



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965

CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2021-08

Vol.47 No.8

目 次

考虑外包的货运航空公司货流分配问题 柳欣宇, 乐美龙, 虞沁悦 (1515)

基于特征序列的时域 STBC-OFDM 盲识别算法 于柯远, 张立民, 闫文君, 金堃 (1524)

基于探鸟雷达的机场周边鸟类目标数量估计 陈唯实, 黄毅峰, 卢贤锋, 张洁, 陈小龙 (1533)

基于复杂网络的车载自组织网络脆弱性分析 张宏, 吕悦晶 (1543)

地气光辐射对空间目标成像特性影响分析 张路平, 陈盛, 胡谋法 (1550)

基于相关功率修正的地基 GNSS-R 土壤湿度反演
..... 洪学宝, 张波, 阮宏梁, 汉牟田, 杨东凯, 宋曙辉 (1558)

飞行包线下燃油箱耗氧型催化惰化系统性能研究
..... 彭孝天, 冯诗愚, 任童, 张瑞华, 潘俊, 王洋洋 (1565)

优化 Landweber 迭代快速电磁层析成像图像重建算法
..... 霍继伟, 刘泽, 王亚东, 袁伟, 王成飞 (1571)

非规则轴承故障的动力学建模与仿真 王震, 杨正伟, 何浩浩, 明安波, 张炜 (1580)

真空条件下多孔平板发汗冷却试验研究 陈星宇, 王丽燕, 陈伟华, 王振峰, 曹占伟, 高扬 (1594)

基于双层协方差矩阵重构的稳健波束形成算法 曹司磊, 曾维贵, 王磊 (1605)

电动静液作动器的新型变阻尼级联滑模控制 王明康, 付永领, 赵江澳, 杨荣荣 (1612)

无人机固定时间路径跟踪容错制导控制 崔正阳, 王勇 (1619)

考虑多巡航工况的大型飞机气动弹性优化 李旭阳, 万志强, 王晓喆, 杨璐嘉, 杨超 (1628)

基于改进加权响应面的结构可靠度计算方法 吴洁, 张建国, 游令非, 叶楠 (1638)

基于帝国竞争优化的双目标综合决策选星算法 邱明, 严勇杰, 孙蕊, 张文宇 (1646)

基于稀疏表示和字典学习的地磁基准图构建方法 马啸宇, 张金生, 李婷, 郝亮亮 (1656)

基于 EfficientDet 的无预训练 SAR 图像船舶检测器 包壮壮, 赵学军 (1664)

2024 铝合金浸镍层的制备及生长过程研究
..... 高旭, 陈海宁, 韩东晓, 刘慧丛, 朱立群, 李卫平 (1673)

深海采矿扬矿管的浮力提升方案分析 盖玉新, 李敏 (1679)

基于 EMD 和 SVM 的机载燃油泵故障诊断研究 陈俊柏, 刘勇智, 陈勇, 聂恺 (1687)

MSCSG 随机误差测试及误差源分析 耿梦梦, 任元, 樊亚洪, 王丽芬, 于春森 (1697)

一种中继无人机快速部署策略 张小孟, 杨森, 宋晓, 胡永江, 李文广 (1705)

混沌麻雀搜索优化算法 吕鑫, 慕晓冬, 张钧, 王震 (1712)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 206 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 24 * 2021-08

(编辑 张 嵘 李艳霞 孙 芳 李贵黎 卞欢欢 贺 伟)

CONTENTS

Cargo flow distribution of cargo airlines considering outsourcing
..... LIU Xinyu, LE Meilong, YU Qinyue (1515)

Blind identification algorithm of time-domain STBC-OFDM based on feature sequence
..... YU Keyuan, ZHANG Limin, YAN Wenjun, JIN Kun (1524)

Estimating number of birds around airport based on avian radar
..... CHEN Weishi, HUANG Yifeng, LU Xianfeng, ZHANG Jie, CHEN Xiaolong (1533)

Vulnerability of vehicular ad hoc network based on complex network
..... ZHANG Hong, LYU Yuejing (1543)

Influence of earth-atmosphere radiation on imaging characteristics of space object
..... ZHANG Luping, CHEN Sheng, HU Moufa (1550)

Ground-based GNSS-R soil moisture retrieval based on correlation power correction
..... HONG Xuebao, ZHANG Bo, RUAN Hongliang, HAN Mutian, YANG Dongkai, SONG Shuhui (1558)

Performance of oxygen-consuming catalytic inerting system of fuel tank under flight envelope
..... PENG Xiaotian, FENG Shiyu, REN Tong, ZHANG Ruihua, PAN Jun, WANG Yangyang (1565)

Optimized Landweber iterative fast image reconstruction algorithm for electromagnetic tomography
..... HUO Jiwei, LIU Ze, WANG Yadong, YUAN Wei, WANG Chengfei (1571)

Dynamic modeling and simulation of irregular bearing failure
..... WANG Zhen, YANG Zhengwei, HE Haohao, MING Anbo, ZHANG Wei (1580)

Transpiration cooling test of porous plate in vacuum environment
..... CHEN Xingyu, WANG Liyan, CHEN Weihua, WANG Zhenfeng, CAO Zhanwei, GAO Yang (1594)

A robust beamforming algorithm based on double-layer reconstruction of covariance matrix
..... CAO Silei, ZENG Weigui, WANG Lei (1605)

Novel damping-variable sliding mode cascade control for electro-hydrostatic actuator
..... WANG Mingkang, FU Yongling, ZHAO Jiang'ao, YANG Rongrong (1612)

Fault-tolerant fixed-time path following guidance control of UAV
..... CUI Zhengyang, WANG Yong (1619)

Aeroelastic optimization of large aircraft considering multiple cruise conditions
..... LI Xuyang, WAN Zhiqiang, WANG Xiaozhe, YANG Lujia, YANG Chao (1628)

Structural reliability calculation method based on improved weighted response surface
..... WU Jie, ZHANG Jianguo, YOU Lingfei, YE Nan (1638)

Imperialist competitive optimized dual-objective comprehensive decision algorithm for satellite selection
..... QIU Ming, YAN Yongjie, SUN Rui, ZHANG Wenyu (1646)

A geomagnetic reference map reconstruction method based on sparse representation and dictionary learning
..... MA Xiaoyu, ZHANG Jinsheng, LI Ting, HAO Liangliang (1656)

Ship detector in SAR images based on EfficientDet without pre-training
..... BAO Zhuangzhuang, ZHAO Xuejun (1664)

Preparation and growth processes of nickel-immersed coating on 2024 aluminum alloy
..... GAO Xu, CHEN Haining, HAN Dongxiao, LIU Huicong, ZHU Liqun, LI Weiping (1673)

Buoyancy lifting scheme for marine risers in deep-sea mining system
..... GAI Yuxin, LI Min (1679)

Fault diagnosis of airborne fuel pump based on EMD and SVM
..... CHEN Junbai, LIU Yongzhi, CHEN Yong, NIE Kai (1687)

Random error test and error source analysis of MSCSG
..... GENG Mengmeng, REN Yuan, FAN Yahong, WANG Lifan, YU Chunmiao (1697)

A rapid deployment strategy of relay unmanned aerial vehicle
..... ZHANG Xiaomeng, YANG Sen, SONG Xiao, HU Yongjiang, LI Wenguang (1705)

Chaos sparrow search optimization algorithm
..... LYU Xin, MU Xiaodong, ZHANG Jun, WANG Zhen (1712)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0286

考虑外包的货运航空公司货流分配问题



柳欣宇, 乐美龙*, 虞沁悦

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106)

摘 要: 针对货运航空公司大量、纷繁交错的航空货运需求, 制定合理的路径规划和配流方案可以降低运输成本、提高运输效率。考虑货机运输和外包运输 2 种运输方式, 建立了运力配置和货流分配一体化的混合整数规划模型。以中国国际货运航空有限公司为例进行算例求解, 根据不同运输距离对货流进行预分配, 根据 OD 对机场所在集合预先规定货流可以中转的机场, 不仅缩小了搜索空间, 比两者均不处理时节省了 85.12% 的计算时间, 而且中转货流运输路径总长度和中转货流周转量与不处理相比也分别降低了 17.19% 和 28.99%, 减少了大量绕路。得到的结果与不考虑外包的模型相比节省了 4.87% 的成本。引入外包价格系数进行灵敏度分析, 随着外包价格系数从 1.2 到 0.8 不断减小, 货运航空公司通过外包运输的货物量增加, 同时小型货机执飞的航段不断减少, 而大型货机执飞的航段没有变化。对不同运输方式的单位运输成本随运输量变化的曲线进行分析, 当货运航空公司在面临新增局部货运需求时, 可以不改变全局方案, 而根据曲线及剩余运力情况做出较优的决策。

关键词: 交通运输规划; 航空货运; 货流分配; 运力配置; 混合整数规划

中图分类号: F562; U8

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1515-09

随着电子商务的飞速发展, 航空货运企业快速扩张。一般来说, 货运航空公司除了使用自有的货机运输外, 还可以把部分货物外包给第三方企业运输。那么, 对于货运航空公司而言, 如何灵活安排自身的货机运力, 对货物需求进行配流, 将它们分配给不同的运输方式和运输路线是至关重要的问题。运力的配置关系到货运航空公司资源能否得到有效利用, 货流的分配关系到货运航空公司是否能实现成本最低。因此, 深入研究货机运力配置和货流分配等问题对货运航空公司而言具有重要的现实意义。

目前, 航空客运方面的研究比航空货运的研究成熟许多, 航空货运与航空客运存在很大相似性, 因此在航线网络、运力配置等方面的研究上存在共通性, 同时, 由于航空货运在运输方式和运输

路径的选择上比航空客运更具灵活性, 货流分配的研究与航空客运有所不同。

在航线网络方面, O' Kelly^[1] 于 1987 年首次提出枢纽中位问题, 研究了单分配枢纽网络, 所建模型是二次非线性的。随后, Campbell^[2]、Ernst 和 Krishnamoorthy^[3] 又分别构建了线性规划模型和 0-1 整数规划模型。Elhedhli 和 Hu^[4] 建立了考虑拥挤情况的轴辐式航线网络规划模型, 并基于拉格朗日启发式算法进行了求解。邓亚娟等^[5] 考虑了交通需求的不确定性, 建立了有容量限制的枢纽轴辐式航线网络设计模型, 将其转化为机会约束规划模型, 并基于随机模拟遗传算法求解了模型。吴小欢等^[6] 引入区间型情景集来研究枢纽航线网络设计, 建立了相对鲁棒优化模型, 并基于修正最短路算法和人工智能算法对标准算例

收稿日期: 2020-06-20; 录用日期: 2020-09-30; 网络出版时间: 2020-10-21 14:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201021.1140.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(71471110); 江苏省自然科学基金(BK20151479)

* 通信作者. E-mail: lemeilong@126.com

引用格式: 柳欣宇, 乐美龙, 虞沁悦. 考虑外包的货运航空公司货流分配问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1515-1523. LIU X Y, LE M L, YU Q Y. Cargo flow distribution of cargo airlines considering outsourcing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1515-1523 (in Chinese).

进行了求解。Oktal 和 Ozger^[7]在考虑货运枢纽的货流量、容量和 OD 对距离等因素的基础上建立了轴辐式货运航线网络规划模型,并代入土耳其航空货运市场的相关数据验证了模型的有效性。高娇蛟^[8]对中国快递企业航空货运网络设计了优化模型,用禁忌搜索算法和多属性决策方法分别实现了枢纽的选址和航空货运网络的连接问题。何明珂和程红晶^[9]研究了轴辐式快递航空网络,用遗传算法实现枢纽选址、重力模型分配指派关系,运用超效率 DEA 模型确定了枢纽个数。乐美龙等^[10]基于机场容量包络曲线,研究了随机需求下的航空公司枢纽网络设计问题,通过需求情形离散化将两阶段随机规划模型转化为确定性模型进行求解,求得的网络成本比需求确定的成本更低。在运力配置方面,Zhang 等^[11]研究了基于离散选择模型的航班调度和机型指派一体化问题,提出了 2 种混合整数规划模型,第 1 个模型解决了航班调度和机型指派一体化问题,第 2 个模型进一步考虑了行程价格弹性。Zhang 等^[12]研究了航空货运背景下的枢纽定位和机型指派一体化问题,并根据允许经过的枢纽机场个数分别建立了 2 个混合整数规划模型,提出了一种两阶段混合算法对大规模问题进行求解。Kenan 等^[13]建立了一个两阶段随机规划模型,将不确定性下的航班调度与机型指派相结合,并使用抽样平均近似算法来解决该问题。在货流分配方面,杨忠振等^[14]综合考虑客机腹舱运力和全货机运力,构建了双层优化模型来优化航空货运网络,上层模型的目标函数是使运输企业总成本最小化,设计了货运网络的结构并对运力进行了分配,在均衡状态下,再用下层模型求得各航段上的货物流量。贺政纲和石雨禾^[15]在货运量不确定情况下,考虑时效要求如何选择航空货运模式,提出的模式有散货直航、散货中转和货机中转 3 种,但文中只允许同一 OD 对货流选择一种运输模式。

在国内外文献中,学者们将精力主要集中在对航空客运的研究上,而对货运网络的研究较少。且在少数研究航空货运问题的文献中,很多将货运网络设计问题、运力配置问题、货流分配问题等分离开来研究,这是因为涉及的问题太广,将其综合起来研究在建模求解上会更复杂。但是从全局来看,这些问题联系紧密,相互之间存在影响,综合起来研究才能实现总体最优。因此,本文从货运航空公司的角度出发,在同时考虑货机运输和外包运输的基础上,以最小化承运人运行成本为目标,建立了一个综合考虑货机运力配置和航空货流

分配的混合整数规划模型,并以中国国际货运航空公司(简称国货航)的算例进行求解分析。

1 问题描述

与航空客运相比,航空货运只要在规定的时间内将货物运往指定目的地即可,运输的路径和方式都比较灵活。目前,只有少数货运航空公司在拥有货机的同时还有自己的客机腹舱可供使用,因此本文不考虑自有客机腹舱运输,航空货流可以用自有的货机运输或者将货运需求外包给第三方企业运输。在以往的少数考虑了货机和客机运输来构建货运网络的研究中,都规定了货机只能在枢纽机场之间运输,这与现实情况不符,应根据需求和运力情况,从全局成本最低来配置运力,构建航空货运网络;另外,以往的研究为了降低问题的复杂性,通常规定同一 OD 对的航空货运需求只能通过一种方式一次性运输完,这也与现实不符,为了实现总成本最低的目标,货运航空公司应充分考虑各种运输方式的成本和运力对货流进行分配,同一 OD 对的货运需求可以拆分给不同的运输方式运输,也可以通过不同的路径运输,允许拆分和重组更利于实现全局运输成本更低的目标。

本文从货运航空公司的角度进行货机运力配置和货流分配,该货运航空公司的货物运输可通过货机运输或者外包给第三方企业运输。已知货运需求、货机运力及运行成本、外包成本等信息,通过建模求解来确定各 OD 对货运需求的配流方案,以及各机型货机在不同航段上的运行次数和运输量。与本问题相关的假设如下:

- 1) 考虑到多次中转会造成货物运输时间过长,且中转操作复杂易出错,假设货机运输最多只能中转 2 次。
- 2) 枢纽机场和非枢纽机场都允许货机中转,但有最大中转货物量限制。
- 3) 一个 OD 对的需求可以同时选择货机运输和外包运输,也可被拆分到不同的货机路径进行运输。
- 4) 由国货航统计年报中成本分析部分可以看出,货机运输成本绝大部分来自燃油费用和起降停机费,中转成本占比不足 10%,因此中转费用忽略不计。

2 模型建立

2.1 参数及变量说明

1) 集合

N : 机场节点集合,索引符号为 i, j, k, m, O, D 。

L : 机型集合, 机型索引符号为 l 。

2) 参数

U^l : 每架 l 型货机的最大容量。

R_i : 机场 i 能中转的最大货物量。

n_l : 机型为 l 的货机的架数。

T_l : 每架机型为 l 的货机在指派周期内的最大利用率。

t_{ij}^l : 机型为 l 的货机从机场 i 飞到机场 j 需要的时间。

d^{OD} : 从节点 O 到节点 D 的货物运输需求量。

s_{ij} : 机场 i 到机场 j 的航段距离。

p : 采用外包运输方式时延误的概率。

q : 外包运输时延误的平均时间, 单位为 d 。

g : 货物的时间价值, 单位为 10^3 元/ d 。

f_l : 每架机型为 l 的货机在每个航段上运行一次的固定成本, 单位为 10^3 元。

v_l : 每架机型为 l 的货机在每个航段上运行一次的变动成本, 单位为 10^3 元/($t \cdot km$)。

c^{OD} : 委托第三方外包企业将货物从节点 O 运至节点 D 时单位成本, 单位为 10^3 元/ t 。

M : 一个极大的数。

3) 决策变量

y_{ij}^l : 机型为 l 的货机从机场 i 飞行到机场 j 的运行次数。

w_{ij}^l : 机型为 l 的货机在航段 $i-j$ 上所载的货运量。

x_{ij}^{OD} : 从机场 O 出发, 依次经过机场 i , 机场 j , 最终运到机场 D 的货机运输的货物流量。对于 x_{ij}^{OD} 存在 3 种情况: ①如果是直飞航班, 则 $O=i, D=j$; ②如果经过 1 次中转, 则 $i=j, i \neq O, j \neq D$; ③如果经过 2 次中转, 则 $i \neq j, i \neq O, j \neq D$ 。

O^{OD} : 外包给第三方企业运输的来源于机场 O , 目的地为机场 D 的货物量。

2.2 目标函数及约束条件

$$\min Z = \sum_{l \in L} f_l \left(\sum_{i \in N} \sum_{j \in N} y_{ij}^l \right) + \sum_{l \in L} v_l \left(\sum_{i \in N} \sum_{j \in N} s_{ij} w_{ij}^l \right) + \sum_{O \in N} \sum_{D \in N} (c^{OD} + pqg) O^{OD} \quad (1)$$

$$\sum_{i \in N} \sum_{j \in N} x_{ij}^{OD} + O^{OD} = d^{OD} \quad \forall O, D \in N \quad (2)$$

$$w_{ij}^l \leq U^l y_{ij}^l \quad \forall l \in L, i, j \in N \quad (3)$$

$$\sum_{O \neq i} \sum_{D \neq i} \left(\sum_{j \in N} (x_{ij}^{OD} + x_{ji}^{OD}) - x_{ii}^{OD} \right) \leq R_i \quad \forall i \in N \quad (4)$$

$$\sum_{i \in N} \sum_{j \in N} y_{ij}^l \leq n_l T_l \quad \forall l \in L \quad (5)$$

$$x_{iO}^{OD} = 0 \quad \forall O, D, i \in N \quad (6)$$

$$\sum_{j \in N} x_{Oj}^{OD} = x_{OD}^{OD} \quad \forall O, D \in N \quad (7)$$

$$x_{Dj}^{OD} = 0 \quad \forall O, D, j \in N \quad (8)$$

$$\sum_{i \in N} x_{iD}^{OD} = x_{OD}^{OD} \quad \forall O, D \in N \quad (9)$$

$$\sum_{l \in L} w_{ij}^l = \sum_{k \in N} \sum_{m \in N} x_{ij}^{km} + \sum_{k \in N} \sum_{m \in N} (x_{jk}^{im} + x_{mi}^{kj}) \quad \forall i, j \in N, i \neq j \quad (10)$$

$$y_{ij}^l \in Z^+ \quad \forall i, j \in N, l \in L \quad (11)$$

$$x_{ij}^{OD}, w_{ij}^l, O^{OD} \geq 0 \quad \forall O, D, i, j \in N, l \in L \quad (12)$$

目标函数(1)表示最小化总成本, 即货机运输成本、外包运输成本及外包运输延误成本之和; 约束条件(2)表示 OD 对的需求由货机运输及外包运输共同完成; 约束条件(3)表示每种机型的货机在任一航段上的货物运输量不得超过该机型总运输容量; 约束条件(4)表示货运枢纽的最大货物中转量限制; 约束条件(5)表示每种机型的货机飞行时间之和不得超过该机型飞机总的最大利用率; 约束条件(6)~(9)规定了必须为 0 的变量形式; 约束条件(10)为全货机运输量的等式关系; 约束条件(11)、(12)定义了决策变量的类型。

3 算例求解

3.1 货流分配方式处理

由于所建立的模型是一个大规模的混合整数规划模型, 在使用优化器求解时速度缓慢, 往往耗费很长时间仍得不到最优解, 在求解时, 结合实际情况对数据做了预处理。本文根据货运需求所属 OD 对间的距离, 将 OD 对划分成 3 个子集: ①距离小于 400 km 的 OD 对的集合, 记为 A_1 ; ②距离在 [400, 1 200] km 区间内的 OD 对的集合, 记为 A_2 ; ③距离大于 1 200 km 的 OD 对的集合, 记为 A_3 。对于 A_1 中的 OD 对需求, 由于距离太短, 一般没有航班运行, 货运航空公司全部采用卡车航班的方式运输货物, 在代入模型求解时可将需求记为 0; 对于 A_2 中的 OD 对需求, 可以通过货机直运或货机中转 1 次; 对于 A_3 中的 OD 对需求, 可以通过货机直运、货机中转 1 次或 2 次。在这样的预分配前提下, 集合 A_1 和 A_2 内的决策变量搜索空间得到不同程度的缩减, 求解的时间复杂度降低很多。

3.2 货流中转机场处理

从第 2 节构建的模型看来, 只要在满足约束条件的前提下能实现成本最小的目标, 通过全货机运输的货物在流动路径上没有限制, 这样就可能出现南方的 OD 对需求通过北方的机场中转的类似情况。例如, CKG(重庆江北国际机场)-PEK

(北京首都国际机场)-NKG(南京禄口国际机场),重庆到南京的货物先运到北京中转,再折回到南京。但是在现实生活中,为了降低操作的复杂性和节省货物流动的时间,一般要求货物不能绕远路中转后折回,故需针对这种情况做处理。由于本文以国货航为实证研究背景,根据国货航的算例进行处理。首先,分别以国货航原有的枢纽机场 PEK 和 PVG(上海浦东国际机场)为中心,对其余机场进行指派,其余机场根据与 2 个枢纽机场之间的距离进行分类,距哪个机场近就与该机场为一类,得到 PEK、CTU(成都双流国际机场)、TSN(天津滨海国际机场)、CGO(郑州新郑国际机场)、CGQ(长春龙嘉国际机场)、SHE(沈阳桃仙国际机场)为第一类机场集合,记为 B_1 ; PVG、CKG、NKG 为第二类机场集合,记为 B_2 。当货运需求的起始点和到达点属于同一个机场集合时,规定其不能通过另一集合内的机场中转。

3.3 算例分析

本文以国货航为例,取其服务的 9 个城市——北京、上海、成都、重庆、天津、郑州、南京、长春和沈阳进行算例分析。国货航共有 15 架货机,其中 B747-400F 有 3 架,B757-200SF 有 4 架,B777F 有 8 架。从国货航官网发布的 2019 年货运航班计划可知,国货航用于国内市场的运力有 B757-200SF 飞机 3 架,B777F 飞机 2 架,B757-200SF 型货机的最大载货量为 30 t,最大日利用率为 15 h,

B777F 型货机的最大载货量为 106.5 t,最大日利用率为 13 h。由国货航 2017 年统计年报知,B757-200SF 型货机和 B777F 型货机起飞一次的固定成本分别为 5 000 元和 20 000 元,变动成本分别为 2.42 元/(t·km)和 0.84 元/(t·km)。目前,国货航的货运枢纽为北京首都国际机场和上海浦东国际机场。据机场数据统计,北京首都国际机场和上海浦东国际机场的设计年货物保障容量分别为 180×10^4 t 和 420×10^4 t,2017 年国货航在北京首都国际机场和上海浦东国际机场的国内货航运量的市场份额分别为 46.6% 和 22.4%,而据国际机场理事会发布的数据显示,北京首都国际机场和上海浦东国际机场 2017 年国内货邮吞吐量占总货邮吞吐量的比例分别为 48.9% 和 24%。假设中转容量为吞吐容量的一半,可估算出国货航在北京首都国际机场和上海浦东国际机场国内货运日中转容量分别为 562 t 和 310 t,而国货航在其余机场的国内货站建筑面积均为 10 000 m²,占北京货站建筑面积 23 000 m² 的 43.48%,因此其余机场的中转容量均设为 244 t。除了使用自有的货机运输外,还可以直接将需求外包给第三方物流企业运输。不同的 OD 对需求对应不同的外包价格,根据上海国际空运网站上公布的 Q500 等级的国内各地空运价格,基准外包价格取平均值为 3.66 元/kg,货运需求量来自 OAG 数据,如表 1 所示。

表 1 各机场间的货运需求
Table 1 Freight demands among airports

机场	需求/t								
	PEK	PVG	CTU	CKG	TSN	CGO	NKG	CGQ	SHE
PEK	0	224	112	26.775	0	11.375	105	25.9	23.1
PVG	210	0	73.5	24.5	59.5	9.8	0	23.1	33.6
CTU	101.5	35.875	0	0	18.9	16.1	70	17.15	21.875
CKG	49	29.4	0	0	6.3	7.525	36.75	7.7	3.325
TSN	0	48.125	11.55	7.875	0	22.75	17.15	4.2	4.025
CGO	35	11.55	16.1	7.525	24.5	0	3.15	3.325	2.1
NKG	69.3	0	45.5	27.3	26.6	11.9	0	10.5	7.875
CGQ	26.95	14.35	11.2	7	9.625	6.475	3.15	0	0
SHE	23.1	12.6	9.275	13.405	15.4	17.15	14.875	0	0

根据《建设项目经济评价方法与参数》^[16]中的方法可计算出货物运输时间价值,其计算公式为

$$g = \frac{P_r R}{365} \quad (13)$$

式中: P_r 为运输货物的平均价格; R 为社会折现率。

根据美国统计局发布的数据显示,航空物流的货物类别中,普通制造业产品占 80% 以上,故将算例中的货物看作制造业产品,其价值约为

35×10^3 元/t,而中国现行的社会折现率为 10%。据国金证券研究所统计,外包运输发生延误的概率为 25%,且平均延误时间为 2.3 d。相比于自有货机运输,外包运输的不确定性强,容易产生延误,外包的延误成本可用上述货物的时间价值换算。

用 MATLAB 编程进行求解,部分 OD 对的货流分配结果如表 2 所示,除表中的 OD 对外,其余 OD 对的货运需求均使用货机点对点直飞运输。

表 2 部分 OD 对货流分配结果

Table 2 Cargo flow distribution results of some OD pairs

OD 对	货流分配/t	OD 对	货流分配/t
PEK-CTU	PEK-CTU;106.5; PEK-CGO-CTU;5.5	CKG-TSN	CKG-NKG-CGO-TSN;6.3
CTU-NKG	CTU-CGO-NKG;70	CTU-CGQ	CTU-PEK-CGQ;2;外包;12.15
NKG-CTU	NKG-CGO-CTU;45.5	TSN-CKG	TSN-CGO-CKG;3.95;外包;3.925
PVG-SHE	PVG-TSN-SHE;33.6	CGO-CGQ	CGO-PEK-CGQ;3.325
CKG-PEK	CKG-NKG-PEK;26.7;CKE-NKG-CGO-PEK;0.8;外包;21.5	PVG-CGQ	PVG-PEK-CGQ;3;外包;20.1
NKG-TSN	NKG-CGO-TSN;26.6	CGO-SHE	CGO-TSN-SHE;2.1
CTU-TSN	CTU-CGO-TSN;18.9	CTU-SHE	CTU-CGO-TSN-SHE;1.5;外包;20.375
TSN-NKG	TSN-CGO-NKG;17.15	CGQ-NKG	CGQ-PEK-NKG;1.5;外包;1.65
SHE-CGO	SHE-TSN-CGO;17.15	CTU-PVG	外包;35.875
SHE-NKG	SHE-TSN-CGO-NKG;14.875	CKG-PVG	外包;29.4
CGQ-PVG	CGQ-TSN-PVG;14.35	PEK-CKG	外包;26.775
SHE-PVG	SHE-TSN-PVG;12.6	PVG-CKG	外包;24.5
CGO-PVG	CGO-TSN-PVG;11.55	SHE-CKG	外包;13.405
TSN-CTU	TSN-CGO-CTU;11.55	CGQ-CTU	外包;11.2
NKG-CGQ	NKG-PEK-CGQ;10.5	CKG-CGQ	外包;7.7
PVG-CGO	PVG-TSN-CGO;9.8	CGQ-CKG	外包;7
SHE-CTU	SHE-TSN-CGO-CTU;9.275	CGQ-CGO	外包;6.475
NKG-SHE	NKG-CGO-TSN-SHE;7.875	TSN-CGQ	外包;4.2
CKG-CGO	CKG-NKG-CGO;7.525	CKG-SHE	外包;3.325

计算结果显示,不考虑外包方式的模型解得的成本为 $3\ 805.742 \times 10^3$ 元,而同时考虑货机运力配置和外包的模型所需成本为 $3\ 620.441 \times 10^3$ 元,比不考虑外包方式的模型节省了 4.87% 的成本。

从表 2 可以看出,最终优化结果中用来供货机中转的机场有 PEK、TSN、CGO、NKG 四个机场,这是因为 TSN、CGO、NKG 三个机场在地理位置上处于中部,四处的货流在这里中转,运输的总路径更短,所以货机运输成本更低,而 PEK 机场的中转容量最大,且位于内陆,地理位置上作为连接 2 个机场集合的中转机场仍有优势,而中转容量同样比较大的 PVG 在本算例的求解结果中并未成为中转机场,这是因为 PVG 是沿海机场,2 个机场集合间的货流若通过 PVG 中转绕路较远,会使货机运输成本增加。

从图 1 和图 2 可以看出, B777F 型货机主要承担着大量中转机场与中转机场之间的货流运输及少量非中转机场与中转机场之间的货物运输,而 B757-200SF 型货机承担了多数非中转机场和中转机场间的货物运输和少数中转机场与中转机场间的货物运输。这是由于中转机场之间的货流量较大,使用大型货机运输更经济,当溢出少量货运需求时溢出部分使用小型货机更经济。而非中转机场和中转机场之间的运输有的是散货的汇聚,有的是汇聚后重新组合的货物的发散,也就是说,零散的货物可以先采用小机型货机运到中转机场,汇聚成大宗货物,然后根据目的地的不同将货物分

成多拨散货,运量大的货物通过大型货机运往目的地,而运量小的通过小型货机运往目的地。

在本算例的数据前提下,该货运航空公司主要应通过货机运输,外包的运输量较少。外包市场价格的变动对货运航空公司的运输成本有很大影响,为了观察外包费用的变化对货运航空公司运输方案及机型指派方案的影响,本文引入了外包价格系数 α ,当 α 取值为 1 时,外包价格为基础价格,当 α 为 0.9 时,表示外包费率打九折。根据 IATA 对 2017 年航空货运价格的统计,全年内价格的波动幅度不超过 20%。因此,本文分别取 α 的值为 1.2、1.1、1.0、0.9、0.8 进行灵敏度分析。当 α 为 1.2 时,外包货物总量为 112.155 t,当 α 降为 1.1 时,外包货物总量增加到 148.305 t,随着 α 的不断减小,外包货物总量不断增加,当 α 减小至 0.8 时,外包货物量增加至 325.605 t,是 α 为 1.2 时的近 3 倍。由图 1 和图 2 可以看出,随着外包价格系数从 1.2 到 0.8 不断减小, B777F 货机在各航段上的指派情况未发生变化,而 B757-200SF 货机指派的航段不断减少。这是因为随着外包价格的降低,小型货机单位货物量的运输成本与外包相比会更高,货运航空公司更愿意将货运需求外包出去,所以小型货机执飞的航段减少。而大型货机由于装载的货物量更多,对固定成本的分摊多,单位货物量的运输成本比小型货机低,当外包价格系数降至 0.8 时,外包运输仍然不如大型货机运输经济,因此大型货机执飞

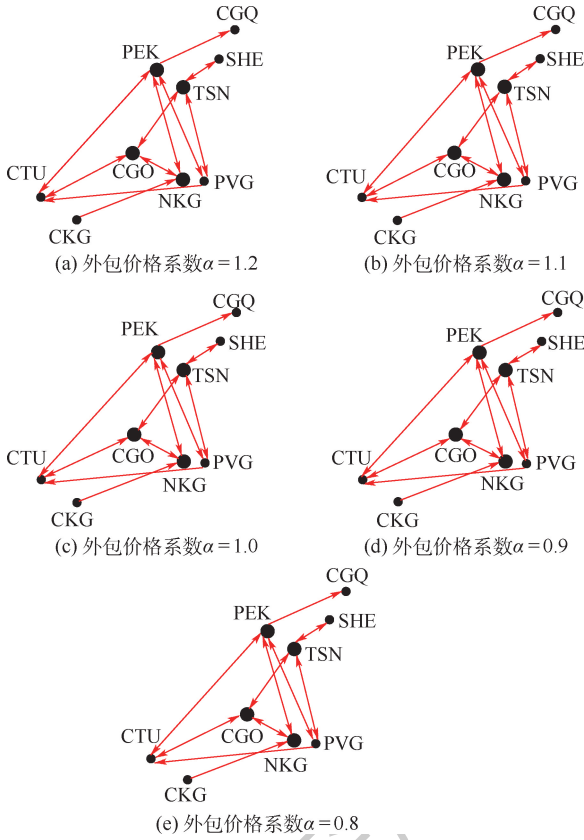


图1 不同外包价格系数下 B777F 货机的指派情况
Fig. 1 Assignment of B777F freighters under different outsourcing price coefficients

的航段没有变化。

将上述求解结果分别与货流分配方式不做处理或中转机场不做处理的情况进行对比,如表 3 所示。由于货流分配方式不处理时,搜索空间太大,无法在有效时间内得到最优解,将最大求解时间 7 200 s 内求得的解视为该情况下的解,而只有中转机场未处理的算法需 5 550 s 能得到最优解,两者均处理的算法在 826 s 内得到最优解,与前者相比节省了 85.12% 的计算时间。从求解结果上看,货流分配方式和中转机场均处理后,得到的中转货流的运输距离和周转量与剩余 3 种情况相比也都有不同程度的减少,中转货流的运输距离与其余 3 种情况相比分别减少了 11.78%、11.91% 和 17.19%,中转货流周转量与其余 3 种情况相比分别减少了 35.38%、13.54% 和 28.99%。这是因为当货流分配方式未做处理时,会出现即使是距离很近的 OD 对的货物也通过其他机场中转运输的情况,如货流路径 CGQ-SHE-PEK-TSN,CGQ-TSN 的 OD 对距离只有 1 113 km,却经过了 2 次中转,绕路太远;当中转机场未做处理时,会出现同一个机场集合内的 OD 对的货物通过另一个机场集合内的机场中转,如 CKG-PEK-NKG,形成南方的货流运往北方中转,再折返回南方的现

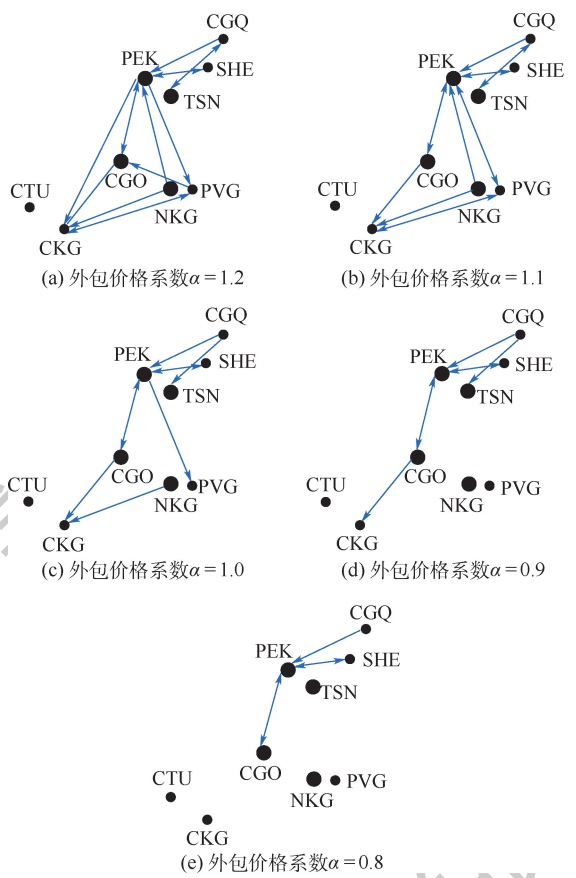


图2 不同外包价格系数下 B757-200SF 货机的指派情况
Fig. 2 Assignment of B757-200SF freighters under different outsourcing price coefficients

象,造成绕路。虽然进行预处理后总成本略有增加,但是减少了大量绕路情况,与现实情况更贴近。

对于一个指定的航段而言,假设运力充足,在只能选择一种运输方式的前提下,可以通过图 3 来确定选择哪一种运输方式。图 3(a)~(c) 分别代表 3 种情况,图 3(a) 以航段 TSN-CGQ 为例,在该情况中交点横坐标 $a_1 < a_2 < a_3$,当运输量小于 5.173 1 t 时,外包单价 < B757-200SF 货机单价 < B777F 货机单价,应选择外包运输的方式;当运输量介于 5.173 1 t 和 8.529 7 t 之间时,选择 B757-200SF 货机运输单价最低;当运输量大于 8.529 7 t 时,选择 B777F 货机运输单价最低。图 3(b) 以航段 PVG-SHE 为例,在该情况中交点横坐标 $a_3 < a_2 < a_1$,当运输量小于 7.954 7 t 时,外包运输单价最低;当运输量大于 7.954 7 t 时,B777F 货机运输单价最低。图 3(c) 以航段 NKG-CTU 为例,在该情况中只有 2 个交点,且横坐标 $a_3 < a_2$,当该航段上的运输量小于 8.692 3 t 时,应选择外包运输方式;而当运输量大于 8.692 3 t 时,应使用 B777F 货机运输。将上述算例结果中货流运输方式的选择与 3 种情况进行对比,发现结果是吻合的,因此根据图 3 来做粗略决

策是有效的方法。在预先知道需求信息时,通过建模求解可以得到最优的货机运力配置和货流分配方案,但当部分需求临时产生时,货运航

空公司不宜改变全局方案重新指派,因此可根据图 3 中不同情况,结合剩余运力情况进行货机指派和货流分配。

表 3 是否进行预处理的求解结果对比

Table 3 Comparison of solving results with and without preprocessing

处理方式	求解时间/s	中转货流运输距离/km	中转货流周转量/(t·km)	总成本/(10 ³ 元)
两者均处理	826	53 912	719 171.025	3 620.441
货流分配方式未处理	—	61 110	1 112 919.575	3 339.996
中转机场未处理	5 550	61 201	831 750.115	3 607.828
两者均未处理	—	65 105	1 012 728.775	3 328.502

注:“—”表示无法在合理时间内求得最优解,设置最大运算时间为 7 200 s。

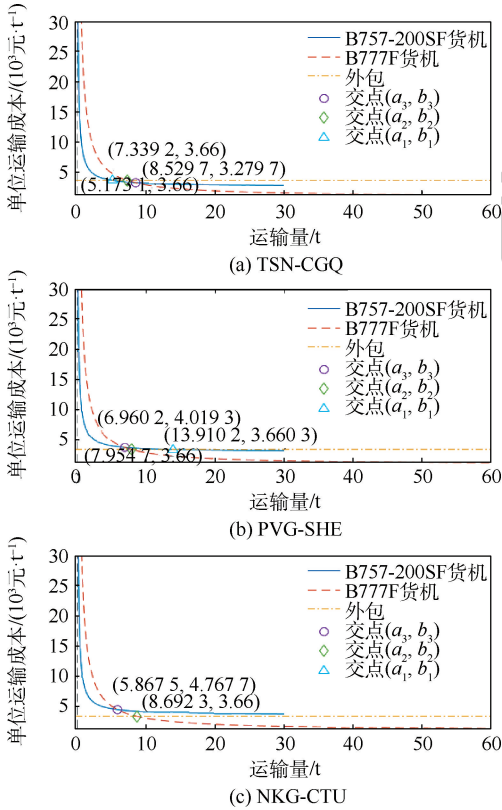


图 3 不同航段上 3 种运输方式成本变化曲线

Fig. 3 Cost change curves for three modes of transportation on several flight segments

4 结 论

1) 从货运航空公司角度出发,综合考虑货机运输和外包运输 2 种方式,建立了货机运力配置和货流分配一体化模型,以中国国际货运航空公司服务的 9 个城市为例对模型进行求解,解得的结果与不考虑外包的模型相比节省了 4.87% 的成本。

2) 求解结果显示,货流选择的中转机场都位于所选全部机场的中部地区,这是因为从全局来看,通过中间的机场中转更能缩短运输距离,从而降低运输成本。

3) 本文在设计求解算法时,加入了货流分配

方式处理和货流中转机场处理 2 项操作,求解效率与不处理相比提高了 85.12%,求解结果与不处理相比更符合实际情况,且中转货流运输路径总长度和中转货流周转量与不处理相比也分别降低了 17.19% 和 28.99%。

4) 为了观察市场价格的变动对航空公司运输方案及机型配置方案的影响,在计算时引入了外包价格系数,在不同价格系数下分别求解,进行灵敏度分析,发现随着价格系数在 1.2 ~ 0.8 范围内逐渐减小,外包货运量逐渐增加,小型货机执飞的航段不断减少,而大型货机执飞的航段未发生变化。对航空公司而言,可以通过预测外包市场价格来更好地配置自身的运力,如当外包市场价格较低时,货运航空公司选择将更多货物外包出去,那么可能会造成小机型货机空置,此时货运航空公司可将剩余的运力租赁出去以获得更多利润。

5) 分析了不同运输方式在相同航段上单位运输成本随运输量变化的曲线,为货运航空公司应对临时产生的航段需求提供了参考,在避免改变全局方案的前提下提供了较优解,对货运航空公司的应急管理具有启示意义。

参考文献 (References)

[1] O' KELLY M E. A quadratic integer program for the location of interacting hub facilities [J]. European Journal of Operational Research, 1987, 32 (3): 393-404.

[2] CAMPBELL J F. Integer programming formulations of discrete hub location problems [J]. European Journal of Operational Research, 1994, 72 (2): 387-405.

[3] ERNST A T, KRISHNAMOORTHY M. Efficient algorithms for the uncapacitated single allocation p-hub median problem [J]. Location Science, 1996, 4 (3): 139-154.

[4] ELHEDHLI S, HU F X. Hub-and spoke network design with congestion [J]. Computers and Operations Research, 2005, 32 (6): 1615-1632.

[5] 邓亚娟, 陈小鸿, 杨超. 需求不确定的枢纽辐射式航线网络

- 设计[J]. 交通运输工程学报, 2009, 9(6): 69-74.
- DENG Y J, CHEN X H, YANG C. Hub-and-spoke airline network design with uncertainty demand[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2009, 9(6): 69-74 (in Chinese).
- [6] 吴小欢, 朱金福, 吴薇薇. 航线网络区间型相对鲁棒优化设计[J]. 系统工程学报, 2012, 27(1): 69-78.
- WU X H, ZHU J F, WU W W. Relative interval robust optimization of airline network designing[J]. Journal of Systems Engineering, 2012, 27(1): 69-78 (in Chinese).
- [7] OKTAL H, OZGER A. Hub location in air cargo transportation: A case study[J]. Journal of Air Transport Management, 2013, 27: 1-4.
- [8] 高娇蛟. 我国快递企业航空运输网络的优化设计研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2011.
- GAO J J. Research on optimization design of air transport network of express enterprises in China[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2011 (in Chinese).
- [9] 何明珂, 程红晶. 快递企业航空货运网络的构建[J]. 运筹与管理, 2013, 22(6): 232-242.
- HE M K, CHENG H J. Construction of air freight network for express company [J]. Operations Research and Management Science, 2013, 22(6): 232-242 (in Chinese).
- [10] 乐美龙, 郑文娟, 吴明功, 等. 不确定需求下航空公司枢纽网络优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 674-682.
- LE M L, ZHENG W J, WU M G, et al. Airline hub network optimization design under uncertain demand[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 674-682 (in Chinese).
- [11] ZHANG D, YU C H, LAU H Y K. An integrated flight scheduling and fleet assignment method based on a discrete choice model[J]. Computers & Industrial Engineering, 2016, 98: 195-210.
- [12] ZHANG C R, XIE F R, HUANG K, et al. MIP models and a hybrid method for the capacitated air-cargo network planning and scheduling problems [J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2017, 103: 158-173.
- [13] KENAN N, JEBALI A, DIABAT A. An integrated flight scheduling and fleet assignment problem under uncertainty[J]. Computers and Operations Research, 2018, 100: 333-342.
- [14] 杨忠振, 于述南, 陈刚. 混合式航空货运网络优化[J]. 交通运输工程学报, 2016, 16(1): 103-114.
- YANG Z Z, YU S N, CHEN G. Optimization of mixed air cargo transportation network[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2016, 16(1): 103-114 (in Chinese).
- [15] 贺政纲, 石雨禾. 考虑需求时间上限的航空货运模式选择[J]. 交通运输工程与信息学报, 2018, 16(4): 34-40.
- HE Z G, SHI Y H. The choice of air freight mode considering time limit of demand[J]. Journal of Transportation Engineering and Information, 2018, 16(4): 34-40 (in Chinese).
- [16] 国家计划委员会建设部. 建设项目经济评价方法与参数: 第2部分 建设项目经济评价方法: 7-80058-286-8[S]. 北京: 中国计划出版社, 1993: 16-17.
- Ministry of Construction of the State Planning Commission. Economic evaluation methods and parameters of construction projects: Part 2. Economic evaluation methods of construction projects: 7-80058-286-8[S]. Beijing: China Planning Press, 1993: 16-17 (in Chinese).

Cargo flow distribution of cargo airlines considering outsourcing

LIU Xinyu, LE Meilong*, YU Qinyue

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: For cargo airlines, in the face of a large number of complicated air cargo demands, formulating reasonable route planning and distribution schemes can reduce transportation costs and improve transportation efficiency. We established a mixed integer programming model that integrates transport capacity allocation and cargo flow distribution and took Air China Cargo as an example to solve the model, in which airlines can use their self-owned cargo aircraft or outsourcing service for transportation. We proposed two data processing ways: pre-allocating cargo flow according to different transportation distances and pre-specifying transit airports according to OD pairs, which not only reduces the search space, but also saves 85.12% of the calculation time compared to the situation without data processing. The total length of freight transportation path and the turnover of transit freight flow are also reduced by 17.19% and 28.99% compared with non-preprocessing, which reduces a large number of detours. Compared with the model without outsourcing, the integrated model saves 4.87% of the cost. Then the outsourcing price coefficient was introduced for sensitivity analysis. As the outsourcing price coefficient decreases from 1.2 to 0.8, the outsourcing cargo volume increases. At the same time, the flight segments operated by small aircraft decrease, and the flight segments allocated to large aircraft do not change. Finally, we analyzed the curves of unit transportation cost varying with transportation volume on the same flight segment for different modes of transportation, which provides a reference for airlines to respond to the temporary segment demand, and provides a better solution according to curves and residual transport capacity without changing the overall plan.

Keywords: transportation planning; air freight; cargo flow distribution; transport capacity allocation; mixed integer programming

Received: 2020-06-20; **Accepted:** 2020-09-30; **Published online:** 2020-10-21 14:19

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201021.1140.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71471110); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20151479)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0262

基于特征序列的时域 STBC-OFDM 盲识别算法



于柯远¹, 张立民^{1,*}, 闫文君¹, 金堃²

(1. 海军航空大学 信息融合研究所, 烟台 264001; 2. 海军航空大学 航空基础学院, 烟台 264001)

摘 要: 为有效解决 STBC-OFDM 信号盲识别过程中存在的低信噪比适应能力弱等问题, 在 OFDM 块大小已知的前提下, 提出了一种在时域上构造特征序列的识别算法。该算法推导了空时分组码接收信号的时域特性, 以及四阶特征向量, 并构造特征序列, 通过检测特征序列达到识别 4 种 STBC-OFDM 信号的目的。推导和仿真结果表明: 所提算法无需信道、噪声、调制方式和 OFDM 块起始位置等先验信息, 在较低信噪比条件下也具有较好的识别性能, 且对频偏、多普勒频移和时延的鲁棒性能好, 计算量较低, 具有较高的实用价值。

关键词: 信号与信息处理; 信号盲识别; 空时分组码 (STBC); 四阶特征向量; 时域特征序列

中图分类号: TN911.7

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)08-1524-09

认知无线电中, 信号识别是近年来研究的重点问题之一, 且广泛应用于军事、民用领域^[1-3], 空时分组码 (Space Time Block Codes, STBC)^[4] 是无线通信领域的重要编码方式之一, 其能够在不牺牲带宽的前提下提供最大的分集增益和较大的编码增益, 有效克服 MIMO 系统的多径衰落。正交频分复用 (Orthogonal Frequency Division Multiplexing, OFDM) 技术是提高无线通信系统性能^[5-6]、解决衰落信道突发错误的有效方式, 其利用自身的信道分集能力, 能够改善系统性能, 同时为子载波间编码提供了机会。因此, STBC-OFDM 成为了主流的结合方式^[7]。

目前, STBC-OFDM 识别算法较少。2013 年, Marey 等^[8] 首次将 OFDM 与 STBC 结合起来, 研究 OFDM 条件下的 STBC 识别算法, 通过检测二阶相关矩阵的峰值来识别 SM-OFDM 信号和 AL-OFDM 信号, 取得了不错的效果。2014 年, Marey 等^[9] 用同样的算法研究了 2 根接收天线下的 ST-

BC-OFDM 识别, 并进行了充分的实验验证, 但其计算量较大, 且低信噪比条件下适应能力较弱。2015 年, Karami 和 Dobre^[10] 使用二阶循环平稳统计量对 OFDM 条件下的 SM 和 AL 信号进行识别, 在接收天线大于等于 2 时具有较好的性能, 但其无法对单接收天线条件下的 STBC 信号进行识别。同年, Eldemerdash^[11] 等提出了采用二阶相关函数对 STBC 信号进行识别的算法, 利用不同码对应的接收信号的二阶时延相关函数值不同的特性, 对 STBC 信号进行识别, 但算法不适用于单接收天线的情况。2017 年, 闫文君等^[12] 提出了基于 FOLP 的 STBC-OFDM 信号的识别算法, 通过在频域上构造特征达到识别的目的。上述算法各有优势, 共同点是在 OFDM 块大小未知条件下可以进行识别。事实上, 当 OFDM 块大小已知时, 可以利用已知条件, 在时域上对接收信号进行识别, 识别效果会相对较好。

因此, 本文在 OFDM 块大小已知的前提下,

收稿日期: 2020-06-15; 录用日期: 2020-09-19; 网络出版时间: 2020-11-03 11:15

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201102.1316.004.html

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划 (91538201); “泰山学者”建设工程专项 (201511020)

* 通信作者. E-mail: gfskfq@163.com

引用格式: 于柯远, 张立民, 闫文君, 等. 基于特征序列的时域 STBC-OFDM 盲识别算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1524-1532. YU K Y, ZHANG L M, YAN W J, et al. Blind identification algorithm of time-domain STBC-OFDM based on feature sequence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1524-1532 (in Chinese).

提出一种在时域上构造特征序列对 STBC-OFDM 信号进行盲识别的算法。首先,根据 STBC 的相关性,构造接收信号的四阶特征向量;然后,求取时域上的特征序列;最后,根据特征序列的不同识别 4 种 STBC-OFDM 信号。与现有算法相比,本文算法能够在较低信噪比条件下适应 STBC-OFDM 信号的识别,当传输信号的 OFDM 块大小

已知时,算法具有较高的识别性能,且计算量较低。

1 信号模型

本文 STBC-OFDM 通信系统结构如图 1 所示。STBC 编码经过 OFDM 调制后传送到 n_i 个天线上发射。

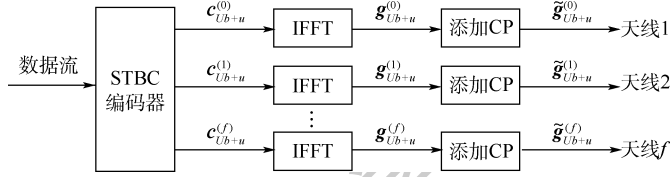


图 1 STBC-OFDM 通信系统结构

Fig. 1 STBC-OFDM communication system structure

OFDM 块的长度为 N_L , 每个 OFDM 块可表示为^[13]

$$\mathbf{c}_{Ub+u}^{(f)} = [c_{Ub+u}^{(f)}(0), c_{Ub+u}^{(f)}(1), \dots, c_{Ub+u}^{(f)}(N_L - 1)] \quad (1)$$

式中: $c_{Ub+u}^{(f)}(N_L)$ 表示第 f 根天线的第 $Ub + u$ 个 OFDM 块的 N 个符号, U 为码矩阵的长度, b 为码矩阵块的序号, u 表示一个码矩阵块内的列序号, 且 $u = 0, 1, \dots, U - 1$ 。

STBC 编码矩阵 \mathbf{C} 中发射的 OFDM 块用 \mathbf{d}_{Xb+x} 表示, \mathbf{d}_{Xb+x} 中编码符号之间不相关, 即

$$E[\mathbf{d}_{Xb+x}(k)\mathbf{d}_{Xb+x}(k')] = 0 \quad (2)$$

$$E[\mathbf{d}_{Xb+x}(k)\mathbf{d}_{Xb'+x'}^*(k')] = \sigma_s^2 \delta(k - k')\delta(b - b')\delta(x - x') \quad (3)$$

式中: X 为每个空时分组码矩阵 \mathbf{C} 中包含的 OFDM 块的数量; x 为每个空时分组码矩阵 \mathbf{C} 中 OFDM 块的序号; σ_s^2 为传输信号能量。

本文算法的研究对象为 SM-OFDM、AL-

OFDM、STBC3-OFDM 和 STBC4-OFDM^[14] 这 4 种 STBC 编码方案。

SM 码的发射天线数取 2, SM-OFDM 编码可表示为

$$\mathbf{C}^{\text{SM}} = [\mathbf{c}_{b+0}^{(0)}; \mathbf{c}_{b+0}^{(1)}] = [\mathbf{d}_{2b+0}; \mathbf{d}_{2b+1}] \quad (4)$$

AL-OFDM 编码可表示为

$$\mathbf{C}^{\text{AL}} = \begin{bmatrix} \mathbf{c}_{2b+0}^{(0)} & \mathbf{c}_{2b+1}^{(0)} \\ \mathbf{c}_{2b+0}^{(1)} & \mathbf{c}_{2b+1}^{(1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_{2b+0} & -\mathbf{d}_{2b+1}^* \\ \mathbf{d}_{2b+1} & \mathbf{d}_{2b+0}^* \end{bmatrix} \quad (5)$$

STBC3-OFDM 编码可表示为

$$\mathbf{C}^{\text{STBC3}} = \begin{bmatrix} \mathbf{c}_{4b+0}^{(0)} & \mathbf{c}_{4b+1}^{(0)} & \mathbf{c}_{4b+2}^{(0)} & \mathbf{c}_{4b+3}^{(0)} \\ \mathbf{c}_{4b+0}^{(1)} & \mathbf{c}_{4b+1}^{(1)} & \mathbf{c}_{4b+2}^{(1)} & \mathbf{c}_{4b+3}^{(1)} \\ \mathbf{c}_{4b+0}^{(2)} & \mathbf{c}_{4b+1}^{(2)} & \mathbf{c}_{4b+2}^{(2)} & \mathbf{c}_{4b+3}^{(2)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_{3b+0} & 0 & \mathbf{d}_{3b+1} & -\mathbf{d}_{3b+2} \\ 0 & \mathbf{d}_{3b+0} & \mathbf{d}_{3b+2}^* & \mathbf{d}_{3b+1}^* \\ -\mathbf{d}_{3b+1}^* & -\mathbf{d}_{3b+2} & \mathbf{d}_{3b+0}^* & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

STBC4-OFDM 编码可表示为

$$\mathbf{C}^{\text{STBC4}} = \begin{bmatrix} \mathbf{c}_{8b+0}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+1}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+2}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+3}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+4}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+5}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+6}^{(0)} & \mathbf{c}_{8b+7}^{(0)} \\ \mathbf{c}_{8b+0}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+1}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+2}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+3}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+4}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+5}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+6}^{(1)} & \mathbf{c}_{8b+7}^{(1)} \\ \mathbf{c}_{8b+0}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+1}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+2}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+3}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+4}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+5}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+6}^{(2)} & \mathbf{c}_{8b+7}^{(2)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_{4b+0} & -\mathbf{d}_{4b+1} & -\mathbf{d}_{4b+2} & -\mathbf{d}_{4b+3} & \mathbf{d}_{4b+0}^* & -\mathbf{d}_{4b+1}^* & -\mathbf{d}_{4b+2}^* & -\mathbf{d}_{4b+3}^* \\ \mathbf{d}_{4b+1} & \mathbf{d}_{4b+0} & \mathbf{d}_{4b+3} & -\mathbf{d}_{4b+2} & \mathbf{d}_{4b+1}^* & \mathbf{d}_{4b+0}^* & \mathbf{d}_{4b+3}^* & -\mathbf{d}_{4b+2}^* \\ \mathbf{d}_{4b+2} & -\mathbf{d}_{4b+3} & \mathbf{d}_{4b+0} & \mathbf{d}_{4b+1} & \mathbf{d}_{4b+2}^* & -\mathbf{d}_{4b+3}^* & \mathbf{d}_{4b+0}^* & \mathbf{d}_{4b+1}^* \end{bmatrix} \quad (7)$$

在传输端中,对 OFDM 块 $\mathbf{c}_{Ub+u}^{(f)}$ 进行 N 点 IFFT 变换可以得到时域上的 OFDM 块^[9]。

$$\mathbf{g}_{Ub+u}^{(f)} = [g_{Ub+u}^{(f)}(0), g_{Ub+u}^{(f)}(1), \dots, g_{Ub+u}^{(f)}(N_L - 1)] \quad (8)$$

对时域上的 OFDM 块 $\mathbf{g}_{Ub+u}^{(f)}$ 添加长度为 v 循

环前缀,则得到的长度为 $N_L + v$ 的 OFDM 块表示为

$$\tilde{\mathbf{g}}_{Ub+u}^{(f)} = [\tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(0), \tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(1), \dots, \tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(v), \tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(v + 1), \dots, \tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(N_L + v - 1)] = [\tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(-v), \dots, \tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(0), \tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(1), \dots,$$

$$\tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(N_L - 1) \quad (9)$$

式中的每个元素可表示为

$$\tilde{g}_{Ub+u}^{(f)}(n) = \frac{1}{\sqrt{N_L}} \sum_{p=0}^{N_L-1} c_{Ub+u}^{(f)}(p) e^{\frac{j2\pi p(n-r)}{N_L}} \quad (10)$$

$n = 0, 1, \dots, N_L + v - 1$

综上,可以推导出第 f 根发射天线上的所有

STBC 块为

$$\mathbf{s}^{(f)} = [\dots, \tilde{\mathbf{g}}_{-1}^{(f)}, \tilde{\mathbf{g}}_0^{(f)}, \tilde{\mathbf{g}}_1^{(f)}, \tilde{\mathbf{g}}_2^{(f)}, \dots] \quad (11)$$

在接收端,式(11)中第 k 个元素定义为

$s^{(f)}(k)$,则第 i 根接收天线接收到的第 k 个接收信号可以表示为

$$r^{(i)}(k) = \sum_{f=0}^1 \sum_{l=0}^{L_h-1} h_{fi}(l) s^{(f)}(k-l) + w^{(i)}(k) \quad (12)$$

式中: L_h 为传输路径的数量; $h_{fi}(l)$ 为信道系数; $w^{(i)}(k)$ 为均值为 0、方差为 σ_w^2 的高斯白噪声(AWGN)。

接收端 OFDM 块的长度已知,并将接收信号定义为 $(N_L + v - 1) \times N_b$ 维的向量, N_b 表示 OFDM 块数量。

2 时域特征序列的构造及识别算法

2.1 时域特征序列的构造

对于 0 均值信号 $x(t)$,其一阶矩为 0,二阶矩定义为^[15]

$$R_{2x}(\tau) = E\{x(n)x(n+\tau)\} \quad (13)$$

在统计学中,阶数高于 2 统称为高阶矩。三阶矩和四阶矩的定义为^[15]

$$R_{3x}(\tau) = E\{x(n)x(n+\tau_1)x(n+\tau_2)\} \quad (14)$$

$$R_{4x}(\tau) = E\{x(n)x(n+\tau_1)x(n+\tau_2)x(n+\tau_3)\} \quad (15)$$

三阶矩是体现信号 $x(n)$ 与另外 2 个延迟形式 $x(n+\tau_1)$ 和 $x(n+\tau_2)$ 三者的统计相关性,提取的信息是 3 个信号之间的共同随机变化部分。同理,四阶矩是体现 $x(n)$ 与另外 3 个延迟形式 $x(n+\tau_1)$ 、 $x(n+\tau_2)$ 和 $x(n+\tau_3)$ 四者之间的统计相关性,提取的信息是 4 个信号之间的共同随机变化部分。

对于 k 阶矩而言, k 值越大,算法的计算复杂度越高,性能越好。考虑到计算复杂度的因素,算法应在能够保持良好识别性能的前提下,选择较低的 k 阶矩。在 k 阶矩中,一般选择偶数阶矩来对信号特征进行提取。例如,文献[16]中采用了四阶矩对信号进行特征提取识别,文献[17]中采用二阶矩对信号进行特征提取识别。

综上,本文所提出的基于特征序列的识别算

法采用四阶时延矩提取不同 STBC-OFDM 信号的特征值,其推导过程如下。

在接收端的 OFDM 块可以表示为

$$\mathbf{r} = [\dots, \mathbf{b}_{-1}, \mathbf{b}_0, \mathbf{b}_1, \dots] \quad (16)$$

式中: \mathbf{b}_q 可表示为

$$\mathbf{b}_q = [b_q(0), \dots, b_q(N_L + v - 1)] \quad (17)$$

$$b_q(p) = r[q(N_L + v) + p] \quad (18)$$

$p = 0, 1, \dots, N_L + v - 1$

对式(16)转置,使其变为一个列向量 \mathbf{r}_q :

$$\mathbf{r}_q = [b_q(0), \dots, b_q(N_L + v - 1)]^T \quad (19)$$

因此,接收的 OFDM 块 \mathbf{R} 可表示为

$$\mathbf{R} = [\mathbf{r}_0, \mathbf{r}_1, \dots, \mathbf{r}_{N-1}] \quad (20)$$

对第 i 根接收天线上的接收信号 $\{\mathbf{r}_q^{(i)}\}_{q=0}^{N_b-1}$,

此处省略上标 i ,表示为 $\{\mathbf{r}_q\}_{q=0}^{N_b-1}$,在时延参数 $(0, \tau, 0, \tau)$ 下的四阶时延矩定义为

$$y(q, \tau) = \mathbf{r}_q \mathbf{r}_q^T \mathbf{r}_{q+\tau} \mathbf{r}_{q+\tau}^T \quad (21)$$

AL-OFDM 的四阶时延矩为 $y^{\text{AL}}(q, \tau)$,STBC3-OFDM 的四阶时延矩为 $y^{\text{STBC3}}(q, \tau)$,STBC4-OFDM 的四阶时延矩为 $y^{\text{STBC4}}(q, \tau)$ 。

需要构造的接收信号的四阶特征向量为

$$\mathcal{R} = [E(y(0, \tau)) \quad E(y(1, \tau)) \quad \dots \quad E(y(N_b - 1, \tau))] \quad (22)$$

τ 取值根据 STBC-OFDM 编码矩阵的相关性确定,根据本文中选取的待识别的 4 种 STBC-OFDM 编码方案,取 1 和 4 作为时延构造识别特征最为合适。

取 $\tau=1$ 时,根据编码矩阵的相关性,即可识别出 SM-OFDM、AL-OFDM 和 STBC3-OFDM 三种编码方案。

取 $\tau=4$ 时,可识别出 STBC4-OFDM 编码方案。

具体推导如下:

以 AL-OFDM 编码方案为例,根据 $\mathbf{C}^{\text{AL}} =$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{c}_{2b+0}^{(0)} & \mathbf{c}_{2b+1}^{(0)} \\ \mathbf{c}_{2b+0}^{(1)} & \mathbf{c}_{2b+1}^{(1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_{2b+0} & -\mathbf{d}_{2b+1}^* \\ \mathbf{d}_{2b+1} & \mathbf{d}_{2b+0}^* \end{bmatrix}$$

内部编码结构符

号中的相关特性,对应同一个 STBC 的向量 $\mathbf{r}_{2b}^{(i)}$ 和 $\mathbf{r}_{2b+1}^{(i)}$,其具有相关性,而不同 STBC-OFDM 编码矩阵中的向量 $\mathbf{r}_{2b+1}^{(i)}$ 和 $\mathbf{r}_{2(b+1)}^{(i)}$ 是不相关的,当 $\tau=1$ 时,可得到其四阶特征向量序列为

$$[X^{\text{AL}} \quad 0 \quad X^{\text{AL}} \quad 0 \quad X^{\text{AL}} \quad 0 \quad X^{\text{AL}} \quad \dots]$$

当 $\tau>1$ 时,其四阶特征向量序列为

$$[0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$$

对于 SM-OFDM 信号,接收信号中任意 2 个符号是不相关的,因此其特征序列为 $[0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$ 。

类似的,对于 STBC3-OFDM 接收信号而言,

同一个 STBC 编码矩阵中的向量 $r_{4b}^{(i)}$ 、 $r_{4b+1}^{(i)}$ 、 $r_{4b+2}^{(i)}$ 、 $r_{4b+3}^{(i)}$ 是相关的,而不同 STBC 编码矩阵中的向量,如 $r_{4b}^{(i)}$ 、 $r_{4(b+1)}^{(i)}$ 是不具有相关特性的。

因此,当 $\tau = 1$ 时,其四阶特征向量序列为 $[0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ X_2^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ X_2^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ \dots]$ 。

当 $\tau = 2$ 时,其四阶特征向量序列为 $[X_1^{\text{STBC3}} \ X_2^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ X_2^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ \dots]$ 。

当 $\tau = 3$ 时,其四阶特征向量序列为 $[X_1^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ 0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ 0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ \dots]$ 。

当 $\tau = 4$ 时,其四阶特征向量序列为 $[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$ 。

同理,对 STBC4-OFDM 接收信号进行推论可得,当 $\tau = 4$ 时,时延参数 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 4, 0, 4)$,其四阶特征向量序列为: $[X^{\text{STBC4}} \ X^{\text{STBC4}} \ X^{\text{STBC4}} \ X^{\text{STBC4}} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \dots]$ 。

当 $\tau < 4$ 时,也可构造具有一定周期的四阶特征向量序列,但其加大了与 STBC3-OFDM 的区分难度。

当 $\tau = 4$ 时,其他 3 种编码方案的四阶特征向量序列均为 $[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$,易于将 STBC4-OFDM 编码方案从信号编码库中识别出来。

因此,本文算法选取了 $\tau = 1$ 和 $\tau = 4$ 来构造四阶特征向量序列,达到识别的目的。同时,本文算法可推广至其他 STBC 编码方案,在闭集识别中,预知其编码结构,便可推导其在不同时延下的四阶特征向量序列进行区分。

综上所述,求取时域上的 4 种 STBC-OFDM 特征向量序列可如下所示:

对于 SM-OFDM 信号,接收信号中任意 2 个元素是不相关的,因此,在任何时延参数下,其四阶特征向量序列为 $[0 \ 0 \ 0 \ \dots]$,向量中共 $N_b - 1$ 个数。

对于 AL-OFDM 信号,当时延参数 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 1, 0, 1)$ 时,其四阶特征向量序列为 $[X^{\text{AL}} \ 0 \ X^{\text{AL}} \ 0 \ X^{\text{AL}} \ 0 \ X^{\text{AL}} \ \dots]$,向量中共 $N_b - 1$ 个数。

对于 STBC3-OFDM 信号,当时延参数 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 1, 0, 1)$ 时,其四阶特征向量序列为: $[0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ X_2^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ X_1^{\text{STBC3}} \ X_2^{\text{STBC3}} \ 0 \ 0 \ \dots]$,向量中共 $N_b - 1$ 个数。

对于 STBC4-OFDM 信号,当时延参数 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 4, 0, 4)$ 时,其四阶特征向量序列为: $[X^{\text{STBC4}} \ X^{\text{STBC4}} \ X^{\text{STBC4}} \ X^{\text{STBC4}} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$,向量中共 $N_b - 1$ 个数。

对 4 种 STBC-OFDM 信号的四阶特征向量序列进行仿真验证,如图 2 所示。可以看出,AL-OFDM、STBC3-OFDM、STBC4-OFDM 的四阶特征向量序列具备推导的周期性。

下面推导验证 AL-OFDM、STBC3-OFDM 和 STBC4-OFDM 四阶特征向量中非零值的存在。

对于 AL-OFDM 信号,当时延参数 $\tau = 1$ 时,由式(5)和式(10)可得

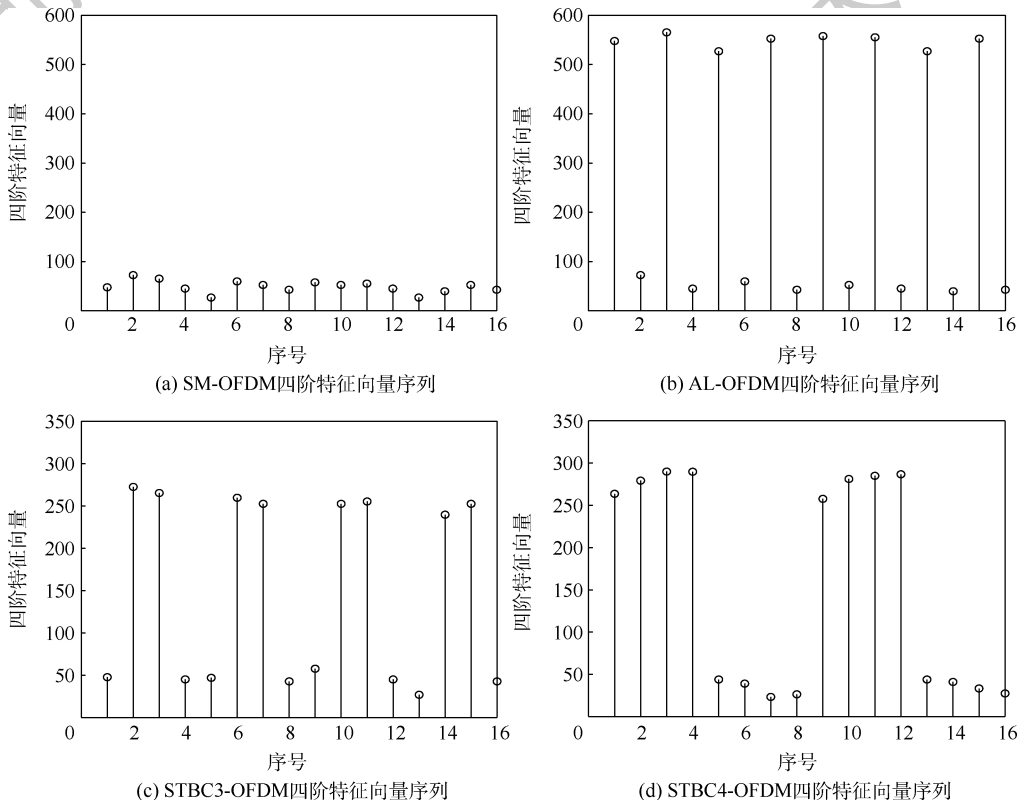


图 2 STBC-OFDM 信号的四阶特征向量序列

Fig. 2 Fourth-order eigenvector sequence of STBC-OFDM signal

$$E[\tilde{\mathbf{g}}_{2b+0}^{(0)}(n_1)\tilde{\mathbf{g}}_{2b+1}^{(1)}(n_2)] = \frac{1}{N_L} \sum_{k,k'=0}^{N_L-1} E[\mathbf{d}_{2b+0}(k)\mathbf{d}_{2b+0}^*(k')]e^{j2\pi(kn_1+k'n_2)/N_L} = \frac{\sigma_s^2}{N_L} \sum_{k=0}^{N_L-1} e^{j2\pi k(n_1+n_2)/N_L} = \sigma_s^2 \delta(\text{mod}(n_1+n_2, N_L)) \quad (23)$$

式中: $\delta(\cdot)$ 为克罗内克脉冲函数。

同理可得

$$E[\tilde{\mathbf{g}}_{2b+1}^{(0)}(n_1)\tilde{\mathbf{g}}_{2b+0}^{(1)}(n_2)] = \frac{1}{N_L} \sum_{k,k'=0}^{N_L-1} E[-\mathbf{d}_{2b+1}(k)\mathbf{d}_{2b+1}^*(k')]e^{j2\pi(kn_1+k'n_2)/N_L} = -\sigma_s^2 \delta(\text{mod}(n_1+n_2, N_L)) \quad (24)$$

由式(21)得

$$E[y^{\text{AL}}(q,1)] = E[\mathbf{r}_q \mathbf{r}_q^T \mathbf{r}_{q+\tau} \mathbf{r}_{q+\tau}^T] = E[(r(n+q(N_L+v)))^2 \cdot (r(n+(q+1)(N_L+v)))^2] = \sum_{f,f'=0}^1 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} h_{f0}^2(l)h_{f'0}^2(l')E[s^{(f)}(n+q(N_L+v)-l) \cdot s^{(f')}(n+(q+1)(N_L+v)-l')]^2 = \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} E[(h_{00}^2(l)[s^{(0)}(n+q(N_L+v)-l)]^2 + h_{10}^2(l)[s^{(1)}(n+q(N_L+v)-l)]^2 \cdot (h_{00}^2(l')[s^{(0)}(n+(q+1)(N_L+v)-l')]^2 + h_{10}^2(l')[s^{(1)}(n+(q+1)(N_L+v)-l')]^2)] = \sigma_s^4 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} \{ [h_{00}^2(l)h_{10}^2(l') - h_{10}^2(l)h_{00}^2(l')] \cdot \delta[\text{mod}((2n+(q+2)v-l-l'), N_L)] \} \quad (25)$$

式中: p 为路径编号, p_{\max} 为最后一条路径的编号; $h_f(l)$ 为传输天线 f 到接收天线 i 对应的第 l 条传输路径的信道系数。

式(25)中, $h_0^2(l)h_1^2(l') - h_1^2(l)h_0^2(l')$ 不全为 0, 因此, AL-OFDM 的四阶特征向量序列中的非零值为

$$X^{\text{AL}} = E[y^{\text{AL}}(q,1)] \neq 0 \quad (26)$$

同理, 对于 STBC3-OFDM 信号, 当时延参数 $\tau=1$ 时, 根据式(6)和式(10), 其中一个非零值为

$$E[y^{\text{STBC3}}(q,1)] = E[(r(n+q(N_L+v)))^2 \cdot (r(n+(q+1)(N_L+v)))^2] = \sum_{f,f'=0}^2 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} h_{f0}^2(l)h_{f'0}^2(l')E[s^{(f)}(n+q(N_L+v)-l) \cdot s^{(f')}(n+(q+1)(N_L+v)-l')]^2 = \sigma_s^4 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} \{ [h_{10}^2(l)h_{20}^2(l') - h_{20}^2(l)h_{10}^2(l')] \cdot \delta[\text{mod}((2n+(q+2)v-l-l'), N_L)] \} = X_1^{\text{STBC3}} \quad (27)$$

另一个非零值为

$$E[y^{\text{STBC3}}(q,1)] = E[(r(n+q(N_L+v)))^2 \cdot (r(n+(q+1)(N_L+v)))^2] = \sum_{f,f'=0}^2 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} h_{f0}^2(l)h_{f'0}^2(l')E[s^{(f)}(n+q(N_L+v)-l) \cdot s^{(f')}(n+(q+1)(N_L+v)-l')]^2 = \sigma_s^4 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} \{ [h_{00}^2(l)h_{10}^2(l') - h_{10}^2(l)h_{00}^2(l')] \cdot \delta[\text{mod}((2n+(q+2)v-l-l'), N_L)] \} = X_2^{\text{STBC3}} \quad (28)$$

对于 STBC4-OFDM, 当时延参数 $\tau=4$ 时, 根据式(7)和式(10), 非零值 X^{STBC4} 为

$$E[y^{\text{STBC4}}(q,4)] = E[(r(n+q(N_L+v)))^2 \cdot (r(n+(q+1)(N_L+v)))^2] = \sigma_s^4 \sum_{l,l'=0}^{p_{\max}-1} \{ [h_{00}^2(l)h_{00}^2(l') + h_{10}^2(l)h_{10}^2(l') + h_{20}^2(l)h_{20}^2(l')] \cdot \delta[\text{mod}((2n+(q+2)v-l-l'), N_L)] \} = X^{\text{STBC4}} \quad (29)$$

与 X^{AL} 类似, X_1^{STBC3} 、 X_2^{STBC3} 和 X^{STBC4} 也不为 0。

综上所述, 可以根据特征序列的不同识别 4 种 STBC-OFDM 信号。

2.2 识别算法

根据 2.1 节内容描述, 本文算法构建了 SM-OFDM、AL-OFDM、STBC3-OFDM 和 STBC4-OFDM 的四阶特征向量。当时延参数 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 4, 0, 4)$ 时, 若接收信号四阶特征向量为 $\mathfrak{R}^{\text{STBC4}}$ 的形式, 则识别为 STBC4-OFDM 信号; 当时延参数 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 1, 0, 1)$ 时, 若接收信号的四阶特征向量为 $\mathfrak{R}^{\text{STBC3}}$ 的形式, 则识别为 STBC3-OFDM 信号; 若接收信号的四阶特征向量为 \mathfrak{R}^{AL} , 则识别为 AL-OFDM 信号; 否则, 识别为 SM-OFDM 信号。识别算法如图 3 所示。

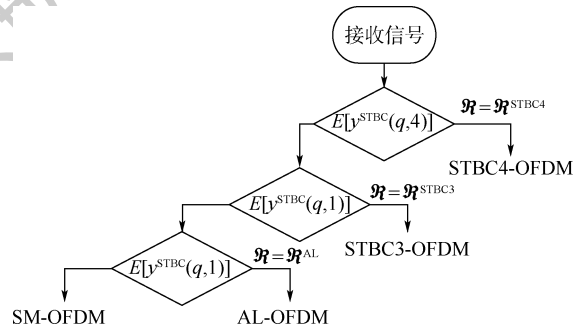


图 3 识别算法决策树

Fig. 3 Decision tree of identification algorithm

本文算法识别步骤如下所示:

步骤 1 采样, 初始化接收信号。

步骤 2 根据式(22)计算 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 4, 0, 4)$ 时接收信号的四阶特征向量。

步骤 3 若四阶特征向量为 $\mathcal{R} = \mathcal{R}^{\text{STBC4}}$, 则判定为 STBC4-OFDM。

步骤 4 根据式 (22) 计算 $(0, \tau, 0, \tau) = (0, 1, 0, 1)$ 时接收信号的四阶特征向量。

步骤 5 若四阶特征向量为 $\mathcal{R} = \mathcal{R}^{\text{STBC3}}$, 则判定为 STBC3-OFDM。

步骤 6 若四阶特征向量为 $\mathcal{R} = \mathcal{R}^{\text{AL}}$, 则判定为 AL-OFDM。

步骤 7 否则, 判定为 SM-OFDM。

3 仿真实验及结果

3.1 仿真条件设置

本文算法的默认实验条件为: 载波频率 $f_c = 2.5 \text{ GHz}$, 子载波数为 $N = 256$, 循环前缀数为 $v = N/4$, OFDM 块的数量为 $N_b = 1\ 000$, 接收天线数为 $N_r = 1$, 信道为频率选择性衰落信道, 采用 QPSK 调制方式对 OFDM 信号进行调制, 接收端采用巴特沃斯滤波器滤除频带外噪声, 采用 1 000 次蒙特卡罗仿真。

3.2 算法性能评价

1) 仿真 1。对 4 种 STBC-OFDM 信号识别性能分析。

对 4 种 STBC-OFDM 信号的识别性能进行分析, 随着信噪比的增加, 4 种 STBC-OFDM 的算法正确识别概率率如图 4 所示。SM-OFDM 信号的正确识别概率近似为 1, 这是由于 SM-OFDM 信号的四阶特征向量中的元素全为 0, 容易被识别。STBC4-OFDM、AL-OFDM 信号的正确识别概率较高, STBC3-OFDM 识别效果较差。这是由于 AL-OFDM 的编码矩阵的数量多于 STBC4-OFDM 和 STBC3-OFDM, AL-OFDM 编码的相关特性会更加明显。STBC3-OFDM 编码矩阵中包含一定的 0 元素, 导致其四阶统计特性不够明显, 因此, STBC3-

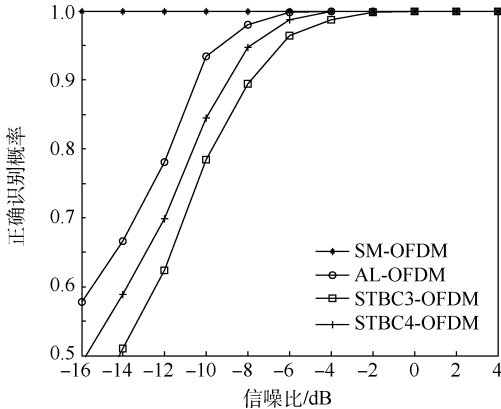


图 4 四种 STBC-OFDM 信号的正确识别概率

Fig. 4 Correct recognition probability of four STBC-OFDM signals

OFDM 的识别较差。在默认仿真实验条件下, 算法在低信噪比下也具有较好的识别性能。

2) 仿真 2。OFDM 子载波数与算法性能的关系。

在默认的仿真条件下, 分别在 OFDM 子载波数 $N = 128, 256, 512$ 下对算法性能进行仿真, 如图 5 所示。在相同的信噪比条件下, OFDM 子载波数 N 越多, 算法性能提升的越显著, $N = 512$ 时的算法性能比 $N = 128$ 时能够提升大 10% 左右。由式 (22) 和式 (25) 推理可得, 四阶特征向量 \mathcal{R} 与 OFDM 子载波数 N 成正相关, 子载波数 N 越大, 序列符号数增加, 周期性更加明显, 有利于提高算法的性能。

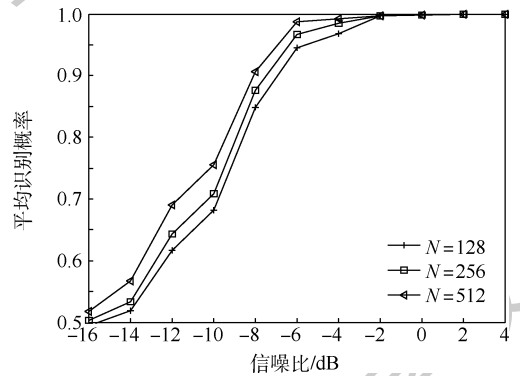


图 5 算法性能与 OFDM 子载波数的关系

Fig. 5 Relationship between algorithm performance and OFDM subcarrier number

3) 仿真 3。OFDM 块数量 N_b 与算法性能的关系。

在默认的仿真条件下, 分别在 OFDM 块数量 $N_b = 500, 1\ 000, 2\ 000$ 时, 对算法性能进行仿真实验。观察图 6 可知, 随着 OFDM 块数量 N_b 的增大, 在相同的信噪比条件下, 算法的性能能够提升 5% 左右。在相同条件下, OFDM 块数量 N_b 越多, 其相应四阶特征向量序列的统计特性越显著, 因此识别的性能更优。

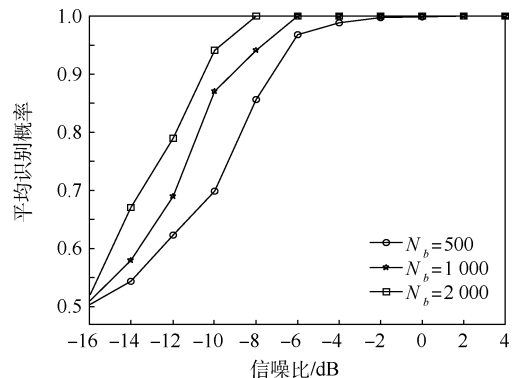


图 6 算法性能与 OFDM 块数量的关系

Fig. 6 Relationship between algorithm performance and number of OFDM blocks

4) 仿真4。循环前缀数 v 与算法性能的关系。

在默认的仿真条件下,分别在循环前缀数 $v = N/4, N/8, N/16, N/32$ 的情况下,对算法性能进行仿真,如图7所示。平均识别概率随循环前缀数 v 增加而稍微增大,但总的来说,对算法的性能影响较小,主要因为在式(22)中,四阶特征向量 \mathcal{R} 随着 v 的增大其值变化不明显。因此,循环前缀数对算法性能的影响可基本忽略。

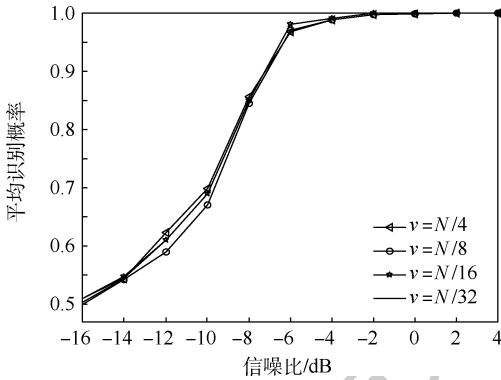


图7 算法性能与循环前缀数的关系

Fig. 7 Relationship between algorithm performance and cyclic prefixes

5) 仿真5。时延与算法性能的关系。

时延对算法平均识别概率的影响如图8所示。其中时延 μ 分别取 0, 0.2, 0.5。本实验中所提出的时延 μ 是指仿真中系统存在的时延误差,并非所构造的四阶时延矩中的时延。由图8观察到,算法能够在信噪比 $\text{SNR} > -2$ dB 时,平均识别概率能够维持在 0.96 以上,且保持不变,能够不受时延 μ 的影响。但在 $\text{SNR} < -2$ dB 时,算法的性能随着 μ 的增大而略有下降。这是由于时延 μ 对于系统而言是额外的误差,会干扰信号符号间的相关特性,从而影响其四阶时延矩的估计值。

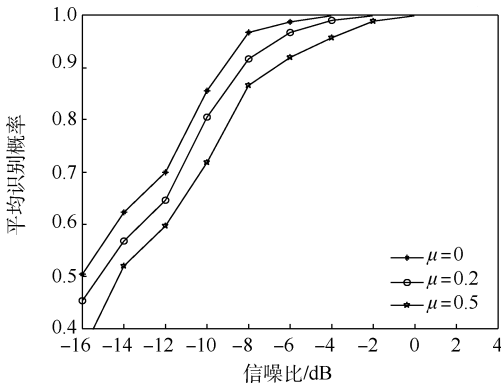


图8 算法性能与时延的关系

Fig. 8 Relationship between algorithm performance and time delay

6) 仿真6。频偏与算法性能的关系。

平均正确识别概率与频偏 Δf 的关系如图9所示。在信噪比 $\text{SNR} = 0$ dB 时,在不同的子载波数 N 和 OFDM 块数量 N_b 下对信号进行仿真。通过对比 OFDM 块数量 $N_b = 500$ 时,子载波数 $N = 256, 512, 1024$ 的平均识别概率,以及子载波数 $N = 256$, OFDM 块数量 $N_b = 400, 500$ 的平均识别概率。通过图9中比较可以看出,随着频偏 Δf 的增大,算法的平均识别概率下降了 7% 左右,但仍保持较高的识别性能,能够满足工程需要。

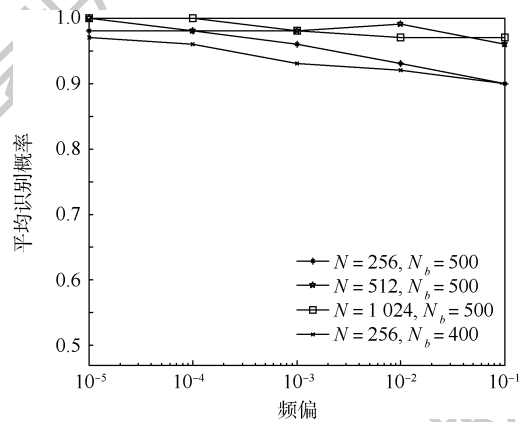


图9 算法性能与频偏的关系

Fig. 9 Relationship between algorithm performance and frequency offset

7) 仿真7。多普勒频移与算法性能的关系。

多普勒频移对算法平均识别概率影响如图10所示。在仿真中取信噪比 $\text{SNR} = 0$ dB,分别仿真 $N_b = 500$ 和 $N_b = 1000$ 时算法的性能。从图10观察到,在多普勒频移 $|f| \leq 10^{-4}$ 时,算法基本不受多普勒频移的影响。

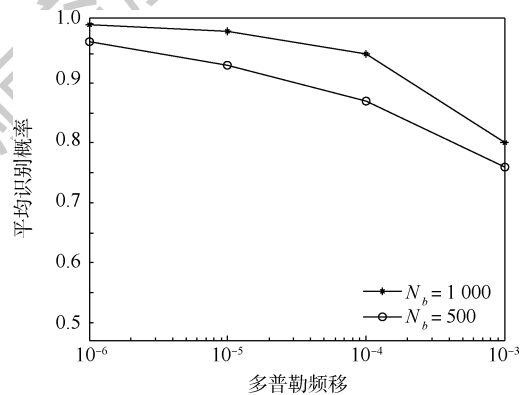


图10 算法性能与多普勒频移的关系

Fig. 10 Relationship between algorithm performance and Doppler frequency

8) 仿真8。算法性能与调制方式的关系。

在默认的仿真条件下,采用4种不同的调制星座对算法的识别性能进行仿真,调制星座包括 QPSK, 8PSK, 16QAM 和 64QAM。算法在不同调

制方式下的识别性能如图 11 所示,观察可知,算法的识别性能基本不受调制方式的影响,由式(22)可知,四阶特征向量 \mathcal{R} 与调制方式无关。

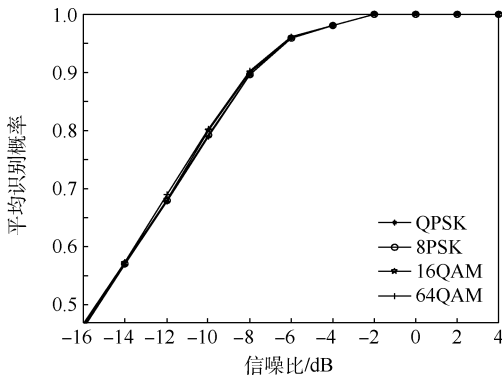


图 11 算法性能与调制方式的关系

Fig. 11 Relationship between algorithm performance and modulation mode

3.3 算法性能对比分析

将本文算法同文献[9-10,12]中的二阶相关矩阵、二阶循环平稳及 FOLP 这 3 种 STBC-OFDM 识别算法进行对比,仿真条件设置为:子载波数 $N = 256$,循环前缀数 $v = N/4$,OFDM 块的数量为 $N_b = 1000$,接收天线数为 $N_r = 2$ 。如图 12 所示,在低信噪比条件下,本文算法的性能要优于其他识别算法,在 $\text{SNR} = -4$ dB 时,平均识别概率基本为 1.0,而文献[12]算法在 $\text{SNR} = -2$ dB 时,平均识别概率接近 1.0,文献[9-10]在 $\text{SNR} > 4$ dB 时,平均识别概率才接近 1.0。且同文献[9-10]相比,本文算法能够对 4 种不同 STBC-OFDM 信号进行识别,并能够在单接收天线条件下进行识别,适用范围更加广泛。因此,本文算法具有更好的实用性。

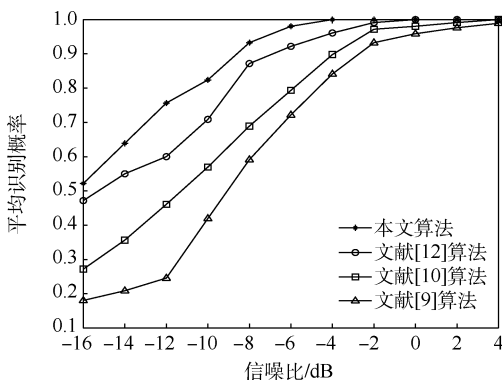


图 12 不同算法识别性能比较

Fig. 12 Comparison of identification performance among different algorithms

3.4 算法计算复杂度分析

本文算法复杂度包括时域特征序列的计算和序列检测识别,四阶时延矩的计算复杂度为

$O(N \log_2 N)$, 序列检测识别的计算复杂度为 $O(1)$, 因此,算法的计算复杂度为 $O(N \log_2 N)$ 。在默认的仿真条件设置下,采用 QPSK 调制方式下识别 AL-OFDM 编码,算法在 intel i5 处理器,主频为 1.8 GHz 的计算机上,采用 MATLAB2014 软件,计算时间为 0.023 s。

4 结论

1) 本文算法根据 STBC 的相关性,研究了 4 种不同 STBC-OFDM 信号的识别问题,构造接收信号的四阶特征向量序列,通过检测四阶特征向量序列识别 STBC-OFDM 信号。

2) 仿真结果表明,当传输信号的 OFDM 块大小已知时,本文算法能够在较低信噪比条件下适应 STBC-OFDM 信号的识别,具有较高的识别性能,且计算量较低。在低信噪比条件下,本文算法的识别性能要优于其他识别算法,在 $\text{SNR} = -4$ dB 时,正确识别概率基本为 1.0。

3) 本文算法能够对 4 种不同 STBC-OFDM 信号进行识别,并能够在单接收天线条件下进行识别,适用范围更加广泛。因此,本文算法具有更好的实用性。

4) 本文算法无需信道、噪声、调制方式和 OFDM 块起始位置等先验信息,且基本不受频偏、调制方式及时延的影响,适合应用于非合作 STBC-OFDM 通信系统,也可用于相应的软件无线电等系统。

参考文献 (References)

- [1] PATIL V M, UJJINIMATAD R, PATIL S R. Correction to: Signal detection in cognitive radio networks over AWGN and fading channels[J]. International Journal of Wireless Information Networks, 2018, 25(1): 87.
- [2] KUMAR M, MAJHI S. Joint signal detection and synchronization for OFDM based cognitive radio networks and its implementation[J]. Wireless Networks, 2019, 25(2): 699-712.
- [3] FERNANDO X, SULTANA A, HUSSAIN S, et al. Resource allocation in OFDM-based cognitive radio systems[M] // FERNANDO X, SULTANA A, HUSSAIN S, et al. Cooperative spectrum sensing and resource allocation strategies in cognitive radio networks. Berlin: Springer, 2019: 59-72.
- [4] ALAMOUTI S M. A simple transmit diversity technique for wireless communications[J]. IEEE Journal on Select Areas in Communications, 1998, 16(8): 1451-1458.
- [5] DOBRE O A. Signal identification for emerging intelligent radios: Classical problems and new challenges[J]. IEEE Instrumentation & Measurement Magazine, 2015, 18(2): 11-18.
- [6] BARAZIDEH R, NIKNAM S, NATARAJAN B. Impulsive noise detection in OFDM-based systems: A deep learning perspective

- [EB/OL]. (2019-01-02) [2020-06-01]. <https://arxiv.org/abs/1901.00447>.
- [7] PATRA J P, SINGH P. A novel LMMSE-EM channel estimator for high mobility STBC-OFDM system[J]. *Journal of Circuits, Systems and Computers*, 2019, 28(13):1950223.
- [8] ELDEMERDASH Y A, MAREY M, DOBRE O A, et al. Fourth-order statistics for blind classification of spatial multiplexing and Alamouti space-time block codes signals[J]. *IEEE Transaction on Communication*, 2013, 61(6):2420-2431.
- [9] MAREY M, DOBRE O A, INKOL R. Blind STBC identification for multiple-antenna OFDM systems[J]. *IEEE Transaction on Communication*, 2014, 62(5):1554-1567.
- [10] KARAMI E, DOBRE O. Identification of SM-OFDM and AL-OFDM signals based on their second-order cyclostationarity[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2015, 64(3):942-953.
- [11] ELDEMERDASH Y A, DOBRE O A, LIAO B J. Blind identification of SM and Alamouti STBC-OFDM signal[J]. *IEEE Transaction on Wireless Communication*, 2015, 14(2):97982.
- [12] 闫文君, 张立民, 凌青. 基于 FOLP 的 STBC-OFDM 信号盲识别方法[J]. *电子学报*, 2017, 45(9):2233-2240.
- YAN W J, ZHANG L M, LING Q. A method for blind recognition of STBC-OFDM signals based on FOLP[J]. *Acta Electronica Sinica*, 2017, 45(9):2233-2240 (in Chinese).
- [13] 张立民, 闫文君, 凌青, 等. 一种单接收天线下的空时分组码识别方法[J]. *电子与信息学报*, 2015, 37(11):2621-2627.
- ZHANG L M, YAN W J, LING Q, et al. A method for blind recognition of space-time block coding using single receive antenna[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2015, 37(11):2621-2627 (in Chinese).
- [14] XU D Y, REN P Y, RITCEY J A. Optimal independence-checking coding for secure uplink training in large-scale MISO-OFDM systems[EB/OL]. (2018-03-06) [2020-06-01]. <https://arxiv.org/abs/1803.02089>.
- [15] 张贤达. 信号分析与处理[M]. 北京:清华大学出版社, 2011.
- ZHANG X D. *Signal analysis and processing*[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2011 (in Chinese).
- [16] ELDEMERDASH Y A, MAREY M, DOBRE O A. Blind identification of SM and Alamouti STBC signals based on fourth-order statistics[C]//2013 IEEE International Conference on Communications (ICC). Piscataway: IEEE Press, 2013:13888922.
- [17] ELDEMERDASH Y A, DOBRE O A. Second-order correlation-based algorithm for STBC-OFDM signal identification[C]//2015 IEEE International Conference on Communications (ICC). Piscataway: IEEE Press, 2015:4972-4977.

Blind identification algorithm of time-domain STBC-OFDM based on feature sequence

YU Keyuan¹, ZHANG Limin^{1,*}, YAN Wenjun¹, JIN Kun²

(1. Information Fusion Institute, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;

2. School of Basis of Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to effectively solve the problem of low SNR adaptability in the blind identification process of STBC-OFDM signals, an identification algorithm for constructing feature sequences in time domain is proposed under the premise of known OFDM block size. This algorithm deduces the time-domain features and the fourth-order eigenvectors of the STBC received signals and constructs the feature sequences. By detecting the feature sequences, the four STBC-OFDM signals are identified. The derivation and simulation results show that this algorithm does not need priori information such as channel, noise, modulation mode and starting position of OFDM block, and has good recognition performance under low SNR conditions. It has good robustness to frequency offset, Doppler frequency shift and time delay, requires low calculation amount, and thus has high practical value.

Keywords: signal and information processing; blind signal identification; Space Time Block Codes (STBC); fourth-order eigenvector; time-domain characteristic sequence

Received: 2020-06-15; Accepted: 2020-09-19; Published online: 2020-11-03 11:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201102.1316.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation Monumental Projects of China (91538201); Taishan Scholar Special Foundation (201511020)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0278

基于探鸟雷达的机场周边鸟类目标数量估计



陈唯实^{1,*}, 黄毅峰¹, 卢贤锋¹, 张洁¹, 陈小龙²

(1. 中国民航科学技术研究院, 北京 100028; 2. 海军航空大学, 烟台 264001)

摘 要: 针对雷达探鸟中的飞鸟目标数量统计问题,提出了一种多目标航迹自动起始跟踪算法,实现了对机场周边鸟类活动热点区域内鸟类目标数量的统计分析。通过数据关联估计量测与所有可能事件的关联概率,包括目标的新生、延续和消亡,以及杂波的剔除,并通过卡尔曼滤波与平滑方法给出每个目标的平滑轨迹,实现了对目标的全生命周期管理。仿真结果表明:所提算法能很好地实现杂波环境中的多目标航迹自动起始跟踪,正确估计每个目标的起始和消亡时间,统计目标数量的变化情况,且在目标起始的及时性方面明显优于传统的逻辑法。将所提算法应用于机场探鸟雷达实测数据,估计机场周边鸟类数量,可指导机场开展有针对性的鸟击防范工作。

关键词: 探鸟雷达; 机场; 多目标自动起始; 多目标跟踪; 目标数量估计

中图分类号: TN959.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1533-10

鸟击航空器是民航的传统安全隐患^[1]。全球每年约发生 21 000 起鸟击事件,造成经济损失约 12 亿美元^[2]。2009 年 1 月 15 日发生的全美航空公司 1549 号航班哈德逊河紧急迫降事件,是迄今为止最为典型的一起鸟击事故^[3]。随着航班量的持续增长和生态环境的不断完善,中国机场的鸟击防范工作压力持续增大。2019 年,全国运输机场共发生责任区鸟击事件 836 起,同比增加 113 起,增幅 15.6%,责任区鸟击事件万架次率为 0.72,增幅 10%。

《运输机场运行安全管理规定》^[4]要求机场管理机构应持续开展鸟击防范基础性调研,全面掌握机场内及其附近地区的生态环境、鸟类种群、数量、位置分布及活动规律;绘制鸟类活动平面图;掌握机场内及其附近地区与鸟情动态密切相关的生物类群及影响因素的时间、空间分布情况,分析其中的关系;据此制定和不断完善鸟击防范

实施方案,确定各阶段应当重点防范的对象,有针对性地实施鸟击防范措施。

近年来,探鸟雷达技术取得了长足进步,其作为鸟情观测的重要技术手段,能够全天候自动运行并持续积累飞鸟目标雷达数据^[5]。通过对探鸟雷达数据的处理分析,有助于掌握机场周边鸟类活动规律,及时形成鸟情分析报告,指导机场制定科学合理的鸟防措施^[6]。相比之下,传统的机场鸟情生态环境主要依靠人工并借助望远镜和夜视仪完成,调研方法主要包括样带法、样点法和计数鸟群法,且要求调研人员具备鸟类学专业知识^[7]。因此,机场通常会聘请专业的鸟情生态环境调研机构开展相关工作,周期一般为 5 年一次。可见,传统的鸟情生态环境调研方法虽然能够识别鸟种,但效率较低、实时性不强,机场管理机构难以及时掌握机场周边最新的鸟情态势,从而制定可实时调整的有针对性的应对策略。利用先进

收稿日期: 2020-06-17; 录用日期: 2020-07-25; 网络出版时间: 2020-08-06 11:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1637.008.html

基金项目: 国家自然科学基金委员会-中国民航局民航联合研究基金(U1933135, U1633122); 国家重点研发计划(2016YFC0800406)

* 通信作者. E-mail: chenwsh@mail.castc.org.cn

引用格式: 陈唯实, 黄毅峰, 卢贤锋, 等. 基于探鸟雷达的机场周边鸟类目标数量估计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1533-1542. CHEN W S, HUANG Y F, LU X F, et al. Estimating number of birds around airport based on avian radar[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1533-1542 (in Chinese).

的探鸟雷达技术,结合人工鸟情调研方法,成为机场鸟情观测的发展趋势。

针对以上需求,本文提出了一种基于探鸟雷达数据的机场周边鸟类目标数量估计方法,采用多目标航迹自动起始跟踪算法对探鸟雷达获取的飞鸟目标信息进行处理分析,实时估计热点区域内的鸟类目标数量,帮助机场管理机构及时掌握机场周边的鸟类数量变化情况及分布态势。

1 探鸟雷达

目前,国内外已经研制出了相对成熟的机场探鸟雷达系统。其中,国外最具代表性的产品包括美国的 Merlin 雷达、加拿大的 Accipiter 雷达、荷兰的 Robin 雷达及英国的 Aveillant 雷达,国内的部分高校和科研院所也开展了探鸟雷达技术研究,探鸟效果逐步提升^[8]。

图 1 为典型的双天线机场探鸟雷达系统(<https://detect-inc.com/>)。其通常配有 2 部不同波段的雷达,一部为 X 波段垂直扫描雷达,另一部为 S 波段水平扫描雷达,均采用 T 型波导阵列天线,大部分早期成熟的探鸟雷达均采用这种体制,如 Merlin、Accipiter 和 Robin。水平扫描雷达能覆盖机场周边的广大地区,并获取水平平面的二维信息,但不能提供高度信息;垂直扫描雷达可以获得垂直平面的高度信息。由于水平和垂直扫描的 2 部雷达覆盖的范围不同,波束重叠区域很小,系统获得的三维信息不是真正的三维。探鸟雷达系统通常被放置在机场跑道的附近或一端,对包括航班起降通道在内的机场区域进行监控。垂直扫描雷达与跑道连成一线,使其扫描范围恰好覆盖航班的起降通道,同时提供该区域的鸟类目标高度信息;水平扫描雷达对机场周边区域进行扫描,对进入该区域的鸟类目标进行预警。对于小型鸟类,该系统的探测范围可以达到垂直高度 2 300 m,水平距离 2~3 n mile(1 n mile = 1.852 km);对于中大型鸟类或鸟群,探测范围可以达到垂直高度



图 1 典型的双天线机场探鸟雷达系统

Fig. 1 Typical airport avian radar system with dual antennas

15 000 ft(1 ft = 0.304 8 m),水平距离为 4~6 n mile。近年来,以 Aveillant 雷达系统为代表的相控阵、全息雷达等先进的雷达技术逐步应用于机场探鸟,进一步提高了鸟情数据的可靠性,引领了探鸟雷达技术的发展方向。

2 多目标航迹自动起始跟踪

雷达获得的量测数据包括目标信息及部分杂波干扰,跟踪目的在于从杂波中提取出每个目标形成的航迹。目标跟踪要先解决目标状态的初始化解,即航迹起始问题^[9]。现有的航迹起始跟踪算法主要包括顺序处理和批处理两大类^[10]。顺序处理算法通常基于一定的逻辑规则,主要包括直观法^[11]和逻辑法^[12],此类算法计算量较小,但在杂波环境中性能下降明显。批处理算法主要包括 Hough 变换法及其衍生的改进算法^[13-14],此类算法发源于图像处理,可以起始直线运动的目标且适用于杂波环境,但由于计算量较大导致航迹起始的实时性欠佳。近年来,支持向量机^[15]、随机森林^[16]、神经网络^[17]等智能算法也被用于航迹起始,但此类算法通常只适用于特定的训练数据,普遍存在可移植性差和时效性不佳的问题。

针对以上问题,本文结合机场鸟类活动规律,基于探鸟雷达获取的鸟情数据,以鸟类目标活动热点为参照点,建立飞鸟目标航迹起始与消亡的概率分布模型,缩短了航迹起始时间,降低了航迹虚警率。本节首先介绍多目标航迹自动起始跟踪的算法流程,进而讨论多目标数据关联算法、目标生命周期中各类可能事件的关联概率估计及卡尔曼滤波与平滑方法。

2.1 算法流程

多目标航迹自动起始跟踪算法的关键和难点在于目标状态的初始化。基于当前时刻的状态预估值,由粒子滤波的数据关联算法对当前时刻的量测值与可能事件一一关联,包括目标的新生、延续和消亡,同时排除杂波影响。在量测值与所有已知目标的预估状态和新生目标的初始状态关联之后,进行卡尔曼状态更新,获得当前存在的所有目标的状态更新值。对全部卡尔曼滤波结果进行平滑处理,得到每个存在过的目标的平滑航迹。算法流程如图 2 所示。

每个目标都有其生命周期,即从新生到消亡的过程,因此目标存在的数目始终处于变化之中。通过数据关联算法,判断量测属于已存在的目标、新生目标、抑或杂波,从而将复杂的雷达多目标跟踪问题简化为普通的单目标跟踪问题,同时记录

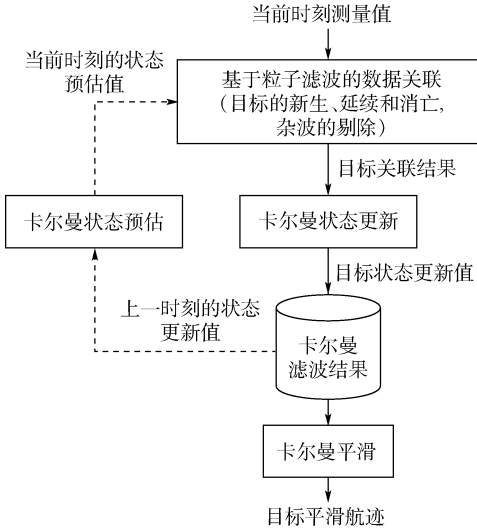


图 2 多目标航迹自动起始跟踪算法流程

Fig. 2 Flowchart of multi-target automatic initiation and tracking algorithm

每个目标的生命周期,对当前存在的目标总数进行实时统计。

2.2 数据关联算法

基于粒子滤波算法进行的多目标数据关联,可视多假设跟踪(Multiple Hypothesis Tracking, MHT)算法的推广。每个粒子代表不同的数据关联假设,降低了MHT算法的复杂性。在每个粒子中,将量测与若干可能事件相关联,计算每个事件的先验概率 P_p 和事件关联相似度 P_1 ,进而给出每个事件的关联概率 P ,2.3节将列出所有可能事件的关联概率模型。

算法赋予 N 个粒子中每个粒子相同的初始权重 $\{w_k^{(i)} = 1/N, i = 1, 2, \dots, N\}$,关联概率 P 计算式为

$$P = P_p^* P_1 \quad (1)$$

式中: P_p^* 为归一化结果。对 P 进行归一化,得到 P^* 。

对于量测关联的估计采用蒙特卡罗采样的方法,生成随机数 $u \sim U(0, 1)$,如果

$$u < \sum_{k=1}^j P_k^* \quad (2)$$

则判断为事件 j 。每个样本的权重计算式为

$$w_k^{(i)} = w_{k-1}^{(i)} P_{j,p}^* P_{j,1}^* / P_j^* \quad (2)$$

式中: $P_{j,p}^*$ 、 $P_{j,1}^*$ 和 P_j^* 分别代表事件 j 的归一化先验概率、事件关联相似度和归一化关联概率。

对每个样本的权重进行归一化处理:

$$w_k^{*(i)} = \frac{w_k^{(i)}}{\sum_{i=1}^N w_k^{(i)}} \quad (3)$$

估计有效样本数目 n_e ,且

$$n_e = \frac{1}{\sum_{i=1}^N (w_k^{*(i)})^2} \quad (4)$$

如果 n_e 过小,则进行重采样。

2.3 可能事件关联概率估计

在没有任何先验知识的情况下,量测的关联结果需要基于对杂波、新生目标、已知目标、目标消亡等所有可能事件出现概率的计算。

设 p_b 为航迹起始即新生目标概率,新目标的出现意味着当前量测作为新目标的起始状态。本文中,将飞鸟目标活动热点作为目标航迹起始的参考点,通过量测与热点的关联度起始航迹,降低了跟踪算法的复杂性,并提高了其效率与工程适用性。另外,设 p_d 为目标消亡概率,以gamma分布建模:

$$\text{gamma}(\theta | \alpha, \beta) = \theta^{\alpha-1} \frac{\beta^\alpha e^{-\theta/\beta}}{\Gamma(\alpha)} \quad (5)$$

式中: θ 为目标航迹与量测关联的中断时间,中断时间越长,目标消亡的概率越大;函数的坡度随 α 和 β 的不同取值而变化。

因此,建立所有可能的量测关联事件概率模型,并归纳如下:

1) 杂波,无目标消亡。

$$\begin{cases} P_p = (1 - p_b)(1 - p_d)^n c_p \\ P_1 = c_d \end{cases} \quad (6)$$

式中: c_p 为杂波先验概率; c_d 为杂波分布概率;当前存在目标数为 n ; p_b 和 p_d 分别为目标出生和消亡概率。

2) 杂波,一个目标消亡。

$$\begin{cases} P_p = \begin{cases} (1 - p_b)p_d(1 - p_d)^{n-1}c_p & n > 1 \\ (1 - p_b)p_dc_p & n = 1 \end{cases} \\ P_1 = c_d \end{cases} \quad (7)$$

3) 已知目标 j ,无目标消亡。

$$\begin{cases} P_p = \frac{(1 - p_b)(1 - p_d)^n(1 - c_p)}{n} \\ P_1 = p_{th} \end{cases} \quad (8)$$

式中: p_{th} 为目标关联相似度,满足以 T_j 和 S_j 为参数的高斯分布:

$$p_{th} = N(y_k | T_j, S_j) \quad (9)$$

其中: T_j 和 S_j 分别为目标 j 的预估状态和协方差矩阵; y_k 为量测值。

4) 已知目标 j ,一个目标消亡。

$$\begin{cases} P_p = \frac{(1 - p_b)p_d(1 - p_d)^{n-1}(1 - c_p)}{n - 1} & n > 1 \\ P_1 = p_{th} \end{cases} \quad (10)$$

5) 新目标航迹起始,无目标消亡。

$$\begin{cases} P_p = p_b(1 - p_d)^n \\ P_l = p_{ih} \end{cases} \quad (11)$$

式中: p_{ih} 为目标起始关联相似度。

6) 新目标航迹起始,一个目标消亡。

$$\begin{cases} P_p = \begin{cases} p_b p_d (1 - p_d)^{n-1} & n > 1 \\ p_b p_d & n = 1 \end{cases} \\ P_l = p_{ih} \end{cases} \quad (12)$$

基于以上6类可能事件的关联概率估计结果,实现对每个目标从新生、延续直至消亡的全生命周期管理。

2.4 卡尔曼滤波与平滑

卡尔曼滤波的实质在于:根据目标的当前状态估计其未来的状态,并通过量测值对其进行修正。卡尔曼滤波分为2步:①预估。根据前一步的量测值预估出系统下一步的状态。②更新。根据当前时刻的量测值估计出系统的当前状态。其中,预估部分由方程(13)完成:

$$\begin{cases} \mathbf{m}_k^- = \mathbf{A}_{k-1} \mathbf{m}_{k-1} \\ \mathbf{P}_k^- = \mathbf{A}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{A}_{k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \\ \mathbf{T}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{m}_k^- \\ \mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \end{cases} \quad (13)$$

式中: \mathbf{m}_k^- 和 \mathbf{P}_k^- 分别为 k 时刻获得量测前预估的状态均值和方差; \mathbf{A} 、 \mathbf{Q} 、 \mathbf{R} 和 \mathbf{H} 分别为动态模型的传递矩阵、过程噪声矩阵、量测噪声矩阵和量测模型矩阵; \mathbf{T} 和 \mathbf{S} 分别为预估的量测状态均值和方差。

更新部分由方程(14)完成:

$$\begin{cases} \mathbf{v}_k = \mathbf{y}_k - \mathbf{T}_k \\ \mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1} \\ \mathbf{m}_k = \mathbf{m}_k^- + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k \\ \mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{S}_k \mathbf{K}_k^T \end{cases} \quad (14)$$

式中: \mathbf{m}_k 和 \mathbf{P}_k 分别为 k 时刻获得量测之后估计的状态均值和方差; \mathbf{v} 为量测修正; \mathbf{K} 为滤波增益,其定义了预估修正的程度。

卡尔曼平滑与卡尔曼滤波的流程类似,区别在于滤波的递推是前向的,而平滑的递推是后向的。经过卡尔曼平滑的处理,可以获得比仅进行卡尔曼滤波更高的精度。

3 仿真数据分析

本节针对不同杂波环境中的目标跟踪仿真数

据,通过蒙特卡罗实验,评价本文算法特别是多目标航迹自动起始跟踪算法的有效性,重点在于不同参数设置情况下目标航迹起始的及时性及目标数目的变化情况。

3.1 目标航迹起始仿真

运动目标状态表示为

$$\mathbf{x}_k = (x_k \ y_k \ \dot{x}_k \ \dot{y}_k)^T \quad (15)$$

式中: (x_k, y_k) 为二维直角坐标系中目标在 k 时刻的位置; (\dot{x}_k, \dot{y}_k) 为速度。

目标的离散动态模型可以表示为线性、时不变构造方程:

$$\mathbf{x}_k = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{q}_{k-1} \quad (16)$$

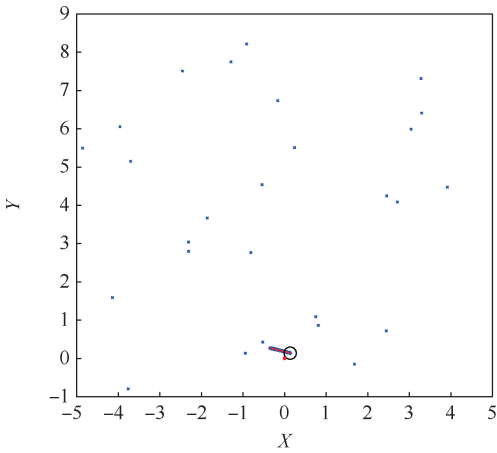
式中: \mathbf{q}_{k-1} 为离散高斯过程白噪声,矩特征为

$$\begin{cases} E[\mathbf{q}_{k-1}] = 0 \\ E[\mathbf{q}_{k-1} \mathbf{q}_{k-1}^T] = \begin{pmatrix} \frac{1}{3} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 \\ 0 & \frac{1}{3} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 \\ \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 & \Delta t \end{pmatrix} q \end{cases} \quad (17)$$

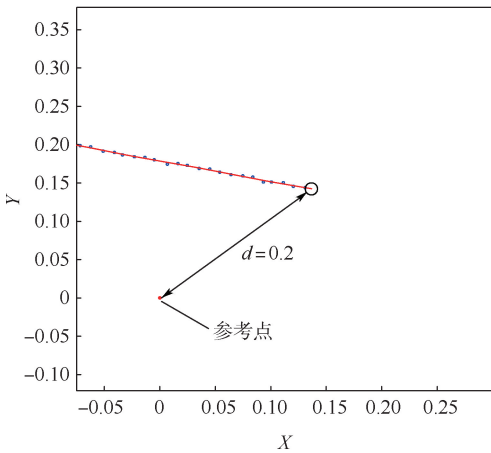
其中:时间步长设定为 $\Delta t = 0.01$,过程噪声的功率谱密度设定为 $q = 0.001$ 。

图3为杂波环境中目标的仿真航迹,仿真步数为50步。量测中属于目标的部分附加了一定的高斯噪声,杂波均匀地分布在 $[-5, 5] \times [-1, 9]$ 的区域内,其在每个扫描周期中出现的数量满足均值为 λ 的泊松分布。以 $(0, 0)$ 为目标起始的参考点,目标航迹的起始点与参考点的距离为 d ,目标起始速度的绝对值为1,起始方向在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 范围内随机分布。图3为某次仿真实验的目标航迹示意图,图3(a)为全局示意图,图3(b)为局部放大图,该实验中 $d = 0.2, \lambda = 0.5$,且粒子数 $N = 50$ 。

图4为另一次仿真实验的目标航迹示意图,图4(a)为全局示意图,图4(b)为局部放大图,该实验中 $d = 3, \lambda = 1$,且粒子数 $N = 50$ 。对比图3和图4的2次目标跟踪结果可知,图3中的目标航迹起点距参考点很近($d = 0.2$),航迹起始没有延时;图4中的目标航迹起点距参考点相对较远($d = 3$),航迹起始出现了1个周期的



(a) 目标航迹全局示意图

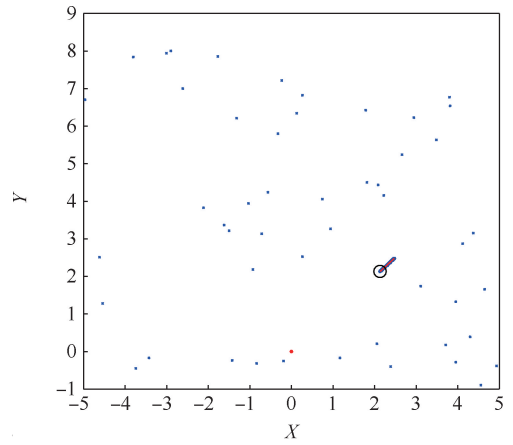


(b) 目标航迹局部放大图

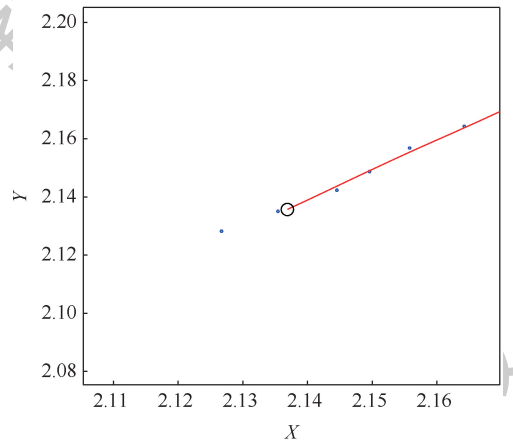
· 杂波 · 目标量测 — 跟踪结果 ○ 目标起始点

图 3 无延迟起始的目标跟踪起始仿真数据

Fig. 3 Simulation data of target tracking initiation without initiation delay



(a) 目标航迹全局示意图



(b) 目标航迹局部放大图

· 杂波 · 目标量测 — 跟踪结果 ○ 目标起始点

图 4 延迟起始的目标跟踪起始仿真数据

Fig. 4 Simulation data of target tracking initiation with initiation delay

延迟。

通过设置不同的杂波环境(λ 值)和目标航迹起始条件(d 值),图5和图6统计了100次蒙特卡罗仿真实验的目标跟踪结果的平均值,考察了不同参数设置条件下目标跟踪的稳定性与航迹起始的及时性。

图5给出了目标航迹起始位置与参考点不同距离情况下($d=0.1, 0.5, 1.5, 2.5, 3$)目标航迹起始延迟周期随杂波环境的变化情况。可见,随着杂波数量的增加($\lambda=0\sim 1.5$),目标航迹起始的延迟周期波动性增加,较多的杂波影响了目标关联的及时性,导致了航迹起始的延迟。延迟周期曲线的波动性可能与蒙特卡罗实验的次数有关,其波动性会随着实验次数的增加而降低。由图5的实验结果可知,当 $d < 3$ ($d=0.1, 0.5, 1.5, 2.5$)时,航迹起始延迟周期曲线的取值范围变化不大,总体上小于1,明显优于3个扫描周期完成航迹起始的逻辑法^[9]。即使当 $d=3$

时,航迹起始延迟周期曲线的取值仍然总体小于3。

图6给出了不同杂波环境下($\lambda=0.1, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0$)目标航迹起始的延迟周期随航迹起始点与参考点距离的变化情况。与图5所得结论类似,随着相对距离的增加($d=0\sim 2.5$),每条航迹起始延迟周期曲线具有一定起伏,但总体取值范围的变化不大。另外,当杂波较少时($\lambda=0.1$),航迹起始延迟周期接近于零,几乎没有延迟;当 λ 取值逐渐增大时,航迹起始延迟周期随之增大,但总体不大于3。

表1给出了 λ 不同取值情况下航迹起始延迟周期曲线的平均值,全部小于2,低于3个扫描周期完成航迹起始的逻辑法。当 $\lambda=2.0$ 时,本文算法所得的航迹起始延迟周期平均值为1.8583,这是由仿真数据中混入的杂波造成的,本文建立的仿真模型中用一部分杂波数据替换了目标量测数据,导致了目标航迹一定程度的延迟起始。

