



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2020-06

Vol.46 No.6

目 次

幅度调制稳态听觉刺激脑电信号响应及选择性注意力分析 郑德智, 贾弘茹, 姜凤敏, 朱美意, 那睿, 张帅磊 (1045)

基于 MPC 导引律的 AUV 路径跟踪和避障控制 姚绪梁, 王晓伟 (1053)

基于反馈线性化的 MSCMG 转子稳定控制 汤继强, 隗同坤, 宁梦月, 崔旭 (1063)

基于锂离子电池温降指数的细水雾添加剂筛选方法 张青松, 罗星娜, 程相静, 白伟 (1073)

基于压敏漆的多羽流气动效应试验研究 吴靖, 蔡国飙 (1080)

基于 GPS 多星三频数据融合的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法 孙波, 梁勇, 汉牟田, 杨磊, 荆丽丽, 洪学宝 (1089)

基于 CIDBN 的战术活动识别模型及在线精确推理 国海峰, 刘宏强, 莊炎龙, 杨海燕 (1097)

翼伞充气过程的流固耦合方法数值仿真 张思宇, 余莉, 刘鑫 (1108)

湿热环境对 CCF800/环氧挖补板拉压性能的影响 张婕, 程小全, 程羽佳, 冯振宇 (1116)

不同速度运动汽车的磁异信号研究与探测 王尧, 邵建达, 胡国行, 刘晓凤, 张恺馨 (1125)

火卫一周期准卫星轨道及入轨分析 吴晓杰, 王悦, 徐世杰 (1133)

基于解耦优化和环流 APF 的多平台协同攻击任务规划 贾正荣, 卢发兴, 王航宇 (1142)

基于 BP-GIS 的京津冀碳钢土壤腐蚀速率地图研究 李敬洋, 王震, 陈怡, 祁俊峰, 杨斌 (1151)

基于扩张状态观测器的泵控电液伺服系统滑模控制 郭新平, 汪成文, 刘华, 张震阳, 吉鑫浩, 赵斌 (1159)

六自由度压电隔振平台面向控制的模态分析与动力学建模 于帅彪, 张臻, 周克敏 (1169)

一种基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法 刘阳, 李怀建, 杜小菁 (1177)

基于改进型 YOLO 算法的遥感图像舰船检测 王奎坤, 姜宏旭, 林珂玉 (1184)

一种基于 PCA 的面向对象多尺度分割优化算法 蒋晨琛, 霍宏涛, 冯琦 (1192)

管制-飞行状态相依网络模型及特性分析 李昂, 聂党民, 温祥西, 王泽坤 (1204)

武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略 胡诤哲, 李向东, 周兰伟, 陈兴 (1214)

基于 FRFT 的多分量 LFM 信号检测与参数估计方法 宋耀辉, 黄仰超, 张衡阳, 秦智康, 高维廷 (1221)

基于线性编码补偿方法的非固定丢包率下的分布式融合估计器 韩旭, 赵国荣, 王康 (1229)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 192 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 22 * 2020-06

(编辑 张 嵘 张欣蔚 孙 芳 王艳梅 贺 伟)

CONTENTS

EEG based amplitude-modulated auditory steady-state response and auditory selective attention analysis
..... ZHENG Dezhi, JIA Hongru, JIANG Fengmin, ZHU Meiyi, NA Rui, ZHANG Shuailei (1045)

Path following and obstacle avoidance control of AUV based on MPC guidance law
..... YAO Xuliang, WANG Xiaowei (1053)

Stable control of MSCMG rotor based on feedback linearization
..... TANG Jiqiang, WEI Tongkun, NING Mengyue, CUI Xu (1063)

Method for screening fine water mist additive based on temperature drop index of lithium-ion battery
..... ZHANG Qingsong, LUO Xingna, CHENG Xiangjing, BAI Wei (1073)

Experimental research on aerodynamic force effect of multiple plumes based on pressure-sensitive paint technique
..... WU Jing, CAI Guobiao (1080)

A method for GNSS-IR soil moisture inversion based on GPS multi-satellite and triple-frequency data fusion
..... SUN Bo, LIANG Yong, HAN Mutian, YANG Lei, JING Lili, HONG Xuebao (1089)

Tactical activity recognition model and online accurate inference based on CIDBN
..... GUO Haifeng, LIU Hongqiang, ZHUANG Yanlong, YANG Haiyan (1097)

Numerical simulation of parafoil inflation process based on fluid-structure interaction method
..... ZHANG Siyu, YU Li, LIU Xin (1108)

Effect of hygrothermal environment on tensile and compressive properties of CCF800/epoxy scarf-repaired laminates
..... ZHANG Jie, CHENG Xiaoquan, CHENG Yujia, FENG Zhenyu (1116)

Research and detection of magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds
..... WANG Yao, SHAO Jianda, HU Guohang, LIU Xiaofeng, ZHANG Kaixin (1125)

Periodic quasi-satellite orbits around Phobos and their injections
..... WU Xiaojie, WANG Yue, XU Shijie (1133)

Multi-platform cooperative task planning with decoupling optimization and circulating APF
..... JIA Zhengrong, LU Faxing, WANG Hangyu (1142)

Beijing-Tianjin-Hebei carbon steel soil corrosion rate map based on BP-GIS
..... LI Jingyang, WANG Zhen, CHEN Yi, QI Junfeng, YANG Bin (1151)

Extended-state-observer based sliding mode control for pump-controlled electro-hydraulic servo system
..... GUO Xinping, WANG Chengwen, LIU Hua, ZHANG Zhenyang, JI Xinhao, ZHAO Bin (1159)

Control-oriented modal analysis and dynamic modeling for six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform
..... YU Shuaibiao, ZHANG Zhen, ZHOU Kemin (1169)

A roll angle estimation method using GPS based on adaptive filter
..... LIU Yang, LI Huaijian, DU Xiaojing (1177)

Remote sensing image ship detection based on modified YOLO algorithm
..... WANG Xikun, JIANG Hongxu, LIN Keyu (1184)

An object-oriented multi-scale segmentation optimization algorithm based on PCA
..... JIANG Chenchen, HUO Hongtao, FENG Qi (1192)

Control-aircraft state interdependent network model and characteristic analysis
..... LI Ang, NIE Dangmin, WEN Xiangxi, WANG Zekun (1204)

Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition
..... HU Zhengzhe, LI Xiangdong, ZHOU Lanwei, CHEN Xing (1214)

Multicomponent LFM signal detection and parameter estimation method based on FRFT
..... SONG Yaohui, HUANG Yangchao, ZHANG Hengyang, QIN Zhikang, GAO Weiting (1221)

A decentralized fusion estimator using linear coding compensation method with non-fixed dropout rates
..... HAN Xu, ZHAO Guorong, WANG Kang (1229)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0381

幅度调制稳态听觉刺激脑电信号响应及 选择性注意力分析



郑德智¹, 贾弘茹¹, 姜凤敏^{2,*}, 朱美意¹, 那睿¹, 张帅磊¹

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083; 2. 中国人民大学附属中学, 北京 100080)

摘 要: 闭锁症患者不能自主控制眼球运动, 无法使用视觉刺激脑-机接口 (BCI) 技术实现意识交流, 听觉刺激脑-机接口技术不受视觉限制, 可实现这类患者的意识交流, 具有重要意义。首先, 对不同受试者在幅度调制频率变化的听觉诱发刺激下的响应特征进行研究, 获得人体大脑听觉通频带的幅频特性。然后, 基于受试者的听觉通频带频率特征, 设计了全新的听觉选择注意力实验范式, 选择响应幅值较强的刺激频率作为受试者的刺激频率, 并提出了改进的空间相干脑电 (EEG) 信号解算方法, 提高了算法的鲁棒性, 获得了相对更高的准确率, 受试者通过注意力选择实现脑-机接口的二分类控制。实验获得了不同受试者的大脑听觉通频带频率特征, 得到了人体大脑在 35 ~ 94 Hz 调制频率范围内的听觉幅频特性曲线, 发现了响应幅值在 35 ~ 44 Hz 调制频率范围最强。利用改进的空间相干算法, 将提出的基于通频带特征的实验范式和固定频率组合的实验范式进行比较, 由 3 名受试者的对比实验表明, 所提实验范式和改进的空间相干算法获得了更高的准确率。

关键词: 听觉脑-机接口 (BCI); 听觉稳态反应; 听觉选择性注意; 空间相干; 听觉通频带

中图分类号: R318.04

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1045-08

对于“闭锁状态”患者来说, 他们虽然脑功能正常却患有严重的运动功能障碍, 虽有正常的意识活动, 却无法与外界交流。脑-机接口 (Brain-Computer Interface, BCI) 技术是一种不依赖于外周神经和肌肉, 与大脑直连的通信接口技术^[1], 它的发展为这类病人提供了便利。

虽然目前稳态视觉诱发脑-机接口技术发展比较成熟, 但根据资料显示^[2], 一部分闭锁综合征患者到后期会出现视力减退、光反应迟钝、瞳孔缩小等症状。这会使他们失去对眼球的自主控制

能力, 从而不能在视觉脑-机接口任务中执行“凝视”的操作任务。然而, 这类患者的听觉能力并不会受到影响。在这种情况下, 近十年来, 听觉刺激范式的脑-机接口成为了国内外多个小组的研究热点^[3]。可从听觉的角度弥补视觉困扰的患者的限制。

听觉选择性注意 (Auditory Selective Attention, ASA) 是指抵抗分散注意力的刺激, 并关注确定刺激的相关信息的能力^[4]。基于听觉选择性注意的脑-机接口技术研究, 解决了不能自

收稿日期: 2019-07-09; 录用日期: 2019-09-27; 网络出版时间: 2019-10-12 08:54

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191011.1638.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61873021); 航空科学基金 (20185651020); 中央高校基本科研业务费专项资金-北航青年拔尖人才资助计划; 全国教育科学规划教育部重点课题 (DHA160356); 国家重大科学仪器设备开发专项 (2014YQ350461)

* 通信作者. E-mail: Jiangfengmin@rdzf.cn

引用格式: 郑德智, 贾弘茹, 姜凤敏, 等. 幅度调制稳态听觉刺激脑电信号响应及选择性注意力分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1045-1052. ZHENG D Z, JIA H R, JIANG F M, et al. EEG based amplitude-modulated auditory steady-state response and auditory selective attention analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1045-1052 (in Chinese).

主控制眼球运动的患者与计算机的交互问题,而且听觉任务是人的固有认知任务,不需要进行大量的训练。Wolpaw等^[5]的研究表明,可以运用听觉稳态诱发反应(Auditory Steady State Response, ASSR)进行听觉选择性注意的研究,在注意力集中时,诱发的响应会增强。Lopez等^[6]研究了选择性注意是否会调制ASSR,将调幅频率为38 Hz和42 Hz的调制音的2个刺激同时作用于两侧耳朵,根据监视器上的提示,受试者将注意力只集中在左耳或者不注意两侧的声音,最终表现为在注意左侧声音时, α 波与38 Hz去同步,当不注意时, α 波与38 Hz同步,而42 Hz的频谱功率不会发生变化,这表明选择性注意力可以调节ASSR。

ASSR是由调制信号引起的,反应信号和刺激信号具有相位锁定关系的听觉诱发反应电位。在音频信号的传输过程中,需要发送的数据频率是低频的。如果按照本身的数据频率直接传输,不利于人耳的接收。使用载波传输,可以将低频的数据信号加载到高频的载波信号上^[7]。ASSR最常使用的是正弦幅度调制音调的稳态刺激,刺激声音包含载波频率和调制频率^[8]。同一受试者对不同调制频率刺激下产生的响应频率的幅度是不同的,不同的个体对于同一个刺激也可能产生不同的响应效果。因此,在研究ASSR实验范式之前,先研究幅度调制频率变化刺激的ASSR响应趋势是很有必要的。Picton等^[9]于2003年将不同作者采集的不同调制频率段的ASSR响应收集整合,绘制成图。不过他们整合所用到的数据实验条件不同(载波不同,声音强度不同),受试者不同,有的数据还因为时频域分析方法的的不同乘以了一定的比例系数。

一些研究者的工作已经说明了利用听觉选择性注意调制进行脑-机接口的可行性。东京农工大学的Higashi等^[10]将35 Hz和60 Hz的调制信号分别叠加在500 Hz的正弦载波上进行幅度调制,调制信号分别通过左耳和右耳呈现给受试者,受试者通过将注意力集中在左耳或右耳的声音上以达到脑电(EEG)信号分类的效果。韩国延世大学的Kim等^[11]将2种不同的纯音序列分别加上37 Hz和43 Hz的调制频率,再分别从左右2个方向的扩音器呈现给受试者,由此设计了第一个在线稳态听觉诱发分类脑-机接口。2012年,Hill和Schlkopf^[12]利用oddball刺激进行听觉注意力选择研究,受试者两耳被同时呈现2种独立的听觉oddball刺激。同时该团队还对不同听觉刺激的选择性注意进行了研究,比较了听觉事件相关

电位和ASSR对脑-机接口性能的影响。同年,Lopez-Gordo等^[13]采用人的声音设计了两耳分听的听觉脑-机接口的实验范式,健康的受试者可以达到平均1.5 bit/min的信息传输率。

此外,近5年也出现一些针对范式处理方法的研究。2014年,维科萨联邦大学的Bonato等^[14]提出了用空间相干的算法处理听觉选择性分类的实验范式,获得了一定的效果。2017年,伊朗学者Haghighi等^[15]提出了一种用多级自适应小波去噪的方法,提取40 Hz听觉稳态周期信号,并采用改进的模糊聚类算法对听觉稳态信号进行聚类分析。同年,韩国科学技术院的Kaongoen和Jo^[16]设计了一个结合听觉稳态响应ASSR和听觉P300的混合听觉脑-机接口范式,该范式同时向受试者呈现具有不同音调和幅度调制频率的听觉刺激,获得了比单独ASSR范式更好的效果。

本文旨在研究同一个人在相同实验条件下仅由幅度调制频率变化时,ASSR的响应趋势,并在得到响应趋势的基础上,考虑到个体差异性,对不同受试者选择更适合他们做分类的2个调制频率进行听觉选择性注意实验,并对结果进行分析。

1 实验及方法

1.1 调制频率刺激变化的ASSR响应趋势实验

1.1.1 受试者和数据获取

共6名年龄在20~25岁的成年男性参加了调幅音刺激调制频率变化下的听觉响应通频带实验(以下简称听觉通频带实验)。这些受试者均无神经病史或心理症状,听觉正常,并且都为右利手。实验前受试者需要阅读说明书,并且签署知情同意书。所有的受试者均为初次尝试做此听觉实验。

受试者需要闭眼听刺激声音,保持面部和身体不动,尽量避免咀嚼、吞咽口水的动作。整个人处于放松状态,不接触放置设备的桌面。这些要求均是为了减少眼电、肌电等噪声干扰。

课题组通过无线脑电采集设备(NSW364, Neuracle公司)采集不同听觉任务下的脑电信号,采样频率为1 kHz。电极放置遵循国际10-20系统扩展的64导电极分布图。不同实验采用不同的电极组合,如图1所示。

实验准备包括:受试者需要佩戴入耳式耳机,提前适应2~3 min编辑好的听觉提示音,并需要洗头进行头皮脱脂,课题组成员为其佩戴脑电帽,电极固定在脑电帽上的橡胶孔内,使用时需要在

