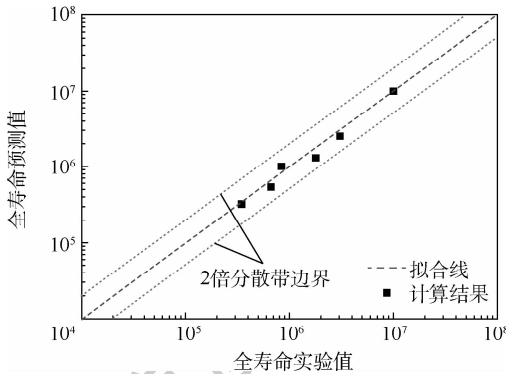


图 17 全寿命预测值与实验值对比

Fig. 17 Predicted total life compared to experimental life

如图 17 所示, 本文提出的燕尾榫连接结构微动疲劳全寿命预测方法具有较好的预测精度, 微动疲劳全寿命预测值在实验值的 2 倍分散带内。

4 结 论

1) 本文以钛合金 Ti-6Al-4V 燕尾榫连接结构为例, 提出一种适用于复杂结构微动疲劳全寿命预测方法, 为航空发动机榫连接结构微动疲劳寿命预测分析提供技术支撑。

2) 微动疲劳全寿命预测方法包括裂纹成核寿命分析和裂纹扩展寿命分析 2 部分, 该方法预测的裂纹萌生位置、裂纹扩展路径、微动疲劳全寿命与实验结果相符, 具有较好计算精度。

3) 在相同应力比和摩擦系数情况下, 最大拉伸载荷对燕尾榫连接结构微动疲劳裂纹成核寿命、裂纹扩展寿命有显著影响, 最大拉伸载荷从 18 kN 变化到 24 kN 时, 微动疲劳成核寿命和扩展寿命都降低了 1 个数量级。

参考文献 (References)

[1] WATERHOUSE R B. Fretting fatigue [M]. London: Applied

Science Publishers Ltd., 1981.

[2] NOWELL D, DINI D, HILLS D A. Recent developments in the understanding of fretting fatigue [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2006, 73 (2) : 207-222.

[3] 俞树荣, 王洁璐, 李淑欣, 等. Ti-6Al-4V 燕尾榫结构微动疲劳裂纹萌生及扩展行为研究 [J]. 中国机械工程, 2015, 26 (24) : 3386-3390.

YU S R, WANG J L, LI S X, et al. Study on the initiation and propagation of fretting fatigue crack on the Ti-6Al-4V alloy dovetail joint [J]. China Mechanical Engineering, 2015, 26 (24) : 3386-3390 (in Chinese).

[4] GOLDEN P J, NICHOLAS T. The effect of angle on dovetail fretting experiments in Ti-6Al-4V [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2005, 28 (12) : 1169-1175.

[5] GOLDEN P J. Development of a dovetail fretting fatigue fixture for turbine engine materials [J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31 (4) : 620-628.

[6] GOLDEN P J, CALCATERRA J R. A fracture mechanics life prediction methodology applied to dovetail fretting [J]. Tribology International, 2006, 39 (10) : 1172-1180.

[7] SHI L, WEI D S, WANG Y R, et al. An investigation of fretting fatigue in a circular arc dovetail assembly [J]. International Journal of Fatigue, 2016, 82 (2) : 226-237.

[8] MANGARDICH D, ABRARI F, FAWAZ Z. A fracture mechanics based approach for the fretting fatigue of aircraft engine fan dovetail attachments [J]. International Journal of Fatigue, 2019, 129 (12) : 105213.

[9] WEI D S, WANG Y R. Analysis of fretting fatigue life of dovetail assemblies based on fracture mechanics method [J]. Engineering Failure Analysis, 2012, 25 : 144-155.

[10] WEI D S, SHI L, WANG Y R. Cyclic plastic behavior of dovetail under fretting load [J]. Engineering Failure Analysis, 2015, 55 : 100-114.

[11] 石炜, 温卫东, 崔海涛. 榫连接结构微动疲劳寿命研究 [J]. 航空动力学报, 2014, 29 (1) : 104-110.

SHI W, WEN W D, CUI H T. Research on fretting fatigue life of dovetail joints [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (1) : 104-110 (in Chinese).

[12] HU C, WEI D S, WANG Y R, et al. Experimental and numerical study of fretting fatigue in dovetail assembly using a total life prediction model [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2019, 205 : 301-318.

[13] GALLAGHER J P, VAN STONE R H, DELANEUVILLE R E. Improved high-cycle fatigue (HCF) life prediction: AFRL-ML-WP-TR-2001-4159 [R]. Dayton: Universal Technology Corporation, 2001.

[14] GALLAGHER J P, NICHOLAS T, GUNDERSON A, et al. Advanced high cycle fatigue (HCF) life assurance: AFRL-ML-WP-TR-2005-4102 [R]. Dayton: Universal Technology Corporation, 2004.

[15] GARCIA D B, GRANDT A F. Application of a total life prediction model for fretting fatigue in Ti-6Al-4V [J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29 (7) : 1311-1318.

[16] GOLDEN P J, GRANDT A F. Fracture mechanics based fretting

- fatigue life predictions in Ti-6Al-4V [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2004, 71 (15): 2229-2243.
- [17] MURTHY H, RAJEEV P T, FARRIS T N, et al. Fretting fatigue of Ti-6Al-4V subjected to blade/disk contact loading [C] // 50th Anniversary of Japan Society of Materials Science, 2001: 41-48.
- [18] 王建明, 刘伟, 吕鹤婷. 复合型裂纹的扩展路径模拟及疲劳寿命预测 [J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2015, 36 (8): 1086-1091.
- WANG J M, LIU W, LV H T. Numerical simulation of crack propagation path and fatigue life prediction for mixed mode cracks [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2015, 36 (8): 1086-1091 (in Chinese).
- [19] 魏大盛, 王延荣. 榫连结构的高应力梯度及破坏分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36 (10): 1184-1188.
- WEI D S, WANG Y R. On the high stress gradient and failure analysis of dovetail attachments [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36 (10): 1184-1188 (in Chinese).
- [20] GARCIA D B, GRANDT A F. Fractographic characteristics associated with fretting fatigue cracks in turbomachinery alloys: AIAA-2003-1682 [R]. Reston: AIAA, 2003.

作者简介:

徐可宁 女, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机结构强度振动可靠性。

李雯 女, 博士, 研究员。主要研究方向: 机械传动与摩擦学、微动损伤多尺度建模与仿真技术。

A fretting fatigue total life prediction method for dovetail attachment

XU Kening¹, LI Wen^{1,*}, HUANG Yong², YU Qingtao³, MA Guojia³, HU Wenyong¹

(1. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

Abstract: Fatigue life of aero-engine dovetail attachment can be significantly reduced by fretting damage.

Taking Ti-6Al-4V alloy aero-engine blade dovetail attachment as an example, a fretting fatigue total life prediction method for complex structure is proposed. A fatigue damage parameter was defined as an Equivalent Stress Parameter (ESP) based on modified Manson-McKnight method and multiaxial fatigue theory. Crack initiation position and nucleation life were evaluated by ESP and multiaxial stresses obtained from Finite Element Analysis (FEA). A numerical simulation method of fretting fatigue crack growth is proposed based on linear elastic fracture mechanics and maximum hoop stress criterion. From the simulated crack growth results, the function relationship between fretting fatigue propagation life and crack length was established, and the fretting fatigue propagation life was determined by the crack length at failure. The results show that the crack growth trajectory predicted by the simulation correlates well with that in a tested Ti-6Al-4V dovetail component—both have a crack kink angle of 18°. The estimated fretting fatigue total life (nucleation + propagation) of a dovetail under different fretting conditions by using the proposed numerical method matches well with test results, as the predicted total life is within 2 times of error range. Maximum tensile load has significant influence on crack nucleation and propagation life, and under the same stress ratio, the fretting fatigue total life of the Ti-6Al-4V dovetail attachment reduces one order of magnitude as the maximum tensile load increases from 18 kN to 24 kN.

Keywords: aero-engine; dovetail attachment; fretting damage; fretting fatigue; life prediction

Received: 2019-09-02; **Accepted:** 2020-04-03; **Published online:** 2020-04-16 09:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.0926.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51705490, 5187600); Pre-research Key Laboratory Fund for Equipment (614290802081706)

* **Corresponding author.** E-mail: mosquato@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0542

变时滞间隙非线性机翼颤振主动控制方法

聂雪媛, 郑冠男*, 杨国伟

(中国科学院力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)



摘 要: 针对当前考虑时滞的机翼颤振主动控制研究多集中在只考虑某一通道存在固定时滞的问题,为解决控制回路前向和反馈通道都可能存在不确定时滞的情况,提出了具有时滞补偿功能的控制方法,实现对双向通道不确定时滞的颤振控制。在控制系统回路传输的数据中附加“时间戳”标志。在反馈通道,考虑系统状态不完全可测,设计时滞补偿状态预估器;在前向通道,提出了基于状态反馈的时滞补偿预测控制器。分析了使用所提时滞补偿策略构成的闭环控制系统的稳定性。以含间隙非线性的翼型为被控对象,对其发生颤振时前向通道和反馈通道存在不确定时滞的颤振控制进行了研究。讨论了不同通道的时滞大小对颤振控制效果的影响。仿真结果表明:所提时滞补偿控制方法能有效抑制颤振,提高系统的稳定性;在控制性能影响上,基于状态反馈的控制方法,其控制效果受反馈通道时滞的影响更大。

关键词: 颤振抑制; 间隙非线性; 时滞控制系统; 状态观测; 时变时延

中图分类号: V211

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1899-08

颤振是气动弹性领域中最危险的一类动不稳定现象,会降低飞行器的性能,甚至导致灾难性的飞行事故。随着主动控制技术的发展,通过在机翼上布置多个控制面,采用控制器主动驱动其联合偏转,从而改变机翼控制气流的能力,进而主动调节结构气动弹性效应的颤振主动抑制技术成为当今国际上普遍采用的颤振解决方案^[1]。

在主动控制气动弹性系统中,随着控制器、传感器和执行器的引入,不可避免地引入了时滞^[2]。以往为了控制设计上的方便总是忽略时滞,然而飞行器的飞行速度一般很高,在非常短的时间间隔里,系统的状态也会出现很大不同,因此即使非常小的时滞量也会致使在系统不需要能量时,执行器向系统输入能量,有可能引起控制效率的降低,甚至导致被控系统失稳。

考虑被控气动弹性系统中时滞的有关理论研究工作在近十年来才受到人们的关注。国外,Librescu等^[3]研究了时滞反馈控制下二维翼型的气动弹性力学行为,考虑单输入单输出系统,讨论了时变外激励作用下的亚临界气动弹性响应问题及时滞反馈控制下的颤振稳定性问题。Marzocca等^[4]研究了考虑时滞存在时,对线性和非线性控制器作用下的二维翼型气动弹性系统稳定性的影响。Yuan等^[5]针对二维高超声速翼型设计了Pyragas型的时滞反馈控制器,采用活塞理论建立气动力模型,分析了受控系统的非线性气动弹性行为。Araujo和Santos^[6]利用Smith预估方法,对二阶非对称系统,在控制通道存在不同时滞时的颤振进行主动控制研究。国内,Zhao^[7]分析了速度反馈控制中的时滞对二维气动弹性受控系统稳定性的影响,研究表明,单输入时滞显著降低

收稿日期: 2019-10-12; 录用日期: 2019-11-25; 网络出版时间: 2019-12-11 15:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191211.1444.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11702298,11672303)

*通信作者. E-mail: zhenguannan@imech.ac.cn

引用格式: 聂雪媛, 郑冠男, 杨国伟. 变时滞间隙非线性机翼颤振主动控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1899-1906. NIE X Y, ZHENG G N, YANG G W. Flutter active control method of time-varying delayed aerofoil with free-play nonlinearity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1899-1906 (in Chinese).

闭环系统的颤振临界速度。在此基础上,Zhao^[8]又研究了在不可压流场中,双测量通道中的时滞对气动弹性系统闭环稳定性的影响,并指出时滞效应对被控气动弹性系统稳定性影响很大,在进行飞行器气动伺服弹性设计时,必须加以考虑。Cai等^[9-10]在前向通道给定固定时滞,分别采用控制和滑模变结构控制方法对存在时滞的二元翼型颤振进行控制,分析发现,存在时滞的系统中不考虑时滞进行控制器设计,无法抑制颤振。Xu等^[11]研究了超声速下时滞对带控制面的二维翼型颤振边界稳定性的影响,系统在某个时滞范围内稳定,当时滞大于某个临界值后,系统会出现Hopf分岔现象。

从上述研究中可知,目前对考虑时滞的颤振主动控制研究的内容主要集中在:被控对象机翼仅受单通道(反馈或者前向通道)时滞因素的影响,且时滞均假定大小已知。针对考虑控制面存在结构间隙非线性、控制回路的双向通道均可能存在不确定时滞的颤振主动控制尚未展开深入研究。

本文对考虑间隙非线性的机翼颤振时滞反馈控制方法进行研究,针对控制和输出均存在时变时滞的情况,通过设计状态预估器,实现对机翼状态的跟踪,提出了在控制回路中传递的数据均附带“时间戳”标志,从而使设计的控制方法具有时滞补偿功能。通过数值仿真对所提方法的有效性进行了验证。

1 双向通道存在变时滞的控制系统

本文考虑前向通道(控制时滞)和反馈通道(输出时滞)均存在时变时滞的闭环控制系统,如图1所示。可以看出,在闭环回路中,控制器输出的控制信号及传感器测量到的被控对象的输出信号存在不确定时滞。

为分析控制系统中的时滞,作如下合理假设^[12]:

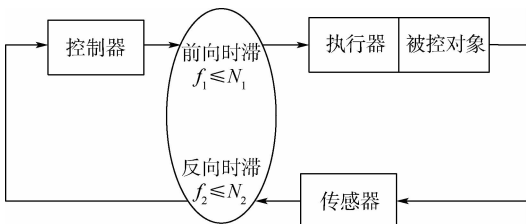


图1 双向通道存在时滞的系统控制框图

Fig. 1 Control block diagram for system with time delay in forward and feedback channels

1) 控制器、执行器和传感器是时间同步的,且具有相同采样周期。

2) 在网络间发送的信息均带有时间信息标志。

3) 在前向通道和反馈通道存在时滞 f_1 和 f_2 ,均大于一个采样周期(由假设2),控制信号和传感器信号均带有时间信息标志,可将收到该信号时的本地时间与时间戳对比,得到该信号的时滞 f_1 或 f_2 ,它们可以是恒定或随机的(此处随机是指时滞大小事先是不确定的),但具有时滞上界,设 $f_1 \leq N_1, f_2 \leq N_2$ (f_1, f_2, N_1 和 N_2 均为采样周期 T 的整数倍)。

在上述假设下,可对该时滞系统进行时滞补偿器的设计。考虑到现代控制理论采用系统内部的状态变量来描述系统的物理特性,而状态变量并非都能够在物理上可测量,若被控对象的状态不能直接测量,还可以利用其输入输出信息和被控对象模型参数设计状态观测器以重构系统状态。

本文所设计的时滞补偿器主要由两部分组成:位于前向通道时滞环节前的预测控制器;位于反馈通道时滞环节前的状态预估器。

2 时滞补偿控制方法

不失一般性,本文被控对象的离散状态空间模型描述为

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{x}(k) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}(k) \in \mathbf{R}^n$ 为状态向量; $\mathbf{u}(k) \in \mathbf{R}^p$ 为输入向量; $\mathbf{y}(k) \in \mathbf{R}^q$ 为输出向量; $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为状态矩阵; $\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times p}$ 为控制矩阵; $\mathbf{C} \in \mathbf{R}^{q \times n}$ 为输出矩阵; k 为时间离散变量。

2.1 反馈通道时滞补偿状态预估器设计

反馈通道无时滞时,在 $k-f_2$ 时刻,根据系统已有的输入输出数据,可对式(1)所述系统进行状态重构,所设计的全维观测器为

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k-f_2+1|k-f_2) = \\ (\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})\hat{\mathbf{x}}(k-f_2|k-f_2-1) + \\ \mathbf{B}\mathbf{u}(k-f_2) + \mathbf{L}\mathbf{C}\mathbf{x}(k-f_2) \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}$ 为观测器观测到的状态变量; \mathbf{L} 为观测器增益矩阵,可通过极点配置方法或者Kalman观测器设计得到。

观测器(2)提供了向前一步的状态预测。当反馈通道存在不确定时滞 f_2 时,具有时滞补偿功能的状态观测器序列为

$$\begin{aligned}
 & \hat{\mathbf{x}}(k - f_2 + 2 | k - f_2) = \\
 & \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 + 1 | k - f_2) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2 + 1) = \\
 & \mathbf{A}[(\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1) + \\
 & \mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2) + \mathbf{L}\mathbf{C}\mathbf{x}(k - f_2)] + \\
 & \mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2 + 1) = \mathbf{A}^2\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 + 1 | k - f_2) + \\
 & \mathbf{A}\mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2 + 1) + \mathbf{A}\mathbf{L}\mathbf{C}[\mathbf{x}(k - f_2) - \\
 & \hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1)] \\
 & \vdots \\
 & \hat{\mathbf{x}}(k | k - f_2) = \mathbf{A}^{f_2}\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1) + \\
 & \sum_{j=0}^{f_2-1} \mathbf{A}^{f_2-j-1} \mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2 + j) + \mathbf{A}^{f_2-1} \mathbf{L}\mathbf{C} \cdot \\
 & [\mathbf{x}(k - f_2) - \hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1)] = \\
 & \mathbf{A}^{f_2}\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1) + \\
 & \sum_{j=0}^{f_2-1} \mathbf{A}^{f_2-j-1} \mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2 + j)
 \end{aligned} \tag{3}$$

令 $i = f_2 - j$, 则式(3)中的最后一个观测器预测序列可写为

$$\begin{aligned}
 \hat{\mathbf{x}}(k | k - f_2) &= \mathbf{A}^{f_2}\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1) + \\
 & \sum_{i=1}^{f_2} \mathbf{A}^{i-1} \mathbf{B}\mathbf{u}(k - i) + \mathbf{A}^{f_2-1} \mathbf{L}\mathbf{C}[\mathbf{x}(k - f_2 | k - \\
 & f_2 - 1) - \hat{\mathbf{x}}(k - f_2 | k - f_2 - 1)]
 \end{aligned} \tag{4}$$

类似地, 对式(4)进行迭代, 可得

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{A}^{f_2}\mathbf{x}(k - f_2) + \sum_{j=1}^{f_2} \mathbf{A}^{j-1} \mathbf{B}\mathbf{u}(k - j) \tag{5}$$

式(5)减去式(4), 得到

$$\begin{aligned}
 \mathbf{e}(k) &= \mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k | k - f_2) = \\
 & (\mathbf{A}^{f_2} - \mathbf{A}^{f_2-1} \mathbf{L}\mathbf{C})\mathbf{e}(k - f_2)
 \end{aligned} \tag{6}$$

式中: \mathbf{e} 为状态估计误差。

可以证明^[12], 对于式(4)所描述的系统, 若该系统可观, 则对任意时滞 f_2 , 式(5)所描述的系

统可以实现任意的极点配置, 即总可以找到一个观测器增益矩阵 \mathbf{L} , 使 $\mathbf{A}^{f_2} - \mathbf{A}^{f_2-1} \mathbf{L}\mathbf{C}$ 的特征值在单位圆内, 即状态估计误差 \mathbf{e} 趋于零, 实现所设计的时滞补偿状态预估器跟踪系统状态的目的。

控制器在收到传感器发送来的状态变量时, 将状态变量所附的时间信息与当前时刻比较, 可以得到反馈通道的时滞 f_2 , 从式(3)所代表的预测序列中选择合适步长的状态预测值, 用于控制器进行反馈设计之用。如反馈通道时滞为 f_2 , 则用于控制器的状态预测值为 $\hat{\mathbf{x}}(k | k - f_2)$ 。

2.2 前向通道时滞补偿预测控制器设计

本文针对所讨论的含时滞的系统, 采用最优反馈控制方法, 即控制器输出 $\mathbf{u}(k) = -\mathbf{F}\mathbf{x}(k)$, \mathbf{F} 为状态反馈增益矩阵。对于状态不可测的系统, 需使用观测器重构的状态 $\hat{\mathbf{x}}(k)$ 。

由于控制回路中前向通道和反馈通道时滞的存在(见图1), 在当前 k 时刻, 控制器端所获得的状态信息 $\hat{\mathbf{x}}$ 为 $k - f_2$ 时刻的观测值, 类似于状态预测序列, 基于状态可反馈的控制信号 \mathbf{u} 的预测输出序列为

$$\begin{cases} \mathbf{u}(k - f_2 + 1 | k - f_2) = -\mathbf{F}\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 + 1 | k - f_2) \\ \vdots \\ \mathbf{u}(k + f_1 | k - f_2) = -\mathbf{F}\hat{\mathbf{x}}(k + f_1 | k - f_2) \end{cases} \tag{7}$$

采用式(7)所示控制器输出预测序列, 为补偿前向通道的时滞, 在当前 k 时刻, 执行器将收到的控制量信号所附带的时间信息标志与当前时刻比较, 得到前向通道的具体时滞量, 从式(7)的控制预测序列中选出相应步数的控制量预测值, 作用到被控对象。如前向通道的时滞为 f_1 , 则作用到被控对象的控制量为 $\mathbf{u}(k + f_1 | k - f_2)$ 。

图2为采用时滞补偿控制方法所构成的闭环控制系统框图。

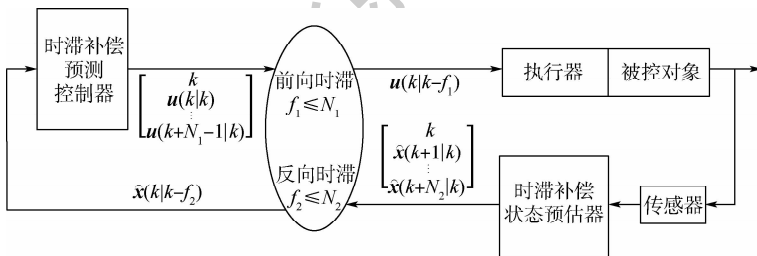


图2 时滞补偿控制系统框图

Fig.2 Control system block diagram for time delay compensation

3 基于时滞补偿控制系统稳定性分析

根据式(3)观测器的预测迭代, 可以得到

$$\begin{aligned}
 \hat{\mathbf{x}}(k + f_1 | k - f_2) &= \mathbf{A}^{f_1+f_2-1}\hat{\mathbf{x}}(k - f_2 + 1 | k - f_2) + \\
 & \sum_{j=2}^{f_1+f_2} \mathbf{A}^{f_1+f_2-j} \mathbf{B}\mathbf{u}(k - f_2 + j - 1)
 \end{aligned} \tag{8}$$

类似地,还可以得到

$$\hat{x}(k+f_1|k-f_2+1) = A^{f_1+f_2-2}\hat{x}(k-f_2+2|k-f_2+1) + \sum_{j=3}^{f_1+f_2} A^{f_1+f_2-j} Bu(k-f_2+j-1) \quad (9)$$

根据式(2)可知

$$\hat{x}(k-f_2+2|k-f_2+1) = (A-LC)\hat{x}(k-f_2+1|k-f_2) + Bu(k-f_2+1) + LCx(k-f_2+1) \quad (10)$$

将式(10)代入式(9)可得

$$\hat{x}(k+f_1|k-f_2+1) = A^{f_1+f_2-1}\hat{x}(k-f_2+1|k-f_2) + \sum_{j=2}^{f_1+f_2} A^{f_1+f_2-j} Bu(k-f_2+j) + A^{f_1+f_2-1} LC(x(k-f_2+1) - \hat{x}(k-f_2+1|k-f_2)) \quad (11)$$

将式(11)减去式(8)得

$$\hat{x}(k+f_1|k-f_2) = \hat{x}(k+f_1|k-f_2+1) - A^{f_1+f_2-1} LC(x(k-f_2+1) - \hat{x}(k-f_2+1|k-f_2)) = \hat{x}(k+f_1|k-f_2+1) - A^{f_1+f_2-2} LCe(k-f_2+1) \quad (12)$$

由式(12)递推可知

$$\left\{ \begin{aligned} \hat{x}(k+f_1|k-f_2+1) &= \hat{x}(k+f_1|k-f_2+2) - A^{f_1+f_2-3} LCe(k-f_2+2) \\ \hat{x}(k+f_1|k-f_2+2) &= \hat{x}(k+f_1|k-f_2+3) - A^{f_1+f_2-4} LCe(k-f_2+3) \\ &\vdots \\ \hat{x}(k+f_1|k+f_1-2) &= \hat{x}(k+f_1|k+f_1-1) - LCe(k+f_1-1) \end{aligned} \right. \quad (13)$$

将式(13)代入式(12),最终可得

$$\hat{x}(k+f_1|k-f_2) = \hat{x}(k+f_1|k+f_1-1) - \sum_{j=1}^{f_1+f_2-1} A^{f_1+f_2-j-1} LCe(k-f_2+j) \quad (14)$$

令 $t = k+f_1, i = f_2 - j$, 式(14)变为

$$\hat{x}(t|t-f_1-f_2) = \hat{x}(t|t-1) - \sum_{i=1}^{f_1+f_2-1} A^{i-1} LCe(t-i) \quad (15)$$

考虑到 t 为任意变量, 式(15)可写为

$$\hat{x}(k|k-f_1-f_2) = \hat{x}(k|k-1) - \sum_{i=1}^{f_1+f_2-1} A^{i-1} LCe(k-i) \quad (16)$$

根据式(7)可知, 在当前 k 时刻, 执行器端所获得的控制信号 u 为

$$u(k) = -F\hat{x}(k|k-f_1-f_2) \quad (17)$$

将式(15)代入得

$$u(k) = -F\hat{x}(k|k-f_1-f_2) = -F\left(\hat{x}(k|k-1) - \sum_{i=1}^{f_1+f_2-1} A^{i-1} LCe(k-i)\right) \quad (18)$$

将式(18)代入系统方程(1), 可得闭环系统方程为

$$x(k+1) = Ax(k) - BF\left(\hat{x}(k|k-1) - \sum_{i=1}^{f_1+f_2-1} A^{i-1} LCe(k-i)\right) = Ax(k) - BF(x(k) - e(k)) + BF\sum_{i=1}^{f_1+f_2-1} A^{i-1} LCe(k-i) = (A-BF)x(k) + BFe(k) + BF\sum_{i=1}^{f_1+f_2-1} A^{i-1} LCe(k-i) \quad (19)$$

定义向量 $\zeta(k)$ 为

$$\zeta(k) = [e^T(k) \quad e^T(k-1) \quad e^T(k-2) \quad \dots \quad e^T(k-f_1-f_2+1)]^T \in \mathbf{R}^{(f_1+f_2) \times n}$$

结合式(19), 得到增广系统方程:

$$\begin{bmatrix} x(k+1) \\ \zeta(k+1) \end{bmatrix} = \Psi \begin{bmatrix} x(k) \\ \zeta(k) \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中: $\Psi = \begin{bmatrix} A - BF & \Phi(f_1, f_2) \\ 0 & A \end{bmatrix}, \Phi(f_1, f_2) = [BF \quad BFALC \quad BFALC^2 \quad \dots \quad BFALC^{f_1+f_2-2}] \in \mathbf{R}^{n \times (f_1+f_2) \times n}, A = \text{diag}[A - LC \quad A - LC \quad \dots \quad A - LC] \in \mathbf{R}^{n \times (f_1+f_2) \times n \times (f_1+f_2)}$.

式(20)描述了采用时滞补偿控制方法所构成的闭环控制系统。针对该离散系统, 根据李雅普诺夫稳定性判据可知, 该系统矩阵渐进稳定的充要条件是: 系数矩阵 Ψ 的全部特征根在单位圆内。由于系数矩阵 Ψ 为上三角阵, 其特征根在单位圆内, 亦即矩阵 $A - BF, A - LC$ 的特征值在单位圆内, 系统稳定。同时, 可以看出系统状态观测器增益矩阵 L 只影响 $A - LC$ 的极点配置, 状态反馈增益矩阵 F 只影响 $A - BF$ 的极点配置, 即时滞补偿状态预估器 L 和时滞补偿预测控制器 F 满足分离定理, 可独立设计。

4 算例与分析

以文献[13-15]中的二元翼型为研究对象(见图3), 其俯仰方向结构刚度含有间隙非线性。考虑前向和反馈通道存在不确定时滞, 采用本文提出的时滞补偿控制方法对发生颤振的机翼进行颤振主动控制研究。图3中: β 为控制面偏角, a 为机翼弹性轴到中心的无量纲距离。

二元机翼运动方程为

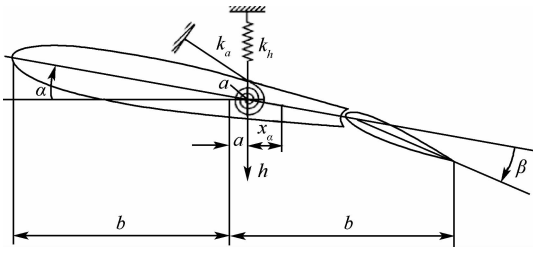


图 3 含间隙非线性的二元翼型

Fig. 3 Two-dimensional airfoil with free-play nonlinearity

$$\begin{bmatrix} m & mx_\alpha b \\ mx_\alpha b & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中: \$h\$ 为沉浮位移; \$\alpha\$ 为俯仰角; \$b\$ 为机翼半弦长; \$m\$ 为机翼质量; \$I_\alpha\$ 为机翼惯性矩; \$x_\alpha\$ 为弹性轴到机翼重心的无量纲距离; \$L\$ 和 \$M\$ 分别为气动力和力矩; \$k_h\$ 为沉浮方向刚度系数; \$k_\alpha(\alpha)\$ 为俯仰方向含有间隙非线性的刚度系数。

\$g_\alpha\$ 为线性扭转刚度系数, \$\delta\$ 为间隙角阈值。俯仰方向非线性广义“位移-力”关系如图 4 所示, 写成公式如下:

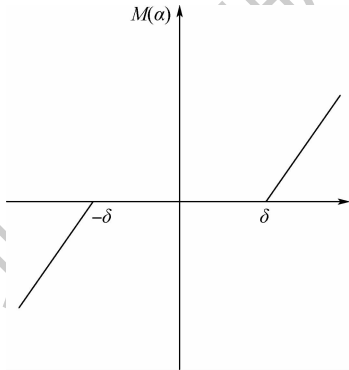


图 4 间隙非线性刚度

Fig. 4 Free-play nonlinear stiffness

$$M(\alpha) = k_\alpha(\alpha)\alpha = \begin{cases} g_\alpha(\alpha - \delta) & \alpha > \delta \\ 0 & -\delta \le \alpha \le \delta \\ g_\alpha(\alpha + \delta) & \alpha < -\delta \end{cases} \quad (22)$$

气动力和力矩表达式为

$$\begin{cases} L = \rho U^2 bc_{l\alpha} \left[\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{1}{2} - a \right) b \frac{\dot{\alpha}}{U} \right] + \rho U^2 bc_{l\beta} \beta \\ M = \rho U^2 bc_{m\alpha} \left[\alpha + \frac{\dot{h}}{U} + \left(\frac{1}{2} - a \right) b \frac{\dot{\alpha}}{U} \right] + \rho U^2 bc_{m\beta} \beta \end{cases} \quad (23)$$

式中: \$c_{l\alpha}\$ 和 \$c_{m\alpha}\$ 分别为单位攻角对应的升力系数和力矩系数; \$c_{l\beta}\$ 和 \$c_{m\beta}\$ 分别为单位控制面偏转角对应的升力系数和力矩系数; \$\rho\$ 为密度; \$U\$ 为来流速度。

定义矢量 \$\mathbf{x} = [h \ \alpha \ \dot{h} \ \dot{\alpha}]^T\$, 结合式(22)、式(23)得到系统(21)的状态空间模型为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u \quad (24)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{I}_{2 \times 2} \\ \mathbf{P}_1 & \mathbf{P}_2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = [\mathbf{0}_{1 \times 2} \quad g_1 \quad g_2]$$

$$\mathbf{P}_1 = \begin{bmatrix} -k_1 & -k_2 U^2 - p(\alpha) \\ -k_3 & -k_4 U^2 - q(\alpha) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P}_2 = \begin{bmatrix} -c_1 & -c_2 \\ -c_3 & -c_4 \end{bmatrix}$$

矩阵中的系数是系统参数的函数, 具体描述如下:

$$d = m(I_\alpha - mx_\alpha^2 b^2)$$

$$k_1 = I_\alpha k_h / d$$

$$k_2 = (I_\alpha \rho b c_{l\alpha} + mx_\alpha^2 b^3 \rho c_{m\alpha}) / d$$

$$k_3 = mx_\alpha b k_h / d$$

$$k_4 = -mb^2 \rho (x_\alpha^2 c_{l\alpha} + c_{m\alpha}) / d$$

$$p(\alpha) = mx_\alpha b k_\alpha(\alpha) / d$$

$$q(\alpha) = m k_\alpha(\alpha) / d$$

$$c_1 = [I_\alpha (c_h + \rho U b c_{l\alpha}) + mx_\alpha \rho U b^3 c_{m\alpha}] / d$$

$$c_2 = \left[I_\alpha \rho U b^2 c_{l\alpha} \left(\frac{1}{2} - a \right) - mx_\alpha b c_{\alpha} + \right.$$

$$\left. mx_\alpha \rho U b^4 c_{m\alpha} \left(\frac{1}{2} - a \right) \right] / d$$

$$c_3 = -m(x_\alpha b c_h + x_\alpha \rho U b^2 c_{l\alpha} + \rho U b^2 c_{m\alpha}) / d$$

$$c_4 = m \left[c_\alpha - x_\alpha \rho U b^3 c_{l\alpha} \left(\frac{1}{2} - a \right) - \rho U b^3 c_{m\alpha} \left(\frac{1}{2} - a \right) \right] / d$$

$$g_1 = -\rho (I_\alpha b c_{l\beta} + mx_\alpha b^3 c_{m\beta}) / d$$

$$g_2 = mb^2 \rho (x_\alpha c_{l\beta} + c_{m\beta}) / d$$

本算例中所用到的系统参数取值如表 1 所示。

表 1 系统参数值

Table 1 System parameter value

参数	数值
\$b/m\$	0.135
\$k_h/(N \cdot m^{-1})\$	2884.4
\$c_h/(N \cdot s \cdot m^{-1})\$	27.43
\$c_\alpha/(N \cdot s)\$	0.036
\$\rho/(kg \cdot m^{-3})\$	1.225
\$c_{l\alpha}\$	6.28
\$c_{l\beta}\$	3.358
\$c_{m\alpha}\$	\$-0.18c_{l\alpha}\$
\$c_{m\beta}\$	\$-0.635\$

在本算例中, 针对式(22)中的间隙非线性刚度, 取 \$g_\alpha = 28\$ (该参数下系统发生颤振), \$\delta = 0.01745\$ rad。对系统(24)进行离散化, 由于非线性刚度的存在, 系数矩阵 \$\mathbf{A}\$ 是俯仰角 \$\alpha\$ 的函数, 系统为一个时变系统, 因此对该系统的离散需要在每一个采样时刻进行。

设该系统只有俯仰角 \$\alpha\$ 可测, 即系统输出方程为

$$y = Cx = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 0]x \quad (25)$$

该翼型在来流速度 $U = 15 \text{ m/s}$, 初值 $x = [2.6 \text{ mm} \quad 10 \text{ rad} \quad 0 \quad 0]$ 时, 系统发生颤振, 如图 5 中黑实线所示。

在第 3 节中已经证明本文提出的时滞补偿控制方法满足分离定理, 即状态预估器和预测控制器的增益矩阵可分别独立设计, 因此利用 MATLAB 中的 dare 函数进行状态观测器中增益矩阵 L 的设计, 用 dlqr 函数确定状态反馈增益 F 。考虑前向和反馈通道存在的不确定时滞, 采用本文提出的时滞补偿控制方法对该系统进行颤振控制。为了对比双向通道时滞大小对控制效果的影响, 分别给出了前向通道时滞不变、反馈通道时滞逐渐增大和反馈通道时滞不变、前向通道时滞逐渐增大时的被控系统响应, 分别如图 5 和图 6 所示。

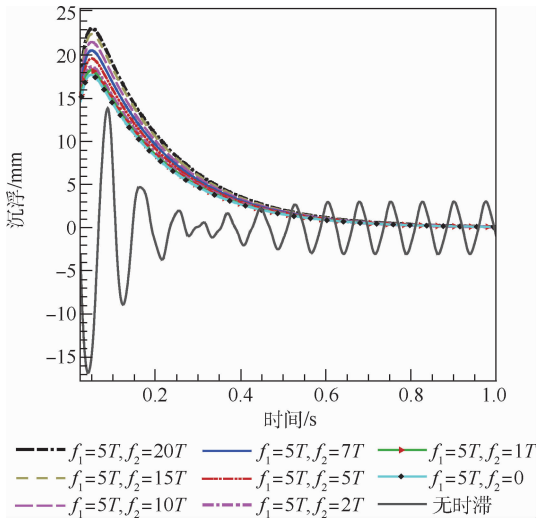


图 5 反馈通道时滞变化的时滞补偿控制系统沉浮响应
Fig. 5 Heave response of time delay compensation control system for feedback channel with time-varying delay

对比图 5 和图 6 可以看出, 反馈通道时滞大小对系统稳定性影响更大。在前向通道时滞不变时, 反馈通道时滞越长, 系统响应的超调量和超调时间就越大。这是由于本文采用的控制方法为基于系统状态的反馈控制, 然而由于系统部分状态不可测, 通过状态预估器给出的不可测状态的估值需经过一定响应时间才能逼近系统实际状态。

为了更好地说明上述现象, 对不考虑前馈通道时滞的控制系统, 重点进行了反馈通道存在不同时滞时, 状态预估器对不可测状态的预测输出与实际系统输出的结果比较, 如图 7 所示。可以看出, 预估状态逼近真值的速率因反馈通道时滞大小而异, 反馈通道时滞越大, 逼近真值的速率越小, 从而导致采用基于状态反馈最优控制律的控制系统由于预估状态与真实状态在初始一段时间内存在差异, 使得发生颤振的被控变量在被控制衰减到稳态值时出现不同大小的超调量和过渡时间, 影响了控制系统的响应速度。

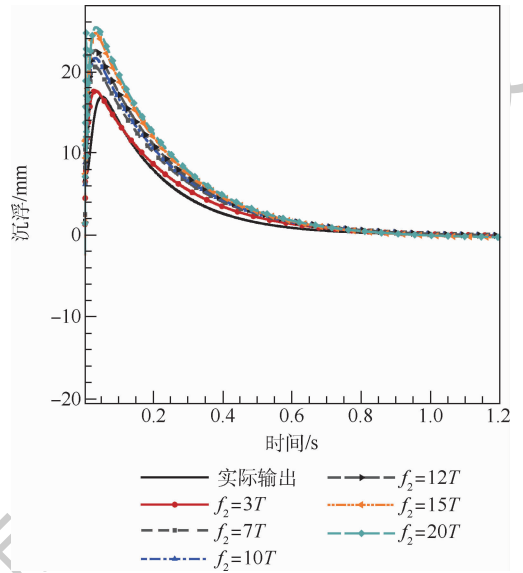


图 7 反馈通道不同时滞对状态预估器输出逼近系统实际输出的影响比较
Fig. 7 Comparison of effect of different time delay in feedback channel on output by state predictor with approaching system real output

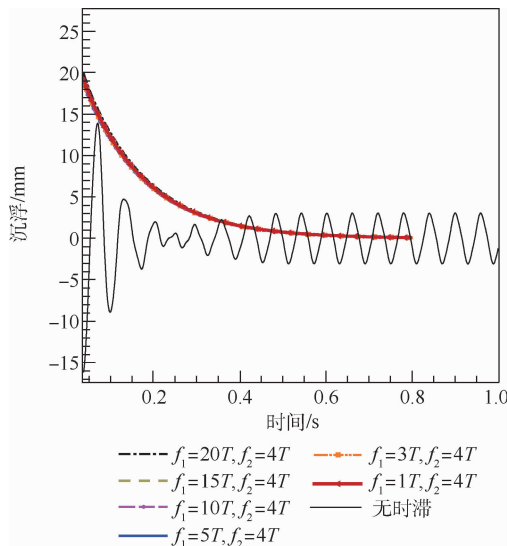


图 6 前向通道时滞变化的时滞补偿控制系统沉浮响应
Fig. 6 Heave response of time delay compensation control system for forward channel with time-varying delay

5 结论

1) 针对机翼颤振主动控制中, 控制回路前向和反馈通道均存在不确定时滞(时滞大于采样周期)的问题, 引入状态观测器, 进行状态预估并在此基础上实现基于状态反馈的控制预测。采用在控制回路传输的数据中附加“时间戳”信息, 将当前时刻与收到的数据所附的“时间戳”进行比较, 确定当前时滞, 从而使设计的控制方法具有时滞

补偿的功能,并对闭环控制系统的稳定性进行了分析。

2) 将本文方法应用于考虑间隙非线性的机翼颤振主动控制,数值仿真结果表明,该方法能有效处理控制系统中的时滞,实现颤振的主动抑制。相比较而言,反馈通道时滞大小对控制系统稳定性影响更大,这主要是因为控制方法基于观测状态,状态预估器对系统实际状态的跟踪需要一定的响应时间所致。

下一步工作将研究不同时滞,包括常时滞、时变时滞对机翼颤振特性的机理影响,并探讨不同控制方法对上述时滞系统的颤振抑制效果。

参考文献 (References)

- [1] 胡海岩,赵永辉,黄锐. 飞机结构气动弹性分析与控制研究[J]. 力学学报,2016,48(1):1-27.
HU H Y,ZHAO Y H,HUANG R. Studies on aeroelastic analysis and control of aircraft structures [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48 (1): 1-27 (in Chinese).
- [2] 王在华,胡海岩. 时滞动力系统的稳定性与分岔:从理论走向应用[J]. 力学进展,2013,43(1):3-20.
WANG Z H,HU H Y. Stability and bifurcation of delayed dynamic systems: From theory to application [J]. Advances in Mechanics, 2013, 43 (1): 3-20 (in Chinese).
- [3] LIBRESCU L, MARZOCCA P, SILVA W A. Aeroelasticity of 2-D lifting surfaces with time-delayed feedback control [J]. Journal of Fluids and Structures, 2005, 20(2):197-215.
- [4] MARZOCCA P, LIBRESCU L, SILVA W A. Time-delay effects on linear/nonlinear feedback control of simple aeroelastic systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28 (1):53-62.
- [5] YUAN Y, YU P, LIBRESCU L, et al. Aeroelasticity of time-delayed feedback control of two-dimensional supersonic lifting surfaces [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27 (5):795-803.
- [6] ARAUJO J M, SANTOS T L M. Control of second-order asymmetric systems with time delay: Smith predictor approach [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2020, 137:106355.
- [7] ZHAO Y H. Stability of a two-dimensional airfoil with time-delayed feedback control [J]. Journal of Fluids and Structures, 2009, 25(1):1-25.
- [8] ZHAO Y H. Stability of a time-delayed aeroelastic system with a control surface [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(1):72-77.
- [9] LUO M X, GAO M Z, CAI G P. Delayed full-state feedback control of airfoil flutter using sliding mode control method [J]. Journal of Fluids and Structures, 2016, 61:262-273.
- [10] GAO M Z, CAI G P. Finite-time fault-tolerant control for flutter involving control delay [J]. Journal of the Franklin Institute, 2016, 353(9):2009-2029.
- [11] XU B, ZHANG W, MA J. Stability and Hopf bifurcation of a two-dimensional supersonic airfoil with a time-delayed feedback control surface [J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 77(3):1-19.
- [12] 聂雪媛,王恒. 网络控制系统补偿器设计及稳定性分析 [J]. 控制理论与应用, 2008, 25(2):217-222.
NIE X Y, WANG H. Compensator design and stability analysis for networked control systems [J]. Control Theory and Applications, 2008, 25(2):217-222 (in Chinese).
- [13] DOWELL E H, THMOS J P, HALL K C. Transonic limit cycle oscillation analysis using reduced order aerodynamic models [J]. Journal of Fluids and Structures, 2004, 19(1):17-27.
- [14] HE S, YANG Z C, GU Y S. Nonlinear dynamics of an aeroelastic airfoil with free-play in transonic flow [J]. Nonlinear Dynamics, 2017, 87(4):2099-2125.
- [15] SAHJENDRA N S, WOOSON Y. State feedback control of an aeroelastic system with structural nonlinearity [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(1):23-31.

作者简介:

聂雪媛 女,博士,高级工程师。主要研究方向:气动弹性及其主动控制。

郑冠男 男,博士,高级工程师。主要研究方向:气动弹性。

杨国伟 男,博士,研究员。主要研究方向:计算流体力学。

Flutter active control method of time-varying delayed aerofoil with free-play nonlinearity

NIE Xueyuan, ZHENG Guannan^{*}, YANG Guowei

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems of Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Nowadays the studies on flutter active control methods considering time delays have been focused on constant time delay in one control channel. However, the time delays in a control loop are maybe time-varying and exist in the forward channel, feedback channel or both. As a result, the control method that can compensate time delay influences was developed and used to realize the flutter control of uncertain time delay for two channels. The trick where “time-stamped” flag was added in the data transferred was proposed. The state predictor with the ability to compensate for the time delays in feedback channel was reconstructed to predict the controlled plant states. The predictive controller using state feedback in a state space form was designed to compensate the delays in the forward channel. Then the stability of the closed-loop control system was analyzed with the above mentioned control strategy. The airfoil with free-play nonlinearity was used in the simulation. Then the flutter active control schemes for controlled system with variable time delays in both forward and feedback channels were investigated. Finally, the effects of time delay size in different channels on flutter control were discussed. The simulation results show that the developed method can suppress the flutter effectively with different time delay in both channels and improve the system stability. From a control point of view, the time delay in the feedback channel may have more influence on the control result when the control method based on the system state feedback is used.

Keywords: flutter suppression; free-play nonlinearity; time delay control system; state observation; time-varying delay

Received: 2019-10-12; **Accepted:** 2019-11-25; **Published online:** 2019-12-11 15:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191211.1444.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11702298, 11672303)

*** Corresponding author.** E-mail: zhengguannan@imech.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0546

基于非线性干扰观测器的航天器 相对姿轨耦合控制



刘增波^{1,2,*}, 乔建忠², 郭雷², 刘宗玉¹, 范松涛¹

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100090; 2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对带挠性附件的服务航天器在近距离逼近失控目标航天器时的控制问题, 考虑由于推进安装偏差导致的姿轨耦合, 通过选用相对位置和相对姿态四元数作为状态向量, 建立了服务航天器与失控目标航天器的相对位置和姿态动力学方程。考虑服务航天器的挠性附件影响, 挠性振动可以视为位置和姿态控制系统微分有界的干扰。基于反馈线性化方法提出了非线性反馈控制律, 设计了非线性干扰观测器, 用于补偿可建模干扰, 并基于所提非线性反馈控制律和非线性干扰观测器设计了复合控制器, 其中非线性干扰观测器用于补偿挠性附件产生的干扰。数字仿真及半物理实物闭环验证表明, 利用所设计的复合控制器能够有效补偿干扰, 同时在对失控目标航天器跟踪时具有很好的鲁棒性。

关键词: 非合作交会; 非线性反馈控制; 复合分层; 干扰观测; 干扰补偿

中图分类号: V448.2; O231.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1907-09

随着航天技术的发展, 以在轨操作为目的的非合作交会对接技术成为研究的热点。非合作交会对接的远程导引已经历成熟研究, 而近距离逼近及抓捕过程因姿轨耦合及大量不确定因素存在的原因, 使得工程实施过程中相对测量和相对姿轨耦合控制均存在一定的困难。这些不确定因素主要包括空间环境干扰及非空间环境干扰。其中, 空间环境干扰主要包括太阳辐射、重力梯度力矩、大气阻力等; 非空间环境干扰主要包括帆板等挠性附件震颤、执行机构的内部摩擦及安装误差等。另外, 航天器运动过程中燃料消耗、星载部件的转动等会导致航天器质量、转动惯量等参数存在不确定。这些扰动及不确定性参数很难精确量测得到, 这给航天器姿轨联合控制设计带来了较大的困难。

针对上述困难, 国内外众多学者展开了广泛

深入研究。徐李佳和胡勇^[1]提出一种基于特征模型位置解耦自适应控制方法实现服务航天器与机动目标航天器的交会, 但仅考虑了相对位置控制, 未考虑姿态耦合的问题。采用同样的方法, 胡勇等^[2]基于特征模型的控制方法, 设计了相对位置跟踪控制器及姿态同步控制器, 前提是已知干扰的模型, 而工程实施中多数情况下并不能提前获知干扰模型。文献[3]设计了服务航天器对失控航天器的姿轨耦合控制器; 文献[4]针对挠性航天器接近跟踪自由翻滚目标问题, 采用 θ -D次优控制方法设计了耦合控制器, 上述研究并未考虑干扰补偿的问题。针对姿轨耦合控制问题, 滑模控制器得到了较为广泛的应用。文献[5]针对与自由翻滚航天器交会对接近距离段的姿轨强耦合控制问题提出了一种自适应滑模控制器; 文献[6]针对在轨航天器对失控卫星进行交会捕获

收稿日期: 2019-10-16; 录用日期: 2020-01-03; 网络出版时间: 2020-02-14 15:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1344.004.html

* 通信作者。E-mail: liuzengbo@buaa.edu.cn

引用格式: 刘增波, 乔建忠, 郭雷, 等. 基于非线性干扰观测器的航天器相对姿轨耦合控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1907-1915. LIU Z B, QIAO J Z, GUO L, et al. Nonlinear disturbance observer based control for relative position and attitude coupled spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1907-1915 (in Chinese).

问题,建立基于CW方程和姿态四元数的姿轨动力学模型,设计了有限时间滑模控制器;文献[7]针对空间翻滚目标的逼近与跟踪控制问题,设计了具备测量不确定性和干扰补偿、抖振抑制等能力的鲁棒双滑模面控制律,分析并建立了测量误差在系统中向控制输入的传播模型。然而滑模控制器存在的一个显著问题是滑模面震颤问题,另外,还有一些其他控制方法也应用到了姿轨耦合控制器设计中。例如,文献[8]利用滑模控制律结合人工势函数理论和基于蔓叶线的虚拟障碍物模型研究了近距离避障问题;文献[9-10]利用反步法研究了六自由度姿轨耦合控制问题,上述研究依赖控制器的鲁棒性实现姿轨耦合稳定控制,但对干扰不能实现有效补偿。

针对干扰有抑制和补偿2种方法,抑制的方法并不能完全消除干扰,而补偿的方法则通过抵消的方式可以实现干扰的有效剔除。文献[11-12]利用干扰观测器对干扰进行观测,实现了干扰的量化估计;在干扰观测器基础上,郭雷等^[13-17]提出了一种复合抗干扰方法,并在机器人^[18]、微纳卫星姿态精细控制方面进行了应用,取得了较好效果。

在上述研究的基础上,本文以服务航天器近距离跟踪逼近失控目标航天器为研究对象,设计了基于非线性干扰观测器和非线性反馈控制器的复合控制器,实现了服务航天器对失控目标航天器的位置和姿态跟踪控制,在实现挠性附件干扰补偿的同时,有效抑制了其他不确定性干扰,通过数字仿真及半物理实物闭环试验验证了所提控制方法的有效性。

1 动力学模型

1.1 相对位置动力学

服务航天器相对于失控目标航天器的相对位置动力学方程如下^[19]:

$$\ddot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}_v \dot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}_r \mathbf{r} = \frac{1}{m}(\mathbf{f}_o + \mathbf{f}_d) \quad (1)$$

式中: \mathbf{r} 为服务航天器质心在Hill坐标系^[20]下的位置矢量; m 为服务航天器的质量; \mathbf{f}_o 为Hill坐标系下表示的控制力; \mathbf{f}_d 为大气阻力等环境干扰力及由帆板产生的干扰力。

$$\mathbf{C}_v = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2\omega_T \\ 0 & 0 & 0 \\ 2\omega_T & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}_r = \begin{bmatrix} \omega_T^2 \left(\frac{R_T}{p} - 1 \right) & 0 & -\dot{\omega}_T \\ 0 & \omega_T^2 \frac{R_T}{p} & 0 \\ \dot{\omega}_T & 0 & -\omega_T^2 \left(2 \frac{R_T}{p} + 1 \right) \end{bmatrix}$$

其中: ω_T 为失控目标航天器轨道角速度; R_T 为失控目标航天器质心与地心的距离; p 为失控目标航天器轨道半通径。

1.2 相对姿态动力学

失控目标航天器处于自由翻滚状态,鉴于相对姿态运动范围较大,利用四元数描述主动服务航天器相对失控目标航天器的运动方程,由于四元数具有归一性,在此仅用四元数 \mathbf{q} 的矢量部分 \mathbf{q}_v 描述服务航天器相对失控目标航天器的姿态动力学方程,如下^[2]:

$$\ddot{\mathbf{q}}_v = \mathbf{f}_{q_v} + \frac{1}{2} \mathbf{Q}_v \mathbf{J}_s^{-1} (\mathbf{T}_s + \boldsymbol{\delta}) \quad (2)$$

式中: \mathbf{J}_s 为服务航天器的转动惯量矩阵; \mathbf{T}_s 为服务航天器的控制力矩; $\boldsymbol{\delta}$ 为作用在服务航天器上的干扰力矩。

$$\begin{cases} \mathbf{f}_{q_v} = \frac{1}{4} (\boldsymbol{\omega}^T \boldsymbol{\omega}) \mathbf{q}_v + \frac{1}{2} \mathbf{Q}_v \mathbf{f}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \boldsymbol{\omega}_i) \\ \mathbf{f}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \boldsymbol{\omega}_i) = \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega}_s - \boldsymbol{\omega}) + \\ \quad \mathbf{C}_{s_i} \mathbf{J}_i^{-1} [\boldsymbol{\omega}_i \times (\mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i)] - \mathbf{J}_s^{-1} [\boldsymbol{\omega}_s \times (\mathbf{J}_s \boldsymbol{\omega}_s)] \end{cases}$$

其中: \mathbf{q}_v 为四元数 \mathbf{q} 的矢部, $\mathbf{q}_v = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$; $\boldsymbol{\omega}$ 为服务航天器相对失控目标航天器的姿态角速度; $\boldsymbol{\omega}_s$ 为服务航天器的姿态角速度; $\boldsymbol{\omega}_i$ 为失控目标航天器的姿态角速度; \mathbf{C}_{s_i} 为服务航天器相对失控目标航天器的姿态转换矩阵; \mathbf{J}_i 为失控目标航天器的转动惯量矩阵。

$$\mathbf{Q}_v = \begin{bmatrix} q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}$$

1.3 姿轨耦合动力学

航天器姿轨控制耦合的主要原因是:航天器发动机与本体坐标系固连,而位置动力学中加速度为RVD坐标系下的表示,发动机推力在本体坐标系与RVD坐标系之间的关系如下:

$$\mathbf{f}_o = \mathbf{C}_{o_b_s} \mathbf{f}_{b_s} \quad (3)$$

式中: \mathbf{f}_{b_s} 为发动机推力在服务航天器本体坐标系下的表示; $\mathbf{C}_{o_b_s}$ 为服务航天器本体坐标系到Hill坐标系的坐标转换矩阵,该项与航天器姿态相关。

从上面的转换关系可以看出,追踪飞行器的位置控制与姿态控制相互耦合。因此,两航天器的相对位置动力学方程可写为

$$\ddot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}_v \dot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}_r \mathbf{r} = \frac{1}{m} (\mathbf{C}_{o,b_s} \mathbf{f}_{b_s} + \mathbf{f}_d) \quad (4)$$

结合前述姿态动力学方程,选取状态 $\mathbf{x} = [\mathbf{r} \ \mathbf{q}_v]^\top$,则相对位置和姿态一体化动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}(\mathbf{u} + \mathbf{d}) \quad (5)$$

式中:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_v \dot{\mathbf{r}} - \mathbf{C}_r \mathbf{r} \\ \mathbf{f}_{qv} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} \mathbf{C}_{o,b_s} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{1}{2} \mathbf{Q}_v \mathbf{J}_s^{-1} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{u} = [\mathbf{f}_{b_s} \ \mathbf{T}_s]^\top$$

$$\mathbf{d} = [\mathbf{f}_d \ \boldsymbol{\delta}]^\top$$

1.4 姿轨耦合跟踪系统

在服务航天器与失控目标航天器相对运动过程中,通过轨迹规划设计运动轨迹 \mathbf{x}_d ,控制系统的任务是通过控制输入,使得上述系统的运动轨迹 \mathbf{x} 与 \mathbf{x}_d 逐渐逼近,最终达到一致跟踪。设给定的轨迹为 $\mathbf{x}_d = [\mathbf{r}_d \ \mathbf{0}]^\top$,定义系统误差为

$$\mathbf{e}_x = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d = [\mathbf{r}_e \ \mathbf{q}_v]^\top$$

式中:

$$\mathbf{r}_e = \mathbf{r} - \mathbf{C}_{o,b_t} \mathbf{r}_{d_t}$$

其中: \mathbf{C}_{o,b_t} 为失控目标航天器本体坐标系到 Hill 坐标系的坐标转换矩阵; \mathbf{r}_{d_t} 为失控目标航天器本体坐标系下表示的相对位置期望轨迹。

如前所述,对误差系统进行一阶求导可得

$$\dot{\mathbf{e}}_x = \dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{x}}_d = [\dot{\mathbf{r}}_e \ \dot{\mathbf{q}}_v]^\top$$

式中:

$$\dot{\mathbf{r}}_e = \dot{\mathbf{r}} - \mathbf{C}_{o,b_t} (\boldsymbol{\omega}_{o,b_t} \times \mathbf{r}_{d_t})$$

$$\dot{\mathbf{q}}_v = \frac{1}{2} \mathbf{Q}_v \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2} (\mathbf{q}_0 \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{q}_v)$$

继续进行二阶求导可得

$$\ddot{\mathbf{e}}_x = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{f}(\mathbf{r}, \boldsymbol{\omega}_{o,b_t}) + \mathbf{B}(\mathbf{u} + \mathbf{d}) \quad (6)$$

式中:

$$\mathbf{f}(\mathbf{r}, \boldsymbol{\omega}_{o,b_t}) = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{o,b_t} (\dot{\boldsymbol{\omega}}_{o,b_t} \times \mathbf{r}_{d_t} + \boldsymbol{\omega}_{o,b_t} \times (\boldsymbol{\omega}_{o,b_t} \times \mathbf{r}_{d_t})) \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}$$

事实上, \mathbf{C}_{o,b_s} 和 \mathbf{Q}_v 总是可逆的,进一步对上式进行变换,令

$$\mathbf{G}(\mathbf{u}' + \mathbf{d}') = \mathbf{B}(\mathbf{u} + \mathbf{d})$$

$$\mathbf{G} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{o,b_s}^{-1} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{J}_s \mathbf{Q}_v^{-1} \mathbf{J}_s^{-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{1}{2} \mathbf{J}_s^{-1} \end{bmatrix}$$

实现服务航天器近距离跟踪失控目标航天器就是设计控制器,使误差系统趋于零,且一致渐进稳定。

2 复合控制器设计

2.1 非线性干扰观测器设计

在服务航天器对失控目标航天器进行位置和姿态跟踪时,主要受到帆板、天线、机械臂等挠性附件的干扰,同时受到重力梯度力矩、大气阻力、太阳气压等外界力的干扰,广义上可以将建模误差作为干扰处理。这里将外部干扰进行分类, $\mathbf{d}' = \mathbf{d}_0 + \mathbf{d}_1$, \mathbf{d}_0 为可建模外部干扰, \mathbf{d}_1 为其他等效干扰,包含空间环境力矩、未建模的干扰、敏感器测量噪声等。很明显,上述干扰是有界的,即: $\|\mathbf{d}_0\| < W_0$, $\|\mathbf{d}_1\| < W_1$, W_0 和 W_1 为正数。针对航天器帆板、天线和机械臂等可观测挠性干扰 \mathbf{d}_0 ,参考文献[12]设计非线性干扰观测器,如下:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{d}}_0 = \mathbf{z} + \mathbf{p}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \\ \dot{\mathbf{z}} = -\mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \mathbf{G} \mathbf{z} - \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \cdot [\mathbf{G} \mathbf{p}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{G} \mathbf{u}'] \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\hat{\mathbf{d}}_0$ 为干扰 \mathbf{d}_0 的观测值; \mathbf{z} 为辅助变量; $\mathbf{p}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})$ 为待设计的非线性函数; $\mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})$ 为非线性干扰观测器增益,且满足:

$$\mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \ddot{\mathbf{e}}_x = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{p}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial \mathbf{p}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})}{\partial \dot{\mathbf{x}}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{e}}_x \\ \ddot{\mathbf{e}}_x \end{bmatrix}$$

定义非线性干扰观测器的观测误差为

$$\tilde{\mathbf{d}}_0 = \mathbf{d}_0 - \hat{\mathbf{d}}_0$$

则非线性干扰观测器误差系统动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\mathbf{d}}}_0 &= \dot{\mathbf{d}}_0 - \dot{\hat{\mathbf{d}}}_0 = \dot{\mathbf{d}}_0 - \dot{\mathbf{z}} - \dot{\mathbf{p}}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \\ & \dot{\mathbf{d}}_0 + \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \mathbf{G} [\mathbf{z} + \mathbf{p}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}})] - \\ & \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) [\ddot{\mathbf{e}}_x - \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) - \mathbf{f}(\mathbf{r}, \boldsymbol{\omega}_{o,b_t}) - \mathbf{G} \mathbf{u}'] = \\ & \dot{\mathbf{d}}_0 + \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \mathbf{G} \tilde{\mathbf{d}}_0 - \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \mathbf{G} (\mathbf{d}_0 + \mathbf{d}_1) = \\ & \dot{\mathbf{d}}_0 - \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \mathbf{G} \tilde{\mathbf{d}}_0 - \mathbf{L}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \mathbf{G} \mathbf{d}_1 \end{aligned} \quad (8)$$

2.2 非线性反馈控制器设计

设计非线性反馈控制器如下:

$$\mathbf{u}_0 = -\mathbf{G}^{-1} [\mathbf{K}_p \mathbf{e}_x + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}}_x + \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{f}(\mathbf{r}, \boldsymbol{\omega}_{o,b_t})] \quad (9)$$

式中: \mathbf{K}_p 和 \mathbf{K}_d 为控制器参数。

将控制器(9)代入误差系统方程(6)可得

$$\ddot{\mathbf{e}}_x + \mathbf{K}_p \mathbf{e}_x + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}}_x = \mathbf{D}_0 \mathbf{d}_0 + \mathbf{D}_1 \mathbf{d}_1 \quad (10)$$

定义误差系统状态为 $\mathbf{e} = [\mathbf{e}_x \ \dot{\mathbf{e}}_x]^\top$,则误差系统状态方程为

$$\dot{\mathbf{e}} = (\mathbf{A} + \mathbf{K}) \mathbf{e} + \mathbf{D}_0 \mathbf{d}_0 + \mathbf{D}_1 \mathbf{d}_1 \quad (11)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{I}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \end{bmatrix}$$

$$K = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ -K_p & -K_d \end{bmatrix}$$

$$D_0 = D_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \frac{1}{m} I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{1}{2} J_s^{-1} \end{bmatrix}$$