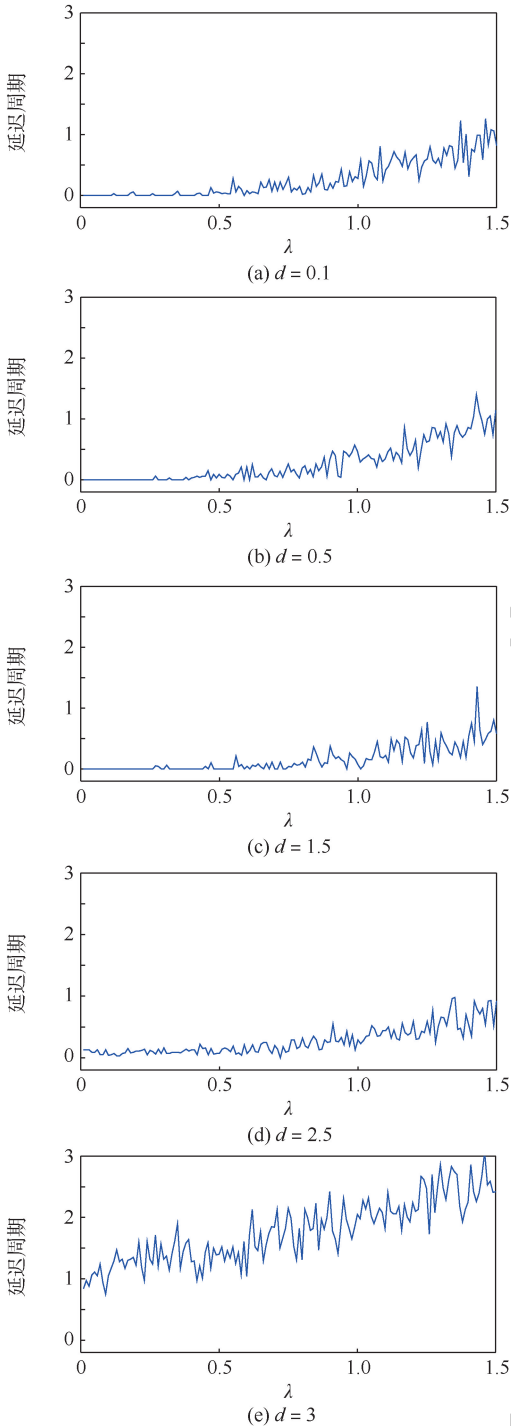


图5 不同杂波条件下的目标跟踪延迟周期

Fig.5 Target tracking delay period under different clutter conditions

3.2 多目标生命周期仿真分析

如图7所示,本实验设计的仿真总步数为500,时间步长为0.01,对依次起始的3个目标航迹进行了仿真。目标1的生命周期为 $t=0\sim 5$,其从 $(-0.25, -1.5)$ 出发,在 $t=0\sim 2$ 以速度 $(0, 1)$ 匀速运动,在 $t=2\sim 4$ 完成左转弯,在 $t=4\sim 5$ 以速度 $(-1, 0)$ 匀速运动,直至航迹结束;目标2的生命周期为 $t=1\sim 4.5$,其从 $(0, -1.5)$ 出发,在整个生命周期中以速度 $(0, 1)$ 匀速运动,直至

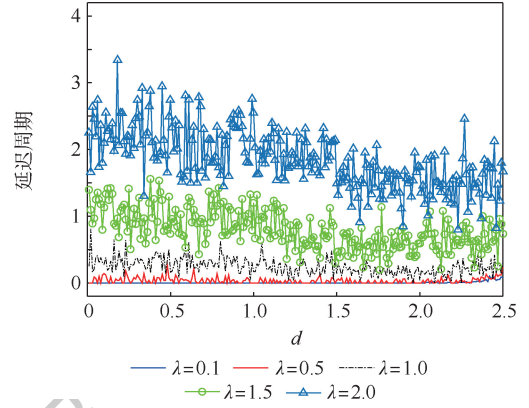


图6 不同起始条件下的目标跟踪延迟周期

Fig.6 Target tracking delay period under different initiation conditions

表1 目标航迹起始延迟周期平均值对比

Table 1 Comparison of delay periods of target path initiation

λ	延迟周期平均值	
	本文算法	逻辑法(3周期)
0.1	0.004 4	
0.5	0.037 1	
1.0	0.248 5	3
1.5	0.802 6	
2.0	1.858 3	

航迹结束;目标3的生命周期为 $t=0.5\sim 4.5$,其从 $(0.25, -1.5)$ 出发,在 $t=0.5\sim 3$ 以速度 $(0, 1)$ 匀速运动,在 $t=3\sim 4$ 完成右转弯,在 $t=4\sim 4.5$ 以速度 $(1, 0)$ 匀速运动,直至航迹结束。目标的真实运动轨迹如图7中实线所示,“ \circ ”代表目标量测,其附加了一定的高斯噪声,“ \times ”代表杂波,其参数设置为 $\lambda=0.1$,均匀地分布在 $[-3, 2] \times [-2, 3]$ 的区域内。在数据关联中,粒子数设定为 $N=50$, p_b 设定为0.01, c_p 设定为0.02, c_d 设定为 $1/16$,目标航迹的起始参考点设置为 $(0, 0)$ 。

图7和图8对比了在目标消亡模型设置不同参数的情况下3个目标航迹的跟踪结果和目标数目估计结果,2组实验都实现了杂波环境中全部目标航迹的及时起始和稳定跟踪。在航迹终结时间估计方面,当目标消亡模型中的参数设置为 $\alpha=2$ 和 $\beta=0.5$ 时,其对目标航迹起始与消亡时间的判断与真实情况基本相符,如图7(a)和图8(a)所示。当目标消亡模型中的参数设置为 $\alpha=2$ 和 $\beta=2.5$ 时,其对目标消亡时间的判断出现延迟,目标2和目标3的航迹在 $t=4.5$ 均未能及时结束,导致目标数据的估计结果出现偏差,如图7(b)和图8(b)所示。可见,参数 β 通过改变目标航迹与量测关联的中断时间控制目标消亡概率, β 值越大,目标消亡概率越低。

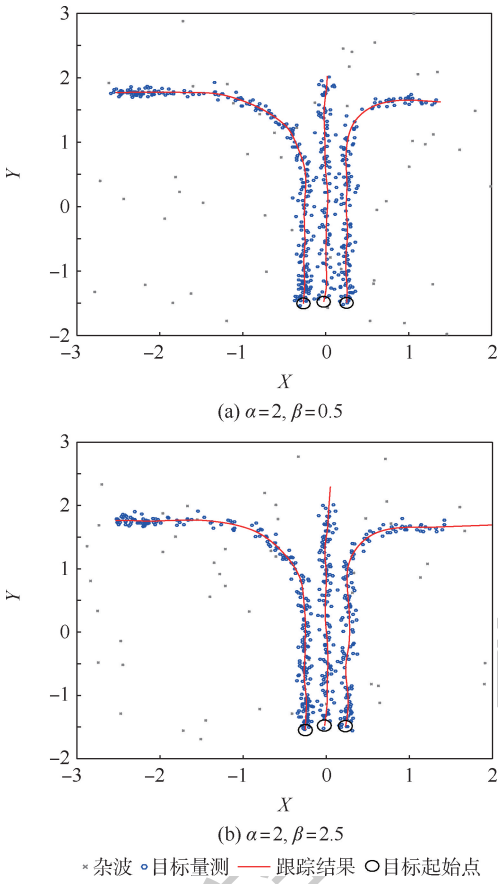


图 7 多目标跟踪仿真实验

Fig. 7 Multi-target tracking simulation experiment

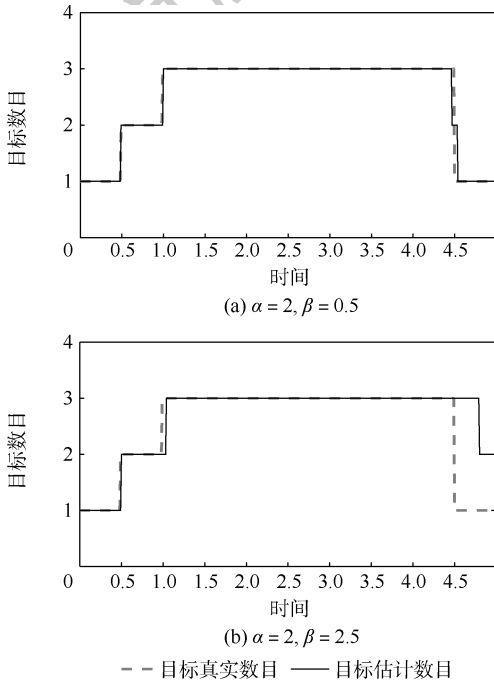


图 8 目标数目估计

Fig. 8 Target number estimation

4 探鸟雷达实测数据处理

本节基于探鸟雷达在国内某机场获取的鸟情数据,采用多目标航迹自动起始跟踪算法,对机场周边的鸟类目标数量进行统计分析。

4.1 系统平台

图 9 为中国民航科学技术研究院探鸟雷达实验系统。该系统对 S 波段导航雷达进行了升级改造,采用可靠性更高且发射功率较小的固态发射机替代原有的磁控管,引入脉冲压缩和脉冲多普勒等多项信号处理技术,开发了专门的鸟情数据处理与统计分析软件,改善了其在复杂低空环境中对飞鸟目标的探测能力,该系统放置于某机场灯光站附近,已获取并积累了大量机场周边鸟情信息。



图 9 中国民航科学技术研究院探鸟雷达实验系统

Fig. 9 CAST experimental avian radar system

4.2 鸟情数据处理分析

机场周边的鸟类活动通常遵循一定规律,利用探鸟雷达获取的机场及周边区域鸟情信息,对机场留鸟的活动节律进行统计分析,能够掌握机场周边的鸟类数量与分布情况。本节基于中国民航科学技术研究院探鸟雷达实验系统获取的国内某机场飞鸟目标数据,给出了机场周边鸟类目标数量进行统计分析的基本步骤及实例。

1) 鸟类活动时段统计

基于探鸟雷达获取的该机场某日的鸟情信息,统计探鸟雷达监视范围内全天中每小时出现的飞鸟目标量测数量,经统计,第 8 个时段(7:00—8:00)和第 18 个时段(17:00—18:00)出现了 2 次鸟类活动高峰。结合机场周边的鸟情人工调研结果,该机场周边的鸟类通常会在机场周边筑巢,并在特定时间进入飞行区觅食。以上雷达观测结果与人工调研结果吻合,这 2 个时间段可以判定为周边鸟类的离巢和归巢时间。

2) 鸟类活动网格分布统计

在探鸟雷达的监控范围内划分网格,该区域面积为 $L \times L$,单位为 m^2 。每个网格的面积为 $l \times l$,单位为 m^2 。本例中,探鸟雷达的覆盖半径为 3 km, $L=6\ 000\ m$, $l=100\ m$,监控范围内网格总数为 60×60 ,如图 10 所示,左上角设置为坐标系原点(0,0),X 轴水平向右,Y 轴垂直向下。在机

场周边的鸟类离巢时间段(7:00—8:00)内,鸟类目标量测超过一定阈值的网格均做颜色标记。对于标记后的网格分布图进行腐蚀和膨胀等二值图像处理,消除其中的孤立点,形成图 10 所示的连通区域即热点,结合机场周边的鸟情调研结果,可判定为鸟类的栖息地。以该热点区域的中心点作为目标起始的参考点,本例中,该参考点坐标为(4 750,2 650) m。

3) 鸟类数量统计分析

图 11 为某日清晨鸟类飞离热点区域内栖息地的飞行轨迹分布情况,包括雷达覆盖范围内的全局图和鸟类飞行轨迹的局部放大图。该鸟类栖息地位于飞行区外东北方向,图 11 的离巢过程发

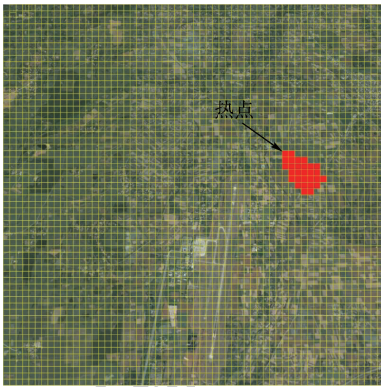
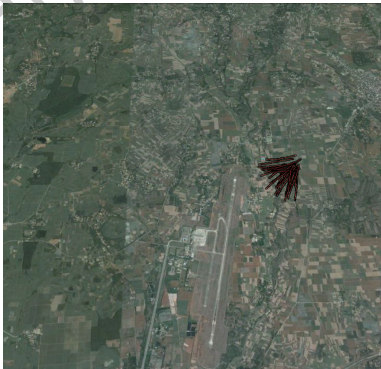
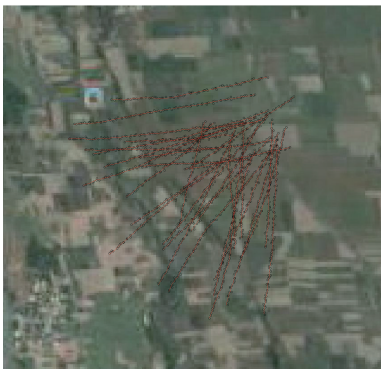


图 10 机场周边鸟类活动热点统计结果

Fig. 10 Hot spot statistics of bird activities around airport



(a) 雷达覆盖范围



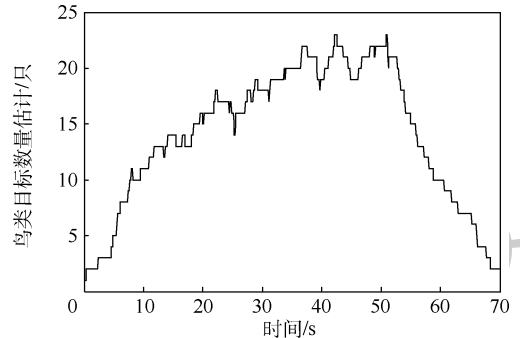
(b) 局部放大

图 11 鸟类飞行轨迹分布

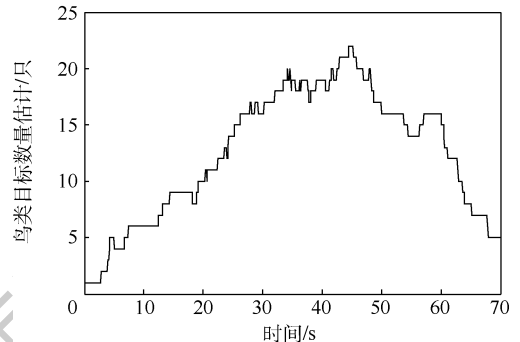
Fig. 11 Flight path distribution of birds

生在 7:00—8:00 之间,持续约 1 min,种群数量在 20 只左右,飞行方向大体为西南,通常会进入飞行区取食。

图 12 为不同日期清晨 7:00—8:00 对该栖息地内离巢鸟类目标数量进行估计的结果,目标跟踪时间持续约 70 s。在数据关联中,粒子数设定为 $N = 50$, p_b 设定为 0.01, c_p 设定为 0.02, c_d 设定为 1/16,目标航迹的起始参考点设置为(4 750, 2 650)m。目标消亡模型中的参数设置为 $\alpha = 2$ 和 $\beta = 0.5$ 。以每次鸟类目标数目估计过程中的最大值作为该种群数量的估计值,因此,第 1 次估计结果为 23 只,第 2 次估计结果为 22 只。表 2 给出了该栖息地连续 10 天的鸟类目标数量统计结果。可见,该鸟类的种群数量约 20 ~ 30 只,且与人工观测结果基本吻合。



(a) 第1次估计



(b) 第2次估计

图 12 鸟类数量估计

Fig. 12 Bird number estimation

表 2 鸟类目标数量估计结果

Table 2 Estimation results of bird target number

序号	鸟类目标数量/只	
	雷达数据	人工观测
1	23	22
2	22	22
3	22	20
4	24	24
5	26	27
6	25	26
7	25	22
8	27	27
9	23	24
10	25	22

5 结 论

本文基于粒子滤波数据关联算法,通过建立目标的新生与消亡模型,较好地实现了杂波环境中雷达多目标的自动起始跟踪,并将其成功应用于机场周边的鸟类目标数量估计问题,得出以下结论:

1) 本文提出的自动起始跟踪算法在数据关联之前设定了一个公共的新生目标起始关联点,通过计算量测值与该起始点的关联概率,判断其是否属于新生目标。该起始关联点的选择基于对目标运动轨迹起始范围的掌握,在一定程度上依赖先验知识。

2) 通过仿真实验证明,本文算法在目标起始的及时性方面明显优于 3 个或 4 个扫描周期起始的逻辑法,即使在杂波环境中,其目标起始的延迟周期仍然小于 2。

3) 本文算法的局限性在于其适用于目标起始区域范围相对集中的多目标自动起始跟踪问题,对于目标起始点分散的情况,工程应用中仍推荐 3 个或 4 个扫描周期起始的逻辑法。

4) 将本文算法应用于机场周边的鸟类数量统计分析,能够掌握机场周边鸟类的栖息地分布、种群数量及活动规律,进而指导机场开展有针对性的生态环境治理措施,有效提升机场鸟击防范科学水平。

参 考 文 献 (References)

- [1] WHITE J R. Advisory circular: Reporting wildlife aircraft strikes:150/5200-32B[R]. Washington, D. C. ;FAA,2013.
- [2] 宁焕生,刘文明,李敬,等.航空鸟击雷达鸟情探测研究[J].电子学报,2006,34(12):2232-2237.
NING H S,LIU W M,LI J,et al. Research on radar avian detection for aviation[J]. Acta Electronica Sinica,2006,34(12):2232-2237(in Chinese).
- [3] NOHARA T J. Could avian radar have prevented US airways flight 1549's bird strike? [C]//2009 Bird Strike North America Conference,2009:1-6.
- [4] 中华人民共和国交通运输部. 运输机场运行安全管理规定:CCAR-140-R1[S]. 北京:中华人民共和国交通运输部,2019.
Ministry of Transport of the People's Republic of China. Regulations on operation safety management of transport airport:CCAR-140-R1[S]. Beijing:Ministry of Transport of the People's Republic of China,2019(in Chinese).
- [5] BEASON R C,NOHARA T J,WEBER P. Beware the boojum: Caveats and strengths of avian radar[J]. Human-Wildlife Interactions,2013,7(1):16-46.
- [6] 陈唯实,李敬. 雷达探鸟技术发展与应用综述[J]. 现代雷达,2017,39(2):7-17.
- [7] CHEN W S,LI J. Review on development and applications of avian radar technology[J]. Modern Radar,2017,39(2):7-17(in Chinese).
- [8] 中国民用航空局机场司. 民用机场鸟情生态环境调研指南:AC-140-CA-2009-2[S]. 北京:中国民用航空局机场司,2009.
Airport Bureau of CAAC. Guide for investigation of bird situation and ecological environment of civil airports:AC-140-CA-2009-2[S]. Beijing:Airport Bureau of CAAC,2009(in Chinese).
- [9] 陈唯实,张洁,卢贤锋. 基于探鸟雷达数据的机场鸟情分析[J]. 中国民用航空,2020(1):43-45.
CHEN W S,ZHANG J,LU X F. Airport bird situation analysis based on avian radar data[J]. China Civil Aviation,2020(1):43-45(in Chinese).
- [10] 何友,修建娟,张晶炜. 雷达数据处理及应用[M]. 2版. 北京:电子工业出版社,2009.
HE Y,XIU J J,ZHANG J W. Radar data processing with applications[M]. 2nd ed. Beijing:Publishing House of Electronics industry,2009(in Chinese).
- [11] GRANSTROM K,BAUM M,REUTER S. Extended object tracking:Introduction,overview and applications[J]. Journal of Advances in Information Fusion,2017,12(2):139-174.
- [12] HU Z J,LEUNG H,BLANCHETTE M. Statistical performance analysis of track initiation techniques[J]. IEEE Transactions on Signal Processing,1997,45(2):445-456.
- [13] 王国宏,苏峰,何友. 三维空间中基于 Hough 变换和逻辑的航迹起始[J]. 系统仿真学报,2004,16(10):2198-2200.
WANG G H,SU F,HE Y. Hough transform (HT) and logic based track initiator in three dimensional space[J]. Journal of System Simulation,2004,16(10):2198-2200(in Chinese).
- [14] CARLSON B D,EVANS E D,WILSON S L,et al. Search radar detection and track with the Hough transform[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,1994,30(1):102-108.
- [15] LI L,WANG G,ZHANG X,et al. The track initiation algorithm based on Hough transform and space accumulation[C]//2016 IEEE 13th International Conference on Signal Processing. Piscataway:IEEE Press,2016:1466-1470.
- [16] 史建涛,孙俊,杨子昊,等. 基于机器学习支持向量机的海面目标航迹起始算法研究及应用[J]. 现代雷达,2019,41(11):20-24.
SHI J T,SUN J,YANG Y H,et al. A study and application of track initiation of sea surface targets based on machine learning support vector machine[J]. Modern Radar,2019,41(11):20-24(in Chinese).
- [17] 杨翠芳,刘硕,李宏博,等. 一种基于随机森林的航迹起始算法[J]. 信息化研究,2018,44(6):16-20.
YANG C F,LIU S,LI H B,et al. A new track initiation algorithm based on random forest[J]. Informatization Research,2018,44(6):16-20(in Chinese).
- [18] JOUNNY I,GARBAR F D,AHALT S C. Classification of radar target using synthetic neural network[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,1993,29(2):336-343.

Estimating number of birds around airport based on avian radar

CHEN Weishi^{1,*}, HUANG Yifeng¹, LU Xianfeng¹, ZHANG Jie¹, CHEN Xiaolong²

(1. China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China;

2. Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: A multi-target automatic initiation and tracking algorithm suitable for avian radar data is proposed to realize the statistical analysis of the number of bird targets in the hot spots of bird activities around the airport. The algorithm estimates the probability of association between the measurement and all possible events by data association, including the birth, continuation and extinction of the target, as well as the elimination of clutter. The smooth trajectory of each target is estimated by the Kalman filter and smoothing method, and the whole life cycle management of the target is realized. The simulation results show that the algorithm can realize multi-target automatic initiation and tracking in clutter environment, estimate the start and end time of each target correctly, and count the change of the number of targets, and it is obviously better than the traditional logic method in the timeliness of target initiation. Finally, the algorithm is applied to the airport avian radar data to estimate the number of birds around the airport, leading the airport to carry out targeted bird strike prevention measures.

Keywords: avian radar; airport; multi-target automatic initiation; multi-target tracking; target number estimation

Received: 2020-06-17; **Accepted:** 2020-07-25; **Published online:** 2020-08-06 11:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1637.008.html

Foundation items: Joint Research Foundation of National Natural Science Foundation of China (NSFC) and Civil Aviation Administration of China (CAAC) (U1933135,U1633122); National Key R & D Program of China (2016YFC0800406)

* **Corresponding author.** E-mail: chenwsh@mail.castc.org.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0292

基于复杂网络的车载自组织网络脆弱性分析

张宏^{1,2,*}, 吕悦晶³

(1. 内蒙古大学 交通学院, 呼和浩特 010070;

2. 内蒙古自治区城市交通数据科学及应用工程技术研究中心, 呼和浩特 010070;

3. 武汉科技大学 汽车与交通工程学院, 武汉 430081)



摘 要: 车载自组织网络(VANET)作为智能交通的重要基础应用,其安全稳定地运行是交通系统乃至社会经济可持续发展的需要。以最大连通度、连通分支平均规模、全局网络效率等参数为脆弱性测度指标,基于复杂网络理论,应用车辆仿真软件(VanetMobiSim)建立了VANET网络拓扑模型,详细研究了在随机攻击和蓄意攻击模式下脆弱性量化指标随节点移除比例的变化关系;通过仿真实验分析了节点密度、信号辐射半径及不同攻击策略对VANET脆弱性的影响。仿真结果表明:VANET在蓄意攻击下比较脆弱,基于节点介数的蓄意攻击效能最强;节点密度、信号辐射半径越小,VANET连通性越差,网络越脆弱。所提方法和结果为VANET拓扑控制优化和网络管理决策提供了理论依据。

关键词: 车载自组织网络(VANET); 复杂网络; 脆弱性; 蓄意攻击; 随机攻击

中图分类号: U491.2; TP393.1

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1543-07

车载自组织网络(Vehicular Ad Hoc Network, VANET)是移动自组织网络的重要分支,是智能交通系统(Intelligent Transport Systems, ITS)的基础,为车辆与车辆之间、车辆与固定基础设施之间提供了快速通信^[1]。为达到智能连通的目标, VANET无需集中管理,也不必安装固定基础设施,就能有效地改善道路交通安全和效率问题,扩展方便,科学研究的潜在吸引力和巨大的应用价值使得VANET受到了广泛的关注^[2-4]。通过VANET可辅助实现诸多未来的智能交通应用,如交通拥堵信息发布、车辆协同安全驾驶、无线增值服务、道路交通优化、车辆碰撞预警等。

VANET具有特殊移动自组织网络的特征,网络规模大,能量供应充足^[5]。但网络中车辆快速移动,使得VANET网络拓扑变化频繁、间歇式连

通^[6],网络的动态拓扑结构对其连通性有非常重要的影响,网络受到攻击时表现为复杂的脆弱性,这种动态特征与脆弱性特征对信息传播速度和准确性造成了不良影响,限制了VANET在现阶段的应用,成为VANET所面临亟需解决的问题。

目前,国内外学者对无线自组织(Ad Hoc)网络的脆弱性研究较多。新加坡Tyagi等^[7]针对识别危险源问题,提出了一种以资产和攻击者为中心相结合的混合威胁识别方法,分析了Ad Hoc网络不同层次的网络脆弱性,并给出了解决方案。文献[8-9]利用复杂网络和智能驾驶员模型构建了VANET仿真环境,对VANET抗毁性进行了研究,得出了VANET既有鲁棒性又有脆弱性的结论。文献[10]就Ad Hoc网络脆弱性提出了网络安全目标,探讨了主动和被动攻击模式,对Ad

收稿日期: 2020-06-23; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-10-09 14:22

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201009.1146.005.html

基金项目: 内蒙古自治区自然科学基金(2019MS07021)

* 通信作者. E-mail: zh-hong@imu.edu.cn

引用格式: 张宏, 吕悦晶. 基于复杂网络的车载自组织网络脆弱性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1543-1549.
ZHANG H, LYU Y J. Vulnerability of vehicular ad hoc network based on complex network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1543-1549(in Chinese).

Hoc 网络的安全机制问题进行了重点研究。文献[11]建立了一个集群无线传感器网络的级联模型,讨论了模型参数对网络抗毁性的影响,并对无标度网络和随机网络拓扑结构的抗毁性进行了评估。Khan 等^[12]利用广义速度因子(Generalized Speed Factor,GSF)分析了3种不同移动环境下车辆的连通性,结果表明,连通概率与车辆平均速度成正比,稀疏 VANET 连通性较弱。当前对 VANET 网络拓扑性质的研究主要基于复杂网络理论,分析其最短路径长度、聚集系数和度分布等^[13-14]性能参数。据研究所知,对 VANET 网络拓扑结构脆弱性的研究甚少。脆弱性是 VANET 网络拓扑结构的重要特性,表达了网络受到不同类型攻击时其服务水平下降的程度。

本文采用复杂网络理论研究 VANET 的脆弱性问题。首先,构建 VANET 网络拓扑模型,基于节点度和节点介数评估节点重要性,用最大连通度、连通分支平均规模、全局网络效率作为脆弱性评估指标;然后,研究节点密度、信号辐射半径等参数对网络脆弱性的影响,这些规律对 VANET 网络协议开发、拓扑控制和网络管理有着重要的意义。

1 VANET 网络拓扑模型及脆弱性测度

1.1 VANET 网络拓扑模型

在 VANET 动态复杂网络中,将车辆节点、路边单元(Road Side Unit,RSU)抽象为网络中的节点,节点之间无线通信映射为节点之间的连边,根据图论建立 VANET 网络拓扑模型,用 $V = \{v_1, v_2, \dots, v_N\}$ 表示网络中节点的集合,节点数目 $N = \|V\|$, $E = \{e_1, e_2, \dots, e_N\}$ 表示网络中边的集合, $G = (V, E)$ 表示 VANET 的网络拓扑图。设含有节点 v_i 连通分支的子图为 $Z_i = G(V_i, E_i)$, 最大连通分支定义为图 G 中节点数目最多的连通分支,最大连通分支的节点数用 $m(G) = \max_{1 \leq i \leq N} \|V(Z_i)\|$ 表示。

1.2 脆弱性测度

依据文献[8,15]给出了定义1~定义7。

1.2.1 连通分支测度

定义1 最大连通度 S 。网络总节点数中最大连通分支节点数的占比称为最大连通度,即

$$S = \frac{m(G)}{N} \quad (1)$$

式中: $0 \leq S \leq 1$, 当且仅当网络全连通时, $S = 1$, 网络受到攻击后, S 逐渐减少,直至 $S = 0$, 这时节点均为孤立节点,网络完全崩溃。

定义2 连通分支平均规模 s 。指当网络受到攻击去掉最大连通分支后剩余连通分支的平均节点数,即

$$s = \frac{\sum_{i=1}^N \|V(G_i)\| - m(G)}{N - 1} \quad (2)$$

定义3 临界点移除比例 f_c 。指网络处于临界崩溃状态时网络中被攻击的节点数与总节点数的比值,即网络处于崩溃边缘的阈值。当网络处于某种模式的攻击状态下,设节点移除比例为 f 。当 $f \leq f_c$ 时,网络中存在至少一个完整的连通分支;当 $f > f_c$ 时,网络被分割成很多非连通分支。

1.2.2 全局网络效率测度

定义4 网络平均路径长度 L 。设 d_{ij} 为连接任意节点对 (v_i, v_j) 之间的最短路径的边数,网络平均路径长度定义为任意2个节点之间距离的平均值,即

$$L = \frac{\sum_{i \neq j, i, j \in V} d_{ij}}{N(N-1)} \quad (3)$$

定义5 全局网络效率 E 。设 d_{ij} 的倒数为节点对之间的连通效率,全局网络效率为所有节点对连通效率的平均值,即

$$E = \frac{\sum_{i \neq j, i, j \in V} \frac{1}{d_{ij}}}{N(N-1)} \quad (4)$$

全局网络效率越大,说明网络连通性越好。

网络平均路径长度能够表征网络的连通性,平均路径长度越小,网络连通性越好。但 VANET 中车辆节点高速移动,网络拓扑结构变化频繁,存在间歇连通的可能性,即瞬时 $d_{ij} = \infty$ 的情况。当在某种攻击模式下,网络被破坏到一定程度时,会产生很多孤立的节点,也存在 $d_{ij} = \infty$ 的情况,此时网络非全连通,平均路径长度发散,用全局网络效率表达非全连通状态下的连通性更适合。

2 仿真实验

2.1 网络攻击策略

脆弱性主流方法是对网络进行不同方式的攻击,用相应的度量指标对网络的脆弱性进行分析。网络攻击策略即为用何种方法去除网络中的节点或边,目前研究中主要有蓄意攻击和随机攻击2种方式^[16-18]。蓄意攻击是有目的的攻击形式,选择性攻击目标,其攻击过程描述为:选取网络中最关键的节点或边作为攻击目标,目标被破坏后,

网络的连通性将发生改变,此时重新测算网络中最关键的节点或边后再次攻击,循环攻击后,网络变成非全连通状态,直至攻击完所有的节点或边。随机攻击指任意选取网络中的节点或边进行攻击,没有特定目标,随后再随机选取网络中的剩余节点或边,直至攻击完所有的节点或边。在现有研究中有许多挖掘节点或边重要性的方法,本文用复杂网络理论中节点度和介数对节点的重要性进行评估。

定义 6 节点度 k_i 。网络中与节点 v_i 相邻边的数量 k_i 称为节点 v_i 的度。网络中有 N 个节点,则网络中节点度的平均值为

$$k = \frac{\sum_{i=1}^N k_i}{N} \quad (5)$$

定义 7 节点介数 B_i 。网络中所有最短路径中经过节点 v_i 的数量比例,即

$$B_i = \sum_{j \neq k, j, k \in V} \frac{N_{jk}(i)}{N_{jk}} \quad (6)$$

式中: $N_{jk}(i)$ 表示节点对 (v_j, v_k) 之间的最短路径经过节点 v_i 的条数; N_{jk} 表示节点对 (v_j, v_k) 之间的最短路径数量。

从节点度和节点介数的定义来看,某个节点的度越大,说明该节点越重要。节点介数描述了节点在网络中的影响力和作用,某个节点介数越大,说明该节点在网络中交换的数据量越大,节点越重要,视为网络中的关键节点。

2.2 参数设置

目前,获得真实网络轨迹比较困难,存在数据不完整、精度不够等问题,公开的网络轨迹非常少,因此,本文利用 VanetMobiSim 软件^[19] 仿真 VANET 场景并对其脆弱性进行分析。移动模型采用智能驾驶员模型,可进行车道变换(Intelligent Driver Model with Lane Changes, IDM-LC),模型仿真参数如表 1 所示。

VANET 模型中,移动的节点即为运动的车辆,仿真实验中,车辆长度为 5 m,礼貌参数为 0.5,加速度为 0.6 m/s^2 ,减速度为 0.9 m/s^2 ,还可

表 1 模型仿真参数

Table 1 Simulation parameters of model

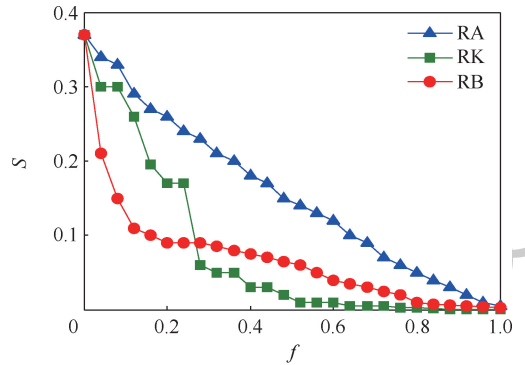
参数	数值
信号辐射半径 r/m	100, 200, 300
仿真区域面积/ $(\text{m} \times \text{m})$	$2\ 000 \times 2\ 000$
节点数目 N	100, 200, 300
车道数	双向四车道
仿真时间/s	300
节点速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	5 ~ 20

以获得任何时刻车辆的速度、加速度、位置等信息。

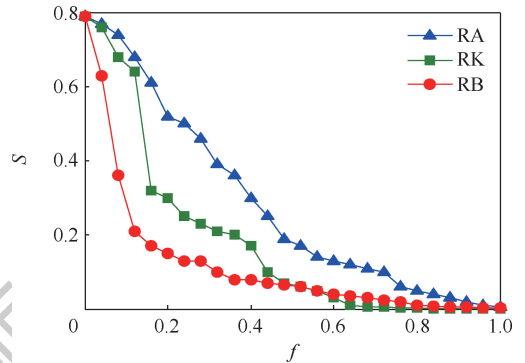
2.3 VANET 脆弱性分析

根据网络攻击策略和节点重要性的评价方法,分为基于节点度的蓄意攻击、基于节点介数的蓄意攻击和随机攻击。在 VANET 网络中,为便于分析,用符号 RK、RB、RA 分别表示基于节点度的蓄意攻击、基于节点介数的蓄意攻击、基于节点介数的随机攻击。

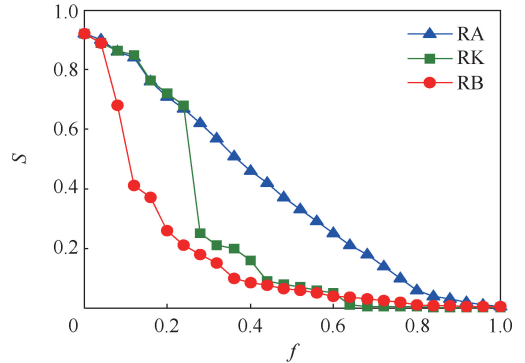
图 1 为不同信号辐射半径,节点数目为 200,网络受到 RK、RB、RA 攻击时最大连通度的变化情况。由图 1 可知,当节点信号辐射半径为 100 m $f=0$ 时, $S=0.375\ 0$, 初始网络连通性不佳。网络受到攻击后,当最大连通度数值小于 0.1



(a) $N=200, r=100 \text{ m}$



(b) $N=200, r=200 \text{ m}$



(c) $N=200, r=300 \text{ m}$

图 1 RA、RK、RB 攻击模式下 VANET 最大连通度
Fig. 1 The largest connected degree of VANET in RA, RK and RB attack modes

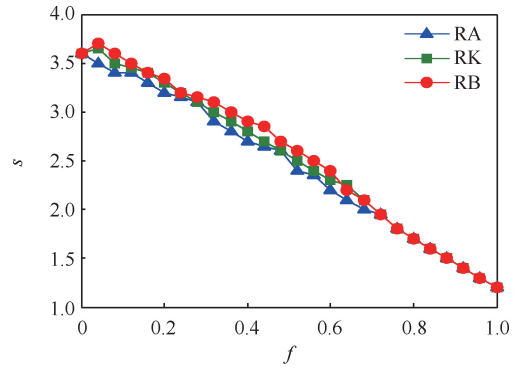
时,网络基本瘫痪。

在 RK 攻击下,当 $S=0.0612$ 时, $f_c=0.2966$; 在 RB 攻击下,当 $S=0.0912$ 时, $f_c=0.2147$; 在 RA 攻击下,当 $S=0.0873$ 时, $f_c=0.6567$, RK 与 RB 的交点为 $f=0.2735$ 。表明网络受攻击初期,蓄意攻击模式下 S 下降较快, RB 攻击模式下 VANET 最脆弱;随着 f 的增加, S 下降幅度变得平缓, VANET 网络表现出一定的抗毁性。

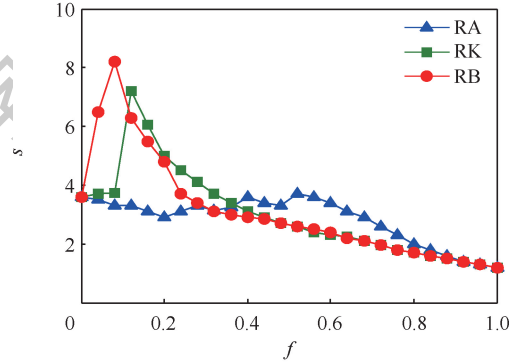
当节点信号辐射半径为 300 m , $f=0$ 时, $S=0.9360$, 初始网络连通性非常好。在 RK 攻击下,当 $S=0.0749$ 时, $f_c=0.5368$; 在 RB 攻击下,当 $S=0.0908$ 时, $f_c=0.3873$; 在 RA 攻击下,当 $S=0.0733$ 时, $f_c=0.7986$ 。随着节点辐射信号半径的增加,网络连通性越好, f_c 越大, VANET 脆弱性越弱。在蓄意攻击下, S 值初期下降幅度较大,说明此时关键节点被移除后网络被分割成多个小的连通分支,随后下降幅度变缓,二者之间呈现出断崖式下降,表现为较强的脆弱性。另外,当信号辐射半径相同时, RK、RB 攻击下的临界点移除比例 f_c 均小于 RA 攻击的 f_c 值,因此, VANET 在蓄意攻击模式下具有较强的脆弱性。在已知网络拓扑结构的前提下,保护介数大的节点更重要。

图 2 为网络中节点数为 200、信号辐射半径不同时, VANET 在 RK、RB、RA 三种攻击模式下网络连通分支平均规模的变化趋势。仿真结果表明,当信号辐射半径为 100 m 时,初始网络连通性不佳, RK、RB、RA 三种攻击模式下网络连通分支平均规模 s 与移除节点比例 f 成反比;当信号辐射半径为 200 m 时,网络初始连通性得到改善,从变化趋势上可知,随着节点移除比例的增加, VANET 连通度变得越来越松散, 3 种模式的 s 随 f 均为先变大后变小, RA 攻击模式下 s 波动最小;当信号辐射半径为 300 m 时, RA 攻击模式下, s 随 f 变化缓慢,但在 RK、RB 攻击模式下, RB 攻击模式下的 s 波动大于 RK 模式,说明基于节点介数的攻击效能要强于基于节点度的攻击效能, s 分别在 $f_c=0.4236$ 和 $f_c=0.1763$ 处开始迅速变小之后再缓慢变小,此时大量节点连接失效, VANET 被分割成许多较小的互不连通的分支,网络趋于崩溃。

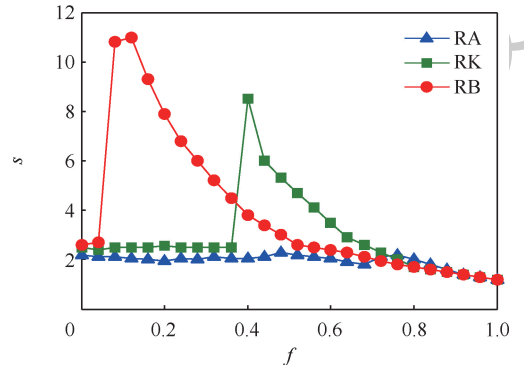
图 3 为节点信号辐射半径不同、车辆节点数为 200 时,网络在 RK、RB、RA 攻击模式下 VANET 的全局网络效率。仿真结果表明,信号辐射半径越大,全局网络效率越高; 3 种不同攻击策略下, RA 攻击模式的全局网络效率最高。对于 RK、RB 攻击策略,从图 1 ~ 图 3 比较脆弱性测度



(a) $N=200, r=100\text{ m}$



(b) $N=200, r=200\text{ m}$



(c) $N=200, r=300\text{ m}$

图 2 RA、RK、RB 攻击模式下 VANET 连通分支平均规模

Fig. 2 Average size of connected components of VANET in RA, RK and RB attack modes

的值可知, RB 模式的攻击效能最强, RK 次之。在相同的节点信号辐射半径下, RA 攻击模式下的全局网络效率均高于 RK、RB。

图 4 ~ 图 6 为节点信号辐射半径为 300 m 时, RA、RK、RB 攻击模式下车辆节点密度对网络脆弱性的影响。研究结果表明,在信号辐射半径一定时,节点密度越小,网络连通性越差, VANET 越脆弱;随着节点密度的增加,网络连通性变好, VANET 脆弱性得到改善;当 VANET 全连通时,节点密度对网络脆弱性影响较小。因此,在进行 VANET 拓扑控制时,依据地形、实际道路、RSU 配置等不同场景,对节点密度、节点信号辐射半径进行优化配置,可使得网络具有较好的连通性。

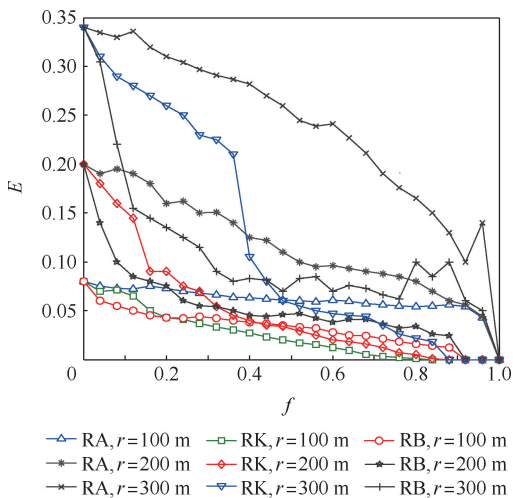


图 3 RA、RK、RB 攻击模式下信号辐射半径对 VANET 全局网络效率的影响

Fig. 3 Influence of signal radiation radius on global network efficiency of VANET in RA, RK and RB attack modes

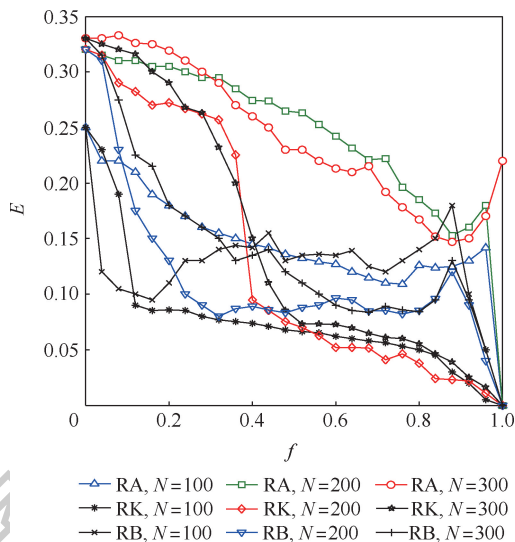


图 6 RA、RK、RB 攻击模式下节点密度对 VANET 全局网络效率的影响

Fig. 6 Influence of node density on global network efficiency of VANET in RA, RK and RB attack modes

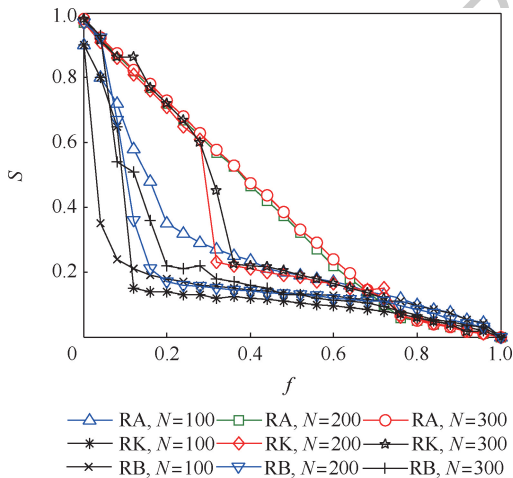


图 4 RA、RK、RB 攻击模式下节点密度对 VANET 最大连通度的影响

Fig. 4 Influence of node density on the largest connected degree of VANET in RA, RK and RB attack modes

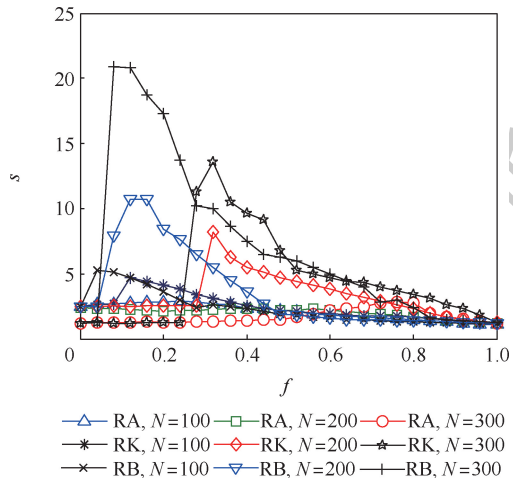


图 5 RA、RK、RB 攻击模式下节点密度对 VANET 连通分支平均规模的影响

Fig. 5 Influence of node density on average size of connected components of VANET in RA, RK and RB attack modes

3 结 论

基于复杂网络理论研究了 VANET 脆弱性特征,对分析网络整体性能具有非常重要的意义,结论如下:

- 1) 比较最大连通度、连通分支平均规模、全局网络效率等脆弱性测度值,基于节点介数的蓄意攻击效能最强,对网络破坏性最大。
- 2) 节点密度、信号辐射半径越小,VANET 连通性越差,网络越脆弱;当 VANET 全连通时,节点密度对网络脆弱性影响较小。

通过对 VANET 脆弱性的研究发现,网络中的关键节点对网络脆弱性影响非常大,加强对关键节点的保护、优化节点密度和信号辐射半径等参数对实现 VANET 拓扑控制、降低网络的脆弱性、提高网络生存性具有重要意义。

参考文献 (References)

[1] RASHEED A, GILLANI S, AJMAL S, et al. Vehicular Ad Hoc network (VANET): A survey, challenges, and applications[M] // LAOUITI A, QAYYUM A, SAAD M N M. Vehicular Ad-Hoc Networks for Smart Cities. Berlin: Springer, 2017: 39-51.

[2] ZHANG H, LI J. Modeling and dynamical topology properties of VANET based on complex networks theory[J]. AIP Advances, 2015, 5(1): 017150.

[3] 张宏,李杰. 车载自组织网络拓扑特性及控制[J]. 交通运输系统工程与信息, 2015, 15(2): 81-87.

ZHANG H, LI J. Topological characteristics and control approach for VANET[J]. Transportation Systems Engineering and Information, 2015, 15(2): 81-87 (in Chinese).

- [4] ZHANG H, YAO Y G. An integrative vulnerability evaluation model to urban road complex network [J]. *Wireless Personal Communications*, 2019, 107(1) : 193-204.
- [5] ELSADING M A, FADLALLA Y A. VANETs security issues and challenges: A survey [J]. *Indian Journal of Science and Technology*, 2016, 9(28) : 1-8.
- [6] 张宏, 吕悦晶. 车载自组织网络信息流量特性分析 [J]. *工程数学学报*, 2017, 34(5) : 449-457.
ZHANG H, LV Y J. Information flow characteristics analysis of vehicular ad-hoc network [J]. *Chinese Journal of Engineering Mathematics*, 2017, 34(5) : 449-457 (in Chinese).
- [7] TYAGI R, SHARMA N K, MALHOTRA K, et al. Comprehensive methodology for threat identification and vulnerability assessment in Ad Hoc networks [M] // BOKHARI M U, AGRAWAL N, SAINI D. *Cyber security*. Berlin: Springer, 2018: 335-347.
- [8] 冯慧芳, 李彩虹. 基于复杂网络的车载自组织网络抗毁性分析 [J]. *计算机应用*, 2016, 36(7) : 1789-1792.
FENG H F, LI C H. Invulnerability analysis of vehicular Ad-Hoc network based on complex network [J]. *Journal of Computer Applications*, 2016, 36(7) : 1789-1792 (in Chinese).
- [9] FENG H F, LI C H, XU Y J. Invulnerability analysis of vehicular ad hoc networks based on temporal networks [C] // 2016 2nd IEEE International Conference on Computer and Communications (ICCC). Piscataway: IEEE Press, 2016: 16867374.
- [10] SARIKA S, PRANVIN A, VIJAYAKUMAR A, et al. Security issues in mobile ad hoc networks [J]. *Procedia Computer Science*, 2016, 16(1) : 217-222.
- [11] FU X W, YANG Y S, POSTOLACHE O. Invulnerability of clustering wireless sensor networks against cascading failures [J]. *IEEE Systems Journal*, 2019, 13(2) : 1431-1442.
- [12] KHAN Z, FAN P, FANG S. On the connectivity of vehicular ad hoc network under various mobility scenarios [J]. *IEEE Access*, 2017, 5 : 22559-22565.
- [13] NAGHSHIN V. Modeling and analysis of wireless communications networks; Multi-tier cellular and ad hoc networks [D]. Canberra: University of New South Wales, 2017.
- [14] COOPER C, FRANKLIN D, ROS M, et al. A comparative survey of VANET clustering techniques [J]. *IEEE Communications Surveys and Tutorials*, 2016, 19(1) : 657-681.
- [15] ALBERT R, JEONG H, BARABASI A L. Error and attack tolerance of complex networks [J]. *Nature*, 2000, 406(6794) : 378-382.
- [16] 冯慧芳, 李彩虹, 王瑞. 河谷型城市公交网络脆弱性研究: 以兰州市为例 [J]. *交通运输系统工程与信息*, 2016, 16(1) : 217-222.
FENG H F, LI C H, WANG R. Vulnerability study for public transport network of valley city: Case of Lanzhou [J]. *Transportation Systems Engineering and Information*, 2016, 16(1) : 217-222 (in Chinese).
- [17] 朱云峰, 王艳军, 朱陈平. 不同攻击模式下中国航路网络抗毁性研究 [J]. *南京工程学院学报 (自然科学版)*, 2018, 16(2) : 51-56.
ZHU Y F, WANG Y J, ZHU C P. Research on the invulnerability of China's air route network under different attack strategies [J]. *Journal of Nanjing Institute of Technology (Natural Science Edition)*, 2018, 16(2) : 51-56 (in Chinese).
- [18] 中华人民共和国住房和城乡建设部. 城市综合交通体系规划标准: GB/T 51328—2018 [S]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2018.
Ministry of Housing and Urban-Rural Development of the People's Republic of China. Standard for urban comprehensive transport system planning: GB/T 51328—2018 [S]. Beijing: China Architecture & Building Press, 2018 (in Chinese).
- [19] HARRI J, FIORE M, FETHI F, et al. VanetMobiSim project [EB/OL]. (2016-09-21) [2019-03-01]. <http://vanet.eurecom.fr>.

Vulnerability of vehicular ad hoc network based on complex network

ZHANG Hong^{1,2,*}, LYU Yuejing³

(1. Transportation Institute, Inner Mongolia University, Hohhot 010070, China;

2. Inner Mongolia Engineering Research Center for Urban Transportation Data Science and Applications, Hohhot 010070, China;

3. School of Automobile and Traffic Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China)

Abstract: As an important fundamental application of intelligent traffic system, the safe and stable operation of Vehicular Ad Hoc Network (VANET) is indispensable for the transportation system and even the sustainable development of social economy. The largest connected degree, average size of connected components and global network efficiency were used as the vulnerability evaluation metrics for VANET. Based on complex network theory, the VANET simulation model was established through vehicle simulation software (VanetMobisim). Then, the relationship between the quantitative index of vulnerability and the node removal ratio under random attacks and intentional attacks was analyzed in detail. Furthermore, the influence of the density of nodes, signal radiation radius and patterns of attack on VANET vulnerability was analyzed by simulation experiment. The experimental results show that the VANET has a high vulnerability under intentional attacks; the intentional attacks based on node betweenness destroyed the networks most strongly. The smaller node density and signal radiation radius are, the worse VANET connected degree is and the more vulnerable the network is. The research methodology and results provide the theoretical basis for VANET topology control optimization and network management decision-making.

Keywords: Vehicular Ad Hoc Network (VANET); complex network; vulnerability; intentional attack; random attack

Received: 2020-06-23; **Accepted:** 2020-09-04; **Published online:** 2020-10-09 14:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201009.1146.005.html

Foundation item: Natural Science Foundation of Inner Mongolia Autonomous Region of China (2019MS07021)

* **Corresponding author.** E-mail: zh-hong@imu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0256

地气光辐射对空间目标成像特性影响分析



张路平*, 陈盛, 胡谋法

(国防科技大学 电子科学学院, 长沙 410073)

摘 要: 为分析地气光辐射对空间目标成像特性的影响,以地球同步轨道(GEO)卫星搭载的可见光成像器为探测平台,利用卫星工具包(STK)设计高椭圆轨道(HEO)及近地轨道(LEO)目标运动场景,根据空间目标、地球、太阳、探测平台之间的位置关系,采用微元法建立空间目标与地气光背景等效星等模型,推导出空间目标信噪比(SNR)计算公式。分析了距离、角度参数变化对不同轨道空间目标、地气光背景等效星等及空间目标信噪比的影响。仿真结果表明:当探测平台距离空间目标较远时,地气光背景等效星等低于空间目标等效星等,地气光辐射比空间目标信号强。当地气光辐射进入和离开空间目标探测视场时,空间目标信噪比最大,该时间段是进行空间目标探测的最佳“观测窗口”。仿真得出的空间目标信噪比值为空间目标探测识别提供了理论计算依据。

关键词: 地气光辐射; 空间目标; 等效星等; 信噪比(SNR); 卫星工具包(STK)

中图分类号: TP391

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1550-08

天基光电测量技术在航天器捕获追踪、交汇测量等方面有着广泛的应用。空间目标探测过程中,光电探测系统除了接收源自于太阳辐照的目标辐射能量外,还会接收地气光辐射。地气光辐射是指以地球表面为下限、大气上界为上限的地球-大气系统向宇宙空间释放的各类辐射的总称,主要以反射的太阳光为主^[1]。以地气光辐射为背景的地球临边背景噪声严重影响空间弱小目标的成像,研究如何消减地气光辐射对空间目标成像影响成为当前空间弱小目标探测识别亟需解决的问题。文献[2]建立了简化的航天器地气光分布计算模型,分析了地气光在航天器视场中的分布、随季节更替的变化。文献[3]建立了地表反射光模型,提出将地气光作为辅助照明光源照射空间目标的表面照度计算方法。文献[4]分析了深空背景影响下,空间目标可见光相机探测的原理。文献[5]建立了简易的地气光对星敏感器辐

照度影响模型。文献[6]提出了一种利用姿态调整调节机械装置规避地气光的空间碎片探测方法。上述方法均未系统地分析地气光辐射对空间目标成像的影响,未考虑地气光辐射无法通过调节机械装置进行完全抑制时,如何通过软件算法消减其对目标成像的影响。分析地气光辐射对空间目标成像特性的影响成为开展地气光背景抑制研究的基础。

本文以地球同步轨道(GEO)卫星上的天基空间光电探测系统为探测平台,将空间目标及地气光辐射放到同一场景,采用微元法进行辐射建模,通过卫星工具包(STK)设计近地轨道(LEO)及高椭圆轨道(HEO)2个不同轨道上的目标运动场景,分析角度及距离参数变化对不同轨道空间目标及地气光背景等效星等的影响,以及不同观测时刻地气光辐射对空间目标信噪比的影响,为进行空间目标探测识别提供理论计算依据,同时

收稿日期: 2020-06-11; 录用日期: 2020-09-30; 网络出版时间: 2020-10-19 10:34

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201019.0834.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61901489)

* 通信作者. E-mail: zhangluping-002@163.com

引用格式: 张路平, 陈盛, 胡谋法. 地气光辐射对空间目标成像特性影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1550-1557. ZHANG L P, CHEN S, HU M F. Influence of earth-atmosphere radiation on imaging characteristics of space object[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1550-1557 (in Chinese).

也为减小、规避地气光辐射影响,在空间目标探测时间段的选择上提供时间维度参考。

1 空间目标成像及地气光辐射建模

1.1 空间目标成像可见性分析

在分析地气光辐射对空间目标成像特性的影响时,首先,考虑太阳、地球及空间探测平台三者之间的空间位置关系,确保空间探测平台与空间目标之间的视线不应该受到地球的遮挡,如图 1 所示。目标 1 位于探测视场内,目标 2 位于地球遮挡临界点,目标 3 位于地球阴影区,完全被遮挡。其次,要求探测器探测空间目标时避开太阳直射,否则会使视场处于高亮背景,对探测器造成损坏。最后,从能量角度要求空间目标辐射信号强度满足探测器的最低探测阈值,确保目标可被探测^[7]。

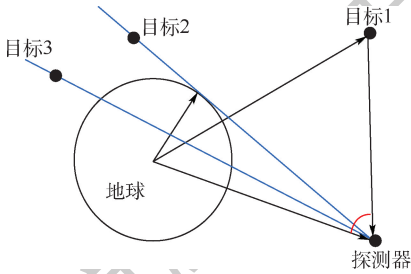


图 1 地球遮挡示意图

Fig. 1 Schematic diagram of earth occlusion

1.2 空间目标辐射建模

将可见光探测器看成一个积分光子计数器,空间目标的辐射能量用光子数来表示。空间目标辐射能量主要来自于太阳光辐照。根据普朗克方程可计算出太阳光在可见光光谱范围内的辐射强度 I_s (单位 W/sr) 为

$$I_s = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \left(\frac{1}{e^{hc/(\lambda kT)} - 1} \right) d\lambda \quad (1)$$

式中: h 为普朗克常数; c 为真空中的光速; k 为玻尔兹曼常数; λ_2 、 λ_1 分别为探测器可探测光谱的上、下限波长; T 为太阳温度。

太阳在可见光谱段范围内对空间目标的辐照度 E_{st} (单位 W/m^2) 为

$$E_{st} = \frac{I_s A_s}{4\pi R_{st}^2} \quad (2)$$

式中: A_s 为太阳表面积; R_{st} 为太阳与空间目标的距离。

将空间目标看作成一个朗伯辐射体,到达探测器入瞳处的辐射强度 I_l (单位 W/sr) 为

$$I_l = \frac{E_{st} \rho_l A_l \cos \alpha}{2\pi} \quad (3)$$

式中: α 为太阳光与空间目标、探测器之间形成的探测相角; ρ_l 为空间目标的光谱反射率; A_l 为空间目标的等效截面积。

将探测器采集到的空间目标信号能量转化为光子数,得到进入探测器的空间目标信号光子流量密度 Φ_l (单位 $photons \cdot m^{-2} \cdot s^{-1}$) 为

$$\Phi_l = \frac{I_l \bar{\lambda}}{R_{ld}^2 hc} \quad (4)$$

式中: R_{ld} 为空间目标到探测器的距离; $\bar{\lambda}$ 为可见光谱段平均波长。

当对空间目标进行探测时,探测器像元接收到的光子数 N_l 为

$$N_l = \Phi_l A_d \tau Q t / N_p \quad (5)$$

式中: A_d 为探测器光学系统的有效入瞳面积; τ 为光学系统透过率; Q 为探测器对信号光的量子效率; t 为信号曝光时间; N_p 为空间目标成像像素数。

1.3 地气光辐射模型

地气光辐射对空间目标成像的影响是通过增加地气光背景噪声从而改变空间目标信噪比实现的^[8]。由于地球自身辐射很小,地气光辐射主要考虑来自于地球反射的太阳光。假定太阳到地球大气层表面的距离为 R_{se} ,太阳对地球大气层表面的辐照度 E_{se} (单位 W/m^2) 为

$$E_{se} = \frac{I_s A_s}{4\pi R_{se}^2} \quad (6)$$

将地球看作是一个朗伯球体,探测器对轨道空间目标及地球表面地气光辐射的观测光路如图 2 所示。图中: β 为太阳到大气层表面面元的连线与面元区域法线方向的夹角,即光照角, θ 为面光源对探测器投射光方向与面元法向的夹角,即出射角, ζ 为面光源对探测器投射光方向与探测器光轴方向的夹角,即离轴角。

将地球表面看成是一个等效朗伯球体,当受到太阳光照射时,由于漫反射,该等效朗伯球体表

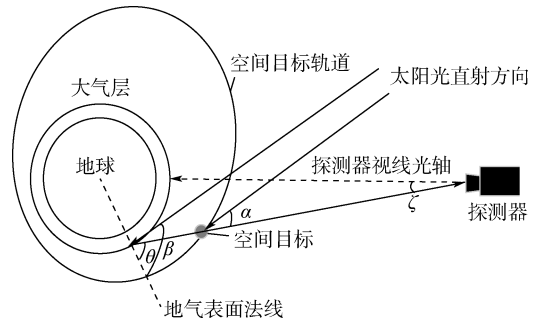


图 2 空间目标与地气光辐射观测示意图

Fig. 2 Schematic diagram of space object and earth-atmosphere radiation observation

面又将反射的太阳光辐射到达探测器,为便于分析,只考虑能够进入探测器视场的地气光影响。

采用微元法分析地气光辐射模型。太阳光照射到地球表面的某一区域内,将该区域分成尽可能多的微小面元,该微小面元作为一个面光源产生的辐射强度为 I_e (单位 W/sr),若地球表面的反射率为 ρ_e ,则 I_e 可表示为

$$I_e = \frac{E_{se} \rho_e \cos \beta}{\pi} \quad (7)$$

该微小面元又将太阳光辐射到探测器。假定地气光辐射进入探测器遮光罩入口平面的地球表面区域总面积为 A_e ,到探测器之间的距离为 R_{ed} ,则在探测器表面产生的地气光辐照度 E_{ed} (单位为 W/m^2)

$$E_{ed} = \frac{I_e A_e \cos \theta \cos \zeta}{R_{ed}^2} \quad (8)$$

将式(7)代入式(8)可得

$$E_{ed} = \frac{\rho_e E_{se} A_e \cos \beta \cos \theta \cos \zeta}{\pi R_{ed}^2} \quad (9)$$

进行空间目标探测时,一般将背景及目标的亮度与等效星等进行类比。根据辐照度与等效星等之间的关系^[9-11],可得地气光背景噪声等效星等 m_e 为

$$m_e = \log_{2.512} \frac{E_0}{E_{ed}} \quad (10)$$

式中: $E_0 = 2.96 \times 10^{-8} W/m^2$ 为0星等空间目标在地球大气层外产生的辐照度。

地气光背景噪声在探测器上产生的光子数 N_e 为

$$N_e = \Phi_e A_d \tau A_p Q t \quad (11)$$

式中: $\Phi_e = 5 \times 10^{10} / 2.512^{m_e}$ 为单位立体角地气光背景噪声光子流量密度; A_p 为探测器单个像元的角面积。

将式(9)、式(10)代入式(11)可得地气光背景噪声光子数为

$$N_e = \frac{5 \times 10^{10} A_d A_s A_e \tau A_p Q t \rho_e I_s \cos \beta \cos \theta \cos \zeta}{4 \pi^2 E_0 R_{se}^2 R_{ed}^2} \quad (12)$$

1.4 空间目标信噪比分析

用探测器接收到的空间目标光子数及背景噪声光子数之比来表征空间目标信噪比。在探测空间目标时,探测器可能接收到的噪声^[12-14]包括空间目标辐射光子噪声 n_t 、地气光背景噪声 n_e 、暗电流噪声 n_d 、读出噪声 n_r ,各噪声计算如下:

$$\begin{cases} n_t = \sqrt{N_t} \\ n_e = \sqrt{N_e} \\ n_d = \sqrt{N_d} \end{cases} \quad (13)$$

式中: N_t 、 N_e 、 N_d 分别为空间目标光子数、地气光背景噪声光子数、探测器暗电流噪声光子数。

由于各噪声相互独立,探测器接收到总的光子噪声方差 N_n 为所有噪声方差之和:

$$N_n = \sqrt{N_t + N_e + N_d + n_r^2} = \sqrt{n_t^2 + n_e^2 + n_d^2 + n_r^2} \quad (14)$$

空间目标信噪比为

$$\text{SNR} = \frac{N_t}{N_n} = \frac{N_t}{\sqrt{n_t^2 + n_e^2 + n_d^2 + n_r^2}} = \frac{\rho_t A_s A_d \bar{\lambda} \tau Q t c \cos \alpha \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{1}{\lambda^5} \left(\frac{1}{e^{hc/(\lambda kT)} - 1} \right) d\lambda}{4 \pi N_p R_{st}^2 R_{td}^2 \sqrt{n_t^2 + n_e^2 + n_d^2 + n_r^2}} \quad (15)$$

式(5)、式(12)、式(15)为计算和分析地气光辐射影响下的空间目标信噪比的理论基础。

2 地气光辐射对空间目标信噪比的影响

2.1 STK 场景设计

为分析地气光辐射对空间目标信噪比的影响,通过 STK 对天基探测平台与卫星目标进行场景设计^[15]。探测平台为 GEO 卫星上搭载的可见光探测器,探测目标为逆时针运动的 LEO 卫星与 HEO 卫星。假设卫星目标的等效球体半径为 2 m,空间目标的光谱反射率 ρ_t 为 0.33。部分探测器参数参照了美国“空间中段监视”试验卫星上搭载的天基可见光相机(SBV)参数及文献[4]中仿真设计的探测器参数,详细参数设置如表 1 所示。

表 1 探测系统参数

参数	数值
光学系统孔径/m	0.4
透过率 τ	0.56
可见光谱段 $\lambda_1 \sim \lambda_2/\mu m$	0.3 ~ 0.9
探测器 IFOV/arcsec	1.76
暗电流噪声 n_d	$18e^-$
读出噪声 n_r	$6e^-$
探测器对信号光的量子效率 Q	0.66
曝光时间 t/s	0.5

注:arcsec 指弧秒,角度单位; e^- 表示热电子,用以表征暗电流噪声大小。

通过 STK 场景数据报告可得到 GEO、HEO、LEO 轨道卫星及太阳在 J2000 地球惯性坐标系下的实时空间坐标与运动速度。STK 软件仿真场景如图 3 所示。

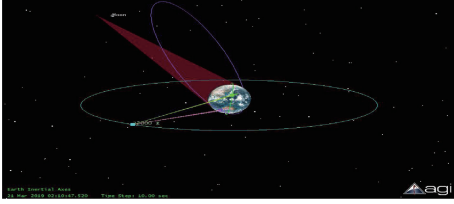


图 3 STK 场景

Fig.3 STK scene

2.2 地气光辐射对 LEO 及 HEO 轨道目标信噪比的影响

在 GEO 探测平台布置 2 个探测器,采用主动方式追踪 LEO 轨道目标与 HEO 轨道目标(即目标离轴角 $\zeta=0^\circ$)。为分析地气光辐射对空间目标信噪比的影响,根据太阳、地球、不同轨道上卫星及探测平台之间的位置关系选择探测时间段,确保地气光辐射进入探测器目标视场内,即空间目标及地气光辐射均进入探测器视场。以地气光进入和离开探测器目标视场的时刻为观测开始及结束时段,称该时间段内的观测为一次完整观测。

本文仅分析一个 GEO 轨道周期内(23.93 h)地气光辐射对空间目标信噪比的影响。HEO 和 LEO 轨道周期分别为 11.96 h 和 1.64 h,根据 GEO 特性,在一个 GEO 轨道周期内,理论上 HEO 轨道目标至多有 1 次完整观测,LEO 轨道目标至多有 7 次完整观测。场景仿真时选择的观测日期为 2019 年 3 月 21 日,根据目标可观测条件及地气光辐射进入探测器目标视场时间的综合要求,HEO 轨道目标有 1 次完整观测,LEO 轨道目标有 4 次完整观测,表 2、表 3 分别给出了 2 个轨道目标的完整观测时间段。

2.2.1 HEO 及 LEO 轨道目标的第 1 次完整观测

影响空间目标信噪比的因素包括与空间目标光子数相关的 α 、 R_{id} 、 R_{st} ,以及与地气光光子数相关的 β 、 θ 、 R_{ed} 、 R_{se} 。表 4 分析了第 1 次完整观测时间段内上述参数的统计值。

表 2 地气光辐射进入 HEO 轨道目标探测视场时间段

Table 2 Period when earth-atmosphere radiation enters the HEO orbit target detection field of view

地气光进入 HEO 轨道目标探测视场	开始时间 (世界时)	结束时间 (世界时)	持续时间/s
第 1 次	01:49:06	02:18:38	1 773
合计持续时间			1 773

表 3 地气光辐射进入 LEO 轨道目标探测视场时间段

Table 3 Period when earth-atmosphere radiation enters the LEO orbit target detection field of view

地气光进入 LEO 轨道目标探测视场	开始时间 (世界时)	结束时间 (世界时)	持续时间/s
第 1 次	02:06:38	02:32:31	1 554
第 2 次	03:41:56	04:12:46	1 851
第 3 次	05:19:42	05:50:05	1 824
第 4 次	06:59:37	07:24:23	1 487
合计持续时间			6 716

表 4 距离和角度参数变化

Table 4 Variation of distance and angle parameters

轨道	参数	极小值	变化规律
LEO	探测相角 α		单调递减
	R_{id}/m	3.54×10^7	先减后增
	R_{st}/m	$1.489 8 \times 10^{11}$	先减后增
	光照角 β	8.586 5	先减后增
	出射角 θ	21.427 4	先减后增
	R_{ed}/m	$3.607 6 \times 10^7$	先减后增
HEO	R_{se}/m	1.4901×10^{11}	先减后增
	探测相角 α		单调递减
	R_{id}/m	$2.782 5 \times 10^7$	单调递增
	R_{st}/m	$1.489 7 \times 10^{11}$	单调递增
	光照角 β	23.523 5	先减后增
	出射角 θ	28.585 7	先减后增
	R_{ed}/m	$3.637 0 \times 10^7$	先减后增
	R_{se}/m	$1.490 0 \times 10^{11}$	先减后增

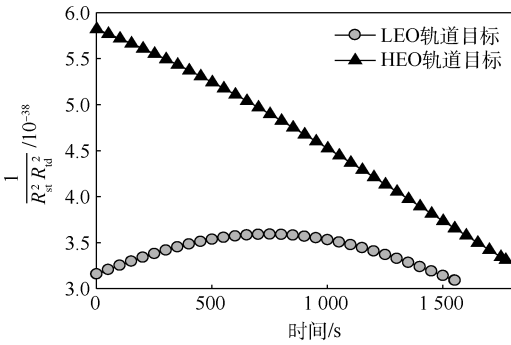
为便于分析上述因素对空间目标信噪比的影响,根据式(15),用 $\cos \alpha$ 、 $1/(R_{st}^2 R_{id}^2)$ 表示与空间目标相关的角度及距离参数,用 $\cos \beta \cos \theta \cos \zeta$ 、 $1/(R_{se}^2 R_{ed}^2)$ 表示与地气光辐射相关的角度及距离参数。

采样间隔为 1 s,第 1 次完整观测时间段内空间目标等效星等及相关参数变化如图 4 所示。

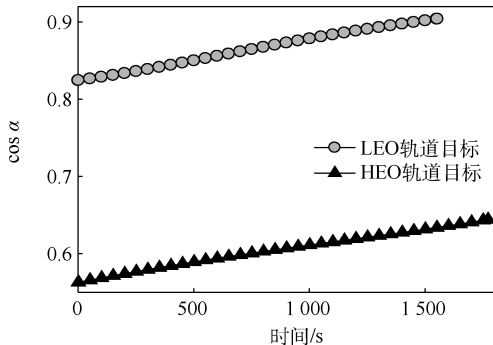
第 1 次完整观测时间段内,HEO 轨道目标由远地点向近地点运动,远离探测器及太阳, R_{st} 与 R_{id} 单调递增,太阳、探测平台及空间目标之间形成的探测相角 α 单调递减,变化范围为 $49^\circ \sim 55^\circ$;LEO 轨道目标从地球北极上空经赤道向南极上空运动, R_{st} 与 R_{id} 先减后增, α 单调递减,取值范围约为 $25^\circ \sim 34^\circ$ 。

如图 3 所示,HEO 轨道卫星仅运动到近地点附近时才有地气光辐射进入空间目标探测视场。空间目标等效星等与 $\cos \alpha$ 及 $1/(R_{st}^2 R_{id}^2)$ 成反比,但主要受距离参数影响。HEO、LEO 轨道目标分别存在 0.45、0.2 个等效星等变化。

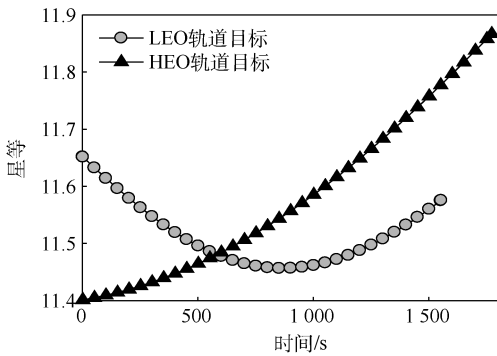
根据地气光辐射模型得到观测时段内地气光背景等效星等及相关参数变化,如图 5 所示。



(a) 距离参数



(b) 角度参数



(c) 空间目标等效星等

图4 空间目标等效星等及相关参数变化

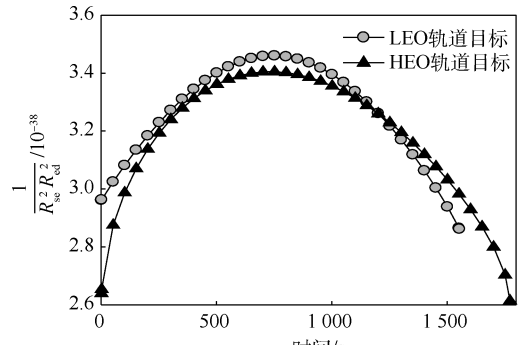
Fig.4 Variation of space target equivalent magnitude and related parameter

HEO 及 LEO 轨道目标从靠近北极上空经赤道再向南极运动过程中, 地气光辐射进入空间目标探测视场, R_{se} 与 R_{ed} 先减后增, 地气光光照角 β 、出射角 θ 先减后增。

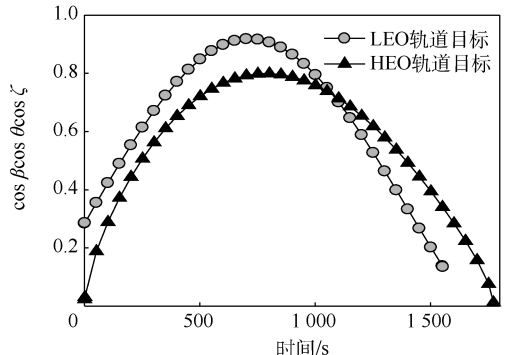
与地气光背景相关的距离参数 $1/(R_{se}^2 R_{ed}^2)$ 及角度参数 $\cos \beta \cos \theta \cos \zeta$ 先增大后减小, 地气光背景等效星等与这 2 个参数成反比; 观测时间段内, 与 HEO 地气光背景相关的距离、角度参数变化比 LEO 的大, HEO、LEO 地气光背景分别存在 4.5、2.1 个等效星等变化。

得到空间目标及地气光背景等效星等后, 根据空间目标信噪比模型, 可得到第 1 次完整观测时间段内 LEO 及 HEO 轨道目标的信噪比变化, 如图 6 所示。

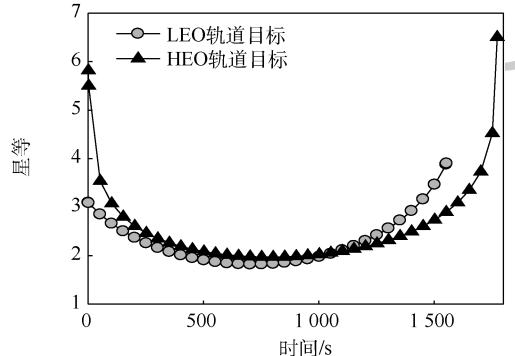
在地气光辐射进入和离开空间目标探测视场



(a) 距离参数



(b) 角度参数



(c) 背景等效星等

图5 地气光背景等效星等及相关参数变化

Fig.5 Variation of earth-atmosphere background equivalent magnitude and related parameter

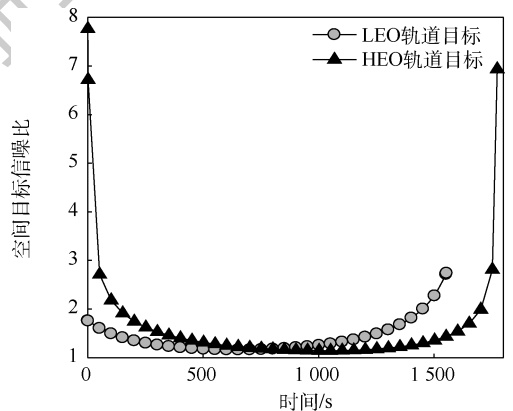


图6 空间目标信噪比变化

Fig.6 Variation of space target SNR

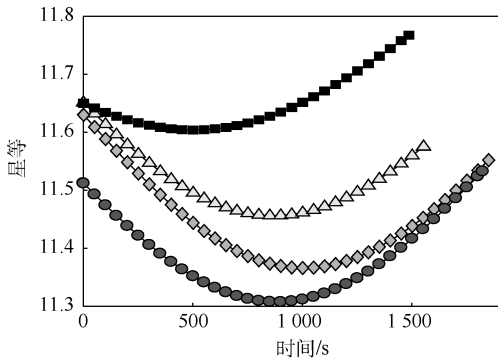
时, 空间目标信噪比变化较大, HEO 轨道目标信噪比在前 200 s 观测内从 7.76 下降到 1.75, 随后稳定在 1.5, 地气光辐射离开空间目标探测视场

前 200 s 内,空间目标信噪比由 1.47 上升到 6.94;LEO 轨道目标信噪比在地气光出入视场时刻变化幅度相对 HEO 轨道目标要小。

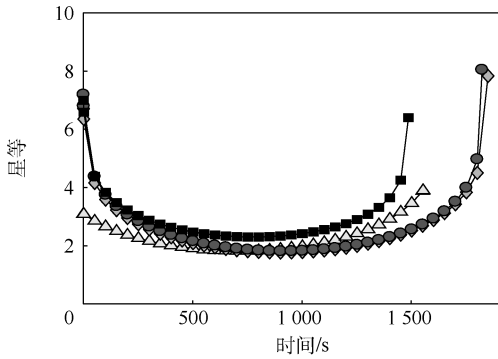
2.2.2 LEO 轨道目标的 4 次完整观测

LEO 轨道目标的 4 次完整观测时段内,空间目标与地气光背景等效星等及信噪比变化如图 7 所示。

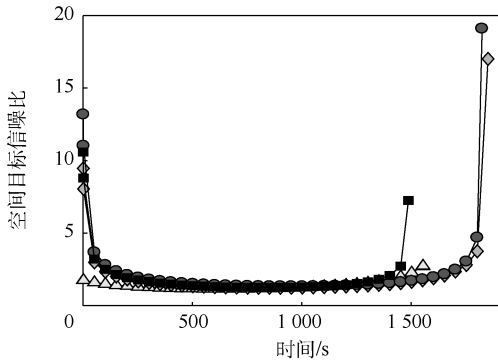
LEO 轨道目标等效星等均呈现先减小后增大趋势。地气光辐射第 3 次进入 LEO 轨道目标探测视场后的 200 s 内,空间目标信噪比从 13.19 下降到 2.13,随后稳定在 2.0 左右,地气光辐射离开空间目标探测视场的前 200 s 内,LEO 轨道目标信噪比从 2.05 升到 19.11,整个观测时段内信噪比变化幅度约为 18。



(a) 空间目标等效星等



(b) 地气光背景等效星等



(c) 空间目标信噪比

—△— 第1次 —◇— 第2次 —●— 第3次 —■— 第4次

图 7 不同观测时段空间目标及地气光背景特性变化

Fig. 7 Characteristic variation of target and earth-atmosphere background in different observation periods

地气光背景等效星等在地气光进出空间目标探测视场时刻变化较大,其等效星等比空间目标等效星等低,即地气光背景噪声强度比空间目标信号强度高,空间目标信噪比主要受地气光辐射影响。地气光辐射越强,空间目标信噪比越低,反之越高。在不同探测时段,得到的空间目标及地气光背景等效星等相差不大。

2.3 模型验证

2.3.1 空间目标等效星等验证

陈荣利等^[9]利用普森公式将空间目标照度转化为星等数来描述,其球体模型如下:

$$m_i = 1.3 - 2.5 \lg \rho_i + 5 \lg R_{id} - 5 \lg D - 2.5 \lg [\sin \sigma + (\pi - \sigma) \cos \sigma] \quad (16)$$

式中: m_i 为空间目标等效星等数; R_{id} 以 100 km 为单位; D 为空间目标等效直径; σ 为位相角。

利用该模型计算得到的结果与紫金山天文台及国家天文台兴隆站观测的实测数据基本吻合,仅存在 0.5 个星等的差异。经分析,其星等误差是由仿真模型表面光学特性假设、仿真模型形状假设与真实空间目标之间的差异引起的。虽然本文未能通过实测数据验证空间目标等效星等模型的正确性与合理性,但可通过与基于普森公式构建的模型进行对比,从而间接验证本文模型的正确性与合理性。

将本文建模所用的空间目标反射率 ρ_i 、空间目标等效球体直径 (4 m)、空间目标探测距离 R_{id} 、位相角 σ 等参数代入普森公式,计算出基于该模型的空间目标等效星等,同时与本文模型得到的空间目标等效星等进行对比,对比结果如图 8 及表 5 所示。

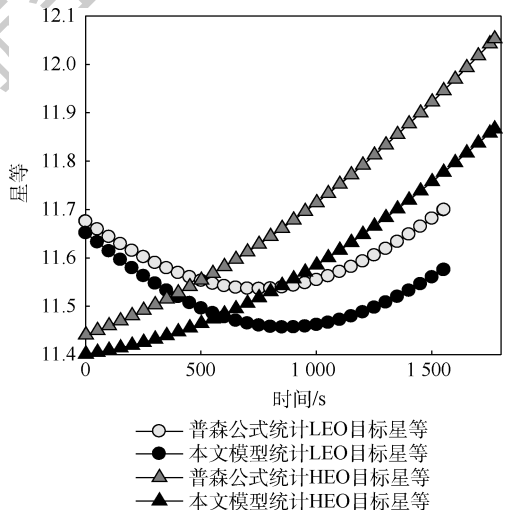


图 8 两种模型得到的空间目标等效星等变化

Fig. 8 Equivalent magnitude variation of space objects with two models

表5 两种模型空间目标等效星等数据对比
Table 5 Comparison of space target equivalent magnitude between two models

类别	HEO 轨道目标等效星等均值	LEO 轨道目标等效星等均值
普森公式	11.698 3	11.589 4
本文模型	11.580 5	11.513 6
差值	0.117 8	0.075 8

图8及表5对比结果表明,由于空间目标探测距离与位相角参数取值的有效位数误差,本文模型计算得到的HEO轨道目标与LEO轨道目标等效星等与基于普森公式计算得到的等效星等仅有0.1个星等的差异。2种模型计算结果表明,本文模型计算得到的空间目标等效星等与真实观测数据星等吻合,构建的空间目标等效星等模型正确合理。

2.3.2 地气光辐射模型验证

原育凯等^[2]通过建立坐标系,对不同季节的地气辐射变化进行了分析。肖相国等^[3]将地气光辐射作为空间目标的辅助照明光源进行研究。这些研究成果都涉及地气光辐射建模问题,本文借鉴上述成果研究思路,采用微元法对地气光的辐射进行建模分析,从而得到地气光背景等效星等计算方式,并进一步推导出空间目标在探测器中的成像信噪比变化,上述研究成果为本文地气光辐射模型构建提供了理论支撑,确保本文构建模型的正确性及合理性。

3 结束语

在GEO天基平台探测空间目标时,影响目标成像效果的因素包括空间目标信号强度及地气光背景噪声大小。地气光背景等效星等整体比空间目标等效星等低,即地气光背景噪声比空间目标信号强,空间目标信噪比主要受地气光辐射影响。

在一次完整观测时间段内,地气光辐射在进入和离开空间目标探测视场时地气光背景等效星等变化最大,空间目标信噪比最大,是进行空间目标探测识别的最佳“窗口期”。

当地气光进入探测器空间目标视场时,由于探测器距离空间目标较远,高低轨道目标等效星等差异很小。当对低轨目标进行一次完整观测时,不同观测时间段内得到的空间目标信噪比差异很小,在地气光辐射进入和离开目标探测器视场,地气光背景噪声干扰最小,空间目标信噪比最大。

上述仿真分析为选择最佳观测“窗口期”提

供时间维参考,为下一步进行空间目标探测识别提供理论计算依据。

参考文献 (References)

- [1] YANG C P, MENG X Q, WU J. Approximate model for calculating radiance of atmospheric background [C] // 4th International Symposium on Advanced Optical Manufacturing and Testing Technologies: Optical Test and Measurement Technology and Equipment. Bellingham; SPIE, 2009, 7283: 1-5.
- [2] 原育凯, 陈宏宇, 吴会英. 在轨航天器地气光环境分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(2): 136-139.
YUAN Y K, CHEN H Y, WU H Y. In-orbit spacecraft's earth and atmosphere radiation environment analysis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2): 136-139 (in Chinese).
- [3] 肖相国, 王忠厚, 白加光, 等. 地表反射对天基测量相机的影响[J]. 光子学报, 2009, 38(2): 375-381.
XIAO X G, WANG Z H, BAI J G, et al. Influence of earth radiation on photoelectric detection system based on space [J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(2): 375-381 (in Chinese).
- [4] 张科科, 傅丹鹰, 周峰, 等. 空间目标可见光相机探测能力理论计算方法研究[J]. 航天返回与遥感, 2006, 27(4): 22-26.
ZHANG K K, FU D Y, ZHOU F, et al. The study on detect ability calculation method of space object visible camera [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2006, 27(4): 22-26 (in Chinese).
- [5] 杨阳, 王宏力, 陆敬辉, 等. 地气光对星敏感器星提取精度影响分析[J]. 光电工程, 2016, 43(4): 8-14.
YANG Y, WANG H L, LU J H, et al. Analysis of impact of earth and atmosphere radiation on star extraction accuracy of the star sensor [J]. Opto-Electronic Engineering, 2016, 43(4): 8-14 (in Chinese).
- [6] 朱永生, 胡海鹰, 雷广智, 等. 利用姿态调整规避地气光的GSO空间碎片观测方法[J]. 航天器工程, 2018, 27(1): 58-66.
ZHU Y S, HU H Y, LEI G Z, et al. Method of GSO space debris observation for suppression of earth-atmosphere radiation by using attitude guidance [J]. Spacecraft Engineering, 2018, 27(1): 58-66 (in Chinese).
- [7] 许兴星. 空间目标星载可见光相机成像仿真[D]. 北京: 中国科学院大学, 2017.
XU X X. Space target speeborne visible light camera imaging simulation [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2017 (in Chinese).
- [8] 闫佩佩, 马彩文, 折文集. 地表反照光对天基空间目标的成像影响[J]. 物理学报, 2015, 64(16): 169501.
YAN P P, MA C W, SHE W J. Influence of earth's reflective radiation on space target for space based imaging [J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(16): 169501 (in Chinese).
- [9] 陈荣利, 韩乐, 车驰骋, 等. 非自发光空间目标的可见光探测技术研究[J]. 光子学报, 2005, 34(9): 1438-1440.
CHEN R L, HAN L, CHE C C, et al. Research on un-illuminant space target visual detection technique [J]. Acta Photonica Sin-

- ica,2005,34(9):1438-1440(in Chinese).
- [10] 董吉辉,胡企铨.空间 CCD 凝视成像跟踪系统的作用距离分析[J].中国激光,2008,35(2):173-177.
DONG J H,HU Q Q. Analysis of working distance of CCD gaze imaging tracking system in space[J]. Chinese Journal of Lasers,2008,35(2):173-177(in Chinese).
- [11] 欧阳桦.基于 CCD 星敏感器的星图模拟和导航星提取的方法研究[D].武汉:华中科技大学,2005.
OUYANG H. Research on star image simulation and star extraction method for CCD's star tracker[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology,2005(in Chinese).
- [12] 蓝朝桢.空间目标地基光学探测系统建模与探测能力分析[D].郑州:解放军信息工程大学,2009.
LAN C Z. Modeling and detecting capability analysis of space-based space object optical observation system[D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University,2009(in Chinese).
- [13] 陈维真,张春华,周晓东.空间目标的光度特性及其成像信噪比研究[J].红外技术,2007,29(12):716-719.
CHEN W Z,ZHANG C H,ZHOU X D. A study on luminosity features and signal noise ratio of space target[J]. Infrared Technology,2007,29(12):716-719(in Chinese).
- [14] 严景文.空间目标的光学特性分析[D].武汉:华中科技大学,2009.
YAN J W. Analysis for luminosity features of space target[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology,2009(in Chinese).
- [15] 张辉,郝永杰.基于 STK 的卫星星敏感器视场仿真研究[J].计算机仿真,2011,28(7):83-86.
ZHANG H,HAO Y J. Simulation for view field of star sensor based on STK[J]. Computer Simulation,2011,28(7):83-86(in Chinese).

Influence of earth-atmosphere radiation on imaging characteristics of space object

ZHANG Luping*, CHEN Sheng, HU Moufa

(College of Electronic Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To analyze the influence of earth-atmosphere radiation on imaging characteristics of space object, first, the visible light imager mounted on Geosynchronous Orbit (GEO) satellite was treated as an observation platform, and the motion scenes of Highly Elliptical Orbit (HEO) and Low Earth Orbit (LEO) objects were designed by the Satellite Tool Kit (STK). Then, the equivalent magnitude model of space object and earth-atmosphere background, and the calculation formulation for the Signal-to-Noise Ratio (SNR) of space object were derived by adopting infinitesimal method, according to the relative relationship among the space object, the sun, the earth and the observation platform. The effects of the distance and angle variables on the equivalent magnitude of different orbital objects and earth-atmosphere, as well as the SNR were analyzed. The simulation results indicate that the equivalent magnitude of earth-atmosphere background is lower than space object while the object is far away from the observation platform, which means that the earth-atmosphere radiation is stronger than the target signal. The observation window between the time when the earth-atmosphere radiation enters and leaves the target detecting field of view is the best time for target detection since the SNR is the largest. Moreover, the value of SNR obtained by simulation provides a theoretical calculation basis for the detection and recognition of space object.

Keywords: earth-atmosphere radiation; space object; equivalent magnitude; Signal-to-Noise Ratio (SNR); Satellite Tool Kit (STK)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0154

基于相关功率修正的地基 GNSS-R 土壤湿度反演



洪学宝¹, 张波^{1,*}, 阮宏梁², 汉牟田¹, 杨东凯¹, 宋曙辉³

¹北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; ²金华职业技术学院 金义网络经济学院, 金华 321000;

³北京市农林科学院 蔬菜研究中心, 北京 100097)

摘 要: 利用全球导航卫星系统反射信号测量技术(GNSS-R)进行土壤湿度反演过程中,实际接收天线方向性会造成GNSS直反信号相关功率测量偏差。针对地基观测场景下天线方向性造成的相关功率的类余弦振荡问题,提出了基于多项式拟合的信号相关功率修正方法。为了验证所提方法的有效性,开展了地基GNSS-R土壤湿度观测实验,结果表明:基于多项式拟合的相关功率修正可以消除信号相关功率的类余弦振荡,提升GNSS-R土壤湿度反演中的观测数据有效性和反演结果准确性。

关键词: 全球导航卫星系统反射信号测量技术(GNSS-R); 相关功率; 振荡偏差; 多项式拟合; 土壤湿度

中图分类号: V19; P237

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1558-07

土壤湿度是全球水循环的重要组成环节,土壤湿度的观测对气候、气象以及农业等领域具有重要意义^[1]。全球导航卫星系统反射信号测量技术(Global Navigation Satellite System Reflectometry, GNSS-R)是一种利用地球表面反射的GNSS信号进行地物参数反演的遥感技术^[2],在土壤湿度观测方面极具应用潜力^[3-4],其中地基观测的研究工作由于资源消耗少、可重复性好而得到广泛关注^[5-6]。

GNSS-R土壤湿度遥感一般采用2副天线分别接收直射GNSS信号和地面反射的GNSS信号,通过计算直反信号相关功率估计地表反射率,最终根据反射率与土壤湿度之间的映射关系反演土壤湿度。然而,实际天线除可以接收前向主极化信号外,还会接收到背向主极化和全向交叉极化信号。这些干扰信号会造成目标信号的相关功率观测偏差,进而影响土壤湿度反演质量。在国内

外研究中,文献[7]指出了右旋圆极化(Right Hand Circular Polarization, RHCP)天线背向抑制不完全会造成直射信号的载噪比序列的振荡,文献[8]进一步讨论了RHCP天线的左旋圆极化(Left Hand Circular Polarization, LHCP)增益分布对于接收信号功率测量的影响。文献[9-10]在讨论地基GNSS-R土壤湿度观测实验结果的过程中提及了多径信号会造成土壤湿度观测偏差,但并未具体给出解决方法。文献[11]在实验数据处理过程中采用了二阶多项式拟合的方法对非理想RHCP天线接收的直射信号进行修正,然而反射信号修正并未得到讨论。因此,定量描述直反天线非理想性造成的相关功率偏差并开展偏差修正方法研究对于地基GNSS-R土壤湿度反演具有重要意义。

本文介绍了土壤湿度反演原理,给出了实际天线接收信号的相关功率模型。为了消除天线非

收稿日期: 2020-04-21; 录用日期: 2020-05-25; 网络出版时间: 2020-06-08 11:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200608.1043.001.html

基金项目: 浙江省基础公益研究计划(LGN19D040001); 地理信息工程国家重点实验室开放基金课题(SKLGIE2018-M-2-2)

*通信作者. E-mail: bozhang@buaa.edu.cn

引用格式: 洪学宝, 张波, 阮宏梁, 等. 基于相关功率修正的地基GNSS-R土壤湿度反演[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1558-1564. HONG X B, ZHANG B, RUAN H L, et al. Ground-based GNSS-R soil moisture retrieval based on correlation power correction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1558-1564(in Chinese).

理想性造成的信号相关功率振荡偏差,提出了基于多项式拟合的直反信号相关功率修正方法,设计和开展了地基 GNSS-R 土壤湿度观测实验,验证了本文方法对土壤湿度反演性能提升的有效性。

1 地基 GNSS-R 土壤湿度反演原理

地基 GNSS-R 土壤湿度观测中,一般以 RHCP 天线指向天顶接收直射信号,以 LHCP 天线指向天底接收反射信号。天线架设高度较低时,可认为到达地面的直射信号与到达天线的直射信号具有相同的功率密度和载波频率。给定时刻 t ,理想天线接收的信号可以表示为

$$\begin{cases} s_r(t) = \sqrt{PG_r^r(+\theta)} u(t) e^{j(\omega t + \varphi)} \\ s_l(t) = \sqrt{PG_l^l(+\theta)} \Gamma_{rl} u(t - \tau) e^{j[\omega(t-\tau) + \varphi]} \end{cases} \quad (1)$$

式中: s_r 为 RHCP 天线接收到的信号; s_l 为 LHCP 天线接收到的信号; P 为天线单位增益方向上接收到的信号功率; G_r^r 表示 RHCP 天线的 RHCP 增益分布; G_l^l 表示 LHCP 天线的 LHCP 增益分布; θ 为当前时刻卫星高度角; Γ_{rl} 为 RHCP 入射、LHCP 出射时的地面反射系数; u 为经过伪码调制的导航电文; τ 为 LHCP 天线接收到的反射信号相对于 RHCP 天线接收到的直射信号的时间延迟; ω 为载波角频率; φ 为载波初相。

信号接收完成后,剥离载波和伪码,进行相干积分和非相干累加,得到离散形式的信号相关功率^[12]为

$$Y(n) = \sum_{i=1+(n-1)M}^{nM} \left| \int_{t_0+(i-1)T}^{t_0+iT} s(t) a(t) e^{j(\omega_0 t + \varphi_0)} dt \right|^2 \quad (2)$$

式中: s 表示被处理的信号; Y 表示该信号相关功率; a 表示本地产生的伪码序列; ω_0 为本地生成的载波角频率; φ_0 为本地生成的载波初相; t_0 为相干积分起始时刻; T 为相干积分时间; M 为非相干累加次数。

假定处理过程中直射信号完全同步,那么两信号的相关功率可以表示为

$$\begin{cases} Y_r(n) = MT^2 PG_r^r(+\theta) \\ Y_l(n) = MT^2 PG_l^l(+\theta) |\Gamma_{rl}|^2 \end{cases} \quad (3)$$

式中: Y_r 和 Y_l 分别为 RHCP 天线和 LHCP 天线接收信号相关功率。

以直射信号和反射信号的相关功率估计地表反射率(即反射系数模值的平方):

$$|\Gamma_{rl}|^2 = \frac{Y_l(n) G_r^r(+\theta)}{Y_r(n) G_l^l(+\theta)} \quad (4)$$

根据电磁波反射理论,地表反射率由卫星高

度角和土壤介电常数共同决定^[13]。由于卫星高度角可以通过定位解算得到,每一时刻的地表反射率与土壤介电常数一一对应。如此,可以利用地表反射率估值计算土壤介电常数,进而根据土壤介电常数模型反演土壤湿度。以上即为地基 GNSS-R 土壤湿度反演的基本原理。

2 实际天线接收信号相关功率

由于背向抑制和交叉极化抑制性能的不理想,实际 RHCP 天线和 LHCP 天线接收到的信号均包括 3 种成分:直射 RHCP 信号、反射 RHCP 信号以及反射 LHCP 信号。那么实际天线接收的信号表达为

$$\begin{cases} s_r(t) = \sqrt{PG_r^r(+\theta)} u(t) e^{j(\omega t + \varphi)} + \\ \sqrt{PG_r^r(-\theta)} \Gamma_{rr} u(t - \tau_1) e^{j[\omega(t-\tau_1) + \varphi]} + \\ \sqrt{PG_r^l(-\theta)} \Gamma_{rl} u(t - \tau_1) e^{j[\omega(t-\tau_1) + \varphi]} \\ s_l(t) = \sqrt{PG_l^r(-\theta)} u(t - \tau_2) e^{j[\omega(t-\tau_2) + \varphi]} + \\ \sqrt{PG_l^r(+\theta)} \Gamma_{rr} u(t - \tau) e^{j[\omega(t-\tau) + \varphi]} + \\ \sqrt{PG_l^l(+\theta)} \Gamma_{rl} u(t - \tau) e^{j[\omega(t-\tau) + \varphi]} \end{cases} \quad (5)$$

式中: Γ_{rr} 为 RHCP 入射、RHCP 出射时的反射系数; τ_1 为 RHCP 天线接收到的反射信号与其所接收的直射信号之间的时间延迟; G_r^r 为 RHCP 天线的 LHCP 增益分布; G_l^r 为 LHCP 天线的 RHCP 增益分布; τ_2 为 LHCP 天线接收的直射信号相对于 RHCP 天线接收的直射信号的时间延迟;其余符号意义与式(1)中相同。

同样假定信号处理过程中 RHCP 天线接收的直射信号完全同步,可以得到实际信号相关功率表达为

$$\begin{cases} Y_r(n) = MT^2 PG_r^r(+\theta) + MT^2 P \alpha_r^2(n) + \\ 2MT^2 P \sqrt{G_r^r(+\theta)} \alpha_r(n) \cdot \\ \cos[2kH_r \sin \theta + \beta_r(n)] \\ Y_l(n) = MT^2 PG_l^r(-\theta) + MT^2 P \alpha_l^2(n) + \\ 2MT^2 P \sqrt{G_l^r(-\theta)} \alpha_l(n) \cdot \\ \cos[2kH_l \sin \theta + \beta_l(n)] \end{cases} \quad (6)$$

式中:

$$\begin{cases} \alpha_r(n) e^{j\beta_r(n)} = \sqrt{G_r^r(-\theta)} \Gamma_{rr} + \sqrt{G_l^r(-\theta)} \Gamma_{rl} \\ \alpha_l(n) e^{j\beta_l(n)} = \sqrt{G_l^r(+\theta)} \Gamma_{rr} + \sqrt{G_l^l(+\theta)} \Gamma_{rl} \end{cases} \quad (7)$$

其中: k 为 GNSS 信号波数; H_r 和 H_l 分别为 RHCP 天线相位中心和 LHCP 天线相位中心距离地面的高度。

对比式(3)和式(6)可见,实际信号相关功率相对于目标信号相关功率产生了一定偏移并伴随类余弦振荡,其中类余弦振荡项对相关功率测量影响尤为严重。因此,本文拟通过多项式拟合方法对信号相关功率中的类余弦振荡偏差进行修正。

3 基于多项式拟合的相关功率修正

在卫星上升或下降期间,卫星高度角正弦值与时间一一对应,将其视为离散时间自变量 n ,那么两信号相关功率表达可以统一为如下形式:

$$Y(n) = A(n) + B(n) \cos(2\pi Fn + \Phi) \quad (8)$$

式中: A 为趋势项; B 为振荡包络; F 为振荡频率; Φ 为振荡初相。

显然,式(8)描述的是一类具有缓变趋势并伴随余弦振荡的非平稳序列,那么本文所讨论的相关功率修正本质上是这种非平稳序列趋势项提取问题,可以通过多项式拟合的方法实现^[14]。考虑以如下多项式对信号相关功率进行拟合:

$$y(n) = \sum_{i=0}^m c_i n^i \quad (9)$$

式中: c_i 为拟合系数, $i=0,1,\dots,m$,其中 m 为拟合阶数。

拟合残差函数可以表示为

$$x(c_i, m) = \sum_{n=n_1}^{n_2} [Y(n) - y(n)]^2 \quad (10)$$

式中: n_1 为相关功率曲线起始时刻; n_2 为相关功率曲线终止时刻。

在拟合阶数确定的情况下,最优拟合系数可以在最小二乘准则约束下得到,即在残差函数对各拟合系数偏导为零时取得:

$$\frac{\partial x(c_i, n)}{\partial c_i} = 0 \quad i = 0, 1, \dots, m \quad (11)$$

如此,可以确定观测序列在特定拟合阶数下的最优拟合表达。接下来结合地基 GNSS-R 土壤湿度观测中信号相关功率随卫星高度角变化特点,给出基于多项式拟合的信号相关功率修正流程。

1) 数据筛选。数据筛选原则:第一,剔除地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO)卫星观测数据,因为 GEO 卫星高度角几乎不变,其信号相关功率不会表现为类余弦振荡,所以多项式拟合修正失效;第二,根据可见星高度角和方位角,估算镜面反射点位置,剔除镜面反射点不在目标观测区和天线覆盖区的相关功率样点,以保证反射信号数据有效;第三,根据卫星高度角变化将相关功率序列分割为上升或下降段,利用天线架设高

度估算振荡周期,将分割后的各波形中振荡周期数量小于1的数据段整体剔除,防止数据不足造成拟合误差过大。

2) 拟合修正。首先,确定拟合阶数。拟合阶数取决于信号相关功率波形趋势项。直射信号相关功率趋势项与天线增益分布和天线最大增益方向指向有关,而反射信号相关功率趋势项还与反射面特性有关。一般情况下,直射信号相关功率修正的拟合阶数可取1阶或2阶,反射信号相关功率修正的拟合阶数可取2阶或3阶。然后,确定拟合系数。以卫星高度角正弦值为自变量,以反射信号相关功率为因变量,利用最小二乘方法求解对应阶数下的多项式拟合系数。将确定的拟合阶数、拟合系数和拟合自变量代入式(9)中,即得到修正后的信号相关功率。

至此,直射信号和反射信号修正完毕,二者在时间上进行匹配后即可根据式(4)进行地表反射率估计,进而实现土壤湿度反演。

4 实验验证

4.1 数据采集

笔者团队于2018年11月19日下午在北京市农林科学院蔬菜研究中心实验农场(39.698 5°N, 116.696 8°E)开展了地基 GNSS-R 土壤湿度观测实验。实验场地开阔、无植被,地面均方根高度约为0.01 m。实验内容包括直反射 GNSS 信号采集和土壤湿度数据采集。GNSS 信号采集中,利用 RHCP 天线和 LHCP 天线分别接收直射和反射信号,以 GNSS 信号采集器对天接收的信号进行连续采集,数字中频信号存储在 PC 机中。其中,14:36—15:36 采集 GPS 信号,15:39—16:39 采集 BDS 信号。天线架设情况为:RHCP 天线中心距地面高度约 1.85 m,最大增益方向指向天顶;LHCP 天线中心距地面高度约 1.80 m,最大增益方向斜指地面,指向方位角约 180°,俯仰角约 45°。土壤湿度数据采集中,利用预置的3个频域反射(Frequency Domain Reflectometry, FDR)土壤湿度传感器实时监测和存储目标区域土壤湿度,传感器掩埋深度 5 cm,相邻2次测量间隔 5 min。实验场景如图1所示。

4.2 数据处理

首先,利用软件接收机对数字中频信号进行后处理,完成位置解算以及直反信号相关功率的计算。图2给出了实验期间的可见星空视图。

然后,根据第3节给出的方法对直反信号相关功率进行数据筛选和拟合修正,这里直反信号



图 1 实验场景

Fig. 1 Experimental scenario

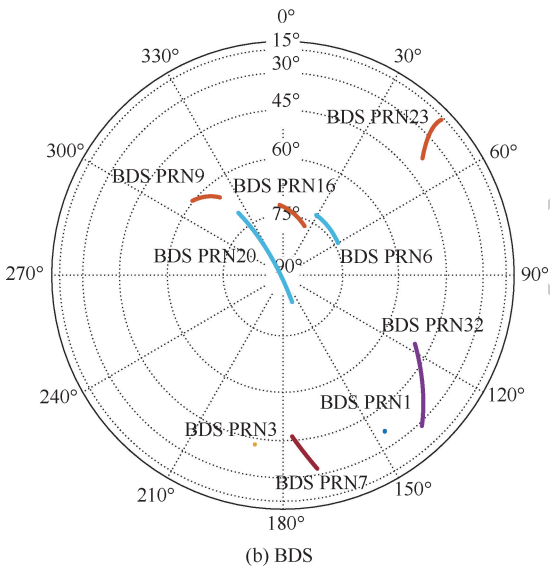
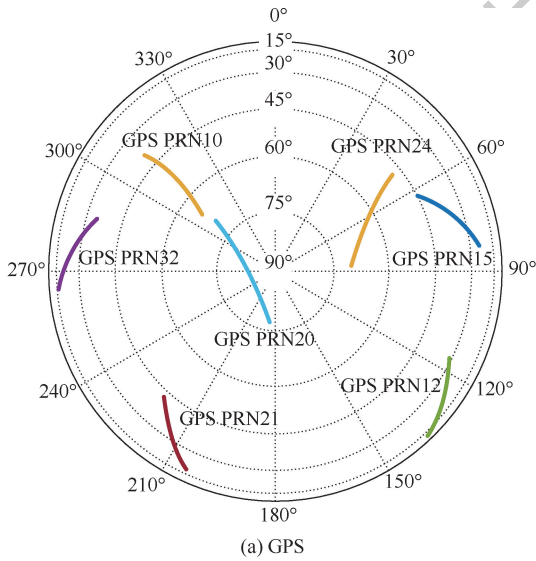


图 2 GPS 与 BDS 可见星空视图

Fig. 2 Visible starry sky plots of GPS and BDS satellites

能的非理想性造成了信号相关功率的类余弦振荡,而多项式拟合可以修正这种偏差。

最后,利用修正后的直反信号相关功率估算土壤反射率,进而计算土壤介电常数,再依据文献[15]中采用的 Wang 模型完成土壤湿度的反演。图 4 给出了修正前后 GNSS-R 土壤湿度的反演结果以及 FDR 传感器实测土壤湿度值,其中横轴刻度值对应 14:30—16:45 共 8 100 s。

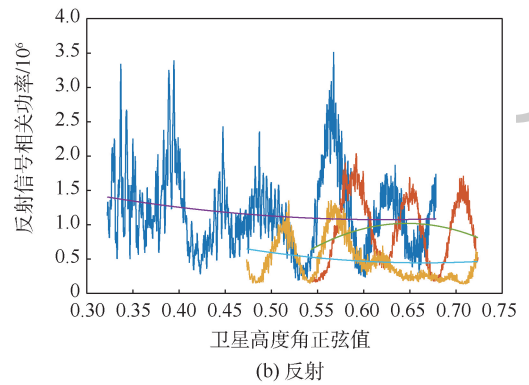
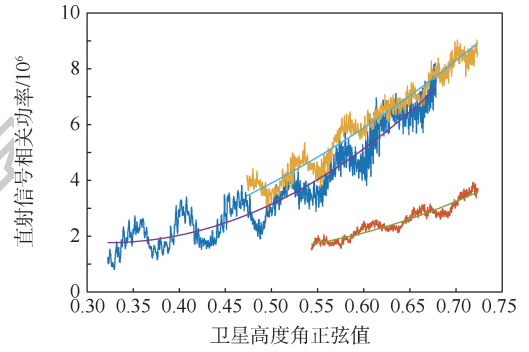


图 3 修正前后直射和反射信号相关功率

Fig. 3 Correlation power of direct and reflected signals before and after correction

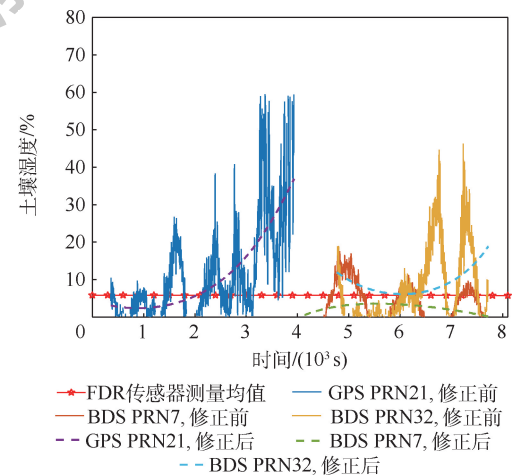


图 4 土壤湿度测量结果

Fig. 4 Soil moisture measurement results

相关功率修正拟合阶数分别为 2 和 3。图 3 给出了修正前后直反信号相关功率曲线,可见天线性

4.3 结果分析

本节将从数据有效性和结果准确性 2 个方面对修正前后的结果进行对比分析。

首先,统计各卫星观测数据量和修正前后有效反演数据量。根据第 1 节所述的反演理论,在卫星高度角确知的条件下,由土壤湿度变化范围可以确定地表反射率变化区间,超出区间的反射率数据视为无效。这里取土壤湿度范围为 0 ~ 60%,得到的数据有效性统计结果如表 1 所示。

表 1 数据有效性统计结果

Table 1 Statistical results of data validity

卫星编号	数据总量/个	修正前有效数/个	修正后有效数/个
GPS PRN21	3 572	2 706	3 572
BDS PRN7	3 573	2 120	3 573
BDS PRN32	2 937	2 027	2 937
总计	10 082	6 853	10 082

从表 1 中给出的统计结果可见,相关功率修正前,可见星 GPS PRN21、BDS PRN7 和 BDS PRN32 的观测数据有效率分别为 76%、59% 和 69%;而相关功率修正后,3 颗可见星的观测数据有效率均为 100%。整体来看,相关功率修正使观测数据总有效率由 68% 提升至 100%。上述结果说明,基于多项式拟合的相关功率修正方法可以提高 GNSS-R 土壤湿度反演过程中的观测数据有效性。

然后,计算相关功率修正前后反演结果的误差。考虑整个观测时段内 FDR 传感器测得的土壤湿度几乎不变,本文在处理过程中取传感器数据均值作为土壤湿度真值。表 2 给出了相关功率修正前后反演结果的均方根误差 (Root Mean Square Error, RMSE) 情况。可见,经过相关功率修正,利用 GPS PRN21、BDS PRN7 和 BDS PRN32 信号反演得到的土壤湿度结果 RMSE 分别减小 2.2%、0.4% 和 6.5%,总体观测结果 RMSE 减小 3.2%,说明相关功率修正提升了 GNSS-R 土壤湿度反演结果的准确性。

表 2 反演结果均方根误差

Table 2 RMSE of retrieval results

卫星编号	未修正结果 RMSE/%	修正后结果 RMSE/%
GPS PRN21	13.3	11.1
BDS PRN7	3.9	3.5
BDS PRN32	11.0	4.5
总体	10.5	7.3

从上述分析可知,基于多项式拟合的相关功率修正可以提升 GNSS-R 土壤湿度反演过程中的观测数据有效性以及反演结果准确性。然而注意

图 4 中给出的结果,修正后反演结果仍然存在偏差,偏差与时间(卫星高度角正弦值)具有相关性,尤其是在结果序列始末位置偏大。本文对此的解释是:首先,多项式拟合逼近的是相关功率序列的趋势项,而趋势项中除目标信号成分外还有缓变的干扰信号成分,映射到土壤湿度反演结果中即为时变偏差;其次,方法本身引入了拟合偏差,由于拟合自变量是与时间相关的卫星高度角正弦值,拟合偏差引起的反演结果偏差同样具有时变特性,而且拟合偏差在序列始末位置普遍偏大,造成了对应位置的反演结果偏差偏大。

5 结论

1) 地基 GNSS-R 土壤湿度反演中,天线非理想性会造成目标信号相关功率测量偏差,偏差包括振荡项成分和趋势项成分。基于多项式拟合的相关功率修正方法可以有效消除偏差中的振荡项成分,提高观测数据有效性和反演结果准确性。

2) 相关功率修正后反演得到的土壤湿度与实测土壤湿度数据仍存在一定偏差,尤其是反演序列始末位置偏差较大。反演偏差是由相关功率趋势项中的干扰信号成分和拟合偏差共同造成的,而反演结果序列始末位置偏差主要源自拟合偏差,实际应用中可以选取序列中段位置的反演结果以获得更优的反演性能。

3) 相关功率修正通过多项式拟合实现,存在一定应用限制。第一,拟合自变量为卫星高度角,该方法无法应用于高度角几乎不变的 GEO 卫星。第二,为了避免欠拟合,该方法也不宜应用于数据长度过短的非 GEO 卫星。第三,该方法为数据后处理方法,不适用于实时处理场景。

参考文献 (References)

- [1] 王守荣. 全球水循环与水资源[M]. 北京:气象出版社, 2003.
WANG S R. Global water cycle and water resources[M]. Beijing: China Meteorological Press, 2003 (in Chinese).
- [2] 杨东凯,张其善. GNSS 反射信号处理基础与实践[M]. 北京:电子工业出版社,2012.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012 (in Chinese).
- [3] 金双根,张勤耘,钱晓东. 全球导航卫星系统反射测量 (GNSS + R) 最新进展与应用前景[J]. 测绘学报, 2017, 46 (10): 1389-1398.
JIN S G, ZHANG Q Y, QIAN X D. New progress and application prospects of global navigation satellite system reflectometry (GNSS + R) [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica,

- 2017,46(10):1389-1398(in Chinese).
- [4] 吴学睿,金双根,宋叶志,等. GNSS-R/IR 土壤水分遥感研究现状[J]. 大地测量与地球动力学,2019,39(12):1277-1282.
- WU X R, JIN S G, SONG Y Z, et al. Progress on soil moisture monitoring with GNSS-R/IR technique[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics,2019,39(12):1277-1282(in Chinese).
- [5] 张楠,严颂华,王文伟. 北斗 GEO 卫星微动条件下的 GNSS-R 土壤湿度反演[J]. 科学技术与工程,2019,19(9):154-161.
- ZHANG N, YAN S H, WANG W W. Soil moisture inversion based on GNSS-R under the micro-motion condition of Beidou GEO satellites[J]. Science Technology and Engineering,2019,19(9):154-161(in Chinese).
- [6] 张强,李莲芳,杨世琦,等. GNSS-R 陆面遥感为重要补充的土壤水分监测体系设计[J]. 西南大学学报(自然科学版),2019,41(3):114-119.
- ZHANG Q, LI L F, YANG S Q, et al. The design of a soil moisture observation system with GNSS-R land remote sensing as a major supplement[J]. Journal of Southwest University (Natural Science Edition),2019,41(3):114-119(in Chinese).
- [7] LARSON K M, SMALL E E, GUTMANN E, et al. Using GPS multipath to measure soil moisture fluctuations: Initial results[J]. GPS Solutions,2008,12(3):173-177.
- [8] ROUSSEL N, FRAPPART F, RAMILLIEN G, et al. Detection of soil moisture variations using GPS and GLONASS SNR data for elevation angles ranging from 2° to 70° [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing,2016,9(10):4781-4794.
- [9] 张训械,严颂华. 利用 GNSS-R 反射信号估计土壤湿度[J]. 全球定位系统,2009,34(3):1-6.
- ZHANG X X, YAN S H. Soil moisture estimation using GPS reflected signals[J]. GNSS World of China,2009,34(3):1-6(in Chinese).
- [10] 严颂华,龚健雅,张训械,等. GNSS-R 测量地表土壤湿度的地基实验[J]. 地球物理学报,2011,54(11):2735-2744.
- YAN S H, GONG J Y, ZHANG X X, et al. Ground based GNSS-R observations for soil moisture [J]. Chinese Journal of Geophysics,2011,54(11):2735-2744(in Chinese).
- [11] WAN W, CHEN X W, ZHAO L M, et al. Near-surface soil moisture content measurement by GNSS reflectometry: An estimation model using calibrated GNSS signals [C] //2012 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press,2012:7523-7526.
- [12] ZRIBI M, FANISE P. GNSS reflectometry for land surface applications [C] //2018 4th International Conference on Advanced Technologies for Signal and Image Processing (AT-SIP). Piscataway: IEEE Press,2018:1-5.
- [13] 万玮,李黄,洪阳. 作为外辐射源雷达的 GNSS-R 遥感多极化问题[J]. 雷达学报,2014,3(6):641-651.
- WAN W, LI H, HONG Y. Issues on multi-polarization of GNSS-R for passive radar detection [J]. Journal of Radars,2014,3(6):641-651(in Chinese).
- [14] 龙源,谢全民,钟明寿,等. 爆破震动测试信号预处理分析中趋势项去除方法研究[J]. 工程力学,2012,29(10):63-68.
- LONG Y, XIE Q M, ZHONG M S, et al. Research on trend removing methods in preprocessing analysis of blasting vibration monitoring signals [J]. Engineering Mechanics,2012,29(10):63-68(in Chinese).
- [15] 邹文博,张波,洪学宝,等. 利用北斗 GEO 卫星反射信号反演土壤湿度[J]. 测绘学报,2016,45(2):199-204.
- ZOU W B, ZHANG B, HONG X B, et al. Soil moisture retrieval using reflected signals of BeiDou GEO satellites [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica,2016,45(2):199-204(in Chinese).

Ground-based GNSS-R soil moisture retrieval based on correlation power correction

HONG Xuebao¹, ZHANG Bo^{1,*}, RUAN Hongliang², HAN Mutian¹, YANG Dongkai¹, SONG Shuhui³

(1. School of Electronics and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Jinyi Network Economy College, Jinhua Polytechnic, Jinhua 321000, China;

3. Beijing Vegetable Research Center, Beijing Academy of Agricultural and Forestry Sciences, Beijing 100097, China)

Abstract: In soil moisture observation using Global Navigation Satellite System Reflectometry (GNSS-R) technique, actual antennas' directionalities will bring about the biases in the correlation power measurements of the direct and reflected GNSS signals. For eliminating the cosine-like oscillatory bias of the correlation power caused by antenna directionality in ground-based scenario, this paper proposes a correlation power correction method based on the polynomial fitting. In order to verify the validity of this method, the ground-based GNSS-R soil moisture observation experiment is carried out. The experimental results show that the correlation power correction using polynomial fitting can remove the cosine-like oscillation of the correlation power waveform, and then improve the efficiency of measurement data and the accuracy of retrieval results.

Keywords: Global Navigation Satellite System Reflectometry (GNSS-R); correlation power; oscillatory bias; polynomial fitting; soil moisture

Received: 2020-04-21; **Accepted:** 2020-05-25; **Published online:** 2020-06-08 11:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200608.1043.001.html

Foundation items: Zhejiang Basic Public Welfare Research Project (LGN19D040001); State Key Laboratory of Geo-information Engineering Open Fund Project (SKLGIE2018-M-2-2)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0283

飞行包线下燃油箱耗氧型催化惰化系统性能研究



彭孝天¹, 冯诗愚^{1,*}, 任童¹, 张瑞华¹, 潘俊², 王洋洋²

1. 南京航空航天大学 航空学院 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团 南京机电液压工程研究中心 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京 211106)

摘 要: 为给新型耗氧催化惰化系统部件设计提供输入参数,在提出低温可控耗氧催化惰化系统流程基础上,以燃油箱出口抽吸流量为基准,基于质量守恒和能量守恒方程,建立了系统流程模型。以中央燃油箱为对象,仿真研究了全飞行包线下惰化系统的重要性能变化,以及关键参数对其影响。结果表明:惰化系统可以有效降低氧体积分数,如在初始满载、催化效率 0.5、风机抽吸流量 60 L/min 条件下,24 min 后氧体积分数即降至 12% 以下;在飞行过程中,燃油箱气相氧体积分数在下降及进场阶段上升,其他阶段均呈下降趋势;催化效率越高、风机抽吸流量越大,所需惰化时间越小,且催化效率一定时,达到相同惰化时间,初始空载时所需风机抽吸流量最大。应按最不利的空载工况来设计耗氧型催化惰化系统。

关键词: 耗氧催化惰化; 燃油箱; 飞行包线; 氧体积分数; 可燃性

中图分类号: V37; V219

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1565-06

飞机燃油箱上部空余空间充满可燃的燃油蒸气与空气混合物,存在燃烧爆炸的风险^[1-3]。目前,燃油箱惰化技术是一种降低油箱可燃性的可行措施^[4-6]。

耗氧型惰化技术由于流程简单、惰化效率高,被认为是最有可能应用的下一代惰化方式^[7-8]。其基本原理是:将气相空间油气混合物导入反应器中进行低温无焰催化燃烧,产生二氧化碳,反应后惰性气体经冷却除水后,流回燃油箱达到降低氧浓度的目的。其催化反应温度在燃油自燃温度以下,安全性大大提高。美国 Phyre 公司制造的样机,2014 年在 FAA 大西洋城的测试中心完成了地面验证试验^[9],结果表明,其主要优势有:①燃油蒸气大部分被反应消耗,向环境排放量减少,污染小;②消耗燃油蒸气及氧气的同时,产生二氧化碳,提供了多重保障;③与目前的中空纤维

膜惰化系统(Hollow Fiber Membrane On-Board Inert Gas Generation System, HFM-OBIGGS)相比,惰化速度更快,从目前的试验来看^[10],启动后 5 min 内就可将燃油箱上部气相空间氧浓度从 21% 降低至 2%,而 HFM-OBIGGS 则需 20~30 min;④无需发动机引气;⑤当燃油箱达到不可燃时,可随时关闭系统。

由于保密原因,该技术的公开资料非常少。鉴于耗氧惰化的技术优势和良好的应用前景,中国近年来也开始追踪该技术^[11-13],研究表明,燃油类型对耗氧型催化惰化系统有很大影响^[14]。例如,中国民航普遍使用国产 RP-3 号燃油,其在 40℃ 的碳氢物浓度约为 5%,而国外样机的 JET-A 燃油,碳氢物浓度仅为 0.8%,故对催化剂及空气过量系数的要求均不同。因此,笔者课题组提出了适合国产 RP-3 号燃油使用的耗氧型惰化方

收稿日期: 2020-06-19; 录用日期: 2020-08-14; 网络出版时间: 2020-08-25 08:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200824.1533.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1933121); 南京航空航天大学研究生拔尖创新人才培养“引航计划”跨学科创新基金(KXXCXJJ202004); 江苏省研究生科研与实践创新计划(KYCX19_0198); 江苏高校优势学科建设工程

* 通信作者. E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

引用格式: 彭孝天, 冯诗愚, 任童, 等. 飞行包线下燃油箱耗氧型催化惰化系统性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1565-1570. PENG X T, FENG S Y, REN T, et al. Performance of oxygen-consuming catalytic inerting system of fuel tank under flight envelope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1565-1570(in Chinese).