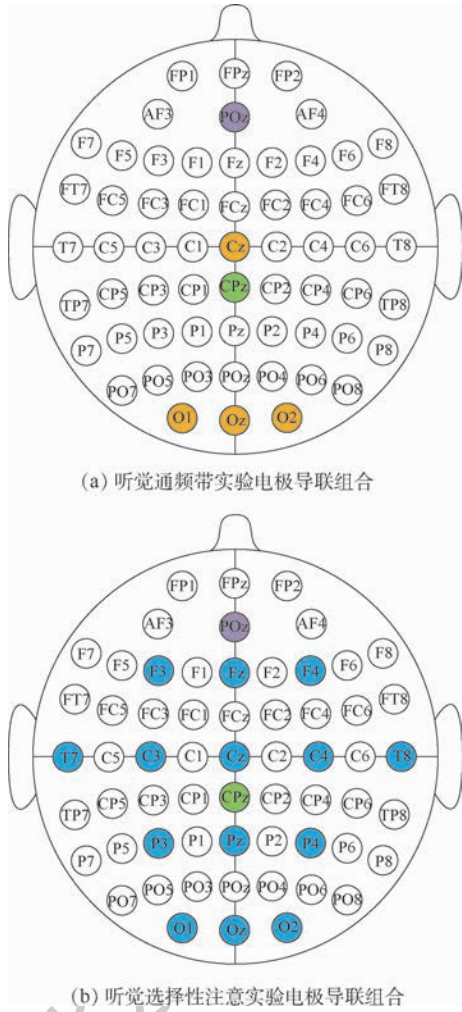


图1 电极导联组合

Fig. 1 Combination of electrode lead

电极内注入导电膏以降低阻抗。保证每个电极与头皮之间的阻抗小于 $5\text{ k}\Omega$ 。

1.1.2 刺激及实验范式

刺激声音为左右通道同步的调制频率为 $35 \sim 94\text{ Hz}$, 以 1 Hz 为间隔, 载波频率为 500 Hz 的共 60 个调幅音调。调制深度为 100% 。该信号以 44.1 kHz 的采样频率进行刷新。

实验范式为: 上述 60 段刺激声音, 每段持续 50 s , 停顿 7 s 。具体实验流程如图 2 所示。本实验采用的电极导联组合(见图 1(a))为: 电极 Cz、Oz、O1、O2, 参考电极 CPz, 接地电极 POz。

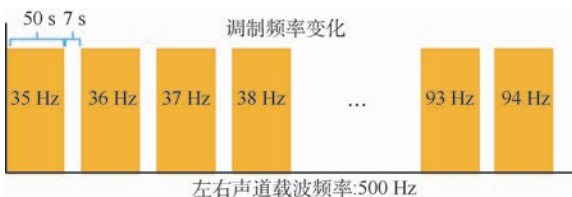


图2 听觉通频带实验流程

Fig. 2 Flowchart of auditory passband experiment

1.1.3 数据分析

利用脑电采集设备 NSW364 采集得到的数据为 bdf 格式文件。首先将其解析成 MATLAB 可处理的 mat 数据格式, 并将脑电信号存为向量 $\mathbf{X} = (X)_{c,s} \in \mathbf{R}^{N_c \times N_s}$, c 为通道数, s 为采样点, N_c 为通道总数 64, N_s 为信号采样点数, 系统采样率为 1 kHz 。然后对原始脑电信号进行 $30 \sim 110\text{ Hz}$ 的带通滤波, 滤掉低频 10 Hz 处的固定 α 频率脑电波。对 50 Hz 处做自适应陷波滤波处理。采用基线校正的方法减去脑电信号中的均值或是线性趋势。之后对经过预处理的脑电数据进行频率分析。为了在频谱整数点获得刺激频率, 参与离散傅里叶变换(DFT)的采样点数为采样时间和采样频率的乘积, 共 $50\,000$ 点, 则频率分辨率为 0.02 Hz , 避免了频谱混叠的现象。

1.2 听觉选择性注意实验

1.2.1 受试者

共 3 名年龄在 $20 \sim 29$ 岁的成年人(1 名女性, 2 名男性)参加了听觉选择性注意实验。受试者满足 1.1 节所述要求, 实验前流程满足 1.1 节所述规范。

1.2.2 刺激及实验范式

刺激声音的选择考虑了受试者的个体差异性。为确定听觉选择性注意实验的刺激声音, 首先要对受试者进行 $35 \sim 44\text{ Hz}$ 的听觉通频带实验。选择这一频段的依据是: 根据下述听觉通频带的实验结果可知受试者在这一频段内有较强的响应。之后在实验结果基础上, 选择 2 个响应幅值明显且幅度相当的刺激频率。对某一频率刺激声音响应幅值强可以说明受试者对此刺激有更好的响应, 用这一频率进行后续分类, 准确率会更高。要求 2 个刺激响应幅值尽可能相差最小, 是为了在后续分类中避免 2 个刺激声的响应差异对注意力选择分类结果造成的错误影响。

对受试者 G 来说, 其通频带响应趋势如图 3 所示, 散点为不同调制频率处对应的响应幅值。可见, 受试者 G 在 39 Hz 与 41 Hz 处的响应幅值 ($0.4854, 0.4799$) μV 相比较 37 Hz 与 40 Hz 处的响应幅值 ($0.4600, 0.4388$) μV 增大了 8% 。这在幅值不足 $0.5\text{ }\mu\text{V}$ 的微弱信号中是不可忽视的, 并且 39 Hz 和 41 Hz 处响应幅值更为接近, 所以即便 38 Hz 处的响应幅值更高, 依旧考虑幅值接近的 2 个点。最终对于受试者 G 来说, 刺激声音设计为: 左耳通道输出调制频率为 39 Hz , 载波频率为 500 Hz 的调幅音; 右耳通道输出调制频率为 41 Hz , 载波频率为 2 kHz 的调幅音。调制深度为

100% ,刺激信号均以 44.1 kHz 的采样频率刷新。

实验范式为:耳机左右两边通道同时传来刺激声音,前 90 s,受试者需要忽略左右两边的刺激声。从第 2 段 90 s 的刺激声音起,刺激前受试者会在需要集中注意力的一侧受到 2 s 的刺激,作为需要注意左或右的提示,顺序是不确定的。当左侧出现提示音,表示接下来的一段刺激中受试者需要集中注意力听左边的声音,忽略右边的声音。反之亦然。每一组共 7 段刺激声音,1 次为忽略两边声音的基准实验,6 次为根据提示音完成注意力任务。具体实验流程如图 4 所示,本实验采用的是如图 1 (b) 所示的电极组合,为电极 F3、Fz、F4、T7、C3、Cz、C4、T8、P3、Pz、P4、O1、O2、Oz,参考电极 CPz,接地电极 POz。

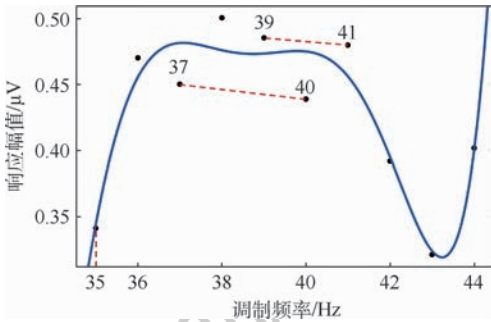


图 3 受试者 G 的 35 ~ 44 Hz 听觉通频带

Fig. 3 35 - 44 Hz auditory passband of subjects G

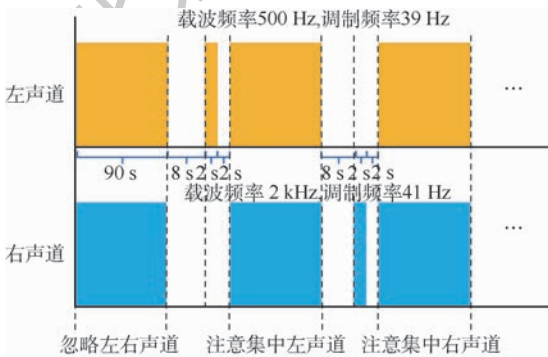


图 4 听觉选择性注意实验流程

Fig. 4 Flowchart of auditory selective attention experiment

1.2.3 数据分析

首先对采集到的数据做 10 ~ 50 Hz 的带通滤波,并用基线校正的方法减去脑电信号中的均值或是线性趋势。预处理之后,采用结合脑电信号空间位置的幅度平方相干 (Magnitude Square Coherence, MSC) 算法,来处理听觉选择性注意实验数据,简称空间相干算法。

1) 空间相干算法

空间相干算法是由 Bonato 等^[14]在 2014 年提出的用于处理听觉选择性注意问题的方法。在听

觉选择性注意实验中,需要确定与注意力集中听的刺激声音具有更强同步性的头皮区域,并由此确定注意听哪一侧耳机中的声音和脑电响应位置的关系。为达到此目的,将导联电极的空间位置和幅度平方相干算法结合起来,也就是说要结合电极的空间位置,考虑每个电极中的幅度平方相干值。

首先说明幅度平方相干算法。幅度平方相干算法是在 1989 年被 Dobie 和 Wilson^[17]提出,可以作为检测诱发脑电信号存在的方法。有限长离散时间信号 $x(k)$ 和 $y(k)$ 分别为刺激信号和采集的脑电信号,都被分为 M 个非重叠时间窗,其相干估计为

$$\hat{\gamma}_{xy}^2(f) = \frac{\left| \sum_{i=1}^M X_i^*(f) Y_i(f) \right|^2}{\sum_{i=1}^M |X_i(f)|^2 \sum_{i=1}^M |Y_i(f)|^2} \quad (1)$$

式中: X_i^* 为 X_i 的复共轭; M 为窗个数; $X_i(f)$ 和 $Y_i(f)$ 为信号傅里叶变换的第 i 个窗。当 $x(k)$ 是确定周期并且在每个窗都同步,即对任意的 i ,有 $X_i(f) = X(f)$,则式 (1) 可被简化为式 (2),被称为幅度平方相干,即

$$MSC(f) = \hat{\gamma}^2(f) = \frac{\left| \sum_{i=1}^M Y_i(f) \right|^2}{M \sum_{i=1}^M |Y_i(f)|^2} \quad (2)$$

为了定义电极位置,头部可被近似认为是个单位圆。圆中电极的位置根据 10-20 国际系统定义。将实验中所用的每个电极视为一个矢量,模为 A_i , A_i 的值为该电极到中心电极 Cz 的距离,夹角 θ_i 为向量 A_i 与向右水平线的夹角,具体见图 5。

图 5 所示的每个电极位置处的空间相干值 $\gamma_i^2(f_0)$ 可定义为

$$\gamma_i^2(f_0) = (\gamma_i^2(f_0)_{\text{attention}} - \gamma_i^2(f_0)_{\text{no-attention}}) A_i e^{j\theta_i} \quad (3)$$

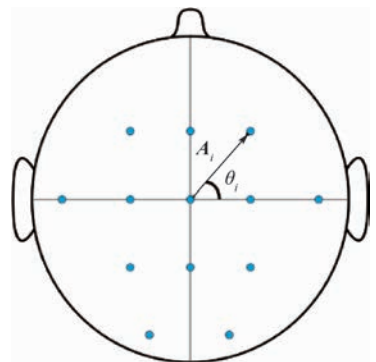


图 5 空间相干电极位置

Fig. 5 Location of spatial coherent electrode

式中: f_0 为需要集中注意力听的一侧的调制频率; $\gamma_i^2(f_0)_{no-attention}$ 表示前述基准实验,即刚开始受试者忽略左右两侧声音时采集的脑电信号和刺激信号的幅度平方相干值; $\gamma_i^2(f_0)_{attention}$ 表示注意听某一边声音时采集的脑电信号和刺激信号的幅度平方相干值。

受试者 G 左耳所听的刺激音调制频率为 39 Hz,右耳所听的刺激音调制频率为 41 Hz,当计算其注意力集中在左边时各电极处的空间相干值时,代入的刺激信号 $x(k)$ 为调制频率 39 Hz 的刺激音。为了去除不注意听的一侧刺激声音对脑电响应的干扰,系数可以设置为 $\gamma_i^2(f_0)_{attention} - \gamma_i^2(f_0)_{no-attention}$ 。

对所有使用空间电极导联处的相干值求和,即

$$MSC_{sum}(f_0) = \sum_{i=1}^N \gamma_i^2(f_0) \quad (4)$$

式中: N 为所有实验中用到的电极总数。可见,空间相干是一个结果向量,其表示头皮哪一部分区域在所要分析的频率 f_0 有较大的同步性。由于注意左边还是右边是一个二分类,可以对 $MSC_{sum}(f_0)$ 取复数的实部,即向量 A_i 在向右水平线上的投影。

听觉选择性注意是满足大脑对侧调制的,如果实部为正值(向量和指向右侧),说明受试者大脑右侧反应强烈,其注意力是集中在左侧声道传来的刺激。反之,如果实部为负值(向量和指向左侧),说明受试者大脑左侧反应强烈,其注意力是集中在右侧声道的刺激。

2) 改进空间相干算法

考虑到求总矢量和时,可能会受到单独一个电极通道处过大的幅度平方相干值的干扰。或者幅度平方相干值的地形图中红的区域不止一块,即脑区反映明显的地方有好几处,如图6所示。

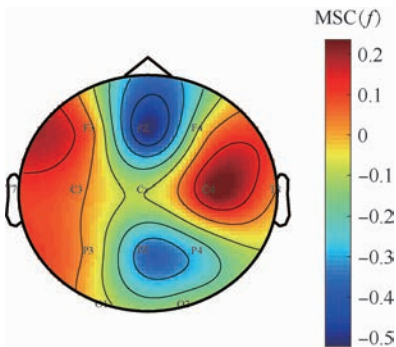


图6 注意听右边时幅度平方相干脑地形图

Fig.6 Amplitude squared coherence topographic map with attention to right

这在实验中是非常常见的情况,即人脑的复杂性和不可控性。为了使分类的结果鲁棒性更好,本文在上述空间相干算法的基础上对特征识别部分进行改进。图6是一次注意听右侧刺激的情况,如果采用上述空间相干算法处理的话,计算出的总矢量和为: $0.0383 + 0.0565i$,即其矢量和指向右上方向,结论是这是一次注意力集中在左侧的情况。与实际不符。

改进空间相干算法中,采用比较左右成对2个电极的幅度平方相干值。统一用左侧脑区的电极幅度平方相干值减去右侧脑区的电极幅度平方相干值所得的差值,即 $\gamma_i^2(f_0)_{left} - \gamma_i^2(f_0)_{right}$, $\gamma_i^2(f_0)_{left}$ 为左侧脑区一个电极处的幅度平方相干值, $\gamma_i^2(f_0)_{right}$ 为与上述左侧对应右侧脑区的一个电极处幅度平方相干值。对于多组这样的对应电极组来说,当差值为正的总次数多于差值为负的总次数,说明左侧脑区整体比右侧脑区响应强。

根据实验中所用电极位置分布情况,成对的共有5组,即 C3-C4、T7-T8、F3-F4、P3-P4、O1-O2。比较每组内2个电极处幅度平方相干值与中心 Cz 处差值的大小。对数据进行分析,计算出5组的差值,分别为: -0.1993 、 0.0980 、 0.0734 、 0.2343 、 0.0295 ,5组中有4组为正值,说明左侧脑区比右侧脑区响应强,受试者注意力集中在右侧,与实际情况相同。整体考虑所有左右对应位置的电极通道幅度平方相干值,就避免了某一电极处粗大误差的干扰。