将干扰估计值引入控制系统进行反馈控制,则系统复合控制器可以设计为如下状态,控制系统结构如图1所示。

$$u' = -D_0 \hat{d}_0 + u_0 \quad (12)$$

可以得到包含非线性干扰观测器的姿轨耦合扩张系统如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{e} \\ \dot{\tilde{d}}_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A + K & D_0 \\ \mathbf{0} & -LG \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ \tilde{d}_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & D_1 \\ I & -LG \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{d}_0 \\ d_1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

设 $\bar{x} = [e \quad \tilde{d}_0]^T$, 方程中各项分别如下:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A + K & D_0 \\ \mathbf{0} & -LG \end{bmatrix}$$

$$\bar{d} = \begin{bmatrix} \dot{d}_0 \\ d_1 \end{bmatrix}$$

$$\bar{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & D_1 \\ I & -LG \end{bmatrix}$$

则系统方程变为

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}\bar{d} \quad (14)$$

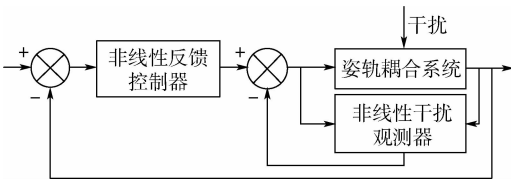


图1 控制系统结构

Fig.1 Structure of control system

2.3 稳定性分析

引理1^[14] 若正定函数 $V(t)$ 满足:

$$\dot{V}(t) = -\lambda V(t) + \varphi(t)$$

式中: λ 为正常数; $\varphi(t) > 0, t > 0$ 。若 $\varphi(t) = C$ 为常数, 则系统是全局一致最终有界稳定的。

定理1 对于联合误差系统(14), 对于给定的参数 $\alpha_1 > 0, \beta_1 > 0, \beta_2 > 0$, 如果存在矩阵 Q_2 及 $Q_1 > 0, R_1 > 0, L > 0$ 满足:

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & D & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ * & \Gamma_{22} & Q_2 & P_2 \\ * & * & -\beta_1^2 I & \mathbf{0} \\ * & * & * & -\beta_2^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (15)$$

式中:

$$\Gamma_{11} = A Q_1 + (A Q_1)^T + R_1 + R_1^T + \alpha_1^2 I$$

$$\Gamma_{22} = -(Q_2 G + G^T Q_2^T)$$

那么复合系统是全局一致渐进稳定的。

证明 取如下李雅普诺夫函数:

$$V(e, \tilde{d}_0, t) = [e^T \quad \tilde{d}_0^T] \begin{bmatrix} P_1 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & P_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ \tilde{d}_0 \end{bmatrix} =$$

$$e^T P_1 e + \tilde{d}_0^T P_2 \tilde{d}_0 = V_1(e, t) + V_2(\tilde{d}_0, t)$$

计算 $V_1(e, t)$ 的微分, 可得

$$\dot{V}_1(e, t) = e^T P_1 \dot{e} + \dot{e}^T P_1 e =$$

$$e^T P_1 [(A + K)e + D_0 \tilde{d}_0 + D_1 d_1] +$$

$$[(A + K)e + D_0 \tilde{d}_0 + D_1 d_1]^T P_1 e =$$

$$e^T [P_1 A + (P_1 A)^T + P_1 K + (P_1 K)^T] e +$$

$$e^T P_1 (D_0 \tilde{d}_0 + D_1 d_1) + (D_0 \tilde{d}_0 + D_1 d_1)^T P_1 e =$$

$$e^T [P_1 A + (P_1 A)^T + P_1 K + (P_1 K)^T] e +$$

$$2e^T P_1 D_0 \tilde{d}_0 + 2e^T P_1 D_1 d_1 \leq$$

$$e^T [P_1 A + (P_1 A)^T + P_1 K + (P_1 K)^T + \alpha_1^2 P_1 P_1^T] e +$$

$$\frac{1}{\alpha_1} \|D_1\|^2 \|d_1\|^2 + 2e^T P_1 D_0 \tilde{d}_0$$

同理, 计算 $V_2(\tilde{d}_0, t)$ 的微分, 可得

$$\dot{V}_2(\tilde{d}_0, t) = \tilde{d}_0^T P_2 \dot{\tilde{d}}_0 + \dot{\tilde{d}}_0^T P_2 \tilde{d}_0 =$$

$$\tilde{d}_0^T P_2 \dot{d}_0 - \tilde{d}_0^T P_2 LG \tilde{d}_0 - \tilde{d}_0^T P_2 LG d_1 + \dot{d}_0^T P_2 \tilde{d}_0 -$$

$$\tilde{d}_0^T G^T L^T P_2 \tilde{d}_0 - d_1^T G^T L^T P_2 \tilde{d}_0 = -\tilde{d}_0^T (P_2 LG +$$

$$G^T L^T P_2^T) \tilde{d}_0 + 2\tilde{d}_0^T P_2 \dot{d}_0 - 2\tilde{d}_0^T P_2 LG d_1 \leq$$

$$\tilde{d}_0^T (-P_2 LG - G^T L^T P_2^T + \beta_1^2 P_2 L L^T P_2^T + \beta_2^2 P_2 P_2^T) \tilde{d}_0 +$$

$$\frac{1}{\beta_1} d_1^T G^T G d_1 + \frac{1}{\beta_2} \dot{d}_0^T \dot{d}_0$$

综合上述计算可得

$$\dot{V}(e, \tilde{d}_0, t) = \dot{V}_1(e, t) + \dot{V}_2(\tilde{d}_0, t) \leq$$

$$e^T [P_1 A + (P_1 A)^T + P_1 K + (P_1 K)^T + \alpha_1^2 P_1 P_1^T] e +$$

$$\tilde{d}_0^T (-P_2 LG - G^T L^T P_2^T + \beta_1^2 P_2 L L^T P_2^T + \beta_2^2 P_2 P_2^T) \tilde{d}_0 +$$

$$2e^T P_1 D_0 \tilde{d}_0 + \frac{1}{\beta_1} d_1^T G^T G d_1 + \frac{1}{\beta_2} \dot{d}_0^T \dot{d}_0 +$$

$$\frac{1}{\alpha_1} \|D_1\|^2 \|d_1\|^2 \leq e^T [P_1 A + (P_1 A)^T + P_1 K +$$

$$(P_1 K)^T + \alpha_1^2 P_1 P_1^T] e + \tilde{d}_0^T (-P_2 LG - G^T L^T P_2^T +$$

$$\beta_1^2 P_2 L L^T P_2^T + \beta_2^2 P_2 P_2^T) \tilde{d}_0 + 2e^T P_1 D_0 \tilde{d}_0 +$$

$$\frac{1}{\beta_1} \|G\|^2 W_1^2 + \frac{1}{\beta_2} W_0^2 + \frac{1}{\alpha_1} \|D_1\|^2 W_1^2 = [e^T \quad \tilde{d}_0^T] \cdot$$

$$\Omega \begin{bmatrix} e \\ \tilde{d}_0 \end{bmatrix} + \frac{1}{\beta_1} \|G\|^2 W_1^2 + \frac{1}{\beta_2} W_0^2 + \frac{1}{\alpha_1} \|D_1\|^2 W_1^2 =$$

$$\begin{bmatrix} e^T & \tilde{d}_0^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \Psi \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e^T \\ \tilde{d}_0^T \end{bmatrix} + C_0$$

式中:

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_{11} & P_1 D_0 \\ D_0^T P_1 & \Omega_{22} \end{bmatrix}$$

$$\Omega_{11} = P_1 A + (P_1 A)^T + P_1 K + (P_1 K)^T + \alpha_1^2 P_1 P_1^T$$

$$\Omega_{22} = -P_2 L G - G^T L^T P_2^T + \beta_1^2 P_2 L L^T P_2^T + \beta_2^2 P_2 P_2^T$$

$$C_0 = \frac{1}{\beta_2^2} W_0^2 + \frac{1}{\beta_1^2} \|G\|^2 W_1^2 + \frac{1}{\alpha_1^2} \|D_1\|^2 W_1^2$$

令 $Q_2 = P_2 L, Q_1 = P_1^{-1}, R_1 = K P_1^{-1}$, 可得

$$\Psi = \begin{bmatrix} P_1^{-1} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \Omega \begin{bmatrix} P_1^{-1} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Theta_{11} & D_0 \\ D_0^T & \Theta_{22} \end{bmatrix}$$

$$\Theta_{11} = A Q_1 + (A Q_1)^T + R_1 + R_1^T + \alpha_1^2 I$$

$$\Theta_{22} = -Q_2 G - G^T Q_2^T + \beta_1^2 Q_2 Q_2^T + \beta_2^2 P_2 P_2^T$$

根据舒尔补定理,可知 $\Gamma < 0 \Leftrightarrow \Psi < 0$, 令

$$\Pi = \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \Psi \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}$$

可得

$$\Gamma < 0 \Leftrightarrow \Pi < 0$$

可以得出如下结论:存在任意小的正数 $\varepsilon > 0$, 使得 $\Pi < -\varepsilon I$, 即可得

$$\dot{V}(e, \tilde{d}_0, t) < -\varepsilon \left\| \begin{bmatrix} e^T \\ \tilde{d}_0^T \end{bmatrix} \right\|^2 + C_0$$

由引理 1 可知,命题得证。

证毕

3 仿真分析

本节针对控制器的有效性进行仿真验证,复合控制器用于服务航天器近距离跟踪失控目标航天器。仿真周期和控制周期设置为 1 s, 假设测量估计和输出无时延。表 1 为仿真输入条件。

表 1 仿真输入条件

Table 1 Input conditions of simulation

序号	参数	数值
1	r_0/m	$[5, 10, 100]^T$
2	$\dot{r}_0/(m \cdot s^{-1})$	$[0, 0, -0.1]^T$
3	r_d/m	$[0, 0, 20]^T$
4	$q_{v0}/(^{\circ})$	$[0.130, -0.086, -0.011]^T$
5	$q_{vd}/(^{\circ})$	$[0, 0, 0]^T$
6	$J_s/(kg \cdot m^2)$	$[2249.4, -44.4, -8.9;$ $-44.4, 11487.4, 1.6;$ $-8.9, 1.6, 11201.3]$
7	$J_l/(kg \cdot m^2)$	$[150, 0, 0; 0, 180, 0; 0, 0, 210]$
8	m/kg	1278.3
9	$\omega_T/(^{\circ}) \cdot s^{-1}$	0.067
10	R_T/m	$6.772517893194875 \times 10^6$
11	p/m	$6.772560943093867 \times 10^6$

由于低频模式通常在柔性系统中占主导地位,所以仿真中仅考虑了最低的弯曲模式用于所实现的航天器模型。帆板等挠性附件引起的扰动力方程表示为 $F(2\zeta\Omega_f\dot{\eta}_f + \Omega_f^2\eta_f)$, η_f 为附件的一阶挠性模态, F 为航天器本体与挠性附件的挠性耦合系数,取 $F = [1.011, 2.002, 35.331, 35.635, 19.504, -0.006]^T$, ζ 为阻尼系数,取值 0.005, Ω_f 为模态频率,取值为 $\Omega_f = 0.56$ 。

计算选取参数:

$$K_p = \text{diag}([0.02, 0.02, 0.02, 0.5, 0.5, 0.5])$$

$$K_d = \text{diag}([0.15, 0.15, 0.15, 0.51, 0.51, 0.51])$$

$$L = \text{diag}([0.5, 0.5, 0.5, 2000, 10000, 20000])$$

图 2 ~ 图 7 为服务航天器对失控目标航天器跟踪的相对位置和相对姿态的仿真曲线。其中,图 2 为位置干扰估计误差曲线,图 5 为姿态干扰估计误差曲线。可以看出,所设计的非线性干扰观测器能够以较高精度估计出服务航天器所受位置干扰力和姿态干扰力矩。图 3 为带非线性干扰

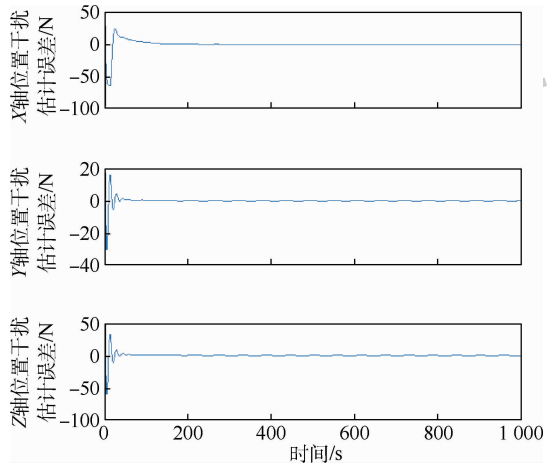


图 2 位置干扰估计误差曲线

Fig. 2 Curves of position disturbance estimation error

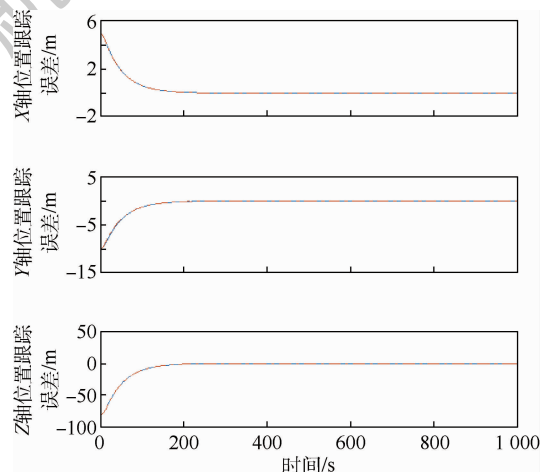


图 3 三轴位置跟踪误差曲线

Fig. 3 Curves of tri-axial position tracking error

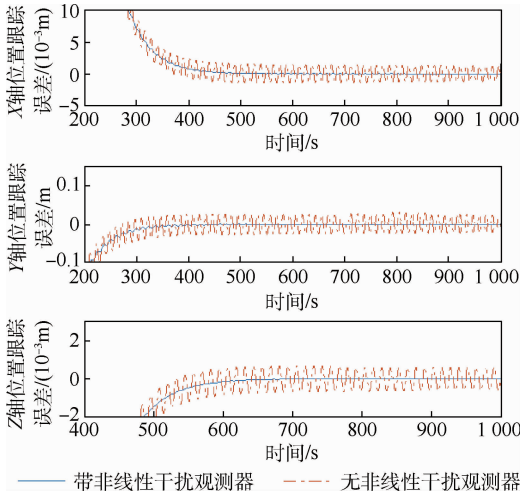


图4 三轴位置跟踪误差曲线局部放大图

Fig. 4 Curves of tri-axial position tracking error (zoom in)

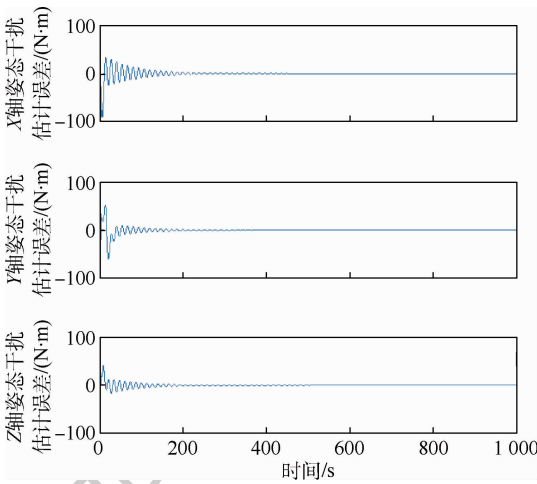


图5 姿态干扰估计误差曲线

Fig. 5 Curves of attitude disturbance estimation error

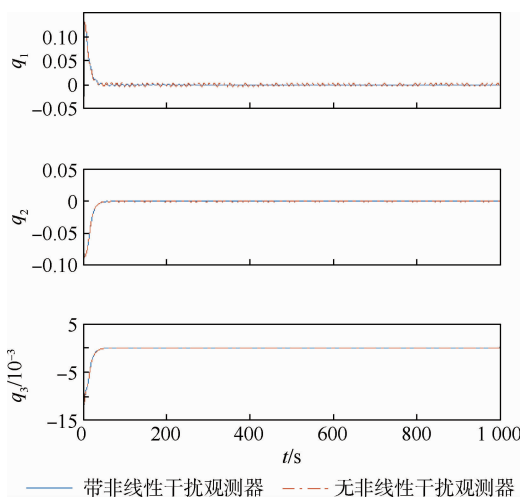


图6 相对四元数曲线

Fig. 6 Curves of relative quaternion

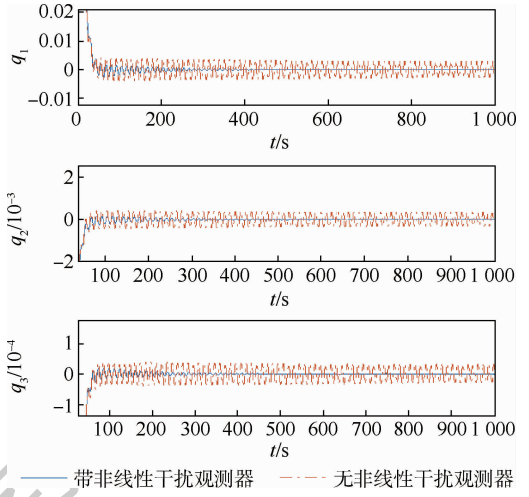


图7 相对四元数曲线局部放大图

Fig. 7 Curves of relative quaternion (zoom in)

踪性能。图6为带非线性干扰观测器和不带非线性干扰观测器的相对姿态四元数的跟踪曲线,图7为图6的放大曲线。同样在非线性干扰观测器的有效补偿下,控制器能够有效实现姿态干扰抑制,达到较高精度的相对姿态跟踪性能。

从上述仿真结果可以看出,在位置和姿态相互耦合的情况下,通过设计非线性干扰观测器,能够有效估计作用在航天器上的力和力矩干扰值,通过补偿控制,所设计的带有非线性干扰观测器的复合控制器能够有效抑制干扰,实现姿轨耦合航天器的六自由度稳定控制。

4 实物验证

4.1 试验系统

为验证所设计控制器的有效性,采用实物产品进行半物理实物闭环试验验证,试验系统如图8所示。试验系统中的控制计算机和测量敏感器均采用真实产品。控制计算机用于采集各测量敏感器的测量数据,进行位置和姿态估计,根据控制律形成控制指令;测量敏感器包括星敏感器、二

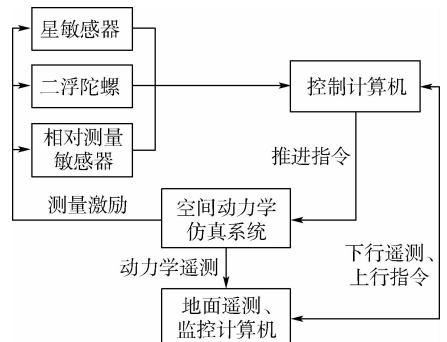


图8 实物仿真验证系统结构

Fig. 8 Structure of physical simulation and validation system

观测器和不带非线性干扰观测器的相对位置跟踪曲线,图4为图3的放大曲线。可以看出,通过干扰补偿后,带非线性干扰观测器的控制器能够有效抑制挠性附件引起的振动,达到较高精度的跟

浮陀螺和相对测量敏感器,其中星敏感器和二浮陀螺用于服务航天器本体的姿态测量,相对测量敏感器用于服务航天器与失控目标航天器之间的相对位置和姿态测量。试验系统的空间环境和位置姿态动力学采用高性能计算机进行仿真,高性能计算机接收来自控制器的控制指令,进行航天器轨道和姿态动力学仿真运算,并激励各测量敏感器。另配备地面遥测、监控计算机,用于接收并显示控制计算机和空间动力学仿真系统的遥测数据。

4.2 试验结果

试验条件如表 2 所示,试验结果如图 9 ~ 图 12 所示。其中,图 9 为服务航天器相对于失控目标航天器的相对位置曲线,图 10 为服务航天器相对于失控目标航天器的相对姿态曲线。可以看出,非线性干扰观测器的引入较大程度提高了航天器位置和姿态的控制精度和稳定度。图 11 和图 12 分别为相对位置干扰力和观测值及相对姿

表 2 试验输入条件

Table 2 Input conditions of experiment

序号	参数	数值
1	r_0/m	$[125, 1, -2]^T$
2	$\dot{r}_0/(m \cdot s^{-1})$	$[0, 0, -0.1]^T$
3	r_d/m	$[120, 0, 0]^T$
4	$q_{d0}/(^{\circ})$	$[0.008\ 877, -0.008\ 572, 0.017\ 527]^T$
5	$q_{da}/(^{\circ})$	$[0, 0, 0]^T$
6	$J_s/(kg \cdot m^2)$	$[2249.4, -44.4, -8.9;$ $-44.4, 11487.4, 1.6;$ $-8.9, 1.6, 11201.3]$
7	$J_t/(kg \cdot m^2)$	$[150, 0, 0, 0, 180, 0; 0, 0, 210]$
8	m/kg	1278.3
9	$\omega_T/(^{\circ} \cdot s^{-1})$	0.067
10	R_T/m	$6.772\ 517\ 893\ 194\ 875 \times 10^6$
11	p/m	$6.772\ 560\ 943\ 093\ 867 \times 10^6$

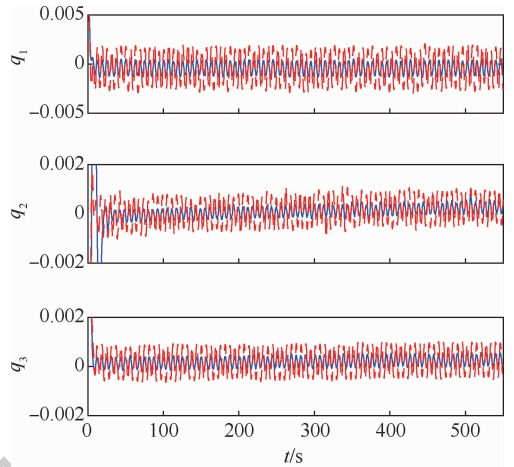


图 10 相对四元数控制曲线

Fig. 10 Curves of relative quaternion control

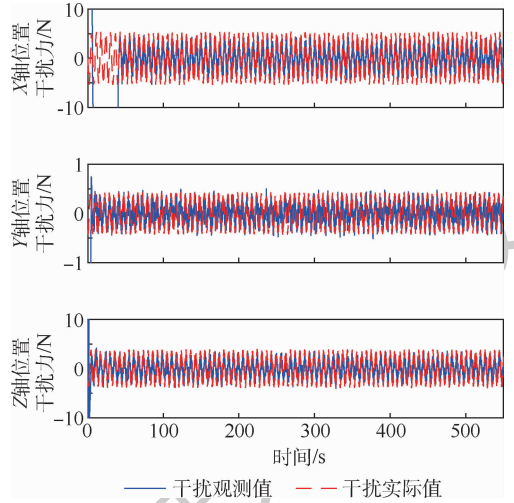


图 11 位置干扰力及估计曲线

Fig. 11 Curves of position disturbance force and estimation

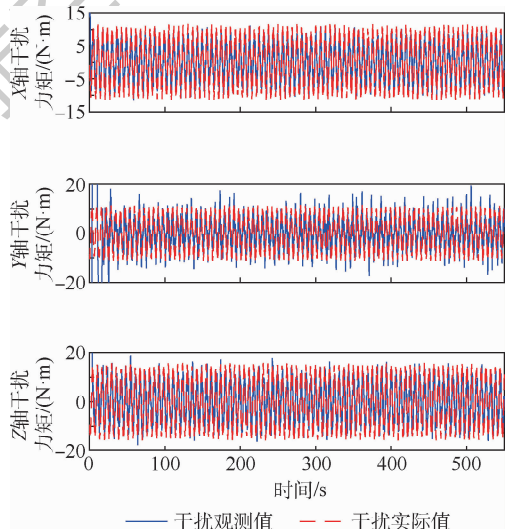


图 12 姿态干扰力矩及估计曲线

Fig. 12 Curves of attitude disturbance torque and estimation

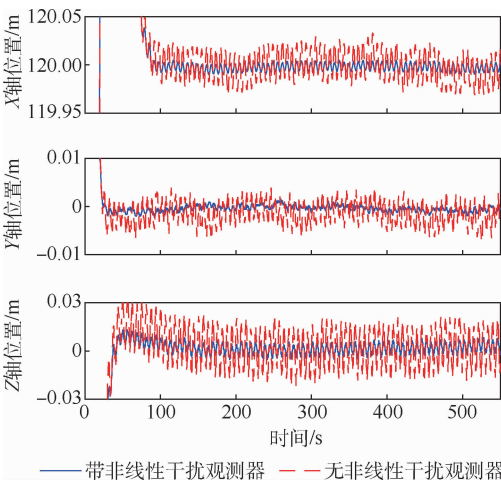


图 9 三轴位置控制曲线

Fig. 9 Curves of tri-axial position control

态干扰力矩和观测值。可以看出,非线性干扰观测器有效实现了对服务航天器上力和力矩干扰的跟踪和估计,通过控制器对干扰进行有效补偿,实现了航天器较高精度稳定控制。从试验结果来看,试验曲线与仿真曲线存在一定差异,主要原因在于:一方面,仿真过程中存在一定的模型简化,如仿真中发动机采用理想的推力模型,实际发动机存在开关响应时滞,仿真中模拟的敏感器测量噪声与真实状态存在一定差异;另一方面,仿真中仅模拟了帆板的一阶模态,而试验中通过实测帆板参数,建立了帆板的高阶模态。尽管试验中的不确定干扰项比数学仿真更加复杂,但本文控制方法在试验中仍取得了较好的控制效果,证明了方法的有效性和鲁棒性。

5 结束语

本文建立了服务航天器与失控目标航天器的相对姿轨耦合动力学方程,设计了非线性干扰观测器,用于相对姿态和位置的干扰估计,采用非线性干扰观测器和非线性反馈控制器组成的复合控制器实现了两航天器相对位置和姿态稳定控制,其中非线性干扰观测器用于补偿帆板等可建模干扰,非线性反馈控制器用于实现航天器的姿轨耦合控制。仿真和半物理实物闭环试验结果表明,复合控制器能够有效改善姿轨耦合航天器的控制精度。

参考文献 (References)

- [1] 徐李佳,胡勇.非合作机动目标交会的相对位置控制[J].空间控制技术与应用,2015,41(6):13-18.
XU L J, HU Y. Control for relative position of spacecraft rendezvous with a non-cooperative maneuver target [J]. Aerospace Control and Application, 2015, 41 (6): 13-18 (in Chinese).
- [2] 胡勇,徐李佳,解永春.针对失控翻滚目标航天器的交会对接控制[J].宇航学报,2015,36(1):47-57.
HU Y, XU L J, XIE Y C. Characteristic model based control in rendezvous and docking with a tumbling target. spacecraft [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36 (1): 47-57 (in Chinese).
- [3] 卢伟,耿云海,陈雪芹,等.在轨服务航天器对目标的相对位置和姿态耦合控制[J].航空学报,2011,32(5):857-865.
LU W, GENG Y H, CHEN X Q, et al. Coupled control of relative position of relative position and attitude for on-orbit servicing spacecraft with respect to target [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32 (5): 857-865 (in Chinese).
- [4] XIN M, PAN H J. Nonlinear optimal control of spacecraft approaching a tumbling target [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15 (2): 79-89.
- [5] 姜博严,胡庆雷,石忠,等.与自由翻滚目标近距离段交会对接的相对姿轨耦合控制[J].宇航学报,2014,35(1):54-60.
JIANG B Y, HU Q L, SHI Z, et al. Relative position and attitude coupled controller design for approaching and docking with a freely tumbling target [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35 (1): 54-60 (in Chinese).
- [6] LU W, GENG Y H, CHEN X Q, et al. Relative position and attitude coupled control for autonomous docking with a tumbling target [J]. International Journal of Control and Automation, 2011, 4 (4): 1-22.
- [7] 韩飞,吴限德,段广仁,等.逼近与跟踪翻滚目标的双滑模面姿轨耦合控制[J].哈尔滨工程大学学报,2018,39(1):23-32.
HAN F, WU X D, DUAN G R, et al. Attitude and orbit coupled dual sliding mode surface control for approaching and tracking tumbling target [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39 (1): 23-32 (in Chinese).
- [8] 郭永,宋申民,李学辉.非合作交会对接的姿态和轨道耦合控制[J].控制理论与应用,2016,33(5):638-644.
GUO Y, SONG S M, LI X H. Attitude and orbit coupled control for non-cooperative rendezvous and docking [J]. Control Theory & Applications, 2016, 33 (5): 638-644 (in Chinese).
- [9] LV Y Y, HU Q L, MA G F, et al. 6-DOF synchronized control for spacecraft formation flying with input constraint and parameter uncertainties [J]. ISA Transactions, 2011, 50 (4): 573-580.
- [10] KRISTIANSEN R, NICKLASSON P J, GRAVD AHL J T. Spacecraft coordination control in 6-DOF: Integrator back-stepping vs passivity based control [J]. Automatica, 2008, 44 (11): 2896-2904.
- [11] SARIYILDIZ E, OHNISHI K. A guide to design disturbance observer [J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2014, 136 (2): 021011.
- [12] CHEN W H, BALANCE D J, GAWTHROP P J, et al. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2000, 47 (4): 932-938.
- [13] GUO L, CHEN W. Disturbance attenuation and rejection for systems with nonlinearity via DOBC approach [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2005, 15 (3): 109-125.
- [14] GUO L, CAO S. Anti-disturbance control for systems with multiple disturbances [M]. Boca Raton: CRC Press, 2013.
- [15] CHEN W H, YANG J, GUO L, et al. Disturbance observer-based control and related methods: An overview [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63 (2): 1083-1095.
- [16] LIU H, GUO L, ZHANG Y M. An anti-disturbance PD control scheme for attitude control and stabilization of flexible spacecrafts [J]. Nonlinear Dynamics, 2012, 67 (3): 2081-2088.
- [17] ZHU Y K, QIAO J Z, GUO L, et al. Adaptive sliding mode disturbance observer-based composite control with prescribed performance of space manipulators for target capturing [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66 (3): 1973-1983.
- [18] CHEN K Y. Robust optimal adaptive sliding mode control with the disturbance observer for a manipulator robot system [J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2018, 16 (4): 1701-1715.
- [19] 耿长福.航天器动力学[M].北京:中国科学技术出版

社,2008.

GEN C F. Spacecraft dynamics [M]. Beijing: China Science & Technology Press, 2008 (in Chinese).

[20] 朱仁章. 航天器交会对接技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

ZHU R Z. Rendezvous and docking techniques of spacecraft

[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007 (in Chinese).

作者简介:

刘增波 男, 博士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 航天器导航制导与控制。

Nonlinear disturbance observer based control for relative position and attitude coupled spacecraft

LIU Zengbo^{1,2,*}, QIAO Jianzhong², GUO Lei², LIU Zongyu¹, FAN Songtao¹

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100090, China;

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

Abstract: This paper studies the control problem of approaching and docking autonomously system including an on-orbit servicing spacecraft with flexible appendages and an out-of-control target considering the coupled relative position and attitude dynamic. Choosing the relative position and the relative attitude quaternion as the system state and considering the relative position and attitude coupled which is produced by the propulsion installation error, the relative position and attitude coupled dynamics model of the servicing spacecraft with respect to the out-of-control target is established in the form of state equation. While considering the flexible appendages of servicing spacecraft, the vibration from flexible appendages is modeled as a derivative-bounded disturbance to the position and attitude control system of the rigid body. Then a nonlinear feedback control algorithm is proposed based on feedback linearization. Aimed at attenuating the modeled disturbance, a disturbance-observer-based control is formulated for feed forward compensation of the elastic vibration. Then a composite controller with a hierarchical architecture is designed by combining disturbance-observer-based control and nonlinear feedback control, where disturbance-observer-based control is used to compensate the disturbance from the flexible appendages. Numerical simulations and semi-physicd closed-loop experiments are performed to demonstrate that by using the composite hierarchical control law, disturbances can be effectively attenuated and the nonlinear feedback control law is robust with perfect tracking performance.

Keywords: non-cooperative rendezvous and docking; nonlinear feedback control; composite controller with hierarchical architecture; disturbance observe; disturbance compensation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0537

考虑误差不确定性的航空安全预测新方法

任博^{1,2,*}, 曾航¹, 刘敏², 王芳², 崔利杰¹, 陈浩然¹

1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710052; 2. 光电控制技术重点实验室, 洛阳 471000)



摘 要: 航空安全精确预测对预防事故意义重大。目前航空安全预测主要是确定性预测,忽略了各类不确定性对预测影响。在确定性预测基础上,考虑误差不确定性开展航空安全预测,通过非参数方法获得航空安全预测误差不确定性描述,基于最高密度域求解一定可靠程度航空安全预测值最可能落入区间,量化不确定性引起航空安全预测结果的变动,从而确定该区间包含航空安全预测值的可靠程度,更好地认识被预测量在未来变化中可能存在的不确定性和面临的风险。以某航空公司1994—2015年航空安全数据为例,采用所提方法对航空安全开展预测,结果表明,所提方法能提供航空安全预测值及其更精确的不确定性变化范围,更有利于从不确定性角度对航空安全进行分析,解释航空安全预测结果的可能性水平,能为航空安全预警和管理提供理论依据。

关键词: 航空安全预测; 不确定性; 误差分布; 核密度; 区间预测

中图分类号: V328

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1916-07

航空产业科技含量高、安全风险大,降低事故率是专家学者研究的重要课题。航空安全预测通过研究航空事故与致因因素的内在关系,揭示事故发生规律,实现对未来趋势预测^[1]。航空安全预测有时间序列预测和因果预测。其中,因果预测以事故致因分析为基础,重点研究致因因素与事故之间的关系。罗帆和贾刚^[2]、李柯和张胜^[3]、王本涛^[4]分析航空事故和致因关系,得出组织管理、环境、人为失误、装备等致因因素,构建航空事故预测模型。Uddin Rajib和Fan^[5]研究了航空安全指标,认为飞行员、机务、安全管理系统和主动安全文化是主要的航空安全影响因素。此外,时间序列预测利用不安全事件时间序列统计特征规律,反映不安全事件在时间先后顺序上的相关性,估计事件序列未来趋势。常用方法有回归分析^[6]、指数平滑^[7]、灰色预测^[8]、人工智能^[9]

等。甘旭升和端木京顺^[10]利用自回归移动平均(Auto Regressive Moving Average, ARMA)法对飞行事故进行研究。Huan^[11]用样条插值函数对台湾飞行安全数据分析,研究人为因素与航空安全的影响,提高了对非线性数据适用性。吕雪梅^[12]运用灰色模型预测未来严重飞行事故万时率、事故征候。

然而,2种航空安全预测属于确定性预测^[13],没有充分考虑不确定性影响(致因因素不确定性,预测模型不确定性及算法,事故环境不确定性因素)。目前确定性的点预测无法准确反映航空安全随机性,仅给出一条确定性的点预测曲线不足以描绘航空安全不确定性^[14]。而且不确定性在航空安全模型传递及输出不确定性评价很大程度影响着航空安全预测、预警精度。置信区间估计^[15]常用来描述真实值相对于预测值不确

收稿日期: 2019-10-10; 录用日期: 2019-12-20; 网络出版时间: 2020-01-16 10:40

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200115.1603.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(71701210); 陕西省自然科学基金(2019JQ-710); 航空科学基金(201657196017)

*通信作者: E-mail: rabber2003@163.com

引用格式: 任博, 曾航, 刘敏, 等. 考虑误差不确定性的航空安全预测新方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1916-1922. REN B, ZENG H, LIU M, et al. A novel method for aviation safety prediction considering error uncertainty[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1916-1922 (in Chinese).

定性。它用区间表示预测值精度,使用置信度表示估计区间的可靠性^[16],能更好描述航空安全预测不确定性,开展基于风险的航空决策。

鉴于此,本文在点预测基础上,探索考虑误差不确定性开展航空安全预测,通过核密度估计求解航空安全预测误差的概率分布,基于最高密度域(High Density Region, HDR)^[17]求解一定可信程度条件最可能区间,量化不确定性引起预测结果变动,从而确定该区间包含航空安全真实值的可靠程度,更好量化预测量在未来变化的不确定性和风险^[18]。

1 航空安全预测误差分布

1.1 航空安全预测

航空安全研究主要有:航空安全风险预测、航空安全预警和事故预防。其中,航空安全时间序列预测研究先前时刻事故发生规律与未来事故发生趋势之间的影响关系,利用不安全事件时间序列统计规律,反映不安全事件在时间先后顺序上的相关性,估计事件序列未来趋势。定义如下:

$$Z_t = c + \phi_1 Z_{t-1} + \phi_2 Z_{t-2} + \phi_3 Z_{t-3} + \dots + \phi_k Z_{t-k} + \xi_t + \mu_1 \xi_{t-1} + \mu_2 \xi_{t-2} + \mu_3 \xi_{t-3} + \dots + \mu_k \xi_{t-k} \quad (1)$$

式中: $Z_t = (z_1, z_2, \dots, z_n)$ 表示航空安全不安全事件在 t 时刻的航空不安全事件, Z_t 为一个平稳时间序列; ξ_t 为白噪声序列; ϕ 为时间序列权重系数; μ 为白噪声扰动项权重系数; c 为常数。

目前航空安全预测(因果预测、时间序列预测)均没有考虑致因因素中广泛存在的不确定性,没有考虑由于不确定性导致的误差对预测的影响,更没有开展基于不确定性对预测、预警输出的评价。

1.2 航空安全预测误差及分布

航空安全预测误差 e 定义为某一时刻航空安全实际值 S_{ture} 与航空安全预测值 S_{pred} 偏差,即

$$e = S_{\text{ture}} - S_{\text{pred}} \quad (2)$$

本文用相对误差描述航空安全预测误差统计特性,首先对预测误差进行归一化处理:

$$e'_i = \frac{e_i - e_{\min}}{e_{\max} - e_{\min}} \quad (3)$$

式中: e_i 为任意预测值的误差; e_{\min} 为所有预测值与实际值之间误差最小值; e_{\max} 为所有预测值与实际值之间误差最大值。

以3.1节航空安全数据为研究对象,基于ARMA法,其中,参数为 $p=1, q=1$ 的ARMA(1,1)模型开展预测,航空安全预测值与实际值的对比如图1所示。

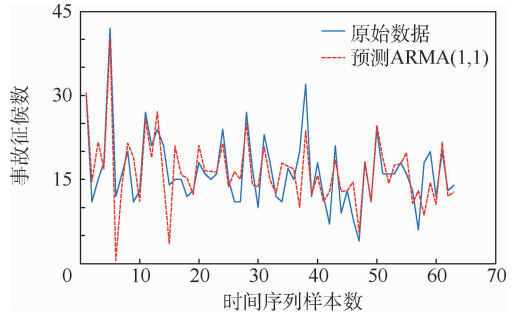


图1 航空安全预测值与实际值误差

Fig. 1 Error between predicted aviation safety values and practical values

航空安全预测误差具有一定随机性,表现在航空安全实际值与机场环境、装备质量缺陷、维护质量、飞行、空管技能有关系;航空安全预测值与预测方法、核函数类型、带宽有关系,都包含了大量不确定性信息。因此,服从一定随机分布,可用不确定性描述方法来对其随机特性描述。

2 基于核密度的航空安全区间预测

通常求解统计概率分布方法有参数和非参数方法。其中,参数估计需先假定误差服从特定数学模型,再用已知样本估计参数。常用概率模型包括正态分布^[13]、 β 分布^[14]等。非参数方法不用假定模型,直接利用已知样本对航空安全预测误差概率分布估计。因而,非参数比参数方法更能反映预测量真实分布。近年来在非参数在不确定性描述中得到较好应用。

2.1 核密度方法

概率密度函数确定通过样本去估计其概率密度函数,通常有参数、半参数和非参数^[12]方法。常用非参数方法有直方图和核密度。直方图估计概念简单,但其结果不连续,即在区域边界处密度值会突降为零。其中,核密度具有连续估计优势,是高效的非参数密度估计方法,概率密度函数的表达式为

$$f_x(x) = \frac{1}{Nh} \sum_{i=1}^N K\left(\frac{x - X_i}{h}\right) \quad (4)$$

式中: N 为样本总数; h 为带宽或平滑参数; x 为目标随机变量; X_i 为给定样本; $K(\cdot)$ 为核函数,常用核函数有均匀核函数、高斯核函数、三角核函数等,文献[19]指出核函数类型不同对核密度估计精度影响不大,且大多数样本情况下核估计具有渐近正态性特点,因此本文选择高斯核。

核密度对以观测点为中心的窗体进行融合,性能好坏取决于核函数类型及带宽选取。若带宽选择过大,则会掩盖分布特征,且过度平均化会使

估计量有较大偏差;若带宽过小,则整个估计尤其是尾部会出现干扰,有增大方差趋势。因此,带宽选取是控制估计精度的重要参数,具体带宽的选择策略可参考文献[20]。

2.2 基于核密度估计的航空安全预测

由于多种不确定性影响,对不同航空安全值,航空安全预测误差的波动情况差别较大。区间预测是通过误差概率密度函数,求解一定置信概率下的误差置信区间,从而确定该区间包含航空安全点预测值的可信程度。本文建立航空安全预测区间的航空安全预测误差分布,采用核密度求取其非参数的概率分布。对于1.2节图1中的航空安全样本,求解预测值和实际值的误差样本,基于核密度方法求解其概率密度函数为

$$f(e) = \frac{1}{Nh} \sum_{i=1}^N K\left(\frac{e - e_i}{h}\right) \quad (5)$$

式中: e_i 为航空安全预测误差样本。

图2为核密度估计概率密度曲线。

核密度方法求解预测误差概率密度,常用通过概率密度函数求解置信区间是预测误差累计概率分布函数为 $F(\xi)$,其中, ξ 为预测误差随机变量,则置信概率为 $1 - \alpha$ 的航空预测置信区间为

$$[S_{\text{true}} + F(\alpha_1), S_{\text{true}} + F(\alpha_2)] \quad (6)$$

式中: $F(\cdot)$ 为累计概率分布函数的反函数。这里取对称区间,即 $\alpha_1 = \alpha/2, \alpha_2 = 1 - \alpha/2$ 。置信水平为 $1 - \alpha$ 的区间如图3所示。

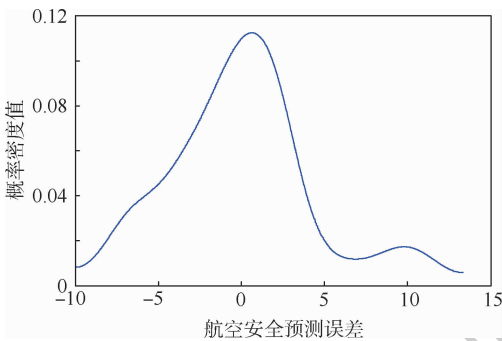


图2 基于核密度估计的航空安全预测误差概率密度曲线
Fig.2 Probability density curve of aviation safety prediction error based on kernel density estimation

2.3 基于最高密度域航空安全预测区间预测

在统计学中,常需用符合某种要求的样本区域描述概率分布,例如要求该样本区域的累积概率值等于给定值。对同一个概率分布而言,给定累积概率原则上会对应无数个样本空间,针对此类问题, Kim 等^[21]提出了最高密度域概念,指出最高密度域能较好反映概率分布特征。最高密度域需要满足2个条件:①在所有累积概率值等于

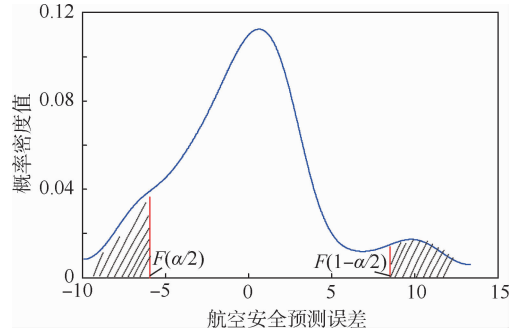


图3 置信水平为 $1 - \alpha$ 的置信区间

Fig.3 Confidence interval for confidence level $1 - \alpha$ 给定值的样本空间中,最高密度域占据最小样本空间;②位于该区域内点概率密度值不会小于位于该区域外点的概率密度值。下面给出最高密度域定义。

设 $f_X(x)$ 为随机变量 X 概率密度函数,则最高密度域 $100(1 - \alpha)\%$,最高密度域为 X 样本子集 $R(f_\alpha)$,满足:

$$R(f_\alpha) = \{x : f_X(x) \geq f_\alpha\} \quad (7)$$

式中: f_α 满足 $\Pr\{X \in R(f_\alpha)\} \geq 1 - \alpha$ 最大值。

根据最高密度域定义,对累积概率等于 $1 - \alpha$ 的样本空间,最高密度域所求区间占据最小样本范围。同时,只要计算得到 f_α ,就容易地得到最高密度域。

本文将最高密度域理论引入考虑不确定性的航空安全预测中,获得给定可靠性水平下占据最小数据空间且具有最大概率密度的未来航空安全区间,完成航空安全趋势区间预测,并给出对应区间的可能性水平,更充分挖掘区间数据包含信息。基于 Hyndman^[17]提出的密度分位数方法,对3.1节航空安全数据进行最高密度域分析,得到累积分布函数概率值为25%时最高密度域,如图4所示。

对于数据不确定性而言,仅得到概率密度函数并不能充分地挖掘其包含的信息,图4在给定

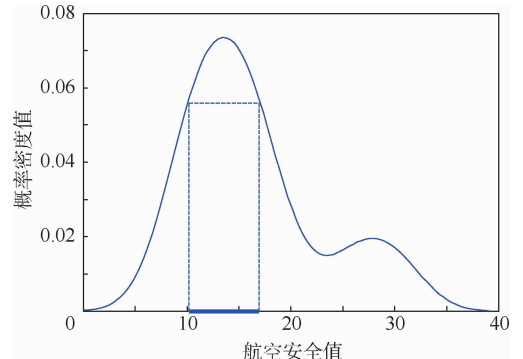


图4 基于最高密度域的航空安全区间确定 (可靠性水平25%)

Fig.4 Interval of aviation safety based on HDR at reliability level 25%

预测结果可靠性水平 25% 下,获得概率密度最大的区间,也就是说在一定预测可靠性水平 25% 下,未来航空安全趋势最有可能落入的区间。

综上所述本文开展考虑误差不确定性航空安全预测具体步骤如下:

步骤 1 基于 ARMR 建立航空安全事故预测时间序列模型,计算航空安全预测值与实际值误差。具体 ARMR 建模步骤可参考文献[22]。

步骤 2 根据误差样本的统计分布特性,基于核密度估计误差样本概率密度函数。

步骤 3 判断预测值其所属区间,确定航空安全预测区间对应预测误差概率密度函数。

步骤 4 基于最高密度域求解一定预测可靠水平下,未来预测误差最有可能落入区间。

步骤 5 用式(7)计算航空安全预测置信区间。

3 考虑误差不确定性航空安全预测

3.1 民航航空安全数据

以某航空公司 1994—2015 年间的飞行事故征候为数据样本为例(每 4 个月汇总一次,共计 63 个样本),标准化数据后为 $\{X_1, X_2, \dots, X_n\} = \{0.5405, 0.4054, 1.0000, \dots, 0.2432, 0.2973\}$ 。

3.2 传统确定性航空安全数据时间序列预测

1) 白噪声检验。图 1 所示的航空安全预测值和实际值期望不为 0,上下波动存在局部不均匀。不满足序列平稳条件,因此,绘制样本序列自相关系数(Auto Correlation Function, ACF)如图 5 所示。图中:横坐标 Lag 为差分阶数,当取值为 0 时,自相关系数接近 1;其他情况自相关系数均接近于 0。两条直线所辖的区间为自相关系数的上下界,自相关系数没有超出范围,则可认为该时间序列为白噪声序列。

2) 平稳性检验。绘制样本偏相关函数见图 6,看出样本围绕基准线上下波动,通过平稳性检验。

3) 模型选取。图 5、图 6 自相关系数和偏相关系数拖尾。ARMA 模型开展航空安全数据预测。

4) 阶数确定。由自相关系数和偏相关系数知,在自相关系数与偏相关系数均在一阶时开始呈现拖尾现象,故自相关系数 p 、偏相关系数 q 均取 1。

5) 模型检验与误差提取。选取前 57 个数据为训练样本开展预测及误差计算;后 6 个数据为验证样本。图 1 中航空安全预测值和实际值的绝对误差 $e = [-0.4340, -1.4872, 10.4172, \dots, -0.0225, 2.3150, 1.1880]$ 。

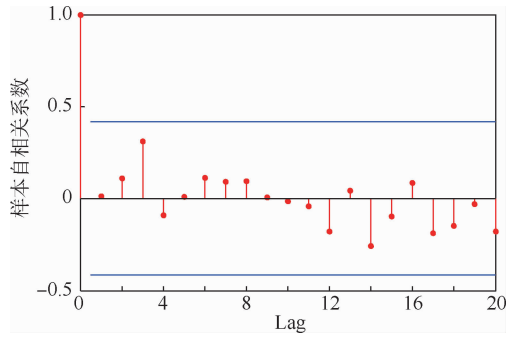


图 5 自相关系数

Fig. 5 Auto correlation function

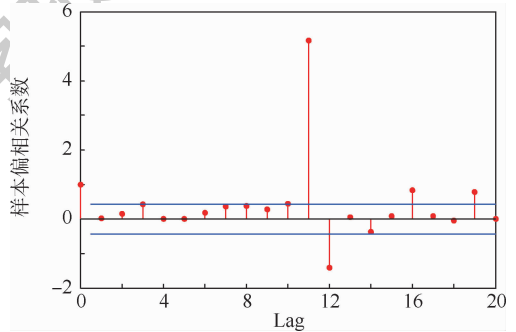


图 6 偏相关系数

Fig. 6 Partial correlation coefficient

3.3 航空安全预测误差分布及置信区间估计

基于核密度对航空安全预测误差估计,得到概率密度曲线,如图 7 所示。

图 7 为基于核密度的安全预测误差概率密度函数。可以看出航空安全预测误差的统计分布形状为双峰有偏分布,峰值介于 $[-3, 0]$ 和 $[9, 12]$ 。

最高密度域能获得给定可靠性水平占据最小数据空间且具有最大概率密度的未来航空安全数据落入区间。因此,本文基于最高密度域方法求解,置信水平 $\alpha = 0.25$ 预测误差最高密度域。

基于最高密度域求解航空安全预测误差置信概率的最高密度域为 $[-2.6836, 2.9258]$ 。区间下限为 $z_1 = -2.6836$,上限为 $z_2 = 2.9528$ 。

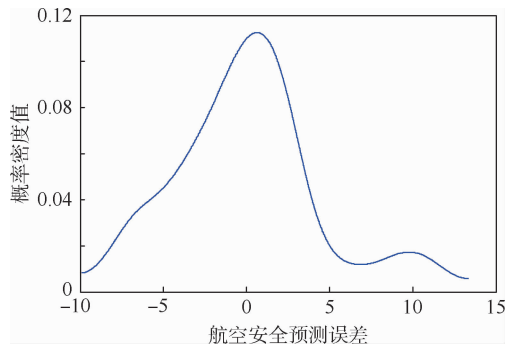


图 7 基于核密度估计的误差概率密度曲线

Fig. 7 Error probability density curve based on kernel density estimation

图8所示这个区间并不关于预测值对称,这与传统假设高斯分布等参数类型概率分布不同。图8所示区间是置信概率75%下占据最小数据空间且具有最大概率密度的未来航空安全预测误差落入区间,并给出了对应区间可能性水平,完成安全预测误差的区间确定。

在此基础上,考虑了误差不确定性对航空安全预测的影响,计算了包含6个测试样本在内的16个样本预测误差分布情况,绘制航空安全预测误差带如图9所示。

图9为本文方法航空安全不确定性预测的上下2条包络线,所包络区域为置信概率为75%的概率性航空安全预测结果。由图9看出:①本文方法给出一定置信概率下的航空安全未来值落入区间,同时确定该区间包含航空安全未来值的可靠程度。②本文所提区间求解方法与传统不同,本文所提包络线计算是基于预测误差概率分布开展,提出最高密度域的区间求解策略,所得区间为误差最有可能落入区间,该区间更加精准,缩小了航空安全不确定性范围。且并不关于预测值对称,更符合实际情况,相比于传统方法在确定预测值基准上下浮动一定百分比得到,具有明显优势。

4 结论

精确预测是开展航空事故预防、预警的基础,考虑预测误差对精度的影响对航空安全预测具有重要意义。本文得到结论如下:

1) 在确定性预测基础上,尝试从不确定性角度开展航空安全预测,提出了考虑不确定性的航空安全预测方法,结果更符合客观实际。

2) 量化了预测误差不确定性对航空安全预测精度的影响,从不确定性角度给出了反映航空安全未来变化的概率性预测结果,能够为开展基于风险的航空安全管理提供理论支撑。

3) 航空安全预测中开展基于HDR模型预测,能获得给定可靠性水平下占据最小数据空间且具有最大概率密度的未来航空安全区间,更充分挖掘区间数据包含信息。

本文是对传统确定性航空安全预测的拓展,仅考虑了预测误差不确定性对航空安全预测的影响,后续还可以纳入更多的不确定性因素,研究其对航空安全预测的影响,提供更加精确和科学的预测结论,为航空安全管理提供科学依据。

参考文献 (References)

- [1] 端木京顺,马震宇,常洪,等.航空事故预测预警预防理论方法[M].北京:国防工业出版社,2013.
DUANMU J S, MA Z Y, CHANG H, et al. Theoretical methods of the aviation accident prediction, early-warning and prevention [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013 (in Chinese).
- [2] 罗帆,贾刚.航空公司组织管理预警指标及其因子分析[J].武汉理工大学学报(信息与管理工程版),2006,28(10):93-100.
LUO F, JIA G. Factor analysis of early warning indexes for airlines organizational management[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Information & Management Engineering), 2006, 28(10): 93-100 (in Chinese).
- [3] 李柯,张胜.空中交通管理中心安全预警管理信息系统研究[J].武汉理工大学学报(信息与管理工程版),2007,29(8):106-110.
LI K, ZHANG S. Management information system of safety early warning for an air traffic control center[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Information & Management Engineering), 2007, 29(8): 106-110 (in Chinese).
- [4] 王本涛.机场飞行区地面服务人员人为差错预警模型研究[D].武汉:武汉理工大学,2014.
WANG B T. Study on the early warning model for ground service personnel human error of airport airfield [D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2014 (in Chinese).
- [5] UDDIN RAJIB M S, FAN L. A study on the critical factors of human error in civil aviation: An early warning management

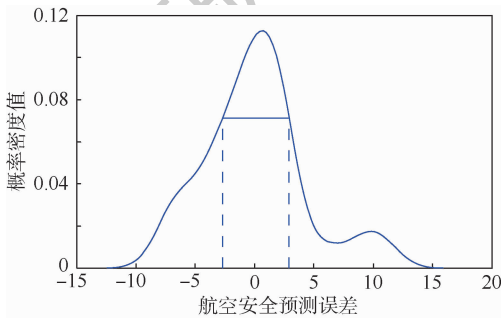


图8 可靠性水平为25%的航空安全预测误差HDR确定

Fig.8 Aviation safety error interval based on HDR at confidence probability 25%

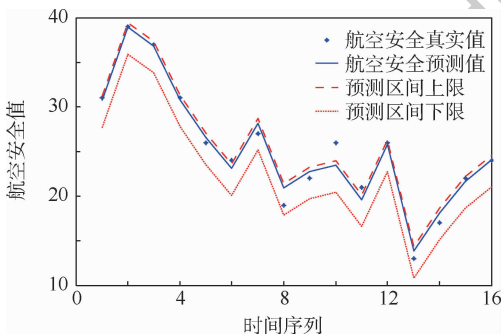


图9 置信概率为75%的航空安全区间预测

Fig.9 Aviation safety interval prediction at confidence probability 75%

- perspective in Bangladesh [J]. Management Science Letters, 2015, 5:21-28.
- [6] 杜毅. 民用航空事故征候万时率的回归分析[J]. 中国民航安全学报, 2010, 21(1):42-44.
- DU Y. Regression analysis of ten thousand hour rate of civil aviation accident symptoms [J]. Journal of China Civil Aviation Flying College, 2010, 21(1):42-44 (in Chinese).
- [7] 杜红兵, 秦鹏慧. 美国通用航空飞行事故短期预测的时序外推分析模型[J]. 安全与环境学报, 2011, 11(3):208-211.
- DU H B, QIN P H. Time sequence extrapolative analysis model of short-term forecasting of U. S. general aviation accidents [J]. Journal of Safety and Environment, 2011, 11(3):208-211 (in Chinese).
- [8] 王衍洋, 曹义华. 民航安全指数结果分析与预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(10):1223-1228.
- WANG Y Y, CAO Y H. Results analysis and prediction on civil aviation safety indices [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(10):1223-1228 (in Chinese).
- [9] 丁松滨, 王飞. 基于 BP 神经网络的民航安全预测方法研究[J]. 中国民航学院学报, 2006, 24(1):53-56.
- DING S B, WANG F. Study on civil aviation safety forecasting method based on BP neural network [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2006, 24(1):53-56 (in Chinese).
- [10] 甘旭升, 端木京顺. 航空装备事故的灰色时序组合预测模型[J]. 中国安全科学报, 2012, 22(4):32-38.
- GAN X S, DUANMU J S. Grey and time series combination prediction model for aviation equipment accident [J]. China Safety Science Journal, 2012, 22(4):32-38 (in Chinese).
- [11] HUAN J S. A quantitative model for aviation safety risk assessment [J]. Computers and Industrial Engineering, 2008, 54(1):34-44.
- [12] 吕雪梅. 航空公司不安全事件的预测研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2008.
- LV X M. Studies on the forecast of unsafe events for airlines [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2008.
- [13] 刘斌, 周京阳, 周海明, 等. 一种改进的风电功率预测误差分布模型[J]. 华东电力, 2012, 40(2):286-291.
- LIU B, ZHOU J Y, ZHOU H M, et al. An improved model for wind power forecast error distribution [J]. East China Electric Power, 2012, 40(2):286-291 (in Chinese).
- [14] 南晓强, 李群湛. 考虑风功率预测误差分布的储能功率与容量配置法[J]. 电力自动化设备, 2013, 33(11):117-122.
- NAN X Q, LI Q Z. Energy storage power and capacity allocation based on wind power forecasting error distribution [J]. Electric Power Automation Equipment, 2013, 33(11):117-122 (in Chinese).
- [15] 吴雄, 王秀丽. 新能源组合出力的置信区间估计[J]. 电力系统自动化, 2013, 37(16):7-12.
- WU X, WANG X L. Estimation on confidence intervals of combined output of renewable energy [J]. Automation of Electric Power Systems, 2013, 37(16):7-12 (in Chinese).
- [16] 徐曼, 乔颖, 鲁宗相. 短期风电功率预测误差综合评价方法[J]. 电力系统自动化, 2011, 35(12):20-26.
- XU M, QIAO Y, LU Z X. A comprehensive error evaluation method for short-term wind power prediction [J]. Automation of Electric Power Systems, 2011, 35(12):20-26 (in Chinese).
- [17] HYNDMAN R J. Computing and graphing highest density regions [J]. The American Statistician, 1994, 50(2):120-126.
- [18] 章国勇, 伍永刚, 张洋, 等. 一种风电功率混沌时间序列概率区间简易预测模型[J]. 物理学报, 2014, 63(13):422-430.
- ZHANG G Y, WU Y G, ZHANG Y, et al. A simple model for probabilistic interval forecasts of wind power chaotic time series [J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(13):422-430 (in Chinese).
- [19] 唐兴芸, 罗明燕. 非参数核密度估计核函数的最优选择[J]. 黔南民族师范学院学报, 2019, 39(4):10-14.
- TANG X Y, LUO M Y. Optimal selection of kernel function for nonparametric kernel density estimation [J]. Journal of Qiannan Normal University for Nationalities, 2019, 39(4):10-14 (in Chinese).
- [20] BOTEV Z I. Kernel density estimation using MATLAB [EB/OL]. (2019-01-20) [2019-10-06]. <http://www.mathworks.us/matlabcentral/fileexchange/authors/27236>.
- [21] KIM J H, SILVAPULLE P, HYNDMAN R J. Half-life estimation based on the bias-corrected bootstrap: A highest density region approach [J]. Computational Statistics and Data Analysis, 2007, 51(7):3418-3432.
- [22] CONEJO A J, PLAZAS M A. Day-ahead electricity price forecasting using the wavelet transform and ARIMA models [J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2005, 20(2):1035-1042.

作者简介:

任博 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空安全、安全评价与预警。

曾航 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空安全、安全评价与预警。

刘敏 女, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 光电系统精度分析。

A novel method for aviation safety prediction considering error uncertainty

REN Bo^{1,2,*}, ZENG Hang¹, LIU Min², WANG Fang², CUI Lijie¹, CHEN Haoran¹

(1. Equipment Management & UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710052, China;

2. Science and Technology on Electro-optic Control Laboratory, Luoyang 471000, China)

Abstract: Accurate aviation safety prediction is of great significance for preventing accidents. At present, aviation safety prediction is mostly deterministic prediction, which ignores the influence of various uncertainties on the prediction results. Based on the traditional deterministic prediction of aviation safety point, this paper presents the prediction of aviation safety interval considering the uncertainty of error. First, through the description method of nonparametric uncertainties, aviation safety prediction error probability density function is derived. Then, the highest density domain method is applied for the most likely future value interval under a certain reliability of aviation safety, and quantitative uncertainty factors cause changes in the aviation safety prediction results. This method aims at determining that the area contains aviation safety forecast reliability, and better understanding the uncertainty and risk of those being predicted in the future change. Taking aviation safety data of civil aviation of an airline from 1994 to 2015 as an example, we predict the aviation safety using aviation safety interval prediction. The results show that the proposed method can provide aviation safety prediction curve and more accurate variation range of uncertainty, which is more conducive to modeling uncertainty of aviation safety and explaining the possibility level of aviation safety prediction results, which can provide theoretical basis for aviation safety early warning and management.