案——低温可控耗氧催化惰化系统(Low Temperature Controllable Oxygen Consumed Catalytic Inerting System, 3CIS)^[15-16]。

目前仅进行了地面系统性能研究^[17-18],与HFM-OBIGGS不同的是,3CIS需要冷却介质带走反应热量,且催化反应产生的水需要被除去,否则流入燃油箱将导致燃油结冰、燃油物性变化、微生物滋生等问题。因此了解飞行状态下,系统参数变化对系统的设计尤为重要。本文以某民机中央燃油箱为研究对象,建立耗氧催化惰化系统仿真模型,选取国产RP-3号燃油,研究分析了全飞行包线下,风机抽吸流量、初始载油率、关键参数对惰化系统的性能影响,为今后系统的设计提供理论参考。

1 系统描述及假设

3CIS系统主要部件示意图如图1所示。其工作原理为:燃油箱上部的油气混合物被抽出,与外界补气混合,预热至起燃温度后,送至反应器中进行低温催化反应,反应热被冷却介质带走,反应后气体在冷却器中进一步被冷却,除去液态水,剩余的二氧化碳、未参与反应的氮气和未完全反应的燃油蒸气及氧气被送回燃油箱上部进行冲洗惰化。

如表1所示,本文选取航程为12 km的典型飞行包线,大气参数按标准大气计算。

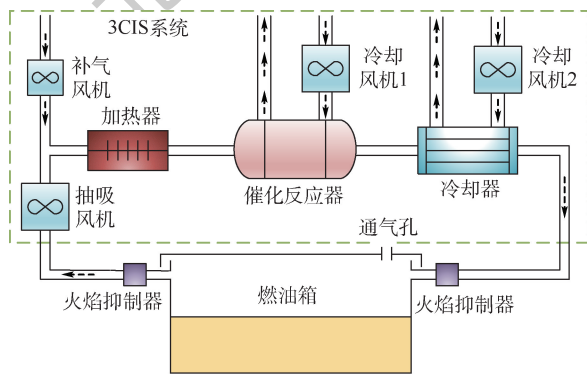


图1 3CIS系统主要部件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of main components of 3CIS system

表1 飞行包线信息

Table 1 Flight envelope information

状态	轮档时间/min	高度/m	轮档耗油/kg
滑出	7	0	189
起飞	2	0→457	630
爬升	29	457→12 000	4 992
巡航	755	12 000	67 987
下降	21	120 00→457	373
进场	6	457	240
滑入	5	0	135

定义载油率为燃油体积占燃油箱总体积的比例。飞行马赫数 Ma 和载油率随飞行时间的变化关系如图2所示。

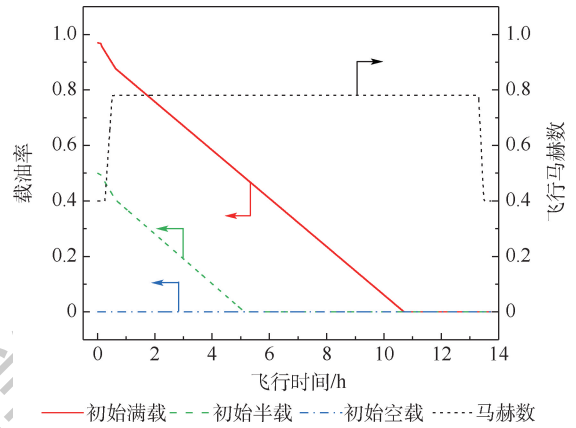


图2 飞行马赫数和不同初始载油情况下载油率随飞行时间的变化

Fig. 2 Variation of Mach number and fuel load rate with flight time under different initial fuel load conditions

本文建立的模型基于以下假设:

- 1) 不同海拔高度下,航空风机的体积流量认定为恒定。
- 2) 虽然燃油是由复杂的碳氢化合物组成,但本文假定其分子通式可表示为 C_aH_b ,对于RP-3号燃油,分子式为 $C_{10.05}H_{20.42}$ 。
- 3) 燃油箱内气体温度、压力、密度等参数与外界大气相同,燃油箱内气体与燃油温度相同。
- 4) 反应器进出口温度均为 200°C ,反应热量被冷却空气带走。
- 5) 忽略燃油中气体溶解逸出,且气相初始氧浓度21%。
- 6) 冷却器出口气体温度与油箱温度相同,且油箱温度 t_i 确定方法如下^[19]:

$$\frac{t_i - t_0}{\Delta t + t_a - t_0} = 1 - e^{-\frac{\tau}{\tau_0}} \quad (1)$$

式中: t_i 为燃油箱温度, $^\circ\text{C}$; t_0 为燃油箱初始温度; Δt 为平衡温差; t_a 为环境总温, $^\circ\text{C}$; τ 为时间, s ; τ_0 为时间常数。本文中选取 $\Delta t = 0, \tau_0 = 600 \text{ min}$ ^[20]。

环境总温 t_a 按式(2)确定:

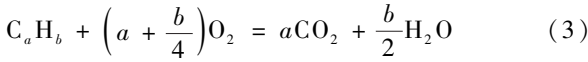
$$t_a = (t + 372) \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right) - 273.15 \quad (2)$$

式中: t 为环境大气温度, $^\circ\text{C}$; κ 为等熵指数, $\kappa = 1.4$ 。

- 7) 燃油蒸气分压始终按饱和蒸汽压考虑,且按照里德蒸汽压计算。

2 数学模型

反应器中,化学方程式为



即使参与反应的氧气足够,燃油蒸气也并不是均可发生反应,故引入催化效率 η_{cat} 为

$$\eta_{cat} = \frac{\dot{n}_{cat,F}}{\dot{n}_{cat,i,F}} \quad (4)$$

式中: $\dot{n}_{cat,i,F}$ 、 $\dot{n}_{cat,F}$ 分别为反应器入口、反应器中消耗的燃油蒸气摩尔流量,由燃油箱出口气体参数,结合式(1)和式(2),即可确定反应器进出口各气体摩尔流量。

冷却器中,采用气体冷却,进出口惰气的露点温度不变,且冷却器出口惰气温度与燃油箱温度相同,由此判断出冷却器出口气体是否为饱和,从而确定冷却器进出口混合气体焓值、含湿量、相对湿度等物性参数,进一步确定冷却器中所需冷却热量及除水量。

控制体选择燃油箱上部空间,则对氧气、氮气、二氧化碳、水蒸气等组分建立状态方程,即

$$(\dot{n}_{U,i,j} - \dot{n}_{U,o,j}) + \dot{n}_{A,j} = \frac{V_U}{RT_U} \cdot \frac{dp_{U,j}}{dt} \quad (5)$$

式中: $\dot{n}_{U,i,j}$ 、 $\dot{n}_{U,o,j}$ 分别为进入、流出燃油箱各物质的摩尔流量, mol/s; $\dot{n}_{A,j}$ 为燃油箱中各物质与外界环境所交换的摩尔流量,流入为正,流出为负,由压力平衡计算, mol/s; $P_{U,j}$ 为燃油箱气相中各物质分压力, Pa; j 为氧气、氮气、二氧化碳、水蒸气; V_U 为燃油箱气相空间的体积, m^3 ; R 为气体常数; T_U 为燃油箱气相空间的温度, K。

燃油箱与外界的气体交换量由压力平衡确定,当流入燃油箱的气体足够为燃油箱增压时,燃油箱中的气体向外界排放,当不足以为燃油箱增压时,则外界气体流入燃油箱,同时满足燃油箱中气体分压力之和与外界环境压力相同。

3 计算结果及分析

对于民机而言,一般先消耗中央燃油箱内的燃油,且其中有油泵,较机翼燃油箱更易燃,因此本文选取某体积为 $76.7 m^3$ 的中央燃油箱为研究对象。对于民机而言,当气相空间氧体积分数低于 12%,即认为燃油箱是惰化的,定义惰化时间为从惰化系统开启到氧体积分数降至 12% 所需的时间。

首先计算了开启耗氧催化惰化系统与无惰化时,燃油箱气相空间氧体积分数随飞行时间的变化关系,如图 3 所示。无惰化时,燃油箱气相空间氧体积分数在飞行过程中,始终高于 18%; 而开启惰化系统,24 min 后氧体积分数即降至 12% 以下,但在下降过程中会超过 12%。

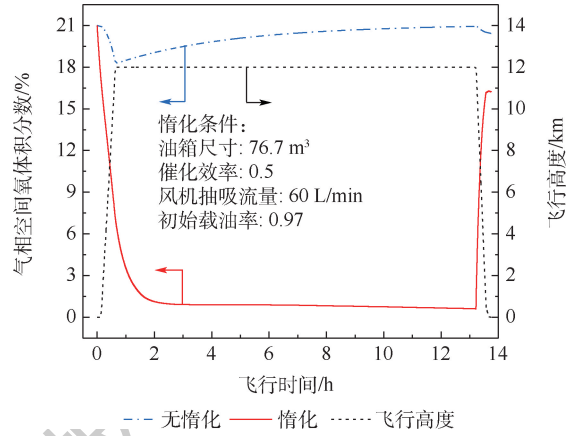


图 3 气相空间氧体积分数随飞行时间的变化

Fig. 3 Variation of oxygen volume fraction on ullage with flight time

无惰化时,起飞及爬升阶段氧体积分数是下降的,这是由于随着飞行高度的增加,环境压力降低,燃油箱内气体向外逸出,而燃油蒸气压虽然也降低,但其分压比升高,导致氧气、氮气体积分数是下降的。当到达巡航高度后,外界压力不再变化,由于燃油温度继续降低,燃油蒸气压降低,燃油蒸气体积分数减小,氧气分数开始回升;下降阶段时,与上升时相反,高度降低,外界气体进入燃油箱,总压升高,燃油温度增加,燃油蒸气压升高,燃油蒸气相对体积分数升高,导致氧体积分数下降。

有惰化时,由图 4 所示各组分体积分数变化曲线可见,氧体积分数一直降低,直至飞行高度下降阶段,大量外界 21% 的氧气进入燃油箱(见图 5),氧体积分数上升;氮气体积分数在滑出、巡航阶段是上升的,在爬升、下降阶段是下降的;二氧化碳体积分数变化趋势与氧气相反,在下降之前都是上升的,下降阶段是降低的;水蒸气体积分数刚开始上升,然后随着氧体积分数的下降,催化反应强度降低,水蒸气体积分数也降低。

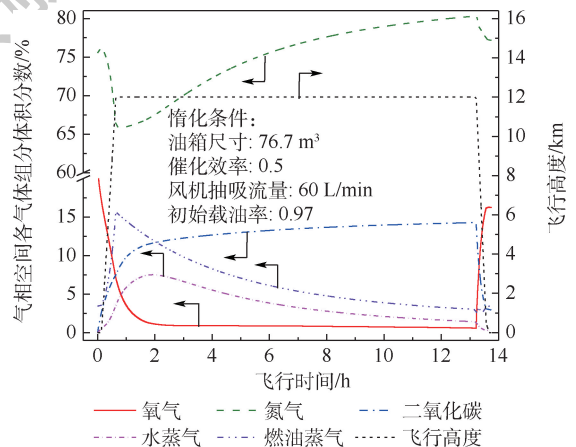


图 4 气相空间各气体组分体积分数随飞行时间的变化

Fig. 4 Variation of volume fraction of each gas component on ullage with flight time

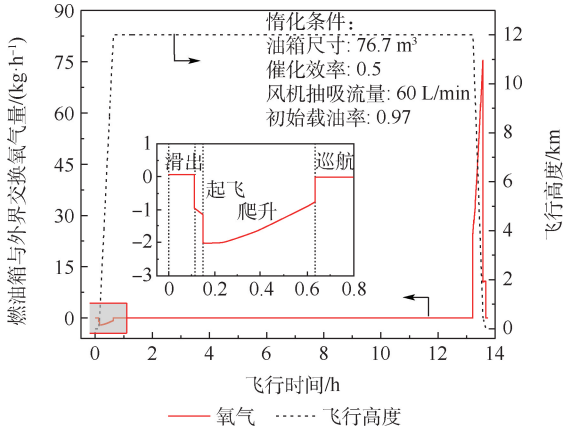


图5 燃油箱与外界交换氧气量随飞行时间的变化

Fig. 5 Variation of exchange of oxygen between fuel tank and environment with flight time

为了确定风机抽吸流量,计算了在不同初始载油情况及2种催化效率下,惰化时间随风机抽吸流量的变化关系,如图6所示。可以看出,惰化时间随着风机抽吸流量的增加而减小,且变化趋势逐渐趋于平缓;催化效率高时,氧气消耗快,惰化时间更短;达到相同惰化时间,满载时所需的风机抽吸流量更小,这是因为气相空间体积小,置换更快,而对于民机而言,中央翼燃油箱燃油先消耗完。因此,在进行惰化系统设计时,应按照空载状态考虑。

适航规章 FAR 25.981C 规定^[21],当未加装惰化系统或惰化系统不工作时,要求可燃性暴露时间不得超过 FEET 的 7%,而加装惰化系统后,该时间不能超过 1.8%。如在初始满载、催化效率 0.5 条件下,风机抽吸流量需高于 1 200 L/min,方可满足要求。因此,计算不同惰化工况下,可燃性暴露时间占飞行时间比,如图7所示,风机抽吸流量越大,可燃性暴露时间占比越小,可用于确定满足适航要求时所需风机抽吸流量。

为确定所需冷却介质流量及集水器规格,分别计算了不同初始载油情况下,反应器、冷却器所需总冷却热量及液态水析出量,分别如图8、图9所示。

由图8可知,随着惰化的进行,氧浓度降低,

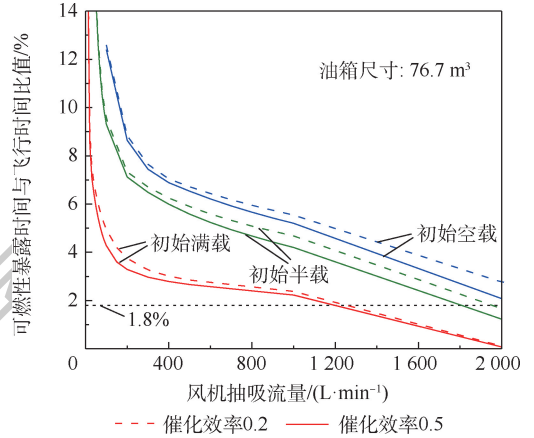


图7 可燃性暴露时间与飞行时间比值随风机抽吸流量的变化

Fig. 7 Variation of flammability exposure time to flight time ratio with fan flow

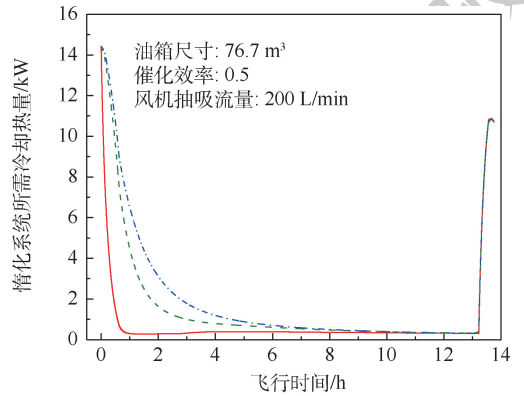


图8 惰化系统所需冷却热量

Fig. 8 Cooling heat required for inerting system

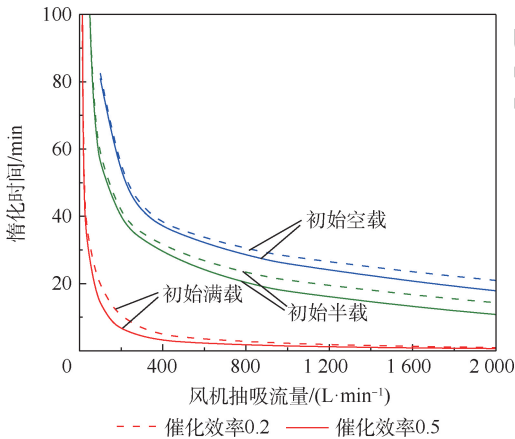


图6 惰化时间随风机抽吸流量的变化

Fig. 6 Relationship between inerting time and fan flow

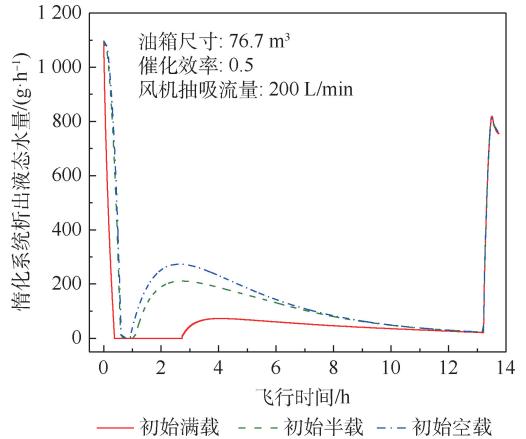


图9 惰化系统析出液态水量

Fig. 9 Liquid water removed from inerting system

参与反应的氧气量不足,反应强度降低,所需冷却热量也降低,直到下降阶段,外界氧气进入燃油箱,燃油箱氧体积分数增加,反应强度增加,所需冷却热量也更多;由图 6 知,初始空载时,燃油箱氧体积分数下降更慢,因此相同时刻,其反应更为剧烈,放热也更多,所需冷却热量要依次大于初始半载、初始满载;直至中央燃油箱内燃油耗尽,此时,3 种情况载油率均为零,冷却热量变化趋势相同。

由图 9 可以看出,在飞行过程,析出液态水量先逐渐减小至无水析出,然后增加后再减少。在下降阶段,析出液态水量又开始增加,这是反应强度及环境温度变化综合作用的结果;在整个飞行过程中,初始空载时,析出液态水量较其他情况析出更多。

4 结 论

1) 开启惰化系统能快速降低燃油箱气相氧体积分数,如在初始满载、催化效率 0.5、风机抽吸流量 60 L/min 条件下,24 min 后氧体积分数即降至 12% 以下;而不惰化时,在飞行过程中,氧体积分数始终高于 18%。

2) 在飞行过程中,燃油箱气相氧氧体积分数在下降、进场阶段上升,其他阶段呈下降趋势。

3) 惰化时间随着风机抽吸流量的增加而减小,且变化趋势逐渐趋于平缓;催化效率高时,氧气消耗快,惰化时间更短;催化效率一定,达到相同惰化时间,中央燃油箱初始空载所需风机抽吸流量最大。因此设计惰化系统时,应按空载状态来确定系统部件设计参数。

参考文献 (References)

- [1] 冯诗愚,刘冠男,江荣杰,等. 飞机燃油箱机载惰化技术研究现状与发展趋势[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 616-625.
FENG S Y, LIU G N, JIANG R J, et al. Research status and development trend of aircraft fuel tank on-board inerting technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 616-625 (in Chinese).
- [2] LI J, YANG W, PEI Y. Vulnerability assessment for fire and explosion suppression measures of aircraft fuel system[J]. Advanced Materials Research, 2012, 510: 64-69.
- [3] 张瑞华,刘卫华,彭孝天,等. 昼夜温度变化对燃油箱空余空间氧浓度的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1018-1023.
ZHANG R H, LIU W H, PENG X T, et al. Influence of diurnal temperature changes on oxygen concentration in free space of fuel tank[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1018-1023 (in Chinese).
- [4] LANGTON R, CLARK C, HEWITT M, et al. Aircraft fuel systems[M]. New York: Wiley, 2009: 32-40.
- [5] SMITH D E. Fuel tank inerting systems for civil aircraft[D]. Fort Collins: Colorado State University, 2014: 32.
- [6] 冯诗愚,卢吉,刘卫华,等. 机载制氮系统中空纤维膜分离特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1332-1339.
FENG S Y, LU J, LIU W H, et al. Separation performance of hollow fiber membrane for on-board inerting gas generating system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1332-1339 (in Chinese).
- [7] 刘凤春,邱献双. 一种新型的飞机油箱催化惰化系统[J]. 航空科学技术, 2011(4): 27-29.
LIU S C, QIU X S. A new fuel tank catalytically inerting system[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 27-29 (in Chinese).
- [8] 谢辉辉,冯诗愚,彭孝天,等. 耗氧型惰化系统反应器性能理论[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2312-2319.
XIE H H, FENG S Y, PENG X T, et al. Theoretical of reactor performance in oxygen consumption based inerting system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2312-2319 (in Chinese).
- [9] WALKER S, JUNG W, ROBERTSON S. Demonstration of a novel catalyst based green on board inert gas generation system (GOBIGGS™) for fuel tank inerting[C] // AHS 69th Annual Forum, 2013: 1-10.
- [10] MORRIS R, MILLER J, LIMAYE S. Fuel deoxygenation and aircraft thermal management[C] // 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). Reston: AIAA, 2006: 1-13.
- [11] 王苏明,冯诗愚,李宗祺,等. 燃油箱耗氧惰化与中空膜惰化的数值模拟及比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1032-1038.
WANG S M, FENG S Y, LI Z Q, et al. Numerical simulation and comparison of oxygen consumption inerting and hollow membrane inerting in fuel tank[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1032-1038 (in Chinese).
- [12] SHAO L, LIU W H, LI C Y, et al. Experimental comparison of aircraft fuel tank inerting process using NEA and MIG[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(7): 1515-1524.
- [13] 陈伟,卢新潮,袁燎原,等. 基于高增益观测器的航迹角自适应反步控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1414-1420.
CHEN W, LU J C, YUAN L Y, et al. Adaptive backstepping control for flight path angle based on high gain observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1414-1420 (in Chinese).
- [14] 冯诗愚,邵奎,李超越,等. 航空燃油类型对催化惰化系统性能的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1819-1826.
FENG S Y, SHAO L, LI C Y, et al. Performance of catalytic inerting system affected by various aviation jet fuels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1819-1826 (in Chinese).
- [15] 冯诗愚,李超越,刘卫华. 一种催化燃烧惰化油箱的装置及其方法: CN104843189A[P]. 2015-08-19.
FENG S Y, LI C Y, LIU W H. A device and method of catalytic combustion inerting oil tank: CN104843189A[P]. 2015-08-19

- (in Chinese).
- [16] 彭孝天,冯诗愚,李超越.一种带补气催化燃烧惰化飞行器燃油箱及控制方法:CN107856869A[P].2018-03-30.
PENG X T, FENG S Y, LI C Y. Fuel tank and control method of inert vehicle with supplementary gas catalytic combustion; CN107856869A[P].2018-03-30(in Chinese).
- [17] CAI Y, BU X, LIN G, et al. Experimental study of an aircraft fuel tank inerting system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2):394-402.
- [18] 冯诗愚,李超越,邵垒,等.一种燃油箱绿色惰化系统地面惰化性能分析[J].航空动力学报,2017,32(2):268-274.
FENG S Y, LI C Y, SHAO L, et al. Analysis on ground-based inerting performance of a fuel tank green on-board inert gas generation system[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2):268-274(in Chinese).
- [19] 温博,陆中.民用飞机燃油箱可燃性评估方法研究[J].中国民航大学学报,2016,34(2):6-9.
WEN B, LU Z. Research on fuel tank flammability assessment for civil aircraft[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2016, 34(2):6-9(in Chinese).
- [20] 康振焯,刘振侠,任国哲,等.基于MATLAB/Simulink的飞机燃油箱内燃油温度仿真计算[J].推进技术,2014,35(1):62-69.
KANG Z Y, LIU Z X, REN G Z, et al. Simulation and calculation of fuel temperature in aircraft fuel tank based on MATLAB/Simulink[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1):62-69(in Chinese).
- [21] 中国民用航空局.中国民用航空规章.第25部.运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S].北京:中国民用航空局,2011.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulation; 25-Airworthiness standard of transport aircraft; CCAR-25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011(in Chinese).

Performance of oxygen-consuming catalytic inerting system of fuel tank under flight envelope

PENG Xiaotian¹, FENG Shiyu^{1,*}, REN Tong¹, ZHANG Ruihua¹, PAN Jun², WANG Yangyang²

- (1. Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration, Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Aviation Industry Corporation of China, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to provide input parameters for the design of new types of oxygen-consuming inerting system components, based on the proposed low-temperature controllable oxygen-consuming catalytic inerting system flow, the system mathematical model is established based on the mass conservation and energy conservation equations with the suction flow rate at the outlet of fuel tank as the benchmark. Taking the central fuel tank as the object, the important performance changes of the inerting system under the full flight envelope and the influence of key parameters on it are simulated. The results show that: inerting system can effectively reduce the oxygen volume fraction. For example, under the condition of initial full load, 0.5 catalytic efficiency and 60 L/min suction flow, the oxygen volume fraction will reach below 12% after 24 minutes. During the flight, the volume fraction of gas phase oxygen in the fuel tank rises during the declining and approaching phases, while it is decreasing in other phases. The higher the catalytic efficiency is and the larger the fan flow is, the shorter the inerting time is required. When the catalytic efficiency is fixed, the same inerting time is achieved, and the maximum fan suction flow is required when there is no fuel load. Therefore, the oxygen-consuming catalytic inert system should be designed according to the most unfavorable no fuel load working conditions.

Keywords: oxygen-consuming catalytic inerting; fuel tank; flight envelope; oxygen volume fraction; flammability

Received: 2020-06-19; **Accepted:** 2020-08-14; **Published online:** 2020-08-25 08:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200824.1533.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1933121); Interdisciplinary Innovation Foundation for Graduates, NUA (KXXKCXJJ202004); Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Jiangsu Province (KYCX19_0198); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0284

优化 Landweber 迭代快速电磁层析成像 图像重建算法



霍继伟, 刘泽*, 王亚东, 袁伟, 王成飞

(北京交通大学 电子信息工程学院, 北京 100044)

摘 要: 电磁层析成像(EMT)中灵敏度矩阵的病态性、不稳定性导致重建图像质量较差。为了提高重建图像的质量与速度,提出了一种优化 Landweber 迭代快速图像重建算法。首先,对灵敏度矩阵作降维映射,去除灵敏度矩阵中的冗余信息,减少每次迭代的计算量。然后,利用人群搜索算法(SOA)优化降维后的灵敏度矩阵,降低灵敏度矩阵的条件数,改善其病态程度。最后,通过 Landweber 迭代算法和预处理后的灵敏度矩阵进行图像重建。仿真实验结果表明:相同实验条件下,相比于 Landweber 迭代算法,所提算法有效提高了成像质量,降低了成像运算量。

关键词: 电磁层析成像(EMT); 人群搜索算法(SOA); 图像重建; 降维; 灵敏度矩阵优化
中图分类号: TP23; TP212

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1571-09

电学层析成像(Electrical Tomography, ET)技术作为一种高新检测技术,包括电阻层析成像(Electrical Resistance Tomography, ERT)^[1-2]、电磁层析成像(Electromagnetic Tomography, EMT)^[3-4]、电容层析成像(Electromagnetic Capacitance Tomography, ECT)^[5-6]、电阻抗层析成像(Electromagnetic Impedance Tomography, EIT)^[7-8]。其中,电磁层析成像技术是一种基于电磁感应原理的层析成像技术,具有非接触、非介入等特点,在多相流检测、无损检测、生物医学等领域得到了广泛研究^[3-4, 9-10]。

对于一个电磁层析成像系统,影响重建图像质量的因素包括激励信号频率、传感器结构、图像重建算法等。在众多因素中,图像重建算法是研究的热点之一^[11-12]。目前,常用的电磁层析成像图像重建算法可分为2类:一类是快速成像算法,包括线性反投影算法(Linear Back-Projection, LBP)、Tikhonov 正则化算法等^[13],该类算法图像重建速度较快,但重建的图像质量较差;另一类是迭

代成像算法,包括 Landweber 迭代算法、代数迭代算法(Algebraic Reconstruction Technique, ART)、Tikhonov 迭代算法等^[14],该类算法图像重建质量较高,但耗时较长。

为了进一步提高 Landweber 迭代算法的成像质量与成像速度,本文提出了一种优化 Landweber 迭代快速图像重建算法。首先,简要讨论了电磁层析成像的逆问题,给出了逆问题的求解公式。其次,讨论了本文所用灵敏度矩阵的计算方法,并给出了典型的灵敏度分布图。然后,给出了本文算法的实现方法。最后,通过仿真实验,从成像质量和成像速度上分别对本文算法与传统算法进行了对比。

1 电磁层析成像逆问题描述

电磁层析成像的逆问题是通过测得的感应线圈电压求解被测区域电磁特性物质的分布。若将敏感场看作为二维场,则感应线圈电压 V 与物场分布 f 间的关系可表示为^[15]

收稿日期: 2020-06-20; 录用日期: 2020-08-14; 网络出版时间: 2020-09-11 16:51

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200911.1425.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61771041); 北京市自然科学基金(4192045)

* 通信作者. E-mail: zliu@bjtu.edu.cn

引用格式: 霍继伟, 刘泽, 王亚东, 等. 优化 Landweber 迭代快速电磁层析成像图像重建算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1571-1579. HUO J W, LIU Z, WANG Y D, et al. Optimized Landweber iterative fast image reconstruction algorithm for electromagnetic tomography[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1571-1579 (in Chinese).

$$V = \iint f(\mu(x,y), \sigma(x,y)) \cdot B(\mu(x,y), \sigma(x,y)) dx dy \quad (1)$$

式中： $\mu(x,y)$ 和 $\sigma(x,y)$ 分别为被测区域的磁导率和电导率分布； B 为与物场分布有关的系统特性函数。

当被测物场离散化后，式(1)可近似表示为线性矩阵形式：

$$U = Sg \quad (2)$$

式中： U 为测量电压向量； S 为灵敏度矩阵； g 为待求物场电导率(磁导率)分布的灰度值矩阵。

2 灵敏度矩阵计算

由第1节讨论可知，灵敏度矩阵是图像重建

的基础。灵敏度矩阵被定义为检测线圈的电压变化和引起检测线圈电压变化的单一像素单元的电磁参数变化之比，可表示为^[16]

$$S = (\Delta V / I_{exc}) / \Delta \kappa \quad (3)$$

式中： ΔV 为检测线圈电压的变化量； I_{exc} 为激励线圈电流； $\Delta \kappa$ 为复电导率的变化量。

本文采用场量提取法，通过电磁场仿真软件对灵敏度矩阵进行计算，可表示为^[17]

$$S = -j\omega H_A \cdot H_B \quad (4)$$

式中： ω 为激励信号频率； H_A 为线圈 A 作为激励线圈时，被测区域的磁场强度分布； H_B 为线圈 B 作为激励线圈时，被测区域的磁场强度分布。

采用该方法所计算的典型的灵敏度矩阵如图1所示。

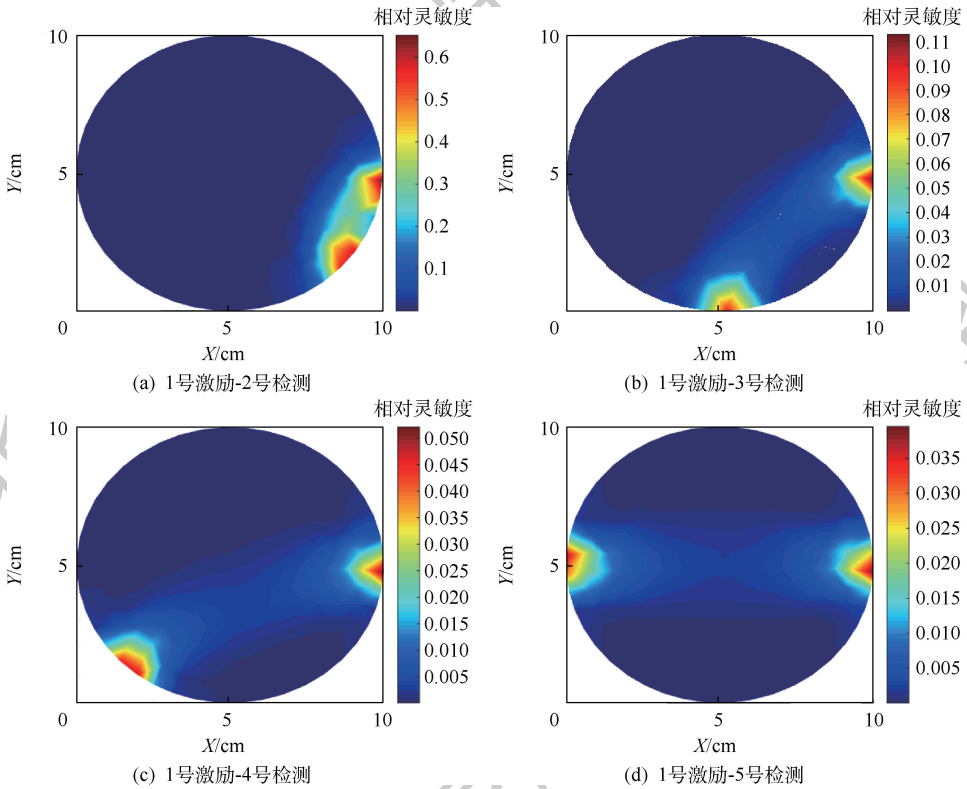


图1 典型灵敏度矩阵分布

Fig.1 Typical sensitivity matrix distribution

3 优化 Landweber 迭代快速图像重建算法

3.1 灵敏度矩阵降维

灵敏度矩阵 S 具有很强的行相关性^[18]。通过矩阵 S 的协方差矩阵，将各列数据变换到新坐标下，保留大方差方向信息，可去除行相关性，降低矩阵维度，从而减少成像计算量，进而提高成像速度。

设灵敏度矩阵 S 表示为

$$S = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & \cdots & s_{1n} \\ s_{21} & s_{22} & \cdots & s_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ s_{m1} & s_{m2} & \cdots & s_{mn} \end{bmatrix}_{m \times n} \quad (5)$$

式中： s_{ij} 为灵敏度矩阵 S 中元素。

灵敏度矩阵均值矩阵为

$$\bar{S} = \begin{bmatrix} \bar{s}_1 & \bar{s}_1 & \cdots & \bar{s}_1 \\ \bar{s}_2 & \bar{s}_2 & \cdots & \bar{s}_2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \bar{s}_m & \bar{s}_m & \cdots & \bar{s}_m \end{bmatrix}_{m \times n} \quad (6)$$

式中: $\bar{s}_i = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n s_{ij}$

由此,可得矩阵 X 表示为

$$X = S - \bar{S} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & a_{mn} \end{bmatrix}_{m \times n} \quad (7)$$

式中: $a_{ij} = s_{ij} - \bar{s}_i$

矩阵 X 协方差矩阵 C_X 可表示为

$$C_X = \frac{1}{n} X X^T \quad (8)$$

设矩阵 X 可通过变换矩阵 P 降维,则降维后得到的新灵敏度矩阵 Y 可表示为

$$Y = P X \quad (9)$$

则 Y 的协方差矩阵 C_Y 可表示为

$$C_Y = \frac{1}{n} Y Y^T = P C_X P^T \quad (10)$$

从而 C_X 可表示为

$$C_X = P^T C_Y P \quad (11)$$

使得 C_Y 满足:

$$C_Y = \begin{bmatrix} \lambda_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \lambda_m \end{bmatrix} \quad (12)$$

由于 C_X 为实对称矩阵,可进行对角化:

$$C_X = V \begin{bmatrix} \lambda_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \lambda_m \end{bmatrix} V^T \quad (13)$$

式中: $V = [v_1, v_2, \dots, v_m]$, 满足条件:

$$v_i^T \cdot v_j = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad (14)$$

其中: v_i 为 C_X 的特征向量; λ_i 为 v_i 对应的特征值。将需要保留的 k 个特征值从大到小按递减顺序排列,将相对应的特征向量组合成矩阵: $V' = [v_1, v_2, \dots, v_k]$, 通过式(15)求得降维后的灵敏度矩阵:

$$Y = (V')^T S \quad (15)$$

对等式(2)两边做同样运算以保证等式成立,即

$$(V')^T S g = (V')^T U \quad (16)$$

进而采用已有的成像算法估计 g 。

图 2 给出了原始灵敏度矩阵的协方差矩阵的特征值。可知,排序后的后 8 个特征值较小,表明该行数据对灵敏度矩阵的表征不明显,故本文保留特征值较大的 20 个特征向量构成变换矩阵 V' , 经过变换矩阵 V' 降维后,灵敏度矩阵维度由 28×322 降至 20×322 , 降低了激励检测的组合数,灵敏度矩阵的条件数由 610 降至 158。

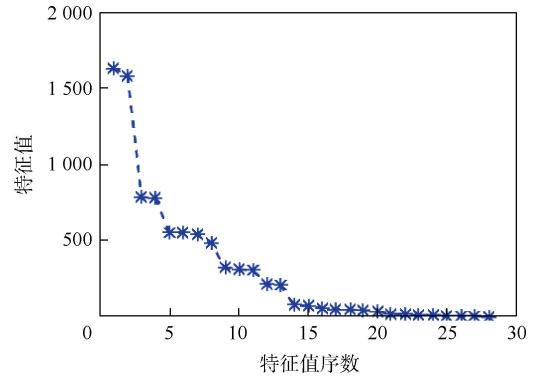


图 2 原始协方差矩阵特征值

Fig. 2 Eigenvalues of original covariance matrix

因降维后的灵敏度矩阵存在部分数据缺失,若直接采用降维后的数据进行图像重建,成像质量难以提升,在某些分布情况下,成像质量会降低。故需对降维后的灵敏度矩阵采用人群搜索算法(Seeker Optimization Algorithm, SOA)进行优化,从而提高成像质量。

3.2 人群搜索算法降低灵敏度矩阵条件数

为了进一步改善灵敏度矩阵的不适定性,本文采用人群搜索算法在降维灵敏度矩阵基础上进一步降低灵敏度矩阵的条件数,从而提高成像质量。人群搜索算法是通过建模人的利己、利他、预动等行为特征,计算优化问题的搜索步长和方向,从而得到最优解的智能优化方法^[19],具体流程如下:

步骤 1 设定初始化参数,包括种群规模、迭代次数、种群个体最小值、种群个体最大值、最小隶属度值、最大隶属度值、权重最大值及权重最小值。

步骤 2 根据初始化的种群个体最大值、种群个体最小值,随机生成初始种群 F 。

步骤 3 以矩阵 F 中的元素作为对角元素构成对角阵 M ,由式(17)确定适应度值:

$$q = \frac{P}{\text{cond}(M \cdot S)} \quad (17)$$

式中: M 为以矩阵 F 中的元素作为对角元素构成对角阵; q 为适应度值; cond 为求取条件数; P 为惩罚函数,表示为

$$P = \begin{cases} 1 & \text{cond}(M) \leq \text{cond}(M \cdot S) \\ 10^{-10} & \text{cond}(M) > \text{cond}(M \cdot S) \end{cases} \quad (18)$$

步骤 4 采用线性隶属函数,确定种群 i 在 j 维搜索空间的步长。线性隶属函数可表示为

$$\begin{cases} U_i = U_{\max} - \frac{(N - K_i)(U_{\max} - U_{\min})}{N - 1} & i = 1, 2, \dots, N \\ U_{ij} = U_i + (1 - U_i) \cdot \text{rand} & j = 1, 2, \dots, D \end{cases} \quad (19)$$

式中: U_i 为种群 i 的隶属度; U_{ij} 为 j 维搜索空间种群 i 的隶属度; D 为搜索空间维数; N 为种群大小; rand 为随机数; K_i 为种群函数值按降序排列后的序列编号。

种群 i 在 j 维搜索空间的步长可表示为

$$\alpha_{ij} = \delta_{ij} \sqrt{-\ln(U_{ij})} \quad (20)$$

式中: δ_{ij} 为高斯隶属函数参数, 可由式 (21) 确定:

$$\delta_{ij} = b \cdot |\mathbf{x}_{\min} - \mathbf{x}_{\max}| \quad (21)$$

其中: \mathbf{x}_{\min} 和 \mathbf{x}_{\max} 分别为同一种群中最小和最大适应度函数值的位置; b 为惯性权值, 可由式 (22) 确定:

$$b = \frac{\text{gen}_{\max} - \text{gen}}{\text{gen}_{\max}} \quad (22)$$

式中: gen 为当前迭代次数; gen_{\max} 为最大迭代次数。

步骤 5 通过式 (23) 确定种群中每个个体搜索方向:

$$\mathbf{d}_i(t) = \text{sign}(b\mathbf{d}_{i,\text{pro}}(t) + \varphi_1\mathbf{d}_{i,\text{ego}}(t) + \varphi_2\mathbf{d}_{i,\text{alt}}(t)) \quad (23)$$

式中: φ_1, φ_2 为区间 $[0, 1]$ 内任意的实数; sign 为符号函数; $\mathbf{d}_i(t)$ 为第 i 个搜索因子的搜索方向; $\mathbf{d}_{i,\text{ego}}(t)$ 为第 i 个搜索因子的利己方向; $\mathbf{d}_{i,\text{alt}}(t)$ 为第 i 个搜索因子的利他方向; $\mathbf{d}_{i,\text{pro}}(t)$ 为第 i 个搜索因子的预动方向。

$$\begin{cases} \mathbf{d}_{i,\text{ego}}(t) = \mathbf{p}_{i,\text{best}} - \mathbf{x}_i(t) \\ \mathbf{d}_{i,\text{alt}}(t) = \mathbf{g}_{i,\text{best}} - \mathbf{x}_i(t) \\ \mathbf{d}_{i,\text{pro}}(t) = \mathbf{x}_i(t_1) - \mathbf{x}_i(t_2) \end{cases} \quad (24)$$

式中: $\mathbf{p}_{i,\text{best}}$ 为第 i 个搜索因子的历史最优位置; $\mathbf{g}_{i,\text{best}}$ 为第 i 个搜索因子所在邻域内的历史最优位置; $\mathbf{x}_i(t_1), \mathbf{x}_i(t_2)$ 分别为 $\{\mathbf{x}_i(t-2), \mathbf{x}_i(t-1), \mathbf{x}_i(t)\}$ 中的最优点。

步骤 6 通过式 (25) 获得新的位置:

$$\mathbf{x}_{ij}(t+1) = \mathbf{x}_{ij}(t) + \alpha_{ij}(t)\mathbf{d}_{ij}(t) \quad (25)$$

步骤 7 若不满足迭代次数, 返回步骤 3; 若满足, 通过式 (26) 计算 e , 若 e 连续 3 次变化不超过 0.1% 或优化循环 20 次, 进入步骤 8, 否则返回步骤 3。

$$e = \frac{\text{cond}(\mathbf{S}) - \text{cond}(\mathbf{M}_{\text{best}})}{\text{cond}(\mathbf{S})} \quad (26)$$

式中: \mathbf{M}_{best} 为该次循环后种群的最佳个体。

步骤 8 对式 (16) 两边做相同的矩阵变换, 保证等式成立:

$$\mathbf{M}_{\text{best}}(\mathbf{V}')^T \mathbf{S} \mathbf{g} = \mathbf{M}_{\text{best}}(\mathbf{V}')^T \mathbf{U} \quad (27)$$

图 3 给出了灵敏度矩阵的条件数的变化曲线。

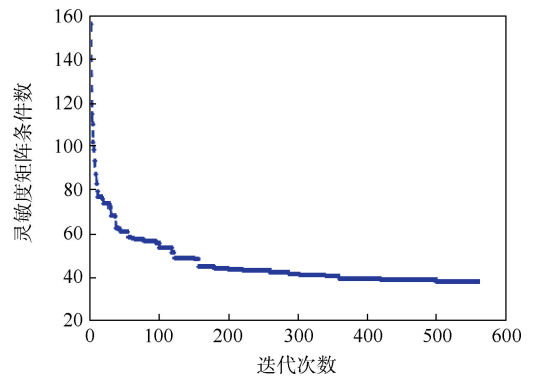


图 3 灵敏度矩阵条件数收敛曲线

Fig. 3 Convergence curve of condition number of sensitivity matrix

可知, 随着迭代次数的增加, 条件数逐渐下降。优化前的灵敏度条件数为 158, 优化后降为 38, 有效改善了灵敏度矩阵的病态程度。

3.3 Landweber 迭代成像

Landweber 迭代算法是最速下降算法的一种变形^[14], 其迭代形式为

$$\begin{cases} \mathbf{g}_0 = \mathbf{0} \\ \mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{g}_k - \beta \mathbf{S}^T (\mathbf{U} - \mathbf{S} \mathbf{g}_k) \end{cases} \quad (28)$$

式中: \mathbf{g}_0 为迭代初值; β 为增益因子; \mathbf{g}_k 为第 k 次迭代的图像灰度值。

Landweber 迭代算法的增益因子可由其收敛判据确定:

$$\|\beta \mathbf{S}^T \mathbf{S}\|_2 < 2 \quad (29)$$

本文的增益因子 β 取为 $2/(\lambda_{\max} + \lambda_{\min})$, λ_{\max} 和 λ_{\min} 分别为矩阵 $\mathbf{S}^T \mathbf{S}$ 的最大特征值和最小特征值。

4 仿真实验结果与分析

4.1 仿真实验环境

本文仿真环境为 Intel Core i3-3260 3.3 GHz CPU, 8 GB RAM。采用电磁场仿真软件对模型进行三维建模, 线圈数目为 8, 线圈直径设为 16 mm, 激励频率设为 200 kHz, 圆形检测区域半径为 50 mm, 激励电流强度为 1 A, 检测物体为铜棒, 检测区域剖分为 322 个单元。

4.2 无噪声情况下成像分析

为验证本文给出的成像算法的成像效果, 设置如表 1 第 2 列所示的 10 种典型分布用于仿真实验。采用不同成像算法 (LBP 算法、Tikhonov 正则化算法、Landweber 迭代算法及本文提出的优化 Landweber 迭代快速图像重建算法) 的成像结果如表 1 所示。本文采用后验策略确定 Tikhonov

表 1 无噪声情况下图像重建结果

Table 1 Results of image reconstruction without noise

序号	模型	LBP 算法	Tikhonov 算法	Landweber 迭代算法	本文算法
1					
2					
3					
4					
5					
6					
7					
8					
9					
10					

算法的正则化因子和 Landweber 迭代算法的迭代次数。在计算正则化因子时,通过已知模型计算不同正则化因子情况下成像质量,选取最优。在确定 Landweber 迭代算法的迭代次数时,通过已知模型计算不同迭代次数情况下成像质量,选取最优。在表 1 中,分布 1~8 中圆柱的半径为 8 mm;分布 9 中位于左侧的圆柱直径为 10 mm,位于右侧的圆柱直径为 15 mm;分布 10 中为三角形柱体。

为了定量描述各成像算法的成像质量,本文采用图像误差(Image Error, IE)和相关系数(Correlation Coefficient, CC)作为评价指标。图像误差定义为

$$IE = \frac{\|\hat{\mathbf{g}} - \mathbf{g}\|}{\|\mathbf{g}\|} \quad (30)$$

相关系数定义为

$$CC = \frac{\sum_{i=1}^L (\hat{g}_i - \bar{\hat{g}})(g_i - \bar{g})}{\sqrt{\sum_{i=1}^L (\hat{g}_i - \bar{\hat{g}})^2 \sum_{i=1}^L (g_i - \bar{g})^2}} \quad (31)$$

式中: \mathbf{g} 为设定的电导率分布; $\hat{\mathbf{g}}$ 为计算得到的电导率分布; \hat{g}_i 为 $\hat{\mathbf{g}}$ 中元素; $\bar{\hat{g}}$ 为 $\hat{\mathbf{g}}$ 的均值; \bar{g} 为 \mathbf{g} 的均值; L 为剖分单元个数。

表 2 和表 3 分别给出了 10 种物场分布情况下,不考虑噪声时,采用不同成像算法重建图像的相关系数和图像误差。

由表 1~表 3 可见,对于不同物场分布,本文算法的图像误差均小于其他算法,相关系数均大于其他算法,即用本文给出的图像重建算法所重建的图像与原图像的吻合最好,能够较为准确地反映物体位置。

表 2 无噪声情况下不同成像算法相关系数比较

Table 2 Comparison of correlation coefficients among different imaging algorithms without noise

模型序号	相关系数			
	LBP 算法	Tikhonov 算法	Landweber 迭代算法	本文算法
1	0.166 5	0.394 5	0.719 1	0.810 9
2	0.066 1	0.354 5	0.732 8	0.868 9
3	0.112 6	0.385 8	0.719 2	0.754 9
4	0.114 7	0.354 4	0.690 2	0.720 1
5	0.153 1	0.433 1	0.693 2	0.750 7
6	0.075 7	0.146 3	0.435 6	0.794 8
7	0.112 1	0.289 8	0.575 3	0.788 8
8	0.148 2	0.178 1	0.568 1	0.701 8
9	0.239 3	0.279 3	0.539 6	0.642 8
10	0.378 2	0.569 7	0.687 1	0.730 7

表 3 无噪声情况下不同成像算法图像误差比较

Table 3 Comparison of image error among different imaging algorithms without noise

模型序号	图像误差			
	LBP 算法	Tikhonov 算法	Landweber 迭代算法	本文算法
1	1.200 2	1.025 6	0.718 6	0.652 2
2	1.172 5	0.961 8	0.676 1	0.535 1
3	1.195 8	1.034 2	0.792 3	0.756 4
4	1.205 9	1.001 6	0.782 9	0.765 7
5	1.340 6	1.157 3	0.949 7	0.792 5
6	1.071 8	0.974 7	0.894 1	0.608 7
7	1.399 6	0.901 1	0.872 4	0.858 9
8	1.279 4	0.956 3	0.810 4	0.725 2
9	1.589 4	0.907 4	0.850 9	0.862 4
10	0.964 2	0.911 1	0.936 6	0.788 0

4.3 噪声情况下成像分析

为了研究本文算法的抗干扰性能,本文对测量信号加入干扰,研究算法在不同分布下的成像效果。对检测的物场信号和空场信号分别加入干扰:

$$\mathbf{U}_{in} = \mathbf{U}_f + \alpha \cdot \text{rand}(28,1) \cdot \min(\mathbf{U}_f) \quad (32)$$

$$\mathbf{U}_{en} = \mathbf{U}_e + \alpha \cdot \text{rand}(28,1) \cdot \min(\mathbf{U}_e) \quad (33)$$

式中; \mathbf{U}_f 为测量的物场向量; \mathbf{U}_e 为测量的空场向量; $\min()$ 用于求取向量的最小值,控制干扰量级; $\text{rand}()$ 用于获取随机向量; α 为设定值,用于控制干扰大小。当参数 $\alpha = 0.03$ 时,重建图像如表 4 所示。表 5 和表 6 分别给出了存在噪声时不同物场分布情况下各成像算法重建图像的相关系数和图像误差。

对比表 1~表 6 可见,对于不同物场分布,当检测信号中含有一定噪声时,各算法的成像质量均有所下降,但本文算法的成像质量总体优于其他算法,体现出一定的抗噪声性能。

4.4 算法计算量分析

由第 3 节讨论可知,本文算法中的灵敏度矩阵降维与人群搜索算法降低灵敏度矩阵条件数均为离线计算,并不影响在线成像的计算时间。本文算法的灵敏度矩阵维度为 20×322 ,Landweber 迭代算法的灵敏度矩阵维度为 28×322 ,通过式(28)可确定每次迭代运算的计算量。

若灵敏度矩阵为 $m \times n$ 维,则根据式(28)可知,每次迭代中,计算项 $\mathbf{U} - \mathbf{Sg}_k$ 需要 $m \times (n - 1)$ 次加法、 $m \times n$ 次乘法、 n 次减法;计算项 \mathbf{g}_{k+1} 额外需要 n 次减法、 $2(m \times n)$ 次乘法、 $n \times (m - 1)$ 次加法;降维后灵敏度矩阵变化的是 m ,故减法数量不变。

表 4 噪声情况下图像重建结果

Table 4 Results of image reconstruction with noise

序号	模型	LBP 算法	Tikhonov 算法	Landweber 迭代算法	本文算法
1					
2					
3					
4					
5					
6					
7					
8					
9					
10					

表7给出了本文算法及 Landweber 迭代算法每次迭代所需的运算量。由表7可知,本文算法相比于 Landweber 迭代算法,在每次迭代运算中,加法运算量减少了约 29%,乘法运算量减少了约 29%。

表5 噪声情况下不同成像算法相关系数比较

Table 5 Comparison of correlation coefficients among different imaging algorithms with noise

模型 序号	相关系数			
	LBP 算法	Tikhonov 算法	Landweber 迭代算法	本文算法
1	0.166 8	0.394 2	0.714 3	0.803 1
2	0.066 4	0.351 5	0.728 1	0.862 5
3	0.112 2	0.387 1	0.716 7	0.757 1
4	0.114 1	0.354 7	0.687 2	0.757 1
5	0.152 7	0.433 6	0.695 4	0.756 9
6	0.017 8	0.154 91	0.451 3	0.689 2
7	0.125 9	0.289 2	0.574 3	0.783 3
8	0.141 9	0.176 1	0.565 4	0.691 3
9	0.240 4	0.277 1	0.536 8	0.637 7
10	0.378 0	0.571 3	0.685 1	0.729 4

表6 噪声情况下不同成像算法图像误差比较

Table 6 Comparison of image error among different imaging algorithms with noise

模型 序号	图像误差			
	LBP 算法	Tikhonov 算法	Landweber 迭代算法	本文算法
1	1.200 7	1.021 9	0.725 6	0.684 5
2	1.180 3	0.961 9	0.680 8	0.543 2
3	1.191 0	1.033 7	0.763 0	0.804 4
4	1.208 4	0.999 2	0.784 8	0.749 5
5	1.337 8	1.149 5	0.937 7	0.810 4
6	1.006 8	0.974 1	0.886 6	0.712 0
7	1.381 5	0.901 3	0.874 5	0.883 8
8	1.265 1	0.956 8	0.816 5	0.739 9
9	1.597 5	0.908 1	0.850 8	0.874 9
10	0.963 7	0.909 6	0.941 2	0.782 7

表7 两种成像算法运算量比较

Table 7 Comparison of calculation load between two imaging algorithms

算法	加法运算量	减法运算量	乘法运算量
本文算法	12 538	644	19 320
Landweber 迭代算法	17 682	644	27 048

5 结论

本文通过对灵敏度矩阵预处理,给出了一种 Landweber 迭代快速图像重建算法,提高了电磁层析成像重建图像的重建质量与重建速度。仿真实验结果表明:

1) 本文算法可有效降低灵敏度矩阵条件数,可有效改善灵敏度矩阵的病态性。初始灵敏度矩

阵条件数为 610,改善后灵敏度矩阵条件数为 38,共降低了约 94%。

2) 本文算法在一定噪声情况下,成像质量优于传统的 LBP 算法、Tikhonov 正则化算法、Landweber 迭代算法。

3) 本文算法可有效减少图像重建运算量,提高成像速度。在每次迭代中,加法的运算量减少约 29%,乘法的运算量减少约 29%。

参考文献 (References)

[1] 李峰,谭超,董峰. 全连接深度网络的电学层析成像算法[J]. 工程热物理学报,2019,40(7):1526-1531.
LI F, TAN C, DONG F. Fully connected deep network algorithm for electrical tomography [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(7): 1526-1531 (in Chinese).

[2] 肖理庆,王化祥. 基于聚类电阻层析成像静态图像重建算法[J]. 仪器仪表学报,2016,37(6):1258-1266.
XIAO L Q, WANG H X. Absolute image reconstruction algorithm based on clustering for ERT [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(6): 1258-1266 (in Chinese).

[3] MA X, PEYTON A J, HIGSON S R, et al. Hardware and software design for an electromagnetic induction tomography (EMT) system for high contrast metal process applications [J]. Measurement Science and Technology, 2006, 17(1): 111-118.

[4] WATSON S, WILLIAMS R J, GOUGH W, et al. A magnetic induction tomography system for samples with conductivities below $10 \text{ S} \cdot \text{m}^{-1}$ [J]. Measurement Science and Technology, 2008, 19(4): 045501.

[5] HUANG A, CAO Z, SUN S, et al. An agile electrical capacitance tomography system with improved frame rates [J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(4): 1416-1425.

[6] SUN S, CAO Z, HUANG A, et al. A high-speed digital electrical capacitance tomography system combining digital recursive demodulation and parallel capacitance measurement [J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 17(20): 6690-6698.

[7] BROWN B H. Medical impedance tomography and process impedance tomography: A brief review [J]. Measurement Science and Technology, 2008, 19(9): 1-9.

[8] 范文茹,王勃,李靓瑶,等. 基于电阻抗层析成像的 CFRP 结构损伤检测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2177-2183.
FAN W R, WANG B, LI J Y, et al. Damage detection of CFRP structure based on electrical impedance tomography [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2177-2183 (in Chinese).

[9] 曾星星,何敏,张健,等. EMT 用于金属结构裂纹图像重建的仿真研究 [J]. 电子测量与仪器学报, 2020, 34(1): 186-192.
ZENG X X, HE M, ZHANG J, et al. Simulation study on EMT image reconstruction of metal structure flaw [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2020, 34(1): 186-192 (in Chinese).

[10] LIU Z, LI W, XUE F, et al. Electromagnetic tomography rail defect inspection [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2015, 51(10): 1-7.

- [11] 何敏,柴孟阳. 三种电磁无损检测方法综述[J]. 测控技术, 2012,31(3):1-4.
HE M, CHAI M Y. Summary of three electromagnetic nondestructive testing methods[J]. Measurement & Control Technology, 2012,31(3):1-4 (in Chinese).
- [12] 何敏,刘泽,董峰,等. 电磁层析成像技术图像重建的仿真研究[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2001,34(4):435-438.
HE M, LIU Z, DONG F, et al. Simulation study on image reconstruction of electromagnetic tomography[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2001,34(4):435-438 (in Chinese).
- [13] YANG W Q, SPINK D M, YORK T A, et al. An image-reconstruction algorithm based on Landweber's iteration method for electrical-capacitance tomography [J]. Measurement Science and Technology, 1999,10(11):1065-1069.
- [14] 彭黎辉,陆耿,杨五强. 电容成像图像重建算法原理及评价[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2004,44(4):478-484.
PENG L H, LU G, YANG W Q. Image reconstruction algorithms for electrical capacitance tomography: State of the art [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2004,44(4):478-484 (in Chinese).
- [15] 何元胜,何敏,李杰仁. 电磁层析成像图像重建算法[J]. 电气技术, 2007(4):43-48.
HE Y S, HE M, LI J R. Review about image reconstruction arithmetic for electromagnetic tomography [J]. Electrical Engineering, 2007(4):43-48 (in Chinese).
- [16] ROSELL J, CASAÑAS R, SCHARFETTER H. Sensitivity maps and system requirements for magnetic induction tomography using a planar gradiometer [J]. Physiological Measurement, 2001,22(1):121-130.
- [17] 徐凯,陈广,尹武良,等. 基于场量提取法的电磁层析成像系统的灵敏度推算[J]. 传感技术学报, 2011,24(4):543-547.
XU K, CHEN G, YIN W L, et al. Sensitivity derivation and calculation of electromagnetic tomography (EMT) sensor based on field value extraction [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2011,24(4):543-547 (in Chinese).
- [18] 刘泽,肖君,刘向龙,等. 一种电磁层析图像快速重建算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018,44(8):1569-1576.
LIU Z, XIAO J, LIU X L, et al. An algorithm for fast reconstruction of electromagnetic tomography images [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018,44(8):1569-1576 (in Chinese).
- [19] 张连强,王东风. 基于改进人群搜索算法的 PID 参数优化[J]. 计算机工程与设计, 2016,37(12):3389-3393.
ZHANG L Q, WANG D F. Optimization of PID parameters based on improved seeker optimization [J]. Computer Engineering and Design, 2016,37(12):3389-3393 (in Chinese).

Optimized Landweber iterative fast image reconstruction algorithm for electromagnetic tomography

HUO Jiwei, LIU Ze*, WANG Yadong, YUAN Wei, WANG Chengfei

(School of Electronic Information Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: Due to the pathological property and ill-posedness of sensitivity matrix in Electromagnetic Tomography (EMT), the quality of the reconstructed image is relatively low. To improve the imaging quality and imaging speed, this paper proposes an optimized Landweber iterative fast iteration image reconstruction algorithm. Firstly, dimension reduction algorithm is used to decrease the sensitivity matrix dimension to eliminate the redundant information of sensitivity matrix and reduce the calculation load of each iteration. Secondly, Seeker Optimization Algorithm (SOA) is used to optimize the dimension-reduced sensitivity matrix. This optimization operation can reduce the condition number and improve the morbidity degree of sensitivity matrix. Finally, Landweber iteration algorithm and preprocessed sensitivity matrix are used to reconstruct image. Simulation experimental results show that, under the same experimental conditions, compared with Landweber iteration algorithm, the proposed algorithm increase the quality of reconstructed image and decrease the calculation load of image reconstruction.

Keywords: Electromagnetic Tomography (EMT); Seeker Optimization Algorithm (SOA); image reconstruction; dimensionality reduction; sensitivity matrix optimization

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0232

非规则轴承故障的动力学建模与仿真



王震¹, 杨正伟^{1,2}, 何浩浩¹, 明安波^{1,*}, 张炜¹

1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025; 2. 西安交通大学 机械工程学院, 西安 710049)

摘 要: 针对现有轴承故障研究大多将故障简化为矩形凹槽或圆形凹坑等规则形状,与实际故障形貌存在较大差别的问题,以航空发动机转子系统为研究对象,从滚动轴承的实际故障形貌和复杂转子系统中主轴轴承易失效的客观实际出发,提出了非规则轴承故障的表征方法,并将其引入单转子-轴承系统动力学模型,建立了轴承内外圈非规则故障模型。利用数值计算的方法对含故障轴承转子系统的振动响应进行了分析,并研究了系统轴承在内外圈含有矩形故障和非规则故障的情况下,故障的周向宽度和深度对系统振动的影响规律。针对滚动轴承内外圈中存在的故障轴承损伤,制作了不同位置、大小的故障轴承,并将其引入转子系统开展试验研究,采集了不同旋转频率和故障尺寸下的系统振动数据,通过与数值仿真结果的比较,充分验证了非规则轴承故障动力学模型的正确性。

关键词: 航空发动机; 滚动轴承; 非规则故障; 振动响应; 动力学模型

中图分类号: TH133.33

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1580-14

航空发动机体现了一个国家的科技水平、工业实力和综合国力,与国民经济发展和国家军事安全息息相关。现代航空发动机大多采用双转子甚至三转子结构,高、低压转子通过多个主轴轴承支承于发动机机匣上,为提高推重比,通常将高压转子的后支点设计成轴间轴承形式,或称中介轴承,即高压转子前端通过前轴承支承在与机匣连接的固定支承结构上,而后端通过中介轴承支承在低压涡轮轴上^[1]。中介轴承作为一种特殊的主轴轴承,是实现运动传递和承受载荷的关键部件,此外航空发动机转子-轴承系统的运行条件与常规旋转机械相比,系统结构更加复杂,高温、高速、重载的工作环境使得主轴轴承更易发生打滑现象并导致点蚀、剥落等故障,对转子系统甚至发动机的运行性能产生重大影响^[2-3]。因此,深入探讨航空发动机主轴轴承的故障机理,建立有效

的、符合工程实际的滚动轴承故障动力学模型,及时发现轴承的早期故障,预防重大事故的发生具有重要的意义。

作为一种特殊的滚动轴承,主轴轴承的研究大多可以借鉴普通的滚动轴承研究成果。但是,现有的轴承故障研究大多是将故障简化为矩形凹槽或圆形凹坑等规则形状,与现实的故障形貌存在较大差别。Kankar等^[4]基于位移激励的方法,通过改变滚动体与滚道之间间隙量的方式,将内外圈及滚动体上的局部故障表征为滚道或滚动体表面的矩形凹槽。东亚斌等^[5]建立了单一局部故障的滚动轴承模型,将故障定义为截面为矩形的凹坑,同时还分析了故障的宽度、深度和是否处于载荷区等因素的影响,但该模型中假设保持架处于静止不动状态,与滚动轴承实际运转情况显然不符。Sawalhi和Randall^[6-7]在表征故障引起

收稿日期: 2020-06-01; 录用日期: 2020-08-30; 网络出版时间: 2020-09-08 14:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200907.1347.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51505486, 61703410, 61873175); 中国博士后科学基金(2019M650262); 航空科学基金(201803U8003); 陕西省高校科协青年人才托举项目(20170511)

* 通信作者. E-mail: 79607672@qq.com

引用格式: 王震, 杨正伟, 何浩浩, 等. 非规则轴承故障的动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1580-1593. WANG Z, YANG Z W, HE H H, et al. Dynamic modeling and simulation of irregular bearing failure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1580-1593(in Chinese).

的间隔量变化时,采用一个故障深度随转角呈锥形变化的函数来模拟,更加真实地描述了滚动体进出故障的轨迹,实现了轴承故障的精细建模,进一步改进了基于位移激励的轴承故障模拟方法。陈果^[8]针对航空发动机转子系统中的轴承故障建模问题,用半圆形凹槽来引入轴承局部故障,改进了局部故障的形貌。

在工程实际中,轴承的故障形貌往往呈现出显著的不规则特征,与矩形或半圆形等规则形状差别很大。鉴于此,本文提出了滚动轴承非规则局部故障的表征方法,并通过单转子系统进行验证,对掌握含故障轴承转子系统的动力学特性、提高转子系统的运行可靠性具有重要的理论意义和实用价值。

1 单转子-轴承系统模型

轴承故障动力学分析是深入了解轴承故障特

征的重要途径之一。但是在实际应用中,主轴轴承作为航空发动机的关键支承部件,航空发动机极端恶劣的工作环境和运行特点使得转子和轴承之间的相互作用更加突出^[9]。传感器采集到的振动信号是包含了整个转子系统的振动响应,相比于单纯轴承故障动力学建模而言,整个系统涉及的运行环境和边界条件更为复杂,将轴承从转子系统中孤立出来进行动力学特性研究与实际工况明显不符^[10]。因此,在轴承故障动力学建模中,考虑转子系统的影响,更加深入地分析轴承-转子系统的动力学特性对于发动机实际工况的研究及后续轴承故障诊断工程应用具有重要意义。

1.1 轴承-转子系统模型

以单盘对称转子模型作为分析对象,建立含不平衡故障的转子-滚动轴承动力学模型,如图 1 所示。实际发动机的转子系统要比这一模型复杂得多,但根据此模型可以说明实际转子的振动现象。

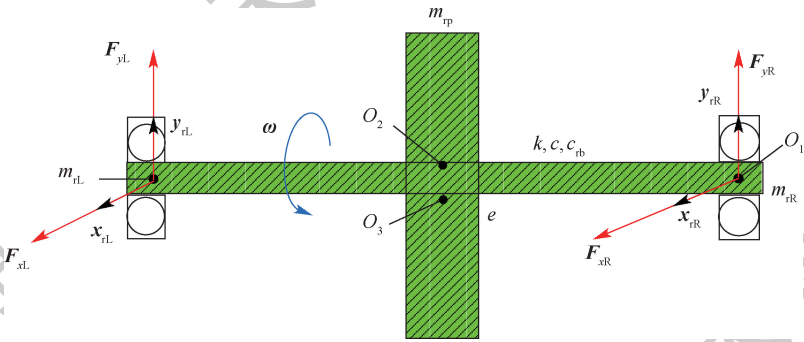


图 1 单转子-轴承系统

Fig. 1 Single rotor-bearing system

在模型中, O_1 、 O_2 、 O_3 分别为轴承几何中心、转子几何中心、转子质心, m_{rl} 、 m_{rr} 分别为转轴左、右两端在轴承位置的转子集中质量, m_{tp} 为转子在圆盘处的集中等效质量, e 为转子质量偏心, k 为弹性轴的刚度, c 和 c_{rb} 分别为转子在圆盘处和轴承处的阻尼系数, ω 为转子的转速, F_{xR} 、 F_{yR} 为右端轴承的支承反力, F_{xL} 、 F_{yL} 为左端轴承的支承反力。由牛顿第二定律可得系统的运动微分方程为

$$\begin{cases} m_{tp} \ddot{x}_{tp} + k(x_{tp} - x_{rR}) + k(x_{tp} - x_{rL}) + c\dot{x}_{tp} = m_{tp} e \omega^2 \cos(\omega t) \\ m_{tp} \ddot{y}_{tp} + k(y_{tp} - y_{rR}) + k(y_{tp} - y_{rL}) + c\dot{y}_{tp} = m_{tp} e \omega^2 \sin(\omega t) - m_{tp} g \\ m_{rR} \ddot{x}_{rR} + k(x_{rR} - x_{tp}) + c\dot{x}_{rR} = F_{xR} \\ m_{rR} \ddot{y}_{rR} + k(y_{rR} - y_{tp}) + c\dot{y}_{rR} = F_{yR} - m_{rR} g \\ m_{rL} \ddot{x}_{rL} + k(x_{rL} - x_{tp}) + c\dot{x}_{rL} = F_{xL} \\ m_{rL} \ddot{y}_{rL} + k(y_{rL} - y_{tp}) + c\dot{y}_{rL} = F_{yL} - m_{rL} g \end{cases} \quad (1)$$

式中: g 为重力加速度。

1.2 轴承力模型

假设轴承内圈固定在旋转轴上随转轴一起旋转,外圈固定在轴承座上保持不动,如图 2 所示。滚动体在运转时每通过一次载荷区就会产生一次振动,即 VC 振动^[11]。同时,滚动轴承也因为转子系统的不平衡激励而产生强迫振动。

设第 j 个滚珠的位置为 θ_j , 有

$$\theta_j = \omega_c t + \frac{2\pi}{Z}(j-1) \quad j = 1, 2, \dots, Z \quad (2)$$

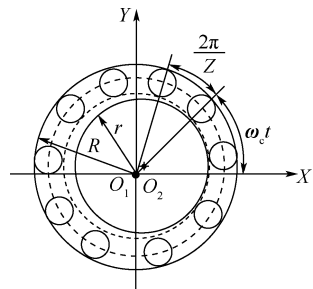


图 2 轴承力模型

Fig. 2 Bearing force model

式中： ω_c 为保持架的旋转速度； Z 为滚珠数目。

设内圈滚道半径为 r ，外圈滚道半径为 R ，有

$$\omega_c = \frac{\omega r}{R + r} \tag{3}$$

设内圈中心在横轴和纵轴产生的位移分别为 x 和 y ，轴承的初始间隙为 δ_0 ，轴承由于故障产生的间隙为 λ_D ，则第 j 个滚珠与滚道间的法向接触变形量为

$$\zeta_j = x \cos \theta_j + y \sin \theta_j - \delta_0 - \lambda_D \tag{4}$$

根据非线性赫兹弹性接触理论，可得滚动的第 j 个滚珠与滚道所产生的接触压力 F_j ，又因为滚珠与滚道间产生压力的条件为接触变形，即 $\zeta_j > 0$ 时才有作用力，可以利用 η 来表征。则

$$\eta = \begin{cases} 1 & \zeta_j > 0 \\ 0 & \zeta_j \leq 0 \end{cases} \tag{5}$$

$$F_j = C_b \zeta_j^n \eta \tag{6}$$

式中： C_b 为赫兹接触刚度； n 为滚动轴承接触载荷变形系数，球轴承通常取 1.5。 F_j 在 x 轴和 y 轴方向的分力分别为 $F_{jx} = F_j \cos \theta_j$ ， $F_{jy} = F_j \sin \theta_j$ ，故轴承产生的轴承力可以表示为

$$\begin{cases} F_x = \sum_{j=1}^Z C_b \zeta_j^n \eta \cos \theta_j \\ F_y = \sum_{j=1}^Z C_b \zeta_j^n \eta \sin \theta_j \end{cases} \tag{7}$$

1.3 轴承非规则故障模型

采用随机数据数列模拟故障表面形貌，滚动体通过故障区域时，通过改变接触区域间隙的形式来引入位移激励^[12]。故障表面可看做是由一系列高度随机变化的点构成，高度的分布可以反映出表面的重要信息，建立故障粗糙表面模型的步骤如下：

步骤 1 生成一个均值为 0、方差为 1 的随机高斯噪声序列。

步骤 2 鉴于高斯噪声序列数据点的幅值变化太剧烈，与实际的轴承故障形貌不相符。为了使滚动体在通过故障表面时紧贴故障表面滚动，对随机噪声进行低通滤波。滤波器的波长需要根据滚动体的半径进行设定，具体过程如下：

滚动体曲率 k_{ball} 可以用式(8)估算， d 为滚动体直径。正弦曲线如图 3 所示，表面曲率 k_{si} 可以通过式(9)和式(10)计算。在 $x = 3\lambda/4$ 处滚动体与表面曲率一致，目的是为了使滚动体可以顺利在滚道两顶点之间滚动。

$$k_{ball} = 2/d \tag{8}$$

$$k_{si} = \frac{|f''(x)|}{|1 + f'(x)^2|^{3/2}} \tag{9}$$

$$k_{si(x = \frac{3\pi}{4})} = \frac{4a\pi^2}{\lambda^2} \tag{10}$$

因此，联立式(8)和式(10)可得波长为 $\lambda = \pi \sqrt{2ad}$ 。

滤波后信号如图 4 黑线所示。理想模型下，滚动体在经过故障区域时会瞬间释放全部变形量，离开故障时，又会瞬间重新获得接触变形。然而在实际中，变形量的释放和获得是渐变的，粗糙表面的形成，尽可能地减小了滚动体进出故障的瞬时振动影响。

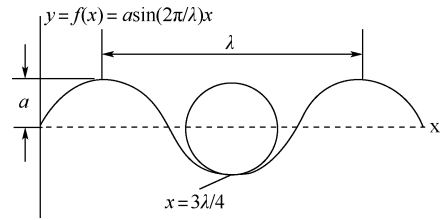


图 3 波长导出

Fig. 3 Wavelength export

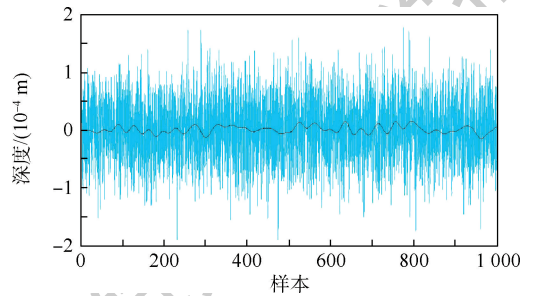


图 4 低通滤波信号

Fig. 4 Low-pass filtered signal

1.4 滚动轴承外圈故障建模

轴承因为长时间运行和受到滚动体的频繁冲击，外圈滚道易产生点蚀、剥落等故障^[13]，故障形貌常呈现出非规则特征。图 5 为轴承外圈故障模型。图中： L_D 为损伤表面的宽度。

滚珠在经过故障区域时，轴承间隙会发生变化，滚珠与轴承内外圈的赫兹接触力会因为轴承间隙的改变而降低或变为零。故需计算滚珠在损伤区域的间隙变化量 λ_D 。将外圈滚道离散化得到共 N_L 个点。设损伤在外圈的位置为 θ_{out} ，易得出故障在离散轨道上所对应的位置为 N_p ，从图 5(c)中可以看出，外圈故障对应的中心角为 β ，由此可求得故障在周向宽度上对应的数据长度 N_l ，在 $(N_p + 1, N_p + N_l)$ 区域内用随机数列表征产生的故障，由损伤引起的轴承间隙变化

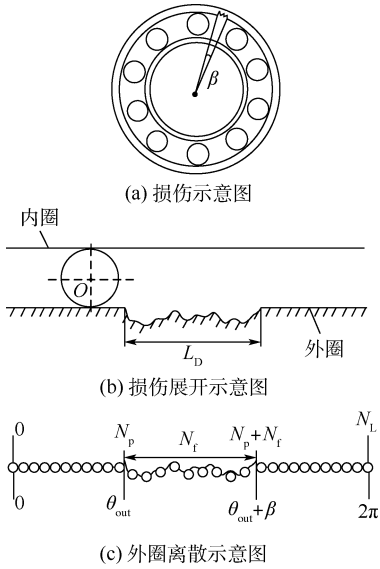


图 5 轴承外圈故障模型

Fig. 5 Bearing outer ring failure model

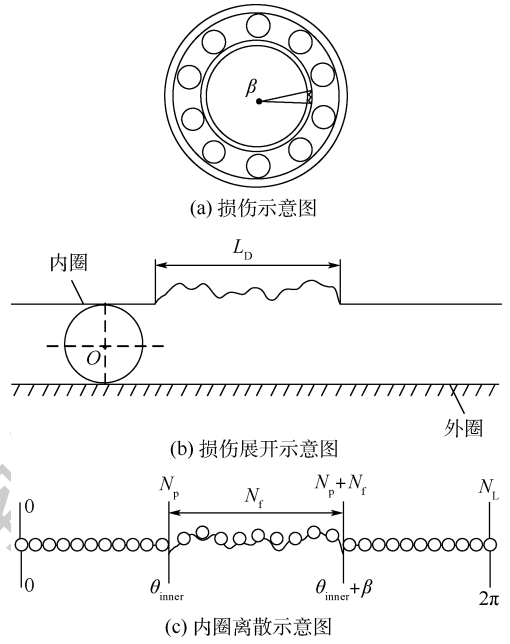


图 6 轴承内圈故障模型

Fig. 6 Bearing inner ring failure model

量为

$$\lambda_D = f(h \cdot \text{rand}(1, N_f)) \quad (11)$$

式中: h 为深度; f 为低通滤波函数。

假设外圈固定于轴承座上, 接下来确定轴承间隙变化产生的条件。第 j 个滚珠的位置为 θ_j , 当滚动体旋转到损伤位置并且在损伤角 β 范围内时, 即 $|(\theta_{\text{out}} - \theta_j) \bmod(2\pi)| < \beta$ ($j = 1, 2, \dots, Z$), 将产生轴承间隙变化量 λ_D , 其中损伤角为

$$\beta = 2\arcsin(L_D/(2R)) \quad (12)$$

需要说明的是, 式(12)相当于用一个质点来表示滚动体, 与真实的滚动体进出故障区域的过程之间还是存在一定的差别。进行动力学计算时, 只需将 λ_D 代入式(4)中。

1.5 滚动轴承内圈故障建模

假设内圈随转轴一起转动, 轴承内圈故障建模与外圈过程相同, 但轴承内圈滚道产生损伤时, 损伤区域的位置随着内圈的转动而变化。因此, 滚动体与损伤区域产生冲击的位置也会随着损伤区域位置的变化而变化, 使得振动时冲击力大小不同, 振幅也会因此而产生周期性变化^[14]。图 6 为轴承内圈故障模型。

t 时刻内圈损伤的角位置为 $\theta_{\text{inner}} = \omega_r t$, ω_r 为转轴的旋转速度。显然, 当滚珠的旋转角位置与内圈损伤角位置之间的关系满足 $|(\theta_{\text{inner}} - \theta_j) \bmod(2\pi)| < \beta$ ($j = 1, 2, \dots, Z$) 时, 将产生轴承间隙变化量 λ_D 。进行动力学计算时, 只需将 λ_D 代入式(4)中即可。

2 滚动轴承故障仿真分析

选取的转子系统的初始参数如下: $m_{\text{tp}} = 32.1 \text{ kg}$, $m_{\text{rL}} = m_{\text{rR}} = 4.0 \text{ kg}$, $c = 2 \ 100 \text{ N} \cdot \text{s/m}$, $c_{\text{rb}} = 1 \ 050 \text{ N} \cdot \text{s/m}$, $e = 0.05 \text{ mm}$, $k = 2.5 \times 10^7 \text{ N/m}$ 。滚动轴承采用 2204K 和 NJ204E 型滚动轴承, 具体参数如表 1 所示。

表 1 滚动轴承主要计算参数

Table 1 Rolling bearing main calculation parameters

参数	2204K	NJ204E
外圈滚道半径 R/mm	23.5	23.5
内圈滚道半径 r/mm	10	10
滚动体直径 d/mm	14	14
滚珠数目 Z	15	9
赫兹接触刚度 $C_{\text{H}}/(\text{N} \cdot \text{m}^{-3/2})$	13.34×10^9	13.34×10^9
轴承初始间隙 $\delta_0/\mu\text{m}$	0	0

当轴承元件的表面出现局部损伤时, 轴承系统会被一系列宽带冲击所激励, 产生相应的冲击衰减响应^[15]。这些宽带冲击是由特定的通过频率产生的, 频率大小通常取决于轴承型号和转速。假设轴承内圈随着转轴一起转动, 外圈固定于轴承座。滚动轴承各故障特征频率如下。

内圈故障特征频率为

$$\text{BPFI} = f_i = \frac{Zf_r}{2} \left(1 + \frac{d}{D} \cos \alpha \right) \quad (13)$$

外圈故障特征频率为

$$\text{BPFO} = f_o = \frac{Zf_r}{2} \left(1 - \frac{d}{D} \cos \alpha \right) \quad (14)$$

保持架公转频率为

$$FTF = f_c = \frac{f_r}{2} \left(1 - \frac{d}{D} \cos \alpha \right) \quad (15)$$

式中: f_r 为转子的旋转频率; D 为轴承节径; α 为接触角, 假设 $\alpha = 0^\circ$ 。

2.1 外圈滚道含故障时的振动响应

分析外圈滚道时, 采用 2204K 型轴承。设损伤宽度 $L_D = 3 \text{ mm}$, 损伤深度 $h = 1 \text{ mm}$, 损伤位于右端轴承外圈垂直正下方, 转子转速为 600 r/min 。由式(14)得, 外圈故障特征频率 $BPFO \approx 43.6 \text{ Hz}$, 冲击响应的周期为 $T = 0.023 \text{ s}$ 。

图 7(a) 为转子右端垂直振动加速度时间波形, 可以看出由于损伤所产生的脉冲信号到来时会对轴承产生冲击作用, 此时振动加速度会因受到冲击而突然增大, 损伤的冲击周期 $T \approx 0.023 \text{ s}$, 随着冲击作用消失, 系统产生了一系列衰减振动。从频域图(见图 7(b))中可以看出, 在共振区域边频带的间隔为 43.6 Hz (约为 $1/0.023$), 正好是轴承外圈产生故障时外圈的通过频率 BPFO, 即外圈故障的特征频率。从平方包络谱(见图 7(c))中可以清楚地看出外圈故障特征频率及其倍频。文献[16]指出, 外圈损伤在频谱上表现为在共振频率附近出现一系列谱线, 且这些谱线以外圈故障特征频率为间隔。仿真结果与文献结论一致, 验证了轴承外圈故障建模的正确性。

2.2 内圈滚道含故障时的振动响应

分析内圈滚道时, 采用 NJ204E 型轴承。设损伤宽度为 $L_D = 3 \text{ mm}$, 损伤深度 $h = 1 \text{ mm}$ 。转子转速为 600 r/min 。可算出内圈的特征频率 $BPFI \approx 63.8 \text{ Hz}$, 周期 $T = 0.0157 \text{ s}$ 。

从图 8(a) 转子右端垂直振动加速度时间波形图中可看出, 滚动体在通过内圈故障区域时, 会因为间隙的突然改变而产生冲击作用, 使得振动加速度发生突变, 冲击过后, 系统又会产生一系列衰减振动。损伤的冲击周期 $T \approx 0.0157 \text{ s}$, 由于内圈故障随着转轴旋转而不断改变位置, 冲击的强弱受到了旋转频率的调制, 振动加速度幅值大小呈现出周期性变化, 每隔一个旋转周期, 冲击作用重复一次。从频域图(见图 8(b))中可以看出, 冲击振动产生的共振峰在 1800 Hz 附近, 在共振峰处存在以旋转频率为间隔的边频带, 而且可以看出波谷间隔为 63.8 Hz (约为 $1/0.0157$), 正好等于内圈故障的特征频率。图 8(c) 中可以清楚地看出轴承内圈故障的特征频率及其倍频, 在内圈特征频率左右还存在以旋转频率为间隔的边频带, 旋转频率及其 2 倍频也可以看出。文献[16]指出, 内圈含有故障时, 在频谱图上表现为特征故障频率及其各阶倍频, 在各阶倍频两旁还存在间隔为旋转频率的调制谱线。仿真结果与文献结论一致, 从而验证了滚动轴承内圈故障建模的正确性。

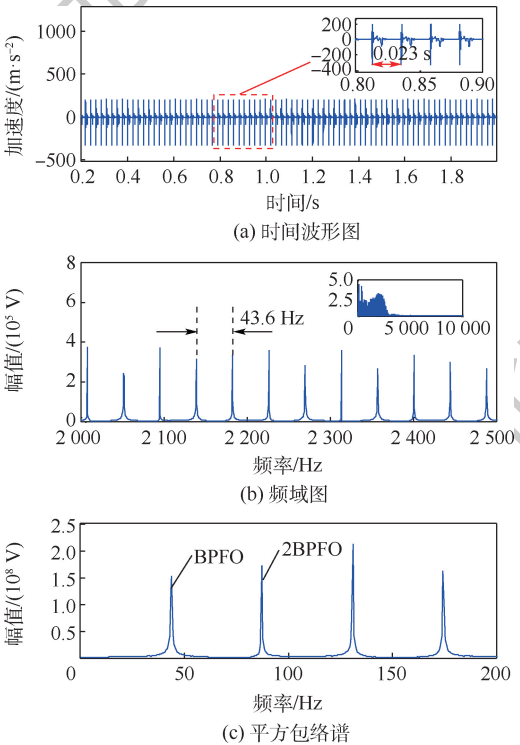


图7 外圈损伤时转子右端垂直振动响应

Fig. 7 Vertical vibration response of right end of rotor when outer ring is damaged

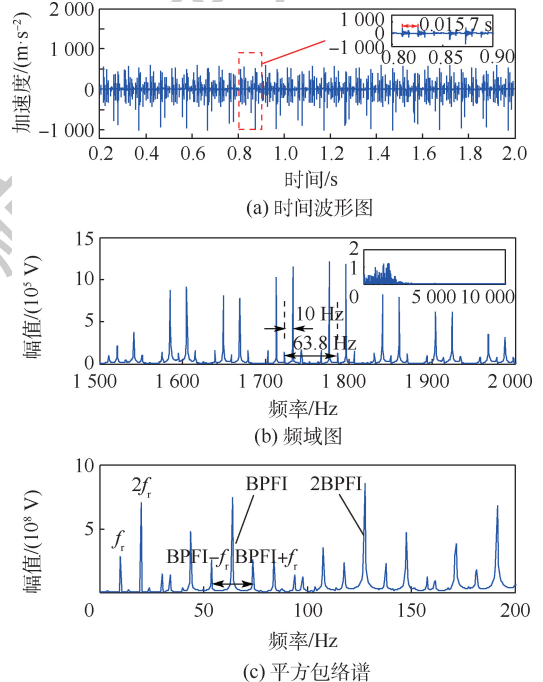


图8 内圈损伤时转子右端垂直振动响应

Fig. 8 Vertical vibration response of right end of rotor when inner ring is damaged

3 轴承故障参数对系统振动响应的影响

为研究轴承故障参数对系统振动的影响,需要先弄清楚滚动体在进出故障时的系统振动变化。从常见的矩形故障模型出发,在转子的右端引入相同的轴承外圈故障,通过计算得出转子右端加速度的波形图。从图 9 中可以看出,2 种故障模型在加速度波形图上最大的区别在于滚动体通过故障区域时波形的变化,矩形故障所表现的是一条直线,而非规则故障是一条非规则曲线。可以看出,矩形故障的双冲击现象非常明显,但与实际情况存在较大差别。

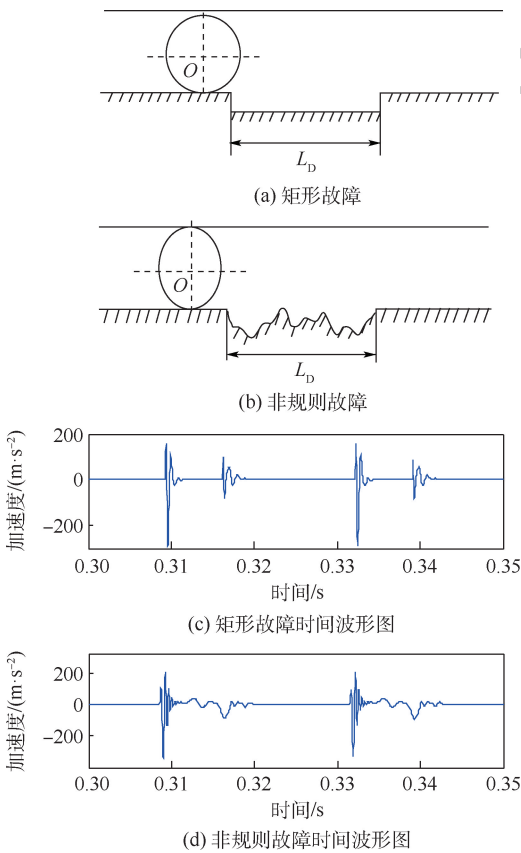


图 9 不同故障形貌的外圈故障及其响应

Fig. 9 Outer ring faults with different fault topography and their responses

3.1 轴承故障周向宽度的影响

设转子转速为 600 r/min,故障深度 $h = 1$ mm,故障位于右端轴承外圈滚道上,图 10(a)为矩形故障周向宽度 L_D 分别取 1 mm、3 mm、5 mm 时,转子右端加速度变化曲线,图 10(b)为非规则故障时对应的加速度变化。可以看出,滚动体进出故障的瞬间产生了相同的振动响应,而在经过故障区域时,对于不同的故障形貌,加速度变化有所不同。不同轴承故障周向宽度所对应的加

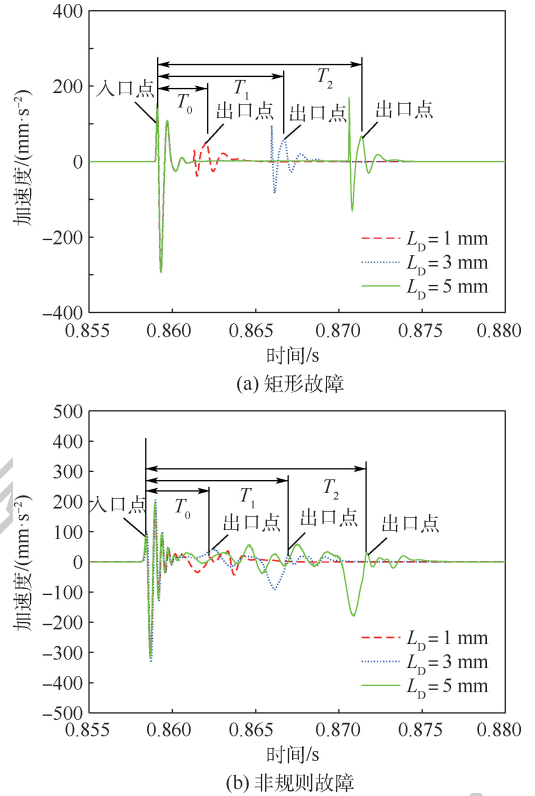


图 10 外圈含不同周向宽度故障时的加速度曲线
Fig. 10 Acceleration curves when outer ring contains different circumferential width faults

速度变化范围存在差别,随着故障周向宽度的增加,滚动体在进出故障的时间间隔增大,系统的双冲击现象会更明显,而且滚动体离开故障前的加速度变化也在增大,说明冲击力和冲击能量随着故障宽度增大而增加,滚动体对外圈的冲击越剧烈。

图 11 分别为转子右端垂直加速度的平均幅值、均方根、峰峰值、峰值的变化曲线。可以看出,外圈故障时,故障深度相同的情况下,非规则故障产生的冲击振动要大于矩形故障。这是因为外圈滚道产生损伤时,损伤区域位置固定,且 2 种类型故障深度较小,进出故障区域瞬间冲击变化差异不大。主要冲击差异体现在滚动体在通过故障区域时,经过非规则故障的粗糙表面,波形也是非规则曲线,而经过矩形凹槽故障的光滑底面时,波形所表现的是一条直线,故外圈故障时,非规则故障产生的冲击振动要大于矩形故障。此外,对于外圈而言,非规则故障周向宽度大小对系统振动的影响更大,且随着故障周向宽度的增加而增加,即外圈非规则故障周向宽度是影响系统振动响应的主要故障参数。从图 11 中还可以看出,当故障周向宽度超过 4 mm 时,非规则故障所产生的振动冲击会显著增大,这说明了当故障达到一定程度

时,系统的振动会急剧增大,引起失效。

假设故障位于右端轴承内圈滚道且故障深度 $h = 1 \text{ mm}$,图 12 为故障周向宽度 L_D 分别为 1 mm 、 3 mm 、 5 mm 时,不同类型故障所对应的加速度变化曲线。可以看出,当滚动体进出故障的瞬间产生了冲击脉冲,由于故障形貌不同,加速度变化曲线产生了较大差异,随着故障周向宽度的增加,滚动体进出故障的时间间隔也在增大。此外,图 12 中轴承内圈故障周向宽度对滚动体进出故障时的瞬间冲击幅值的影响需要要用多个不同的冲击点

来看,且冲击幅值主要是与深度相关的,要在深度上进行分析。通常,非规则故障的深度采用的是平均深度,表面是粗糙的;矩形故障的深度是确定的,而深度对进出冲击应该影响是最大的。对不同故障周向宽度的分析,出发点是为了实现对滚动体通过故障区域的表征,突出滚动体进出故障区域及中间通过时的现象,对系统的振动响应进行观察分析,通过与理想的矩形故障得出的响应进行对比分析,验证非规则轴承故障模型的正确性。

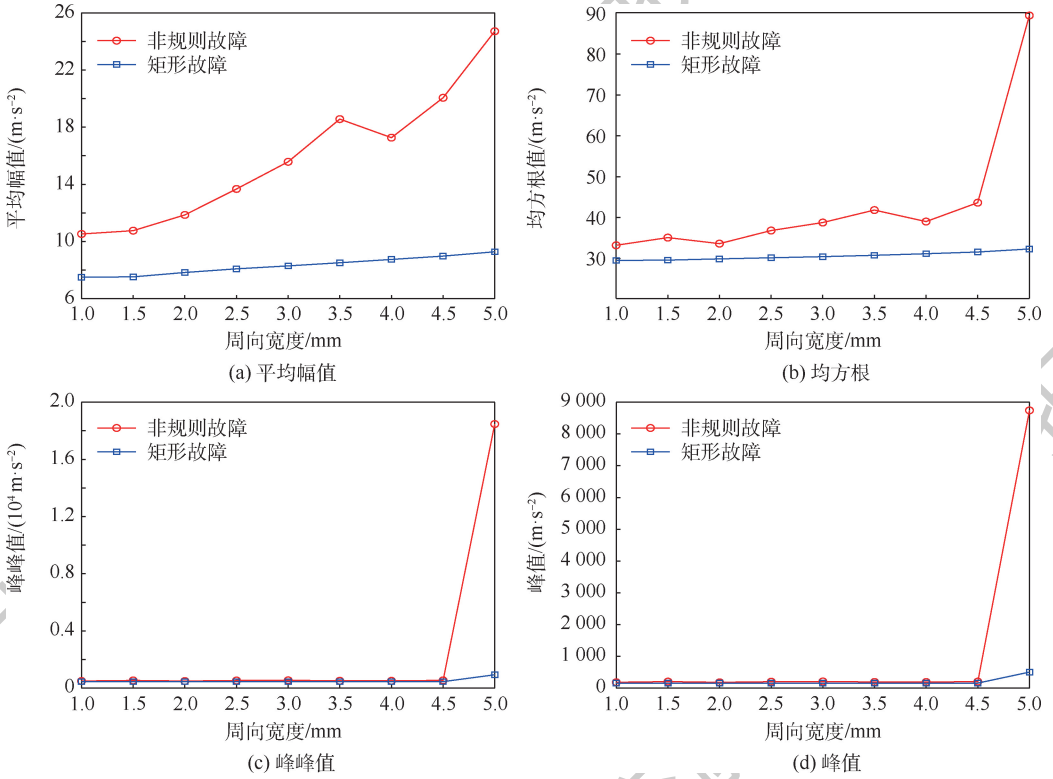


图 11 外圈故障周向宽度对竖直加速度的影响

Fig. 11 Influence of outer ring fault circumferential width on vertical acceleration

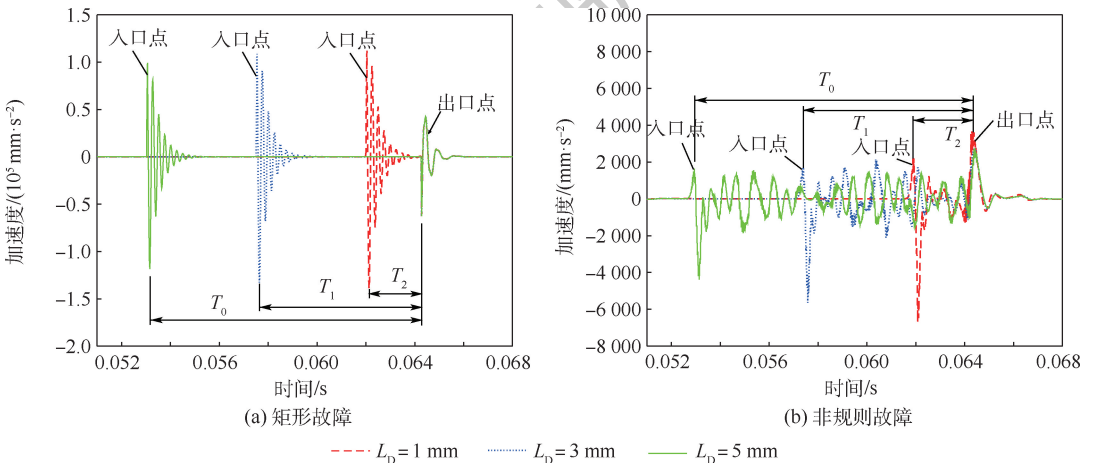


图 12 内圈含不同周向宽度故障时的加速度曲线

Fig. 12 Acceleration curves when inner ring contains different circumferential width faults

从图 13 可以看出,内圈出现故障时,矩形故障计算出来的数值要高于非规则故障计算结果。这是因为内圈故障时损伤区域随着内圈的转动而变化。因此,滚动体与损伤区域产生冲击的位置也会随着损伤区域位置的变化而变化,使得振动时冲击力大小不同,振幅也会因此而产生周期性变化。非规则故障粗糙表面的形成,尽可能地减小了滚动体进出故障的瞬时振动影响。而矩形故

障进出故障的瞬时双冲击现象非常明显,加上内圈的高速转动,冲击更为明显,故内圈故障时,矩形故障产生的冲击振动要大于非规则故障。此外,随着故障周向宽度增大,不同轴承故障周向宽度所对应的加速度变化差别较小,系统所对应的振幅基本保持不变。也就是说,对于轴承内圈而言,故障周向宽度影响不大,不是系统振动的主要因素。

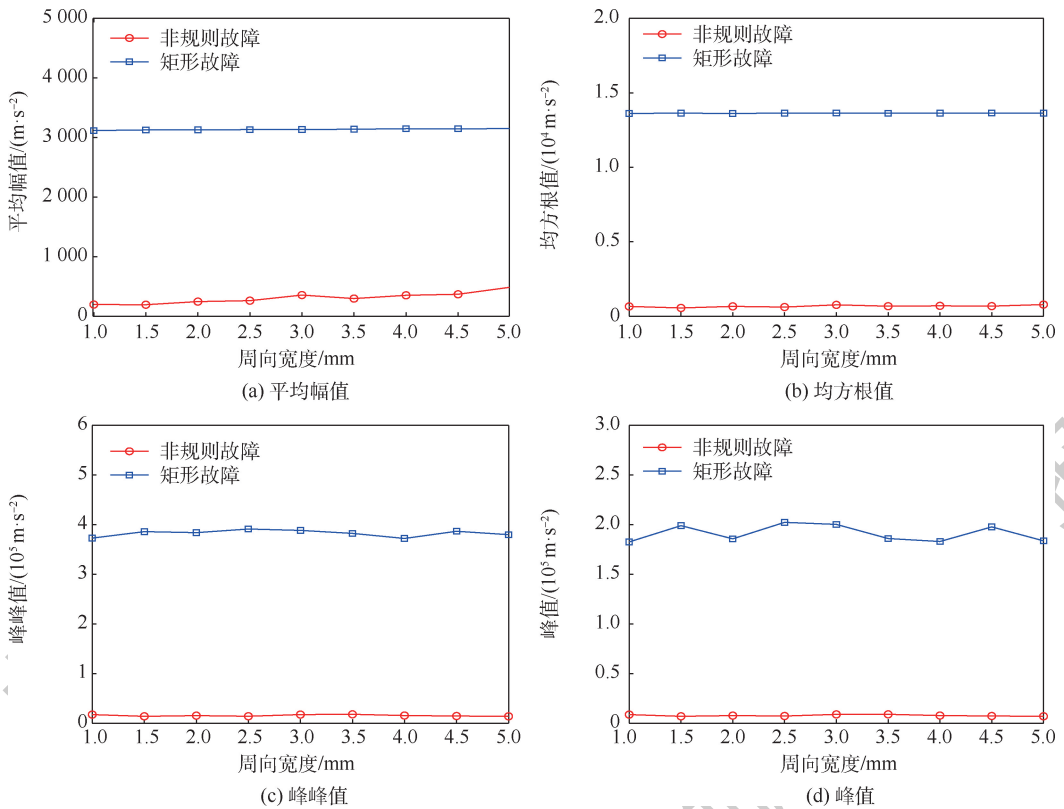


图 13 内圈故障周向宽度对竖直加速度的影响

Fig. 13 Influence of inner ring fault circumferential width on vertical acceleration

3.2 轴承故障深度的影响

设转子转速为 600 r/min,轴承外圈存在故障且故障周向宽度 $L_0 = 3$ mm,图 14(a)为矩形故障的深度 h 分别为 0.1 mm、0.3 mm、0.5 mm 时,转子右端加速度变化曲线,图 14(b)为非规则故障时对应的加速度变化。可以看出,滚动体在进出故障的瞬间都产生了明显的加速度变化。对于不同的故障形貌,加速度的时间波形存在较大差异,随着故障深度的增加,加速度显著增大,滚动体对于滚道的冲击力明显变大。

从图 15 中可以明显看出,随着故障深度增加,矩形故障对应系统振动的幅值变化相比于非规则故障尤为明显,这是因为在矩形故障模

型中,假设滚动体进出故障时是一个瞬时过程,而实际中滚动体进出故障时是一个渐变的过程,因而非规则轴承故障所对应的幅值变化较为平缓。

设轴承内圈存在故障且故障周向宽度 $L_0 = 3$ mm,图 16 为故障深度 h 分别为 0.1 mm、0.3 mm、0.5 mm 时,不同类型故障转子右端的加速度时域波形图。可以看出,随着故障深度的增加,转子右端加速度峰值显著增大,滚动体对于滚道的冲击力明显变大。与外圈故障相比,内圈故障引起的振动冲击更剧烈。从图 17 可以看出,随着故障深度增加,系统振动的幅值也是逐渐增大,相比于矩形故障而言,实际非规则故障引起的加速度振动变化同样较为平缓。

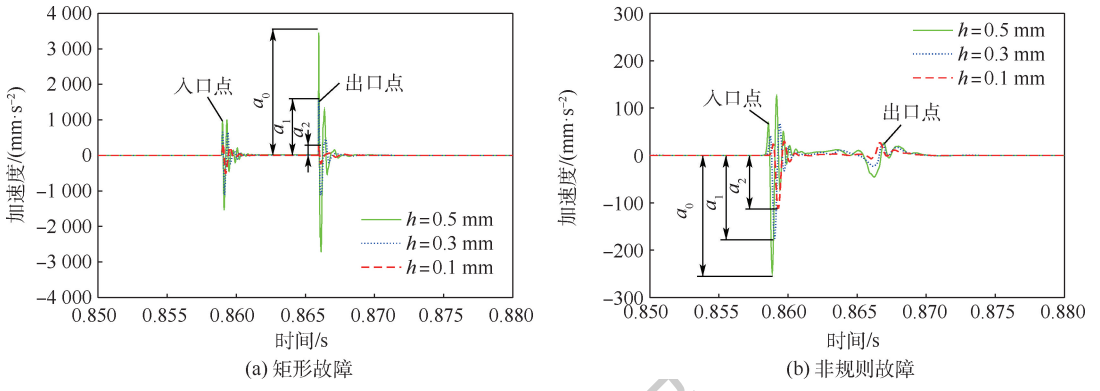


图 14 外圈含不同深度故障时的加速度曲线

Fig. 14 Acceleration curves for outer ring with different depth faults

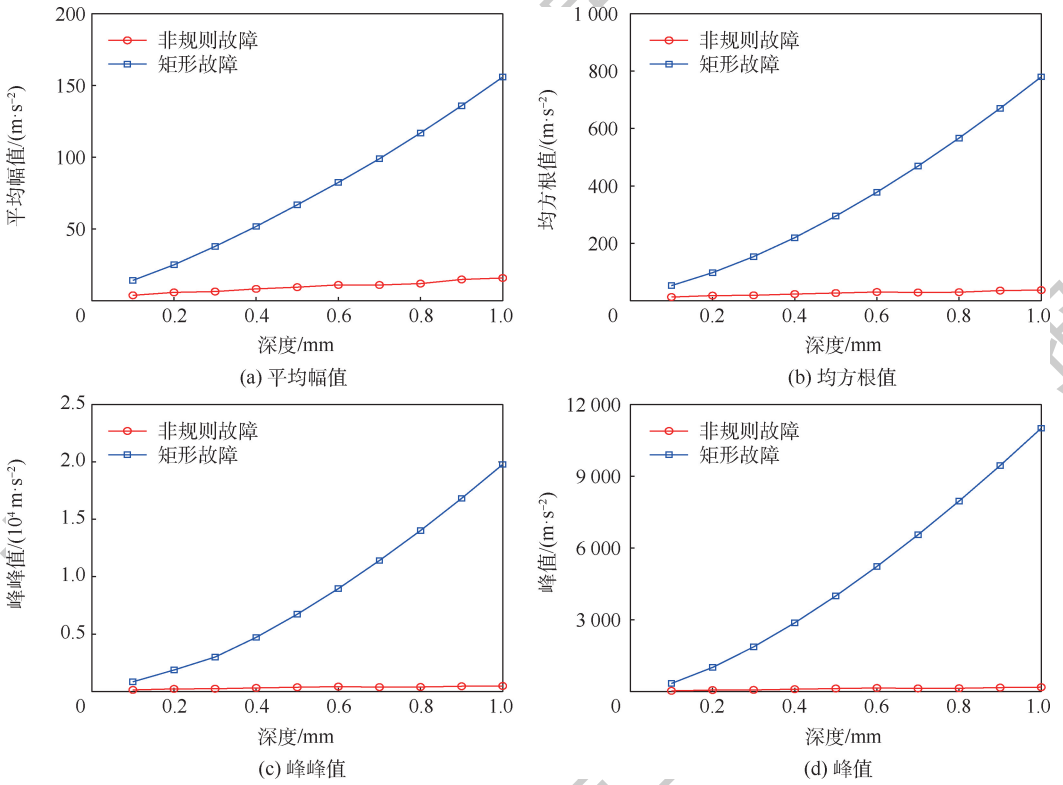


图 15 外圈故障深度对竖直加速度的影响

Fig. 15 Influence of outer ring fault depth on vertical acceleration

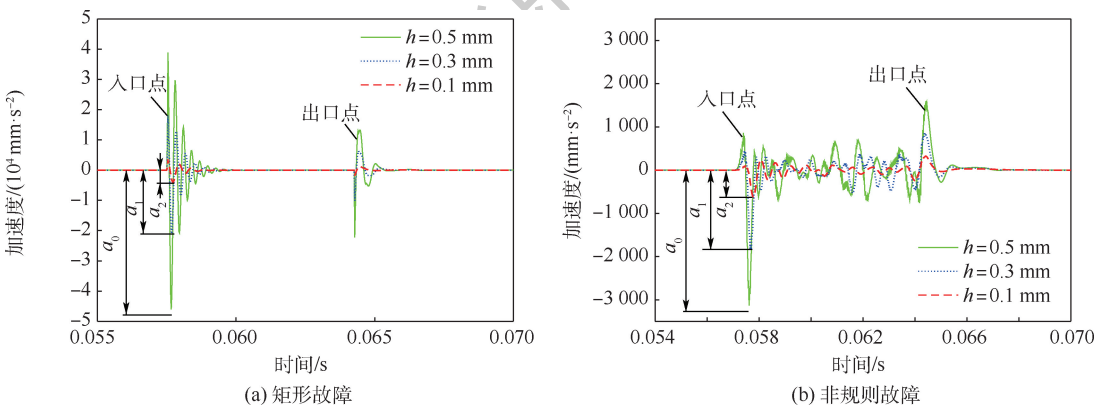


图 16 内圈含不同深度故障时的加速度曲线

Fig. 16 Acceleration curves for inner ring with different depth faults

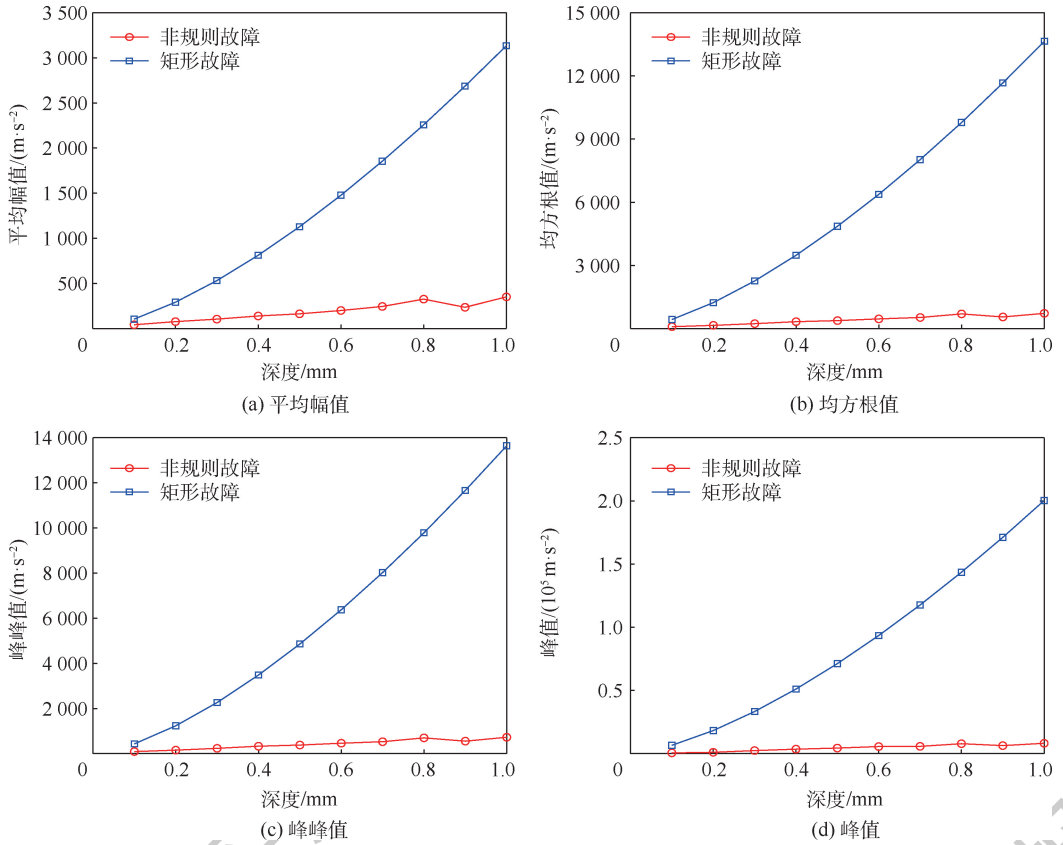


图 17 内圈故障深度对竖直加速度的影响

Fig. 17 Influence of inner ring fault depth on vertical acceleration

4 试验与分析

为验证非规则轴承故障动力学模型的正确性,在转子系统的右端分别用内外圈含不同故障大小的故障轴承来替代正常轴承。分别采集轴承内外圈含故障时不同故障大小和不同转速条件下,系统的位移和加速度振动信号,并对测得的数据进行分析。

4.1 试验平台

试验在清华大学旋转机械故障综合模拟试验台上进行,其结构如图 18 所示。转子系统由变频电机经联轴器驱动,转盘位于两轴承中间,偏心距为 50 mm,偏心质量为 10 g。

转速计 电机 正常轴承 加速度传感器 故障轴承

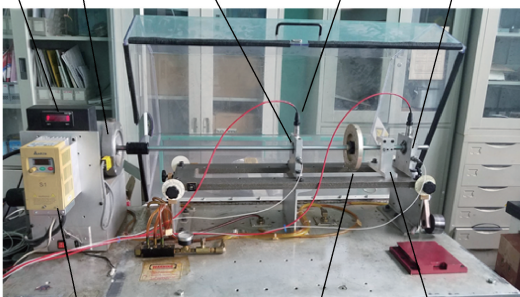
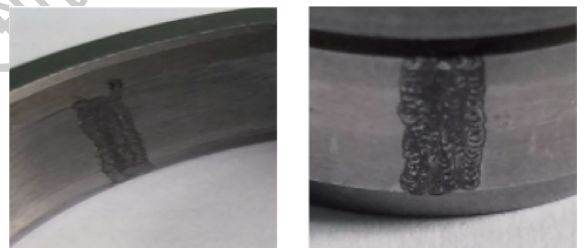


图 18 综合模拟试验台

Fig. 18 Integrated simulation test bench

4.2 试件描述

选取 2204K 和 NJ204E 型轴承为对象,在外圈和内圈滚道上分别采用电火花和线切割加工的方式模拟出周向宽度 L_D 为 1 mm、2 mm、3 mm、4 mm、5 mm 的非规则形貌故障,如图 19 所示。试验时将故障轴承置于转子系统右端,外圈与轴承座固定,内圈随着旋转轴转动,在不同的转速下对故障滚动轴承的振动信号进行采集。



(a) 外圈故障形貌 (b) 内圈故障形貌

图 19 非规则故障形貌

Fig. 19 Irregular fault topography

4.3 试验结果与分析

4.3.1 外圈故障试验

以外圈故障周向宽度 $L_D = 3$ mm 的轴承为例,测得其旋转频率为 10 Hz、30 Hz、60 Hz 时系统振动的响应。图 20 为转子的旋转频率 $f_r =$

30 Hz时,外圈故障的仿真信号和试验信号。经计算,外圈故障的特征频率 $BPF0 = 131.2 \text{ Hz}$,可以看出仿真信号和试验信号基本吻合,取得了很好的一致性。平方包络谱中都反映了外圈故障的特征频率和旋转频率。

图 21 为不同转速下,转子右端的振动加速度随着故障大小变化而变化的曲线。可以看出,当外圈故障时,转速越高,滚珠对滚道的冲击力越大,总体上振动加速度的平均幅值、均方根值、峰峰值和峰值都随着故障大小的增加而增加,转速越大,变化越明显。当故障达到一定程度时,系统的振动会急剧增大,引起失效,与理论计算结果一致。

4.3.2 内圈故障试验

以故障周向宽度 $L_D = 3 \text{ mm}$ 的轴承为例,测得其转子的旋转频率为 10 Hz、30 Hz、60 Hz 时系统振动的响应。图 22 为转子的旋转频率 $f_r = 10 \text{ Hz}$ 时,内圈故障的仿真信号和试验信号。经计算,内圈故障的特征频率 $BPF1 = 64.8 \text{ Hz}$,可以看出仿真信号和试验信号的波形和特征频率一致性很好,在平方包络谱中都反映了内圈故障的特征频率和旋转频率。此外,需要说明的是,转频边带主要与载荷不均匀产生的幅值调制现象相关,文中载荷相对较均匀,试验信号中边频带不明显可能是和试验台的振动耦合有关。

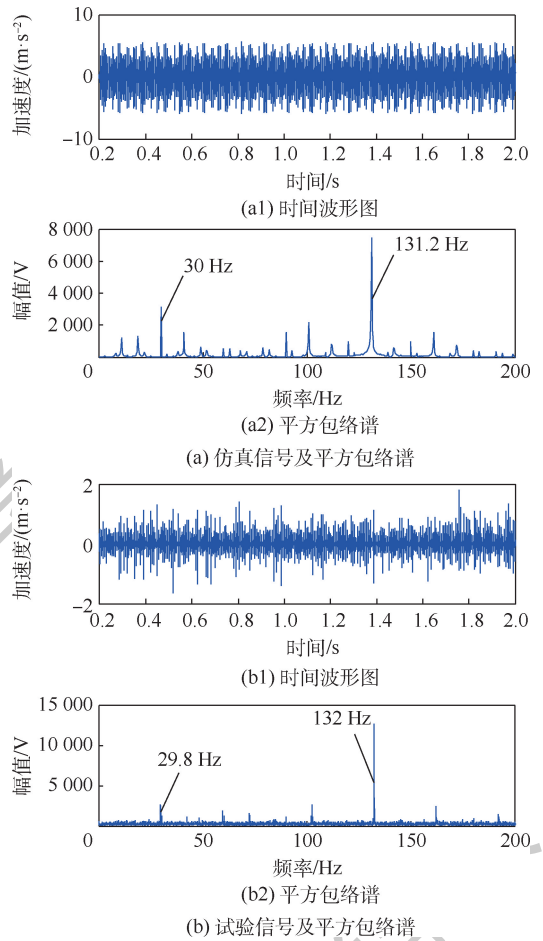


图 20 滚动轴承外圈含非规则故障

Fig. 20 Rolling bearing outer ring contains irregular faults

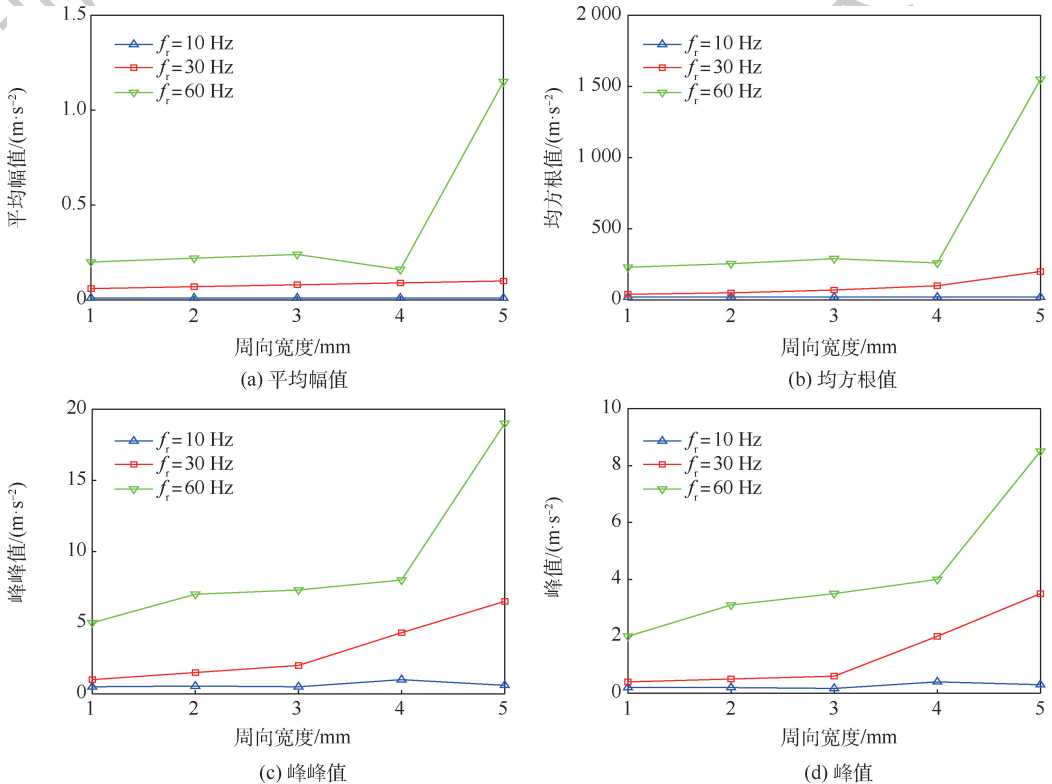


图 21 不同转速下非规则故障周向宽度对竖直加速度的影响(外圈)

Fig. 21 Influence of irregular fault width on vertical acceleration at different speeds (outer ring)

从图 23 可以看出,当旋转频率为 10 Hz,与理论计算转速一致时,所对应的振幅也基本保持不变,与理论计算结果相符。试验中由于各种因素的影响,总体来说振动加速度的平均幅值、均方根值、峰峰值和峰值随着故障周向宽度的增加而增

加,但增幅不大,在可接受范围内,基本与理论计算描述一致。此外,对于内圈故障而言,在相同的运行条件下,转速越大,滚珠对滚道的冲击力越大。当故障达到一定程度时,系统的振动会急剧增加,引起失效。

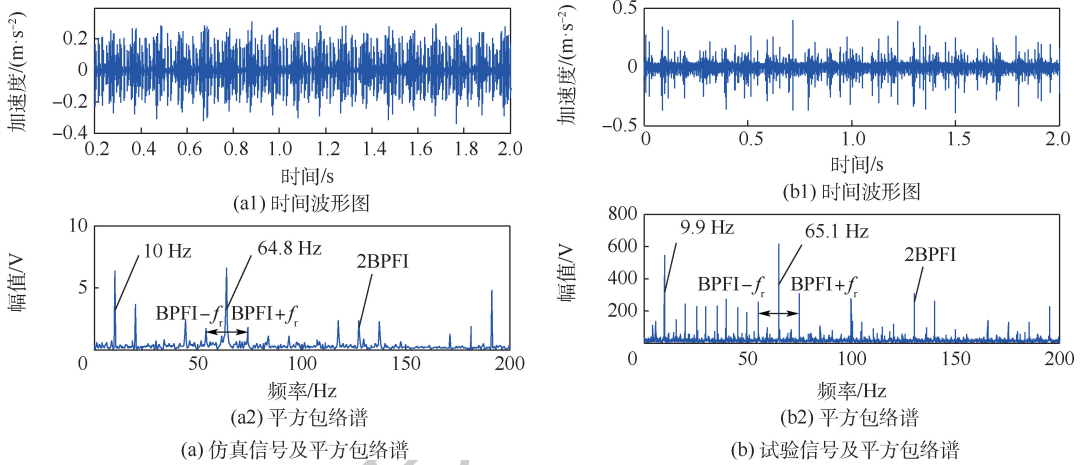


图 22 滚动轴承内圈含非规则故障

Fig. 22 Rolling bearing inner ring contains irregular faults

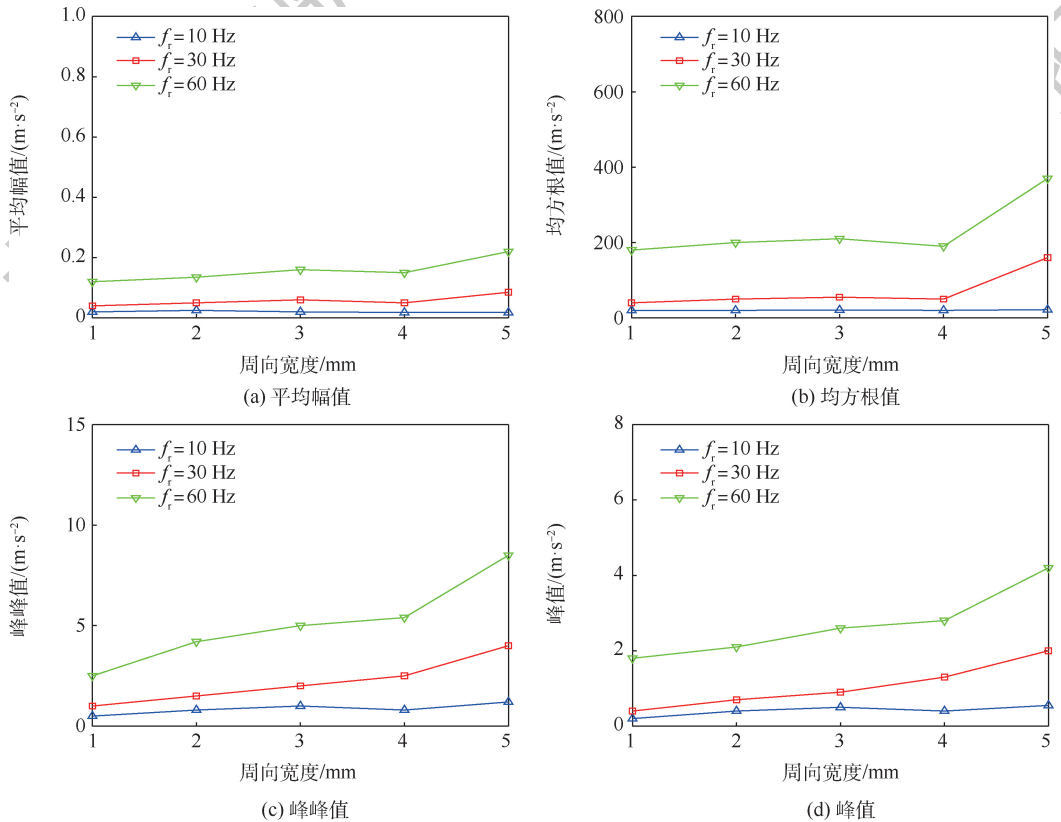


图 23 不同转速下非规则故障周向宽度对竖直加速度的影响(内圈)

Fig. 23 Influence of irregular fault width on vertical acceleration at different speeds (inner ring)

5 结 论

1) 轴承非规则故障模型的建立,更加准确地还原了轴承实际损伤时故障表面的形貌特征,减小了滚动体进出故障的瞬时振动影响,反映了滚

动体进出故障及通过故障区域时的真实情况,此外还考虑了转子、轴承之间的耦合,与实际工况更加相符。

2) 轴承内圈含故障时,相同程度的矩形故障所产生的冲击要明显高于非规则故障,对于

内圈而言,2种类型故障的周向宽度对于系统振动的影响都不大,而故障深度对系统振动影响十分明显,随着故障深度的增加,矩形故障所产生的冲击强度显著增加,非规则故障的冲击强度总体上增加。

3) 轴承外圈含故障时,非规则故障周向宽度大小对系统振动的影响更大,且随着故障周向宽度的增加而增加,当故障达到一定程度时,系统的振动会急剧增大,引起失效。这也说明了对轴承外圈而言,非规则故障周向宽度是影响系统振动响应的主要故障参数。相同的故障周向宽度,随着故障深度的增加,矩形故障产生的冲击力更高,冲击强度显著增加,非规则故障产生的冲击强度总体上增加,更加符合实际。

4) 通过对轴承内外圈滚道含故障时系统的振动响应分析,理论上验证了所提出故障模型的正确性。通过试验验证了数值仿真分析的结果,证明了轴承非规则故障动力学模型的正确性。

参考文献 (References)

- [1] LU Z Y, WANG X D, HOU L, et al. Nonlinear response analysis for an aero engine dual-rotor system coupled by the inter-shaft bearing[J]. *Archive of Applied Mechanics*, 2019, 89(7): 1275-1288.
- [2] 史修江. 航空发动机主轴轴承动态性能和热弹流润滑状态耦合分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018: 1-7.
SHI X J. Coupling analysis of dynamic performance and tehl state of aeroengine main shaft bearing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018: 1-7 (in Chinese).
- [3] 路振勇. 航空发动机转子系统的动力学建模及非线性振动研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017: 17-24.
LU Z Y. Dynamical modeling and nonlinear vibration study of aero-engine rotor system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017: 17-24 (in Chinese).
- [4] KANKAR P K, SHARMA S C, HARSHA S P. Fault diagnosis of high speed rolling element bearings due to localized defects using response surface method[J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, 2011, 133(3): 031007.
- [5] 东亚斌, 廖明夫, 高琦. 滚动体具有局部缺陷滚动轴承的动力学分析[J]. *重型机械*, 2012(3): 148-152.
DONG Y B, LIAO M F, GAO Q. Dynamics analysis on rolling element bearings with localized defects[J]. *Heavy Machinery*, 2012(3): 148-152 (in Chinese).
- [6] SAWALHI N, RANDALL R B. The combined gear bearing dynamic model and the simulation of localised bearing faults[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 2008, 22(8): 1924-1951.
- [7] SAWALHI N, RANDALL R B. Simulation of the vibrations produced by extended bearing faults[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 2008, 22(8): 1952-1966.
- [8] 陈果. 转子-滚动轴承-机匣耦合系统中滚动轴承故障的动力学分析[J]. *振动工程学报*, 2008, 21(6): 577-587.
CHEN G. Dynamic analysis of ball bearing faults in rotor-ball bearing-stator coupling system[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2008, 21(6): 577-587 (in Chinese).
- [9] 廖明夫. 航空发动机转子动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015: 163-170.
LIAO M F. Aeroengine rotor dynamics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015: 163-170 (in Chinese).
- [10] CAO H R, NIU L K, XI S T, et al. Mechanical model development of rolling bearing-rotor systems: A review[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 2018, 102: 37-58.
- [11] 张智勇. 球轴承-转子系统变柔度振动的分岔与滞后行为[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015: 18-23.
ZHANG Z Y. Bifurcations and hysteresis of varying compliance vibrations of a ball bearing-rotor system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015: 18-23 (in Chinese).
- [12] 何浩浩. 含非规则轴承故障的航空发动机双转子系统动力学建模与特性分析[D]. 西安: 火箭军工程大学, 2017: 11-18.
He H H. Dynamic Modeling and characteristic analysis of aero-engine dual rotor system with irregular bearing faults[D]. Xi'an: Rocket Force University of Engineering, 2017: 11-18 (in Chinese).
- [13] 关贞珍, 郑海起, 王彦刚, 等. 滚动轴承局部损伤故障动力学建模及仿真[J]. *振动·测试与诊断*, 2012, 32(6): 950-955.
GUAN Z Z, ZHENG H Q, WANG Y G, et al. Fault dynamic modeling and simulating of rolling bearing with localized defect[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2012, 32(6): 950-955 (in Chinese).
- [14] 徐可君, 任帅, 秦海勤, 等. 滚动轴承内圈故障的动力学模型建立及仿真[J]. *航空发动机*, 2015, 41(4): 8-11.
XU K J, REN S, QIN H Q, et al. Dynamics model establishment and simulation of rolling bearing element with inner race defect[J]. *Aeroengine*, 2015, 41(4): 8-11 (in Chinese).
- [15] 罗茂林, 郭瑜, 伍星. 考虑冲击力的球轴承外圈剥落缺陷双冲击现象动力学建模[J]. *振动与冲击*, 2019, 38(14): 48-54.
LUO M L, GUO Y, WU X. Dynamic modeling of the dual-impulse behavior produced by a spall on the outer race of a ball bearing considering impact forces[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2019, 38(14): 48-54 (in Chinese).
- [16] CHEN G. A new rotor-ball bearing-stator coupling dynamics model for whole aero-engine vibration[J]. *Journal of Vibration and Acoustics, Transactions of the ASME*, 2009, 131(6): 0610091-0610099.