2 结果与讨论

2.1 听觉通频带实验

图7为在相同的实验条件下,6名不同受试者的听觉通频带响应曲线,横轴表示刺激声音的调制频率,纵轴表示响应信号的幅值。选取听觉刺激反应明显的颞区部位电极 T7、T8 和视听觉刺激下反应明显的枕区部位电极 O1、O2、Oz 通道做频率分析并求和取均值。散点为每个整数频率处的响应幅值,将其通过平滑逼近拟合成通频带曲线。

6名受试者在相同实验条件下的听觉通频带曲线不同,但是总体存在相同的趋势,即:均在 40 Hz 附近频段内(35 ~ 45 Hz)有明显的响应峰值,另外还在 80 Hz 附近有一个较小的响应峰值。在 50 Hz 处有凹陷是因为对工频干扰做了陷波滤波,此频率处的响应值不考虑。

通过对上述实验设计中不同受试结果的综合

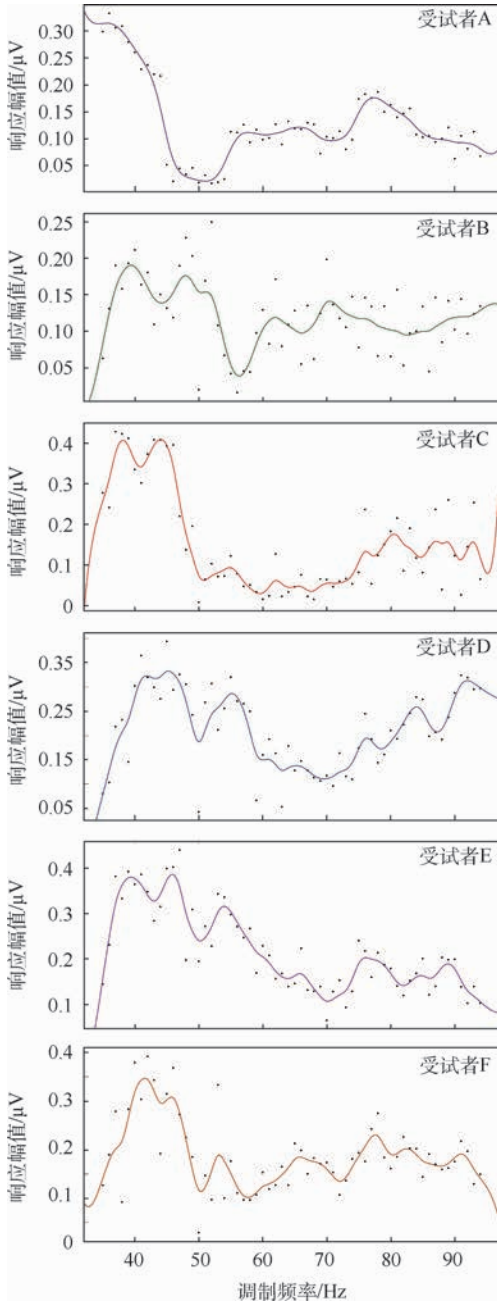


图7 不同受试者的听觉通频带

Fig.7 Auditory passband of different subjects

比较,可以得到:听觉通频带在40 Hz附近频段内(35~45 Hz)相对响应幅值大。说明在这一调制频率区域内进行听觉选择性注意实验设计可以得到较好的效果。

结合生理学^[18]、医学相关机制分析,感觉器官到神经中枢的传导过程主要通过神经元电信号传递。对于调制频率40 Hz,载波频率500 Hz的刺激声音,相当于每秒有40次的信息传输过程,每次传输均产生一次电信号传导。这也就解释了当调制频率过低时,如1 Hz,由于传输能量较少,频响在脑电采集设备中接受信号较弱,体现不明显;而调制频率过高时,如大于100 Hz,大脑中枢

无法识别2次信号间差异,将其识别为一个连续的声音(类比通用显示器的频闪为25 Hz时人脑将其识别为连续画面),响应信号同样不明显。

2.2 听觉选择性注意实验

对3名受试者,首先通过35~44 Hz听觉通频带实验,选择每个人用于分类的2个调制频率。受试者G如举例中说明,应选择39 Hz与41 Hz的组合。用同样的方法,获得受试者H应选择37 Hz与40 Hz的组合,受试者J应选择39 Hz与43 Hz的组合。

受试者H只需完成一种调制频率组合的实验,即37 Hz与40 Hz的组合。另外2名受试者需要分别完成上述的最优调制频率组合实验,以及固定的频率组合37 Hz与40 Hz的实验。

之后对采集回的2种频率组合的脑电信号使用2种空间相干算法进行分类识别。为了比较根据受试者本人选取的调制频率是否比采用典型37 Hz与40 Hz的组合好,图8展示了受试者G分别完成2种不同的听觉选择性注意实验时正确情况的幅度平方相干图。对于受试者G来说,通过其响应脑电信号和调制信号的幅度平方相干地形图可发现,确实是在调制频率为39 Hz与41 Hz的组合情况下,信号更强,脑区的响应结果更明确。3名受试者的实验结果如表1所示。

对表1结果进行分析,受试者G和受试者J均是在选择适合自己的调制频率情况下做的分类效果更好(受试者H无参考)。本文提出的改进空间相干算法在5组比较中,有4组获得了更好的效果。并且,由分类结果可以发现,不同的受

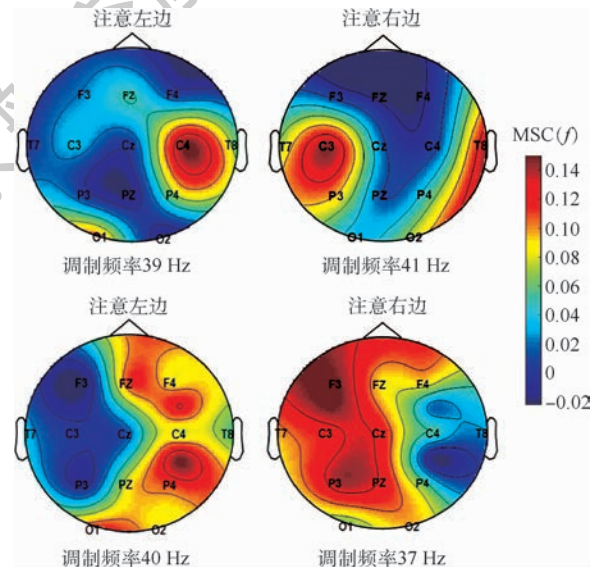


图8 受试者G两种实验幅度平方相干脑地形图

Fig.8 Amplitude squared coherence topographic maps of two experiments of subjects G

表1 不同调制频率组合实验的空间相干和改进空间相干算法准确率结果

Table 1 Accuracy results of spatial coherence and improved spatial coherence algorithm in different modulation frequency combination experiments

受试者	算法	准确率/%	
		调制频率	调制频率
		39 Hz-41 Hz 组合	37 Hz-40 Hz 组合
G	空间相干	83.33(5/6)	50(3/6)
	改进空间相干	83.33(5/6)	66.67(4/6)
H	空间相干		75(9/12)
	改进空间相干		83.33(10/12)
J	空间相干	58.33(7/12)	50(6/12)
	改进空间相干	66.67(8/12)	41.67(5/12)

注:“/”前数据为表示分类对的次数;“/”后数据为总的实验次数。

受试者听觉选择性注意的分类效果不同。受试者G、受试者H的实验效果较明显,受试者J整体效果差一些。在预实验中,也有受试者无法成功进行听觉选择性注意实验,这在脑电实验中是很正常的情况,因为每个人都存在个体差异性。

3 结论

本文首先开展了研究人的听觉通频带实验,发现不同受试者对于同一组调制频率变化的调幅刺激音的响应趋势是相同的,均表现为在40 Hz附近(35~45 Hz)有明显的响应峰值,在80 Hz附近有小幅度的响应峰值。在通过听觉通频带实验获取人的基本听觉响应趋势基础上,创新地提出了在基于ASSR的选择性注意实验中,不同受试者左右耳接收的刺激,应该选用适合受试个体的2个刺激频率,即听觉通频带响应曲线中的幅度明显且相近的2个调制频率。采用空间相干算法解析选择性注意的实验数据,结果发现,使用这一方案相较于被试采用统一刺激的方案获得了更高的分类准确率。针对空间相干算法在计算总矢量和时,会受某个电极处幅度平方相干值粗大误差的影响,提出了改进的空间相干算法,提高了算法的鲁棒性,在5组对比实验的4组中,都获得了相对更高的分类准确率,说明改进空间相干算法是有一定效果的。

参考文献 (References)

[1] BLANKERTZ B, MULLER K R, KRUSIENSKI D J, et al. The BCI competition III[J]. IEEE Transactions on Neural Systems & Rehabilitation Engineering, 2006, 14(2): 153-159.

[2] 许贤豪, 战其民, 李舜伟. 闭环综合症[J]. 国外医学. 神经病学神经外科学分册, 1981(5): 252-254.

XU X H, ZHAN Q M, LI S W. Locked-in syndrome[J]. Journal of International Neurology and Neurosurgery, 1981(5): 252-254 (in Chinese).

[3] 郭苗苗, 徐桂芝, 王磊, 等. 听觉脑-机接口技术实验范式的研究进展[J]. 中国生物医学工程学报, 2013, 32(5): 613-619.

GUO M M, XU G Z, WANG L, et al. Progress in experimental paradigms of auditory brain-computer interface technology[J]. Chinese Journal of Biomedical Engineering, 2013, 32(5): 613-619 (in Chinese).

[4] SOMEN R J M, RICHARDJENNINGS J. Developmental change in auditory selective attention as reflected by phasic heart rate changes[J]. Psychophysiology, 2010, 37(5): 626-633.

[5] WOLPAW J R, BIRBAUMER N, MCFARLANSCHELLER G, et al. Brain-computer interfaces for communication and control[J]. Clinical Neurophysiology, 2002, 113(6): 767-791.

[6] LOPEZ M A, POMARES H, PELAYO F, et al. Evidences of cognitive effects over auditory steady-state responses by means of artificial neural networks and its use in brain-computer interfaces[J]. Neurocomputing, 2009, 72(16-18): 3617-3623.

[7] 应俊. 面向听觉神经系统检测的听觉稳态反应研究[D]. 北京: 清华大学, 2013: 6-8.

YING J. Auditory steady state response research for auditory nervous system detection[D]. Beijing: Tsinghua University, 2013: 6-8 (in Chinese).

[8] 江文博, 许为青. 多频稳态听觉诱发反应及其应用[J]. 安徽医药, 2010, 14(5): 1-2.

JIANG W B, XU W Q. Multifrequency steady state auditory evoked response and its application[J]. Anhui Medicine and Pharmaceutical Journal, 2010, 14(5): 1-2 (in Chinese).

[9] PICTON T W, JOHN M S, DIMITRIJEVIC A, et al. Human auditory steady-state responses: Respuestas auditivas de estado estable en humanos[J]. International Audiology, 2003, 42(4): 177-219.

[10] HIGASHI H, RUTKOWSI T M, WASHIZAWA Y, et al. EEG auditory steady state responses classification for the novel BCI[C]. // International Conference of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society. Piscataway: IEEE Press, 2011: 4576-4579.

[11] KIM D W, HWANG H J, LIM J H, et al. Classification of selective attention to auditory stimuli: Toward vision-free brain-computer interfacing[J]. Journal of Neuroscience Methods, 2011, 197(1): 180-185.

[12] HILL N J, SCHLAKOPF B. An online brain-computer interface based on shifting attention to concurrent streams of auditory stimuli[J]. Journal of Neural Engineering, 2012, 9(2): 026011.

[13] LOPEZ-GORDO M A, FEMANDEZ E, ROMEN S, et al. An auditory brain-computer interface evoked by natural speech[J]. Journal of Neural Engineering, 2012, 9(3): 036013.

[14] BONATO F L, FERNANDO D S R, DAFFONSECA N A, et al. A spatial approach of magnitude-squared coherence applied to selective attention detection[J]. Journal of Neuroscience Methods, 2014, 229: 28-32.

[15] HAGHIGHI S J, KOMEILI M, HATZINAKOS D, et al. 40 Hz

- ASSR for measuring depth of anaesthesia during induction phase[J]. IEEE Journal of Biomedical and Health Informatics, 2017, 22(6): 1871-1882.
- [16] KAONGOEN N, JO S. A novel hybrid auditory BCI paradigm combining ASSR and P300[J]. Journal of Neuroscience Methods, 2017, 279: 44-51.
- [17] DOBIE R A, WILSON M J. Analysis of auditory evoked potentials by magnitude-squared coherence [J]. Ear and Hearing, 1989, 10(1): 2-13.
- [18] 朱大年, 王庭槐. 生理学[M]. 8版. 北京: 人民卫生出版社, 2011.
- ZHU D N, WANG T H. Physiology [M]. 8th ed. Beijing:

People's Health Publishing House, 2011 (in Chinese).

作者简介:

郑德智 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 传感器敏感机理与智能感知技术。

贾弘茹 女, 硕士研究生。主要研究方向: 稳态听觉诱发脑-机接口。

姜凤敏 女, 中学一级教师。主要研究方向: 科技教育、人工智能教育。

EEG based amplitude-modulated auditory steady-state response and auditory selective attention analysis

ZHENG Dezhi^{1,*}, JIA Hongru¹, JIANG Fengmin^{2,*}, ZHU Meiyi¹, NA Rui¹, ZHANG Shuailei¹

(1. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. The High School Affiliated to Renmin University of China, Beijing 100080, China)

Abstract: Patients with atresia cannot control eye movement independently, and cannot use visual Brain-Computer Interface (BCI) to realize consciousness communication. The technology of auditory BCI is not restricted by vision. It is of great significance to realize the consciousness communication of such patients. Firstly, the response characteristics of different subjects to auditory evoked stimuli with amplitude modulation frequency change were studied to obtain the amplitude-frequency characteristics of auditory passband. Based on the auditory passband frequency characteristics of subjects, a new auditory selective attention paradigm was designed. The stimulus frequency with stronger response amplitude was selected as the stimulus frequency of subjects. An improved spatial coherence Electroencephalogram (EEG) signal resolution method was proposed, which improves algorithm robustness and achieves higher classification accuracy. The two-class classification was realized through attention selection. In this paper, the frequency characteristics of the auditory passband of different subjects were accessed, and the auditory amplitude-frequency characteristic curves of the human brain in the frequency range of 35 – 94 Hz are obtained. It was found that the response amplitude is the strongest in the frequency range of 35 – 44 Hz. By using the improved spatial coherence algorithm, the proposed experimental paradigm based on the passband characteristics and the fixed frequencies experimental paradigm for three subjects were compared and tested. The results show that the proposed experimental paradigm and the improved spatial coherence algorithm achieve higher accuracy.