Keywords: aviation safety prediction; uncertainty; error distribution; kernel density; interval estimation

Received: 2019-10-10; **Accepted:** 2019-12-20; **Published online:** 2020-01-16 10:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200115.1603.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71701210); Shaanxi Natural Science Foundation (2019JQ-710); Aeronautical Science Foundation of China (201657196017)

* **Corresponding author.** E-mail: rabber2003@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0538

预测纳米多孔铜弹性模量的随机分布单胞模型

计羽, 邢誉峰*, 邵丽华

(北京航空航天大学 固体力学所, 北京 100083)



摘 要: 纳米多孔铜的弹性模量实测值远低于分子动力学的模拟结果,且实际韧带尺寸远大于分子动力学模拟结果。通过 Python 平台在 ABAQUS 中构建纳米多孔材料的随机分布单胞模型,基于热应力比拟方法,用多尺度均匀化方法求出均匀化弹性参数。首先,利用所提模型预测纳米多孔铜的弹性模量并与实测结果进行了对比,两者的高度吻合说明所提模型的有效性。其次,预测并分析了不同体积分数下纳米多孔铜的均匀化弹性模量,发现了纳米多孔铜均匀化弹性模量随着体积分数变化的阈值现象,并从力学角度对其机理进行了解释,分析了预测结果大于实测结果的影响因素。

关键词: 纳米多孔铜; 体积分数; 弹性模量; 均匀化方法; 随机分布单胞

中图分类号: TB33

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1923-06

纳米多孔金属由于其内部具有三维双连通的纳米多孔结构,因而具有大的比表面积和低密度等特性从而成为一种性能优越的功能材料^[1-2],在传感、电化学驱动、催化等领域有广泛的应用前景。学者们对其内部结构和力学特性的关系开展了研究。Biener 等^[3]利用纳米压痕方法,探究了纳米多孔金的韧带尺寸对其屈服强度的影响,发现了“越小越强”的尺寸效应。Li 等^[4]研究了纳米多孔银的力学性能随韧带尺寸的变化,得出了类似纳米多孔金的结论。在理论方面,Sun 等^[5]利用分子动力学模拟方法验证了纳米多孔金的“越小越强”的现象。Huber 等^[6]通过建立球棍四面体单胞模型,系统探究了纳米多孔金的微观结构与宏观力学性能之间的关系,并将不同体积分数含量的纳米多孔金的弹性模量实验数据与经典 Gibson-Ashby 尺度方程的结果进行了比较,但球棍模型结果仍然远大于实测结果。

虽然纳米多孔金、铂等惰性贵金属的制备日渐成熟,但由于贵金属本身昂贵,不利于日常生产

生活中广泛应用,因此纳米多孔铜作为一种低成本、易制备、可替代多孔金的新型纳米功能材料逐渐引起人们的关注。Wang 等^[7]制备了可调控韧带尺寸的纳米多孔铜粉末。Wang 等^[8]成功制备出纳米多孔铜膜电极,作为 CO₂ 电催化还原的稳定高效催化剂。作为一种功能材料,纳米多孔铜在催化、传感等领域表现优异,为保证其日常应用,力学性能起到至关重要的作用。学者们发现,基于通过力学压缩实验得到的纳米多孔铜的弹性模量远小于分子动力学模拟的结果^[9-11]。在试样制备过程中发现,纳米多孔铜的韧带尺寸普遍偏大^[12]。纳米多孔铜弹性模量实测值偏低的原因之一可能就是尺寸效应的减弱甚至消失造成的。

因此,本文摒弃分子动力学方法,首先建立了纳米多孔材料的随机分布单胞模型,然后利用多尺度均匀化方法来预测纳米多孔铜的力学性能。多尺度均匀化方法是一种分析周期复合材料问题的代表性方法^[13-19]。虽然纳米多孔铜不是周期材料,但由于其微观结构的充分随机性,可以作为

收稿日期: 2019-10-10; 录用日期: 2019-11-01; 网络出版时间: 2020-02-17 17:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200217.1214.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11672019)

* 通信作者. E-mail: xingyf@buaa.edu.cn

引用格式: 计羽, 邢誉峰, 邵丽华. 预测纳米多孔铜弹性模量的随机分布单胞模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1923-1928. JI Y, XING Y F, SHAO L H. Stochastic unit cell model for predicting elastic modulus of nanoporous copper[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1923-1928 (in Chinese).

拟周期或宏观均匀材料来处理,因此本文工作思路是合理的。

本文首先介绍了用多尺度均匀化方法求解等效模量的基本公式和热应力比拟方法;其次设计了一定孔隙率的随机分布单胞模型,利用纳米多孔金实验结果验证了该模型的有效性;最后预测了纳米多孔铜弹性模量并和实验结果进行了比较。

1 等效模量多尺度均匀化预测方法

本节首先介绍多尺度均匀化方法的均匀化弹性模量等基本公式,给出了计算一阶影响函数的温度应力比拟方法,在 ABAQUS 上实现了材料等效模量的多尺度均匀化计算方法。

1.1 多尺度渐近展开均匀化方法基本方程

本文考虑宏观和细观 2 种尺度。令宏观坐标为 \mathbf{x} , 细观坐标为 \mathbf{y} , 且 $\mathbf{y} = \mathbf{x}/\varepsilon$, 小参数 ε 表示单胞尺寸与宏观结构尺寸之比。在该方法中, 位移函数 \mathbf{u} 的渐近展开形式为

$$u_i = u_i(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = u_i^0(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \varepsilon u_i^1(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \varepsilon^2 u_i^2(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \dots \quad (1)$$

式中: u_i^0 为宏观均匀化位移; u_i^1 为一阶振动位移; u_i^2 为二阶振动位移。根据式(1)和几何关系可得应变的展开式为

$$e_{ij}(\mathbf{u}^\varepsilon) = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i^\varepsilon}{\partial x_j^\varepsilon} + \frac{\partial u_j^\varepsilon}{\partial x_i^\varepsilon} \right) = \varepsilon^{-1} e_{ij}^{-1}(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + e_{ij}^0(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \varepsilon e_{ij}^1(\mathbf{x}, \mathbf{y}) + \dots \quad (2)$$

式中:

$$\begin{cases} e_{ij}^{-1}(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i^0}{\partial y_j} + \frac{\partial u_j^0}{\partial y_i} \right) \\ e_{ij}^0(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i^0}{\partial y_j} + \frac{\partial u_j^0}{\partial y_i} \right) + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i^1}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j^1}{\partial x_i} \right) \\ e_{ij}^1(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i^1}{\partial y_j} + \frac{\partial u_j^1}{\partial y_i} \right) + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i^2}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j^2}{\partial x_i} \right) \end{cases} \quad (3)$$

根据本构关系可知细观应力表达式为

$$\sigma_{ij}^\varepsilon = E_{ijkl}^\varepsilon e_{kl} \quad (4)$$

式中: E_{ijkl}^ε 为材料的弹性张量; e_{kl} 为应变函数。

结构平衡方程为

$$\sigma_{ij,j}^\varepsilon + f_i = 0 \quad (5)$$

式中: f_i 为体积力。将式(2)代入式(4), 再将所得应力展开式代入方程(5)可得含 ε 任意幂次的方程。由于 ε 为任意小量, 因此 ε 各次幂的系数必须为零, 于是有

$$\varepsilon^{-2}: \frac{\partial}{\partial y_j} \left(E_{ijkl}^\varepsilon \frac{\partial u_k^0}{\partial y_l} \right) = 0 \quad (6)$$

$$\varepsilon^{-1}: \frac{\partial}{\partial x_j} \left(E_{ijkl}^\varepsilon \frac{\partial u_k^0}{\partial y_l} \right) + \frac{\partial}{\partial y_j} \left[E_{ijkl}^\varepsilon \left(\frac{\partial u_k^0}{\partial x_l} + \frac{\partial u_l^0}{\partial x_k} \right) \right] = 0 \quad (7)$$

$$\varepsilon^0: \frac{\partial}{\partial x_j} \left[E_{ijkl}^\varepsilon \left(\frac{\partial u_k^0}{\partial x_l} + \frac{\partial u_l^0}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y_j} \left[E_{ijkl}^\varepsilon \left(\frac{\partial u_k^1}{\partial x_l} + \frac{\partial u_l^1}{\partial x_k} \right) \right] + f_i = 0 \quad (8)$$

由方程(6)可知, 宏观均匀化位移 u_i^0 独立于 \mathbf{y} , 只和 \mathbf{x} 有关。根据式(7)的形式可知一阶摄动项 u^1 和 u^0 之间的关系为

$$u_i^1 = \chi_i^{kl} \frac{\partial u_k^0}{\partial x_l} \quad (9)$$

式中: χ_i^{kl} 为一阶影响函数。由于 u_i^2 是 \mathbf{y} 的周期函数, 若 u_i^2 有唯一解, 则需要满足如下关系:

$$\int \frac{\partial}{\partial y_j} \left(E_{ijkl}^\varepsilon \frac{\partial u_k^2}{\partial y_l} \right) dD = 0 \quad (10)$$

将式(8)两端除以单胞体积 D 并在单胞上积分, 利用式(10)可以将其化简为

$$\frac{1}{D} \int \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(E_{ijkl}^\varepsilon + E_{ijmn}^\varepsilon \frac{\partial \chi_m^{kl}}{\partial y_n} \right) \frac{\partial u_k^0}{\partial x_l} \right] + f_i \right\} dD = 0 \quad (11)$$

则均匀化弹性张量为

$$E_{ijkl}^H = \frac{1}{D} \int \left[E_{ijkl}^\varepsilon + E_{ijmn}^\varepsilon \frac{\partial \chi_m^{kl}}{\partial y_n} \right] dD \quad (12)$$

其有限元离散形式为

$$E^H = \sum \left\{ \frac{1}{D} \int \left[E^\varepsilon + E^\varepsilon \mathbf{B}^T \boldsymbol{\chi} \right] dD \right\} \quad (13)$$

式中: E^ε 为材料的弹性参数矩阵; \mathbf{B} 为应变矩阵; $\boldsymbol{\chi}$ 为一阶影响函数矩阵。由式(13)可知, 在用有限元方法求得一阶影响函数之后, 就可得到均匀化弹性张量。下面讨论一阶影响函数的求解方法。

1.2 一阶影响函数的热应力比拟求解方法

为了方便用有限元方法求解一阶影响函数, 本文利用文献[20-21]中提出的求解一阶影响函数的热应力方法, 该方法把一阶影响函数当作单胞上由于温度变化而产生了热变形来计算。将式(9)代入方程(7)得如下—阶影响函数的控制方程:

$$\frac{\partial}{\partial y_j} \left(E_{ijmn}^\varepsilon \frac{\partial \chi_m^{kl}}{\partial y_n} \right) = - \frac{\partial}{\partial y_j} E_{ijkl}^\varepsilon \quad (14)$$

将式(14)右端项移到左边可得

$$\frac{\partial \sigma_{ij}^{kl}}{\partial y_j} = 0 \quad (15)$$

式中:

$$\sigma_{ij}^{kl} = E_{ijmn}^\varepsilon \left(\frac{1}{2} \left(\frac{\partial \chi_m^{kl}}{\partial y_n} + \frac{\partial \chi_n^{kl}}{\partial y_m} \right) + I_{mnlk} \right) \quad (16)$$

式中: σ_{ij}^{kl} 为虚拟应力; 一阶影响函数 χ_i^{kl} 为虚拟位移; 单位张量 I_{mnlk} 为单位温度应变, $E_{ijmn}^\varepsilon I_{mnlk}$ 为对应的热应力。因此, 一阶影响函数 χ_i^{kl} 即是温度应力引起的热变形。求得 χ_i^{kl} 之后, 将其代入式(12)并在单胞上积分, 即可求得均匀化弹性张量。

2 随机分布单胞模型及其验证

本节构造了纳米多孔材料的随机分布单胞模型,然后利用纳米多孔金的实测结果验证了本文模型的有效性。

假设纳米多孔金属单胞是由随机分布的孔洞以及金属原子组成。通过 Python 二次开发程序随机生成孔洞的位置坐标,从而构建纳米多孔金属的随机单胞模型。图 1 为金属原子体积分数为 25% 的随机分布单胞模型。图 2 为传统球棍模型组成的 $4 \times 4 \times 4$ 立方结构模型。

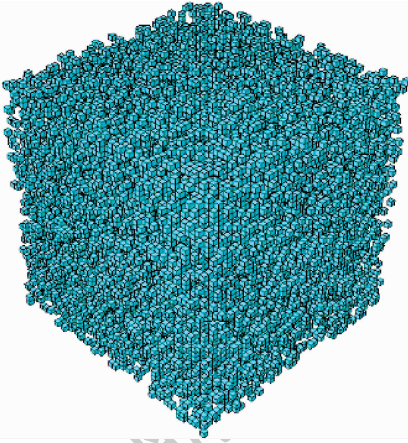


图 1 体积分数为 25% 的随机分布单胞模型

Fig. 1 Stochastic unit cell model with a volume fraction of 25%

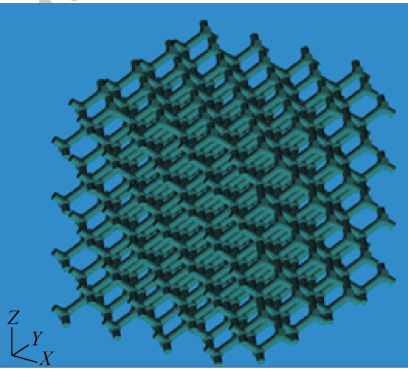


图 2 球棍模型组成的 $4 \times 4 \times 4$ 立方结构模型

Fig. 2 A ball-and-stick model with $4 \times 4 \times 4$ cubic structure model

本文用随机分布单胞模型对纳米多孔金的等效弹性模量进行预测,模拟用的金的弹性模量为 $E = 81 \text{ GPa}$,泊松比为 0.42。图 3 给出了本文结果与球棍模型预测结果以及实验结果的比较^[6]。由图可知,本文预测结果与实测结果吻合很好,并且能够预测出纳米多孔金的弹性模量随体积分数的增加而迅速增大的变化趋势,由此可知本文随机分布单胞模型的有效性。

本文随机分布单胞模型可以考虑多孔金韧带在体积分数较低时不能全部参与传力的情况。球棍模型认为所有韧带都参与传力,因此其预测结果比实际结果大。

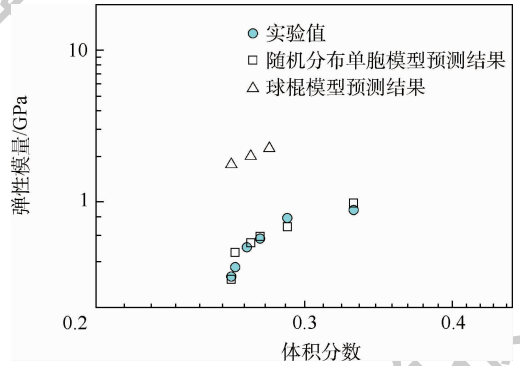


图 3 纳米多孔金的等效弹性模量与体积分数之间的关系

Fig. 3 Relationship between equivalent elastic modulus and volume fraction of nanoporous gold

3 纳米多孔铜弹性模量的预测

本节使用随机分布单胞模型对纳米多孔铜的弹性参数进行了预测,并与实验结果进行了比较。发现了弹性模量随着体积分数变化的阈值现象并从力学角度对其机理进行了解释。分析了预测值比实测值大一个量级的关键影响因素。

3.1 预测值与实测值的比较

在本文模拟中,铜的弹性模量为 $E = 110 \text{ GPa}$,泊松比为 0.3。选取固定边界作为单胞边界条件来求解一阶影响函数。

体积分数为 0.25 的用随机分布单胞模型求得预测的均匀化弹性张量为

2.76×10^8	4.89×10^7	4.28×10^7	1.02×10^6	1.09×10^6	-3.71×10^4
4.89×10^7	2.61×10^8	4.30×10^7	1.07×10^6	4.15×10^5	1.94×10^6
4.28×10^7	4.30×10^7	2.60×10^8	-2.69×10^5	-4.45×10^5	5.70×10^6
1.02×10^6	1.07×10^6	-2.69×10^5	8.05×10^7	-4.36×10^4	-5.23×10^5
1.09×10^6	4.15×10^5	-4.45×10^5	-4.36×10^4	7.89×10^7	8.93×10^5
-3.71×10^4	1.94×10^6	5.70×10^6	-5.23×10^5	8.93×10^5	7.70×10^7

对于各向同性线弹性材料,弹性模量和弹性张量之间的关系为

$$E = \frac{(1 + \nu)(1 - 2\nu)}{1 - \nu} E_{1111} = 0.7429 E_{1111} \quad (17)$$

式中: ν 为泊松比。

图4给出了用随机分布单胞模型预测的弹性模量与实测值^[9]以及传统球棍模型结果^[6]的比较, E 和 E_s 分别为多孔金属和金属单质(solid)的弹性模量, φ 为铜的体积分数。从图中可知,当铜的体积分数较小(约为0.25)时,随机分布模型更接近实际值,球棍模型的弹性模量明显偏大,这是因为在此阶段,实际多孔铜韧带并不能全部参与传力,随机分布单胞模型恰好可以反映这种情况,但球棍模型认为所有韧带都参与传力。随着铜的体积分数增大,参与传力的韧带百分比愈来愈高,球棍模型和随机分布模型的模拟值逐渐靠近。

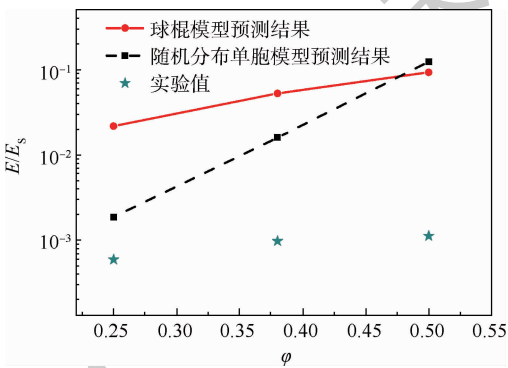


图4 不同单胞模型的弹性模量与实测结果的对比
Fig.4 Comparison of elastic moduli between different unit cell models and experimental results

3.2 弹性模量与体积分数之间的关系

改变铜在随机分布单胞模型中的体积分数,可以得到不同体积分数的纳米多孔铜弹性张量,即可得到纳米多孔铜的弹性模量随其体积分数的变化规律,如图5所示。对图5的数值进行拟合可以得到该变化规律的数学模型为

$$E/E_s = \begin{cases} 0.018\varphi - 1.890 \times 10^{-3} & 0.1 < \varphi \leq 0.27 \\ 2.431(\varphi - 0.258)^2 + 0.0033 & 0.27 < \varphi \leq 0.5 \\ 1.688\varphi - 0.734 & 0.5 < \varphi \end{cases} \quad (18)$$

式中: φ 为体积分数。由式(18)可以看出,多孔铜的弹性模量与体积分数之间呈现出三段不同的变化模式,有低强度段、二次段和线性段。当体积分数处于低强度段时,由于体积分数小,并没有形成稳定的载荷传递路径,弹性模量较小;当体积分数和弹性模量之间关系为二次函数时,开始形成

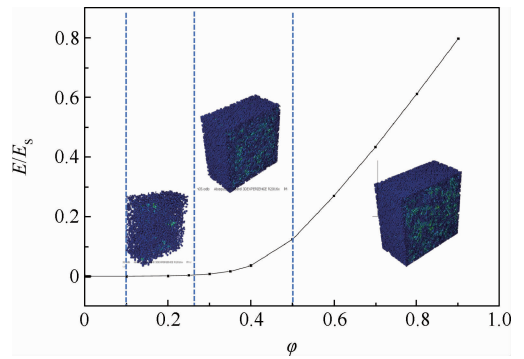


图5 纳米多孔铜等效弹性模量与体积分数之间的关系
Fig.5 Relationship between equivalent elastic modulus and volume fraction of nanoporous copper

稳定的载荷传递路径,然而由于不是所有韧带都参与到传力路径中,因此这一阶段的刚度不满足体积分数规律;当体积分数增加至线性段后,几乎所有韧带都参与载荷传递,弹性模量随相对密度的增加而线性增加。这与纳米纤维网络刚度阈值的现象及机理是类似的^[22]。

3.3 预测值大于实测值的影响因素

从第2节可以看出,本文模型预测的纳米多孔金的模量与实测结果吻合很好。然后,从3.1节可以看出,用随机分布单胞模型预测的纳米多孔铜的弹性模量虽然比球棍模型结果更接近实测值,但却比实测值大一个量级。经过分析发现,之所以多孔金模量的预测结果与实验结果吻合的好,其因为不仅包括本文模型的有效性,还包括多孔金的稳定性。

而纳米多孔铜由于其制备工艺的问题,导致其弹性模量有一定的分散性。主要有如下几方面的影响因素:

1) 纳米多孔铜的制备需要在酸液中去合金化,铜铝先驱体由于铜铝分布的不均匀性,在铝富集处与酸快速反应,从而会形成大裂纹^[23]。此外,由于会发生快速析氢反应,样品会受到逸出的氢气冲击而产生显微裂纹,这些裂纹也会降低多孔铜的强度。我们把这种由裂纹导致的强度降低原因归结到增大了孔隙率或降低了体积百分比,导致了强度降低。

2) 去合金化的过程是一个铝相溶解和铜原子重新排列的过程,该化学过程中伴随着生成的纳米多孔铜的体积变大,即降低铜的体积含量^[24],相当于降低体积百分数进而降低等效弹性模量。

3) 纳米多孔铜在空气中容易被氧化,表面会出现氧化铜、氧化亚铜等铜的氧化物,这也会降低纳米多孔铜的有效弹性模量。

4 结 论

1) 本文建立了一种适用于不同纳米多孔金属材料弹性性能预测的随机分布单胞模型,该模型具有普适性。

2) 利用所提模型和多尺度均匀化理论预测了纳米多孔铜、纳米多孔金的等效弹性模量,利用纳米多孔金的实验结果验证了本文方法的有效性。

3) 与已有模型相比,所提模型可以真实地反映纳米多孔金属材料韧带传力特性和体积分数之间的关系。与球棍模型相比,所提模型预测的纳米多孔铜的弹性模量更接近实测值;发现了弹性模量和体积分数之间的阈值关系,即当体积分数达到临界值后,纳米多孔铜的弹性模量由低迅速增大,其后随体积分数的增大而线性增大。

4) 本文预测的纳米多孔铜的弹性模量高于实测值是由于其工艺过程和化学不稳定性引起的,裂纹和氧化应该是 2 个主要影响因素。

参考文献 (References)

- [1] TANAKA S, MINATO T, ITO E, et al. Selective aerobic oxidation of methanol in the coexistence of amines by nanoporous gold catalysts: Highly efficient synthesis of formamides [J]. *Chemistry-A European Journal*, 2013, 19(36) :11832-11836.
- [2] HAKAMADA M, MABUCHI M. Mechanical strength of nanoporous gold fabricated by dealloying [J]. *Scripta Materialia*, 2007, 56(11) :1003-1006.
- [3] BIENER J, HODGE A M, HAYES J R, et al. Size effects on the mechanical behavior of nanoporous Au [J]. *Nano Letters*, 2006, 6(10) :2379-2382.
- [4] LI Z Q, LU X, WANG Q, et al. Effect of nanoindentation depth and ligament size on mechanical properties of nanoporous silver [J]. *Micro & Nano Letters*, 2017, 13(4) :461-464.
- [5] SUN X Y, XU G K, LI X, et al. Mechanical properties and scaling laws of nanoporous gold [J]. *Journal of Applied Physics*, 2013, 113(2) :023505.
- [6] HUBER N, VISWANATH R N, MAMEKA N, et al. Sealing laws of nanoporous metals under uniaxial compression [J]. *Acta Materialia*, 2014, 67(1) :252-265.
- [7] WANG Y, WANG Y Z, ZHANG C, et al. Tuning the ligament/channel size of nanoporous copper by temperature control [J]. *CrystEngComm*, 2012, 14(24) :8352.
- [8] WANG X Y, LIU S Q, HUANG K L, et al. Effective nanoporous copper for electrocatalytic reduction of carbon dioxide in ionic liquid [J]. *Functional Materials Letters*, 2010, 3(3) :181-183.
- [9] JI Y, XING Y F, ZHOU F, et al. The mechanical characteristics of monolithic nanoporous copper and its composites [J]. *Advanced Engineering Materials*, 2018, 20(10) :1800574.
- [10] 吴兆虎. 纳米多孔铜膜的制备及其力学性能研究 [D]. 西安:西安理工大学, 2019.
WU Z H. Preparation and mechanical properties of nanoporous copper film [D]. Xi'an: Xi'an University of Technology, 2019 (in Chinese).
- [11] 陈玉洁. 纳米多孔铜力学行为的分子动力学模拟研究 [D]. 西安:西安理工大学, 2019.
CHEN Y J. Study on mechanical behavior of nanoporous copper based on molecular dynamics [D]. Xi'an: Xi'an University of Technology, 2019 (in Chinese).
- [12] YANG Q, LIANG S H, HAN B B, et al. Preparation and properties of enhanced bulk nanoporous coppers [J]. *Materials Letters*, 2012, 73:136-138.
- [13] OLEINIK O A, SHAMAEV A S, YOSIFIAN G A. *Mathematical problems in elasticity and homogenization* [M]. Amsterdam: Elsevier, 2009.
- [14] HASSANI B, HINTON E. A review of homogenization and topology optimization I-Homogenization theory for media with periodic structure [J]. *Computers & Structures*, 1998, 69(6) :707-717.
- [15] TAKANO N, ZAKO M, ISHIZONO M. Multi-scale computational method for elastic bodies with global and local heterogeneity [J]. *Journal of Computer-Aided Materials Design*, 2000, 7(2) :111.
- [16] CHEN C M, KIKUCHI N, ROSTAM-ABADI F. An enhanced asymptotic homogenization method of the static and dynamics of elastic composite laminates [J]. *Computers & Structures*, 2004, 82(4-5) :373-382.
- [17] XING Y F, GAO Y H, LI M. The multiscale eigenelement method in dynamic analyses of periodical composite structures [J]. *Composite Structures*, 2017, 172:330-338.
- [18] XING Y F, GAO Y H, CHEN L, et al. Solution methods for two key problems in multiscale asymptotic expansion method [J]. *Composite Structures*, 2017, 160:854-866.
- [19] CIORANESCU D, PAULIN J S J. Homogenization in open sets with holes [J]. *Journal of Mathematical Analysis and Applications*, 1979, 71(2) :590-607.
- [20] YUAN Z, FISH J. Toward realization of computational homogenization in practice [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2010, 73(3) :361-380.
- [21] 黄富华, 梁军, 杜善义. 均匀化方法的 ABAQUS 实现 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(3) :389-392.
HUANG F H, LIANG J, DU S Y. Realization of homogenization method with ABAQUS [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2010, 42(3) :389-392 (in Chinese).
- [22] CHEN Y, PAN F, GUO Z, et al. Stiffness threshold of randomly distributed carbon nanotube networks [J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2015, 84:395-423.
- [23] HAYES J R, HODGE A M, BIENER J, et al. Monolithic nanoporous copper by dealloying Mn-Cu [J]. *Journal of Materials Research*, 2006, 21(10) :2611-2616.
- [24] CHEN F, CHEN X, ZOU L, et al. Fabrication and mechanical behavior of bulk nanoporous Cu via chemical de-alloying of Cu-Al alloys [J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2016, 660:241-250.

作者简介:

计羽 女, 博士研究生。主要研究方向: 纳米多孔复合材料力学。

邢誉峰 男, 博士, 教授。主要研究方向: 结构动力学、复合材

料结构力学、计算固体力学。

邵丽华 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 新型功能材料性能与应用、复合材料力学。

Stochastic unit cell model for predicting elastic modulus of nanoporous copper

JI Yu, XING Yufeng*, SHAO Lihua

(Institute of Solid Mechanics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The elastic moduli of nanoporous copper measured through experiment are much lower than the simulated results from molecular dynamics. And the size of actual ligaments is larger than that used in simulation. In this paper, a stochastic unit cell model of nanoporous material is established in software ABAQUS through Python platform. Homogenized elastic parameter was calculated by multiscale homogenization method based on thermal-stress analogy method. First, the elastic modulus of nanoporous gold was predicted by the present unit cell model and compared with the experimental results. The high agreement indicates the effectiveness of the present model. Second, the model was applied to predicting the homogenization elastic modulus of the nanoporous copper under different volume fractions. The threshold phenomenon of the change of the homogenization elastic modulus of the nanoporous copper with volume fractions was revealed and the mechanism of this phenomenon was interpreted physically. Finally, the influencing factors resulting in the difference between the predicted results and the experimental data were analyzed.

Keywords: nanoporous copper; volume fraction; elastic modulus; homogenization method; stochastic unit cell

Received: 2019-10-10; **Accepted:** 2019-11-01; **Published online:** 2020-02-17 17:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200217.1214.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11672019)

* **Corresponding author.** E-mail: xingyf@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0564

基于速度观测的双余度电液舵机 系统容错同步控制



李婷, 王新民*, 杨婷, 曹宇燕, 谢蓉

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘 要: 考虑飞机电液舵机活塞杆运动速度不易测量的情况, 提出一种基于速度观测的容错同步控制策略, 解决了双余度电液舵机系统(DREHAS)内泄漏共模故障(IL-CMF)下的位置跟踪控制问题。首先, 通过引入2组参考轨迹并对模型进行线性变换, 实现舵面位置跟踪与两舵机力输出同步控制解耦; 其次, 在扩展状态观测器(ESO)中加入故障参数自适应项, 设计一种自适应扩展状态观测器(AESO)估计两通道舵机活塞杆速度和扰动, 从而克服了故障条件下利用原系统模型设计ESO带来的估计结果不准确问题; 最后, 基于AESO的估计结果及故障参数在线更新结果, 利用反步法设计了一种非线性容错同步控制器。Lyapunov稳定性分析结果表明, 该控制方法可确保IL-CMF故障及时变干扰条件下, 闭环系统所有信号有界, 系统输出满足规定的性能要求。IL-CMF故障及常值干扰条件下, 系统跟踪误差渐进收敛于零。仿真实验进一步验证了所提方法的有效性。

关键词: 双余度电液舵机系统(DREHAS); 容错控制; 同步控制; 自适应扩展状态观测器(AESO); 共模故障(CMF)

中图分类号: V227+.8; TH137

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1929-12

现代飞机普遍使用余度电液舵机系统驱动飞机的关键舵面, 如副翼、方向舵和升降舵。以并联、工作在主/主(Active/Active, A/A)模式下的双余度电液舵机系统(Dual Redundant Electro-Hydraulic Actuator System, DREHAS)为例, 两通道舵机同时运动, 其输出端通过刚性摇臂连接飞机舵面, 系统总输出可采用力叠加^[1]方式综合得到。由于各通道舵机的相似性, 当出现元件磨损、老化或设计缺陷等问题时, 该系统易发生共模故障^[2](Common-Mode Fault, CMF), 即由同一事件引发的多个舵机通道相同部件同时发生相同类型故障

的情况。此类故障轻则影响舵面位置跟踪精度, 重则危及飞机的飞行安全。此外, 两舵机元件参数差异导致其力输出无法完全同步, 共模故障的程度差异也会进一步恶化该问题, 进而产生严重的力纷争, 最终影响系统的位置跟踪精度。因此, 研究DREHAS共模故障下的容错同步控制问题具有重要意义。

近年来, 单通道电液舵机系统的容错控制、余度舵机系统的同步控制问题受到了较多的关注, 但针对余度电液舵机系统共模故障下的容错同步控制方法并不多见。文献[3]针对液压缸内泄漏

收稿日期: 2019-11-02; 录用日期: 2020-01-12; 网络出版时间: 2020-02-01 17:23

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200201.1545.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61703341); 中国博士后科学基金(2018M633576); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2018JQ6008); 陕西省博士后科学基金(2018BSHYDZZ65); 中央高校基本科研业务费专项资金(3102019ZDHKY06)

*通信作者. E-mail: wxmin@nwpu.edu.cn

引用格式: 李婷, 王新民, 杨婷, 等. 基于速度观测的双余度电液舵机系统容错同步控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1929-1940. LI T, WANG X M, YANG T, et al. Fault-tolerant synchronization control for a dual redundant electro-hydraulic actuator system based on velocity estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1929-1940 (in Chinese).

故障,利用定量反馈理论设计鲁棒容错控制器以满足预先规定的闭环系统稳定性和跟踪性能要求;文献[4]利用差分滤波器估计内泄漏故障参数及摩擦力,基于估计结果设计了自适应鲁棒力跟踪控制器;文献[5]针对位置传感器故障,提出了一种基于大脑情感学习的智能容错控制方法;文献[6]针对 DREHAS 不同故障,设计了一组模糊 PI 控制器,基于故障估计结果综合各控制器输出得到最终的控制输出;文献[7]针对工作在主/被模式下的非相似余度舵机系统,提出一种基于性能衰减参考模型的自适应模糊容错控制方法;文献[8]针对 DREHAS 内泄漏共模故障 (Internal Leakage Common-Mode Fault, IL-CMF),提出了一种主动抗扰动自适应反步容错同步控制方法。上述方法中,文献[3,6,7]均为线性控制器,无法获得高精度的位置跟踪性能;文献[3-8]均为全状态反馈控制,未考虑实际中获取量测的限制;文献[9-12]研究了余度舵机系统的同步控制问题,方法包括自适应解耦同步控制、运动状态同步控制、差值力补偿力均衡控制等,但这些方法均未考虑故障的情况。

目前,电液舵机系统部分状态不可测条件下的非线性控制问题已逐步成为研究的热点。文献[13]利用 Levant 微分器估计活塞杆速度和加速度,利用扰动观测器估计模型不确定项,基于估计结果设计了一种输出反馈控制器,但该方法在建模时忽略了液压缸负载流量与压力的非线性关系;文献[14]利用扩展状态观测器 (Extended State Observer, ESO) 估计不可测状态及匹配扰动,提出一种非线性鲁棒输出反馈控制方法;文献[15]将文献[14]的观测器设计方法推广到离散域,进一步提出一种基于输出反馈的模型预测控制方法。

受重量、容积等条件限制,航空电液舵机一般只装配液压缸位置和压差传感器,活塞杆运动速度不能直接测量得到。本文针对存在 IL-CMF 的 DREHAS 系统,提出一种基于速度观测的容错同步控制方法。首先,为方便控制器设计,参考文献[9]的做法,通过引入 2 组参考轨迹并对原系统模型进行线性变换,将舵面位置跟踪与两舵机力输出同步控制目标解耦。其次,考虑故障引起的被控对象模型变化,在文献[14]观测器基础上引入故障参数自适应项,设计一种自适应扩展状态观测器 (Adaptive Extended State Observer, AE-SO),以准确估计活塞杆速度、扰动信号。再次,基于反步法设计了非线性容错同步控制器。一方面采用基于故障参数在线更新的重配置机制以实

现快速容错;另一方面采用基于扰动估计的前馈补偿策略,以增强控制器对系统扰动的鲁棒性。最后,给出详细的稳定性证明过程。仿真结果进一步验证了所提方法的有效性。

1 系统建模及问题描述

本文以 DREHAS 系统为研究对象,其系统结构如图 1 所示。两通道电液舵机工作在主/主模式下,系统总输出采用力叠加方式得到。

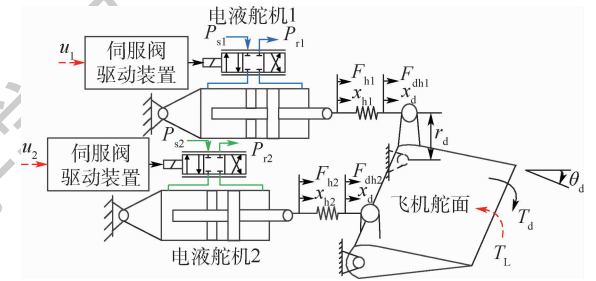


图 1 主/主模式 DREHAS 系统结构

Fig. 1 Structure of a DREHAS working in A/A mode

1.1 单通道电液舵机模型

电液舵机的液压缸力平衡方程为

$$A_{hi}P_{Li} = m_{hi}\ddot{x}_{hi} + B_{hi}\dot{x}_{hi} + F_{hi} \quad (1)$$

$$F_{hi} = K_{hi}(x_{hi} - x_d) \quad (2)$$

式中: A_{hi} 为活塞面积,下标 $i(i=1,2)$ 表示 DREHAS 系统的两通道舵机; P_{Li} 为负载压力; m_{hi} 为液压缸与活塞总质量; x_{hi} 为活塞杆位移; B_{hi} 为活塞黏性阻尼系数; F_{hi} 为活塞杆输出力; K_{hi} 为舵面与活塞杆的连接刚度; x_d 为舵面直线位移。当舵面偏转角度 θ_d 较小时,可近似表示为 $\theta_d = x_d/r_d$, r_d 为舵面摇臂的长度。

液压缸左右两腔的压力动态特性可描述为

$$\frac{V_0}{\beta_e}\dot{P}_{hi1} + \frac{A_{hi}x_{hi}}{\beta_e}\dot{P}_{hi1} = -A_{hi}\dot{x}_{hi} - q_{hi} + Q_{hi1} + q_{ui1} \quad (3)$$

$$\frac{V_0}{\beta_e}\dot{P}_{hi2} - \frac{A_{hi}x_{hi}}{\beta_e}\dot{P}_{hi2} = A_{hi}\dot{x}_{hi} + q_{hi} - Q_{hi2} - q_{ui2} \quad (4)$$

式中: V_0 为液压缸两腔初始容积; β_e 为有效体积弹性模量; P_{hi1} 和 P_{hi2} 分别为液压缸左腔和右腔压力; q_{hi} 为内泄漏量; q_{ui1} 、 q_{ui2} 为压力动态特性建模误差; Q_{hi1} 和 Q_{hi2} 分别为供油流量和回油流量,其定义式分别为

$$Q_{hi1} = k_q k_{ui} u_i [s(u_i)\sqrt{P_{si} - P_{hi1}} + s(-u_i)\sqrt{P_{hi1} - P_{ri}}] \quad (5)$$

$$Q_{hi2} = k_q k_{ui} u_i [s(u_i)\sqrt{P_{hi2} - P_{ri}} + s(-u_i)\sqrt{P_{si} - P_{hi2}}] \quad (6)$$

式中: k_q 和 k_{ui} 分别为流量增益系数和伺服阀增益

系数; u_i 为控制输入; P_{si} 和 P_{ri} 分别为供油压力和回油压力; $s(u_i)$ 为符号函数, 定义如下:

$$s(u_i) \triangleq \begin{cases} 1 & u_i \geq 0 \\ 0 & u_i < 0 \end{cases} \quad (7)$$

由式(3)减去式(4), 并令负载压力 $P_{Li} = P_{hi1} - P_{hi2}$, 液压缸总体积 $V_i = 2V_0$, 负载流量 $Q_{Li} = (Q_{hi1} + Q_{hi2})/2$, 可得

$$\frac{V_i}{4\beta_e} \dot{P}_{Li} = -A_{hi} \dot{x}_{hi} - q_{hi} + Q_{Li} + Q_{ui} \quad (8)$$

式中: $Q_{ui} = (q_{ui1} + q_{ui2})/2 - A_{hi} x_{hi} (\dot{P}_{hi1} + \dot{P}_{hi2}) / (2\beta_e)$ 可看作未知扰动项。

忽略压力损失, 存在如下关系式^[16]:

$$P_{si} + P_{ri} = P_{hi1} + P_{hi2} \quad (9)$$

从而可得到

$$\begin{cases} P_{hi1} = (P_{si} + P_{ri} + P_{Li})/2 \\ P_{hi2} = (P_{si} + P_{ri} - P_{Li})/2 \end{cases} \quad (10)$$

将式(10)代入式(5)、式(6), 并根据负载流量 Q_{Li} 的定义式可得到负载流量-压力动态特性为

$$Q_{Li} = \begin{cases} k_q k_{ui} u_i \sqrt{(P_{si} - P_{ri} - P_{Li})/2} & u_i \geq 0 \\ k_q k_{ui} u_i \sqrt{(P_{si} - P_{ri} + P_{Li})/2} & u_i < 0 \end{cases} \quad (11)$$

不失一般性, 假设回油压力 $P_{ri} = 0$, 式(11)可改写为

$$Q_{Li} = k_q k_{ui} u_i \sqrt{P_{si} - \text{sgn}(u_i) P_{Li}} / \sqrt{2} \quad (12)$$

考虑 DREHAS 系统发生 IL-CMF 故障, 该故障表现为两通道舵机同时发生液压缸内泄漏, 其模型^[4]可表示为

$$q_{hi} = C_{ii} P_{Li} + C_{ui} \sqrt{|P_{Li}|} \text{sgn}(P_{Li}) \quad (13)$$

式中: C_{ii} 为正常内泄漏系数; C_{ui} 为未知故障内泄漏系数。

定义单通道电液舵机系统的状态向量为 $x_i = [x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}]^T \triangleq [x_{hi}, \dot{x}_{hi}, A_{hi} P_{Li} / m_{hi}]^T$, 根据式(1)~式(13), 可推得该系统的状态空间模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_{i1} = x_{i2} \\ \dot{x}_{i2} = x_{i3} + \phi_{i1}(x_{i2}) + \phi_{i2}(x_{i1}, \theta_d) \\ \dot{x}_{i3} = g_i(u_i, x_{i3}) u_i + \phi_{i3}(x_{i2}) + \phi_{i4}(x_{i3}) + q_i + F_{int} \end{cases} \quad (14)$$

式中: $\phi_{i1}(x_{i2}) = -B_{hi} x_{i2} / m_{hi}$; $\phi_{i2}(x_{i1}, \theta_d) = -K_{hi} x_{i1} / m_{hi} + K_{hi} r_d \theta_d / m_{hi}$; $g_i(u_i, x_{i3}) = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \frac{4A_{hi} \beta_e k_q k_{ui}}{m_{hi} V_i}$.

$\phi_{i3}(x_{i2}) = -\frac{m_{hi}}{A_{hi}} x_{i3}$; $\phi_{i3}(x_{i2}) = -4A_{hi}^2 \beta_e x_{i2} / (m_{hi} V_i)$;
 $\phi_{i4}(x_{i3}) = -4\beta_e C_{ii} x_{i3} / V_i$; $q_i = 4A_{hi} \beta_e Q_{ui} / (m_{hi} V_i)$;

$F_{int} = C_{ii} \phi_{Fi}(x_{i3})$ 为故障项且 $\phi_{Fi}(x_{i3}) = -[4\beta_e A_{hi} / (m_{hi} V_i)] \sqrt{m_{hi} x_{i3} / A_{hi}} \text{sgn}(x_{i3})$ 。

假设 1 液压缸左右两腔压力 P_{hi1} 、 P_{hi2} 有界且满足 $P_{ri} < P_{hi1} < P_{si}$, $P_{ri} < P_{hi2} < P_{si}$; 负载压力 $P_{Li} \ll P_{si}$, 保证 $g_i(u_i, x_{i3}) > 0$ 。

假设 2 正常及故障条件下, 单通道电液舵机式(14)所有状态均有界。

假设 3 $\phi_{i1}(x_{i2})$ 、 $\phi_{i3}(x_{i2})$ 关于 x_{i2} 满足全局 Lipschitz 条件。

1.2 舵面模型

舵面的动力学平衡方程可描述为

$$T_d = (F_{dhi} + F_{dh2}) r_d = J_d \ddot{\theta}_d + \beta_d \dot{\theta}_d + T_L \quad (15)$$

式中: T_d 为舵面驱动力矩; F_{dhi} 为舵面驱动力且有 $F_{dhi} = F_{hi}$; J_d 为舵面等效转动惯量; β_d 为舵面等效阻尼系数; T_L 为空气负载变化产生的力矩。

考虑平稳飞行状态, 飞机舵面所受额外空气负载与舵面直线位移成正比, 即有

$$F_L = T_L / r_d = K_d x_d \quad (16)$$

式中: K_d 为空气负载的等效弹簧刚度。

1.3 双余度电液舵机系统模型

定义系统状态变量为 $x = \begin{bmatrix} x_{11}, x_{12}, x_{13} \\ x_{21}, x_{22}, x_{23} \end{bmatrix}^T \triangleq$

$\begin{bmatrix} x_{h1}, \dot{x}_{h1}, A_{h1} P_{L1} / m_{h1} \\ x_{h2}, \dot{x}_{h2}, A_{h2} P_{L2} / m_{h2} \end{bmatrix}^T$, 则根据式(14), 得到

DREHAS 系统的状态空间模型为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{21} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{12} \\ x_{22} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{x}_{12} \\ \dot{x}_{22} \end{bmatrix} = -\mathbf{H}_1 \begin{bmatrix} x_{11} \\ x_{21} \end{bmatrix} - \mathbf{H}_2 \begin{bmatrix} x_{12} \\ x_{22} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{13} \\ x_{23} \end{bmatrix} + \mathbf{H}_3 \mathbf{x}_c \\ \begin{bmatrix} \dot{x}_{13} \\ \dot{x}_{23} \end{bmatrix} = \mathbf{F}_1 \mathbf{u} + \mathbf{F}_2 + \mathbf{F}_3 + \mathbf{F}_4 \boldsymbol{\theta} + \mathbf{H}_4 \end{cases} \quad (17)$$

式中: $\mathbf{H}_1 = \text{diag}(K_{h1}/m_{h1}, K_{h2}/m_{h2})$; $\mathbf{H}_2 = \text{diag}(B_{h1}/m_{h1}, B_{h2}/m_{h2})$; $\mathbf{H}_3 = \text{diag}(K_{h1} r_d / m_{h1}, K_{h2} r_d / m_{h2})$; $\mathbf{F}_1 = \text{diag}(g_1(u_1, x_{13}), g_2(u_2, x_{23}))$; $\mathbf{F}_2 = [\phi_{13}(x_{12}), \phi_{23}(x_{22})]^T$; $\mathbf{F}_3 = [\phi_{14}(x_{13}), \phi_{24}(x_{23})]^T$; $\mathbf{F}_4 = \text{diag}(\phi_{F1}(x_{13}), \phi_{F2}(x_{23}))$; $\mathbf{H}_4 = [q_1, q_2]^T$; $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1, \theta_2]^T$ 为未知 IL-CMF 故障参数向量且 $\theta_i = C_{ii}$; $\mathbf{x}_c = [\theta_d, \theta_d]^T$ 为两通道舵机的耦合部分; $\mathbf{u} = [u_1, u_2]^T$ 为控制输入向量。

假设 4 IL-CMF 故障参数向量 $\boldsymbol{\theta}$ 满足:

$$\boldsymbol{\theta}_{\min} \leq \boldsymbol{\theta} \leq \boldsymbol{\theta}_{\max} \quad (18)$$

式中: $\boldsymbol{\theta}_{\min}$ 和 $\boldsymbol{\theta}_{\max}$ 为已知常数向量且 $\boldsymbol{\theta}_{\min} = [\theta_{1\min}, \theta_{2\min}]^T$, $\boldsymbol{\theta}_{\max} = [\theta_{1\max}, \theta_{2\max}]^T$ 。

令系统输出变量 $y = [y_1, y_2]^T = [\theta_d, \dot{\theta}_d]^T$, 则根据式(2)、式(15), 可推得系统输出方程为

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = y_2 \\ \dot{y}_2 = \frac{r_d}{J_d}(K_{h1}x_{11} + K_{h2}x_{21}) - \frac{r_d^2}{J_d}(K_{h1} + K_{h2})y_1 - \frac{\beta_d}{J_d}y_2 - \frac{1}{J_d}T_L \end{cases} \quad (19)$$

假设 5 系统偏转角度 y_1 及角速度 y_2 可测。

注 1 根据假设 2, 易推得 y_1 及 y_2 有界。

1.4 问题描述

根据 DREHAS 模型式(17)、式(19), 设计基于活塞杆速度观测的非线性容错同步控制器以确保正常及 IL-CMF 故障条件下:

- 1) 闭环系统所有信号有界且系统位置跟踪误差 $\Delta\theta = \theta_r - \theta_d$ 收敛于原点的一个小的邻域内。
- 2) 两通道舵机力输出实现同步, 通道间的力纷争得到有效抑制。

2 参考轨迹生成及模型变换

2.1 参考轨迹生成

为实现 1.4 节控制目标的解耦, 引入两路参考轨迹^[9] 分别为

$$x_{r1} = \frac{J_d}{r_d} \left[\frac{r_d^2}{J_d}(K_{h1} + K_{h2})y_1 + \frac{\beta_d}{J_d}y_2 + \frac{1}{J_d}T_L + \dot{\alpha}_{r1} - k_2z_2 - z_1 \right] \quad (20)$$

$$x_{r2} = (K_{h1} - K_{h2})r_d\theta_d \quad (21)$$

式中: $\alpha_{r1} = -k_1z_1 + \dot{\theta}_r$ 为虚拟的控制输入项; $z_1 = y_1 - \theta_r, z_2 = y_2 - \alpha_{r1}$ 为误差变量; k_1 和 k_2 为正常数。

假设 6 系统输入偏转角指令信号 θ_r 五阶连续可导且有界; 参考轨迹 x_{r1}, x_{r2} 三阶连续可导且有界。

定理 1 考虑舵面模型式(15), 定义状态 $f_1(x_{11}, x_{21}) \triangleq K_{h1}x_{11} + K_{h2}x_{21}$, 若 $f_1(x_{11}, x_{21})$ 能准确跟踪参考轨迹 x_{r1} , 则 DREHAS 系统输出偏转角度 y_1 可渐进跟踪舵面偏转角指令信号 θ_r 。证明过程可参考文献[17]。

定理 2 定义状态 $f_2(x_{11}, x_{21}) \triangleq K_{h1}x_{11} - K_{h2}x_{21}$, 若该状态量能准确跟踪参考轨迹 x_{r2} , 则两通道舵机可实现力输出同步, 即通道间力纷争趋于 0。

证明 根据式(2), 舵机通道间的力纷争可由式(22)计算得到

$$\begin{aligned} \Delta F &= F_{h1} - F_{h2} = \\ &= (K_{h1}x_{h1} - K_{h2}x_{h2}) - (K_{h1} - K_{h2})r_d\theta_d = \\ &= f_2(x_{11}, x_{21}) - x_{r2} \end{aligned} \quad (22)$$

可见, 当 $f_2(x_{11}, x_{21}) \rightarrow x_{r2}$, 有 $\Delta F \rightarrow 0$ 。证毕

2.2 模型变换

令 $f(x_{11}, x_{21}, t) = [f_1(x_{11}, x_{21}), f_2(x_{11}, x_{21})]^T$, 对式(17)进行线性变换, 变换矩阵为

$$T = \begin{bmatrix} K_{h1} & K_{h2} \\ K_{h1} & -K_{h2} \end{bmatrix}, \text{ 并令 } \bar{x}_3 = T \begin{bmatrix} x_{13} \\ x_{23} \end{bmatrix}, \text{ 可得 DRE-}$$

HAS 系统新的状态空间实现为

$$\begin{cases} \dot{f}(x_{11}, x_{21}, t) = f(x_{12}, x_{22}, t) \\ \dot{f}(x_{12}, x_{22}, t) = -M_1 f(x_{11}, x_{21}, t) - M_2 f(x_{12}, x_{22}, t) + \bar{x}_3 + M_3 x_c \\ \dot{\bar{x}}_3 = TF_1 u + TF_2 + TF_3 + TF_4 \theta + TH q \end{cases} \quad (23)$$

式中: $M_1 = TH_1 T^{-1}; M_2 = TH_2 T^{-1}; M_3 = TH_3$ 。

注 2 根据假设 1, 容易推得 TF_1 可逆。

针对变换后的系统模型式(23), 1.4 节的控制问题转化为设计基于活塞杆速度观测的容错同步控制器以确保正常及 IL-CMF 故障条件下系统状态 $f(x_{11}, x_{21}, t)$ 能准确跟踪参考轨迹 $x_r = [x_{r1}, x_{r2}]^T$ 。

3 基于 AESO 的容错同步控制器设计

3.1 基于 AESO 的活塞杆速度和扰动估计

针对 DREHAS 系统中两通道舵机, 分别设计 AESO, 估计未知活塞杆速度及扰动。

根据扩展状态定义的不同, 单通道电液舵机模型式(14)具有以下 2 种扩展形式。

扩展形式 1 定义扩展状态向量 $x_{ei} = [x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}, x_{i4}]^T \triangleq [x_{hi}, \dot{x}_{hi}, A_{hi}P_{Li}/m_{hi}, q_i]^T$, 可得如下模型扩展形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_{ei} = A_{ei}x_{ei} + \Phi_{i1} + \Phi_{i2} + \Phi_{Fi}\hat{\theta}_i + G_i u_i + E_i \\ y_{ei} = Cx_{ei} \end{cases} \quad (24)$$

$$\text{式中: } A_{ei} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \Phi_{i1} = \begin{bmatrix} 0 \\ \phi_{i1}(x_{i2}) \\ \phi_{i3}(x_{i2}) \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$\Phi_{i2} = \begin{bmatrix} 0 \\ \phi_{i2}(x_{i1}, \theta_d) \\ \phi_{i4}(x_{i3}) \\ 0 \end{bmatrix}; \Phi_{Fi} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \phi_{Fi}(x_{i3}) \\ 0 \end{bmatrix}; G_i =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_i(u_i, x_{i3}) \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{E}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \tilde{\theta}_i \phi_{Fi}(x_{i3}) \\ h_i(t) \end{bmatrix}; \mathbf{C} = [1, 0, 0, 0];$$

$\hat{\theta}_i$ 为故障参数 θ_i 的估计值且有 $\theta_i = \hat{\theta}_i + \tilde{\theta}_i$; $h_i(t)$ 为扰动 q_i 的变化率。

扩展形式 2 定义扩展状态向量 $\mathbf{x}_{ei} = [x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}, x_{i4}]^T \triangleq [x_{hi}, \dot{x}_{hi}, A_{hi}P_{Li}/m_{hi}, q_i + \tilde{\theta}_i \phi_{Fi}(x_{i3})]^T$, 扩展后的系统状态方程仍可用式(24)描述, 但 \mathbf{E}_i 的定义不同。此种情形下, $\mathbf{E}_i(t) = [0, 0, 0, h_i(t)]^T$ 。 $h_i(t)$ 为 $q_i + \tilde{\theta}_i \phi_{Fi}(x_{i3})$ 的变化率。

针对扩展后的舵机模型式(24)设计 AESO 为

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}_{ei} = \mathbf{A}_{ei} \hat{\mathbf{x}}_{ei} + \hat{\Phi}_{i1} + \Phi_{i2} + \Phi_{Fi} \hat{\theta}_i + \mathbf{G}_i u_i + \mathbf{K}\mathbf{C}(x_{ei} - \hat{\mathbf{x}}_{ei}) \quad (25)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_{ei}$ 为 \mathbf{x}_{ei} 的估计值; $\hat{\Phi}_{i1} = \Phi_{i1}(\hat{x}_{i2})$ 为 Φ_{i1} 的估计值; 观测器增益矩阵 $\mathbf{K} = [4\omega_i, 6\omega_i^2, 4\omega_i^3, \omega_i^4]^T$, $\omega_i > 0$ 为观测器的带宽。易见观测器仅由可测量的活塞杆位移信号驱动。

令状态估计误差为 $\tilde{\mathbf{x}}_{ei} = \mathbf{x}_{ei} - \hat{\mathbf{x}}_{ei}$, 可得观测器的误差动态特性为

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}}_{ei} = (\mathbf{A}_{ei} - \mathbf{K}\mathbf{C})\tilde{\mathbf{x}}_{ei} + \hat{\Phi}_{i1}(x_{i2}) - \Phi_{i1}(\hat{x}_{i2}) + \mathbf{E}_i \quad (26)$$

取 $\varepsilon_{ij} = \tilde{x}_{ij}/\omega_i^{j-1}$, $j = 1, 2, 3, 4$ 。定义 $\boldsymbol{\varepsilon}_i = [\varepsilon_{i1}, \varepsilon_{i2}, \varepsilon_{i3}, \varepsilon_{i4}]^T$, $\tilde{\Phi}_{i1} \triangleq \hat{\Phi}_{i1}(x_{i2}) - \Phi_{i1}(\hat{x}_{i2})$, $\tilde{\Phi}_{i3} \triangleq \Phi_{i3}(x_{i2}) - \Phi_{i3}(\hat{x}_{i2})$ 。

对于模型扩展形式 1, 式(26)可改写为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i = \omega_i \mathbf{A}_i \boldsymbol{\varepsilon}_i + \mathbf{B}_{i1} \frac{\tilde{\Phi}_{i1}}{\omega_i} + \mathbf{B}_{i2} \frac{\tilde{\Phi}_{i3}}{\omega_i^2} + \mathbf{B}_{i2} \frac{\tilde{\theta}_i \phi_{Fi}}{\omega_i^2} + \mathbf{B}_{i3} \frac{h_i(t)}{\omega_i^3} \quad (27)$$

对于模型扩展形式 2, 式(26)可改写为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i = \omega_i \mathbf{A}_i \boldsymbol{\varepsilon}_i + \mathbf{B}_{i1} \frac{\tilde{\Phi}_{i1}}{\omega_i} + \mathbf{B}_{i2} \frac{\tilde{\Phi}_{i3}}{\omega_i^2} + \mathbf{B}_{i3} \frac{h_i(t)}{\omega_i^3} \quad (28)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} -4 & 1 & 0 & 0 \\ -6 & 0 & 1 & 0 \\ -4 & 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B}_{i1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B}_{i2} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B}_{i3} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}。易见 \mathbf{A}_i 为 Hurwitz 矩阵, 则存在$$

$$\text{对称正定矩阵 } \mathbf{P}_i \text{ 满足: } \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_i + \mathbf{P}_i \mathbf{A}_i = -2\mathbf{I} \quad (29)$$

式中: \mathbf{I} 为单位阵。

注 3 推导出的 2 种观测器误差动态特性

式(27)、式(28), 为第 4 节系统稳定性证明打下基础。

3.2 故障参数在线更新

未知 IL-CMF 故障参数 $\boldsymbol{\theta}$ 通过设计自适应律在线更新获得。自适应律如下:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} = \text{Proj}_{\hat{\boldsymbol{\theta}}}(\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\sigma}) \quad (30)$$

式中: $\boldsymbol{\Gamma} = \text{diag}(\boldsymbol{\Gamma}_1, \boldsymbol{\Gamma}_2)$ 为对角正定阵, 用于控制故障参数的在线更新速率; $\boldsymbol{\sigma}$ 为更新函数, 其表达式通过 Lyapunov 稳定性分析推得, 具体形式参见第 4 节; $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 的初值需满足式(18); $\text{Proj}_{\hat{\boldsymbol{\theta}}}(\cdot)$ 为非连续投影映射, 其定义^[18]为

$$\text{Proj}_{\hat{\theta}_i}(\cdot) = \begin{cases} 0 & \text{若 } \hat{\theta}_i = \theta_{i\max} \text{ 且 } \cdot_i > 0 \\ 0 & \text{若 } \hat{\theta}_i = \theta_{i\min} \text{ 且 } \cdot_i < 0 \\ \cdot_i & \text{其他} \end{cases} \quad (31)$$

上述投影映射可确保故障参数在线更新结果具有以下特性:

$$\hat{\boldsymbol{\theta}} \in \Omega_{\hat{\boldsymbol{\theta}}} \triangleq \{\hat{\boldsymbol{\theta}}: \boldsymbol{\theta}_{\min} \leq \hat{\boldsymbol{\theta}} \leq \boldsymbol{\theta}_{\max}\} \quad (32)$$

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}^T [\boldsymbol{\Gamma}^{-1} \text{Proj}_{\hat{\boldsymbol{\theta}}}(\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\sigma}) - \boldsymbol{\sigma}] \leq 0, \forall \boldsymbol{\sigma} \quad (33)$$

注 4 故障参数自适应律的收敛速度对 AESO 的状态估计精度产生显著影响, 并进一步影响闭环控制系统性能。具体而言, 故障参数更新速率矩阵 $\boldsymbol{\Gamma}$ 取值越大, 故障参数自适应律收敛速度越快, AESO 状态估计精度越高。但过大的更新速率会导致故障参数自适应更新过程出现震荡, 甚至引发系统失稳; $\boldsymbol{\Gamma}$ 取值越小, 故障参数自适应律收敛速度越慢, AESO 状态估计误差也越大, 闭环控制系统性能也越差。

3.3 非线性容错同步控制器设计

针对变换后的系统模型式(23), 结合活塞杆速度、扰动估计结果, 以及故障参数在线更新结果, 基于反步法设计非线性容错同步控制器以实现 2.2 节所述控制目标。控制器设计过程如下:

步骤 1 令系统跟踪误差为 $\mathbf{z}_1 = [z_{11}, z_{12}]^T$, 其计算公式为

$$\mathbf{z}_1 = [z_{11}, z_{12}]^T = \mathbf{f}(x_{11}, x_{21}, t) - \mathbf{x}_r \quad (34)$$

定义辅助误差变量 $\mathbf{z}_2 = [z_{21}, z_{22}]^T$, 其计算公式为

$$\mathbf{z}_2 = \dot{\mathbf{z}}_1 + \mathbf{k}_1 \mathbf{z}_1 = \mathbf{f}(x_{12}, x_{22}, t) - \boldsymbol{\alpha}_1 \quad (35)$$

式中: $\boldsymbol{\alpha}_1 \triangleq -\mathbf{k}_1 \mathbf{z}_1 + \dot{\mathbf{x}}_r$; $\mathbf{k}_1 = \text{diag}(k_{11}, k_{12})$ 为对角正定反馈增益阵。易见 $\mathbf{f}(x_{12}, x_{22}, t)$ 依赖不可测活塞杆速度 x_{12} 及 x_{22} 计算得到。

对式(35)求导并联立式(23)可得

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = -\mathbf{M}_1 \mathbf{f}(x_{11}, x_{21}, t) - \mathbf{M}_2 \mathbf{f}(x_{12}, x_{22}, t) + \ddot{\mathbf{x}}_3 + \mathbf{M}_3 \mathbf{x}_c - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 \quad (36)$$

式中:将 \bar{x}_3 看作虚拟控制输入。令 α_2 为 \bar{x}_3 的虚拟控制律,进一步定义辅助误差变量 $z_3 = [z_{31}, z_{32}]^T$,可得

$$z_3 = \bar{x}_3 - \alpha_2 \tag{37}$$

根据式(36)、式(37)以及观测器式(25)的估计结果设计虚拟控制律 α_2 为

$$\begin{cases} \alpha_2 = \alpha_{2a} + \alpha_{2s} \\ \alpha_{2a} = M_1 f(x_{11}, x_{21}, t) + M_2 f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t) - M_3 x_c - k_1 f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t) + k_1 \dot{x}_r + \ddot{x}_r \\ \alpha_{2s} = -k_2 (f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t) - \alpha_1) \end{cases} \tag{38}$$

式中: $k_2 = \text{diag}(k_{21}, k_{22})$ 为对角正定反馈增益阵; α_{2a} 为模型补偿项,随着活塞杆速度 x_{12} 及 x_{22} 的估计值进行实时更新; α_{2s} 作为鲁棒控制项用于镇定被控对象。

联立式(35)~式(38),可进一步得到

$$\dot{z}_2 = (-M_2 + k_1 + k_2)(f(x_{12}, x_{22}, t) - f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t)) - k_2 z_2 + z_3 \tag{39}$$

步骤2 计算实际控制输入 $u = [u_1, u_2]^T$ 。首先对式(37)求导并联立式(23)可得

$$\dot{z}_3 = TF_1 u + TF_2 + TF_3 + TF_4 \theta + TH_q - \dot{\alpha}_2 \tag{40}$$

式中: $\dot{\alpha}_2 = \dot{\alpha}_{2c} + \dot{\alpha}_{2u}$, $\dot{\alpha}_{2c}$ 为可计算部分, $\dot{\alpha}_{2u}$ 、 F_2 因与不可测活塞杆速度有关,无法直接计算得到。

对式(38)求导,可得 $\dot{\alpha}_{2c}$ 及 $\dot{\alpha}_{2u}$ 的表达式为

$$\dot{\alpha}_{2c} = \frac{\partial \alpha_2}{\partial t} + \frac{\partial \alpha_2}{\partial f(x_{11}, x_{21}, t)} f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t) + \frac{\partial \alpha_2}{\partial f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t)} f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t) \tag{41}$$

$$\dot{\alpha}_{2u} = \frac{\partial \alpha_2}{\partial f(x_{11}, x_{21}, t)} f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t) \tag{42}$$

根据式(40)推得控制输入 u 的计算公式为

$$u = (TF_1)^{-1} (-TF_2 - TF_3 - TF_4 \hat{\theta} - T\hat{x}_4 + \dot{\alpha}_{2c} - k_3 z_3) \tag{43}$$

式中: $\hat{F}_2 = [\phi_{13}(\hat{x}_{12}), \phi_{23}(\hat{x}_{22})]^T$ 为 F_2 的估计值; $\hat{x}_4 = [\hat{x}_{14}, \hat{x}_{24}]^T$ 为扩展状态向量 $x_4 = [x_{14}, x_{24}]^T$ 的估计值,两者均可通过综合两通道观测器状态估计结果计算得到; $\hat{\theta}$ 根据式(30)、式(31)在线更新得到; $k_3 = \text{diag}(k_{31}, k_{32})$ 为对角正定反馈增益阵。