Dynamic modeling and simulation of irregular bearing failure

WANG Zhen¹, YANG Zhengwei^{1,2}, HE Haohao¹, MING Anbo^{1,*}, ZHANG Wei¹

(1. Missile Engineering College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Most of the existing bearing failure researches simplified the failure to regular shapes such as rectangular grooves or circular pits, which were quite different from the actual failure morphology, taking the aero-engine rotor system as the research object, starting from the actual fault morphology of the rolling bearing and the objective reality of the main shaft bearing being prone to failure in the complex rotor system, a method for characterizing the irregular bearing fault was proposed and introduced into the single rotor-bearing system dynamic model, and the irregular failure model of bearing inner and outer rings was established. Using the method of numerical calculation, the vibration response of the rotor system with faults was analyzed, and the influence of the circumferential width and depth of the faults on the system vibration was studied when the system bearings contained rectangular faults and irregular faults in the inner and outer rings. Finally, for the fault damage existing in the inner and outer rings of the rolling bearing, fault bearings with different positions and sizes were made and introduced into the rotor system to conduct experimental research, and the system vibration data at different rotation frequencies and fault sizes were collected. The comparison with the numerical simulation results fully verified the correctness of the irregular bearing failure dynamic model.

Keywords: aero-engine; rolling bearing; irregular failure; vibration response; kinetic model

Received: 2020-06-01; **Accepted:** 2020-08-30; **Published online:** 2020-09-08 14:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200907.1347.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51505486,61703410,61873175); China Postdoctoral Science Foundation (2019M650262); Aeronautical Science Foundation of China (201803U8003); Shaanxi Provincial Science and Technology Association Young Talents Promotion Project (20170511)

* **Corresponding author.** E-mail: 79607672@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0257

真空条件下多孔平板发汗冷却试验研究



陈星宇¹, 王丽燕^{2,*}, 陈伟华², 王振峰², 曹占伟², 高扬²

(1. 中国航天科技集团有限公司, 北京 100048;

2. 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 发汗冷却是解决高速飞行器关键部位热防护问题的有效途径。以不同材料的多孔平板为研究对象, 以水为冷却剂, 利用自行设计搭建的试验平台对多孔平板发汗冷却过程进行瞬态试验测量, 得到了不同热流加热环境下不同材料多孔平板内外壁温度变化, 并分析冷却剂对不同材料的冷却效果。结果表明: 发汗冷却极大降低了多孔平板内外壁温度, 起到了有效的主动热防护作用。对于镍、铜金属多孔平板, 保持冷却剂水流量约 3.5 g/s, 在热流密度小于 120 kW/m² 的条件下, 多孔平板内外壁温度稳定在 30 ~ 50℃。对于陶瓷多孔平板, 保持冷却剂水流量约 0.32 g/s, 在热流密度小于 220 kW/m² 的条件下, 多孔平板内外壁温度基本稳定在 30 ~ 40℃。在高热流密度 315 kW/m² 的条件下, 对于镍、铜金属和陶瓷多孔平板, 发汗冷却时平板内壁温度变化不大, 外壁温度分别稳定在约 260℃、110℃和 130℃。外壁冷却剂处于完全汽化状态, 且冷却剂汽化相变位置在多孔平板内部。若无发汗冷却, 多孔平板内外壁温度快速升高, 其平衡温度较有发汗冷却时大幅提高, 进一步表明发汗冷却的巨大应用潜力。

关键词: 主动防护; 发汗冷却; 多孔平板; 辐射加热; 试验测量

中图分类号: V258

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1594-11

近年来, 随着航空航天技术的不断发展, 飞行器对高温工作部件使用的材料和性能要求越来越高。为了满足高温部件使用要求, 提升飞行器性能, 除了在高温材料领域有所突破外, 研发高效冷却技术成为当务之急。发汗冷却技术被认为是解决极度苛刻热环境下飞行器热防护的有效冷却技术^[1]。发汗冷却也称渗透冷却, 是膜冷却的极限形式, 具有冷却效率高、冷却剂用量少、可实现主动控制等优点。由于发汗冷却在冷却效果上的优秀表现, 且有助于减小壁面摩擦阻力, 被认为是最有希望解决未来下一代液体火箭发动机及超高速飞行器的冷却技术之一, 得到了广泛的研究^[2-3]。

在试验研究方面, 国内外开展了较多的基础试验和模拟试验研究。大多数基础试验研究均将发汗冷却壁面抽象成平板结构, 主流平行于多孔平面流动。Moffat 和 Simpson^[4-5] 等多孔介质壁面吹风和抽吸、发汗冷却条件下壁面流动阻力及传热规律进行了综合研究。Bellettre 等^[6] 以空气、水蒸气和酒精为冷却剂进行注入率 0 ~ 10% 的发汗冷却研究, 结果表明, 当采用酒精作为发汗剂时, 其相变潜热使得在注入率为 0.1% 下即可达到大于 95% 的发汗冷却效率。余磊等^[7] 对以空气为冷却剂条件下孔隙率为 45% 的烧结不锈钢平板表面发汗冷却规律进行了试验研究。金韶山^[8] 和刘元清等^[9] 分别进行了钝体头锥的发汗

收稿日期: 2020-06-11; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-11-06 10:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201105.1121.002.html

基金项目: 科学技术委员会基础加强类项目 (0327004)

* 通信作者。E-mail: wang_liyan12@163.com

引用格式: 陈星宇, 王丽燕, 陈伟华, 等. 真空条件下多孔平板发汗冷却试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1594-1604. CHEN X Y, WANG L Y, CHEN W H, et al. Transpiration cooling test of porous plate in vacuum environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1594-1604(in Chinese).

冷却试验研究,对不同注入率下不同冷却气体的冷却效果进行了分析比较。德国宇航中心在超高速飞行试验验证器 SHEFEX II^[10]大面积上采用了氮气介质发汗冷却技术,获得了较好的冷却效果,飞行试验结果表明,发汗冷却当地冷却效率达到 61%,发汗冷却下游冷却效率达到 46%。Langener 等^[11]在超声速来流条件下研究了空气、氩气和氦气在不同吹风比下的发汗冷却效果,研究表明,冷却效果主要受冷却剂流量及种类(主要是比热容)的影响,但气体工质的冷却能力有限。德国宇航中心^[12]在电弧高温风洞中针对多孔陶瓷介质的试验结果证实,液态水发汗的冷却效果远远高于氮气发汗,但由于相变发汗冷却的冷却剂分布特性难以控制,使得液相发汗冷却技术尚未在工程中得到应用。黄干等^[13]试验研究了温度为 700 K 主流条件下水发汗冷却烧结青铜多孔介质平板的效果,结果表明,水相变发汗冷却效率较高,且适当减小烧结多孔平板颗粒直径有利于增强相变发汗冷却效率。吴亚东等^[14]利用石英灯辐射加热的方式针对钛合金多孔介质平板进行了 500 kW/m² 的热考核,结果表明,在此热流下利用水的相变发汗冷却能够进行有效的主动热防护,平板表面温度始终接近于水的沸点。熊宴斌^[15]在马赫数 3 的超声速风洞中进行了青铜、不锈钢粉末烧结多孔平板、烧结金属丝网多孔平板及不锈钢烧结粉末多孔曲面结构的发汗冷却试验研究,结果表明,这些金属材料具有良好的发汗冷却效果,且平板导热系数越高,发汗冷却效率越高,平板温度分布越均匀。孟松鹤等^[16]开展了以未完全致密化碳/碳复合材料作为多孔介质、水作为冷却介质的试验研究,发现冷却剂的引入极大降低了模型内外壁温度,表明发汗冷却可以作为解决超高速飞行器“新热障”问题的有效途径。Wang 等^[17]在风洞中对多孔头锥的液态水相变发汗冷却进行了研究,结果表明,当水以液态流过多孔壁面,冷却效率保持较高水平。

在发汗冷却理论研究方面,按不同相态的发汗冷却剂工质可分为气态发汗冷却和液态发汗冷却。气态发汗冷却的理论模型较为成熟,而液态发汗冷却由于在多孔介质内存在两相流动换热,其理论模型较为复杂,目前相关研究者对这一问题的认识也并未统一^[18-21]。近年来,国内外关于带有相变的液体发汗冷却技术的研究越来越多,在简单模型分析中获得了一些初步结果,但对于复杂模型的相变发汗冷却数值模拟过程中常出现

计算不收敛问题,这也是制约发汗冷却技术工程应用的瓶颈问题之一。

本文以不同材料多孔平板为研究对象,利用自行设计的试验平台对其冷却剂发汗过程进行了瞬态试验测量,得到了不同热流加热环境下不同材料多孔平板内外壁温度及积液腔水温变化,分析了冷却剂对不同材料的冷却效果。

1 试验

1.1 试验原理

为获取不同热流条件下不同材料多孔平板的发汗冷却效果,设计搭建了如图 1 所示的试验系统。试验采用双排石英灯辐射加热设备和水发汗冷却剂供给设备。试验平台包括水供给系统、N₂ 吹除系统、试验件工装系统及测量系统。其中,测量系统包括流量传感器、压力传感器、红外点温仪和热电偶。多孔平板内外壁温度测点如图 2 所示。试验用多孔平板试验件共 3 种:镍金属多孔平板、铜金属多孔平板、陶瓷多孔平板。多孔平板模型尺寸为 120 mm × 120 mm × 10 mm,如图 3 所示,多孔平板物性参数如表 1 所示。将多孔平板安装于发汗冷却试验工装上,并通过工装的积液腔将冷却剂供给到多孔平板上,工装结构如图 4 所示。在管路合适位置布置球阀控制流量,以保证进入积液腔的冷却剂满足试验状态要求。在流量计与密封工装之间的管路上通过三通接入 N₂ 吹除系统,每次试验结束后打开吹除系统,吹除试验件内部残留冷却剂,如图 1 所示。

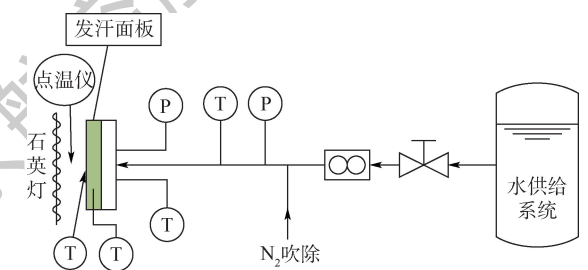


图 1 试验系统

Fig. 1 Experimental system

1.2 试验过程

试验采用石英灯辐射加热设备为发汗冷却面板受热侧提供稳定的热流输入环境,试验热流密度值 q 设置 50 kW/m²、100 kW/m²、220 kW/m² 和 315 kW/m² 共 4 种工况,每种多孔材料按热流值由低至高依次开展试验。试验在电弧真空舱内进行,真空舱压力为 10 kPa。试验用发汗冷却水流量范围为 0.3 ~ 4 g/s。

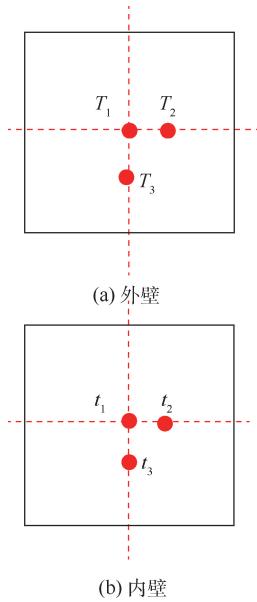


图2 多孔平板内外壁温度测点位置示意

Fig.2 Location of temperature measurement points on inter and outer wall of plate

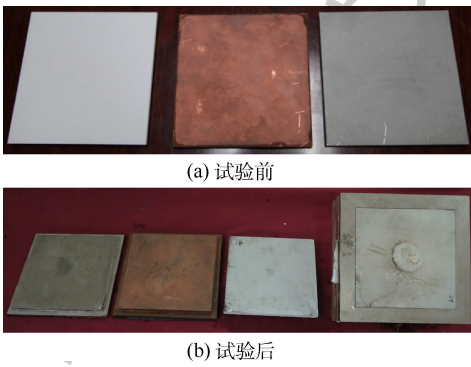


图3 多孔平板

Fig.3 Porous plate

表1 多孔平板物性参数

Table 1 Physical parameters of porous plates

参数	陶瓷多孔材料	铜金属多孔材料	镍金属多孔材料
孔隙率/%	43	37.3	34.2
热导率/(W·(m·K) ⁻¹)	1.337	83.1	71.4
比热/(kJ·(kg·K) ⁻¹)	0.71	377	133
压缩强度/MPa	38.4	34.3	72.2

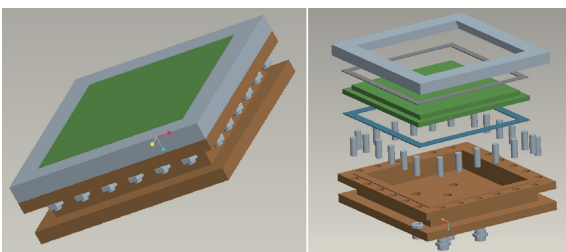


图4 试验件工装结构

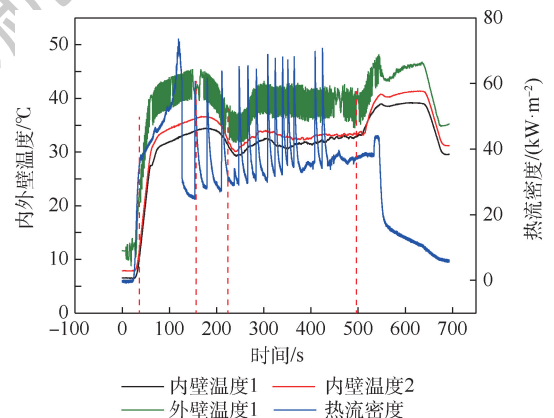
Fig.4 Structure of test piece tooling

多孔平板试验件的一侧供应常温水,另一侧采用石英灯进行辐射加热。试验开始时,打开石英灯辐射加热设备,使热流升到设置值并保持,同时打开冷却剂阀门通入冷却剂,并使冷却剂保持在一定流量,试验结束后关闭加热设备,关闭冷却剂阀门,打开N₂吹除系统,吹除残余冷却剂,防止冷却剂在此真空压力下结冰堵塞平板内孔结构。试验过程中,测量冷却水流量 Q_v 、积液腔水温度、积液腔水压力,试验件表面温度采用红外点温仪和热电偶测量,其中,热电偶测量是通过打孔嵌入热电偶方式测量表面温度,试验件背面温度由热电偶测得,试验工装内的压力温度测点由工装底部接管嘴引出。

2 结果与讨论

2.1 镍金属多孔平板试验结果分析

图5和图6给出了50 kW/m²辐射热流状态下镍金属多孔平板内外壁温度及腔内水温随时间和冷却水流量的变化。整体上,无发汗冷却剂时,加热热流越大,多孔平板内外壁温度越高,当发汗冷却剂流量达到一定值后,在此热流加热条件下,发汗冷却剂汽化蒸发能很好地保持平板内外壁温度,起到主动热防护的效果。如图5和图6所示,在25~60 s试验时间内,热流密度由0 kW/m²快速升高到约50 kW/m²,此时冷却水流量约为0 g/s,因而多孔平板内外壁温度随热流快速升高,由于镍金属热导率较高,多孔平板内外壁温升基本一致。60~180 s左右,热流密度基本稳定在50 kW/m²左右,此时虽然冷却剂开始慢慢渗出,但流量很小,因而多孔平板内外壁温度仍在升高,直到内壁温度约为35℃,外壁温度约为40℃,说

图5 50 kW/m²状态镍金属多孔平板内外壁温度随时间变化Fig.5 Temperature of inner and outer walls of nickel metal porous plate changing with time at 50 kW/m²

明此时冷却水热化蒸发带走的热量小于石英灯辐射加热的热量。试验时间为 180 ~ 240 s,冷却水流量显著增大,达到约 3.5 g/s,此时多孔平板内外壁温度显著下降,内壁和外壁温度分别约为 30℃ 和 35℃。240 ~ 505 s 左右,冷却水流量基本稳定在 3 g/s,试验工装积液腔压力约 1.2 ~ 1.7 MPa,此时多孔平板内外壁温度基本保持不变,分别稳定在 33℃ 和 40℃ 左右,积液腔内水温也稳定在 18 ~ 20℃ 之间,录像观测试验件表面水处于沸腾状态,但未完全汽化,说明此时大部分冷却水汽化能够基本全部带走石英灯辐射的热量,保持多孔平板内外壁温度恒定。505 s 后,快速降低冷却水流量直到为 0 g/s,受热条件下,多孔平板内外壁温度快速升高,响应灵敏,积液腔内水温显著升高,直到关闭石英灯辐射加热设备,多孔平板内外壁温度缓慢升到最大值后下降,慢慢散热冷却下来。

对比相同量级加热条件同一多孔平板模型无发汗冷却状态,如图 7 所示。试验件表面温度在

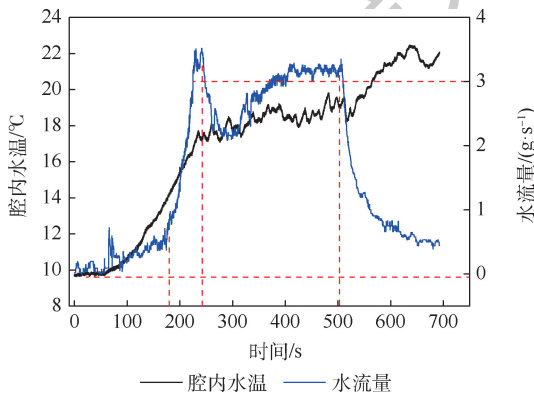


图 6 50 kW/m² 状态镍金属多孔平板腔内水温和冷却水流量随时间变化

Fig. 6 Water temperature of inner cavity and cooling water flow rate of nickel metal porous plate changing with time at 50 kW/m²

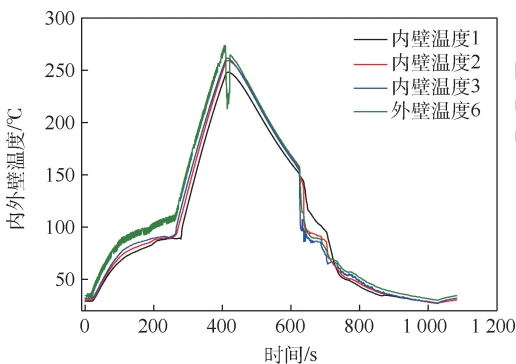


图 7 50 kW/m² 状态镍金属多孔平板无发汗冷却内外壁温度随时间变化

Fig. 7 Temperature of inner and outer walls of nickel metal porous plate changing with time without transpiration cooling at 50 kW/m²

400 s 时刻即达到 260℃,内壁温度达到 255℃ 左右,温差基本可忽略,内外壁温升约为 230℃。相较于有发汗冷却内外壁温度稳定条件下的温升来说,有发汗冷却时内外壁温升分别比无发汗冷却时降低 88.5% 左右。由此可见,此试验条件下,3.5 g/s 的冷却水流量能够很好地降低多孔平板内外壁温度,使多孔平板温度保持在 30 ~ 40℃ 之间,且此加热条件下冷却水流量偏大,可进一步增加辐射热流。

图 8 和图 9 给出了镍金属多孔平板内外壁温度及腔内水温随辐射热流和冷却剂水流量的变化。如图 8 和图 9 所示,整体上,无发汗冷却时多孔平板内外壁温度与辐射热流同样成正相关,辐射热流增加,多孔平板内外壁温度稍微增加,反之,亦然;当发汗冷却剂流量稳定时,在此加热条件下,平板内外壁温度基本保持稳定。110 ~ 540 s 试

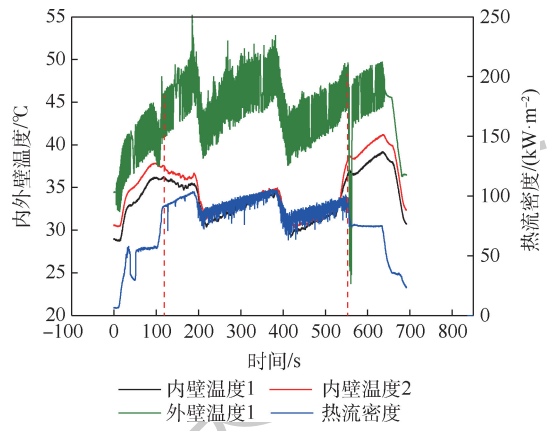


图 8 100 kW/m² 状态镍金属多孔平板内外壁温度随时间变化

Fig. 8 Temperature of inner and outer walls of nickel metal porous plate changing with time at 100 kW/m²

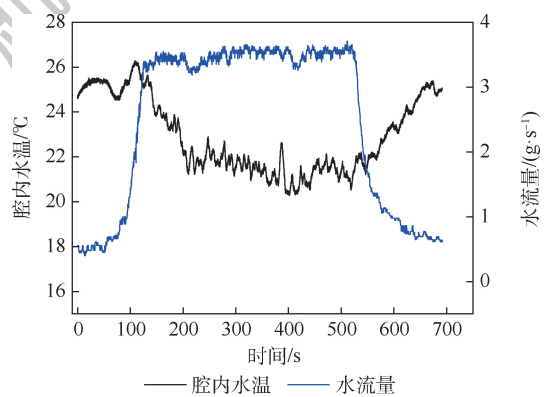


图 9 100 kW/m² 状态镍金属多孔平板腔内水温和冷却水流量随时间变化

Fig. 9 Water temperature of inner cavity and cooling water flow rate of nickel metal porous plate changing with time at 100 kW/m²

验时间内,冷却水流量保持在 3.5 g/s, 试验工装积液腔压力约 1.7 ~ 1.9 MPa, 多孔平板内壁温度保持在 30 ~ 38℃ 之间, 外壁温度保持在 40 ~ 50℃ 之间, 温升约 17℃, 积液腔水温缓慢降低, 趋于 20 ~ 22℃ 之间。录像观测试验件表面水处于强烈沸腾状态, 沸腾鼓泡速度较 50 kW/m² 辐射加热试验条件下明显提高, 但多孔平板表面仍有少量液态水存在, 未完全汽化。表明此时冷却剂水汽化潜热能够带走全部的石英灯辐射到多孔平板表面的热量, 保持多孔平板内外壁温度和积液腔内水温稳定。

对比相同辐射热流无发汗冷却状态, 如图 10 所示。在 240 s 时刻, 试验件表面温度快速升高到 340℃ 左右, 之后失效, 内壁温度达到约 325℃, 温升约 290℃。相较于有发汗冷却内外壁的温升来说, 有发汗冷却时外壁温升比无发汗冷却时降低 94% 左右。由此可见, 此试验条件下, 3.5 g/s 的冷却水流量能够很好地降低多孔平板内外壁温度, 使多孔平板温度保持在 30 ~ 50℃ 之间, 且此加热条件下冷却水流量偏大, 可进一步增加辐射热流或减小发汗冷却剂流量。

为了找到镍金属多孔平板在此发汗冷却剂水流量条件下完全汽化所能带走的最大辐射热量, 继续增大石英灯辐射热流密度到 315 kW/m², 如图 11 和图 12 所示。发汗冷却剂水流量约 3.7 g/s, 试验工装积液腔压力约 1.7 ~ 1.9 MPa。210 ~ 545 s 左右, 石英灯辐射热流密度约为 315 kW/m², 此时镍金属多孔平板外壁温度约为 260℃, 内壁温度约为 25 ~ 35℃ 之间。录像观测试验件表面几乎看不到水气泡, 水处于完全汽化状态, 且相变位置在镍金属多孔平板内部。

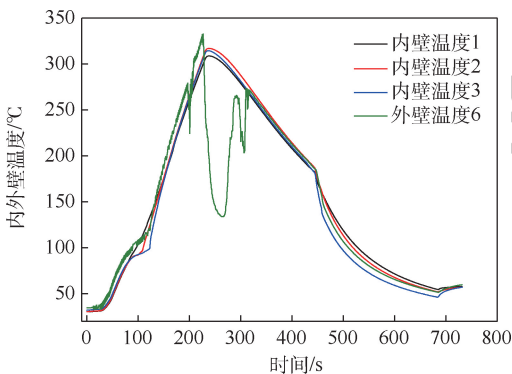


图 10 100 kW/m² 状态镍金属多孔平板无发汗冷却内外壁温度随时间变化

Fig. 10 Temperature of inner and outer walls of nickel metal porous plate changing with time without transpiration cooling at 100 kW/m²

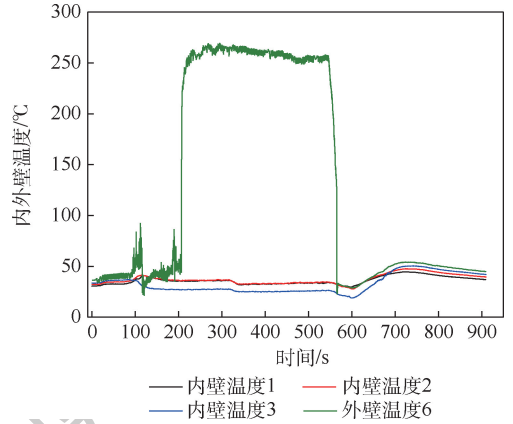


图 11 315 kW/m² 状态镍金属多孔平板内外壁温度随时间变化

Fig. 11 Temperature of inner and outer walls of nickel metal porous plate changing with time at 315 kW/m²

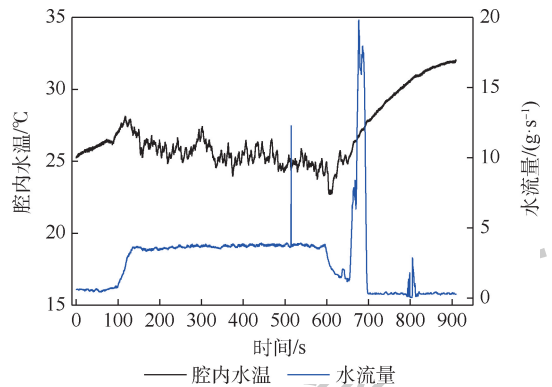


图 12 315 kW/m² 状态镍金属多孔平板腔内水温和冷却水流量随时间变化

Fig. 12 Water temperature of inner cavity and cooling water flow rate of nickel metal porous plate changing with time at 315 kW/m²

2.2 铜金属多孔平板试验结果分析

图 13 和图 14 给出了 50 kW/m² 左右辐射热流状态下铜金属多孔平板内外壁温度和腔内水温随时间和冷却水流量的变化。如图 13 和图 14 所示, 在 15 ~ 50 s 试验时间内, 热流密度由 0 kW/m² 快速升高到约 50 kW/m², 此时发汗冷却剂水流量很小, 刚开始慢慢溢出金属平板, 冷却剂汽化潜热不足以带走石英灯辐射到多孔平板表面的热量, 因而多孔平板内外壁温度随热流快速升高, 内外壁温升基本一致。50 ~ 310 s 左右, 热流密度从 40 kW/m² 左右缓慢升高到 80 kW/m² 左右, 此时发汗冷却剂水流量稳定在 3.6 g/s, 试验工装积液腔压力约 0.23 MPa, 铜金属多孔平板内外壁温度随热流升高缓慢增大, 内外壁温差基本保持稳定, 积液腔内水温也稳定在 13℃ 左右。录像观测试验件表面水处于沸腾状态, 且随着热流增加, 沸腾鼓泡变大, 沸腾程度显著增加, 但仍有液态水存

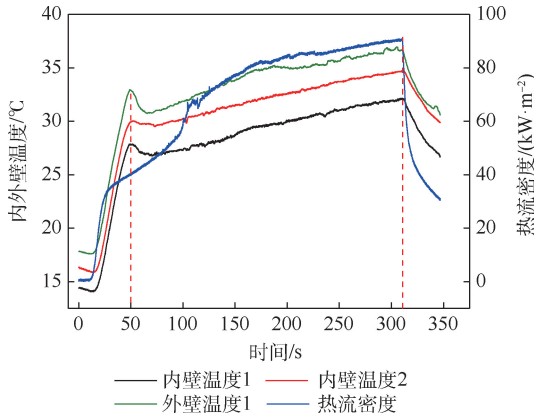


图 13 50 kW/m² 状态铜金属多孔平板内外壁温度随时间变化

Fig. 13 Temperature of inner and outer walls of copper metal porous plate changing with time at 50 kW/m²

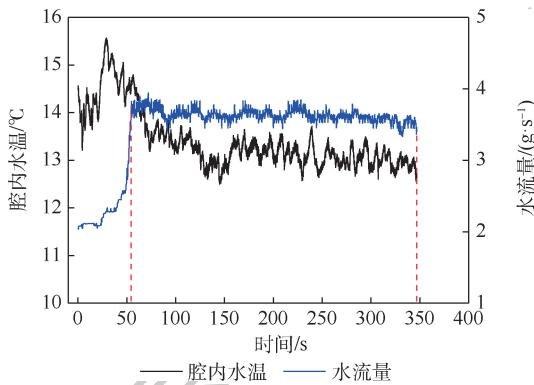


图 14 50 kW/m² 状态铜金属多孔平板腔内水温和冷却水流量随时间变化

Fig. 14 Water temperature of inner cavity and cooling water flow rate of copper metal porous plate changing with time at 50 kW/m²

在,表明此时冷却剂水汽化潜热能够完全带走石英灯辐射到多孔平板表面的热,保持积液腔内水温稳定。

图 15 和图 16 给出了 100 kW/m² 左右辐射热流状态下铜金属多孔平板内外壁温度及腔内水温随辐射热流的变化。如图 15 和图 16 所示,整体在此热流和冷却水流量条件下,铜金属多孔平板内外壁温度基本稳定,一定幅值范围内,辐射热流增加,多孔平板内外壁温度稍微增加,反之,亦然。在 0~90 s 试验时间内,热流密度由 0 kW/m² 快速升高到约 90 kW/m²,此时多孔平板内外壁温度均有 3~5℃ 温升,积液腔内水温稳定在 11.6℃ 左右。90~340 s 左右,热流密度由 90 kW/m² 缓慢升高到约 110 kW/m²,多孔平板内外壁都有约 4℃ 温升,积液腔内水温升高约 3℃。340 s 以后,热流密度约在 90~100 kW/m²,多孔平板内外壁温度随热流变化而稍微变化,

幅值在 4℃ 左右,积液腔内水温约为 14℃。录像观测试验件表面水处于沸腾状态,且随着热流变化,沸腾鼓泡程度也跟着变化,但仍有液态水存在,表明此时冷却剂水汽化潜热能够完全带走石英灯辐射到多孔平板表面的热,保持积液腔内水温稳定。

对比同一多孔平板模型无发汗冷却状态,如图 17 所示。80~145 kW/m² 辐射热流状态下,试验件表面温度在 180 s 时刻即达到 200℃,内壁温度达到 190℃ 左右,内外壁温升分别约为 162℃ 和 170℃。相较于有发汗冷却时内外壁温升来说,有发汗冷却时内外壁温升比无发汗冷却时降低 94% 左右。由此可见,此试验条件下,3.6 g/s 的冷却水流量能够很好地降低多孔平板内外壁温度,使多孔平板温度保持在 30~40℃ 之间,且此加热条件下冷却水流量偏大,可进一步增加辐射热流或减小发汗冷却剂流量。

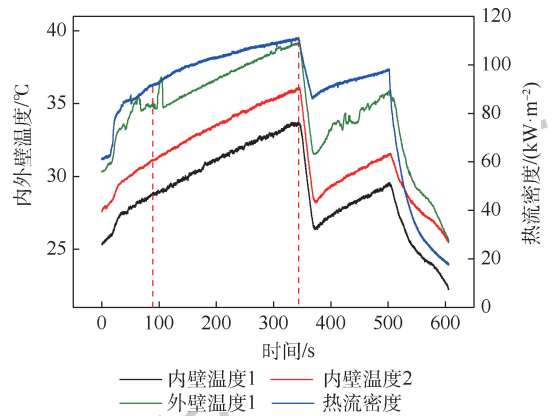


图 15 100 kW/m² 状态铜金属多孔平板内外壁温度随时间变化

Fig. 15 Temperature of inner and outer walls of copper metal porous plate changing with time at 100 kW/m²

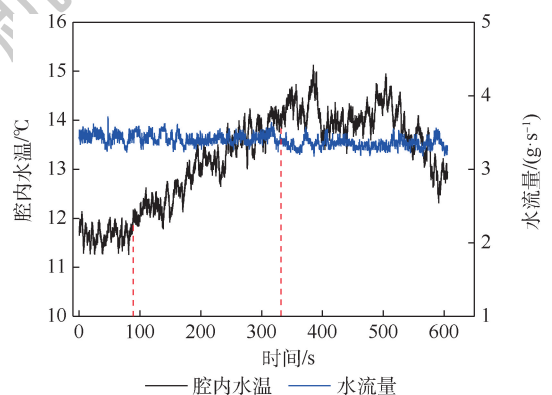


图 16 100 kW/m² 状态铜金属多孔平板腔内水温和水流量随时间变化

Fig. 16 Water temperature of inner cavity and water flow rate of copper metal porous plate changing with time at 100 kW/m²

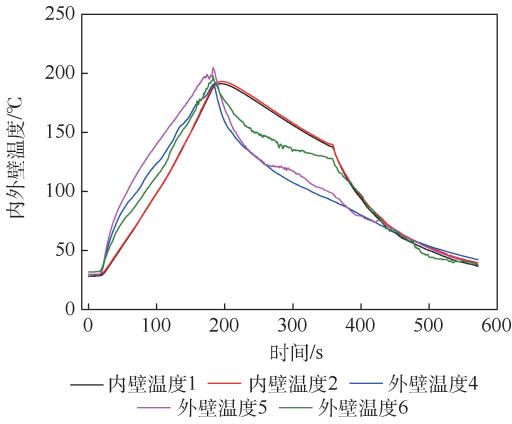


图 17 100 kW/m² 状态铜金属多孔平板无发汗冷却
内外壁温度随时间变化

Fig. 17 Temperature of inner and outer walls of copper metal porous plate changing with time without transpiration cooling at 100 kW/m²

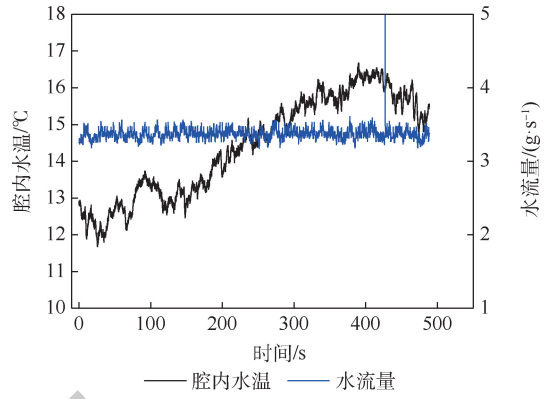


图 19 120 kW/m² 状态铜金属多孔平板腔内水温和
水流量随时间变化

Fig. 19 Water temperature of inner cavity and water flow rate of copper metal porous plate changing with time at 120 kW/m²

图 18 和图 19 给出了 120 kW/m² 左右辐射热流状态下铜金属多孔平板内外壁温度及腔内水温随辐射热流的变化。如图 18 和图 19 所示,整体上,此加热和冷却水流量条件下多孔平板内外壁温度变化不大,冷却水汽化蒸发能很好地吸收辐射热量保持平板内外壁温度。试验时间内,多孔平板内外壁温度保持在 20 ~ 40°C 之间,积液腔水温保持在 12 ~ 16°C。在 50 ~ 100 s 试验时间内,热流密度约 90 kW/m²,此时多孔平板内外壁温度均有 3 ~ 5°C 温升,积液腔内水温稳定在 11.5°C 左右。100 ~ 400 s 时,热流密度在 120 kW/m² 左右波动,多孔平板内外壁都有 6 ~ 10°C 左右温升,积液腔内水温升高约 4°C。录像观测试验件表面水处于沸腾状态,沸腾鼓泡速度较 100 kW/m² 辐射加热试验条件下明显提高,但多孔平板表面仍有少量液态水存在,表明此时冷却剂水汽化潜热能够带走绝大部分石英灯辐射到多孔平板表面的热量,基本保持积液腔内水温稳定。

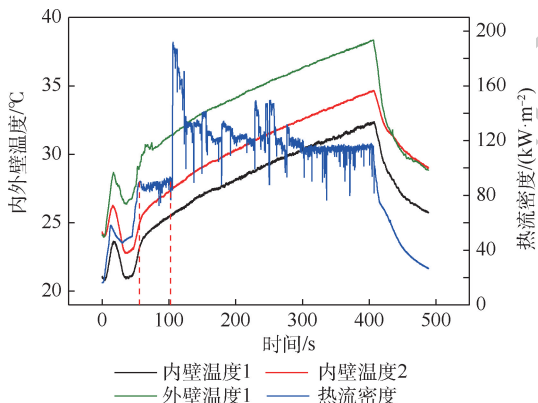


图 18 120 kW/m² 状态铜金属多孔平板内外壁
温度随时间变化

Fig. 18 Temperature of inner and outer walls of copper metal porous plate changing with time at 120 kW/m²

为了找到铜金属多孔平板在此发汗冷却剂水流量条件下完全汽化能承受的最大辐射热量,继续增大石英灯辐射热流到 315 kW/m²,如图 20 和图 21 所示。发汗冷却剂水流量约 3.4 g/s,试验工装积液腔压力约 0.23 MPa,压力脉动较大。试验件表面温度出现不均匀现象。40 ~ 280 s 左右,石英灯辐射热流密度约为 100 kW/m²,此时铜金属多孔平板内外壁温度在 30 ~ 40°C 之间,积液腔水温升温 3°C,在 15 ~ 18°C 之间。随着热流密度升高并保持在 315 kW/m²,铜金属多孔平板表面温度快速升高,达到约 110°C,内壁温度稳定在约 25°C。录像观测试验件表面几乎看不到水气泡,冷却剂处于完全汽化,且相变位置在铜金属多孔平板内部,汽化后的水向外流动过程中与金属材料发生热交换,进一步导致金属表面温度升高。

对比相同辐射热流条件同一多孔平板模型无发汗冷却状态,如图 22 所示。试验件表面温度在

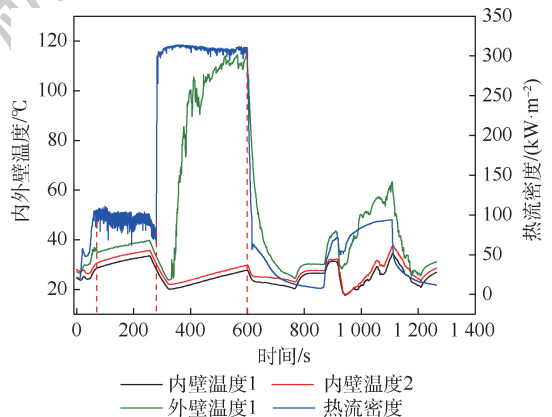


图 20 315 kW/m² 状态铜金属多孔平板内外壁
温度随时间变化

Fig. 20 Temperature of inner and outer walls of copper metal porous plate changing with time at 315 kW/m²

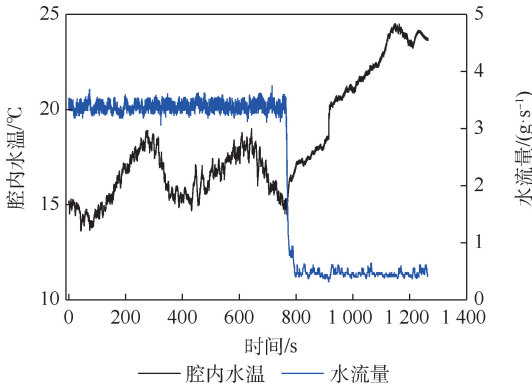


图 21 315 kW/m² 状态铜金属多孔平板腔内水温和冷却水流量随时间变化

Fig. 21 Water temperature of inner cavity and cooling water flow rate of copper metal porous plate changing with time at 315 kW/m²

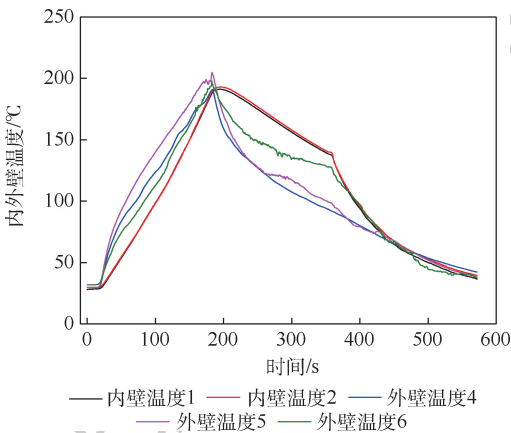


图 22 315 kW/m² 状态铜金属多孔平板无发汗冷却内外壁温度随时间变化

Fig. 22 Temperature of inner and outer walls of copper metal porous plate changing with time without transpiration cooling at 315 kW/m²

68 s 时刻即达到约 200℃,且内外壁温度基本相等。相较于有发汗冷却内外壁的温升来说,有发汗冷却时外壁温升比无发汗冷却时降低 45% 左右。由此可见,此试验条件下,3.4 g/s 的冷却水流量能够较好地降低多孔平板外壁温度,并使多孔平板内壁温度保持在 25 ~ 30℃ 之间。

2.3 陶瓷多孔平板试验结果分析

图 23 给出了一定冷却剂水流量多台阶连续热流加热条件下陶瓷多孔平板内外壁温度和腔内水温变化,试验连续进行了 50、100、220、315 kW/m² 共 4 种辐射热流加热工况。由于陶瓷多孔平板试验件抗压能力较弱,而且陶瓷多孔材料孔隙较致密,发汗冷却水流量不能太大,发汗冷却剂水流量约为 0.32 g/s,为获得稳定的冷却剂水流量,需保持积液腔压力恒定,试验时积液腔压力约 0.15 MPa,压力曲线如图 24 所示。由图 23 可知,

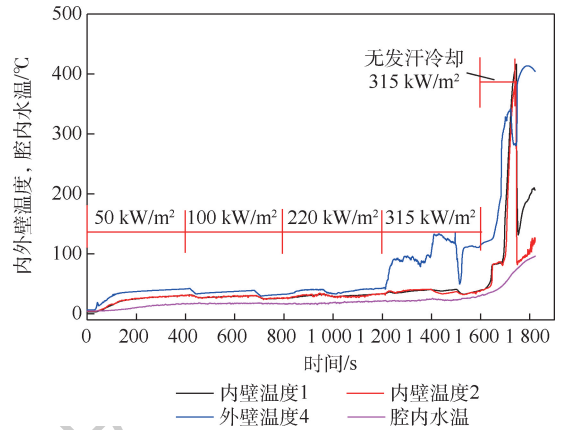


图 23 陶瓷多孔平板内外壁温度随热流变化

Fig. 23 Temperature of inner and outer walls of ceramic porous plate changing with heat flux

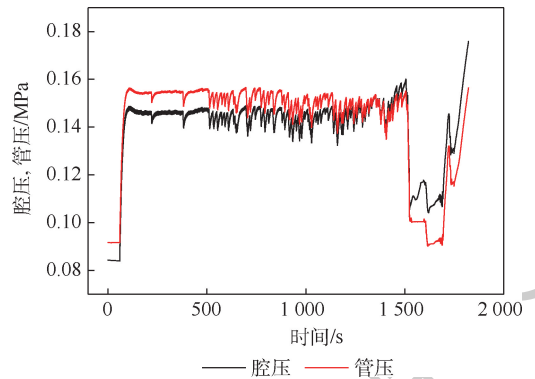


图 24 积液腔压力随时间变化

Fig. 24 Pressure in fluid chamber changing with time

当热流密度为 50、100、220 kW/m²,冷却剂水流量保持约 0.32 g/s 时,陶瓷多孔平板表面及内壁温度基本保持稳定,此时多孔平板外壁温度约为 40℃,多孔平板内壁温度约为 30℃,腔内水温约为 17℃。在此阶段内,随着热流的增大,陶瓷多孔平板内外壁温度随热流和时间增加基本保持稳定,表明此时部分冷却剂汽化潜热能够完全带走辐射到多孔平板表面的热量,保持多孔平板内外壁温度稳定,对于陶瓷多孔平板发汗冷却来说,此加热条件下冷却剂水流量偏大。图 25 给出了不同加热状态下,发汗冷却多孔平板表面的冷却剂状态。可知,随着热流增加,冷却剂在多孔平板表面由持续出现密集且大的鼓泡到出现小而稀疏的气泡,直到看不到气泡。当热流密度达到 315 kW/m² 时,多孔平板试验件内壁温度稍微增大,约为 40℃,试验件表面温度显著增大之后基本保持在约 130℃,冷却水完全汽化。由录像观测试验件表面看不到水泡,可以判断冷却水的相变汽化发生在多孔介质内部,内部汽化后的水蒸气向外流动过程中与多孔平板发生热量交换,且多孔平板表面受到的辐射热增大,导致多孔平板

外壁温度较原来增大,但多孔平板外壁温度和内壁温度都能分别稳定在约 130°C 和 40°C 左右,表明在此冷却剂水流量和辐射加热条件下多孔平板温度场稳定,陶瓷多孔平板在此条件下能够实现稳定的发汗冷却。

将辐射热流密度保持在 315 kW/m^2 不变,关闭发汗冷却水通道,此时陶瓷多孔平板处于无冷却剂溢出状态,由图 23 可知,多孔平板外壁温度和内壁温度都快速上升,试验件表面温度在 70 s 内即达到 330°C 以上,且内外壁温度在 70 s 之后基本相等。对比相同加热条件下有无发汗冷却的陶瓷多孔平板内外壁温度发现,有发汗冷却情况下,陶瓷多孔平板外壁及内壁温度较无发汗冷却条件下温度分别低约 200°C 和 290°C ,温度降幅分别达到约 61% 和 88% 。由此可见,发汗冷却在此条件下能够很好地降低陶瓷多孔材料内外壁温度,使材料在高热流作用下长时间保持低温状态工作,保持材料的力热性能。

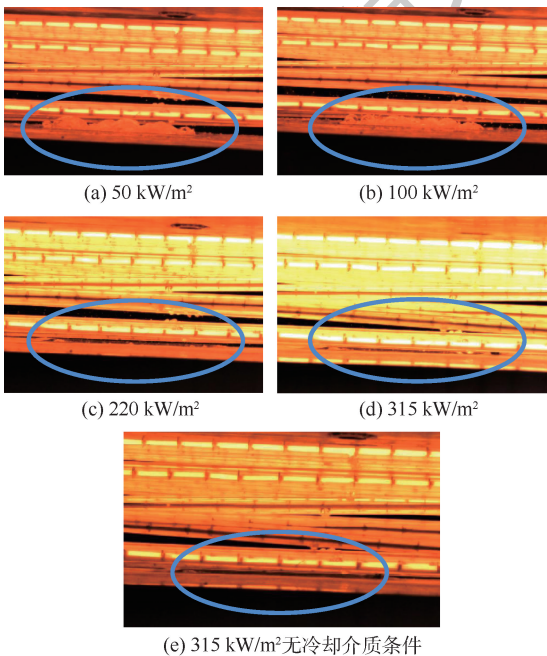


图 25 不同加热条件下发汗冷却现象

Fig. 25 Transpiration cooling under different heating conditions

3 结 论

1) 发汗冷却对镍金属多孔平板壁面能够进行有效的主动热防护。保持冷却剂水流量约 3.5 g/s ,热流密度小于 100 kW/m^2 情况下,冷却剂水流量偏大,多孔平板内外壁温度基本稳定在 $30\sim 50^{\circ}\text{C}$ 之间,在热流密度 315 kW/m^2 条件下,多孔平板外壁温度约稳定在 260°C ,内壁温度约为 30°C 。壁面水处于完全汽化状态,且冷却剂相

变位置在镍金属多孔平板内部。

2) 发汗冷却对铜金属多孔平板壁面能够进行有效的主动热防护。保持冷却剂水流量约 3.5 g/s ,热流密度小于 120 kW/m^2 情况下,冷却剂水流量偏大,多孔平板内外壁温度基本稳定在 $30\sim 40^{\circ}\text{C}$ 之间,在热流密度 315 kW/m^2 条件下,多孔平板外壁温度约稳定在 110°C ,内壁温度约为 25°C 。壁面水处于完全汽化状态,且冷却剂汽化相变位置在铜金属多孔平板内部。

3) 发汗冷却对陶瓷多孔平板壁面能够进行有效的主动热防护。保持冷却剂水流量约 0.32 g/s ,热流密度小于 220 kW/m^2 情况下,冷却剂水流量偏大,多孔平板内外壁温度基本稳定在 $30\sim 40^{\circ}\text{C}$ 之间,在热流密度 315 kW/m^2 条件下,多孔平板外壁温度约稳定在 130°C ,内壁温度约为 40°C 。壁面水处于完全汽化状态,且冷却剂汽化相变位置在铜金属多孔平板内部。

4) 在辐射加热环境下,水发汗冷却效果显著,若无发汗冷却,多孔平板内外壁温度快速升高且基本一致,其平衡温度较有发汗冷却时大幅提高。因此,发汗冷却是解决超高速飞行器关键部位热防护问题的有效方法。

参考文献 (References)

- [1] 伍楠. 发汗冷却关键问题的实验和数值研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019.
WU N. Experimental and numerical investigations on the key problems of transpiration cooling [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2019 (in Chinese).
- [2] STEELANT J. ATLAS: Aero-thermal loaded material investigations for high-speed vehicles; AIAA 2008-2582[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [3] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Fifty years of hypersonics: Where we've been, where we're going[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(6-7): 511-536.
- [4] THIELBAHR W H, KAYS W M, MOFFAT R J. The turbulent boundary layer on a porous plate: Experimental heat transfer with uniform blowing and suction, with moderately strong acceleration[J]. Journal of Heat Transfer, 1972, 94(1): 111-118.
- [5] SIMPSON R L, MOFFAT R J, KAYS W M. The turbulent boundary layer on a porous plate: Experimental skin friction with variable injection and suction[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1969, 12(7): 771-789.
- [6] BELLETRE J, BATAILLE E, LALLEMAND A, et al. Studies of the transpiration cooling through a sintered stainless steel plate[J]. Experimental Heat Transfer, 2005, 18(1): 33-44.
- [7] 余磊, 姜培学, 任泽需. 发汗冷却换热过程的实验研究与数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(1): 95-97.
YU L, JIANG P X, REN Z P. Experimental investigation and numerical simulation of convection heat transfer in transpiration

- cooling[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2005, 26(1):95-97 (in Chinese).
- [8] 金韶山. 液体火箭发动机推力室及钝体头锥发汗冷却研究[D]. 北京:清华大学,2008.
- JIN S S. Research on transpiration cooling of liquid rocket thrust chamber and blunt nose cone[D]. Beijing: Tsinghua University, 2008 (in Chinese).
- [9] LIU Y Q, JIANG P, JIN S, et al. Transpiration cooling of a nose cone by various foreign gases[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2010, 53(23-24):5364-5372.
- [10] BOEHRK H. Transpiration cooling at hypersonic flight-AKTiV on SHEFEX II; AIAA 2014-2676[R]. Reston: AIAA, 2014.
- [11] LANGENER T, VON WOLFERSDORF J, STEELANT J. Experimental investigations on transpiration cooling for scramjet applications using different coolants[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(7):1409-1419.
- [12] VAN FOREEST A, SIPPEL M, GÜLHAN A, et al. Transpiration cooling using liquid water[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, 23(4):693-702.
- [13] 黄干, 廖致远, 祝银海, 等. 高温主流条件下相变发汗冷却实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(4):817-821.
- HUANG G, LIAO Z Y, ZHU Y H, et al. Experimental investigation of transpiration cooling with phase change in high temperature flow[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(4):817-821 (in Chinese).
- [14] 吴亚东, 朱广生, 高波, 等. 多孔介质相变发汗冷却主动热防护试验研究[J]. *宇航学报*, 2017, 38(2):212-218.
- WU Y D, ZHU G S, GAO B, et al. An experimental study on the phase-changed transpiration cooling for active thermal protection[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(2):212-218 (in Chinese).
- [15] 熊宴斌. 超声速主流条件下发汗冷却的流动和传热机理研究[D]. 北京:清华大学,2013.
- XIONG Y B. Study of the mechanism of flow and heat transfer on supersonic transpiration cooling[D]. Beijing: Tsinghua University, 2013 (in Chinese).
- [16] 孟松鹤, 党晓雪, 丁小恒, 等. 多孔 C/C 材料发汗冷却实验研究[J]. *固体火箭技术*, 2015, 38(1):102-106.
- MENG S H, DANG X X, DING X H, et al. Transpiration cooling tests of porous C/C[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(1):102-106 (in Chinese).
- [17] WANG J, ZHAO L, WANG X, et al. An experimental investigation on transpiration cooling of wedge shaped nose cone with liquid coolant[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2014, 75:442-449.
- [18] HE F, WANG J H. Numerical investigation on critical heat flux and coolant volume required for transpiration cooling with phase change[J]. *Energy Conversion and Management*, 2014, 80:591-597.
- [19] DING R, WANG J, HE F, et al. Numerical investigation on the performances of porous matrix with transpiration and film cooling[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 146:422-431.
- [20] JIANG P, LIAO Z, HUANG Z, et al. Influence of shock waves on supersonic transpiration cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 129:965-974.
- [21] XIAO X, ZHAO G, ZHOU W. Numerical investigation of transpiration cooling for porous nose cone with liquid coolant[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 121:1297-1306.

Transpiration cooling test of porous plate in vacuum environment

CHEN Xingyu¹, WANG Liyan^{2,*}, CHEN Weihua², WANG Zhenfeng², CAO Zhanwei², GAO Yang²

(1. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China;

2. Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: During high speed flight, the temperatures of the vehicle can reach extremely high values in the critical parts. To solve the problem of thermal protection for the critical parts, series of transpiration cooling tests using different materials as porous plate and water as coolant were carried out. The experimental platform which was used for the transient measurement in transpiration cooling process was developed. The cooling effects of different material porous plates under different heat flux were evaluated by measuring the inter and outer wall temperature. The results of the experiment indicate that transpiration cooling greatly reduces the temperature of the inner and outer walls of the porous plate, which plays an effective role in active thermal protection. For nickel and copper metal porous plates, the coolant flow rate is kept at about 3.5 g/s and the temperature of inner and outer wall is stable at about 30°C – 50°C when the heat flux is less than 120 kW/m². And for ceramic porous plates, the coolant water flow rate is kept at about 0.32 g/s, and the temperature of inner and outer wall is basically stable at about 30°C – 40°C when the heat flux is less than 220 kW/m². Moreover, for nickel, copper and ceramic porous plates, the temperature of the inner wall changes little under the condition of high heat flux of 315 kW/m² during transpiring cooling, and the outer wall temperature stabilizes at about 260°C, 110°C and 130°C, respectively. The coolant on the outer wall surface is in a completely vaporized state, and the vaporized phase transition position of the coolant is inside the porous plate. In addition, the temperature of the inner and outer walls of the porous plate rises rapidly when there is no transpiration cooling, and its equilibrium temperature is greatly increased compared with the transpiration cooling situation, which further shows the enormous application potential of transpiration cooling.

Keywords: active protection; transpiration cooling; porous plate; radiation heating; experimental measurement

Received: 2020-06-11; **Accepted:** 2020-09-04; **Published online:** 2020-11-06 10:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201105.1121.002.html

Foundation item: Basic Research Project of Science and Technology Commission (0327004)

* **Corresponding author.** E-mail: wang_liyan12@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0297

基于双层协方差矩阵重构的稳健波束形成算法



曹司磊, 曾维贵*, 王磊

(海军航空大学, 烟台 264001)

摘 要: 针对协方差矩阵含目标信号分量及目标导向矢量失配情况下,传统自适应波束形成器性能急剧下降的问题,提出了干扰加噪声协方差矩阵双层重构的稳健波束形成算法。首先,利用稀疏重构的方法预估干扰加噪声协方差矩阵,通过估计干扰导向矢量及干扰功率对干扰加噪声协方差矩阵进行优化校正;然后,基于子空间理论建立导向矢量约束误差优化模型,利用迭代方法对凸优化模型进行求解,得到最优权值向量。仿真结果表明:所提算法显著提高了波束形成器在目标导向矢量约束误差及阵列误差情况下的稳健性,低快拍条件下表现较好,输出性能优于仿真对比算法。

关键词: 自适应波束形成; 干扰与噪声协方差矩阵; 双层重构; 导向矢量估计; 迭代求解

中图分类号: TN911.7

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)08-1605-07

自适应波束形成技术是在一定的优化准则上对接收数据进行处理,得到最优加权系数,达到有效抑制干扰及噪声并提高输出信干噪比(Signal to Interference and Noise Ratio, SINR)的目的,其在雷达、通信及医学信号处理等方面得到了充分应用。典型的波束形成器,如最小方差无失真响应(Minimum Variance Distortionless Response, MVDR)在目标来波方向误差等非理想环境下,性能急剧下降^[1]。

目前,许多学者在稳健自适应波束形成方面进行了深入的研究,主要研究成果可分为:加载类算法^[2-6]、导向矢量约束类算法^[7-11]及协方差矩阵重构类算法^[1,12-15]。协方差矩阵对角加载算法是较为简单的优化算法,但是如何选取最优加载量是较难确定的问题。毛晓军^[6]提出了变加载值的稳健波束形成(Variable Loading Robust Beamforming, VLRB)算法,先对输入信噪比(SNR)进行估计,再将输入SNR的估计值作为对角加载

值,但干扰抑制性能有所下降。Huang等^[7]研究了稳健的Capon波束形成(Robust Capon Beamforming, RCB)算法,通过不确定集约束导向矢量误差范围,性能较为稳健,但在导向矢量误差波动较大情况下性能下降较多。Stoica等^[9]提出了导向矢量双层估计的稳健波束形成方法,将导向矢量初步预估为导向矢量相关矩阵特征向量的线性组合,再通过不确定集约束方法进行优化校正,但该方法在低SNR情况下的稳健性及输出性能明显降低。Mao等^[11]在估计目标导向矢量时,将目标分量从采样协方差矩阵中移除,重构干扰加噪声协方差矩阵,有效改善了RCB算法的性能,但性能随目标导向矢量估计误差波动较大。

协方差矩阵重构的目的在于:消除样本协方差矩阵中含有的期望目标信号分量,避免“自消”现象的出现。但是一般在重构过程中会引入误差,并代入后续的求解过程中,导致期望信号方位估计的不准确性。针对上述问题,本文提出了干

收稿日期: 2020-06-25; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-09-25 13:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200925.1132.001.html

基金项目: 装备预研领域基金(6140247030202)

* 通信作者. E-mail: 2230220154@qq.com

引用格式: 曹司磊, 曾维贵, 王磊. 基于双层协方差矩阵重构的稳健波束形成算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1605-1611. CAO S L, ZENG W G, WANG L. A robust beamforming algorithm based on double-layer reconstruction of covariance matrix [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1605-1611 (in Chinese).

扰加噪声协方差矩阵双层重构的稳健波束形成算法。首先,利用 Capon 功率谱预估目标信号导向矢量,并得到干扰加噪声协方差矩阵的初步估计;然后,按照最小化干扰加噪声功率输出准则及设定的干扰导向矢量不确定集约束,估计干扰导向矢量及干扰功率,完成对干扰加噪声协方差矩阵的优化校正;最后,构建基于子空间理论的导向矢量约束误差优化模型,采用迭代方法对模型求解得到最优权值向量。

1 阵列信号模型

考虑一维均匀线阵,阵元数为 M ,假设空间中有 L 个入射信号,其中目标信号从 θ_0 方向入射, $L-1$ 个干扰信号从 $\theta_l (l=1,2,\dots,L-1)$ 方向入射,且目标信号、干扰信号及噪声信号之间相互独立。阵列在 t 时刻接收信号可表示为

$$\mathbf{x}(t) = \sum_{l=0}^{L-1} \mathbf{a}(\theta_l) s_l(t) + \mathbf{n}(t) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{a}(\theta_l)$ 为第 l 个信源的导向矢量; $s_l(t)$ 为第 l 个信源复包络; $\mathbf{n}(t)$ 为噪声信号。

假设阵列接收目标信号、干扰信号及噪声信号是独立的,则阵列接收信号的协方差矩阵 \mathbf{R} 可表示为

$$\mathbf{R} = E[\mathbf{x}(t)\mathbf{x}^H(t)] = \mathbf{R}_s + \mathbf{R}_{i,n} \quad (2)$$

$$\mathbf{R}_s = \sigma_0 \mathbf{a}(\theta_0) \mathbf{a}^H(\theta_0) \quad (3)$$

$$\mathbf{R}_{i,n} = \sum_{l=1}^{L-1} \sigma_l \mathbf{a}(\theta_l) \mathbf{a}^H(\theta_l) + \sigma_n \mathbf{I} \quad (4)$$

式中: \mathbf{R}_s 为目标信号相关矩阵; σ_0 为目标信号功率; $\mathbf{R}_{i,n}$ 为干扰加噪声协方差矩阵; $\sigma_l (l=1,2,\dots,L-1)$ 为干扰信号功率; σ_n 为噪声信号功率。

实际应用中, \mathbf{R} 通常是未知的,常用样本协方差矩阵 $\hat{\mathbf{R}}$ 代替。

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{Y} \sum_{t=1}^Y \mathbf{x}(t)\mathbf{x}^H(t) \quad (5)$$

式中: Y 为快拍数。但是样本协方差矩阵 $\hat{\mathbf{R}}$ 中含有期望信号成分,这就是造成了期望信号“自消”现象的根源。

2 干扰加噪声协方差矩阵双层重构

2.1 干扰加噪声协方差矩阵预估

假设目标信号的大致方位区间为 β ,对方位区间范围内的 Capon 功率谱积分可得

$$\mathbf{Q} = \int_{\beta} \frac{\mathbf{a}(\theta)\mathbf{a}^H(\theta)}{\mathbf{a}^H(\theta)\hat{\mathbf{R}}^{-1}\mathbf{a}(\theta)} d\theta \quad (6)$$

对 \mathbf{Q} 进行特征值分解,则最大特征值对应的特征向量可构成目标导向矢量的初始估计值^[16]。

$$\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) = \sqrt{M} \mathbf{Q}_{\max}^U / \|\mathbf{Q}_{\max}^U\|_2 \quad (7)$$

式中: \mathbf{Q}_{\max}^U 为矩阵 \mathbf{Q} 特征分解最大特征值对应的特征向量。

进而,目标信号的自相关矩阵预估值 $\tilde{\mathbf{R}}_s$ 可表示为

$$\tilde{\mathbf{R}}_s = \frac{\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)\tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_0)}{\tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_0)\hat{\mathbf{R}}^{-1}\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)} \quad (8)$$

因此,根据式(2),初步估计的干扰加噪声协方差矩阵 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 可表示为

$$\tilde{\mathbf{R}}_{i,n} = \hat{\mathbf{R}} - \tilde{\mathbf{R}}_s + \sigma_n \mathbf{I} \quad (9)$$

2.2 干扰加噪声协方差矩阵约束重构

借鉴文献[11]方法,将干扰导向矢量都约束在一个不确定集范围内,建立如下约束关系:

$$\begin{aligned} \min \mathbf{a}^H(\theta) \tilde{\mathbf{R}}_{i,n} \mathbf{a}(\theta) \\ \text{s. t. } \begin{cases} \|\mathbf{a}(\theta) - \hat{\mathbf{a}}(\theta)\| \leq \xi \\ \hat{\mathbf{a}}(\theta) \in \{\hat{\mathbf{a}}(\theta_1), \dots, \hat{\mathbf{a}}(\theta_q)\} \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

式中: ξ 为干扰导向矢量约束不确定集尺度; $\hat{\mathbf{a}}(\theta)$ 为先验干扰导向矢量,可通过谱峰搜索得到。

利用拉格朗日法求解式(10),得到干扰导向矢量 $\bar{\mathbf{a}}(\theta)$ 的优化解为

$$\bar{\mathbf{a}}(\theta) = \hat{\mathbf{a}}(\theta) - (\mathbf{I} + \lambda \tilde{\mathbf{R}}_{i,n})^{-1} \hat{\mathbf{a}}(\theta) \quad (11)$$

式中:参数 λ 可由如下约束方程解得

$$\|(\mathbf{I} + \lambda \tilde{\mathbf{R}}_{i,n})^{-1} \hat{\mathbf{a}}(\theta)\|^2 = \xi^2 \quad (12)$$

在估计出干扰导向矢量后,还需要估计干扰功率。阵列的目标信号加干扰协方差矩阵 $\mathbf{R}_{s,i}$ 可以表示为

$$\mathbf{R}_{s,i} = \sum_{l=0}^{L-1} \sigma_l \mathbf{a}(\theta_l) \mathbf{a}^H(\theta_l) \quad (13)$$

式中: $\sigma_l (l=0,1,\dots,L-1)$ 表示目标信号及干扰信号功率。

将式(13)左右两边同时乘以 $\mathbf{a}^H(\theta_j)$ 与 $\mathbf{a}(\theta_j)$ ^[17],进一步化为

$$\begin{aligned} \mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{R}_{s,i} \mathbf{a}(\theta_j) = \\ \mathbf{a}^H(\theta_j) \left[\sum_{l=0}^{L-1} \sigma_l \mathbf{a}(\theta_l) \mathbf{a}^H(\theta_l) \right] \mathbf{a}(\theta_j) \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $\mathbf{a}(\theta_j)$ 与 $\mathbf{a}(\theta_l)$ 表示不同方向入射的信号导向矢量,在入射信号方位稀疏的情况下,可以认为二者是相互正交的,即 $j \neq l$ 时, $\mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{a}(\theta_l) = 0$ 。

因此,式(14)可以表示为

$$\mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{R}_{s,i} \mathbf{a}(\theta_j) = \sigma_j^2 \mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{a}(\theta_j) \mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{a}(\theta_j) \quad (15)$$

则干扰功率估计值 $\check{\sigma}_j^2$ 可表示为

$$\check{\sigma}_j^2 = \frac{\mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{R}_{s,i} \mathbf{a}(\theta_j)}{\mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{a}(\theta_j) \mathbf{a}^H(\theta_j) \mathbf{a}(\theta_j)} \quad (16)$$

按照式(7), $\mathbf{R}_{s,i}$ 可由矩阵 \mathbf{Q} 特征分解后前 K 个显著特征值对应的特征向量计算预估而得, 计算式为

$$\mathbf{R}_{s,i} = \sum_{k=1}^K \frac{\tilde{\mathbf{a}}(\theta_k) \tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_k)}{\tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_k) \hat{\mathbf{R}}^{-1} \tilde{\mathbf{a}}(\theta_k)} \quad (17)$$

$$\tilde{\mathbf{a}}(\theta_k) = \sqrt{M} \mathbf{Q}_k^U / \|\mathbf{Q}_k^U\|_2 \quad (18)$$

将式(17)代入式(16)中, 可得 σ_j^2 。

因此, 根据估计的干扰导向矢量及干扰功率可进一步重构干扰加噪声协方差矩阵 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 为

$$\tilde{\mathbf{R}}_{i,n} = \sum_{l=1}^{L-1} \tilde{\sigma}_l \tilde{\mathbf{a}}(\theta_l) \tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_l) + \sigma_n^2 \mathbf{I} \quad (19)$$

3 目标导向矢量估计

对第 2 节重构的干扰加噪声协方差矩阵进行特征值分解, 得

$$\tilde{\mathbf{R}}_{i,n} = \sum_{m=1}^M \eta_m \boldsymbol{\mu}_m \boldsymbol{\mu}_m^H = \mathbf{U}_j \mathbf{\Lambda}_j \mathbf{U}_j^H + \mathbf{U}_N \mathbf{\Lambda}_N \mathbf{U}_N^H \quad (20)$$

式中: $\eta_m (m=1, 2, \dots, M)$ 为干扰加噪声协方差矩阵 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 特征分解后的 M 个特征值; $\boldsymbol{\mu}_m (m=1, 2, \dots, M)$ 为特征分解后对应的特征向量; $\mathbf{\Lambda}_j$ 对应前 K 个显著特征值组成的对角矩阵; $\mathbf{\Lambda}_N$ 对应后 $M-K$ 个特征值组成的对角矩阵; 矩阵 \mathbf{U}_j 对应干扰加噪声协方差矩阵特征分解后的干扰子空间; 矩阵 \mathbf{U}_N 对应干扰加噪声协方差矩阵特征分解后的噪声子空间。

在上述分析的基础上, 通过最大化阵列目标信号输出功率并抑制干扰子空间对目标导向矢量误差, 构建如下约束模型:

$$\begin{aligned} \min & (\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp)^H \tilde{\mathbf{R}}_{i,n}^{-1} (\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp) \\ \text{s. t.} & \begin{cases} \|\mathbf{U}_j^H (\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp)\|_2^2 \leq \|\mathbf{U}_j^H \tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)\|_2^2 \\ \|\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp\|_2 = \|\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)\|_2 \\ \tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_0) \mathbf{e}_\perp = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (21)$$

式中: \mathbf{e}_\perp 为垂直于 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)$ 的目标导向矢量误差; 第 1 项不等式约束纠正后 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp$ 相较于 $\tilde{\mathbf{a}}_0(\theta_0)$ 更加远离噪声信号; 第 2 项等式约束保证 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp$ 与 \mathbf{e}_\perp 具备同样的模长; 第 3 项等式约束 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)$ 与 \mathbf{e}_\perp 正交。

为避免式(21)出现唯一解 $\mathbf{e}_\perp = \mathbf{0}$ 的问题, 对第 2 项约束条件进行改造, 引入松弛因子 $\alpha (\alpha > 0)$, 且 α 满足边界条件^[18-21]。可知 α 的引入对式(21)的最优解不会造成影响, 约束优化问题变为

$$\begin{aligned} \min & (\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp)^H \tilde{\mathbf{R}}_{i,n}^{-1} (\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp) \\ \text{s. t.} & \begin{cases} \|\mathbf{U}_j^H (\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp)\|_2^2 \leq \|\mathbf{U}_j^H \tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)\|_2^2 \\ \|\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0) + \mathbf{e}_\perp\|_2 \leq \|\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)\|_2 + \alpha \\ \tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_0) \mathbf{e}_\perp = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (22)$$

式(22)为凸二次约束二次优化问题, 可采用凸优化的方法进行求解, 得到最优的 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)$ 。

将重构后的 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 与 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)$ 代入标准 Capon 波束形成器中, 得到最优权值 $\boldsymbol{\omega}$ 。

$$\boldsymbol{\omega} = \frac{\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}^{-1} \tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)}{\tilde{\mathbf{a}}^H(\theta_0) \tilde{\mathbf{R}}_{i,n}^{-1} \tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)} \quad (23)$$

4 算法求解及步骤

对式(22)提出的凸二次约束二次优化问题采用迭代的方式进行求解, 通过迭代系数及迭代次数约束迭代过程。

设定收敛系数 γ 及最大迭代步数 T_{\max} , 迭代收敛条件为

$$\begin{cases} |\omega_p - \omega_{p-1}| / |\omega_p| < \gamma & \text{或 } p > T_{\max} \\ p \leq T_{\max} \end{cases} \quad (24)$$

式中: p 为求解过程中的迭代次数。当 $p \leq T_{\max}$, 迭代终止判决条件为 $|\omega_p - \omega_{p-1}| / |\omega_p| < \gamma$; 当 $p > T_{\max}$, 则终止迭代。

分析式(24), 收敛系数 γ 及最大迭代步数 T_{\max} 大小对本文算法精度及运行时间有一定影响。 γ 过小或 T_{\max} 过大会导致算法运行时间过长; γ 过大或 T_{\max} 过小会导致精度下降。算法求解步骤如图 1 所示。

步骤 1 根据式(7)~式(9)计算 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta_0)$ 、 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 及 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 。

步骤 2 根据式(11)及式(12)计算 $\tilde{\mathbf{a}}(\theta)$, 并由式(13)、式(16)计算 $\mathbf{R}_{s,i}$ 及 $\tilde{\sigma}_j^2$ 。

步骤 3 根据式(19)计算重构后的 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 。

步骤 4 对 $\tilde{\mathbf{R}}_{i,n}$ 进行特征分解, 得 \mathbf{U}_j 。

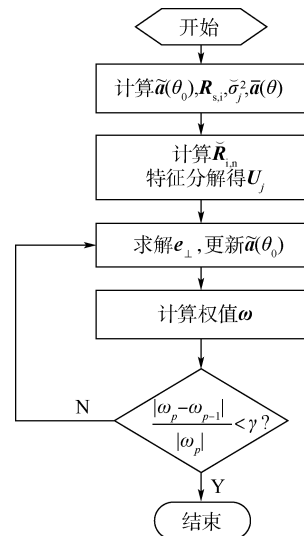


图 1 算法求解流程

Fig. 1 Flowchart for algorithm solution

步骤5 求解式(22),得到目标导向矢量误差 e_{\perp} ,更新目标导向矢量估计 $\tilde{a}_p(\theta_0) = \tilde{a}_{p-1}(\theta_0) + e_{\perp}$,计算权值 ω_p 。

步骤6 判定是否满足 $|\omega_p - \omega_{p-1}| / |\omega_p| < \gamma$,满足则终止迭代,不满足则重复迭代过程。

5 仿真实验

考虑阵元数为8的一维均匀线阵,阵元间隔取半波长宽度。仿真实验中,设定3个人射信号源,目标信号入射角度为 10° ,干扰信号入射角度为 -5° 及 20° ,信噪比设定为20 dB。为方便描述,将本文算法简称为DLCV算法。将DLCV算法与对角加载(Diagonal Loading, DL)算法、RCB算法、VLRB算法及文献[12]提出的联合迭代估计算法(Joint Iterative Estimation Algorithm, JIEA)进行比较分析,每次实验均进行100次蒙特卡罗仿真。

DL算法对角加载量取噪声功率的5倍;RCB算法的导向矢量约束范数取 $0.3M$;VLRB算法的求和区间以目标来波方向扩展 $\pm 5^{\circ}$,加载量同DL算法,松弛系数取0.1。DLCV算法求和和区间同VLRB算法,无特殊说明,松弛因子 α 取0.1,收敛系数 γ 取 10^{-5} 。

5.1 目标来波方向误差对算法性能影响

仿真参数设置为:目标来波方向误差服从 $[-3^{\circ}, 3^{\circ}]$ 间的均匀分布,即真实来波方向在 $[7^{\circ}, 13^{\circ}]$ 区间内均匀分布;输入信噪比SNR为3 dB,快拍数取200。统计各算法经过200次蒙特卡罗仿真后的平均输出SINR。仿真结果如图2和图3所示,图中OPT代表理想算法输出。

观察图2发现,目标来波方向误差情况下,DL算法最优输出点出现在10 dB左右,之后随着输入SNR越高,性能下降较为严重;RCB算法输

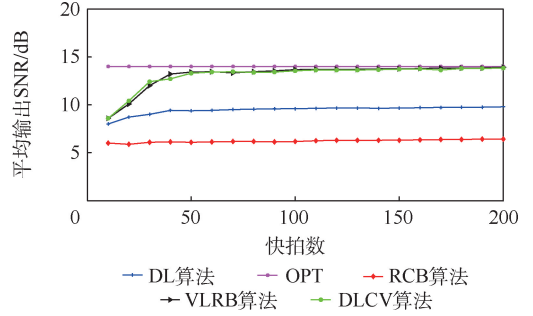


图3 目标来波方向误差下不同算法平均输出 SINR 随快拍数变化

Fig. 3 SINR versus snapshot number for different algorithms under direction error of target signal

出存在较大差距,且高信噪比下的性能提升趋于平缓;VLRB算法性能优于RCB算法,低信噪比情况下性能表现较好,但高信噪比情况下的性能仍有待提高;DLCV算法性能总体较为良好,尤其在低信噪比情况下性能输出提升较好。

观察图3发现,低快拍数条件下DLCV算法与VLRB算法表现较好;而在快拍数为50情况下,DLCV算法与VLRB算法性能已收敛,且随着快拍数的提升,输出性能逐渐接近于理想输出。

5.2 阵列位置误差对算法性能影响

仿真参数设置为:设定单个阵元真实位置偏离理想位置的误差值在 $[-0.05\eta, 0.05\eta]$ 范围内随机分布,输入SNR设定为3 dB,快拍数取200,目标来波方向误差为 2° ,统计算法经过200次蒙特卡罗仿真后的平均输出SINR性能,仿真结果如图4和图5所示。

观察图4,阵列位置误差影响下,DL算法在高信噪比情况下抗阵列位置误差性能较差,性能下降严重;VLRB算法性能略优于RCB算法;DLCV算法输出较为稳定,高信噪比情况下相较于其余4种算法具备明显优势。

观察图5发现,DLCV算法在低快拍数条件下输出性能具备明显优势,且随着快拍数的提高,

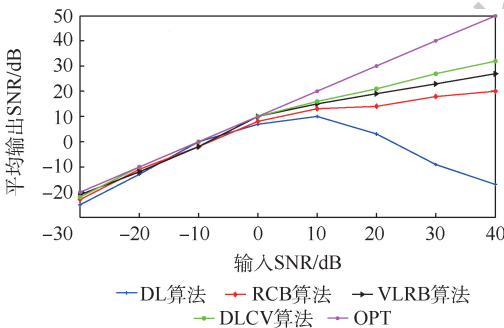


图2 目标来波方向误差下不同算法平均输出 SINR 随输入 SNR 变化

Fig. 2 SINR versus SNR for different algorithms under direction error of target signal

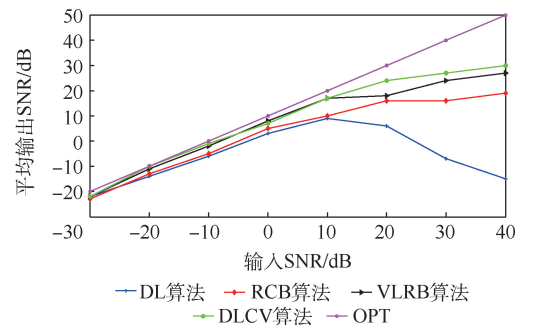


图4 阵列位置误差下不同算法平均输出 SINR 随输入 SNR 变化

Fig. 4 SINR versus SNR for different algorithms under array position errors

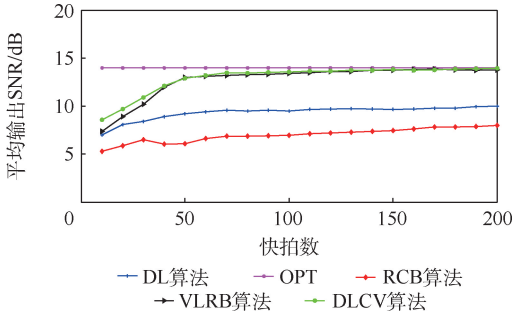


图 5 阵列位置误差下不同算法平均输出 SINR 随快拍数变化

Fig. 5 SINR versus snapshot number for different algorithms under array position errors

DLCV 算法输出性能逐步稳健提高,在信噪比高于 50 dB 后输出性能接近于理想输出。

5.3 阵列互耦误差对算法性能影响

仿真条件设置为:互耦矩阵表示为 Toeplitz 形式,互耦系数取 $0.5e^{-j\pi/2}$,其余仿真参数同上。仿真结果如图 6 和图 7 所示。

观察图 6 发现,阵列互耦误差影响下,DLCV 算法总体性能较好,并且在信噪比大于 15 dB 情况下性能明显优于其他算法。

观察图 7 发现,随着快拍数提高,DLCV 算法输出性能逐步稳健提高,总体优于其他算法,尤其

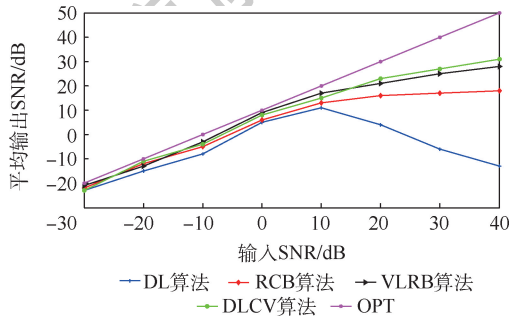


图 6 阵列互耦误差下不同算法平均输出 SINR 随输入 SNR 变化

Fig. 6 SINR versus SNR for different algorithms under array mutual coupling errors

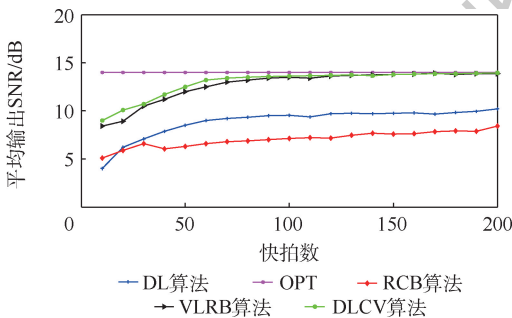


图 7 阵列互耦误差下不同算法平均输出 SINR 随快拍数变化

Fig. 7 SINR versus snapshot number for different algorithms under array mutual coupling errors

小快拍情况下也具备较好的性能,且快拍数高于 80 后输出性能收敛较好。

5.4 参数影响仿真分析

由算法过程可知,松弛因子 α 、收敛系数 γ 及最大迭代步数 T_{max} 对算法的收敛速度产生影响。本节通过仿真分析这些参数的取值对算法收敛速度的影响。仿真中,快拍数取 200,输入 SNR 为 3 dB,阵列误差设置同上述仿真。

表 1 统计分析了收敛系数 γ 及最大迭代步数 T_{max} 取不同值时算法的运行时间。

收敛系数即对应迭代过程中的相对误差,当收敛系数取值越小,则波束形成器输出性能越高。分析表 1,综合考虑输出性能与算法运行时间,收敛系数取 10^{-5} 、最大迭代步数取 30 情况下,算法输出性能较优,且算法运行时间相对收敛系数取 10^{-4} 时无较大增长。在收敛系数为 10^{-5} 、最大迭代步数为 30 情况下,算法的迭代过程如图 8 所示。

图 9 表示收敛系数 γ 为 10^{-5} 及最大迭代步数 T_{max} 取 50 情况下松弛因子 α 对算法收敛速度的影响。分析可知,松弛因子 α 取值范围在 0.1 附近时,算法的收敛速度最快。

表 1 收敛速度统计

Table 1 Convergence rate statistics

T_{max}	运行时间/ms				
	$\gamma = 10^{-2}$	$\gamma = 10^{-3}$	$\gamma = 10^{-4}$	$\gamma = 10^{-5}$	$\gamma = 10^{-6}$
20	71.4	91.4	121.8		
30				159.6	
40					243.3

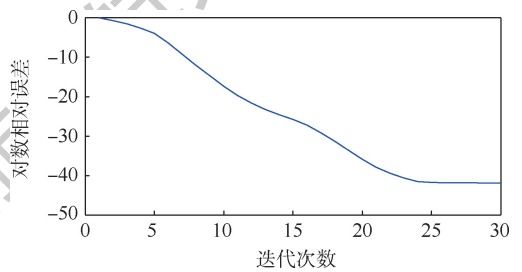


图 8 算法迭代过程分析

Fig. 8 Analysis of algorithm iteration process

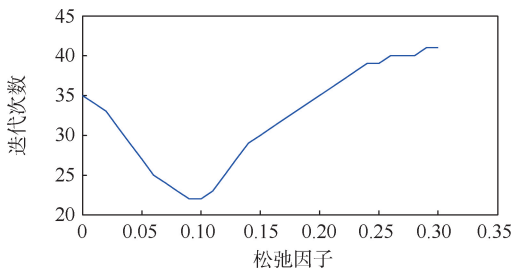


图 9 松弛因子对算法收敛速度影响

Fig. 9 Influence of relaxation factor on convergence speed of algorithm

6 结 论

本文提出了基于干扰加噪声协方差矩阵双层估计的稳健波束形成算法。

1) 算法的基本思想是对干扰加噪声协方差矩阵进行双层优化校正,采用迭代方法对目标导向矢量约束误差优化模型进行求解。

2) 仿真实验表明,在非理想环境(目标来波方差误差、阵列位置误差及阵列互耦)下,DLCV算法输出性能相较于其他算法有明显提高。但DLCV算法总体复杂度较高,如何进一步提高运算效率是后续需要研究的重点。

参考文献 (References)

- [1] HUANG L, ZHANG J, XU X, et al. Robust adaptive beamforming with a novel interference-plus-noise covariance matrix reconstruction method[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2015, 63(7):1643-1650.
- [2] CARLASON B D. Covariance matrix estimation errors and diagonal loading in adaptive arrays[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1988, 24(7):397-401.
- [3] COX H, ZESKING R M, OWEN M H. Robust adaptive beamforming[J]. *IEEE Transactions on Acoustic, Speech, Signal Processing*, 1987, 35(10):1365-1376.
- [4] LEI Y, FAN Y Q, WEI Y S, et al. Robust adaptive beamforming method for large-scale array with automatic diagonal loading and steering vector estimation[J]. *The Journal of Engineering*, 2019, 2019(21):8047-8050.
- [5] ZHANG X, ZHUANG L H, LIU W W, et al. Acoustic beamforming through adaptive diagonal loading[C]//*Proceedings of the 2019 IEEE Symposium on Product Compliance Engineering*. Piscataway: IEEE Press, 2019:104-111.
- [6] 毛晓军. 高性能阵列天线稳健自适应波束形成技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- MAO X J. Study on the high performance robust adaptive beamforming in antenna arrays[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017(in Chinese).
- [7] HUANG Y W, ZHOU M K, SERGIY A. New designs on MVDR robust adaptive beamforming based on optimal steering vector estimation[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2019, 67(14):3624-3638.
- [8] ZHUANG J, YE Q, TAN Q, et al. Low-complexity variable loading for robust adaptive beamforming[J]. *Electronics Letters*, 2016, 52(5):338-340.
- [9] STOICA P, WANG Z, LI J. Robust Capon beamforming[J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2003, 10(6):172-175.
- [10] LI J, STOICA P, WANG Z S. On robust Capon beamforming and diagonal loading[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2003, 51(7):1702-1715.
- [11] MAO X, LI W, LI Y, et al. Robust adaptive beamforming against signal steering vector mismatch and jammer motion[J]. *International Journal of Antennas & Propagation*, 2015, 2015:1-12.
- [12] GU Y J, LESHEM A. Robust adaptive beam forming based on interference covariance matrix reconstruction and steering vector estimation[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2012, 60(7):3881-3885.
- [13] HUANG J S, SU H T, YANG Y. Robust adaptive beamforming for MIMO radar in the presence of covariance matrix estimation error and desired signal steering vector mismatch[J]. *IET Radar, Sonar & Navigation*, 2020, 14(1):118-126.
- [14] LU Z, LI Y, GAO M, et al. Interference covariance matrix reconstruction via steering vectors estimation for robust adaptive beamforming[J]. *Electronics Letters*, 2013, 49(22):1373-1374.
- [15] WANG Y S, BAO Q L, CHEN Z P. Robust adaptive beamforming using IAA-based interference-plus-noise covariance matrix reconstruction[J]. *Electronics Letters*, 2016, 52(13):1185-1186.
- [16] 杨志伟, 张攀, 陈颖, 等. 导向矢量和协方差矩阵联合迭代估计的稳健波束形成算法[J]. *电子与信息学报*, 2018, 40(12):2874-2880.
- YANG Z W, ZHANG P, CHEN Y, et al. Steering vector and covariance matrix joint iterative estimations for robust beamforming[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2018, 40(12):2874-2880(in Chinese).
- [17] ZHENG Z, ZHENG Y, WANG W Q, et al. Covariance matrix reconstruction with interference steering vector and power estimation for robust adaptive beamforming[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2018, 67(9):8495-8503.
- [18] AMAR A, DORON M A. A linearly constrained minimum variance beamformer with a pre-specified suppression level over a pre-defined broad null sector[J]. *Signal Processing*, 2015, 109(1):165-171.
- [19] ZHUANG J, HUANG P. Robust adaptive array beamforming with subspace steering vector uncertainties[J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2012, 19(12):785-788.
- [20] YUAN X, GAN L. Robust algorithm against large look direction error for interference-plus-noise covariance matrix reconstruction[J]. *Electronics Letters*, 2016, 52(6):448-450.
- [21] ZHANG Y, LI Y, GAO M. Robust adaptive beamforming based on the effectiveness of reconstruction[J]. *Signal Processing*, 2016, 120:572-579.

A robust beamforming algorithm based on double-layer reconstruction of covariance matrix

CAO Silei, ZENG Weigui*, WANG Lei

(Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: Focusing on the problem that the performance of traditional adaptive beamformer declines sharply when the covariance matrix contains the target signal component and the target steering vector mismatch, a robust beamforming algorithm based on double-layer reconstruction of interference-plus-noise covariance matrix is proposed in this paper. Firstly, sparse reconstruction method is used to estimate interference-plus-noise covariance matrix. The interference-plus-noise covariance matrix is optimized by estimating the interference steering vector and interference power. Secondly, based on subspace theory, an optimization model of steering vector constraint error is established, and the convex optimization model is solved by iterative method to obtain the optimal weight vector. The simulation results show that the proposed algorithm improves the robustness of the beamformer in the case of target vector constraint error and array error. The algorithm performs well in low-speed snapshot and its output performance is better than the existing methods.

Keywords: adaptive beamforming; interference-plus-noise covariance matrix; double-layer reconstruction; estimation of steering vector; iterative solution

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0252

电动静液作动器的新型变阻尼级联滑模控制



王明康¹, 付永领^{1,*}, 赵江澳¹, 杨荣荣²

北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 兰州理工大学 机电工程学院, 兰州 730050)

摘 要: 为改善电动静液作动器(EHA)的动态性能,提出了一种基于新型准自适应变阻尼滑模控制(DV-SMC)和PID控制的级联控制(CC)算法。所提算法将高阶EHA分为液压和机械2个低阶系统,分别对2个低阶系统采用了DV-SMC和双环PID控制策略。DV-SMC方法能够自适应调整滑模面阻尼。在起始阶段采用欠阻尼、末段自适应调节为过阻尼,从而在保证EHA快速性的同时也能够完全抑制超调现象。通过仿真验证了所提算法的有效性,并讨论给出了DV-SMC滑模面最优参数。

关键词: 滑模控制(SMC); 准自适应; 变阻尼; 电动静液作动器(EHA); 级联控制(CC)

中图分类号: TH137

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1612-07

在多电/全电飞机的发展趋势下,电动静液作动器(Electro-Hydrostatic Actuator, EHA)作为一种重要的功率电传作动器而得以迅速发展^[1-2]。EHA是一种典型的闭式系统,相比于传统的伺服阀控液压系统省去了外部油源、伺服阀以及液压管路,故在效率、质量以及体积上都具有优势。除此之外,由于省去了伺服阀,使得EHA对油液清洁度的要求大大降低,因而也减小了其维护成本。相对于另一种功率电传作动器——机电作动器(Electromechanical Actuator, EMA)而言, EHA安全性更高,即完全避免了EMA由于丝杠传动带来的卡死问题。因此, EHA得到了越来越多的研究和应用^[3-4]。

但是, EHA作为一种电液位置伺服系统,本身具有极强的非线性,如液压缸的摩擦、电机泵的摩擦以及泵本身存在的死区等。另外, EHA还存在参数的时变性和不确定性,如油液的弹性模量随着温度的变化、泵及油缸泄漏系数随着工况的变化等。这些都严重影响EHA的动态和伺服精度。于是,许多学者针对上述问题尝试应用各种

方法改善EHA的性能,如自适应控制^[5-6](Adaptive Control, AC)、模糊控制(Fuzzy Control, FC)、反馈线性化控制^[7-8](Feedback Linearization Control, FLC)、滑模控制^[9-13](Sliding Mode Control, SMC)和级联控制(Cascade Control, CC)及其他控制方法^[14-16]等,并且取得了相应的成果。其中级联控制是一种将复杂的高阶系统分割成多个低阶子系统,再分别对每个子系统加以控制的方法,该方法简单可靠,被广泛应用于电气、液压等复杂的系统控制中。SMC则是一种有效的鲁棒控制方法,对参数变化和外部不确定性具有较强的鲁棒性而得以广泛应用。然而SMC也有值得优化的地方,如抖振问题、对系统状态的过度依赖等。针对这些问题,许多学者提出了较好的解决方案。例如, Yang等^[9]提出了新型的趋近律用以抑制抖振; Alemu和Fu^[10]分别提出用扩张状态观测器和全阶观测器提供系统状态等。本文不重点讨论上述问题,而是要解决SMC在EHA控制中的另一个实际问题——快速性和超调量之间的矛盾。许多SMC方法经常采用光滑曲线代替阶跃信

收稿日期: 2020-06-11; 录用日期: 2020-09-30; 网络出版时间: 2020-10-13 09:36

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201012.1813.003.html

* 通信作者。 E-mail: wmk_buaa@163.com

引用格式: 王明康, 付永领, 赵江澳, 等. 电动静液作动器的新型变阻尼级联滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1612-1618. WANG M K, FU Y L, ZHAO J A, et al. Novel damping-variable sliding mode cascade control for electro-hydrostatic actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1612-1618(in Chinese).

号^[10-11],而在直接采用阶跃输入时,抑或 SMC 存在超调,抑或为了降低超调量而牺牲系统的快速性^[12-13]。如何解决两者之间的矛盾则成为了值得研究的新问题。

本文以 EHA 为对象,为解决 SMC 方法在 EHA 控制存在的快速性和超调之间的矛盾,提出了一种新型的准自适应变阻尼滑模控制(Damp Variable Sliding Mode Control, DV-SMC)方法。一方面,该算法具备 SMC 鲁棒性的同时,解决了快速性和超调之间的矛盾;另一方面,该算法给 EHA 控制中的滑模面参数整定提供了思路。

1 EHA 系统建模

图 1 为一个典型 EHA 的工作原理图。图中: x_d 表示位移 x 的目标值。驱动控制器接收指令信号,驱动电机正反转。变速电机带动柱塞泵完成吸油和排油,油缸则在液压油推动下完成伸缩动作,从而推动负载到达指定的位置。

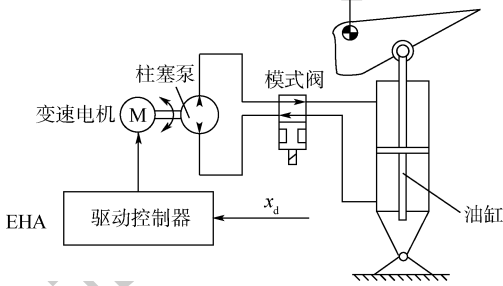


图 1 EHA 原理图

Fig. 1 Schematic diagram of an EHA

1.1 直流无刷电机模型

假设 EHA 采用 Y 型连接的直流无刷电机(BLDCM),则该电机绕组的模型可以写为

$$\begin{cases} U_A = L_A \dot{i}_A + R_A i_A + e_A + U_N \\ U_B = L_B \dot{i}_B + R_B i_B + e_B + U_N \\ U_C = L_C \dot{i}_C + R_C i_C + e_C + U_N \end{cases} \quad (1)$$

式中:下标 A、B 和 C 分别代表电机三相; L_s 为该相电感; i_s 和 R_s 分别为电流和电阻; e_s 为反电动势,可以近似视为电机转速 ω 的函数; U_N 为三相连接中点的电压。

通常,BLDCM 采用两两导通方式,相电流相同。考虑到 BLDCM 三相对称,即每相电感、电阻、反电动势系数均相同,因此式(1)又可以表示为

$$U = L \dot{i} + R i + E \quad (2)$$

式中: U 、 L 、 i 、 R 和 E 分别为电机母线电压、线电感、线电流、线电阻和线反电动势。

假设电机的扭矩系数为 K_t ,则电机转动的动态方程可以表示为

$$\begin{cases} U = L \dot{i} + R i + K_e \omega \\ T_e = K_t i \\ J_m \dot{\omega} = T_e - T_L - B_m \omega \end{cases} \quad (3)$$

式中: K_e 为反电动势系数; T_e 为电机的电磁转矩; J_m 为电机转动惯量; T_L 为电机等效外负载; B_m 为电机黏性摩擦系数。

1.2 泵控液压缸模型

如果用 Q_i 和 Q_o 分别表示柱塞泵的入口和出口流量,则

$$\begin{cases} Q_i = \omega D_p - L_i(p_i - p_o) - L_o(p_i - p_a) - \frac{V_{in}}{\beta_e} \dot{p}_i \\ Q_o = \omega D_p - L_i(p_i - p_o) + L_o(p_o - p_a) + \frac{V_{out}}{\beta_e} \dot{p}_o \end{cases} \quad (4)$$

式中: D_p 为柱塞泵的排量; L_i 和 L_o 分别为柱塞泵的内泄漏和外泄漏系数; p_i 、 p_o 和 p_a 分别表示柱塞泵的入口压力、出口压力和增压油箱背压; V_{in} 和 V_{out} 分别为出口和入口的等效容腔体积; β_e 为油液的弹性模量。

而对于油缸而言,其动态方程可以写作

$$\begin{cases} Q_l = A \dot{x} + \frac{V_{in}}{\beta_e} \cdot \frac{dp_l}{dt} + L_c(p_l - p_r) \\ Q_r = A \dot{x} - \frac{V_{out}}{\beta_e} \cdot \frac{dp_r}{dt} - L_c(p_l - p_r) \end{cases} \quad (5)$$

式中: p_l 和 p_r 分别为油缸的左右两腔压力; A 为活塞有效面积; x 为活塞位移; L_c 为油缸的内泄系数; t 为时间。

由于阀块中流道很短,忽略阀块中油路造成的压力损失。由流量连续性定理,可得 $Q_l = Q_i$, $Q_r = Q_o$, $p_l = p_i$, $p_r = p_o$ 。根据流量连续性定理,联立式(4)和式(5),则泵控液压缸模型可以表示为

$$\begin{cases} D_p \omega = A \dot{x} + \frac{V_0}{4\beta_e} \Delta p + L_a \Delta p + Q_a \\ A \Delta p = M \ddot{x} + B_c \dot{x} + K_s x + F_f + F_L \end{cases} \quad (6)$$

式中: V_0 为容腔有效体积; L_a 为柱塞泵和油缸总的泄漏系数,和压差 Δp 成正比; Q_a 为未考虑到的流量损失; M 为油缸和负载总的等效质量; B_c 为油缸的黏性摩擦系数; K_s 为弹性负载系数; F_f 和 F_L 分别为静摩擦和外负载。

通过联立式(3)和式(6),选择系统状态变量 $X = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5]^T = [x \ \dot{x} \ \Delta p \ \omega \ i]^T$,可以建立 EHA 的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{A}{M}x_3 - \frac{K_s}{M}x_1 - \frac{B_c}{M}x_2 - \frac{F_f + F_L}{M} \\ \dot{x}_3 = \frac{\beta_c}{V_0}(D_p x_4 - A x_2 - L_c x_3 - Q_{un}) \\ \dot{x}_4 = \frac{1}{J_a}(K_1 x_5 - B_m x_4 - D_p x_3 - T_f) \\ \dot{x}_5 = \frac{1}{L}(U - R x_5 - K_e x_4) \end{cases} \quad (7)$$

式中: J_a 为柱塞泵和电机总的转动惯量; T_f 为摩擦扭矩; Q_{un} 表示未考虑到的流量损失。可以看出, 整个 EHA 模型是一个通过调整控制量 U , 即母线电压为输入, 使得活塞杆位移 x_1 在存在不确定性(如摩擦 F_f 和外负载 F_L) 情况下, 也能够跟踪目标轨迹。

2 新型滑模控制器设计

通过观察式(7), 如果假设作为 x_4 新的虚拟控制量, 则对于式(7)的前 3 个方程而言, 就构成了一个新的三阶系统(液压子系统)。这个新的三阶系统存在着非匹配扰动。SML 对非匹配扰动不具备鲁棒性, 因此需要重新定义三阶系统的状态变量, 记作

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = z_3 \\ \dot{z}_3 = g_3 u + A_3 z_3 + A_2 z_2 + A_1 z_1 + f_d(t) \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{Z} = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T = [x \ \dot{x} \ \ddot{x}]^T$; $g_3 = A\beta_c D_p (MV_0)^{-1}$; $A_3 = -\beta_c L_c V_0^{-1} - B_c M^{-1}$; $A_2 = -\beta_c L_c (MV_0)^{-1} - A^2 \beta_c (MV_0)^{-1} - K_s M^{-1}$; $A_1 = -K_s \beta_c L_c (MV_0)^{-1} - K_s B_c M^{-2}$; $f_d(t) = A\beta_c (MV_0)^{-1} \cdot Q_{un} + M^{-1}(-\dot{F}_f - \dot{F}_L) + \beta_c L_c (MV_0)^{-1}(-F_f - F_L)$; u 为该三阶系统等效虚拟控制量。

2.1 常规滑模控制器

滑模变结构控制适合用于非线性系统的控制。其对于参数的不确定具有较强的鲁棒性, 但其缺点在于系统在滑模面附近的切换动作引起的振动, 对于振动的削弱已有较多方法。本文采用常数趋近律的方法设计滑模控制器。

定义误差及其导数为

$$\begin{cases} e = z_1 - x_d \\ \dot{e} = \dot{z}_1 - \dot{x}_d \\ \ddot{e} = \dot{z}_2 - \ddot{x}_d \end{cases} \quad (9)$$

选择滑模面:

$$\sigma = \ddot{e} + c_1 \dot{e} + c_2 e \quad (10)$$

式中: c_1 和 $c_2 > 0$, 且满足 Hurwitz 条件。

采用常数趋近律的方法, 进而有

$$\dot{\sigma} = c_1 \dot{e} + c_2 \ddot{e} + \ddot{e} = -\varepsilon \text{sign}(\sigma) \quad (11)$$

式中: ε 为鲁棒项增益。

设计虚拟控制量的目标值 u^* 为

$$u^* = g_3^{-1}(\ddot{x}_d - A_3 z_3 - A_2 z_2 - A_1 z_1 + c_1 \dot{e} + c_2 \ddot{e}) + \varepsilon \text{sign}(\sigma) \quad (12)$$

可以证明, 当构造 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \sigma^2 \quad (13)$$

联立式(12)和式(13)可以得到满足条件:

$$\dot{V} = \sigma \dot{\sigma} = -\varepsilon |\sigma| < 0 \quad (14)$$

即滑模面满足存在性和可达性, 这也是 SMC 能够镇定 EHA 系统的理论基础(证明过程可以参见文献[17-18]), 在此不再赘述。值得一提的是, 为了避免滑模抖振的发生, 在仿真和实际应用中采用符号函数 $\text{sign}(\ast)$ 必然会引起最终输出量的抖振, 因此用连续的饱和函数 $\text{sat}(\ast)$ 代替符号函数:

$$\text{sat}(\ast) = \begin{cases} 1 & \ast \geq 1 \\ \ast & -1 < \ast < 1 \\ -1 & \ast \leq -1 \end{cases} \quad (15)$$

2.2 变阻尼滑模控制器设计

当滑模面到达 0 时, 趋近过程完成, 该过程所需要的时间即趋近时间可以通过求解式(14)得到, 其结果为 $t_{rx} = |\sigma(0)| / \varepsilon$ 。分析式(10)可以得出, 当系统状态到达 $\sigma = 0$ 即趋近过程完成时, 由于 c_1 和 $c_2 > 0$ 且满足 Hurwitz 条件, 误差 e 最终将趋近于 0。然而 c_1 和 c_2 的值域是二维平面上的一个区间而非定值。因此, 考虑 c_1 和 c_2 取值如何影响系统的动态性能。

令式(10)右边为 0 可以推出 x 与 x_d 之间的传递函数:

$$\frac{X}{X_d} = \frac{s^2 + c_1 s + c_2}{s^2 + c_1 s + c_2} \quad (16)$$

假如系统跟踪一个阶跃信号, 由于在 0 时刻 x_d 不可导, 即理论上 \dot{x}_d 和 \ddot{x}_d 会趋向于无穷大。由式(12)可以看出, 在 0 时刻时无穷大 \dot{x}_d 和 \ddot{x}_d 会使得控制量瞬间饱和从而形成冲击, 这种冲击会引起阶跃响应的调节过程出现大的超调甚至引起振荡。这也是许多 SMC 方法经常采用光滑曲线代替阶跃信号的主要原因, 即人为限制了 \dot{x}_d 和 \ddot{x}_d 不至于过大而出现超调。

基于这个思想, 在阶跃响应中不妨设 \dot{x}_d 和 \ddot{x}_d 均为 0, 则有

$$\frac{X}{X_d} = \frac{c_2}{s^2 + c_1 s + c_2} \quad (17)$$

式(17)是一个标准的二阶振荡环节的传递函数。假设其无阻尼固有频率为 ω_n 、阻尼比为 ξ ,则有 $c_2 = \omega_n^2, c_1 = 2\xi\omega_n$ 。可以看出, c_1 和 c_2 的取值直接影响着滑模滑动过程的瞬态性能——超调量和调整时间。

系统响应不仅与 ω_n 有关,同时受到 ξ 影响。 ξ 越小,系统响应越快,但会产生明显的超调和振荡; ξ 增大,会抑制过冲和振荡的产生,但调节时间会明显变长。这也就导致了快速性和平稳性之间的矛盾。而最佳阻尼比 0.707 只是一定程度上的最优解。

如果能够实时改变系统的阻尼系数,在滑动阶段初期采用较小的 ξ 保证快速性,在末端采用较大的 ξ 以抑制超调振荡的产生,则会比固定阻尼比有更好的动态响应。

对式(10)中的滑模面进行优化设计:

$$\begin{cases} \sigma = \ddot{e} + \gamma_1 \dot{e} + \omega_n^2 e \\ \gamma_1(e) = 2\omega_n \left(\xi_{\min} + \frac{\xi_{\max}}{1 + \delta e^2} \right) \end{cases} \quad (18)$$

式中: ξ_{\min} 和 ξ_{\max} 分别为最小阻尼参数和最大阻尼参数;为便于调节实际阻尼变化的快慢引入敏感因子 δ 。

通过联立式(17)和式(18)可以得到

$$\frac{X}{X_d} = \frac{-\omega_n^2}{s^2 + 2\omega_n \left(\xi_{\min} + \frac{\xi_{\max}}{1 + \delta e^2} \right) s + \omega_n^2} \quad (19)$$

分析式(19)可知,当趋近过程结束、滑动过程开始时, $e \geq 0$ 。此时有 $\xi_{\max} (1 + \delta e^2)^{-1} \approx 0$,即滑动过程开始阶段实际阻尼比 $\xi_{\text{real}} \approx \xi_{\min}$,表现为欠阻尼状态而响应速度快。随着系统状态逐渐趋向于滑模面平衡点, e 逐渐减小而趋向于 0,此时系统的实际阻尼比趋向于 $\xi_{\text{real}} = \xi_{\min} + \xi_{\max} (1 + \delta e^2)^{-1} \approx \xi_{\min} + \xi_{\max}$ 。该过程中系统阻尼逐渐增大,最终趋近于 $\xi_{\min} + \xi_{\max}$ 。通过上述分析可以看出,状态矢量在滑模面的滑动过程中,实际阻尼比在 $(\xi_{\min}, \xi_{\min} + \xi_{\max})$ 之间自适应调节,最终能够达到比固定阻尼比更好的效果。敏感因子 δ 则影响实际阻尼比趋近最大最小值的速度,当 δ 越大时, ξ_{real} 越容易趋近 ξ_{\min} ,反之则更容易趋向于 $(\xi_{\min} + \xi_{\max})$,如图 2 所示。

此时的控制律式(12)修正为

$$\begin{cases} u^* = u_d^* + g_3^{-1} \left[-\frac{4\omega_n e \xi_{\max}}{1 + \delta(ee)^2} + 2\omega_n^2 \dot{e} + \gamma_1(e) \ddot{e} \right] + \text{sign}(\sigma) \\ u_d^* = g_3^{-1} (\ddot{x}_d - A_3 \ddot{x}_d - A_2 \dot{x}_d - A_1 x_d) \end{cases} \quad (20)$$

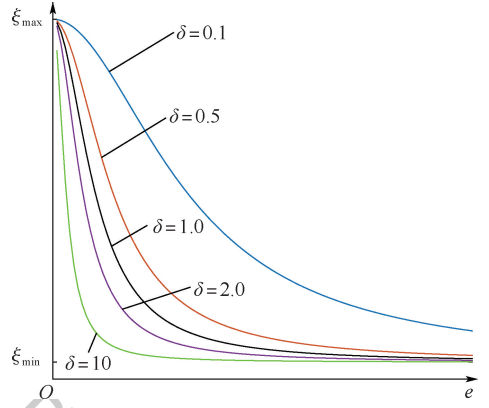


图 2 阻尼比的影响随敏感因子变化示意图

Fig. 2 Schematic diagram of damping ratio influence changing with sensitivity factor

2.3 双环 PID 控制器设计

分析式(7)的最后 2 个微分方程,是其输入为电压,输出为电机主轴转速的二阶系统(电机子系统)。因此,不妨采用电机控制中常用的转速-电流双环 PID 控制方法:

$$\begin{cases} u_{cd} = K_{ps} e_s + K_{is} \int e_s dt + K_{ds} \dot{e}_s \\ u_{vd} = K_{pc} e_c + K_{ic} \int e_c dt + K_{dc} \dot{e}_c \end{cases} \quad (21)$$

式中: u_{cd} 和 u_{vd} 分别为电流和母线电压的目标控制量; K_{ps} 、 K_{is} 和 K_{ds} 分别为比例系数、积分系数和微分系数; e_s 表示该环误差;下标 s 和 c 分别表示参数所在环为速度环(Speed)和电流环(Current)。进一步而言,式(7)中第 4 个和第 5 个方程的等效控制量分别为 x_5 和 U ,即分别对应式(21)中的 u_{cd} 和 u_{vd} ,具体的关系在图 3 中加以说明。

根据 EHA 模型式(7)、新型变阻尼滑模控制律式(20)和双环 PID 控制律式(21),其原理框图如图 3 所示,即最外环为 DV-SMC,内环为双环 PID。

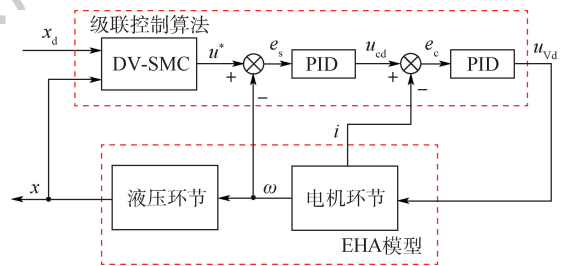


图 3 级联控制算法原理框图

Fig. 3 Schematic diagram of proposed cascade control algorithm

3 仿真分析

EHA 仿真参数如表 1 所示。

表1 EHA模型参数
Table 1 Parameters of EHA model

参数	数值
活塞有效面积 A/m^2	1.134×10^{-3}
有效行程/m	0.1
油缸内泄系数 $L_c/(m^3 \cdot (s \cdot Pa^{-1})^{-1})$	2.5×10^{-11}
油液弹性模量 $\beta_e/(N \cdot m^{-2})$	6.86×10^8
容腔有效体积 V_0/m^3	4×10^{-4}
油缸黏性摩擦系数 $B_c/(N \cdot (m \cdot s^{-1})^{-1})$	1 000
油缸及负载质量 M/kg	243
柱塞泵排量 $D_p/(m^3 \cdot rad^{-1})$	3.98×10^{-7}
电机黏性摩擦系数 $B_m/(N \cdot m \cdot (rad \cdot s^{-1})^{-1})$	6×10^{-4}
线电阻 R/Ω	0.2
线电感 L/mH	1.33
柱塞泵和电机转动惯量 $J_a/(kg \cdot m^2)$	4×10^{-4}
电机扭矩系数 $K_t/(N \cdot m \cdot A^{-1})$	0.351
反电动势系数 $K_e/(V \cdot (rad \cdot s^{-1})^{-1})$	0.234
弹性负载系数 $K_s/(N \cdot m^{-1})$	8×10^8
母线电压/VDC	270

3.1 仿真结果对比分析

图4为输入参考值(黑色实线)时,三环PID(蓝色虚线)、普通SMC复合双环PID(红色点划线,以SMC表示)和DV-SMC复合双环PID(绿色实线,以DV-SMC表示)的仿真结果(mm)。当系统输入分别为50 mm、15 mm和5 mm的阶跃信号时,通过纵向对比图4(a)~(c)中同种颜色的线可以得出,固定的PID参数不能够适应不同幅值的阶跃信号,而SMC和DV-SMC对于不同的输入信号均能保持较好的跟踪效果。

通过横向对比同一图中的SMC和DV-SMC的仿真结果可得,就调节时间而言,SMC和DV-SMC结果相当。而DV-SMC对超调量的抑制效果则优于SMC(阻尼比设置为最优阻尼比0.707),SMC的超调量分别为12%、6.7%和6.7%,而DV-SMC三个阶跃响应均无超调。值得注意的是,SMC等效阻尼比已经是最佳阻尼比,但其超调量大于5%是因为该阻尼比对应的是滑模的滑动阶段,初始趋近滑模面的过程产生的冲击也会使得最终结果产生超调。相反,由于DV-SMC的阻尼比可变,滑动阶段误差接近0时,阻尼比自适应调节为过阻尼,对超调产生明显的抑制效果。

由于控制量输出结果在不同幅值阶跃下趋势近似相同,故以15 mm阶跃响应为代表,对比3种控制方式的控制量结果,如图5所示。相较于文献[9],可以看出由于使用了饱和函数,最终稳态输出的控制量抖振效果被有效抑制并未出现稳态情况下的方波,且位置输出精度未受到影响。另外,可以看出起始阶段3种方法的输出均达到饱

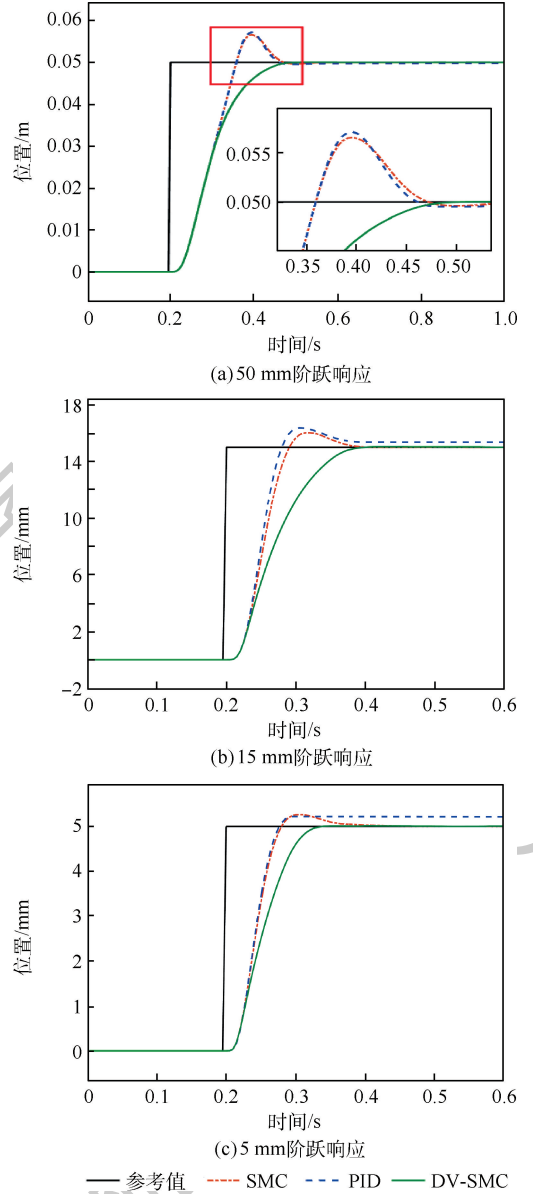


图4 EHA不同幅值阶跃信号的响应

Fig.4 Response of EHA step signals with different amplitudes

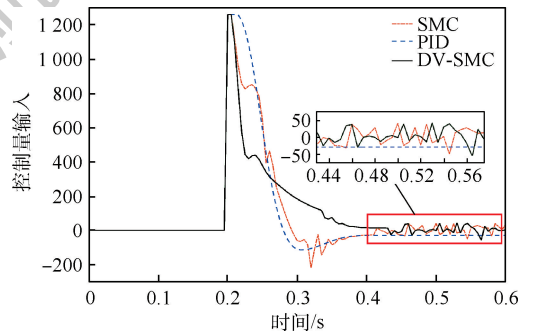


图5 15 mm阶跃EHA控制量输入仿真结果

Fig.5 Simulation results of EHA control input with 15 mm step signal

和峰值。中间阶段由于滑模面阻尼随误差减小而增大,相比于普通SMC,DV-SMC的输出随陡降而后趋于平缓,因此没有造成位置上的超调。稳态

阶段由于误差趋近于 0,输出主要由鲁棒项产生,因此 SMC 和 DV-SMC 在稳态的输出没有明显的差异。

图 6 为所设计的滑模面示意图。可以看出,变阻尼滑模面与传统线性滑模面不同,为一个随着误差 e 变化的曲面,其曲率取决于敏感因子 δ 和阻尼比上下限 ξ_{\max} 和 ξ_{\min} 。

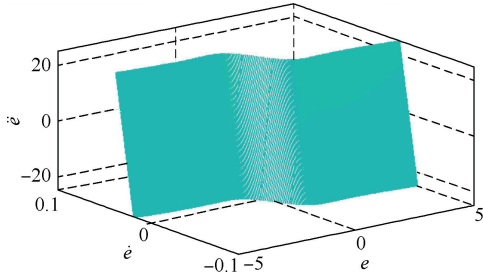


图 6 变阻尼滑模面

Fig. 6 Damping-variable sliding mode surface

3.2 阻尼参数取值

由 2.2 节的分析可知, ξ_{real} 在最大值和最小值之间变化。本节通过仿真方式讨论并验证 ξ_{\max} 和 ξ_{\min} 的取值。

为了使偏差 e 尽量快速趋近于 0,在起始阶段阻尼比越小越好,不妨假设期望的 $\xi_{\min} = 0$ 。由式(19)可得

$$\xi_{\text{real}} = 0 + \xi_{\max} (1 + \delta e(0)^2)^{-1} \quad (22)$$

可以看出,实际阻尼比由敏感因子和偏差最大值决定,为便于分析,不妨取敏感因子 $\delta = 1$ 。假设系统状态到达滑模面时有 $e = e(0)$,且 $e(0)$ 必定小于 EHA 的有效行程。因此,系统状态在滑模面上滑动过程中, ξ_{real} 会大于 0 且随着 e 减小迅速增加。

ξ_{\max} 的取值则决定了阶跃响应的后半段,即系统状态趋近于平衡点时的动态和最终对超调的抑制效果。图 7 展示了当 ξ_{\max} 分别取 0.5、0.65、0.8、

0.9 和 1 时的阶跃响应结果。可以看出,随着阻尼比的逐渐增大,后半段的超调量逐渐减小,调节时间也相应缩短:从 $\xi_{\max} = 0.5$ 时的超过 0.8 s 减小到 $\xi_{\max} = 1$ 时的约 0.3 s;超调量从约 20% 减小到完全没有超调。由图 5 的仿真结果可得,根据具体的应用场合, ξ_{\max} 取 [0.8, 1] 较为合适,当对调节时间要求较低,希望系统平稳且有少量超调时, ξ_{\max} 可取 0.8;而当希望系统响应迅速且完全没有超调量时, ξ_{\max} 应当取 1。

4 结 论

本文以 EHA 为研究对象,在 SMC 的基础上,设计了一种新型的准自适应变阻尼滑模控制算法,并采用仿真验证了该新型控制算法的有效性,得出了如下结果:

- 1) 建立了 EHA 滑模控制中滑模面参数和标准二阶振荡环节中固有频率 ω_n 、阻尼比 ξ 之间的联系,解释了 EHA 控制中滑模面参数的实际物理含义,给滑模控制参数整定提供了思路。
- 2) 通过仿真验证对比了所设计的变阻尼滑模面与传统的固定阻尼比滑模面的跟踪效果,证明了变阻尼滑模面在快速性和抑制超调、振荡方面的效果。
- 3) 通过仿真给出了在 EHA 位置环控制中,变阻尼滑模面阻尼比的最优取值范围。

参考文献 (References)

[1] QI H T, FU Y L, QI X Y, et al. Architecture optimization of more electric aircraft actuation system [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24 (4) : 506-513.