Keywords: auditory Brain-Computer Interface (BCI); auditory steady-state response; auditory selective attention; spatial coherence; auditory passband

Received: 2019-07-09; **Accepted:** 2019-09-27; **Published online:** 2019-10-12 08:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191011.1638.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61873021); Aeronautical Science Foundation of China (20185651020); the Fundamental Research Funds for the Central Universities-Top Program of Young Talents Funding of Beihang University; Key Topics of the Ministry of Education of National Education Science Planning (DHA160356); National Key Scientific Instrument and Equipment Development Project (2014YQ350461)

* **Corresponding author.** E-mail: Jiangfengmin@rdz.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0413

基于 MPC 导引律的 AUV 路径跟踪和避障控制



姚绪梁¹, 王晓伟^{1,2,*}

(1. 哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001; 2. 九江职业技术学院 机械工程学院, 九江 332007)

摘 要: 针对欠驱动自主水下航行器(AUV)的三维直线路径跟踪和避障控制, 基于级联控制策略设计了运动学和动力学控制器。首先, 在设计运动学控制器时考虑了纵倾和艏摇角速度存在的约束, 应用模型预测控制(MPC)设计了最优导引律。然后, 考虑了推进器转速和舵角的饱和, 应用滑模控制(SMC)技术设计了动力学控制器, 从而保证了系统的鲁棒性。最后, 通过仿真实验与基于视线法(LOS)导引律的传统控制方法进行了对比。仿真结果表明: 所提方法不仅可以改善欠驱动 AUV 对三维直线路径的跟踪效果, 而且可以有效减少舵角的饱和现象。

关键词: 自主水下航行器(AUV); 路径跟踪; 避障; 模型预测控制(MPC); 滑模控制(SMC)

中图分类号: U675.5⁺5; V249.122⁺.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1053-10

自主水下航行器(AUV)在海洋科学、水下勘探、搜索和救援、海底管道跟踪、海底电缆维护和国防等领域得到广泛的应用。路径跟踪是 AUV 完成各种作业任务的关键技术。为了简化路径规划和降低计算量, AUV 的路径经常基于路径点进行规划, 路径点之间用直线进行连接。所以, 对直线路径进行跟踪是 AUV 一项非常基本的控制任务。但是, AUV 动力学模型存在非线性、耦合性和不确定性。另外, 为了节能、降低成本和提高可靠性, 大部分 AUV 都被设计为欠驱动的形式, 在某些自由度(例如: 横向和垂向)缺少驱动能力, 以上原因导致 AUV 的路径跟踪控制变得非常棘手。

针对路径跟踪的导引律问题, 国内外进行了大量的研究。文献[1]应用视线法(LOS)导引律来镇定横向跟踪误差, 然后应用反馈线性化方法设计了动力学控制器, 实现了欠驱动水面船舶直线路径跟踪控制, 但没有考虑模型的不确定性。

为了改善路径跟踪的效果, 文献[2]设计了一种前视距离时变的 LOS 导引律。文献[3]针对无人水面艇的路径跟踪控制, 应用积分视线法(IL-OS)导引律, 并采用反馈线性化方法设计了航速和航向的动力学控制器。另外, 文献[4]针对欠驱动水面船舶的路径跟踪控制设计了一种向量场(VF)导引律。针对 AUV 动力学模型的非线性、耦合性和不确定性, 动力学控制的设计也得到了广泛的研究。目前, 常用的方法有 PID 控制^[5]、反馈线性化控制^[6]、自适应控制^[7]、鲁棒控制^[8]、滑模控制(SMC)^[9]、模糊控制^[10]和神经网络控制^[11]等。但是以上文献都没有考虑实际控制输入的约束问题。文献[12]考虑了输入的约束, 应用模型预测控制(MPC)对 LOS 导引律进行优化, 改善了船舶对直线路径的跟踪质量。文献[13]考虑了舵角的幅值和速度约束, 应用 MPC 设计控制器实现了 AUV 的纵倾和深度控制。但是文献[12-13]都是基于名义模型, 没有考虑模型的不

收稿日期: 2019-07-26; 录用日期: 2019-11-01; 网络出版时间: 2019-11-12 09:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191111.1734.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51279039)

*通信作者. E-mail: 627382854@qq.com

引用格式: 姚绪梁, 王晓伟. 基于 MPC 导引律的 AUV 路径跟踪和避障控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1053-1062.
YAO X L, WANG X W. Path following and obstacle avoidance control of AUV based on MPC guidance law[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1053-1062 (in Chinese).

确定性。基于路径点的直线跟踪控制虽然路径规划简单便于应用,但是路径在路径点处是不光滑的。在 AUV 对路径进行跟踪过程中,当路径在路径点附近进行切换时,跟踪误差会存在突变,从而使舵角很容易产生饱和。舵角频繁出现饱和不仅会降低系统的稳定性,而且还会增加 AUV 的阻力和能耗。文献[14]针对船舶的路径跟踪控制,考虑了舵角的饱和并应用反步法设计了控制器,但并没有从根本上改善舵角的饱和现象。另外,在路径跟踪过程中,经常需要避障,设计避障导引律^[15]和对路径进行重新规划^[16]是目前常用的避障方法,但是这 2 种方法都会增加控制器的复杂度。

本文针对欠驱动 AUV 三维直线路径跟踪和避障控制,基于级联控制理论设计了运动学和动力学控制器。在运动学控制器中考虑了 AUV 角速度存在的约束,应用 MPC 设计了导引律,负责产生期望的角速度信号。为了实现对期望速度信号的跟踪,在动力学控制中考虑了推进器转速和舵角的饱和,应用 SMC 设计了动力学控制器,可以有效地克服模型的不确定性,保证系统的鲁棒性。

1 欠驱动 AUV 运动模型

本文研究的欠驱动 AUV 在尾部配置一个推进器用来实现对纵向速度的控制、水平舵和方向舵分别实现对纵倾和艏摇的控制,在横向和垂向没有驱动力。图 1 为欠驱动 AUV 三维直线路径跟踪示意图, $\{B\}:O-xyz$ 和 $\{I\}:E-\xi\eta\zeta$ 分别为随体坐标系和固定坐标系; ϕ 和 p 分别为横摇角和横摇角速度; R_k 为接受圆半径。因为存在恢复力, AUV 的横摇很小,另外路径跟踪不需要对横摇进行控制,忽略横摇后, AUV 的运动学模型可以简化为如下五自由度的形式:

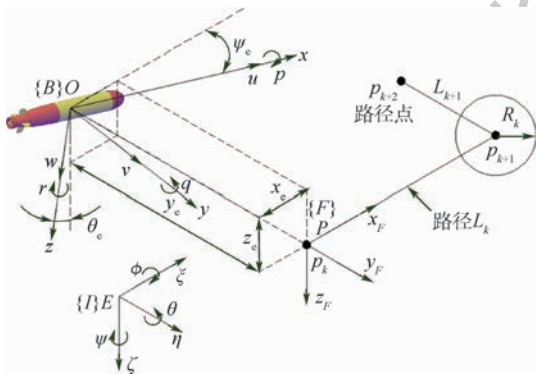


图 1 欠驱动 AUV 三维直线路径跟踪示意图
Fig.1 Schematic diagram of underactuated AUV 3D straight path following

$$\dot{\eta} = J(\eta)v \tag{1}$$

式中: $\eta = [\xi \ \eta \ \zeta \ \theta \ \psi]^T$ 表示 AUV 在固定坐标系 $\{I\}$ 中的位置和姿态, (ξ, η, ζ) 为 AUV 在 $\{I\}$ 中的坐标, θ 和 ψ 分别为纵倾角和艏摇角; $v = [u \ v \ w \ q \ r]^T$ 表示 AUV 在随体坐标系 $\{B\}$ 中的速度分量, u, v, w, q, r 分别为纵向、横向、垂向速度和纵倾、艏摇角速度。 $J(\eta)$ 为 $\{B\}$ 到 $\{I\}$ 的旋转变换矩阵,表达式为

$$J(\eta) = \begin{bmatrix} J_1 & \mathbf{0}_{3 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 3} & J_2 \end{bmatrix}$$

$$J_1 = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi & \cos \psi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi & \sin \psi \sin \theta \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$J_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1/\cos \theta \end{bmatrix}$$

AUV 的动力学模型可以简化为

$$\begin{cases} \dot{u} = (m_{22}vr - m_{33}wq + d_{11}u + \bar{\tau}_u + d_u)/m_{11} \\ \dot{v} = (-m_{11}ur + d_{22}v + d_v)/m_{22} \\ \dot{w} = (m_{11}uq + d_{33}w + d_w)/m_{33} \\ \dot{q} = [(m_{33} - m_{11})uw + d_{55}q + M_H + \bar{\tau}_q + d_q]/m_{55} \\ \dot{r} = [(m_{11} - m_{22})uv + d_{66}r + \bar{\tau}_r + d_r]/m_{66} \end{cases} \tag{2}$$

式中: $m_{11} = m - X_u; m_{22} = m - Y_v; m_{33} = m - Z_w;$
 $m_{55} = I_y - M_q; m_{66} = I_z - N_r; d_{11} = X_u + X_{|u|u}|u|;$
 $d_{22} = Y_v + Y_{|v|v}|v|; d_{33} = Z_w + Z_{|w|w}|w|; d_{55} =$
 $M_q + M_{|q|q}|q|; d_{66} = N_r + N_{|r|r}|r|; m$ 为 AUV 的质量; I_y 和 I_z 为惯性矩; $X_{|u|u}, Y_{|v|v}, Z_{|w|w}, M_{|q|q}$ 和 $N_{|r|r}$ 为水动力参数; $M_H = z_g G \sin \theta$ 为纵倾恢复力矩, z_g 和 G 分别为 AUV 的稳心高和重力; $\bar{\tau}_u, \bar{\tau}_q, \bar{\tau}_r$ 为控制力和力矩,分别代表推进器产生的纵向力、舵产生的纵倾力矩和艏摇力矩; $d_i (i = u, v, w, q, r)$ 为模型不确定性。

2 三维直线路径跟踪误差模型

为了便于建立路径跟踪误差模型,以当前直线路径的起点 p_k 为原点定义坐标系 $\{F\}:P-x_F y_F z_F$ 。 $\{F\}$ 坐标系的 x_F 轴与直线路径重合并指向下一个路径点 p_{k+1} , y_F 轴指向右侧, z_F 轴指向下方。定义 $\{F\}$ 坐标系相对于 $\{I\}$ 坐标系的姿态为 $A_F = [\theta_F \ \psi_F]^T$, 其计算公式为

$$A_F = \begin{bmatrix} \theta_F \\ \psi_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\arctan2(\Delta\zeta, \sqrt{(\Delta\xi)^2 + (\Delta\eta)^2}) \\ \arctan2(\Delta\eta, \Delta\xi) \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: $\Delta\xi = \xi_{k+1} - \xi_k, \Delta\eta = \eta_{k+1} - \eta_k, \Delta\zeta = \zeta_{k+1} - \zeta_k$; $(\xi_k, \eta_k, \zeta_k), (\xi_{k+1}, \eta_{k+1}, \zeta_{k+1})$ 分别为当前直线路径起点 p_k 和终点 p_{k+1} 在 $\{I\}$ 坐标系中的坐标。定义 AUV 相对于 $\{I\}$ 坐标系的姿态为 $A_B = [\theta \ \psi]^T$, 则 AUV 相对于 $\{F\}$ 坐标系的姿态误差计算如下:

$$\begin{bmatrix} \theta_e \\ \psi_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \cos \theta_F \end{bmatrix} (A_B - A_F) \quad (4)$$

式中:下标 e 表示误差。

对式(4)求导可得

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_e \\ \dot{\psi}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \cos \theta_F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \cos \theta_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q \\ r \cos \theta_F / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

定义 AUV 在 $\{I\}$ 坐标系中的坐标 $P_o = [\xi_o, \eta_o, \zeta_o]^T$, P 在 $\{I\}$ 坐标系中的坐标 $P_p = [\xi_k, \eta_k, \zeta_k]^T$, 则 AUV 相对于 $\{F\}$ 坐标系的位置误差为

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi_F \cos \theta_F & \sin \psi_F \cos \theta_F & -\sin \theta_F \\ -\sin \psi_F & \cos \psi_F & 0 \\ \cos \psi_F \sin \theta_F & \sin \psi_F \sin \theta_F & \cos \theta_F \end{bmatrix} \cdot (P_o - P_p) \quad (6)$$

对式(6)求导可得

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \cos \psi_e \cos \theta_e - v \sin \psi_e + w \cos \psi_e \sin \theta_e \\ u \sin \psi_e \cos \theta_e + v \cos \psi_e + w \sin \psi_e \sin \theta_e \\ -u \sin \theta_e + w \cos \theta_e \end{bmatrix} \quad (7)$$

3 三维直线路径跟踪控制器的设计

控制器分为运动学和动力学控制器两部分,首先在运动学控制器中应用 MPC 设计了导引律,负责产生期望的纵倾角速度 q_d 和艏摇角速度 r_d 。然后,应用 SMC 设计了动力学控制器,负责产生实际的控制信号,即推进器的转速 n_p 、水平舵角 δ_s 和方向舵角 δ_r 。

3.1 运动学控制器

因为动力学控制器对期望速度信号的响应有一定的延时,为了减小延时对控制效果的影响,添加如下低通滤波器:

$$\begin{cases} \dot{q} = (q_d - q)/T_1 \\ \dot{r} = (r_d - r)/T_2 \end{cases} \quad (8)$$

式中: $T_1 > 0, T_2 > 0$ 为可调时间常数。

因为本文研究的欠驱动 AUV 在横向和垂向没有驱动力,所以 v 和 w 是非常小的,为了简化控

制器设计,可对其进行忽略。另外,纵向误差 x_e 不需要进行控制。根据式(5)、式(7)和式(8),三维直线跟踪可简化为以下系统的镇定控制问题:

$$\begin{bmatrix} \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \\ \dot{\theta}_e \\ \dot{\psi}_e \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \sin \psi_e \cos \theta_e \\ -u \sin \theta_e \\ q \\ r \cos \theta_F / \cos \theta \\ (q_d - q)/T_1 \\ (r_d - r)/T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} uk_y \psi_e \\ -uk_z \theta_e \\ q \\ r \cos \theta_F / \cos \theta \\ (q_d - q)/T_1 \\ (r_d - r)/T_2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: $k_y = \cos \theta_e \sin \psi_e / \psi_e, k_z = \sin \theta_e / \theta_e$, 为了避免奇点,当 $|\psi_e| \leq \pi/12$ 时, k_y 设置为 $k_y = \cos \theta_e$, 当 $|\theta_e| \leq \pi/12$ 时, k_z 设置为 $k_z = 1$; $\bar{y}_e = y_e - y_{ed}, \bar{z}_e = z_e - z_{ed}, y_{ed}$ 和 z_{ed} 是为了实现避障添加的惩罚项,当没有障碍物时它们被设置为零,当需要避障时,设置 y_{ed} 或 z_{ed} 为一个正值;可以实现从障碍物的右侧或下方避障,反之亦然。系统(9)可表示为

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (10)$$

式中: $x = [\bar{y}_e \ \bar{z}_e \ \theta_e \ \psi_e \ q \ r]^T$ 和 $u = [q_d \ r_d]^T$ 分别为状态量和控制量。系统(10)可以近似离散化为

$$\begin{cases} x_{k+1,k} = A_k x_{k,k} + B_k u_{k,k} \\ y_{k,k} = C_k x_{k,k} \end{cases} \quad (11)$$

式中:

$$A_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & Tuk_y & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -Tuk_z & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & \frac{T \cos \theta_F}{\cos \theta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \frac{T}{T_1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 - \frac{T}{T_2} \end{bmatrix}$$

$$B_k = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{T}{T_1} & 0 \\ 0 & \frac{T}{T_2} \end{bmatrix}$$

$$C_k = I_6$$

其中: T 为采样周期。

根据预测模型(11),未来的状态变量可以通过式(12)进行预测:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1,k} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} \\ \mathbf{x}_{k+2,k} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_{k+1,k} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+1,k} = \mathbf{A}_k^2 \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{A}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+1,k} \\ \mathbf{x}_{k+3,k} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_{k+2,k} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+2,k} = \mathbf{A}_k^3 \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{A}_k^2 \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} + \mathbf{A}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+1,k} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+2,k} \\ \vdots \\ \mathbf{x}_{k+N_p,k} = \mathbf{A}_k^{N_p} \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{A}_k^{N_p-1} \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} + \dots + \mathbf{A}_k^{N_p-N_c} \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} \end{cases} \quad (12)$$