联立式(40)、式(43)可得

$$\dot{z}_3 = T\tilde{F}_2 + TF_4 \tilde{\theta} - T\hat{x}_4 + TH_q - \dot{\alpha}_{2u} - k_3 z_3 \tag{44}$$

式中: $\tilde{F}_2 = F_2 - \hat{F}_2$ 。

4 稳定性分析

为方便稳定性证明过程,引入如下参数矩阵:

$$\begin{cases} M_\varepsilon = \begin{bmatrix} \omega_1 & 0 \\ 0 & \omega_2 \end{bmatrix} \\ W_\varepsilon = \begin{bmatrix} \omega_1 I_4 & \mathbf{0}_4 \\ \mathbf{0}_4 & \omega_2 I_4 \end{bmatrix} \\ A_\varepsilon = \begin{bmatrix} A_1 & \mathbf{0}_4 \\ \mathbf{0}_4 & A_2 \end{bmatrix} \\ B_{\varepsilon 1} = \begin{bmatrix} B_{11} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & B_{21} \end{bmatrix} \\ B_{\varepsilon 2} = \begin{bmatrix} B_{12} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & B_{22} \end{bmatrix} \\ B_{\varepsilon 3} = \begin{bmatrix} B_{13} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} & B_{23} \end{bmatrix} \\ P = \begin{bmatrix} P_1 & \mathbf{0}_4 \\ \mathbf{0}_4 & P_2 \end{bmatrix} \\ N_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ N_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{45}$$

定义 $\varepsilon = [\varepsilon_1^T, \varepsilon_2^T]^T$ 。根据假设3,存在正常数 $c_{11}, c_{12}, c_{21}, c_{22}$ 使得下列不等式成立:

$$\begin{cases} |\tilde{\phi}_{11}| \leq c_{11} |\varepsilon_{12}| \leq c_{11} \|\varepsilon\| \\ |\tilde{\phi}_{21}| \leq c_{12} |\varepsilon_{22}| \leq c_{12} \|\varepsilon\| \end{cases} \tag{46}$$

$$\begin{cases} |\tilde{\phi}_{13}| \leq c_{21} |\varepsilon_{12}| \leq c_{21} \|\varepsilon\| \\ |\tilde{\phi}_{23}| \leq c_{22} |\varepsilon_{22}| \leq c_{22} \|\varepsilon\| \end{cases} \tag{47}$$

进一步定义如下常值矩阵:

$$\begin{cases} \gamma_1 = (-M_2 + k_1 + k_2) TM_\varepsilon N_1 \\ \gamma_2 = k_2 - 0.5c_2 \|T\| I_2 \\ \gamma_3 = (M_1 - k_2 k_1) TM_\varepsilon N_1 - TM_\varepsilon^3 N_2 \\ \gamma_4 = \mu_3 W_\varepsilon - \mu_3 c_1 \|PB_{\varepsilon 1}\| \|M_\varepsilon^{-1}\| I_8 - 0.5\mu_3 I_8 - 0.5\mu_2 c_2 \|T\| I_8 - \mu_3 c_2 \|PB_{\varepsilon 2}\| \|(M_\varepsilon^2)^{-1}\| I_8 \end{cases} \tag{48}$$

式中: $c_1 = c_{11} + c_{12}; c_2 = c_{21} + c_{22}$ 。

定理3 对于DREHAS式(23),考虑IL-CMF故障,恒定或慢时变扰动,即 $h_1(t) = h_2(t) = 0$ 。通过选择合适的反馈增益阵 k_1, k_2, k_3 ,观测器带宽 ω_1, ω_2 及正常数 μ_1, μ_2, μ_3 ,使得式(49)中矩阵 A 为正定矩阵,其表达式为

$$A = \begin{bmatrix} k_1 & -0.5I_2 & \mathbf{0}_2 & \mathbf{0}_{2 \times 8} \\ -0.5I_2 & \mu_1 k_2 & -0.5\mu_1 I_2 & -0.5\mu_1 \gamma_1 \\ \mathbf{0}_2 & -0.5\mu_1 I_2 & \mu_2 \gamma_2 & 0.5\mu_2 \gamma_3 \\ \mathbf{0}_{8 \times 2} & -0.5\mu_1 \gamma_1^T & 0.5\mu_2 \gamma_3^T & \gamma_4 \end{bmatrix} \quad (49)$$

则本文设计的容错同步控制器式(43), AESO式(25)及故障参数自适应更新律式(30)、更新函数

$$\sigma = \mu_2 F_4^T T^T z_3 + \mu_3 \psi_3^T (PB_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1})^T \varepsilon \quad (50)$$

可确保闭环系统所有信号有界,故障参数估计误差、状态估计误差、系统跟踪误差信号渐进收敛于 0。

证明 考虑 3.1 节模型扩展形式 1, 根据式(27), 合并两通道观测器误差动态特性可得

$$\dot{\varepsilon} = W_\varepsilon A_\varepsilon \varepsilon + B_{e_1} M_\varepsilon^{-1} \tilde{\psi}_1 + B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \tilde{\psi}_2 +$$

$$B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \psi_3 \tilde{\theta} + B_{e_3} (M_\varepsilon^3)^{-1} H(t) \quad (51)$$

式中: $\tilde{\psi}_1 = [\tilde{\phi}_{11}, \tilde{\phi}_{21}]^T$; $\tilde{\psi}_2 = [\tilde{\phi}_{13}, \tilde{\phi}_{23}]^T$; $\psi_3 = \text{diag}(\phi_{f1}, \phi_{f2})$; $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$; $H(t) = [h_1(t), h_2(t)]^T$ 。根据式(29)及式(45), 易见 A_ε 为 Hurwitz 矩阵, 则存在正定对称矩阵 P , 使得以下等式成立:

$$A_\varepsilon^T P + P A_\varepsilon = -2I \quad (52)$$

此外, 该扩展形式下有如下关系式成立:

$$H_{q_1} = x_4 \quad (53)$$

联立式(44)、式(53)得到

$$\dot{z}_3 = T\tilde{F}_2 + TF_4\tilde{\theta} + T\tilde{x}_4 - \dot{\alpha}_{2u} - k_3 z_3 \quad (54)$$

根据式(45), 易见有如下等式成立:

$$\begin{cases} W_\varepsilon = W_\varepsilon^T \\ W_\varepsilon^T P = P W_\varepsilon \\ W_\varepsilon A_\varepsilon = A_\varepsilon W_\varepsilon \end{cases} \quad (55)$$

选取 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} \mu_1 z_2^T z_2 + \frac{1}{2} \mu_2 z_3^T z_3 + \frac{1}{2} \mu_3 \varepsilon^T P \varepsilon + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta} \quad (56)$$

对式(56)求导并代入式(35)、式(39)、式(51)~式(55)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & z_1^T \dot{z}_1 - z_1^T k_1 z_1 - \mu_1 z_2^T k_2 z_2 + \mu_1 z_2^T z_3 - \\ & \mu_2 z_3^T k_2 z_3 + \mu_1 z_2^T (-M_2 + k_1 + k_2) \tilde{f} + \\ & \mu_2 z_3^T T\tilde{F}_2 + \mu_2 z_3^T T\tilde{x}_4 - \mu_2 z_3^T \dot{\alpha}_{2u} - \\ & \mu_3 \varepsilon^T W_\varepsilon \varepsilon + \mu_3 \varepsilon^T P B_{e_1} M_\varepsilon^{-1} \tilde{\psi}_1 + \\ & \mu_3 \varepsilon^T P B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \tilde{\psi}_2 + \mu_3 \varepsilon^T P B_{e_3} (M_\varepsilon^3)^{-1} H + \\ & \mu_3 \varepsilon^T P B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \psi_3 \tilde{\theta} + \mu_2 z_3^T T F_4 \tilde{\theta} - \dot{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta} \end{aligned} \quad (57)$$

式中: $\tilde{f} = f(x_{12}, x_{22}, t) - f(\hat{x}_{12}, \hat{x}_{22}, t)$ 。

根据式(38)、式(42)、式(45)容易推出以下等式成立:

$$\tilde{f} = T \begin{bmatrix} \tilde{x}_{12} \\ \tilde{x}_{22} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} \omega_1 \varepsilon_{12} \\ \omega_2 \varepsilon_{22} \end{bmatrix} = T M_\varepsilon N_1 \varepsilon \quad (58)$$

$$\tilde{x}_4 = \begin{bmatrix} \tilde{x}_{14} \\ \tilde{x}_{24} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_1^3 \varepsilon_{14} \\ \omega_2^3 \varepsilon_{24} \end{bmatrix} = M_\varepsilon^3 N_2 \varepsilon \quad (59)$$

$$\dot{\alpha}_{2u} = (M_1 - k_2 k_1) \tilde{f} \quad (60)$$

同时, 根据式(46)、式(47)可得

$$\|\tilde{\psi}_1\| = \sqrt{\tilde{\phi}_{11}^2 + \tilde{\phi}_{21}^2} \leq |\tilde{\phi}_{11}| + |\tilde{\phi}_{21}| \leq c_1 \|\varepsilon\| \quad (61)$$

$$\|\tilde{F}_2\| = \|\tilde{\psi}_2\| = \sqrt{\tilde{\phi}_{13}^2 + \tilde{\phi}_{23}^2} \leq |\tilde{\phi}_{13}| + |\tilde{\phi}_{23}| \leq c_2 \|\varepsilon\| \quad (62)$$

考虑 $h_1(t) = h_2(t) = 0$, 即有 $H(t) = \mathbf{0}$, 联立式(57)~式(62), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & z_1^T \dot{z}_1 - z_1^T k_1 z_1 - \mu_1 z_2^T k_2 z_2 + \mu_1 z_2^T z_3 - \\ & \mu_2 z_3^T k_2 z_3 + \mu_1 z_2^T (-M_2 + k_1 + k_2) T M_\varepsilon N_1 \varepsilon + \\ & 0.5 \mu_2 c_2 \|T\| (\|z_3\|^2 + \|\varepsilon\|^2) + \mu_2 z_3^T T M_\varepsilon^3 N_2 \varepsilon - \\ & \mu_2 z_3^T (M_1 - k_2 k_1) T M_\varepsilon N_1 \varepsilon - \mu_3 \varepsilon^T W_\varepsilon \varepsilon + \\ & \mu_3 c_1 \|P B_{e_1}\| \|M_\varepsilon^{-1}\| \|\varepsilon\|^2 + \\ & \mu_3 c_2 \|P B_{e_2}\| \|(M_\varepsilon^2)^{-1}\| \|\varepsilon\|^2 + \\ & \mu_3 \varepsilon^T P B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \psi_3 \tilde{\theta} + \mu_2 z_3^T T F_4 \tilde{\theta} - \dot{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta} \end{aligned} \quad (63)$$

联立式(48)、式(63)可进一步得到

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -z_1^T k_1 z_1 + z_1^T z_2 - \mu_1 z_2^T k_2 z_2 + \mu_1 z_2^T z_3 + \mu_1 z_2^T \gamma_1 \varepsilon - \\ & \mu_2 z_3^T \gamma_2 z_3 - \mu_2 z_3^T \gamma_3 \varepsilon - \varepsilon^T \gamma_4 \varepsilon - 0.5 \mu_3 \varepsilon^T \varepsilon + \\ & \mu_3 \varepsilon^T P B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \psi_3 \tilde{\theta} + \mu_2 z_3^T T F_4 \tilde{\theta} - \dot{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta} \end{aligned} \quad (64)$$

设计故障参数自适应更新律为

$$\dot{\theta} = \Gamma [\mu_2 F_4^T T^T z_3 + \mu_3 \psi_3^T (P B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1})^T \varepsilon] = \Gamma \sigma \quad (65)$$

则有下式成立:

$$\mu_3 \varepsilon^T P B_{e_2} (M_\varepsilon^2)^{-1} \psi_3 \tilde{\theta} + \mu_2 z_3^T T F_4 \tilde{\theta} - \dot{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta} = 0 \quad (66)$$

令 $Z = [z_1^T, z_2^T, z_3^T, \varepsilon^T]^T$, 联立式(64)及式(66)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -z_1^T k_1 z_1 + z_1^T z_2 - \mu_1 z_2^T k_2 z_2 + \mu_1 z_2^T z_3 + \\ & \mu_1 z_2^T \gamma_1 \varepsilon - \mu_2 z_3^T \gamma_2 z_3 - \mu_2 z_3^T \gamma_3 \varepsilon - \varepsilon^T \gamma_4 \varepsilon \leq \\ & -Z^T \Lambda Z \leq -\lambda_{\min}(\Lambda) (z_1^T z_1 + \\ & z_2^T z_2 + z_3^T z_3 + \varepsilon^T \varepsilon) \triangleq -W \end{aligned} \quad (67)$$

式中: $\lambda_{\min}(\Lambda)$ 为矩阵 Λ 的最小特征值; W 为正函数。根据式(67), 有 $V \in L_\infty, W \in L_2$ 且误差信号

$z_1, z_2, z_3, \boldsymbol{\varepsilon}, \tilde{\boldsymbol{\theta}}$ 有界。考虑假设 6, 根据式 (34)、式 (35) 可进一步得到 $f(x_{11}, x_{21}, t), f(x_{12}, x_{22}, t), \dot{z}_1$ 及 $\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1$ 有界。由于 y_1 有界, 则耦合项 x_c 有界。根据假设 1、假设 2 及假设 4 易推得状态 x_i 、扩展状态 x_{ei} 及其估计值 \hat{x}_{ei} 有界, 进而可推得 $\hat{F}_2, F_3, \hat{x}_4, \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{2c}$ 有界, 再根据式 (43) 可推得控制输入 \boldsymbol{u} 有界。根据式 (27)、式 (35)、式 (39)、式 (44) 可推得 \dot{W} 有界。因此 W 为一致连续函数, 根据 Barbalat 引理可知随着 $t \rightarrow \infty, W \rightarrow 0$ 。 证毕

定理 4 对于 DREHAS 式 (23), 考虑 IL-CMF 故障, 时变扰动, 即 $h_1(t) \neq 0, h_2(t) \neq 0$ 。本文所提容错同步控制器式 (43) 可确保闭环系统所有信号有界, 同时以下 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} \mu_1 z_2^T z_2 + \frac{1}{2} \mu_2 z_3^T z_3 + \frac{1}{2} \mu_3 \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (68)$$

上界存在且满足

$$V \leq \exp(-\lambda t) V(0) + \frac{\xi}{\lambda} [1 - \exp(-\lambda t)] \quad (69)$$

式中: $\xi = 0.5\mu_3(\|PB_{e3}\| \| (M_\varepsilon^3)^{-1} \| \|H(t)\|_{\max})^2$; $\lambda = 2\lambda_{\min}(\boldsymbol{A}) \min\{\lambda_1, 1/(\mu_3\lambda_{\max}(\boldsymbol{P}))\}$, $\lambda_1 = \min\{1, 1/\mu_1, 1/\mu_2\}$, $\lambda_{\max}(\boldsymbol{P})$ 为矩阵 \boldsymbol{P} 的最大特征值。

证明 考虑模型扩展形式 2, 根据式 (28), 合并两通道观测器误差动态特性可得

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \boldsymbol{W}_e \boldsymbol{A}_e \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{B}_{e1} \boldsymbol{M}_\varepsilon^{-1} \tilde{\boldsymbol{\psi}}_1 + \boldsymbol{B}_{e2} (\boldsymbol{M}_\varepsilon^2)^{-1} \tilde{\boldsymbol{\psi}}_2 + \boldsymbol{B}_{e3} (\boldsymbol{M}_\varepsilon^3)^{-1} \boldsymbol{H}(t) \quad (70)$$

此外, 该扩展形式下, 有如下关系式成立:

$$\boldsymbol{F}_4 \tilde{\boldsymbol{\theta}} + \boldsymbol{H}_q = \boldsymbol{x}_4 \quad (71)$$

联立式 (44)、式 (71) 可得

$$\dot{z}_3 = \boldsymbol{T} \tilde{\boldsymbol{F}}_2 + \boldsymbol{T} \tilde{\boldsymbol{x}}_4 - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{2u} - \boldsymbol{k}_3 z_3 \quad (72)$$

选择 Lyapunov 函数如式 (68) 所示, 对其求导并将式 (35)、式 (39)、式 (55)、式 (70)、式 (72) 及式 (58) ~ 式 (62) 代入其中可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & z_1^T z_2 - z_1^T \boldsymbol{k}_1 z_1 - \mu_1 z_2^T \boldsymbol{k}_2 z_2 + \mu_1 z_2^T z_3 - \\ & \mu_2 z_3^T \boldsymbol{k}_2 z_3 + \mu_1 z_2^T (-\boldsymbol{M}_2 + \boldsymbol{k}_1 + \boldsymbol{k}_2) \boldsymbol{T} \boldsymbol{M}_\varepsilon \boldsymbol{N}_1 \boldsymbol{\varepsilon} + \\ & 0.5\mu_2 c_2 \| \boldsymbol{T} \| (\| z_3 \|^2 + \| \boldsymbol{\varepsilon} \|^2) + \mu_2 z_3^T \boldsymbol{T} \boldsymbol{M}_\varepsilon^3 \boldsymbol{N}_2 \boldsymbol{\varepsilon} - \\ & \mu_2 z_3^T (\boldsymbol{M}_1 - \boldsymbol{k}_2 \boldsymbol{k}_1) \boldsymbol{T} \boldsymbol{M}_\varepsilon \boldsymbol{N}_1 \boldsymbol{\varepsilon} - \mu_3 \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{W}_e \boldsymbol{\varepsilon} + \\ & \mu_3 c_1 \| \boldsymbol{P} \boldsymbol{B}_{e1} \| \| \boldsymbol{M}_\varepsilon^{-1} \| \| \boldsymbol{\varepsilon} \|^2 + \\ & \mu_3 c_2 \| \boldsymbol{P} \boldsymbol{B}_{e2} \| \| (\boldsymbol{M}_\varepsilon^2)^{-1} \| \| \boldsymbol{\varepsilon} \|^2 + \\ & \mu_3 \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{B}_{e3} (\boldsymbol{M}_\varepsilon^3)^{-1} \boldsymbol{H}(t) \end{aligned} \quad (73)$$

由 Young's 不等式得到

$$\mu_3 \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{B}_{e3} (\boldsymbol{M}_\varepsilon^3)^{-1} \boldsymbol{H}(t) \leq 0.5\mu_3 \| \boldsymbol{\varepsilon} \|^2 + 0.5\mu_3 (\| \boldsymbol{P} \boldsymbol{B}_{e3} \| \| (\boldsymbol{M}_\varepsilon^3)^{-1} \| \| \boldsymbol{H}(t) \|_{\max})^2 \quad (74)$$

联立式 (48)、式 (73)、式 (74) 可得

$$\dot{V} \leq -z_1^T \boldsymbol{k}_1 z_1 + z_1^T z_2 - \mu_1 z_2^T \boldsymbol{k}_2 z_2 + \mu_1 z_2^T z_3 + \mu_1 z_2^T \boldsymbol{\gamma}_1 \boldsymbol{\varepsilon} -$$

$$\begin{aligned} & \mu_2 z_3^T \boldsymbol{\gamma}_2 z_3 - \mu_2 z_3^T \boldsymbol{\gamma}_3 \boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\gamma}_4 \boldsymbol{\varepsilon} + \\ & 0.5\mu_3 (\| \boldsymbol{P} \boldsymbol{B}_{e3} \| \| (\boldsymbol{M}_\varepsilon^3)^{-1} \| \| \boldsymbol{H}(t) \|_{\max})^2 \leq \\ & -\boldsymbol{Z}^T \boldsymbol{A} \boldsymbol{Z} + \xi \end{aligned} \quad (75)$$

由于 \boldsymbol{A} 为正定阵, 则式 (75) 可进一步改写为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\lambda_{\min}(\boldsymbol{A}) (z_1^T z_1 + z_2^T z_2 + z_3^T z_3 + \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon}) + \xi \leq \\ & -\lambda_{\min}(\boldsymbol{A}) \left[2\lambda_1 \left(\frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} \mu_1 z_2^T z_2 + \frac{1}{2} \mu_2 z_3^T z_3 \right) + \right. \\ & \left. \frac{2}{\mu_3 \lambda_{\max}(\boldsymbol{P})} \left(\frac{1}{2} \mu_3 \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{\varepsilon} \right) \right] + \xi \leq -\lambda V + \xi \end{aligned} \quad (76)$$

从式 (76) 可推出式 (69), 因此误差信号 $z_1, z_2, z_3, \boldsymbol{\varepsilon}$ 有界。与定理 3 证明过程类似, 可进一步推得闭环系统所有信号有界。 证毕

注 5 根据式 (69), 在确保矩阵 \boldsymbol{A} 正定性的前提下, 通过减小 μ_1, μ_2, μ_3 增大 λ , 可改善系统的暂态过程。通过增大 ω_1, ω_2 减小 ξ , 可减少系统的稳态跟踪误差。因此, 通过合理选择以上参数可使得系统输出满足规定的性能要求。

5 仿真验证

在 MATLAB/Simulink 环境下建立了 DREHAS 系统的仿真模型, 并对本文方法进行仿真研究。模型参数^[8]如下: $P_{si} = 28 \text{ MPa}, P_{ni} = 0 \text{ MPa}, k_{ui} = 3.04 \times 10^{-3} \text{ m/A}, k_{qi} = 7.5 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{Pa}^{-\frac{1}{2}}, m_{hi} = 55 \text{ kg}, A_{hi} = 1.47 \times 10^{-3} \text{ m}^2, \beta_e = 800 \text{ MPa}, B_{hi} = 1 \times 10^4 \text{ N} \cdot \text{s/m}, V_0 = 0.735 \times 10^{-4} \text{ m}^3, C_{ii} = 1 \times 10^{-12} \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{Pa}^{-1}, K_{ni} = 1 \times 10^8 \text{ N/m}, r_{di} = 0.15 \text{ m}, J_d = 13.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \beta_d = 13.5 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}, K_d = 9.14 \times 10^5 \text{ N/m}$ 。仿真时长为 30 s。

为满足假设 6, 选取 $\theta_r = \arctan(0.2 \cdot \sin(2\pi t)) [1 - \exp(-0.1t^3)] \text{ rad}$ 作为舵面偏转指令信号。参考文献[19]的做法, 在控制器输出端叠加与系统偏转指令相似的干扰信号 $\Delta u_1 = \Delta u_2 = 1.5\theta_r$, 以模拟舵机通道中存在的扰动 q_1 及 q_2 。

考虑如下故障场景: 当 $t = 10 \text{ s}$, DREHAS 系统发生 IL-CMF 故障, 具体表现为: 舵机 1 发生幅值 $C_{i1} = 1 \times 10^{-7} \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{Pa}^{-\frac{1}{2}}$ 的内泄漏故障, 同时舵机 2 发生幅值为 $C_{i2} = 5 \times 10^{-7} \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{Pa}^{-\frac{1}{2}}$ 的内泄漏故障。

为验证本文方法的有效性, 除本文方法外, 另外选取了 3 种控制方法进行对比研究, 对这些方法说明如下:

1) 本文方法 (基于速度观测的容错同步控制方法 (Fault-tolerant Synchronization Control based on Piston Velocity Estimation, FTSC-PVE))。控制

器参数设置为 $k_1 = k_2 = k_3 = \text{diag}(1000, 1000)$, $\mu_1 = 1 \times 10^{-17}$, $\mu_2 = 1 \times 10^{-18}$, $\mu_3 = 1 \times 10^{13}$; 观测器带宽为 $\omega_1 = \omega_2 = 5000$; 参考轨迹设计参数为 $k_1 = k_2 = 300$; 故障参数自适应更新速率为 $\Gamma = \text{diag}(5 \times 10^{-19}, 5 \times 10^{-19})$ 。

2) 比例积分控制 (PI)。两舵机通道各串联一个 PI 控制器, 其比例增益为 $k_p = 100$, 积分增益为 $k_i = 10$ 。

3) 基于速度观测的自适应同步控制 (Adaptive Synchronization Control based on Piston Velocity Estimation, ASC-PVE)。该方法采用了与本文方法相同的控制目标解耦机制, 不同点在于控制器设计不含扰动补偿项, 可通过设置控制输入式 (43) 中扰动估计 $\hat{x}_4 = \mathbf{0}$ 实现, 其他参数与本文方法相同。

4) 输出反馈鲁棒同步控制 (Output Feedback Robust Synchronization Control, OFRSC)。该方法为文献 [14] 方法在 DREHAS 系统的推广, 采用了与本文方法相同的控制目标解耦机制。不同之处在于采用 ESO 估计扰动和不可测状态, 且控制器设计不含故障补偿项。该方法的控制器参数、观测器增益、带宽及参考轨迹参数均与本文方法相同。

采用位置跟踪误差的最大值 M_e 、均值 μ_e 、标准差 σ_e 衡量故障前后稳态阶段各方法的位置跟踪性能。采用 M_e 衡量故障瞬态各方法的容错能力。其中, 稳态指标取稳态阶段 3 个周期的数据计算得到。瞬态指标根据整个瞬态过程的数据计算得到。指标计算公式可参考文献 [14]。

故障前后, 4 种方法一个周期的系统舵面位置跟踪曲线分别如图 2、图 3 所示。可见, 本文方法控制下的系统动态跟踪性能最好, PI 方法的系统动态跟踪性能受故障影响最为显著。

4 种方法对应的舵面位置跟踪误差曲线如图 4 所示, 其对应的具体性能指标由表 1 给出。

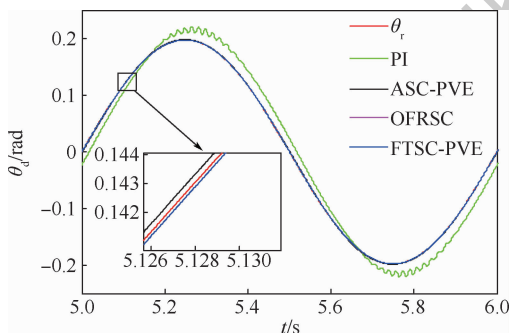


图 2 DREHAS 正常条件下一个周期的舵面位置跟踪曲线

Fig. 2 Control surface position tracking curves for DREHAS during one cycle under normal condition

图 5 为本文方法与 OFRSC 方法的扰动估计结果对比。图 6 为本文方法与 ASC-PVE 方法的故障估计结果对比。

正常条件下, 因未启动故障参数在线更新, 本文方法与 OFRSC 方法控制效果相同。由于该条件下, 2 种方法均能实现对 DREHAS 系统各通道扰动的正确估计及有效补偿, 因此所获得的位置跟踪性能明显优于无扰动补偿的 PI 方法和 ASC-PVE 方法。

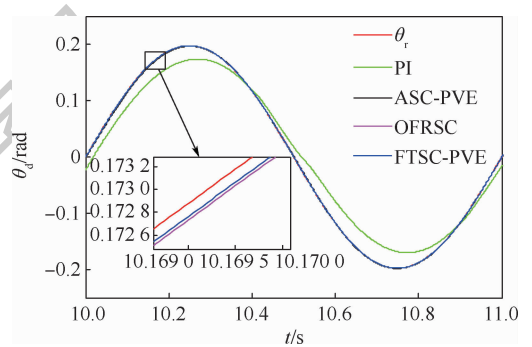


图 3 DREHAS 故障条件下一个周期的舵面位置跟踪曲线

Fig. 3 Control surface position tracking curves for DREHAS during one cycle under faulty condition

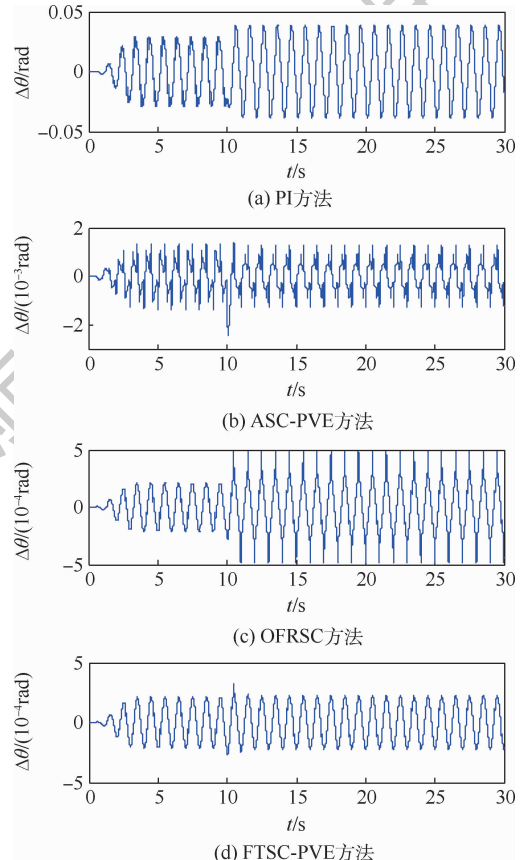


图 4 DREHAS 系统舵面位置跟踪误差曲线
Fig. 4 Control surface position tracking error curves for DREHAS

表 1 4种方法的舵面位置跟踪性能对比

Table 1 Comparison of control surface position tracking performance among four methods

方法	正常条件下的稳态 $t \in [5, 10) s$			故障瞬态 $t \in [10, 11) s$	故障后的稳态 $t \in [25, 30) s$		
	M_e / rad	μ_e / rad	σ_e / rad	M_e / rad	M_e / rad	μ_e / rad	σ_e / rad
PI	0.0293	0.0183	0.0080	0.0390	0.0388	0.0233	0.0126
ASC-PVE	0.0014	5.7479×10^{-4}	3.2561×10^{-4}	0.0024	0.0013	5.0349×10^{-4}	2.6347×10^{-4}
OFRSC	2.1285×10^{-4}	1.3148×10^{-4}	6.7268×10^{-5}	4.8221×10^{-4}	4.8224×10^{-4}	1.8402×10^{-4}	1.0951×10^{-4}
FTSC-PVE	2.1276×10^{-4}	1.3174×10^{-4}	6.7154×10^{-5}	3.2392×10^{-4}	2.2667×10^{-4}	1.3873×10^{-4}	6.6968×10^{-5}

故障发生后,系统模型也随之变化。OFRSC方法基于原系统模型设计 ESO 估计扰动,无法获得准确的扰动估计结果(见图5),因此无法对扰动和故障进行有效补偿,从而导致系统位置跟踪性能的下降;ASC-PVE方法没有抗扰动机制,故障估计的准确性受扰动影响很大(见图6),因此不能有效补偿故障和扰动的影响,从而无法实现高精度的位置跟踪;本文方法通过对故障及扰动的准确估计和补偿,获得了相对更好的位置跟踪

性能。具体而言,故障瞬态,本文方法控制下的系统最大位置跟踪误差约为 $3.2392 \times 10^{-4} rad$,小于其他3种方法。此后,系统位置跟踪性能快速恢复,约1s后进入稳态,相关位置跟踪性能指标均优于其他3种方法。

4种控制方法对应的通道间力纷争曲线如图7所示。正常情况下,由于仿真设置系统两通道舵机受相同扰动影响,因此4种方法产生的力纷争趋近于0。故障发生后,由于两通道故障程度差异引起的舵机动态特性差异,导致两通道力输出不能完全同步,从而出现力纷争问题。从图7可以看出,虽然本文方法与 OFRSC 方法、ASC-PVE 方法采用了相同的同步机制,但3种方法对通道间力纷争的抑制作用存在差别。本文方

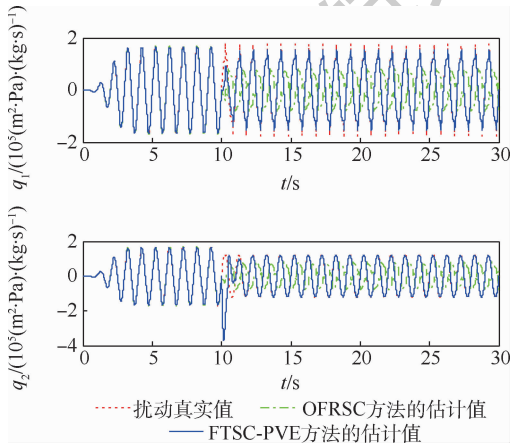


图5 DREHAS系统两通道扰动估计结果
Fig. 5 Two-channel disturbance estimation results for DREHAS

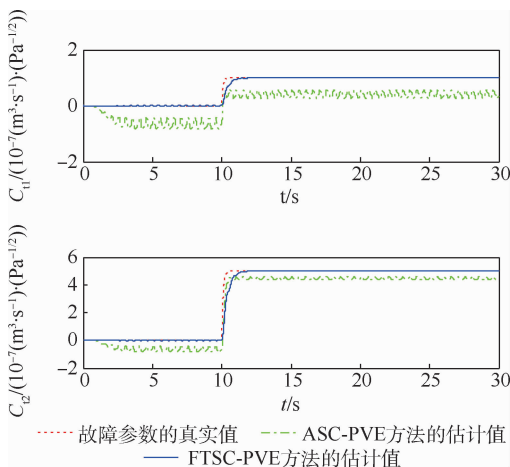


图6 IL-CMF故障参数估计结果
Fig. 6 Internal leakage common-mode fault parameter estimation results

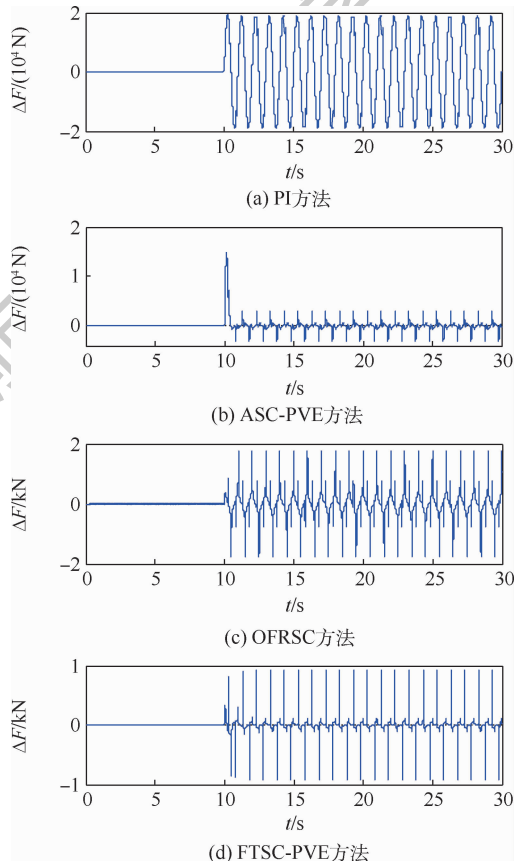


图7 DREHAS系统通道间力纷争曲线
Fig. 7 Fighting force curves between channels for DREHAS

法通过正确估计和补偿通道内扰动和故障,使得状态 $f_2(x_{11}, x_{21})$ 更好的跟踪了参考轨迹 x_{r2} , 因此更为有效的减少了通道间的力纷争。

此外,本文方法、ASC-PVE 方法及 OFRSC 方法均能准确估计两通道舵机的活塞杆速度。图 8 给出基于本文方法的活塞杆速度估计结果。

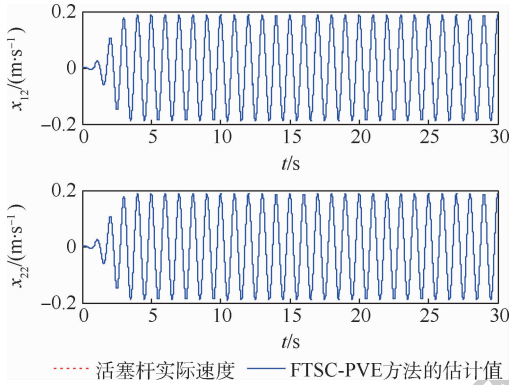


图 8 两通道舵机活塞杆速度估计结果

Fig. 8 Piston rod velocity estimation results for two-channel actuators

6 结 论

针对工作在主/主模式下,存在 IL-CMF 故障及扰动的 DREHAS 系统,提出了一种基于速度观测的非线性容错同步控制方法。

1) 通过引入 2 组参考轨迹并对系统进行线性变换,实现了舵面位置跟踪与舵机通道力输出同步控制的解耦,方便了控制器设计。

2) 针对两通道舵机分别设计 AESO,实现了正常及故障条件下活塞杆速度、扰动的准确估计。

3) 结合 AESO 估计结果及故障参数在线更新结果,利用反步法设计了一种非线性容错同步控制器。其中,基于故障参数在线更新的控制器重配置机制使得闭环系统能快速容错。采用前馈扰动补偿使得控制器具有较强的鲁棒性。

4) 稳定性分析结果表明,该控制器可确保 IL-CMF 故障及时变扰动下闭环系统所有信号有界且满足规定的位置跟踪性能要求,同时可确保 IL-CMF 故障及恒定扰动下系统跟踪误差渐进收敛于零。

5) 仿真结果表明,正常及 IL-CMF 故障条件下,该控制器均可实现高精度的位置跟踪控制,且通道间的力纷争得到有效抑制。

参考文献 (References)

[1] RYDER D R. Redundancy actuator development study: N76-31177[R]. Seattle: Boeing Commercial Airplane Corp., 1973:

1011-1012.

- [2] MITRA S, SAXENA N R, MCCLUSKEY E J. Common-mode failures in redundant VLSI systems: A survey[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2000, 49(3): 285-295.
- [3] KARPENKO M, SEPEHRI N. Quantitative fault tolerant control design for a leaking hydraulic actuator[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2010, 132(5): 626-634.
- [4] MAHULKAR V, ADAMS D E, DERRISO M. Adaptive fault tolerant control for hydraulic actuators[C] // Proceedings of the American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2015: 2242-2247.
- [5] NAHIAN S A, TRUONG D Q, CHOWDHURY P. Modeling and fault tolerant control of an electro-hydraulic actuator[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2016, 17(10): 1285-1297.
- [6] ZHAO Z. Active fault tolerant control of an electro-hydraulic driven elevator based on robust adaptive observers[D]. Montreal: Concordia University, 2010: 131-169.
- [7] SHI C, WANG S P, WANG X J, et al. Active fault-tolerant control of dissimilar redundant actuation system based on performance degradation reference models[J]. Journal of the Franklin Institute-Engineering and Applied Mathematics, 2017, 354(2): 1087-1108.
- [8] LI T, YANG T, CAO Y Y, et al. Disturbance-estimation based adaptive backstepping fault-tolerant synchronization control for a dual redundant hydraulic actuation system with internal leakage faults[J]. IEEE Access, 2019, 7: 73106-73119.
- [9] SHI C, WANG X J, WANG S P, et al. Adaptive decoupling synchronous control of dissimilar redundant actuation system for large civil aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 47: 114-124.
- [10] WANG X J, SHI C, WANG S P. Extended state observer-based motion synchronization control for hybrid actuation system of large civil aircraft[J]. International Journal of System Science, 2017, 48(10): 2212-2222.
- [11] 齐海涛, 滕雅婷. 双余度电液作动器力均衡控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(2): 270-276.
- QI H T, TENG Y T. Force equalization control for dual-redundancy electro-hydrostatic actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(2): 270-276 (in Chinese).
- [12] 付永领, 范殿梁, 李祝锋. 非相似余度作动系统静态力均衡控制策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(11): 1492-1499.
- FU Y L, FAN D L, LI Z F. Static force equalization for dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(11): 1492-1499 (in Chinese).
- [13] NA J, LI Y P, HUANG Y B, et al. Output feedback control of uncertain hydraulic servo systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(1): 490-500.
- [14] YAO J Y, JIAO Z X, MA D W. Extended-state-observer-based output feedback nonlinear robust control of hydraulic systems with backstepping[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(11): 6285-6293.

- [15] GUO W W, YAO J Y, YAO Z K, et al. Output feedback model predictive control of hydraulic systems with disturbances compensation[J]. ISA Transactions, 2019, 88: 216-224.
- [16] JELALI M, KROLL A. Hydraulic servo systems-modeling, identification and control[M]. Berlin: Springer, 2003: 102-103.
- [17] LI T, YANG T, CAO Y Y, et al. Adaptive robust fault-tolerant synchronization control for a dual redundant hydraulic actuation system with common-mode fault[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2018, 2018: 6570104.
- [18] YAO B, BU F, REEDY J, et al. Adaptive robust motion control of single-rod hydraulic actuators: Theory and experiments[J]. IEEE-ASME Transactions on Mechatronics, 2000, 5(1): 79-91.
- [19] YAO J, DENG W. Active disturbance rejection adaptive control of hydraulic servo systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(10): 8023-8032.

作者简介:

李婷 女, 博士研究生。主要研究方向: 飞机液压伺服系统故障诊断与容错控制。

王新民 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞控系统设计、飞机作动器故障诊断与容错控制。

Fault-tolerant synchronization control for a dual redundant electro-hydraulic actuator system based on velocity estimation

LI Ting, WANG Xinmin*, YANG Ting, CAO Yuyan, XIE Rong

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Considering the fact that the piston velocity measurements of electro-hydraulic actuators are not available in practice, a fault-tolerant synchronization control strategy based on piston velocity estimation is proposed to deal with the position tracking problem for a Dual Redundant Electro-Hydraulic Actuator System (DREHAS) suffering from Internal Leakage Common-Mode Fault (IL-CMF) and disturbances. First, by introducing two groups of reference trajectory and a linear transformation of the system states, the decoupling of the control surface position tracking and the two actuators output force synchronization is realized. Second, an Adaptive Extended State Observer (AESO) is designed to estimate the piston rod velocities and disturbances of the two-channel actuators, which overcomes the inaccuracy of the estimation results of Extended State Observer (ESO) under fault condition. Finally, based on the state estimation and the online adaptation of faulty parameters, a nonlinear fault-tolerant synchronization controller is developed by employing backstepping method. Lyapunov stability analysis indicates that the proposed scheme can ensure that all the signals of the closed-loop system are bounded and the system can achieve a prescribed tracking performance under IL-CMF and time-varying disturbances. Moreover, the system tracking error converges to zero asymptotically in the presence of IL-CMF and constant disturbances. A simulation experiment validates that the proposed control scheme is effective.

Keywords: Dual Redundant Electro-Hydraulic Actuator System (DREHAS); fault-tolerant control; synchronization control; Adaptive Extended State Observer (AESO); Common-Mode Fault (CMF)

Received: 2019-11-02; **Accepted:** 2020-01-12; **Published online:** 2020-02-01 17:23

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200201.1545.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703341); China Postdoctoral Science Foundation (2018M633576); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2018JQ6008); Shanxi Province Postdoctoral Science Foundation (2018BSHYDZZ65); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3102019ZDHKY06)

* **Corresponding author.** E-mail: wxmin@npu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0514

引入失效情形下某型液压电机可靠性分析



胡文林, 吕卫民*

(海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001)

摘 要: 针对直接使用无失效数据对装备进行可靠性分析而产生的“冒进”问题, 通过引入失效信息对数据进行综合处理, 从而对可靠性参数进行合理的估计。以寿命服从指数分布的某型导弹液压电机为例, 在其失效率的先验分布为 Gamma 分布且超参数均服从均匀分布时, 证明了失效率在无失效数据时的期望 Bayes (E-Bayes) 估计法, 提出了改进型的截尾试验时间的确定方法, 通过引进失效信息, 推导了失效率的综合 E-Bayes 估计法, 并给出了可靠度的综合估计法。结合液压电机无失效数据实例, 计算得到失效率和可靠度的综合 E-Bayes 估计, 与现有的方法相比, 二者的极差分别减小了 22.33% 和 38.02%, 说明了所提方法的合理性与可用性。

关键词: 可靠性; 无失效数据; 指数分布; Bayes 估计; 综合估计

中图分类号: V240.2; TJ760.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1941-07

随着科学技术的快速发展, 产品的质量与可靠性水平不断提高, 在定时截尾试验中某型高可靠性水平的产品会出现无失效数据的情形, 导致传统的处理有失效数据定时截尾试验的统计方法不再适用^[1]。如何在无失效数据情况下对产品的可靠性指标进行科学合理的评估, 受到了工程界和统计学者的广泛重视与研究, 对这类问题的研究具有重要的理论和实用价值^[2-4]。最早研究此类问题的是 Martz 和 Waller^[5], 茆诗松和罗朝斌^[6]、张忠占和杨振海^[7]、陈家鼎等^[8]都从经典统计学分析方法角度出发对无失效数据问题进行了相关研究, 但这些方法只有当样本量较大时才能得到较好的估计值。

文献[9]给出了只有一个失效数据时失效率的期望 Bayes (Expected Bayes, E-Bayes) 估计和多层 Bayes 估计, 指出 E-Bayes 估计法计算更加简便且结果更加稳健; 文献[10]以航空发动机为

例, 提出采用不完全 Beta 分布作为故障概率的先验分布, 给出了故障概率的 Bayes 估计、多层 Bayes 估计和可靠度的估计; 文献[11-12]分别采用 Bayes 方法和 E-Bayes 方法对失效率进行估计, 结合最小二乘法对可靠度和可靠寿命进行估计。这些方法大多是直接用无失效数据得到参数估计, 然后直接用于产品可靠性的评定, 这就不可避免地存在一个问题, 即在外推时间处并不能确定是否会有失效样品出现。若有, 则会对产品可靠性评估带来很大影响。

因此考虑在一般的无失效数据问题中引入失效信息, 然后进行综合处理。文献[13]针对指数分布分布情形, 提出了引入失效信息后失效率的多层 Bayes 估计和综合 Bayes 估计法; 文献[14-16]分别给出了引入失效信息后失效率的 E-Bayes 估计和加权综合 Bayes 估计法。

在引入失效信息的过程中, 如何确定截尾试

收稿日期: 2019-09-18; 录用日期: 2020-04-10; 网络出版时间: 2020-05-06 15:36

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1251.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51975580)

* 通信作者. E-mail: 1846607971@qq.com

引用格式: 胡文林, 吕卫民. 引入失效情形下某型液压电机可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1941-1947.
HU W L, LYU W M. Reliability analysis on one type of hydraulic motor in the case of introducing failure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1941-1947 (in Chinese).

验时间 t_{m+1} 和截尾试验样本数 n_{m+1} 至关重要。本文在对寿命服从指数分布的某型导弹液压电机的失效率 λ 和可靠度 $R(t)$ (t 为截尾试验时间) 进行综合 E-Bayes 估计研究时, 提出一种新的确定 t_{m+1} 的方法, 使得对失效率和可靠度的综合估计的结果更加稳健。

1 失效率的 E-Bayes 估计

已知某型导弹液压电机的寿命服从指数分布, 其密度函数为

$$f(t) = \lambda \exp\{-t\lambda\} \quad (1)$$

式中: $t > 0, 0 < \lambda < \infty$, λ 为指数分布的失效率。

1.1 先验分布的确定

在 Bayes 统计推断中, 参数的先验分布的选择至关重要, 因其直接影响最终的统计推断结果。一般而言, 对于如何选择和确定先验分布, 一是基于先验信息, 二是着眼计算方便。当前比较成熟的确定方法有多层先验分布、无信息先验分布、共轭先验分布等, 本文考虑共轭先验分布。

通常, 共轭先验分布中会含有超参数, 确定先验分布的问题实际上就转化为超参数的估计问题^[17]。对于本文所讨论的指数分布及其失效率 λ , 其对应的共轭先验分布为 Gamma 分布^[13, 17], 其先验密度函数为

$$\pi(\lambda | a, b) = b^a \lambda^{a-1} \exp(-b\lambda) / \Gamma(a) \quad (2)$$

式中: $a > 0, b > 0, \lambda > 0$, $\Gamma(a) = \int_0^\infty t^{a-1} \exp(-t) dt$ 为 Gamma 函数, a 和 b 为超参数。根据超参数的减函数构造法^[13], 对密度函数关于 λ 求一阶导:

$$\frac{d[\pi(\lambda | a, b)]}{d\lambda} = \frac{b^a \lambda^{a-2} \exp(-b\lambda)}{\Gamma(a)} [(a-1) - b\lambda]$$

因而, 当 $0 < a < 1, b > 0$ 时, $\pi(\lambda | a, b)$ 为 λ 的减函数。基于对 Bayes 估计的稳健性的考虑, 超参数 b 取值越大, 先验分布的尾部将越细, 这会使 Bayes 估计具有越差的稳健性^[13]。因此对 b 设立一个上界 $s, s > 0$ 为某一常数, 由此确定超参数的取值范围为 $0 < a < 1, 0 < b < s$ 。

1.2 失效率的 E-Bayes 定义

对 $(a, b) \in D$, 若 $\hat{\lambda}_B(a, b)$ 是连续的, 则

$$\hat{\lambda}_{EB} = \iint_D \hat{\lambda}_B(a, b) \pi(a, b) da db \quad (3)$$

式中: $\hat{\lambda}_{EB}$ 为失效率 λ 的 E-Bayes 估计, 其中 $\iint_D \hat{\lambda}_B(a, b) \pi(a, b) da db$ 是存在的, D 为超参数 a 和 b 取值的集合 ($D \subset \mathbf{R}^2$), $\pi(a, b)$ 为 a 和 b 在集合 D 上的先验密度函数, $\hat{\lambda}_B(a, b)$ 为 λ 的 Bayes 估计。

1.3 无失效数据时失效率的 E-Bayes 估计

对寿命服从指数分布的产品进行 m 次定时截尾试验, 试验结果是无任何产品发生失效, 所获得的无失效试验数据为 $\{(n_i, t_i), i = 1, 2, \dots, m\}$,

令 $J = \sum_{i=1}^m n_i t_i$, 假设失效率 λ 的先验密度函数 $\pi(\lambda | a, b)$ 由式(2)给出, 则有如下结论:

1) 在平方损失下, λ 的 Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{BI}(a, b) = \frac{a}{b + J}$$

2) 若超参数 a 和 b 的先验密度函数分别为 $[0, 1]$ 和 $[0, s]$ 上的均匀分布, 则 λ 的 E-Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{EBI} = \frac{1}{2s} \ln \frac{s + J}{J}$$

证明 1) 失效率 λ 的似然函数的确定。设随机变量 X_i 表示第 i 次定时截尾试验中发生失效的样品个数, 则 $X_i \sim \pi(n_i, t_i, \lambda)$, 即 X_i 服从参数为 n_i, t_i, λ 的泊松分布:

$$P(X_i = r_i) = \frac{(n_i t_i \lambda)^{r_i}}{(r_i)!} \exp(-n_i t_i \lambda)$$

式中: $r_i = 0, 1, 2, \dots, n_i, i = 1, 2, \dots, m$ 。事实上 X_1, X_2, \dots, X_m 是相互独立的, 则失效率 λ 的似然函数表示为

$$L(X_i | \lambda) = \prod_{i=1}^m P(X_i = r_i) = \left[\prod_{i=1}^m \frac{(n_i t_i \lambda)^{r_i}}{(r_i)!} \right] \exp(-J\lambda)$$

在试验结果为无失效情形时, $r_i = 0, i = 1, 2, \dots, m$, 由此得到无失效情形下失效率 λ 的似然函数为

$$L(0 | \lambda) = \exp(-J\lambda)$$

2) λ 的后验分布的确定。若 λ 的先验密度函数由式(2)给出, 则依据 Bayes 定理, λ 的后验密度为

$$h(\lambda | J) = \frac{\pi(\lambda | a, b) L(0 | \lambda)}{\int_0^\infty \pi(\lambda | a, b) L(0 | \lambda) d\lambda} = \frac{b^a \lambda^{a-1} \exp[-(b + J)\lambda]}{\int_0^\infty b^a \lambda^{a-1} \exp[-(b + J)\lambda] d\lambda} \quad (4)$$

记 $(b + J)\lambda = \xi$, 代入式(4)推得

$$h(\lambda | J) = \frac{(b + J)^a}{\Gamma(a)} \lambda^{a-1} \exp[-(b + J)\lambda]$$

3) λ 的 Bayes 估计。在平方损失下, λ 的 Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{BI}(a, b) = \int_0^\infty \lambda h(\lambda | J) d\lambda = \frac{(b + J)^a}{\Gamma(a)} \int_0^\infty \lambda^a \exp[-(b + J)\lambda] d\lambda \quad (5)$$

记 $(b+J)\lambda = \xi$, 代入式(5)右端的积分项进行化简和计算, 并依据 Gamma 函数 $\Gamma(a) = \int_0^\infty t^{a-1} \exp(-t) dt$ 及其递归性质可推得

$$\hat{\lambda}_{B1}(a, b) = \frac{(b+J)^a \Gamma(a+1)}{(b+J)^{a+1} \Gamma(a)} = \frac{a}{b+J} \quad (6)$$

4) λ 的 E-Bayes 估计。若超参数 a 和 b 的先验密度函数分别为 $[0, 1]$ 和 $[0, s]$ 上的均匀分布, 则 λ 的 E-Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{EB1} = \int_0^s \int_0^1 \hat{\lambda}_{B1}(a, b) \pi(a) \pi(b) da db = \int_0^s \int_0^1 \frac{1}{s} \cdot \frac{a}{b+J} da db = \frac{1}{2s} \ln \frac{s+J}{J} \quad (7)$$

证毕

1.4 引入失效情形下失效率的 E-Bayes 估计

对寿命服从指数分布的产品进行 $m+1$ 次定时截尾试验, 试验结果是前 m 次试验没有任何产品发生失效, 所获得的无失效试验数据为 $\{(n_i, t_i), i=1, 2, \dots, m\}$ 。若在第 $m+1$ 次试验中, 截尾时间为 t_{m+1} , 试验样品数为 n_{m+1} , 失效产品个数为 r 。令 $K = \sum_{i=1}^{m+1} n_i t_i$, 假设失效率 λ 的先验密度函数 $\pi(\lambda | a, b)$ 由式(2)给出, 则有如下结论:

1) 在平方损失下, λ 的 Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{B2}(a, b) = \frac{a+r}{b+K}$$

2) 若超参数 a 和 b 的先验密度函数分别为 $[0, 1]$ 和 $[0, s]$ 上的均匀分布, 则 λ 的 E-Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{EB2}(r) = \frac{1+2r}{2s} \ln \frac{s+K}{K}$$

证明 1) 似然函数的确定。类似 1.3 节中 1) 的推导, $X_i \sim \pi(n_i t_i \lambda)$ 。在 $m+1$ 次定时截尾试验中, 前 m 次试验无产品失效, 第 $m+1$ 次试验有 r 个失效。由于 X_1, X_2, \dots, X_{m+1} 相互独立, 故似然函数为

$$L(r | \lambda) = \left[\prod_{i=1}^m P(X_i = 0) \right] P(X_{m+1} = r) = \frac{(n_{m+1} t_{m+1} \lambda)^r}{r!} \exp(-K\lambda)$$

2) 失效率 λ 的后验分布的确定。依据 Bayes 定理, λ 的后验密度为

$$h(\lambda | K) = \frac{\pi(\lambda | a, b) L(r | \lambda)}{\int_0^\infty \pi(\lambda | a, b) L(r | \lambda) d\lambda} = \frac{\lambda^{a+r-1} \exp[-(b+K)\lambda]}{\int_0^\infty \lambda^{a+r-1} \exp[-(b+K)\lambda] d\lambda} \quad (8)$$

记 $(b+K)\lambda = \xi$, 代入式(8)推得

$$h(\lambda | K) = \frac{(b+K)^{a+r}}{\Gamma(a+r)} \lambda^{a+r-1} \exp[-(b+K)\lambda]$$

3) 失效率 λ 的 Bayes 估计。在平方损失下, 失效率 λ 的 Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{B2}(a, b) = \int_0^\infty \lambda h(\lambda | K) d\lambda = \frac{(b+K)^{a+r}}{\Gamma(a+r)} \int_0^\infty \lambda^{a+r} \exp[-(b+K)\lambda] d\lambda \quad (9)$$

记 $(b+K)\lambda = \xi$, 代入式(9)右端的积分项进行化简和计算, 并依据 Gamma 函数 $\Gamma(a) = \int_0^\infty t^{a-1} \exp(-t) dt$ 及其递归性质可推得

$$\hat{\lambda}_{B2}(a, b) = \frac{(b+K)^{a+r} \Gamma(a+r+1)}{(b+K)^{a+r+1} \Gamma(a+r)} = \frac{a+r}{b+K} \quad (10)$$

4) 失效率 λ 的 E-Bayes 估计。若超参数 a 和 b 的先验密度函数分别为 $[0, 1]$ 和 $[0, s]$ 上的均匀分布, 则 λ 的 E-Bayes 估计为

$$\hat{\lambda}_{EB2}(r) = \int_0^s \int_0^1 \hat{\lambda}_{B2}(a, b) \pi(a) \pi(b) da db = \int_0^s \int_0^1 \frac{1}{s} \cdot \frac{a+r}{b+K} da db = \frac{1+2r}{2s} \ln \frac{s+K}{K} \quad (11)$$

证毕

2 引入失效时可靠性参数综合估计

1.3 节和 1.4 节分别给出了无失效情形下失效率 λ 的 Bayes 估计 $\hat{\lambda}_{B1}$ 、E-Bayes 估计 $\hat{\lambda}_{EB1}$ 和引入失效情形下 λ 的 Bayes 估计 $\hat{\lambda}_{B2}$ 、E-Bayes 估计 $\hat{\lambda}_{EB2}(r)$ 。本文考虑 λ 在 2 种情形下的 E-Bayes 估计的综合, 来给出最终的估计结果。

2.1 失效率的综合 E-Bayes 估计

称 $\hat{\lambda}^* = \left[\left(\sum_{i=1}^m n_i t_i \right) \hat{\lambda}_{EB1} + (n_{m+1} t_{m+1}) \hat{\lambda}_{EB2} \right] / \sum_{i=1}^{m+1} n_i t_i$ 为寿命服从指数分布的产品在无失效数据时失效率的综合 E-Bayes 估计^[14], 其中 $\hat{\lambda}_{EB1}$ 和 $\hat{\lambda}_{EB2}(r)$ 分别由式(7)和式(11)给出, $\hat{\lambda}_{EB2}$ 由式(12)给出:

$$\hat{\lambda}_{EB2} = \sum_{r=0}^{n_{m+1}} \omega_r \hat{\lambda}_{EB2}(r) \quad (12)$$

式中: $\omega_r = (n_{m+1} - r + 1) / \sum_{r=0}^{n_{m+1}} (n_{m+1} - r + 1)$, $r = 0, 1, \dots, n_{m+1}$ 。从定义可知, $\hat{\lambda}^*$ 是 $\hat{\lambda}_{EB1}$ 和 $\hat{\lambda}_{EB2}$ 的加权平均, 而 $\hat{\lambda}_{EB2}$ 为 $\hat{\lambda}_{EB2}(r)$ 的加权平均。

2.2 可靠度的综合 E-Bayes 估计

产品寿命服从指数分布, 则其可靠度函数为 $R(t) = \exp(-\lambda t)$

由 2.1 节给出的 λ 的综合 E-Bayes 估计得出

可靠度 $R(t)$ 的综合 E-Bayes 估计为

$$\hat{R}^*(t) = \exp(-\hat{\lambda}^* t) \quad (13)$$

2.3 截尾时间的确定

在引入失效情形下,第 $m+1$ 次试验结果是:当截尾时间为 t_{m+1} ,试验样品数为 n_{m+1} ,失效产品个数为 r 。而实际上,第 $m+1$ 次试验并未进行也不可能进行,故 t_{m+1} 、 n_{m+1} 和 r 依旧是未知的。文献[13]给出了一种确定 n_{m+1} 、 t_{m+1} 的方法(以下简称方法一):

$$t_{m+1} = t_m + \frac{1}{m-1} \sum_{i=2}^m (t_i - t_{i-1}) \quad (14)$$

$$n_{m+1} = \left[\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m n_i \right] \quad (15)$$

式中: $[\]$ 为取整符号。但这种方法在确定 t_{m+1} 时,实际上只用到了 t_1 和 t_m 这 2 个数据,其他样本数据没有得到充分利用。因此本文提出另一种确定 t_{m+1} 的方法。

记

$$T_i = t_i - t_{i-1} \quad i = 2, 3, \dots, m, \dots \quad (16)$$

$$\Delta \bar{t} = \frac{1}{m-1} \sum_{i=2}^m T_i \quad (17)$$

$$\frac{1}{m} \sum_{i=2}^m (T_i - \Delta \bar{t})^2 = \frac{1}{m+1} \sum_{i=2}^{m+1} (T_i - \Delta \bar{t})^2 \quad (18)$$

式中: T_i 为第 i 次和第 $i-1$ 次试验的间隔时间; $\Delta \bar{t}$ 为前 m 次定时截尾试验的平均试验间隔时间。式(18)表示前 $m+1$ 次试验的平均试验间隔时间的波动大小与前 m 次试验的平均试验间隔时间的波动大小相等。因该方法着眼于平均试验间隔时间的波动大小,故下文称该改进后的方法为波动法。由式(16)~式(18)可推导得到

$$t_{m+1} = t_m + \Delta \bar{t} \pm \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=2}^m (T_i - \Delta \bar{t})^2} \quad (19)$$

考虑到截尾时间 t_{m+1} 取值保守会使得结果更加稳健,并且在计算时可能会出现非整数的结

果,因而对计算结果进行取整处理,得到

$$t_{m+1} = \left[t_m + \Delta \bar{t} - \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=2}^m (T_i - \Delta \bar{t})^2} \right] \quad (20)$$

式中: $[\]$ 为取整符号。

根据以上信息,可以得到改进后的 λ 的综合 E-Bayes 估计 $\hat{\lambda}^*$ 和 $R(t)$ 的综合 E-Bayes 估计 $\hat{R}^*(t)$ 。

3 实例分析

某型导弹液压电机的无失效数据如表 1 所示,该部件的寿命服从指数分布。

表 1 液压电机无失效数据^[14]

Table 1 Zero-failure data of hydraulic motor^[14]

截尾试验次数 i	截尾试验时间 t_i/h	截尾试验样本数 n_i
1	145	2
2	270	1
3	369	3
4	720	5
5	1 080	4
6	1 230	3

在引入失效情形下,根据表 1、式(15)和式(20)可得: $t_7 = 1\ 343\ h$, $n_7 = 3$ 。对于不同的 s 取值,失效率的估计结果见表 2, $\hat{\lambda}_{EB}$ 为方法一的估计值。采用方法一和波动法得到的可靠度的综合 E-Bayes 估计值分别为 $\hat{R}_{EB}(t)$ 和 $\hat{R}^*(t)$,根据无失效数据得到的可靠度估计值为 $\hat{R}_{EB1}(t)$,将 3 个估计值作对比,结果见于表 3。

由表 2 可以看出:

1) 对于不同的 s 取值,失效率的各估计结果都是比较稳健的。

2) 对于不同的 s 取值,由波动法计算得到的失效率综合 E-Bayes 估计值 $\hat{\lambda}^*$ 小于方法一中的 $\hat{\lambda}_{EB}$,且极差减小了 22.33%,说明波动法计算的结果更加稳健。

由表 3 可以看出:

表 2 失效率估计的计算结果

Table 2 Calculation results of failure rate estimation

10^{-5}

失效率	$s = 50$	$s = 200$	$s = 800$	$s = 1\ 200$	$s = 2\ 000$	$s = 3\ 000$	$s = 4\ 000$	$s = 6\ 000$	失效率极差
$\hat{\lambda}_{EB1}$	3.7588	3.7378	3.6568	3.6053	3.5079	3.3953	3.2918	3.1073	0.6515
$\hat{\lambda}_{EB2}(0)$	2.8850	2.8726	2.8244	2.7934	2.7341	2.6644	2.5992	2.4805	0.4045
$\hat{\lambda}_{EB2}(1)$	8.6550	8.6178	8.4731	8.3802	8.2022	7.9932	7.7976	7.4414	1.2136
$\hat{\lambda}_{EB2}(2)$	14.425	14.363	14.122	13.967	13.670	13.322	12.996	12.402	2.023
$\hat{\lambda}_{EB2}(3)$	20.195	20.108	19.771	19.554	19.138	18.651	18.194	17.363	2.832
$\hat{\lambda}_{EB2}$	8.6550	8.6178	8.4732	8.3802	8.2021	7.9932	7.7976	7.4413	1.2137
$\hat{\lambda}^*$	4.8987	4.8739	4.7781	4.7169	4.6008	4.4657	4.3408	4.1163	0.7824
$\hat{\lambda}_{EB}$	6.2915	6.2596	6.1361	6.0573	5.9077	5.7338	5.5729	5.2841	1.0074

表 3 3 种类型可靠度的估计值

Table 3 Estimated values on reliability with three different types

可靠度	$s = 50$	$s = 200$	$s = 800$	$s = 1\ 200$	$s = 2\ 000$	$s = 3\ 000$	$s = 4\ 000$	$s = 6\ 000$	可靠度极差
$\hat{R}_{EB1}(200)$	0.992 5	0.992 6	0.992 7	0.992 8	0.993 0	0.993 2	0.993 4	0.993 8	0.001 3
$\hat{R}_{EB}(200)$	0.983 2	0.983 3	0.983 6	0.983 9	0.984 3	0.984 7	0.985 1	0.985 9	0.002 7
$\hat{R}^*(200)$	0.990 3	0.990 3	0.990 5	0.990 6	0.990 8	0.991 1	0.991 4	0.991 8	0.001 5
$\hat{R}_{EB1}(400)$	0.985 1	0.985 2	0.985 5	0.985 7	0.986 1	0.986 5	0.986 9	0.987 6	0.002 5
$\hat{R}_{EB}(400)$	0.966 7	0.966 9	0.967 5	0.968 0	0.968 8	0.969 7	0.970 5	0.972 0	0.005 1
$\hat{R}^*(400)$	0.980 6	0.980 7	0.981 1	0.981 3	0.981 8	0.982 3	0.982 8	0.983 7	0.003 1
$\hat{R}_{EB1}(600)$	0.977 7	0.977 8	0.978 3	0.978 6	0.979 2	0.979 8	0.980 4	0.981 5	0.003 8
$\hat{R}_{EB}(600)$	0.950 5	0.950 8	0.951 7	0.952 3	0.953 5	0.954 8	0.956 1	0.958 3	0.007 8
$\hat{R}^*(600)$	0.971 0	0.971 2	0.971 7	0.972 1	0.972 8	0.973 6	0.974 3	0.975 6	0.004 6
$\hat{R}_{EB1}(800)$	0.970 4	0.970 5	0.971 2	0.971 6	0.972 3	0.973 2	0.974 0	0.975 4	0.005 0
$\hat{R}_{EB}(800)$	0.941 6	0.941 9	0.943 2	0.943 9	0.945 4	0.947 1	0.948 7	0.951 5	0.009 9
$\hat{R}^*(800)$	0.961 6	0.961 8	0.962 5	0.963 0	0.963 9	0.964 9	0.965 9	0.967 6	0.006 0
$\hat{R}_{EB1}(1\ 000)$	0.963 1	0.963 3	0.964 1	0.964 6	0.965 5	0.966 6	0.967 6	0.969 4	0.006 3
$\hat{R}_{EB}(1\ 000)$	0.927 6	0.928 0	0.929 5	0.930 4	0.932 2	0.934 3	0.936 3	0.939 7	0.012 1
$\hat{R}^*(1\ 000)$	0.952 2	0.952 4	0.953 3	0.953 9	0.955 0	0.956 3	0.957 5	0.959 7	0.007 5

1) 对波动法, s 取不同值, 在引入失效情形时, 可靠度的综合 E-Bayes 估计的最大极差仅为 0.007 5, 说明该综合估计是比较稳健的, 可靠度的综合 E-Bayes 估计法是有效的。

2) 在相同时间处和相同取值 s 时, 波动法对可靠度的综合 E-Bayes 估计值要高于方法一的估计值, 以 $t = 1\ 000$ h 和 $s = 2\ 000$ 为例, 由波动法所得估计值比方法一估计值提高 2.45%, 说明了波动法更加准确; 且在相同时间处和不同取值 s 时, 可靠度的极差要小于方法一的结果, 以 $t = 1\ 000$ h 为例, 由波动法所得估计值的极差比方法一减小 38.02%。这两点说明了由波动法得到的估计值更加稳健, 从而说明了所提出的改进后的确定 t_{m+1} 的波动法的合理性与可用性。

4 结 论

1) 推导证明了超参数 a 和 b 分别服从均匀分布情况下, 失效率 λ 在无失效数据时的 E-Bayes 估计 $\hat{\lambda}_{EB1}$ 和引入失效情形下的 E-Bayes 估计 $\hat{\lambda}_{EB2}(r)$, 并给出了失效率 λ 的综合 E-Bayes 估计 $\hat{\lambda}^*$, 进而得到了可靠度的综合 E-Bayes 估计 $\hat{R}^*(t)$ 。

2) 同时提出了一种新的确定截尾试验时间 t_{m+1} 的波动法, 结合某型导弹液压电机的无失效数据, 在 s 取不同值时, 可靠性参数的综合 E-Bayes 估计值要高于方法一计算值, 说明了波动法更加准确; 且在相同时间处, 其极差要小于方法一计算值, 结果说明了波动法的合理性与可用性。

3) 鉴于先验分布中超参数 a 和 b 对最终可

靠性参数估计的直接影响, 下一步将考虑 a 和 b 分别服从不同的分布情况下, 推导可靠性参数的 E-Bayes 估计以及引入失效情形下的综合 E-Bayes 估计结果。

参 考 文 献 (References)

[1] 茆诗松, 汤银才, 王玲玲. 可靠性统计[M]. 北京: 高等教育出版社, 2008: 56-62.
MAO S S, TANG Y C, WANG L L. Reliability statistics[M]. Beijing: High Education Press, 2008: 56-62 (in Chinese).