[2] MARE J, FU J. Review on signal-by-wire and power-by-wire actuation for more electric aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30 (3) : 857-870.

[3] ALLE N, HIREMATH S S, MAKARAM S, et al. Review on electro hydrostatic actuator for flight control [J]. International Journal of Fluid Power, 2016, 17 (2) : 125-145.

[4] NAVATHAA A, BELLADA K, HIREMATHA S S, et al. Dynamic analysis of electro hydrostatic actuation system [J]. Procedia Technology, 2016, 25 : 1289-1296.

[5] YAO Z K, YAO J Y, YAO F Y, et al. Model reference adaptive tracking control for hydraulic servo systems with nonlinear neural-networks [J]. ISA Transactions, 2019, 100 : 396-404.

[6] WANG C W, QUAN L, JIAO Z X, et al. Nonlinear adaptive control of hydraulic system with observing and compensating mismatching uncertainties [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2018, 26 (3) : 927-937.

[7] 寇荣发. EHA 汽车电控主动悬架的模糊控制实验 [J]. 西安科技大学学报, 2009, 29 (5) : 589-594.

KOU R F. Test on fuzzy control for vehicle active suspension with EHA [J]. Journal of Xi'an University of Science and

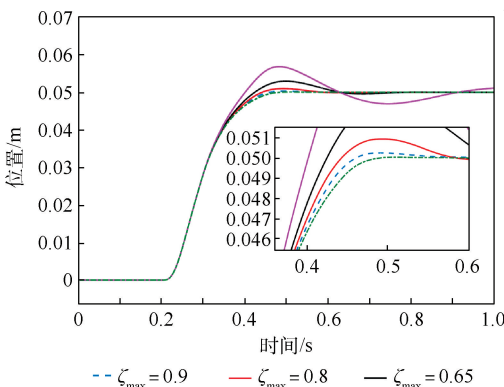


图 7 ξ_{\max} 不同取值的阶跃响应

Fig. 7 Step response with different values of ξ_{\max}

Technology, 2009, 29(5): 589-594 (in Chinese).

- [8] 张振, 李海军, 诸德放. EHA 反馈线性化最优滑模面双模糊滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1398-1405.
- ZHANG Z, LI H J, ZHU D F. Double fuzzy sliding mode control for EHA based on feedback linearization optimal sliding surface [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7): 1398-1405 (in Chinese).
- [9] YANG R R, FU Y L, ZHANG L, et al. A novel sliding mode control framework for electrohydrostatic actuator[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2018(11): 1-22.
- [10] ALEMU A E, FU Y L. Sliding mode control of electro-hydrostatic actuator based on extended state observer[C]//29th Chinese Control and Decision Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 758-763.
- [11] WANG S, HABIBI S, BURTON R. Sliding mode control for an electrohydraulic actuator system with discontinuous non-linear friction[J]. Journal of Systems and Control Engineering, 2008, 222(8): 799-815.
- [12] SOON C C, GHAZALI R, JAAFAR H I, et al. Sliding mode controller design with optimized PID sliding surface using particle swarm algorithm [J]. Procedia Computer Science, 2017, 105: 235-239.
- [13] 张英臣, 祁晓野. 基于 PID 和滑模控制的电动静液作动器的研究[J]. 机床与液压, 2017, 45(21): 122-126.
- ZHANG Y C, QI X Y. Study of electro-hydraulic actuator based on PID and sliding mode control [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2017, 45(21): 122-126 (in Chinese).
- [14] AHN K K, NAM D N C, JIN M L. Adaptive backstepping control of an electrohydraulic actuator [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2014, 19(3): 987-995.
- [15] REN G G, ESFANDIARI M, SONG J C, et al. Position control of an electrohydrostatic actuator with tolerance to internal leakage [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(6): 2224-2232.
- [16] ZHANG H, LIU X T, WANG J M, et al. Robust H_{∞} sliding mode control with pole placement for a fluid power electrohydraulic actuator (EHA) system [J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 73: 1095-1104.
- [17] 王永宾, 林辉. 基于滑模控制的机载作动器摩擦转矩补偿研究[J]. 中国机械工程, 2010, 21(7): 809-814.
- WANG Y B, LIN H. Friction compensation of aircraft actuator based on sliding model control [J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(7): 809-814 (in Chinese).
- [18] 李小虎, 王孙安, 张育林, 等. 基于反馈变结构控制电动静液作动器的研究[J]. 机床与液压, 2008, 36(12): 71-74.
- LI X H, WANG S A, ZHANG Y L, et al. Study on sliding mode control based on feedback for electro-hydrostatic actuator [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2008, 36(12): 71-74 (in Chinese).

Novel damping-variable sliding mode cascade control for electro-hydrostatic actuator

WANG Mingkang¹, FU Yongling^{1,*}, ZHAO Jiang'ao¹, YANG Rongrong²

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

2. School of Mechanical and Electrical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: Aimed at improving the performance of an Electro-Hydrostatic Actuator (EHA), a novel Cascade Control (CC) algorithm based on Damping-Variable Sliding Mode Control (DV-SMC) and PID is proposed in this paper. A high-order model of EHA was divided into two low-order subsystems, i. e. mechanical subsystem and hydraulic subsystem. Furthermore, double-loop PID and DV-SMC were applied for the two subsystems, respectively. The proposed method can adjust the damping ratio of the subsystem adaptively. At the beginning of sliding, small damping ratio was used, while an overdamped subsystem was obtained in the end by adaptive adjustment. Therefore, the EHA rapidness and the suppression of overshoot can be guaranteed simultaneously. Finally, simulative validation was carried out to verify the effectiveness of the proposed method, and the optimal parameters of the sliding mode surface are discussed and given.

Keywords: Sliding Mode Control (SMC); quasi-adaptive; damping variable; Electro-Hydrostatic Actuator (EHA); Cascade Control (CC)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0250

无人机固定时间路径跟踪容错制导控制



1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083)

崔正阳¹, 王勇^{2,*}

摘 要: 针对无人机存在外部环境干扰及执行机构故障情况下的固定时间路径跟踪容错制导控制进行研究,提出了固定时间收敛的视线制导控制算法,利用反步法及固定时间收敛的视线制导控制算法确保无人机路径跟踪误差在固定时间内收敛。通过在视线制导控制算法中引入指令滤波器及误差补偿器,避免反步法中虚拟控制量微分项的复杂计算。为了抑制制导控制过程中系统状态剧烈变化,引入障碍李雅普诺夫函数对偏航角速度误差进行限制。通过非线性固定时间观测器对不确定性进行估计补偿,消除执行机构故障及外部环境干扰等因素对跟踪性能的影响。仿真结果表明:所提算法具备有效性和鲁棒性,具有良好的路径跟踪容错制导控制性能。

关键词: 视线制导算法; 路径跟踪; 固定时间收敛; 容错控制; 扰动观测器

中图分类号: V249.122+.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1619-09

近年来,无人机在环境监测、军用侦查、灾后搜寻及救援^[1-3]等应用场景下发挥着重要的作用。作为一个灵活机动的战术应用平台,无人机的路径跟踪控制引起了世界各国科研团队的关注^[4-6],其中无人机对未知干扰和执行机构故障的鲁棒性、状态误差限制以及跟踪误差收敛性能在路径跟踪控制研究中具有重要意义。视线(Line-of-Sight)制导控制算法作为一种有效的制导算法,在路径跟踪领域有着广泛的应用^[7-10]。制导算法利用参考轨迹和无人机运动状态计算得到姿态指令,通过控制回路实现无人机对参考轨迹的跟踪。文献[11]证明了视线导引律的一致半全局指数稳定性;文献[12]提出了自适应视线导引律,通过对侧滑角的自适应估计补偿提升系统性能,能够确保系统全局一致稳定;文献[13]利用侧滑角观测器进行状态估计,确保系统误差在具有外部干扰的情况下有限时间收敛。

无人机利用视线制导控制算法进行路径跟踪

的过程中,系统状态误差的收敛时间是一个比较重要的指标,直接影响路径跟踪的快速性。文献[11-13]中的系统均为指数稳定或有限时间收敛稳定。系统有限时间稳定虽然与指数稳定相比能够确保收敛时间为有限值,但是该收敛时间依赖系统初始状态,在初始条件不确定的情况下会严重影响系统性能。文献[14]提出了固定时间收敛的概念,使系统收敛时间的上界不依赖于初始状态,具有更好的工程应用价值。本文针对无人机路径跟踪控制问题进行研究,提出固定时间收敛的视线制导控制算法,确保跟踪误差收敛时间不依赖系统初始状态。另外,为了确保跟踪控制过程中偏航角不发生剧烈变化,实现无人机的安全飞行,系统需要对角速度误差进行限制。特别是太阳能无人机的机翼通常为具有大弦比的柔性结构,较大的偏航角速度会引起机翼的抖动,并产生额外的滚转力矩威胁无人机的飞行安全^[15]。本文综合考虑上述问题,实现无人机跟踪误差在固定时间内

收稿日期: 2020-06-10; 录用日期: 2020-06-29; 网络出版时间: 2020-07-14 11:35

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.0917.002.html

*通信作者。E-mail: 07109@buaa.edu.cn

引用格式: 崔正阳, 王勇. 无人机固定时间路径跟踪容错制导控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1619-1627.

CUI Z Y, WANG Y. Fault-tolerant fixed-time path following guidance control of UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1619-1627(in Chinese).

收敛的同时,保证对角速度误差的有效限制。

系统不确定性、外部环境干扰、执行机构故障等因素会严重降低无人机路径跟踪的控制精度及稳定性,但是未知干扰值通过传感器很难进行精确测量。同时,如果对执行机构故障不及时进行处理会导致系统性能迅速恶化甚至任务失败。其中,由于大翼展柔性太阳能无人机存在气弹问题,很难对其构建精确动力学模型,这就使得系统不确定性对系统稳定性的影响显得格外突出^[16]。扰动观测器是一种广泛应用的对干扰及故障进行快速精确估计补偿的方法,并且取得了诸多研究成果^[17-20]。为了实现无人机固定时间路径跟踪制导控制,需要在固定时间内精确估计补偿干扰及执行结构故障,确保系统具有良好的路径跟踪控制性能。

综上所述,在综合考虑未知干扰及执行机构故障等因素影响的情况下,实现无人机路径跟踪误差的固定时间收敛,并同时保证对角速度误差的限制是本文的研究重点。研究工作的主要内容如下:首先,本文提出一种视线制导控制算法框架,对无人机进行制导控制一体化设计,确保整个闭环系统跟踪误差满足固定时间收敛,并且该收敛时间与系统初始状态量无关。其次,同时考虑外部干扰及执行机构故障等因素的影响,实现对未知干扰在固定时间内进行估计补偿,确保无人机具有良好的容错性和鲁棒性。同时,对偏航角速度误差进行限制,使系统状态平滑变化。最后,通过仿真算例证明,本文算法在具有更快的收敛速度和更高的控制精度的同时,具有良好的鲁棒性。

1 问题描述

无人机运动学模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ r \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: (x, y) 为位置坐标; ψ 为偏航角; v_x 为机体坐标系下的前向速度; v_y 为侧向速度; r 为偏航角速度。

偏航角控制回路模型和执行机构故障模型如下:

$$\dot{r} = -\frac{d_r}{m_r}r + \frac{\tau_r}{m_r} + \tau_d \quad (2)$$

$$\tau_r = (1 - k_f)\tau_f + k_{fd} \quad (3)$$

$$\tau_{fd} = \frac{-k_f\tau_f + k_{fd}}{m_r} + \tau_d = \tau_{af} + \tau_d \quad (4)$$

式中: m_r 为航向转动惯量; d_r 为阻尼常数; τ_f 为

力矩控制量; τ_r 为具有执行机构故障的控制量; τ_d 为未建模参数不确定性和外部干扰; τ_{fd} 为总干扰;本文假设干扰值及其微分项有界,该执行机构故障模型 τ_{af} 同时包括了乘性故障和加性故障。 k_{fd} 为加性故障; k_f 为损失的舵效比,当该值为0时表示执行机构完好,当该值为1则表示该执行机构完全损坏。本文假设干扰值及其微分项有界,同时无人机存在独立设计的高度、滚转角及速度稳定控制回路。

路径跟踪动态特性表示如下:

$$\begin{cases} \dot{e} = v_x \sin \psi_e + v_y \cos \psi_e \\ \dot{\psi}_e = \dot{\psi} - \dot{\chi} = r - \kappa v_x \end{cases} \quad (5)$$

式中: e 为侧向跟踪误差; ψ_e 为偏航角与期望航迹角的偏差角度; χ 为期望航迹角; κ 为期望路径的曲率。

图1表示了无人机路径跟踪控制过程中状态量之间的几何关系。图中: U 为无人机合速度, u 为前向速度。

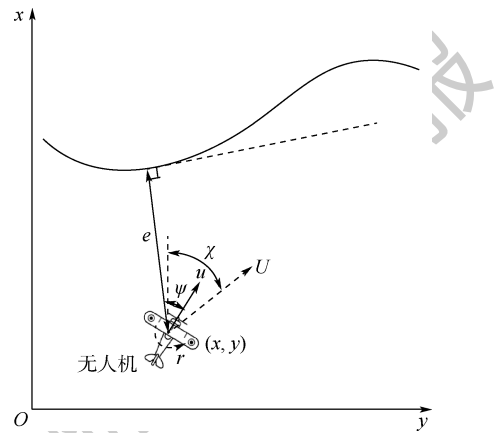


图1 无人机路径跟踪控制几何示意图

Fig. 1 Path following control geometry of an UAV

本文的控制目标为设计相应的容错制导控制算法,确保无人机存在执行机构故障及未知干扰的情况下,系统跟踪误差满足固定时间收敛,并且该收敛时间与系统初始状态量无关。

注1 本文采用偏航角控制子回路对侧向跟踪误差进行控制,该控制结构在以太阳能无人机为代表的大翼展飞行器中有着广泛的应用。同时,本文提出的控制结构和设计方法也可推广应用到利用滚转角控制子回路对侧向跟踪误差进行控制的情况。

2 固定时间收敛的视线制导控制算法

视线制导控制算法的构成如图2所示,主要包括路径跟踪制导回路和偏航角控制子回路, ψ_e

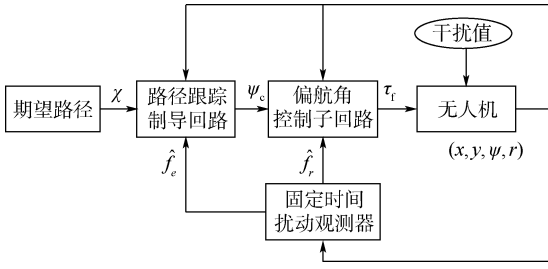


图 2 视线制导控制算法框架

Fig.2 Framework of path following guidance control algorithm

为期望偏航角指令。路径跟踪制导回路计算得到期望偏航角指令信息,输入至偏航角控制子回路。偏航角控制子回路通过自然指数障碍李雅普诺夫函数对偏航角速度误差进行限制,同时利用固定时间扰动观测器,确保系统对外部干扰和执行机构故障具有良好适应性的同时,保证侧向跟踪误差及偏航角误差在固定时间内收敛。

引理 1^[14] 假设存在如下系统:

$$\dot{V} = -\alpha V^{\gamma_1} - \beta V^{\gamma_2} \quad (6)$$

式中: \$\alpha, \gamma_1, \gamma_2\$ 为系统参数; \$V\$ 为李雅普诺夫函数; \$\beta\$ 为设计参数。其中, \$\alpha > 0, \beta > 0\$, 且 \$\gamma_1 > 1, 0 < \gamma_2 < 1\$, 则系统在固定时间内收敛且收敛时间的上界为 \$T_1, T_1\$ 满足:

$$T_1 < \frac{1}{\alpha} \cdot \frac{1}{\gamma_1 - 1} + \frac{1}{\beta} \cdot \frac{1}{1 - \gamma_2} \quad (7)$$

引理 2 设 \$p > 1, q > 1, (p - 1)(q - 1) = 1\$, 则 \$\forall a, b \ge 0\$, 必有

$$ab \le \frac{a^p}{p} + \frac{b^q}{q} \quad (8)$$

该不等式为 Young 不等式^[21]。

2.1 固定时间扰动观测器设计

无人机在飞行过程中受到外部环境干扰,气动参数不确定性,执行机构故障等因素影响会使得飞行性能急剧恶化。本文引入固定时间扰动观测器对外部干扰及执行机构故障等不确定性扰动进行在线估计补偿,确保扰动估计误差在固定时间内收敛,从而增强系统的鲁棒性。由式(2)、式(5)可得

$$\dot{e} = v_x \sin \psi_e + v_y \cos \psi_e = u_{e0} + f_e \quad (9)$$

$$\dot{r} = -\frac{d_r}{m_r} r + \frac{1}{m_r} \tau_r + \tau_{fd} = u_{r0} + f_r \quad (10)$$

式中: \$u_{e0} = v_x \psi_e; u_{r0} = -\frac{d_r}{m_r} r + \frac{1}{m_r} \tau_r; f_e = v_x \sin \psi_e - v_x \psi_e + v_y \cos \psi_e; f_r = \tau_{fd}; f_e\$ 和 \$f_r\$ 为非线性扰动项。假设干扰项微分项值有界,即满足 \$|\dot{f}_e| \le L_1, |\dot{f}_r| \le L_2, L_1\$ 和 \$L_2\$ 均为正整数。

针对式(9)、式(10)所示系统设计固定时间扰动观测器,确保非线性扰动项 \$f_e, f_r\$ 的估计误差在固定时间内收敛,固定时间扰动观测器设计如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{e}} = \frac{-l_1 \delta_1}{|\delta_1|^{\frac{1}{2}}} - l_2 \delta_1 |\delta_1|^{q_1} + \hat{f}_e + u_{e0} \\ \dot{\hat{f}}_e = \frac{-l_3 \delta_1}{|\delta_1|} \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{r}} = \frac{-l_4 \delta_3}{|\delta_3|^{\frac{1}{2}}} - l_5 \delta_3 |\delta_3|^{q_2} + \hat{f}_r + u_{r0} \\ \dot{\hat{f}}_r = \frac{-l_6 \delta_3}{|\delta_3|} \end{cases} \quad (12)$$

对式(11)、式(12)进行整理,得出如下观测器状态估计误差:

$$\begin{cases} \dot{\delta}_1 = \frac{-l_1 \delta_1}{|\delta_1|^{\frac{1}{2}}} - l_2 \delta_1 |\delta_1|^{q_1} + \delta_2 \\ \dot{\delta}_2 = \frac{-l_3 \delta_1}{|\delta_1|} - \dot{f}_e \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} \dot{\delta}_3 = \frac{-l_4 \delta_3}{|\delta_3|^{\frac{1}{2}}} - l_5 \delta_3 |\delta_3|^{q_2} + \delta_4 \\ \dot{\delta}_4 = \frac{-l_6 \delta_3}{|\delta_3|} - \dot{f}_r \end{cases} \quad (14)$$

式中: \$\delta_1 = \hat{e} - e; \delta_2 = \hat{f}_e - f_e; \delta_3 = \hat{r} - r; \delta_4 = \hat{f}_r - f_r; q_1 > 0; l_1 h^{-1}(l_1) > l_3 - L_1, h(l_1) = 1/l_1 + [5.436/(l_1 l_3 - l_1 L_1)^{1/3}]; l_3 > L_1; l_2 > 0; q_2 > 0; l_6 > L_2; l_4 h^{-1}(l_4) > l_6 - L_2; l_5 > 0; h(l_4) = 1/l_4 + [5.436/(l_4 l_6 - l_4 L_2)^{1/3}]; l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6, q_1, q_2\$ 为需要设计的观测器参数,收敛时间由观测器参数决定。

根据文献[20]中 Theorem 1 得到的结论, \$\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4\$ 能够在固定时间 \$T_{l1}, T_{l2}\$ 内收敛到 0, 即干扰估计值 \$\hat{f}_e, \hat{f}_r\$ 能够分别在固定时间 \$T_{l1}, T_{l2}\$ 内估计非线性干扰项 \$f_e, f_r\$。

$$T_{l1} \le \left(\frac{1}{l_2 q_1 \varrho_1^{q_1}} + \frac{2 \varrho_1^{\frac{1}{2}}}{l_1} \right) \left[1 + \frac{1}{(l_3 - L_1) \left(\frac{1}{l_3 + L_1} - \frac{h(l_1)}{l_1} \right)} \right] \quad (15)$$

$$T_{l2} \le \left(\frac{1}{l_5 q_2 \varrho_2^{q_2}} + \frac{2 \varrho_2^{\frac{1}{2}}}{l_4} \right) \left[1 + \frac{1}{(l_6 - L_2) \left(\frac{1}{l_6 + L_2} - \frac{h(l_4)}{l_4} \right)} \right] \quad (16)$$

$$\text{式中: } \varrho_1 = \left(\frac{l_1}{l_2} \right)^{\frac{1}{q_1+1.5}} > 0; \varrho_2 = \left(\frac{l_4}{l_5} \right)^{\frac{1}{q_2+1.5}} > 0。$$

2.2 路径跟踪制导控制一体化设计

视线制导控制算法设计的目标是对路径跟踪

制导回路进行一体化设计,使无人机的路径和偏航角跟踪误差在固定时间内收敛,同时偏航角速度误差满足给定的限制条件。对式(2)、式(5)进行整理后,可得

$$\begin{cases} \dot{e} = v_x \psi_e + f_e \\ \dot{\psi}_e = r - \kappa v_x \\ \dot{r} = -\frac{d_r}{m_r} r + \frac{\tau_f}{m_r} + f_r \end{cases} \quad (17)$$

图3为视线制导控制算法模块。滤波器输入为虚拟控制量 α_1 和 α_2 ; ψ_e 和 $\dot{\psi}_e$ 、 r_e 和 \dot{r}_e 为期望偏航角和偏航角速度指令及其导数; ξ_1 和 ξ_2 为误差补偿量。本文对路径跟踪制导回路和偏航角控制子回路进行一体化设计,利用固定时间扰动观

测器实现对未知干扰及执行机构故障进行估计补偿。在路径跟踪制导回路中,制导指令生成器根据期望路径信息计算出制导回路虚拟控制量,通过指令滤波器获取期望偏航角指令及其导数,利用误差补偿器对指令滤波器引起的误差进行补偿。在偏航角控制子回路中,通过反步法将期望偏航角指令输入至姿态角回路控制器,经过指令滤波器和误差补偿器后,将期望偏航角速度指令输入至动力学控制器。动力学控制器输出考虑偏航角速度误差限制的控制量,最终实现对无人机的路径跟踪制导控制。通过视线制导控制算法设计能够确保整个路径跟踪制导控制系统在固定时间内收敛。

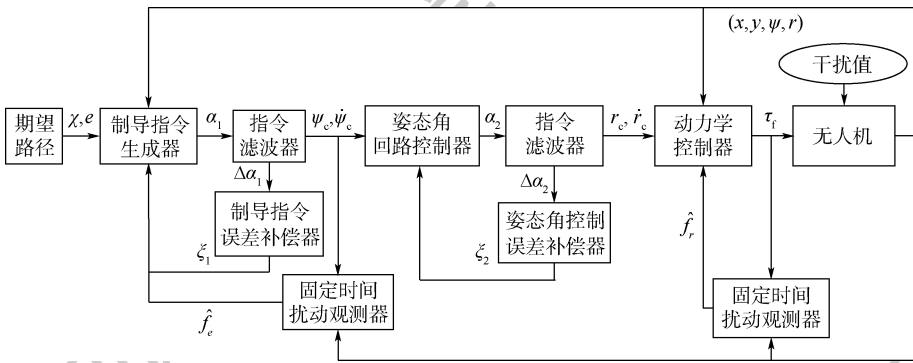


图3 视线制导控制算法模块

Fig.3 Block diagram of light-of-sight guidance control algorithm

路径跟踪制导回路虚拟控制量设计如下:

$$\alpha_1 = -0.5z_1 - c_{11} |z_1|^{\eta_{n1}} \text{sign}(z_1) - c_{12} |z_1|^{\eta_{n2}} \text{sign}(z_1) + k_{\xi_{11}} \xi_1 - 0.5k_{\xi_{11}}^2 z_1 + \frac{\dot{e}_d - \hat{f}_e}{v_x} \quad (18)$$

式中: η_{n1} 、 η_{n2} 、 ξ_{11} 、 $k_{\xi_{11}}$ 为设计参数; ξ_1 为误差补偿值; $z_1 = e - e_d$ 为路径跟踪误差; $e_d = 0$ 为期望路径跟踪误差; $c_{11} > 0, c_{12} > 0, k_{\xi_{11}} > 0$ 。

为了避免在反步法中对虚拟控制量的导数进行复杂计算,本文设计了指令滤波器,滤波器输入为虚拟控制量 α_1 和 α_2 ,输出为期望偏航角和偏航角速度指令 ψ_e 、 r_e 及其导数,指令滤波器表达形式如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_{c,i} = \omega_n z_{2c,i} \\ \dot{z}_{2c,i} = -2\zeta \omega_n z_{2c,i} - \omega_n (z_{c,i} - \alpha_i) \end{cases} \quad i = 1, 2 \quad (19)$$

式中: $(z_{c,1}, z_{c,2}) = (\psi_e, r_e)$; ζ 和 ω_n 分别为阻尼比和频率, $\zeta = 0.8, \omega_n = 45$ 。指令滤波器的估计误差分别为 $\Delta\alpha_1 = \psi_e - \alpha_1, \Delta\alpha_2 = r_e - \alpha_2$ 。

由于指令滤波器存在估计误差 $\Delta\alpha_1, \Delta\alpha_2$,需要引入误差补偿器对该估计误差进行补偿以消除其对系统控制精度的负面影响。误差补偿器设计

如下:

$$\xi_1 = \begin{cases} -\xi_1 - f_1 \xi_1 - k_{\xi_{11}} \text{sig}^{\eta_{n1}} \xi_1 - k_{\xi_{12}} \text{sig}^{\eta_{n2}} \xi_1 + k_{\Delta 1} \Delta\alpha_1 & |\xi_1| > \varepsilon_{\xi_1} \\ 0 & |\xi_1| \leq \varepsilon_{\xi_1} \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\varepsilon_{\xi_1} > 0; k_{\xi_{11}} > 0; k_{\xi_{12}} > 0; k_{\Delta 1} > 0; \text{sig}^{\eta_{n1}} \xi_1 = |\xi_1|^{\eta_{n1}} \text{sign} \xi_1; \text{sig}^{\eta_{n2}} \xi_1 = |\xi_1|^{\eta_{n2}} \text{sign} \xi_1; 0 < \eta_{n1} < 1, \eta_{n2} > 1; f_1 = \frac{|z_1 \Delta\alpha_1| + 0.5k_{\Delta 1}^2 \Delta\alpha_1^2}{\xi_1^2}, \xi_1 \neq 0$ 。

设计如下李雅普诺夫函数:

$$V_e = \frac{z_1^2}{2v_x} + \frac{\xi_1^2}{2} \quad (21)$$

对式(21)求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_e = & z_1 \left(z_2 + \alpha_1 + \Delta\alpha_1 + \frac{f_e}{v_x} - \frac{\dot{e}_d}{v_x} \right) + \xi_1 \dot{\xi}_1 \leq \\ & z_1 (z_2 - 0.5z_1 - c_{11} |z_1|^{\eta_{n1}} \text{sign}(z_1) - \\ & c_{12} |z_1|^{\eta_{n2}} \text{sign}(z_1)) + k_{\xi_{11}} \xi_1 z_1 + \Delta\alpha_1 z_1 - \\ & 0.5k_{\xi_{11}}^2 z_1^2 - \frac{\varepsilon_e z_1}{v_x} - \xi_1 (\xi_1 + f_1 \xi_1 + k_{\xi_{11}} \text{sig}^{\eta_{n1}} \xi_1 + \\ & k_{\xi_{12}} \text{sig}^{\eta_{n2}} \xi_1 - k_{\Delta 1} \Delta\alpha_1) \end{aligned} \quad (22)$$

式中: $z_2 = \psi_e - \psi_c; \varepsilon_e > 0; \hat{f}_e$ 为利用式(11)固定时间扰动观测器计算得到的非线性干扰估计值。

利用 Young 不等式,从式(22)推导可得

$$\dot{V}_e \leq -c_{11} |z_1|^{\eta_{n+1}} - c_{12} |z_1|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{11}} |\xi_1|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{12}} |\xi_1|^{\eta_{n+1}} + z_1 z_2 + \frac{\varepsilon_e^2}{2v_x^2} \quad (23)$$

偏航角控制子回路虚拟控制量设计如下:

$$\alpha_2 = \kappa v_x - c_{21} |z_2|^{\eta_n} \text{sign}(z_2) - c_{22} |z_2|^{\eta_n} \text{sign}(z_2) + k_{\xi_{21}} \xi_2 + \dot{\psi}_c - z_1 - 0.5k_{\xi_{21}}^2 z_2 \quad (24)$$

与路径跟踪制导回路设计过程相似,引入式(19)的指令滤波器和误差补偿器对滤波器估计误差 $\Delta\alpha_2$ 进行补偿,误差补偿器设计如下:

$$\dot{\xi}_2 = \begin{cases} -\xi_2 - k_{\xi_{21}} \text{sig}^{\eta_n} \xi_2 - f_2 \xi_2 - k_{\xi_{22}} \text{sig}^{\eta_n} \xi_2 + k_{\Delta 2} \Delta\alpha_2 & |\xi_2| > \varepsilon_{\xi_2} \\ 0 & |\xi_2| \leq \varepsilon_{\xi_2} \end{cases} \quad (25)$$

式中: $k_{\xi_{21}} > 0, k_{\xi_{22}} > 0; \varepsilon_{\xi_2} > 0; k_{\Delta 2} > 0; f_2 = \frac{|z_2 \Delta\alpha_2| + 0.5k_{\Delta 2}^2 \Delta\alpha_2^2}{\xi_2^2}; \text{sig}^{\eta_n} \xi_2 = |\xi_2|^{\eta_n} \text{sign} \xi_2, \text{sig}^{\eta_n} \xi_2 = |\xi_2|^{\eta_n} \text{sign} \xi_2, \xi_{21}$ 和 ξ_{22} 为设计参数。

设计如下李雅普诺夫函数:

$$V_\psi = \frac{z_2^2}{2} + \frac{\xi_2^2}{2} \quad (26)$$

利用 Young 不等式,选取 $z_3 = r - r_c$,对式(26)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_\psi &= z_2 \dot{z}_2 + \xi_2 \dot{\xi}_2 = z_2 (z_3 + \alpha_2 + \Delta\alpha_2 - \kappa v_x - \dot{\psi}_c) + \xi_2 (-\xi_2 - f_2 \xi_2 - k_{\xi_{21}} \text{sig}^{\eta_n} \xi_2 - k_{\xi_{22}} \text{sig}^{\eta_n} \xi_2 + k_{\Delta 2} \Delta\alpha_2) = z_2 \Delta\alpha_2 + k_{\xi_{21}} \xi_2 z_2 - c_{21} |z_2|^{\eta_{n+1}} - c_{22} |z_2|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{21}} \xi_2^2 - k_{\xi_{21}} |\xi_2|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{22}} |\xi_2|^{\eta_{n+1}} - f_2 \xi_2^2 + k_{\Delta 2} \Delta\alpha_2 \xi_2 - z_1 z_2 + z_2 z_3 \leq -c_{21} |z_2|^{\eta_{n+1}} - c_{22} |z_2|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{21}} |\xi_2|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{22}} |\xi_2|^{\eta_{n+1}} - z_1 z_2 + z_2 z_3 \end{aligned} \quad (27)$$

构建如下自然指数障碍李雅普诺夫函数^[22]:

$$V_r = \frac{k_r^2}{2} \left[\exp\left(\frac{z_3^2}{k_r^2 - z_3^2}\right) - 1 \right] \quad (28)$$

式中: $c_{21}, c_{22}, k_{\Delta 2}$ 为设计参数; k_r 为设计的偏航角速度误差上界,即 $|z_3| < k_r$ 。对系统状态误差没有限制条件的情况下,即 $k_r \rightarrow \infty$,根据洛必达法则可得

$$\lim_{k_r \rightarrow \infty} = \frac{k_r^2}{2} \left[\exp\left(\frac{z_3^2}{k_r^2 - z_3^2}\right) - 1 \right] = \frac{z_3^2}{2} \quad (29)$$

由式(29)可见,在没有状态限制条件的情况下,自然指数障碍李雅普诺夫函数能够退化为二

次型形式进行稳定性分析。

力矩控制量 τ_f 设计如下:

$$\begin{aligned} \tau_f &= d_r r + m_r \dot{r}_c - m_r \hat{f}_r - z_2 m_r \frac{(k_r^2 - z_3^2)^2}{k_r^4 \lambda_{\text{exp}}} - \frac{m_r k_r^4 \lambda_{\text{exp}} z_3}{2(k_r^2 - z_3^2)^2} - \frac{(k_r^2 - z_3^2)^2 m_r}{k_r^4 \lambda_{\text{exp}} z_3} \left[c_{31} k_r^{\eta_{n+1}} \rho_{\text{exp}} + c_{32} k_r^{\eta_{n+1}} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{n+1}}{2}} \right] \end{aligned} \quad (30)$$

式中: c_{31} 和 c_{32} 为设计参数。

$$\rho_{\text{exp}} = \begin{cases} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{n+1}}{2}} & |z_3| \geq \varepsilon_r \\ \left[\exp(\varepsilon_r^2/k_r^2 - z_3^2) - 1 \right]^{\frac{\eta_{n+1}}{2}-1} \cdot (\lambda_{\text{exp}} - 1) & \text{其他} \end{cases} \quad (31)$$

式中: ε_r 为设计参数。

$$\lambda_{\text{exp}} = \exp\left(\frac{z_3^2}{k_r^2 - z_3^2}\right) \quad (32)$$

利用式(30)和 Young 不等式,对式(28)设计的自然指数障碍李雅普诺夫函数求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_r &= \frac{k_r^4 \lambda_{\text{exp}} z_3}{(k_r^2 - z_3^2)^2} \left(-\frac{d_r}{m_r} r + \frac{1}{m_r} \tau_f + \tau_{\text{fd}} - \dot{r}_c \right) \leq -c_{31} k_r^{\eta_{n+1}} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{n+1}}{2}} - c_{32} k_r^{\eta_{n+1}} \cdot (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{n+1}}{2}} + \frac{\varepsilon_r^2}{2} - z_2 z_3 \end{aligned} \quad (33)$$

式中: $\hat{f}_r - f_r \leq \varepsilon_r, \varepsilon_r > 0, \hat{f}_r$ 为从式(12)固定时间扰动观测器得到的非线性干扰估计值。

定理 1 利用式(11)、式(12)设计的扰动观测器,采用式(18)、式(24)、式(30)设计的控制规律,则系统(17)在固定时间内收敛。

证明 根据式(21)、式(26)、式(28)的李雅普诺夫函数,选取如下李雅普诺夫函数:

$$V = V_e + V_\psi + V_r \quad (34)$$

对式(34)求导,根据式(22)、式(27)、式(33)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -c_{11} |z_1|^{\eta_{n+1}} - c_{12} |z_1|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{11}} |\xi_1|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{12}} |\xi_1|^{\eta_{n+1}} - c_{21} |z_2|^{\eta_{n+1}} - c_{22} |z_2|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{21}} |\xi_2|^{\eta_{n+1}} - k_{\xi_{22}} |\xi_2|^{\eta_{n+1}} - c_{31} k_r^{\eta_{n+1}} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{n+1}}{2}} - c_{32} k_r^{\eta_{n+1}} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{n+1}}{2}} + \frac{\varepsilon_r^2}{2} + \frac{\varepsilon_e^2}{2v_x^2} \end{aligned} \quad (35)$$

由于扰动项 f_e 和 f_r 均采用固定时间扰动观测器进行估计,即 $\varepsilon_e, \varepsilon_r$ 均能够在固定时间内收敛到 0。当 $t > \max(T_{L1}, T_{L2})$ 时,从式(35)推导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -c_{11} |z_1|^{\eta_{\eta_1+1}} - c_{12} |z_1|^{\eta_{\eta_2+1}} - k_{\xi_{11}} |\xi_1|^{\eta_{\eta_1+1}} - \\ & k_{\xi_{12}} |\xi_1|^{\eta_{\eta_2+1}} - c_{21} |z_2|^{\eta_{\eta_1+1}} - c_{22} |z_2|^{\eta_{\eta_2+1}} - \\ & k_{\xi_{21}} |\xi_2|^{\eta_{\eta_1+1}} - k_{\xi_{22}} |\xi_2|^{\eta_{\eta_2+1}} - \\ & c_{31} k_r^{\eta_{\eta_1+1}} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}} - \\ & c_{32} k_r^{\eta_{\eta_2+1}} (\lambda_{\text{exp}} - 1)^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}} \leq -\lambda_1 V^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}} - \lambda_2 V^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}} \end{aligned} \quad (36)$$

式中:

$$\lambda_1 = \min \left(c_{11} (2v_x)^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}}, k_{\xi_{11}} 2^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}}, c_{21} 2^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}}, k_{\xi_{21}} 2^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}}, \right.$$

$$\left. c_{31} 2^{\frac{\eta_{\eta_1+1}}{2}} \right)$$

$$\lambda_2 = \min \left(c_{12} (2v_x)^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}}, k_{\xi_{12}} 2^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}}, c_{22} 2^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}}, k_{\xi_{22}} 2^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}}, \right.$$

$$\left. c_{32} 2^{\frac{\eta_{\eta_2+1}}{2}} \right)$$

根据引理 1 的结论,定理得证。证毕

3 仿真分析

为了验证本文算法的有效性,利用文献[23]的无人机模型进行路径跟踪仿真试验,文献[13]提出的有限时间控制算法作为对比分析算法。本文参数取值如下: $c_{11} = 0.05, c_{12} = 0.06, \eta_{\eta_1} = 0.9, \eta_{\eta_2} = 1.5, c_{21} = 0.5, c_{22} = 0.6, c_{31} = 0.6, c_{32} = 0.5, k_r = 0.5, k_{\xi_{11}} = 0.01, k_{\xi_{22}} = 0.01, q_1 = q_2 = 2, l_1 = 10, l_2 = 2, l_3 = 2, l_4 = 70, l_5 = 14, l_6 = 700, k_{\Delta_1} = k_{\Delta_2} = 0.1, \varepsilon_{\xi_1} = \varepsilon_{\xi_2} = \varepsilon_r = 0.01, \zeta = 0.8, \omega_n = 45$ 。

无人机起始状态 1: $[x_0, y_0, e_0] = [-7.07, 7.07, 10]$ m, 执行机构故障设定为: $\tau_{af} = -\frac{k_f \tau_f}{m_r} +$

$$2.5 + 2.5 \sin t, k_f = \begin{cases} 0.3 & t \geq 40 \text{ s} \\ 0 & \text{其他} \end{cases}, \text{风干扰大小}$$

设定为 3 m/s, 方向为 30°。仿真结果如图 4 所示。

由图 4、图 5 可见,本文算法收敛时间约为 8 s,有限时间控制算法的收敛时间约为 12 s。本文的绝对误差积分 $\left(\int_0^{\infty} |e(t)| dt\right)$ 为 14.287, 小于有限时间控制算法的绝对误差积分为 38.87。特别是在产生执行机构故障的时刻(40 s)前后,有限时间控制算法误差控制精度逐渐恶化,而本文算法依然具有良好的鲁棒性。本文算法相比文献[13]提出的有限时间控制算法能够在更短的时间内使路径跟踪误差收敛,从而更加快速精确地跟踪期望路径。通过图 6 和图 7 可以看出,由于引入障碍李雅普诺夫函数和扰动观测器,本文

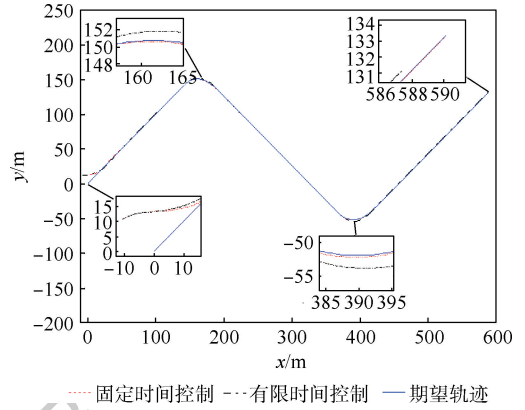


图 4 路径跟踪效果

Fig. 4 Path following performance

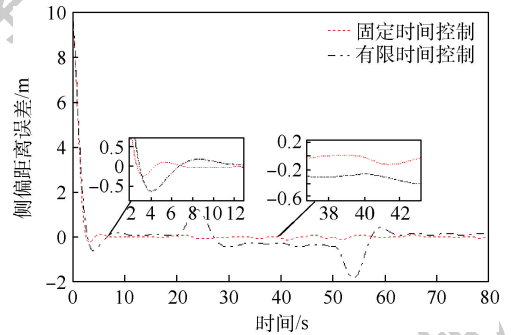


图 5 侧偏距离误差

Fig. 5 Cross-track errors

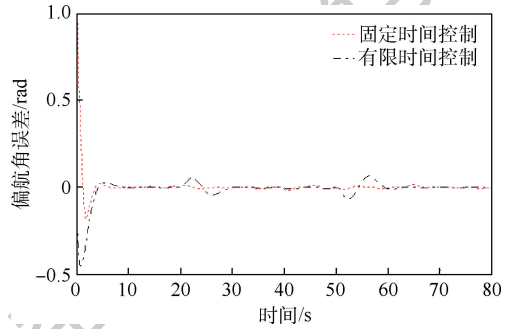


图 6 偏航角误差

Fig. 6 Yaw angle errors

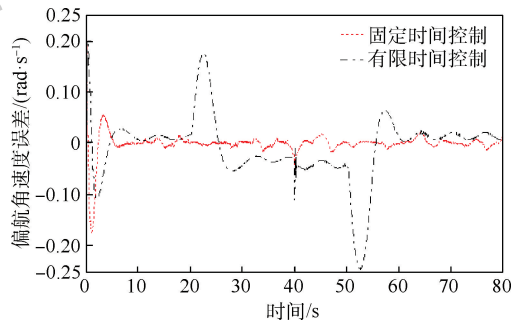


图 7 偏航角速度误差

Fig. 7 Yaw angular velocity errors

算法得到的偏航角误差和偏航角速度误差确保在设计限制范围内,具有更快的收敛速度,更高的误差控制精度。从图 8 的力矩控制输入量可以

看出,控制输入量在整个过程中都具有良好的平滑性,均未产生大幅度抖动。从图 9、图 10 可以看出,固定时间扰动观测器对参数不确定性及故障信息等干扰值具有良好的观测性能,能够实现对于干扰值的快速准确估计。此外,在执行机构发生故障以后,观测器估计值能够快速跟随干扰的变化量。正是由于扰动观测器对于干扰值的精确快速估计,才能够确保整个系统具有良好的鲁棒性。

为了验证系统初始状态对收敛时间的影响程度,本文选取无人机初始状态 2: $[x_0, y_0, e_0] = [-10.6, 10.6, 15] \text{m}$ 进行仿真分析,仿真结果如图 11 和图 12 所示。

从图 11、图 12 可以看出,本文算法在初始状态 2 下的收敛时间约为 8 s,与状态 1 得到的结果

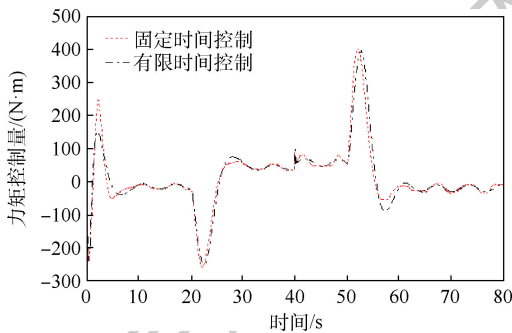


图 8 力矩控制量

Fig. 8 moment control variable

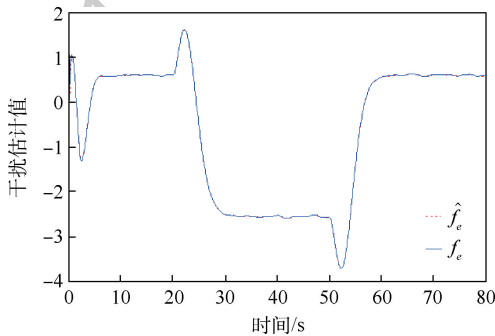


图 9 干扰估计值

Fig. 9 Estimates of disturbance

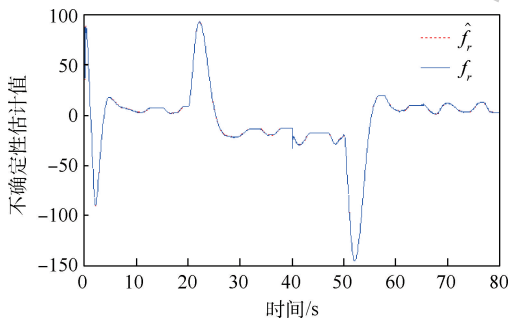


图 10 不确定性估计值

Fig. 10 Estimates of uncertainties

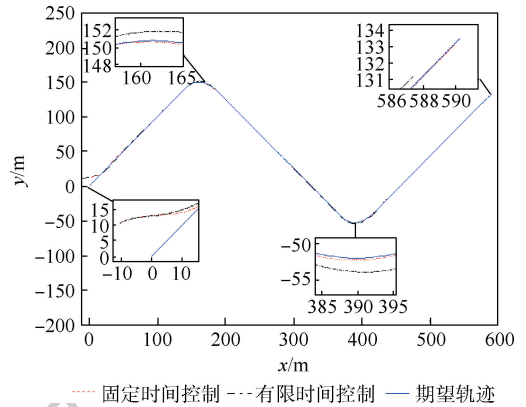


图 11 不同初值的路径跟踪效果

Fig. 11 Path following performance with different initial states

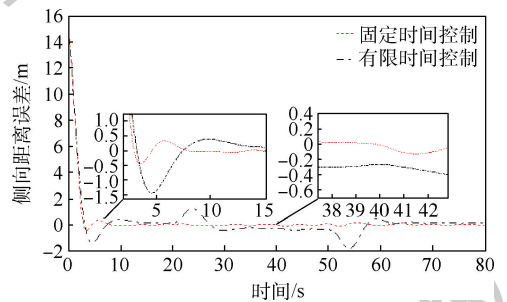


图 12 不同初值的侧向距离误差

Fig. 12 Cross-track errors with different initial states

相近,受到初始状态变化的影响很小。有限时间控制算法的收敛时间约为 14 s,与状态 1 中得到的结果 12 s 相比,收敛时间受到初始状态的影响比本文算法更大。可见本文算法相比有限时间控制算法,初始状态变化对收敛时间的影响更小,能够更加快速精确地跟踪期望路径。本文算法的绝对误差积分为 25。有限时间控制算法的绝对误差积分为 51.75,可见本文算法在新的初始状态下依然具有较高的控制精度。

为了进一步验证初始状态对收敛时间的影响,本文针对初始侧偏进行蒙特卡罗仿真,仿真 100 次,每一次初始侧偏在 5 ~ 15 m 上以均匀分布概率随机产生,对所有仿真的侧偏收敛情况进行统计,图 13 为所有仿真的收敛时间,表 1 列出了收敛时间的统计特性。

从图 13 及表 1 可以看出,有限时间控制算法的收敛时间受初始侧偏的影响明显,而本文算法的收敛时间更短,并且几乎不受初始状态的影响。综上所述,本文算法具有更好的快速性和控制精度,系统的收敛时间更短,并且几乎不受初始状态影响,同时对于未知干扰值具有良好的鲁棒性。

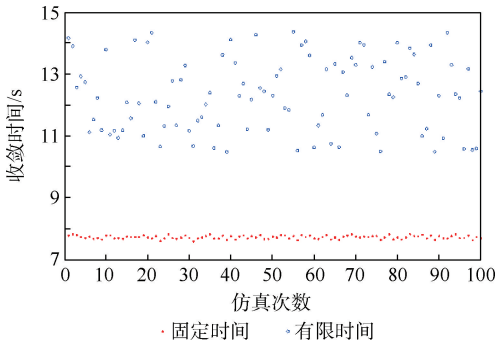


图 13 收敛时间统计结果

Fig. 13 Statistic results of convergence time

表 1 100 次仿真统计结果

Table 1 Statistic results of 100 simulations

控制算法	收敛时间均值/s	收敛时间方差
固定时间控制算法	7.72	0.003
有限时间控制算法	12.32	1.394

4 结 论

1) 本文提出了一种基于扰动观测器的固定时间收敛视线制导控制算法。通过引入反步法和固定时间控制理论,保证系统具有更快的收敛时间及更好的跟踪精度。同时结合自然指数障碍李雅普诺夫函数,确保系统状态误差保持在期望的误差限制范围以内。

2) 利用固定时间扰动观测器对时变的执行机构故障和未知环境干扰进行快速精确估计补偿,使控制算法具有较强的鲁棒性和抗干扰能力。

参考文献 (References)

- [1] BERNARD M, KONDAK K, MAZA I, et al. Autonomous transportation and deployment with aerial robots for search and rescue missions [J]. *Journal of Field Robotics*, 2011, 28(6): 914-931.
- [2] METNI N, HAMEL T. A UAV for bridge inspection: Visual servoing control law with orientation limits [J]. *Automation in Construction*, 2007, 17(1): 3-10.
- [3] MAZA I, KONDAK K, BERNARD M, et al. Multi-UAV cooperation and control for load transportation and deployment [C] // The 2nd International Symposium on UAVs. Berlin: Springer, 2009: 417-449.
- [4] ESCAREÑ J, SALAZAR S, ROMERO H, et al. Trajectory control of a quadrotor subject to 2D wind disturbances [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2013, 70(1-4): 51-63.
- [5] MELLINGER D, MICHAEL N, KUMAR V. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2012, 31(5): 664-674.
- [6] MICHAEL N, FINK J, KUMAR V. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots [J]. *Autonomous Robots*, 2011, 30(1): 73-86.
- [7] RYSDYK R. UAV path following for constant line-of-sight [C] // 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conference and Workshop & Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 6626.
- [8] SUJIT P B, SARIPALLI S, SOUSA J B. Unmanned aerial vehicle path following: A survey and analysis of algorithms for fixed-wing unmanned aerial vehicles [J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2014, 34(1): 42-59.
- [9] RUBÍ B, PÉREZ R, MORCEGO B. A survey of path following control strategies for UAVs focused on quadrotors [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2019, 98(8): 1-25.
- [10] ZHAO S, WANG X, ZHANG D, et al. Model predictive control based integral line-of-sight curved path following for unmanned aerial vehicle [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2017: 1511.
- [11] FOSSEN T I, PETTERSEN K Y. On uniform semiglobal exponential stability (USGES) of proportional line-of-sight guidance laws [J]. *Automatica*, 2014, 50(11): 2912-2917.
- [12] FOSSEN T I, PETTERSEN K Y, GALEAZZI R. Line-of-sight path following for dubins paths with adaptive sideslip compensation of drift forces [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2014, 23(2): 820-827.
- [13] CUI Z, WANG Y. Nonlinear adaptive line-of-sight path following control of unmanned aerial vehicles considering sideslip amendment and system constraints [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2020(5): 1-11.
- [14] POLYAKOV A. Nonlinear feedback design for fixed-time stabilization of linear control systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2011, 57(8): 2106-2110.
- [15] 李锋, 叶川, 李广佳, 等. 临近空间太阳能飞行器横航向稳定性 [J]. *航空学报*, 2016, 37(4): 1148-1158.
- [16] LI F, YE C, LI G J, et al. Lateral-directional stability of near-space solar-powered aircraft [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(4): 1148-1158 (in Chinese).
- [17] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述 [J]. *航空学报*, 2020, 41(3): 29-58.
- [18] MA D L, ZHANG L, YANG M Q, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(3): 29-58 (in Chinese).
- [19] YAN X G, EDWARDS C. Nonlinear robust fault reconstruction and estimation using a sliding mode observer [J]. *Automatica*, 2007, 43(9): 1605-1614.
- [20] TAN C P, EDWARDS C. Sliding mode observers for detection and reconstruction of sensor faults [J]. *Automatica*, 2002, 38(10): 1815-1821.
- [21] ZHAO L, ZHANG B, YANG H, et al. Finite-time tracking control for pneumatic servo system via extended state observer [J]. *IET Control Theory & Applications*, 2017, 11(16): 2808-2816.
- [22] BASIN M, PANATHULA C B, SHTESEL Y. Multivariable continuous fixed-time second-order sliding mode control: Design and convergence time estimation [J]. *IET Control Theory & Applications*, 2016, 11(8): 1104-1111.
- [23] CUI R, GE S S, HOW B V, et al. Leader-follower formation control of underactuated autonomous underwater vehicles [J].

Ocean Engineering, 2010, 37(17): 1491-1502.

(13): 2437-2448.

[22] ZHANG Y, HUA C, LI K. Disturbance observer-based fixed-time prescribed performance tracking control for robotic manipulator[J]. International Journal of Systems Science, 2019, 50

[23] FORSSELL L, NILSSON U. ADMIRE the aero-data model in a research environment version 4.0, model description: FOI-R-1624-SE[R]. Stockholm: FOI, 2005.

Fault-tolerant fixed-time path following guidance control of UAV

CUI Zhengyang¹, WANG Yong^{2,*}

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

2. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: A fault-tolerant fixed-time path following guidance control method for the UAVs subject to the disturbances and actuator faults is studied. Both backstepping and fixed-time convergence techniques are employed for developing the line-of-sight path following control strategies to guarantee the convergence of the UAV to its reference trajectory in fixed time with elegant transient performance. Command filters and auxiliary systems are introduced in the guidance control algorithms design to avoid the arduous calculation of derivatives of virtual control terms in backstepping. To address turning rates constraints of the UAV, the barrier Lyapunov functions are incorporated with the control scheme to prevent the drastic change of the guidance control system states. A nonlinear fixed-time observer is designed for estimating complex unknown external disturbances and eliminating the actuator faults and the influence of external environment disturbance on following performance. Simulation results show the effectiveness and robustness of the proposed line-of-sight path following guidance control algorithm, and it has good path following fault-tolerant control performance.

Keywords: line-of-sight guidance algorithm; path following; fixed-time convergence; fault-tolerant control; disturbance observer

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0287

考虑多巡航工况的大型飞机气动弹性优化



李旭阳¹, 万志强¹, 王晓喆^{2,*}, 杨璐嘉³, 杨超¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083; 3. 中航国际供应链科技有限公司 设备器材事业部, 北京 102008)

摘 要: 针对目前大型飞机机翼常见的单点优化设计方法在考虑多巡航工况情况下非设计点性能较差的问题,提出了一种多工况气动弹性综合优化框架,考虑了不同的巡航工况,对大型飞机复合材料机翼开展气动弹性优化的研究。以最小机翼结构质量为目标,在气动弹性、应力/应变、强度等条件的约束下,通过遗传算法对机翼型架外形的蒙皮、腹板、凸缘等复合材料部件的铺层厚度展开设计,并根据优化结果进行了型架外形设计,采用高精度 CFD/CSD 耦合方法分析和校验了优化结果的升阻特性。研究表明:在不低于设计巡航外形气动性能的前提下,综合多巡航工况的气动弹性优化能有效减轻结构质量,从而减少整体燃油消耗。进一步对比分析了多巡航工况优化与单巡航工况优化,研究了巡航工况数目与优化结果之间的关系,结果表明:综合考虑多巡航工况的优化结果性能更好,且优化结果的整体性能随着优化巡航工况数目的增加而提升。

关键词: 大型飞机; 多巡航工况; 多点优化; 气动弹性优化; 加权适应度

中图分类号: V214.19

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1628-10

现代大型飞机一般采用大展弦比机翼,具有结构轻、柔性大的特点,在飞行过程中会产生较大的弯扭变形,影响气动力的分布进而影响飞行品质。因此,在设计和制造飞机结构时就需要预先考虑结构的气动弹性影响,使结构在所需的飞行状态下其弹性变形尽可能达到设计的目标外形,而机翼作为飞行器产生升力的重要部件,其结构设计是飞行器设计过程中最为关键的环节。航空燃油作为不可再生的一次性能源,如何节省燃油消耗一直都是航空业界关注的热点问题,大多数航空公司的燃油成本都占到了总成本的 40% 以上,如何节省航空燃油已经成为航空公司最关心的问题^[1]。

实际飞行过程中,飞机的飞行状态是不断变化的,燃油消耗使得飞行器质量不断减轻,载荷变化使得飞机外形产生变化,为保证巡航速度和高度不变,推力和迎角也需不断变化,目前常见的机翼结构设计方法得到的型架外形,没有考虑整个巡航过程中不同巡航工况的气动载荷差异,在实际飞行过程中其真实外形不能很好地贴近设计巡航外形。此外,考虑飞行器真实飞行任务中的飞行剖面,对飞行器设计十分重要。详细分析全飞行剖面多个飞行状态能更准确地对其整体性能进行优化设计,可以使飞行器在一定的马赫数与升力系数范围内都具有较好的性能。传统的单点设计通常选取一个典型飞行状态进行设计,然而现

收稿日期: 2020-06-20; 录用日期: 2020-09-30; 网络出版时间: 2020-10-15 10:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201014.1921.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFB0503002,2016YFB0200703); 民航通用航空运行重点实验室(中国民航管理干部学院)开放基金(CAMICKFJJ-2019-02)

*通信作者. E-mail: wangxiaozhemvp@buaa.edu.cn

引用格式: 李旭阳, 万志强, 王晓喆, 等. 考虑多巡航工况的大型飞机气动弹性优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1628-1637. LI X Y, WAN Z Q, WANG X Z, et al. Aeroelastic optimization of large aircraft considering multiple cruise conditions [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1628-1637 (in Chinese).

代飞行器是多学科耦合的复杂系统,通常在其他非设计状态也可能有一些特殊的需求,单点优化无法同时满足这些需求,将该单点优化结果应用于其他工况,将导致其性能下降。因此,可以利用多点优化的理念将其统一进行处理,找到妥协于众多工况的一种方法^[2-3]。对飞行剖面的多状态点进行细致分析是实现精确设计的主要途径,国内外已有大量研究将多点优化设计思想融入飞行器设计工作中。

国内,王晓鹏^[4]基于遗传算法对飞机气动外形进行多点优化设计,有效提高了升阻比。朱自强和王晓璐等^[5-6]对翼型和机翼进行了双设计点双目标优化设计,提高了升阻比,取得了更好的综合气动性能。詹浩等^[7]基于线性加权遗传算法,进行了翼型的多点气动外形优化。林宇和王和平^[8]基于遗传算法多点设计优化方法,对飞翼布局飞机负弯度翼型进行 2 点设计优化,改善了 2 个设计点的性能。刘晓东和杨旭东^[9]基于伴随理论多点梯度算法,对三维机翼进行多点反设计,表明该方法具有较好的鲁棒性和优化效率。丁存伟和杨旭东^[10]基于伴随方法与响应面法,对翼型进行多点设计,改善了综合气动性能,提高了鲁棒性。陈学孔等^[11]基于 Kriging 代理模型与遗传算法,对低雷诺数翼型进行多点优化,提升了设计范围内性能和翼型飞行稳定性。张德虎等^[12]基于遗传算法对前加载翼型进行多点优化设计,提升了相对厚度和气动特性。杨体浩等^[13]基于微分进化算法,对混合层流流动控制机翼进行了多点气动优化设计,提高了吸气控制强度,增强机翼气动特性的鲁棒性。柴啸等^[14-15]基于多岛遗传算法,对宽体飞机总体参数以及发动机参数进行了多点优化,提升了单位时间燃油效率。蒋城等^[16]基于伴随方程梯度多单优化方法,对通用研究模型机翼进行了单点、两点以及多点优化设计,提高了巡航马赫数,提升了阻力发散特性的鲁棒性。雷国东和李岩^[17]基于粒子群寻优方法,对 2 种机翼模型进行了多点气动外形优化设计,显著改善了初始外形气动性能。刘蕾等^[18]基于梯度寻优优化算法,对叶型几何参数进行多工况优化,提升了非设计工况气动性能。

除了针对气动外形的多点优化设计,国外学者还涉及到了飞机的结构多点优化设计。Toal 和 Keane^[19]对翼型和机翼外形进行多点优化,结果表明,虽然在设计点处多点优化性能不如单点优化,但是在非设计点上性能得到明显提升。Gallar

等^[20]对飞行器气动外形多点优化设计进行了研究,将单点优化的 XRF-1 算例结果与多点优化结果进行对比,指出合理选取设计状态点可以在满足优化设计需求的同时降低计算成本。Li-em^[21-22]、Kenway^[23]和 Martins^[24]等利用梯度优化算法,对远程宽体飞机从多个方面进行了多点气动/结构优化,提高了非设计点的飞行性能,获得了更好的鲁棒性。Brooks 等^[25]使用多点气动/结构优化方法,对 3 种不同材料类型机翼进行了分析对比。以上研究中涉及到结构的多点优化方法都是梯度优化算法,众所周知,梯度优化算法易受到目标函数的影响,若目标函数存在多个局部极值,则难以获得全局最优解。遗传算法作为一种模拟自然选择的全局自适应概率搜索算法,全局搜索能力强,具有一定的优越性,对于存在多个局部极值的优化问题,能以较大概率获得全局最优解^[26-27]。

综上所述,国内外众多学者针对飞行器多点优化设计做了大量研究工作,但大都集中在机翼翼型或平面外形等气动优化,少有面向多巡航工况气动弹性剪裁的研究。单工况结构优化无法有效考虑整个巡航过程的响应,无法在维持气动效率的同时有效降低结构质量,易造成反复迭代,效率低。针对这一情况,本文提出了一种多工况气动弹性优化方法,并对大型飞机复合材料机翼进行了研究和分析。

1 理论基础

1.1 气动力计算与静气动弹性响应分析

欧拉方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{F} dV + \iint_S \mathbf{E} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{F}^T = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]$, ρ 为空气密度, u 、 v 、 w 为以直角坐标系下的速度分量, e 为单位体积的总内能; \mathbf{n} 为面积分的法向单位向量; V 为体积分域; S 为面积分域; \mathbf{E} 为通量项。

静气动弹性响应分析方程一般是 a -set 位移向量集下建立的,表示为^[28-29]

$$[\mathbf{K}_{aa} - \bar{q}\mathbf{Q}_{aa}] \mathbf{u}_a + \mathbf{M}_{aa} \ddot{\mathbf{u}}_a = \bar{q}\mathbf{Q}_{aa} \mathbf{u}_x + \mathbf{P}_a \quad (2)$$

式中: \mathbf{K}_{aa} 为刚度矩阵; \bar{q} 为动压; \mathbf{u}_a 为位移向量; \mathbf{M}_{aa} 为质量矩阵; \mathbf{P}_a 为外加载荷向量; $\bar{q}\mathbf{Q}_{aa} \mathbf{u}_a$ 为由结构弹性变形引起的气动力增量; $\bar{q}\mathbf{Q}_{aa} \mathbf{u}_x$ 为由配平参数(迎角、舵偏角等)所引起的气动力; 下标 a 为 a -set 位移向量集,即分析集; 下标 x 为 x -set 位移向量集,即“额外空气动力点”集。

1.2 颤振分析方程

一般有2种颤振分析方法,即 $v-g$ 法和 $p-k$ 法^[30]。其中, $p-k$ 法更适用于优化分析,并且能够提供比较接近试验的计算结果。 $p-k$ 法颤振分析方程^[28-29]为

$$\left[\left(\frac{\bar{V}}{b} \right)^2 \rho^2 \mathbf{M}_{hh} + \frac{\bar{V}}{b} \rho \mathbf{B}_{hh} + \mathbf{K}_{hh} - \frac{1}{2} \rho \bar{V}^2 \left(\mathbf{Q}_{hh}^R + \frac{\rho}{k} \mathbf{Q}_{hh}^I \right) \right] \mathbf{u}_h = 0 \quad (3)$$

式中: \bar{V} 为来流速度; b 为参考半弦长; ρ 为特征值; k 为简缩频率; \mathbf{M}_{hh} 为模态质量矩阵; \mathbf{B}_{hh} 为模态阻尼矩阵; \mathbf{K}_{hh} 为模态刚度矩阵; \mathbf{Q}_{hh} 为模态阻尼矩阵; \mathbf{u}_h 为模态位移向量;下标 h 为 h -set 模态分析集。

当减缩频率接近于0时,式(3)即可用于发散速度的计算^[31]。

1.3 复合材料单元铺层建模方法

本文所用机翼结构模型上下蒙皮壁板、前后梁腹板采用复合材料层合板单元进行建模。复合材料铺层 0° 纤维参考方向为机翼外盒段中弦线方向,采用对称均衡铺层,单层板厚度比例固定。

建模中使用的复合材料单向层压板性能参数如表1所示。

表1 复合材料单向层压板主要性能参数

Table 1 Main performance parameters of composite unidirectional laminate

材料性能	具体参数	典型值	B 基值
拉伸强度/MPa	纵向 X_1	1 747	1 342
	横向 Y_1	67	56
压缩强度/MPa	纵向 X_c	1 357	1 069
	横向 Y_c	170	147
纵横剪切强度/MPa	Y_s	124	117
层间剪切强度/MPa	τ_b	93	85
泊松比	γ_{12}	0.312	0.312
拉伸弹性模量/GPa	纵向 E_{11}	137	127
	横向 E_{21}	9.3	8.5
压缩弹性模量/GPa	纵向 E_{1c}	136	127
	横向 E_{2c}	9.4	8.5
纵剪切弹性模量/GPa	G_{12}	5.3	4.5

1.4 层合板设计失效原则

本文使用 Tsai-Wu 失效准则^[32]进行强度分析,对平面应力状态其表达式可简化为

$$F_{11} \sigma_1^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_{12}^2 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 = 1 \quad (4)$$

式中: σ_1 为纵向正应力分量; σ_2 为横向正应力分量; σ_{12} 为剪应力。

$$\begin{cases} F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \\ F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \\ F_{12} = 0 \\ F_{11} = \frac{1}{X_t X_c} \\ F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c} \\ F_{66} = \frac{1}{Y_s^2} \end{cases} \quad (5)$$

其中: X_t 和 X_c 分别为纵向拉伸和压缩强度; Y_t 和 Y_c 分别为横向拉伸和压缩强度; Y_s 为纵横切强度。

1.5 考虑多巡航工况的遗传算法

标准的优化理论可以用如下方程简要概括:

当满足条件式(6)和式(7)时,使得目标函数 $F(\mathbf{v})$ 取得最小值。

$$g_j(\mathbf{v}) \leq 0 \quad j = 1, 2, \dots, n_c \quad (6)$$

$$(v_i)_{\text{lower}} \leq v_i \leq (v_i)_{\text{upper}} \quad i = 1, 2, \dots, n_d \quad (7)$$

式中: $g_j(\mathbf{v})$ 为约束指标相关函数; \mathbf{v} 为设计变量向量集; v_i 为单个设计变量; $(v_i)_{\text{lower}}$ 为设计变量下界; $(v_i)_{\text{upper}}$ 为设计变量上界; n_c 为约束个数; n_d 为设计变量的个数。目标函数 $F(\mathbf{v})$ 在气动弹性设计问题中,一般为质量,即求满足条件的设计变量 v_i 的集合,使得结构的总质量最小;约束条件一般为颤振速度、副翼效率、结构变形、应力等静气弹和动气弹约束指标,通过式(6)进行约束,每个设计变量的上下限则通过式(7)进行约束。

为了实现综合考虑多巡航工况的机翼结构优化设计,本文基于遗传算法,将各个巡航工况约束函数及其对应适应度函数进行线性加权,可以根据每个巡航工况的重要程度赋予不同的权重,本文中所有巡航工况的权重系数相等。

单巡航工况下个体的适应度函数为

$$F_{sc}(\mathbf{v}) = aF_o(\mathbf{v}) + F_r(\mathbf{v}) \quad (8)$$

式中: $F_{sc}(\mathbf{v})$ 为单巡航工况个体适应度; a 为权重系数; $F_o(\mathbf{v})$ 为目标函数的适应度; $F_r(\mathbf{v})$ 为约束条件的适应度。

对个体在各个巡航工况下优化之后的适应度进行线性加权,得到多巡航工况情况下的平均适应度 $F_{MC}(\mathbf{v})$:

$$F_{MC}(\mathbf{v}) = \sum_{k=1}^N c_k F_{sc_k}(\mathbf{v}) \quad (9)$$

式中: N 为参与优化的巡航工况总数; $F_{sc_k}(\mathbf{v})$ 为个体在第 k 个巡航工况下的适应度; c_k 为个体在

第 k 个巡航工况下的适应度权重,且满足关系式(10):

$$\sum_{k=1}^N c_k = 1 \quad (10)$$

2 多工况气动弹性综合优化方法

本文的设计方法是基于多工况气动弹性综合优化框架实现的,其具体流程如图 1 所示,可以分为 3 个模块,包括多巡航工况结构优化模块、型架设计模块以及 CFD/CSD 耦合静气动弹性计算模块,具体流程如下。

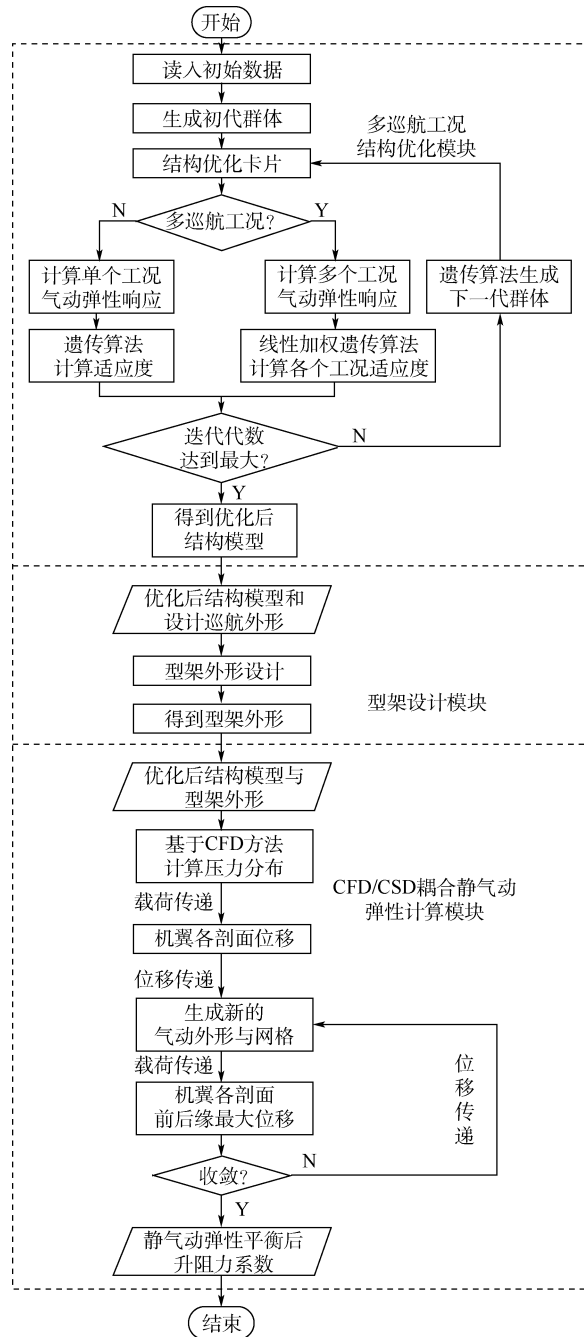


图 1 多工况气动弹性综合优化框架

Fig. 1 Synthetical multi-point aeroelastic optimization framework

第 1 步 通过多巡航工况结构优化模块,读入初始气动/结构数据,选定飞机若干巡航工况,准备相应的优化计算文件,分别对每个个体的不同工况进行静气动弹性响应与操纵效率分析以及颤振分析,利用线性加权遗传算法计算各个工况的适应度,以对群体进行评估,经过迭代之后得到优化结构模型。

第 2 步 通过型架设计模块,将第 1 步所得优化后的结构模型和设计巡航外形作为初始数据读入,基于同时考虑扭转角和弯曲变形的双变量迭代修正的型架外形设计方法,进行型架外形设计,设计出与之对应的型架外形。

第 3 步 通过 CFD/CSD 耦合静气动弹性计算模块,将多巡航工况结构优化模块所得优化后的结构模型和型架设计模块所得设计型架外形作为初始数据读入,进行 CFD/CSD 耦合分析,得到静气动弹性平衡后升阻力系数。至此完成考虑多巡航工况的大型飞机气动弹性优化分析方法整个框架。

本文在进行多巡航工况的结构优化时,结构分析基于线性结构有限元方法,气动分析则基于偶极子格网法进行求解,并在计算时考虑了翼型弯度对气动力的影响。优化后进行型架外形设计以及 CFD/CSD 耦合静气动弹性分析时,结构分析仍然基于线性结构有限元方法,气动力则使用基于欧拉方程的 CFD 方法进行计算。

2.1 模型描述

以大型飞机机翼为对象,该双梁式结构的机翼半展长约为 16.5 m,这种结构的特点是梁缘条比较强,蒙皮比较厚。该模型有 25 个翼肋,后梁在自翼根起第 7 肋处转折,上下蒙皮有 11 根桁条。机翼上下蒙皮和前后梁腹板使用板单元;前后梁凸缘和上下桁条使用杆单元。材料为复合材料。大型飞机后掠机翼结构有限元模型如图 2 所示,偶极子格网法以及 CFD 方法气动外形如图 3 所示。

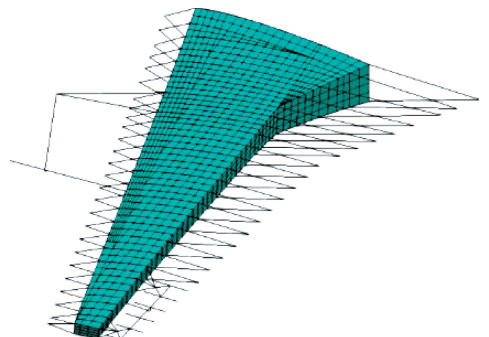
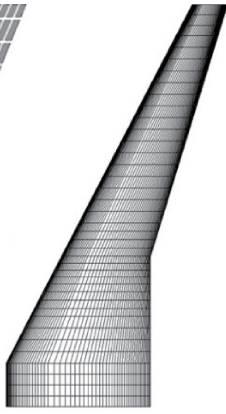


图 2 大型飞机后掠机翼结构有限元模型

Fig. 2 Swept wing structural finite element method model of large aircraft



(a) 偶极子格网法气动外形 (b) CFD方法气动外形

图3 机翼偶极子格网法及CFD方法气动外形

Fig.3 Aerodynamic shape of wing by doublet lattice method and CFD method

2.2 约束条件

优化的目标函数设定为机翼的结构质量最小。优化设计中包含3个约束条件,分别为静气动弹性响应、结构强度/应变与颤振约束,具体约束条件:

- 1) 2.5g 过载状态: $u_{wt} \leq 11\% \times l$, $|\varphi| \leq 3.5^\circ$, u_{wt} 表示翼尖位移, φ 为翼尖扭角, l 为半翼展长度, g 为重力加速度。
- 2) 滚转机动: 副翼效率 $\eta \geq 65\%$ 。
- 3) 颤振速度: 在海平面高度、根部固支的情况下,机翼颤振速度高于 320 m/s。
- 4) 强度应变约束: 同时使用 Tsai-Wu 失效准则与设计许用应变约束。

优化中强度/应变约束条件具体数值如表2所示。

表2 优化中的强度/应变约束条件

Table 2 Strength/strain constraint conditions in optimization

约束指标	约束范围
长桁应力约束/MPa	[-324, 446]
梁突缘应力约束/MPa	[-324, 446]
纵向拉压许用应变约束/ $\mu\epsilon$	[-4 000, 5 500]
纵横向剪切许用应变约束/ $\mu\epsilon$	[-7 600, 7 600]
失效约束(Tsai-Wu 失效准则)	[-1, 1]

2.3 优化策略及设计变量

根据蒙皮壁板的一般设计原则和大型飞机机翼的受力特点,优化策略设置如下:

- 1) 梁腹板采用 $[45/-45]_s$ 层合板, $+45^\circ$ 与 -45° 铺层厚度比例固定为 1:1; 机翼上下蒙皮壁板采用 $[45/-45/90/0]_s$ 层合板, 其中 0° 、 $+45^\circ$ 、 -45° 、 90° 铺层厚度比例固定为 5:2:2:1。

- 2) 将上下蒙皮、前后梁上下凸缘、前后腹板沿展向皆分为若干区域,如图4所示。假设设计模型的结构部件对应单元面积(如梁缘条)或厚

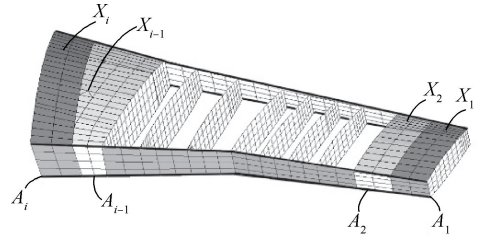


图4 机翼设计变量示意图

Fig.4 Sketch map of wing design variables

度(如蒙皮)沿展向是逐渐变化的,但在同一区域保持为定值,本文设计变量选取蒙皮厚度、梁腹板厚度、梁缘条面积等。铺层厚度和凸缘面积在机翼后缘转折点以外向翼尖方向递减,转折点以内向翼根方向递减。

如图4所示,假设模型共分为 i 个区域,从翼尖到翼根,上蒙皮厚度分别为 X_1, X_2, \dots, X_i 共计 i 个设计变量,同理可以对下蒙皮进行设计;后梁下缘条面积从翼尖到翼根分别为 A_1, A_2, \dots, A_i 共计 i 个设计变量,同理可以对其他缘条面积或腹板厚度进行设计。本文中设计变量共计有 48 个。

2.4 多巡航工况优化流程

适用于综合多巡航工况升阻特性的飞机机翼结构优化方法具体流程如图1中“多巡航工况结构优化模块”所示,其中优化算法采用线性加权遗传算法,利用 NASTRAN 进行静气动弹性分析求解。

2.5 CFD/CSD 松耦合静气动弹性分析

鉴于松耦合思路对于复杂问题的适用性和有效性,通过优化模块得到机翼优化结构后,其静气动弹性分析运用 CFD/CSD 松耦合迭代方法将气动载荷与结构变形耦合求解来完成得到,使用 MGAERO 求解气动力,使用 NASTRAN 进行结构分析,分析流程如图1中“CFD/CSD 耦合静气动弹性计算模块”所示。

2.6 型架外形设计方法

在静气动弹性分析的基础上,开展飞机型架外形的设计工作是大型飞机设计中的重要内容,其直接关系到飞机的制造以及最终的气动性能。本文在反推法^[33]和基于扭转角单变量迭代修正方法^[34]的基础上,应用了同时考虑扭转角和弯曲变形双变量迭代修正的型架外形设计方法^[35],保证型架外形在设计巡航状态飞行时,气动性能能够尽可能恢复到巡航设计状态(详细流程参见文献[35])。

3 结果分析

共考虑 6 个不同巡航工况,在同一次巡航任务中,巡航高度 $H = 11\ 000$ m、巡航马赫数 $Ma = 0.785$ 均保持不变,动压 $\bar{q} = 9\ 760.1$ Pa。飞机重

量随着燃油消耗变小,本文算例中,各巡航工况半模质量如表 3 所示,从巡航工况 1~巡航工况 6,飞机质量逐渐减小。为了便于说明,将不同优化条件下所考虑巡航工况列入表 4。

表 3 各巡航工况半模质量分布

Table 3 Half model mass distribution of each cruise condition

巡航工况编号	半模质量/kg
1	42 258
2	41 258
3	40 258
4	39 258
5	36 258
6	33 258

表 4 各优化条件所考虑巡航工况

Table 4 Cruise conditions considered in each optimization condition

单巡航工况 优化条件编号	单 1	单 2	单 3	单 4	单 5	单 6
所考虑巡航 工况编号	1	2	3	4	5	6
多巡航工况 优化条件编号	多 1		多 2		多 3	
所考虑巡航 工况编号	1,4		1,2,3,4		1,2,3,4,5,6	

3.1 适应度

如 1.5 节所述,适应度经过正则化处理,本算例包括 1 个目标函数提供的适应度以及 41 个约束函数提供的适应度,其权重系数之和表示为 ω_{sum} ,如下:

$$\omega_{sum} = a + \sum_{i=1}^{n_c} \omega_i \quad (11)$$

式中: ω_i 为第 i 个约束函数权重系数。本算例中 $\omega_{sum} = 59$ 。

对 6 个单巡航工况优化条件“单 1”~“单 6”以及 3 个多巡航工况优化条件分别进行优化计算,将优化后的结果再分别代入 6 个巡航工况下,得出不同优化条件下各工况适应度如图 5 所示,不同优化条件下平均适应度如图 6 所示。可以看出,单工况优化条件下,随着飞机重量减小,平均适应度逐渐降低,而所有多工况优化条件下的平均适应度都比适应度最高的单工况高,而且随着工况数的增加而增加。从图 5 可以看出,单工况优化条件平均适应度之所以逐渐降低,是因为随着飞机重量的减少,偏离优化条件的巡航工况适应度迅速降低,从而影响了整体适应度。而多工况情况因为综合考虑了多个巡航工况的情况,各个巡航工况的适应度都保持在较高的值,从而整体适应度更高。

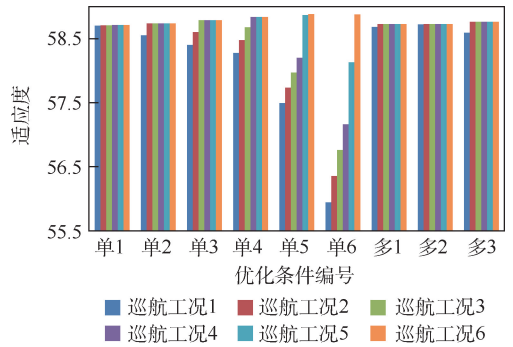


图 5 不同优化条件下各巡航工况适应度

Fig. 5 Fitness of each cruise condition under different optimization conditions

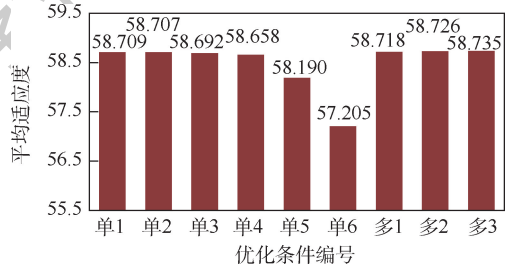


图 6 不同优化条件下所有巡航工况平均适应度

Fig. 6 Average fitness of all cruise conditions under different optimization conditions

3.2 翼尖位移

翼尖位移变形作为本算例中优化时的一个重要约束条件,也是研究飞机气动弹性问题的一个重要参数。考察各个优化条件下各巡航工况的翼尖变形,如图 7 所示。所有的优化条件下,对于巡航“单 1”~“单 6”,随着飞机质量逐渐减小,翼尖位移也逐渐减小。单工况优化条件(“单 1”~“单 6”)下,其优化时对应巡航工况的翼尖位移最接近约束位移,对于质量大于优化条件的巡航工

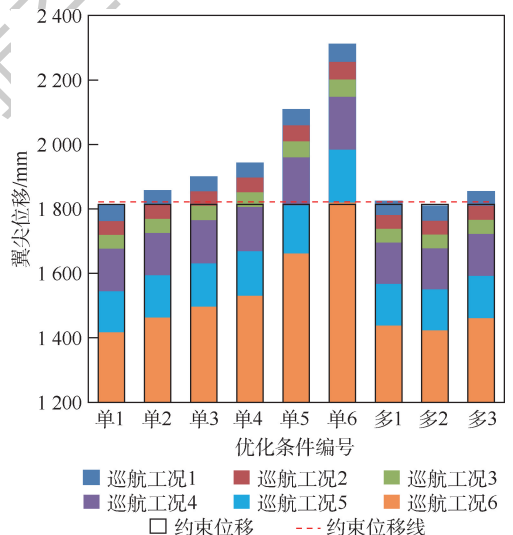


图 7 不同优化条件下各巡航工况翼尖位移

Fig. 7 Wing tip displacement of each cruise condition under different optimization conditions

况,翼尖位移大于约束位移,而且这种现象随着飞机质量减小越加明显。如 1.5 节所述,由于使用罚函数对约束条件进行处理,翼尖位移超过约束位移后会受到“惩罚”,这也是 3.1 节中单工况优化条件随着飞机质量减小适应度降低的主要原因;多工况优化条件下,质量最大的巡航工况“单 1”的翼尖位移接近于约束位移,其余巡航工况翼尖位移都低于约束位移。

3.3 优化后结构质量

各优化条件下优化后结构质量分布如图 8 所示,其中“初始”表示优化前原始机翼的结构质量。可知,优化后结构质量明显减轻。其中适应度最高的几个优化条件“单 1”、“多 1”~“多 3”,随着优化时考虑工况增加,优化后结构质量的减重增加。而其余单工况优化条件(“单 2”~“单 6”),虽然其结构质量减重更多,但是如前面所述,由于其某些工况下翼尖变形超过约束条件较多,适应度较低,因此其优化结果并不优于多工况优化。

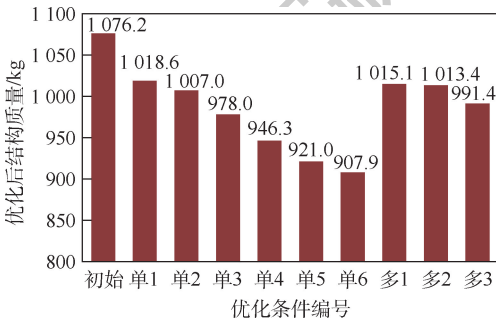


图 8 优化后结构质量

Fig. 8 Structure mass after optimization

3.4 优化后升阻比

基于 2.5 节的 CFD/CSD 松耦合静气动弹性分析方法和 2.6 节的型架外形设计方法,计算得到不同优化条件优化后机翼结构在各个巡航工况下静气弹平衡后的升阻比如图 9 所示,加权平均升阻比如图 10 所示,其中“初始”表示优化前原始机翼的设计巡航外形下的升阻比。可见,相对原始的巡航外形,巡航单工况优化条件下,优化后

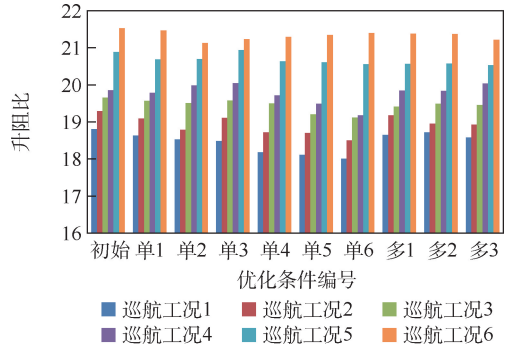


图 9 不同优化条件下各巡航工况升阻比

Fig. 9 Lift-to-drag ratio of each cruise condition under different optimization conditions

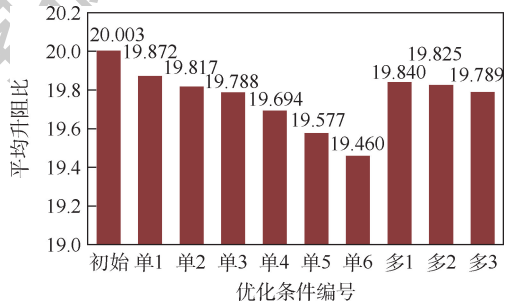


图 10 不同优化条件下平均升阻比

Fig. 10 Average lift-to-drag ratio under different optimization conditions

机翼升阻比都有所下降。随着飞机质量减小,其平均升阻比减小,且越到后面升阻比下降越剧烈;而综合多工况优化条件下,随着所考虑的优化巡航工况增加,平均升阻比也有下降趋势,但是这种趋势较为缓慢,仍然维持在较高水平。

3.5 耗油率变化

根据文献[36]知,升阻比提高 1%,能使油耗减少 1%,而结构质量减少 1%,油耗减少约为 0.7%~0.75% (本文算例中取 0.725%)。列出原始条件“初始”、单工况优化情况“单 1”,以及多工况优化情况“多 1”~“多 3”升阻比变化和结构质量变化及其相应油耗变化如表 5 所示。可见,经优化后飞机燃油消耗减少,而且优化条件中考虑巡航工况越多,最终燃油消耗减少越多。综合考虑多巡航工况优化对于减少燃油消耗、提高飞机经济性能有非常优异的效果。

表 5 优化后油耗变化

Table 5 Fuel consumption change after optimization

优化条件	工况数目	升阻比变化对油耗影响			结构质量变化对油耗影响			总油耗变化/%
		平均升阻比	升阻比变化/%	油耗变化/%	结构质量/kg	结构质量变化/%	油耗变化/%	
初始	0	20.003	0	0	1076.2	0	0	0
单1	1	19.872	-0.65	0.65	1018.6	-5.35	-3.88	-3.23
多1	2	19.840	-0.82	0.82	1015.1	-5.68	-4.12	-3.30
多2	4	19.825	-0.89	0.89	1013.4	-5.84	-4.23	-3.34
多3	6	19.789	-1.07	1.07	991.4	-7.88	-5.71	-4.64

4 结 论

本文提出的多工况气动弹性综合优化框架可以有效实现考虑多巡航工况的气动弹性优化、型架外形设计以及 CFD/CSD 松耦合气动弹性分析,使飞行器在不同的巡航工况都具有较好的性能,从而在整体上获得更好的性能。本文得出以下创新点:

1) 综合考虑多巡航工况结构优化设计能得到的比单巡航工况更高的适应度,且随着参与优化巡航工况数目增加而增加。

2) 综合多巡航工况气动弹性优化设计能有效减轻结构质量,且通过型架外形优化能将多巡航工况优化后机翼的气动性能维持在与设计巡航外形相当的水平,优化后飞行油耗减少,且油耗减少量随着优化时考虑巡航工况数量增加而增加。

3) 考虑了所有 6 个巡航工况的优化结果减少了 7.88% 机翼结构质量,降低了 4.64% 燃油消耗,有效提升了飞机经济性能。

参考文献 (References)

- [1] 崔勇. 提高航油使用效率控制航油成本[J]. 中国民用航空, 2008, 8: 22-25.
CUI Y. Fuel cost control by fuel efficiency improvement[J]. China Civil Aviation, 2008, 8: 22-25 (in Chinese).
- [2] CLIFF S E, REUTHER J J, SAUNDERS D A, et al. Single-point and multipoint aerodynamic shape optimization of high-speed civil transport[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(6): 998-1005.
- [3] LEOVIRIYAKIT K, JAMESON A. Multipoint wingplanform optimization via control theory: AIAA-2005-450 [R]. Reston: AIAA, 2005: 1-12.
- [4] 王晓鹏. 基于遗传算法的飞机气动优化设计[J]. 计算力学学报, 2002, 19(2): 188-191.
WANG X P. Optimization and design for aerodynamic configuration of aircraft based on genetic algorithm[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2002, 19(2): 188-191 (in Chinese).
- [5] 王晓璐, 朱自强, 刘周, 等. 基于 N-S 方程的翼型双设计点双目标优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(5): 503-507.
WANG X L, ZHU Z Q, LIU Z, et al. Bi-point/bi-objective optimization design of airfoil using N-S equations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 503-507 (in Chinese).
- [6] 朱自强, 王晓璐. 高升阻比翼型和机翼的多点优化设计[J]. 航空科学技术, 2008(1): 20-25.
ZHU Z Q, WANG X L. Multipoint optimization design of high lift-to-drag ratio for airfoil and wing[J]. Aeronautical Science and Technology, 2008(1): 20-25 (in Chinese).
- [7] 詹浩, 许晓平, 朱军. 气动外形多点优化设计研究[J]. 航空计算技术, 2007, 37(1): 19-21.
ZHAN H, XU X P, ZHU J. Multipoint optimization for aerodynamic shape[J]. Aeronautic Computing Technique, 2007, 37(1): 19-21 (in Chinese).
- [8] 林宇, 王和平. 基于遗传算法的负弯度翼型亚音速多点设计[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 45-47.
LIN Y, WANG H P. Subsonic multi-point design of a reflex foil based on genetic algorithm[J]. Aeronautic Computing Technique, 2009, 39(1): 45-47 (in Chinese).
- [9] 刘晓冬, 杨旭东. 基于伴随方法的机翼多设计点气动反设计方法[J]. 航空计算技术, 2012, 42(5): 60-64.
LIU X D, YANG X D. Inverse design for wing of multi-point aerodynamic based on adjoint method[J]. Aeronautic Computing Technique, 2012, 42(5): 60-64 (in Chinese).
- [10] 丁存伟, 杨旭东. 一种旋翼翼型多点多约束气动优化设计策略[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 52-57.
DING C W, YANG X D. Multi-point aerodynamic optimization design strategy of rotor airfoil with multi-constrain conditions[J]. Aeronautic Computing Technique, 2013, 43(1): 52-57 (in Chinese).
- [11] 陈学孔, 郭正, 易凡, 等. 低雷诺数翼型的气动外形优化设计[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(3): 300-307.
CHEN X K, GUO Z, YI F, et al. Aerodynamic shape optimization and design of airfoil with Reynolds number[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2014, 32(3): 300-307 (in Chinese).
- [12] 张德虎, 李军府, 李士途. 前加载翼型多点综合优化设计[J]. 航空工程进展, 2015, 6(1): 32-37.
ZHANG D H, LI J F, LI S T. Multipoints integrated optimization design of fore-loaded airfoil[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(1): 32-37 (in Chinese).
- [13] 杨体浩, 白俊强, 史亚云, 等. 考虑吸气分布影响的 HLFC 机翼优化设计[J]. 航空学报, 2017, 38(12): 6-20.
YANG T H, BAI J Q, SHI Y Y, et al. Optimization design for HLFC wings considering influence of suction distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 6-20 (in Chinese).
- [14] 柴啸. 客机总体参数与发动机参数综合优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017: 81-107.
CHAI X. A study on integrated optimization of airframe and engine parameters in conceptual design of airliners[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017: 81-107 (in Chinese).
- [15] CHAI X, YU X Q, WANG Y. Multipoint optimization on fuel efficiency in conceptual design of wide-body aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(1): 99-106.
- [16] 蒋城, 刘峰博, 李典, 等. 面向阻力发散的 CRM 机翼气动优化设计[J]. 航空计算技术, 2018, 48(5): 46-49.
JIANG C, LIU F B, LI D, et al. Aerodynamic optimization design of CRM wing faced on drag divergence[J]. Aeronautic Computing Technique, 2018, 48(5): 46-49 (in Chinese).
- [17] 雷国东, 李岩. 跨声速飞机高可信度多设计点多约束气动优化设计技术研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 9-18.
LEI G D, LI Y. Research of the multiple design-points high-fidelity aerodynamics optimization technologies for the transonic

- aircraft with the multiple constraints[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2019, 30(9): 9-18 (in Chinese).
- [18] 刘蕾, 胡磊, 郭雪岩, 等. 轴流风扇叶型多工况点气动优化设计[J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(11): 2551-2558.
LIU L, HU L, GUO X Y, et al. Multipoint optimization of axial-flow fan airfoil [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(11): 2551-2558 (in Chinese).
- [19] TOAL D J J, KEANE A J. Efficient multipoint aerodynamic design optimization via cokriging[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(5): 1685-1695.
- [20] GALLAR F, MEAUX M, MONTAGNAC M, et al. Aerodynamic aircraft design for mission performance by multipoint optimization; AIAA-2013-2582 [R]. Reston; AIAA, 2013; 1-17.
- [21] LIEM R P, KENWAY G K, MARTINS J R R A. Multi-point, multi-mission, high-fidelity aerostructural optimization of a long-range aircraft configuration; AIAA-2012-5706 [R]. Reston; AIAA, 2012; 1-25.
- [22] LIEM R P, KENWAY G K, MARTINS J R R A. Multimission aircraft fuel-burn minimization via multipoint aerostructural optimization[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(1): 104-122.
- [23] KENWAY G K, MARTINS J R R A. Multipoint high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration [J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(1): 144-160.
- [24] BURDETTE D A, KENWAY G K, MARTINS J R R A. Performance evaluation of a morphing trailing edge using multipoint aerostructural design optimization; AIAA-2016-0159 [R]. Reston; AIAA, 2016; 1-15.
- [25] BROOKS T R, MARTINS J R R A, KENNEDY G J. High-fidelity multipoint aerostructural optimization of a high aspect ratio tow-steered composite wing; AIAA-2017-1350 [R]. Reston; AIAA, 2017; 1-16.
- [26] 罗志凡, 荣见华, 杜海珍. 基于遗传算法和梯度算法的桁架结构动力学形状优化[J]. *振动与冲击*, 2003, 22(2): 42-44.
LUO Z F, RONG J H, DU H Z. Shape optimization for truss dynamic problems based on genetic algorithm and gradient algorithm [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2003, 22(2): 42-44 (in Chinese).
- [27] 万志强, 杨超, 酆正能. 混合遗传算法在气动弹性多学科优化中的应用[J]. *北京航空航天大学学报*, 2004, 30(12): 1142-1146.
WAN Z Q, YANG C, LI Z N. Application of hybrid genetic algorithm in aeroelastic multidisciplinary optimization [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 30(12): 1142-1146 (in Chinese).
- [28] RODDEN W P, JOHNSON E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide [Z]. 68ed. Los Angeles: MSC Corporation, 1994; 35-65.
- [29] NEILL D J, HERENDEEN D L, VENKAYYA V B. ASTROS enhancements; ASTROS theoretical manual; WL-TR-95-3006 [R]. New York: Wright Laboratory, 1995; 5-11.
- [30] 管德. 飞机气动弹性力学手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1994; 126-134.
GUAN D. Manual of aircraft aeroelastic mechanics [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994; 126-134 (in Chinese).
- [31] 万志强, 杨超. 大展弦比复合材料机翼气动弹性优化[J]. *复合材料学报*, 2005, 22(3): 145-149.
WAN Z Q, YANG C. Aeroelastic optimization of a high aspect ratio composite wing [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2005, 22(3): 145-149 (in Chinese).
- [32] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002; 102-120.
YANG N B, ZHANG Y N. Composite aircraft structural design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002; 102-120 (in Chinese).
- [33] 杨国伟, 郑冠男. 基于静气动弹性效应的飞机型架外形修正方法研究[J]. *航空工程进展*, 2011, 2(2): 143-150.
YANG G W, ZHENG G N. Aircraft jig-shape correction method based on static aeroelastic analyses [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2011, 2(2): 143-150 (in Chinese).
- [34] 梁强, 杨永年, 叶正寅. 三维机翼的型架外形设计研究[J]. *西北工业大学学报*, 2002, 20(2): 262-264.
LIANG Q, YANG Y N, YE Z Y. Analysis of jig-shape design for elastic wing [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2002, 20(2): 262-264 (in Chinese).
- [35] 梁路. 大型飞机弹性机翼型架外形设计与气动弹性优化研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011; 46-64.
LIANG L. Study of jig shape design and aeroelastic optimization on flexible wings of large aircraft [D]. Beijing: Beihang University, 2011; 46-64 (in Chinese).
- [36] 王晓宇. 基于 QAR 的飞机燃油消耗特性及节油飞行研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2015; 37-48.
WANG X Y. Research on aircraft fuel consumption characteristics and fuel-efficient flight based on QAR [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2015; 37-48 (in Chinese).

Aeroelastic optimization of large aircraft considering multiple cruise conditions

LI Xuyang¹, WAN Zhiqiang¹, WANG Xiaozhe^{2,*}, YANG Lujia³, YANG Chao¹

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

2. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Equipment and Electronics Integrated Supply Division, AVIC Supply Corporation, Beijing 102008, China)

Abstract: Aiming at the problem of poor performance at off-design points in the current common single-point optimization design method of large aircraft wings considering multiple cruise conditions, a synthetical aeroelastic optimization framework with multiple cruise conditions is proposed, and the multi-point aeroelastic optimization of a large aircraft composite wing is studied. The laminate thickness of skin, web, flange and other composite components of the jig shape is optimized to minimize the wing structure weight using genetic algorithm, subjected to the constraints of aeroelasticity, stress/strain, strength and other conditions, and the jig shape design is carried out according to the optimization results. The lift-to-drag characteristics of the optimization results are analyzed and verified by the high-precision CFD/CSD coupling method. The results show that the multi-point aeroelastic optimization can effectively reduce the structure weight and maintain the aerodynamic performance of the pre-designed cruise configuration, thus reducing the overall fuel consumption. Furthermore, the results of multi-point optimization and single-point optimization are compared and the relationship between the considered cruise conditions number and the optimization results is analyzed. The results show that the performance of the multi-point aeroelastic optimization is better than that of the single-point aeroelastic optimization, and the overall performance increases with the increase of the number of cruise conditions considered in the optimization.

Keywords: large aircraft; multiple cruise conditions; multi-point optimization; aeroelastic optimization; weighting fitness

Received: 2020-06-20; **Accepted:** 2020-09-30; **Published online:** 2020-10-15 10:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201014.1921.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFB0503002, 2016YFB0200703); CAAC Key Laboratory of General Aviation Operation (Civil Aviation Management Institute of China) (CAMICKFJJ-2019-02)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0251

基于改进加权响应面的结构可靠度计算方法



吴洁^{1,2}, 张建国^{1,2,*}, 游令非^{1,2}, 叶楠^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 可靠性与环境工程技术国防科技重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 在结构可靠度分析中, 响应面法由于具有良好的适用性和可操作性, 是目前广泛使用的基于代理模型的分析方法。针对响应面法的计算效率和精度难以平衡兼顾等难点问题, 提出一种基于改进加权响应面的结构可靠度计算方法。首先, 在迭代过程中, 同时考虑样本点与验算点距离、极限状态函数值、联合概率密度函数值 3 个权重因子对样本点进行赋权, 采用加权回归并重复利用已有样本点更新不含交叉项的二次多项式响应面函数。其次, 在迭代收敛后, 选取已有样本点中权重较大的样本点加权拟合含有交叉项的二次多项式响应面函数。最后, 结合数值算例和工程案例, 通过与传统抽样方法和其他响应面法进行对比, 验证了改进加权响应面法的可行性。结果表明所提方法具有较高效率的同时也保证了精度。

关键词: 结构可靠度; 响应面法; 响应面函数; 加权回归; 样本重用

中图分类号: TB114.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1638-08

在现有的结构可靠度分析方法中, 一次二阶矩法^[1]、二次二阶矩法^[2-3]的精度较低, 并且在非线性程度较高的情况下还会遇到无法收敛的问题。蒙特卡罗法^[4-5]虽然能够得到精确解, 但需要大量的抽样和计算时间, 限制了其实际应用。响应面法^[6]采用多项式函数来近似极限状态函数, 原理简单、易于操作且计算效率较高, 被广泛使用。

Bucher 和 Bourgund^[7]使用不带交叉项的二次多项式拟合极限状态函数, 并将响应面法应用于结构可靠度分析。Rajashkhar 和 Ellingwood^[8]通过自适应迭代进一步对响应面法进行改进。Kaymaz 和 McMahan^[9]赋予极限状态函数绝对值小的样本点更高的权重, 采用加权回归的方法确定不含交叉项的二次多项式响应面函数中的待定

系数。赵洁和吕震宙^[10]提出一种新的权重矩阵构造方法, 并采用线性多项式作为响应面函数。Nguyen 等^[11]提出双加权响应面法, 该方法考虑了 2 个权重因子(样本点到真实响应面的距离和样本点到验算点的距离), 并且第 1 次迭代响应面函数采用一次多项式, 后续迭代中采用含交叉项的二次多项式。李贵杰等^[12]在考虑联合概率密度函数值和极限状态函数值样本权重的加权线性响应面法基础上, 利用鞍点逼近方法近似其累积分布函数和概率密度函数后再进行可靠性分析。钟宏林等^[13]在加权响应面法的基础上, 为了避免回归矩阵的病态, 提出了新的权重表达式。李广博^[14]采用 Fourier 正交基神经网络响应面代替传统二次多项式, 并结合加权回归求解未知系数。张吉宁等^[15]在加权非线性响应面法的基础上, 通

收稿日期: 2020-06-11; 录用日期: 2020-08-07; 网络出版时间: 2020-08-28 15:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200828.1457.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51675026)

*通信作者. E-mail: zjg@buaa.edu.cn

引用格式: 吴洁, 张建国, 游令非, 等. 基于改进加权响应面的结构可靠度计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1638-1645. WU J, ZHANG J G, YOU L F, et al. Structural reliability calculation method based on improved weighted response surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1638-1645 (in Chinese).