式中: N_p 和 N_c 分别为预测时域和控制时域, 满足 $N_c \leq N_p$ 。根据以上状态变量, 可得输出量为

$$\begin{cases} \mathbf{y}_{k+1,k} = \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} \\ \mathbf{y}_{k+2,k} = \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^2 \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+1,k} \\ \mathbf{y}_{k+3,k} = \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^3 \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^2 \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+1,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+2,k} \\ \vdots \\ \mathbf{y}_{k+N_p,k} = \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p} \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-1} \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k,k} + \dots + \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-N_c} \mathbf{B}_k \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} \end{cases} \quad (13)$$

输出量可以重新整理为如下矩阵形式:

$$\mathbf{Y}_{k+1,k} = \Psi \mathbf{x}_{k,k} + \Theta \mathbf{U}_{k,k} \quad (14)$$

$$\mathbf{Y}_{k+1,k} = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_{k+1,k} \\ \mathbf{y}_{k+2,k} \\ \mathbf{y}_{k+3,k} \\ \vdots \\ \mathbf{y}_{k+N_p,k} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{U}_{k,k} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{k,k} \\ \mathbf{u}_{k+1,k} \\ \mathbf{u}_{k+2,k} \\ \vdots \\ \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} \end{bmatrix}$$

$$\Psi = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k \\ \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^2 \\ \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^3 \\ \vdots \\ \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p} \end{bmatrix}$$

$$\Theta = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_k \mathbf{B}_k & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \dots & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k \mathbf{B}_k & \mathbf{C}_k \mathbf{B}_k & \mathbf{0} & \dots & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^2 \mathbf{B}_k & \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k \mathbf{B}_k & \mathbf{C}_k \mathbf{B}_k & \dots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-1} \mathbf{B}_k & \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-2} \mathbf{B}_k & \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-3} \mathbf{B}_k & \dots & \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-N_c} \mathbf{B}_k \end{bmatrix}$$

考虑控制量的幅值存在如下约束:

$$\mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u}_{k+t,k} \leq \mathbf{u}_{\max} \quad t = 0, 1, \dots, N_c - 1 \quad (15)$$

通过用 $\mathbf{U}_{k,k}$ 参数化, 可以将约束(15)整理为如下线性不等式的形式:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_c \\ -\mathbf{M}_c \end{bmatrix} \mathbf{U}_{k,k} \leq \begin{bmatrix} \mathbf{N}_{\max} \\ \mathbf{N}_{\min} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{M}_c = \mathbf{I}_{N_c} \otimes \mathbf{I}_2$; $\mathbf{N}_{\max} = \mathbf{1}_{N_c} \otimes \mathbf{u}_{\max}$; $\mathbf{N}_{\min} = -\mathbf{1}_{N_c} \otimes \mathbf{u}_{\min}$, $\mathbf{1}_{N_c}^T = [1 \ 1 \ 1 \ \dots \ 1]_{1 \times N_c}$, 符号 \otimes 代表克罗内克积 (Kronecker Product)。为了求取最优的控制增量 $\mathbf{U}_{k,k}$, 定义当前采样时刻的目标函数为

$$J_{k,k} = \mathbf{Y}_{k+1,k}^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{Y}_{k+1,k} + \mathbf{U}_{k,k}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{U}_{k,k} \quad (17)$$

式中: $\bar{\mathbf{R}} = \mathbf{I}_{N_c} \otimes \mathbf{R}$, $\mathbf{R} = \text{diag}(R_{11}, R_{22})$; $\bar{\mathbf{Q}} = \mathbf{I}_{N_p} \otimes \mathbf{Q}$, $\mathbf{Q} = \text{diag}(Q_{11}, Q_{22}, Q_{33}, Q_{44}, Q_{55}, Q_{66})$ 为权重矩阵。

因为对目标函数的求解并不一定能绝对保证 MPC 的稳定性, 所以接下来需要设计稳定约束条件。定义上一采样时刻的目标函数为

$$J_{k-1,k-1} = \mathbf{Y}_{k,k-1}^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{Y}_{k,k-1} + \mathbf{U}_{k-1,k-1}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{U}_{k-1,k-1} \quad (18)$$

式中:

$$\mathbf{U}_{k-1,k-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{k-1,k-1} \\ \mathbf{u}_{k,k-1} \\ \mathbf{u}_{k+1,k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{u}_{k+N_c-2,k-1} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{Y}_{k,k-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_{k,k-1} \\ \mathbf{y}_{k+1,k-1} \\ \mathbf{y}_{k+2,k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{y}_{k+N_p-1,k-1} \end{bmatrix}$$

取上一采样时刻最优解 $\mathbf{U}_{k-1,k-1}$ 的后 $N_c - 1$ 个控制增量和当前时刻最优解 $\mathbf{U}_{k,k}$ 的最后一个控制增量组成一个当前时刻的可行解, 该可行解及其在控制作用下的预测输出分别为

$$\bar{\mathbf{U}}_{k,k} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{k,k-1} \\ \mathbf{u}_{k+1,k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{u}_{k+N_c-2,k-1} \\ \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} \end{bmatrix}$$

$$\bar{\mathbf{Y}}_{k+1,k} = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_{k+1,k-1} \\ \mathbf{y}_{k+2,k-1} \\ \vdots \\ \mathbf{y}_{k+N_p-1,k-1} \\ \bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k} \end{bmatrix}$$

定义 $\Delta J_{k,k} = J_{k,k} - J_{k-1,k-1}$, 则

$$\begin{aligned} \Delta J_{k,k} &= J_{k,k} - J_{k-1,k-1} = \mathbf{Y}_{k+1,k}^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{Y}_{k+1,k} + \mathbf{U}_{k,k}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{U}_{k,k} - \\ &\mathbf{Y}_{k,k-1}^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{Y}_{k,k-1} - \mathbf{U}_{k-1,k-1}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{U}_{k-1,k-1} \leq \\ &\bar{\mathbf{Y}}_{k+1,k}^T \bar{\mathbf{Q}} \bar{\mathbf{Y}}_{k+1,k} + \bar{\mathbf{U}}_{k,k}^T \bar{\mathbf{R}} \bar{\mathbf{U}}_{k,k} - \\ &\mathbf{Y}_{k,k-1}^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{Y}_{k,k-1} - \mathbf{U}_{k-1,k-1}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{U}_{k-1,k-1} \leq \\ &\bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k}^T \bar{\mathbf{Q}} \bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k} - \mathbf{y}_{k,k}^T \mathbf{Q} \mathbf{y}_{k,k} + \\ &\mathbf{u}_{k+N_c-1,k}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} - \mathbf{u}_{k-1,k-1}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}_{k-1,k-1} \end{aligned} \quad (19)$$

所以只要满足约束条件 (19) 则可以保证

$$\begin{aligned} \Delta J_{k,k} \leq 0, \text{ 从而保证 MPC 的稳定:} \\ \bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k}^T \bar{\mathbf{Q}} \bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k} - \mathbf{y}_{k,k}^T \mathbf{Q} \mathbf{y}_{k,k} + \\ \mathbf{u}_{k+N_c-1,k}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} - \mathbf{u}_{k-1,k-1}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}_{k-1,k-1} \leq 0 \end{aligned}$$

为了便于计算最优解, 约束 (19) 中的变量通过用 $\mathbf{U}_{k,k}$ 参数化, 可以整理为如下形式: $\bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k}^T = \bar{\Psi} \mathbf{x}_{k,k} + \bar{\Theta}_1 \mathbf{C}_1 \mathbf{U}_{k-1,k-1} + \bar{\Theta}_2 \mathbf{C}_2 \mathbf{U}_{k,k}, \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} = \mathbf{C}_2 \mathbf{U}_{k,k}, \mathbf{u}_{k-1,k-1} = \mathbf{C}_3 \mathbf{U}_{k-1,k-1}, \bar{\Psi} = \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p}, \bar{\Theta}_1 = \mathbf{C}_k [\mathbf{A}_k^{N_p-1} \mathbf{B}_k \quad \mathbf{A}_k^{N_p-2} \mathbf{B}_k \quad \mathbf{A}_k^{N_p-3} \mathbf{B}_k \quad \dots \quad \mathbf{A}_k^{N_p-N_c+1} \mathbf{B}_k], \bar{\Theta}_2 = \mathbf{C}_k \mathbf{A}_k^{N_p-N_c} \mathbf{B}_k, \mathbf{C}_1 = [\mathbf{0}_{(N_c-1) \times 1} \quad \mathbf{I}_{N_c-1}] \otimes \mathbf{I}_2, \mathbf{C}_2 = [\mathbf{0}_{1 \times (N_c-1)} \quad 1] \otimes \mathbf{I}_2, \mathbf{C}_3 = [1 \quad \mathbf{0}_{1 \times (N_c-1)}] \otimes \mathbf{I}_2$

将式 (14) 代入目标函数 (17) 可得

$$J_{k,k} = [\Psi \mathbf{x}_{k,k}]^T \mathbf{Q} \Psi \mathbf{x}_{k,k} + \mathbf{U}_{k,k}^T \mathbf{E} \mathbf{U}_{k,k} + 2 \mathbf{U}_{k,k}^T \mathbf{F} \quad (20)$$

式中: $\mathbf{E} = \bar{\Theta}^T \bar{\mathbf{Q}} \bar{\Theta} + \bar{\mathbf{R}}; \mathbf{F} = \bar{\Theta}^T \bar{\mathbf{Q}} \Psi \mathbf{x}_{k,k}$

因为式 (20) 等号右边第 1 项为常量, 所以 MPC 每一步的优化问题等价于求解如下约束问题:

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{U}_{k,k}} J_{k,k} &= \mathbf{U}_{k,k}^T \mathbf{E} \mathbf{U}_{k,k} + 2 \mathbf{U}_{k,k}^T \mathbf{F} \\ \text{s. t.} &\begin{cases} \begin{bmatrix} \mathbf{M}_c \\ -\mathbf{M}_c \end{bmatrix} \mathbf{U}_{k,k} \leq \begin{bmatrix} N_{\max} \\ N_{\min} \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k}^T \bar{\mathbf{Q}} \bar{\mathbf{y}}_{k+N_p,k} - \mathbf{y}_{k,k}^T \mathbf{Q} \mathbf{y}_{k,k} + \mathbf{u}_{k+N_c-1,k}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}_{k+N_c-1,k} - \mathbf{u}_{k-1,k-1}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}_{k-1,k-1} \leq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (21)$$

通过对式 (21) 求解可以得到预测时域内的控制量 $\mathbf{U}_{k,k}$, 将 $\mathbf{U}_{k,k}$ 的第 1 个值 $\mathbf{u}_{k,k}$ 代入式 (22), 即可得到当前采样时刻纵倾和艏摇角速度的最优期望值为

$$\begin{bmatrix} q_d \\ r_d \end{bmatrix}_{k,k} = \mathbf{u}_{k,k} \quad (22)$$

3.2 动力学控制器

因为本文研究的欠驱动 AUV 在横向和垂向没有驱动力, 所以其横向速度 v 和垂向速度 w 是非常小的, 为了简化动力学控制器的设计, 可以将动力学方程进一步简化为

$$\begin{cases} \dot{u} = a_1 + \bar{\tau}_u/m_{11} + d_u/m_{11} \\ \dot{q} = a_2 + \bar{\tau}_q/m_{55} + d_q/m_{55} \\ \dot{r} = a_3 + \bar{\tau}_r/m_{66} + d_r/m_{66} \end{cases} \quad (23)$$

式中:

$$\begin{aligned} a_1 &= (m_{22}vr - m_{33}wq + d_{11}u)/m_{11} \\ a_2 &= [(m_{33} - m_{11})uw + d_{55}q + M_H]/m_{55} \\ a_3 &= [(m_{11} - m_{22})uv + d_{66}r]/m_{66} \end{aligned}$$

因为推进器的推力和舵力是具有饱和限制的, 定义输入饱和量为

$$\begin{bmatrix} \Delta \tau_u \\ \Delta \tau_q \\ \Delta \tau_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\tau}_u \\ \bar{\tau}_q \\ \bar{\tau}_r \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \tau_u \\ \tau_q \\ \tau_r \end{bmatrix} \quad (24)$$

为了对输入饱和和进行补偿, 设计如下辅助系统:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\lambda}_{11} \\ \dot{\lambda}_{12} \\ \dot{\lambda}_{13} \end{bmatrix} = -\mathbf{c}_1 \begin{bmatrix} \lambda_{11} \\ \lambda_{12} \\ \lambda_{13} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \lambda_{21} \\ \lambda_{22} \\ \lambda_{23} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\lambda}_{21} \\ \dot{\lambda}_{22} \\ \dot{\lambda}_{23} \end{bmatrix} = -\mathbf{c}_2 \begin{bmatrix} \lambda_{21} \\ \lambda_{22} \\ \lambda_{23} \end{bmatrix} + \mathbf{D}_a \begin{bmatrix} \Delta \tau_u \\ \Delta \tau_q \\ \Delta \tau_r \end{bmatrix} \end{cases} \quad (25)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{c}_1 = \text{diag}(c_{11}, c_{12}, c_{13}) \\ \mathbf{c}_2 = \text{diag}(c_{21}, c_{22}, c_{23}) \\ \mathbf{D}_a = \text{diag}(1/m_{11}, 1/m_{55}, 1/m_{66}) \end{cases} \quad c_{ij} > 0, i=1, 2, j=1, 2, 3$$

定义误差变量:

$$\begin{cases} z_1 = \int_0^t (u_d - u) d\tau + \lambda_{11} \\ z_2 = \int_0^t (q_d - q) d\tau + \lambda_{12} \\ z_3 = \int_0^t (r_d - r) d\tau + \lambda_{13} \end{cases} \quad (26)$$

式中: $u_d > 0$ 为期望的航速。

定义滑模函数:

$$\begin{cases} s_1 = c_{31}z_1 + \dot{z}_1 \\ s_2 = c_{32}z_2 + \dot{z}_2 \\ s_3 = c_{33}z_3 + \dot{z}_3 \end{cases} \quad (27)$$

因为 AUV 的期望航速 u_d 被设置为常值, 所以系统可以近似为自治的, 可以认为 d_u, d_q, d_r 有界且慢时变, 其导数可以忽略。定义误差变量:

$$\begin{cases} \tilde{d}_u = d_u - \hat{d}_u \\ \tilde{d}_q = d_q - \hat{d}_q \\ \tilde{d}_r = d_r - \hat{d}_r \end{cases} \quad (28)$$

式中: $\hat{d}_u, \hat{d}_q, \hat{d}_r$ 分别为 d_u, d_q, d_r 的估计值。

定义 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2}(s_1^2 + s_2^2 + s_3^2) + \frac{1}{2}\left(\frac{\tilde{d}_u^2}{k_1 m_{11}} + \frac{\tilde{d}_q^2}{k_2 m_{55}} + \frac{\tilde{d}_r^2}{k_3 m_{66}}\right) \quad (29)$$