[2] 宁江凡, 鄢小清, 张世峰. 液体火箭发动机无失效条件下的可靠性分析方法[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(5): 22-25.
NING J F, YAN X Q, ZHANG S F. Study on reliability analysis method for liquid rocket engine in the case of zero-failure data[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(5): 22-25 (in Chinese).

[3] 张玲霞, 陈明. 无失效数据 Bayes 可靠性分析的一种新方法[J]. 系统工程与电子技术, 2001, 23(12): 107-109.
ZHANG L X, CHEN M. New Bayes estimation method of reliability characteristic parameter in the case of zero-failure[J]. Systems Engineering and Electronics, 2001, 23(12): 107-109 (in Chinese).

[4] 韩明. 无失效数据可靠性进展[J]. 数学进展, 2002, 31(1): 7-19.
HAN M. The advances of reliability for zero-failure data[J]. Advances in Mathematics, 2002, 31(1): 7-19 (in Chinese).

[5] MARTZ H F, WALLER R A. A Bayesian zero-failure reliability demonstration testing procedure[J]. Journal of Quality Technology, 1979, 11(3): 128-137.

[6] 茆诗松, 罗朝斌. 无失效数据的可靠性分析[J]. 数理统计与应用概率, 1989, 4(4): 489-506.
MAO S S, LUO Z B. Reliability analysis of zero-failure data[J]. Mathematical Theory and Applied Probability, 1989, 4(4): 489-506 (in Chinese).

- [7] 张忠占,杨振海. 无失效数据的处理[J]. 数理统计与应用概率, 1989, 4(4): 507-516.
ZHANG Z Z, YANG Z H. Process of zero-failure data [J]. Mathematical Theory and Applied Probability, 1989, 4(4): 507-516 (in Chinese).
- [8] 陈家鼎,孙万龙,李补喜. 关于无失效数据情形下的置信限[J]. 应用数学学报, 1995, 18(1): 90-100.
CHEN J D, SUN W L, LI B X. The confidence limits for reliability parameters in the case of no failure data [J]. Acta Mathematicae Applicatae Sinica, 1995, 18(1): 90-100 (in Chinese).
- [9] 韩明. 只有一个失效数据情形失效概率的 E-Bayes 估计[J]. 数学物理学报, 2011, 31A(2): 577-583.
HAN M. E-Bayes estimation of failure probability in the case of data only one failure [J]. Acta Mathematica Scientia, 2011, 31A(2): 577-583 (in Chinese).
- [10] 韩庆田,李文强,曹文静. 发动机无失效数据可靠性评估研究[J]. 航空计算技术, 2012, 42(1): 65-67.
HAN Q T, LI W Q, CAO W J. Research on reliability assessment zero-failure data of engine [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(1): 65-67 (in Chinese).
- [11] 贾祥,王小林,郭波. 极少失效数据和无失效数据的可靠性评估[J]. 机械工程学报, 2016, 52(2): 182-188.
JIA X, WANG X L, GUO B. Reliability assessment for very few failure data and zero-failure data [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(2): 182-188 (in Chinese).
- [12] 蔡忠义,陈云翔,项华春,等. 基于无失效数据的加权 E-Bayes 可靠性评估方法[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(1): 219-223.
CAI Z Y, CHEN Y X, XIANG H C, et al. Method for evaluation of weight expected-Bayesian reliability based on zero-failure [J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(1): 219-223 (in Chinese).
- [13] 韩明. 无失效数据情形失效率的综合估计[J]. 高校应用数学学报, 2002, 17(2): 200-206.
HAN M. Synthetic estimation of failure-rate in the case of zero-failure data [J]. Applied Mathematics A Journal of Chinese Universities, 2002, 17(2): 200-206 (in Chinese).
- [14] 韩明. 可靠性参数的修正 Bayes 估计法及其应用[M]. 上海: 同济大学出版社, 2010: 213-218.
HAN M. Modified Bayesian estimation method of reliability parameters and its application [M]. Shanghai: Tongji University Press, 2010: 213-218 (in Chinese).
- [15] 赵权,葛红娟,张璐,等. 有替换 I 型截尾试验无失效时设备可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(6): 1246-1252.
ZHAO Q, GE H J, ZHANG L, et al. Reliability analysis of equipment for zero-failure of type-I censoring test with replacement [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1246-1252 (in Chinese).
- [16] 刘永峰. Bayes 方法在无失效数据可靠性中的若干应用[D]. 温州: 温州大学, 2011: 27-34.
LIU Y F. Some applications of Bayes method in the study for the reliability of zero-failure data [D]. Wenzhou: Wenzhou University, 2011: 27-34 (in Chinese).
- [17] 王晓莺. 基于无失效数据的船舶可靠性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013: 48-54.
WANG X Y. Reliability analysis of ship based on the zero failure data [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013: 48-54 (in Chinese).

作者简介:

胡文林 男, 博士研究生. 主要研究方向: 装备可靠性评估。

吕卫民 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 装备综合保障、可靠性评估。

Reliability analysis on one type of hydraulic motor in the case of introducing failure

HU Wenlin, LYU Weimin*

(Coast Guard College, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: To solve an aggressive problem of directly using zero-failure data to analyze the reliability of the equipment, the data was comprehensively processed by introducing the failure information, and the reliability parameters could be estimated more reasonably. Taking a certain type of missile hydraulic motor whose life expectancy was exponentially distributed as an example, the Expected Bayes (E-Bayes) estimation of the failure rate in the case of zero-failure data was proved when the prior distribution of the failure rate was the Gamma distribution and the hyper-parameters were uniformly distributed. An improved method was proposed to determine the censoring test time. By introducing the failure information, the comprehensive E-Bayes estimation method of failure rate was derived, and the comprehensive estimation method of the reliability was given. For zero-failure data of the hydraulic motor, the comprehensive E-Bayes estimations of the failure rate and reliability are calculated. Compared with the existing methods, the range between the two is reduced by 22.33% and 38.02%, respectively. The computation results indicate the reasonability and availability of the proposed method.

Keywords: reliability; zero-failure data; exponential distribution; Bayes estimation; comprehensive estimation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0534

复杂威胁环境下无人机实时航线规划逻辑架构



刘畅^{1,2}, 谢文俊^{1,*}, 张鹏¹, 郭庆¹, 肖宗豪^{1,2}, 高超³

1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051;

3. 中国卫星海上测控部, 江阴 214431)

摘 要: 面向高对抗、强拒止的战场环境, 实时航线规划是确保无人机(UAV)完成作战任务并提高自身生存概率的重要保障。为使无人机在面临不同程度的复杂威胁环境时能够选择合适的实时航线规划模式, 提出了一种基于模糊推理机制的无人机实时航线规划逻辑架构。首先, 对实时航线规划模式进行分类, 从自主性的角度, 重新划分人机权限分配等级, 建立了实时航线规划模式与人机权限之间的联系; 其次, 针对典型观察—判断—决策—行动(OODA)循环存在“信任危机”的风险, 构建了一种基于可变自主的实时航线规划体系架构, 并对其逻辑进行了说明; 最后, 利用模糊推理机制实现了无人机系统动态人机权限分配, 通过评判人机权限分配等级, 进而确定实时航线规划模式。仿真结果表明: 验证了实时航线规划逻辑架构的合理性和可变自主方法的有效性; 经过综合分析, 实时航线规划模式决策结果也比较符合实际作战需求; 与模糊综合评价法相比, 所提方法降低了人的主观性、实用性更强, 得出的结果更加令人信服。

关键词: 无人机(UAV); 实时航线规划; 可变自主; 模糊推理; 复杂威胁环境; 人机权限
中图分类号: V279

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1948-10

为有效实现无人机(UAV)自主飞行, 其核心支撑之一就是实时航线规划^[1]。未来作战中, 战场态势瞬息万变、信息对抗激烈^[2], 对于高度依赖测控链路的无人机来说, 实时航线规划是一个巨大挑战。美国空军在“技术视野”研究报告中指出^[3], 提高无人机系统自主性作为“唯一最重要的课题”。自主性作为当下智能化无人作战的核心要素, 其水平高低直接决定了无人机智能化程度高低^[4], 也就是说在面对复杂、强拒止的复杂威胁环境时无人机应具有与有人机相媲美的实时规划能力, 达到类人决策的水平。

目前国内外专家学者对实时航线规划做了大量研究。范伟伦等^[5]对RRT算法进行改进, 通过

引入动态步长和自适应目标引力策略, 在二维规划空间为无人机有效、快速地规划出一条满足实际飞行性能的较优航线, 但是没有对不确定环境和三维规划空间的实时航线规划进行探究。Wen等^[6]将动态域快速随机搜索树与线性二次高斯运动规划相结合, 在威胁环境不确定的条件下, 实现了具有良好安全性能的单机航线在线规划, 然而他们并没有探索多机协同航线在线规划。以上研究均是假设无人机具有较高自主性, 在面对高动态的战场威胁环境时, 可为其自主规划可飞航线。Sun和Cai^[7]提出了一种基于云模型的人机协同航线规划算法, 通过云模型计算导引点位置, 有效指导A*算法的搜索过程, 使无人机规避突发

收稿日期: 2019-10-09; 录用日期: 2019-11-17; 网络出版时间: 2019-12-27 14:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191226.1653.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61703422); 装发共用技术项目基金(41412070401); 空军工程大学校长基金(XZJY2018026)

* 通信作者。E-mail: 870006812@qq.com

引用格式: 刘畅, 谢文俊, 张鹏, 等. 复杂威胁环境下无人机实时航线规划逻辑架构[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1948-1957. LIU C, XIE W J, ZHANG P, et al. UAV real-time route planning logical architecture in complex threat environment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1948-1957 (in Chinese).

威胁。张帅等^[8]综合利用人类智慧和机载计算机强大的计算能力,根据任务紧急程度和战场威胁态势通过模糊推理推算出导引点位置,为其实时规划出一条顺利规避突发威胁的航线。任鹏和高晓光^[9-10]研究在无人机陷入未知威胁时,凭借人的综合判断力和智慧重设重规划的起止点。Cummings 等^[11]和史美萍^[12]凭借人类直观地判断对航点进行人为地增加或减少,实现操作员辅助路径规划以规避障碍。谭雁英^[13]和杨俊超等^[14]通过人机交互界面,在原航线的理想位置增设子目标点,在重规划阶段诱导无人机快速躲避威胁。上述研究总结起来就是综合利用人类智慧和无人机强大的计算能力,为其规划出一条令人满意的航线,对自主性要求并不高。关于自主性的研究,国内外已有几种典型的研究方法,例如美国 AFRL 划分方法^[15],Sheridan 通用分类法 SV-LOA^[16]以及改进 LOA 法^[17],ALFUS 自主性框架^[18],人-机权限四级模型^[19],基于人机联合认知的自主系统参考框架^[20],改进 ALFUS 方法^[21],陈宗基等从信息互通能力、自主功能、智能属性和自主类别等方面提出的 9 级自主控制等级^[22]等。然而他们只是对自主能力划分进行研究,并没有建立其与实时航线规划模式间的联系。虽然谭雁英等^[23]深入研究了自主飞行无人机任务规划动态智能管理总体框架,以适应各种意外复杂环境变化,但是自主等级划分相对粗糙,普适性较差。同时王阔天等^[24]对多无人机监督控制系统的人机动态功能分配进行了研究,尽管实现了无人机系统自主等级(Autonomy Level of UAV System, ALUS)的改变,但构建的规则相对简单,并且没有考虑系统平台影响和飞行环境约束,实用性较差。

从自主性角度探索实时航线规划体系结构,面向高动态、强拒止和非结构化的复杂威胁环境,人机权限分配(自主性)可以动态调整,称为可变自主,即人机权限是动态分配的,而不是事先定义好的。由此形成的人机合作机制,本质是将机器智能与人类智能融合,不仅减轻了操作员认知和工作负荷,还能使无人机灵活应对战场态势变化。因此本文设计了基于可变自主的实时航线规划逻辑架构,提出了一种基于模糊推理机制的人机权限动态分配算法,进而选择合适的实时航线规划模式,以适应未来无人作战需要。

1 实时航线规划模式

航线规划是指在给定的规划空间,在满足性

能指标和给定约束条件下,为无人机规划从起点至目标点的最优或可行航线。根据规划的智能化程度,可划分为人工规划、自主规划和半自主规划^[25];根据规划时间特性,可划分为离线(预先)规划和在线(实时)规划^[26]。总之,航线规划可以根据不同关注内容进行划分。实时航线规划也可划分为全程在线规划、局部航线修正和完全手动规划。全程在线规划通过控制执行和规划时间的比例来实现无人机的边规划边飞行,完全由机载计算机执行,称为自主规划。局部航线修正根据获取的情报信息,利用地面站性能卓越的计算机,尽可能综合考虑各方面因素,通过离线规划为无人机实时飞行提供一个整体优化的参考航线。根据实际飞行情况和威胁环境,只在一段时间内实时规划存在危险的航线,尔后又重新回到参考航线继续飞行。包含 2 种情况:其一是利用机器智能和人的判断、决策能力,由人设置实时规划的起止点或由某种机制推导引导点位置,尔后由机载计算机规划,称为人机协同实时规划;其二是利用地面站的计算机,操作员通过人机交互界面进行辅助规划,称为人机交互实时规划。完全手动规划是全部由操作员手动实时规划,无形之中增加了操作员认知和工作负荷。

纵观目前关于实时航线规划的研究,结合无人机系统自主控制等级、人机交互程度、威胁复杂程度和装备智能程度,可将其划分为自主规划和人机合作规划,而人机合作规划又可划分为人机协同实时规划和人机交互实时规划,如图 1 所示。自主规划是假设无人机具有类人智能,面对复杂多变的战场威胁环境,能够自主决策、规划航线,而人机合作规划是综合利用人类智能、机器智能和性能卓越的计算技术,实时规划航线。

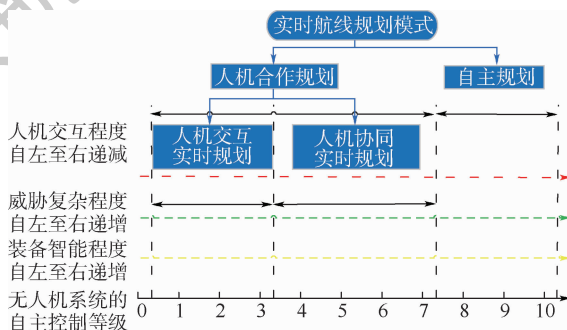


图 1 无人机实时航线规划模式

Fig. 1 UAV real-time route planning mode

2 实时航线规划逻辑架构设计

实时航线规划模式取决于无人机系统自主能力,若自主能力较高,则选择自主规划,这是未来

无人作战的主要形态。若自主能力较低,则选择人机合作规划,这是当下无人作战的主要模式。面向非结构化、高动态的战场威胁环境,无人机如何进行实时航线规划是一个亟需解决的关键问题。由于无人机是一个人机组成的复杂巨系统,解决该问题的一个可行途径就是其具有可变自主控制结构,根据战场威胁态势动态地进行自主性配置,进而选择合适的实时航线规划模式。可变自主是指在执行任务期间,自主等级能在全遥控与全自主之间升降级,即人机权限动态分配。

2.1 典型 OODA 循环分析

无人系统自主控制一般都是基于观察—判断—决策—行动(OODA)循环^[27],利用4个基本过程(观察、判断、决策、执行),进而实现自主性。OODA作为一种典型结构,已广泛应用于无人机的各结构模型。任务规划系统是无人机完成任务的关键保证,也涉及OODA循环^[28],如图2所示。从图2可知,无人机不主动寻求操作员协助,无需理解和评价操作员,两者处于相互隔离状态。由于操作员可能存在不完全信任无人机的心理,在任务执行的过程中,操作员需要监督,增加了其认知和工作负荷^[29]。因此,在典型OODA循环中,操作员认知能力得不到充分发挥,同时还面临着“信任危机”风险^[30]。

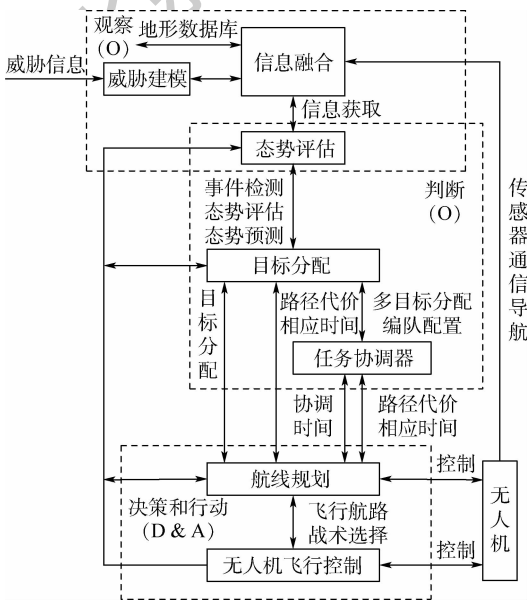


图2 任务规划系统 OODA 循环结构

Fig. 2 OODA loop structure of mission planning system

2.2 可变自主 OODA 循环

可变自主意味着操作员不是固定在 OODA 循环中,也不是以特定方式参与无人机的规划控制,而是在满足相应扩展条件时,用户能够动态地加入到 OODA 循环。因此典型 OODA 循环不仅

限制了用户认知能力的发挥^[31],还限制了可变自主的实现方式。为实现人机权限动态分配,依托典型 OODA 循环,并在 O 与 D 之间增加一个可变自主等级决策模块(Autonomy),即形成 OOADA 循环,如图3所示。在判断和决策模块之间增加一个扩展节点 e,若经过评判,无需操作员介入,则执行 OODA 模式;反之,则由可变自主等级决策模块判定操作员介入方式,进而执行 OOADA 模式。

可变自主等级决策模块将无人机运动和状态信息、环境信息、当前任务信息、系统监督反馈信息作为输入,经模糊推理评判无人机系统自主等级,选择合适的实时航线规划模式执行任务。自主等级不同,即人机权限分配不同,需要操作员提供的辅助认知信息不同,导致操作员工作和认知负荷不同。因此在任务规划体系结构中,可变自主等级决策模块位于任务决策模块前,通过人机交互把操作员提供的辅助认知信息传递给无人机,如图4所示。

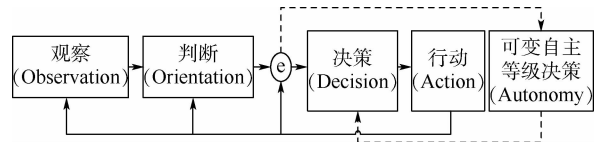


图3 可变自主 OOADA 循环

Fig. 3 Variable autonomous OOADA loop

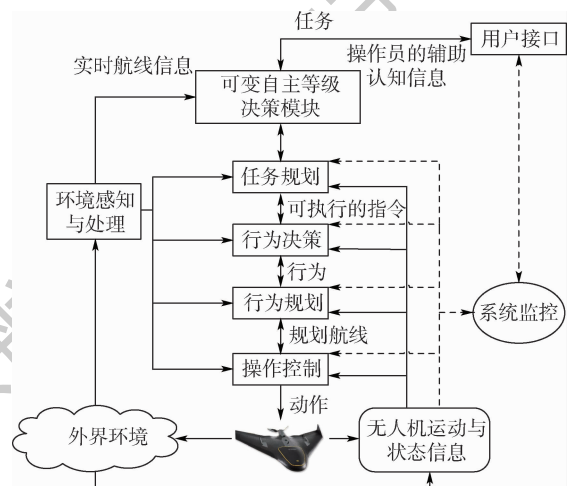


图4 基于可变自主的任务规划流程

Fig. 4 Mission planning process based on variable autonomy

2.3 人机权限分配等级

无人机实时航线规划模式与其自主等级有关,体现在操作员与无人机之间的协作关系,即人机权限。依据操作员参与实时规划的方式及其认知能力,将自主等级定义为完全手动、操作员辅助、操作员确认、完全自主4个等级。完全手动和操作员辅助是“人在环内”系统,操作员确认是“人在环上”系统,完全自主是“人在环外”系统。

完全手动等级下操作员全权负责无人机的认知和决策,机器只有执行权限,即操作员认知→操作员决策→操作员规划→无人机执行;操作员辅助等级下机器有规划、执行和部分认知权限,操作员拥有认知主导权和决策权,即操作员认知→操作员决策→无人机规划→无人机执行;操作员确认等级下操作员拥有决策主导权,其他权限全权移交给无人机,并且无人机还有部分决策权,即无人机认知→操作员决策→无人机规划→无人机执行;完全自主等级下操作员不参与任何过程,无人机拥有全部权限,即无人机认知→无人机决策→无人机规划→无人机执行。因此,自主等级不同,操作员介入程度不同,人机权限分配不同,需要利用不同程度的操作员认知能力处理出现的不确定性事件,进而采取不同的实时航线规划方式。人机权限分配等级描述如表 1 所示。

对表 1 作如下说明:首先无人机执行远程作战任务,手动规划是指为其设置航点信息、配置载荷参数及分析战场态势。由于无人机具有距地面站远、速度快等特点,长时间手动规划并不可行,也会严重增加操作员认知和工作负荷;其次人机权限分配等级不是无人机系统自主能力的定量标准,而是人机权限分配差异。例如,在操作员确认等级下,操作员和无人机同时拥有决策权,此时没有必要将操作员与无人机之间的协作方式进行细化而划分更多的等级。

表 1 人机权限分配等级描述

Table 1 Description of human-machine authority allocation levels

等级	名称	无人机权限	操作员权限	实时航线规划模式
1	完全手动	执行	认知、决策和规划	手动规划
2	操作员辅助	规划、执行和部分认知	认知主导权和决策权	人机交互实时规划
3	操作员确认	认知、规划、执行和部分决策	决策主导权	人机协同规划
4	完全自主	认知、决策、规划和执行	查看反馈数据	自主规划

2.4 实时航线规划模式决策框架

在 OODA 循环基础上,增加一个自主等级决策的可变自主等级决策模块,则无人机系统可变自主架构如图 5 所示,下面将对各个模块进行详细介绍。

事件监控的作用是监测复杂战场威胁环境的冲突事件和操作员事件(操作员与无人机之间的通信)。事件监控是可变自主的启动开关,当监

测到冲突事件(与当前任务目标矛盾的事件),则标识该事件,如图 6 所示。若监测到新冲突事件,则启动自主等级决策过程;若监测到已标识事件,则不启动自主等级决策过程;若监测到操作员事件,则根据人机交互信息调整规划参数,若在等待交互时间内,没有得到操作员反馈信息,无人机将提高自主等级以确保自身的生存概率。

态势评估的作用是评估无人机对当前复杂战场威胁环境的认知状况,包括敌我态势分析、动态和静态威胁的不确定程度、可飞行性情况、战场环境的约束条件。这些不确定性因素影响规划参数的调整和系统平台的性能。

任务评估的作用是评估当前战场威胁态势下无人机对任务理解的不确定性程度,包括任务的目标状态和规划结果两部分。这些将影响无人机的战略目标,能够发挥操作员高层认知和决策能力。

操作员状态(Operator Status, OS)评估的作用是评估操作员当前的认知和工作负荷的不确定性程度,包括操作员疲劳程度和技能水平等方面,进而将无人机自主等级推荐至适合当前操作员状态的自主等级。

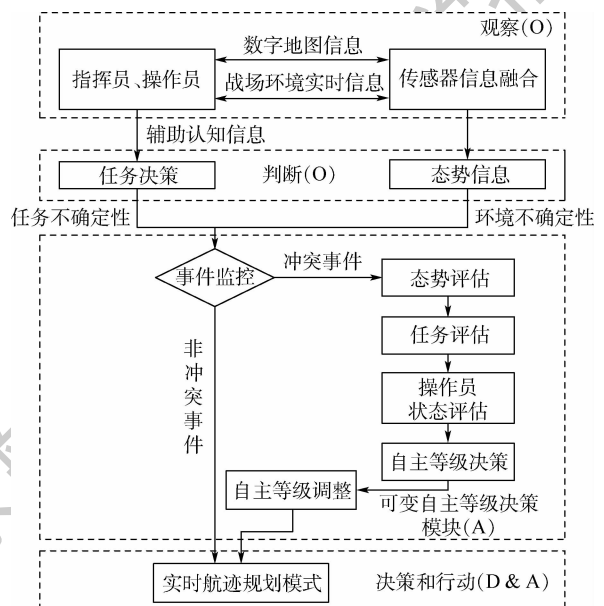


图 5 无人机系统可变自主体系架构

Fig. 5 Variable autonomous architecture of UAV system

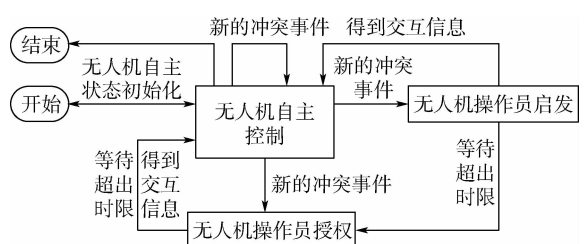


图 6 无人机系统自主等级可变的状态迁移

Fig. 6 UAV autonomous level variable state transition

自主等级决策的作用是基于战场威胁态势和任务不确定性评估以及操作员状态评估进行自主等级决策,产生当前形势下无人机对于自身能力的认识,进而选择合适的实时航线规划模式。

3 无人机系统自主等级改变流程

开展无人机可变自主研究,在复杂威胁战场环境或系统平台通信链路“致盲”时,无人机可以不依赖链路指令完成作战任务,使其自我规划和管理能力得到充分发挥,进而提高自主作战能力。

3.1 自主等级改变原理

针对某个任务周期,其主任务可分解为一系列子任务。对于每个子任务,利用态势评估、任务评估以及操作员状态评估的结果确定当前无人机系统自主等级。因此,在系统平台稳定时,对于执行的任務,假设战场态势良好,完成任务效果较好,操作员状态较差,则自主等级较高。自主等级改变原理图如图7所示。

从图7可以看出,无人机系统自主等级由当前态势变化、当前任务需求和操作员状态共同决定;自适应算法用来确定如何以及何时改变自主等级。在自适应算法中,态势评估和任务评估对自主等级的改变作用突出,尤其是在战场态势恶劣或任务发生冲突时,态势评估和任务评估对自主等级的改变有决定性作用。

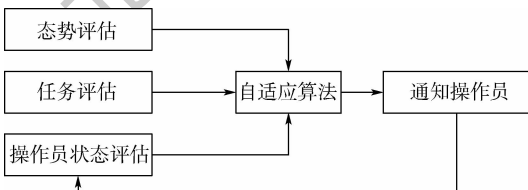


图7 无人机系统自主等级改变原理图

Fig.7 Autonomous level change schematic of UAV system

3.2 自适应算法流程

算法输入确定以后,自主等级的改变采用如图8所示的自适应算法流程。

从图8可知,以下4种情况需要改变无人机系统自主等级:①战场威胁态势恶劣时自主等级的改变;②通信链路“致盲”时自主等级的改变;③战场威胁态势良好、通信链路正常时自主等级的改变;④战场威胁态势良好、通信链路正常且存在任务冲突时自主等级的改变。

采用产生式规则表示自主等级的改变策略,为了使规则表示更加形式化,定义 P_{m_i} 为任务 m_i 重要度、 U_i 为智能组件 i 独立完成任务 m_i 的信任度、 U_{L_i} 为许可智能组件 i 独立完成任务 m_i 的最低

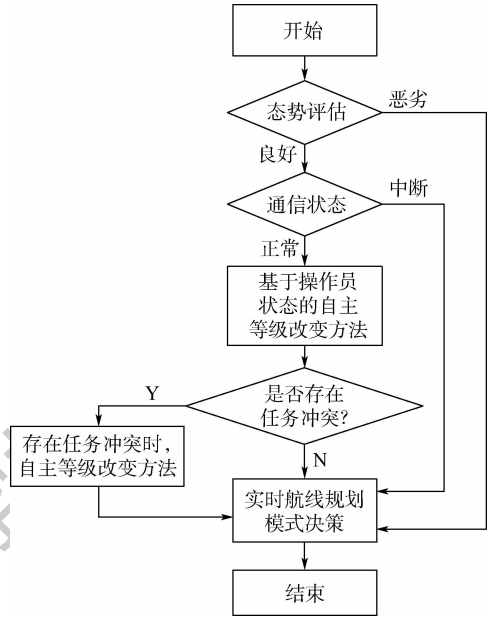


图8 人机权限动态分配决策流程

Fig.8 Decision-making process of dynamic human-machine authority allocation

信任度、 A_i 为智能组件 i 自主等级、 $A_{current}$ 为智能组件 i 当前的自主等级、 A_{max} 为智能组件 i 自主等级的最大值。针对上述4种情况,构造自主等级改变规则。

1) 战场威胁态势恶劣时自主等级改变规则。无人机自主地完成任务或返航。具体的规则如下:

- If ($U_i > U_{L_i}$) then ($A_i = A_{max}$)。
- If ($U_i < U_{L_i}$) then (UAV return)。

2) 通信链路“致盲”时自主等级改变规则。自主等级改变规则与规则1)所述相似。

3) 战场威胁态势良好、通信链路正常时自主等级改变规则。

自主等级的改变根据操作员状态评估进行决策。详细规则如下:

- 操作员状态较好时,自主等级较低。
- 操作员状态适中时,自主等级适中。
- 操作员状态较差时,自主等级较高。

4) 战场威胁态势良好、通信链路正常且存在任务冲突时自主等级改变规则。

当存在任务冲突时,作如下假设:

- 操作员首先处理重要度较高的任务。
- 若 $U_i > U_{L_i}$,则信任智能组件 i 独立处理该任务。

假设 t_{m_i} 和 t_{m_j} 分别为任务 m_i 和 m_j 的发生时刻,则自主等级改变规则如下:

- If ($U_i > U_{L_i}, U_j < U_{L_j}$) then ($A_i = A_{max}, A_j = A_{current}$)。

- b) If $(t_{m_i} = t_{m_j})$ and $(U_i > U_{L_i}, U_j > U_{L_j})$ and $(P_{m_i} > P_{m_j})$ then $(A_i = A_{\text{current}}, A_j = A_{\text{max}})$ 。
- c) If $(t_{m_i} = t_{m_j})$ and $(U_i > U_{L_i}, U_j > U_{L_j})$ then $(A_i = A_{\text{current}}, A_j = A_{\text{max}})$ 。
- d) If $(U_i < U_{L_i}, U_j < U_{L_j})$ then (执行相应任务的时刻错开)。

4 实时航线规划模式决策

第 3 节只给出了自主等级改变规则,没有给出求解方法。为实现自主等级决策,进而选择合适的实时航线规划模式,提出了一种基于模糊推理机制的自主等级改变方法。

4.1 输入及输出变量模糊化

自适应算法输入包含 3 个变量,即态势评估、操作员状态评估和任务评估。从 3.1 节分析可知,态势评估对自主等级改变有决定性作用。根据操作员状态好坏程度,假设其值取值范围为 $[0,1]$,划分为 5 个级别,即“非常好”、“比较好”、“一般”、“比较差”和“非常差”,对应的取值范围见表 2,操作员状态模糊化隶属度函数如图 9(a) 所示。

表 2 输入及输出变量的模糊化处理

模糊化处理	语言值	符号	取值范围
操作员状态模糊化	非常好	VS	$[0,0.3]$
	比较好	S	$[0.15,0.45]$
	一般	M	$[0.35,0.65]$
	比较差	L	$[0.55,0.85]$
	非常差	VL	$[0.7,1]$
任务重要度模糊化	一般	M	$[0,1.5]$
	比较重要	L	$[0.8,2.5]$
	非常重要	VL	$[2,6]$
战场威胁态势复杂程度模糊化	一般	M	$[0,3.5]$
	比较复杂	C	$[1.75,6.25]$
	非常复杂	VC	$[4.5,8]$
无人机系统自主等级模糊化	低	L	$[1,4]$
	中	M	$[3,7]$
	高	H	$[6,10]$

假设任务重要度 (Task Importance, TI) 取值范围为 $[0,6]$,将任务评估结果模糊化为 3 个级别,即“一般”、“比较重要”和“非常重要”,对应的取值范围见表 2,任务评估模糊化隶属度函数如图 9(b) 所示。

假设战场威胁态势复杂程度的取值范围为 $[0,8]$,将态势评估模糊化为 3 个级别,即“一般”、“比较复杂”、“非常复杂”,对应的取值范围见表 2,战场威胁态势复杂程度的模糊化隶属度函数如图 9(c) 所示。

按照 Parasoraman 等提出的改进 LOA 法^[17]

进行自主等级划分,深入分析人机权限动态分配的特点,并与第 2 节定义的无人机系统自主等级相结合,可将其模糊化处理为 3 个级别,即“低”、“中”和“高”,对应的取值范围见表 2,自主等级的模糊化隶属度函数如图 9(d) 所示。

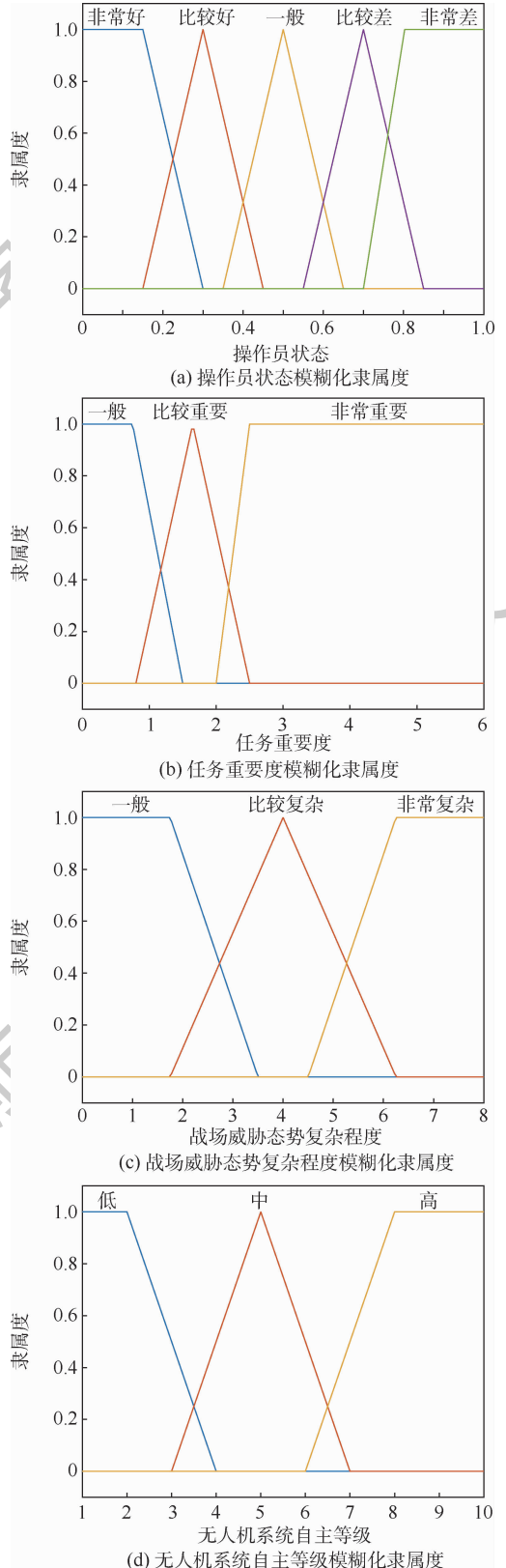


图 9 输入及输出变量的隶属度函数

Fig. 9 Membership function of input and output variables

4.2 模糊推理规则

无人机系统自主等级作为模糊推理输出变量,输入变量包括操作员状态、任务重要度和战场威胁态势复杂程度。模糊推理规则采用 If-Then 的形式进行表示,根据前面给出的自主等级改变原则和 3 个输入变量的不同语言值,可以构造 45 条推理规则,具体的规则如下:

1. If OS is VS and TI is M and CTS is M, then ALUS is L.
2. If OS is VS and TI is M and CTS is C, then ALUS is L.
3. If OS is VS and TI is M and CTS is VC, then ALUS is H.
4. If OS is VS and TI is L and CTS is M, then ALUS is L.
5. If OS is VS and TI is L and CTS is C, then ALUS is L.
- ⋮
41. If OS is VL and TI is L and CTS is C, then ALUS is H.
42. If OS is VL and TI is L and CTS is VC, then ALUS is H.
43. If OS is VL and TI is VL and CTS is M, then ALUS is H.
44. If OS is VL and TI is VL and CTS is C, then ALUS is H.
45. If OS is VL and TI is VL and CTS is VC, then ALUS is H.

其中:CTS 为战场威胁态势复杂程度。

4.3 实时航线规划模式决策实验仿真

Mamdani 法作为最常用的模糊推理方法,主要涵盖输入变量模糊化、推理规则的确定、融合推理规则的输出及去模糊化 4 个过程^[32]。MATLAB 是一款功能十分强大的软件,经过多年发展,目前已经集成了很多工具箱^[33]。MATLAB R2016b 中的 Fuzzy Logic Designer 使得模糊推理系统的设计更加便捷,集成了系统编辑器、隶属度函数编辑器、规则编辑器、推理规则查看器以及输出查看器等 5 个图形编辑器^[34]。实时航迹规划模式决策的模糊推理框图如图 10 所示, MATLAB R2016b 中 Fuzzy Logic Designer 能够实现在不同操作员状态和任务重要度输入的条件下无人机系统自主等级的模糊推理,如图 11 所示。

从图 11 可以看出,当操作员状态较好、任务重要度较低和战场威胁态势复杂程度较低时,无人机系统自主等级较低;当操作员状态较差、任务

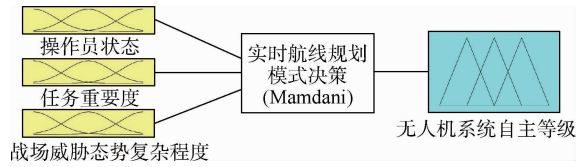


图 10 实时航迹规划模式决策模糊推理框图
Fig. 10 Block diagram of real-time route planning mode decision-making fuzzy inference

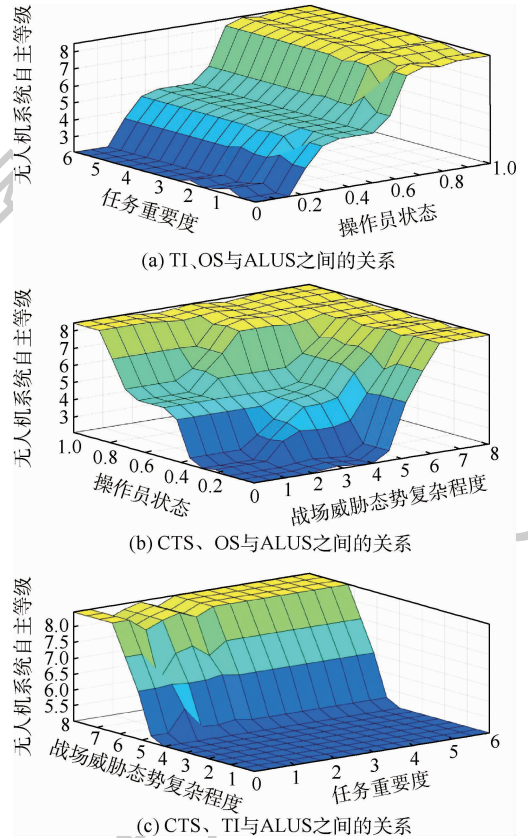


图 11 OS、TI 和 CTS 与 ALUS 之间的关系

Fig. 11 Relationship between OS, TI, CTS and ALUS

重要度较高和战场威胁态势较复杂时,无人机系统自主等级较高,比较符合实际作战需求,根据无人机系统自主等级的高低,进而选择合适的实时航线规划模式。当 OS = 0.6, TI = 2, CTS = 1 时, ALUS = 5, 此时应选择人机协同实时规划;当 OS = 0.75, TI = 3.5, CTS = 6 时, ALUS = 8, 此时应选择自主规划;当 OS = 0.201, TI = 2.563, CTS = 0.5 时, ALUS = 2, 此时应选择人机交互实时规划。

4.4 方法对比实验仿真

在复杂战场环境下,以无人机执行高空侦察任务为例,分别采用本文方法与文献[21]中的模糊综合评价法来评价无人机系统的自主等级。由于文献[21]中考虑了 4 个因素集,即环境变化度、任务完成度、系统状态稳定程度和人机交互程度,为了与本文形成鲜明的对比,在此将因素集演

化为战场威胁态势优劣、任务重要度、通信链路状态和操作人员状态。因为无人机执行侦察任务,所以本文认为任务重要度和操作人员状态比其他两个因素重要,同时可利用层次分析法得到判断矩阵 D ,即

$$D = \begin{bmatrix} 1 & 1/2 & 2 & 3 \\ 2 & 1 & 3 & 2 \\ 1/2 & 1/3 & 1 & 1/4 \\ 1/3 & 1/2 & 4 & 1 \end{bmatrix}$$

通过求取判断矩阵 D 最大特征值对应的特征向量,并将该特征向量归一化即可得到评价因素集的权重向量 $w = [0.30 \quad 0.39 \quad 0.10 \quad 0.21]$ 。

由于模糊综合评价法利用统计的方式来分析各因素集对无人机系统自主等级的影响,通过相关领域专家打分的方式来确定单因素评价矩阵,选取 10 位领域专家对各因素进行统计分析,即可得单因素评价矩阵 P ,即

$$P = \begin{bmatrix} 0.8 & 0.2 & 0 \\ 0.8 & 0.1 & 0.1 \\ 0.6 & 0.3 & 0.1 \\ 0.6 & 0.2 & 0.2 \end{bmatrix}$$

则可根据因素集的权重向量和评价矩阵得到模糊综合评判结果 $B = w \circ P = [0.74 \quad 0.17 \quad 0.09]$,则可通过最大隶属度法得到 B 中第一个元素最大为 0.74,则可判定执行侦察任务的无人机自主等级较高,则会选取自主实时航线规划的方式。

通过单因素评价矩阵可知该无人机执行的任务重要度一般,同时操作员的状况较好,则通过本文所提出的方法,可计算出此无人机系统的自主等级 $ALUS = 3$,由于其属于低自主等级的隶属度较高,则执行侦察任务的无人机会选择操作人员辅助的方式进行实时航线规划,即通过人机交互的方式进行实时航线规划。普遍认为执行高空侦察的无人机,其自主能力比较低。由此可见,本文方法相较于模糊综合评价法,更加符合实际的作战需求。

5 结 论

1) 根据国内外关于实时航线规划的研究,本文对实时航线规划模式进行了分类。同时对无人机系统的自主等级进行了深入研究,由于实时航线规划模式与自主等级有关,建立了它们之间的对应关系。

2) 针对传统 OODA 循环存在“信任危机”的风险,建立了基于可变自主的 OOADA 实时航线

规划逻辑架构,操作员根据相应扩展条件动态地加入到实时规划中,并对模式决策框架进行说明。

3) 提出了基于模糊推理机制的自主等级改变方法,由于自主等级本质上是一个任务周期中的人机权限动态分配过程,深入分析一个任务周期中的人机权限,经模糊推理得出无人机系统自主等级,进而选择合适的实时航线规划模式。与模糊综合评价无人机系统自主等级的方法相比,本文方法可以得出更加符合实际的结果,同时也减少了专家商讨的不确定性与随意性,实用性更强。

参考文献 (References)

- [1] 姚鹏,王宏伦,刘畅. 基于动态流体扰动原理的三维滚动航路优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2280-2287.
YAO P, WANG H L, LIU C. Three-dimensional rolling path planning via dynamic fluid disturbance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2280-2287 (in Chinese).
- [2] PILARSKI G M. The concept of recommender system supporting command and control system in hierarchical organization[C] // 2014 European Network Intelligence Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 138-141.
- [3] United States Air Force Chief Scientist. Technology horizons-A vision for air force science & technology during 2010—2030: AF/ST-TR-10-01-PR [R]. Washington, D. C.: U. S. Air Force, 2010.
- [4] 胡晓峰,荣明. 智能化作战研究值得关注的几个问题[J]. 指挥与控制学报, 2018, 4(3): 195-200.
HU X F, RONG M. Several important questions of intelligent warfare research[J]. Journal of Command and Control, 2018, 4(3): 195-200 (in Chinese).
- [5] 范伟伦,李薇,冯杭. 基于改进 RRT 算法的无人机实时航迹规划[J]. 舰船电子工程, 2019, 39(2): 56-60.
FAN W L, LI W, FENG H. UAV trajectory planning based on an improved RRT algorithm[J]. Ship Electronic Engineering, 2019, 39(2): 56-60 (in Chinese).
- [6] WEN N F, SU X H, MA P J, et al. Online UAV path planning in uncertain and hostile environments[J]. International Journal of Machine Learning & Cybernetics, 2015, 8(2): 1-19.
- [7] SUN X X, CAI C. Human-machine cooperation in unmanned aerial vehicle path planning based on cloud model[J]. Automatic Target Recognition and Image Analysis, 2011, 8003(1): 554-561.
- [8] 张帅,李学仁,张鹏,等. 基于人机合作的无人机实时航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 814-822.
ZHANG S, LI X R, ZHANG P, et al. UAV real-time path planning based on human-machine cooperation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 814-822 (in Chinese).
- [9] 任鹏,高晓光. 人机协同智能航迹规划算法[J]. 系统仿真

- 学报,2015,27(2):313-319.
- REN P,GAO X G. Man-machine coordinated intelligent flight path planning algorithm [J]. Journal of System Simulation, 2015,27(2):313-319 (in Chinese).
- [10] 任鹏,高晓光.有限干预下的 UAV 低空突防航迹规划[J].系统工程与电子技术,2014,36(4):679-684.
- REN P,GAO X G. Human intervention flight path planning for UAV low-altitude penetration [J]. Systems Engineering and Electronics,2014,36(4):679-684 (in Chinese).
- [11] CUMMINGS M L, MARQUEZ J J, ROY N. Human-automated path planning optimization and decision support [J]. Human-Computer Studies,2012,70(2):116-128.
- [12] 史美萍.基于人机协同的月球车路径规划技术研究[D].长沙:国防科学技术大学,2006:56-62.
- SHI M P. Research on path planning technology for lunar rover based on the human-machine cooperation [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006: 56-62 (in Chinese).
- [13] 谭雁英.基于人机合作策略下的 SAS 算法的多无人机路径再规划[J].西北工业大学学报,2014,32(5):688-692.
- TAN Y Y. Path replanning approach for multiple UAVs based on SAS (sparse A* search) algorithm under human automation collaboration [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2014,32(5):688-692 (in Chinese).
- [14] 杨俊超,史越,马海明.一种人-自动化系统协作的无人机航迹规划方法[J].计算机测量与控制,2015,23(9):3216-3324.
- YANG J C,SHI Y,MA H M. A route planning method for UAV based on collaborative human-automation RRT [J]. Computer Measurement & Control,2015,23(9):3216-3324 (in Chinese).
- [15] Office of the Secretary of Defense. Unmanned aircraft system roadmap 2005—2030;20301 [R]. Washington, D. C.: Defense Science Board,2005.
- [16] SHERIDAN T B. Automation, authority and angst-revisited [J]. Proceeding of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting,1991,35(1):2-6.
- [17] PARASORAMAN R, SHERIDAN T B, WICKENS C D. A model for types and levels of human interaction with automation [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans,2000,30(3):286-297.
- [18] HUANG H M. Autonomy levels for unmanned systems (ALFUS) framework: Safety and application issues [C] // Workshop on Performance Metrics for Intelligent Systems. New York: ACM,2007:48-53.
- [19] DoD. Unmanned systems integrated roadmap: FY 2013—2038 [R]. Washington, D. C.: Office of the Secretary of Defense, 2013.
- [20] Defense Science Board. The role of autonomy in DoD systems: 20301-3104 [R]. Washington, D. C.: Department of Defense Science Board,2012.
- [21] 杨哲,张汝波.无人系统自主等级模糊评价方法[J].小型微型计算机系统,2009,30(10):2043-2047.
- YANG Z,ZHANG R B. Fuzzy evaluated method for the autonomy levels of unmanned systems [J]. Journal of Chinese Computer,2009,30(10):2043-2047 (in Chinese).
- [22] 陈宗基,魏金钟,王英勋,等.无人机自主控制等级及其系统结构研究[J].航空学报,2011,32(6):1075-1083.
- CHEN Z J,WEI J Z,WANG Y X, et al. UAV autonomous control levels and system structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2011,32(6):1075-1083 (in Chinese).
- [23] 谭雁英,张波,祝小平.自主飞行无人机任务规划的动态智能管理与执行策略[J].弹箭与制导学报,2004,24(7):121-123.
- TAN Y Y,ZHANG B,ZHU X P. Dynamic mission plan intelligent management and execution scheduling in autonomous UAVs [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004,24(7):121-123 (in Chinese).
- [24] 王阔天,张国忠,沈林成,等.多无人机监督控制的人机动态功能分配研究[J].计算机工程与应用,2009,45(30):245-248.
- WANG K T,ZHANG G Z,SHEN L C, et al. Study on dynamic function allocation of human supervisory control multi-UAV [J]. Computer Engineering and Applications,2009,45(30):245-248 (in Chinese).
- [25] 毛红保,田松,晁爱农.无人机任务规划[M].北京:国防工业出版社,2015:76-80.
- MAO H B,TIAN S,CHAO A N. Unmanned aerial vehicle mission planning [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015:76-80 (in Chinese).
- [26] 胡中华,赵敏.无人机任务规划系统研究及发展[J].航天电子对抗,2009,25(4):49-51.
- HU Z H,ZHAO M. Research and development of UAV mission planning system [J]. Aerospace Electronic Warfare, 2009,25(4):49-51 (in Chinese).
- [27] MICHAEL F L, MOON T, KRUZINS E. Proposed network centric metrics: From connectivity to the OODA cycle [J]. MORS Journal,2005,10(1):24-26.
- [28] 龙国庆,祝小平,周洲.多无人机系统协同多任务分配模型与仿真[J].飞行力学,2011,29(4):68-71.
- LONG G Q,ZHU X P,ZHOU Z. Model and simulation of cooperative multi-task assignment for multi-UAV system [J]. Flight Dynamics,2011,29(4):68-71 (in Chinese).
- [29] FEIGH K M, DORNEICH M C, HAYES C C. Toward a characterization of adaptive systems: A framework for researchers and system designers [J]. Human Factors: The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society, 2012,54(6):1008-1024.
- [30] MACHARET D G, FLORENCIO D A. A collaborative control system for telepresence robots [C] // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots & Systems. Piscataway: IEEE Press,2012:5105-5111.
- [31] SHERIDAN T B, PARASURAMAN R. Human-automation interaction [J]. Review of Human Factors and Ergonomics,2005,1(1):89-129.
- [32] ANDREJS R, OLEG U. Application of fuzzy logic for risk assessment [J]. Information Technology and Management Science,2015,17(1):50-54.
- [33] NEGNEVITSKY M. 人工智能智能系统指南[M].陈薇,等译.北京:机械工业出版社,2007:85-100.
- NEGNEVITSKY M. Artificial intelligence: A guide to intelligent

systems[M]. CHEN W, et al, translated. Beijing: Machinery Industry Press, 2007:85-100 (in Chinese).

[34] 李国勇,杨丽娟. 神经·模糊·预测控制及其 MATLAB 实现[M]. 北京:电子工业出版社, 2013:100-112.

LI G Y, YANG L J. Neural · fuzzy · predictive control and its MATLAB implementation [M]. Beijing: Electronic Industry

Press, 2013:100-112 (in Chinese).

作者简介:

刘畅 男, 硕士研究生。主要研究方向: 智能规划与辅助决策。

谢文俊 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 智能控制与无人作战。

UAV real-time route planning logical architecture in complex threat environment

LIU Chang^{1,2}, XIE Wenjun^{1,*}, ZHANG Peng¹, GUO Qing¹, XIAO Zonghao^{1,2}, GAO Chao³

(1. Equipment Management and Unmanned Aerial Vehicle Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

3. China Satellite Maritime Tracking and Control Department, Jiangyin 214431, China)

Abstract: Facing the battlefield environment with high confrontation and strong rejection, real-time route planning is an important guarantee to ensure the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) to complete combat missions and improve its survival probability. In order to enable UAV to choose the appropriate real-time route planning mode when facing different levels of complex threat environment, a real-time route planning logic structure of UAV based on fuzzy inference mechanism is proposed. Firstly, the real-time route planning mode is classified. From the perspective of autonomy, the human-machine authority allocation levels are re-divided, and the connection between the real-time route planning mode and the human-machine authority is established. Secondly, aimed at the risk of "trust crisis" in typical Observation, Orientation, Decision, Action (OODA) control cycle, a real-time route planning architecture based on variable autonomy is constructed and its logic is explained. Finally, the dynamic human-machine authority allocation of UAV system is realized by using fuzzy inference mechanism, and the real-time route planning mode is determined by judging the man-machine permission assignment level. The simulation results show that the logic structure of real-time route planning is reasonable and the method of variable autonomy is effective. After comprehensive analysis, the decision-making results of real-time route planning mode also accord with the actual operational requirements. Compared with the fuzzy comprehensive evaluation method, the proposed method has lower subjectivity, stronger practicability and more convincing results.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV); real-time route planning; variable autonomy; fuzzy inference; complex threat environment; human-machine authority

Received: 2019-10-09; **Accepted:** 2019-11-17; **Published online:** 2019-12-27 14:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191226.1653.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703422); Equipment Development Common Technology Project of China (41412070401); Principal Fund of Air Force Engineering University (XZJY2018026)

* **Corresponding author.** E-mail: 870006812@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0607

空中加油软管“甩鞭”现象安全性分析与仿真验证

丛继平¹, 崔利杰^{2,*}, 陈浩然¹, 任博²

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051)

摘 要: 对于软管式空中加油系统, 由于受到加油机尾流、大气紊流、受油机艏波、飞行员操作水平、燃油压力脉动等各种因素干扰, 加油软管难以稳定在平衡位置, 在对接时常发生软管“甩鞭”现象(HWP)。软管“甩鞭”现象严重影响了空中加油任务的安全性, 降低对接成功率, 是空中加油过程的一种典型危险。基于系统理论事故模型和过程模型(STAMP)理论和系统理论过程分析(STPA)方法对空中加油过程的典型危险——HWP, 开展了具体的致因分析, 从控制模型的角度系统分析导致HWP发生的不安全行为和相应的致因场景, 从系统层、不安全控制行为层和致因因素层分别提出避免空中加油软管HWP发生的一系列安全约束。根据软管HWP的危险功能控制结构, 利用Simulink工具搭建仿真验证平台, 以对接速度、卷盘机构控制、软管长度关键致因为模型输入, 验证所提安全约束的准确性和可行性。

关键词: 空中加油; 软管“甩鞭”现象(HWP); 航空安全; 系统理论事故模型和过程模型(STAMP)理论; 仿真验证

中图分类号: V249

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1958-08

空中加油是一架加油机通过加油设备给另外一架或多架受油机输送燃油的飞行技术^[1]。空中加油过程两机进行超密集编队飞行, 技术难度大, 精度要求高, 持续时间长, 设计环节需保证飞机低速条件下良好的飞行操控性, 制造过程要提高装备的可靠性, 飞行环节要保证操作的精准性, 维护过程要保持装备的可靠性和安全性。否则, 微小的差错往往导致严重的事故, 轻则装备受损, 重则两机相撞, 甚至人员伤亡, 严重削弱部队战斗能力。

由于空中加油是一个涉及装备、人员、空管、环境等诸多要素的复杂过程, 传统的线性因果理论如Reason模型^[2]、多米诺模型^[3]分离导致事故发生的人、机、环、管等致因因素, 对系统交联、人机交互、空地协同等非线性因素影响考虑十分有限, 无法全面有效识别空中加油过程中隐藏的危

险因素, 更无法有针对性的提高空中加油系统的整体安全水平。

同样的, 其他类似的传统安全性分析方法面对空中加油这类动态的复杂系统时, 既不能科学准确地解释事故发生原因, 也无法提出合理有效的改善措施, 因此, 许多新的基于系统理论的安全性分析方法应运而生, 如AcciMaps^[4]理论、FRAM (Functional Resonance Analysis Method)^[5]模型、系统理论事故模型和过程模型(System-Theoretic Accident Model and Processes, STAMP)^[6]理论、影响因素交互作用模型(Contributory Factors Interactions Model)^[7]。由于系统论事故致因模型既能识别传统的组件失效影响, 也能充分考虑到组件交互等非线性危险因素, 把复杂系统当作一个完整体, 能够从各个层次分析导致事故发生的致因

收稿日期: 2019-11-27; 录用日期: 2020-01-12; 网络出版时间: 2020-01-16 14:30

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.0935.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(71401174)

* 通信作者. E-mail: lijie_cui@163.com

引用格式: 丛继平, 崔利杰, 陈浩然, 等. 空中加油软管“甩鞭”现象安全性分析与仿真验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1958-1965. CONG J P, CUI L J, CHEN H R, et al. Safety analysis and simulation verification of HWP in aerial refueling [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1958-1965 (in Chinese).