过向量梯度投影方法改进样本点的选择。张学刚^[16]在迭代过程中采用混合响应面法,第 1 次迭代响应面函数采用一次多项式,后续迭代中采用不含交叉项的二次多项式,在迭代收敛后运用样本重用思想选取已有样本点并对其进行赋权来拟合含交叉项的二次多项式响应面函数。贾长安^[17]将连续插值取样和加权响应面法相结合提出了一种随机变量相关情形下的可靠度计算方法。侯振兴^[18]构造了一种指数型线性权数形式,同时将均匀试验设计法应用于加权线性响应面法。Lu 等^[19]提出加权回归的极值响应面法进行结构动态模糊可靠性分析。洪林雄等^[20]提出一种考虑样本点与设计点距离和样本点极限状态函数值大小的混合加权方法,并采用变向搜索算法寻找设计点。效率和精度的平衡兼顾是响应面法研究中的难点。目前,应用最为广泛的响应面表达式是不含交叉项的二次多项式,相较于含有交叉项的二次多项式,需要的样本点少,但是计算精度较低。此外,已有的响应面法大多在迭代中都只采用新样本点的信息,而忽视已有的样本点信息,造成大量资源的浪费。

针对上述不足,本文提出一种改进的加权响应面结构可靠度计算方法,运用加权回归方法并结合文献^[21]中提出的样本重复使用思想,在加速迭代收敛、提高计算效率的同时,可以较为精确地计算结构可靠度。首先,同时考虑样本点与验算点距离、极限状态函数值、联合概率密度函数值 3 个权重因子对各样本点赋权;其次,在迭代过程中重复利用之前产生的样本点以更新不含交叉项的二次多项式响应面函数;最后,在迭代收敛后,再次利用已有的样本点信息,采用加权回归方法拟合含交叉项的二次多项式响应面函数并计算结构可靠度。本文方法考虑了不同的权重因子,通过加权回归、样本多次重用和最后采用含交叉项的二次多项式拟合响应面函数,兼顾了响应面法的计算效率和精度,算例的计算结果验证了所提方法的可行性和优越性。

1 加权响应面法

在传统的响应面法中,一般采用最小二乘法求解响应面函数中的待定系数。而加权响应面法通过对各样本点赋权,基于加权回归的统计思想求解响应面函数中的待定系数,如式(1)

所示。通过赋予更接近失效面的样本点更高的权重,可以达到使越接近失效面的样本点在拟合响应面函数时起更重要作用的目的,从而提高拟合精度^[9]。

$$\mathbf{b} = (\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{g} \quad (1)$$

式中: \mathbf{A} 为回归矩阵; \mathbf{W} 为权重矩阵; \mathbf{g} 为样本点的极限状态函数值; \mathbf{b} 为响应面函数中的待定系数。

响应面函数不含交叉项时,回归矩阵的表达式为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & \cdots & x_{1n} & x_{11}^2 & \cdots & x_{1n}^2 \\ 1 & x_{21} & \cdots & x_{2n} & x_{21}^2 & \cdots & x_{2n}^2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & x_{m1} & \cdots & x_{mn} & x_{m1}^2 & \cdots & x_{mn}^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

响应面函数含交叉项时,回归矩阵的表达式为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & \cdots & x_{1n} & x_{11}x_{12} & \cdots & x_{1n-1}x_{1n} & x_{11}^2 & \cdots & x_{1n}^2 \\ 1 & x_{21} & \cdots & x_{2n} & x_{21}x_{22} & \cdots & x_{2n-1}x_{2n} & x_{21}^2 & \cdots & x_{2n}^2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & x_{m1} & \cdots & x_{mn} & x_{m1}x_{m2} & \cdots & x_{mn-1}x_{mn} & x_{m1}^2 & \cdots & x_{mn}^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

非线性加权响应面法的流程如图 1 所示^[22]。

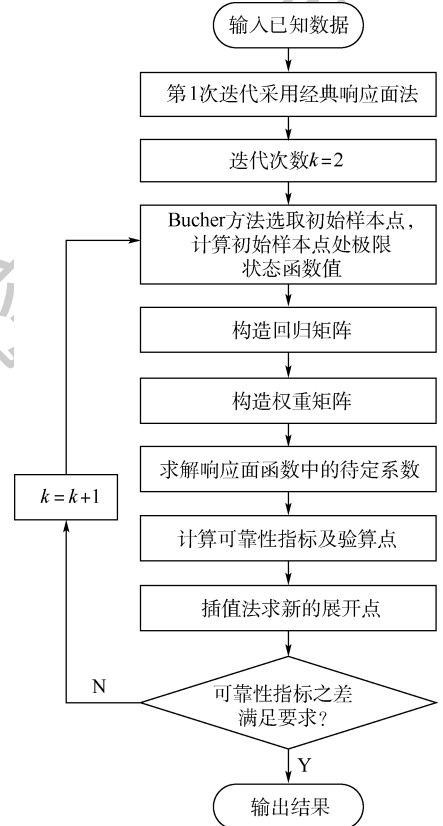


图 1 非线性加权响应面法流程^[22]

Fig. 1 Flowchart of weighted nonlinear response surface method^[22]

2 改进加权响应面法及其算法流程

2.1 响应面表达式的选择

不含交叉项的二次多项式是目前应用最为广泛的响应面函数表达式,在一定程度上可以反映极限状态函数的非线性程度,应用方便,只需较少的结构分析次数,但是对于非线性程度较大的极限状态函数,其计算误差较大,同时计算精度较低。虽然含有交叉项的二次多项式的计算精度较高,但因响应面函数中待定系数增多,使得求解需要的样本点增多,计算效率较低。本文结合这2种响应面函数表达式,在迭代过程中,采用不含交叉项的二次多项式拟合响应面函数,而在迭代收敛后采用含有交叉项的二次多项式拟合响应面函数,根据最终得到的含有交叉项的二次多项式计算可靠度。

不含交叉项的响应面函数表达式为

$$g(\mathbf{x}) = b_0 + \sum_{i=1}^n b_i x_i + \sum_{i=1}^n b_{n+i} x_i^2 \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]$ 为组成极限状态函数的 n 个随机变量; b_0, b_i, b_{n+i} 为待定系数,共 $2n + 1$ 个。

含交叉项的响应面函数表达式为

$$g(\mathbf{x}) = b_0 + \sum_{i=1}^n b_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j \geq i}^n b_{ij} x_i x_j \quad (5)$$

式中: b_0, b_i, b_{ij} 为待定系数,共 $2n + \frac{n(n-1)}{2} + 1$ 个。

2.2 权重矩阵的构造

样本点的权重决定了该样本点在加权回归分析中的作用,相对越重要的点,应该被赋予更大的权重。为了提高理想样本点并弱化不理想样本点在拟合响应面函数中所起的作用,对各样本点合理赋权,提出一种同时考虑样本点与验算点距离、极限状态函数值、联合概率密度函数值3个权重因子的权重矩阵构造方法。

在结构可靠性分析中,希望响应面函数能更好地逼近失效面,故第1个权重因子用来表征该样本点处极限状态函数绝对值 $|g(\mathbf{x})|$ 的大小, $|g(\mathbf{x})|$ 越小则表明该样本点越靠近失效面。该权重表达式赋予接近失效面的样本点较大的权重,远离失效面的样本点较小的权重,第 j 个样本点的第1个权重因子表达式为

$$g_{\text{best}} = \min |g(\mathbf{x}_j)| \quad g(\mathbf{x}_j) \neq 0 \quad (6)$$

式中: g_{best} 为已有样本点中极限状态函数绝对值的“最佳”值,即除去0以外的最小值; $g(\mathbf{x}_j)$ 为各样本点处的极限状态函数值。

$$w_{g_j} = \begin{cases} \frac{g_{\text{best}}}{|g(\mathbf{x}_j)|} & g(\mathbf{x}_j) \neq 0 \\ 1 & g(\mathbf{x}_j) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: w_{g_j} 为各样本点处第1个权重因子。

为了使响应面函数在概率上更好地替代失效面,第2个权重因子用来表征该样本点处联合概率密度函数值 $f(\mathbf{x})$ 的大小,目的是赋予联合概率密度函数值较大的样本点更大的权重,反之赋予样本点的权重越小,第 j 个样本点的第2个权重因子表达式如下:

$$f_{\text{best}} = \max f(\mathbf{x}_j) \quad (8)$$

式中: f_{best} 为已有样本点中联合概率密度函数值的“最佳”值,即最大值; $f(\mathbf{x}_j)$ 为各样本点处联合概率密度函数值。

$$w_{f_j} = \frac{f(\mathbf{x}_j)}{f_{\text{best}}} \quad (9)$$

式中: w_{f_j} 为各样本点处第2个权重因子。

第3个权重因子用来表征该样本点与验算点之间的距离。该权重表达式赋予更接近验算点的样本点更大的权重,使其在回归分析中起到更大的作用。参考文献[20]中的方法,权函数以样条函数的形式给出:

$$d_j = \|\mathbf{x}^{*(k)} - \mathbf{x}_j\| \quad (10)$$

式中: d_j 为各样本点与验算点的距离; $\mathbf{x}^{*(k)}$ 为第 k 次迭代中的验算点; \mathbf{x}_j 为样本点。

$$d_{\text{max}} = \max d_j \quad (11)$$

式中: d_{max} 为已有样本点中样本点与验算点的最大距离。

$$s_j = \frac{d_j}{d_{\text{max}}} \quad (12)$$

$$w_{d_j} = \begin{cases} 1 - 6s_j^2 + 8s_j^3 - 3s_j^4 & 0 \leq s_j \leq 1 \\ 0 & s_j > 1 \end{cases} \quad (13)$$

式中: w_{d_j} 为各样本点处第3个权重因子。

取3个权重的平均加权,得到最终各样本点处的混合权重:

$$w_j = \frac{w_{g_j} + w_{f_j} + w_{d_j}}{3} \quad (14)$$

以各样本点的混合权重为对角线元素构造权重矩阵:

$$\mathbf{W} = \text{diag}(w_1, w_2, \dots, w_m) \quad (15)$$

2.3 算法流程

步骤 1 第 1 次迭代 ($k=1$) 采用经典响应面法,初始迭代一般取均值点 $\boldsymbol{\mu}_x = [\mu_{x_1}, \mu_{x_2}, \dots, \mu_{x_n}]$ 为抽样中心,计算得到新抽样中心 $\boldsymbol{x}^{(1)}$ 和可靠度指标 $\beta^{(1)}$ 。

步骤 2 在第 k 次迭代中,采用 Bucher 方法选取初始样本点,即 $\boldsymbol{x}^{(k-1)} = (x_1^{(k-1)}, x_2^{(k-1)}, \dots, x_n^{(k-1)})$ 和 $(x_1^{(k-1)}, x_2^{(k-1)}, \dots, x_i^{(k-1)} \pm f^{(k)} \sigma_i, \dots, x_n^{(k-1)})$ ($i=1, 2, \dots, n$), 并计算极限状态函数的真实值 $g(\boldsymbol{x})$, σ_i 为随机变量的标准差。 $\boldsymbol{x}^{(k-1)}$ 为上一次迭代中计算得到的抽样中心, $f^{(k)}$ 为第 k 次迭代的插值系数。

步骤 3 用第 k 次迭代新增的 $2n+1$ 个样本点及第 $k-1$ 次迭代的 $(k-1) \times (2n+1)$ 个样本点, 共计 $m = k \times (2n+1)$ 个样本点, 由式(2)构造回归矩阵 \boldsymbol{A} 。

步骤 4 根据各个样本点的极限状态函数值、联合概率密度函数值以及与验算点的距离计算 3 个权重因子, 由式(14)确定各个样本点的混合权重并由式(15)构造权重矩阵 \boldsymbol{W} 。

步骤 5 进行加权回归分析, 由式(1)拟合不含交叉项的响应面函数, 求解响应面函数中的待定系数。

步骤 6 根据不含交叉项的响应面函数, 采用一次二阶矩法计算验算点 $\boldsymbol{x}^{*(k)}$ 和可靠度指标 $\beta^{(k)}$ 。

步骤 7 用均值点和验算点进行线性插值, 采用插值法计算下一次迭代的抽样中心 $\boldsymbol{x}^{(k)}$:

$$\boldsymbol{x}^{(k)} = \boldsymbol{\mu}_x + \frac{g(\boldsymbol{\mu}_x)}{g(\boldsymbol{\mu}_x) - g(\boldsymbol{x}^{*(k)})} (\boldsymbol{x}^{*(k)} - \boldsymbol{\mu}_x) \quad (16)$$

步骤 8 判断 $\left| \frac{\beta^{(k)} - \beta^{(k-1)}}{\beta^{(k-1)}} \right| < \varepsilon$ (ε 为预先给定的精度要求) 是否满足; 如果精度不足, $k = k + 1$, 重复步骤 2 ~ 步骤 7, 直到满足精度要求。

步骤 9 迭代收敛后, 在已有的样本点中选取权重最大的 n_w 个样本点 ($n_w \geq$ 含交叉项响应面函数中未知系数的个数), 由式(3)和式(15)根据已有样本点信息重新构造回归矩阵 \boldsymbol{A} 和权重矩阵 \boldsymbol{W} 后, 再由式(1)加权回归拟合含交叉项的响应面函数并计算可靠度。

改进加权响应面法流程如图 2 所示。

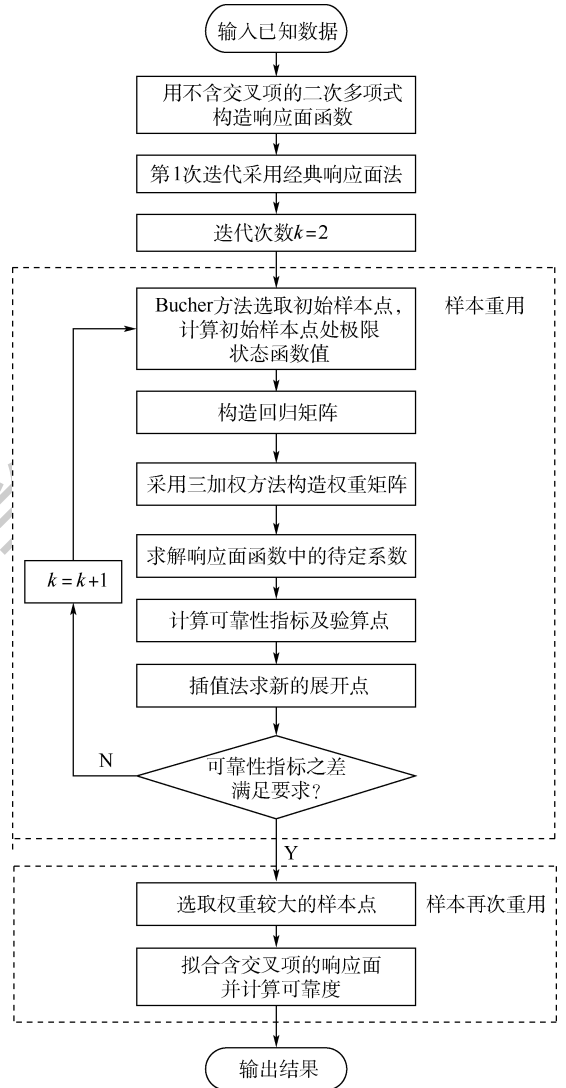


图 2 改进加权响应面法流程

Fig. 2 Flowchart of improved weighted response surface method

3 算例

3.1 算例 1

指数型极限状态函数表达式为
$$g(\boldsymbol{x}) = \exp[0.4(x_1 + 2) + 6.2] - \exp(0.3x_2 + 5) - 200 \quad (17)$$

式中: x_1, x_2 均服从标准正态分布。

图 3 为改进加权响应面法的求解过程。经过 3 次迭代达到理想的收敛, 迭代收敛后用含交叉项的响应面函数再次拟合, 对其求解得到最终的可靠度指标。

用蒙特卡罗法、经典响应面法、线性加权响应面法、单加权响应面法、双加权响应面法和改进加权响应面法求解得到的计算结果如表 1 所示。由表可以看出, 经典响应面法所需结构分析次数最多, 误差较大; 由于该算例非线性程度较高, 线性

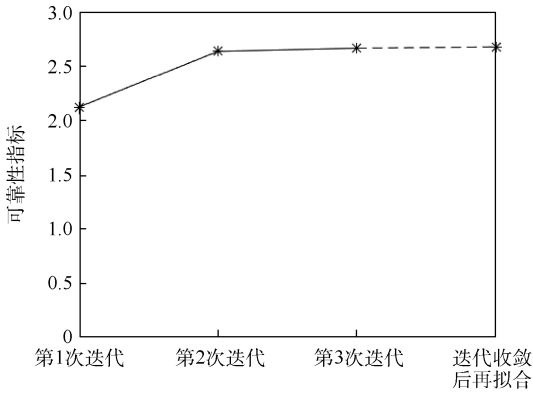


图3 算例1求解过程

Fig. 3 Solving process of Example 1

加权响应面法虽然快速收敛,但计算误差最大,为7.178 36%;单加权响应面法一定程度上减少了结构分析次数,但计算误差比经典响应面法更大;双加权响应面法相比经典响应面法在效率和精度上都有所提升;改进加权响应面法只需15次结构分析,仅为经典响应面法结构分析次数的一半,且计算误差最小,仅为1.849 81%。可以看出,由于改进加权响应面法同时考虑了样本点与验算点距离、极限状态函数值、联合概率密度函数值3个权重因子并对样本点多次重用,在第2次迭代后既快速收敛,同时精度达到了较理想的状态。

表1 算例1计算结果比较

Table 1 Comparison of calculation results of Example 1

方法	失效概率	误差/%	结构分析次数	计算时间/s
蒙特卡罗法	0.003 622	0	10 000 000	
经典响应面法	0.003 369	6.985 09	30	0.061
线性加权响应面法	0.003 362	7.178 36	20	0.023
单加权响应面法	0.003 366	7.067 92	20	0.026
双加权响应面法	0.003 393	6.322 37	20	0.034
改进加权响应面法	0.003 689	1.849 81	15	0.048

3.2 算例2

带有集中力的悬臂梁如图4所示。弹性模量 E 、截面惯性矩 I 以及施加的载荷力 P 均为服从正态分布的独立随机变量: $E \sim N(2 \times 10^7, 0.5 \times 10^7)$ kN/m², $I \sim N(1 \times 10^{-4}, 0.1 \times 10^{-4})$ m⁴, $P \sim N(8, 2.5)$ kN。长度为常量 $L = 5$ m。考虑该悬臂梁的最大变形作为极限状态,建立极限状态函数如下:

$$g(E, I, P) = EI - 78.125P \quad (18)$$

采用改进加权响应面法计算该悬臂梁的失效概率,迭代过程如图5所示。其他对比方法同算例1,对比表2中各方法的计算结果,发现改进加权响应面法计算得到的失效概率与蒙特卡罗模拟 10^7 次得到的理论解基本一致,说明改进加权响应面法在计算精度方面更具优势,失效概率的计算误差仅为0.134 25%。在效率方面,改进加权响应面法结构分析次数最少,只需21次。算例结果说明,在实际工程应用中改进加权响应面法依然具有较大的优势。

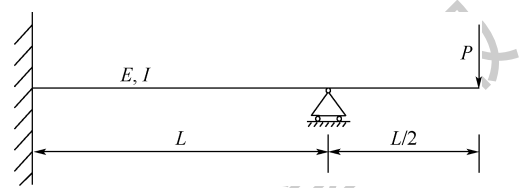


图4 带有集中力的悬臂梁

Fig. 4 A cantilever beam with concentrated force

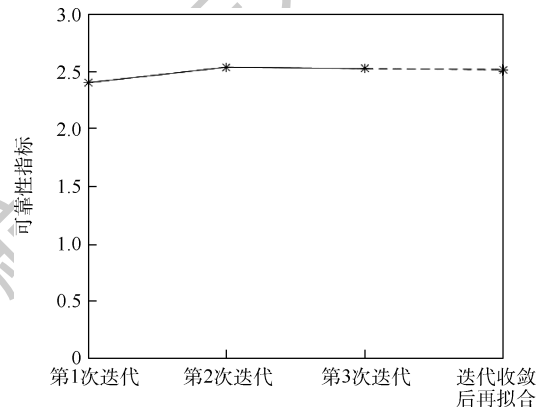


图5 算例2求解过程

Fig. 5 Solving process of Example 2

表2 算例2计算结果比较

Table 2 Comparison of calculation results of Example 2

方法	失效概率	误差/%	结构分析次数	计算时间/s
蒙特卡罗法	0.005 959	0	10 000 000	
经典响应面法	0.005 691	4.497 40	56	0.026
线性加权响应面法	0.005 691	4.497 40	28	0.021
单加权响应面法	0.005 689	4.530 96	49	0.031
双加权响应面法	0.005 861	1.644 57	21	0.030
改进加权响应面法	0.005 967	0.134 25	21	0.052

3.3 算例 3

十杆桁架结构如图 6 所示。该桁架在节点 5 与节点 6 处简支,节点 2 与节点 4 处承受相同大小的竖直向下载荷 $P = 10^5 \text{ lb}$ ($1 \text{ lb} = 0.453 592 37 \text{ kg}$),水平杆和垂直杆的杆长均为 $L = 360 \text{ in}$ ($1 \text{ in} = 0.025 4 \text{ m}$)。结构材料为铝合金,弹性模量 $E = 10^7 \text{ psi}$ ($1 \text{ psi} = 6.895 \text{ kPa}$)。水平杆、垂直杆以及倾斜杆取自 3 种不同横截面积的铝合金杆件,基本随机变量为 3 种杆件结构的横截面积: $S_1 \sim N(13, 1.3) \text{ in}^2$, $S_2 \sim N(2, 0.2) \text{ in}^2$, $S_3 \sim N(9, 0.9) \text{ in}^2$ ($1 \text{ in}^2 = 0.092 903 04 \text{ m}^2$)。节点 2 处的允许位移为 $d_{\text{allow}} = 3.5 \text{ in}$,则该十杆桁架结构的极限状态函数表达式为

$$g(\mathbf{S}) = d_{\text{allow}} - d_{\text{real}} \quad (19)$$

式中: $\mathbf{S} = [S_1, S_2, S_3]$, S_1, S_2, S_3 分别为水平杆、垂直杆以及倾斜杆的横截面积; d_{real} 为节点 2 处的实际位移值。

图 7 为单次 ANSYS 仿真计算结果,节点 2 处的实际位移为 $0.096 495 \text{ m}$,即 $3.799 016 \text{ in}$ 。图 8 为改进加权响应面法的求解过程。利用改进加权响应面法对十杆桁架求解可靠度,并和蒙特卡罗法、经典响应面法、线性加权响应面法、单加权响应面法、双加权响应面法的结果进行对比,如表 3 所示。其中,蒙特卡罗法的计算结果由文献[23]提供,作为精确解。改进加权响应面法的

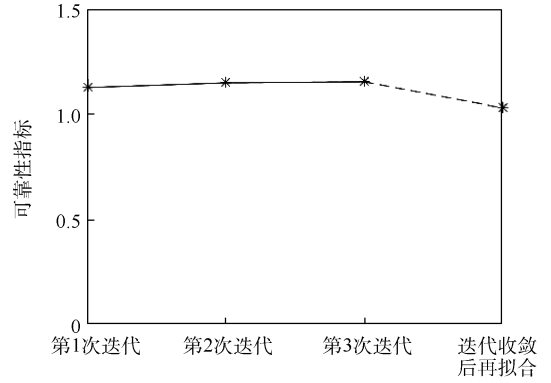


图 8 算例 3 求解过程

Fig. 8 Solving process of Example 3

表 3 算例 3 计算结果比较

Table 3 Comparison of calculation results of Example 3

方法	失效概率	误差/%	结构分析次数
蒙特卡罗法 ^[23]	0.844 20	0	100 000
经典响应面法	0.836 41	0.922 77	196
线性加权响应面法	0.879 58	4.199 10	21
单加权响应面法	0.838 17	0.714 29	28
双加权响应面法	0.836 32	0.933 43	49
改进加权响应面法	0.848 89	0.555 56	21

结构分析次数较经典响应面法显著减少,并且计算结果的精度更高,可以看出对于非线性较强的结构其优势较显著。线性加权响应面法、单加权响应面法、双加权响应面法在一定程度上也降低了结构分析次数,但误差均大于改进加权响应面法。该工程算例的计算结果进一步验证了改进加权响应面法在计算效率和精度上的优越性。

4 结论

针对响应面法的计算效率和精度难以平衡兼顾的问题,提出一种基于改进加权响应面的结构可靠度计算方法,经案例验证表明:

1) 提出了综合考虑 3 个权重因子的权重矩阵构造方法,有效选取了样本点,提高了理想样本点,并弱化了不理想样本点在拟合响应面函数中所起的作用。

2) 在迭代过程中,多次重用已知样本点更新响应面函数,既没有浪费已有样本点中的有用信息,又不会引入劣质样本点而降低响应面的拟合精度,充分利用了已知样本点信息,提高了计算效率。

3) 迭代收敛后,选取权重较大的样本点并采用加权回归方法拟合含交叉项的响应面函数,再次重复使用已知样本点,在不增加结构分析次数的同时提高了计算精度。

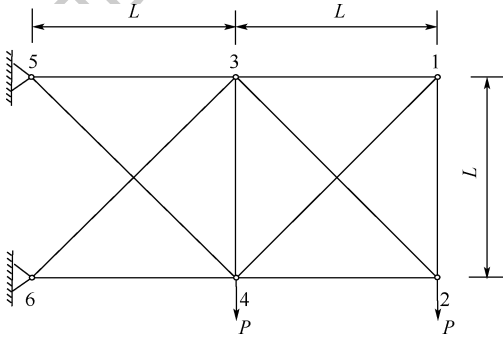


图 6 十杆桁架结构

Fig. 6 Ten-bar truss structure

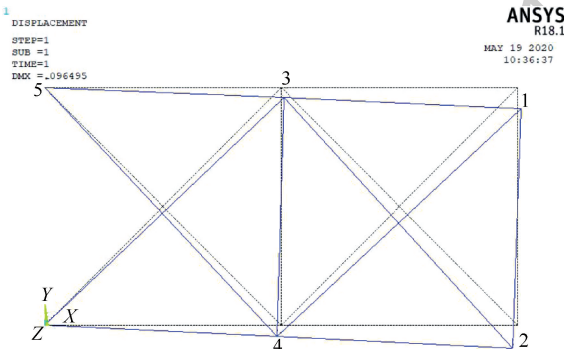


图 7 十杆桁架 ANSYS 仿真结果

Fig. 7 ANSYS simulation results of ten-bar truss

参考文献 (References)

- [1] 徐铭阳,刘林江. 可靠度理论及一次二阶矩法概述[J]. 山西建筑,2016,42(8):67-68.
XU M Y, LIU L J. Illustration on reliability theory and first-order second-moment method[J]. Shanxi Architecture, 2016, 42(8):67-68 (in Chinese).
- [2] BREITUNG K. Asymptotic approximations for multinormal integrals[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1984, 110(3):357-366.
- [3] 张明. 结构可靠度分析——方法与程序[M]. 北京:科学出版社,2009:68-77.
ZHANG M. Structural reliability analysis: Methods and procedures[M]. Beijing: Science Press, 2009:68-77 (in Chinese).
- [4] 吕震宙,宋淑芳,李洪双,等. 结构机构可靠性及可靠性灵敏度分析[M]. 北京:科学出版社,2009:98-104.
LV Z Z, SONG S F, LI H S, et al. Reliability and reliability sensitivity analysis of structural mechanism[M]. Beijing: Science Press, 2009:98-104 (in Chinese).
- [5] ROBERT C P, CASELLA G. Monte Carlo statistical methods[M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 2004:79-122.
- [6] 赵国藩. 工程结构可靠性理论与应用[M]. 大连:大连理工大学出版社,1996:145-158.
ZHAO G F. Reliability theory and its applications for engineering structures[M]. Dalian: Dalian University of Technology Press, 1996:145-158 (in Chinese).
- [7] BUCHER C G, BOURGUND U. A Fast and efficient response surface approach for structural reliability problems[J]. Structural Safety, 1990, 7(1):57-66.
- [8] RAJASHEKHAR M R, ELLINGWOOD B R. A new look at the response surface approach for reliability analysis[J]. Structural Safety, 1993, 12(3):205-220.
- [9] KAYMAZ I, MCMAHON C A. A response surface method based on weighted regression for structural reliability analysis[J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2005, 20(1):11-17.
- [10] 赵洁,吕震宙. 隐式极限状态方程可靠性分析的加权响应面法[J]. 机械强度,2006,28(4):512-516.
ZHAO J, LV Z Z. Response surface method for reliability analysis of implicit limit state equation based on weighted regression[J]. Journal of Mechanical Strength, 2006, 28(4):512-516 (in Chinese).
- [11] NGUYEN X A, SELIER A, DUPRAT F, et al. Adaptive response surface method based on a double weighted regression technique[J]. Probabilistic Engineering Mechanics, 2009, 24(2):135-143.
- [12] 李贵杰,吕震宙,赵新攀. 基于加权线性响应面的结构可靠性估计的鞍点逼近方法[J]. 机械强度,2010,32(6):917-921.
LI G J, LV Z Z, ZHAO X P. Saddlepoint approximation of structural reliability on weighted linear response surface method[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(6):917-921 (in Chinese).
- [13] 钟宏林,吴剑国,王恒军. 可靠性分析的双加权响应面法[J]. 浙江工业大学学报,2010,38(2):218-221.
ZHONG H L, WU J G, WANG H J. Reliability analysis of response surface method based on a double weighted regression technique[J]. Journal of Zhejiang University of Technology, 2010, 38(2):218-221 (in Chinese).
- [14] 李广博. Fourier 正交神经网络加权响应面法的结构可靠性分析[D]. 长春:吉林大学,2014:37-41.
LI G B. Structural reliability analysis based on Fourier orthogonal neural network weighted response surface method[D]. Changchun: Jilin University, 2014:37-41 (in Chinese).
- [15] 张吉宁,郭书祥,唐承,等. 基于向量投影取样的改进加权响应面法[J]. 科学通报,2017,62(17):1854-1860.
ZHANG J N, GUO S X, TANG C, et al. An improved weighted response surface method based on vector projection sampling[J]. Chinese Science Bulletin, 2017, 62(17):1854-1860 (in Chinese).
- [16] 张学刚. 一种改进响应面法结构可靠度计算方法[J]. 机械强度,2018,40(6):1382-1388.
ZHANG X G. Structural reliability analysis based on an improvement of the response surface method[J]. Journal of Mechanical Strength, 2018, 40(6):1382-1388 (in Chinese).
- [17] 贾长安. 基于随机变量相关和失效模式相关的结构可靠性算法研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2018:34-41.
JIA C A. The study on structural reliability algorithm based on random variable correlation and failure mode correlation[D]. Xi'an: Xidian University, 2018:34-41 (in Chinese).
- [18] 侯振兴. 基于响应面法的结构可靠度计算方法研究[D]. 秦皇岛:燕山大学,2019:20-23.
HOU Z X. Research on structural reliability calculation method based on response surface method[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2019:20-23 (in Chinese).
- [19] LU C, FENG Y W, FEI C W. Weighted regression-based extremum response surface method for structural dynamic fuzzy reliability analysis[J]. Energies, 2019, 12(9):1-16.
- [20] 洪林雄,李华聪,彭凯,等. 基于高效搜索方法的可靠性分析改进响应面法[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(4):95-102.
HONG L X, LI H C, PENG K, et al. Improved response surface method of reliability analysis based on efficient search method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4):95-102 (in Chinese).
- [21] 冯欢欢,蒋向华. 样本重复使用失效响应曲线分析结构可靠度方法[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2228-2234.
FENG H H, JIANG X H. Sample points reused failure response curve method for structural reliability analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10):2228-2234 (in Chinese).
- [22] 赵洁. 机械可靠性分析的响应面法研究[D]. 西安:西北工业大学,2006:23-27.
ZHAO J. Research on response surface method of mechanical reliability analysis[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006:23-27 (in Chinese).
- [23] CHOI S K, CANFIELD R A, GRANDHI R. Reliability-based structural design[M]. Berlin: Springer, 2007:138-141.

Structural reliability calculation method based on improved weighted response surface

WU Jie^{1,2}, ZHANG Jianguo^{1,2,*}, YOU Lingfei^{1,2}, YE Nan^{1,2}

(1. School of Reliability and System Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Science and Technology on Reliability and Engineering Laboratory, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Response surface method is a widely used agent model analysis method for structural reliability analysis because of its good applicability and maneuverability. Aimed at the difficulties of the response surface method, such as balancing the efficiency and accuracy, a structural reliability calculation method based on improved weighted response surface is proposed. In the iterative process, three weighting factors, including the distance between the sample point and the design point, the absolute value of limit state function and the value of joint probability density function, are considered to weight the sample points. The quadratic polynomial response surface function without cross term is updated by weighted regression and reusing all known sample points. After the iterative convergence, the sample points with the larger weight among the existing sample points are selected to fit the quadratic polynomial response surface function with cross terms. Finally, with numerical examples and engineering cases, the feasibility of the proposed method is verified by comparing with traditional sampling methods and other response surface methods. The results show that the proposed method has higher efficiency and meanwhile guarantees accuracy.

Keywords: structural reliability; response surface method; response surface function; weighted regression; sample points reused

Received: 2020-06-11; **Accepted:** 2020-08-07; **Published online:** 2020-08-28 15:56

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200828.1457.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51675026)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0235

基于帝国竞争优化的双目标综合决策选星算法



邱明^{1,2}, 严勇杰², 孙蕊^{1,*}, 张文字¹

南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106; 2. 空中交通管理系统与技术国家重点实验室, 南京 210007)

摘 要: 全球卫星导航系统(GNSS)的应用前景已经得到世界各国的普遍承认,其应用领域也趋于多样化,在此背景下,卫星接收机也要求其具有更快的解算速度和可靠的精度。针对目前多数接收机的选星算法都是固定选星数目从而限制算法机动性的问题,提出基于帝国竞争优化算法(ICA)的双目标综合决策选星算法。为了更好地获取几何构型较好的卫星星座,引入可见卫星的卫星仰角和方向角先验信息,进行先验性约束,通过构建几何精度因子(GDOP)以及选星数目2个目标,进行综合决策的快速选星,提高了选星的灵活度,并且在满足用户精度的要求下减轻了多星座卫星接收机的计算负担。通过仿真实验和实测数据对双目标综合决策选星算法验证的结果表明:所提算法在高度截止角 5° 下引入先验性约束条件后平均选星数目在仿真数据和实测数据中缩减率分别为51.8%和45.4%,平均GDOP值较无约束下分别减少0.209 2和0.248 4。同时,所提算法单次选星平均耗时分别为0.168 4 s和0.303 1 s,与遍历法的选星耗时4 s相比,提高了95.79%和92.42%。

关键词: 全球卫星导航系统(GNSS); 多星座组合导航; 帝国竞争优化算法(ICA); 几何精度因子(GDOP); 选星

中图分类号: V249.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1646-10

随着全球卫星导航系统(GNSS)的快速发展,其被广泛运用在工程应用中(测量、导航等)为人类带来了巨大的社会和经济效益^[1]。然而,快速发展的同时对目前的全球卫星导航系统的导航性能提出了更高的要求,其中包括更好的实时性、更高的精度和更强的可靠性。在此背景下,各国大力发展自己的全球卫星导航系统,其中包括中国的BDS、美国的GPS、俄罗斯的GLONASS以及欧盟的Galileo。全球卫星导航系统随着多星座建设的发展,未来四大全球卫星导航系统将提供超过百颗的卫星供用户接收机进行导航服务^[2]。虽然,这将极大提高用户的可用卫星数,然而过多的

可见卫星提供的冗余信息也会增加接收机导航定位解算的耗时。在满足实际应用过程中定位结果的精度要求下,为了提高接收机实时解算的性能,可以从接收机观测到的所有可见卫星中挑选出几何布局较好的星座进行定位解算^[3],这种选取卫星的方法称之为选星。目前的选星算法从单卫星导航系统选星发展而来,一般通过最小几何精度因子(Geometric Dilution Precision, GDOP)方法、遍历法或者最大体积法选取固定数目卫星中几何构型最好星座进行解算^[4-5],但计算量巨大,无法保证实时性。Mosavi和Divband^[6]认为最小GDOP方法在实践中仍然是首选的卫星选择方

收稿日期: 2020-06-02; 录用日期: 2020-08-14; 网络出版时间: 2020-08-25 12:20

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200825.0902.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(41704022,41974033); 空中交通管理系统与技术国家重点实验室开放基金(SKLATM201904); 江苏省自然科学基金(BK20170780); 中央高校基本科研业务费专项资金(KFJJ20190727)

*通信作者. E-mail: rui.sun@nuaa.edu.cn

引用格式: 邱明, 严勇杰, 孙蕊, 等. 基于帝国竞争优化的双目标综合决策选星算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1646-1655. QIU M, YAN Y J, SUN R, et al. Imperialist competitive optimized dual-objective decision algorithm for satellite selection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1646-1655 (in Chinese).

法,剩下的问题是简化 GDOP 的计算,为了提高计算效率,其提出了基于进化算法(EA)的自适应滤波技术来计算 GDOP 的方法,结果显示,可用自适应滤波技术的算法近似计算 GDOP,但还是存在着一定的误差^[6]。为了提高准确性,后续的研究人员提出了其他的改进算法。王尔申等^[7]基于粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)算法固定选星数目,依据最小 GDOP 值进行选星,降低了选星耗时,提高了选星的有效性。霍航宇和张晓林^[8]将多系统选星算法视作单目标优化,根据用户所需精度固定不同的卫星数目进行定位解算。Azami 和 Sanei^[9]运用神经网络算法对星座的 GDOP 进行分类,更快地获取 GDOP 小的卫星星座。宋丹等^[10]也将遗传算法用到选星中,结果表明,遗传算法比遍历法耗时短。Wu 等^[11]基于支持向量机算法逼近星座的 GDOP,避免计算时复杂的矩阵求逆转置等步骤。刘季等^[12]也从高度角出发以及考虑 GDOP 值进行组合选星。但上述几种选星算法都是先固定选星数目,再在所有的固定卫星数目星座中选出最小 GDOP 的卫星星座。可是实际运用于接收机时,接收机观测卫星数会随着时间发生变换,同时随着四大全球卫星导航系统的发展,用户接收机观测到的可见卫星将多达几十颗,此时提前固定选星颗数值得商榷。因此,当前的选星算法存在着不能灵活的固定选星数目的问题,具有很大的局限性。有必要同时考虑卫星数目和定位结果的精度,从这 2 个目标出发进行选星。

近年来有学者从多目标优化出发,如徐小钧等^[13-14]基于 NSGA-II 遗传算法将 GDOP 值和选星数目视作 2 个目标进行多目标快速选星,仿真表明其在静态和动态情况下有良好的表现。虽然运用遗传算法进行多目标优化是一个可行的方法,然而过程比较繁琐,同时选星时未考虑引入卫星仰角和方向角等先验信息。针对上述选星算法存在的问题,本文采取了基于帝国竞争优化算法(ICA)的双目标综合决策选星算法。充分利用帝国竞争优化算法的复杂度低、计算量少的优点以及利用所选星座的 GDOP(能够间接反映出定位结果的精度)和选星数目 2 个目标进行综合决策;为了更好地获取几何构型好的卫星星座,本文通过引入可见卫星的卫星仰角和方向角先验信息,进行先验性约束,有效解决了呆板的固定选星数目的问题。同时在双目标综合决策时,不采用

复杂度高的多目标优化算法,而是依据 2 个目标的相关性,将 2 个目标结合成 1 个联合目标进行综合决策,极大降低了算法的复杂性,从而缩短了计算时间。因此,卫星接收机不仅不需要提前固定选星数目,还能提高接收机的计算效率,同时引入先验性约束后的选星结果的 GDOP 值满足用户精度要求,较无约束下的选星后的 GDOP 值有所减小,对定位有重要意义。

1 多星座 GDOP

在全球卫星导航系统中,用户通过接收机获得的自身定位结果精度与接收机中观测到的可见卫星组成的卫星星座的几何构型以及测量的伪距值的误差有关,其中卫星星座的几何构型可以用 GDOP 来反映^[13]。

GDOP 与用户定位精度息息相关,其值越大,定位精度越差。从而考虑选星结果的 GDOP,也就相当于间接考虑到定位结果的精度, GDOP 可定义为协方差矩阵的迹的平方根,即 $GDOP = \sqrt{\text{trace}(\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1}}$, \mathbf{H} 为观测矩阵,多星座导航系统表示如下:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{\text{GPS}} & \mathbf{1}_{\text{GPS}} & \mathbf{0}_{\text{GPS}} & \mathbf{0}_{\text{GPS}} & \mathbf{0}_{\text{GPS}} \\ \mathbf{H}_{\text{GLO}} & \mathbf{0}_{\text{GLO}} & \mathbf{1}_{\text{GLO}} & \mathbf{0}_{\text{GLO}} & \mathbf{0}_{\text{GLO}} \\ \mathbf{H}_{\text{GAL}} & \mathbf{0}_{\text{GAL}} & \mathbf{0}_{\text{GAL}} & \mathbf{1}_{\text{GAL}} & \mathbf{0}_{\text{GAL}} \\ \mathbf{H}_{\text{BDS}} & \mathbf{0}_{\text{BDS}} & \mathbf{0}_{\text{BDS}} & \mathbf{0}_{\text{BDS}} & \mathbf{1}_{\text{BDS}} \end{bmatrix}$$

式中:下标 GPS、GLO、GAL、BDS 分别代表 GPS、GLONASS、Galileo 和 BDS 系统^[13]; \mathbf{H} 为一个 $n \times 7$ 维的观测矩阵, n 为接收机观测到的全部卫星导航系统下的总可见卫星颗数; \mathbf{H}_{GPS} 为 GPS 系统下的观测矩阵的前 3 列; \mathbf{H}_{GLO} 、 \mathbf{H}_{GAL} 、 \mathbf{H}_{BDS} 分别为 GLONASS、Galileo、BDS 卫星导航系统下观测矩阵的前 3 列; \mathbf{H} 的后 4 列中, $\mathbf{1}_x$ 和 $\mathbf{0}_x$ 分别为 x 卫星导航系统下对应可见卫星数目维全为 1 和 0 的列向量^[13]。同时,为了进一步从接收机的角度讲述多星座选星的意义,本文从卫星可见数目出发,分析选星数目与 GDOP 的关系,选取 GPS + GLO + BDS 三系统下一个历元采集到的数据,其观测到的可见卫星总数为 25,确定不同选星数目(在三系统下,有 6 个未知数,因此选星数目从 6 出发),采用最小 GDOP 方法,将不同选星数目下选星后的最小 GDOP 值与全部可见卫星下计算得到的最小 GDOP 值记录,其结果如表 1 所示。

表1 GPS + GLONASS + BDS 下不同选星数目后的
最小 GDOP

Table 1 Minimum GDOP with different numbers of
selected satellites (GPS + GLONASS + BDS)

选星数目/颗	最小 GDOP	选星数目/颗	最小 GDOP
6	2.477	16	1.717
7	2.277	17	1.692
8	2.146	18	1.673
9	2.026	19	1.658
10	1.954	20	1.643
11	1.898	21	1.631
12	1.855	22	1.620
13	1.819	23	1.612
14	1.781	24	1.607
15	1.747	25(全部)	2.015

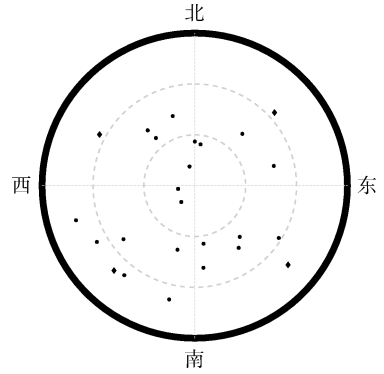


图1 先验性约束下选取的初始卫星

Fig. 1 Initial satellites selected with a priori constraint

可知,随着选星数目的增加,GDOP 值非线性递减,同时 GDOP 下降越慢,选星数目超过 9 后的 GDOP 比全部可见卫星下的 GDOP 还小,这说明全部可见卫星中存在某些卫星使全部可见卫星下的几何构型变差,导致 GDOP 值变大。从而选星可能不仅能够降低可见卫星数目,减少接收机的功耗,也可能在选星过程中,删除一些几何构型差的卫星。因此,本文为了使选星后的卫星星座的几何构型尽可能较好,依据可见卫星的方向角和卫星仰角先验信息,引入先验性约束,将所有的可见卫星按照方向角 $0^\circ \sim 90^\circ$, $90^\circ \sim 180^\circ$, $180^\circ \sim 270^\circ$, $270^\circ \sim 360^\circ$ 4 个区间,划分到对应不同区间,再从每个区间中选取该区间下卫星高度角最大的卫星,从而使卫星分布较广,如图 1 所示,菱形点为引入先验性约束后选取的初始 4 颗卫星。

2 基于帝国竞争优化的选星算法

针对从多个卫星导航系统的可见卫星中快速选出几何结构较好的星座,本文提出一种基于帝国竞争优化的双目标综合决策选星算法。帝国竞争优化算法是一种通过模拟帝国主义殖民竞争机制进行随机优化搜索的算法^[15]。基于帝国竞争优化算法,本文首先根据卫星接收机接收到的卫星数据中观测到的卫星总数进行编码,引入可见卫星的卫星仰角和方向角先验信息,初始化原始国家时依据卫星仰角和方向角进行先验性约束;然后计算原始国家的 GDOP 和选星数目双目标联合决策成本值来划分初始帝国,根据划分的对应帝国来同化帝国对应分配的殖民地,同化后进行国家改革,所有国家改革后,进行帝国更换,更换后的不同帝国相互竞争,强大帝国夺取弱小帝国殖民地,弱小帝国无殖民地后灭亡,沦为强大帝国殖民地;最后收敛出最优结果,进行译码,得出所选卫星号。图 2 为详细的算法流程。

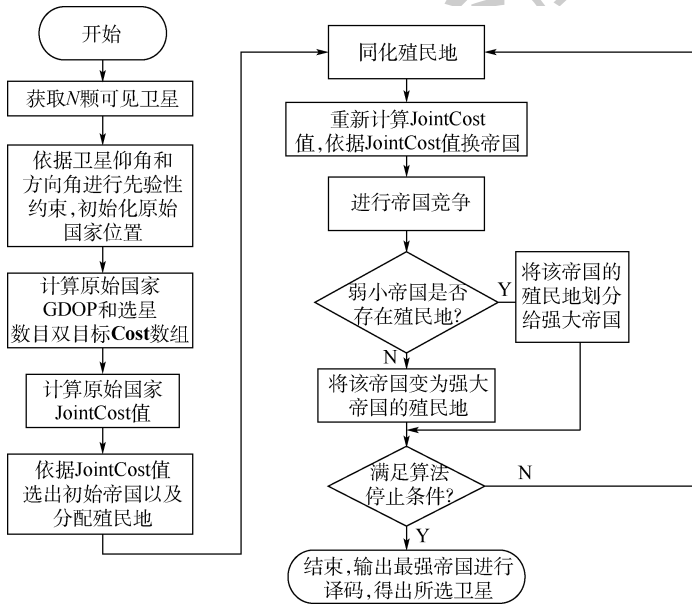


图2 基于帝国竞争优化的选星算法流程

Fig. 2 Process of ICA satellite selection algorithm

该算法的主要步骤如下:

步骤 1 将所有符合条件的可见的卫星提取出,得到其总数 N 。

步骤 2 初始化系统参数和帝国。其中初始化帝国包括初始化殖民地以及原始帝国 2 个部分。首先根据可见卫星总数 N ,将所有卫星编号为 $1 \sim N$,将所有的可见卫星按照方向角 $0^\circ \sim 90^\circ$, $90^\circ \sim 180^\circ$, $180^\circ \sim 270^\circ$, $270^\circ \sim 360^\circ$ 4 个区间,划分到对应不同区间,从每个区间中选取该区间下卫星高度角最大的卫星,对应卫星编号位置编码为 1,根据设定的国家数 $nPop$,随机选取 $nPop$ 种组合为原始国家,即在其他卫星编号位置处将选取到的卫星在对应卫星号编码为 1,没有选取到的卫星对应编码为 0。将该原始国家的连续 N 个编码作为原始国家的位置,建立一个 N 维变量的数组来表示原始国家的位置,即 X 。

$$\mathbf{Country} = \{X\} = [x_1, x_2, \dots, x_N]^T \quad (1)$$

计算每个原始国家的成本 (Cost) 值:

$$\mathbf{Cost} = f(\mathbf{Country}) = f(x_1, x_2, \dots, x_N) \quad (2)$$

式中: $f(\cdot)$ 为计算成本 Cost 值的函数。本文中 Cost 值指的是每种组合的 GDOP 值和选取的选星数目的二维数组。得到所有原始国家的成本值后,计算一个双目标联合决策成本值 JointCost,这是因为本文算法计算的成本值是二维数组,无法直接比较,但是通过表 1 结果分析可知,当卫星数目增多时,其对应的 GDOP 值下降,可知选星数目与 GDOP 值存在相关关系。因此,可以将二者联系起来,形成一个双目标联合决策成本值 Joint-Cost。为了计算出该联合成本值,设计了一个对应计算函数,具体公式如下:

$$\text{JointCost} = w_1 \frac{\mathbf{Cost}(1) - \text{Cost1min}}{\text{Cost1max} - \text{Cost1min}} + w_2 \frac{\mathbf{Cost}(2) - \text{Cost2min}}{\text{Cost2max} - \text{Cost2min}} \quad (3)$$

式中: w_1 和 w_2 为对应的权重,取决于用户的偏好,也能更好反映出当考虑卫星数和 GDOP 两个成本值时,算法可以人为地选择偏重哪一方,从而使接收机更有灵活性; Cost(1) 和 Cost(2) 分别为原始国家成本值二维数组中的选星数目和 GDOP 值; Cost1max 和 Cost1min 分别为所有原始国家成本中选星数目的最大值和最小值; Cost2max 和 Cost2min 分别为所有原始国家成本中 GDOP 最大值和最小值。计算完所有原始国家的联合成本值后,将初始化帝国。选取帝国的原则是依据每个国家的权力值选取权力值大的前几个国家为帝国。而国家的权力值与国家的联合成本值成反比,即联合成本值小的国家,权力则大。因此,本文将联合成本值低的前几个国家选取为帝国,然后依据每个

帝国的权力值将未成为帝国的国家视作殖民地,对其进行划分^[16]。分配殖民地时,首先标准化每个帝国的联合成本,确定每个帝国的权力值。

$$C_M = c_M - \max\{c_i\} \quad (4)$$

式中: c_M 为第 M 个帝国的联合成本值; C_M 为第 M 个帝国的标准化联合成本值; $\max\{c_i\}$ 为全部帝国中最大联合成本值。有了所有帝国的标准化联合成本值后,定义每个帝国的权力为

$$P_M = \left| \frac{C_M}{\sum_{i=1}^{M_{\text{imp}}} C_i} \right| \quad (5)$$

式中: M_{imp} 为选取的帝国数。分配给每个帝国的殖民地数量为

$$M_{CM} = \text{round}\{P_M \cdot M_{\text{col}}\} \quad (6)$$

式中: M_{CM} 为第 M 个帝国的殖民地的数量; M_{col} 为殖民地总数,即未能成为帝国的原始国家总数; round 为取整函数,即将 $P_M \cdot M_{\text{col}}$ 的结果按照四舍五入取整。

步骤 3 同化殖民地。帝国为了巩固在殖民地中的主体地位,迫使殖民地学习自己的文化,这种控制殖民地的方式称为同化。在帝国竞争优化算法中,将同化的方式模拟为让殖民地的位置向帝国的位置靠近。其中每个殖民地向着帝国靠近的距离为 $y \sim U(0, \beta \times d)$,即 y 是一个在 $\beta \times d$ 内均匀分布的随机数^[16], d 为殖民地与帝国之间的距离, β 一般取值大于 1。具体同化的公式如下:

$$\{X\}_{\text{new}} = \{X\}_{\text{old}} + U(0, \beta \times d) \times \{V\} \quad (7)$$

式中: $\{V\}$ 为殖民地靠近帝国时的移动方向; $\{X\}_{\text{old}}$ 为殖民地原先位置; $\{X\}_{\text{new}}$ 为殖民地同化后的位置。同化殖民地后,重新计算帝国和帝国下的殖民地对应的双目标联合决策成本值,如果殖民地中新计算的联合成本值小于帝国的联合成本值,则将该殖民地替换为新的帝国,也称为换帝。

步骤 4 国家改革。由于最开始的帝国竞争优化算法会陷入局部最优解,后续研究者加入了国家改革这一环节。事先设定国家发生改革的概率,如果该国家发生了改革,则将改革后的成本值与改革前进行比较。由于本文国家的成本值为 GDOP 和选星数目双目标二维数组,无法直接比较,按照双目标联合决策成本值计算公式,计算对应的值,取小者对应的位置为该国家新的位置。这样就能使帝国和殖民地在一定概率下都能进行位置的自我更新,缓解了算法陷入局部最优解的难题。

步骤 5 帝国竞争。为了更好体现不同帝国竞争时帝国之间的权力值,帝国竞争时将考虑帝国的成本值以及所拥有的殖民地的成本值,即总成本值。因此,首先计算帝国的总成本值。然后

根据帝国的总成本值确定其权力值,其总成本值计算公式为

$$TC_M = c_M + \xi \cdot \text{mean}\{\text{Cost}(\text{COE}_M)\} \quad (8)$$

式中: TC_M 为第 M 个帝国的总成本值; $0 < \xi < 1$; $\text{mean}\{\text{Cost}(\text{COE}_M)\}$ 为该帝国所有殖民地的联合成本值 JointCost 的平均值。由于本文成本值为双目标二维数组,将总成本计算公式中的成本值 c_M 替换为对应帝国及其殖民地的双目标联合决策成本值 JointCost 。

最后和初始化帝国时标准化帝国的联合成本值一样,标准化所有帝国的总联合决策成本值,得到每个帝国的标准化总联合决策成本值 MTC_M 。

$$MTC_M = TC_M - \max\{TC_M\} \quad (9)$$

式中: $\max\{TC_M\}$ 为所有帝国中最大的总联合决策成本值。随后确定每个帝国的权力值 P_{PM} :

$$P_{PM} = \left| \frac{MTC_M}{\sum_{i=1}^{M_{\text{imp}}} MTC_i} \right| \quad (10)$$

式中: MTC_i 为第 i 个帝国的标准化总联合决策成本值。计算完帝国之间相互的权力值后,将所有帝国的权力值放在一个向量 \mathbf{P} 中,即

$$\mathbf{P} = [P_{P1}, P_{P2}, \dots, P_{M_{\text{imp}}}] \quad (11)$$

同时生成一个相同大小的向量 \mathbf{R} :

$$\mathbf{R} = [R_1, R_2, \dots, R_{M_{\text{imp}}}] \quad (12)$$

式中: $R_1, R_2, \dots, R_{M_{\text{imp}}} \sim U(0,1)$ 。最后依据向量 \mathbf{P} 和向量 \mathbf{R} 形成帝国之间的掠夺向量 \mathbf{D} :

$$\mathbf{D} = \mathbf{P} - \mathbf{R} = [D_1, D_2, \dots, D_{M_{\text{imp}}}] = [P_{P1} - R_1, P_{P2} - R_2, \dots, P_{M_{\text{imp}}} - R_{M_{\text{imp}}}] \quad (13)$$

\mathbf{D} 中最大值对应权力最强大帝国,然后权力最强大帝国掠夺 \mathbf{D} 中最小值对应帝国的殖民地。

步骤 6 帝国灭亡。如果最弱帝国没有殖民地了,则划分为权力最大的帝国的殖民地。判断是否迭代完毕,如果没有,则返回步骤 3,迭代完毕则输出最后结果。

步骤 7 输出最后结果。即双目标联合决策成本值最小的帝国,然后将得到的结果进行译码,即该帝国位置中编码为 1 的卫星号,为所需要选取的卫星。同时提取出对应的成本值,即对应的卫星数目以及 GDOP 值。通过其 GDOP 值以及选星数目,可以验证算法的有效性。

3 实验仿真与实测数据

3.1 GPS + GLONASS + BDS 仿真

为了验证本文算法的实时性以及有效性,仿真了 3 个全球卫星导航系统下卫星数据,3 个全球导航系统分别为 GPS、GLONASS、BDS。在 3 个全球卫星导航系统组合导航的情况下,进行了仿

真,仿真时间为 24 h,仿真地点为南京,地理坐标为北纬 $32^{\circ}02'38''$ 、东经 $118^{\circ}46'43''$ 。通过本文算法的单次选星耗时来反映实时性,以及通过算法引入先验性约束和无先验性约束下最后选星结果中的 GDOP 与实测数据中总可见卫星数目的 GDOP 进行对比和选星数目是否降低 2 个方面来反映算法的有效性,同时由于在实际接收机进行解算的时候,会筛选出高度角小的卫星,使定位结果更加准确。因此,为了进一步验证本文算法,选取仿真中高度截止角 5° 和 10° 下的实验数据进行验证。

3.1.1 有效性分析

高度截止角 5° 和 10° 仿真条件下的选星前后对比如图 3 和图 4 所示,表 2 为统计分析,表 3 为

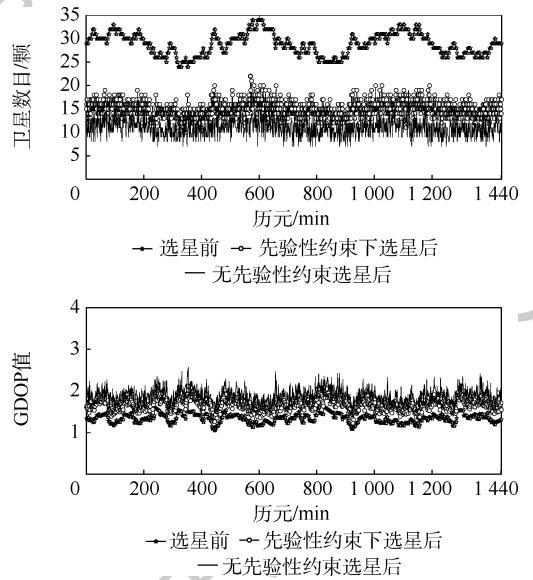


图 3 截止高度角 5° 下的选星前后对比

Fig. 3 Comparisons before and after satellite selection with an elevation angle of 5°

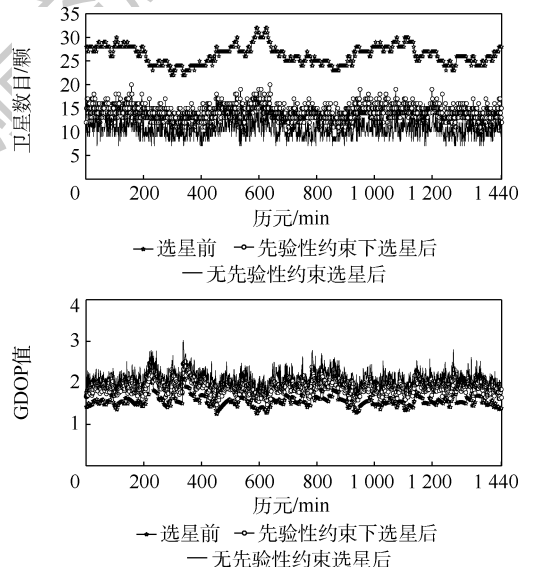


图 4 截止高度角 10° 下的选星前后对比

Fig. 4 Comparisons before and after satellite selection with an elevation angle of 10°

表 2 GPS + GLONASS + BDS 下选星前后对比分析

Table 2 Comparative analysis before and after satellite selection (GPS + GLONASS + BDS)

高度截止角/(°)	算法	选星数目/颗			GDOP 值		
		最小值	最大值	平均值	最小值	最大值	平均值
5	选星前	24	34	28.777 2	1.051 8	1.752 2	1.341 3
	无先验性约束选星后	7	19	11.045 1	1.436 6	2.572 5	1.896 6
	先验性约束下选星后	10	22	14.907 7	1.261 4	2.117 1	1.687 4
10	选星前	22	32	26.283 1	1.246 5	2.092 2	1.559 9
	无先验性约束选星性	7	17	10.641 2	1.586 9	3.022 6	2.121 2
	先验性约束下选星后	10	20	14.092 3	1.471 2	2.516 0	1.916 3

表 3 有/无先验性约束下平均选星数目对比

Table 3 Comparison of average satellite selection number with /without a priori constraint

本文算法	平均选星数目/颗		缩减率/%
	选星前	选星后	
无先验性约束高度截止角 5°下	28.777 2	11.045 1	38.4
先验性约束高度截止角 5°下	28.777 2	14.907 7	51.8

缩减卫星时,本文算法无先验性约束和先验性约束下的平均选星数目比较。

从图 3、图 4 的关系曲线以及表 2、表 3 的统计分析中,可得出以下结论:

1) 当高度截止角选取为 5°和 10°时,本文算法无论有无先验性约束选星数目总体变化趋势都与仿真下的总可见卫星颗数相似,同时对应的 GDOP 变化趋势同样与其总可见卫星颗数对应星座的 GDOP 变化趋势相似,说明本文算法具有稳定性。

2) 高度截止角为 5°时,无先验性约束下选星后的选星数目的平均值为选星前的 38.4%,当高度角选取为 10°,选星后的选星数目的平均值为选星前的 39.9%,当引入先验性约束后,选星后的选星数目在高度截止角为 5°和 10°下,分别为 51.8% 和 48.97%。说明无论是否存在约束本文算法都能够充分降低选星数目。同时如表 3 所示,高度截止角为 5°下引入先验性约束后缩减率 51.8% 较无先验性约束下的缩减率 38.4% 增加了 13.4%,说明引入先验性约束后选星数目增加了,但是相对于选星前的总可见卫星数依旧减少

了 48.2%,有效降低了卫星数目。

3) 当引入先验性约束后,在高度截止角 5°和 10°下,选星后的 GDOP 平均值 1.687 4 和 1.916 3 相对于无先验性约束选星后的 1.896 6 和 2.121 2 降低了 0.209 2 和 0.204 9,说明引入先验性约束后,本文算法更能有效地选取几何构型好的卫星星座。同时,当 GDOP 值小于 6 时,满足全球卫星导航系统的有效性要求,但为了用户拥有更好的精度,通常需要将 GDOP 值控制在 4 以内的范围^[17]。本文算法无论是否引入先验性约束,选星后都将 GDOP 控制在小于 4 的范围内,说明本文算法能够满足用户精度要求。同时,为了进一步描述引入先验性约束后选星前后的 GDOP 变化,本文对整个仿真过程中引入先验性约束后的选星后的 GDOP 与选星前(总可见卫星数的 GDOP)的差值进行分析,其中高度截止角 5°和 10°下的选星前后 GDOP 差值的统计分析如表 4 所示。前后 GDOP 差值的方差用来表示差值的稳定程度,从而反映选星算法的稳定性。

表 4 选星前和先验性约束下选星后 GDOP 差值在各区间下的百分比

Table 4 Percentage of GDOP difference before and after satellite selection with a priori constraint in each interval

高度截止角/(°)	GDOP 差值在各区间下百分比					差值方差
	[0,0.1)	[0.1,0.2)	[0.2,0.3)	[0.3,0.4)	[0.4,0.5]	
5	0	2.29	24.36	48.92	24.427 4	0.005 3
10	0.35	3.05	20.47	44.21	31.92	0.002 7

如表 4 所示,本文将每次引入先验性约束后的选星前后 GDOP 差值划为 [0,0.1), [0.1,0.2), [0.2,0.3), [0.3,0.4), [0.4,0.5] 5 个区间,由表 4 可知,选星前后 GDOP 差值主要分布在 [0.3,0.4) 区间,与选星后的 GDOP 平均值相对于选星前的 GDOP 平均值增加量小于 0.4 一致。同时选星前后 GDOP 值的差值的方差较小,说

明选星前后 GDOP 差值比较稳定,保持了良好的有效性。

3.1.2 实时性分析

在高度截止角 5°仿真条件下引入先验性约束和无约束下的单次选星耗时对比如图 5 所示,表 5 为统计分析,表 6 为有无/先验性约束下单次选星平均耗时与遍历法对比。

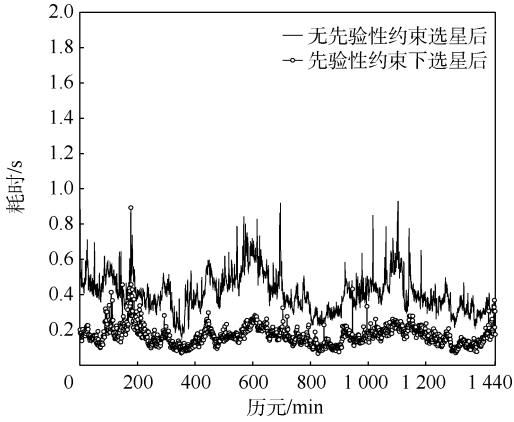
图5 截止高度角 5° 下有/无先验性约束单次选星耗时

Fig.5 Time consumption of one-time satellite selection with/without prior constraint at an elevation angle of 5°

表5 截止高度角 5° 下有/无先验性约束单次选星耗时数据统计

Table 5 Statistics of time consumption for one-time satellite selection with/without prior constraint at an elevation angle of 5°

算法	耗时/s			方差
	最小值	最大值	平均值	
先验性约束下	0.067 3	0.893 2	0.168 4	0.003 2
无先验性约束	0.158 8	0.931 3	0.412 9	0.012 7

表6 单次选星平均耗时算法性能比较

Table 6 Comparison of time consumption of one-time satellite selection by candidate algorithms

算法	平均耗时/s
遍历法	4.0
无先验性约束下本文算法	0.412 9
先验性约束下本文算法	0.168 4

从图5的关系曲线以及表5、表6的统计分析中,可得出以下结论:

1) 在高度截止角选取为 5° 时,本文算法在无约束条件下单次选星所用最长时间为0.931 3 s,引入先验性约束后,单次选星所用最长时间为0.893 2 s,两者都比遍历法的4 s所用时间少,分别提高76.72%和77.67%,实时性强。

2) 在高度截止角选取为 5° 下,本文算法在无约束条件下和约束下单次选星所用平均时间分别为0.412 9 s和0.168 4 s,说明引入先验性约束后,算法耗时降低,两者相对于遍历法4 s,分别提高了89.68%和95.79%,进一步说明本文算法的实时性。

3) 无论是在无约束条件下还是引入先验性约束后,选星所用时间的方差都较小,说明本文算法选星耗时方面稳定性强,具有良好的实时性的同时依旧保持着有效性。

3.2 GPS + GLONASS + BDS 实测数据

为了验证本文算法在实际运用中的有效性以

及实时性,本文在南京航空航天大学收集了GPS + GLONASS + BDS系统的实测数据,对选星情况进行了实测数据验证,时长为2 h,实验地点为地理坐标(北纬 $31^\circ56'20''$ 、东经 $118^\circ47'04''$),高度截止角选取为 5° ,采集数据环境如图6所示。

3.2.1 有效性分析

实测数据高度截止角 5° 下的选星前后对比如图7所示,表7为统计分析。

从图7的关系曲线以及表7的统计分析中,可得出以下结论:

1) 在实测数据下以及高度截止角选取为 5° 时,本文算法在先验性约束下所选的平均卫星数目较平均总卫星颗数明显降低,缩减率达45.4%,较无约束下的35.7%有所增加,但依旧可以大大降低卫星数目。同时由于采集的数据为2 h,卫星总数总体变化趋势较为平稳,但是本文算法选星



图6 采集数据环境

Fig.6 Environment of data collection

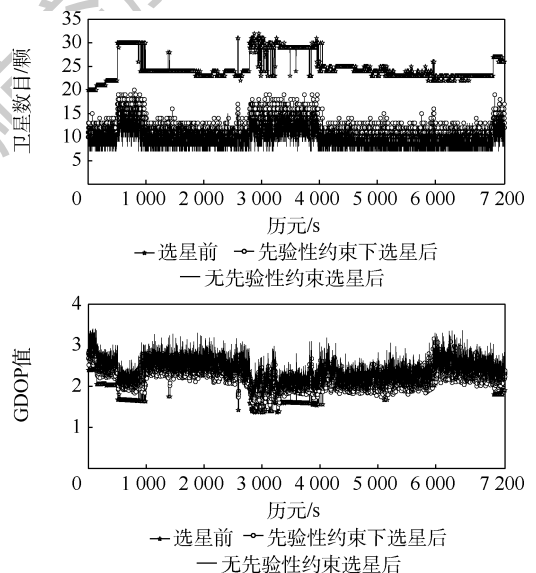


图7 实测数据下选星前后对比

Fig.7 Comparison of satellite selection before and after based on field data

表 7 实测数据下选星前后对比分析

Table 7 Comparative analysis before and after satellite selection based on field data

高度截止角/(°)	不同算法	选星数目/颗			GDOP 值		
		最小值	最大值	平均值	最小值	最大值	平均值
5	选星前	20	32	24.743 1	1.361 7	2.715 5	2.060 0
	先验性约束下选星后	10	19	11.237 9	1.564 5	3.102 0	2.237 3
	先验性无约束选星后	7	18	8.831 5	1.699 3	3.535 9	2.485 7

后的卫星数没有固定,会发生变化,说明可以灵活地进行选星,比一般提前固定选星数目具有更强的机动性。

2) 在实测数据下以及高度截止角选取为 5° 时,在先验性约束下选星后的 GDOP 平均值 2.237 3 相对于选星前的 GDOP 平均值 2.060 0 增加量小于 0.2,相对于无约束下平均 GDOP 值 2.485 7 减少了 0.248 4,说明在实际采集的数据中,引入先验性约束后,本文算法能够从全部可见

卫星中选取更多几何构型较好的卫星,因此先验性约束下本文算法选星后的 GDOP 值相对于选星前的 GDOP 值依旧没有发生太大变化,同时无论是否存在约束,选星后依旧将 GDOP 控制在小于 4 的范围内,满足用户精度要求,说明本文算法具有有效性。

同时基于每一历元先验性约束选星后与选星前 GDOP 的差值,对其进行统计分析,如表 8 所示。

表 8 实测数据下,选星前和先验性约束下选星后 GDOP 差值在各区间下百分比

Table 8 Percentage of GDOP difference before and after satellite selection with a priori constraint in each interval based on field data

高度截止角/(°)	GDOP 差值在各区间下百分比					差值方差
	$[-0.4, -0.2)$	$[-0.2, 0)$	$[0, 0.2)$	$[0.2, 0.4)$	$[0.4, 0.5]$	
5	0.47	17.78	39.67	26.14	15.94	0.032 2

与仿真情况下一致,本文将实测数据下每次选星前后 GDOP 差值划为 $[-0.4, -0.2)$, $[-0.2, 0)$, $[0, 0.2)$, $[0.2, 0.4)$, $[0.4, 0.5]$ 5 个区间,由表 8 可知,在实测数据下选星前后 GDOP 差值有 17.78% 落在 $[-0.2, 0)$ 区间下,说明实测数据中全部可见卫星中存在着几何构型差的卫星,从而选星后的可见卫星的卫星星座较选星前的卫星星座几何构型好,进一步说明引入可见卫星的卫星仰角和方向角先验信息后,进行先验性约束,能够在一定程度上改善选星后的可见卫星星座的几何构型。所有的差值中最大差值依旧都小于 0.5,说明选星后的 GDOP 值总体上与选星前的 GDOP 值相差不大,在精度要求范围内。同时,选星前后的 GDOP 差值方差依旧较小,表明在实测数据下运用本文算法时,本文算法依旧比较稳定。因此,本文算法无论仿真还是实测数据下,都具有较强的有效性。

3.2.2 实时性分析

实测数据高度截止角 5° 下引入先验性约束和无约束下的单次选星耗时如图 8 所示,表 9 为统计分析。

由表 9 可知,本文算法单次选星实际运用时,引入先验性约束后平均耗时 0.303 1 s 依旧小于无约束下的平均耗时 0.400 8 s。因此,引入先验性约束后的耗时少于无约束下的耗时,同时耗时

方差较小,说明本文算法实际运用过程中,耗时稳定,在具有良好的实时性的同时仍然保持着较强的有效性。

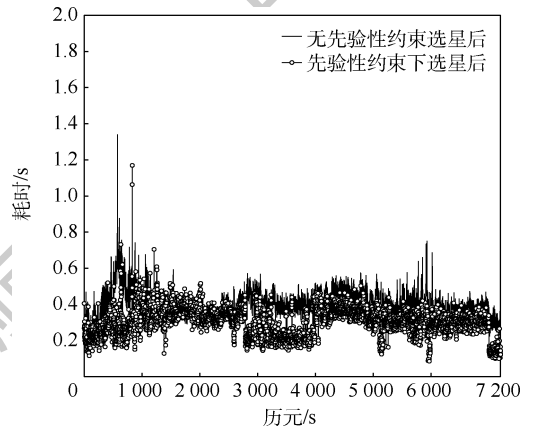


图 8 实测数据下有/无先验性约束单次选星耗时
Fig. 8 Time consumption of one-time satellite selection with/without prior constraint based on field data

表 9 实测数据下有/无先验性约束单次选星耗时数据统计

Table 9 Statistics of time consumption for one-time satellite selection with/without prior constraint based on field data

高度截止角/(°)	算法	耗时/s			方差
		最小值	最大值	平均值	
5	先验性约束下	0.086 0	1.169 4	0.303 1	0.005 54
	无先验性约束	0.193 8	1.341 0	0.400 8	0.005 15

4 结 论

本文设计了基于帝国竞争优化的双目标综合决策选星算法,为了选取几何构型较好的卫星星座,引入卫星仰角和卫星高度角先验信息后,进行先验性约束,同时通过构建 GDOP 和选星数目这 2 个目标进行综合决策实现了选星。实验结果证明了在 24 h 仿真数据和 2 h 实测数据下进行先验性约束后,本文算法不仅充分降低了卫星数目,选星后依旧满足用户定位精度要求,同时选星后的 GDOP 值较无约束下的 GDOP 值有所减小,改善了所选卫星星座的几何构型。24 h 仿真以及 2 h 实测数据验证表明如下:

1) 本文算法在 24 h 仿真时间高度截止角 5° 下,引入先验性约束后的所选平均卫星数目近似于最大可见卫星平均数目的 51.8%,同时在 2 h 实测数据下为总可见卫星数目平均数的 52.4%,说明本文算法有效降低了卫星数目。

2) 本文算法在 24 h 仿真数据以及 2 h 实测数据下,引入先验性约束选星后的 GDOP 值与总可见卫星数目的 GDOP 值差值最大值都小于 0.5,且差值方差小,说明选星前后的 GDOP 差别不大,以及选星后的最大 GDOP 依旧不超过 4,能够满足用户定位精度要求。因此,综合本文算法无论是仿真还是实测数据下,引入先验性约束后选星前后 GDOP 变化较小以及卫星数目降低,可以说明在先验性约束下本文算法具有较强的有效性。

3) 本文算法在 24 h 仿真时间下,先验性约束下单次选星平均所用时间约为 0.168 4 s,相对于传统遍历法的 4 s 所用时间优化了 95.79%,说明本文算法具有较强的实时性。

参考文献 (References)

- [1] 曹冲. 全球卫星导航系统的最新动向与发展趋势[J]. 卫星与网络, 2010(4): 22-25.
CAO C. The latest trends and development trends of global satellite navigation systems[J]. Satellite and Network, 2010(4): 22-25 (in Chinese).
- [2] LI X X, ZHANG X, REN X, et al. Precise positioning with current multi-constellation global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, Galileo and BeiDou[J]. Scientific Reports, 2015, 5(1): 1-14.
- [3] 杨丽新, 苏建峰. GPS/北斗组合导航系统的快速选星算法研究[J]. 电子设计工程, 2017, 25(11): 167-169.
YANG L X, SU J F. Research on fast selection algorithm for GPS/BeiDou integrated navigation system[J]. Electronic Design Engineering, 2017, 25(11): 167-169 (in Chinese).
- [4] KAPLAN E D, HEGARTY C J. GPS 原理与应用[M]. 2 版. 寇艳红, 译. 北京: 电子工业出版社, 2007: 240-268.
KAPLAN E D, HEGARTY C J. Understanding GPS: Principles and applications[M]. 2nd ed. KOU Y H, translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2007: 240-268 (in Chinese).
- [5] 白雅庆, 陈栋. 卫星导航几何精度因子的计算及选星方法[J]. 导航, 2006, 42(3): 88-94.
BAI Y Q, CHEN D. The calculation of geometric dilution of precision and satellite selection method for satellite navigation[J]. Navigation, 2006, 42(3): 88-94 (in Chinese).
- [6] MOSAVI M R, DIVBAND M. Calculation of geometric dilution of precision using adaptive filtering technique based on evolutionary algorithms[C]// International Conference on Electrical and Control Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2010: 4842-4845.
- [7] 王尔申, 贾超颖, 曲萍萍, 等. 基于混沌粒子群优化的北斗/GPS 组合导航选星算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 36-42.
WANG E S, JIA C Y, QU P P, et al. BDS/GPS integrated navigation satellite selection algorithm based on chaos particle swarm optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 36-42 (in Chinese).
- [8] 霍航宇, 张晓林. 组合卫星导航系统的快速选星方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 273-282.
HUO H Y, ZHANG X L. Fast satellite selection method for integrated navigation systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 273-282 (in Chinese).
- [9] AZAMI H, SANEI S. GPS GDOP classification via improved neural network trainings and principal component analysis[J]. International Journal of Electronics, 2014, 101(9): 1300-1313.
- [10] 宋丹, 许承东, 胡春生, 等. 基于遗传算法的多星座选星方法[J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 300-308.
SONG D, XU C D, HU C S, et al. Satellite selection with genetic algorithm under multi-constellation[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 300-308 (in Chinese).
- [11] WU C H, SU W H, HO Y W. A study on GPS GDOP approximation using support-vector machines[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2011, 60(1): 137-145.
- [12] 刘季, 张小红, 徐运. GPS/GLONASS 组合单点定位中选星算法的研究[J]. 测绘信息与工程, 2012, 37(2): 8-10.
LIU J, ZHANG X H, XU Y. Satellite selection algorithm for combined GPS and GLONASS single point positioning[J]. Journal of Geomatics, 2012, 37(2): 8-10 (in Chinese).
- [13] 徐小钧, 马利华, 艾国祥. 基于多目标遗传算法的多星座选星方法[J]. 上海交通大学学报, 2017, 51(12): 1520-1528.
XU X J, MA L H, AI G X. Satellite selection with multi-objective genetic algorithm for multi-GNSS constellations[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2017, 51(12): 1520-1528 (in Chinese).
- [14] 徐小钧, 马利华, 艾国祥. 基于 NSGA-II 算法的多目标快速选星方法[J]. 天文研究与技术, 2018, 15(3): 292-301.
XU X J, MA L H, AI G X. Multi-objective and fast satellite selection method based on the NSGA-II algorithm[J]. Astronomical Research and Technology, 2018, 15(3): 292-301 (in Chi-

nese).

[15] 郭婉青,叶东毅. 帝国竞争算法的进化优化[J]. 计算机科学与探索,2014,8(4):473-482.

GUO W Q, YE D Y. Evolutionary optimization of imperialist competitive algorithm[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology,2014,8(4):473-482(in Chinese).

[16] 孙丽,王珂,孟广伟,等. 基于帝国竞争算法的车架优化[J]. 汽车工程学报,2013,3(6):427-432.

SUN L, WANG K, MENG G W, et al. Optimization of a truck

frame based on imperialist competitive algorithm[J]. Chinese Journal of Automotive Engineering, 2013, 3(6):427-432(in Chinese).

[17] 刘帅,赵国荣,高超,等. GPS/北斗组合卫星导航系统快速选星算法[J]. 电光与控制,2017,24(3):36-39.

LIU S, ZHAO G R, GAO C, et al. A fast satellite selection algorithm for GPS/BDS integrated navigation system[J]. Electronics Optics & Control,2017,24(3):36-39(in Chinese).

Imperialist competitive optimized dual-objective comprehensive decision algorithm for satellite selection

QIU Ming^{1,2}, YAN Yongjie², SUN Rui^{1,*}, ZHANG Wenyu¹

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. State Key Laboratory of Air Traffic Management System and Technology, Nanjing 210007, China)

Abstract: With the development of Global Navigation Satellite System(GNSS), the prospect of GNSS has been widely recognized in the world. In particular, the positioning solutions with fast and accuracy calculation are essential for the GNSS receiver design. The most of the current satellite selection algorithms in the GNSS receiver fix the number of satellites in advance, which limits the performance of the algorithm. This paper proposes an Imperialist Competitive Algorithm (ICA) for satellite selection. In order to obtain better geometric configuration of satellite constellation, the prior information (elevation and azimuth of visible satellite) is introduced for prior constraint. The Geometric Dilution of Precision (GDOP) and number of satellites are two objectives of the optimization algorithm. Comprehensive decisions are used to quickly select satellites, making the selection of satellites more flexible, as well as reducing the computational burden of multi-constellation satellite receivers. Experiment results based on simulation and field data showed that, after priori constraints are introduced, at elevation angle 5° , the average number of satellites selected by the algorithm proposed in this paper is 51.8% of the maximum visible satellites based on simulation data and the average number of satellites is 45.4% of the maximum visible satellites based on field data. The average GDOP is decreased by 0.209 2 and 0.248 4 compared to the satellite selection without a priori constraint. At the same time, the average calculation time for once satellite selection is about 0.168 4 s and 0.303 1 s, with an improvement of 95.79% and 92.42% compared to the time consumption (i. e. 4 s) of the traversal method.

Keywords: Global Navigation Satellite System (GNSS); multi-constellation combined navigation; Imperialist Competitive Algorithm (ICA); Geometric Dilution of Precision (GDOP); satellite selection

Received: 2020-06-02; **Accepted:** 2020-08-14; **Published online:** 2020-08-25 12:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200825.0902.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41704022,41974033); States Key Laboratory of Air Traffic Management System and Technology (SKLATM201904); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20170780); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (KFJJ20190727)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0263

基于稀疏表示和字典学习的地磁基准图构建方法



马啸宇, 张金生*, 李婷, 郝亮亮

(火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025)

摘 要: 地磁匹配导航在导航制导领域具有重要作用,地磁基准图的构建精度决定了地磁匹配导航的有效性。针对现有地磁基准图构建精度难以满足实际应用需求的问题,提出了基于稀疏表示和字典学习的高精度地磁基准图构建方法。首先,利用矩谱分析(RHA)进行稀疏字典的初始化;其次,利用K-SVD算法对稀疏字典进行训练;最后,利用低分辨率和高分辨率基准图具有相同稀疏系数的特点重建高分辨率地磁基准图。实验结果表明:所提方法对地磁基准图具有更高的构建精度,对训练所需的数据集有更低的需求,同时对噪声有更好的鲁棒性。与PSO-Kriging插值法相比,在4倍放大倍数下峰值信噪比(PSNR)由26.31 dB提高至26.73 dB,结构相似度(SSIM)由0.498提高至0.524,均方根误差(RMSE)由14.96 nT减小至13.78 nT。

关键词: 地磁导航; 地磁基准图; 图像超分辨率重建; 稀疏表示; 字典学习

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1656-08

导航技术近年来得到了飞速的发展,惯性导航技术和卫星导航技术是导航制导领域的主要研究方向。但是惯性导航在长距离任务中陀螺仪漂移会随时间不断积累,卫星导航容易受到各种环境因素干扰。地磁导航技术是一种重要的辅助导航手段,由于地磁场较为稳定且具有时间变化较小和抗干扰能力强等特点,逐渐受到广泛关注和研究^[1-4]。

地磁匹配导航技术首先对地磁场进行建模以及数据采集,制备地磁基准图,而后对目标区域进行实时磁测信息采集,最后将采集到的地磁场信息与基准图进行匹配,从而实现定位导航的目的^[5-6]。因此,高精度的地磁基准图是实现地磁匹配导航的基础。

目前,地磁基准图的构建方法主要有2种:①根据现有的地磁场物理模型进行构建^[7];②根据实测地磁场数据,构建网格化地磁基准图^[8]。现有的世界磁场模型(WMM)和国际地磁参考磁场(IGRF)针对地球的主磁场模型进行分析^[9]。

一般情况下,地球内部异常场最能体现局部地磁场的特点,而在世界地磁场模型很难体现异常场的变化。因此,在对局部地区地磁场进行高精度构建时,一般利用基于实测数据插值建模的方法^[10]。近年来,针对地磁基准图构建方法的研究主要集中在插值法方面,常用的方法有双三次插值、Kriging插值、基于粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)算法的PSO-Kriging插值等^[11]。现有算法虽然在基准图的峰值信噪比(PSNR)和均方根误差(RMSE)等评价指标方面有一定的提升,但对于磁测点之间的细节信息难以很好地恢复。

稀疏表示能够在稀疏字典下利用有限的稀疏系数对信号进行完整的表示,并且在图像处理领域已经得到广泛的应用^[12-16]。受到基于稀疏先验信息的图像超分辨率重建理论的启发^[17-18],本文提出一种基于稀疏表示和字典学习的高精度地磁基准图构建方法。主要工作包含以下几点:

1) 提出了一种基于稀疏表示和字典学习的

收稿日期: 2020-06-15; 录用日期: 2020-08-30; 网络出版时间: 2020-09-08 14:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200907.1331.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61673017); 中国博士后科学基金(2019M3643)

* 通信作者。E-mail: 18813059158@163.com

引用格式: 马啸宇, 张金生, 李婷, 等. 基于稀疏表示和字典学习的地磁基准图构建方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1656-1663. MA X Y, ZHANG J S, LI T, et al. A geomagnetic reference map reconstruction method based on sparse representation and dictionary learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1656-1663 (in Chinese).

地磁基准图构建方法。

2) 利用矩谱分析(RHA)理论的先验信息对稀疏字典进行了初始化,实验表明,该方法有效提高了稀疏字典的训练效率以及性能。

3) 利用本文方法与现有的地磁基准图构建方法,包括双三次插值、PSO-Kriging 插值等方法进行了对比,实验证明本文方法优于其他方法。

4) 在对于噪声的鲁棒性指标上与其他超分辨率重建方法进行了对比,实验证明本文方法优于其他方法。

1 地磁场模型

地磁场模型包括 7 个分量,其中 5 个为幅值分量,2 个为角度分量。设地磁信号采集点为坐标原点,通常以地磁场三分量表示地磁场矢量,地磁场三分量定义 3 个指定方向的地磁场分量,方向为地理北向、地磁东向与垂直向下,并分别记为 B_x 、 B_y 、 B_z 。水平分量 B_h 通过 B_x 与 B_y 的矢量合成得到,表示总地磁矢量在水平面上的投影。地磁场矢量的绝对值称为总场强度 B_f 。2 个角度分量为磁偏角和磁倾角。分量 B_x 与 B_h 之间的夹角定义为磁偏角 B_d ;总场强度 B_f 与分量 B_h 之间的夹角定义为磁倾角 B_i 。地磁参考场的各特征关系如图 1 所示,图中: D 为磁偏角; I 为磁倾角; F 为总场。因此,地磁场的 7 个基本分量满足如下几何关系:

$$B_f = \sqrt{B_x^2 + B_y^2 + B_z^2} \quad (1)$$

$$B_h = \sqrt{B_x^2 + B_y^2} \quad (2)$$

$$B_d = \arccos\left(\frac{B_x}{B_h}\right) \quad (3)$$

$$B_i = \arccos\left(\frac{B_h}{B_f}\right) \quad (4)$$

由上述关系可知,地磁场 7 个要素只有 3 个是相互独立的,因此对 X 、 Y 、 Z 3 个分量分别进行超分辨率重建,利用最终计算得到的总场强度来评价算法的性能。

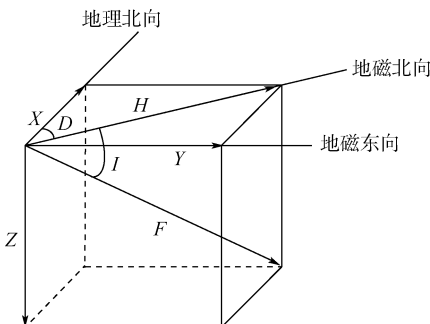


图 1 地磁参考场特征

Fig. 1 Features of geomagnetic reference field

2 稀疏表示

低分辨率基准图由高分辨率基准图经过模糊和下采样得到

$$Y = HSX \quad (5)$$

式中: H 为下采样矩阵; S 为模糊矩阵。

由式(5)可知,超分辨率重建是一个病态问题,即式(5)是一个欠定方程组,每一个图像 Y 都对应无穷多个解。但在以下约束条件下该问题能够得到很好的解决。

首先将一幅高分辨率地磁基准图 X 划分为图像块 x ,这些图像块可以被字典 D_h 稀疏表示为

$$x \approx D_h \alpha \quad \alpha \in \mathbb{R}^K, \|\alpha\|_0 \ll K \quad (6)$$

式中: α 为图像块 x 的稀疏表示系数; K 为稀疏系数中非零项的最大数量。由于低分辨率基准图和对应的高分辨率基准图具有相同的结构特征,可以通过训练得到低分辨率稀疏字典使得低分辨率基准图与高分辨率基准图具有相同的稀疏表示^[19]。低分辨率的基准图能够被字典 D_l 稀疏表示为

$$\min \|\alpha\|_0 \quad \text{s. t.} \quad \|FD_l \alpha - Fy\|_2^2 \ll \varepsilon \quad (7)$$

式中: F 为低分辨率基准图的特征提取矩阵; y 为原始高分辨率图像; ε 为误差约束。由于基准图的细节部分主要分布在高频部分, F 的作用类似于一个高通滤波器。最终目的是让恢复出来的基准图细节部分与原始基准图更相近。由于式(7)中的问题是 NP 难问题,只要 α 充分稀疏,就可以利用 l_1 范数代替 l_0 范数^[20],如式(8)所示:

$$\min \|\alpha\|_1 \quad \text{s. t.} \quad \|FD_l \alpha - Fy\|_2^2 \ll \varepsilon \quad (8)$$

同时对式(8)进行正则化,优化后为

$$\min_{\alpha} \frac{1}{2} \|FD_l \alpha - Fy\|_2^2 + \lambda \|\alpha\|_1 \quad (9)$$

式中: λ 用来平衡结果的稀疏程度和与原始信号的接近程度。该问题可以通过凸优化的方法得到很好的解决。

单独处理式(9)中的问题无法保证相邻图像块之间的一致性。因此,在满足式(9)的同时还需要加上一个限制条件,即重建后的相邻高分辨率图像块之间重叠部分要保证一致。优化后的问题可表示为

$$\min \|\alpha\|_1 \quad \text{s. t.} \quad \begin{cases} \|FD_l \alpha - Fy\|_2^2 \leq \varepsilon_1 \\ \|PD_h \alpha - \omega\|_2^2 \leq \varepsilon_2 \end{cases} \quad (10)$$

式中:矩阵 \mathbf{P} 用于提取当前图像块与前一图像块的重叠部分; ω 包含了重叠部分在前一图像块中的幅值; ε_1 和 ε_2 分别表示低分辨率和高分辨率字典对基准图的重建误差约束。式(10)可总结为以下形式:

$$\min \lambda \|\alpha\|_1 + \frac{1}{2} \|\tilde{\mathbf{D}}\alpha - \tilde{\mathbf{y}}\|_2^2 \quad (11)$$

式中: $\tilde{\mathbf{D}} = \begin{bmatrix} \mathbf{FD}_1 \\ \beta \mathbf{PD}_h \end{bmatrix}$; $\tilde{\mathbf{y}} = \begin{bmatrix} \mathbf{Fy} \\ \beta \omega \end{bmatrix}$; β 为式(10)中对

\mathbf{D}_1 和 \mathbf{D}_h 误差约束的权重比例,文中设置 $\beta = 1$ 。通过式(11)解出最优结果 α^* ,则可得到高分辨率图像块 $\mathbf{x} = \mathbf{D}_h \alpha^*$ 。设初始高分辨率基准图为 \mathbf{X}_0 ,最终优化问题可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{X}^* &= \arg \min_{\mathbf{X}} \|\mathbf{X} - \mathbf{X}_0\|_2^2 \\ \text{s. t. } &\mathbf{DSX} = \mathbf{Y} \end{aligned} \quad (12)$$

具体方法流程如图2所示。

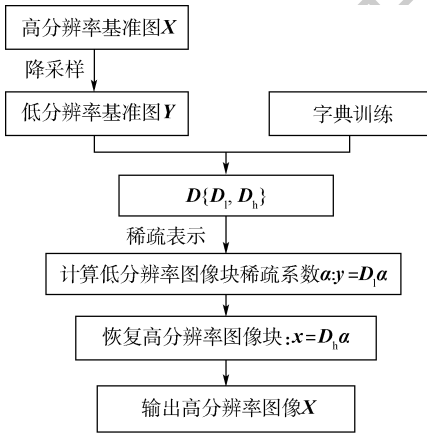


图2 基于稀疏表示和字典学习的地磁基准图超分辨率重建方法流程

Fig.2 Flowchart of super-resolution geomagnetic reference map reconstruction method based on sparse representation and dictionary learning

3 稀疏字典

3.1 字典初始化

在训练稀疏字典之前,利用地磁场模型的先验信息进行字典的初始化。由于实际采集到的地磁场信息不是均匀分布的,首先对目标区域地磁场进行建模,而后根据所建模型对基准图进行网格化处理。实际磁测数据可由式(13)进行分解:

$$B_R = B_0 - B_C \quad (13)$$

式中: B_R 为地磁剩余磁场值; B_0 为地磁场实测数据; B_C 为通过国际地磁参考场(IGRF)计算的理论值。通过式(13)可以获取目标区域的剩余磁

场值。在近年来的研究中,对地磁场的建模主要采用球谐分析(SHA)和矩谐分析^[21];由于研究的区域面积较小,地球曲率对模型的影响可以忽略不计,选择采用矩谐分析进行目标区域地磁剩余场 B_R 建模,具体方法如下。

在一个没有磁场源的空间内,目标磁位能够通过拉普拉斯方程获取:

$$\frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} = 0 \quad (14)$$

式(14)的解可写成

$$\mathbf{V}(x, y, z) = Ax + By + Cz + \sum_{q=0}^{N_{\max}} \sum_{m=0}^q P_{mn}(x, y) e^{uz} \quad (15)$$

式中: $n = q - m + 1$; $v = 2\pi/L_x$, $w = 2\pi/L_y$, $u = \sqrt{(mv)^2 + (nw)^2}$; $P_{mn}(x, y) = D_{mn} \cos(mvx) \cos(nwy) + E_{mn} \cos(mvx) \sin(nwy) + F_{mn} \sin(mvx) \cos(nwy) + G_{mn} \sin(mvx) \sin(nwy)$; x, y, z 为磁测位置的三维坐标; A, B, C 为系数,都是常数; N_{\max} 为矩形区域内垂直方向点的数量; $\mathbf{V}(x, y, z)$ 为最大截断阶数; L_x 和 L_y 分别为目标矩形区域的长度和宽度。 Q_{mn}, R_{mn}, S_{mn} 为不同分量的扰动位系数。将矩形区域的重心作为谐矩坐标系的原点,则坐标范围为

$$\begin{cases} -\frac{L_x}{2} \leq x \leq \frac{L_x}{2} \\ -\frac{L_y}{2} \leq y \leq \frac{L_y}{2} \end{cases}$$

此时地磁三分量可以表示为

$$\begin{cases} B_x = -\frac{\partial V}{\partial x} = -A + \sum_{q=0}^{N_{\max}} \sum_{m=0}^q Q_{mn}(x, y) e^{uz} \\ B_y = -\frac{\partial V}{\partial y} = -B + \sum_{q=0}^{N_{\max}} \sum_{m=0}^q R_{mn}(x, y) e^{uz} \\ B_z = -\frac{\partial V}{\partial z} = -C + \sum_{q=0}^{N_{\max}} \sum_{m=0}^q S_{mn}(x, y) e^{uz} \end{cases} \quad (16)$$

式中:

$$\begin{aligned} Q_{mn}(x, y) &= mv(D_{mn} \sin(mvx) \cos(nwy) + \\ &E_{mn} \sin(mvx) \sin(nwy) - \\ &F_{mn} \cos(mvx) \cos(nwy) - \\ &G_{mn} \cos(mvx) \sin(nwy)) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} R_{mn}(x, y) &= nw(D_{mn} \cos(mvx) \sin(nwy) - \\ &E_{mn} \cos(mvx) \cos(nwy) + \\ &F_{mn} \sin(mvx) \sin(nwy) - \\ &G_{mn} \sin(mvx) \cos(nwy)) \end{aligned}$$

$$S_{mn}(x, y) = -uP_{mn}(x, y)$$

因此,总场强度可以表示为

$$B_f = \sqrt{B_x^2 + B_y^2 + B_z^2}$$

通过上述方法,可以建立地磁剩余场模型,同时获取精确的网格化数据。使用的稀疏字典由 512 个特征列向量构成,其中一半由地磁剩余场网格化数据随机抽取组成,另一半由国际地磁参考场数据随机抽取组成。最终生成的矩阵作为字典训练的初始字典。

3.2 字典训练

为使稀疏表示达到最好的效果,过完备字典的获取是最为重要的步骤。通过训练低分辨率和高分辨率基准图对应的字典,能够使高分辨率和低分辨率基准图具有相同的稀疏表示。

稀疏字典一般分为 2 种:基于特定结构的稀疏字典和基于学习的稀疏字典。基于特定结构的字典包括高斯随机矩阵、循环矩阵、范德蒙矩阵等。这些字典最大的优势是稀疏表示时计算速度很快(时间复杂度为 $o(n \log n)$),但是同时也限制了对于信号的稀疏表示能力。因此,这类方法一般只对特定种类的信号有较好的效果。基于学习的方法通过对训练数据集进行学习得到低分辨率和高分辨率地磁基准图的最优稀疏基,从而达到充分表示原始信号的目的^[22]。

文献[23]将 K-SVD 算法应用到图像去噪中并取得了很好的效果。本文采用 K-SVD 算法进行低分辨率和高分辨率稀疏字典的学习。利用 Frobenius 范数来衡量原图像和稀疏分解后图像的偏差,保持稀疏矩阵中除第 j_0 列以外所有列不变,提取出第 j_0 列后问题可写成

$$\|Y - DX\| = \left\| Y - \sum_{j=1}^m d_j x_j^T \right\|_F = \left\| \left(Y - \sum_{j \neq j_0} d_j x_j^T \right) - d_{j_0} x_{j_0}^T \right\|_F \quad (17)$$

式中: x_j^T 为稀疏系数 X 的第 j 行; d_j 为稀疏字典 D 的第 j 行。记式(17)中括号内部为 E_{j_0} ,即

$$E_{j_0} = Y - \sum_{j \neq j_0} d_j x_j^T \quad (18)$$

式(17)可以通过不断更新 d_j 和 x_j^T 来使残差达到最小,最终目的是使 $d_{j_0} x_{j_0}^T$ 近似于 E_{j_0} ,因此可以用奇异值分解来解决。然而该方法会使向量 $x_{j_0}^T$ 变得稠密,即会增加 X 中非零项的个数。

因此,定义一个矩阵 P_{j_0} 用来提取 $x_{j_0}^T$ 中的非零项, P_{j_0} 行数为 $x_{j_0}^T$ 的长度,列数为 $x_{j_0}^T$ 中非零项的个数。记 $(x_{j_0}^R)^T = x_{j_0}^T P_{j_0}$,即 $(x_{j_0}^R)^T$ 仅包含 $x_{j_0}^T$ 中的非零项。则式(17)问题可写成

$$\min \|E_{j_0} P_{j_0} - d_{j_0} (x_{j_0}^R)^T\|_F \quad (19)$$

上述问题可用奇异值分解解决。首先固定

d_{j_0} ,更新 $x_{j_0}^R$,即

$$\hat{x}_{j_0}^R = \arg \min_{x_{j_0}^R} \|E_{j_0} P_{j_0} - d_{j_0} (x_{j_0}^R)^T\|_F^2 = \frac{P_{j_0} E_{j_0} d_{j_0}}{\|d_{j_0}\|_2^2} \quad (20)$$

而后固定 $x_{j_0}^R$,更新 d_{j_0} ,即

$$\hat{d}_{j_0} = \arg \min_{d_{j_0}} \|E_{j_0} P_{j_0} - d_{j_0} (x_{j_0}^R)^T\|_F^2 = \frac{E_{j_0} P_{j_0} x_{j_0}^R}{\|x_{j_0}^R\|_2^2} \quad (21)$$

交替迭代数次后即可满足目标要求,具体流程如图 3 所示。

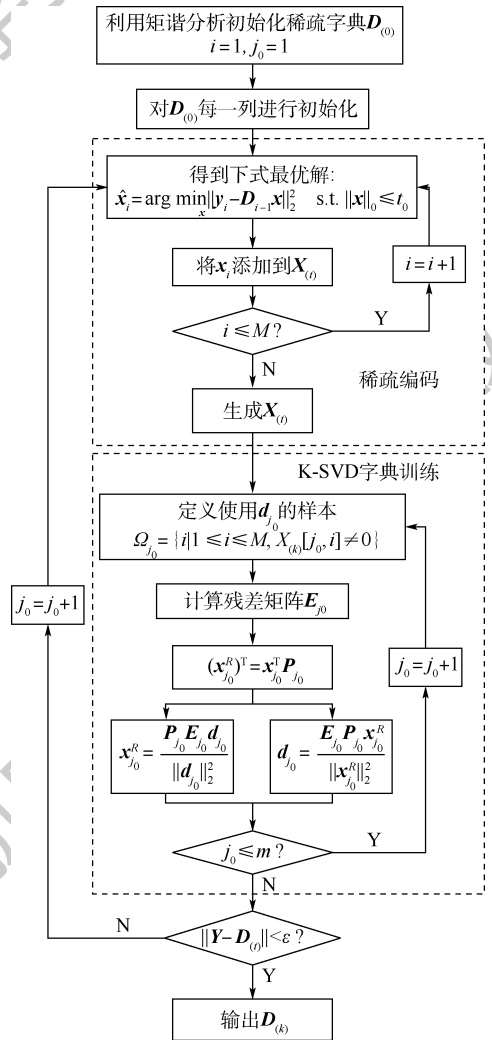


图 3 K-SVD 算法流程

Fig. 3 Flowchart of K-SVD algorithm

4 仿真结果和性能分析

实验所使用的地磁数据集来源于笔者课题组获取的 2009 年东亚地区地磁场以及国际地磁参考场。比较了本文方法和多种得到广泛应用的插值法和图像超分辨率重建方法在地磁基准图构建中的实际效果,包括双三次插值、PSO-Kriging 插

值、相邻嵌入法(Neighbor Embedding, NE)等。

首先,为方便后续处理,将所有地磁数据压缩到[0,255]范围内,方法如下:

$$t_i = 255 \frac{t_i - \text{Min}}{\text{Max} - \text{Min}} \quad (22)$$

式中: t_i 为地磁基准图中的元素;Max和Min分别为所有地磁数据的最大值和最小值。

在实验中,输入的地磁基准图分辨率分别被提高到2、3和4倍,使用的图像块大小为 5×5 ,以保证相邻图像块之间有4个像素的重叠部分。在从低分辨率基准图中提取图像块前,首先,对低分辨率基准图进行双三次插值以保证与高分辨率基准图大小相同;其次,对处理后的低分辨率基准图计算其稀疏字典对应的稀疏系数;最后,利用相

同的稀疏系数和高分辨率字典得到重建后的高分辨率基准图。文中所用字典通过随机选取的50 000个地磁图像块训练得到。通过交叉验证,最终选取 $\lambda = 0.2$,随机选取500幅基准图作为实验测试集^[24-25]。

4.1 重建效果对比

为验证生成的高分辨率地磁基准图的质量,利用峰值信噪比、结构相似度(SSIM)和均方根误差作为评价指标,对通过式(1)计算得到的总场强度进行评价。图4为不同方法的重建效果对比。可以看出,利用本文方法构建的高分辨率基准图与原始图最为相近,且细节部分重建效果最好。

表1~表3为各种基准图构建方法在不同分辨率方法倍数下3种指标评价结果,表中加粗数

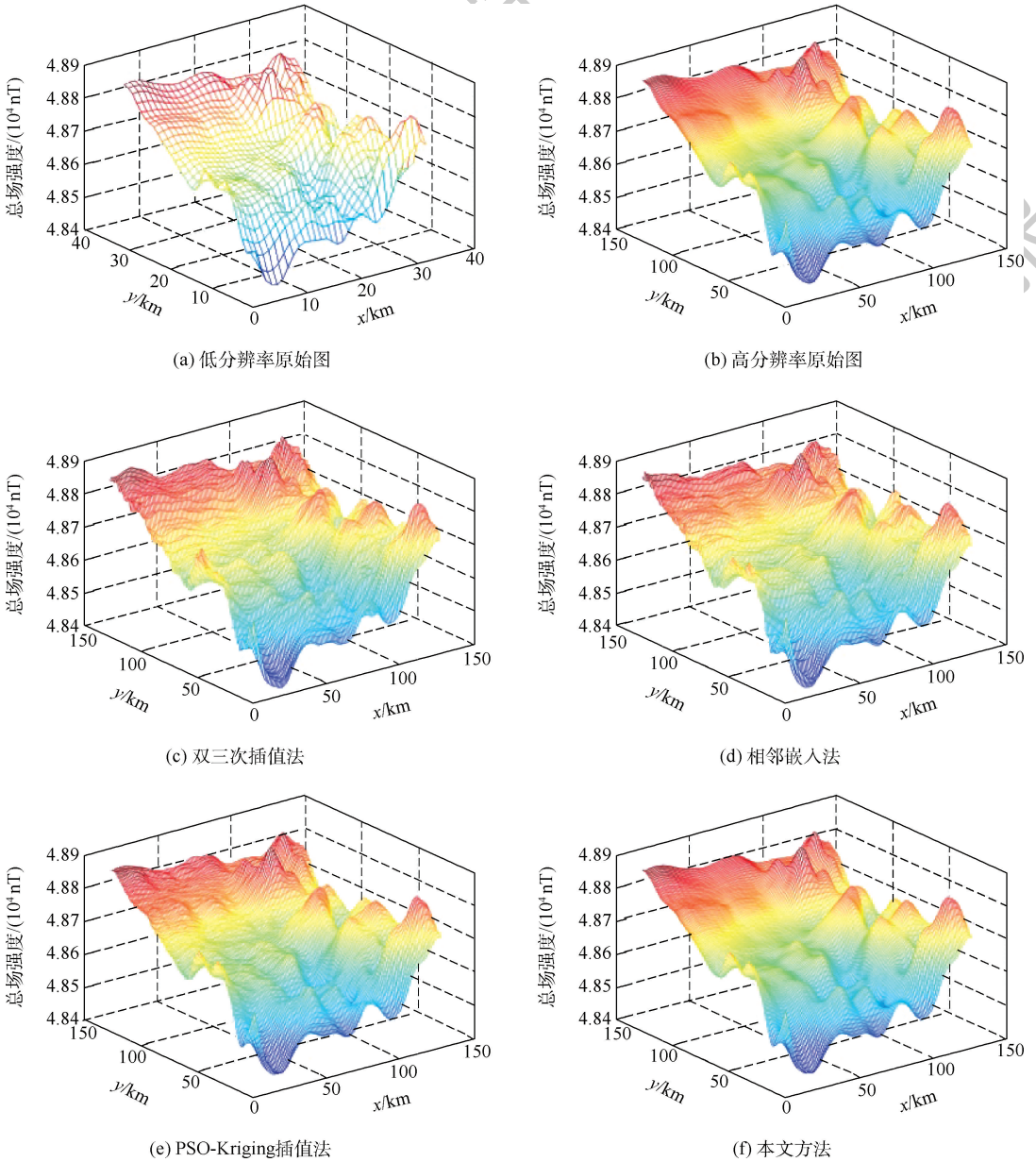


图4 四倍放大倍数下地磁基准图重建效果对比

Fig. 4 Comparison of geomagnetic reference map reconstructed with magnification factor 4

表 1 二倍放大倍数下不同方法 PSNR、SSIM 和 RMSE 指标对比

Table 1 Comparison of PSNR, SSIM and RMSE of different methods with magnification factor 2

方法	PSNR/dB	SSIM	RMSE/nT
双三次插值法	32.16	0.789	3.07
相邻嵌入法	32.14	0.787	3.12
PSO-Kriging 插值法	32.31	0.796	2.89
本文方法	32.44	0.823	2.77

表 2 三倍放大倍数下不同方法 PSNR、SSIM 和 RMSE 指标对比

Table 2 Comparison of PSNR, SSIM and RMSE of different methods with magnification factor 3

方法	PSNR/dB	SSIM	RMSE/nT
双三次插值法	27.66	0.565	7.65
相邻嵌入法	27.59	0.561	7.83
PSO-Kriging 插值法	28.28	0.606	7.23
本文方法	28.54	0.637	6.91

表 3 四倍放大倍数下不同方法 PSNR、SSIM 和 RMSE 指标对比

Table 3 Comparison of PSNR, SSIM and RMSE of different methods with magnification factor 4

方法	PSNR/dB	SSIM	RMSE/nT
双三次插值法	24.89	0.431	16.77
相邻嵌入法	24.81	0.435	16.47
PSO-Kriging 插值法	26.31	0.498	14.96
本文方法	26.73	0.524	13.78

据为本文方法的仿真结果。可以看出,各种指标下本文方法均优于其他方法,且放大倍数越大,优势越明显。

4.2 字典初始化效果分析

在上述实验中一直使用含有 50 000 图像块的数据集进行字典训练,为验证文中字典初始化的实际效果,选取大小为 1 600, 3 200, 6 400, 12 800, 25 600 和 51 200 的图像块集进行字典训练。图 5 ~ 图 7 分别为 3 种评价指标下使用本文方法进行初始化以及利用高斯随机矩阵进行初始化的实验结果。可以看出,在 3 种评价指标下,文中初始化方法都能够使用更小的训练数据量达到更高的重构精度。

4.3 噪声鲁棒性分析

为验证本文方法对于噪声的鲁棒性,对原始基准图添加不同等级的高斯白噪声,对于 3 倍的基准图分辨率放大倍数,噪声的标准差 σ 设置为 3 ~ 12 nT,实验结果如表 4 ~ 表 6 所示,表中加粗数据为本文方法的仿真结果。可以看出,本文方法对噪声的鲁棒性要优于其他方法。

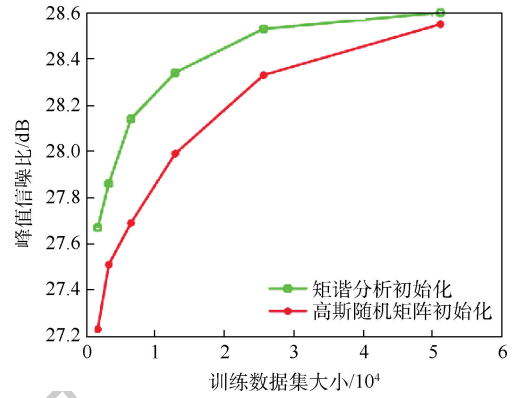


图 5 三倍放大倍数下训练数据集大小对有无先验信息字典重建基准图 PSNR 值的影响

Fig. 5 Effect of training dataset size on reconstructed reference map PSNR of dictionaries with and without priori information with magnification factor 3

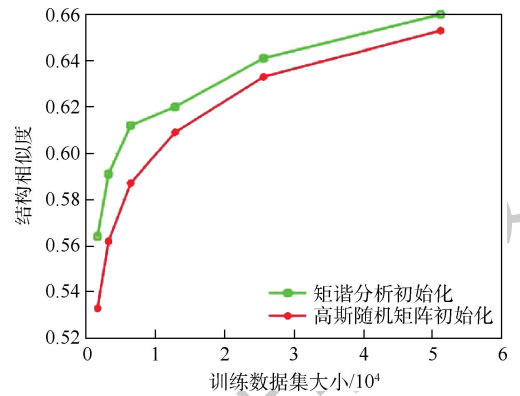


图 6 三倍放大倍数下训练数据集大小对有无先验信息字典重建基准图

SSIM 值的影响

Fig. 6 Effect of training dataset size on reconstructed reference map SSIM of dictionaries with and without priori information with magnification factor 3

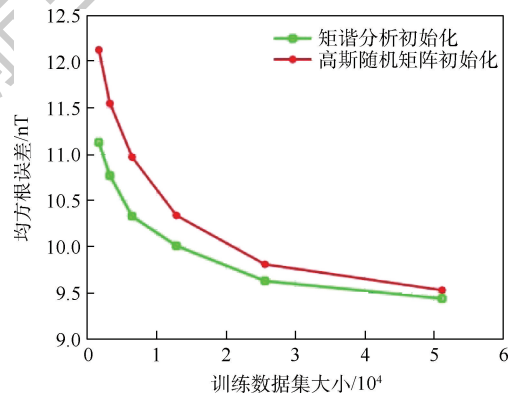


图 7 三倍放大倍数下训练数据集大小对有无先验信息字典重建基准图

RMSE 值的影响

Fig. 7 Effect of training dataset size on reconstructed reference map RMSE of dictionaries with and without priori information with magnification factor 3

表4 不同噪声等级下各种方法 PSNR 值对比

Table 4 Comparison of PSNR of different methods under different noise levels

方法	PSNR/dB				
	$\sigma = 0$	$\sigma = 3$	$\sigma = 6$	$\sigma = 9$	$\sigma = 12$
双三次插值法	28.89	28.80	28.45	28.17	27.74
相邻嵌入法	28.84	28.73	28.47	28.13	27.86
PSO-Kriging 插值法	29.35	29.30	29.21	29.11	28.97
本文方法	29.78	29.76	29.73	29.69	29.67

表5 不同噪声等级下各种方法 SSIM 值对比

Table 5 Comparison of SSIM of different methods under different noise levels

方法	SSIM				
	$\sigma = 0$	$\sigma = 3$	$\sigma = 6$	$\sigma = 9$	$\sigma = 12$
双三次插值法	0.603	0.587	0.573	0.551	0.533
相邻嵌入法	0.599	0.584	0.571	0.555	0.541
PSO-Kriging 插值法	0.637	0.626	0.611	0.597	0.581
本文方法	0.664	0.661	0.659	0.658	0.654

表6 不同噪声等级下各种方法 RMSE 值对比

Table 6 Comparison of RMSE of different methods under different noise levels

方法	RMSE/nT				
	$\sigma = 0$	$\sigma = 3$	$\sigma = 6$	$\sigma = 9$	$\sigma = 12$
双三次插值法	9.72	9.83	9.96	10.14	10.30
相邻嵌入法	9.81	9.89	9.99	10.12	10.24
PSO-Kriging 插值法	9.11	9.20	9.31	9.44	9.61
本文方法	8.77	8.82	8.85	8.89	8.95

5 结论

本文提出了一种基于稀疏表示和字典学习的高精度地磁基准图构建方法,利用矩谐分析进行稀疏字典的初始化,利用 K-SVD 算法进行字典训练,得出如下结论:

- 1) 稀疏表示在地磁基准图构建中能够取得较好的效果。
- 2) 基于矩谐分析的字典初始化方法能够有效减小所需训练集大小,并提高字典性能。
- 3) K-SVD 算法能够有效提高针对地磁基准图的稀疏字典训练效率。
- 4) 在不同的分辨率放大倍数下本文方法均优于其他对比方法。

在未来的工作中,将继续研究地磁场三分量之间的结构关系,从而进一步提高对噪声的抗干扰能力,提高基准图构建精度,并将该方法应用到实际地磁基准图构建应用中。

参考文献 (References)

[1] HOLLAND R A, THORUP K, VONHOF M J, et al. Navigation;

Bat orientation using Earth's magnetic field[J]. Nature, 2006, 444(7120):702.

[2] ECKENHOFF K, GENEVA P, HUANG G. Direct visual-inertial navigation with analytical preintegration [C] // 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2017:1429-1435.

[3] CUNTZ M, KONOVALTSEV A, MEURER M. Concepts, development and validation of multi-antenna GNSS receivers for resilient navigation[J]. Proceedings of the IEEE, 2016, 104(6): 1-14.

[4] LOHMANN K J, LOHMANN C M F, EHRHART L M, et al. Geomagnetic map used in seaturtle navigation [J]. Nature, 2004, 428(6986):909-910.

[5] 岳建平,甄宗坤.基于粒子群算法的 Kriging 插值在区域地面沉降中的应用[J].测绘通报,2012(3):59-62.

YUE J P, ZHEN Z K. Application of particle swarm optimization based Kriging interpolation method in regional land subsidence [J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2012(3):59-62 (in Chinese).

[6] 李晨霖,王仕成,张金生,等.基于改进的 Kriging 插值方法构建地磁基准图[J].计算机仿真,2018,35(12):278-282.

LI C L, WANG S C, ZHANG J S, et al. Construction of geomagnetic datum map based on improved Kriging interpolation method [J]. Computer Simulation, 2018, 35(12):278-282 (in Chinese).

[7] GOLDENBERG F. Geomagnetic navigation beyond the magnetic compass [C] // Position, Location & Navigation Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2006:684-694.

[8] AKESSON S, LUSCHI P, BRODERICK A C. Oceanic long-distance navigation; Do experienced migrants use the Earth's magnetic field? [J]. Journal of Navigation, 2001, 54(3):415-427.

[9] LIN Y, YAN L, TONG Q. Underwater geomagnetic navigation based on ICP algorithm [C] // IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway: IEEE Press, 2008:2115-2120.

[10] CAI Q, YANG G, SONG N, et al. Analysis and calibration of the gyro bias caused by geomagnetic field in a dual-axis rotational inertial navigation system [J]. Measurement Science and Technology, 2016, 27(10):105001.

[11] LIU M, LIU K, YANG P, et al. Bio-inspired navigation based on geomagnetic [C] // IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway: IEEE Press, 2013:2339-2344.

[12] GAO X, ZHANG K, TAO D, et al. Image super-resolution with sparse neighbor embedding [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2012, 21(7):3194-3205.

[13] WANG G, LI L, LI Q. Perceptual evaluation of single-image super-resolution reconstruction [C] // 2017 IEEE International Conference on Image Processing (ICIP). Piscataway: IEEE Press, 2017:3145-3149.

[14] ROMANO Y, ISIDORO J, MILANFAR P. RAISR: Rapid and accurate image super resolution [J]. IEEE Transactions on Computational Imaging, 2016, 3(1):110-125.

[15] YEGANLI F, NAZZAL M, UNAL M, et al. Image super-resolution via sparse representation over multiple learned dictionaries based on edge sharpness [J]. Signal, Image and Video Process-

- ing,2016,10(3):535-542.
- [16] VILLENA S, VEGA M, BABACAN S D, et al. Bayesian combination of sparse and non-sparse priors in image super resolution [J]. *Digital Signal Processing*, 2013, 23(2):530-541.
- [17] LIU D, WANG Z, WEN B, et al. Robust single image super-resolution via deep networks with sparse prior [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2016, 25(7):1.
- [18] LEDIG C, THEIS L, HUSZAR F, et al. Photo-realistic single image super-resolution using a generative adversarial network [EB/OL]. (2017-05-25) [2020-05-28]. <https://arxiv.org/abs/1609.04802>.
- [19] FARHADIFARD F, ABAR E, NAZZAL M, et al. Single image super resolution based on sparse representation via directionally structured dictionaries [C] // *Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU)*. Piscataway: IEEE Press, 2014:1718-1721.
- [20] QI N, SHI Y, SUN X, et al. Single image super-resolution via 2D sparse representation [C] // *2015 IEEE International Conference on Multimedia and Expo (ICME)*. Piscataway: IEEE Press, 2016:1-6.
- [21] 乔玉坤,王仕成,张金生,等.采用矩谱分析和支持向量机的地磁导航基准图构建方法[J]. *西安交通大学学报*, 2010, 44(10):47-51.
- [22] QIAO Y K, WANG S C, ZHANG J S, et al. A constructing method of reference maps for geomagnetic navigation using rectangular harmonic analysis and support vector machine [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2010, 44(10):47-51 (in Chinese).
- [23] YANG S, WANG M, CHEN Y, et al. Single-image super-resolution reconstruction via learned geometric dictionaries and clustered sparse coding [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2012, 21(9):4016-4028.
- [24] ZHANG Y, LIU Y. Single image super-resolution reconstruction method based on LC-KSVD algorithm [C] // *1st International Conference on Materials Science, Energy Technology, Power Engineering (MEP 2017)*, 2017:1-6.
- [25] YANG J, WRIGHT J, HUANG T S, et al. Image super-resolution as sparse representation of raw image patches [C] // *2008 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway: IEEE Press, 2008:1-8.
- [26] MOUSAVI H, MONGA V. Sparsity-based color image super resolution via exploiting cross channel constraints [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2017, 26(11):5094-5106.

A geomagnetic reference map reconstruction method based on sparse representation and dictionary learning

MA Xiaoyu, ZHANG Jinsheng*, LI Ting, HAO Liangliang

(Missile Engineering College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: Geomagnetic matching navigation plays an important role in the field of navigation guidance. The construction accuracy of geomagnetic reference map determines the effectiveness of geomagnetic matching navigation. Aimed at the problem that the existing geomagnetic reference map construction accuracy is difficult to meet the needs of practical applications, a high-precision geomagnetic reference map construction method based on sparse representation and dictionary learning is proposed. First, the sparse dictionary is initialized using Rectangular Harmonic Analysis (RHA). Then, K-SVD is used to train the sparse dictionaries. Finally, the feature that the low-resolution and high-resolution reference maps have the same sparse coefficients is used to reconstruct the high-resolution geomagnetic reference maps. Experimental results show that the proposed method has higher construction accuracy for geomagnetic reference maps, lower requirements for training datasets, and better robustness to noise. Compared with the PSO-Kriging interpolation method, with a magnification factor of 4, the Peak Signal to Noise Ratio (PSNR) value is increased from 26.31 dB to 26.73 dB; the Structural Similarity Index (SSIM) is increased from 0.498 to 0.524; the Root Mean Square Error (RMSE) is decreased from 14.96 nT to 13.78 nT.

Keywords: geomagnetic navigation; geomagnetic reference map; image super-resolution reconstruction; sparse representation; dictionary learning

Received: 2020-06-15; Accepted: 2020-08-30; Published online: 2020-09-08 14:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200907.1331.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61673017); China Postdoctoral Science Foundation (2019M3643)

* Corresponding author. E-mail: 18813059158@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0255

基于 EfficientDet 的无预训练 SAR 图像 船舶检测器



包壮壮, 赵学军*

(空军工程大学 基础部, 西安 710051)

摘 要: 针对多尺度、多场景的合成孔径雷达(SAR)图像船舶检测问题,提出了一种基于 EfficientDet 的无预训练目标检测器。现有的基于卷积神经网络的 SAR 图像船舶检测器并没有表现出其应有的出色性能。重要原因之一是依赖分类任务的预训练模型,没有有效的方法来解决 SAR 图像与自然场景图像之间存在的差异性;另一个重要原因是没有充分利用卷积神经网络各层的信息,特征融合能力不够强,难以处理包括海上和近海在内的多场景船舶检测,尤其是无法排除近海复杂背景的干扰。SED 就这 2 个方面改进方法,在公开 SAR 船舶检测数据集上进行实验,检测精度指标平均准确率(AP)达到 94.2%,与经典的深度学习检测器对比,超过最优的 RetinaNet 模型 1.3%,在模型大小、算力消耗和检测速度之间达到平衡,验证了所提模型在多场景条件下多尺度 SAR 图像船舶检测具有优异的性能。

关键词: 船舶检测; 合成孔径雷达(SAR); 深度学习; 卷积神经网络; 目标检测

中图分类号: TN957.51; TP751

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1664-09

遥感图像船舶检测在民用和军用领域应用前景广泛,而合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)图像由于其全天候、全天时、可穿透的特点,是船舶检测的主要技术手段^[1]。随着越来越多的 SAR 卫星发射,原始的 SAR 图像数据日益增长,如何从中快速准确检测船舶成为亟需解决的问题^[2-3]。

传统的 SAR 图像船舶检测通常分为 4 个阶段:地面遮掩、预处理、预筛选以及识别。地面遮掩将与海面成像结果悬殊的地面遮掩掉,从而减少探测面积^[4]。预处理使用多种图像处理方法,如斑点噪声过滤等^[5],将原始的 SAR 图像转换成更易探测船舶的图像。预筛选阶段,将一些可能是船舶的像素提取为候选目标,在搜索候选像素时,主流方法为恒定虚警率法^[6]和广义似然比测试法^[7]。识别阶段通过排除虚警区域同时接受

包含真实目标区域来提取船只。这类方法利用 SAR 图像的统计信息,借助人类专家的先验知识,通过将图像转换到频域进一步提高了检测性能,但由于其核心思想是基于海杂波建模和参数估计进而找到代表船舶的像素点,同时由于人工标记特征的提取能力是有限的,在一些特殊场景,特别是在海岸线、港口等陆海交界的复杂环境下不能充分提取 SAR 图像船舶的特征,这些方法存在鲁棒性差,不能实现端到端操作,仍然需要人力干预的问题。

随着深度学习技术的发展,开始出现将卷积神经网络应用于 SAR 图像船舶检测的方法。由于目前主流的深度卷积神经网络模型是有监督的训练,大多包含数百万个参数,其需要大量人工标注的数据集进行训练。Li^[8]和 Wang^[9]等分别基于 SAR 遥感卫星图像建立了 SAR 船舶检测数据

收稿日期: 2020-06-11; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-09-29 13:34

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200929.1010.001.html

* 通信作者。E-mail: 292457155@qq.com

引用格式: 包壮壮, 赵学军. 基于 EfficientDet 的无预训练 SAR 图像船舶检测器[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1664-1672. BAO Z Z, ZHAO X J. Ship detector in SAR images based on EfficientDet without pre-training[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1664-1672 (in Chinese).