对 V 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & s_1 \dot{s}_1 + s_2 \dot{s}_2 + s_3 \dot{s}_3 - \frac{\tilde{d}_u \hat{d}_u}{k_1 m_{11}} - \frac{\tilde{d}_q \hat{d}_q}{k_2 m_{55}} - \frac{\tilde{d}_r \hat{d}_r}{k_3 m_{66}} = \\ & s_1 (c_{31} \dot{z}_1 + \ddot{z}_1) + s_2 (c_{32} \dot{z}_2 + \ddot{z}_2) + \\ & s_3 (c_{33} \dot{z}_3 + \ddot{z}_3) - \frac{\tilde{d}_u \hat{d}_u}{k_1 m_{11}} - \frac{\tilde{d}_q \hat{d}_q}{k_2 m_{55}} - \frac{\tilde{d}_r \hat{d}_r}{k_3 m_{66}} = \\ & s_1 \left[c_{31} (u_d - u + \lambda_{11}) + \dot{u}_d - \dot{u} - c_{11} \lambda_{11} - \right. \\ & \left. c_{21} \lambda_{21} + \frac{\Delta \tau_u}{m_{11}} \right] + s_2 \left[c_{32} (q_d - q + \lambda_{12}) + \dot{q}_d - \right. \\ & \left. \dot{q} - c_{12} \lambda_{12} - c_{22} \lambda_{22} + \frac{\Delta \tau_q}{m_{55}} \right] + s_3 \left[c_{33} (r_d - r + \right. \\ & \left. \lambda_{13}) + \dot{r}_d - \dot{r} - c_{13} \lambda_{13} - c_{23} \lambda_{23} + \frac{\Delta \tau_r}{m_{66}} \right] - \\ & \frac{\tilde{d}_u \hat{d}_u}{k_1 m_{11}} - \frac{\tilde{d}_q \hat{d}_q}{k_2 m_{55}} - \frac{\tilde{d}_r \hat{d}_r}{k_3 m_{66}} = s_1 \left[c_{31} (u_d - u + \right. \\ & \left. \lambda_{11}) + \dot{u}_d - a_1 - \frac{\tau_u}{m_{11}} - \frac{\hat{d}_u}{m_{11}} - c_{11} \lambda_{11} - c_{21} \lambda_{21} \right] + \\ & s_2 \left[c_{32} (q_d - q + \lambda_{12}) + \dot{q}_d - a_2 - \frac{\tau_q}{m_{55}} - \frac{\hat{d}_q}{m_{55}} - \right. \\ & \left. c_{12} \lambda_{12} - c_{22} \lambda_{22} \right] + s_3 \left[c_{33} (r_d - r + \lambda_{13}) + \dot{r}_d - \right. \\ & \left. a_3 - \frac{\tau_r}{m_{66}} - \frac{\hat{d}_r}{m_{66}} - c_{13} \lambda_{13} - c_{23} \lambda_{23} \right] - \\ & \frac{\tilde{d}_u}{m_{11}} \left(\frac{\hat{d}_u}{k_1} + s_1 \right) - \frac{\tilde{d}_q}{m_{55}} \left(\frac{\hat{d}_q}{k_2} + s_2 \right) - \frac{\tilde{d}_r}{m_{66}} \left(\frac{\hat{d}_r}{k_3} + s_3 \right) \end{aligned}$$

设计控制律和自适应律为

$$\begin{cases} \tau_u = m_{11} \left[c_{31} (u_d - u + \lambda_{11}) + \dot{u}_d - a_1 - \frac{\hat{d}_u}{m_{11}} - \right. \\ \left. c_{11} \lambda_{11} - c_{21} \lambda_{21} + k_4 s_1 + \varepsilon_1 \operatorname{sgn}(s_1) \right] \\ \tau_q = m_{55} \left[c_{32} (q_d - q + \lambda_{12}) + \dot{q}_d - a_2 - \frac{\hat{d}_q}{m_{55}} - \right. \\ \left. c_{12} \lambda_{12} - c_{22} \lambda_{22} + k_5 s_2 + \varepsilon_2 \operatorname{sgn}(s_2) \right] \\ \tau_r = m_{66} \left[c_{33} (r_d - r + \lambda_{13}) + \dot{r}_d - a_3 - \frac{\hat{d}_r}{m_{66}} - \right. \\ \left. c_{13} \lambda_{13} - c_{23} \lambda_{23} + k_6 s_3 + \varepsilon_3 \operatorname{sgn}(s_3) \right] \\ \hat{d}_u = -k_1 s_1, \hat{d}_q = -k_2 s_2, \hat{d}_r = -k_3 s_3 \\ \varepsilon_i = k_7 (1 - e^{-k_8 |s_i|}) \quad i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (30)$$

$$\text{可得: } \dot{V} = -k_4 s_1^2 - k_5 s_2^2 - k_6 s_3^2 - \sum_{i=1}^3 \varepsilon_i |s_i| \leq 0.$$

控制律(30)中 $k_j > 0 (j=1, 2, \dots, 8)$, 鲁棒项的系数 ε_i 能够根据滑模函数自动进行调整, 可以减小鲁棒项的抖振。控制信号 n_p, δ_s, δ_r 可以通过如下推进器和舵的水动力模型计算:

$$\begin{cases} n_p = \sqrt{\frac{\tau_u}{K_T \rho D_p^4}} \\ \delta_s = \frac{\tau_q}{k_L}, \delta_r = \frac{\tau_r}{k_L} \end{cases} \quad (31)$$

式中: ρ, K_T, D_p, k_L 分别为流体密度、螺旋桨推力系数、螺旋桨直径、舵的升力系数。

4 仿真结果与分析

本文采用 REMUS-100 作为仿真模型, 模型参数可以参考文献[17-18]。仿真采用了 2 种控制方法进行了对比。

1) 方法 1

采用本文所设计的控制器, 控制器的主要设计参数为: $T = 0.1, T_1 = 0.5, T_2 = 0.5, Q_{11} = 2, Q_{22} = 2, Q_{33} = 2, Q_{44} = 2, Q_{55} = 1, Q_{66} = 1, R_{11} = 2, R_{22} = 2, N_p = 10, N_c = 3, k_1 = 0.1, k_2 = 0.1, k_3 = 0.1, k_4 = 0.1, k_5 = 0.1, k_6 = 0.1, k_7 = 0.2, k_8 = 30, c_{11} = 1, c_{12} = 1, c_{13} = 1, c_{21} = 1, c_{22} = 1, c_{23} = 1, c_{31} = 1, c_{32} = 1, c_{33} = 1, \mathbf{u}_{\max} = [0.15 \quad 0.2]^T, \mathbf{u}_{\min} = [-0.15 \quad -0.2]^T$ 。期望直线路径基于表 1 所列路径点生成。AUV 的初始位姿和速度均为零。期望航速 $u_d = 1 \text{ m/s}$, 路径切换的接受圆半径 $R_k = 10 \text{ m}$ 。在仿真中设置了一个障碍物, 其半径为 5 m , 在固定坐标系中的坐标为: $\mathbf{P}_A = [\xi_A, \eta_A, \zeta_A]^T = [85, 0, 21]^T \text{ m}$ 。仿真中选择从右侧避障, 惩罚项按式(32)进行设置:

$$y_{\text{ed}} = \begin{cases} 7 \text{ m} & L_1 < 15 \text{ m 且 } L_2 < 0 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (32)$$

表 1 路径点
Table 1 Waypoints

序号	ξ	η	ζ
1	10	0	0
2	10	25	3
3	-40	25	9
4	-40	-25	15
5	10	-25	21
6	60	-25	21
7	110	25	21
8	135	25	21
9	135	-25	21
10	85	-25	21

式中: $L_1 = \sqrt{(\xi_o - \xi_A)^2 + (\eta_o - \eta_A)^2}$; $L_2 = (\xi_o - \xi_A) \cos \psi_F + (\eta_o - \eta_A) \sin \psi_F$ 。

2) 方法2

运动学控制器采用了LOS导引律进行路径跟踪和避障^[15],动力学控制器采用PID控制器。为了验证控制器的鲁棒性,仿真时段0~100s水动力参数增加20%,100~250s采用名义水动力参数,250~400s水动力参数减小20%。

图2为三维直线路径跟踪和避障示意图及其在水平面、垂直面的投影图。可以看到,2种控制方法都能实现对直线路径的跟踪和避障。但是

通过对比也可以看到,在每次进行路径切换时,方法1的跟踪效果更好一些,能够更快地收敛到期望路径上,另外方法1能够更快更准确地收敛到期望的横向误差从而更好地完成避障。图3为路径跟踪误差曲线。可以看到,每一段直线路径上的位置误差和姿态误差都能收敛到零,同时可以看到方法1大约在250s时将 y_{ed} 设置为了7m,从而启动了避障,当避障完成后 y_{ed} 又被设置为零,最终使AUV重新收敛到期望路径上。图4为实际的控制输入曲线。可以看到,控制输入存在有规律的抖振,其主要原因是直线路径在路径点处

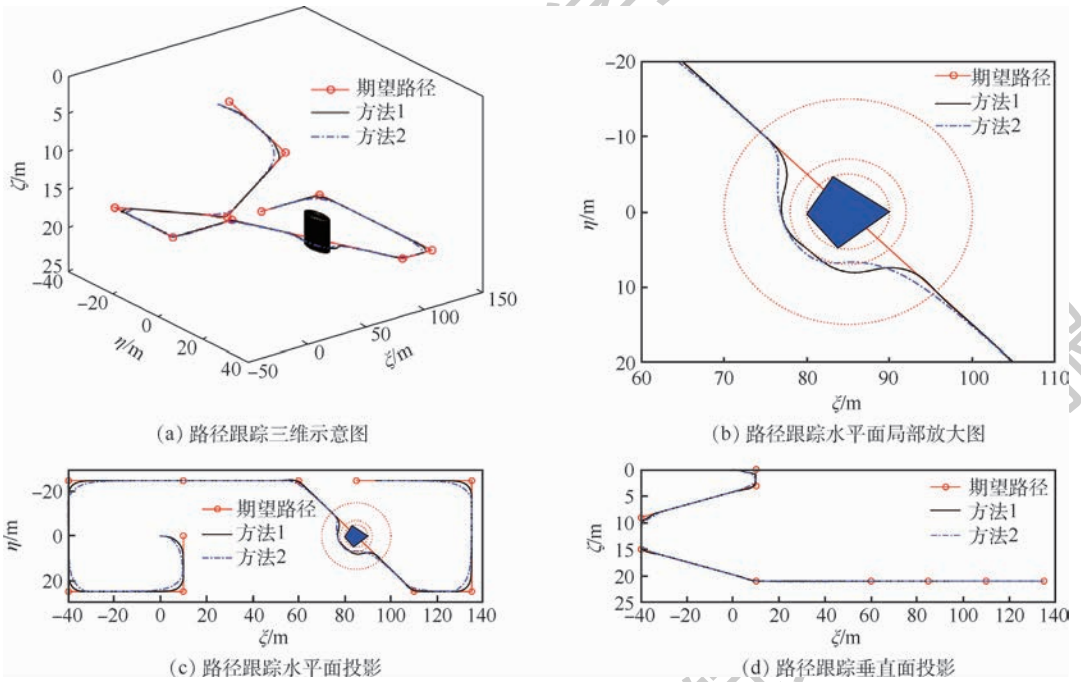


图2 路径跟踪和避障仿真结果

Fig. 2 Simulation results of path following and obstacle avoidance

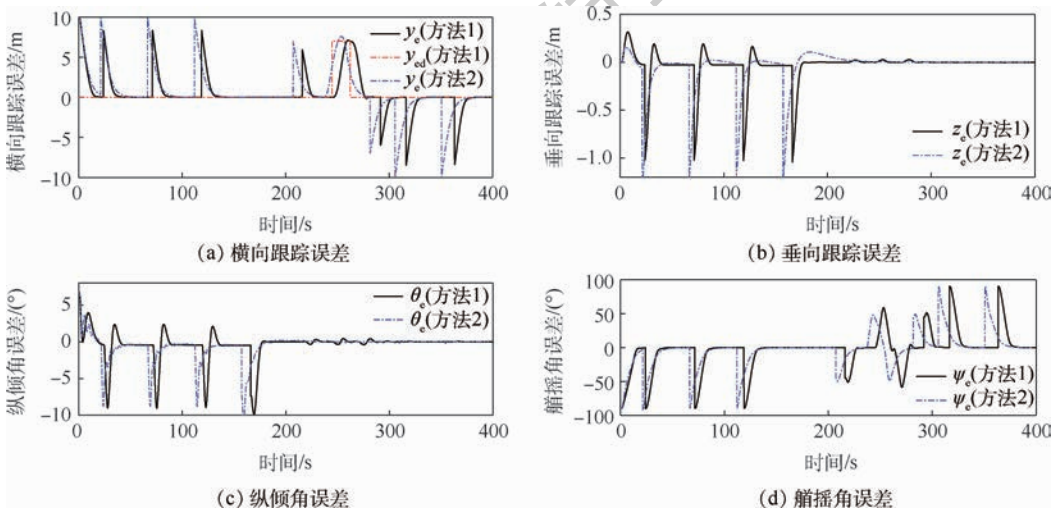


图3 路径跟踪误差曲线

Fig. 3 Path following error curves

不光滑,路径切换时跟踪误差存在跳变。仿真中根据实际情况将舵角的最大绝对值设置为 25° ,可以看到方法2中的舵角在路径切换时出现了饱和现象,但方法1没有出现饱和现象,整体上方法1的舵角更加平稳,这样更利于系统的稳定性和节能。图5为AUV的速度曲线。可以看到,2种控制方法都能使AUV的纵向速度收敛到期望值,但方法1的控制效果更稳定一

些,同时可以看到横向和垂向速度很小而且是收敛的。方法1的纵倾角速度和艏摇角速度都在约束范围之内,从而有效地改善了舵角饱和现象。图6为方法1的鲁棒项系数和滑模函数曲线。可以看到,所有的滑模函数在路径切换时都出现了一定的抖动,但均是收敛的且趋于零,鲁棒项系数能够自动进行调整从而有效地减小鲁棒项引起的抖动。