因素,并提出行之有效的预防措施和改善策略。因此,相较于传统事故因果模型存在致因考虑单一、人为因素分析不彻底、过于注重事故责任归咎而轻视系统改良等缺陷,新的基于系统理论的事故致因模型,能够为提高空中加油这类复杂系统^[8-10]的安全水平提供新的研究方向和思路。

以软式空中加油为例,目前训练主要问题存在于空中加油对接过程。由于受油机与加油机会合之后组成超密集编队飞行,软管锥套受加油机尾流、受油机艏波、大气紊流影响,难以稳定在固定位置^[11],适合对接的时机较短;而对接时速度过快很容易导致软管松弛,发生软管“甩鞭”现象(Hose Whipping Phenomenon, HWP),可能造成严重后果。基于此,本文主要以软式加油系统软管锥套建模方法和软管锥套动力学特性方面为基础,采用系统理论过程分析(System Theoretic Process Analysis, STPA)方法对 HWP 展开分析讨论。

1 空中加油 HWP 分析

HWP 主要发生在受油机对接或输送燃油过程中,系统组件主要包括加油机、受油机和两机飞行员。加油机飞行员的主要职责为按照约定好的速度、姿态和高度保持水平直飞状态,受油机飞行员通过飞行控制系统改变飞机状态,完成对接和输送燃油的工作。

HWP 具体表现为受油机对接或输送燃油过程中,软管过度松弛引起的剧烈甩动,会对软管和受油插头处瞬间产生很大的载荷,很可能造成软管和锥套脱离,甚至会导致软管断裂、受油插头折断,轻则导致任务失败,重则造成飞行事故,导致飞机或加油装备损坏甚至是人员伤亡。据此,识别 HWP 相关系统级损失为人员受伤或死亡(L-1)、飞机或加油装备损坏或损毁(L-2)、任务失败(L-3)。其中 L-1 表示对机组人员或其他人员造成的危害;L-2 主要涉及对军用装备造成的经济损失或系统损坏;L-3 涉及各类因素导致空中加油任务失败的情况,如两机未成功会合、天气突变等导致无法实施空中加油。

进一步分析得到 HWP 导致损失发生的系统级危险如表 1 所示。

软管过度松弛(H-1)指张力不足导致软管过于松弛的状态,软管剧烈甩动(H-2)指的是软管轻微甩动进一步加剧的现象,插头折断(H-3)、软管锥套损坏(H-4)是指受油插头或软管锥套受力过大导致受损,飞机失控(H-5)指受油机难以稳定控制的情形。

表 1 HWP 相关的系统级危险

Table 1 HWP-related system-level hazards

编号	系统级危险	相关的系统级损失
H-1	软管过度松弛	L-2、L-3
H-2	软管剧烈甩动	L-2、L-3
H-3	插头折断	L-1、L-2、L-3
H-4	软管锥套损坏	L-2、L-3
H-5	飞机失控	L-1、L-2、L-3

2 控制过程建模与安全性分析

2.1 HWP 功能控制结构

根据空中加油过程,描述对接和燃油输送过程中相关组件的控制行为:获取对接指令后,加油机按照先调整水平间距再调整垂直高度的顺序,以不超过加油机 3 m/s 的速度接近锥套,同时保持 5~10 m 的高度差,直到锥套自锁装置锁紧受油插头,受油机再向前 3~5 m,卷盘机构迅速回收软管保持张力稳定,对接过程结束。对接过程中,飞行员通过轻微地调整副翼和方向舵保持水平飞行,通过交替的偏转升降舵和轻柔的改变发动机功率保持安全高度;要求飞行员熟悉电传系统的基本原理,柔和操纵飞机。输油过程中,加油机尾流、大气紊流、阵风等对受油机运动产生干扰,飞行员要调整飞行姿态;同时,受油机质量不断增大,飞行员要及时改变油门、脚蹬、操作杆位置,保持在安全区域。据此,构建 HWP 功能控制结构如图 1 所示。

由图 1 可知,加、受油机与各自飞行员,卷盘机构与加油设备共构成 3 个主要的控制反馈回路。受油机、软管锥套状态信息可以看作是外部输入,辅助受油机飞行员调整控制指令,避免发生

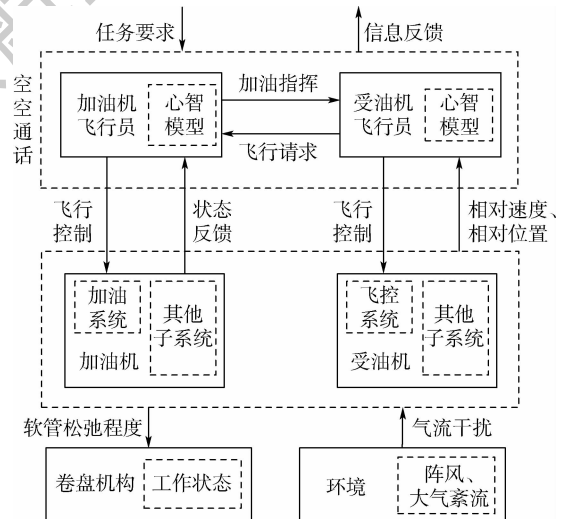


图 1 HWP 功能控制结构

Fig. 1 HWP function control structure

HWP 危险或者在危险发生后及时采取应急控制措施。

2.2 HWP 的 STPA 安全性分析

HWP 相关的控制行为主要包括速度控制 (CA-1)、位置控制 (CA-2)、空空通话 (CA-3),分

析得到 HWP 不安全控制行为 (Unsafe Control Action, UCA) 如表 2 所示。

针对表 2 中的 15 种控制行为,采用致因场景分析方法,结合图 1,进一步分析得到系统的致因因素如表 3 所示。

表 2 HWP 不安全控制行为分析
Table 2 HWP unsafe control action analysis

控制行为	UCA 类型			
	未提供控制行为	提供了错误的控制行为	控制行为过早、过晚或顺序错误	控制行为结束太早或太晚
CA-1:速度控制	UCA-1:未进行速度控制(H-1、H-3)	UCA-2:对接时油门过大或过小,迎角过大或偏航角过大(H-1、H-3、H-4) UCA-3:输送燃油过程中受油门油门、脚踏、操作杆控制不柔和(H-1、H-2、H-3、H-4) UCA-4:软管甩动时受油机减速(H-2、H-3、H-4)	UCA-5:对接成功后未及时控制油门、操纵杆使飞机减速(H-1、H-3) UCA-6:输送燃油过程中飞行员滥用控制行为(H-2、H-3、H-4、H-5)	UCA-7:未加油结束并停止速度保持(H-1、H-3、H-4、H-5)
CA-2:位置控制	UCA-8:未进行位置控制(H-1、H-5)		UCA-9:未按照先水平距离再垂直间隔的顺序接近锥套(H-1、H-2、H-5) UCA-10:对接成功后未及时保持在安全加油区域(H-1、H-2、H-3、H-4、H-5)	UCA-11:加油未结束便停止位置控制(H-1、H-2、H-3、H-4、H-5)
CA-3:空空通话	UCA-12:两飞行员未进行空空通话(H-1、H-2、H-3、H-4)	UCA-13:空空通话用语不规范(H-1、H-2、H-3、H-4)	UCA-14:软管甩动幅度增大未及时通告加油机(H-3、H-4、H-5)	UCA-15:加油未结束便停止空空通话(H-1、H-2、H-3、H-4)

表 3 HWP 致因因素
Table 3 HWP causal factors

组件	原因分析	导致 UCA
受油机飞行员	在加油过程中对飞行姿态的掌握技术经验不足	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
	在加油过程中对飞行姿态的调整操作不够柔和	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
	在加油过程中精神高度紧张导致人员疲劳	所有
	受油机飞行员在加油期间受其他因素干扰注意力分配不当	所有
	在加油时突遇侧风和尾涡等特情处置不当	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
	在工作过程中与加油机飞行员未及时保持空空通话	所有
飞行控制系统	在加油时未使用标准通话用语	所有
	受油机操作机构老化	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
传感系统	受油机电传机构延迟	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
	受油机传感器安装位置不合理	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
软管锥套	受油机传感系统抗干扰能力差	1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11
	加油软管长度、质量设计不合理	1,7,8,11
	加油软管弹性系数过小	1,7,8,11
	软管在加油机上的安装差错导致收放卡滞	1,7,8,11
	卷盘控制机构工作异常	1,7,8,11
受油插头	加油过程中对软管张力控制延迟	1,7,8,11
	受油插头在受油机上安装位置不合理加剧艏波效应	2,3,10
	受油插头长度、刚度设计不合理	3,6
加油机	在加油过程中飞行不稳定	所有
	掌握飞行姿态和油量的人机界面不合理	所有
加油机飞行员	在加油过程中与受油机飞行员未及时保持空空通话	所有
	在加油时未使用标准通话用语	所有

2.3 安全约束

在分析完系统级危险、不安全控制行为和致因因素后,可分 3 个层次提出安全约束 (Security

Constraints, SC), 即系统级安全约束、不安全控制行为安全约束和致因因素安全约束分别如表 4 ~ 表 6 所示。

表 4 HWP 系统级安全约束

Table 4 HWP system-level safety constraints

编号	系统级危险	安全约束
H-1	软管过度松弛	SC-1:在设计生产时保证软管生产质量,以及在使用过程中避免过度拉伸
H-2	软管剧烈甩动	SC-2:保证甩动控制在合理范围以内,保持稳定飞行姿态
H-3	插头折断	SC-3:在设计生产时保证插头生产质量以及安装时确保牢固程度
H-4	软管锥套损坏	SC-4:在设计生产时保证软管锥套的质量,以及在飞行时严格遵循加油步骤,保证不会出现剧烈碰撞
H-5	飞机失控	SC-5:保证飞机姿态的正确稳定,且在允许的范围及时纠正不合适的姿态

表 5 HWP 不安全控制行为安全约束

Table 5 HWP unsafe control action's safety constraints

编号	不安全控制行为	安全约束
UCA-1	未进行速度控制	SC-6:飞行员必须进行速度控制
UCA-2	对接时油门过大或过小、迎角过大或偏航角过大	SC-7:飞行员必须在规定的速度、俯仰角、偏航角范围内进行对接
UCA-3	输送燃油过程中受油机油门、脚踏、操作杆控制不柔和	SC-8:飞行员必须柔和操作
UCA-4	软管甩动时受油机减速	SC-9:HWP 发生时受油机禁止后退
UCA-5	对接成功后未及时控制油门、操纵杆使飞机减速	SC-10:对接成功后,飞行员必须控制飞机速度
UCA-6	输送燃油过程中飞行员滥用控制行为	SC-11:飞行员必须按照规定的操作方法操纵飞机
UCA-7	未加油结束并停止速度保持	SC-12:速度控制必须作用于 HWP 可能发生的全过程
UCA-8	未进行位置控制	SC-13:飞行员必须进行位置控制
UCA-9	未按照先水平距离再垂直间隔的顺序接近锥套	SC-14:飞行员必须按照先水平距离再垂直间隔的顺序接近锥套
UCA-10	对接成功后未及时保持在安全加油区域	SC-15:飞行员必须保持在安全加油区域飞行
UCA-11	加油未结束便停止位置控制	SC-16:位置控制必须作用于 HWP 可能发生的全过程
UCA-12	两飞行员未进行空空通话	SC-17:两机飞行员必须保持空空通话
UCA-13	空空通话用语不规范	SC-18:两机飞行员必须用规范用语进行空空通话
UCA-14	软管甩动幅度增大未及时通告加油机	SC-19:受油机飞行员必须及时通告加油机危险状态
UCA-15	加油未结束便停止空空通话	SC-20:空空通话必须作用于 HWP 可能发生的全过程

表 6 HWP 致因因素安全约束

Table 6 HWP causal factors' safety constraints

致因因素	安全约束
受油机飞行员在加油过程中对飞行姿态的掌握技术经验不足	SC-21:减小任务压力
受油机飞行员在加油过程中对飞行姿态的调整操作不够柔和	SC-22:提高模拟系统真实性
受油机飞行员在加油过程中精神高度紧张导致人员疲劳	SC-23:重新设计加油设备,增大输油速率
受油机飞行员在加油期间受其他因素干扰注意力分配不当	SC-24:任务规划系统提高机群加油效率
受油机飞行员在加油时突遇侧风和尾涡等特情处置不当	SC-25:增加针对 HWP 的应急操作训练
受油机飞行员在工作过程中与加油机飞行员未及时保持空空通话	SC-26:必要时空管系统提醒两机进行通话
受油机飞行员在加油时未使用标准通话用语	SC-27:加大对空空通话用语监督力度
受油机操作机构老化	SC-28:机务人员及时更换老旧部件
受油机电传机构延迟	SC-29:降低飞控系统延迟性
受油机传感器安装位置不合理	SC-30:优化传感设备布局
受油机传感系统抗干扰能力差	SC-31:提高传感系统的环境适应性
加油软管长度、质量设计不合理	SC-32:优化软管锥套设计
加油软管弹性系数过小	
软管在加油机上的安装差错导致收放卡滞	SC-33:安装软管后要进行检查
卷盘控制机构工作异常	SC-34:任务前重点检查卷盘机构工作状态
加油过程中对软管张力控制延迟	
受油插头在受油机上安装位置不合理加剧艏波效应	SC-35:重新设计受油插头安装位置、长度和刚度
受油插头长度、刚度设计不合理	
在加油过程中飞行不稳定	SC-36:任务规划系统尽量选择良好天气状态作为加油区域
掌握飞行姿态和油量的人机界面不合理	SC-37:优化人机界面设计
加油机飞行员在加油过程中与受油机飞行员未及时保持空空通话	SC-38:必要时空管系统提醒两机进行通话
加油机飞行员在加油时未使用标准通话用语	SC-39:加大对空空通话用语监督力度

3 仿真模型构建与验证

完整的安全性工作流程包括安全性分析和安全性验证两方面,而基于 STAMP 模型的 HWP 分析缺少对应的验证方法。在航空领域,安全性验证手段主要包括试验试飞和仿真平台 2 类。虽然试验试飞能够带来更准确可靠的结果,但其组织流程复杂,人力物力成本巨大,试飞环境、人员状态、组织管理等不确定因素往往会对结果带来一定程度影响。因此,本节采取搭建仿真平台的方法开展安全性验证。

3.1 HWP 仿真验证环境构建

在保证模型科学合理的情况下,参考文献 [12] 相关研究,针对 HWP 仿真验证平台做出如下假设:① 忽略地球曲率的影响,认为整个加油空域处在同一水平高度;② 忽略地球自转的影响,以地平坐标系为惯性坐标系;③ 重力加速度在整个加油空域为一个定值;④ 忽略飞机的弹性形变,认为机身为一个理想的刚体机构;⑤ 忽略复杂电磁环境对飞行品质的影响。

由图 1 功能控制结构易知,仿真验证的关键对象为:软管锥套动力学模型、卷盘机构控制模型、加油机尾涡流场模型、大气紊流模型,且上述模型已有较为成熟的构建方法,软管锥套动力学模型主要运用基于集中参数原理的多刚体动力学模型^[13],卷盘机构控制逻辑主要考虑的是其驱动装置——恒力弹簧的作用机理,加油机尾涡流场模型参考的是 Hallock-Burnham 模型^[14],大气紊流则采用 Dryden 模型^[15]模拟,由此构造 HWP 仿真验证平台框架如图 2 所示。

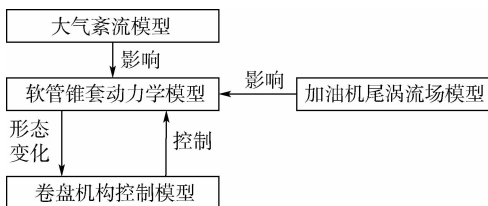


图 2 HWP 仿真验证平台框架

Fig. 2 HWP simulation verification platform framework

3.2 HWP 安全性验证

由 HWP 安全性分析可知,HWP 相关的控制行为主要分为 3 方面:速度控制(CA-1)、位置控制(CA-2)和空空通话(CA-3),其中 CA-3 主要是为了在加、受油机飞行员之间建立沟通确保实现 CA-1 和 CA-2。与 CA-1 相关的不安全控制行为安全约束(SC-6、SC-7、SC-8、SC-9、SC-10、SC-11、SC-12)主要控制的是空中加油对接时的两飞机

的速度差异以及在过程中由于不当操作引起的速度差异,若控制不当可能导致的不安全控制行为有 UCA-1、UCA-2、UCA-3、UCA-4、UCA-5、UCA-6、UCA-7;与 CA-2 相关的安全约束(SC-13、SC-14、SC-15、SC-16)主要控制的是软管的伸缩以控制其张力,若控制不当可能导致的不安全控制行为有 UCA-8、UCA-9、UCA-10、UCA-11,在实际的控制过程中主要的控制方式为软管设计的长度和卷盘机构对软管张力的控制。因此下面将针对空中加油对接时的速度差、卷盘机构对软管张力的控制、软管设计的长度进行安全性验证。

3.2.1 对接速度

在卷盘机构不工作、软管长度为 22 m 的情况下,假定受油机在 $t = 35$ s 时刻,分别以图 3 所示速度控制-1 和速度控制-2 的 2 种速度控制方式进行对接,2 种对接速度下软管形态变化如图 4 所示, X_n 、 Y_n 、 Z_n 分别为软管上当前位置相对于 x 、 y 、 z 轴的距离。

由图 4 分析可以发现,在速度变化较缓且变化较小的速度控制-1 下,受油机前进距离和锥套前移量较短,软管松弛程度低,由此诱发的 HWP 程度不明显,而在速度变化快且变化较大的速度控制-2 下,软管形态变化大,HWP 现象明显,表明在对接过程中需要控制速度变化平缓以减小 HWP 程度。进一步分析得到软管张力变化如图 5 所示。

由图 5 可知,2 种速度控制方式下,对接瞬间软管张力均发生急剧下降;对接完成之后,软管张力沿管身向上逐渐增大。相较而言,速度控制-2 导致的软管张力变化幅度更为显著:张力长时间不能恢复,说明软管一直处于松弛状态;张力呈现震荡状态,说明软管在轻微甩动。此时,若遭遇迎面强气流,松弛的软管将被吹向锥套方向,导致剧烈的 HWP 危险发生,引发严重事故(L-1、L-2、L-3)。

由上述两点可见,对接过程中速度控制(CA-1)的必要性,对接过程中,必须遵守安全约束(SC-6、SC-9、SC-10、SC-12),控制速度,防止软管过度松弛形成 HWP。

需要注意的是,对接过程中,两机相对速度大小不易掌握,常常依赖飞行员丰富的对接经验。由

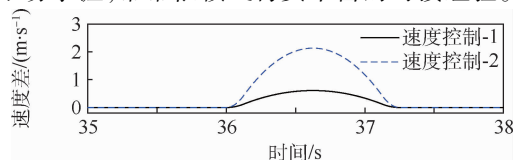


图 3 加油机对接速度(速度差)控制

Fig. 3 Tanker docking speed (speed difference) control

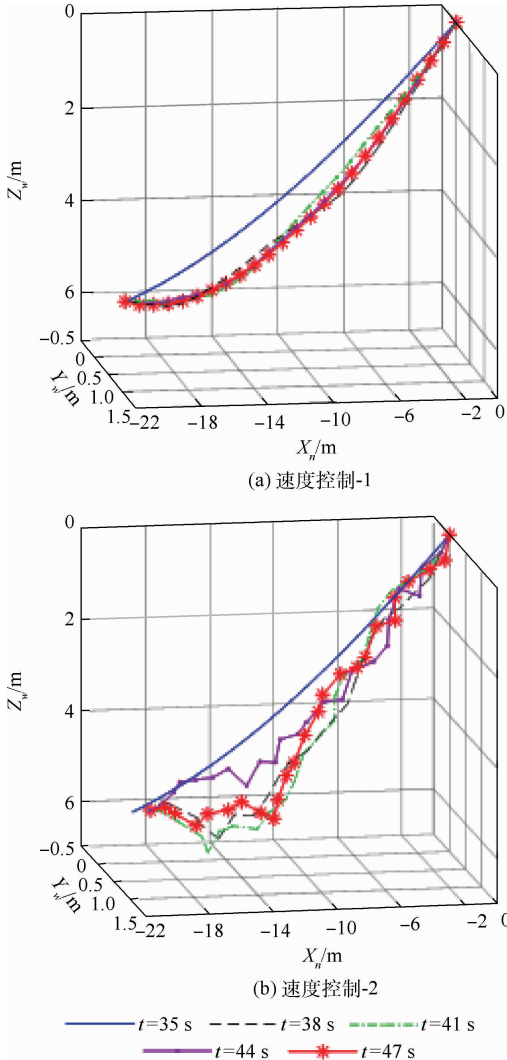


图 4 不同对接速度下软管形态变化

Fig. 4 Hose shape change at different docking speeds

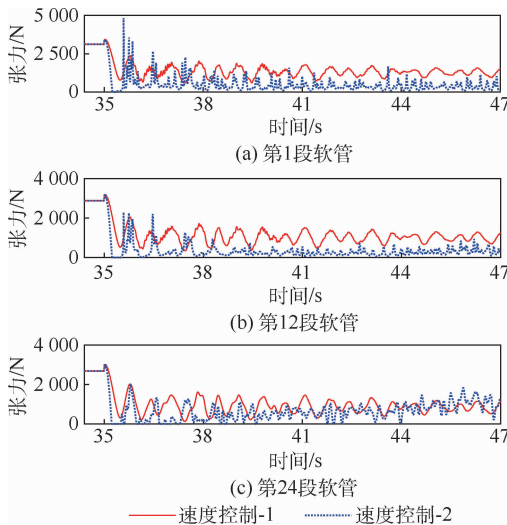


图 5 不同速度控制下软管张力变化

Fig. 5 Hose tension change under different speed controls

于实际情况下,软管锥套在大气紊流、加油机尾流影响下,在一定区域内来回飘摆,飞行员通过目视系统、感觉系统将受油插头对准锥套飘摆区域,反

复对接直到锥套锁定受油插头,有效的速度控制可以提高对接的成功率,确保任务的成功。

3.2.2 卷盘机构控制

卷盘机构以位于加油机吊舱软管出口处张力大小为反馈控制量,保持软管在一定拉力范围内,从而控制软管收放,是抑制软管甩动的重要手段。针对卷盘机构,仿真主要通过模拟卷盘工作情况下,加油机对接时软管的状态变化,以验证卷盘机构特性对 HWP 现象的影响。

在本次仿真中,卷盘机构控制逻辑主要考虑的是其驱动装置——恒力弹簧的作用机理。设置恒力弹簧控制机构主要技术参数为:卷盘和已卷入卷盘软管的质量总和 M 为 68.08 kg,软管初始长度 L_0 为 14 m,弹簧可控长度 L_1 为 3 m,约束力系数 κ 为 10 000 N/m。

仿真通过在一定速度控制条件下对卷盘机构施加恒力弹簧控制来显示软管卷盘机构工作状态对软管的动态影响。由对速度控制的仿真可知,受油机以速度控制-2 对接时,HWP 较为明显,因此为了获得更明显的控制效果,仿真过程选取该速度控制条件。图 6 给出了对接时软管的形态变化。

由图 6 可知,卷盘机构正常工作情况下,能够快速回卷软管富裕长度,软管飘摆幅度显著减小。因此可以证明采用恒力弹簧控制的卷盘机构正常工作时能够显著抑制软管的大幅甩动,减缓 HWP 程度,所以要求在任务前应该检查卷盘机构保持其理想的工作状态(SC-34)。

3.2.3 软管长度

对接过程中,软管处于全拖曳状态,长度也是影响其动态表现的重要因素。在卷盘机构不工作情况下,根据上述仿真结果,为得到更明显的变化效果,假定软管长度为 14 m,受油机以速度控制-2 方式对接,仿真得到软管形态变化情况如图 7 所示。进一步假定软管长度为 16、18、20、22 m,得到不同长度软管的第 24 段张力变化如图 8 所示。

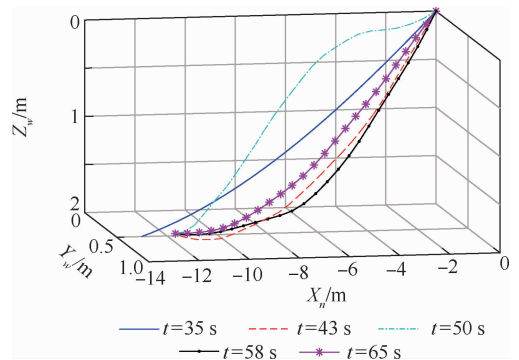


图 6 卷盘正常工作软管形态变化

Fig. 6 Hose shape change during normal operation of reel

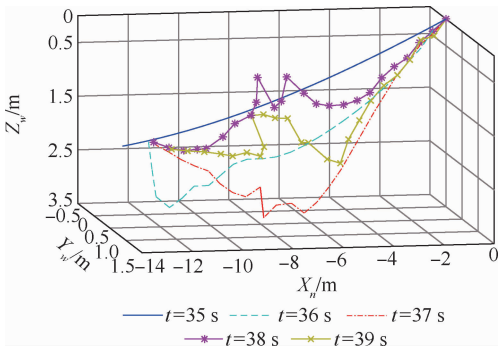


图7 在速度控制-2下软管(14 m)形态变化

Fig. 7 Shape change of hose (14 m) under speed control-2

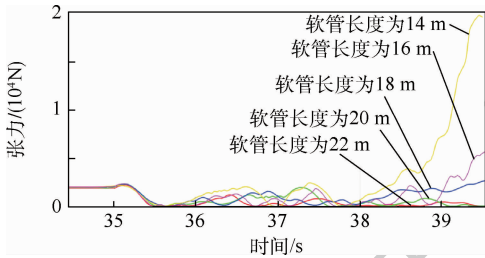


图8 在速度控制-2下不同长度软管第24段张力变化

Fig. 8 Tension change of the twenty-fourth section of hoses with different length under speed control-2

对比图7和图4(b)可知,当软管长度缩短为14 m时,对接时甩动现象更为显著;分析原因为软管长度短,拖曳时质量更轻,且距离加油机尾涡更近,受到尾流场影响更大,导致软管甩动幅度更为明显。由图8可知,软管长度为22、20 m时,软管张力变化较稳定,软管长度为18 m时软管张力对接完成5 s之后有失控趋势,软管长度为16 m时在5 s后失控,软管长度为14 m时软管在对接完成4 s之后发生失控,进入一种剧烈的软管甩动状态,极易引发系统级损失(L-1、L-2、L-3),

由上述分析,软管长度也是影响软管甩动程度的主要原因,因此,适当增加软管长度,对提升空中加油安全性具有重要作用(SC-32)。

通过上述论证,可以充分验证空中加油对接时的速度、卷盘机构对软管张力的控制、软管设计的长度对HWP的影响以及相应安全约束的有效性和准确性,证明了安全性分析的可行性。

4 结论

1) 本文针对空中加油典型危险HWP开展安全性分析,识别致因因素,提出安全约束,运用了针对HWP安全性分析的仿真验证方法验证安全性分析的准确性,全面地总结出空中加油可能出现的故障模式和相应的解决措施,弥补了传统安全型分析方法的缺陷,为预防HWP发生提供了

指导和参考;同时,这种分析方法也可以作为飞行任务风险评价的方法,有利于完善飞行规则,在一定程度上成为部队实战化训练的助力;将STAMP方法运用于空中加油方面,拓宽了理论应用领域,促进了理论与实践应用的融合。

2) 同时,研究工作仍然可以继续深入,下一步工作主要聚焦于两方面:一是STAMP理论缺乏系统的定量分析方法。本文在STAMP模型的基础上对软管“甩鞭”危险事件开展定性分析,定量分析缺乏,因此针对STAMP理论本身的定量分析方法有待进一步研究。二是致因因素量化描述有待优化。由于空中加油事故资料较少,难以准确获取主观不确定因素的发生概率,这也是定量分析难以开展的一大原因,下一步拟采用不确定性理论对小样本事件发生概率进行研究。

参考文献 (References)

- [1] MAIERSPERGER W P. General design aspects of flight refueling[J]. *Aeronautical Engineering Review*, 1954, 13(3): 52-61.
- [2] AHMAD M, PONTIGGIA M. Modified Swiss cheese model to analyse the accidents[J]. *Chemical Engineering Transactions*, 2015, 43: 1237-1242.
- [3] 黄海燕,李健,江田汉,等. 基于贝叶斯网络的事故多级多米诺效应计算方法研究[J]. *中国安全生产科学技术*, 2019, 15(6): 157-161.
HUANG H Y, LI J, JIANG T H, et al. Study on calculation method of multi-level domino effect of accident based on Bayesian network[J]. *Journal of Safety Science and Technology*, 2019, 15(6): 157-161 (in Chinese).
- [4] WATERSON P, JENKINS D P, SALMON P M, et al. Remixing Rasmussen: The evolution of Accimap within systemic accident analysis[J]. *Applied Ergonomics*, 2016, 59(B): 483-503.
- [5] QIAO W G, LI X C, LIU Q L. Systemic approaches to incident analysis in coal mines: Comparison of the STAMP, FRAM and “2-4” models[J]. *Resources Policy*, 2019, 63: 101453.
- [6] LEVESON N G. A new accident model for engineering safer systems[J]. *Safety Science*, 2004, 42(4): 237-270.
- [7] JING L L, BAI Q G, GUO W Q, et al. Contributory factors interactions model: A new systems-based accident model[J]. *Systems Research and Behavioral Science*, 2019, 37(11): 255-276.
- [8] 刘朝晖,陈智,吴志强,等. STPA方法在数字化反应堆紧急停堆系统安全性分析中的研究与应用[J]. *核动力工程*, 2015, 36(S2): 157-161.
LIU Z H, CHEN Z, WU Z Q, et al. Research and application of STPA to digital reactor shutdown system in NPP for system safety analysis[J]. *Nuclear Power Engineering*, 2015, 36(S2): 157-161 (in Chinese).
- [9] PLIOUTSIAS A, KARANIKAS N. Using STPA in the evaluation of fighter pilots training programs[J]. *Procedia Engineering*,

- 2015,128:25-34.
- [10] CHATZIMICHAILIDOU M M, WARD J, HORBERRY T, et al. A comparison of the bow-tie and STAMP approaches to reduce the risk of surgical instrument retention [J]. *Risk Analysis*, 2017, 38:978-990.
- [11] 徐坚, 张晓非. 软管空中加油头波效应建模与仿真[J]. *飞行力学*, 2019, 37(5):40-44.
- XU J, ZHANG X F. Dynamic modeling and simulation of bow wave effect in hose-drogue aerial refueling system [J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(5):40-44 (in Chinese).
- [12] 王海涛, 董新民, 郭军, 等. 空中加油软管锥套组合体甩鞭现象动力学建模与分析[J]. *航空学报*, 2015, 36(9):3116-3127.
- WANG H T, DONG X M, GUO J, et al. Dynamics modeling and analysis of hose whipping phenomenon of aerial refueling hose-drogue assembly [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(9):3116-3127 (in Chinese).
- [13] HE Q S, WANG H T, CHEN Y F. Command filtered backstepping sliding mode control for the hose whipping phenomenon in aerial refueling [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 67:495-505.
- [14] COOPER J R, ROTHHAAR P M. Dynamics and control of in-flight wing tip docking [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(11):2327-2337.
- [15] BURNS R S, CLARK C S, EWART R. The automated aerial refueling simulation at the AVTAS laboratory: AIAA-2005-6008 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- 作者简介:**
丛继平 男, 硕士研究生。主要研究方向: 装备系统工程与管理决策。
崔利杰 男, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空安全、系统可靠性与优化。
陈浩然 男, 硕士研究生。主要研究方向: 装备系统工程与管理决策。
任博 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空安全预测预警。

Safety analysis and simulation verification of HWP in aerial refueling

CONG Jiping¹, CUI Lijie^{2,*}, CHEN Haoran¹, REN Bo²

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: For the hose aerial refueling system, the refueling hose is difficult to stabilize in a balance position due to interference of tanker wake, atmospheric turbulence, receiver bow wave, pilot operation, fuel pressure pulsation, etc. Thus the Hose Whipping Phenomenon (HWP) usually takes place in the docking phase of aerial refueling, which could reduce the docking success rate and the safety of refueling, and it is a typical hazard in aerial refueling process. Based on the System-Theoretic Accident Model and Processes (STAMP) and the System Theoretic Process Analysis (STPA) method, the safety analysis of HWP in aerial refueling process was carried out to systematically identify the unsafe action and causal scenes by constructing the control model, and a series of operational constraints were proposed from system level, unsafe action level and causing factors. According to the hazard function control structure of the HWP, the simulation verification platform was built by Simulink. The key causes of docking speed, reel mechanism control, and hose design length were inputted to verify the accuracy and feasibility of the proposed safety constraints.

Keywords: aerial refueling; Hose Whipping Phenomenon (HWP); aviation safety; System-Theoretic Accident Model and Processes (STAMP) theory; simulation verification

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0536

基于 ADRC 和 RBF 神经网络的 MSCSG 控制系统设计

李磊¹, 任元^{2,*}, 陈晓岑¹, 尹增愿¹

(1. 航天工程大学 研究生院, 北京 101416; 2. 航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘 要: 为了克服外部扰动突变对磁悬浮转子悬浮稳定性和磁悬浮控制敏感陀螺 (MSCSG) 输出力矩精度的影响, 提出了一种基于自抗扰控制器 (ADRC) 和径向基函数 (RBF) 神经网络相结合的 MSCSG 径向偏转控制方法。阐明了 ADRC 参数对 MSCSG 控制效果的影响, 通过优化设计 ADRC, 并将 RBF 神经网络和 ADRC 结合运用, 实现对控制器参数的实时调试, 从而克服外界扰动突变的影响。仿真证明所提方法相较于单 ADRC 控制, 不仅改善了解耦控制精度, 而且提高了系统对外部扰动和参数变化的响应速度和鲁棒性, 可应用于 MSCSG 的高精度、快响应、强鲁棒控制。

关键词: 磁悬浮控制敏感陀螺 (MSCSG); 自抗扰控制器 (ADRC); 自适应控制; 径向基函数 (RBF) 神经网络; 鲁棒控制

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1966-07

磁悬浮控制敏感陀螺 (MSCSG) 是航天器进行姿态控制的一种新型惯性器件^[1], 与现有的单一功能的磁悬浮控制力矩陀螺^[2-3]或磁悬浮速率陀螺不同, MSCSG 具有同时控制与同时敏感的突出优势, 且具有高精度的巨大潜力, 但是要实现 MSCSG 的高精度控制面临着如下困难与挑战。

影响 MSCSG 实现高精度、高带宽控制的关键因素之一是高速磁悬浮转子的恒速与悬浮的精度和稳定度问题。磁悬浮转子系统是一个多变量、非线性、强耦合的复杂系统, 在受到外部扰动作用时转子会产生暂态或稳态的位移, 影响转子悬浮精度, 故必须对外部的扰动作用进行抑制。针对磁悬浮转子的控制, 目前有多种控制方法, 大致分为 2 类, 分别为需要系统精确模型和不需要系统精确模型的控制方法。

需要系统精确模型的控制方法主要包括滑模变结构法和逆系统法等。滑模变结构控制具有一定的抗扰动能力, 且响应速度快, 但存在难以抑制抖振的不足^[4-5], 因此不可避免地影响解耦控制精度和鲁棒性。逆系统法已经成功应用于磁悬浮控制力矩陀螺的控制中^[6], 然而对于 MSCSG 系统, 要实现高精度、高带宽的力矩输出需要转子进行偏转, 故转子工作非线性范围更大, 干扰更多^[7], 标定得到某种工作状态的模型可以实现, 但得到精确模型有困难, 鲁棒性很难得到保证。

不需要系统精确模型的控制方法主要包括分散 PID 加交叉反馈解耦控制和自抗扰控制器 (ADRC) 等。分散 PID 控制虽然能在一定程度上抑制转子的进动章动, 但是也存在响应速度慢的问题^[8]。常规 ADRC 控制虽然具有响应快、

收稿日期: 2019-10-09; 录用日期: 2019-11-15; 网络出版时间: 2020-01-16 17:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.0927.002.html

基金项目: 航天装备预先研究项目 (305080506); 北京市“高创计划”青年人才拔尖项目 (2017000026833ZK23)

* 通信作者。E-mail: renyuan_823@aliyun.com

引用格式: 李磊, 任元, 陈晓岑, 等. 基于 ADRC 和 RBF 神经网络的 MSCSG 控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1966-1972. LI L, REN Y, CHEN X C, et al. Design of MSCSG control system based on ADRC and RBF neural network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1966-1972 (in Chinese).

精度高、抗干扰能力强、算法简单等优点,但是存在以下 2 个缺点:①ADRC 涉及的可调参数较多,只有选取合适的参数,才能实现良好的控制性能;②应对突变的外扰,ADRC 由于无法实时调节参数,可能造成系统输出误差过大的情况^[9]。

本文针对 MSCSG 解耦控制中的高精度、强鲁棒控制需求,提出了基于 ADRC 和径向基点数 (RBF) 神经网络的 MSCSG 控制方法,实现了控制器参数的实时在线调节,有效地实现了 MSCSG 的高精度强鲁棒解耦控制,并通过仿真验证了其有效性和优越性。

1 MSCSG 转子数学模型

MSCSG 是一种全新概念的惯性器件,集成了磁悬浮惯性执行机构力矩输出以及磁悬浮敏感陀螺姿态测量的功能。它以洛伦兹力磁轴承 (LFMB) 作为力矩器驱动转子沿径向偏转,其结构如图 1 所示, l_r 为位移传感器到 Z 轴的距离, l_m 为 LFMB 定子半径, F 为线圈所受安培力大小。

MSCSG 转子轴向平动是通过磁阻力磁轴承实现,轴向磁轴承的结构比径向磁轴承更简单,如图 2 所示。

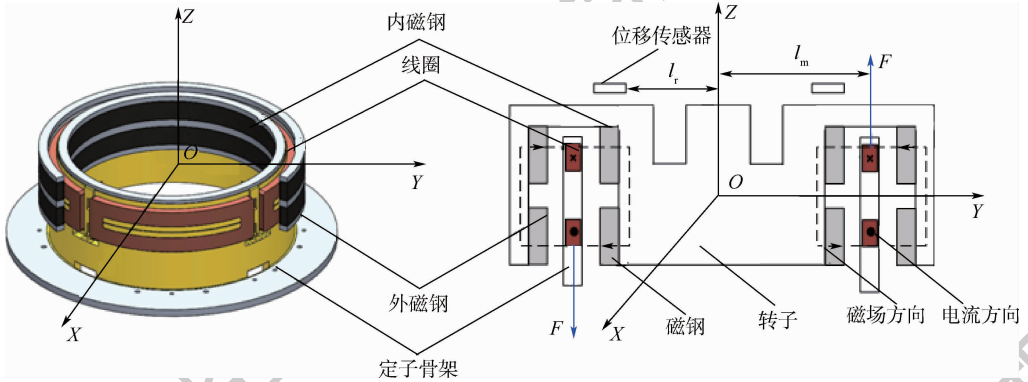


图 1 MSCSG 定子及径向磁轴承结构

Fig. 1 Stator and radial magnetic bearing structure of MSCSG

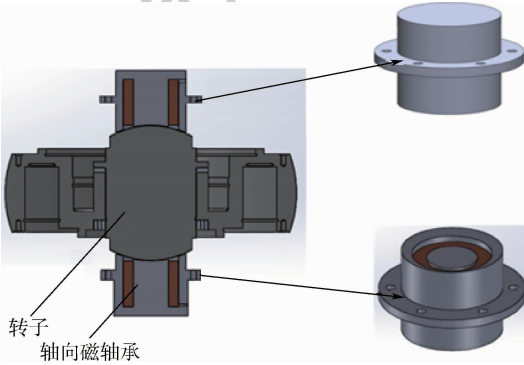


图 2 MSCSG 转子及轴向磁轴承结构

Fig. 2 Rotor and axial magnetic bearing structure of MSCSG

根据安培定律,当流经 LFMB 线圈中电流为 I 时,线圈将受到的安培力作用,其表达式为

$$F = BIL \quad (1)$$

式中: B 为磁感应强度大小; L 为与磁场垂直方向放置的线圈长度。当与磁场垂直方向放置的线圈通入电流时,线圈的上下两部分将分别产生垂直于线圈及磁场方向的安培力,合力大小为

$$F_m = 2NBIL \quad (2)$$

式中: N 为 LFMB 中线圈匝数。将式(2)改写为

$$F_m = \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2NBL(I_1 + I_3) \\ 2NBL(I_2 + I_4) \end{pmatrix} = 2NBL \begin{pmatrix} I_1 + I_3 \\ I_2 + I_4 \end{pmatrix} \quad (3)$$

式中: f_x, f_y 分别为 X, Y 方向上的安培力; I_1, I_2 分别为 X 轴正、负方向上的线圈驱动电流; I_3, I_4 分别为 Y 轴正、负方向上线圈中的驱动电流。设 $I_1 = I_3 = I_\alpha, I_2 = I_4 = I_\beta$, 即当相对方向线圈通入大小相等、方向相反的电流时,线圈将产生大小相等、方向相反的安培力。

由此可得 LFMB 提供的 X, Y 方向偏转力矩为

$$\begin{cases} T_x = 4NBLl_m I_\alpha \\ T_y = 4NBLl_m I_\beta \end{cases} \quad (4)$$

根据刚体的动量矩定理, MSCSG 的动力学方程为

$$T_d + T = J \frac{\partial \omega}{\partial t} + H \frac{\partial j}{\partial t} \quad (5)$$

式中: T 为磁悬浮转子受到的控制力矩; T_d 为转子受到的干扰力矩; H 为转子角动量; t 为时间; J 为转子相对于三自由度的转动惯量矢量,满足 $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$, J_x, J_y, J_z 分别为 X, Y, Z 轴的转动惯量; ω 为转子在定子坐标系下三维角速度矢量,满足表达式 $\omega = [\dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \Omega]^T$, α 和 β 分别为定子坐标系下转子沿 X 轴和 Y 轴的偏转角, Ω 为转子轴向旋转角速度,满足 $\Omega = 2\pi F_r$, 为以频率为单位的轴向角速度, F_r 为转子转速; j 为转子角动量方向矢量,表达式为 $j = [\dot{i} \quad \dot{j} \quad \dot{k}]$, 矢量中元素

均为方向矢量。由于转子受到的外力矩只来自于洛伦兹力磁轴承,故施加给转子的外力矩可表示为

$$T = [T_x \quad T_y \quad 0]^T \quad (6)$$

代入式(5)可得

$$\begin{cases} J_x \ddot{\alpha} + J_z \Omega \dot{\beta} = T_x \\ J_y \ddot{\beta} - J_z \Omega \dot{\alpha} = T_y \\ J_z \dot{\Omega} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

将式(4)代入式(7)可得

$$\begin{cases} J_x \ddot{\alpha} + J_z \Omega \dot{\beta} = 4NBLI_m I_\alpha \\ J_y \ddot{\beta} - J_z \Omega \dot{\alpha} = 4NBLI_m I_\beta \end{cases} \quad (8)$$

由式(8)可见,MSCSG 输出控制力矩时,转子径向两自由度存在耦合。

2 RBF 神经网络自抗扰控制系统设计

2.1 自抗扰控制器设计

ADRC 工作原理^[10]如图 3 所示。二阶 ADRC 由跟踪微分器(ID)、扩张状态观测器(ESO)和非线性状态误差反馈控制律(NLSEF)3个部件组成:TD是一个过渡过程,可以得到系统输入信号的跟踪信号和一系列微分信号;ESO的作用是反馈系统状态变量和扰动观测,该扰动为系统内部扰动和外部扰动的总和^[11]。图中: e_1 和 e_2 分别为过渡过程与对象输出之间的误差及其微分; w 为对象外部扰动; b 为可调参数; y 为对象输出; v_0 为磁悬浮转子该自由度上的参考输入偏转角; v_1 和 v_2 分别为 v_0 的跟踪信号和它的微分; e 为观测误差; z_1 、 z_2 为状态变量的观测量; z_3 为总扰动的观测量。

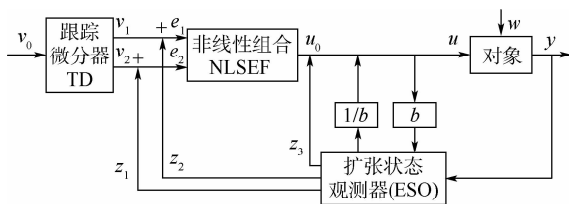


图3 自抗扰控制器工作原理^[10]

Fig.3 Working principle of auto disturbance rejection controller^[10]

非线性组合 NLSEF 的作用是将 TD 信号 v_1 、 v_2 与 ESO 状态变量信号 z_1 、 z_2 进行非线性组合,从而得到非线性状态误差反馈控制量 u_0 , u_0 与总扰动补偿量结合星形成总控制量 u 。

根据自抗扰控制理论,磁悬浮转子不同自由度之间的耦合可以看作是一种外扰,这样便可以利用 ESO 对耦合作用进行实时估计及补偿^[12]。因此,MSCSG 转子动力学方程可以转化为

$$\begin{cases} \ddot{\alpha} = k_1 \beta + w_1 + b_1 I_\alpha \\ \ddot{\beta} = k_2 \alpha + w_2 + b_2 I_\beta \end{cases} \quad (9)$$

式中: k_1 和 k_2 分别为状态变量 β 和 α 的系数; w_1 和 w_2 分别为转子径向两自由度的未知外扰; b_1 和 b_2 分别为转子径向两自由度的控制量系数。

磁轴承转子系统被化为2个二阶单输入单输出系统,利用ADRC进行解耦控制,ESO对相应的系统总扰动进行实时估计并补偿,转子系统便进一步被化为二输入二输出的二阶无耦合线性系统。据此设计出的二通道自抗扰控制系统如图4所示, x_α 和 x_β 分别为两通道的系统输入。

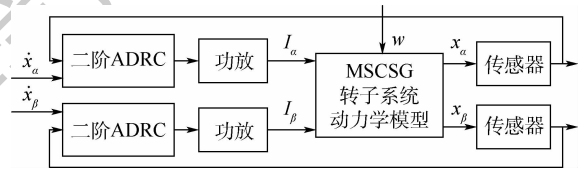


图4 二通道磁悬浮转子自抗扰控制系统

Fig.4 Auto disturbance rejection control system for two-channel magnetic suspension rotor

令解耦后的系统输出为

$$\begin{cases} y_1 = \alpha \\ y_2 = \beta \end{cases} \quad (10)$$

则针对磁悬浮转子的某一个偏转自由度,ADRC的方程可表示为

TD:

$$\begin{cases} \dot{v}_1 = v_2 \\ \dot{v}_2 = -R \text{sat}\left(v_1 - v_0 + \frac{v_2 |v_2|}{2R} \delta_1\right) \end{cases} \quad (11)$$

ESO:

$$\begin{cases} e = z_1 - \alpha \\ \dot{z}_1 = z_2 - n_1 \text{fal}(e_1, m_1, \delta_2) \\ \dot{z}_2 = z_3 - n_2 \text{fal}(e_1, m_2, \delta_2) + bI \\ \dot{z}_3 = -n_3 \text{fal}(e_1, m_3, \delta_2) \end{cases} \quad (12)$$

NLSEF:

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ I_0 = k_p \text{fal}(e_1, m_4, \delta_3) + k_d \text{fal}(e_2, m_5, \delta_3) \\ I = I_0 - \frac{z_3}{b} \end{cases} \quad (13)$$

式中: I_0 为对象状态反馈控制量; I 为实际控制量,其实际物理含义为洛伦兹力磁轴承的控制电流; m_1 、 m_2 、 m_3 、 m_4 、 m_5 、 n_1 、 n_2 、 n_3 、 R 、 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 、 b 、 k_p 、 k_d 为可调参数^[12];sat(x)和fal(e, m, δ)的定义式分别为

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} \text{sgn}(x) & |x| \geq \delta \\ \frac{x}{\delta} & |x| < \delta \end{cases} \quad (14)$$

$$\text{fal}(e, m, \delta) = \begin{cases} |e|^m \text{sgn}(e) & |e| \geq \delta \\ e/\delta^{1-m} & |e| < \delta \end{cases} \quad (15)$$

可以看出,ADRC 涉及的可调参数较多,实际控制时确定参数比较复杂。考虑到 MSCSG 系统的响应速度以及高带宽、高精度的力矩输出控制要求,经过仿真比对可以发现,对 MSCSG 转子控制影响较大的 2 个参数为 b 和 k_p 。其中 k_p 为非线性控制律中的比例增益,通常来说, k_p 越大,系统的响应速度越快,然而对于 MSCSG 系统而言,由于同时控制和敏感的控制要求,既需要系统能够输出高精度、高带宽的控制力矩,又需要系统对外界姿态变化作出快速响应,而高精度和高动态响应速度之间存在矛盾^[13],使得 k_p 的调整范围有限,在实际系统中很难实现。

b 值与控制量 u 有关,又与状态观测器的第 3 个状态变量 z_3 相关,不同的 b 值使得总扰动量和补偿分量在不同范围内变化^[14]。对于 MSCSG 系统, b 值对应系统的刚度。当 MSCSG 输出高精度、高带宽的控制力矩时,系统需要较高的刚度;而刚度过高时,系统会发生超调从而影响控制精度,甚至会使系统失稳,因而在外界扰动变化的情况下,在线优化的变刚度调节就显得尤为重要。综合以上因素考虑,以 b 值为目标调整值建立 RBF 神经网络。

2.2 RBF 神经网络 ADRC 器设计

由于 MSCSG 进行姿态测量时对转子的控制精度和鲁棒性要求较高,同时基于简化系统运算的目的,本文选择 RBF 神经网络作为学习网络。RBF 神经网络是一种三层前馈网络,其具有的优点是:①效率相对较高,具有其他前向网络所不具有的最佳逼近性能和全局最优特性;②结构相对简单,只有一个隐含层,学习效率较高。考虑到 MSCSG 系统所用 DSP 的运算性能有限,且训练样本数较少,选用三层结构的 RBF 神经网络可以达到增加控制效率和时效性的目的^[15],其结构如图 5 所示^[16],图中 w_m 为 m 个隐含层到输出层的权向量。

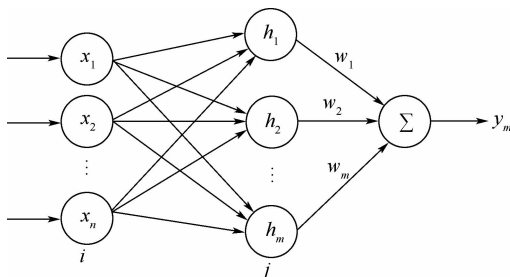


图 5 RBF 神经网络结构^[16]

Fig. 5 Structure of RBF neural network^[16]

在 RBF 神经网络结构中, n, m 分别为输入层、隐含层的个数, $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$ 为网络输入向量,设 RBF 网络的径向基向量为 $\mathbf{H} = [h_1, h_2, \dots, h_m]^T$,其中 h_i 为高斯基函数,则隐含层输出可表示为

$$h_i(\|\mathbf{X} - \mathbf{C}_i\|) = \exp\left(-\frac{\|\mathbf{X} - \mathbf{C}_i\|^2}{2\sigma_i^2}\right) \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (16)$$

式中: $\mathbf{C}_i = [C_{i1}, C_{i2}, \dots, C_{in}]$ 为网络第 i 个节点的中心向量; $\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m]$ 为网络积宽向量。 $\mathbf{W} = [w_1, w_2, \dots, w_m]$ 为隐含层到输出层的权向量,则 RBF 神经网络输出层可表示为

$$y_m = \sum_{j=1}^m w_j h_j \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (17)$$

由于 MSCSG 系统的高响应速度控制要求,本文采用一维输入一维输出的 RBF 神经网络模型,在外部扰动不变的情况下,以磁悬浮转子二阶 ADRC 的 b 值作为网络输入,仿真系统的最大输出误差为网络输出,提取 100 组数据作为训练样本,100 组数据作为测试样本,得到训练后神经网络的传递函数,将此传递函数嵌入仿真系统,得到引入 RBF 神经网络的 ADRC,如图 6 所示。

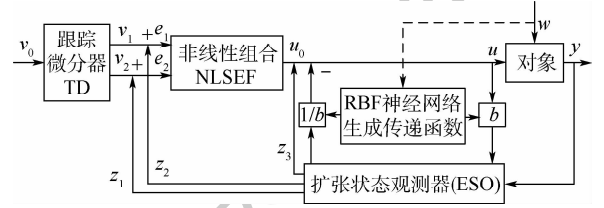


图 6 基于 RBF 神经网络的自抗扰控制器

Fig. 6 Auto disturbance rejection controller based on RBF neural network

该控制器以系统输出最大误差不变为目标,通过实时采集外部扰动信号的变化,经 RBF 神经网络训练生成的传递函数运算得到 b 值改变量反馈给控制器,达到实时调整控制器参数,保证系统输出最大误差不发生突变的控制目的。

3 仿真结果及分析

在扰动力矩突变的情况下,将一般的 ADRC 与笔者提出的引入 RBF 神经网络的 ADRC 进行仿真对比,比较二者的控制性能,仿真参数如表 1 所示。表中,除第 2 节已介绍过参数外,TES 为测试样本数, M 为 RBF 神经网络最大学习次数, L_p 为前期学习率,HID 为隐节点个数。

3.1 突变的阶跃干扰力矩抑制比较

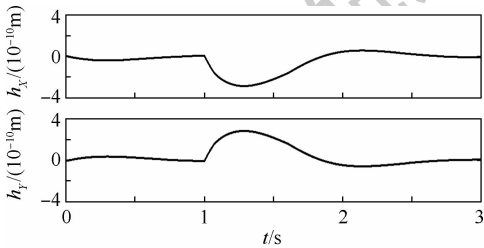
在 0 s 时给转子径向施加 0.1 N · m 的阶跃干

扰力矩,在1s时将干扰力矩的大小提高到1N·m,2种控制器转子径向两通道位移波形图如图7所示, h_x 和 h_y 分别为转子在X方向和Y方向的位移。

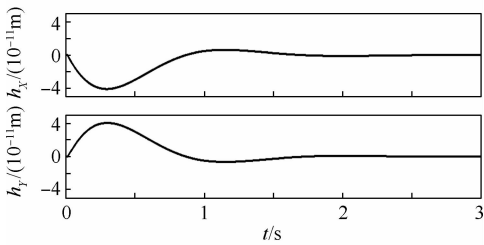
表1 系统仿真参数

Table 1 System simulation parameters

参数	数值
$J_x / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0097
$J_z / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0287
$J_y / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0097
l_m / m	0.1158
N	200
k_p	1000
R	200
L_p	0.005
F_r / Hz	30
B / T	0.4
TES	400
k_d	100
M	10000
HID	20



(a) 突变阶跃扰动自抗扰控制器径向两通道位移



(b) 突变阶跃扰动RBF神经网络自抗扰控制器径向两通道位移

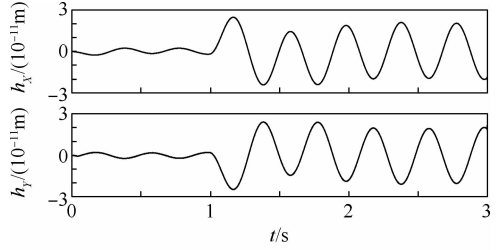
图7 对突变阶跃扰动的抗扰性能对比

Fig. 7 Comparison of anti-interference performance of step disturbance to mutations

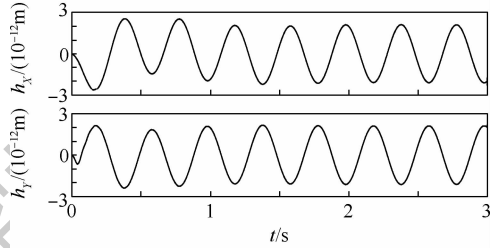
由位移波形图可以看出,一般的ADRC没有抑制突变阶跃外扰的能力,其最大扰动在 10^{-10} 数量级。而基于RBF神经网络的ADRC能够明显抑制突变的阶跃外扰,最大扰动在 10^{-11} 数量级,明显优于一般的ADRC。

3.2 突变的正弦干扰力矩抑制比较

在0s时给转子径向施加 $0.1 \sin(5\pi t)$ N·m的正弦干扰力矩,在1s时将干扰力矩的大小提高到 $\sin(5\pi t)$ N·m,2种ADRC转子径向两通道位移波形图如图8所示。



(a) 突变正弦扰动自抗扰控制器径向两通道位移



(b) 突变正弦扰动RBF神经网络自抗扰控制器径向两通道位移

图8 对突变正弦扰动的抗扰性能对比

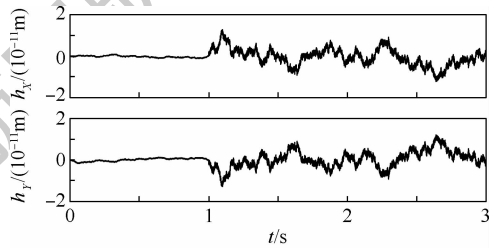
Fig. 8 Comparison of anti-interference performance of sinusoidal disturbance to mutations

由位移波形图可以看出,一般的ADRC没有抑制突变正弦外扰的能力,其最大扰动在 10^{-11} 数量级。而基于RBF神经网络的ADRC能够明显抑制突变的阶跃外扰,最大扰动在 10^{-12} 数量级,明显优于一般的ADRC。

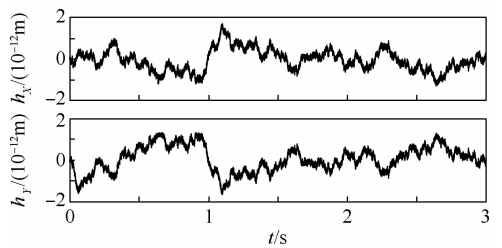
3.3 突变的随机干扰力矩抑制比较

在0s时给转子径向施加 $[-0.1, 0.1]$ N·m的随机干扰力矩,在1s时将干扰力矩的大小提高到 $[-1, 1]$ N·m,2种ADRC转子径向两通道位移波形图如图9所示。

由位移波形图可以看出,一般的ADRC没有



(a) 突变随机扰动自抗扰控制器径向两通道位移



(b) 突变随机扰动RBF神经网络自抗扰控制器径向两通道位移

图9 对突变随机扰动的抗扰性能对比

Fig. 9 Comparison of anti-interference performance of random disturbances to mutations

抑制突变随机外扰的能力,其最大扰动在 10^{-11} 数量级。而基于 RBF 神经网络的 ADRC 能够明显抑制突变的随机外扰,最大扰动在 10^{-12} 数量级,明显优于一般的 ADRC。

4 结 论

1) 基于 RBF 神经网络的 ADRC 对 MSCSG 转子上的突变干扰力矩有着很好的抑制作用。

2) 通过对磁悬浮转子进行解耦控制和扰动抑制,很好地消除了突变外扰对系统稳定性的影响,在 ADRC 的基础上进一步提升了系统的鲁棒性和稳定性,从而提高了 MSCSG 转子的控制精度。

参考文献 (References)

- [1] REN Y, CHEN X C, CAI Y W, et al. Attitude-rate measurement and control integration using magnetically suspended control and sensitive gyroscopes [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 65 (6): 4921-4932.
- [2] 舒适, 房建成, 张伟, 等. 基于 MSCMG 大型遥感卫星高精度姿态控制方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25 (4): 421-431.
SHU S, FANG J C, ZHANG W, et al. High-precision attitude control method based on MSCMG for large-scale remote sensing satellite [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25 (4): 421-431 (in Chinese).
- [3] 王平, 王华, 任元. 基于 MSCMG 金字塔构型的航天器姿态测控一体化控制方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38 (1): 123-129.
WANG P, WANG H, REN Y. Measurement and control integrated method for spacecraft attitude based on MSCMGs with pyramid configuration [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38 (1): 123-129 (in Chinese).
- [4] CHEN X C, CAI Y W, REN Y, et al. Spacecraft angular rates and angular acceleration estimation using single-gimbal magnetically suspended control moment gyros [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66 (1): 440-450.
- [5] XU G F, CAI Y W, REN Y, et al. Application of a new Lorentz force-type tilting control magnetic bearing in a magnetically suspended control sensitive gyroscope with cross-sliding mode control [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2018, 61 (1): 40-47.
- [6] 陈晓岑, 周东华, 陈茂银. 基于逆系统方法的 DGMSCMG 框架伺服系统解耦控制研究 [J]. 自动化学报, 2013, 39 (5): 502-509.
CHEN X C, ZHOU D H, CHEN MAO Y. Decoupling control of gimbal servo system of DGMSCMG based on dynamic inverse system method [J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39 (5): 502-509 (in Chinese).
- [7] 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. MSCSG 转子不平衡振动原理分析与建模 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44 (11): 2321-2328.
- XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Principle analysis and modeling of rotor imbalance vibration in magnetically suspended control and sensing gyroscope [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44 (11): 2321-2328 (in Chinese).
- [8] 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. 磁悬浮控制敏感陀螺转子前馈解耦内模控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44 (3): 480-488.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Feedforward decoupling and internal model control for rotor of magnetically suspended control and sensing gyroscope [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44 (3): 480-488 (in Chinese).
- [9] ZHAO C Z, YI H. Design ADRC for two special kinds of systems [C] // Proceedings of the 30th Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2011: 229-234.
- [10] 薛立娟, 李海涛, 李红, 等. 基于 ADRC 的 MSCMG 框架系统高精度控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38 (11): 1497-1501.
XUE L J, LI H T, LI H, et al. High precision control based on ADRC used in gimbal system of MSCMG [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38 (11): 1497-1501 (in Chinese).
- [11] HERBST G. A simulative study on active disturbance rejection control (ADRC) as a control tool for practitioners [J]. Electronics, 2013, 2 (3): 246-279.
- [12] 王平, 王华, 任元. 磁悬浮控制力矩陀螺转子系统径向自抗扰解耦控制和扰动抑制 [J]. 兵工自动化, 2015, 34 (10): 59-63.
WANG P, WANG H, REN Y. Decoupling control and disturbance rejection of radial rotor system in magnetically suspended control moment gyro based on ADRC [J]. Ordnance Industry Automation, 2015, 34 (10): 59-63 (in Chinese).
- [13] YU C M, WANG Z, REN Y, et al. MSCSG two degree of freedom attitude measurement method [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2019, 1176 (4): 042054.
- [14] 石晨曦. 自抗扰控制及控制器参数整定方法的研究 [D]. 无锡: 江南大学, 2008: 15-20.
SHI C X. Auto-disturbance rejections controllers and the parameter adjusting [D]. Wuxi: Jiangnan University, 2008: 15-20 (in Chinese).
- [15] 李明, 封航, 张延顺. 基于 UMAC 的 RBF 神经网络 PID 控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44 (10): 2063-2070.
LI M, FENG H, ZHANG Y S. RBF neural network tuning PID control based on UMAC [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44 (10): 2063-2070 (in Chinese).
- [16] YANG S, CAO Y, PENG Z, et al. Distributed formation control of nonholonomic autonomous vehicle via RBF neural network [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 87 (B): 81-95.

作者简介:

李磊 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航天器导航与控制

技术。

陈晓岑 女,博士研究生。主要研究方向:网络化滤波、航天器姿态控制。

任元 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:新型磁悬浮惯性机构和量子精密测量技术。

尹增愿 男,博士研究生。主要研究方向:航天器导航与控制技术。

Design of MSCSG control system based on ADRC and RBF neural network

LI Lei¹, REN Yuan^{2,*}, CHEN Xiaocen¹, YIN Zengyuan¹

(1. Graduate School, Aerospace Engineering University, Beijing 101416, China;

2. Department of Aerospace Science and Technology, Aerospace Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: In order to overcome the influence of external disturbance mutation on the suspension stability of magnetic suspension rotor and the output torque precision of Magnetic Suspension Control Sensitive Gyro (MSCSG), a MSCSG radial deflection control method based on the combination of Auto Disturbance Rejection Controller (ADRC) and Radial Basis Function (RBF) neural network is proposed. The influence of ADRC parameters on the control effect of MSCSG is clarified. By optimizing the design of ADRC and combining RBF neural network with ADRC, the real-time debugging of controller parameters can be realized so as to overcome the impact of external disturbance mutation. It is proved by simulation that compared with single ADRC control, this method not only improves the accuracy of decoupling control, but also improves the response speed and robustness of the system to external disturbances and parameter changes. It can be applied to the MSCSG with high precision, fast response and strong robustness control.