集,同时运用主流目标检测器获得了基线(Baseline)结果;Liu 等^[10]运用单射多框检测器(Single Shot MultiBox Detector,SSD512,512 指输入图像长宽为 512 像素)、更快的区域特征检测卷积神经网络(Faster Regions with CNN Features,Faster R-CNN)^[11]、视网膜网络(RetinaNet)^[12]分别获得了平均准确率(Average Precision,AP)值为 89.43%、88.26%、91.36% 的检测精度。从部分实验结果可以看到依然存在较多漏检、误检的情况,检测精度还有较大的提升空间。分析原因如下:①遥感图像和自然场景图像之间存在的跨领域不适用性,深度学习目标检测器大多基于自然场景的大型数据集上训练好的参数微调得来,这不能解决 SAR 成像机制导致的固有缺陷,如相干斑噪声,运动物体存在拖影、重叠、阴影等,即没有解决两者之间的差异性;②卷积神经网络由浅到深,每一层都提取成百上千的特征,浅层特征语义信息少、位置信息多,深层特征与之相反,如何充分利用、融合这些特征是解决假目标和背景干扰,实现多场景、多尺度检测的关键。

由于遥感图像与自然场景图像相比具有目标背景复杂、尺寸多变、有方向性等特点^[13],在普通场景下可行的迁移学习(利用在大型通用数据集上训练好的参数权重作为网络初始化,再用新的小样本训练)并未取得理想的成绩。随着脱离预训练的检测器性能达到甚至超过有预训练(Pre-training)的网络^[14-15],尝试运用从头开始(Scratch)训练的方式解决跨领域不适用的问题。SAR 图像的固有缺陷要求更高效特征提取方法,为充分利用高低级特征图的语义信息,在特征金字塔网络(Feature Pyramid Networks,FPN)^[16]结构的基础上进行改进,删减只有一个输入节点,同时将尺度相同的输入和输出连接起来,形成类似残差网络(Residual Network,ResNet)^[17]的结构,再增加向下的路径,并将其整体看作一个层操作,多次连接从而加强特征融合。

为了实现这些目标,本文提出一种基于可扩展且高效的目标检测器(EfficientDet)^[18]的脱离预训练参数神经网络检测器(SED),以实现多尺度和多场景的 SAR 船舶检测。该方法通过使用高效的 EfficientNet-D0 作为主干网络提取特征,在相较于先前的经典网络,在提升保证性能的同时大大降低了模型参数、算力消耗和训练时长,在测试集上进行测试的速度达到每秒 20 张图像,基本满足实时性的要求,同时对数据进行归一化操作从而增加训练过程中梯度传输的稳定性以实现脱离预训练模型参数的收敛,最终在 SAR 船舶检测数据集上取得了最优结果。

1 相关工作

单阶段检测器:现有的目标检测器根据是否使用感兴趣区域候选步骤分为两阶段法^[11,19-20](使用)和单阶段法^[10,12,21-22](不使用)。虽然普遍认为两阶段法具有更高的精度,但单阶段法通过使用预设的锚框(Bounding Box)可以更高效简单。本文遵循单阶段检测器设计,方便针对任务调整结构,提升精度。

Scratch 训练:文献[14]使用深度连接网络的监督机制,首先实现了从头开始训练并取得了与有预训练网络接近的性能,但无法随意调整主干网络以克服跨领域不适用性。从头开始训练的检测器(ScratchDet)^[15]分析了下采样步长大小对小目标检测精度的影响,推迟下采样操作的同时使用批归一化(Batch Normalization,BN)来稳定训练过程中的梯度传播。但 BN 操作需要使用大的小批量尺寸(Mini-batch Size),对实验环境要求较高,本文探讨更简单高效的梯度稳定方法来避免这一缺点同时优化从头开始训练过程。

多尺度特征融合:不论是自然场景,还是遥感 SAR 图像,目标检测的难点之一就是如何更有效地处理多尺度特征。较早的检测器只是简单的使用骨干网络提取的金字塔特征层^[10]甚至只是最后一层^[19]进行类别和位置预测。FPN^[16]首次使用自上而下的途径组合多尺度特征,路径汇聚网络(Path Aggregation Network,PA Net)^[23]在其基础上,额外增加了一条自底向上的路径来进一步融合特征。随着自动机器学习(AutoML)的发展,神经网络架构搜索-特征金字塔网络(NAS-FPN)^[24]使用神经架构搜索自动设计了特征网络拓扑结构。虽然 NAS-FPN 具有优异的性能,但其消耗了大量算力,且生成的 FPN 不规律。EfficientDet 以更直观、可解释的方式优化了多尺度特征融合。

2 改进方法

2.1 组归一化

BN 在文献[25]中首次出现,目的是解决如下 2 个问题。一是在深度神经网络训练的过程中,每个批次具有不同的分布,增加了模型训练的难度。二是内部变量转换问题(Internal Covariate Shift,ICS):在训练的过程中,激活函数会改变各层数据的分布,随着网络的加深,这种差异会越来越大,从而出现梯度弥散,使模型难以收敛。Zhu 等^[15]通过在 SSD 的主干网络和检测子网络分别添加 BN 进行从头开始训练的实验证实了 BN 可

以在优化过程中大幅缓解梯度的波动幅度,从而保证了更大的学习率和更快的收敛。但BN的问题也是显而易见的,由于要在批次中获得更普适的均值和方差,需要足够大的单卡批大小,如ScratchDet使用了128的批大小。这需要较高的硬件条件才能实现,因此尝试使用组归一化(Group Normalization, GN)^[26]。

神经网络的输入数据通常有4个维度,B (Batch)、C (Channel)、H (Height)、W (Width)。训练过程中,显存能储存的数据量即批大小是有限的,在图像处理任务中可能是个位数。为了解决这一缺陷,GN通过在通道维度进行数据的归一化,将通道分为几组后,在组内计算均值和方差以进行归一化,如图1所示(立方体表示特征图张量,灰色方块表示用于归一化的量)。

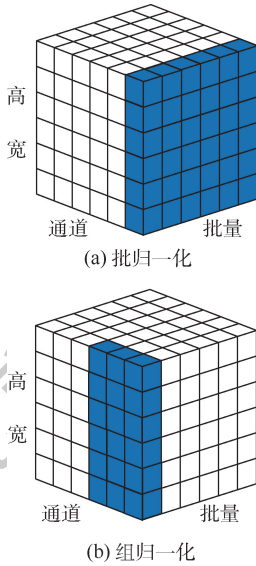


图1 数据归一化的方式
Fig. 1 Methods of data normalization

GN在计算均值和标准差时,将每个特征图的通道维度分为G组,则每组中有C/G个通道,再对属于细分通道的像素求均值和标准差。每组通道独立地使用与其对应的参数进行归一化,所以GN的运算不受批大小的影响,并且精度比BN更加稳定。GN的推导过程如下:

$$\hat{x}_i = \frac{1}{\sigma_i} (x_i - \mu_i) \tag{1}$$

式中: x 为特征图计算的张量, i 为索引号,即 $x_i = [x_{iB}, x_{iC}, x_{iH}, x_{iW}]$; \hat{x}_i 为经过归一化处理的张量; μ 和 σ 分别为均值和标准差,计算方法如下:

$$\mu_i(x) = \frac{1}{(C/G)HW} \sum_{c=gC/G}^{(g+1)C/G} \sum_{h=1}^H \sum_{w=1}^W x_{bcwh} \tag{2}$$

$$\sigma_i(x) = \sqrt{\frac{\sum_{c=gC/G}^{(g+1)C/G} \sum_{h=1}^H \sum_{w=1}^W (x_{bcwh} - \mu_i(x))^2 + \varepsilon}{(C/G)HW}} \tag{3}$$

式中: ε 为一个极小的常数,保证 $\sigma \geq 0$; b, c, g, h, w 为索引号; B, C, G, H, W 为取值范围,其中 G 为人为设定的分组数量, C/G 为每组的通道数。GN由于并不在批次维度进行归一化,所以在小批次训练时的表现比BN更加优秀^[26]。当想要使用小批次数据实现模型的从头开始训练时,GN对稳定优化过程中梯度变化,防止后向传播时发生梯度弥散的手段起着重要的作用。BN与GN的应用对比将在3.2节以消融实验的形式呈现。

2.2 特征提取

遥感SAR图像中的船舶绝大多数是相对尺寸($\sqrt{w_{bbox} \times h_{bbox}} / \sqrt{w_{img} \times h_{img}}$, w_{bbox} 和 h_{bbox} 分别为框的宽和高, w_{img} 和 h_{img} 分别为图像的宽和高)小于0.2的小目标对象^[9],这就要求作为特征提取部分的主干网络具有更强的提取能力,通常的做法是使用更复杂的模型^[17]。而为了避免梯度弥散的发生,保证从头开始训练,同时减少下采样次数,尽可能增大深层特征图的感受野,提高小目标检测能力,又要求网络尽可能简化。这本身是相互矛盾的,但深度可分离卷积(Depthwise separable Convolution, DWConv)^[27]和倒残差模块(IRes)^[28]的出现,一定程度上实现了两者兼具。DWConv将普通卷积每个卷积核与每张特征图按位相乘再相加的步骤分离进行,先在通道维度进行按位相乘的卷积运算,此时Channel不变,再用 1×1 卷积与第1步的结果进行卷积(Pointwise conv, PW),如图2所示。通过调整 1×1 卷积个数改变通道,从而使得DWConv计算量约为普通卷积的 $1/(\text{kernelsize})^2$,损失精度仅为1%。

残差模块^[17]可以有效地复用之前的数据特征,如图3所示,其输入量经过 1×1 卷积压缩,再使用 3×3 卷积提取特征,最后用 1×1 卷积将通道数增大,同时将输入与输出再次相加,形成如同

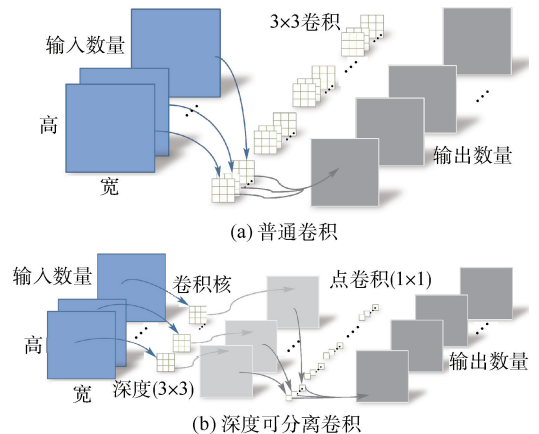


图2 两种卷积对比

Fig. 2 Comparison of two convolutions

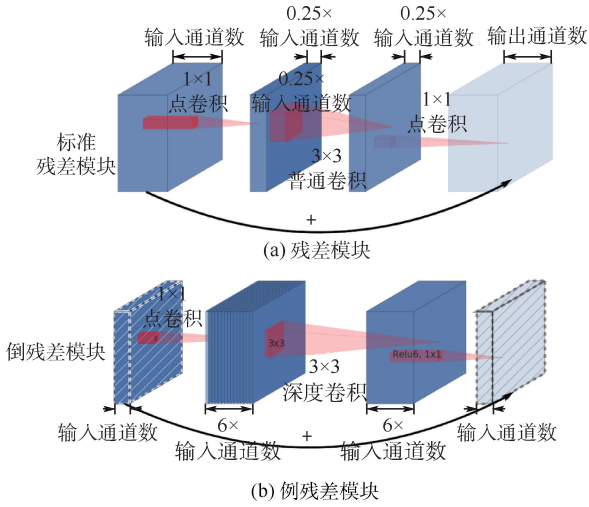


图 3 残差模块和倒残差模块数据流图对比

Fig. 3 Comparison of data flow graph between residual blocks and inverted residual blocks

沙漏的“压缩-卷积-扩张”的数据流图,从而使得卷积层集中精力学习输入、输出之间的残差。文献[28]直接将 DWConv 应用到残差模块中并不能提升性能,原因是 DWConv 的特征提取能力受限于输入的通道数量,而倒残差模块的数据流图是“扩张-卷积-压缩”,类似纺锤的形状,在卷积操作前先进行扩张,保证了特征提取能力。

2.3 特征融合

特征融合将不同分辨率的特征图信息充分利用如图 4(a)所示,可以实现对多尺度目标较好的检测结果。网络自底向上的前向传播过程中,随着下采样次数的不断增加,语义信息越来越多,而位置信息逐渐减少。尽管更深的特征图拥有更多的语义信息,但是其分辨率较低,经过 5 次下采样后,原始图像中 32×32 像素的物体只有 1×1 像素大小,因此更深的特征图对小尺寸目标检测精度低。

EfficientDet 使用的高效双向跨尺度连接和加权特征融合 (BiFPN) 如图 4(b)所示,使用以下技

巧来提高性能:①拥有自顶向下和自底向上 2 条路径融合特征;②忽略只有一个输入的节点并加入跳跃连接以轻量化网络;③可学习权重自动加权融合过程的输入特征。为了更加充分地利用不同层级的语义和位置信息,在 BiFPN 的基础上改进(见图 4(c)),增加了跨级的数据流,实验证明这提升了网络性能。 P_i 表示主干网络中分辨率为输入图像 $(1/2^i)$ 的特征图。

本文选择倒残差模块作为主干网络基础结构,运用数据归一化手段对优化过程中梯度稳定性进行优化,降低主干网络下采样次数,使网络可以脱离预训练,最终实现端到端的目标检测,模型如图 5 所示。

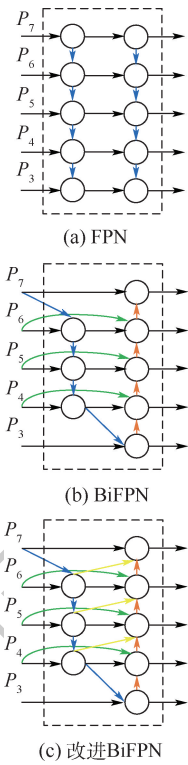


图 4 特征融合网络设计

Fig. 4 Design of feature fusion network

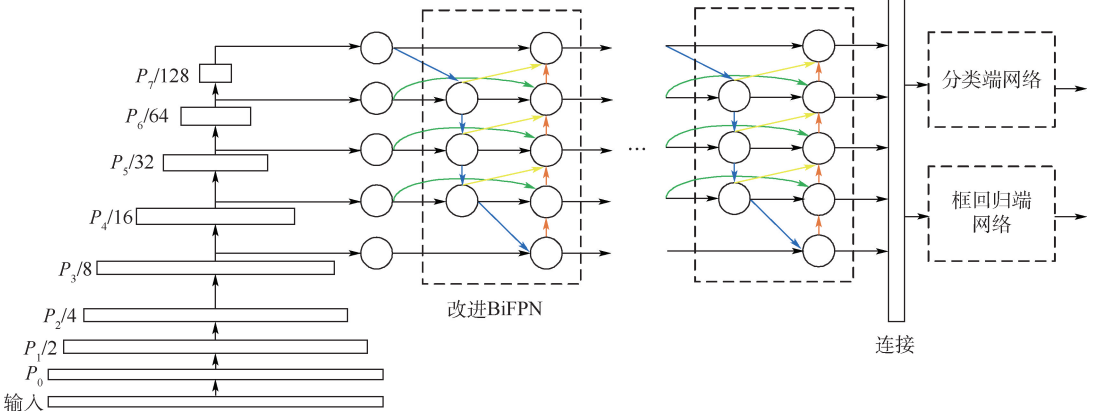


图 5 网络结构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of network structure

3 实验与分析

3.1 实验准备

3.1.1 数据集

本文中使用的数据主要来源于中国的高分3号SAR卫星和欧洲航天局的 Sentinel-1 SAR 卫星,总共使用了 102 张高分 3 号图像和 108 张 Sentinel-1 图像^[9]。数据集包括 43 819 张切割后的船舶图像。高分 3 号 SAR 卫星的成像模式包括超细带状图(Ultrafine Strip-map, UFS)、精细带状图1(FSI)、全极化1(QPSI)、精细带状图2(FSII)和全极化2(QPSII),分辨率分别为3 m、5 m、8 m、10 m和25 m。Sentinel-1 SAR 卫星的成像模式是分辨率从 1.7 m × 4.3 m ~ 3.6 m × 4.9 m 的宽视场成像的 S3 Strip-Map (SM)、S6 以及分辨率为 22 m 的干涉测量宽幅 (IW) 模式。船舶目标数据及其标注示例如图 6 所示,参照微软语义场景通用目标 (MS COCO)^[29] 格式制作数据集,并划分 70% 为训练集、20% 为验证集、10% 为测试集。

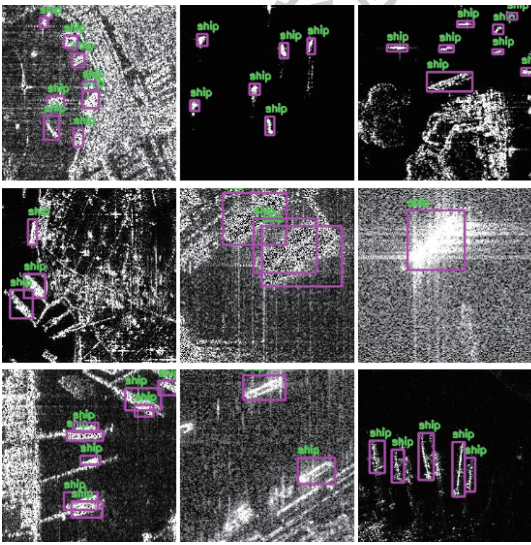


图 6 复杂背景下的船舶数据集可视化

Fig. 6 Visualization of a ship dataset in complex background

3.1.2 网络训练

实验平台系统为 Ubuntu 18.04,图形处理单元(GPU)为 NVIDIA RTX 2080Ti,深度学习框架为 pytorch。为了训练收敛,采用亚当优化器梯度下降方法^[30],其使用了梯度的一阶矩估计和二阶矩估计来自适应地调整每个参数的学习步长。Adam 衰减系数分别为 0.9 和 0.999。若无特殊说明,图像输入大小均为 512 × 512,批大小均为 12。在主干网络和子网络同时设置 BN 或 GN,位置为 DWConv 操作后,激活函数前。损失函数使用聚焦损失函数^[12]。

3.1.3 评价指标

船舶检测需要返回目标框位置信息和二分类置信度。评估指标主要有准确率 P (Precision)、召回率 R (Recall) 和 AP 值,定义如下:

$$P = \frac{TP}{TP + FP} \tag{4}$$

$$R = \frac{TP}{TP + FN} \tag{5}$$

$$AP = \int_0^1 P(R) dR \tag{6}$$

式中:TP 为对象本来为正例,网络识别为正例;FP 为对象本来为负例,网络识别为正例;FN 为对象本来为正例,网络识别为负例。因此,TP + FP 为检测到的所有船舶数量,TP + FN 为实际船舶总数。由于实际中 P 关于 R 的函数是离散的,不同的预测框和标注框的交并比 (IoU) 下存在不同的 P 和 R ,AP 在计算时由 IoU 划分包络曲线。AP_{0.5} 表示当预测框和标注框的 IoU ≥ 0.5 时认为识别正确,计算此时的 AP 值,AP_{0.5:0.95} 表示预测框和标注框的 IoU 从 0.5 ~ 0.95,间隔 0.05 取值,在此 IoU 取值下,认为识别正确,计算 AP 并取平均值。AP_{0.5:0.95} 比 AP_{0.5} 更严格。

3.2 结果与分析

3.2.1 消融实验

如第 2 节所述,SED 具有 GN 和改进 BiFPN 这 2 个核心构件,为了评估这 2 个构件对性能提升的作用,如表 1 所示开展消融实验,最左侧的 Baseline 为 EfficientDet-D0 基于预训练参数迁移学习得到的结果。可以看到,右侧没有 BN 或 GN 的实验条件下,模型从头开始训练无法收敛 (Nan),而训练过程中有归一化优化数据操作,即存在 BN 或者 GN 可以使以 EfficientNet 作为主干的模型实现脱离预训练的收敛。

由于实验硬件的限制,每个小批量尺寸最大只有 12,BN 的效果被削弱,而在 Channel 维度进行归一化的 GN 操作则没有这些限制,并同样能够优化梯度传播。在表 1 中可以看到,使用 GN 相

表 1 消融实验

Table 1 Ablation experiment

条件	组成					
预训练	✓					
BN	✓	✓	✓			
GN				✓	✓	
BiFPN	✓	✓		✓		✓
改进 BiFPN				✓	✓	
AP _{0.5} /%	92.3	93.4	93.5	93.7	94.2	Nan
AP _{0.5:0.95} /%	60.0	59.9	60.6	63.3	64.7	Nan

比于 BN 在 $AP_{0.5}$ 指标下提升 0.3 和 0.7(2,4 列比较,3,5 列比较),在 $AP_{0.5:0.95}$ 指标下提升 3.4 和 4.1(2,4 列比较,3,5 列比较)。在其他条件相同的情况下,本文提出改进 BiFPN 组件,通过增加 FPN 的数据路径,在 $AP_{0.5}$ 指标下提升幅度较小,为 0.1 和 0.5(2,3 列,4,5 列比较),在更严苛的 $AP_{0.5:0.95}$ 指标下提升 0.7 和 1.4(2,3 列,4,5 列比较),证明了更好的融合不同层级之间的数据对性能的提升。

3.2.2 对比实验

为了更好地评估 SED 的性能,使用了 5 个模型,即 SSD、Faster R-CNN、RetinaNet、EfficientDet-D0 和 EfficientDet-D4 开展对比实验。为保证结果公平,均在本实验平台重新进行训练,除本文提出的 SED 模型外,其他均采用有预训练模型的迁移学习进行训练,受限于平台硬件性能,即使将训练时的批大小缩小至 1 依然无法训练 EfficientDet 模型系列中最优的 D7,因此采用能够训练的 D4 模型作为比较对象。表 2 为 5 种经典模型和本文提出的 SED 实验结果对比,其中不同模型在每种指标下的最优结果已加粗表示。从表 2 的数据中可以得出,SED 模型大小只有 15.4 MB,是所有对比模型中最小的,虽然训练时长、测试时长、每秒处理图像数量各个单项并不是最优,但综合各项指标,尤其是代表精度性能,在 $AP_{0.5}$ 和 $AP_{0.5:0.95}$ 值方面取得了最佳成绩。图 7 中不同模型对相同图像的检测结果可视化对比也证实了本文所提的 SED 在多场景情况下取得了更好的结果。

SSD512 和 SSD300 的不同是输入尺寸的不同,由表 2 可以看到越大的输入尺寸,结果越好,这是因为更多的小目标在大图像中经过多次下采样后在深层特征图中依然可以提供足够的位置信息。Faster R-CNN 和 SSD 主要用于评估 FPN 的语义多尺度特征对性能的影响。基于 ResNet50 迁移学习的 Faster R-CNN(双阶段法)和 RetinaNet(单阶段法)的结果对比用来验证单阶段法

在 SAR 图像类中更具优势。RetinaNet 和 SSD 对比,评估聚焦损失函数对结果的影响。EfficientDet 作为最新最高效、精度最高的目标检测器,算法 EfficientDet-D0 的 $AP_{0.5}$ 值达到了 92.3%,而 EfficientDet-D4 的 $AP_{0.5}$ 值达到了 93.4%。但是经过对训练损失函数的分析,发现 EfficientDet-D4 由于批大小只有 1,在训练过程中损失值下降极不平滑,波动性极大,在脱离预训练参数的条件下难以收敛,决定通过第 2 节所述的技巧在 EfficientDet-D0 的基础上优化,检测精度取得了进一步的提升。一方面原因是成功脱离预训练进行实验,对多场景检测结果的优化,因为没有采用自然场景下的初始化参数,可以更大程度地避免 SAR 图像成像机制所产生的固有缺陷对检测结果的影响,令模型更好地学习 SAR 图像特征,在复杂的多场景下,尤其是陆海交界处,获得更好的结果;另一方面是 Modified-BiFPN 对小目标检测做出的贡献,通过增加不同层级之间的数据流通管道,将浅层的、精细的位置信息和深层的、粗糙的语义信息更好地融合,在小目标占比高的 SAR 图像船舶数据中,获得了更好的性能提升。

由表 2 数据可知,由于 SSD300 的输入图像大小为 300×300 ,在训练时长、测试时长和每秒处理图像张数方面取得了最优解,但在输入图像大小均为 512×512 的其他模型中,EfficientDet-D0 的训练时长最短,图像处理速度达到 30.5 fp/s,SED 是在 EfficientDet-D0 的基础上进行改进,由于添加了 GN 和从头开始训练的原因,训练时长稍有增加,图像处理速度也下降到 19.3 fp/s,但基本满足实时性的要求,同时模型大小最小,便于在一些有算力限制的场景下部署。

图 7 为在不同复杂场景中获得的检测结果。当背景是远离陆地的海面时,所有模型都表现出了有效的检测精度。当船舶接近陆地、岛屿和港口时,尽管模型仍然能够检测到船舶,但除了 SED 外,其他模型均存在不同程度的误报或漏报情况。

表 2 不同模型结果对比

Table 2 Comparison of results among different models

指标	SSD300	SSD512	Faster R-CNN (R50)	RetinaNet (R50)	EfficientDet-D0 (预训练)	EfficientDet-D4 (预训练)	SED
$AP_{0.5}/\%$	88.5	89.6	91.8	92.9	92.3	93.4	94.2
$AP_{0.5:0.95}/\%$	49.1	51.4	54.9	57.1	60.0	62.7	64.7
训练时长/min	10	43	23	15	14	195	19
测试时长/s	77	126	114	115	144	326	227
图像处理速度/(fp · s ⁻¹)	56.6	36.3	38.6	38.0	30.5	13.5	19.3
模型大小/MB	190.0	195.0	247.6	303.2	15.7	83.2	15.4

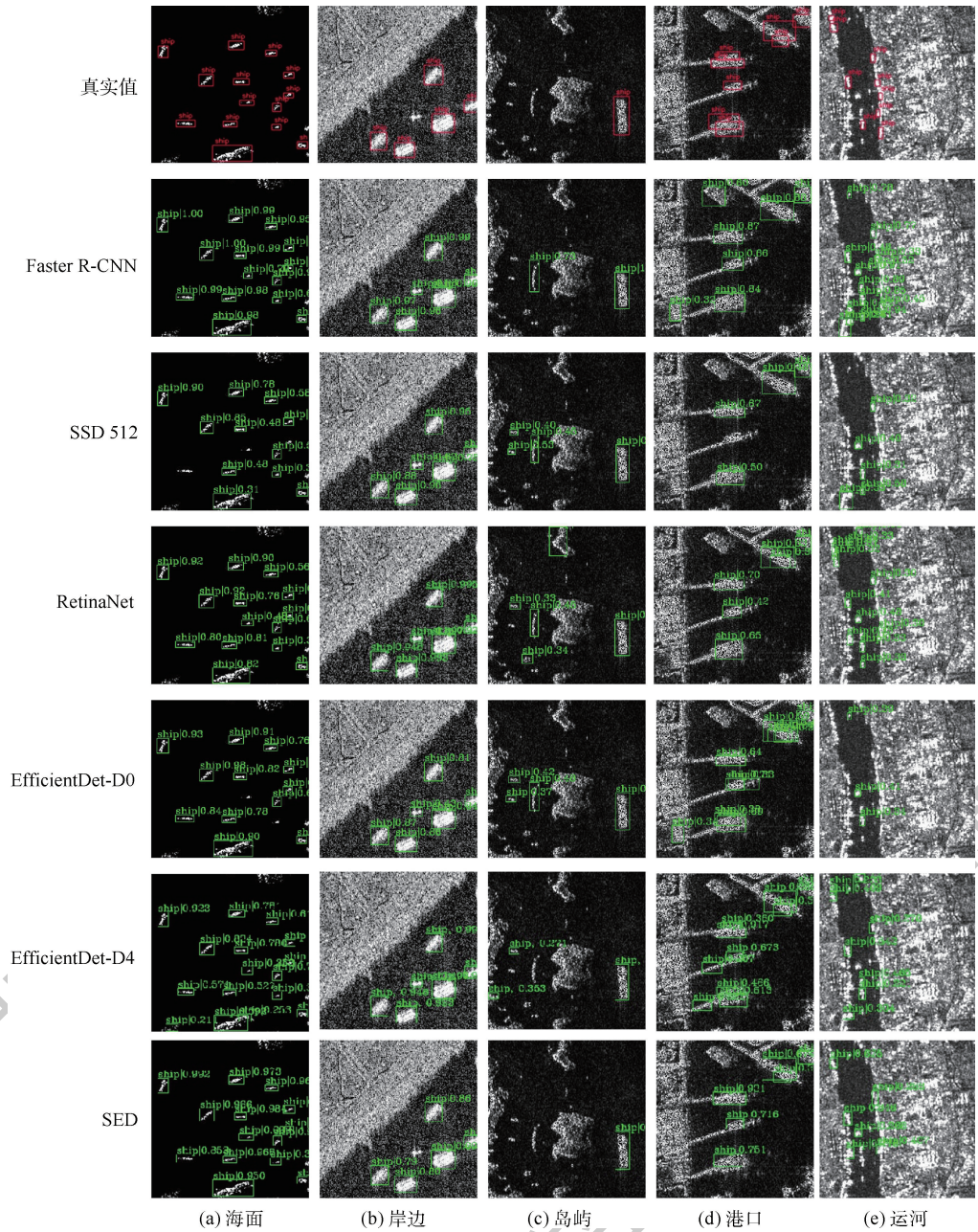


图7 不同模型预测结果可视化

Fig. 7 Visualized prediction results of different models

漏报的发生主要是因为 SSD 虽然采用了多层卷积层提取的特征,但只是简单地叠加信息,而 Faster R-CNN 和 RetinaNet 虽然采用了 FPN 结构融合特征,但信息复用不够充分,EfficientDet 的检测结果虽然已经很好,但由于依赖了分类模型的预训练模型参数,位置回归不够准确。本文提出的 SED 不管是在分类准确度还是预测框回归上均取得了最佳效果。

4 结束语

在公开的 SAR 图像船舶检测数据集上的实验证明了本文 SED 模型在多尺度和多场景 SAR 船舶检测中的有效性。使用 GN 作为梯度优化手

段可以在较小的迷你批大小的条件下实现脱离预训练的模型收敛,一定程度上解决了跨领域不适用性的问题,从而实现多场景下的有效检测。改进 BiFPN 用更典型简洁的结构将具有更多语义信息和更高分辨率的不同特征数据合并。低级的特征图适用于检测小型船舶,而高级的特征图适用于检测大型船舶,多次使用改进 BiFPN 使本文模型更适合于多尺度 SAR 船舶检测。SED 在与其他模型的对比中,不仅检测精度达到了最优,模型大小也是最小的,训练难度低,虽然测试速度略有下降,但依然满足实时性的要求。

在之后的研究中将进一步对网络进行优化,并考虑将生成式对抗网络加入检测器当中,增强

网络的鲁棒性能,并且进一步提高检测精度。

参考文献 (References)

- [1] KANJIR U, GREIDANUS H, KRISTOF O. Vessel detection and classification from spaceborne optical images: A literature survey[J]. *Remote Sensing of Environment*, 2018, 207: 1-26.
- [2] WANG Y, WANG C, ZHANG H, et al. Automatic ship detection based on retinanet using multi-resolution gaofen-3 imagery[J]. *Remote Sensing*, 2019, 11(5): 531.
- [3] EL-DARYMLI K, GILL E W, MCGUIRE P, et al. Automatic target recognition in synthetic aperture radar imagery: A state-of-the-art review[J]. *IEEE Access*, 2016, 4: 6014-6058.
- [4] YANG C S, PARK J H, RASHID A. An improved method of land masking for synthetic aperture radar-based ship detection [J]. *Journal of Navigation*, 2018, 71(4): 788-804.
- [5] MOLINA D E, GLEICH D, DATCU M, et al. Gibbs random field models for model-based despeckling of SAR images[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2009, 7(1): 73-77.
- [6] QIN X X, ZHOU S L, ZOU H X, et al. A CFAR detection algorithm for generalized gamma distributed background in high-resolution SAR images[J]. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 2013, 10(4): 806-810.
- [7] ZHAO J, ZHANG Z, YU W, et al. A cascade coupled convolutional neural network guided visual attention method for ship detection from SAR images[J]. *IEEE Access*, 2018, 6: 50693-50708.
- [8] LI J, QU C, SHAO J. Ship detection in SAR images based on an improved faster R-CNN[C]//2017 SAR in Big Data Era: Models, Methods and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.
- [9] WANG Y, WANG C, ZHANG H, et al. A SAR dataset of ship detection for deep learning under complex backgrounds[J]. *Remote Sensing*, 2019, 11(7): 765.
- [10] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multiBox detector[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.
- [11] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[C]//Advances in Neural Information Processing Systems, 2015: 91-99.
- [12] LIN T Y, GOYAL P, GIRSHICK R, et al. Focal loss for dense object detection[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2999-3007.
- [13] NOGUEIRA K, PENATTI O A, DOS SANTOS J A. Towards better exploiting convolutional neural networks for remote sensing scene classification[J]. *Pattern Recognition*, 2017, 61: 539-556.
- [14] SHEN Z, LIU Z, LI J, et al. DSOD: Learning deeply supervised object detectors from scratch[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1919-1927.
- [15] ZHU R, ZHANG S, WANG X, et al. ScratchDet: Training single-shot object detectors from scratch[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 2268-2277.
- [16] LIN T Y, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Feature pyramid networks for object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2117-2125.
- [17] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.
- [18] TAN M, PANG R, LE Q V. EfficientDet: Scalable and efficient object detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2020: 10781-10790.
- [19] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]//2015 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.
- [20] HE K, GKIOXARI G, DOLLÁR P, et al. Mask R-CNN[C]//2017 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2961-2969.
- [21] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL]. [2020-05-13]. <https://arxiv.org/abs/1804.02767>.
- [22] TIAN Z, SHEN C, CHEN H, et al. FCOS: Fully convolutional one-stage object detection[C]//2019 IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9627-9636.
- [23] LIU S, QI L, QIN H, et al. Path aggregation network for instance segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8759-8768.
- [24] GHIASI G, LIN TY, LE Q V. NAS-FPN: Learning scalable feature pyramid architecture for object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 7036-7045.
- [25] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[C]//Proceedings of the 32nd International Conference on International Conference on Machine Learning. New York: ACM Press, 2015: 448-456.
- [26] WU Y, HE K. Group normalization[C]//European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-19.
- [27] HOWARD A G, ZHU M, CHEN B, et al. MobileNets: Efficient convolutional neural networks for mobile vision applications[EB/OL]. [2020-05-13]. <https://arxiv.org/abs/1704.04861>.
- [28] SANDLER M, HOWARD A, ZHU M, et al. MobileNetV2: Inverted residuals and linear bottlenecks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 4510-4520.
- [29] CHEN X, FANG H, LIN T, et al. Microsoft COCO captions: Data collection and evaluation server[J]. (2015-04-03) [2020-05-13]. <https://arxiv.org/abs/1504.00325>.
- [30] KINGMA D P, BA J. Adam: A method for stochastic optimization[EB/OL]. (2017-01-30) [2020-05-13]. <https://arxiv.org/abs/1412.6980v9>.

Ship detector in SAR images based on EfficientDet without pre-training

BAO Zhuangzhuang, ZHAO Xuejun*

(Department of Basic Science, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aiming at the problem of multi-scale and multi-scene Synthetic Aperture Radar (SAR) ship detection, an object detector without pre-training based on EfficientDet is proposed. The existing SAR image ship detectors based on convolutional neural networks do not show excellent performance that it should have. One of the important reasons is that they depend on the pre-training model of the classification tasks, and there is no effective method to solve the difference between the SAR image and the natural scene image. Another important reason is that the information of each layer of the convolutional network is not fully utilized, the feature fusion ability is not strong enough to deal with the detection of ships in multiple scenes including sea and offshore, and especially the interference of complex offshore background cannot be ruled out. SED improves the method in these two aspects, and conducts experiments on the public SAR ship detection data set. The detection accuracy index AP of SED reaches 94.2%, which, compared with the classic deep learning detector, has exceeded the best RetinaNet model by 1.3%, and achieved a balance among model size, computing power consumption and detection speed. This verifies that the model can achieve excellent performance in multi-scale SAR image ship detection in multiple scenes.

Keywords: ship detection; Synthetic Aperture Radar (SAR); deep learning; convolutional neural network; object detection

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0260

2024 铝合金浸镍层的制备及生长过程



高旭¹, 陈海宁¹, 韩东晓², 刘慧丛¹, 朱立群¹, 李卫平^{1,*}

¹. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院 材料科学与工程国家级实验教学示范中心, 北京 100083;

². 北京航天新立科技有限公司, 北京 100854)

摘 要: 利用磷酸的全面腐蚀特性和氯离子的活化作用, 设计了磷酸-氯化镍浸镍反应体系, 通过表面电位监测及微观形貌表征对不同磷酸浓度与反应温度下的浸镍过程进行分析。结果表明: 磷酸浓度是影响浸镍层表面电位及微观形貌的关键因素, 当磷酸浓度为 25%, 反应温度为 30℃ 时, 可制得化学性质稳定、包覆性良好且晶粒尺寸均匀的浸镍层。在此反应体系下, 浸镍层在形核后通过球状方式叠层生长, 在反应进行 600 s 后得到厚度约 1 μm 的浸镍层, 其表面电位可达到 -0.51 V 左右。

关键词: 铝合金; 镀前预处理; 浸镍; 磷酸; 表面电位

中图分类号: TG146.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1673-06

铝合金材料有着质量轻、强度高、切削性能良好等优点而被广泛应用在汽车、航空、航天、机械等领域。但是, 铝合金的一些不良特性如显微硬度低、耐磨性差、耐腐蚀性差等限制了其应用, 因此, 表面改性对铝合金部件的制造过程至关重要。在各种表面处理工艺中, 电镀与化学镀由于其独特的优势吸引了很多关注, 通过在铝合金表面制备镀层, 显著提高了基材的耐磨性、耐腐蚀性以及显微硬度^[1-3]。但是, 铝合金属于难镀金属^[4], 在镀覆过程中有几个特点: ①铝原子非常活泼, 极易氧化, 形成钝态的氧化膜, 严重影响铝合金基体与镀层的结合力^[5]; ②铝属于典型的两性金属, 在电镀过程中经常与镀液中的成分发生反应, 使镀层经常产生起皮、鼓泡、结合力差等问题; ③铝合金与镀液反应, 常常会导致镀液沉积、分解, 污染镀液, 影响镀液的使用寿命。针对这些问题, 工业上常用的解决方法为在铝合金镀前进行传统浸锌及锌合金处理, 利用锌与铝的电位差自发产生置

换沉积, 使镀层与基材的结合力得到了提升^[6-7]。然而, 由于锌电位较低, 化学性质不稳定, 尤其是在后续镀镍等金属后, 在潮湿腐蚀性介质环境中常常发生横向腐蚀, 导致镀层与基体结合力下降^[8]。为了避免浸锌层腐蚀对镀层结合力造成的影响提升浸镀层的化学稳定性, 一些报道指出, 通过自发的置换反应在铝合金表面制备浸镍层可以有效解决这一问题^[9-12]。Mohan 等^[13]在 HF、镍盐、硼酸体系中成功制备浸镍层, 并有效改善了后续镀镍层的断裂行为, 提升了镀层与基体结合力; Beygi 等^[14]采用硫酸镍、柠檬酸钠、氟化钠体系, 沉积得到厚度为 30 nm 的 Ni 层。但是, 研究表明, 在浸镍层制备过程中, 常常会因为铝合金基材表面活性不足导致浸镍层生长厚度过薄, 产生浮灰等现象, 但溶液酸性过强又会造成点蚀, 损坏基材表面形貌^[15]。因此, 找到适宜的酸性体系对制备浸镍层有重要的研究意义。

磷酸因为其黏度大、对铝有全面腐蚀特性, 所

收稿日期: 2020-06-12; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-09-28 10:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200928.0929.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB2002000); 国家自然科学基金(U1637204, 51971012)

* 通信作者. E-mail: liweiping@buaa.edu.cn

引用格式: 高旭, 陈海宁, 韩东晓, 等. 2024 铝合金浸镍层的制备及生长过程[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1673-1678. GAO X, CHEN H N, HAN D X, et al. Preparation and growth processes of nickel-immersed coating on 2024 aluminum alloy [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1673-1678 (in Chinese).

以被广泛应用于铝合金表面的抛光等平整化处理工艺^[16-17],但未见有将其应用于浸镍层制备的报道。本文利用磷酸对铝合金全面腐蚀的特性,设计了磷酸-氯化镍浸镍反应体系,在铝合金表面制备得到了浸镍层,并对不同反应温度与磷酸浓度下浸镍层的表面电位变化与微观形貌特征进行分析,探讨了磷酸浓度与反应温度对浸镍层生长的影响。

1 实验

1.1 实验材料

所用的铝合金牌号为 2024,化学成分为(以质量分数计):Cu:3.8%~4.9%,Mn:0.30%~1.0%,Mg:1.2%~1.8%,Cr:0.10%,Zn:0.25%,Al:余量。试样尺寸规格为:25 mm×50 mm×1 mm。

1.2 实验方法

1.2.1 样品前处理

进行浸镍前处理之前的处理步骤为:机械打磨抛光→超声波清洗→碱洗→冷流水洗→酸洗出光→冷流水洗→烘干备用。其中,碱洗的溶液为 40 g/L 的 NaOH 溶液,浸蚀时间为 5 min,碱洗后,试样表面应在水洗时可以形成均匀水膜;酸洗溶液为 10% 的 H₂SO₄ 溶液,酸洗温度 50℃,酸洗时间 2 min。

1.2.2 浸镍层制备

浸镍体系的主要成分为磷酸与氯化镍。其中,磷酸的作用在于提高浸镍溶液的黏稠度,同时保证基材的表面氧化膜造成全面腐蚀,使浸镍反应充分发生。而氯化镍作为主盐提供浸镍所需镍离子。为找到最佳的浸镍反应体系,设置了 A、B、C 3 组浸镍实验,各组实验的反应条件设定如表 1 所示。

表 1 浸镍溶液成分及温度

Table 1 Composition and temperature of nickel-immersed solution

分组	氯化镍浓度/ (mol·L ⁻¹)	磷酸体积 百分比	沉积 温度/℃
A	1	40	40
			30
			20
B	1	25	40
			30
			20
C	1	10	40
			30
			20

1.3 结果表征

1.3.1 浸镍层表面形貌及成分

采用德国蔡司 SUPRA55 场发射扫描电子显微镜观察浸镍层微观形貌,并用配套的 X 射线能谱仪(EDS)对镀层成分进行分析。

1.3.2 浸镀层结合力

通过热震法实验检验镀层的结合力,根据 GB/T 5270—2005^[18],将马弗炉加热至 220℃,放入样品保温 30 min;然后快速水冷至 20℃。反复 5 次实验,观察浸镍层有无脱落、起皮等现象,若没有,则证明浸镍层结合力良好。

1.3.3 电化学测试

电化学测试仪器所用为辰华 CHI400C 电化学工作站,采用三电极体系测量浸镍过程中开路电位与时间(E_{ocp}-t)曲线。其中参比电极为饱和甘汞电极,辅助电极为铂电极,工作电极为反应面积为 1 cm² 铝合金基材,溶液体系为浸镍反应溶液。测试时,三电极体系接通后将铝合金试样进入反应溶液,启动仪器,记录反应过程中 E_{ocp}-t 曲线。

2 结果分析与讨论

2.1 2024 铝合金浸镍体系的设计依据

相关研究表明^[19],浸镍层的生长时间与生长速度对后续镀层的生产和界面结合会产生重要影响,为了得到适宜的浸镍层,需要根据浸镍反应速率来调整合适的反应时间和反应温度,避免浸镍层包覆不完整或过度生长。而在浸镀反应过程中,反应基材的表面电势变化能反映出不同反应条件下浸镀过程的差异,且通过反应动力学与扩散动力学构建的反应模型能较好地拟合浸镀反应过程中的反应速率变化情况^[20-22]。

在反应进行初期,当镍层未生长或刚刚形核时,基材表面电位主要受反应状态影响。根据混合电位理论,由反应速率方程,可以得到铝合金表面 Ni²⁺ 的还原速率 r_{Ni} 与 Al 的氧化速率 r_{Al} :

$$r_{Ni} = k_{Ni}^{\circ} C_{surface} \exp\left[-\frac{\alpha F}{RT}(E - E_{Ni}^{\circ})\right] \quad (1)$$

$$r_{Al} = k_{Al}^{\circ} \exp\left[-\frac{F}{RT}(E - E_{Al}^{\circ})\right] \quad (2)$$

式中: k_{Ni}° 为 Ni 的反应平衡常数; k_{Al}° 为 Al 的反应平衡常数; $C_{surface}$ 为基材表面 Ni²⁺ 浓度; F 为法拉第常数; $R=8.314 \text{ J}/(\text{mol}\cdot\text{K})$; T 为开尔文温度; α 为传递系数^[6]; E 为基材表面电势; E_{Ni}° 为 Ni²⁺ 还原电势; E_{Al}° 为 Al³⁺ 还原电势。当反应进行时, Ni²⁺ 的还原速率与 Al³⁺ 的氧化速率必然相等,联

立式(1)和式(2),可以得到

$$E = \frac{1}{1 + \alpha} (\alpha E_{Ni}^{\circ} + E_{Al}^{\circ}) Ni^{2+} \cdot \frac{RF}{(1 + \alpha)F} \left(\ln \left(\frac{k_{Ni}^{\circ}}{k_{Al}^{\circ}} \right) + \ln C_{surface} \right) \quad (3)$$

由于标准电势 E_{Ni}° 与 E_{Al}° 为负值,当反应条件不变,反应进行时,铝合金基材的表面电势 E 是与表面 Ni^{2+} 浓度相关的,其表面电势越低,表面多富集的 Ni^{2+} 浓度就越高。当基材表面 Ni^{2+} 浓度达到动态平衡时, Ni^{2+} 扩散至基材表面的扩散速率等于 Ni^{2+} 还原消耗的速率,此时 Ni^{2+} 的还原速率 r_{Ni} 将等于 Ni^{2+} 的扩散速率:

$$r_{Ni} = \frac{D_{Ni^{2+}} S (C_{bulk} - C_{surface})}{x} \quad (4)$$

式中: $D_{Ni^{2+}}$ 为 Ni^{2+} 扩散系数; S 为反应表面积; C_{bulk} 为溶液中 Ni^{2+} 浓度; x 为扩散层厚度。联立式(1)和式(4),可以消去参数表面 Ni^{2+} 浓度 $C_{surface}$,得

$$r_{Ni} = \frac{C_{bulk} k_{Ni}^{\circ} \exp \left[-\frac{\alpha F}{RT} (E - E_{Ni}^{\circ}) \right]}{1 + \frac{k_{Ni}^{\circ}}{D_{Ni^{2+}} S} \exp \left[-\frac{\alpha F}{RT} (E - E_{Ni}^{\circ}) \right]} \quad (5)$$

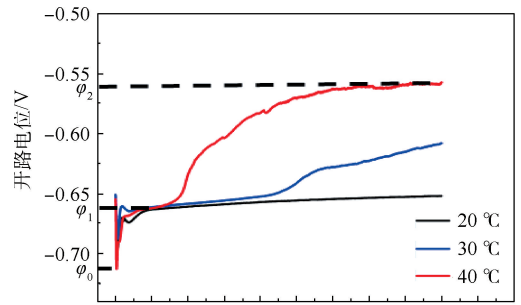
经过处理,得到了 Ni^{2+} 的还原速率 r_{Ni} 与 k_{Ni}° 、 T 、 E 和 E_{Ni}° 的关系式,可以定性地看出,当其他反应条件不变时, Ni^{2+} 还原速率与基材的表面电势有关,表面电势越低, Ni^{2+} 的还原速率就越大。

由此可见,浸镍层的表面电位大小可以一定程度反映出基材表面镍离子的富集程度与镍的还原速率大小,为此,设计了如表 1 所示的 A、B、C 3 个沉积体系,重点考察 2024 铝合金在浸镍过程中的电位变化,探讨不同磷酸浓度、沉积温度对浸镍层生长的影响。

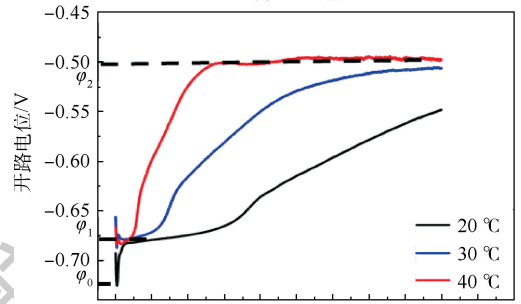
2.2 2024 铝合金浸镍过程表面电位变化规律

图 1 展示了各反应体系中不同反应温度时浸镍过程中的表面电位变化过程,其电位是相对于饱和甘汞电极测出,其中 C 组试样在 40℃ 反应时由于反应激烈,不能测得规律的电位变化曲线故未将其列出。在反应初期,各组试样表面电势皆有一个快速的下降及回升,并达到整个过程中的电势最低值 φ_0 ,各组的 φ_0 值大小并无明显规律。杨丽坤等^[21]指出,这一阶段电势的变化是由于铝合金在刚转入浸镍液时表面氧化膜的破裂暴露出新鲜基材引起的下降,以及后续溶液中的离子在表面吸附形成双电层造成的电位回升;经历此阶段后,电位回升至 φ_1 ,并在 φ_1 保持一段时间,持续时间最长为 900 s,最短仅为 30 s 左右。从持续时间来看,在各组中,随反应温度升高,试样表面

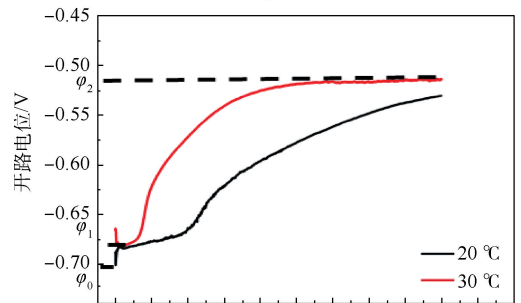
电势在 φ_1 值停留时间越短,而磷酸浓度的提升,也会缩短电势 φ_1 处停留时间;从 φ_1 值大小来看, B、C 两组 φ_1 值在 -0.68 V 左右,而 A 组的 φ_1 值仅能达到 -0.66 V;根据式(3)与式(5)的推论可得,较低的 φ_1 值有利于镍离子的富集及还原,相较于 10% 浓度的磷酸,磷酸浓度到达 25% 及以上时可以将 φ_1 降低 0.02 V 左右,这表明磷酸浓度的提升有利于反应初期镍离子的富集与还原。电位经过 φ_1 后,将会开始上升,最终达到 φ_2 并保持稳定,在这一阶段,反应温度与磷酸浓度同样会对电势上升速度起到促进作用,当反应温度过低或磷酸浓度较低时,会导致电势上升速度过慢,在反应结束时不能达到稳定电位 φ_2 。值得注意的是,浸镍体系中磷酸浓度对稳定电位的大小有明显影响,在 A 组中,稳定电位 φ_2 的值为 -0.56 V 左右,而在 B、C 两组,稳定电位可达到 -0.51 V,而



(a) 10%磷酸



(b) 25%磷酸



(c) 40%磷酸

图 1 铝合金在 A、B、C 3 个体系中的表面电位变化规律

Fig. 1 Surface potential variation rule of aluminum alloy in A, B and C systems

φ_2 的值代表着最终获得的浸镍层表面电位,这表明了在高浓度磷酸体系中制得的浸镍层表面电势更高,化学性质更稳定。

总体来看,在反应过程中,反应温度与磷酸浓度的升高都有助于缩短各阶段的表面电位变化过程,使其更快达到最终稳定电位。这表明反应温度与磷酸浓度对浸镍层生长速率有促进作用;另外,磷酸浓度的提升可以降低反应初期基材表面的电势,促进镍离子的富集与还原,并制得电势更高的浸镍层。其中磷酸浓度达到 25% 及以上时,反应初期基材表面电势可降低至 -0.68 V ,最终制得的浸镍层表面电势可达到 -0.51 V 。

2.3 2024 铝合金浸镍层的微观形貌特征分析

为探究造成浸镍层表面电位区别的原因,对浸镍层微观形貌进行观察,结果如图 2 所示,从下至上分别为 A、B、C 三组试样在 20°C 、 30°C 、 40°C 下制得的浸镍层。在 A 组反应体系中,所得浸镍层表面并不平整,表面可以看到磷酸腐蚀造成的凹坑,且浸镍层存在大量孔洞,可能是因为铝与 H^+ 反应产生氢气造成的。这表明 A 组反应体系在浸镍过程中磷酸对基材的腐蚀较为严重,且浸镍层生长缓慢,造成其厚度较薄,孔洞较多,从而使浸镍层表面电位降低。B 组制得的浸镍层表面平整,晶粒尺寸均匀,浸镍层完整的将铝基材包覆,随温度变化表面形貌无较大波动。在 C 组反应体系中,浸镍层同样可以将基材表面覆盖,得到电势较高的浸镍层。但随反应温度在 $20\sim 40^\circ\text{C}$ 波动,晶粒尺寸有较大影响,随反应温度升高,浸镍层表面晶粒尺寸会增大且变得不均匀。总体来看,浸镍层表面的平整性、包覆性是影响其表面电位的主要原因,而浸镍层的微观形貌在 10% 和 40%

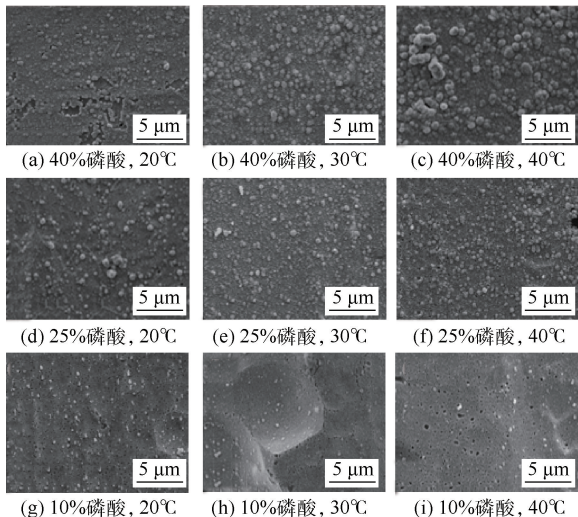


图 2 不同反应温度与磷酸浓度下获得的浸镍层微观形貌

Fig. 2 Morphology of nickel-immersed coating at different temperature and phosphoric acid concentration

磷酸浓度体系中随反应温度波动较大,因此,为获得晶粒尺寸均匀、包覆性良好的浸镍层应当在 25% 磷酸浓度反应体系下制备。

2.4 2024 铝合金在磷酸反应体系中浸镍层生长过程分析

结合在 25% 浓度磷酸反应体系的表面电位变化情况,当反应温度为 40°C ,电位增长速度快,这表明此温度下浸镍层生长速度较大;而当反应温度为 20°C 时,浸镍层无法达到最终稳定电位 φ_2 ;在反应温度为 30°C 时,电位增长速度适宜,且最终可达到稳定电位 φ_2 ,较适合用来研究此体系下浸镍层的生长过程。图 3 为反应温度为 30°C 时制备浸镍层的微观形貌。

在浸镍反应前 90 s,浸镍层的生长处于形核阶段,此时,试样表面活性点优先形核,随时间延长,形核密度逐渐增加,结合表面电位变化情况,此时表面电势稳定在 φ_1 ,这表明在形核阶段不会造成表面电位的变化, φ_1 值的大小影响形核速率与形核数量。当形核阶段结束,镍晶粒开始扩展生长,反应进行至 120 s 时,浸镍层呈球状扩展生长,相互连接,并逐渐覆盖试样表面。此时,基材表面电势由 φ_1 开始上升,浸镍层的覆盖程度决定了其表面电势的大小。在 120 s 时,浸镍层覆盖仍不完整,存在较多孔洞。随生长阶段继续进行,浸镍层将呈叠层方式生长,细小的镍层被覆盖,镍晶粒尺寸有所增加,浸镍层表面电势继续升高,包覆性更加良好;反应进行至 600 s 时,已基本得到平整且包覆性良好的浸镍层,此时,浸镍层表面电位基本达到 φ_2 ,随后,反应进入稳定阶段,浸镍层晶粒尺寸及形貌不再有明显变化,其表面电位也将保持稳定。结果表明,在磷酸浓度为 25%,反应温度为 30°C 的条件下,浸镍层经过形核、扩展、叠层生长在铝合金基材表面得到晶粒尺寸均匀、包覆性良好的浸镍层,并在 600 s 左右进入反应稳定阶段,停止生长。

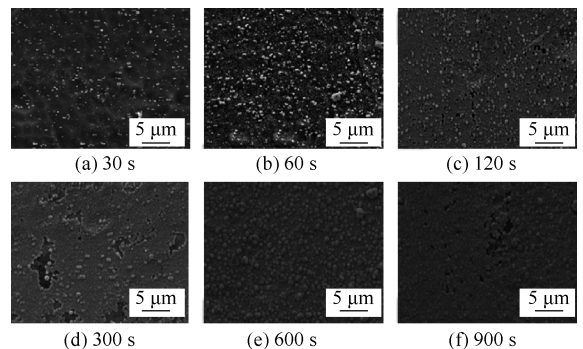
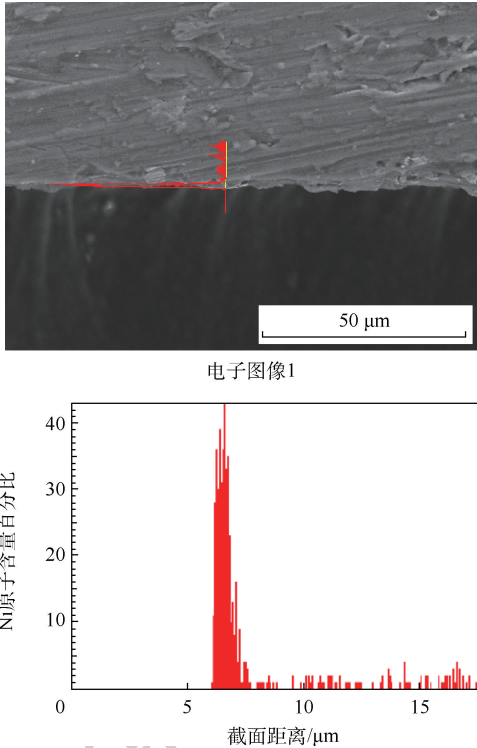


图 3 25% 磷酸浓度下铝合金表面浸镍层生长过程

Fig. 3 Growth process of nickel-immersed coating on aluminum alloy with 25% phosphoric acid concentration

图 4 展示了生长时间为 600 s 时试样的截面形貌及元素分布。可以看到,浸镍层与试样间没有出现明显的界面分离,且镍原子层厚度大致为 1 μm 。对试样进行热震实验,试验后浸镍层也未发生起皮、脱落现象,表明浸镍层与基材有较好的结合力。



电子图像1

图 4 浸镍层截面形貌及 Ni 元素分布情况
Fig. 4 Cross-section morphology and distribution of Ni element in nickel-immersed coating

3 结 论

1) 设计了磷酸-氯化镍浸镍体系,根据浸镍过程中表面电位变化考察了浸镍层在不同体系的生长情况,结果表明,反应温度的提高可以加快浸镍层表面电位的上升速度,而磷酸浓度的提升能提高所得浸镍层的表面电位,得到更加稳定的浸镍层。当磷酸浓度达到 25% 以上时,反应温度大于 30 $^{\circ}\text{C}$ 时,浸镍层在 15 min 内表面电势可以达到 -0.51 V 左右。

2) 宏观特性实验结果表明,浸镍层表面的平整性、包覆性是影响其表面电位的主要原因,在 10% 磷酸浓度反应体系中浸镍层生长缓慢,表面多孔且不能平整包覆基材表面。在 25% 与 40% 磷酸浓度的反应体系下可以获得包覆性良好、化学性质稳定的浸镍层,其中又以在 25% 磷酸浓度反应体系下制得的浸镍层晶粒尺寸最为均匀,对反应温度敏感性低。

3) 根据浸镍层电位变化规律选取了生长速度适宜的 25% 磷酸浓度,30 $^{\circ}\text{C}$ 的反应体系,对浸镍层生长过程进行分析,结果表明,浸镍层在 60 s 左右完成形核,以球状晶粒叠层生长,随时间延长,浸镍层表面晶粒尺寸逐渐增大,在反应进行 600 s 时可得到厚度为 1 μm 左右的浸镍层。

参考文献 (References)

- [1] LU Y, LIANG Q, XUE L. Electroless nickel deposition on silane modified bamboo fabric through silver, copper or nickel activation [J]. Surface & Coatings Technology, 2012, 206 (17) : 3639-3644.
- [2] NIWA D, TAKANO N, YAMADA T, et al. Nickel electroless deposition process on chemically pretreated Si(100) wafers in aqueous alkaline solution [J]. Electrochimica Acta, 2003, 48 (9) : 1295-1300.
- [3] CHEONG W J, LUAN B L, SHOESMITH D W. Protective coating on Mg AZ91D alloy-The effect of electroless nickel (EN) bath stabilizers on corrosion behaviour of Ni-P deposit [J]. Corrosion Science, 2007, 49 (4) : 1777-1798.
- [4] 李立明, 胡文彬, 罗守福, 等. 难镀基材化学镀镍 [J]. 电镀与环保, 2002, 22 (3) : 13-17.
LI L M, HU W B, LUO S F, et al. Electroless nickel plating on difficult-to-plate substrates [J]. Electroplating & Pollution Control, 2002, 22 (3) : 13-17 (in Chinese).
- [5] XIAO C W, JIA B W, XIAO M Z, et al. Study on the development of pretreatment processes of electroless nickel plating on Al alloy surface [J]. Materials Science Forum, 2015, 809 : 412-418.
- [6] 黄晓梅, 李宁, 蒋丽敏, 等. 铝及铝合金电镀的浸锌工艺 [J]. 电镀与环保, 2005, 25 (2) : 1-4.
HUANG X M, LI N, JIANG L M, et al. Zincation for aluminum and its alloys plating [J]. Electroplating & Pollution Control, 2005, 25 (2) : 1-4 (in Chinese).
- [7] HINO M, KOJI M, YUTAKA M, et al. Effects of zincate treatment on adhesion of electroless Ni-P coating onto various aluminum alloys [J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2009, 19 (4) : 814-818.
- [8] 章小鸽. 锌和锌合金的腐蚀 (I) [J]. 腐蚀与防护, 2006, 27 (1) : 41-50.
ZHANG X G. Corrosion of zinc and zinc alloys (I) [J]. Corrosion and Protection, 2006, 27 (1) : 41-50 (in Chinese).
- [9] 陈宇, 吕广庶, 蔡刚毅. 铝合金化学镀镍前处理工艺及镀液稳定性研究 [J]. 电镀与涂饰, 2007, 26 (6) : 18-22.
CHEN Y, LV G Z, CAI G Y. Pretreatment of aluminum alloy for electroless nickel plating and study of bath stability [J]. Electroplating & Finishing, 2007, 26 (6) : 18-22 (in Chinese).
- [10] YANG Y, WU H. Microstructure and microhardness of tempered Ni-Al alloyed layer [J]. Journal of Materials Science & Technology, 2012, 28 (10) : 937-940.
- [11] TAKÁCS D, SZIRÁKI L, TÖRÖK T I, et al. Effects of pre-treatments on the corrosion properties of electroless Ni-P layers deposited on AlMg₂ alloy [J]. Surface & Coatings Technology,

- 2007, 201(8):4526-4535.
- [12] 孙硕, 宋贡生, 马正华. 铝基化学镀镍浸镍前处理的研究进展[J]. 表面技术, 2015, 44(11):21-28.
SUN S, SONG G S, MA Z H. Development of nickel immersion pretreatment of electroless nickel plating on Al alloy surface [J]. Surface Technology, 2015, 44(11):21-28 (in Chinese).
- [13] MOHAN K S, PRAMOD R, SHASHI M E, et al. Evaluation of fracture toughness and mechanical properties of aluminum alloy 7075-T6 with nickel coating [J]. Procedia Engineering, 2014, 97:178-185.
- [14] BEYGI H, VAFAEENEZHAD H, SAJJADI S A, et al. Modeling the electroless nickel deposition on aluminum nanoparticles [J]. Applied Surface Science, 2012, 258(19):7744-7750.
- [15] 尹国光, 潘小芳, 陈延民, 等. 铝合金化学镀镍工艺研究 [J]. 材料保护, 2004, 37(1):30-32.
YIN G G, PAN X F, CHEN Y M, et al. Electroless nickel plating technology for aluminum alloys [J]. Journal of Materials Protection, 2004, 37(1):30-32 (in Chinese).
- [16] 张素银, 杜凯, 谌加军, 等. 电抛技术的研究进展 [J]. 电镀与涂饰, 2007, 26(2):48-51.
ZHANG S Y, DU K, CHEN J J, et al. Research progress of electropolishing technology [J]. Electroplating & Finishing, 2007, 26(2):48-51 (in Chinese).
- [17] 焦树强, 周海晖, 陈金华, 等. 铝及铝合金的表面抛光 [J]. 电镀与涂饰, 2001, 20(6):32-35.
JIAO S Q, ZHOU H H, CHEN J H, et al. Surface polishing for aluminum and its alloy [J]. Electroplating & Finishing, 2001, 20(6):32-35 (in Chinese).
- [18] 何庆庆, 龚列谦, 易永利, 等. KI 体系下制备纯银镀层和纯银/银石墨复合镀层的性能 [J]. 腐蚀与防护, 2018, 39(4):253-257.
HE Q Q, GONG L Q, YI Y L, et al. Properties of pure silver coating and pure silver/silver-graphite composite coating prepared in KI system [J]. Corrosion and Protection, 2018, 39(4):253-257 (in Chinese).
- [19] SUDAGAR J, VENKATESWARLU K, LIAN J. Dry sliding wear properties of a 7075-T6 aluminum alloy coated with Ni-P (h) in different pretreatment condition [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2009, 19(6):810-818.
- [20] DAROSA C P. Dynamics and mechanism of copper deposition onto silicon by galvanic displacement [D]. Philadelphia: University of Pennsylvania, 2007:244-250.
- [21] BARD A J, FAULKNER L R. Electrochemical methods: Fundamentals and applications [M]. New York: Wiley, 2003:60.
- [22] 杨丽坤, 杨防祖, 田中群, 等. 铝表面预处理及化学沉积镍初期行为 [J]. 物理化学学报, 2012, 28(2):414-420.
YANG L K, YANG F Z, TIAN Z Q, et al. Initial behavior of the electroless nickel deposition on pretreated aluminum [J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2012, 28(2):414-420 (in Chinese).

Preparation and growth processes of nickel-immersed coating on 2024 aluminum alloy

GAO Xu¹, CHEN Haining¹, HAN Dongxiao², LIU Huicong¹, ZHU Liqun¹, LI Weiping^{1,*}

(1. National Experiment and Teaching Demonstration Center for Materials Science and Engineering, School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China; 2. Beijing Shiny Tech. Co. Ltd., Beijing 100854, China)

Abstract: A phosphoric acid-nickel chloride reaction system was designed by utilizing the comprehensive corrosion properties of phosphoric acid and the activation effect of chloride ions. By characterizing surface potential and microscopic morphology, the nickel immersion process was analyzed at different phosphoric acid concentration and temperature. The result shows that the concentration of phosphoric acid is a key factor affecting the surface potential and morphology of the nickel-immersed coating. When the concentration of phosphoric acid is 25% and the temperature is 30°C, nickel-immersed coating with stable chemical properties, good coating and uniform grain size can be prepared. In this reaction system, the nickel-immersed coating grows in a spherical manner after nucleation. After reacting for 600 s, a nickel-immersed coating with a thickness of about 1 μm is obtained, and its surface potential can reach about -0.51 V.

Keywords: aluminum alloy; pre-treatment before plating; nickel-immersion; phosphoric acid; surface potential

Received: 2020-06-12; Accepted: 2020-09-04; Published online: 2020-09-28 10:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200928.0929.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB2002000); National Natural Science Foundation of China (U1637204, 51971012)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0240

深海采矿扬矿管的浮力提升方案分析



盖玉新, 李敏*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 随着现代工业的消耗,有限的陆地资源已经难以支撑未来人类社会的可持续发展,因而对海洋资源的开发越来越受到重视。扬矿管作为深海采矿系统中的关键部件,连接了海面矿船和海底矿车。为避免长而柔的扬矿管道在深海作业时发生触地或打结等现象,影响作业效率,通常在管道上布置浮力块进行提升。考虑浮力提升装置布局的几个设计参数,包含总提升浮力、水平拉力、浮力段段数以及浮力段分布长度,通过有限元计算评价扬矿管的静态构型,探究几个参数对结构构型一般性的影响规律,从而提出合理的浮力分布方案。

关键词: 深海采矿系统; 扬矿管; 浮力块; 提升方案; 有限元计算

中图分类号: P741

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1679-08

随着现代工业和人类活动消耗资源增加,有限的陆地资源已难以支持人类社会未来长久的可持续发展,作为潜在的资源宝库^[1],海底资源的开发利用越来越受到人们的关注和重视^[2]。海底集矿机与扬矿管组合的深海采矿系统凭借其高效率 and 可靠性成为当代深海采矿的主流系统。在海底资源开发系统中,扬矿管是一段长而柔软的管线,上接海面采矿船,底端由采矿车牵引运动,是采矿系统中的关键部件^[3]。许多学者报告了有关深海采矿扬矿管的研究,包含柔性的扬矿管在海流以及矿船的拖航作用下产生大偏移的非线性静力学问题^[4-7],以及在系统运行过程中扬矿管的运动和动力学特性分析^[8-10],包括整体结构在作业过程中的横向和纵向振动带来的结构响应问题^[11-14]。

考虑到底部段管道容易发生触地或者打结现象,影响结构构型,从而降低作业效率,部分学者就海床和管线的相互作用进行了研究^[8,15]。工程中通常会在底部段上布置浮力模块来对此段管道

进行一定程度的提升,使扬矿管形成较好的构型,从而保证工作效率。而扬矿管上不同的浮力块布置方式,不仅会导致管道构型的不同,也会导致管道受力情况的差异。本文将长扬矿管道的底部一段作为研究对象,根据深海采矿系统整体作业模式的需求,讨论其上浮力模块的合理分布问题。

1 计算模型

1.1 模型参数

根据工程实际参数,设定待提升段的扬矿管长度为500 m。提升段缆线两端分别连接采矿车(或者其他有效载荷),以及水面提升系统和更长的一段缆线。在对提升方案进行优选计算时,将两侧的其他结构对计算段的影响作为位移边界条件和力边界条件添加到模型中。在理想的情况下通过调节两端的约束,可使待计算段缆线两端处于同一水平高度,如可在连接采矿车的一端增加浮力装置,将其提升到与右侧端点相同的高度,如

收稿日期: 2020-06-03; 录用日期: 2020-09-25; 网络出版时间: 2020-10-09 13:15

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201009.1037.001.html

* 通信作者。E-mail: limin@buaa.edu.cn

引用格式: 盖玉新, 李敏. 深海采矿扬矿管的浮力提升方案分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1679-1686.

GAI Y X, LI M. Buoyancy lifting scheme for marine risers in deep-sea mining system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1679-1686 (in Chinese).

图1所示。因而在计算中将其看作一段初始位置水平的管线,其两侧端点在高度上固定,而在水平方向可以移动,且在水平方向上施加拉力等效提升系统中其余管线的张力作用。由于输送管线的长细比达到了 10^5 量级,可以近似看作柔性链结构,其部分之间的弯矩作用与张力相比影响非常微弱,因此在本文提出的初步模型中可以忽略不计。图1中标注了待计算的水平提升段在整体采矿系统中的位置。

据相关需求文件,结合深海装备智能化、通用化、任务使命多功能化的发展趋势,输送管道概念被拓宽为深海缆线,即除去可作为物料输送管道外,还可以作为电缆等通信传输线路。缆线截面形状如图2所示,其基本结构为多股粗细不同的缆线相互缠绕形成。外围附有强度较高的钢保护层。由于力学性能的高度相似性,在初步计算中,将其简化为一个实心圆柱形状进行力学计算。

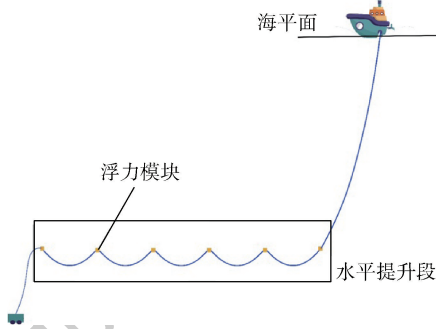
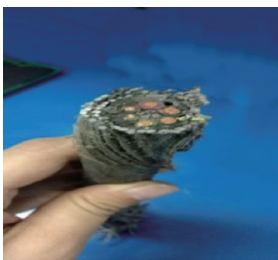
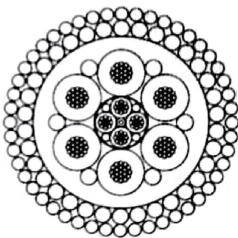


图1 提升管在整体结构中的位置

Fig. 1 Position of marine riser in overall structure



(a) 海洋缆线的实际结构



(b) 截面形状示意

图2 海洋缆线截面结构

Fig. 2 Sectional structure of ocean cable

缆线的基本物性参数和材料参数在需求文件中给出,如表1所示。

表1 工程文件中给出的深海缆线参数

Table 1 Deep-sea cable parameters given in project documents

参数	数值
在空气中的线密度/($\text{kg} \cdot \text{km}^{-1}$)	1 319
在海水中的线密度/($\text{kg} \cdot \text{km}^{-1}$)	991
破坏强度/kN	206.0
工作载荷/kN	56.5
曲率半径限制/cm	44

1.2 有限元模型建立

缆线本身为软结构,弯曲刚度很小,进行有限元计算时采用链模型进行基本计算。采用Nas-tran中经典的梁单元与自由度约束实现链结构模拟,将长度为500 m的缆线模型划分为200个单元进行计算。

结合文中提出的实心圆截面假设,模型的材料参数和单元截面参数均在表2中给出。模型所受的外部载荷包括自身重力和浮力模块的浮力。

表2 缆线待提升段的几何和材料参数

Table 2 Geometric and material parameters of cable segment to be lifted

参数	数值
管线总长度/m	500
管线截面半径/m	0.01
材料密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	3 156
材料弹性模量/GPa	120

根据1.1节中的讨论,在计算中采用一侧固定铰边界、另一侧滑动铰边界的全水平简支模型对此段缆线进行分析计算。滑动铰边界处添加一个预拉力,拉力的大小亦是一个可调节的量,需要在方案中同时进行设计。在实际工程中,拉力由水平段上端缆线的张力提供,其大小可以通过调节此段缆线两端的提升点浮力实现。

1.3 求解工况参数

本文讨论浮力总大小、预拉力大小、浮力分布位置的个数、每段浮力段的分布长度几个因素对结构最终构型的影响。为对构型进行评价,将结构右端点水平位移、结构整体向下最大竖直位移、结构应力、结构曲率作为结构特性衡量参数。其中限制结构水平位移可保证采矿车的合理活动范围,限制竖直位移可以减小采矿管触地的风险,限制结构应力和曲率可以保证结构处于良好的工作状态。基于以上条件,寻找总结一般规律,以提出合理的分布方案并优选。

定义结构总重 $G = M_r g$, M_r 为计算段管线的总质量, g 为重力加速度。将各项载荷大小以占结构总重的比例表示。

为讨论浮力段段数以及分布长度对结构特征

的影响,设计 I ~ V 5 种不同的浮力分布方式,其中各个浮力分布方式如图 3 所示, B 为浮力, s 为浮力段分布长度。

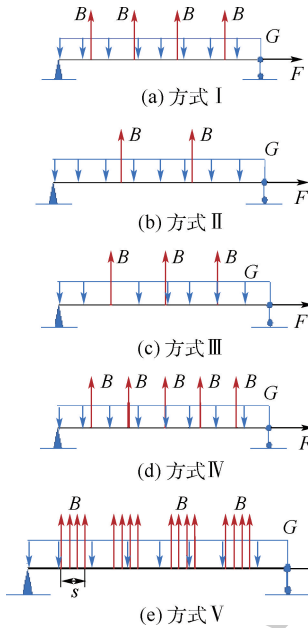


图 3 各浮力分布方式示意图

Fig. 3 Schematic diagram of buoyancy distribution of each mode

按照控制变量的思想设计进行计算的各个工况参数如表 3 所示。

表 3 求解的各个工况参数

Table 3 Parameters of each working condition

工况编号	浮力分布方式	预拉力 F/N	总浮力 $/\%$ G
1	I	1 000	75
2	I	500	75
3	I	250	75
4	I	125	75
5	I	500	80
6	I	250	80
7	I	125	80
8	I	500	85
9	I	250	85
10	I	125	85
11	II	500	80
12	III	500	80
13	IV	500	80
14	V ($s = 10\text{ m}$)	500	80
15	V ($s = 20\text{ m}$)	500	80
16	V ($s = 30\text{ m}$)	500	80

注: I ~ V 为不同的浮力分布方式,在图 3 中给出。

2 计算结果分析

2.1 总浮力的影响

按照拉力不同,将工况 2、5、8 设置为一组,工况 3、6、9 为一组,工况 4、7、10 为一组,分别讨论结构上布置的浮力块总浮力大小和施加的预拉力

大小对结构形态和特性的影响。分析结果发现,在不同拉力情况下,总浮力变化对结构的影响规律基本一致。

图 4 中给出了拉力分别为 125 N、500 N 时,随着总浮力的变化,结构的最终构型的对比。需要注意的是其中初始位置即计算段模型未添加荷载(包括自身重力、浮力以及浮力块浮力)时的位置,主要标定的是结构初始的水平高度基准和端点位置,在后续的计算中作为位置参考,而非海平面位置。

随着总浮力改变,右端点的水平位移变化较小,总浮力在 $75\%G \sim 85\%G$ 范围内变化时,右端点水平位移的绝对值变化范围小于 1%,即基本是一致的。可以认为在此浮力变化范围内,右端点的水平位移与浮力大小几乎无关,而与结构边界拉力大小相关。另外可以看出,当总浮力小于 $80\%G$ 时,整体结构都位于初始构型的水平线之下;总浮力为 $80\%G$ 时,4 个提升点都位于初始水平线附近;而总浮力到达 $85\%G$ 时,结构的大部分都被提升到了初始水平位置之上。以工况 5、6、7 (即总浮力为 $80\%G$ 的 3 个工况)为例,其各点位移情况如表 4 所示,可以看出其上 4 个提升点的纵向位移均很小。

因而如果要限制结构下垂的距离,以避免缆线触地,那么应当增加整体的浮力大小。

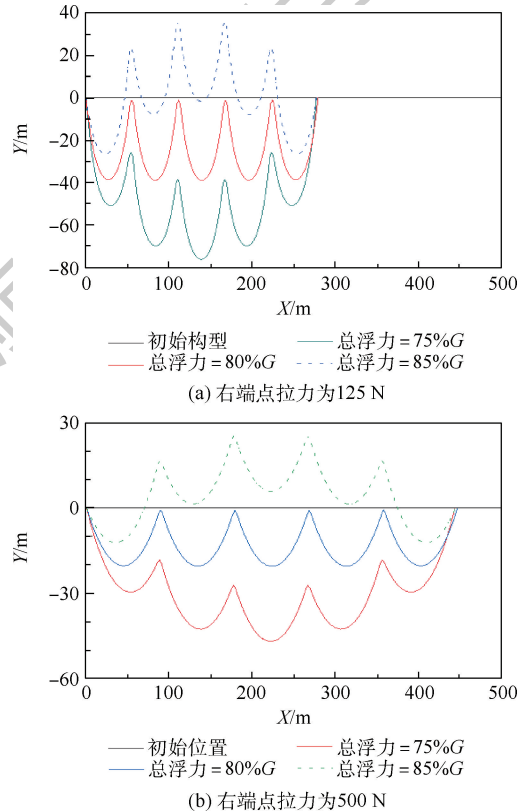


图 4 构型随浮力的变化

Fig. 4 Configuration changes with buoyancy

以工况 4、7、10 的结果进行讨论,即在右端预拉力固定为 125 N 时,随总浮力的变化,结构内的应力分布,如图 5 所示。

表 4 浮力固定为 80%G 时提升点的位移情况

Table 4 Displacement of lifting point when buoyancy is fixed at 80%G

工况编号	中间提升点 纵向位移/m	两侧提升点 纵向位移/m	纵向最大 位移/m
5	-0.9	-0.81	-20.3
6	-1.19	-1.07	-30.8
7	-1.22	-1.09	-38.9

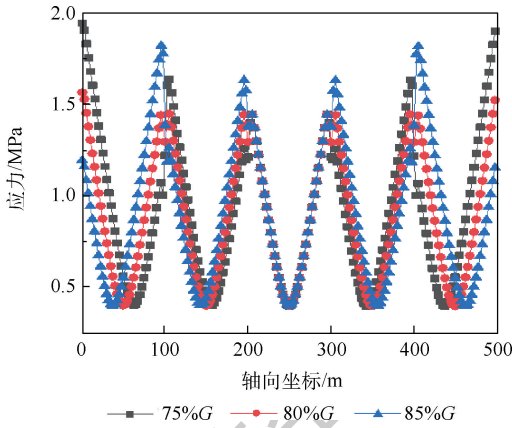


图 5 总浮力变化时结构内的应力分布

Fig. 5 Stress distribution in the structure as total buoyancy changes

拉力相同时,随着浮力的增加,两端的约束力会减小,但结构内的最大应力由于不一定出现在同一个部位,因而没有固定的减小和放大趋势。结构内整体的应力分布是相似的,包括应力平均水平和结构内最小应力。尤其在中间 2 个提升点之间的一段,几种工况下的结构内应力分布几乎完全相同,说明浮力的变化几乎对应力分布无影响。

因而总浮力的增加对整体应力水平影响较小,但会使得两侧约束力减小,这可以由力的平衡得出。即更多的重力被浮力平衡,因而两侧边界需要承受的力变小。

以工况 4、7、10(预拉力为 125 N)和工况 2、5、8(预拉力为 500 N)两组工况为例进行分析。两组不同拉力下随总浮力变化的结构曲率分布,如图 6 所示。

可以看出随着总浮力的增加,结构曲率会减小。但是当右端点预拉力水平较高时,这个影响会在一定程度上被削减。

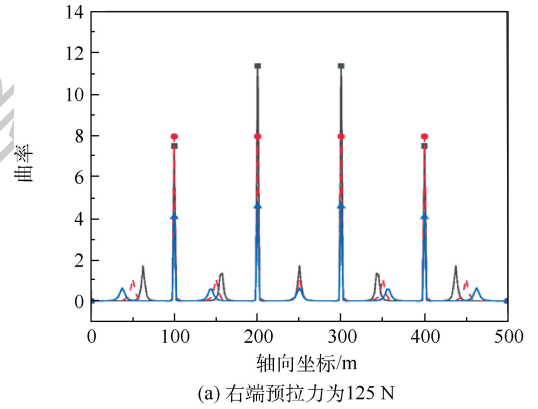
2.2 预拉力的影响

比较工况 1、2、3、4 的计算结果发现,当浮力块的总浮力不变时,随着拉力变化,右端点的位移会发生变化,而浮力施加点的高度也会发生变化。

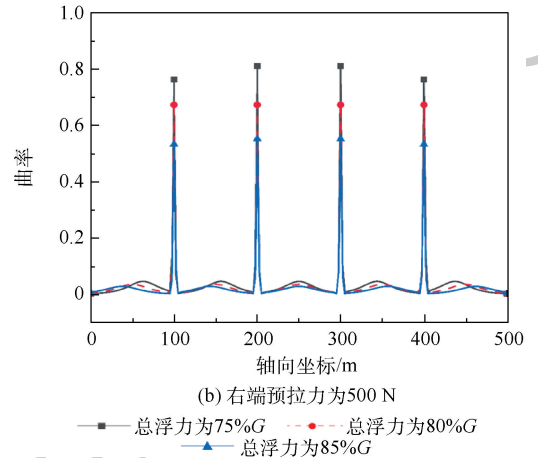
结构的最终构型对比如图 7 所示。预拉力越大,结构在纵向的空间尺寸就会越小,各部分之间的横向距离增大,即可减小触地和相互缠绕打结的可能性。

图 8 展示了当结构上施加的 4 个集中浮力和为 80%G 时,右侧预拉力变化时结构中的应力分布,即工况 5、6、7 的对比。

对比相同浮力水平、不同预拉力边界条件下结构内的应力发现,随着拉力增加,结构内的最大



(a) 右端预拉力为 125 N



(b) 右端预拉力为 500 N

—■— 总浮力为 75%G —●— 总浮力为 80%G
—▲— 总浮力为 85%G

图 6 不同总浮力下的结构曲率分布

Fig. 6 Structure curvature distribution under different total buoyancy

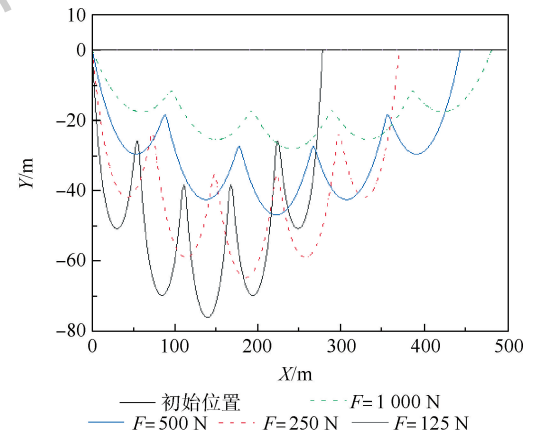


图 7 总浮力为结构重量的 75% 时结构构型

Fig. 7 Structure configuration when total buoyancy is 75% of structure weight

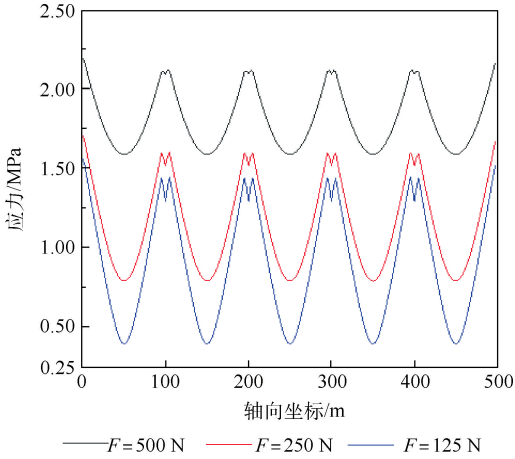


图 8 总浮力为 80%G 预拉力变化时结构中的应力分布
Fig. 8 Stress distribution in the structure with different pre-tension when total buoyancy is 80%G

拉伸应力会增加,应力平均水平也会增加,但结构内应力变化幅度减小。然而结构内的应力水平整体偏小,不会达到使材料破坏的量级。因而强度不是需要优先考虑的要素。

右侧预拉力越大,结构整体的最大曲率越小,这种现象是显而易见的。但是很明显,结点处集中作用的浮力不是满足曲率要求的理想构型。

2.3 浮力段段数的影响

为讨论浮力段段数对结构形态和性能的影响,比较工况 5、11、12、13 的计算结果。各个工况的构型对比如图 9 所示。

考虑纵向位移,可以看出,总浮力等于结构总重的 80% 时,只有 4 个集中提升点的情况可以使结构的最终形态提升点全部位于初始水平位置附近。提升点小于 4 个时,浮力施加点会明显被提升到初始水平位置以上;提升点大于 4 个时,提升点和全部结构会位于初始位置以下,这主要是由于力平衡的关系。若要求将提升点提升至水平

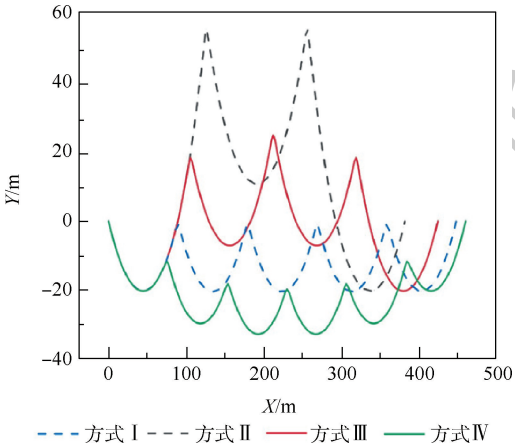


图 9 不同浮力分布模式下的结构最终构型对比
Fig. 9 Comparison of the final configuration of structure under different buoyancy distribution modes

线附近,那么每一个类似半正弦波下凹形状的位置是等同的,若设置 n 个提升点,相当于将结构分成了 $n + 1$ 个半波形,每一段分布的重力为 $(1/(n + 1))G$,将提升点看作固定约束,那么每段结构两端的约束力均为 $(1/(2n + 2))G$,中间各点相当于左右 2 段结构在此点处约束力的叠加,因而均为 $(1/(n + 1))G$,而两端约束力均为 $(1/(2n + 2))G$ 。因而若要保证提升点在水平位置,那么总浮力值应设置为 $(n/(n + 1))G$ 。当 $n = 4$ 时,这个值恰好为 80%; $n > 4$ 时,将提升点提升至水平需要的总浮力 $(n/(n + 1))G > 80\%G$,因而同样施加 80%G 的总浮力,结构没有被提升至水平位置。

可以得出,提升点的数目越多,将结构整体提高需要的浮力就越大。因而提升点并不是越多越好。若仅考虑防止触地,即结构向下偏移的最大量,那么提升点越少越有利。但提升点过少,如上述计算的 2 段浮力段情况,会导致结构向上的位移过大,从而容易与上部的管线形成相互干涉,出现打结等现象。

观察横向位移发现,提升点越多,右端点的横向位移越小。即若考虑横向位移影响采矿车运动范围这一条件,提升点越多越有优势。或者要达到理想的位移限制,提升点少时可以通过增加右端施加预拉力的方式来保证右端点的横向位移在限制范围内。

经过计算,随着提升点的数目增加,最小应力值基本相同,但最大应力值会随之减小,结构内的应力水平整体降低。即提升点越多对结构强度保证越有利。至于结构两侧的约束力,由力的平衡可知,几种工况下的约束力相同。

曲率经计算,不同工况间的曲率对比如图 10 所示。提升点越少,结构曲率越大。

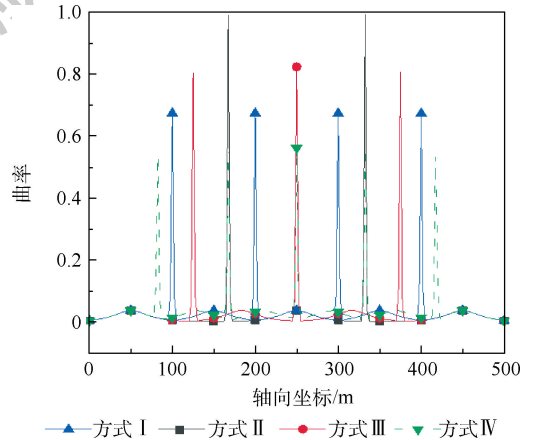


图 10 不同浮力分布模式下的结构曲率对比
Fig. 10 Comparison of structural curvature under different buoyancy distribution modes

2.4 浮力段长度的影响

2.1节~2.3节讨论均未考虑浮力块本身具有的几何尺寸。本节讨论浮力段分布的长度对结构的影响。可知浮力段分布的长度越长,需要的浮力块径向尺寸越小。以工况5给出的分布方式为例,经计算,若要求浮力块的径向尺寸小于结构本身半径的10倍,那么每段浮力段长度需大于3.2 m。取工况5、14、15、16进行分析。

几种工况的结构构型比较如图11所示。可以看出,随着浮力分布长度的增加,结构整体向下的最大位移几乎没有变化。但是由于浮力段的分布,浮力提升位置处的尖角会变缓。关于横向,随着浮力段分布长度的增加,右端点的水平位移会稍减小。

结构中的应力分布如图12所示。可以看出浮力段分布长度对结构内的最大应力和最小应力几乎没有影响,但提升位置附近的应力会随着浮力段分布长度的增加而减小,且会在浮力提升段中央位置形成一个应力低极值点。

图13展示了几种工况下的结构曲率分布。浮

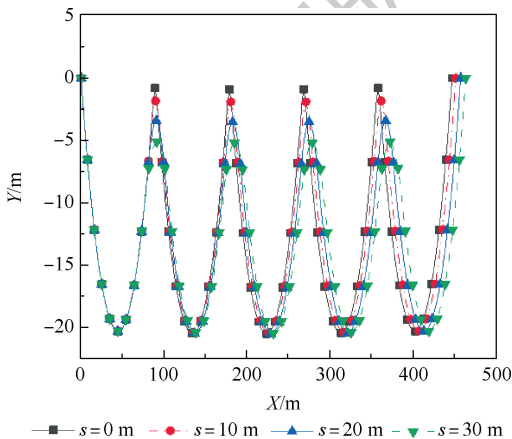


图11 不同浮力段分布长度工况下的结构构型

Fig. 11 Structure configuration under different buoyancy distribution lengths

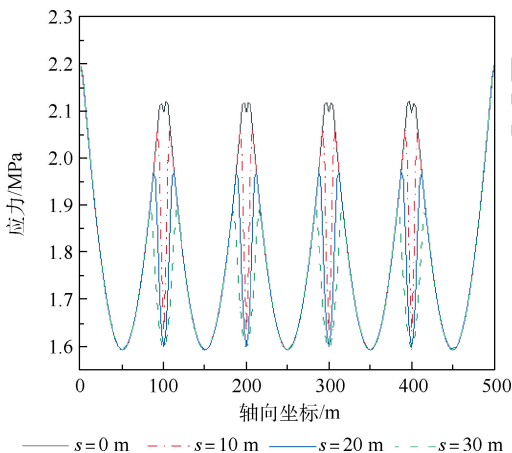


图12 不同浮力分布长度下的结构应力

Fig. 12 Structure stress under different buoyancy distribution lengths

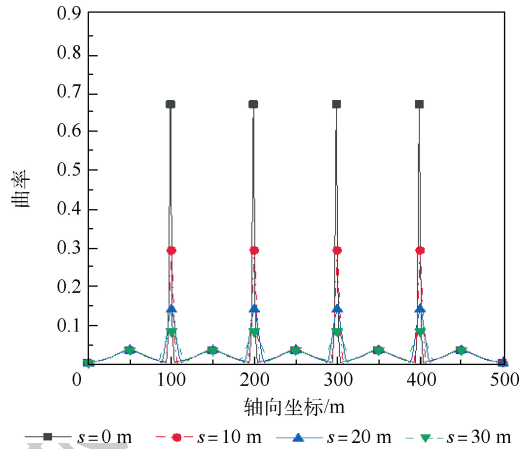


图13 不同浮力分布长度下的结构曲率分布

Fig. 13 Structure curvature distribution under different buoyancy distribution lengths

力段分布越长,结构的整体曲率就会越小,尤其是提升点附近的曲率变化更加明显。

3 分布方案优选

根据第2节中的分析,各控制因素对结构特性参数的影响定性总结如表5所示。

表5 各控制因素对结构特性的影响

Table 5 Influence of discussed parameters on structural characteristics

结构特性	右端拉力	总浮力	浮力点个数	浮力分布长度
向下最大位移	-	-	+	0
右端水平位移	--	0	-	-
结构最大应力	++	0	--	0
结构曲率	-	-	-	--

注:++代表强正相关;+代表弱正相关;--代表强负相关;-代表弱负相关;0代表其影响关系微小可忽略,或影响关系不确定。

由于结构右端点的水平位移需要被限制,设置其最大为结构长度的10%,即50 m。影响右端点水平位移的最重要因素为右端点施加的预拉力,为满足此限制,限制 $F > 500$ N,即 $F > 10\%G$ 。然而结构上的拉力需要通过相同结构的拖曳作用形成,考虑到实施难度,此值不宜设置过大。在此赋20%余量,将其设置为600 N。

结构向上和向下最大位移需要被限制,设置此值小于结构长度的5%,即25 m。此值与结构上的浮力段段数、结构上浮力模块的总浮力、结构右侧施加的预拉力均相关。在预拉力确定的情况下,设定总浮力为80%G,浮力段段数为3或4。

结构的工作载荷为56.5 kN,由此可知结构的工作应力为179.8 MPa,由以上讨论可知实际引起的应力远小于此工作允许值,因而在方案设

置中可以不考虑结构应力因素。

结构的曲率半径限制为 44 cm,即曲率 $K < 2.27$ 。对结构曲率影响最大的因素是浮力分布长度。为使得结构整体曲率不过大,同时浮力块的外径最好与结构本身径向几何尺寸在同一量级。因而设定每段浮力段分布长度为 10 ~ 20 m,即结构总长的 2% ~ 4%。

最终优选的设置参数总结如表 6 所示。

表 6 理想的浮力分布参数

Table 6 Ideal buoyancy distribution parameter

参数	数值
结构右端预拉力	12%G
总浮力	80%G
浮力分布段数	3 或 4
每段浮力段长度	2% ~ 4%L

注:G 为结构总重;L 为结构总长度。

4 结束语

本文通过定义深海采矿系统中的关键部件,即扬矿管的良好构型,采用控制变量的思想讨论了在深海输送管线上布置浮力模块时的各个控制参数,经过设计工况、计算与讨论,得出了各参数对结构构型和性能的影响规律。总浮力主要影响结构的竖直位移,而结构的水平位移主要由结构预拉力与浮力段段数有关,二者同时可显著影响结构内应力分布。各浮力段的分布长度显著影响到的就是结构曲率,浮力段分布越长,结构曲率会明显减小。最后本文依据总结规律给出了一个在讨论的工况中较为理想的浮力段分布方案,即设置 3 ~ 4 段浮力段,每段长度为管线总长的 2% ~ 4%,浮力段总浮力大小为结构总重的 80%,且通过调节牵引在结构上施加相当于结构总重 12% 大小的预拉力。

参考文献 (References)

- [1] 深海矿产资源[EB/OL]. [2020-06-01]. <http://wf.zlssmg.cn/zxf/dongligongcheng/20140915/5120.html>.
Deep sea mineral resources[EB/OL]. [2020-06-01]. <http://wf.zlssmg.cn/zxf/dongligongcheng/20140915/5120.html>. (in Chinese).
- [2] 于森,邓希光,姚会强,等. 世界海底多金属结核调查与研究进展[J]. 中国地质,2018,45(1):29-38.
YU M, DENG X G, YAO H Q, et al. The progress in the investigation and study of global deep-sea polymetallic nodules[J]. Geology in China, 2018, 45(1): 29-38 (in Chinese).
- [3] 肖林京,方涓,张文明. 大洋多金属结核开采研究进展与现状[J]. 金属矿山,2000(8):11-14.
XIAO L J, FANG M, ZHANG W M. Advance and present state of the research in oceanic metalliferous nodule mining[J]. Metal Mine, 2000(8): 11-14 (in Chinese).
- [4] 肖林京,曾庆良,张文明. 深海采矿扬矿管非线性偏移特性研究[J]. 机械工程学报,2002,38(8):94-99.
XIAO L J, ZENG Q L, ZHANG W M. Analysis of nonlinear off-setting characteristics on deep ocean mining pipe[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002, 38(8): 94-99 (in Chinese).
- [5] 肖林京,左帅,宋庆辉,等. 深海采矿扬矿管的静态特性分析[J]. 矿业研究与开发,2020,40(4):130-135.
XIAO L J, ZUO S, SONG Q H, et al. Analysis on static characteristics of lifting pipe in deep sea mining[J]. Mining Research and Development, 2020, 40(4): 130-135 (in Chinese).
- [6] 徐海良,周刚,吴万荣,等. 深海采矿扬矿管几何非线性静力分析[J]. 中南大学学报(自然科学版),2011,42(11):3352-3358.
XU H L, ZHOU G, WU W R, et al. Geometry nonlinear static force analysis of transporting pipe in deep-sea mining[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2011, 42(11): 3352-3358 (in Chinese).
- [7] 许兆美. 深海采矿扬矿管非线性变形分析[J]. 金属矿山,2010(5):47-50.
XU Z M. Nonlinear deformation analysis of lifting pipe of deep seabed mining[J]. Metal Mine, 2010(5): 47-50 (in Chinese).
- [8] 兰四清. 深水钢悬线立管触地区力学特性数值模拟分析[J]. 应用力学学报,2019,36(6):1478-1483.
LAN S Q. Numerical simulation of the mechanical interactions between the deepwater steel catenary riser and the touchdown zone of seabed[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2019, 36(6): 1478-1483 (in Chinese).
- [9] 凌胜,肖林京,申焱华,等. 深海采矿开采系统运动状态和动态特性影响因素分析研究[J]. 中国工程科学,2002,4(3):78-83.
LING S, XIAO L J, SHEN Y H, et al. A study of the factors influencing the kinematic condition and dynamic characteristics of deep seabed mining systems[J]. Engineering Science, 2002, 4(3): 78-83 (in Chinese).
- [10] 戴瑜,刘少军. 深海采矿系统整体联动作业模式动力学分析[J]. 华中科技大学学报(自然科学版),2012,40(S2):39-43.
DAI Y, LIU S J. Dynamic analysis of the integrated motion operation mode of the total deep ocean mining system[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2012, 40(S2): 39-43 (in Chinese).
- [11] 刘建浩,杨启. 深海采矿扬矿管的横向运动响应分析[J]. 矿山机械,2012,40(2):5-9.
LIU J H, YANG Q. Analysis on lateral motion response of deep-sea mining riser[J]. Mining & Processing Equipment, 2012, 40(2): 5-9 (in Chinese).
- [12] LIU Z, GUO H Y. Dynamic response study of steel catenary riser based on slender rod model[J]. China Ocean Engineering, 2019, 33(1): 57-64.
- [13] 徐海良,饶星,杨放琼. 横向摆动对深海采矿扬矿管输送特性的影响[J]. 中南大学学报(自然科学版),2019,50(10):2395-2402.

- XU H L, RAO X, YANG F Q. Influence of lateral swing on transportation characteristics of deep sea mining pipeline[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2019, 50(10): 2395-2402 (in Chinese).
- [14] GUO S X, LI Y L, LI M, et al. Dynamic response analysis on flexible riser with different configurations in deep-water based on FEM simulation[C]// Proceedings of ASME 2018 37th International Conference on Ocean, Madrid: Offshore and Arctic Engineering, Spain, 2018.
- [15] ZHAO T F, FU S X, WU T H. Seabed stiffness influences and water damping effects on vibration of the touchdown zone in a steel catenary riser[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2019, 170: 30-39.

Buoyancy lifting scheme for marine risers in deep-sea mining system

GAI Yuxin, LI Min*

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

Abstract: With the consumption of modern industry, the limited land resources have been unable to support the sustainable development of human society in the future, so more and more attention has been paid to the exploitation of marine resources. Marine riser is a key component in deep-sea mining system, which connects mining ship on the sea surface and the mining car on the seabed. In order to avoid the long and soft lifting mine pipeline in the deep-sea operation to touch the seabed or tie up and other phenomena, which will affect the operation efficiency, buoyancy modules are usually used to lift the riser. Considering several design parameters of the buoyancy lifting modules layout, including the total lifting buoyancy, horizontal tension, number of buoyancy segments and the distribution length of buoyancy segments, the static configuration of the marine riser is evaluated by finite element method, and the general influence law of these parameters on the structure configuration is explored, so as to propose a reasonable buoyancy distribution scheme.

Keywords: deep-sea mining system; marine risers; buoyancy modules; lifting scheme; finite element method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0620

基于 EMD 和 SVM 的机载燃油泵故障诊断研究



陈俊柏¹, 刘勇智^{2,*}, 陈勇², 聂恺¹

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对机载燃油泵故障数据来源较少、诊断效率较低、维护费用较高、缺乏有效故障特征的问题,利用机载燃油传输系统实验平台收集的振动信号和压力信号,提出了一种基于经验模态分解(EMD)和支持向量机(SVM)的机载燃油泵故障诊断方法。首先,利用 EMD 提取振动信号不同频段的能量值作为特征参量,并结合压力信号均值构造故障特征向量;其次,分别采用遗传算法(GA)、粒子群优化算法(PSO)、樽海鞘群算法(SSA)、网格搜索算法(GS)对 SVM 的惩罚参数和径向基函数(RBF)参数进行优化,并对优化后的 SVM 诊断性能进行了评估;最后,分别采用 SVM、极限学习机(ELM)、BP 神经网络作为分类器,并对 3 种分类器的诊断性能进行了评估。结果表明:采用 3 种群智能优化算法的 SVM 故障诊断率均能达到 100%,寻优过程中均未陷入局部最优解,且寻优时间相当,其中 GA 的训练时间最短,可以采用 GA 对 SVM 参数进行寻优;当采用 GA_SVM 作为故障分类器时,用时较短,且故障诊断率较高,可以选用 GA_SVM 分类模型实现机载燃油泵的高效故障诊断。

关键词: 燃油泵; 实验平台; 经验模态分解(EMD); 支持向量机(SVM); 遗传算法(GA)

中图分类号: TP 306⁺.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1687-10

飞机的燃油系统作为重要的机载系统,可以为发动机提供符合需求的燃油。燃油泵作为燃油系统的核心部件,是保证系统正常运行的关键,一旦在飞行中发生故障,将会对飞机运行的稳定性产生重大影响,可能导致坠机等重大安全事故^[1]。因此,为提高飞行的安全性与可靠性,必须采取有效措施对燃油泵故障进行准确的诊断和隔离,以保证飞机健康、稳定地运行^[2]。

虽然在机载燃油泵上安装有压力传感器,但是并不能实现对压力信号的实时采集,在燃油泵发生故障时,无法提供充足的故障数据。并且,由于缺乏有效的故障诊断方法,在燃油泵发生故障后,一般采取拆解或返厂的方式进行维修,其周期长、代价高,会造成巨大的资源浪费。因此,如何

节约成本并有效地提高燃油泵故障诊断效率已经得到了国内外的广泛关注。Muralidharan 和 Sugumar^[3]利用小波分析提取振动信号的故障特征,并且基于模糊逻辑分类方法实现了燃油泵故障状态的识别;Tian 等^[4]选取燃油泵的电流信号作为故障特征信号,通过遗传算法优化 SVM,实现了燃油泵轴承不同损伤状态的识别;Hancock^[5]和 Gao^[6]等选取燃油泵的压力信号作为故障特征信号,实现了燃油泵的故障诊断;焦晓璇等^[7]针对燃油泵故障特征信号单一,无法充分表现故障特征的问题,通过小波包分析对振动信号和压力信号进行了故障特征的提取,并利用基于 Adaboost 算法的 BP 神经网络实现了机载燃油泵的故障诊断,提高了多故障模式下燃油泵故障诊断的效率。

收稿日期: 2020-11-06; 录用日期: 2021-01-08; 网络出版时间: 2021-01-15 16:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1436.004.html

基金项目: 陕西省自然科学基金基础研究计划(2019JQ-711)

*通信作者. E-mail: liuyz_kj@163.com

引用格式: 陈俊柏, 刘勇智, 陈勇, 等. 基于 EMD 和 SVM 的机载燃油泵故障诊断研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1687-1696. CHEN J B, LIU Y Z, CHEN Y, et al. Fault diagnosis of airborne fuel pump based on EMD and SVM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1687-1696(in Chinese).

针对机载燃油泵振动信号和压力信号非线性、非平稳的特点,文献[3,7]分别通过小波分析和小波包分析的方法对燃油泵故障特征进行了较为准确的提取,但是这2种分析方法均存在信号能量泄露、基函数选择以及不具备适应性的问题。针对机载燃油泵的多故障模式,文献[7]通过BP神经网络对其进行识别,但是神经网络存在对网络参数依赖程度大以及对结果不可解释性强的问题^[8]。因此,为解决上述问题,提出了一种基于EMD和SVM的机载燃油泵故障诊断方法。

EMD方法是一种信号分解方法,且具备自适应性。EMD方法基于信号的时间尺度,将信号分解为多个表征其局部特点的固有模态函数(IMF)。并且,IMF的频率特征会随着采集信号的变化而变化^[9]。因此,采用EMD方法作为故障特征的提取方法。

SVM是一种适用于小样本的机器学习模型,具备坚实的数学理论基础,对结果具有可解释性。与传统的机器学习相比,SVM泛化能力更强,不存在维数灾难的问题^[10]。机载燃油泵故障分类问题属于小样本、高维模式识别问题。因此,选择SVM作为机载燃油泵故障的分类模型。

由于SVM性能取决于惩罚参数 c 和径向基函数(RBF)参数 g 的选择,因此,选择合适的优化算法对两者进行优化是十分必要的。网格搜索(GS)算法是一种传统的参数寻优算法,由于在参数寻优的过程中该算法需要遍历指定范围内所有参数,因此GS搜索速度较慢,且容易陷入局部最优解,不利于保证故障诊断的效率。近些年,各种群智能优化算法被广泛应用于参数寻优,这些算法具备搜索速度较快、精度较高的特点,如粒子群优化(PSO)算法、遗传算法(GA)、樽海鞘群算法(SSA)等。尽管每一种群智能优化算法拥有各自的优势,但是群智能优化算法对具体问题应用环境的依赖性比较大^[11],即不同优化算法的性能在具体应用背景下要具体分析。因此,结合采集的机载燃油泵振动信号和压力信号,在相同的研究环境下,采用PSO、GA、SSA优化SVM参数,并与GS进行对比分析,来确定SVM参数的优化算法,最终实现机载燃油泵故障的高效诊断。

1 EMD及SVM方法

1.1 EMD方法

EMD可以分解出信号中不同尺度的波动或趋势,产生具有不同特征尺度的IMF,IMF分量满足如下2个条件^[12]:

1) IMF的极值点和过零点的个数相同或两者差值不超过1个。

2) 局部极小值和局部极大值会产生2条不同的包络线,2条包络线之间所有点的均值都为0。

EMD方法的具体分解步骤如下^[13]:

步骤1 确定信号 $x(t)$ 的所有局部极值点,然后通过3次样条线分别将所有极大值和极小值连成上、下2条不同的包络线。由此,所有的数据点均分布在2条包络线之间。

步骤2 上包络线与下包络线之间的任一点均值记为 μ_1 ,求出:

$$y_1(t) = x(t) - \mu_1 \quad (1)$$

步骤3 如果 $y_1(t)$ 不满足IMF条件,把 $y_1(t)$ 作为原始数据,重复步骤1和2,直到 $y_1(t)$ 满足IMF条件,此时,记 $y_1(t) = c_1(t)$,则 $c_1(t)$ 为信号 $x(t)$ 的第1个满足IMF条件的分量。

步骤4 将 $c_1(t)$ 从 $x(t)$ 中分离出来,得到差值信号 $r_1(t)$,即有

$$r_1(t) = x(t) - c_1(t) \quad (2)$$

将 $r_1(t)$ 作为原始数据,重复步骤1~3,得到第2个IMF分量 $c_2(t)$,重复 n 次,得到 n 个IMF分量。这样就有

$$\begin{cases} r_1 - c_2 = r_2 \\ \vdots \\ r_{n-1} - c_n = r_n \end{cases} \quad (3)$$

当 $c_n(t)$ 或 $r_n(t)$ 满足给定的终止条件时,循环结束,由式(2)和式(3)可得到

$$x(t) = \sum_{i=1}^n c_i(t) + r_n(t) \quad (4)$$

式中: $r_n(t)$ 为残余函数,代表了信号的平均趋势。信号从高频到低频的不同成分用本征模态分量 $c_1(t), c_2(t), \dots, c_n(t)$ 表示,不同频段的频率成分随信号 $x(t)$ 的变化而发生相应的改变。

1.2 SVM方法

假设有训练样本 $\{(x_i, y_i)\}, i=1, 2, \dots, N$,训练样本数为 N ,分类标签 $y \in \{-1, +1\}$, $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^m$ 表示 m 维特征空间。

则超平面为

$$g_{\omega, b} = \text{sign}(\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{x} + b) \quad (5)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$ 为法向量,决定了超平面的方向; b 为位移项,决定了超平面与原点之间的距离。

可以通过求解以下约束优化问题来实现不同类之间的距离最大化,即

$$\min_{\boldsymbol{\omega}, b} \frac{1}{2} \|\boldsymbol{\omega}\|^2 \quad (6)$$

对于线性不可分问题,引入松弛变量 g_i 和惩罚参数 c ,则

$$\min_{\boldsymbol{\omega}, b, g_1, \dots, g_k} \left[\frac{1}{2} \|\boldsymbol{\omega}\|^2 + c \sum_{i=1}^k g_i \right] \quad (7)$$

对于非线性问题,将特征向量 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^m$ 映射到

高维欧氏空间,并引入核函数:

$$K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \psi(\mathbf{x}_i) \cdot \psi(\mathbf{x}_j) \quad (8)$$

则式(5)可以写成

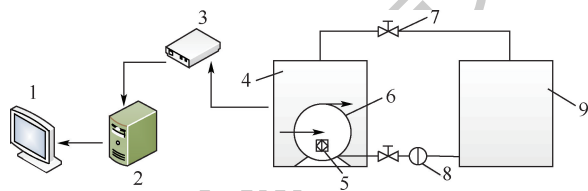
$$g(\mathbf{x}) = \text{sign}\left(\sum_i \lambda_i y_i K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) + b\right) \quad (9)$$

式中: λ_i 为拉格朗日乘子。

2 试验数据采集及故障模式

机载燃油转输系统实验平台如图 1 所示,各部件主要包括:供油箱、储油箱、离心式燃油泵、1 个压力传感器(CY-YZ-001)、3 个振动加速度传感器(CA-YD-182-10)、数据采集设备(亿恒 MI-7008)等,电机壳相互垂直的 3 个位置安装了振动传感器,如图 2 所示。压力传感器安装在燃油泵出口处,如图 3 所示。机载燃油泵工作参数如表 1 所示。

在测试时,打开阀门,使燃油注入油箱;在油箱中注满燃油后,打开电源,使燃油泵切换至工作



1—显示器;2—主机;3—数据采集设备;4—储油箱;5—振动传感器;6—燃油泵;7—阀门;8—压力传感器;9—供油箱。

图 1 机载燃油转输系统实验平台结构示意图

Fig.1 Structure schematic diagram of experimental platform for airborne fuel transfer system

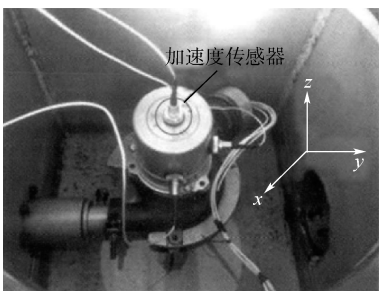


图 2 振动传感器实物图

Fig.2 Physical installation of vibration sensor

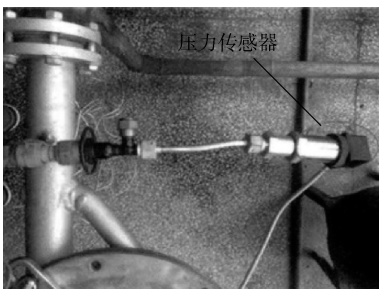


图 3 压力传感器实物图

Fig.3 Physical installation of pressure sensors

表 1 产品主要工作参数

Table 1 Main working parameters of product

参数	数值
泵流量/(L·h ⁻¹)	12 000
泵增压/kPa	≥73
电压/V	27
电流/A	≤5.5
漏油量/(mL·min ⁻¹)	0

状态;当燃油泵运行到稳定阶段后,对油泵的出口压力信号以及振动信号进行采集;采集结束后,断开电源并关闭阀门,使燃油泵逐渐停止工作。由此循环往复,通过更换不同的故障件,获取相应的故障信号。

通过外场维护的实际经验发现,叶片损伤、扩散管损伤、密封圈老化导致的渗漏、轴承磨损等都属于典型故障。实验针对 9 类典型故障进行故障诊断的研究,分别为:叶片损伤 1 片、叶片损伤 2 片、叶片损伤 10 片、扩散管损伤、叶片损伤 10 片加扩散管损伤、渗漏、扩散管与叶轮刮蹭、泵口与叶轮刮蹭、轴承磨损 0.02 mm。

3 故障特征提取

3.1 振动信号特征提取

以叶片损伤 1 片为例,图 4 为叶片损伤 1 片的燃油泵故障振动信号。经 EMD 处理的振动信号共有 10 个 IMF 分量,由于处理后的信号能量主要集中在前几个 IMF,因此,图 5 仅列出了选取的前 4 个 IMF 分量的时域特征,并将这 4 个 IMF 分量作为故障特征向量的分量。图 6 表示的是叶片损伤 1 片 4 个 IMF 分量的频域特征。

重复叶片损伤 1 片的故障特征提取步骤,可获得叶片损伤 2 片的 4 个 IMF 分量的频域特征,如图 7 所示。

经 EMD 分解后的各 IMF 分量分别代表了一组特征尺度下的平稳信号,由于各分量对应的不

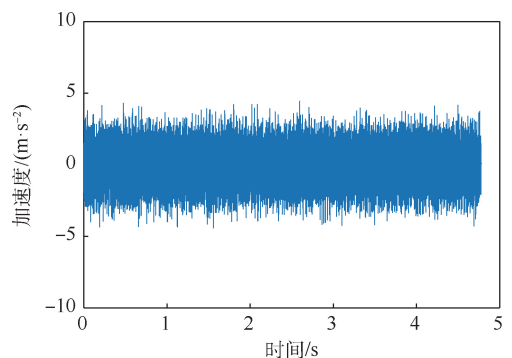


图 4 叶片损伤 1 片振动信号

Fig.4 Vibration signal with one damaged blade

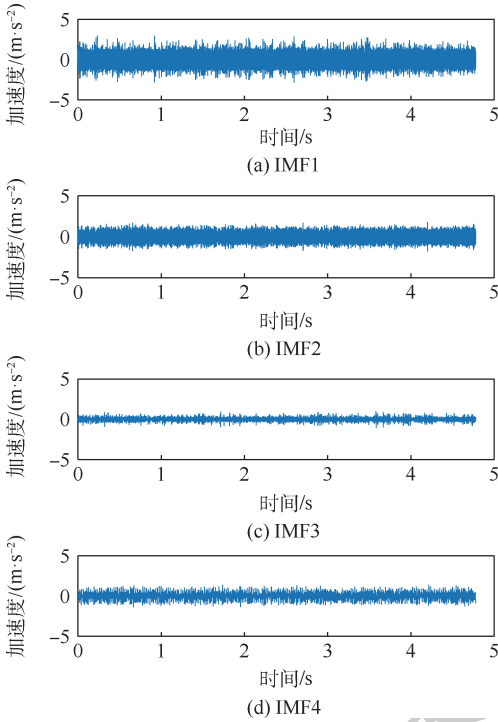


图5 叶片损伤1片 EMD分解

Fig.5 EMD with one damaged blade

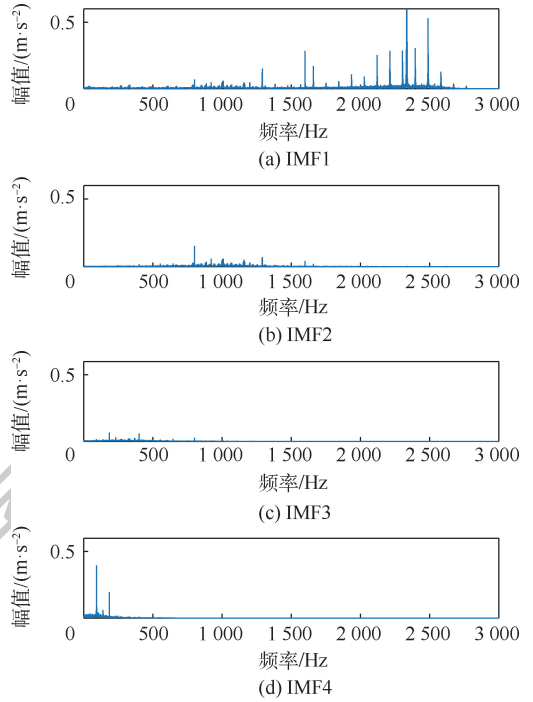


图7 叶片损伤2片 IMF1~4 频域特征

Fig.7 Frequency-domain features of IMF1-4 with two damaged blades

表2 不同故障状态的归一化 IMF 能量

Table 2 Normalized IMF energy in different fault states

故障模式	IMF1	IMF2	IMF3	IMF4
叶片损伤1片	0.012 6	0.549 4	0.017 8	0.072 3
叶片损伤2片	0.484 6	0.121 3	0.012 2	0.096 0

3.2 压力信号特征提取

压力信号能够在一定程度上反映燃油泵不同的工作状态。当燃油泵发生不同故障时,压力信号均值会有所区别。燃油泵压力信号的正常状态和几种典型故障状态的时域特征如图8~图14所示。

从表3中可以看出,不同工作状态下的压力信号均值在时域范围内发生了一定程度的变化。因此,可选取压力信号均值 E_p 作为故障特征,压力信号均值 E_p 表达式如下:

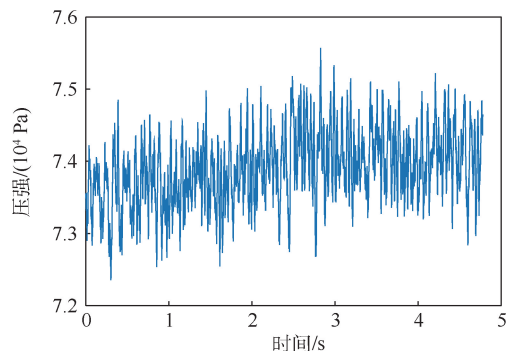


图8 正常状态压力信号时域图

Fig.8 Time domain of pressure signal in normal states

同频带能量(见表2)表征了燃油泵的不同故障模式,因此,各尺度下 IMF 分量的频带能量可以作为故障特征来识别故障。IMF 分量的频带能量通过式(10)计算得出

$$E_{IMF} = \frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} |X(e^{j\omega})|^2 d\omega \quad (10)$$

式中: ω 为角频率; $X(e^{j\omega})$ 为 IMF 分量的频域特征。

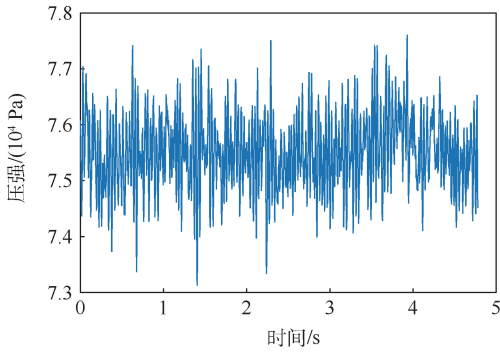


图 9 叶片损伤 1 片压力信号时域图

Fig. 9 Time domain of pressure signal with one damaged blade

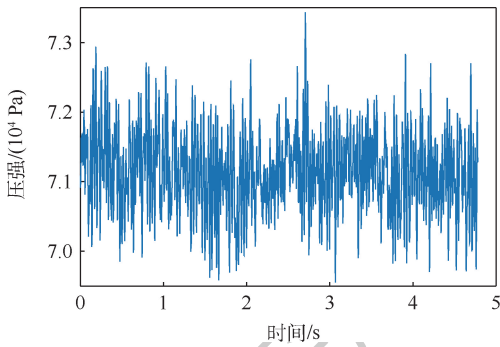


图 10 扩散管损伤压力信号时域图

Fig. 10 Time domain of pressure signal with damaged diffusion tube

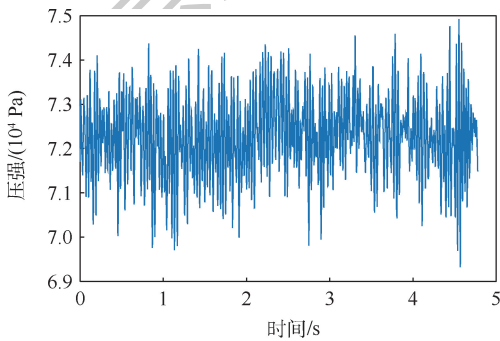


图 11 扩散管与叶轮刮蹭压力信号时域图

Fig. 11 Time domain of pressure signal when diffusion tube and impeller rub

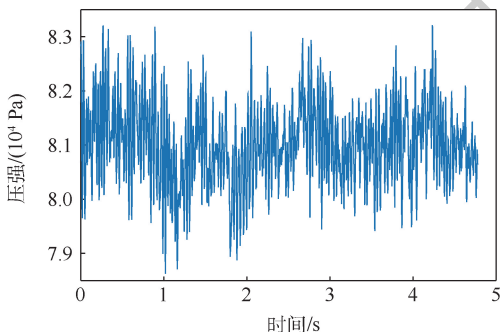


图 12 泵口与叶轮刮蹭压力信号时域图

Fig. 12 Time domain of pressure signal when pump port and impeller rub

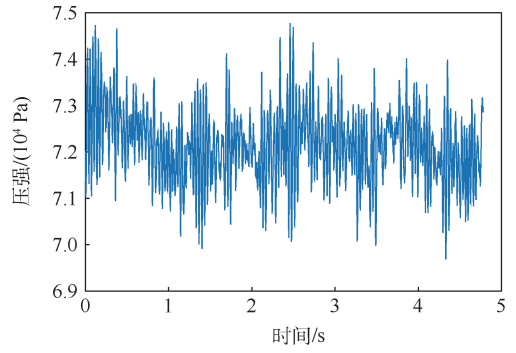


图 13 渗漏状态压力信号时域图

Fig. 13 Time domain of pressure signal in leakage state

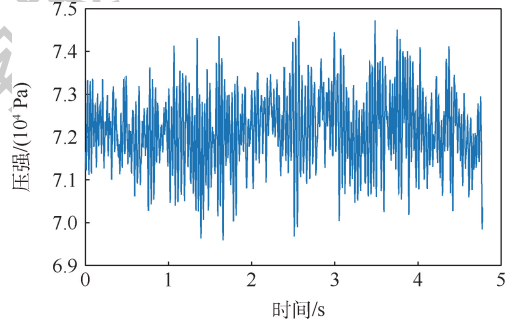


图 14 轴承磨损压力信号时域图

Fig. 14 Time domain of pressure signal in wear bearing state

$$E_p = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n P_k \quad (11)$$

式中: n 为压力信号的采样数目; P_k 为每个采样点的压力值。

表 3 各工作状态下压力信号均值

Table 3 Average pressure under different working conditions

机载燃油泵工作状态	压力信号均值/kPa
正常	74.094
叶片损伤 1 片	75.379
叶片损伤 2 片	73.788
叶片损伤 10 片	56.660
扩散管损伤	71.208
叶片损伤 10 片 + 扩散管损伤	52.354
扩散管与叶轮刮蹭	72.480
泵口与叶轮刮蹭	81.212
渗漏	72.284
轴承磨损 0.02 mm	72.379

4 试验结果

首先,利用机载燃油泵转输系统实验平台获取故障数据,采样参数如表 4 所示。

其中,每种工作状态记录 100 组,因此共有 1 000 组故障样本。为构造故障特征向量,首先利用 EMD 方法对提取的压力信号和振动信号进行处理,然后,对故障特征向量进行归一化处理。

表5为燃油泵不同工作状态下归一化故障特征参数。

表4 燃油泵数据采集参数

Table 4 Fuel pump data acquisition parameters

参数	数值
燃油泵转速/(r·min ⁻¹)	5 000
采样频率/kHz	6
采样时间/s	5
测量通道	3 振动
记录组数	1 压力
	100

表5 归一化特征参数

Table 5 Normalized partial characteristic parameters

状态	E_{V1}	E_{V2}	E_{V3}	E_{V4}	E_P
正常状态	0.204 6	0.028 5	0.102 6	0.010 7	0.730 7
	0.404 2	0.091 1	0.042 0	0.033 2	0.643 0
			...		
叶片损伤1片	0.975 0	0.952 3	0.012 1	0.010 0	0.673 2
	0.201 4	0.023 5	0.079 9	0.008 9	0.748 0
			...		
叶片损伤2片	0.983 6	0.921 8	0.021 5	0.079 9	0.682 7
	0.441 6	0.111 7	0.018 4	0.092 8	0.747 6
			...		
⋮					
轴承磨损 0.02 mm	0.978 3	0.940 5	0.017 0	0.093 0	0.688 1
	0.973 5	0.897 1	0.017 1	0.085 2	0.685 7
			...		

表6 故障特征参数

Table 6 Fault characteristic parameters

状态	训练样本编号	E_{V1}	E_{V2}	E_{V3}	E_{V4}	E_P	分类标签
正常状态	1~80	0.192 0	0.005 5	0.070 8	0.013 8	0.749 2	1
		0.192 3	0.016 1	0.069 5	0.011 6	0.749 2	
		...					
叶片损伤1片	81~160	0.002 6	0.479 7	0.025 8	0.060 6	0.806 2	2
		0.002 3	0.433 7	0.025 6	0.058 2	0.795 4	
		...					
叶片损伤2片	161~240	0.437 3	0.098 9	0.023 0	0.091 5	0.742 0	3
		0.550 3	0.218 6	0.012 0	0.091 2	0.749 4	
		...					
⋮							
轴承磨损 0.02mm	721~800	0.965 3	0.866 8	0.017 7	0.089 6	0.675 5	10
		0.975 2	0.901 2	0.012 8	0.101 8	0.672 1	
		...					