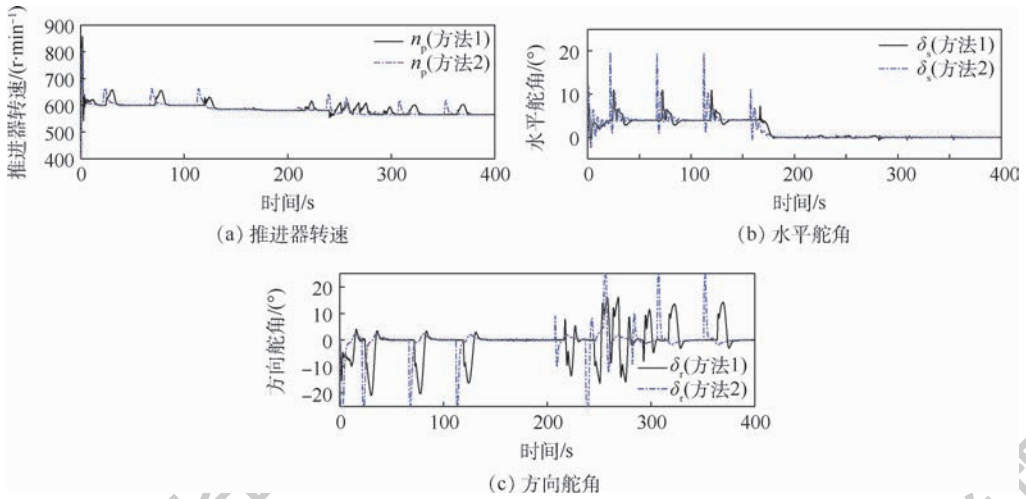


图4 控制输入曲线
Fig.4 Control input curves

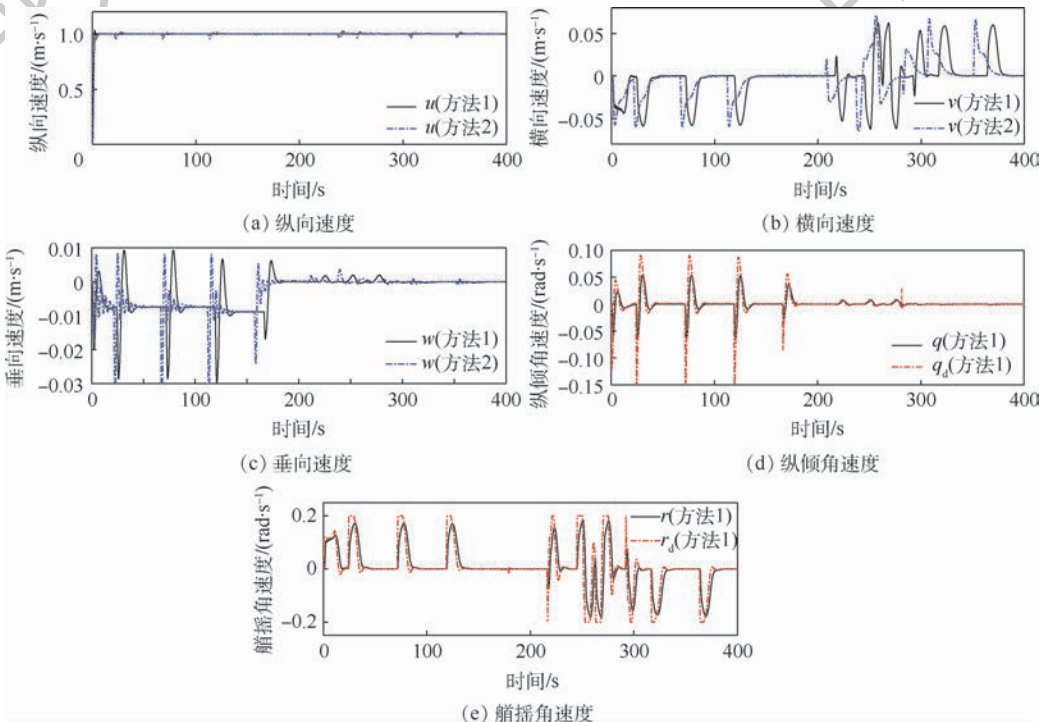


图5 速度曲线
Fig.5 Speed curves

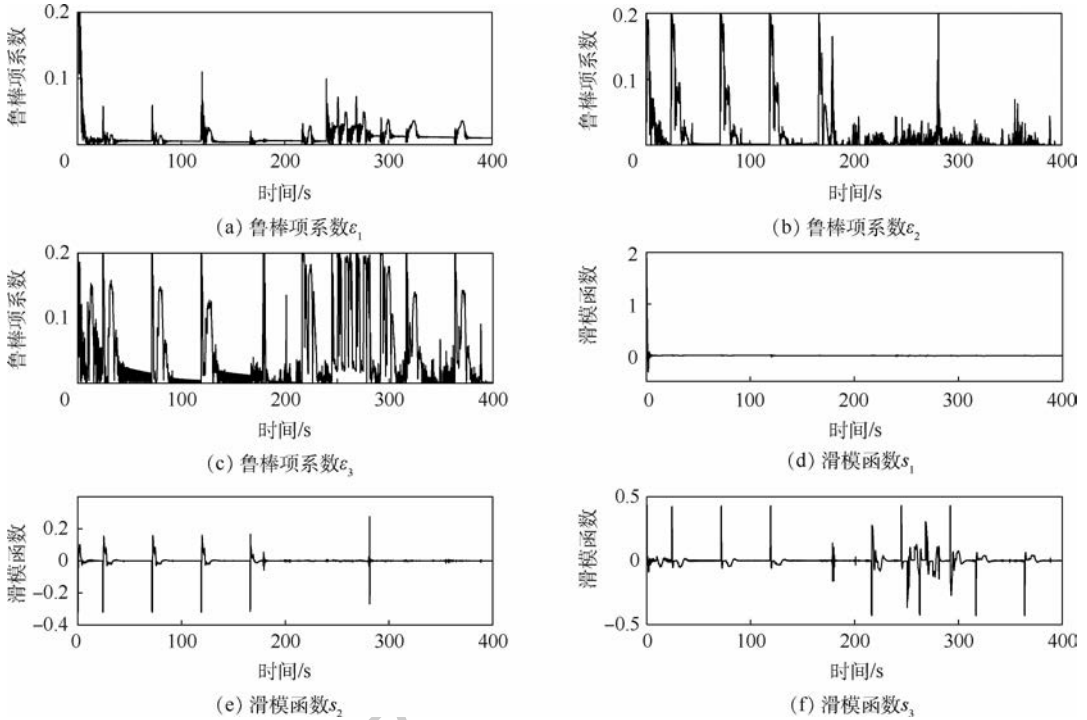


图 6 鲁棒项系数和滑模函数曲线

Fig. 6 Robust term coefficients and sliding mode function curves

5 结 论

1) 本文基于级联控制理论分别应用 MPC 和 SMC 设计了运动学和动力学控制器,从而实现了欠驱动 AUV 三维直线路径跟踪和避障控制。

2) 在运动学控制器中设计了线性时变 MPC 导引律,并设计了 MPC 的稳定约束条件。因为运动学方程不受动力学模型不确定性的影响,所以运动学控制器采用 MPC 不仅能保证预测的效果,而且可以简化控制器的设计。

3) 运动学控制器考虑了期望角速度的约束,可以有效地改善舵角的饱和现象,从而更利于系统的稳定性和节能。

4) 动力学控制器采用 SMC 可以克服动力学模型的不确定性,保证系统的鲁棒性。

接下来将针对存在海浪、海流等环境干扰下的欠驱动 AUV 三维路径跟踪进行进一步的研究。

参考文献 (References)

[1] LEKKAS A M, FOSSEN T I. Minimization of cross-track and along-track errors for path tracking of marine underactuated vehicles [C] // 2014 European Control Conference (ECC). Piscataway: IEEE Press, 2014: 3004-3010.

[2] LEKKAS A M, FOSSEN T I. A time-varying lookahead distance guidance law for path following [J]. IFAC Proceedings Volumes, 2012, 45(27): 398-403.

[3] 陈霄, 刘忠, 张建强, 等. 基于改进积分视线导引策略的欠驱

动无人水面艇路径跟踪 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(3): 489-499.

CHEN X, LIU Z, ZHANG J Q, et al. Path following of underactuated USV based on modified integral line-of-sight guidance strategies [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 489-499 (in Chinese).

[4] XU H, SOARES C G. Vector field path following for surface marine vessel and parameter identification based on LS-SVM [J]. Ocean Engineering, 2016, 113: 151-161.

[5] FOSSEN T I, PETERSEN 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, 2015, 23(2): 820-827.

[6] CAHARIJA W, PETERSEN K Y, SØRENSEN A J, et al. Relative velocity control and integral line of sight for path following of autonomous surface vessels; Merging intuition with theory [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part M: Journal of Engineering for the Maritime Environment, 2014, 228(2): 180-191.

[7] FOSSEN T I, LEKKAS A M. Direct and indirect adaptive integral line-of-sight path-following controllers for marine craft exposed to ocean currents [J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2017, 31(4): 445-463.

[8] 李娟, 边信黔, 熊华胜, 等. AUV 的精确航迹跟踪系统的鲁棒控制 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(1): 112-117.

LI J, BIAN X Q, XIONG H S, et al. Robust control research for AUV trajectory control system [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(1): 112-117 (in Chinese).

[9] YAN Z P, YU H M, ZHANG W, et al. Globally finite-time stable tracking control of underactuated UUVs [J]. Ocean Engineering, 2015, 107: 132-146.

- [10] 潘永平, 黄道平, 孙宗海. 欠驱动船舶航迹 Backstepping 自适应模糊控制 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(7): 907-914.
PAN Y P, HUANG D P, SUN Z H. Backstepping adaptive fuzzy control for track-keeping of underactuated surface vessels [J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(7): 907-914 (in Chinese).
- [11] LIU C, ZOU Z J, YIN J C. Trajectory tracking of underactuated surface vessels based on neural network and hierarchical sliding mode [J]. Journal of Marine Science and Technology, 2015, 20: 322-330.
- [12] OH S R, SUN J. Path following of underactuated marine surface vessels using line-of-sight based model predictive control [J]. Ocean Engineering, 2010, 37(2-3): 289-295.
- [13] YAO X L, YANG G Y, PENG Y. Nonlinear reduced-order observer-based predictive control for diving of an autonomous underwater vehicle [J]. Discrete Dynamics in Nature and Society, 2017: 4394571.
- [14] ZHENG Z W, FEROSKHAN M. Path following of a surface vessel with prescribed performance in the presence of input saturation and external disturbances [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(6): 2564-2575.
- [15] MOE S, PETTERSEN K Y. Set-based line-of-sight (LOS) path following with collision avoidance for underactuated unmanned surface vessel [C] // IEEE Mediterranean Conference on Control & Automation. Piscataway: IEEE Press, 2016: 402-409.
- [16] SHIM T, ADIREDDY G, YUAN H L. Autonomous vehicle collision avoidance system using path planning and model-predictive-control-based active front steering and wheel torque control [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2012, 226(D6): 767-778.
- [17] PRESTERO T. Verification of a six-degree of freedom simulation model for the REMUS autonomous underwater vehicle [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2001: 12-112.
- [18] 段斐. 微小型水下机器人运动仿真研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012: 11-80.
DUAN F. Research on motion simulation for mini autonomous underwater vehicle [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012: 11-80 (in Chinese).

作者简介:

姚绪梁 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 船舶控制、电力电子与电气传动。

王晓伟 男, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 现代控制理论及应用、水下机器人运动控制。

Path following and obstacle avoidance control of AUV based on MPC guidance law

YAO Xuliang¹, WANG Xiaowei^{1,2,*}

(1. College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;

2. School of Mechanical Engineering, Jiujiang Vocational and Technical College, Jiujiang 332007, China)

Abstract: In order to realize the three-dimensional straight path following and obstacle avoidance control of underactuated Autonomous Underwater Vehicle (AUV), a new control method including kinematic and dynamic controller is presented based on cascade control strategy. First, the constraints of pitch and yaw angular velocities are considered in the design of kinematic controller, and the optimal guidance law is designed by using Model Predictive Control (MPC). Then, the rotation speed of thruster and the saturation of rudder angle are considered in the design of dynamic controller, and the dynamic controller is designed based on the Sliding Mode Control (SMC) technology to ensure the robustness of the system. Finally, the performance of the proposed control algorithm is compared with the performance of traditional control method based on Line-Of-Sight (LOS) guidance law by simulation experiment. The simulation results demonstrate that the proposed algorithm can not only improve the three-dimensional straight path tracking effect of underactuated AUV, but also reduce the saturation of rudder angle effectively.

Keywords: Autonomous Underwater Vehicle (AUV); path following; obstacle avoidance; Model Predictive Control (MPC); Sliding Mode Control (SMC)

Received: 2019-07-26; Accepted: 2019-11-01; Published online: 2019-11-12 09:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191111.1734.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51279039)

* Corresponding author. E-mail: 627382854@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0401

基于反馈线性化的 MSCMG 转子稳定控制



汤继强*, 隗同坤, 宁梦月, 崔旭

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 磁悬浮控制力矩陀螺 (MSCMG) 转子的稳定悬浮是实现陀螺高精度大力矩输出的关键。针对影响转子稳定悬浮的转子径向偏转耦合、非线性参数摄动、动框架效应问题, 建立转子的动力学模型, 提出了一种基于反馈线性化的增强型内模控制方法。利用反馈线性化方法实现径向偏转运动解耦以及转子动力学模型的线性化, 设计增强型内模控制对转子系统的非线性参数摄动进行补偿并有效抑制动框架效应, 提升了转子系统的稳定性。MATLAB 仿真结果表明: 所提出的控制方法实现了转子偏转的完全解耦, 与 PID 控制相比, 所提方法可以有效抑制参数摄动对转子径向平动的影响。对于转子径向偏转, 与 PID 交叉控制相比, 所提方法可以有效抑制框架扰动, 提高系统控制精度。

关键词: 磁悬浮控制力矩陀螺 (MSCMG); 反馈线性化; 增强型内模控制; 动框架效应; 非线性参数摄动

中图分类号: V448.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1063-10

磁悬浮控制力矩陀螺 (Magnetically Suspended Control Moment Gyro, MSCMG) 是一种用于卫星姿态机动的关键执行机构, 其高速转子采用磁轴承支承, 无接触、无摩擦, 避免了黏滞力矩、静摩擦等问题, 具有长寿命、高精度的优点, 可以用于航天器的姿态控制^[1-5]。单框架磁悬浮控制力矩陀螺 (Single Gimbal Magnetically Suspended Control Moment Gyro, SGMSCMG) 由单个框架系统和转子系统组成, 框架带动高速旋转的转子偏转, 从而输出大力矩, 矫正航天器的姿态^[6]。高速旋转的磁悬浮转子具有强陀螺效应, 因此在转子径向两方向偏转控制上存在动力学耦合。此外转子系统与框架系统之间也存在耦合关系, 框架运动导致转子出现附加的相对运动, 跳动量加大, 高速时可能碰撞保护轴承, 影响磁悬浮转子系统的稳定性, 被称作“动框架效应”, 这使得磁悬浮高速转子的动

力学行为更加复杂, 控制难度增大^[7-10]。

消除转子系统径向耦合的算法主要包括比例-积分-微分 (Proportional-Integral-Differential, PID) 交叉控制方法、最小二乘向量积解耦方法、逆系统方法、微分几何方法等^[11-14]。其中, PID 交叉控制方法将偏转通道耦合部分以交叉项方式引入 PID 控制中, 结构简单, 但缺乏有效的参数设计方法, 误差不可避免; 最小二乘向量积解耦方法、逆系统方法等运算复杂, 需要大量的计算资源, 限制了其在航天器姿态控制中的广泛应用; 微分几何方法设计简单、实时性好, 能够有效抑制高速转子径向偏转通道间的耦合, 成为研究的热点。基于微分几何原理的反馈线性化控制方法, 采用坐标变换完成了磁轴承非线性系统的径向磁轴承通道的解耦和线性化^[15], 利用反馈线性化对双框架 MSCMG 的耦合力矩进行解耦^[16], 将微分几何方

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-09-12; 网络出版时间: 2019-09-27 11:04

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190927.1053.002.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2018YFB0905500, 2018YFB0905503); 中国设备预研究重点基金 (61407210206)

* 通信作者。E-mail: tjq_72@163.com

引用格式: 汤继强, 隗同坤, 宁梦月, 等. 基于反馈线性化的 MSCMG 转子稳定控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46 (6): 1063-1072. TANG J Q, WEI T K, NING M Y, et al. Stable control of MSCMG rotor based on feedback linearization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46 (6): 1063-1072 (in Chinese).