Keywords: Magnetic Suspension Control Sensitive Gyro (MSCSG); Auto Disturbance Rejection Controller (ADRC); adaptive control; Radial Basis Function (RBF) neural network; robust control

Received: 2019-10-09; **Accepted:** 2019-11-15; **Published online:** 2020-01-16 17:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.0927.002.html

Foundation items: Aerospace Equipment Advance Research Project (305080506); Top Young Talents Program of Beijing High-Tech Innovation Program (2017000026833ZK23)

* **Corresponding author.** E-mail: renyuan_823@aliyun.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0543

基于博弈论的 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估方法



董鹏宇, 王红卫*, 陈游

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 将辐射源威胁评估作为多属性决策问题进行处理时, 侦察方无法获取敌方辐射源的所有信息, 而逼近理想解排序 (TOPSIS) 法在处理“贫信息”问题时很难得到完美结果, 而且其仅仅考虑指标之间的欧氏距离, 无法反映各指标间的关联性。针对 TOPSIS 法存在的问题, 将灰色关联分析 (GRA) 和 TOPSIS 法结合, 提出一种基于博弈论的 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估模型。在构建辐射源目标综合评价指标体系的基础上, 运用博弈论 (GT) 思想将区间层次分析法 (IAHP) 所得主观权重和信息熵所得客观权重进行组合得到综合权重, 能够较大程度减少单独赋权带来的信息损失。在基于 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估模型下, 构建了关于战场态势的决策信息系统, 通过与传统 TOPSIS 法进行对比仿真, 验证了所提方法的有效性, 有助于对辐射源进行更精细准确地排序。

关键词: 逼近理想解排序 (TOPSIS); 灰色关联分析 (GRA); 博弈论 (GT); 辐射源威胁评估; 区间层次分析法 (IAHP); 信息熵; 综合权重

中图分类号: TN974

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965 (2020)10-1973-09

辐射源威胁评估是现代电子战的关键一环, 准确有效的辐射源威胁评估不仅能大幅度提高自身安全系数, 并且影响着后续的干扰资源分配、作战决策等环节, 甚至影响到整个电子战系统的作战效能^[1-2]。

辐射源威胁评估是根据接收到的敌方各类平台属性并结合作战意图, 估计敌方平台对我方是否构成威胁, 因此, 可将辐射源威胁评估作为多属性决策问题来进行研究。针对此问题, 学者们从不同角度, 构建不同的模型来解决威胁评估中的问题, 并取得了丰硕的研究成果。文献[3-4]运用云模型的思想解决了评估过程中的模糊不确定问题; 文献[5-6]将广义直觉模糊软集应用到多属性决策的问题中, 充分发挥直觉模糊软集处理多目标情形的优势; 文献[7]通过直觉模糊熵计算属性权重, 构建了改进的多准则妥协解排序

(Intuitionistic Fuzzy Entropy and Dynamic VIKOR, IFE-VIKOR) 的模型, 实现了动态威胁评估; 文献[8-9]引入智能算法提高了辐射源威胁评估模型的评估效率。以上文献虽然在一定程度上解决了辐射源威胁评估中的模糊性和不确定性问题, 并实现有效的辐射源威胁评估, 但以上模型的主观性强, 对专家系统依赖大, 不适用于辐射源威胁评估的所有情形。

逼近理想解排序 (Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution, TOPSIS) 法作为一种处理多属性条件下多设计方案比较、排序和选择的有效方法, 能够综合考虑和处理多个相互制约的决策准则。文献[10-14]借鉴 TOPSIS 法在旅游、投资、地热资源评估等方面均取得了良好的效果。针对现在威胁评估中存在的问题。文献[15-16]引入 TOPSIS, 统一规范辐射源属性, 引

收稿日期: 2019-10-14; 录用日期: 2020-01-03; 网络出版时间: 2020-02-04 16:10

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200204.1603.002.html

* 通信作者。E-mail: hww0818@163.com

引用格式: 董鹏宇, 王红卫, 陈游. 基于博弈论的 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1973-1981. DONG P Y, WANG H W, CHEN Y. GRA-TOPSIS emitter threat assessment method based on game theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1973-1981 (in Chinese).

入正、负理想解和贴近度的概念,有效实现了辐射源威胁评估。但是 TOPSIS 法并不是完美的,一方面当评价过程中指标数据有限时,便难以求得完美结果;另一方面 TOPSIS 法仅仅考虑指标之间的欧氏距离,不能直接反映评价指标序列的变化趋势。

针对上述 TOPSIS 法存在的问题,本文借鉴灰色关联分析(Grey Relational Analysis, GRA)^[17-18]思想对传统 TOPSIS 法进行改进,提出 GRA 和 TOPSIS 法结合的辐射源威胁评估模型, GRA 是一种从系统角度分析“贫信息”的决策方法,正好克服了 TOPSIS 法决策时存在的问题。因此, GRA 和 TOPSIS 的联合评估模型不仅能考虑评估对象在多维空间中的实际距离,而且充分考虑了各指标间的关联度。

1 辐射源威胁评估评价体系

影响辐射源威胁评估的因素有很多,本文基于威胁的目的以及科学性、系统性和合理性的原则选取了 5 个子模型作为评估准则,各个子模型下有相应的评估指标,具体如图 1 所示。

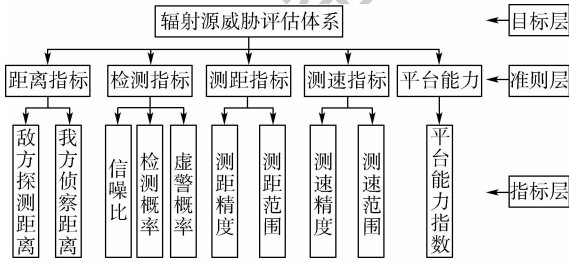


图 1 辐射源威胁评估体系

Fig. 1 Emitter threat assessment system

针对威胁评估模型中的威胁评估指标,接下来分别介绍每个指标的概念并确定其计算公式^[19-20]。

1) 敌方探测距离

探测距离与雷达体制有关,回波信号功率的大小直接决定了雷达的探测距离。简单脉冲多普勒雷达探测距离为

$$R_{\max} = \left[\frac{P_{\text{av}}}{B} \cdot \frac{G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 k T_0 F_n (S/N)_{\min} L} \right]^{1/4} \quad (1)$$

脉冲多普勒雷达平均探测距离为

$$\bar{R}_{\max} = \left[\frac{P_t d D_a}{B_d (N_{\text{RC}} + 1)} \cdot \frac{G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 k T_0 F_n (S/N)_{\min} L} \right]^{1/4} \quad (2)$$

式(1)、式(2)中各参数含义具体见文献[19]。

2) 我方侦察距离

我方侦察距离指的是机载雷达告警接收机/电子支援侦察系统(RWR/ESM)设备对敌方辐射源的告警距离为

$$R_r = \left[\frac{P_t G_t G_r \lambda^2}{(4\pi)^3 P_{\min} L_e} \right]^{1/2} \quad (3)$$

3) 信噪比

对于不同重频信号,雷达采用不同的信号处理方式,因此得到的信噪比也不同。中、高重频下信噪比为

$$\text{SNR}_{\text{MH}} = N^2 \frac{P_r}{P_n} = \frac{N^2 P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4 k T_0 B} \quad (4)$$

低重频下信噪比为

$$\text{SNR}_L = \frac{P_r}{P_n} = \frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4 k T_0 B} \quad (5)$$

4) 检测概率

单次检测概率为

$$P_d \approx 0.5 \operatorname{erfc}(\sqrt{-\ln P_{fa}} - \sqrt{\text{SNR} + 0.5}) \quad (6)$$

5) 虚警概率

中、高重频下虚警概率为

$$P_{fa} = \frac{t_{\text{int}}}{t_{fa} N_{\text{RC}} N} \quad (7)$$

式中: t_{int} 为信号积累时间; t_{fa} 为雷达虚警时间。

低重频下虚警概率为

$$P_{fa} = \frac{1}{t_{fa} B} \quad (8)$$

6) 测距精度

脉冲延迟测距测量精度高,因此在脉冲雷达中广泛使用。脉冲延迟测距精度为

$$\Delta R = \frac{c \cdot \text{PW}}{2} \quad (9)$$

式中:PW为脉冲宽度。

7) 测距范围

单重频和多重频下最大可测距离分别为

$$R_{\max} = \frac{c \cdot \text{PRI}}{2} \quad (10)$$

$$R_{\max} = R_{\max(i)} \prod_{i=2}^k \frac{R_{\max(i)}}{\Delta R_{\max(i)}} \quad (11)$$

式中:PRI为脉冲重复周期。

8) 测速精度

测速精度由多普勒滤波器决定:

$$\Delta v = \frac{\lambda}{2} \Delta f = \frac{\lambda}{2} \cdot \frac{\text{PRF}}{N} \quad (12)$$

式中:PRF为脉冲重复频率。

9) 测速范围

测速范围可表示为

$$v_{\max} = \frac{\lambda}{2} \text{PRF} \quad (13)$$

10) 平台能力指数

平台能力指数计算公式为

$$C = \ln A_1 + \ln(\sum A_2) + \ln A_3 \quad (14)$$

式中: A_1 为平台类型, 主要有预警雷达、火控雷达等; A_2 为平台运动参数, 主要包含速度、高度、距离等; A_3 表示抗干扰能力。

2 组合赋权法

确定评估指标权重是多属性决策中的关键步骤, 可靠的评估结果与准确的指标权重密不可分。目前, 国内外文献中提及的赋权方法主要分为 3 类: 主观赋权法、客观赋权法和组合赋权法^[21-23]。主观赋权法依据的是主观的专家知识和工作经验进行赋权, 比如层次分析法 (Analytic Hierarchy Process, AHP); 客观赋权法依据的是客观数据本身蕴含的信息进行赋权, 比如熵权法; 组合赋权法是将主观知识和客观信息合理组合进行赋权。对于实际的评估问题, 单一地运用主观赋权法或者客观赋权法, 会因为忽略某一方面的信息造成赋权不准确, 进而影响评估排序结果。组合赋权法综合了主、客观赋权优点, 运用博弈论 (Game Theory, GT) 集化模型对指标进行组合赋权, 能够较大地减少单独赋权带来的信息损失, 所以采用组合赋权法确定评估指标权重。

2.1 区间 AHP 法

参考文献[22]画出区间 AHP 法求解主观权重的流程框图见图 2, 对应式(15)~式(20)。

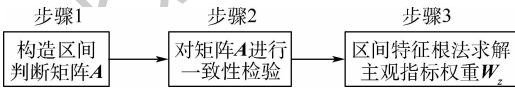


图 2 区间 AHP 法确定权重

Fig. 2 Interval AHP method to determine weight

步骤 1 构造区间判断矩阵 A:

$$A = \begin{bmatrix} [1, 1] & [a_{12}^l, a_{12}^u] & \cdots & [a_{1n}^l, a_{1n}^u] \\ [a_{21}^l, a_{21}^u] & [1, 1] & \cdots & [a_{2n}^l, a_{2n}^u] \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ [a_{n1}^l, a_{n1}^u] & [a_{n2}^l, a_{n2}^u] & \cdots & [1, 1] \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: $A = (a_{ij})_{n \times n} = [A^l, A^u]$, $a_{ij} = [a_{ij}^l, a_{ij}^u]$, $A^l = (a_{ij}^l)_{n \times n}$, $A^u = (a_{ij}^u)_{n \times n}$ 。

步骤 2 对区间判断矩阵进行一致性检验, 计算公式为

$$\alpha = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^n \frac{1}{\sum_{i=1}^n a_{ij}^u}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\sum_{j=1}^n a_{ij}^l}}} \quad (16)$$

$$\beta = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^n \frac{1}{\sum_{i=1}^n a_{ij}^l}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\sum_{j=1}^n a_{ij}^u}}} \quad (17)$$

当 $\alpha \leq 1$ 且 $\beta \geq 1$ 时, 认为区间判断矩阵具有

较好的一致性; 当 $\alpha > 1$ 或 $\beta < 1$ 时, 认为区间判断矩阵一致性较差, 需要重新构造区间判断矩阵。

步骤 3 采用区间特征根法求解主观指标权重 W_z , 此时确定的主观指标权重 W_z 为

$$W_z = (w_1, w_2, \dots, w_j, \dots, w_n) \quad (18)$$

$$w_j = \sigma_j / \sum_{j=1}^n \sigma_j \quad (19)$$

$$\sigma_j = (\alpha x_j^l + \beta x_j^u) / 2 \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (20)$$

2.2 熵权法

本文利用信息熵的概念来衡量辐射源的威胁程度, 步骤如下:

步骤 1 根据规范化决策矩阵, 计算第 j 个指标的信息熵为

$$E_j = -\frac{1}{\ln m} \sum_{i=1}^m (\bar{y}_{ij} \ln \bar{y}_{ij}) \quad (21)$$

式中: $\bar{y}_{ij} = y_{ij} / \sum_{i=1}^m y_{ij}$, 并设定 $\bar{y}_{ij} = 0$ 时 $E_j = 0$ 。

步骤 2 计算各指标的熵权值 w_j :

$$w_j = 1 - E_j / \left(n - \sum_{j=1}^n E_j \right) \quad (22)$$

步骤 3 确定客观指标权重 W_k :

$$W_k = (w_1, w_2, \dots, w_n) \quad (23)$$

2.3 博弈论组合赋权

博弈论组合赋权的步骤如下:

步骤 1 用 L 种不同赋权法对指标分别赋权, 构造出基础权重向量集。

令 $u_k = \{u_{k1}, u_{k2}, \dots, u_{kn}\}$ ($k = 1, 2, \dots, L$), 记这 L 个不同向量的任意线性组合为

$$u = \sum_{k=1}^L \alpha_k u_k^T \quad \alpha_k > 0, \sum_{k=1}^L \alpha_k = 1 \quad (24)$$

式中: u 为权重集中的一种可能权重向量; α_k 为线性组合系数。

步骤 2 运用博弈论思想优化 L 个线性组合系数 α_i , 使得 u 与各个 u_{kn} 的离差最小, 即

$$\min \left| \sum_{j=1}^L \alpha_j u_j^T - u_i \right|_2 \quad i = 1, 2, \dots, L \quad (25)$$

式(25)的最优化一阶导数条件可转换为

$$\begin{bmatrix} u_1 \cdot u_1^T & u_1 \cdot u_2^T & \cdots & u_1 \cdot u_L^T \\ u_2 \cdot u_1^T & u_2 \cdot u_2^T & \cdots & u_2 \cdot u_L^T \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ u_L \cdot u_1^T & u_L \cdot u_2^T & \cdots & u_L \cdot u_L^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \vdots \\ \alpha_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 \cdot u_1^T \\ u_2 \cdot u_2^T \\ \vdots \\ u_L \cdot u_L^T \end{bmatrix} \quad (26)$$

步骤 3 根据式(26)求得 $(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_L)$ 后进行归一化处理, 即

$$\alpha_k^* = \frac{|\alpha_k|}{\sum_{k=1}^L |\alpha_k|} \quad (27)$$

最后得到最满意的综合权重向量为

$$u^* = \sum_{k=1}^L \alpha_k^* u_k^T \quad (28)$$

3 威胁评估方法及处理流程

3.1 逼近理想解决策法

TOPSIS法作为解决多属性决策问题的一种常用方法,其具体步骤如下:

步骤1 建立原始决策矩阵 R :

$$R = \{ [x_{ij}^l, x_{ij}^u] \}_{m \times n} = \begin{bmatrix} [x_{11}^l, x_{11}^u] & [x_{12}^l, x_{12}^u] & \cdots & [x_{1n}^l, x_{1n}^u] \\ [x_{21}^l, x_{21}^u] & [x_{22}^l, x_{22}^u] & \cdots & [x_{2n}^l, x_{2n}^u] \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ [x_{m1}^l, x_{m1}^u] & [x_{m2}^l, x_{m2}^u] & \cdots & [x_{mn}^l, x_{mn}^u] \end{bmatrix} \quad (29)$$

式中: x_{ij}^l 和 x_{ij}^u 分别为属性值的最小值和最大值。

步骤2 确定规范化决策矩阵 \hat{R} , 并对其无量纲化处理。

步骤3 确定加权规范化决策矩阵 \tilde{R} , 得到加权规范化决策矩阵为

$$\tilde{R} = \{ [z_{ij}^l, z_{ij}^u] \} = w_j [y_{ij}^l, y_{ij}^u] \quad (30)$$

步骤4 确定正理想解 S^+ 与负理想解 S^- :

$$S^+ = \{ s_j^+, s_j^{u+} \} = \begin{cases} \max_{1 \leq i \leq m} [z_{ij}^l, z_{ij}^u] & j \in J^+ \\ \min_{1 \leq i \leq m} [z_{ij}^l, z_{ij}^u] & j \in J^- \end{cases} \quad (31)$$

$$S^- = \{ s_j^-, s_j^{u-} \} = \begin{cases} \max_{1 \leq i \leq m} [z_{ij}^l, z_{ij}^u] & j \in J^- \\ \min_{1 \leq i \leq m} [z_{ij}^l, z_{ij}^u] & j \in J^+ \end{cases} \quad (32)$$

式中: J^+ 为效益型指标集; J^- 为成本型指标集。

步骤5 确定各评估对象到正、负理想解的欧氏距离 d_i^+ 、 d_i^- :

$$d_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^n [(z_{ij}^l - s_j^+)^2 + (z_{ij}^u - s_j^{u+})^2]} \quad (33)$$

$$d_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^n [(z_{ij}^l - s_j^-)^2 + (z_{ij}^u - s_j^{u-})^2]} \quad (34)$$

步骤6 确定各评估对象的相对贴近度 C_i :

$$C_i = \frac{d_i^-}{d_i^+ + d_i^-} \quad (35)$$

相对贴近度 C_i 值越大,说明评估对象离正理想解越近,离负理想解越远,性能越好。

3.2 灰色关联分析

灰色系统理论提出了对各子系统进行灰色关联度分析的概念,意图透过一定的方法,去寻求系统中各子系统(或因素)之间的数值关系。因此,灰色关联度分析对于一个系统发展变化态势提供了量化的度量,非常适合动态历程分析。GRA处理步骤如下所示:

步骤1~步骤4和TOPSIS法是一样的。

步骤5 确定出正理想解集 \hat{r}_0^+ 。选择矩阵

\tilde{R} 中各指标的最优值组成正理想解集,并将其作为GRA模型中的参考数列:

$$\hat{r}_0^+ = \max_{1 \leq i \leq m} \hat{r}_{ij}^* = (\hat{r}_0^+(1), \hat{r}_0^+(2), \dots, \hat{r}_0^+(n)) \quad (36)$$

步骤6 求各评估对象与正理想解集的灰色关联系数 \bar{r}_{ij}^+ :

$$\bar{r}_{ij}^+ = \frac{\min_n \min_m |\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*| + \eta \max_n \max_m |\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*|}{|\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*| + \eta \max_n \max_m |\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*|} = \left(\min_n \min_m \left| \frac{\hat{r}_0^+(j)^L + \hat{r}_0^+(j)^U}{2} - \frac{\hat{r}_{ij}^{*L} + \hat{r}_{ij}^{*U}}{2} \right| + \eta \max_n \max_m \left| \frac{\hat{r}_0^+(j)^L + \hat{r}_0^+(j)^U}{2} - \frac{\hat{r}_{ij}^{*L} + \hat{r}_{ij}^{*U}}{2} \right| \right) / \left(\left| \frac{\hat{r}_0^+(j)^L + \hat{r}_0^+(j)^U}{2} - \frac{\hat{r}_{ij}^{*L} + \hat{r}_{ij}^{*U}}{2} \right| + \eta \max_n \max_m \left| \frac{\hat{r}_0^+(j)^L + \hat{r}_0^+(j)^U}{2} - \frac{\hat{r}_{ij}^{*L} + \hat{r}_{ij}^{*U}}{2} \right| \right) \quad (37)$$

式中: η 为分辨系数,本文取值0.3。

则比较序列与参考序列的灰色关联度为

$$\gamma_i^+ = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m \bar{r}_{ij}^+ \quad (38)$$

步骤7 同理求出各评估对象与负理想解集的灰色关联度 γ_i^- 。

步骤8 计算基于灰色关联度的相对贴近度,并按照 C_i^G 计算结果进行排序,输出评估结果。

$$C_i^G = \frac{\gamma_i^-}{\gamma_i^+ + \gamma_i^-} \quad (39)$$

3.3 基于博弈论的GRA-TOPSIS法

本文综合考虑TOPSIS法和GRA法,并借助博弈论的思想,构建基于博弈论的GRA-TOPSIS决策模型。采用基于博弈论的GRA-TOPSIS法进行辐射源威胁评估排序的步骤如下:

步骤1 建立决策矩阵 $R = (r_{ij})_{m \times n}$ 。

步骤2 采用向量规范法求解规范化决策矩阵 $\hat{R} = (\hat{r}_{ij})_{m \times n}$ 。

步骤3 运用博弈论求解加权规范化决策矩阵:

$$\tilde{R} = (\hat{r}_{ij}^*)_{m \times n} = (w_j \hat{r}_{ij})_{m \times n} \quad (40)$$

步骤4 按照式(36)确定出正理想解集 \hat{r}_0^+ 。

步骤5 求各指标与正理想解集的灰色关联系数 \bar{r}_{ij} :

$$\bar{r}_{ij} = \frac{\min_n \min_m |\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*| + \eta \max_n \max_m |\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*|}{|\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*| + \eta \max_n \max_m |\hat{r}_0^+(j) - \hat{r}_{ij}^*|} \quad (41)$$

式中: η 为分辨系数,本文取值0.3。

步骤 6 确定正理想解 S^+ 与负理想解 S^- :

$$S^+ = \begin{cases} \{\max_{1 \leq i \leq m} \bar{r}_{ij}\} & j \in J^+ \\ \{\min_{1 \leq i \leq m} \bar{r}_{ij}\} & j \in J^- \end{cases} \quad (42)$$

$$S^- = \begin{cases} \{\min_{1 \leq i \leq m} \bar{r}_{ij}\} & j \in J^+ \\ \{\max_{1 \leq i \leq m} \bar{r}_{ij}\} & j \in J^- \end{cases} \quad (43)$$

式中: J^+ 和 J^- 分别为效益型指标集和成本型指标集。效益型指标属性值越大,目标函数值越大;成本型指标则正好相反。

步骤 7 计算各评估对象与正、负理想解的欧氏距离 D_i^+ 与 D_i^- :

$$D_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^n (\bar{r}_{ij}^+ - \bar{r}_{ij})^2} \quad (44)$$

$$D_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^n (\bar{r}_{ij} - \bar{r}_{ij}^-)^2} \quad (45)$$

步骤 8 计算各评估指标的灰色相对贴近度 C_i^* , 并按照 C_i^* 计算结果进行排序, 输出评估结果。

$$C_i^* = \frac{C_i^-}{C_i^+ + C_i^-} \quad (46)$$

3.4 威胁评估处理流程

将机载电子对抗设备测得的辐射源信号进行分选识别并提取有用的参数构建目标属性矩阵, 通过本文构建的基于博弈论的 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估模型进行威胁排序, 具体处理过程为: 通过博弈论方法对目标属性进行组合赋权并且与求得的规范化决策矩阵进行相乘, 在此基础上通过新的 GRA-TOPSIS 法求取各评估对象的相对贴近度, 此即为辐射源威胁程度的量化指标, 对其进行排序, 即为威胁排序的结果。威胁评估处理流程如图 3 所示。

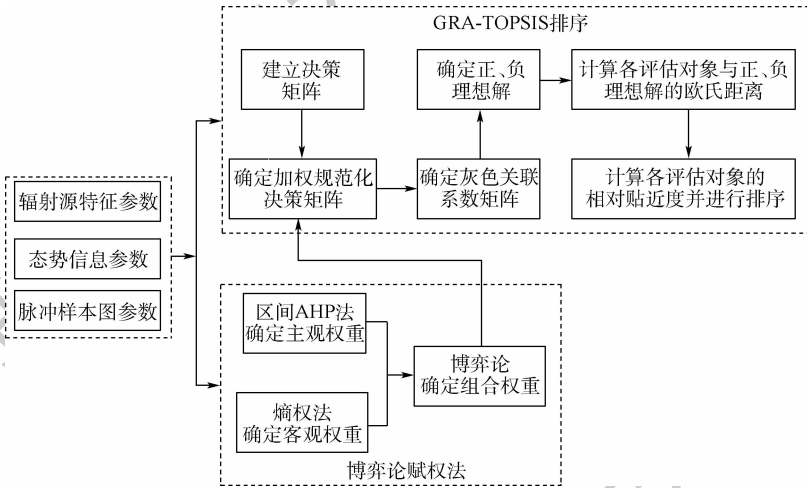


图 3 威胁评估流程

Fig. 3 Flowchart of threat assessment

4 仿真分析

4.1 仿真场景设置

参考文献[20], 仿真场景设置如下: 我方战机以 300 m/s 的速度执行任务, 区域内存在 5 个敌方未知辐射源, 记为 $X_i (i = 1, 2, \dots, 5)$ 。我机 RWR/ESM 设备参数为: 天线增益 $G_r = 35$ dB; 最小可检测信号 P_{\min} 处于 $[-60, -50]$ dBW 之间; 接收机损耗为 6 dB; 本机雷达散射面积 (RCS) 值

约为 5 m^2 。雷达告警接收机/电子支援侦察系统 (RWR/ESM) 设备侦收信号并进行记录存储, 对卸载雷达数据经过特征提取、分选和识别后, 得到了脉冲样本图参数和辐射源特征参数分别如表 1 和表 2 所示, 表中: RF 为射频, AOA 为到达角, PA 为脉冲幅度, $T_e - T_s$ 为积累时间, N 为脉冲个数; 通过机载自卫电子对抗设备和技侦情报获得的目标平台态势参数如表 3 所示, 表中: A_1 为平台类型, A_2 为平台运动参数, 主要包含速度、高度、距离等, A_3 表示抗干扰能力。

表 1 脉冲样本图参数

Table 1 Parameters of pulse sequence pattern

目标	RF/MHz	PRI/ μs	PW/ μs	AOA/ $^\circ$	PA/dB	$T_s/\mu\text{s}$	$T_e/\mu\text{s}$	N
X_1	9500	3	1.2	11	10	1.00	3072.00	1024
X_2	9800	11.4	0.29	2	12	1340.20	2799.40	128
X_3	9000	3.1	1.1	30	6	4510.00	6097.20	512
X_4	1500	100	1.1	15	11	4670.00	11070.00	64
X_5	10000	3	0.5	45	5	7910.00	9446.00	512

表2 辐射源特征参数

Table 2 Character parameters of emitter

目标	P_t/kW	$\frac{G}{G_t}/dB$	F_n/dB	L/dB	$(S/N)_{min}/dB$	t_{fa}/s
X_1	12	40	4	6	[12,20]	[60,90]
X_2	12	40	4	6	[12,20]	[60,90]
X_3	13.5	45	3	4	[10,20]	[60,90]
X_4	50	48	2	7	[8,16]	[90,120]
X_5	15	50	3	6	[10,18]	[50,80]

表3 目标平台态势参数

Table 3 Situation parameters of target platform

目标	$A_1(l)$	A_2			$A_3(k)$
		R/km	$v/(m \cdot s^{-1})$	h/m	
X_1	3	80	285	6000	5
X_2	3	50	290	5500	5
X_3	4	120	250	7000	5
X_4	2	400	0	0	2
X_5	6	150	0	0	8

表3中, A_1 和 A_3 采用定性指标描述方法。机载火控雷达 $l=3$, 机载预警雷达 $l=4$, 地面远程警戒雷达 $l=2$, 地面制导雷达 $l=6$; 抗干扰处理 $k=5$, 空域对抗 $k=2$, 综合对抗 $k=8$ 。

4.2 威胁评估实验

在威胁评估模型的基础上, 根据表1、表2和表3提供的参数, 可得辐射源目标属性决策矩阵 $R = (r_{ij})_{5 \times 10}$, 如表4所示。

表4 规范化决策矩阵

Table 4 Normalization decision matrix

目标	R	R_r	$R_{S,N}$	P_d	$P_{fa}/10^{-9}$	ΔR	R_{max}	Δv	v_{max}	C
X_1	0.3036	0.0305	0.2785	0.3777	0.6683	0.5965	0.0069	0.2157	0.5690	0.4951
X_2	0.8712	0.1026	0.6823	0.4811	0.3342	0.2485	0.0069	0.4103	0.5405	0.3836
X_3	0.2236	0.0608	0.3523	0.4806	0.6115	0.5302	0.0070	0.4414	0.5812	0.5141
X_4	0.2760	0.9920	0.4837	0.4071	0.2042	0.5320	0.2285	0.6566	0.1081	0.3188
X_5	0.1452	0.0296	0.3143	0.4787	0.1614	0.1425	0.9735	0.3989	0.1859	0.4916

首先, 依据本文2.1节区间AHP法确定主观权重的步骤, 构造出区间判断矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} [1,1] & [1/2,1] & [1/3,1] & [1/3,1] & [1,1] \\ [1,2] & [1,1] & [1/2,2/3] & [1/2,2/3] & [1,2] \\ [1,3] & [3/2,2] & [1,1] & [1,1] & [1,3] \\ [1,3] & [3/2,2] & [1,1] & [1,1] & [1,3] \\ [1,1] & [1/2,1] & [1/3,1] & [1/3,1] & [1,1] \end{bmatrix} \quad (47)$$

对准则层区间判断矩阵进行一致性检验, 计算可得 $\alpha = 0.8783 < 1$, $\beta = 1.1276 > 1$, 因此具有良好的 consistency, 进一步可求得准则层权重向量 $W_{z-M} = [0.1441, 0.1744, 0.2687, 0.2687, 0.1441]$ 。

经检验, 所有指标层区间判断矩阵满足一致性要求, 获得相应权重为 $W_{z-M1} = [0.5, 0.5]$, $W_{z-M2} = [0.2680, 0.3660, 0.3660]$, $W_{z-M3} = [0.5, 0.5]$, $W_{z-M4} = [0.5, 0.5]$, $W_{z-M5} = [1]$ 。最终确定的主观指标权重为

$$W_z = [0.0713, 0.0713, 0.0829, 0.1179, 0.1179, 0.0862, 0.0862, 0.1328, 0.1328, 0.1008]$$

然后, 依据本文2.2节熵权法确定客观权重的步骤, 通过式(21)求得信息熵为 $E = [0.8652,$

$0.4395, 0.9645, 0.9145, 0.9969, 0.9322, 0.3622, 0.9653, 0.9024, 0.9903]$, 进一步通过式(22)和式(23)最终确定的客观权重为

$$W_k = [0.0809, 0.3362, 0.0213, 0.0019, 0.0513, 0.0407, 0.3826, 0.0208, 0.0585, 0.0058]$$

最后, 运用博弈论思想将区间AHP法所得主观权重与熵权法所得客观权重综合集成并对各指标进行组合赋权, 结果如表5所示, 进一步求得加权规范化决策矩阵和灰色关联系数矩阵分别如表6和表7所示。

表5 博弈论所赋各指标集化权重

Table 5 Combinational index weights obtained by using game theory

指标层	区间AHP法权重	熵权法权重	GT权重
C_1	0.0713	0.0809	0.0748
C_2	0.0713	0.3362	0.1685
C_3	0.0829	0.0212	0.0603
C_4	0.1179	0.0019	0.0754
C_5	0.1179	0.0513	0.0935
C_6	0.0862	0.0407	0.0695
C_7	0.0862	0.3826	0.1949
C_8	0.1328	0.0208	0.0917
C_9	0.1328	0.0585	0.1055
C_{10}	0.1008	0.0058	0.0660

表 6 加权规范化决策矩阵

Table 6 Weighted normalization decision matrix

目标	R	R_r	$R_{S,N}$	P_d	$P_{fa}/10^{-9}$	ΔR	R_{max}	Δv	v_{max}	C
X_1	0.0229	0.0051	0.0168	0.0285	0.0625	0.0415	0.0013	0.0198	0.0600	0.0327
X_2	0.0653	0.0173	0.0411	0.0363	0.0312	0.0173	0.0013	0.0376	0.0570	0.0253
X_3	0.0167	0.0102	0.0212	0.0362	0.0572	0.0368	0.0014	0.0405	0.0613	0.0339
X_4	0.0206	0.1672	0.0292	0.0307	0.0191	0.0370	0.0445	0.0602	0.0114	0.0210
X_5	0.0109	0.0050	0.0190	0.0361	0.0151	0.0099	0.1897	0.0366	0.0196	0.0324

表 7 灰色关联系数矩阵

Table 7 Grey relational coefficient matrix

目标	R	R_r	$R_{S,N}$	P_d	$P_{fa}/10^{-9}$	ΔR	R_{max}	Δv	v_{max}	C
X_1	0.5719	0.9982	0.6993	0.9792	1	0.6414	1	1	0.5377	0.9792
X_2	0.9964	0.8212	1	0.8773	0.6306	0.8842	1	0.7604	0.5534	0.8679
X_3	0.5291	0.9157	0.7395	0.8828	0.9157	0.6775	0.9982	0.7319	0.5311	1
X_4	0.5589	0.2585	0.8261	0.9292	0.5795	0.6759	0.5667	0.5831	1	0.8141
X_5	0.5096	1	0.7189	0.8926	0.5438	1	0.2307	0.7708	0.8733	0.9741

根据本文改进的 GRA-TOPSIS 模型求得 X_1 、 X_2 、 X_3 、 X_4 、 X_5 5 个辐射源目标的欧氏距离与灰色相对贴适度,并与传统 TOPSIS 法进行对比,结果如图 4 所示。

由图 4 可以得到,本文改进的 GRA-TOPSIS 模型得出的辐射源最终威胁排序为 $X_2 > X_1 > X_3 > X_5 > X_4$,传统 TOPSIS 法得到的辐射源最终威胁排序为 $X_2 > X_5 > X_1 > X_3 > X_4$,可以看到 2 种方法在进行辐射源威胁排序时出现了不同结果。根据原始数据进行分析,可以得到 X_1 、 X_2 、 X_3 的威胁程度要高于 X_4 和 X_5 ,进一步相比其他目标的态势信息, X_2 离我机距离最近,速度最高,因此对我机威胁程度最大。同样可以分析出 X_1 威胁程度次之, X_3 居中;对于 X_4 和 X_5 来说, X_5 为制导雷达,且态势信息中距离更近,所以 X_5 对我方威胁程度要高于 X_4 。

同时,为了验证不同赋权方法获得的权重对威胁排序的影响,采用不同权重确定加权规范化决策矩阵,然后进行威胁评估,结果如表 8 所示。

表 8 不同赋权方法的威胁评估结果

Table 8 Threat assessment results of different weighting methods

目标	主观赋权法		客观赋权法		组合赋权法	
	相对贴适度	排序结果	相对贴适度	排序结果	相对贴适度	排序结果
X_1	0.3532	3	0.3652	2	0.6148	2
X_2	0.6814	1	0.9305	1	0.6287	1
X_3	0.3315	4	0.3040	3	0.5680	3
X_4	0.3175	5	0.1335	5	0.3313	5
X_5	0.3654	2	0.2677	4	0.4588	4

由表 8 可知,权重的不同可以影响到排序结果,进一步分析,传统的 TOPSIS 法进行排序时过度依靠专家赋权,而权重的不同直接影响到排序结果,实验结果一方面可以说明本文所提模型的仿真结果更加贴近战场态势,验证了本文方法的正确性;另一方面也说明了博弈论组合赋权相比传统方法赋权具有更高的容错性,组合权重能够最大程度上保持正确性。

5 结论

针对传统 TOPSIS 法在进行辐射源威胁排序时存在的缺点,使得评价结果与客观事实存在一定偏差的问题,本文借助博弈论和 GRA 对传统 TOPSIS 法进行改进,构建了关于战场态势的决策信息系统。主要完成了以下工作:

1) 本文针对 TOPSIS 法在处理“贫信息”问题时很难得到完美结果,而且其仅仅考虑指标之间的欧氏距离,无法反映各指标间的关联性的缺陷,将 GRA 和 TOPSIS 法结合,提出一种新的 GRA-TOPSIS 决策方法。

2) 将辐射源威胁评估作为多属性决策问题

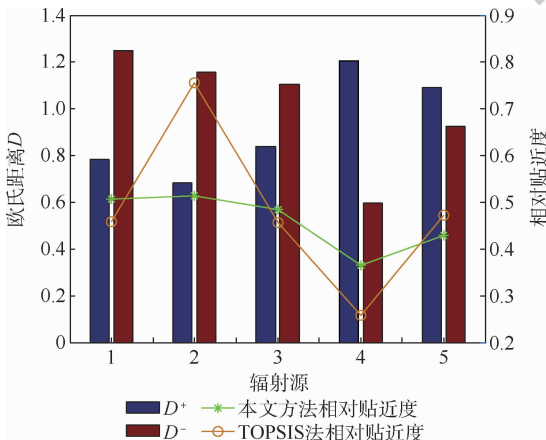


图 4 威胁评估结果

Fig. 4 Threat assessment results

进行处理时,侦察方无法获取敌方辐射源的所有信息,因而本文在构建辐射源目标综合评价指标体系的基础上,运用博弈论思想将区间 AHP 法所得主观权重和信息熵所得客观权重进行组合得到综合权重,较大程度减少了单独赋权带来的信息损失,提高了方法的适用性与准确性。

3) 在基于 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估模型下,构建了关于战场态势的决策信息系统,通过与传统 TOPSIS 法进行对比仿真,验证了所提方法的有效性,有助于对辐射源进行更精细准确地排序。另外,在确定指标权重方面,仿真结果验证了组合权重相比单一权重具有更高的容错性,采用组合权重的相对熵排序法进行威胁评估能够最大程度规避不确定因素,取得最准确的评估结果。

4) 本文所提决策方法具有一定的普适性,对于其他领域的决策也具有相当程度的借鉴意义。

参考文献 (References)

- [1] 范翔宇,王红卫,索中英,等. 基于粗糙集-信息熵的辐射源威胁评估方法[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(8): 1755-1761.
FAN X Y, WANG H W, SUO Z Y, et al. Radiator threat evaluation method based on rough set and information entropy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1755-1761 (in Chinese).
- [2] 杨远志,王红卫,索中英,等. 基于粗糙集-逼近理想解排序的辐射源威胁排序方法[J]. 兵工学报,2016,37(5): 945-952.
YANG Y Z, WANG H W, SUO Z Y, et al. An emitter threat evaluation method based on rough set and TOPSIS [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(5): 945-952 (in Chinese).
- [3] MA S D, ZHANG H Z, YANG G Q. Target threat level assessment based on cloud model under fuzzy and uncertain conditions in air combat simulation [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 49-53.
- [4] 韩其松,余敏建,高阳阳,等. 云模型和距离熵的 TOPSIS 法空战多目标威胁评估[J]. 火力与指挥控制,2019,44(4): 136-141.
HAN Q S, YU M J, GAO Y Y, et al. TOPSIS method based on cloud model and distance entropy in evaluating the air multi-target threat [J]. Fire Control & Command Control, 2019, 44(4): 136-141 (in Chinese).
- [5] AGARWAL M, BISWAS K K, HANMANDLU M. Generalized intuitionistic fuzzy soft sets with applications in decision making [J]. Applied Soft Computing, 2013, 13(8): 3552-3566.
- [6] ZHANG Q, HU J H, FENG J F, et al. Air multi-target threat assessment method based on improved GGFSS [J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2019, 36(5): 4127-4139.
- [7] ZHANG K, KONG W R, LIU P P, et al. Assessment and sequencing of target threat based on intuitionistic fuzzy entropy and dynamic VIKOR [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2018, 29(2): 305-310.
- [8] 陈侠,刘子龙,梁红利. 基于 GA-SLFRWNN 的空中目标威胁评估[J]. 西北工业大学学报,2019,37(2): 424-432.
CHEN X, LIU Z L, LIANG H L. Assessment of aerial target based on genetic algorithm optimizing fuzzy recurrent wavelet neural network [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(2): 424-432 (in Chinese).
- [9] 么洪飞,王宏健,王莹,等. 基于遗传算法 DDBN 参数学习的 UUV 威胁评估[J]. 哈尔滨工程大学学报,2018,39(12): 1972-1978.
YAO H F, WANG H J, WANG Y, et al. Threat assessment of UUV based on genetic algorithm DDBN parameter learning [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(12): 1972-1978 (in Chinese).
- [10] ZENG S Z, XIAO Y. TOPSIS method for intuitionistic fuzzy multiple-criteria decision making and its application to investment selection [J]. Kybernetes, 2016, 45(2): 282-296.
- [11] GU T, REN P Y, JIN M Z, et al. Tourism destination competitiveness evaluation in SiChuan province using TOPSIS model based on information entropy weight [J]. Discrete and Continuous Dynamical Systems-Series S, 2019, 12(4-5): 771-782.
- [12] CAMBAZOGLU S, YAL G P, EKER A M, et al. Geothermal resource assessment of the Gediz Graben utilizing TOPSIS methodology [J]. Geothermics, 2019, 80: 92-102.
- [13] WU J, SUN J S, ZHA Y, et al. Ranking approach of cross-efficiency based on improved TOPSIS technique [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2011, 22(4): 604-609.
- [14] KHALKHALI A. Best compromising crashworthiness design of automotive S-rail using TOPSIS and modified NSGA II [J]. Journal of Central South University, 2015, 22(1): 121-133.
- [15] 杨远志,于雷,周中良,等. 基于 RS-TOPSIS 的空中目标威胁评估[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(5): 1001-1007.
YANG Y Z, YU L, ZHOU Z L, et al. Air target threat evaluation based on RS-TOPSIS [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 1001-1007 (in Chinese).
- [16] 张浩为,谢军伟,葛佳昂,等. 改进 TOPSIS 的多时刻融合直觉模糊威胁评估[J]. 控制与决策,2019,34(4): 811-815.
ZHANG H W, XIE J W, GE J A, et al. Intuitionistic fuzzy set threat assessment based on improved TOPSIS and multiple times fusion [J]. Control and Decision, 2019, 34(4): 811-815 (in Chinese).
- [17] DENG J L. Introduction to grey system [J]. The Journal of Grey System, 1989, 1(1): 1-24.
- [18] ZHANG M, LI G X. Combining TOPSIS and GRA for supplier selection problem with interval numbers [J]. Journal of Central South University, 2018, 25(5): 1116-1128.
- [19] 康长青,郭立红,罗艳春,等. 基于模糊贝叶斯网络的态势威胁评估模型[J]. 光电工程,2008,35(5): 1-5.
KANG C Q, GUO L H, LUO Y C, et al. Model of situation and threat assessment based on fuzzy Bayesian network [J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(5): 1-5 (in Chinese).
- [20] 王睿甲,王星,程嗣怡,等. 基于脉冲样本图的机载 RWR/ESM 辐射源威胁评估[J]. 光电与控制,2015,22(5): 19-24.

- WANG R J, WANG X, CHENG S Y, et al. Airborne RWR/ESM threat assessment of radiation source based on pulse sequence pattern [J]. *Electronics Optics & Control*, 2008, 22(5):19-24 (in Chinese).
- [21] KAHRAMAN C, ERTAY T. A fuzzy optimization model for QFD planning process using analytic network approach[J]. *European Journal of Operational Research*, 2006, 171(2):390-411.
- [22] LUO Z, ZHOU J, ZHANG L, et al. A TFN-ANP based approach to evaluate virtual research center comprehensive performance [J]. *Expert Systems with Applications*, 2010, 37(12):8379-8386.
- [23] 张莹, 王红卫, 陈游. 基于 ICW-RCM 的辐射源组合威胁评估[J]. *系统工程与电子技术*, 2018, 40(3):557-562.
- ZHANG Y, WANG H W, CHEN Y. Combined emitter threat assessment based on ICW-RCM [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2018, 40(3):557-562 (in Chinese).

作者简介:

董鹏宇 男, 硕士研究生。主要研究方向: 信息对抗理论与技术。

王红卫 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 电子对抗理论与技术、电子信息工程。

GRA-TOPSIS emitter threat assessment method based on game theory

DONG Pengyu, WANG Hongwei*, CHEN You

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: When the radiation source threat assessment is handled as a multi-attribute decision problem, the scouting party cannot obtain all the information of the enemy radiation source, the method of Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution (TOPSIS) is hard to get perfect results in dealing with "poor information", and it only considers the Euclidean distance between the indicators and cannot reflect the correlation between different indicators. Aimed at the problems of TOPSIS method, a radiation source threat assessment model based on game theory is proposed by combining Grey Relational Analysis (GRA) and TOPSIS method. On the basis of constructing the comprehensive evaluation index system of radiation source targets, Game Theory (GT) idea is used to combine the subjective weights of Interval Analytic Hierarchy Process (IAHP) and the objective weights obtained by information entropy to obtain comprehensive weights, which can greatly reduce the information loss caused by the weight alone. Based on the GRA-TOPSIS radiation source threat assessment model, a decision information system for battlefield situation is constructed. By comparing with the traditional TOPSIS method, the effectiveness of the proposed method is verified, which is helpful for sorting radiation sources more precisely and accurately.

Keywords: Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution (TOPSIS); Grey Relational Analysis (GRA); Game Theory (GT); emitter threat evaluation; Interval Analytic Hierarchy Process (IAHP); information entropy; comprehensive weights

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0556

一种 GTD 模型参数估计的改进 2D-TLS-ESPRIT 算法



郑舒予¹, 张小宽^{2,*}, 郭艺夺², 宗彬锋², 徐嘉华¹

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 针对经典二维总体最小二乘法旋转不变子空间(2D-TLS-ESPRIT)算法估计二维几何绕射理论(GTD)模型参数精度不高、抗噪性能较差这一问题,提出了一种改进2D-TLS-ESPRIT算法。首先,改进算法通过将目标的极化散射矩阵加入到二维GTD散射中心模型,使得模型对目标极化散射特征的描述更加精准;其次,构建置换矩阵得到原始回波矩阵的共轭矩阵,并将两者结合起来,从而延长了目标电磁散射数据的长度;最后,仿真结果验证了改进算法的参数估计性能与噪声鲁棒性均要优于同类已有算法,雷达散射截面(RCS)外推结果进一步验证了改进算法参数估计性能的先进性。

关键词: 参数估计; 几何绕射理论(GTD)散射中心模型; 极化散射矩阵; 雷达散射截面(RCS)外推; 共轭矩阵

中图分类号: TN957

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)10-1982-08

在光学区,雷达目标的散射回波可为由有限个强散射中心相互叠加合成的结果^[1]。作为雷达目标的典型电磁散射特性之一,散射中心在目标三维重构^[2-3]、目标识别^[4-6]、雷达散射截面(RCS)内插与外推^[7-8]等军事领域有着广泛的应用。因此,散射中心特征提取成为当前国内外研究的热点问题。几何绕射理论(GTD)散射中心模型作为目前最为主要的散射中心模型形式之一,可有效地描述雷达目标的电磁散射特性。

从维度上来分析,GTD模型可分为一维GTD模型、二维GTD模型、三维GTD模型,随着维度的升高,模型对目标细节特征刻画的越来越精准,但数据计算的复杂度及参数估计的难度也随之增大。基于以上原因,对一维GTD模型及其参数提取方法的研究最为成熟,而对多维GTD模型的研究需要进一步深入。

目前,许多谱估计算法如MUSIC类算法^[9-10]、ESPRIT类算法^[11-13]等,均可应用于GTD模型参数估计与提取中,并取得了较好的估计结果。南京航空航天大学的王菁等^[13]利用经典2D-ESPRIT算法对二维GTD散射中心模型进行提取估计,但该算法受噪声影响较大,低信噪比时参数估计精度较低;国防科技大学的贺治华等^[10]基于经典MUSIC算法对GTD模型参数估计提取,但由于该算法需要进行谱峰搜索,因此,运算复杂度较高,运算时间较长。在运算量增加不大的前提下,本文提出了一种改进的2D-TLS-ESPRIT算法,有效地提高了算法的参数估计性能。改进算法通过将极化散射矩阵加入到二维GTD散射中心模型中,并构建目标原始回波数据的共轭矩阵,将目标的原始回波数据与其共轭信息结合起来,延长了目标的可利用数据的有效长度,有

收稿日期: 2019-10-29; 录用日期: 2020-04-24; 网络出版时间: 2020-06-05 16:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1138.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61372033)

* 通信作者. E-mail: 15529037989@163.com

引用格式: 郑舒予, 张小宽, 郭艺夺, 等. 一种GTD模型参数估计的改进2D-TLS-ESPRIT算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1982-1989. ZHENG S Y, ZHANG X K, GUO Y D, et al. An improved 2D-TLS-ESPRIT algorithm of GTD model parameter estimation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1982-1989 (in Chinese).

效削弱了噪声对算法参数估计性能的影响。仿真实验结果验证了改进 2D-TLS-ESPRIT 算法的有效性与先进性。

1 二维 GTD 模型及其近似表述

与一维 GTD 模型相比,二维 GTD 模型增加了对目标纵向距离 y_i 的描述,将目标位置参数由一维拓展至二维,使得目标电磁散射信息更加精细化。纵向距离 y_i 表征了散射中心对方位角的依赖关系。

二维 GTD 模型表达式为^[14]

$$E(f_m, \theta_n) = \sum_{i=1}^I A_i (j f_m / f_0)^{\alpha_i} \exp[-4\pi j f_m (x_i \sin \theta_n + y_i \cos \theta_n) / c] + w(f_m, \theta_n) \quad (1)$$

式中: A_i 、 α_i 、 x_i 、 y_i 分别为第 i 个散射中心强度、散射中心类型、散射中心横向距离、散射中心纵向距离; I 为总的散射中心数目; $f_m = f_0 + m\Delta f$, f_0 为初始雷达步进频率, Δf 为雷达步进频率, m 为频率序号; 同理, $\theta_n = \theta_0 + n\Delta\theta$, θ_0 为初始方位角, $\Delta\theta$ 为步进角度, n 为角度序号; $c = 3 \times 10^8$ m/s, 代表电磁波传播速度; α_i 为 0.5 的整数倍, 共有 5 种, 分别为 -1、-0.5、0、0.5、1, 不同散射类型对应不同的值^[15]; $w(f_m, \theta_n)$ 为二维复高斯白噪声。

为了简化参数估计的复杂度, 当 $n\Delta\theta$ 较小且 $\Delta f/f_0 \ll 1$ 时, 可作式(2)近似:

$$\begin{cases} \cos(n\Delta\theta) \approx 1 \\ \sin(n\Delta\theta) \approx n\Delta\theta \\ \left(\frac{f_m}{f_0}\right)^{\alpha_i} = \left(1 + m \frac{\Delta f}{f_0}\right)^{\alpha_i} \approx 1 + \alpha_i \frac{\Delta f}{f_0} \end{cases} \quad (2)$$

将式(2)代入式(1), 可得到

$$E(f_m, \theta_n) = \sum_{i=1}^I B_i P_{1i}^m P_{2i}^n + w(f_m, \theta_n) \quad (3)$$

式中:

$$B_i = A_i j^{\alpha_i} \exp\left[-j \frac{4\pi}{c} f_0 (x_i \sin \theta_0 + y_i \cos \theta_0)\right] \quad (4)$$

$$P_{1i} = \left(1 + \alpha_i \frac{\Delta f}{f_0}\right) \exp\left[-j \frac{4\pi}{c} \Delta f (x_i \sin \theta_0 + y_i \cos \theta_0)\right] \quad (5)$$

$$P_{2i} = \exp\left[-j \frac{4\pi}{c} f_0 \Delta\theta (x_i \sin \theta_0 - y_i \cos \theta_0)\right] \quad (6)$$

由式(5)、式(6)可求得散射中心的 α_i 、 x_i 、 y_i , 求解的数学表达式如式(7)~式(9)所示。

$$\alpha_i = [|P_{1i}| - 1] f_0 / \Delta f \quad (7)$$

$$x_i = -\text{angle}(P_{1i}) \frac{c \sin \theta_0}{4\pi \Delta f} - \text{angle}(P_{2i}) \frac{c \cos \theta_0}{4\pi \Delta f} \quad (8)$$

$$y_i = -\text{angle}(P_{1i}) \frac{c \cos \theta_0}{4\pi \Delta f} + \text{angle}(P_{2i}) \frac{c \sin \theta_0}{4\pi \Delta f} \quad (9)$$

2 散射中心参数估计

基于经典 2D-TLS-ESPRIT 谱估计算法对二维 GTD 模型参数进行估计, 针对经典 2D-TLS-ESPRIT 算法^[13] 噪声影响较大、信噪比较低时参数估计性能不高这一问题, 提出了一种改进的 2D-TLS-ESPRIT 算法, 显著改进了原有算法的参数估计性能。现对 2 种算法估计二维 GTD 模型参数的过程作以说明。

2.1 经典 2D-TLS-ESPRIT 算法

首先, 基于二维 GTD 模型可得到目标的后向散射回波数据, 进而构建如式(10)所示的二维增强矩阵束 E_e , 定义两矩阵束参数 P 及 Q , 其中 $P \in [I+1, M-I+1]$, $Q \in [I+1, N-I+1]$, M 、 N 和 I 分别为频率总步进数、角度总步进数和散射中心数目^[16]。

$$E_e = \begin{bmatrix} E(f_0) & E(f_1) & \cdots & E(f_{M-P}) \\ E(f_1) & E(f_2) & \cdots & E(f_{M-P+1}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ E(f_{P-1}) & E(f_P) & \cdots & E(f_{M-1}) \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: $E(f_m)$ 为 $Q \times (N-Q+1)$ 维的矩阵, 表达式为

$$E(f_m) = \begin{bmatrix} E(f_m, \theta_0) & E(f_m, \theta_1) & \cdots & E(f_m, \theta_{N-Q}) \\ E(f_m, \theta_1) & E(f_m, \theta_2) & \cdots & E(f_m, \theta_{N-Q+1}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ E(f_m, \theta_{Q-1}) & E(f_m, \theta_Q) & \cdots & E(f_m, \theta_{N-1}) \end{bmatrix} \quad (11)$$

在二维增强矩阵束 E_e 的基础上, 可计算其自相关矩阵 $R_{E_e E_e}$ 如下:

$$R_{E_e E_e} = E_e E_e^H = U_{S1} \Sigma_{S1} U_{S1}^H + U_{N1} \Sigma_{N1} U_{N1}^H \quad (12)$$

式中: U_{S1} 为 $R_{E_e E_e}$ 的主特征值向量; Σ_{S1} 为信号特征值矩阵; U_{N1} 为噪声子空间矩阵; Σ_{N1} 为噪声特征值矩阵。

定义 $\overline{U_{S1}}$ 为 U_{S1} 前 $(P-1)Q$ 行构成的矩阵, $\overline{U_{S1}}$ 为 U_{S1} 后 $(P-1)Q$ 行构成的矩阵, 则可得

$$F_1 = \overline{U_{S1}}^+ \overline{U_{S1}} \quad (13)$$

式中: “+” 为共轭转置。

定义一实置换矩阵 E_1 为

$$E_1 = \sum_{k=1}^Q \sum_{l=1}^P E_{k,l}^{Q \times P} \otimes E_{l,k}^{P \times Q} \quad (14)$$

式中: 符号“ \otimes ”表示克罗内克积; $E_{k,l}^{Q \times P}$ 代表第 $(k,$

l)个元素为1,其余元素均为0的矩阵,同理, $\mathbf{E}_{l,k}^{p \times Q}$ 代表第 (l,k) 元素为1,其余元素为0的矩阵。

则可得矩阵 \mathbf{F}_2 为

$$\mathbf{F}_2 = (\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1})^+ \mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1} \quad (15)$$

式中: $\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1}$ 为矩阵 $\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1}$ 去掉后 Q 行余下的矩阵; $\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1}$ 为矩阵 $\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1}$ 去掉前 Q 行余下的矩阵; $(\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1})^+$ 为矩阵 $\mathbf{E}_1 \mathbf{U}_{s1}$ 的广义逆。

对矩阵 \mathbf{F}_1 、 \mathbf{F}_2 作线性组合得到矩阵 \mathbf{F} ,并对其特征值分解,即可得到特征向量矩阵 \mathbf{T} 为

$$\mathbf{F} = \beta \mathbf{F}_1 + (1 - \beta) \mathbf{F}_2 \quad (16)$$

$$\mathbf{F} = \mathbf{T}^{-1} \mathbf{D} \mathbf{T} \quad (17)$$

式中: β 为配对参数,取值范围为 $\beta \in (0, 1)$,其作用为避免 \mathbf{F} 的特征值出现重复; \mathbf{D} 为特征值矩阵。

可由式(18)、式(19)求得特征值向量 \mathbf{A}_1

和 \mathbf{A}_2 :

$$\mathbf{A}_1 = \mathbf{T} \mathbf{F}_1 \mathbf{T}^{-1} \quad (18)$$

$$\mathbf{A}_2 = \mathbf{T} \mathbf{F}_2 \mathbf{T}^{-1} \quad (19)$$

则 \mathbf{A}_1 和 \mathbf{A}_2 主对角线上的元素分别对应为 P_{1i} 、 P_{2i} ,将结果代到式(7)~式(9),即可求得 α_i 、 x_i 、 y_i 。

在此基础上,利用最小二乘法可对散射强度参数进行估计提取。首先,重写式(1)得到的电磁散射回波数据并进行向量式排列,可得到如式(20)的电磁散射回波数据的向量形式。

$$\mathbf{E}(f_m, \theta_n) = \mathbf{G} \mathbf{s} + \mathbf{w}(f_m, \theta_n) \quad (20)$$

式中:

$$\mathbf{s} = [A_1, A_2, \dots, A_I]^T \quad (21)$$

$$\mathbf{G} = [\mathbf{a}_{00}, \mathbf{a}_{01}, \dots, \mathbf{a}_{0(N-1)}, \mathbf{a}_{10}, \mathbf{a}_{11}, \dots, \mathbf{a}_{(M-1)(N-1)}]^T \quad (22)$$

$$\mathbf{a}_{mn} = \begin{bmatrix} \left(\frac{f_0 + m\Delta f}{f_0}\right)^{\alpha_1} \exp\left[-\frac{4\pi j(f_0 + m\Delta f)}{c}(x_1 \sin(\theta_0 + n\Delta\theta) + y_1 \cos(\theta_0 + n\Delta\theta))\right] \\ \left(\frac{f_0 + m\Delta f}{f_0}\right)^{\alpha_2} \exp\left[-\frac{4\pi j(f_0 + m\Delta f)}{c}(x_2 \sin(\theta_0 + n\Delta\theta) + y_2 \cos(\theta_0 + n\Delta\theta))\right] \\ \vdots \\ \left(\frac{f_0 + m\Delta f}{f_0}\right)^{\alpha_I} \exp\left[-\frac{4\pi j(f_0 + m\Delta f)}{c}(x_I \sin(\theta_0 + n\Delta\theta) + y_I \cos(\theta_0 + n\Delta\theta))\right] \end{bmatrix} \quad (23)$$

式中: A_i 为第 i 个散射中心的强度。则散射强度参数矩阵 $\hat{\mathbf{s}}$ 可由最小二乘法^[17]求解,如下:

$$\hat{\mathbf{s}} = (\mathbf{G}^H \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^H \mathbf{E}_k \quad (24)$$

式中:

$$\mathbf{E}_k = [E(f_0, \theta_0), E(f_0, \theta_1), \dots, E(f_0, \theta_{N-1}), E(f_1, \theta_0), E(f_1, \theta_1), \dots, E(f_1, \theta_{N-1}), \dots, E(f_m, \theta_0), E(f_{m-1}, \theta_1), \dots, E(f_{M-1}, \theta_{N-1})]^T \quad (25)$$

2.2 改进 2D-TLS-ESPRIT 算法

首先,在二维 GTD 散射中心模型中加入目标的极化散射矩阵,从而丰富了目标的极化特征信息;其次,构建新的包含原始回波共轭信息的矩阵 \mathbf{Y} ,进而可提高目标回波信息的利用率,其具体改进步骤如下:

步骤 1 将不同类型散射中心对应的极化散射信息加入到二维 GTD 散射中心模型中,可得

$$E_p(f_m, \theta_n) = \sum_{i=1}^I S_{i,p} B_i P_{1i}^m P_{2i}^n + w_p(f_m, \theta_n) \quad (26)$$

式中: $S_{i,p}$ 为第 i 个散射中心,在 p 极化方式下的散射系数,典型散射结构对应的散射系数矩阵如表1所示; $p \in (\text{hh}, \text{hv}, \text{vh}, \text{vv})$,共4种极化方式;

$w_p(f_m, \theta_n)$ 为 p 极化方式下的高斯白噪声。

表 1 典型目标的散射矩阵

Table 1 Scattering matrix of typical targets

散射系数矩阵 \mathbf{S}	目标类型
$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	单次散射
$\begin{bmatrix} 2 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}$	二面角
$\begin{bmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	圆柱体
$\begin{bmatrix} \cos(2\xi) & \sin(2\xi) \\ \sin(2\xi) & -\cos(2\xi) \end{bmatrix}$	双次反弹散射(ξ 为反射角)
$\begin{bmatrix} 1 & -j \\ -j & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & -j \\ -j & 1 \end{bmatrix}$	右旋极化,左旋极化

步骤 2 定义一置换矩阵 \mathbf{J} ,维度为 $PQ \times (M - P + 1)(N - Q + 1)$,具体为

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \\ 0 & 0 & \dots & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 & \vdots \\ 0 & 1 & \dots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \end{bmatrix}_{PQ \times (M-P+1)(N-Q+1)} \quad (27)$$

步骤 3 基于含有极化散射信息的目标原始回波矩阵束 \mathbf{E}_{el} (其构造过程与式(10)类似)及置换矩

阵 \mathbf{J} , 构造包含目标原始回波共轭信息的矩阵 \mathbf{Y} :

$$\mathbf{Y} = \mathbf{J}\mathbf{E}_{e1}^* \quad (28)$$

式中: \mathbf{E}_{e1}^* 代表 \mathbf{E}_{e1} 的共轭转置矩阵。

步骤 4 分别计算矩阵束 \mathbf{E}_{e1} 及 \mathbf{Y} 的自相关协方差矩阵分别为

$$\mathbf{R}_{E_{e1}E_{e1}} = \mathbf{E}_{e1}\mathbf{E}_{e1}^H \quad (29)$$

$$\mathbf{R}_{YY} = \mathbf{Y}\mathbf{Y}^H \quad (30)$$

步骤 5 对式(29)、式(30)求得的 2 个矩阵 $\mathbf{R}_{E_{e1}E_{e1}}$ 、 \mathbf{R}_{YY} 相加、取平均值, 如下:

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{R}_{E_{e1}E_{e1}} + \mathbf{R}_{YY}}{2} \quad (31)$$

步骤 6 将新协方差矩阵 \mathbf{R} 代替经典 2D-TLS-ESPRIT 算法中的 $\mathbf{R}_{E_{e1}E_{e1}}$, 并基于新协方差矩阵 \mathbf{R} 作式(12)~式(25)中的参数估计处理, 可提取出二维 GTD 散射中心模型各参数信息。

3 仿真实验

3.1 参数均方差比较

为验证改进 2D-TLS-ESPRIT 算法的有效性, 设置如下仿真实验。

设定目标的后向散射回波由 4 个散射中心构成, 具体散射中心模型参数值见表 2。初始频率 f_0 为 10 GHz, 步进频率 Δf 为 10 MHz, 频率总步进数 M 为 40, $\theta_n = \theta_0 + n\Delta\theta$, 其中初始方位角 θ_0 为 90° , 角度总步进数 N 为 40, 步进角度 $\Delta\theta$ 为 0.01° 。仿真实验加入信噪比为 $-10 \sim 20$ dB 的高斯白噪声, 且每个信噪比对应 200 次蒙特卡罗实验。信噪比的具体定义表达式为

$$\text{SNR} = 10 \lg \frac{\sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N |\tilde{s}(m, n)|^2}{\sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N |\omega(m, n)|^2} \quad (32)$$