随后,以振动信号 IMF 能量向量 $G = (E_{V1}, E_{V2}, E_{V3}, E_{V4})$ 作为特征向量重复上述方法。测试结果如图 16 所示,故障诊断率为 95.5% (191/200)。

最后,以特征向量 $V = (E_{V1}, E_{V2}, E_{V3}, E_{V4}, E_P)$ 作为特征向量重复上述方法,测试结果如图 17 所示,故障诊断率为 100.0% (200/200)。

由 3 次实验结果可以看出,以压力信号均值

4.1 故障特征选取

由于采集的机载燃油泵故障数据较少,故障特征维数较高,因此,选择适应小样本、高维模式识别问题的 SVM 作为机载燃油泵故障的分类模型。由于 SVM 的惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 会影响 SVM 的分类性能,因此通过网格搜索算法对两者进行优化,以达到较高的故障诊断率。经优化,选取 $c = 18.379 2, g = 97.005 9$ 。

首先,仅以压力信号均值 E_P 作为故障特征,随机选取并计算机载燃油泵 10 类不同状态共 800 组数据作为 SVM 网络训练样本获得训练模型(其中,正常状态 80 组、叶片损伤 1 片 80 组、叶片损伤 2 片 80 组、叶片损伤 10 片 80 组、扩散管损伤 80 组、叶片损伤 10 片 + 扩散管损伤 80 组、扩散管与叶轮刮蹭 80 组、泵口与叶轮刮蹭 80 组、渗漏状态 80 组、轴承磨损 0.02 mm 80 组),训练样本编号及分类标签如表 6 所示。

之后,将剩余 200 组数据作为测试样本输入训练模型中(其中,正常状态、叶片损伤 1 片、叶片损伤 2 片、叶片损伤 10 片、扩散管损伤、叶片损伤 10 片 + 扩散管损伤、扩散管与叶轮刮蹭、泵口与叶轮刮蹭、渗漏状态、轴承磨损 0.02 mm 各 20 组),测试结果如图 15 所示,故障诊断率为 66.0% (132/200)。

E_P 作为故障特征时,SVM 的故障诊断率较低,仅为 66.0%,说明压力信号均值无法较好地反映各类故障的特征,此时容易出现故障识别错误的情况。

以振动信号分解的 IMF 能量向量 G 作为故障特征时,SVM 的故障诊断率为 95.5%,说明相比于压力信号来说,振动信号能够更好地反映燃

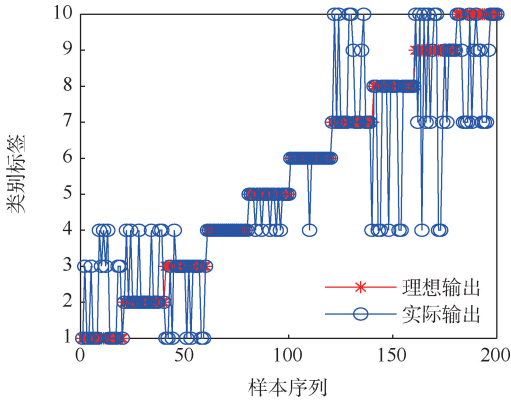


图 15 基于故障特征向量 E_p 的 SVM 测试结果

Fig. 15 SVM test results based on fault feature vector E_p

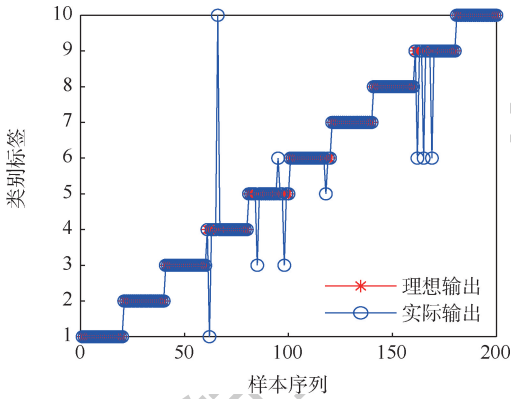


图 16 基于故障特征向量 G 的 SVM 测试结果

Fig. 16 SVM test results based on fault feature vector G

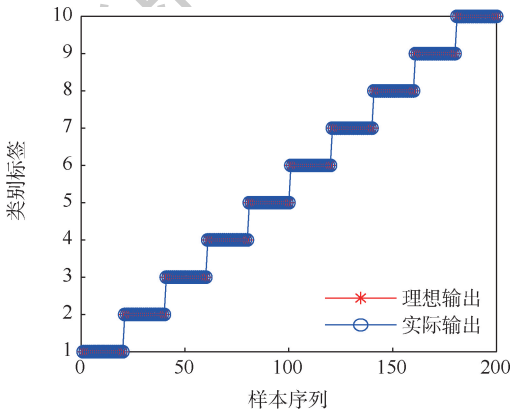


图 17 基于故障特征向量 V 的 SVM 测试结果

Fig. 17 SVM test results based on fault feature vector V

燃油泵的故障特征,但是故障诊断率还有待进一步提高。

当使用振动信号 IMF 能量向量 G 和压力信号均值 E_p 组合而成的故障特征向量 V 时, SVM 的故障诊断率为 100%,说明相比于前 2 种故障特征来说,故障特征向量 V 更能反映机载燃油泵的工作状态,因此可以选择向量 V 作为故障特征。

4.2 故障诊断高效性对比验证

由于 GS 在寻优过程中要遍历所有可能的参数值,导致训练时间较长,而且容易陷入局部最优

解,降低了故障诊断的效率。相较于传统的寻优算法,群智能优化算法的并行性和分布式特点能够更快地发现复杂优化问题的最优解。因此,分别采用 PSO^[14]、GA^[15]、SSA 对 SVM 的惩罚参数 c 和 RBF 参数 g 进行优化,并与 GS 优化的 SVM 进行对比,其中,群智能优化算法的种群内部个体数为 10,终止进化代数为 100,惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 的范围均设置在 0.1 ~ 100 之间,评估指标分别为训练时间和故障诊断率(故障诊断率取 20 次平均值),结果如表 7 所示。

表 7 算法寻优性能对比

Table 7 Comparison of algorithm optimization performance

优化算法	训练时间/s	故障诊断率/%
PSO	54.15	100
GA	19.86	100
SSA	47.55	100
GS	88.57	100

由表 7 可以看出,采用 4 种优化算法的 SVM 故障诊断率都比较高,均为 100%,说明 4 种寻优算法均未陷入局部最优解。基于 GS 的 SVM 需要遍历整个搜索空间,训练时间长,不利于保证故障诊断的效率;基于 SSA 或者基于 PSO 的 SVM 训练时间也比较长,同样不利于保证故障诊断的效率。其中,GA 的训练时间最短,为 19.86 s,惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 分别为 9.553 1 和 15.859 9。

图 18 ~ 图 20 为基于 3 种群智能优化算法的适应度曲线。从图 18 可以看出,尽管基于 PSO 的 SVM 最佳适应度从第 1 代开始就稳定在 100%,但是平均适应度在 96% ~ 100% 之间波动,体现了寻优的必要性。

从图 19 可以看出,基于 GA 的 SVM 最佳适应度和平均适应度从第 1 代开始就稳定在 100%,说明种群中大部分个体属于“较优个体”,体现了 GA“优胜劣汰”寻优机制的特点。

从图 20 可以看出,基于 SSA 的 SVM 最佳适应度和平均适应度从第 1 代开始就稳定在 100%,说明种群中“领导者”和“追随者”属于“较优个体”,体现了该算法“追随”寻优的特点。

综上,4 种优化算法均未陷入局部最优解,故障诊断率均达到了 100%。并且,从图 18 ~ 图 20 可以看出,尽管 3 种群智能优化算法初始阶段的参数随机性较强,但是依然能够很快地找到参数的最优解,说明 EMD 方法提取的故障特征精确度高,降低了 SVM 中惩罚参数 c 和 RBF 参数 g 的影响。在基于 3 种群智能优化算法的 SVM 分类模

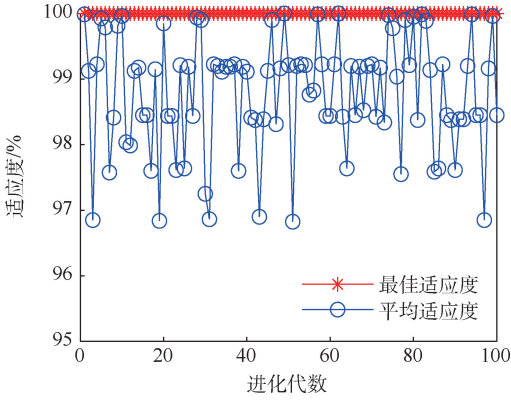


图 18 PSO 适应度曲线

Fig. 18 PSO fitness curves

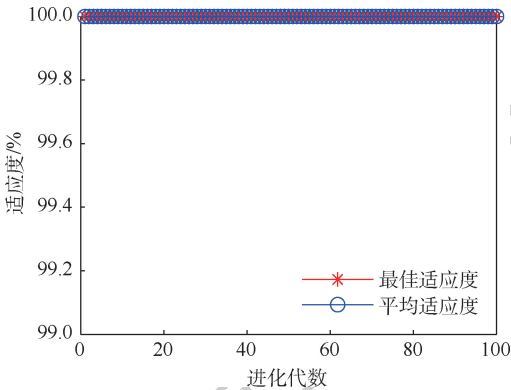


图 19 GA 适应度曲线

Fig. 19 GA fitness curves

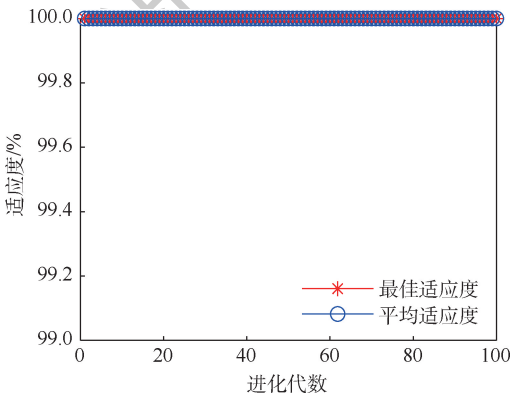


图 20 SSA 适应度曲线

Fig. 20 SSA fitness curves

型中,GA_SVM 分类模型的训练时间最短,可以选择该分类模型实现机载燃油泵故障的高效诊断。

4.3 故障诊断准确性对比验证

分别采用 BP 神经网络、极限学习机 (ELM)、常规 SVM 对相同的数据样本进行训练与测试,随机选择训练样本与测试样本,并和基于 GA 优化的 SVM (GA_SVM) 进行比较,评估指标分别为用时 (包括特征提取时间和测试时间)、故障诊断率 (故障诊断率取 20 次平均值)、诊断方差 (20 次测试结果的总方差),结果如表 8 所示。

表 8 各分类器评估指标

Table 8 Evaluation index of each classifier

分类器	用时/s	故障诊断率/%	诊断方差
BP 神经网络	3.000 0	97.95	16.006 4
ELM	0.006 7	86.95	11.907 5
常规 SVM	0.005 0	99.95	0.020 3
GA_SVM	0.005 1	100	0

由表 8 可以看出, BP 神经网络用时较长,为 3.000 0 s,不利于保证故障诊断的效率,并且 BP 神经网络的诊断方差较高,说明诊断稳定性较低,不利于工程实际的应用。ELM 的故障诊断率较低,为 86.95%,不利于工程实际的应用。常规 SVM 虽然未对惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 进行优化,但是诊断方差较低,仅为 0.020 3,说明 EMD 方法能够提取较为准确的机载燃油泵故障特征,使得 SVM 在不同的惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 下仍然保持较高的诊断率,降低了 SVM 参数对故障诊断率的影响。GA_SVM 的用时短,故障诊断率高,达到 100%,诊断方差为 0,诊断稳定性较好。

虽然常规 SVM 和 GA_SVM 在用时、故障诊断率、诊断方差 3 个方面优势相当,但是常规 SVM 没有对惩罚参数 c 与 RBF 参数 g 进行优化,由于这 2 个参数在一定范围内的取值存在偶然性,可能会导致训练的 SVM 模型性能较差,在工程中需要尽量避免这种偶然性,否则会导致诊断效果较差,所以对两者的优化是十分必要的。

5 结论

针对机载燃油泵故障数据来源较少、诊断效率较低、维护费用较高、缺乏有效故障特征的问题,设计开发了机载燃油转输系统实验平台,模拟燃油泵 10 种工作状态,监测振动信号和压力信号,通过时频特性和统计特性,构造故障特征向量,提出基于 EMD 和 SVM 的机载燃油泵故障诊断方法,结果表明,本文方法可以有效地提取故障特征,并提高故障诊断效率。通过对实验进行分析和验证,得到以下结论:

1) 压力信号无法较好地反映机载燃油泵的故障特征,故障诊断准确度较低。而振动信号能够较准确地反映出机载燃油泵的各种故障特征,故障诊断准确度较高,但还有提升的空间。通过 2 种信号的结合,故障诊断的准确度得到了进一步的提升。

2) 采用 3 种群智能优化算法的 SVM 故障诊断率均达到了 100%,寻优过程中均未陷入局部最优解,且寻优速度相当。但是在训练时间上,

GA 优于其他 3 种算法,从节约计算资源以及时间耗费上考虑,可以选择 GA 对 SVM 参数进行优化,提高机载燃油泵故障诊断效率。

3) SVM 的故障诊断率和诊断稳定性均高于人工神经网络,证明了 SVM 在小样本、非线性、高维模式识别问题的优势。

参考文献 (References)

- [1] HAYLOCK J A, MECROW B C, JACK A G, et al. Operation of a fault tolerant PM drive for an aerospace fuel pump application [J]. IEE Proceedings Electric Power Applications, 1998, 145 (5): 441-448.
- [2] 冯威, 于劲松, 袁海文, 等. 机载燃油系统在线实时健康管理 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1639-1643.
FENG W, YU J S, YUAN H W, et al. Online real-time health management for aerial fuel delivery system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1639-1643 (in Chinese).
- [3] MURALIDHARAN V, SUGUMARAN V. Rough set based rule learning and fuzzy classification of wavelet features for fault diagnosis of monoblock centrifugal pump [J]. Measurement, 2013, 46(9): 3057-3063.
- [4] TIAN J W, GAO M J, LI K, et al. Fault detection of oil pump based on classify support vector machine [C] // 2007 IEEE International Conference on Control and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2007: 549-553.
- [5] HANCOCK K M, ZHANG Q. A hybrid approach to hydraulic vane pump condition monitoring and fault detection [J]. Transactions of the ASABE, 2006, 49(4): 1203-1211.
- [6] GAO Y, ZHANG Q, KONG X. Comparison of hydraulic faults diagnosis methods: A velet vs. spectral analyses [C] // Proceedings of the ASME Fluid Power Systems and Technology Division, 2005: 73-78.
- [7] 焦晓璇, 景博, 黄以锋, 等. 基于小波包 BP_AdaBoost 算法的机载燃油泵故障诊断研究 [J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(9): 1978-1988.
JIAO X X, JING B, HUANG Y F, et al. Research on fault diagnosis for airborne fuel pump based on wavelet package and BP_AdaBoost algorithm [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(9): 1978-1988 (in Chinese).
- [8] ZHANG X D, TANG L, DECASTRO J. Robust fault diagnosis of aircraft engines: A nonlinear adaptive estimation-based approach [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 21(3): 861-868.
- [9] 孔凡国, 张永孝, 宋剑虹. 经验模态分解在密封轴承故障诊断中的应用 [J]. 机械设计与研究, 2011, 27(3): 70-72.
KONG F G, ZHANG Y X, SONG J H. Sealed bearing fault diagnosis method based on empirical mode decomposition [J]. Machine Design & Research, 2011, 27(3): 70-72 (in Chinese).
- [10] 焦晓璇, 景博, 羌晓清, 等. 机载燃油泵故障诊断及实验平台研究 [J]. 振动与冲击, 2017, 36(1): 120-128.
JIAO X X, JING B, QIANG X Q, et al. Fault diagnosis and test platform for airborne fuel pumps [J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(1): 120-128 (in Chinese).
- [11] 彭喜元, 彭宇, 戴毓丰. 群智能理论及应用 [J]. 电子学报, 2003, 31(S1): 1982-1988.
PENG X Y, PENG Y, DAI Y F. Swarm intelligence theory and applications [J]. Acta Electronica Sinica, 2003, 31(S1): 1982-1988 (in Chinese).
- [12] 张超, 陈建军, 徐亚兰. 基于 EMD 分解和奇异值差分谱理论的轴承故障诊断方法 [J]. 振动工程学报, 2011, 24(5): 539-545.
ZHANG C, CHEN J J, XU Y L. A bearing fault diagnosis method based on EMD and difference spectrum theory of singular value [J]. Journal of Vibration Engineering, 2011, 24(5): 539-545 (in Chinese).
- [13] 张超, 陈建军, 郭迅. 基于 EMD 能量熵和支持向量机的齿轮故障诊断方法 [J]. 振动与冲击, 2010, 29(10): 216-220.
ZHANG C, CHEN J J, GUO X. A gear fault diagnosis method based on EMD energy entropy and SVM [J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(10): 216-220 (in Chinese).
- [14] 陈晋音, 熊晖, 郑海斌. 基于粒子群算法的支持向量机的参数优化 [J]. 计算机科学, 2018, 45(6): 203-209.
CHEN J Y, XIONG H, ZHENG H B. Parameters optimization for SVM based on particle swarm algorithm [J]. Computer Science, 2018, 45(6): 203-209 (in Chinese).
- [15] 戴郃武, 陈强强, 戴浩然, 等. 基于 MFE-GASVM 的机载燃油泵故障诊断 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28(1): 8-10.
DAI T W, CHEN Q Q, DAI H R, et al. Airborne fuel pumps diagnosis based on MFE-GASVM [J]. Computer Measurement & Control, 2020, 28(1): 8-10 (in Chinese).

Fault diagnosis of airborne fuel pump based on EMD and SVM

CHEN Junbai¹, LIU Yongzhi^{2,*}, CHEN Yong², NIE Kai¹

(1. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: For the problems of less onboard fuel pump fault data source, low diagnosis efficiency, high maintenance costs, and lack of effective fault characteristics, we use vibration signals and pressure signals collected from onboard fuel transfer system experimental platform, and put forward an onboard fuel pump fault diagnosis method based on Empirical Mode Decomposition (EMD) and Support Vector Machine (SVM). First, EMD is used to extract values of vibration signals energy as characteristic parameters at different frequency bands, and fault characteristic vectors are constructed by combining with the mean value of port pressure signals. Then, Genetic Algorithm (GA), Particle Swarm Optimization (PSO), Salp Swarm Algorithm (SSA) and Grid Search (GS) algorithm are used to optimize the penalty parameters c and Radial Basis Function (RBF) parameters g of SVM, and the optimized SVM diagnostic performance is evaluated. Finally, SVM, Extreme Learning Machine (ELM) and BP neural network are used as classifiers, and the diagnostic performance of the three classifiers is evaluated. The results show that the fault diagnosis rates of the SVM using the three-population intelligent optimization algorithm can reach 100%, none of them fall into the local optimal solution during the optimization process, and the optimization time is equal. Among them, the training time of GA is the shortest, so GA can be used to optimize the SVM parameters. When GA_SVM is used as the fault classifier, the time is shorter and the fault diagnosis rate is higher. Therefore, the GA_SVM classification model can be used to realize the efficient fault diagnosis of airborne fuel pump.

Keywords: fuel pump; experimental platform; Empirical Mode Decomposition (EMD); Support Vector Machine (SVM); Genetic Algorithm (GA)

Received: 2020-11-06; **Accepted:** 2021-01-08; **Published online:** 2021-01-15 16:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1436.004.html

Foundation item: Basic Research Program of Natural Science of Shaanxi Province (2019JQ-711)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0269

MSCSG 随机误差测试及误差源分析



耿梦梦¹, 任元^{2,*}, 樊亚洪³, 王丽芬², 于春森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;
3. 北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘 要: 针对磁悬浮控制敏感陀螺(MSCSG)的角速率测量信号中存在较大的随机误差,不利于提高 MSCSG 敏感精度,以 MSCSG 原理样机为研究对象,提出采用 Allan 方差分析法对 MSCSG 实测数据进行随机误差分析。首先,根据 MSCSG 角速率敏感原理推导出 MSCSG 转子偏转角速率的量测公式;其次,应用 Allan 方差分析法和最小二乘拟合方法计算出 5 种典型随机误差系数。计算结果显示:在 MSCSG 随机误差中,零偏不稳定性、速率随机游走以及速率斜坡占主要成分,而量化噪声和角度随机游走误差所占比重较小。依此,对 MSCSG 误差来源进行了指向性分析,并给出了随机误差的抑制补偿方法,为 MSCSG 敏感精度的提高奠定了理论基础。

关键词: 磁悬浮控制敏感陀螺(MSCSG); 随机误差; Allan 方差分析法; 最小二乘拟合; 误差补偿

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1697-08

磁悬浮控制敏感陀螺(Magnetically Suspended Control & Sensing Gyroscope, MSCSG)是一种新概念陀螺, MSCSG 集磁悬浮控制力矩陀螺(Magnetically Suspended Control Momentum Gyroscope, MSCMG)姿态控制功能和转子式陀螺仪角速率敏感的功能于一体,由磁悬浮力支承其转子运转,从原理上讲具有高精度、高带宽、无摩擦、使用寿命长等优点^[1]。此外, MSCSG 对减少航天器姿态控制系统的体积、质量以及功率损耗有重要作用。 MSCSG 转子系统能够实现五自由度的全主动控制,并在小角度微框架效应的作用下,在瞬间输出较大的力矩,从而具有姿态控制功能^[2-4];为抵消载体受外力作用,磁轴承在转子径向上施加二自由度的控制力矩,再通过测量偏转磁轴承的控制力矩间接实现敏感功能^[5-6]。 MSCSG 作为

新一代控制敏感陀螺,其角速率测量误差的影响机理有待深入分析,且实现方案在很多方面还有待完善,因此本文基于 MSCSG 原理样机的实测数据,对角速率测量误差的影响因素进行深入分析,并进一步提出 MSCSG 样机的优化设计方案。

常见的陀螺仪随机误差主要包括:量化噪声、角度随机游走、零偏不稳定性、速率随机游走、速率斜坡和正弦分量^[7-8]。基于常用的误差分析方法,并不能辨识误差的来源,比如简单的期望和方差计算。Allan 方差分析法是 20 世纪 60 年代由美国国家标准局的 David Allan 提出的,是在时域下进行的分析方法^[9]。Allan 方差法的主要特点是能非常容易地对各种误差源及对整个噪声统计特性的贡献进行细致的表征和辨识,而且具有便于计算、易于分离等优点^[10-14]。

收稿日期: 2020-06-16; 录用日期: 2020-07-03; 网络出版时间: 2020-07-28 10:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200727.1558.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(51475472, 51605489)

* 通信作者. E-mail: ren yuan_823@aliyun.com

引用格式: 耿梦梦, 任元, 樊亚洪, 等. MSCSG 随机误差测试及误差源分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1697-1704.
GENG M M, REN Y, FAN Y H, et al. Random error test and error source analysis of MSCSG[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1697-1704(in Chinese).

依据 Allan 方差分析法原理,本文以 MSCSG 的实际测量数据为处理对象,实现 MSCSG 随机误差特性分析。在分析 MSCSG 角速度敏感机理的前提下,对所测量的数据应用 Allan 方差分析法并获取特性曲线,采用最小二乘拟合方法进行特性曲线拟合,再将拟合结果与 MSCSG 运行机理相结合,分析误差的来源,并依据分析结果有针对性地提出了 MSCSG 随机误差补偿方案。

1 MSCSG 角速率敏感原理

MSCSG 的优势在于具有控制和敏感 2 个功能,敏感即为量测。航天器的姿态角速率与 MSCSG 洛伦兹力磁轴承电流信号以及传感器的位移信号紧密相关,通过原理公式的解算便可得到^[2]。

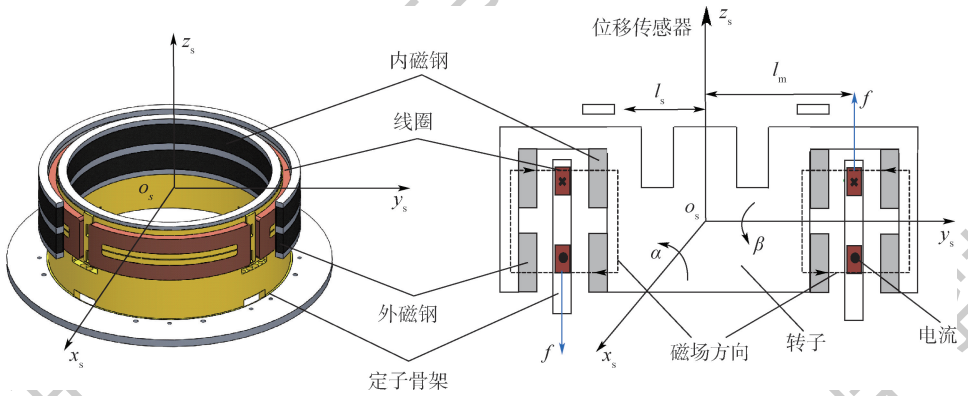


图2 LFMB 工作原理图
Fig.2 Schematic diagram of LFMB

根据陀螺技术方程,转子偏转力矩可表述为 $M = H \times \omega = J_z \Omega \times \omega$ (1) 式中: H 为角动量; J_z 为陀螺极转动惯量; Ω 为转子转速; ω 为陀螺转子偏转角速度。

根据 MSCSG 洛伦兹力磁轴承(也称作力矩器)原理,转子偏转力矩可以表达为

$$M = 4nBiLl_m \quad (2)$$

式中: n 为线圈匝数; B 为线圈处气隙磁场强度; i 为线圈激励电流; L 为线圈跨度; l_m 为力矩器半径。

结合式(1)和式(2)可得

$$i = \frac{J_z \Omega}{4nBLl_m} \omega \quad (3)$$

由式(3)可知,当转子在额定转速工作时,转子偏转(进动)角速度 ω 仅与电流 i 相关,若定义标度因数:

$$k = \frac{J_z \Omega}{4nBLl_m} \quad (4)$$

则式(3)可改写为

$$i = k\omega \quad (5)$$

图1为 MSCSG 的机械结构,图2为对应的洛伦兹力磁轴承(Lorentz Force Magnetic Bearing, LFMB)工作原理图。

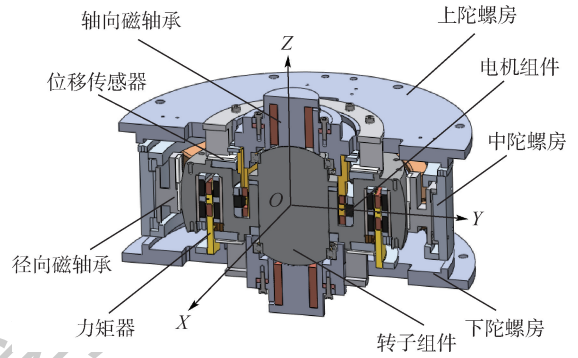


图1 MSCSG 机械结构图

Fig.1 Mechanical structure of MSCSG

由式(3)可知, MSCSG 可以敏感转子偏转角速率即 X 方向和 Y 方向两自由度速率信号,式(5)为 MSCSG 偏转角速率的量测方程,并且当常量项取定值时,角速率值仅与 LFMB 线圈电流有关。依此公式,可以通过测量 LFMB 线圈电流来获取 MSCSG 偏转通道的角速率。

2 测试数据处理与结果分析

2.1 MSCSG 数据测试实验

在 MSCSG 静基座环境下,读取 Allan 方差分析法所需数据。实验测试过程中,通过采样率为 1 kHz 的数据采集系统得到偏转 X 通道对应线圈通过 1 h 的电流数据,即 3.6×10^6 个数据,图3为 MSCSG 原理样机的测试实验实物图,主要由上位机、供电电源、MSCSG 控制板、示波器、振动测试台以及 MSCSG 原理样机构成。MSCSG 上位机发送命令信息给 MSCSG 控制板,控制板根据指令控制 MSCSG 运行状态,同时 MSCSG 会将自身状态信息反馈给控制板从而形成闭环控制。通过示波器可

以直观的显示 MSCSG 运行状态的实时变化情况,并且文中所需的数据也是从示波器中读取所得。

在常温状态下,将 MSCSG 固定在转台上,在静态下通电采样,持续时间为 1 h。MSCSG 输出原始数据如图 4 所示。

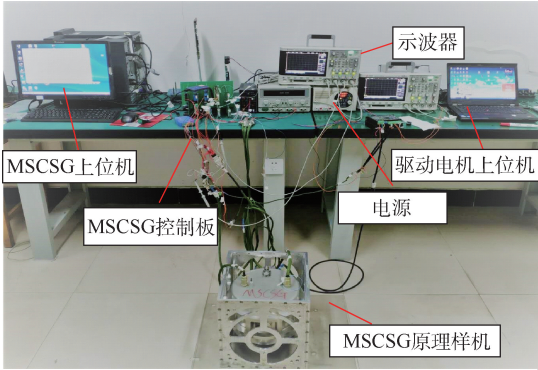


图 3 MSCSG 原理样机的测试实验实物图

Fig. 3 Experimental photo of MSCSG prototype

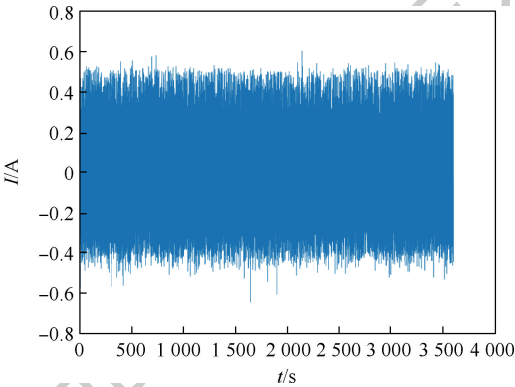


图 4 MSCSG 采样输出曲线

Fig. 4 Sample output curves of MSCSG

2.2 MSCSG 数据处理过程

Allan 方差分析法的功率谱密度函数与随机误差项具有定量关系,表 1 为典型的 5 项随机误差与 Allan 标准差之间的对应关系。

表 1 Allan 标准差与 5 项典型误差的对应关系

Table 1 Corresponding relations between Allan standard deviation and five typical errors

随机误差项	Allan 标准差
量化噪声 $Q/(^\circ)$	$\sigma_Q = \sqrt{3}Q/\tau$
角度随机游走 $N/(^\circ) \cdot h^{-\frac{1}{2}}$	$\sigma_N = N/\sqrt{\tau}$
零偏不稳定性 $B/(^\circ) \cdot h^{-1}$	$\sigma_B = B/0.6648$
速率随机游走 $K/(^\circ) \cdot h^{-\frac{3}{2}}$	$\sigma_K = K/\sqrt{\tau/3}$
速率斜坡 $R/(^\circ) \cdot h^{-2}$	$\sigma_R = R\tau/\sqrt{2}$

注: τ 为时间变量。

首先,将采集到的数据通过 Allan 方差分析法绘制出标准差—相关时间双对数曲线,然后根据 Allan 标准差与 5 项随机误差的定量关系,进行拟合,并求取各项误差参数。这里采取最小二乘拟合方法进行系数拟合。

最小二乘拟合方法的计算标准是残差平方和最小,其优点是原理简单、计算比较方便且对反常的数值比较敏锐。在应用过程中将 MSCSG 各误差源看作是独立的,Allan 方差则为各项误差的平方和,并假设 MSCSG 主要存在上述 5 项误差,再根据表 1 中的对应关系则有

$$\sigma_{total}^2(\tau) = \sigma_Q^2(\tau) + \sigma_N^2(\tau) + \sigma_B^2(\tau) + \sigma_K^2(\tau) + \sigma_R^2(\tau)$$

$$\sigma_R^2(\tau) = \frac{3Q^2}{\tau^2} + \frac{N^2}{\tau} + \left(\frac{B}{0.6648}\right)^2 + \frac{K^2\tau}{3} + \frac{R^2\tau^2}{2}$$

将式(6)简化为

$$\sigma_A^2(\tau) = \sigma_{total}^2(\tau) = \sum_{n=-2}^2 a_n \tau^n$$

根据最小二乘拟合原则,计算求取各项系数 a_n ,再利用式(6)和式(7)可推出 a_n 和各随机误差项的相互关系,即

$$\begin{cases} Q = \sqrt{a_{-2}/3} \\ N = \sqrt{a_{-1}} \\ B = 0.6648\sqrt{a_0} \\ K = \sqrt{3a_1} \\ R = \sqrt{2a_2} \end{cases}$$

2.3 实验数据处理结果分析

MSCSG 输出数据的采样间隔为 1 ms,运用 Allan 方差分析法对 MSCSG 的测量数据进行处理,即基于 Allan 方差分析法原理公式编写 MATLAB 数据程序处理 MSCSG 零偏测试数据,得到对应的 Allan 标准差双对数曲线 $\sigma(\tau) \sim \tau$ 。图 5 为 Allan 标准差原曲线以及拟合后的曲线图,在 MATLAB 程序中 Allan 方差分析法涉及的 5 项误差系数由最小二乘法拟合计算求得。此外,在图 5 中的对比一定程度上也直观体现了拟合的效果。

经过 Allan 方差分析法以及拟合计算,选取一组最为理想的结果。5 项误差系数取值如表 2 所示。

综合图 5 和表 2 的计算结果可以看出,在 MSCSG 噪声源当中,零偏不稳定性、速率随机游走以及速率斜坡三者占主要成分,而量化噪声和角随机游走误差所占比重较小。拟合结果中,量化噪声处于相关时间较小时段,并且根据 Allan 方差分析法数据处理经验可知:在高采样率的前提下,量化噪声是系统误差的主要因素;如图 5 所示,角度随机游走和零偏不稳定性拟合结果相对平滑,且存在一定的零偏,应用时要关注陀螺仪在长期运行中累积的误差,给予及时的补偿;在相关时间较大的时段,噪声源主要来自速率随机游走

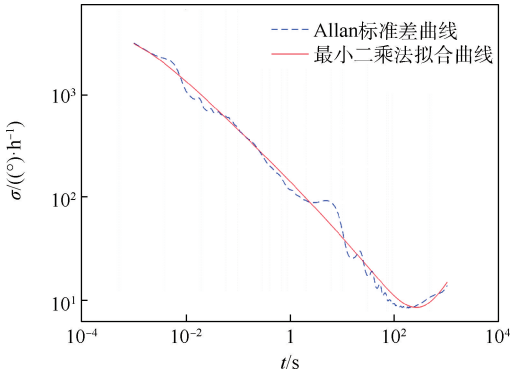


图5 MSCSG 的 Allan 标准差双对数及拟合曲线图

Fig. 5 Double logarithm of Allan standard deviation and fitting curve of MSCSG

表2 MSCSG 各项随机误差统计

Table 2 Statistics of random errors in MSCSG

随机误差项	结果
量化噪声 $Q/(^{\circ})$	0.963 036
角度随机游走 $N/(^{\circ}) \cdot h^{-\frac{1}{2}}$	2.525 648
零偏不稳定性 $B/(^{\circ}) \cdot h^{-1}$	12.023 988
速率随机游走 $K/(^{\circ}) \cdot h^{-\frac{3}{2}}$	32.724 570
速率斜坡 $R/(^{\circ}) \cdot h^{-2}$	38.789 995

和速度斜坡,这里在图5曲线中不是特别凸显,可以通过延长采样时间获取更为逼近真值的拟合结果,但也要注意,需要处理的数据量也因此增多,给程序处理中加重了负担。

3 误差源分析及抑制方法

3.1 MSCSG 随机误差源分析

对于 MSCSG 中存在的随机误差而言,直接在物理原理的基础上建立随机误差模型较为盲目。通常都是对误差可能的来源先做分析,并以此作为参考,再有针对性的对误差进行建模、补偿。而分析误差的来源可以基于对象的基础原理、基础结构以及实验数据信息等。因此,结合2.3节的计算结果,并参考文献[15-17]的研究内容,得出 MSCSG 原理样机的误差来源主要有如下几个方面。

首先,量化噪声是由信号传输过程中模拟信号转化成数字信号时引起的,是一切因量化作用而产生的固有噪声,一定程度上体现了惯性传感器的检测精度水平。对应具体工作器件上,该噪声是在 AD 转换中产生的,是随机信号,且互不相关,在序列上表现为白噪声序列。

其次,角度随机游走是积分宽带速率功率谱密度(PSD)的结果。引起这种误差的因素有很多,但大多是由惯性器件输出信号的采样间隔比高频噪声的相关时间长而造成的,比如高频的微

振动信号。而在 MSCSG 中,由于其转子结构的特殊性,陀螺通电之后会存在少部分的杂散磁场,在此作用之下,难免也会产生高频的微振动信号。

零偏不稳定性误差项在评价陀螺仪性能优劣时占有重要地位,是关键性的指标之一,其数学表达式如下:

$$B_s = K_0 \left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n \left(N_i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i \right)^2 \right]^{1/2} \quad (9)$$

式中: B_s 为零偏不稳定性值; K_0 为标度因数标称值; n 为采样点数; N_i 为陀螺仪静态输出值。

从计算公式原理可知,零偏不稳定性误差反映了零输入状态下陀螺输出量在期望上下起伏和振荡的分散程度。其主要来源是因为电子能对随机闪烁的信号进行敏感而产生的项,一般指低频的零抖动。那么在 MSCSG 工作过程中,引起 MSCSG 的零偏不稳定性误差的可能来源有:随着环境、温度变换等因素引起的电子线路的随机波动,以及电流信号控制的平稳性问题(比如电流与位移传感器的同频波动)、反馈传感器测量不稳定性等带来的影响。

速率随机游走可以看作是宽带角加速度功率谱积分的结果,其详细根源不太清晰,相关时间一般较长。在2.3节的计算结果中显示:速率随机游走误差在 MSCSG 随机误差中还是占有很大比重的,因此,后续对速率随机游走误差来源进行深入研究分析具有重要意义。

速率斜坡是系统误差,在本质上是确定性的,不具有随机性。如果在陀螺中出现这种误差,可能是陀螺在工作过程中环境温度、漏磁扰动而引起的非常缓慢的单调性变化,或者是在同一方向上平台保持了一个非常小的加速度作用,从而体现为真实的输入信号。

3.2 MSCSG 随机误差抑制方法

本节内容结合以上分析结论,从 Allan 方差分析法涉及的5项典型误差角度分别采取以下误差抑制方法以提高 MSCSG 的角速度敏感精度。

1) 量化噪声补偿角度

从误差的源头考虑,量化噪声主要来源于 AD,那么针对与 AD 及 AD 相关的器件研究即可。在 MSCSG 原理样机中,AD 用于将电流传感器测得的模拟信号转化为数字信号送入 DSP 处理器,所采用的 AD 采样位数为12,采样位数决定了 AD 的分辨率,而当分辨率一定的情况下,与之相关的 AD 的量化误差便确定了具体的取值范围,所以可以在系统要求允许范围内适当提高 AD 的采样位数。此外,根据 AD 的量化原理可知:在采样位

数给定时,被量化对象的基数值越大,产生的相对量化误差就越小。因此,在 AD 的量程允许范围内,可以适当放大 AD 转换之前的信号,以减小量化误差。

在量程相同的情况下,AD 位数越高,量化量级越小。假设 AD 的量程范围 $\pm 5\text{ V}$,则 8 位 AD 和 12 位 AD 能够量化的最小电平分别为 39.06 mV 、 2.44 mV ,即各自模数转化后的幅值电压只能是 39.06 、 2.44 的倍数,而在实际量化时,信号的电压幅值也是按四舍五入的近似方式进行量化。可见采样位数高的 AD 其固有量化误差小,且最大的误差上限为 $1/2$ 量化量级。对于一定的采样位数,采用放大 AD 转换之前的信号实现进一步降低量化误差,是因为这样可以放大原先量化时产生的小项,使其再重新量化时得到保留,进而降低了误差。对于放大处理应注意 AD 的量程以及信号中固有噪声也被放大的问题。

2) 角度随机游走补偿角度

在 MSCSG 输出信号中,角度随机游走的误差来源主要是高频的微振动信号,参考惯性器件振动抑制方法,现阶段主要有设计控制器抑制振动、预先规划振动传输路径、安装振动抑制元件以及合理的陀螺安装构型设计以抵消高频振动信号产生的误差。

结合 MSCSG 已有设计方案,提出的基于 RBF 神经网络的自抗扰控制器尤其对突变的干扰力矩有很好的抑制作用^[18],并且在此基础上进一步提高了系统的鲁棒性和稳定性;在构型方面,基于 MSCSG 姿态敏感测量原理提出了双正交全球面构型以及平行构型,其共同的特点均是在构型设计过程中将每个陀螺的动力学模型联立,进而能抵消产生误差的项^[19-20]。

3) 零偏不稳定性补偿角度

根据 3.1 节的分析结果,零偏不稳定性误差主要来源之一便是受电子线路的波动影响。结合 MSCSG 原理样机的工作原理以及工作环境可知,使电子线路产生波动的因素有很多,比如温度、链路中的接口和电缆、电磁兼容性以及电路本身控制器的设计等。在陀螺上电之后,输出信号会随着温度的变化而发生漂移,解决此问题的方法为:电桥温度补偿,或者从算法层面对输出的结果进行修正;由于接触不良引起的间歇性通断现象会给电路带入噪声,其相关影响因素为:接口处插针和插座受外力变形从而匹配不良、连接处耗损、接触不到位、电缆制作工艺本身影响以及变形严重使电缆内部受损疲劳等。同时,电缆由于形变而

产生的摩擦噪声也是误差的关键来源之一。因此针对这一系列存在的问题,接口处可以采用小体积、轻质量的微型屏蔽接头,比如焊针状连接头,电缆可以采用低噪声工艺处理过的电缆,在很大程度上能减小摩擦生电效应;电磁兼容性能的提高对零偏不稳定性抑制具有重要作用,可通过精心的电路设计以及合理的布局布线加以抑制,这样同时也增强了处理电路的性能,从而实现对零偏不稳定性误差进行补偿的作用。

在 MSCSG 自身结构特点的基础上,利用旋转调制误差自补偿原理,已提出 MSCSG 偏转调制方法和复合调制方法,设计了 MSCSG 组件级旋转调制方案和二位置转停调制方案,其中二位置转停方案能够更好地补偿 MSCSG 的漂移误差,并且在实验上也得到了验证^[21]。

4) 速率随机游走补偿角度

速率随机游走这一项误差在 3.1 节中已经阐明:来源不确定,并且相关文献也研究很少。因此,针对该项误差的补偿仍需进一步的实验和探索。

5) 速率斜坡补偿角度

速率斜坡出现在相关时间较大时刻,一般而言是一种确定性的误差,对照于 MSCSG 其来源可能是外界环境引起 MSCSG 工作温度变化而导致的,也可能是在同一方向上平台保持了一个非常小的加速度信号引起的,相关的来源有 MSCSG 内部电磁干扰、转子质量不平衡、地球自转等影响因素。针对此分析结果可用来抑制误差的方法有:温度补偿、磁密补偿、提高转子的加工工艺以及从数据处理角度进行误差补偿等。

速率斜坡误差的特点是非常缓慢的单调性变化。为了抑制这个误差,落实到 MSCSG 具体的设计中,相关的技术手段有:温度补偿采用 18B20 进行测温补偿,此处电路设计为 6 路 I/O 口进行数据传输;磁轴承自身以及陀螺姿态测量的解耦,例如对磁轴承自身存在的磁路耦合做解耦分析、陀螺两自由度的逆系统解耦设计等;磁场密度均匀性导致的误差,可利用实时测量的磁密值进行气隙磁密分布误差补偿;静态误差,通过向线圈提供偏置电流,实现静态误差的抑制与补偿;而转子质量不平衡误差常采用实时在线补偿的方式。

综合以上对 MSCSG 随机误差的分析内容,一方面比较全面地给出了误差补偿方案,为后续进一步误差抑制工作提供了重要指向;另一方面定量分析相对较少,不利于对 MSCSG 原理样机性能的评价。此外,由于分析使用的数据信息只来源于 MSCSG 原理样机磁轴承线圈电流,且考虑到

MSCSG 的转子偏转位移信号与线圈电流信号波动存在相关性,那么利用偏转位移信号来补偿电流信号误差则具有很大的可行性。相信通过这一系列优化方案, MSCSG 将在原理样机的基础上,性能得到重大提升,使 MSCSG 趋向于完善化、成熟化发展。

3.3 MSCSG 随机误差补偿结果

根据 3.2 节分析的误差补偿方法,在实验室现有 MSCSG 原理样机条件下进行误差补偿实验。同时为尽快验证补偿方法的可行性,选取了可快速进行实验验证的误差补偿方法。例如,加温补偿元件、更换微型屏蔽接头和采用低噪声工艺处理过的线路电缆等。

在一系列误差补偿之后,对得到的数据再次进行 Allan 方差分析法运算和最小二乘拟合,那么补偿前后的对比曲线如图 6 所示,补偿后的 MSCSG 各项随机误差项如表 3 所示。

从表 3 中可以看出, MSCSG 的随机误差在不同幅度上都得到了降低,其中零偏不稳定误差成效最为明显,该结果成功验证了误差补偿方法的可行性。

4 结束语

结合 Allan 方差分析法应用原理,对 MSCSG 原理样机的零偏测试数据进行了误差分析。在此过程中,计算了 Allan 方差分析法的 5 种典型误差系数,并根据计算结果分析了 5 种随机误差的来源,最后在结合 MSCSG 原理样机运行机理的条件下给出了相应误差的抑制方法。研究内容也表明:Allan 方差分析法对 MSCSG 原理样机的噪声辨识很有效果,其计算结果可用于对 MSCSG 原理样机的直观评价,同时也给后续噪声抑制的具体实际处理、随机误差建模以及数字滤波处理中的参数设计提供了重要参考。此外,本文对 MSCSG 原理样机进行部分误差补偿方法的实验,在很大程度上验证了 MSCSG 随机误差补偿方法的有效性。

参考文献 (References)

[1] 任元,王卫杰,刘强,等.一种磁悬浮控制敏陀螺:中国,ZL201510006597.5[P].2017-04-28.
REN Y, WANG W J, LIU Q, et al. A kind of magnetically suspended control sensitive gyroscope: China, ZL201510006597.5 [P]. 2017-04-28 (in Chinese).

[2] 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).

[3] ZHENG S Q, LI H T, HAN B C, et al. Power consumption reduction for magnetic bearing systems during torque output of control moment gyros[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2017, 32(7): 5752-5759.

[4] HAN B C, ZHENG S Q, LI H T, et al. Weight-reduction design based on integrated radial-axial magnetic bearing of a large-scale MSCMG for space station application[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 64(3): 2205-2214.

[5] LIU X K, ZHAO H, YAO Y, et al. Modeling and analysis of micro-spacecraft attitude sensing with gyrowheel[J]. Sensors, 2016, 16(8): 1321.

[6] FANG J C, ZHENG S Q, HAN B C. Attitude sensing and dynamic decoupling based on active magnetic bearing of MSDGC-MG[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(2): 338-348.

[7] 霍元正. MEMS 陀螺仪随机漂移误差补偿技术的研究[D].南京:东南大学,2015:12-19.
HUO Y Z. Research in measurement of MEMS gyroscope random drift compensation [D]. Nanjing: Southeast University, 2015: 12-19 (in Chinese).

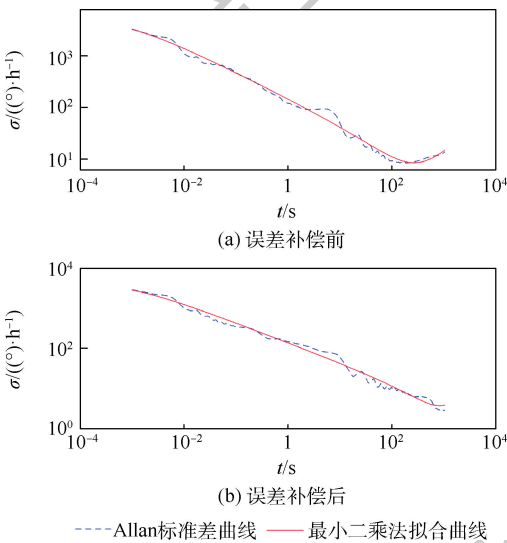


图 6 误差补偿前后 Allan 标准差对比曲线图

Fig. 6 Comparison of Allan standard deviation before and after error compensation

表 3 误差补偿后 MSCSG 各项随机误差统计

Table 3 Statistics of random errors of MSCSG after error compensation

随机误差项	补偿后结果	误差降低率/%
量化噪声 $Q/(^{\circ})$	0.916 159	4.87
角度随机游走 $N/((^{\circ}) \cdot h^{-\frac{1}{2}})$	2.365 199	6.35
零偏不稳定性 $B/((^{\circ}) \cdot h^{-1})$	3.235 266	73.09
速率随机游走 $K/((^{\circ}) \cdot h^{-\frac{3}{2}})$	10.682 979	36.80
速率斜坡 $R/((^{\circ}) \cdot h^{-2})$	23.970 946	38.20

- [8] 熊必凤. 低成本 MEMS 陀螺仪随机漂移误差的建模及修正 [D]. 重庆: 西南大学, 2017: 13-16.
XIONG B F. Modeling and correction of random drift error of low cost MEMS gyroscope [D]. Chongqing: Southwest University, 2017: 13-16 (in Chinese).
- [9] ALLAN D W, LEVINE J. A historical perspective on the development of the allan variances and their strengths and weaknesses [J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2016, 63 (4) : 513-519.
- [10] REN Y F, KE X Z, LIU Y J. MEMS gyroscope performance estimate based on allan variance [C] // 2007 8th International Conference on Electronic Measurement and Instruments. Piscataway: IEEE Press, 2007: 301-304.
- [11] 杜少林, 陈书钊, 陈鹏光, 等. 基于 Allan 方差的 MEMS 陀螺仪噪声分析 [J]. 仪表技术与传感器, 2018 (5) : 20-22, 27.
DU S L, CHEN S Z, CHEN P G, et al. Analysis of MEMS gyroscope noise based on allan variance [J]. Instrument Technique and Sensor, 2018 (5) : 20-22, 27 (in Chinese).
- [12] 马群, 王庆, 阳媛, 等. 基于 Allan 方差的 MEMS 陀螺仪随机误差辨识与抑制 [J]. 传感器与微系统, 2019, 38 (6) : 62-65.
MA Q, WANG Q, YANG Y, et al. Random error identification and suppression of MEMS gyroscope based on Allan variance [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2019, 38 (6) : 62-65 (in Chinese).
- [13] 贾瑞才. 低成本 IMU 误差辨识与补偿算法 [J]. 四川兵工学报, 2014, 35 (5) : 97-101.
JIA R C. Algorithm of error identification and compensation for low cost IMU [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2014, 35 (5) : 97-101 (in Chinese).
- [14] 严恭敏, 李四海, 秦永元. 惯性仪器测试与数据分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 142-143.
YAN G M, LI S H, QIN Y Y. Inertial instrument test and data analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 142-143 (in Chinese).
- [15] 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. MSCSG 转子系统的扩展双频 Bode 图稳定性分析方法 [J]. 宇航学报, 2018, 39 (2) : 168-176.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Stability analysis method with extended double-frequency bode diagram for rotor of MSCSG [J]. Journal of Astronautics, 2018, 39 (2) : 168-176 (in Chinese).
- [16] 辛朝军, 蔡远文, 任元, 等. 磁悬浮敏感陀螺动力学建模与关键误差源分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (10) : 2048-2058.
XIN C J, CAI Y W, REN Y, et al. Dynamic modeling and key error sources analysis of magnetically suspended sensitive gyroscopes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (10) : 2048-2058 (in Chinese).
- [17] YU C M, WANG Z, REN Y, et al. MSCSG two degree of freedom attitude measurement method [C] // Proceedings of the 2nd International Conference on Electrical, Control and Automation (ICECA2018). Beijing: Space Engineering University, 2018: 390-396.
- [18] 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).
- [19] 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, 2018, 65 (6) : 4921-4932.
- [20] 中国人民解放军战略支援部队航天工程大学. 一种基于磁悬浮控制敏感陀螺平行构型的角运动测量方法: 中国, CN110068336A [P]. 2019-07-30.
Space Engineering University, Strategic Support Force of the People's Liberation Army of China. Angular motion measuring method based on parallel configuration of magnetic suspension control sensitive gyroscopes: China, CN110068336A [P]. 2019-07-30 (in Chinese).
- [21] 辛朝军. 磁悬浮控制敏感陀螺误差分析与补偿方法研究 [D]. 北京: 航天工程大学, 2017: 121-162.
XIN C J. Compensation method investigation and error analysis for a magnetically suspended control & sensing gyroscope [D]. Beijing: Space Engineering University, 2017: 121-162 (in Chinese).

Random error test and error source analysis of MSCSG

GENG Mengmeng¹, REN Yuan^{2,*}, FAN Yahong³, WANG Lifeng², YU Chunmiao¹

(1. Graduate School, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

2. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: There is a large random error in the angular rate measurement signal of Magnetically Suspended Control & Sensing Gyroscope (MSCSG), which is not conducive to improving the sensitivity accuracy of MSCSG. In this paper, taking the principle prototype of MSCSG as the research object, the Allan variance analysis method is proposed to analyze the random error of the measured data of MSCSG. According to the principle of MSCSG angular velocity sensitivity, the measurement formula of MSCSG rotor deflection angular velocity is derived. Five typical random error coefficients are calculated by Allan variance analysis and least square fitting. The calculation results show that, among MSCSG random errors, zero deviation instability, rate following and rate slope are the main components, while quantization noise and angle random walk error account for the smaller proportion. According to this, the directivity of MSCSG error source is analyzed, and the method of restraining and compensating random error is given, which lays a theoretical foundation for improving the sensitivity accuracy of MSCSG.

Keywords: Magnetically Suspended Control & Sensing Gyroscope (MSCSG); random error; Allan variance analysis method; least square fitting; error compensation

Received: 2020-06-16; **Accepted:** 2020-07-03; **Published online:** 2020-07-28 10:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200727.1558.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475472,51605489)

* **Corresponding author.** E-mail: renyuan_823@aliyun.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0249

一种中继无人机快速部署策略



张小孟^{1,2,3}, 杨森^{1,2,*}, 宋晓², 胡永江¹, 李文广¹

(1. 陆军工程大学 无人机工程系, 石家庄 050003;

2. 北京航空航天大学 网络空间安全学院, 北京 100083; 3. 中国人民解放军 31700 部队, 辽阳 111000)

摘 要: 针对任务规划中中继无人机部署效率低, 部署方案无法满足最少数量要求等问题, 提出了一种中继无人机快速部署策略。首先, 根据最少中继节点的任务要求, 建立了基于最少中继节点的部署模型。其次, 优化了深度优先搜索算法的搜索方式, 实现了节点间可行链路的快速搜索。最后, 在人工蜂群(ABC)算法中引入快速深度优先搜索(DFS)算法, 来求解最少中继节点部署方案。仿真结果表明: 在相同任务规模下, 所提策略的求解速度相较于改进前提高了53.56%左右, 部署的中继无人机数量相较于现有方法减小了11.88%左右。

关键词: 中继无人机; 部署方案; 深度优先; 最少节点; 人工蜂群(ABC)

中图分类号: V279

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)08-1705-07

随着无人作战区域范围的扩展, 单架无人机的有效通信范围逐渐成为制约其作战半径的主要矛盾。通过构建中继无人机网络, 进行数据链路的“接力”传输, 可有效扩展无人机的作战半径^[1-3]。中继无人机构用作无线通信的中继节点, 使得任务机在一定距离下仍可实时与地面测控系统保持信息交互^[4-5]。

中继无人机部署问题就是在作战目标和地面测控系统位置已知的条件下, 如何根据无人机作战链路需求及中继无人机的性能, 以最少数量的中继无人机完成整个无人机通信链路中继节点的设置问题^[6-9]。文献[10]针对中继无人机部署问题, 建立了中继节点布置问题模型, 提出了一种两阶段多项式中继节点布置算法, 可有效满足战场无人机中继通信需求。但是该算法的中继节点布置范围只能在等间距的离散位置点上选取, 不具有普适性。文献[11-12]采用了粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)算法将一定数量的

中继无人机分配给多个任务, 以此来确定中继无人机的位置, 这只能解决在中继无人机数量一定的情况下, 其有效部署的问题, 但无法以最少的中继无人机数量来有效完成中继无人机的部署。文献[13]将中继部署问题归结为单源最短路径问题, 在考虑到中继节点数量有限的情况下, 使用了一种基于 Bellman-ford 算法的 AHOP 算法, 可以得出最小化路径代价和跳数的 Pareto 解。文献[14]提出了一种双层中继节点布局问题模型, 利用基于最小生成树的多项式时间近似算法, 来求解最少数量中继节点的部署位置。

上述方法虽然在一定程度上能够解决中继无人机的部署问题, 但仍存在以下不足: 在求解前要求预先对任务区域进行离散化处理, 但离散化程度对于求解效率及求解精度均有一定影响; 以最小生成树的方式求解中继无人机部署问题, 可有效约束路径代价的总和最小, 但仅考虑在边上部署中继节点, 求解结果存在一定冗余。

收稿日期: 2020-06-07; 录用日期: 2020-08-01; 网络出版时间: 2020-08-06 08:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1359.007.html

基金项目: 陆军工程大学石家庄校区科研创新发展基金(校教(2019)71号)

*通信作者. E-mail: 568657132@qq.com

引用格式: 张小孟, 杨森, 宋晓, 等. 一种中继无人机快速部署策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1705-1711.

ZHANG X M, YANG S, SONG X, et al. A rapid deployment strategy of relay unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1705-1711 (in Chinese).

针对以上问题,本文提出了一种中继无人机快速部署策略。通过建立基于最少中继节点的部署模型和采用基于快速深度优先搜索的人工蜂群算法,来实现问题的求解。在模型求解过程中,不需要预先对任务区域进行离散化,而是在可行域内随机生成可以满足连通性的节点,以最少中继节点数量为目标函数,使用群智能算法,优化调整有效节点部署位置,得到最少中继无人机部署方案。

1 基于最少中继节点的部署模型

1.1 问题描述

在无人机中继通信网络中地面测控系统(Ground Control System, GCS)、待执行任务无人机(Task UAV, TU)和中继无人机(Relay UAV, RU)均视为无人机中继通信网络中的通信节点,且假设所有的节点均处于同样的海拔高度。用 $G = g$ 表示地面测控系统(g 为无人机的地面控制系统的位置)、集合 $T = \{t_1, t_2, \dots, t_{N_t}\}$ 表示待执行任务无人机、集合 $R = \{r_1, r_2, \dots, r_{N_r}\}$ 表示中继无人机。其中 N_t 为待执行任务机数量, N_r 为中继无人机数量。对应可将 GCS、RU 和 TU 的位置以集合的形式表示为

$$\begin{cases} X_G = \{x_v\}_{v \in G} \\ X_R = \{x_v\}_{v \in R} \\ X_T = \{x_v\}_{v \in T} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x_v \in \mathbf{R}^2$ 为节点 v 的位置。

由于 GCS 的位置是已知固定的,每个 TU 的位置是根据作战目标确定的,所以中继节点的部署位置可根据 GCS、TU 的位置信息来进行合理设计。TU 与 GCS 的通信模式是端到端通信,假设将一个可行的无人机中继网络视为一个数学函数,以所有节点的位置信息为输入,每个 TU 与 GCS 之间的一组中继链路节点为输出,则这个中继网络可表示为

$$\rho: (X_G, X_R, X_T) \rightarrow \{\rho_i\}_{i \in T} \quad (2)$$

式中: ρ_i 为一个 TU 和 GCS 之间的中继网络节点的有序集合形成的一个通信链路,其第 k 个元素由 ρ_i^k 表示,则第一个元素 ρ_i^1 和最后一个元素 $\rho_i^{\rho_i}$ 应分别为 T 和 G ,其余元素 $\rho_i^i (i = 2, \dots, \rho_i - 1)$ 均为中继无人机 R 。

1.2 约束条件

由于无线信号的平均功率随传播距离呈指数衰减,当 2 个节点在一定的通信范围 d_0 内时,即认为它们可有效地通信。所以,为了确保所有 TU 与 GCS 之间可有效通信,每个通信链路中相邻

2 个通信节点之间的距离不得大于 d_0 。因此,中继节点之间的有效通信距离约束可表示为

$$\max_{k=1,2,\dots,\rho_i-1} d(\rho_i^k, \rho_i^{k+1}) \leq d_0 \quad \forall t \in T \quad (3)$$

式中: $d(u, v)$ 为节点 u 和 v 之间的欧氏距离。

此外,考虑无人机的空域飞行安全,须限定各无人机之间的安全间隔,即中继无人机之间以及中继无人机和任务无人机之间的安全距离。因此,节点之间的安全距离约束可表示为

$$\min_{u,v \in TU \cup R, u \neq v} d(u, v) \geq d_{sf} \quad (4)$$

式中: d_{sf} 为防止无人机之间碰撞的最小安全距离。安全距离 d_{sf} 必须远小于通信距离 d_0 ,并且假定 TU 之间的距离是保持安全的。

1.3 目标函数

在战场环境中,无人机数量越多,越容易被敌雷达探测到,将会增加无人机被敌打击的概率,进而可能会影响整体作战计划。因此为了尽可能的降低被敌雷达探测到的概率,应尽可能的减少中继无人机的数量,来保证更安全地完成作战任务。同时,在空域中,无人机的数量越少,也越有利于无人机的飞行安全。所以,对于中继无人机的部署要在满足通信要求和安全性能的前提下,以最少数量的中继无人机来保证所有任务机与测控系统可进行实时通信。

由此,有效中继无人机数量可表示为

$$n = \text{count}(r) = f(X_G, X_R, X_T, \rho) \quad (5)$$

式中: f 为中继网络中无人机的计数函数。

综上所述,结合有效通信距离约束、安全距离约束等条件,基于最少中继节点的部署模型的目标函数可表示为

$$\begin{aligned} \min_{X_R \in S^{(M)}} f(X_G, X_R, X_T, \rho) \\ \text{s. t. } \begin{cases} \max_{k=1,2,\dots,\rho_i-1} d(\rho_i^k, \rho_i^{k+1}) \leq d_0 & \forall t \in T \\ \min_{u,v \in TU \cup R, u \neq v} d(u, v) \geq d_{sf} \end{cases} \end{aligned} \quad (6)$$

式中: $X \subseteq \mathbf{R}^2$ 为无人机的二维可展开空间。

2 快速深度优先搜索

深度优先搜索算法^[15] (Depth First Search, DFS)属于图算法的一种,是一种针对图和树遍历的经典算法,利用 DFS 算法可以产生目标图的相应拓扑排序表,利用拓扑排序表可以方便的解决很多图论问题。但是经典的 DFS 算法存在随着节点数量的增加,其计算复杂度成阶次提高的缺点,这将严重影响算法的求解效率。

对于在任务空间中事先随机生成一定数量满

足连通性的中继节点 RU 的位置中,如何快速找到测控系统 GCS 通过中继节点 RU 与所有 TU 节点之间的可行链路问题,就属于图论问题。为有效保证求解效率,对 DFS 算法的搜索方式进行了优化,提出了一种快速深度优先搜索 (Rapidly Depth First Search, RDFS) 算法,即在每次搜索节点 TU 的过程中,搜索到一条可行路径便结束当前搜索,因为不必遍历所有的节点,去寻找其他较短链路,所以搜索过程耗时明显减少,尤其是在节点数目较多的情况下,平均时间复杂度可以减少为原来的一半。

在节点间搜索可行链路时,将依据以下步骤:

步骤 1 将 GCS 作为第一个被访问的顶点, TU 作为未被访问过的顶点。

步骤 2 对访问过的顶点作已访问过的标志。

步骤 3 依次从顶点未被访问过的第 1, 2, ..., n 个邻接顶点出发,对其进行深度优先搜索,至访问到 TU 即停止访问,记录访问链路,无需再继续访问其余顶点。

步骤 4 如果顶点 TU 未被访问,说明 GCS 和 TU 没有可行链路,则结束。

通过以上优化的搜索方式,可有效降低算法求解的时间复杂度,同时仍能找到可行解。

3 基于 RDFS 的人工蜂群算法

人工蜂群 (Artificial Bee Colony, ABC) 算法是由 Karaboga 于 2005 年提出的一种基于群智能的全局优化算法^[16]。其通过不同分工的蜜蜂间的交流与协作实现群体智能,具有参数设置少、收敛速度快且收敛精度高等优点。但同样在求解中继无人机部署问题时,受限于节点规模,求解效率不高。所以,采用一种基于 RDFS 的人工蜂群 (RDFS-ABC) 算法来实现中继无人机部署问题的快速求解。

3.1 种群初始化

种群初始化即初始化蜜源位置,每一个蜜源位置代表一个可行解。对于中继无人机的部署问题,可行解即代表一组中继节点,且该组中继节点满足安全性和连通性的要求。

首先,在任务区域内随机生成 D 个位置点作为中继无人机 RU 的节点位置, D 为蜜源维度。然后,使用 RDFS 算法判断中继节点的可行性,即所有任务节点 TU 可否通过中继节点搜索到测控系统节点 GCS 间的可行通信链路。在每次搜索过程中,假设测控系统节点的序号为 1,而任务节

点的序号为 2,其余中继节点的序号为 3 至 $(D + 2)$,从节点 1 搜索与节点 2 的联通序列,如果存在联通序列则记录联通序列并停止,进行下一个任务节点的搜索。如果不存在联通序列,说明有任务节点不能和测控系统节点联通,生成的节点位置不满足可行性条件,立即结束搜索,重新在任务区域内随机生成 D 个位置点作为蜜源位置并判断其链路可行性,直到生成 NP 个满足条件的蜜源, NP 为种群规模。以此,完成种群初始化。

3.2 引领蜂阶段

引领蜂通常在蜜源附近进行邻域搜索。为了表示邻域搜索的行为,引入变异算子操作,其操作过程如图 1 所示。

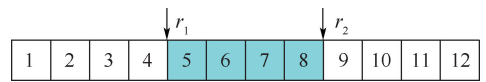


图 1 变异算子操作

Fig. 1 Mutation operator operation

步骤 1 从 1 ~ D 之间随机生成 2 个整数 r_1 和 r_2 。

步骤 2 将所选蜜源中序列码在 r_1 和 r_2 位置中间的几个位置变为随机生成可行域内的位置点。

步骤 3 利用 RDFS 算法检验新的中继位置点是否满足对所有 TU 节点的连通性要求,若满足则使用新的位置点作为新的蜜源,并计算出所使用的中继节点 RU 的数量,若不满足则转至步骤 1。

使用变异算子操作对引领蜂进行邻域搜索,采用 RDFS 算法计算出每个引领蜂的目标函数,并在当前蜜源和新的邻近蜜源之间进行贪婪选择,以保证更好的蜜源被保留下来供进一步进化。贪婪选择是基于蜜源的适应度值,计算方法如下:

$$\text{fit}_i = \begin{cases} \frac{1}{1 + f_i} & f_i \geq 0 \\ 1 + \text{abs}(f_i) & f_i < 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: fit_i 为适应度函数; f_i 为模型的目标函数,即在第 i 个蜜源中所有的 TU 与 GCS 联通中所用到的中继节点 RU 的数量。

3.3 跟随蜂阶段

跟随蜂是按轮盘赌方式在引领蜂种群中选择的较优种群,计算如下:

$$P_i = \frac{\text{fit}_i}{\sum_{i=1}^{S_N} \text{fit}_i} \quad (8)$$

式中： p_i 为收益率， S_N 为蜜源个数。跟随蜂阶段根据收益率大小来选择蜜源位置，使用变异算子操作来进行邻域搜索产生新的蜜源，收益率通过适应度值来表示。同引领蜂阶段一样，使用贪婪选择保留更优蜜源。

3.4 侦察蜂阶段

如果在有限的迭代次数内，引领蜂和跟随蜂邻域搜索没有找到更优蜜源，则将其作为侦察蜂。在任务区域内随机生成 D 个位置点作为侦察蜂并根据快速 DFS 算法判断其链路可行性，如果不可行则重新生成。

在以上基于 RDFS 的人工蜂群算法的 4 个阶段，RDFS 算法可有效地判断种群可行性，也可快速搜索可用的中继节点位置，求解目标函数。

4 方法步骤

针对中继无人机部署问题，采用基于 RDFS 的人工蜂群算法求解的步骤如图 2 所示。

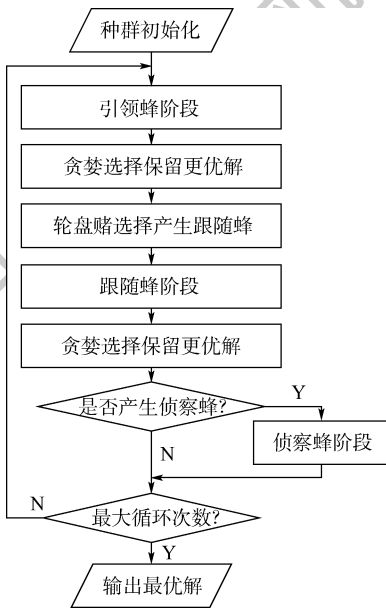


图 2 RDFS-ABC 算法流程

Fig. 2 RDFS-ABC algorithm flowchart

步骤 1 种群初始化。设置初始化参数：种群规模 N_p 、蜜源维度 D 、一个蜜源的最大搜索次数 l 及最大迭代次数 c 随机生成 S_N 个蜜源，每个蜜源是任务区域内 D 个随机点位置，并且每个蜜源均经过 RDFS 算法搜索验证为任务区域内的可行解。

步骤 2 引领蜂阶段。使用变异算子操作对每个引领蜂进行邻域搜索，根据 RDFS 算法验证其可行性，计算出每个可行解目标函数的解。使用贪婪选择保留更好的解。

步骤 3 选择产生跟随蜂。按轮盘赌方式选择较优种群作为跟随蜂种群。

步骤 4 跟随蜂阶段。同引领蜂一样，使用变异算子操作对每个引领蜂进行邻域搜索，根据 RDFS 算法验证其可行性，计算出每个可行解目标函数的解。使用贪婪选择保留更好的解。

步骤 5 判断是否产生侦察蜂。如果产生，在任务区域内随机生成一组包含 D 个位置点的中继网络作为一个侦察蜂，并通过 RDFS 算法判断其链路可行性，计算其目标函数值，进行全局搜索。

步骤 6 判断是否满足终止条件，若满足则输出最优解，否则转至步骤 2。

5 仿真实验

仿真实验平台为 Inter Core i5-7300HQ CPU，8 GB，64 位 Win10 操作系统。编程工具为 MATLAB R2017b(64 位)。

5.1 参数设置

对仿真实验参数设置如表 1 所示，其中包括约束参数、测控系统位置及人工蜂群算法参数。

表 1 实验参数设置

Table 1 Experimental parameter setting

参数	数值
有效通信距离 d_0/m	500
安全距离 d_{s1}/m	20
测控系统位置 $g(x, y)/m$	(350, 300)
种群规模 N_p	100
蜜源维度 D	28
最大搜索次数 l	5
最大迭代次数 c	60

5.2 实验结果及分析

5.2.1 实验 1

实验 1 为在作战区域内设置数个目标，验证算法的有效性。

假设作战区域有 30 个目标需要进行侦察或者攻击，目标点位置坐标如表 2 所示，进行仿真实验，可得中继节点部署结果如图 3 所示，图中：小点表示中继无人机 RU 的位置，圈表示 RU 的有效通信范围，大点表示目标位置。

现将实验结果分析如下：

1) 由图 3 可得，所有的 TU 节点都在 RU 节点的有效通信覆盖范围之内，并且每个 RU 节点都可以与 GCS 进行数据链路通信，则说明所有的 TU 节点都可以通过 RU 节点与 GCS 进行数据链路通信，说明了算法的有效性。

表 2 任务节点位置坐标

Table 2 Task node location coordinates

目标	位置(x,y)/m	目标	位置(x,y)/m
1	(1 150,1 176)	16	(1 280,1 200)
2	(630,1 660)	17	(230,590)
3	(40,2 090)	18	(460,860)
4	(750,1 100)	19	(1 040,950)
5	(750,2 030)	20	(590,1 390)
6	(1 030,2 070)	21	(830,1 770)
7	(1 650,650)	22	(490,500)
8	(1 490,1 630)	23	(1 840,1 240)
9	(790,2 260)	24	(1 260,1 500)
10	(710,1 310)	25	(1 280,790)
11	(840,550)	26	(490,2 130)
12	(1 170,2 300)	27	(1 460,1 420)
13	(970,1 340)	28	(1 260,1 910)
14	(510,700)	29	(360,1 980)
15	(750,900)	30	(110,900)

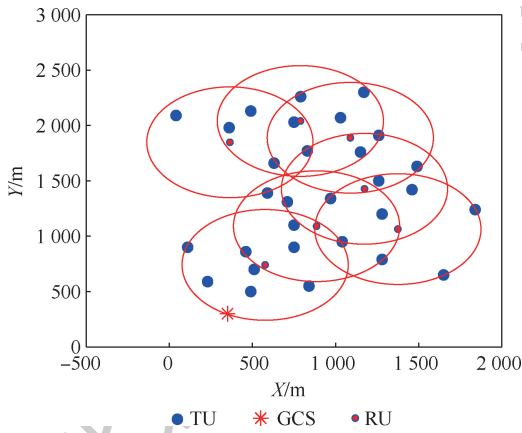


图 3 中继节点部署图

Fig. 3 Deployment diagram of relay nodes

2) 在一定任务背景下,利用 RDFS-ABC 算法可有效求解得到中继无人机的数量及其对应位置信息,说明了算法的可行性。

5.2.2 实验 2

实验 2 为在同一目标和测控系统属性的情况下,对比 DFS-ABC 算法和 RDFS-ABC 算法的运行时间,验证 RDFS-ABC 算法的求解效率。

设置作战区域内的目标规模为 5、10、15、20、25、30,分别进行仿真实验。在不同目标规模下,算法各运行 100 次,记录算法运行求解时间,取其平均值,可得到统计结果如表 3 和图 4 所示。

表 3 两种算法运行的平均时间

Table 3 Average schedule of two algorithms

目标 数量	平均时间/s		降低比例/%
	RDFS-ABC 算法	DFS-ABC 算法	
5	5.59	13.05	57.16
10	13.31	27.19	51.05
15	18.12	40.07	54.78
20	21.62	47.10	54.10
25	26.67	57.09	53.28
30	33.56	68.43	50.96

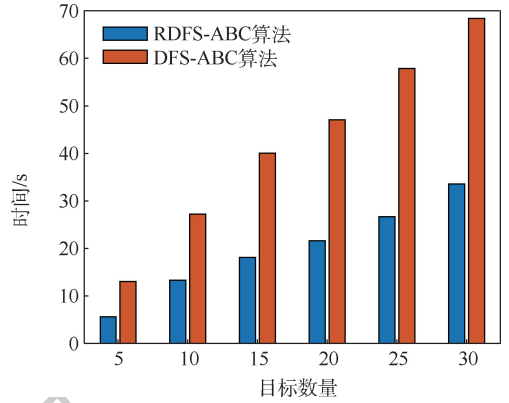


图 4 运行时间对比图

Fig. 4 Run time comparison chart

现将实验结果分析如下:

1) 由表 3 和图 4 数据可知,在相同目标规模条件下,RDFS-ABC 算法的求解时间均小于 DFS-ABC 算法的运行时间,平均降低了 53.56%,说明了 RDFS-ABC 算法的求解效率更高,算法实用性更强。

2) RDFS-ABC 算法的求解效率更高,表明 RDFS 算法在搜索 2 点之间可行链路问题上相比于 DFS 算法更具有优越性。

5.2.3 实验 3

实验 3 为在同一目标和测控系统属性的情况下,对比 RDFS-ABC 算法、PSO 算法和文献 [13] 所提的 AHOP 算法求解精度及收敛性。

设置 PSO 算法中种群规模为 100,最大迭代次数为 60,认知参数和社会参数分别为 0.7 和 1.4;AHOP 算法中设置任务区域内离散化步长为 10。假设作战区域内有 15 个目标,在相同目标规模下,用 3 种算法各进行仿真实验 100 次,记录中继节点数量,取其平均值,可得统计结果如表 4 所示,并记录一次仿真结果如图 5~图 7 所示。

结果分析如下:

1) 由图 5~图 7 可得,所有的 TU 节点都在 RU 节点的有效通信覆盖范围之内,并且每个 RU 节点都可以与 GCS 进行数据链路通信,说明 3 种算法都可以实现 GCS 节点与所有 TU 节点进行有效链路通信,满足中继节点部署要求。

2) 由表 4 可得,在相同条件下,RDFS-ABC 算法求解得到的中继节点数量平均为 7.05 架,PSO

表 4 中继节点平均数量

Table 4 Average number of relay nodes

算法	中继节点个数	增加率/%
RDFS-ABC	7.05	0
PSO	8.34	15.47
AHOP	8.00	11.88

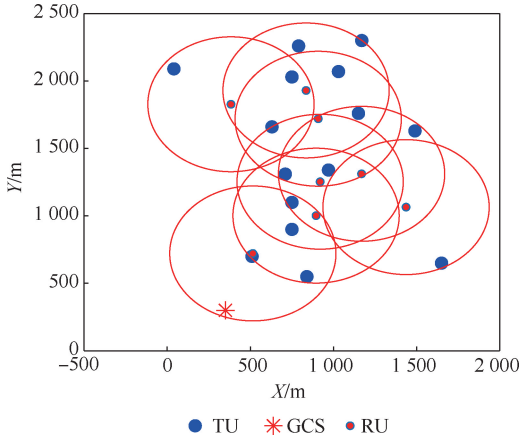


图5 PSO算法中继节点部署图

Fig. 5 Relay node deployment diagram with PSO algorithm

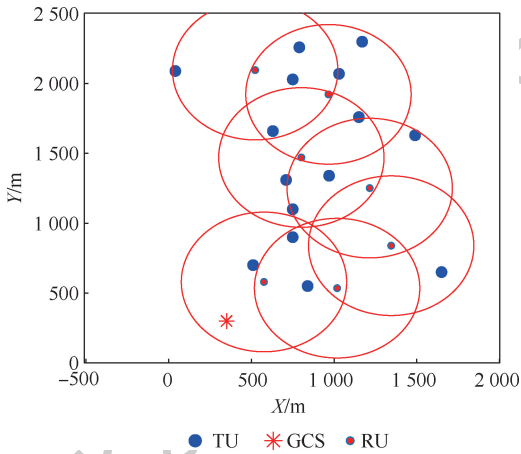


图6 RDFS-ABC算法中继节点部署图

Fig. 6 Relay node deployment diagram with RDFS-ABC algorithm

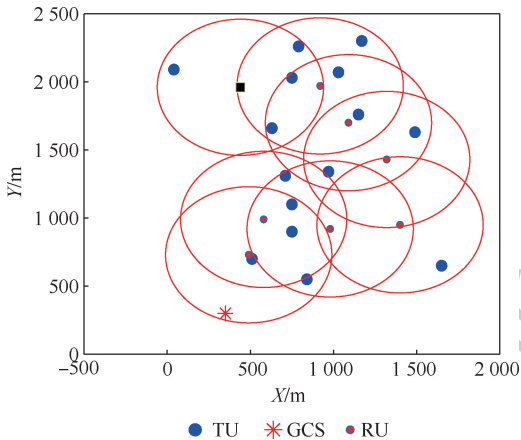


图7 AHOP算法中继节点部署图

Fig. 7 Relay node deployment diagram with AHOP algorithm
算法求解得到的中继无人机数量平均为8.34架,相对于前者中继无人机数量增加了15.47%。AHOP算法求解得到的中继无人机数量平均为8架,相对于RDFS-ABC算法的求解结果增加了11.88%,说明RDFS-ABC算法的求解精度更高。

6 结论

为解决中继无人机部署效率低、部署方案无法满足最少数量要求等问题,提出了一种快速中继无人机部署策略,通过仿真验证了所提出航迹规划算法的有效性及收敛性,主要得到以下结论:

1) 本文提出的中继无人机部署策略可有效解决中继无人机部署问题,且求解得到部署方案实用性更强、效率更高。

2) RDFS算法优化了DFS算法的搜索方式,实现了节点间可行链路的快速搜索,可为解决其他图论问题提供参考。

3) 在ABC算法中引入RDFS算法,并用于求解中继无人机部署问题,可有效提高求解效率。

4) 在后续工作中,可将中继无人机部署问题同无人机集群通信问题相互关联研究。

参考文献 (References)

- [1] OUBBATI O S, LAKAS A, ZHOU F, et al. A survey on position-based routing protocols for flying ad hoc networks (FANETs) [J]. *Vehicle Communications*, 2017, 10: 29-56.
- [2] OUBBATI O S, ATIQUZZAMAN M, LORENZ P, et al. Routing in flying ad hoc networks: Survey, constraints, and future challenge perspectives [J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 81057-81105.
- [3] BEKMEZCI I, SAHINGOZ O K, TEMEL S. Flying ad-hoc networks (FANETs): A survey [J]. *Ad Hoc Networks*, 2013, 11 (3): 1254-1270.
- [4] MARCO M, EDISON F, JOAO L, et al. Using cooperative MIMO techniques wireless sensor networks [C] // 2013 International Conference on Computing Management and Telecommunications, 2013.
- [5] 屈鑫祺. 无人机中继的节能部署算法研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2019.
QU X Q. Research on energy-saving deployment algorithm for UAV relay [D]. Xi'an: Xidian University, 2019 (in Chinese).
- [6] 岳殿武, 孟子琦, 孙玉, 等. 大规模MIMO中继系统基于LoS的等增益传输方案 [J]. *系统工程与电子技术*, 2018, 40 (10): 2340-2347.
YUE D W, MENG Z Q, SUN Y, et al. LoS-based equal gain transmission scheme for massive MIMO relaying systems [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2018, 40 (10): 2340-2347 (in Chinese).
- [7] ZHU L, YAO C H, WANG L. Optimal energy efficiency distributed relay decision in UAV swarms [J]. *Wireless Personal Communications*, 2018, 102 (4): 2997-3008.
- [8] KIM D Y, LEE J W. Topology construction for flying ad hoc networks (FANETs) [C] // 2017 International Conference on Information and Communication Technology Convergence (ICTC). Piscataway: IEEE Press, 2017: 153-157.
- [9] KIM D Y, LEE J W. Joint mission assignment and topology management in the mission-critical FANET [C] // IEEE Inter-

- net of Things Journal. Piscataway: IEEE Press, 2020: 2368-2385.
- [10] 吴高峰,高晓光,符小卫.一种基于多无人机的中继节点布置问题建模与优化方法[J].航空学报,2017,38(11):321195.
WU G F,GAO X G,FU X W. Modeling and optimization method of relay node placement using multi-UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(11):321195 (in Chinese).
- [11] KIM D Y,LEE J W. Joint mission assignment and location management for UAVs in mission-critical flying ad hoc networks [C]//2018 International Conference on Information and Communication Technology Convergence (ICTC). Piscataway: IEEE Press,2018:323-328.
- [12] KIM D Y,LEE J W. Integrated topology management in flying ad hoc networks: Topology construction and adjustment [J]. IEEE Access,2018,6:61196-61211.
- [13] BURDAKOV O,DOHERTY P,HOLMBERG K, et al. Optimal placement of UV-based communications relay nodes [J]. Journal of Global Optimization,2010,48(4):511-531.
- [14] LLOYD E L,XUE G L. Relay node placement in wireless sensor networks [J]. IEEE Transactions on Computers,2007,56(1):134-138.
- [15] 杨正磊,钟文冬,席涛,等.面向应急需求的成像卫星单任务综合规划[J].系统工程与电子技术,2018,40(9):2000-2006.
YANG Z L,ZHONG W D,XI T, et al. Imaging reconnaissance satellites single mission integrated scheduling for emergency requirements [J]. Systems Engineering and Electronics,2018,40(9):2000-2006 (in Chinese).
- [16] KARABOGA D. An idea based on honey bee swarm for numerical optimization [C]//2013 International Conference on Computing, Management and Tececommunications,2013:49-54.

A rapid deployment strategy of relay unmanned aerial vehicle

ZHANG Xiaomeng^{1,2,3}, YANG Sen^{1,2,*}, SONG Xiao², HU Yongjiang¹, LI Wenguang¹

- (1. Department of Unmanned Aerial Vehicle Engineering, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China;
2. School of Cyber Science and Technology, Beihang University, Beijing 100083;
3. Army of 31700 of PLA, Liaoyang 111000, China)

Abstract: In order to solve the problems in mission planning, such as the low deployment efficiency of relay Unmanned Aerial Vehicle (UAV) and the deployment scheme cannot meet the minimum number requirements, a fast relay UAV deployment strategy is proposed. First, according to the task requirements of the least relay nodes, a deployment model based on the least relay nodes is established. Then, the search mode of the depth-first search algorithm is optimized, and the fast search of feasible links between nodes is realized. Finally, the Rapid Depth-First Search (RDFS) algorithm is introduced into the Artificial Bee Colony (ABC) algorithm to solve the deployment scheme of the least relay nodes. The simulation results show that under the same task scale, the solution speed of this strategy is about 53.56% higher than that before improvement, and the number of deployed relay UAVs is reduced by about 11.88% compared with the existing methods.

Keywords: relay UAV; deployment scheme; depth first; minimum nodes; Artificial Bee Colony (ABC)

Received: 2020-06-07; **Accepted:** 2020-08-01; **Published online:** 2020-08-06 08:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1359.007.html

Foundation item: Scientific Research and Innovation Development Fund of Shijiazhuang Campus of Army Engineering University (School Education (2019) No. 71)

* **Corresponding author.** E-mail: 568657132@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0298

混沌麻雀搜索优化算法

吕鑫^{1,2}, 慕晓冬^{1,*}, 张钧², 王震³

(1. 火箭军工程大学 作战保障学院, 西安 710025; 2. 北京遥感设备研究所, 北京 100854;

3. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025)



摘 要: 针对麻雀搜索算法(SSA)在接近全局最优时,种群多样性减少,易陷入局部最优解等问题,提出了一种混沌麻雀搜索优化算法(CSSOA)。首先,通过改进 Tent 混沌序列初始化种群,提高初始解的质量,增强算法的全局搜索能力。其次,引入高斯变异的方法,加强局部搜索能力,提高搜索精度;同时以搜索停滞的解为基础产生 Tent 混沌序列,用此混沌序列对部分陷入局部最优的个体进行混沌扰动,促使算法跳出限制继续搜索。最后,对 12 个基准函数进行仿真实验。结果表明:所提算法能够克服 SSA 易陷入局部最优的缺点,提高算法的搜索精度、收敛速度和稳定性。同时,将 CSSOA 应用到简单图像分割问题,验证了 CSSOA 应用于实际工程问题的可行性。

关键词: 麻雀搜索算法(SSA); Tent 混沌; 高斯变异; 局部最优; 基准函数; 图像分割

中图分类号: TP301.6

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)08-1712-09

群体智能优化算法的中心思想是通过模拟自然界中一些事物或生物的运动及行为规律,搜索分布在一定范围内解空间的最优解^[1]。人们通过蚂蚁、蜜蜂、狼、鲸鱼和鸟类等各种生物的群集行为,提出了许多群体智能优化算法,包括蚁群优化(Ant Colony Optimization, ACO)算法、粒子群优化(Particle Swarm Optimization, PSO)算法、人工蜂群优化(Artificial Bee Colony, ABC)算法、灰狼优化(Grey Wolf Optimization, GWO)算法、鲸鱼优化算法(Whale Optimization Algorithm, WOA)、麻雀搜索算法(Sparrow Search Algorithm, SSA)等。其中, Xue 和 Shen^[2]于 2020 年提出的 SSA 是一种新型群体智能优化算法。由于群体智能优化算法具有实现简单、易于扩充和自组织性等优点,受到越来越多研究者的关注。

SSA 相较于其他群体智能优化算法具有搜索精度高、收敛速度快、稳定性好、鲁棒性强等特点。

然而,SSA 同其他群体智能优化算法一样,当其搜索接近全局最优时,依旧会出现种群多样性减少,易于陷入局部最优等问题。

为改善群体智能优化算法在接近全局最优时,种群多样性减少,易于陷入局部最优等缺陷,很多学者提出了改进。刘明霞等^[3]将混沌算子引入 ACO 算法,提出了一种基于聚度的自适应动态混沌蚁群算法,在增加种群多样性的基础上避免算法陷入局部最优。杨万里等^[4]发现混沌理论可以使 PSO 算法的惯性权重具有混沌搜索能力,从而提出一种基于 Logistic 映射的新型混沌简化 PSO 算法,降低了算法陷入局部最优的能力。董丽凤等^[5]针对 PSO 算法的早熟问题,通过设定种群多样性阈值,以混沌映射为基础更新当前最优个体位置,并以新方式进行优化操作,在算法的收敛速度和寻优精度上均得到提高。韩敏和何泳^[6]将一种带有高斯函数和混沌特性的变异算

收稿日期: 2020-06-28; 录用日期: 2020-08-21; 网络出版时间: 2020-08-31 14:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200831.1319.001.html

* 通信作者。E-mail: wascom4@sina.com

引用格式: 吕鑫, 慕晓冬, 张钧, 等. 混沌麻雀搜索优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1712-1720.

LYU X, MU X D, ZHANG J, et al. Chaos sparrow search optimization algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1712-1720(in Chinese).

子引入 PSO 算法,协助种群跳出局部最优,增强全局搜索能力。文献[7-8]分别将混沌 Logistic 映射和 Tent 映射用于 GWO 算法种群初始化,避免了随机种群的缺点,提高了算法的收敛性。郝晓弘等^[9]提出了一种混合策略改进的 WOA 算法,利用 Tent 映射初始化种群,为全局搜索奠定基础。匡芳君等^[10]为改善 ABC 算法的收敛性能,提出了一种自适应 Tent 混沌搜索的人工蜂群算法,避免算法陷入局部最优。

上述文献对群体智能优化算法的改进在一定程度上避免算法陷入局部最优,提高了搜索能力,但仍存在算法搜索精度不足,开拓能力弱等缺陷。考虑到高斯分布较好的局部搜索能力,以及 Tent 混沌序列遍历均匀、收敛快等特点,提出一种混沌麻雀搜索优化算法(Chaos Sparrow Search Optimization Algorithm, CSSOA)。该算法首先利用 Tent 混沌映射初始化种群,使得初始个体尽可能分布均匀,同时引入高斯变异和混沌扰动,当种群出现“聚集”或者“发散”时对个体进行调整,帮助个体跳出局部最优。本文对 12 个基准函数进行仿真实验,并将其应用到简单图像分割问题,验证了本文算法的可行性和有效性。

1 麻雀搜索算法

SSA 是受麻雀觅食行为和反捕食行为启发而提出的一种新型群体智能优化算法,其仿生学原理如下:

麻雀觅食过程可抽象为发现者-加入者模型,并加入侦察预警机制。发现者本身适应度高,搜索范围广,引导种群搜索和觅食。加入者为获得更好的适应度,跟随发现者进行觅食。同时,加入者为提高自身捕食率,部分加入者会监视发现者以便于进行食物争夺或在其周围进行觅食。而当整个种群面临捕食者的威胁或者意识到危险时,会立即进行反捕食行为。

在 SSA 中,模拟麻雀觅食过程获得优化问题的解。假设在一个 D 维搜索空间中,存在 N 只麻雀,则第 i 只麻雀在 D 维搜索空间中的位置为 $\mathbf{X}_i = [x_{i1}, \dots, x_{id}, \dots, x_{iD}]$, $i = 1, 2, \dots, N$, x_{id} 表示第 i 只麻雀在第 d 维的位置。

发现者一般占到种群的 10% ~ 20%,位置更新公式为

$$x_{id}^{t+1} = \begin{cases} x_{id}^t \cdot \exp\left(\frac{-i}{\alpha T}\right) & R_2 < S_T \\ x_{id}^t + QL & R_2 \geq S_T \end{cases} \quad (1)$$

式中: t 为当前迭代次数; T 为最大的迭代次数; α

为 $(0, 1]$ 之间的均匀随机数; Q 为服从标准正态分布的随机数; L 为大小为 $1 \times d$,元素均为 1 的矩阵; $R_2 \in [0, 1]$ 和 $S_T \in [0.5, 1]$ 分别为预警值和安全值。当 $R_2 < S_T$ 时,种群未发现捕食者的存在或其他危险,搜索环境安全,发现者可广泛搜索,引导种群获取更高的适应度;当 $R_2 \geq S_T$ 时,侦查麻雀发现捕食者,并立即释放危险信号,种群立刻做反捕食行为,调整搜索策略,迅速向安全区域靠拢。

除了发现者,剩余的麻雀均作为加入者,并根据式(2)进行位置更新:

$$x_{id}^{t+1} = \begin{cases} Q \cdot \exp\left(\frac{\mathbf{xw}_d^t - x_{id}^t}{l^2}\right) & i > \frac{n}{2} \\ \mathbf{xb}_d^{t+1} + |x_{id}^t - \mathbf{xb}_d^{t+1}| \mathbf{A}^+ \cdot L & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

原文中式(2)稍有偏差,对其进行修改如下:

$$x_{id}^{t+1} = \begin{cases} Q \cdot \exp\left(\frac{\mathbf{xw}_d^t - x_{id}^t}{l^2}\right) & i > \frac{n}{2} \\ \mathbf{xb}_d^{t+1} + \frac{1}{D} \sum_{d=1}^D (\text{rand}\{-1, 1\}) \cdot |x_{id}^t - \mathbf{xb}_d^{t+1}| & i \leq \frac{n}{2} \end{cases} \quad (3)$$

式中: \mathbf{A} 为 $1 \times D$ 维的矩阵; \mathbf{xw}_d^t 为种群第 t 次迭代时麻雀在第 d 维的最劣位置; \mathbf{xb}_d^{t+1} 为种群第 $t+1$ 次迭代时麻雀在第 d 维的最优位置;当 $i > n/2$ 时,表明第 i 个加入者没有获得食物,处于饥饿状态,适应度较低,为获得更高的能量,需要飞到其他地方进行觅食;当 $i \leq n/2$ 时,第 i 个加入者将在当前最优位置 \mathbf{xb} 附近随机找一个位置进行觅食。

侦察预警的麻雀一般占到种群的 10% ~ 20%,位置更新如下:

$$x_{id}^{t+1} = \begin{cases} \mathbf{xb}_d^t + \beta(x_{id}^t - \mathbf{xb}_d^t) & f_i \neq f_g \\ x_{id}^t + K \left(\frac{x_{id}^t - \mathbf{xw}_d^t}{|f_i - f_w| + e} \right) & f_i = f_g \end{cases} \quad (4)$$

式中: β 为步长控制参数,是服从均值为 0,方差为 1 的正态分布随机数; K 为 $[-1, 1]$ 之间的一个随机数,表示麻雀移动的方向,同时也是步长控制参数; e 为一个极小常数,以避免分母为 0 的情况出现; f_i 为第 i 只麻雀的适应度值; f_g 和 f_w 分别为当前麻雀种群的最优和最差适应度值。当 $f_i \neq f_g$ 时,表明该麻雀正处于种群的边缘,极易受到捕食者攻击;当 $f_i = f_g$ 时,表明该麻雀正处于种群中间,由于意识到捕食者的威胁,为避免被捕食者攻击,及时靠近其他麻雀来调整搜索策略。

2 Tent 混沌及高斯变异

2.1 Tent 混沌

2.1.1 Tent 混沌序列

混沌作为自然界普遍存在的一种非线性现象,因混沌变量具有随机性、遍历性和规律性的特点^[11],被很多学者应用于优化搜索问题,不仅能有效保持种群的多样性,而且有利于算法跳出局部最优,改善全局搜索能力。常见的 Logistic 映射是一种典型的混沌系统,由图 1 可以看出,其在 $[0, 0.05]$ 和 $[0.9, 1]$ 2 个范围的取值概率较高,因此算法寻优速度受 Logistic 遍历不均匀性的影响,寻优效率会降低。单梁等^[12]研究表明, Tent 映射的遍历均匀性和收敛速度均优于 Logistic 映射,并通过严格的数学推理,证明了 Tent 映射可以作为产生优化算法的混沌序列。Tent 映射表达式为

$$z_{i+1} = \begin{cases} 2z_i & 0 \leq z \leq \frac{1}{2} \\ 2(1 - z_i) & \frac{1}{2} < z \leq 1 \end{cases} \quad (5)$$

Tent 映射通过贝努利移位变换后表示为

$$z_{i+1} = (2z_i) \bmod 1 \quad (6)$$

分析发现, Tent 混沌序列中存在小周期,并且存在不稳定周期点。为避免其落入小周期点或不稳定周期点,同时不破坏混沌变量的三大特性,张娜等^[13]在原有的 Tent 映射表达式上引入随机变量 $\text{rand}(0, 1) \times \frac{1}{N_T}$,改进后的表达式为

$$z_{i+1} = \begin{cases} 2z_i + \text{rand}(0, 1) \cdot \frac{1}{N_T} & 0 \leq z \leq \frac{1}{2} \\ 2(1 - z_i) + \text{rand}(0, 1) \cdot \frac{1}{N_T} & \frac{1}{2} < z \leq 1 \end{cases} \quad (7)$$

贝努利变换后的表达式为

$$z_{i+1} = (2z_i) \bmod 1 + \text{rand}(0, 1) \cdot \frac{1}{N_T} \quad (8)$$

式中: N_T 为混沌序列内的粒子个数; $\text{rand}(0, 1)$ 为 $[0, 1]$ 之间的随机数。

根据 Tent 映射的特性,在可行域中产生混沌序列的步骤如下:

步骤 1 随机产生 $(0, 1)$ 内的初值 z_0 , 记 $i = 0$ 。

步骤 2 利用式(8)进行迭代,产生 Z 序列, i 自增 1。

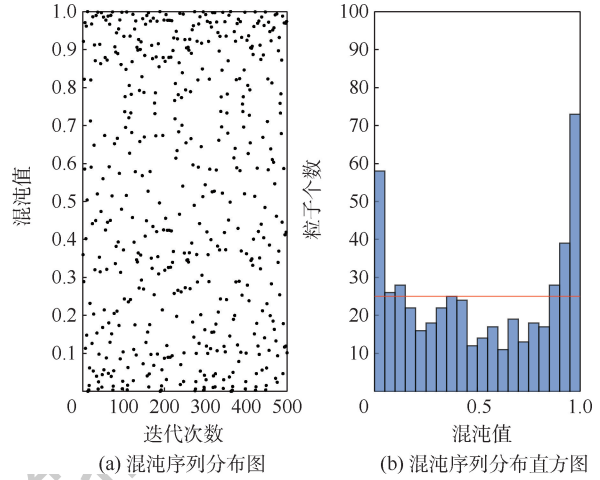


图 1 Logistic 混沌序列分布

Fig. 1 Logistic chaotic sequence distribution

步骤 3 如果迭代达到最大次数,程序运行停止,保存产生的 Z 序列。

2.1.2 Tent 混沌扰动

本文算法引入混沌扰动,避免其陷入局部最优,提高了全局搜索能力和寻优精度。混沌扰动的步骤描述如下^[14]:

步骤 1 应用式(8)产生混沌变量 Z_d 。

步骤 2 将混沌变量载波到待求解问题的解空间:

$$X_{new}^d = d_{min} + (d_{max} - d_{min})Z_d \quad (9)$$

式中: d_{min} 和 d_{max} 分别为第 d 维变量 X_{new}^d 的最小和最大值。

步骤 3 按式(10)对个体进行混沌扰动:

$$X'_{new} = (X' + X_{new})/2 \quad (10)$$

式中: X' 为需要进行混沌扰动的个体; X_{new} 为产生的混沌扰动量; X'_{new} 为混沌扰动后的个体。

2.2 高斯变异

高斯变异来源于高斯分布,具体指在进行变异操作时,用符合均值为 μ , 方差为 σ^2 的正态分布的一个随机数来替代原来的参数值^[15]。变异公式为

$$\text{mutation}(x) = x(1 + N(0, 1)) \quad (11)$$

式中: x 为原来的参数值; $N(0, 1)$ 表示期望为 0, 标准差为 1 的正态分布随机数; $\text{mutation}(x)$ 为高斯变异后的数值。

由正态分布特性可知,高斯变异的重点搜索区域为原个体附近的某个局部区域。高斯分布局部搜索能力强,对具有大量局部极小值的优化问题,有利于算法高效、高精度地找到全局极小值点,同时还提高了本文算法的鲁棒性^[16]。

3 改进麻雀搜索算法

CSSOA 算法引入 Tent 混沌搜索和高斯变异,增加了种群多样性,提高了算法的搜索性能和开拓性能,避免陷入局部最优,其具体实现步骤如下:

步骤 1 初始化,包括种群规模 N ,发现者个数 p_{Num} ,侦察预警的麻雀个数 s_{Num} ,目标函数的维数 D ,初始值的上下界 lb 、 ub ,最大迭代次数 T 或者求解精度 ε 。

步骤 2 应用 2.1.1 节中的 Tent 混沌序列初始化种群,生成 N 个 D 维向量 Z_i ,并将其各分量通过式(9)载波到原问题空间变量的取值范围内。

步骤 3 计算每只麻雀的适应度 f_i ,选出当前最优适应度 f_g 和其所对应的位置 \mathbf{x}_b ,以及当前最劣适应度 f_w 和其所对应的位置 \mathbf{x}_w 。

步骤 4 选取适应度优的前 p_{Num} 个麻雀作为发现者,剩余的作为加入者,并根据式(1)和式(3)更新发现者和加入者的位置。

步骤 5 从麻雀种群中随机选取 s_{Num} 只麻雀进行侦察预警,并根据式(4)更新其位置。

步骤 6 一次迭代完成后,重新计算每只麻雀的适应度值 f_i 和麻雀种群的平均适应度值 f_{avg} 。

1) 当 $f_i < f_{avg}$ 时,表明出现“聚集”现象,按式(11)进行高斯变异,如果比变异之前的个体更优,则用变异后的个体替代变异前的个体,否则保持原个体不变。

2) 当 $f_i \geq f_{avg}$ 时,表明出现“发散”趋势,按 2.1.2 节对个体 i 进行 Tent 混沌扰动,如果扰动后的个体性能更优,则用扰动后的个体替代扰动前的个体,否则保持原个体不变。

步骤 7 根据麻雀种群当前的状态,更新整个种群所经历的最优位置 \mathbf{x}_b 和其适应度 f_g ,以及最差位置 \mathbf{x}_w 和其适应度 f_w 。

步骤 8 判断算法运行是否达到最大迭代次数或者求解精度,若是,循环结束,输出寻优结果;否则返回步骤 4。

4 仿真实验与结果分析

4.1 实验设计与基准函数

为验证 CSSOA 的可行性和优越性,对 12 个不同类型的基准函数进行仿真实验。如表 1 所示,5 个高维单峰函数 $F_1 \sim F_5$,4 个高维多峰函数 $F_6 \sim F_9$,3 个低维多峰函数 $F_{10} \sim F_{12}$ 。通过多种类别基准函数可充分考察 CSSOA 的寻优能力。

表 1 基准函数

Table 1 Benchmark functions

函数类型	基准测试函数	维度	搜索空间	最优值
高维单峰	$F_1(x) = \sum_{i=1}^n x_i^2$	30	$[-100, 100]^n$	0
	$F_2(x) = \sum_{i=1}^n x_i + \prod_{i=1}^n x_i $	30	$[-10, 10]^n$	0
	$F_3(x) = \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^i x_j \right)^2$	30	$[-100, 100]^n$	0
	$F_4(x) = \max_i \{ x_i , 1 \leq i \leq n \}$	30	$[-100, 100]^n$	0
	$F_5(x) = \sum_{i=1}^n ix_i^4 + \text{random}[0, 1)$	30	$[-1.28, 1.28]^n$	0
高维多峰	$F_6(x) = \sum_{i=1}^n -x_i \sin(\sqrt{ x_i })$	30	$[-500, 500]^n$	-418.982 9n
	$F_7(x) = \sum_{i=1}^n [x_i^2 - 10 \cos(2\pi x_i) + 10]$	30	$[-5.12, 5.12]^n$	0
	$F_8(x) = -20 \exp\left(-0.2 \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^2}\right) - \exp\left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \cos(2\pi x_i)\right) + 20 + e$	30	$[-32, 32]^n$	0
	$F_9(x) = \frac{1}{4000} \sum_{i=1}^n x_i^2 - \prod_{i=1}^n \cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right) + 1$	30	$[-600, 600]^n$	0
低维多峰	$F_{10}(x) = \left(\frac{1}{500} + \sum_{j=1}^{25} \frac{1}{j + \sum_{i=1}^2 (x_i - a_{ij})^6} \right)^{-1}$	2	$[-65, 65]^2$	1
	$F_{11}(x) = -\sum_{i=1}^4 c_i \exp\left(-\sum_{j=1}^6 a_{ij} (x_j - p_{ij})^2\right)$	6	$[0, 1]^4$	-3.32
	$F_{12}(x) = -\sum_{i=1}^{10} [(X - a_i)(X - a_i)^T + c_i]^{-1}$	4	$[0, 10]^{10}$	-10.536

4.2 算法性能对比分析

在 Intel(R)Core(TM)i5-4300M CPU@2.50 GHz, 内存 4.00 GB, Windows10 系统和 MATLAB R2015a 下对本文算法进行仿真实验, 并与 PSO、GWO、WOA 和 SSA 算法进行对比。

实验中取种群规模 $N = 30$, 最大迭代次数 $T = 100$, 目标函数的维数 D 和初始值的上下界 ub 和

lb 按照表 1 中各基准函数具体选定, 发现者个数 p_{Num} 和侦察预警的麻雀个数 s_{Num} 均取种群规模的 20%。为避免寻优结果的偶然性, 以及证明 CS-SOA 的稳定性, 选取各基准函数独立运行 30 次的实验结果作为实验数据。针对 12 个基准函数, 将各个算法的平均值和标准差作为最终评价指标, 如表 2 所示, 表中数据加粗表示各函数各指标最优值。

表 2 基准函数优化结果比较

Table 2 Optimization result comparison of benchmark functions

类型	函数	PSO		GWO		WOA		SSA		CSSOA	
		平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差
高维单峰	F_1	5.073	1.718	1.587×10^{-2}	9.820×10^{-3}	3.136×10^{-11}	8.830×10^{-11}	3.757×10^{-24}	2.058×10^{-23}	6.186×10^{-78}	3.195×10^{-77}
	F_2	6.920	2.727	2.516×10^{-2}	9.797×10^{-3}	1.637×10^{-8}	4.417×10^{-8}	1.673×10^{-13}	7.279×10^{-13}	1.745×10^{-40}	4.160×10^{-40}
	F_3	1.429×10^3	6.541×10^2	2.654×10^{-2}	2.405×10^2	1.019×10^5	2.836×10^4	6.526×10^{-14}	3.313×10^{-13}	3.292×10^{-65}	1.283×10^{-64}
	F_4	5.159	1.412	1.503	6.449×10^{-1}	6.399×10	2.410×10	6.980×10^{-16}	3.278×10^{-15}	5.188×10^{-39}	2.247×10^{-38}
	F_5	1.271×10	9.092	1.935×10^{-2}	8.231×10^{-3}	1.579×10^{-2}	1.533×10^{-2}	4.250×10^{-3}	4.383×10^{-3}	7.229×10^{-4}	6.384×10^{-4}
高维多峰	F_6	-3.211×10^3	4.485×10^2	-5.466×10^3	9.532×10^2	-9.034×10^3	1.675×10^3	-8.513×10^3	6.873×10^2	-1.109×10^4	7.128×10^2
	F_7	1.896×10^2	4.051×10^1	4.288×10^1	1.779×10	3.923×10^{-1}	1.271	2.266×10^2	3.867×10	0	0
	F_8	3.035	3.845×10^{-1}	2.553×10^{-2}	9.419×10^{-3}	4.154×10^{-7}	6.556×10^{-7}	1.480×10^{-15}	1.885×10^{-15}	8.882×10^{-16}	0
低维多峰	F_9	2.977×10^1	8.579	2.474×10^{-1}	1.233×10^{-1}	8.940×10^{-2}	2.365×10^{-1}	4.736×10	5.372×10	0	0
	F_{10}	3.565	2.217	5.700	4.123	3.396	2.921	5.552	5.217	1.164	5.265×10^{-1}
	F_{11}	-3.274	5.924×10^{-2}	-3.228	8.406×10^{-2}	-3.190	8.603×10^{-2}	-3.267	6.033×10^{-2}	-3.306	4.111×10^{-2}
	F_{12}	-8.554	3.376	-9.778	2.227	-5.023	2.705	-7.647	2.738	-1.054 × 10	1.281×10^{-5}

表 2 的实验结果表明, 对于高维单峰函数 $F_1 \sim F_4$, CSSOA 无论是在寻优稳定性还是寻优精度上都比其他 4 种算法有极大的提升, 且 CSSOA 多次寻优的平均值和标准差相较于其他 4 种算法均提升了 23 个数量级以上; 而对于函数 F_5 , 虽然 CSSOA 的寻优性能提升不明显, 但寻优结果和稳定性仍优于其他 4 种算法。对于高维多峰函数 F_7 和函数 F_9 , CSSOA 均能有效跳出局部最优, 稳定找到全局最优解, 鲁棒性强; 对于函数 F_6 , CS-SOA 寻优性能提升不明显; 对于函数 F_8 , CSSOA 寻优性能提升不大, 但其多次寻优的标准差为 0, 因此具有较强的稳定性。对于低维函数 $F_{10} \sim F_{12}$, 虽然 CSSOA 多次寻优的平均值和标准差相较于其他 4 种算法提升不高, 但是 CSSOA 的寻优精度较高, 且由 CSSOA 多次寻优的标准差可以看出, CS-SOA 寻优的稳定性均明显优于其他 4 种算法。

实时性作为评价算法的重要指标, 表 3 给出了各算法在 30 次独立运行下的平均迭代次数和平均运行时间。分别将表 2 中函数 $F_1 \sim F_{12}$ 的标准差量级作为算法求解精度 ε (F_6 取 0.001), 当算法寻优过程中前后 2 次结果差值的量级小于 ε 时终止迭代。以函数 F_1 为例, 从表 3 可以看出, CSSOA 的平均迭代次数较 PSO、GWO 和 WOA 均

减少了 94.00%, 较 SSA 减少了 93.68%, 平均运行时间较 PSO、GWO、WOA 和 SSA 分别提高了 36.51%、65.81%、89.04%、82.74%, 故 CSSOA 寻优过程的实时性表现良好。

为了反映 CSSOA 的动态收敛特性, 图 2 给出了 12 个基准函数在 5 种优化算法下的收敛曲线。对于函数 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 、 F_7 、 F_9 , CSSOA 在收敛速度和寻优精度上都明显优于其他 4 种算法, 且迭代前期的搜索性能和迭代末期的开拓性能也都优于其他 4 种算法, 表明 CSSOA 在保证开拓能力的同时也能充分保证搜索能力, 不失种群多样性和寻优稳定性。对于函数 F_5 、 F_{10} 、 F_{12} , CSSOA 的收敛速度也均优于其他 4 种算法, 虽然在末期有陷入局部最优的趋势, 但是由于引入了高斯变异和 Tent 混沌扰动, 种群能够有效地跳出局部最优, 得到较好的寻优精度。对于函数 F_6 , 多次寻优的标准差高于 PSO 和 SSA, 稳定性略差, 但从平均值可以看出, SSA 可有效收敛到全局最优解, 而其他 4 种算法则容易陷入局部最优。对于函数 F_8 , CS-SOA 和 SSA 收敛结果相近, 但可以看出 CSSOA 收敛速度明显比 SSA 快。对于函数 F_{11} , 5 种算法最终都趋于平稳, 但 CSSOA 在寻优精度上仍优于其他 4 种算法。

表 3 基准函数的优化结果比较

Table 3 Optimization result comparison of benchmark functions

函数	PSO		GWO		WOA		SSA		CSSOA	
	迭代次数	时间/s	迭代次数	时间/s	迭代次数	时间/s	迭代次数	时间/s	迭代次数	时间/s
F_1	100	0.033	100	0.061	100	0.190	95	0.128	6	0.021
F_2	100	0.024	100	0.048	100	0.185	100	0.118	6	0.011
F_3	100	0.193	100	0.225	100	0.351	100	0.417	7	0.054
F_4	100	0.033	100	0.058	100	0.192	100	0.137	6	0.018
F_5	100	0.035	100	0.061	100	0.192	100	0.139	4	0.014
F_6	100	0.027	100	0.045	100	0.184	100	0.121	3	0.011
F_7	100	0.036	100	0.068	100	0.196	42	0.067	5	0.024
F_8	100	0.042	100	0.068	100	0.199	100	0.151	6	0.023
F_9	100	0.049	100	0.073	100	0.206	41	0.066	5	0.017
F_{10}	77	0.177	89	0.227	69	0.173	100	0.480	5	0.040
F_{11}	82	0.036	85	0.055	98	0.087	100	0.174	9	0.027
F_{12}	97	0.080	100	0.106	100	0.120	100	0.230	4	0.019

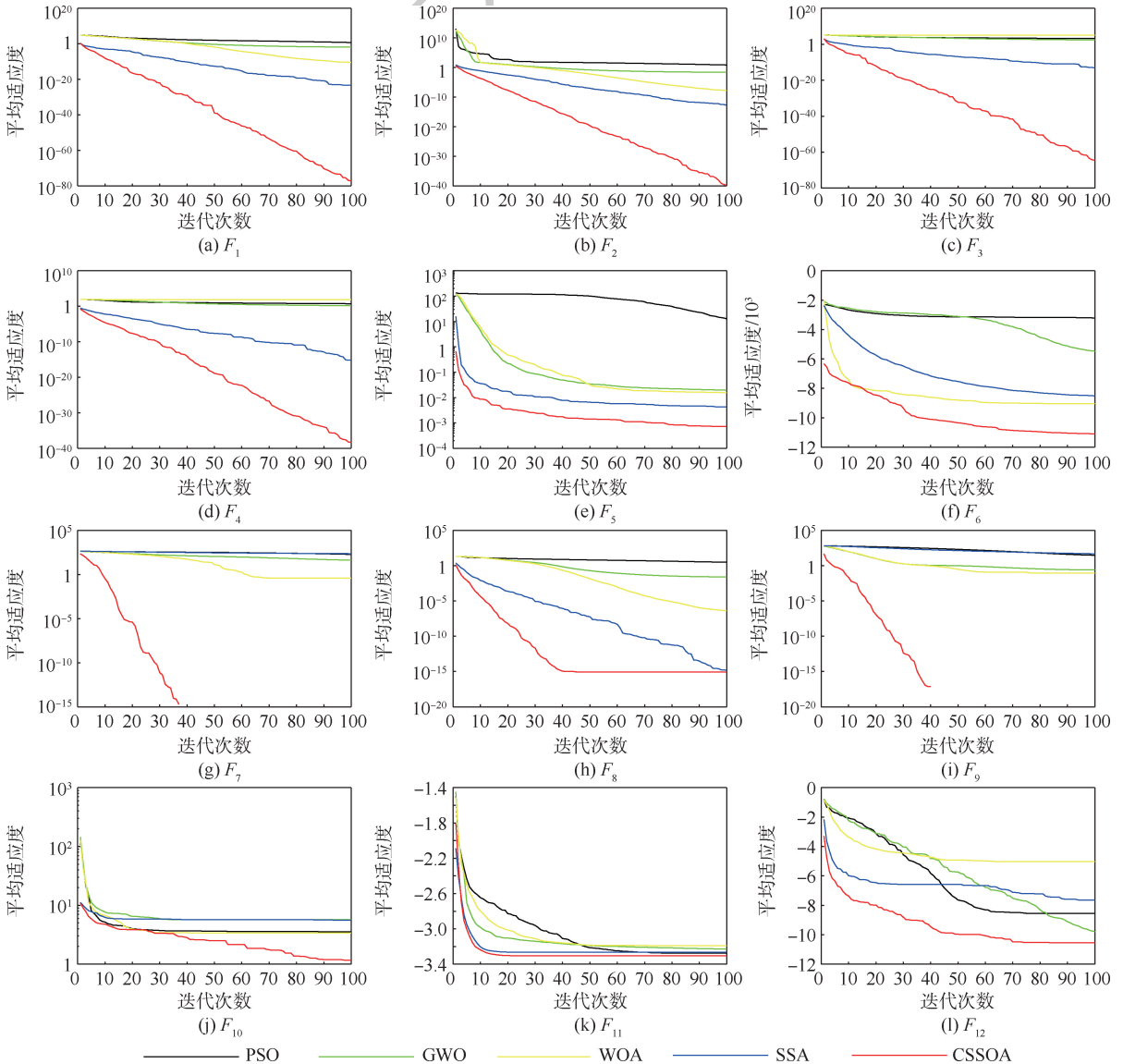


图 2 5 种算法在基准函数上的收敛曲线比较

Fig. 2 Comparison of convergence curves of 5 algorithms obtained on benchmark functions

综上所述, CSSOA 对 12 个基准测试函数的寻优性能提升明显, 且稳定性好、鲁棒性强, 特别是函数 $F_1 \sim F_4$, CSSOA 的寻优性能相较其他 4 种算法高出 20 个数量级, 优势明显; 同时, CSSOA 的收敛速度明显优于其他 4 种算法, 且实时性表现良好, 能够有效避免陷入局部最优, 寻优精度高、搜索能力强, 由此证明了 CSSOA 的可行性和优越性。

5 CSSOA 在工程问题中的应用

本节采用实际工程中常见的图像分割问题对 CSSOA 应用于实际工程问题的可行性进行检验。

大津法 (Otsu) 作为一种图像二值化处理的高效算法, 指的是将原图像分为前景图像和背景图像, 并将类间方差作为衡量分割阈值的标准, 使得类间方差最大的分割阈值即为最佳阈值。本节采取类间方差作为 CSSOA 的适应度函数, 数学表达式为

$$\text{fitness} = w_0 w_1 (\mu_0 - \mu_1)^2 \tag{12}$$

式中: w_0 为前景像素占整幅图像的比例; μ_0 为其平均灰度; w_1 为背景像素占整幅图像的比例; μ_1 为其平均灰度。

CSSOA 进行图像阈值分割, 即找到一个最优解 (麻雀位置), 使得适应度函数取得最大值, 并利用该解对图像进行二值分割。初始化种群规模 $N = 20$, 最大迭代次数 $T = 100$, 目标函数的维数 $D = 1$, 初始值的上界 $ub = 255$, 下界 $lb = 0$, 对 2 幅标准测试图像和 SSDD 数据集^[17] 中的 2 幅舰船 SAR 图像分别进行 30 次阈值分割, 得到分割阈值的最大值、最小值、平均值和标准差, 如表 4 所示。

通过枚举法求得 4 幅图像的最佳一维 Otsu 阈值依次是 117、89、123 和 124, 然后将 CSSOA 与 Otsu 的分割结果进行比较, 如图 3、图 4 所示。

表 4 数据表明, CSSOA 图像分割阈值稳定分布在最佳一维 Otsu 阈值周围, 收敛效果明显。由图 3 和图 4 可以直观看出, CSSOA 可以得到和 Otsu 相似的分割结果。由此验证了 CSSOA 应用到实际工程问题的可行性, 为下一步研究奠定了基础。

表 4 图像分割阈值

Table 4 Image segmentation threshold

类型	图像	最大值	最小值	平均值	标准差
标准测试图像	Lena	118	116	117.033	0.490
	Man	91	88	89.067	0.450
舰船 SAR 图像	图像 1	124	121	123.067	0.583
	图像 2	126	124	125.100	0.403



图 3 标准测试图像分割结果

Fig. 3 Segmentation results of standard test image

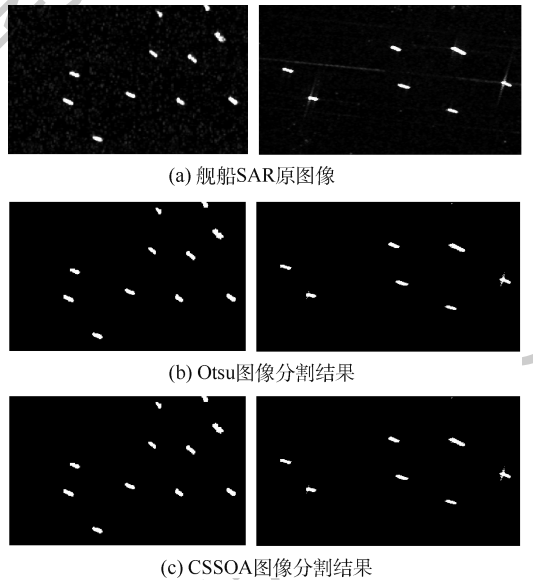


图 4 舰船 SAR 图像分割结果

Fig. 4 Segmentation results of ship SAR image

6 结论

1) CSSOA 寻优性能提升明显。例如 CSSOA 在 12 个基准测试函数的寻优结果均优于其他 4 种优化算法, 且对部分函数的性能提升达到 20 个数量级以上。

2) CSSOA 寻优精度高, 具有优良的开拓能力。引入高斯变异和 Tent 混沌扰动, 丰富了种群多样性, 避免 CSSOA 陷入局部最优, 增强了算法的全局搜索能力。

3) CSSOA 具有良好的稳定性, 鲁棒性强。CSSOA 在 12 个基准测试函数上多次寻优的标准差普遍低于其他 4 种算法的标准差, 且在 1 个数量级以上, 寻优结果稳定。

4) CSSOA 收敛速度快、搜索能力强, 且表现出良好的实时性。从 CSSOA 的收敛曲线直观看出其收敛速度明显优于其他 4 种算法, 同时平均

迭代次数和平均运行时间也反映了 CSSOA 较其他传统算法更优异的实时性表现。

CSSOA 的研究还在初始阶段,后续考虑将其应用到实际工程问题中,如图像分割、旅行商问题、人脸识别等,并结合具体问题进一步优化算法性能,检验 CSSOA 在实际工程问题中的有效性。

参考文献 (References)

- [1] 王龙龙. 基于改进鸟群算法在图像分割中的应用[D]. 赣州:江西理工大学,2019:5.
WANG L L. Application of improved bird group algorithm in image segmentation[D]. Ganzhou: Jiangxi University of Science and Technology, 2019:5 (in Chinese).
- [2] XUE J K, SHEN B. A novel swarm intelligence optimization approach: Sparrow search algorithm[J]. Systems Science & Control Engineering, 2020, 8(1): 22-34.
- [3] 刘明霞,游晓明,刘升. 基于聚度的自适应动态混沌蚁群算法[J]. 计算机工程与应用, 2019, 55(3): 15-22.
LIU M X, YOU X M, LIU S. Adaptive dynamic chaotic ant colony algorithm based on degree of aggregation[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(3): 15-22 (in Chinese).
- [4] 杨万里,周雪婷,陈孟娜. 基于 Logistic 映射的新型混沌简化 PSO 算法[J]. 计算机与现代化, 2019(12): 15-20.
YANG W L, ZHOU X T, CHEN M N. New chaotic simplified particle swarm optimization algorithm based on logistic mapping[J]. Computer and Modernization, 2019(12): 15-20 (in Chinese).
- [5] 董丽凤,陈阳,巫光福. 动态学习混沌映射的粒子群算法[J]. 计算机应用研究, 2019, 36(5): 1319-1322.
DONG L F, CHEN Y, WU G F. Chaotic mapping particle swarm optimization algorithm based on variable learning factors[J]. Application Research of Computers, 2019, 36(5): 1319-1322 (in Chinese).
- [6] 韩敏,何泳. 基于高斯混沌变异和精英学习的自适应多目标粒子群算法[J]. 控制与决策, 2016, 31(8): 1372-1378.
HAN M, HE Y. Adaptive multi-objective particle swarm optimization with Gaussian chaotic mutation and elite learning[J]. Control and Decision, 2016, 31(8): 1372-1378 (in Chinese).
- [7] IBRAHIM R A, ELAZIZ M A, LU S F. Chaotic opposition-based grey-wolf optimization algorithm based on differential evolution and disruption operator for global optimization[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 108: 1-27.
- [8] TENG Z J, LV J L, GUO L W. An improved hybrid grey wolf optimization algorithm[J]. Soft Computing, 2019, 23(15): 6617-6631.
- [9] 郝晓弘,宋吉祥,周强,等. 混合策略改进的鲸鱼优化算法[J]. 计算机应用研究, 2020, 37(12): 108-112.
HAO X H, SONG J X, ZHOU Q, et al. Improved whale optimization algorithm based on hybrid strategy[J]. Application Research of Computers, 2020, 37(12): 108-112 (in Chinese).
- [10] 匡芳君,徐蔚鸿,金忠. 自适应 Tent 混沌搜索的人工蜂群算法[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(11): 1502-1509.
KUANG F J, XU W H, JIN Z. Artificial bee colony algorithm based on self-adaptive tent chaos search[J]. Control Theory & Application, 2014, 31(11): 1502-1509 (in Chinese).
- [11] LIU L F, SUN S Z, YU H Y, et al. A modified fuzzy C-means (FCM) clustering algorithm and its application on carbonate fluid identification[J]. Journal of Applied Geophysics, 2016, 129: 28-35.
- [12] 单梁,强浩,李军,等. 基于 Tent 映射的混沌优化算法[J]. 控制与决策, 2005, 20(2): 179-182.
SHAN L, QIANG H, LI J, et al. Chaotic optimization algorithm based on Tent map[J]. Control and Decision, 2005, 20(2): 179-182 (in Chinese).
- [13] 张娜,赵泽丹,包晓安,等. 基于改进的 Tent 混沌万有引力搜索算法[J]. 控制与决策, 2020, 35(4): 893-900.
ZHANG N, ZHAO Z D, BAO X A, et al. Gravitational search algorithm based on improved Tent chaos[J]. Control and Decision, 2020, 35(4): 893-900 (in Chinese).
- [14] 江铭炎,袁东风. 人工蜂群算法及其应用[M]. 北京:科学出版社, 2014: 110-113.
JIANG M Y, YUAN D F. Artificial bee colony algorithm and its application[M]. Beijing: Science Press, 2014: 110-113 (in Chinese).
- [15] 王晓慧,刘雪英,白梅花. 引入高斯变异和最速下降算子的人口迁移算法[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(20): 57-60.
WANG X H, LIU X Y, BAI M H. Population migration algorithm with Gaussian mutation and the steepest descent operator[J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(20): 57-60 (in Chinese).
- [16] RUDOLPH G. Local convergence rates of simple evolutionary algorithms with Cauchy mutations[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1997, 1(4): 249-258.
- [17] 李健伟,曲长文,彭书娟,等. 基于卷积神经网络的 SAR 图像舰船目标检测[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(9): 1953-1959.
LI J W, QU C W, PENG S J, et al. Ship detection in SAR images based on convolutional neural network[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(9): 1953-1959 (in Chinese).

Chaos sparrow search optimization algorithm

LYU Xin^{1,2}, MU Xiaodong^{1,*}, ZAHNG Jun², WANG Zhen³

(1. Operational Support Academy, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Beijing Institute of Remote Sensing Equipment, Beijing 100854, China;

3. Missile Engineering College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: Aimed at the problem that when the Sparrow Search Algorithm (SSA) is close to the global optimum, the population diversity decreases, and it is easy to fall into the local optimal solution. A Chaotic Sparrow Search Optimization Algorithm (CSSOA) is proposed. Firstly, the population was initialized by improving the Tent chaotic sequence, the quality of the initial solution was improved, and the global search ability of the algorithm was strengthened. Secondly, the method of Gaussian mutation was introduced to strengthen the local search ability and improve the search accuracy. At the same time, a Tent chaotic sequence was generated based on the search stagnation solution, and this chaotic sequence was used to chaotically disturb some individuals who were partially trapped in the local optimum, prompting the algorithm to jump out of the limit and continue the search. Finally, through simulations of 12 benchmark functions, the results show that the proposed algorithm can overcome the shortcomings of SSA being easily trapped in local optimum, and improve the search accuracy, convergence speed and stability of the algorithm. Meanwhile, CSSOA is applied to the simple image segmentation problem, which verifies the feasibility of applying CSSOA to practical engineering problems.

Keywords: Sparrow Search Algorithm (SSA); Tent chaos; Gaussian mutation; local optimum; benchmark function; image segmentation

《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47卷第8期 2021年8月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.8 August 2021

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinpings

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号: $\frac{\text{ISSN } 1001-5965}{\text{CN } 11-2625/V}$

国内定价: 50.00元/期

ISSN 1001-5965