$m = 0, 1, \dots, M; n = 0, 1, \dots, N$

$$E(f_m, \theta_n) = \tilde{s}(m, n) + \omega(m, n) \quad (33)$$

式中: $\tilde{s}(m, n)$ 为信号部分; $\omega(m, n)$ 为噪声部分。

为定量比较不同算法的参数估计性能, 定义 GTD 散射中心模型参数的均方差 (RMSE) 如下:

$$\text{RMSE}(z) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^K (z_i - z)^2}{K}} \quad (34)$$

式中: z 为真实目标散射中心参数; z_i 为第 i 次仿真实验下估计的散射中心参数; K 为总蒙特卡罗实验次数。

利用不同算法分别估计提取二维 GTD 散射中心模型参数信息, 对比结果如图 1~图 4 所示。

由图 1~图 4 可知, 随着信噪比的升高, 基于表 2 4 个散射中心参数

Table 2 Parameters of four scattering centers

x_i/m	y_i/m	类型 α_i	强度 A_i/dB	散射系数矩阵 \mathbf{S}_i
1.212	1.100	1.000	4.200	$\begin{bmatrix} 0.7j & 0.7 \\ 0.7 & -0.7j \end{bmatrix}$
1.453	1.253	0.500	3.500	$\begin{bmatrix} 0.7 & 0.7 \\ 0.7 & -0.35 \end{bmatrix}$
1.643	1.321	0	2.430	$\begin{bmatrix} 0.7 & -0.7j \\ -0.7j & -0.7 \end{bmatrix}$
1.825	1.790	-0.5	1.357	$\begin{bmatrix} 1 & 0.7 \\ 0.7 & j \end{bmatrix}$

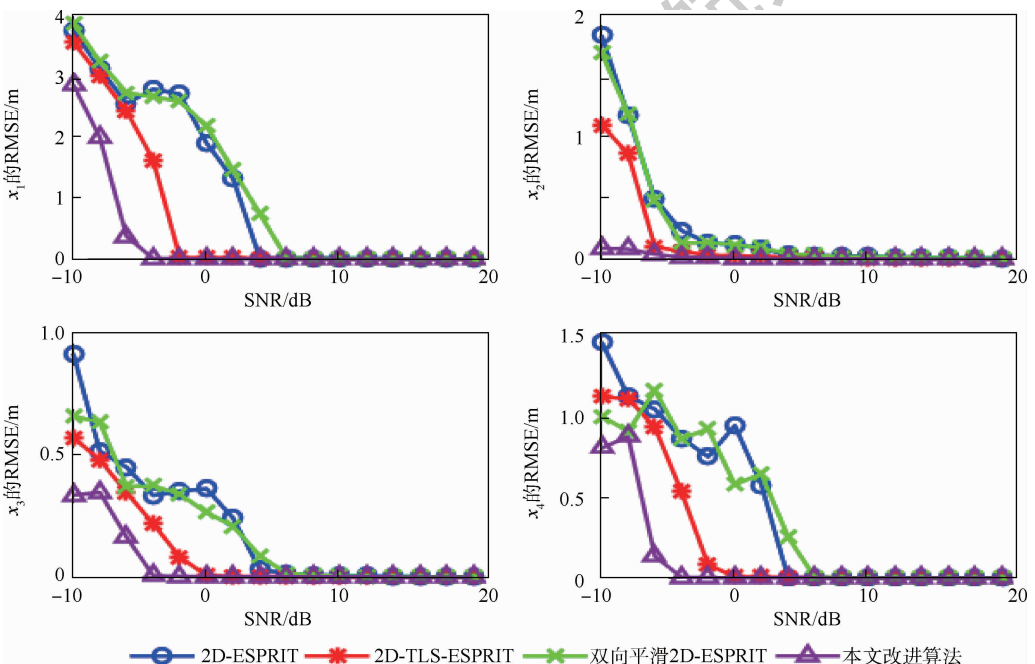


图 1 $x_1 \sim x_4$ 的均方差比较

Fig. 1 RMSE comparison of $x_1 - x_4$

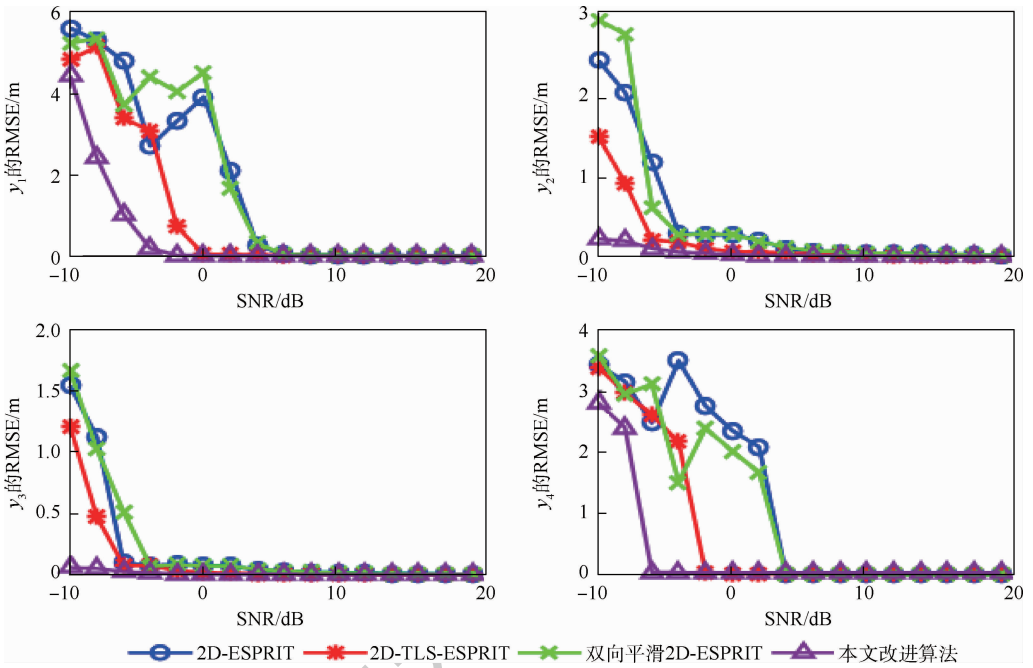


图 2 $y_1 \sim y_4$ 的均方差比较

Fig. 2 RMSE comparison of $y_1 - y_4$

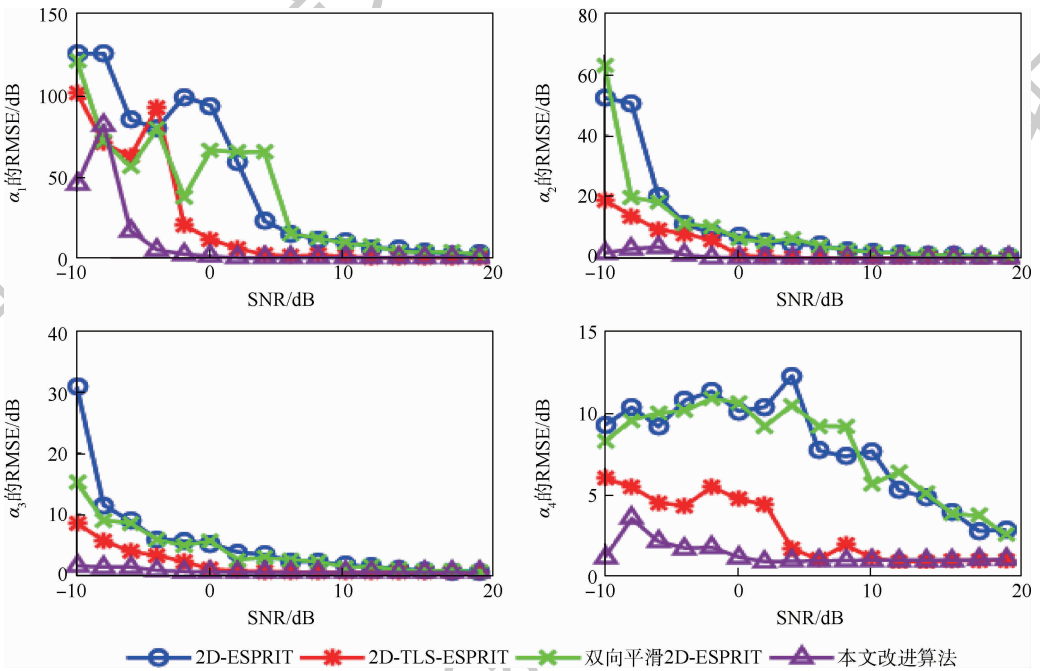


图 3 $\alpha_1 \sim \alpha_4$ 的均方差比较

Fig. 3 RMSE comparison of $\alpha_1 - \alpha_4$

不同算法估计得到的参数的均方差总体趋势上均降低;且改进 2D-TLS-ESPRIT 算法参数估计性能要优于经典 2D-TLS-ESPRIT 算法与双向平滑 2D-TLS-ESPRIT 算法,而改进算法的参数估计性能比上述 3 种算法均要优越,这验证了改进算法的有效性与先进性。

分析原因可知:①改进算法首先将目标的极化信息加到二维 GTD 散射中心模型之中,从而更加有效地刻画了目标的极化散射特征并丰富了模型的目标散射信息;②改进算法将原始回波数据

与其共轭信息结合并加以改进,有效地延长了目标可利用数据的长度。

3.2 RCS 拟合外推精度比较

基于经典 2D-ESPRIT 算法、改进 2D-TLS-ESPRIT 算法估计的各模型参数与二维 GTD 散射中心模型、式(35)中远场条件下目标电场与 RCS 之间的关系式,即可对目标的 RCS 进行拟合并外推。

$$\sigma(\text{RCS}) = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi R^2 \frac{|\mathbf{E}^s|^2}{|\mathbf{E}^i|^2} \quad (35)$$

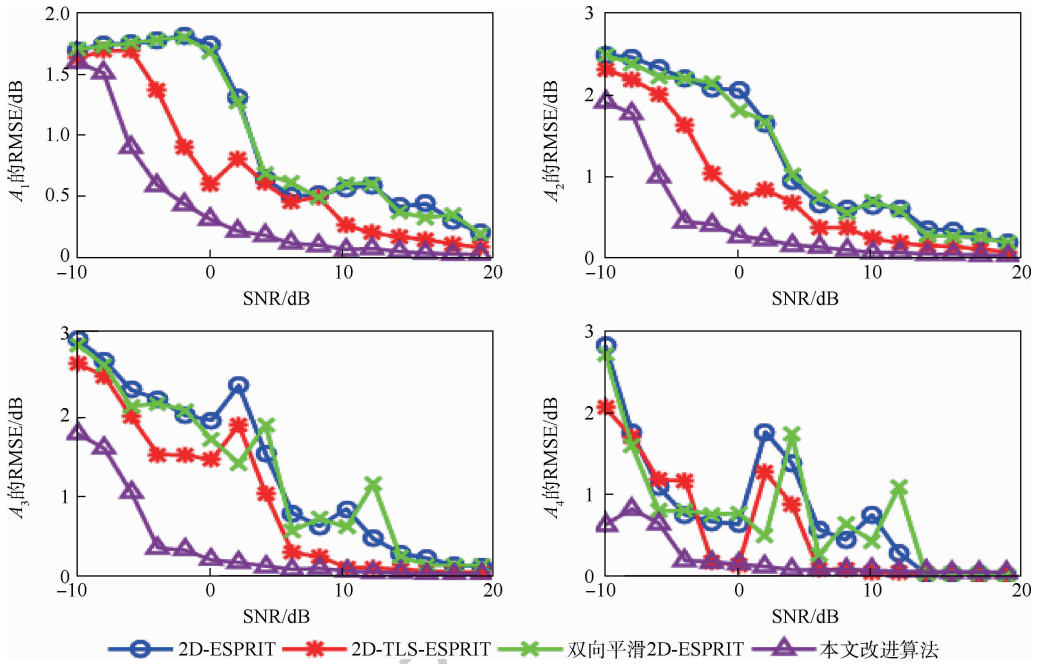


图 4 $A_1 \sim A_4$ 的均方差比较

Fig. 4 RMSE comparison of $A_1 - A_4$

式中: E^s 和 E^i 分别为散射电场和入射电场; R 为远场距离。

基于目标在频率为 10 ~ 11 GHz 的后向电磁散射数据,利用不同算法分别估计出二维 GTD 散射中心模型参数,再代入到式(1)、式(35),可对目标的 RCS 进行频率域拟合外推,仿真结果如图 5 所示。

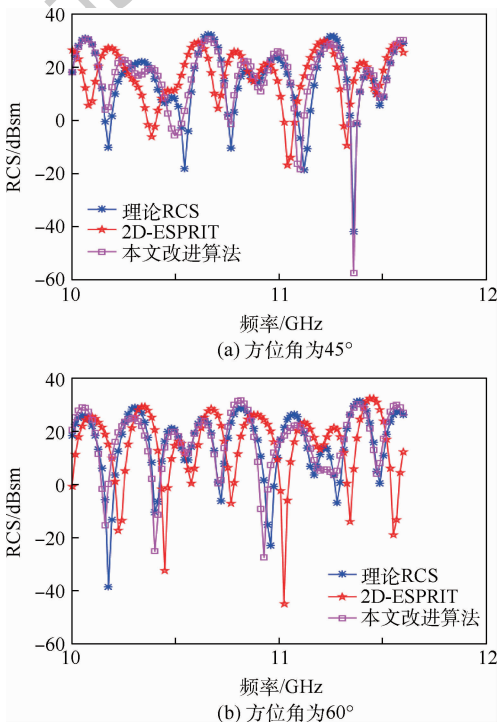


图 5 45°和 60°方位角,RCS 角域拟合外推精度比较

Fig. 5 Comparison of RCS angular domain fitting extrapolation accuracy at azimuth 45° and 60°

图 5(a)、(b)分别为在 45°、60°方位角下,目标 RCS 频域拟合外推结果。从图 5 可看出,改进算法的 RCS 拟合精度要明显高于经典 2D-ESPRIT 算法的 RCS 拟合精度,尤其对目标 RCS 的尖峰特性描述的更为准确。RCS 拟合外推实验进一步验证了改进 2D-TLS-ESPRIT 算法的参数估计性能要优于经典 2D-ESPRIT 算法。

4 结 论

在经典 2D-TLS-ESPRIT 算法的基础上,提出了一种改进 2D-TLS-ESPRIT 算法。

1) 改进算法将目标的极化散射矩阵加入到二维 GTD 散射中心模型,从而丰富了目标的极化散射信息,使散射中心模型更贴切目标的实际散射特性。

2) 改进算法通过建立置换矩阵与求总协方差矩阵,将原始目标电磁散射数据与其共轭信息相结合,从而延长了可利用电磁散射数据的长度,有效地挖掘了目标电磁散射数据。

3) 仿真实验表明,改进算法的算法参数估计性能、噪声鲁棒性与 RCS 拟合外推精度均要优于其他同类已知算法。

由于改进算法增加了对目标极化信息的利用,因此相比于经典 2D-ESPRIT 算法、2D-TLS-ESPRIT 算法,改进算法的计算量稍有增大,而如何有效降低算法的运算量则是下一步研究的重点内容。

参考文献 (References)

- [1] 许小剑. 雷达目标散射特性测量与处理新技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.
XV X J. New techniques for radar target scattering signature measurement and processing [M]. Beijing: National Defense Industrial Press, 2018 (in Chinese).
- [2] HE X Y, TONG N N, HU X W, et al. High-resolution imaging and 3D reconstruction of precision targets by exploiting sparse apertures[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2017, 53(3): 1212-1220.
- [3] FAN J H, ANDREW T. Target reconstruction based on attributed scattering centers with application to robust SAR ATR[J]. Remote Sensing, 2018, 10(4): 655-673.
- [4] SUN Y G, DU L, WANG Y, et al. SAR automatic target recognition based on dictionary learning and joint dynamic sparse representation[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2016, 13(12): 1777-1781.
- [5] DONG G G, KUANG G Y. SAR target recognition via representation of monogenic signal on Grassmann manifolds[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(3): 1308-1319.
- [6] PEI J F, HUANG Y L, HUO W B, et al. SAR automatic target recognition based on multiview deep learning framework[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2018, 56(4): 2196-2210.
- [7] 郭琨毅, 王嘉欣, 张尊, 等. 基于散射中心方位特性的大角度成像数据缩减方法[J]. 电波科学学报, 2019, 34(1): 91-96.
GUO K Y, WANG J X, ZHANG Z, et al. Wide-angle imaging simplified method based on the scattering center aspect dependences[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2019, 34(1): 91-96 (in Chinese).
- [8] 郑舒予, 张小宽, 刘铭, 等. 基于一维散射中心模型的 RCS 频率全角度外推[J]. 空军工程大学(自然科学版), 2019, 20(6): 79-83.
ZHENG S Y, ZHANG X K, LIU M, et al. RCS frequency full extraction based on one-dimensional scattering center model [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(6): 79-83 (in Chinese).
- [9] 郑舒予, 张小宽, 宗彬锋. 基于改进 MUSIC 算法的散射中心参数提取及 RCS 重构[J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(1): 76-82.
ZHENG S Y, ZHANG X K, ZONG B F. Extraction of scattering center parameters and reconstruction of RCS based on improved MUSIC algorithm [J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(1): 76-82 (in Chinese).
- [10] 贺治华, 黎湘, 张旭峰, 等. 基于 MUSIC 算法的 GTD 模型参数估计[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(10): 1685-1688.
HE Z H, LI X, ZHANG X F, et al. MUSIC-based parametric estimation of GTD model [J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(10): 1685-1688 (in Chinese).
- [11] CHEN X, WAN B Q, ZHAO T, et al. Parameter estimation of three-dimensional scattering centers based on state space and ESPRIT method [J]. Procedia Computer Science, 2019, 147: 435-440.
- [12] ZHENG S Y, ZHANG X K, ZONG B F, et al. GTD model parameters estimation based on improved LS-ESPRIT algorithm [C]// 2019 Photonics & Electromagnetics Research Symposium, 2019: 19534708.
- [13] 王菁, 周建江, 汪飞. 基于 GTD 模型的目标二维散射中心提取[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(4): 958-962.
WANG J, ZHOU J J, WANG F. 2D-scattering centers extraction of objects based on GTD model [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(4): 958-962 (in Chinese).
- [14] HUA Y B. Estimating two-dimensional frequencies by matrix enhancement and matrix pencil [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1992, 40(9): 2267-2280.
- [15] POTTER L C, CHIANG D M, CARRIERE R. A GTD-based parametric model for radar scattering [J]. IEEE Transaction on Antennas and Propagation, 1995, 43(10): 1058-1066.
- [16] ROUQUETTE S, NAJIM M. Estimation of frequencies and damping factors by two-dimensional ESPRIT type methods [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2001, 49(1): 237-245.
- [17] 张贤达. 现代信号处理 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2002: 56-60.
ZHANG X D. Modern signal processing [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002: 56-60 (in Chinese).

作者简介:

郑舒予 男, 硕士研究生。主要研究方向: 散射中心提取、目标探测与识别。

张小宽 男, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 目标探测与识别、雷达目标电磁散射特性研究。

郭艺奇 男, 博士, 讲师。主要研究方向: MIMO 雷达信号处理、阵列信号处理。

宗彬锋 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 天线与电磁波传输。

徐嘉华 男, 硕士研究生。主要研究方向: 目标探测与识别。

An improved 2D-TLS-ESPRIT algorithm of GTD model parameter estimation

ZHENG Shuyu¹, ZHANG Xiaokuan^{2,*}, GUO Yiduo², ZONG Binfeng², XU Jiahua¹

(1. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: The parameter estimation and noise robustness ability of classical Two-Dimensional Total-Least-Square Estimating Signal Parameter via Rotational Invariance Techniques (2D-TLS-ESPRIT) algorithm are not effective when extracting parameters of the two-dimensional Geometric Theory of Diffraction (GTD) model. To solve this problem, an improved 2D-TLS-ESPRIT algorithm is proposed in this paper. Firstly, polarization scattering matrix is added into the two-dimensional GTD model and hence the full-polarization scattering center model can be obtained. Secondly, the covariance matrix of the original echo matrix can be achieved by constructing a permutation matrix. The length of electromagnetic scattering data can be added by combing these two matrices. Finally, the simulation results prove that parameter estimation performance and noise robustness ability of the improved algorithm are better than those of the same kind of algorithms. The Radar Cross Section (RCS) extrapolation results also validate the superiority of the improved algorithm in parameter estimation performance.

Keywords: parameter estimation; Geometric Theory of Diffraction (GTD) scattering center model; polarization scattering matrix; Radar Cross Section (RCS) extrapolation; permutation matrix

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0559

基于多目标灰狼算法的干扰资源多效能优化方法



邢怀玺, 吴华, 陈游*, 张翔

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 依靠经验决策或简单的模板匹配的传统干扰资源决策方式难以适应当前复杂的电磁环境。针对雷达干扰资源决策的智能化需求展开研究, 将干扰资源调度建模为多目标优化问题, 以最大化整体干扰效能、最小化干扰总功率、最小化作战损失为目标函数建立干扰资源调度模型, 利用一种多目标灰狼算法(MOGWO)求解问题模型 Pareto 前沿, 以最优解集代替最优解, 再根据战场实际情况选择最佳调度方案, 使决策方案更加科学合理。实验结果表明, MOGWO 算法能够克服基本灰狼算法(GWO)探索能力不足、局部收敛的缺陷, 有较高的搜索效率, 算法的寻优能力和稳定性均优于 NSGA-II 算法和 MOPSO 算法。

关键词: 干扰资源决策; 多目标灰狼算法(MOGWO); 多目标优化; 最小化战损; 干扰效能

中图分类号: TN974

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)10-1990-09

执行作战任务, 取得最佳的作战效能很重要, 如何保存己方作战实力也同等重要。雷达与干扰机的对抗是相互的, 如果雷达收到的干扰能力过大, 雷达就能反用干扰机能量追踪干扰源发射反辐射武器, 这就必须对干扰功率进行管控, 同时, 完成作战任务难免会出现毁伤的情况。针对这些问题, 本文将就考虑射频隐身特性和减少作战损失情况下如何取得较好干扰效能的干扰资源决策问题^[1-9]进行研究。

雷达干扰资源调度问题属于多目标优化, 又称多目标规划(Multi-Objective Programming, MOP)问题。对于多目标优化问题的求解, 不少学者提出了很多不同方法, 大致分为3种: 一是以多化少思想, 利用线性加权等方法将多目标简化为单目标优化问题, 这种方法加权系数的选取会直接影响最终求解的偏向性, 也很容易受到人主观判断的影响; 二是分层求解思想, 将总的优化目标分为

多个分目标, 然后对各分目标逐层优化, 这种处理方式的缺点就是难以保证每次迭代后的解仍满足之前的分目标为最优, 在实际应用中是以牺牲解的质量为代价的; 三是 Pareto 解思想, 采用 Pareto 支配关系来判断解的优劣程度, 其通过最优解集代替最优解, 能够充分反映多目标优化问题的特点。

多目标优化算法有很多, 如非支配排序遗传算法(Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm II, NSGA-II)^[10]、多目标粒子群算法(Multi-Objective Particle Swarm Optimization)^[11]、多目标差分进化算法(Multi-Objective Differential Evolution, MODE)^[12]、强度 Pareto 进化算法(Strength Pareto Evolutionary Algorithm, SPEA)^[13]等, 这些算法能够很好地解决 MOP 问题, 但是在优化的过程中存在收敛速度较慢的特点, 且这类算法通常只考虑2个优化目标, 当目标函数更多时, 优化多个相互冲突的目标, 难以直接获取最优解, 同时算法优化

收稿日期: 2019-10-29; 录用日期: 2020-02-21; 网络出版时间: 2020-03-02 15:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200302.1001.001.html

* 通信作者. E-mail: chenyouisky@163.com

引用格式: 邢怀玺, 吴华, 陈游, 等. 基于多目标灰狼算法的干扰资源多效能优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1990-1998. XING H X, WU H, CHEN Y, et al. Multi-efficiency optimization method of jamming resources based on multi-objective grey wolf optimizer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1990-1998 (in Chinese).

结果的 Pareto 前沿往往存在远离真实 Pareto 前沿或跨度不够广泛等缺点。多目标灰狼算法 (Multi-Objective Grey Wolf Optimizer, MOGWO)^[14-16] 不仅继承了灰狼算法 (Grey Wolf Optimizer, GWO) 在解决函数优化问题上参数少、实现简单且收敛速度快等优点,而且克服了基本 GWO 算法适用于单目标求解的弊端,引入多目标处理机制,增强灰狼个体的探索能力和算法的全局搜索能力,能够有效提高寻优效率,在 Pareto 多目标优化问题方面具有一定的优势。本文以最小化干扰总功率、最小化作战损失和最大化干扰效能为目标函数建立多目标干扰资源调度模型 (MOJSM),采用 MOGWO 算法对干扰资源调度模型进行求解,得到部分候选干扰策略方案,然后由作战人员根据战场实际情况做出选择。

1 干扰评估指标

1.1 决策变量设置与说明

针对典型作战场景,假设干扰方为 M 架具有干扰功能的飞机组成的任务编队 ($J = \{J_1, J_2, \dots, J_M\}$),敌方为 N 部雷达组成的雷达网 ($R = \{R_1, R_2, \dots, R_N\}$)。飞机为 < 编号, 类型, 干扰机性能, 任务贡献值 > 四元组,其中类型包括战斗机、轰炸机、专用电子干扰机、无人干扰机;任务贡献值指对完成任务的重要程度,分为高、中、低 3 类。雷达为 < 编号, 类型, 雷达性能, 平台信息 > 四元组。同时,假设一架飞机最多只能干扰一部雷达。

通过上述设置,编队任务分配实现对架飞机部雷达的作战分配,得到的“0-1”分配矩阵,当 $x_{ij} = 1$ 时表示飞机 J_i 干扰雷达 R_j ,否则不干扰。多目标干扰资源调度就是要在满足约束条件的前提下,选择一个使目标最优的干扰方案。

1.2 目标函数

1) 干扰功率

干扰功率与干扰效果并不是简单的线性正相关关系,实际上当干扰功率达到某一程度后能起到较好的干扰效果,但如果继续增大干扰功率,干扰效果的变化甚微。也就是说在达到一定的干扰效果之后继续增大干扰功率反而是能量的浪费,而且这部分被“浪费”的能量会增加被敌方无源探测系统截获的风险,现在反辐射武器发展已经相当成熟,敌方防空系统就能反用干扰机的能量发射反辐射武器。这就需要考虑到干扰信号的射频隐身特性,因此本文将以节约干扰资源为原则,以最小化干扰总功率为目标函数来调度干扰资源。

第 i 架飞机对第 j 部雷达实施干扰时,目标雷

达接收机收到的干扰功率为

$$P_{\sigma,ij} = \frac{P_{j,ij} G_{j,ij} G_{t,ij} \lambda_j^2 \gamma_j}{(4\pi)^2 r_{j,ij}^2} \delta_{ij} x_{ij} \quad (1)$$

式中: P_j 为干扰机发射功率; G_j 为干扰机发射机增益; G_t 为目标雷达接收机增益; λ_j 为干扰信号波长; γ_j 为干扰信号对雷达天线的极化系数; r_j 为飞机与目标雷达间的距离; δ_{ij} 为干扰机信号与雷达信号的频率重合度; x_{ij} 为决策变量。

则飞机编队对抗雷达网总的干扰功率计算函数为

$$f_{\text{pow}}(x) = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N P_{\sigma,ij} \quad (2)$$

2) 作战损失

考虑到执行作战任务造成的伤亡情况,既然作战损失难以避免,就应尽量将其降到最低。在本文讨论的作战场景中,为了保证任务的完成,应该将可能出现的因飞机毁伤而影响任务完成带来的损失降到最低。因此本节将以降低作战损失为原则,以最小化作战损失为目标函数来调度干扰资源。最小化作战损失目标函数从以下几个方面考虑:

① 任务贡献值。飞机类型主要包括:轰炸机、战斗机、专用电子干扰机和无人干扰机。轰炸机是完成轰炸任务的核心,所以认为其任务贡献值为“高”,无人干扰机造价相对较低,且倘若被摧毁也不会有人员伤亡,认为其任务贡献值为“低”,其他类型的飞机认为其任务贡献值为“中”。为了便于模型计算,将这一指标数值并规范化:

$$U_j = \begin{cases} 0.9 & \text{任务贡献值高} \\ 0.6 & \text{任务贡献值中} \\ 0.3 & \text{任务贡献值低} \end{cases} \quad (3)$$

② 毁伤概率。敌方防空系统的目的是摧毁飞机编队以确保目标不被打击。假设每一部雷达对飞机都有一定的打击能力(实际是雷达所在平台的武器系统),用毁伤概率 P_{min} 来描述。毁伤概率与雷达类型、雷达状态、所处平台位置信息及干扰情况这 4 个因素有关。

假设第 j 部雷达能成功击毁第 i 架飞机的概率为

$$P_{\text{min},ij} = \frac{1 - e^{-3\omega_j}}{1 + e^{-3\omega_j}} (1 - e_{ij})^{x_{ij}} \quad (4)$$

式中: $\omega_j (0 < \omega_j \leq 1)$ 为第 j 部雷达的威胁等级,其取值参考文献[9]; $e_{ij} (0 < e_{ij} \leq 1)$ 为第 i 架飞机对第 j 部雷达的干扰效能,其取值参考文献[9]。当

$\omega_j = 1, x_{ij} = 0, e_{ij} = 0$ 时, $P_{\text{ruin},ij} \approx 0.9$, 也就是说当雷达威胁等级最大, 且在未受干扰情况下毁伤概率也不能达到 1, 这也是与实际相符的, 总会有一些不可控因素导致武器不能命中目标。

结合上述内容, 同时假设雷达仅打击对其进行干扰的飞机, 则第 i 架飞机干扰第 j 部雷达时的可能作战损失为

$$V_{l,ij} = U_{j,i} P_{\text{ruin},ij} x_{ij} \quad (5)$$

式中: $U_{j,i}$ 为第 i 架飞机的任务贡献值。

则飞机编队对抗雷达网总的期望作战损失为

$$f_{\text{loss}}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N V_{l,ij} \quad (6)$$

3) 干扰效能

干扰效能是衡量干扰方案质量的重要指标, 它反映了对任务编队干扰资源的开发程度。干扰效能评估需要从多个维度考虑, 来评价干扰方案质量的优劣。本文参考文献[9]的建模方法确定干扰效能矩阵, 从引导时间、干扰功率、干扰频带、干扰样式、雷达抗干扰措施这 5 个维度考虑。记第 i ($i = 1, 2, \dots, M$) 部干扰机对第 j 个辐射源的干扰效能为

$$e_{ij} = \beta_1 I_{ij} + \beta_2 I_{fij} + \beta_3 I_{p ij} + \beta_4 I_{m ij} + \beta_5 I_{a ij} \quad (7)$$

式中: I_{ij} 、 I_{fij} 、 $I_{p ij}$ 、 $I_{m ij}$ 和 $I_{a ij}$ 分别为第 i 部干扰机干扰第 j 个辐射源时的引导时间因子、干扰频带因子、干扰功率因子、干扰样式因子和雷达抗干扰措施因子; β_i ($i = 1, 2, \dots, 5$) 为各因子所占权重值, 且

$$\sum_{i=1}^5 \beta_i = 1.$$

同时, 干扰效能的好坏也与辐射源威胁等级密切相关, 记 N 个辐射源的威胁等级为 $\Omega = \{\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_N\}$, 确定飞机编队对抗雷达网总的干扰效能函数 $f_{\text{eff}}(\mathbf{x})$ 为

$$f_{\text{eff}}(\mathbf{x}) = \sum_{j=1}^N \omega_j \left[1 - \prod_{i=1}^M (1 - e_{ij})^{x_{ij}} \right] \quad (8)$$

式中: x_{ij} 为决策变量, 如果 $x_{ij} = 1$, 表明第 i 部干扰机干扰第 j 个辐射源, 如果 $x_{ij} = 0$, 表明第 i 部干扰机不会干扰第 j 个辐射源。

约束条件为: 一部干扰机在某一时刻只能干扰一个辐射源; 同一辐射源可以受到多部干扰机的干扰, 即

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^N x_{ij} = 1 & i = 1, 2, \dots, M \\ \sum_{i=1}^M x_{ij} \geq 1 & j = 1, 2, \dots, N \end{cases} \quad (9)$$

1.3 多目标干扰资源调度模型

为了满足决策者在考虑最低期望战损、节约

干扰功率的基础上制定干扰效果最佳的干扰资源调度方案, 以最大化干扰效能 $\max(f_{\text{eff}}(\mathbf{x}))$ 、最小化干扰总功率 $\min(f_{\text{pow}}(\mathbf{x}))$ 和最小化作战损失 $\min(f_{\text{loss}}(\mathbf{x}))$ 为问题目标函数, 建立多目标干扰资源调度模型 MOJSM。为了方便求解, 将“最小化”目标函数转换为“最大化”目标函数, 即 $\min(f_{\text{pow}}(\mathbf{x}))$ 转换为 $\max(-f_{\text{pow}}(\mathbf{x}))$; $\min(f_{\text{loss}}(\mathbf{x}))$ 转换为 $\max(-f_{\text{loss}}(\mathbf{x}))$ 。则该 MOP 模型为

$$\begin{aligned} & \text{maximize } \mathbf{y} = f(\mathbf{x}) = [f_{\text{eff}}(\mathbf{x}), -f_{\text{pow}}(\mathbf{x}), -f_{\text{loss}}(\mathbf{x})] \\ & \text{s. t. } \begin{cases} \sum_{j=1}^N x_{ij} = 1 & i = 1, 2, \dots, M \\ x_{ij} = 0 \text{ 或 } 1 & i = 1, 2, \dots, M, j = 1, 2, \dots, N \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

2 多目标干扰资源调度算法

2.1 基本灰狼算法

GWO 算法中, 狼群的等级划分是根据解决问题的优劣程度来确定的。视种群中的每一个个体为一个解, 定义当前的最优解、优解、次优解对应的狼分别为 α 、 β 、 δ , 其余个体定义 ω , 为最底层个体, ω 服从其他高层灰狼的命令, 根据相关指示开展狩猎行动。狼群层级及其主要职责示意如图 1 所示。

在 GWO 算法中, 狼群在灰狼 α 、 β 领导下, δ 引导下, 灰狼 ω 跟随一同完成狩猎任务, 猎物的位置记为优化问题的全局最优解。包围猎物狼群在捕食猎物之前, 先对猎物进行包围, 即确定猎物与狼群个体间的距离:

$$\mathbf{X}^{t+1} = \mathbf{X}_p^t - \mathbf{A}\mathbf{D} \quad (11)$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{C}\mathbf{X}_p^t - \mathbf{X}^t \quad (12)$$

$$\mathbf{A} = 2a\mathbf{r}_1 - a \quad (13)$$

$$\mathbf{C} = 2\mathbf{r}_2 \quad (14)$$

式中: t 为当前迭代次数; \mathbf{A} 、 \mathbf{C} 为摆动因子; \mathbf{X}_p^t 为第 t 次迭代过程猎物所在位置; \mathbf{X}^t 为第 t 次迭代

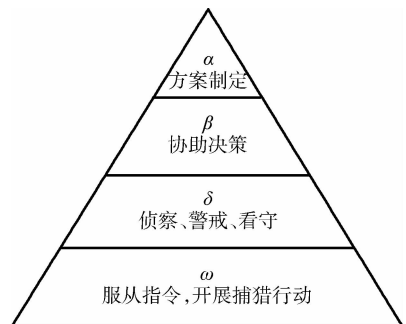


图 1 灰狼等级分类及其主要职责

Fig. 1 Grey wolf classification and its main duties

过程灰狼个体位置; a 在 $[0,2]$ 区间内随着算法迭代次数增加线性递减; r_1, r_2 为 $[0,1]$ 区间内的随机数。

灰狼群体在 α 及 β, δ 领导下进行位置更新。设 $t+1$ 次迭代后狼群位置为 X^{t+1} ; $D_\alpha, D_\beta, D_\delta$ 分别为 t 次迭代过程 α, β 和 δ 与底层灰狼个体间的距离。

$$\begin{cases} X_1 = X_\alpha - A_1 D_\alpha \\ X_2 = X_\beta - A_2 D_\beta \\ X_3 = X_\delta - A_3 D_\delta \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} D_\alpha = C_1 X_\alpha - X^t \\ D_\beta = C_2 X_\beta - X^t \\ D_\delta = C_3 X_\delta - X^t \end{cases} \quad (16)$$

$$X^{t+1} = \frac{X_1 + X_2 + X_3}{3} \quad (17)$$

式中: $X_\alpha, X_\beta, X_\delta$ 分别为灰狼 α, β, δ 的位置。

在迭代中 a 的模值 $|a|$ 从2线性递减到0,而 $|A|$ 在 $-2|a| \sim 2|a|$ 范围内。当 $|A| \leq 1$ 时,狼群捕获猎物,即求得全局最优解。

2.2 多目标灰狼算法

在 Pareto 多目标优化问题中,通常是求取一组较优解集(非支配解集),其目标向量集对应 Pareto 前沿。本文干扰资源调度问题所有可行解对应目标向量集的最优边缘为真实 Pareto 前沿。目的就是为了找到一组解,其 Pareto 前沿分布跨度大、均匀且尽量接近真实 Pareto 前沿。

GWO 算法参数少,原理简单,具有较好的全局搜索能力和计算鲁棒性,可以较容易地与工程实际问题相结合。但是,将 GWO 算法应用于多目标优化问题,存在一些弊端:①灰狼个体的适应度值大小不能简单地用函数值大小表示,利用 Pareto 支配关系很难直接从群体中选择出 α, β, δ 3个领头狼,算法探索能力不足;②GWO 算法本质是用领头狼引导狼群趋近搜索,会忽略领头狼附近的非支配解,导致其全局搜索能力不强;③狼群位置更新过程中领头狼效应远大于随机因子,导致算法对初始值依赖性较强,缺乏自身的调节能力。

因此,解决本文干扰资源调度问题须引入相应的多目标处理机制,从3个方面对 GWO 算法进行改进:①引入外部种群 archive 存放非支配解,保证种群多样性的同时对种群进行裁剪,避免大量相似解的充斥,减少算法复杂度,加快寻优速度;②优化领头狼的选择机制,增强算法的探索能力;③增强个体自主搜索能力,引入灰狼个体巡逻策略,灰狼个体通过对自身附近位置评估进行随机移动,提高整体的寻优效率。具体处理机制如下:

1) 外部种群 archive

外部种群 archive^[15]用来存储每次迭代产生的最优个体,并随着算法的迭代,不断更新内部的个体:

① 每次迭代产生的新个体,如果存在 archive 中一个解支配该新个体,则不加入 archive 中。

② 新个体支配 archive 中一个或多个个体,则新个体替换 archive 中被其支配的个体。

③ 新个体与 archive 中所有个体均互不支配,将该新个体加入 archive 中。

这样更新的过程,archive 种群的个体可能会越来越多,通常 archive 设有上限,为了使 archive 种群个体数不超过上限,同时保持种群多样性,借鉴 NSGA-II^[17]中根据解的拥挤度大小剔除相似个体的方法对种群进行裁剪:

① 计算所有狼群个体的目标函数 $f(f_1, f_2, \dots, f_n)$,并找出每个目标函数极值 $f_{i\max}$ 和 $f_{i\min}$ 。

② 对于每一个狼群个体计算其拥挤度距离 $D_c(i)$:

$$D_c(i) = \sum_{j=1}^k \frac{f_i(j+1) - f_i(j-1)}{f_{i\max} - f_{i\min}} \quad (18)$$

式中: $f_i(j+1), f_i(j-1)$ 为个体 j 相邻的2个个体第 i 个目标函数的值。

③ 这样每个可行解在整个解空间中都有拥挤程度的属性,当 archive 种群个体数超过上限时,优先选择拥挤程度较高的,即 D_c 值较小的个体剔除出 archive 种群,以维持种群个体上限,同时能保持种群多样性。

2) 领头狼确定

在原 GWO 算法中,领头狼(α, β, δ)可以通过目标函数个值确定,在 MOP 中,个体的优劣通过 Pareto 支配关系来确认,而不是用简单的函数值来区分,因此本文重新定义 α, β 和 δ 狼选择机制。archive 种群中存放着当前的最优解,直接从该种群中选择个体作为领头狼,采取轮盘赌的方式从 archive 种群中选择个体作为领头狼,同时为了提高算法探索能力,每个个体被选择概率与其个体拥挤度距离有关,如图2所示。 D_c 值越小被选择的概率越低,即

$$P_i = (D_c(i))^C \quad (19)$$

式中: C 为大于1的常数。需要说明的是,此时 α, β 和 δ 狼并无区别,统称为领头狼。

3) 灰狼巡逻策略

GWO 算法的本质是由领头狼带领狼群逐渐逼近猎物,即全局最优解,对于多目标优化问题,狼群在领头狼带领下逐步逼近领头狼附近的非支

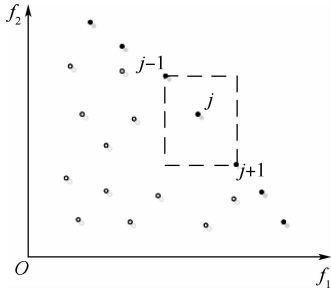


图2 拥挤度示意图

Fig. 2 Schematic diagram of congestion degree

配解,而忽略了其他可能潜在的非支配解,这就导致算法的探测能力不足,容易陷入局部最优。因此引入灰狼巡逻策略,在每次迭代过程,选择最差个体作为巡逻狼对其领域进行随机搜索:

$$X_i^j = L_j + \text{rand}(0,1) \cdot (U_j - L_j)$$

$$j = \text{rand}\{1,2,\dots,d\} \quad (20)$$

式中: L 和 U 分别为搜索空间的下限和上限, d 为灰狼个体数量。搜索结束后,比较前后两个个体的支配关系,后者支配前者则替换原个体,否则,保存原位置不变。

2.3 约束条件处理

对于约束条件的处理,通常多目标优化算法仅从变量的定义域考虑,即保证个体的各个维度均在界限之内,仅这样处理对于本文的干扰资源调度问题是不够的。在每次迭代过程中,种群中总会产生不满足约束条件的个体,这些个体不符合分配的原则,不能作为最终的分配结果。对此,本文考虑将不可行解修复的策略来处理违反约束条件的个体。

本文利用实数向量编码对问题进行求解。每次迭代,狼群更新位置后,狼群个体中每个干扰机平台都会对抗一部雷达。因为本文要求每一部雷达都能被干扰,实数向量编码时不可行解可能就是这种情况:多个干扰机对抗同一部雷达而有些雷达则不被干扰。假设第 t 次迭代过程狼群个体的位置为

$$X^t = [x_1, x_2, \dots, x_d] \quad (21)$$

式中: x_d 为第 d 个灰狼个体的位置。

当 X^t 中的元素整数部分出现相同取值,而存在某些整数不存在,说明有多个波束干扰了一部雷达,且存在未被干扰的雷达,此时不满足约束条件,该解为不可行解。本文对这类解进行修复:对整数部分取值相同的元素,保留其中一位不变,其他元素整数部分变为未被干扰的雷达对应的数值。

结合上述,基于MOGWO的干扰资源调度算法的流程图如图3所示。

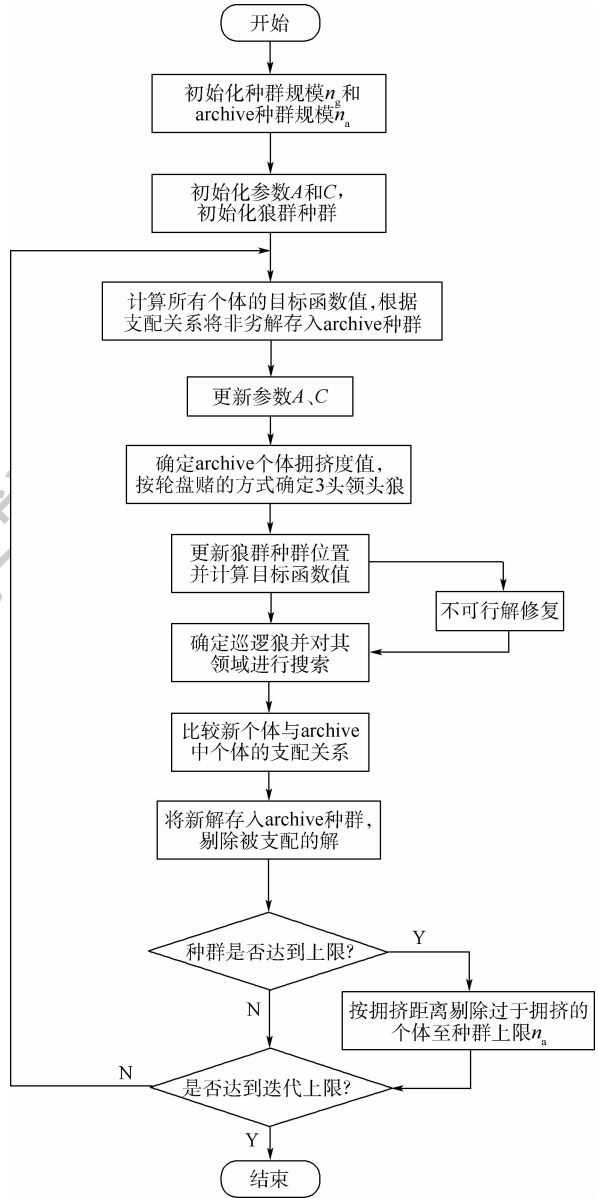


图3 MOGWO算法流程图

Fig. 3 Flowchart of MOGWO algorithm

3 仿真分析

假设某编队机群执行某轰炸任务过程经过敌防空阵地,为了顺利通过该阵地及任务成功,机群对敌雷达网实施电子干扰。机群编队情况具体见表1。为了验证MOJSM模型和基于MOGWO算法的干扰资源调度算法的可行性,本文设计2组实验来验证所提模型的有效性及其本文所用方法相对于传统多目标优化算法的高效性。

实验1 调度模型及调度算法可行性验证。

仿真参数设置:灰狼种群规模 $n_g = 100$,archive种群规模 $n_a = 20$,最大迭代次数 $\text{MaxIt} = 100$,摆动因子 $C = 4$ 。调用MOGWO算法求解本文所提MOJSM,算法一次运行结束所得非劣解如图4所示。

表 1 机群编队情况

Table 1 Fleet formation information

干扰机 ID	平台类型*
J_1	a
J_2	b
J_3	c
J_4	b
J_5	c
J_6	d
J_7	d
J_8	a
J_9	b
J_{10}	d

注: * 表示干扰机平台类型; a~d 依次表示轰炸机、战斗机、专用电子干扰机和无人干扰机。

表 2 非劣解对应的多个目标函数值

Table 2 Multiple objective function values

corresponding to non-inferior solutions			
方案	接收端干扰总功率	期望作战损失	整体干扰效能
1	17.001 5	2.746 5	3.081 8
2	14.181 8	2.758 7	3.084 1
3	10.623 5	3.697 5	2.645 6
4	3.871 2	3.032 7	2.481 5
5	11.344 8	2.779 4	3.071 0
6	12.870 4	2.959 3	2.730 7
7	7.917 4	3.457 7	2.523 8
8	8.886 0	3.495 6	3.051 4
9	22.565 4	2.691 7	2.831 5
10	6.108 1	3.572 8	3.137 9

表 3 干扰机分配方案

Table 3 Distribution schemes of jammers

方案	J_1	J_2	J_3	J_4	J_5	J_6	J_7	J_8	J_9	J_{10}
1	R_7	R_5	R_9	R_2	R_4	R_1	R_3	R_{10}	R_8	R_6
2	R_3	R_1	R_5	R_2	R_7	R_{10}	R_9	R_4	R_6	R_8
3	R_9	R_4	R_3	R_1	R_5	R_{10}	R_7	R_6	R_8	R_2
4	R_7	R_1	R_{10}	R_8	R_4	R_9	R_6	R_5	R_2	R_3
5	R_8	R_6	R_2	R_{10}	R_9	R_1	R_4	R_3	R_5	R_7
6	R_{10}	R_5	R_6	R_9	R_2	R_3	R_7	R_4	R_8	R_1
7	R_8	R_6	R_4	R_1	R_5	R_2	R_7	R_3	R_9	R_{10}
8	R_7	R_5	R_1	R_3	R_6	R_2	R_{10}	R_9	R_8	R_4
9	R_2	R_5	R_8	R_{10}	R_4	R_1	R_6	R_9	R_3	R_7
10	R_{10}	R_1	R_9	R_5	R_8	R_3	R_6	R_7	R_2	R_4

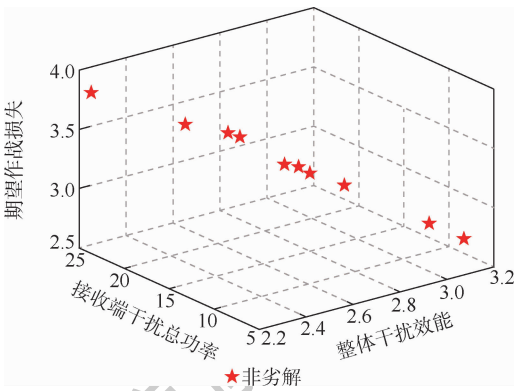


图 4 基于 MOGWO 算法的干扰资源调度分配解集

Fig. 4 Disposal set of jamming resource allocation based on MOGWO

图 4 中: 3 个坐标轴分别代表 3 个目标函数, 即期望作战损失、雷达接收到的干扰总功率和整体干扰效能, 图中散落的点即为优化所得解。可以看出, 基于 MOGWO 算法的干扰资源调度算法能较好地求解多目标情况下的干扰资源调度问题, 使得雷达接收到的干扰总功率较小、期望作战损失较小同时能起到较好的干扰效果。从图中还可以看出, 整个非劣解集分布较分散, 这是因为在算法迭代过程中会不断剔除那些拥挤距离较小的相似解, 使得解集更具多样性, 供决策者从不同作战需求考虑选择调度方案。表 2 给出了非劣解所求的各目标函数值。

从表 2 可以看出, 所求的非劣解集是互不相支配的, 如方案 4 虽然其干扰总功率较小, 但是该方案取得的整体干扰效能也较低; 方案 1 的期望作战损失较小, 且整体干扰效能也较好, 但是干扰总功率较大。在实际应用中, 决策者根据作战需要从上述的备选解中选取最合适的方案来对干扰资源进行调度。表 3 为各非劣解所对应的干扰机分配方案。

实验 2 MOGWO 算法高效性验证。

为了说明本文所提算法的高效性, 用经典的多目标优化算法 NSGA-II^[17] 对本文 MOJSM 求解。仿真参数设置为: 初始种群规模 $n_g = 100$, 进化代数最大值 $MaxIt = 100$; 交叉概率 $P_c = 0.7$, 变异概率 $P_m = 0.2$, 保留前 8% 的精英个体。一次算法运行的结果如图 5(a) 所示。

从图 5(a) 可以看出, NSGA-II 算法运行也能求得较好的分配解集。所求非劣解集的接收端干扰总功率集中在 20~28 W 之间, 期望作战损失集中在 2.8~3.4, 整体干扰效能集中在 2.6~2.9 之间。与本文算法比较不难发现, 本文算法所求非劣解集(接收端干扰总功率散布在 5~25 W 之间, 期望作战损失散布在 2.5~3.8, 整体干扰效能散布在 2.2~3.2 之间)相对更优。本文所求算法能迅速地找到分布在解空间各类非劣解, 而后者所得解相对集中且质量也略差。受 NSGA-II 算法本身限制, 算法在搜索时容易陷入局部最优解。将种群规模扩大到 200, 迭代次数设为 500, 算法运行结果如图 5(b) 所示。可以看出, 算法所得非劣解变得更为集中(接收端干扰总功率集中在 25~29 W 之间, 期望作战损失集中在 2.9~

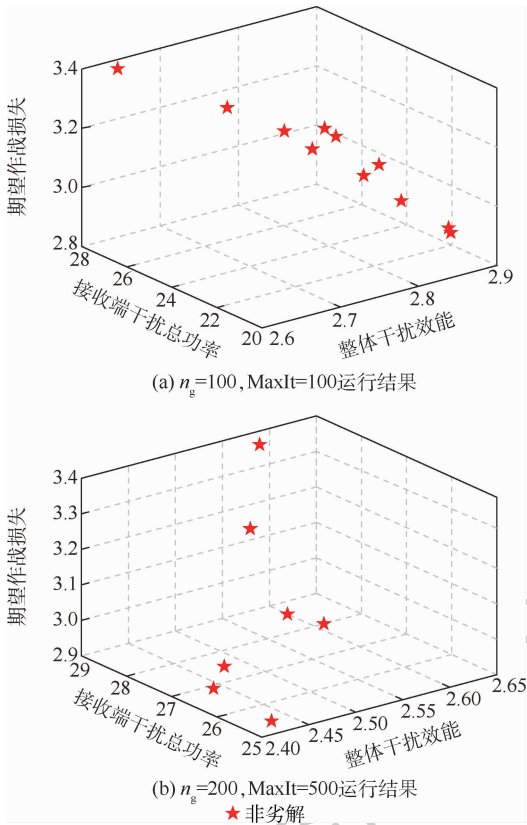


图5 基于NSGA-II算法的干扰资源调度分配解集
Fig.5 Disposal set of jamming resource allocation based on NSGA-II algorithm

3.4, 整体干扰效能集中在 2.4 ~ 2.6) 且解的质量并无提升, 此时算法陷入了局部最优解。本文算法是在 3 头独立的领头狼引导下对整个解空间进行搜索, 能更充分地搜索整个解空间, 而有效地克服局部收敛的问题; 同时引入的巡逻狼策略能更进一步加速对解空间的搜索。

为了更直观地评价解的优劣程度, 从而验证算法的性能, 本文采用一种评价指标: IGD (Inverted Generational Distance)^[14], 表示寻优结果到 Pareto 边界的最小欧氏距离, 在 Pareto 边界上取一个分布均匀, 跨度广泛的点集作为“参考解集”, 然后计算该“解集”到结果的最小欧氏距离, 具体公式如下:

$$IGD(S) = \frac{1}{|P_s|} \sum_{x \in P_s} \min_{x' \in S} \{d(x, x')\} \quad (22)$$

式中: P_s 为 Pareto 边界; S 为算法优化结果; 在实际应用中, 往往在 Pareto 边界选取一个分布均匀的总集作为“标准解集”, x' 为“标准解集中”的个体; x 为优化结果中的个体。

IGD 值的大小可以评价解的收敛性, IGD 越小, 结果越佳, 同时“参考解集”的存在使 IGD 值能够有效反映结果的多样性。另外, 通过衡量算法的平均迭代次数以验证算法的搜索效率。比较

NSGA-II、MOPSO、MOGWO 3 种算法的性能, 进行 50 次独立重复实验, 3 种方法的平均迭代次数分别为 13.5、18.5、13.6 次, 优化结果 IGD 值如表 4 所示。

表 4 不同算法 IGD 值对比

Table 4 Comparison of IGD values among different algorithms

IGD	NSGA-II	MOPSO	MOGWO
均值	1.62	2.14	1.48
方差	1.16	0.98	0.92
最优值	0.66	0.72	0.72
最差值	4.68	4.22	3.14

算法搜索效率方面, NSGA-II、MOGWO 搜索效率相当, 均高于 MOPSO, 这是因为前两者在迭代更新过程中逐渐剔除相似解, 控制种群规模, 提高算法的运行速度。算法寻优能力和稳定性方面, 通过分析表 4 的数据可以得出结论, 在多次重复实验下 MOPSO 的 IGD 均值最高, 说明其多次出现解集误差大的情况, 全局寻优能力较差, 容易陷入局部最优; NSGA-II 的 IGD 方差最大, 说明算法稳定性差。相比之下 MOGWO 搜索精度和稳定性均优于前两者, 这是因为 MOGWO 得到的 Pareto 前沿更接近于真实 Pareto 前沿。灰狼个体巡逻有助于发现位置较差的灰狼个体附近的非支配解, 并以此来提高 archive 种群的多样性, 也间接提高领头狼的引导效果, 同时当 MOGWO 陷入局部最优时, 灰狼种群相对集中, 这时领头狼的领导作用被削弱, 对灰狼个体位置更新几乎没有贡献, 而巡逻策略不受影响地更新灰狼个体的位置, 增强了算法跳出局部最优的能力, 很少出现较差解, 提高了算法的稳定性。

4 结论

1) 本文重点对考虑射频隐身和作战损失情况下的雷达干扰资源多效能优化方法进行研究。综合考虑干扰资源调度方案选取原则, 以最小化干扰总功率、最小化期望作战损失和最大化整体干扰效能为目标函数建立了多目标干扰资源调度模型 MOJSM, 利用多目标处理机制优化的 MOGWO 的干扰资源调度算法对 MOJSM 模型进行求解, 改善了 GWO 探索能力不足和易陷入局部最优的缺陷, 增强了全局快速搜索能力。

2) 对比 NSGA-II、MOPSO 2 种算法, MOGWO 优化多目标提高了解集的精度和广度, 全局寻优能力更强, 稳定性更高, 对于解决本文的干扰资源调度问题具有一定的优势。而且本文开展的

干扰资源调度方法的研究,对于战时雷达体系对抗下的干扰决策有一定的参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 王星. 航空电子对抗原理[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
WANG X. Principles of electronic countermeasures in aviation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008 (in Chinese).
- [2] MANZ B. Cognition; EW gets brainy[J]. Journal of Electronic Defense, 2012, 35(10): 32-39.
- [3] 范忠亮, 朱耿尚, 胡元奎. 认知电子战概述[J]. 电子信息对抗技术, 2015, 30(1): 33-38.
FAN Z L, ZHU G S, HU Y K. An overview of cognitive electronic warfare[J]. Electronic Information Warfare Technology, 2015, 30(1): 33-38 (in Chinese).
- [4] 熊维毅. 多平台干扰资源智能调度模型与方法[D]. 成都: 西南交通大学, 2017: 11-18.
XIONG W Y. Multi-platform jamming resources intelligent scheduling and method[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2017: 11-18 (in Chinese).
- [5] 吕鹏程, 王星, 程嗣怡, 等. 应用二次过滤模型的干扰任务分配[J]. 电讯技术, 2018, 58(2): 178-185.
GUO P C, WANG X, CHENG S Y, et al. Implication of secondary filtration model for jamming task allocation[J]. Telecommunication Engineering, 2018, 58(2): 178-185 (in Chinese).
- [6] 杨远志, 王星, 程嗣怡, 等. 基于模糊层次分析法的雷达导引头干扰效能评估[J]. 火力与指挥控制, 2016, 41(10): 10-14.
YANG Y Z, WANG X, CHENG S Y, et al. Jamming effectiveness evaluation of radar seeker based on fuzzy analytical hierarchy process[J]. Fire Control & Command Control, 2016, 41(10): 10-14 (in Chinese).
- [7] 刘陈, 刘以安, 薛松. 雷达干扰资源优化分配模型和算法研究[J]. 计算机仿真, 2016, 33(5): 23-26.
LIU C, LIU Y A, XUE S. Research of radar jamming resources optimization allocation model and algorithm[J]. Computer Simulation, 2016, 33(5): 23-26 (in Chinese).
- [8] 李东生, 高杨, 雍爱霞. 基于改进离散布谷鸟算法的干扰资源分配研究[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(4): 899-905.
LI D S, GAO Y, YONG A X. Jamming resource allocation via improved discrete cuckoo search algorithm[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(4): 899-905 (in Chinese).
- [9] 张翔, 吴华, 陈游. 基于人工蜂群的协同干扰资源优化方法 [C] // 2018 全国电子战大会论文集. 北京: 中国电子学会, 2018: 57-61.
ZHANG X, WU H, CHEN Y. Cooperative interference resource optimization method based on artificial bee colony [C] // Proceedings of the 2018 National Electronic Warfare Conference. Beijing: Chinese Institute of Electronics, 2018: 57-61 (in Chinese).
- [10] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [11] COELLO C A, LECHUGA M. MOPSO: A proposal for multiple objective particle swarm optimization [C] // Proceedings of IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC2002). Piscataway: IEEE Press, 2002: 1051-1056.
- [12] MEZURA-MONTES E, REYES-SIERRA M, COELLO COELLO C A. Multi-objective optimization using differential evolution: A survey of the state-of-the-art [C] // Advances in Differential Evolution. Berlin: Springer, 2008: 173-196.
- [13] ABIDO M A. Environmental/economic power dispatch using multi-objective evolutionary algorithms [J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2003, 18(4): 1529-1537.
- [14] 崔明朗, 杜海文, 魏政磊, 等. 多目标灰狼优化算法的改进策略研究[J]. 计算机工程与应用, 2018, 54(5): 156-164.
CUI M L, DU H W, WEI Z L, et al. Research on improved strategy for multi-objective grey wolf optimizer [J]. Computer Engineering and Applications, 2018, 54(5): 156-164 (in Chinese).
- [15] MIRJALILI S, MIRJALILI S M, LEWIS A. Grey wolf optimizer [J]. Advances in Engineering Software, 2014, 69(3): 46-61.
- [16] 王晴昊, 姚登凯, 赵顾颖. 基于改进灰狼优化算法的电子干扰机空域划设[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 326-333.
WANG Q H, YAO D K, ZHAO G H. Improved grey wolf optimization for electronic jamming airspace layout [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 326-333 (in Chinese).
- [17] 陈辅斌, 李忠学, 杨喜娟. 基于改进 NSGA2 算法的多目标柔性作业车间调度[J]. 工业工程, 2018, 21(2): 55-61.
CHEN F B, LI Z X, YANG X J. Multi-objective flexible job shop scheduling based on improved NSGA2 algorithm [J]. Industrial Engineering Journal, 2018, 21(2): 55-61 (in Chinese).

作者简介:

邢怀玺 男, 硕士研究生。主要研究方向: 信息对抗理论与技术。

陈游 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 信息对抗理论与技术。

Multi-efficiency optimization method of jamming resource based on multi-objective grey wolf optimizer

XING Huaixi, WU Hua, CHEN You*, ZHANG Xiang

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Traditional jamming resource decision-making methods that rely on empirical decisions or simple template matching are difficult to adapt to the current complex electromagnetic environment. This paper focuses on the intelligent requirements of radar jamming resource decision-making. The jamming resource scheduling is modeled as a multi-objective optimization problem, and the jamming resource scheduling model is established with the objective functions of maximizing the overall jamming efficiency, minimizing the total jamming power, and minimizing the battle loss. A Multi-Objective Grey Wolf Optimizer (MOGWO) is used to solve the Pareto front of the problem model. The optimal solution set is used instead of the optimal solution, and then the optimal scheduling scheme is selected according to the actual situation of the battlefield to make the decision scheme more scientific and reasonable. The experimental results show that the MOGWO algorithm can overcome the shortcomings of the basic Grey Wolf Optimizer (GWO), such as lack of exploration competence and local convergence, and has higher search efficiency. The optimization ability and stability of the algorithm are better than those of the NSGA-II algorithm and the MOPSO algorithm.

Keywords: jamming resource; Multi-Objective Grey Wolf Optimizer (MOGWO); multi-objective optimization; minimizing the battle loss; jamming efficiency

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第46卷第10期 2020年10月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.46 No.10 October 2020

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965