法与扩张状态观测器相结合来抑制转子扰动^[17]。

为了实现转子系统的高精度稳定控制,现有控制算法包括PID算法、自适应控制、 H_∞ 控制、 μ 控制、滑模控制、内模控制等^[18-22]。PID算法易于实现,但是鲁棒性稍差,尤其对于复杂干扰的机动性较差。自适应控制、 H_∞ 控制和 μ 控制具有较强的鲁棒性,但算法复杂,因计算量大不适合于磁悬浮转子系统控制。滑模控制响应迅速,可以有效抑制干扰,但在变结构切换中容易引起系统抖振。内模控制结构简单、鲁棒性强、参数在线调整方便,文献[23]将内模控制与逆系统解耦控制相结合,实现了转子的高精度控制,文献[24]将前馈解耦控制与内模控制结合,增强了转子系统的抗扰性。相比于传统内模控制,增强型内模控制改进了控制系统的结构,提高了对参数摄动的鲁棒性,可以良好地抑制外部干扰影响,并减少调节参数,更适合应用于磁悬浮转子系统^[25]。

实际系统中,磁悬浮转子系统存在非线性参数摄动,其降低了转子系统的控制精度,进而影响陀螺输出力矩精度。因此实现转子径向偏转通道的高精度解耦,抑制非线性参数摄动以及框架扰动,增强转子稳定性,提高控制精度是转子控制的重要目的。本文针对磁悬浮转子系统提出反馈线性化增强型内模控制方法,通过反馈线性化消除转子径向偏转耦合,采用增强型内模控制实现转子系统高精度稳定控制。

1 SGMSCMG 转子动力学模型

如图1所示,SGMSCMG主要由2个两自由度的径向磁轴承、2个单自由度的轴向磁轴承、转子、转子高速电机、径向位移传感器、轴向位移传感器、框架、框架电机、角位置传感器、陀螺房及基座组成^[26]。

径向磁轴承和轴向磁轴承实现转子五自由度全主动控制,即沿 X 、 Y 、 Z 轴的三自由度平动和绕

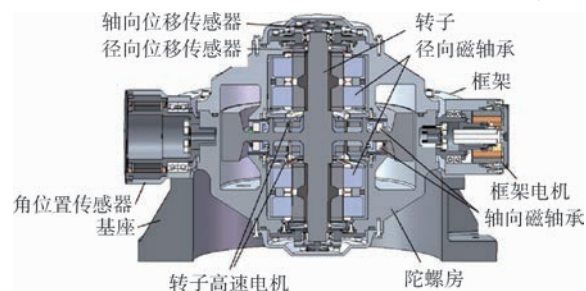


图1 SGMSCMG结构示意图^[26]

Fig. 1 Structure diagram of SGMSCMG^[26]

X 、 Y 轴的两自由度转动;转子高速电机控制转子系统绕轴向的转动;径向位移传感器和轴向位移传感器分别用于监测转子在径向和轴向的位移;框架电机驱动框架转动,带动高速旋转的转子偏转,从而输出大力矩;角位置传感器用于监测框架转动角度^[6]。

为了建立磁悬浮转子的动力学模型,以转子的几何中心为坐标系的原点 O ,建立坐标系如图2所示^[23]。令转子的旋转轴为 Z 轴,转子以 Ω 速度旋转, X 轴的方向由 X^- 指向 X^+ , Y 轴的方向由 Y^- 指向 Y^+ , X 轴与 Y 轴构成垂直于 Z 轴的径向平面。 G 指向转子重力方向, X 轴和 Y 轴关于 Z 轴与 G 方向形成的平面对称,且 X 轴和 Y 轴与该平面的夹角都为 45° 。除磁悬浮转子绕 Z 轴的转动由电机控制外,其余的5个自由度均由磁轴承控制。磁悬浮力分为径向磁悬浮力和轴向磁悬浮力,如图2所示,其中, f_{ax} 和 f_{ay} 为径向磁轴承A所产生的磁力, f_{bx} 和 f_{by} 为径向磁轴承B所产生的磁力,可以合成 X 轴和 Y 轴方向的磁力 f_x 和 f_y ,以及 X 轴和 Y 轴方向的转动力矩 p_x 和 p_y 。 f_z 为沿 Z 轴方向的磁力, x 和 y 分别为转子沿 X 轴和 Y 轴方向的平动位移, α 和 β 分别为转子绕 X 轴和 Y 轴的转动角度, θ_g 为框架旋转角度, ω_g 为角速度。电磁力可以用电流刚度和位移刚度表示,以径向 A_x 通道为例,表达式为: $f_{ax} = \bar{k}_h x + \bar{k}_i i$, \bar{k}_h 为位移刚度, \bar{k}_i 为电流刚度, x 和 i 分别为该通道的位移与控制电流。

理想状态下,转子系统平动与转动之间不存在耦合,当转子绕中心作定点转动时,可以把转子平动和绕中心的转动分开考虑,且转子沿 Z 轴的平动与其他自由度解耦,控制较为简单,故 Z 轴的平动不再考虑。根据牛顿第二定律、欧拉动力学方程和转子动力学方程,建立磁悬浮转子动力学模型为

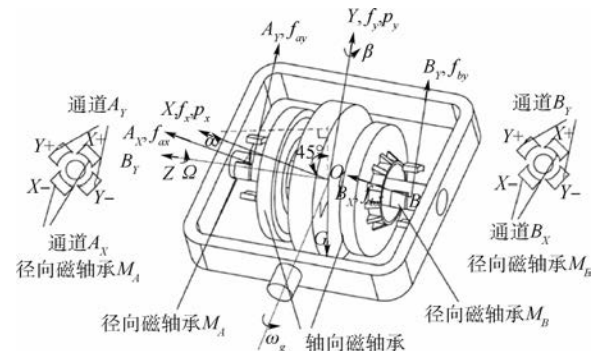


图2 SGMSCMG坐标系^[23]

Fig. 2 Coordinate system of SGMSCMG^[23]

$$\begin{cases} m\ddot{x} = f_x = 2\bar{k}_h x + 2\bar{k}_i i_x \\ m\ddot{y} = f_y = 2\bar{k}_h y + 2\bar{k}_i i_y \\ J_{rx} \left(\ddot{\alpha} + \frac{\sqrt{2}}{2} \ddot{\theta}_g \right) + J_{rz} \Omega \left(\dot{\beta} - \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g \right) = \\ p_x = 2l_m (l_m \bar{k}_h \alpha + \bar{k}_i i_\alpha) \\ J_{ry} \left(\ddot{\beta} - \frac{\sqrt{2}}{2} \ddot{\theta}_g \right) - J_{rz} \Omega \left(\dot{\alpha} + \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g \right) = \\ p_y = 2l_m (l_m \bar{k}_h \beta + \bar{k}_i i_\beta) \end{cases} \quad (1)$$

式中: m 为转子的质量; J_{rx} 、 J_{ry} 和 J_{rz} 分别为转子绕 X 、 Y 、 Z 轴的转动惯量,由于磁悬浮转子为对称结构,故 $J_{rx} = J_{ry} = J_{rz}$; l_m 为从磁悬浮转子中心到径向磁轴承中心的距离; i_x 和 i_y 分别为转子沿 X 轴和 Y 轴平动通道的控制电流; i_α 和 i_β 分别为转子绕 X 轴和 Y 轴偏转通道的控制电流。

图3(a)、(b)分别给出了径向各通道(径向 A_x 、 A_y 、 B_x 、 B_y 通道)磁中心处电流刚度与电流的关系和零电流时位移刚度与位移关系曲线,4条曲线分别由径向四通道的测试点拟合而成。由图可见,电流刚度和位移刚度均为非线性参数。

实际系统中,由于加工、装配及材料等因素的影响,磁悬浮转子的悬浮位置也不完全处于几何中心,当转子偏移,磁力的非线性则明显增加。考虑到电流刚度和位移刚度的非线性,将电流刚度与位移刚度分为两部分, k_h 和 k_i 分别为零电流时平衡位置处的位移刚度和磁中心处零电流时的电流刚度, Δk_h 和 Δk_i 分别为位移刚度和电流刚度的非线性变化量。

令 $\bar{k}_h = k_h + \Delta k_h$, $\bar{k}_i = k_i + \Delta k_i$,代入式(1)展开得

$$\begin{cases} m\ddot{x} = 2k_h x + 2k_i i_x + 2\Delta k_h x + 2\Delta k_i i_x \\ m\ddot{y} = 2k_h y + 2k_i i_y + 2\Delta k_h y + 2\Delta k_i i_y \\ J_{rx} \left(\ddot{\alpha} + \frac{\sqrt{2}}{2} \ddot{\theta}_g \right) + J_{rz} \Omega \left(\dot{\beta} - \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g \right) = \\ 2l_m (l_m k_h \alpha + k_i i_\alpha) + 2l_m (l_m \Delta k_h \alpha + \Delta k_i i_\alpha) \\ J_{ry} \left(\ddot{\beta} - \frac{\sqrt{2}}{2} \ddot{\theta}_g \right) - J_{rz} \Omega \left(\dot{\alpha} + \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g \right) = \\ 2l_m (l_m k_h \beta + k_i i_\beta) + 2l_m (l_m \Delta k_h \beta + \Delta k_i i_\beta) \end{cases} \quad (2)$$

由式(2)可得转子动力学模型中的电磁力非线性扰动为

$$\begin{cases} d_x = 2\Delta k_h x + 2\Delta k_i i_x \\ d_y = 2\Delta k_h y + 2\Delta k_i i_y \\ d_\alpha = 2l_m (l_m \Delta k_h \alpha + \Delta k_i i_\alpha) \\ d_\beta = 2l_m (l_m \Delta k_h \beta + \Delta k_i i_\beta) \end{cases} \quad (3)$$

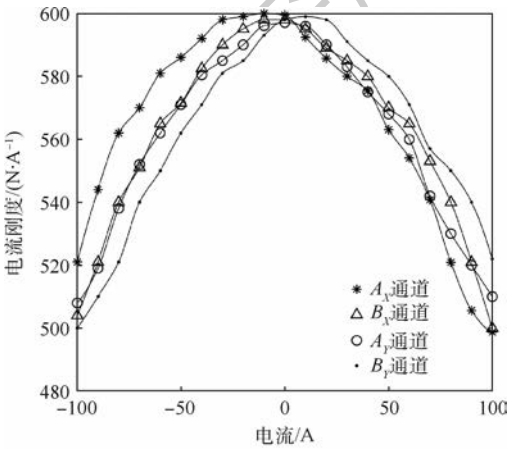
式中: d_x 和 d_y 分别为 X 轴和 Y 轴平动通道干扰; d_α 和 d_β 分别为 X 轴和 Y 轴偏转通道干扰。

由式(2)可知,框架角速度和角加速度只存在于转子的径向偏转运动方程中,因此框架偏转主要影响转子径向偏转。当框架转动后,框架对转子存在牵连运动 θ_g ,牵连运动是突然加入的强运动,由于框架与转子的动力学耦合,导致转子出现附加的相对运动。

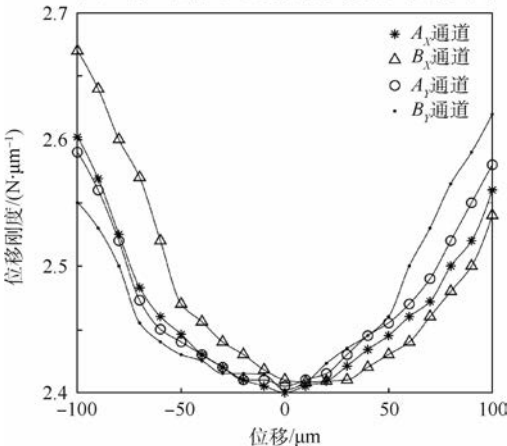
框架转动对转子径向偏转运动的影响,等效于框架静止时转子受到外部扰动力矩 p_{rx} 和 p_{ry} ,力矩的大小取决于框架角速度和角加速度,即

$$\begin{cases} p_{rx} = \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g J_{rz} \Omega - \frac{\sqrt{2}}{2} J_{rx} \ddot{\theta}_g \\ p_{ry} = \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g J_{rz} \Omega + \frac{\sqrt{2}}{2} J_{ry} \ddot{\theta}_g \end{cases} \quad (4)$$

根据框架的相关参数,如表1所示,可估计出当转子转速达到额定转速时由框架角速度产生的最大扰动力矩和由角加速度产生的最大扰动力矩,分别为 $p_{rx} = \frac{\sqrt{2}}{2} \dot{\theta}_g J_{rz} \Omega \approx 36.15 \text{ N} \cdot \text{m}$ 和 $p_{ry} =$



(a) 磁中心处各通道电流刚度与电流的关系曲线



(b) 零电流时各通道位移刚度与位移的关系曲线

图3 电流刚度与位移刚度变化曲线

Fig.3 Curves of current stiffness and displacement stiffness variations

表1 SGMSCMG 设计参数

Table 1 Design parameters of SGMSCMG

参数	数值
转子径向转动惯量 $J_r / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.08286
转子轴向转动惯量 $J_z / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.1302
框架最大角速度 $\dot{\theta} / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	0.25
框架最大角加速度 $\ddot{\theta} / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-2})$	14.137
从磁悬浮转子中心到径向磁轴承中心的距离 l_m / m	0.0725
转子的额定转速 $\Omega / (\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	15000
磁中心处零电流时电流刚度 $k_i / (\text{N} \cdot \text{A}^{-1})$	600
零电流时平衡位置处位移刚度 $k_h / (\text{N} \cdot \mu\text{m}^{-1})$	2.4
转子质量 m / kg	16.7

$\frac{\sqrt{2}}{2} J_r \ddot{\theta} \approx 0.8283 \text{ N} \cdot \text{m}$, $\dot{\theta}$ 和 $\ddot{\theta}$ 分别为框架最大角速度和最大角加速度, 可见框架角速度产生的扰动远大于角加速度产生的扰动。由于框架运动无明显规律, 故对转子而言, 其干扰力矩的方向也无规律。要想实现转子稳定悬浮, 就要有效抑制外部扰动力矩, 以增强转子系统抗干扰能力。

2 转子径向系统反馈线性化

2.1 转子径向平动反馈线性化

由于转子沿 X 轴、 Y 轴的平动表示形式相同, 故以 X 轴的平动为例进行反馈线性化, 为方便控制器的设计, 采用电流型功放做功率驱动器, 根据式(2), 定义 X 轴状态变量 \mathbf{x}_x 、输入变量 u_x 和输出变量 y_x 分别为: $\mathbf{x}_x = [x, \dot{x}]^T = [x_{x1}, x_{x2}]^T$, $u_x = i_x$, $y_x = x_{x1}$ 。

于是, 非线性系统(2)的 X 轴平动状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_x = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 2k_h/m & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{x1} \\ x_{x2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 2k_i/m \end{bmatrix} u_x + \begin{bmatrix} 0 \\ d_x/m \end{bmatrix} \\ y_x = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} x_{x1} \\ x_{x2} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

基于微分几何原理的反馈线性化方法, 通过状态反馈和坐标变换, 在满足全状态反馈线性化的条件下, 可将转子径向平动系统转化为完全能控的积分链式伪线性系统^[27]。

若定义

$$\begin{aligned} \mathbf{f}(\mathbf{x}_x) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 2k_h/m & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{x1} \\ x_{x2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{x2} \\ 2k_h x_{x1}/m \end{bmatrix} \\ \mathbf{g}(\mathbf{x}_x) &= \begin{bmatrix} 0 \\ 2k_i/m \end{bmatrix} \\ d_x &= \begin{bmatrix} 0 \\ d_x/m \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$h(\mathbf{x}_x) = x_{x1}$$

则

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_x = \mathbf{f}(\mathbf{x}_x) + \mathbf{g}(\mathbf{x}_x) u_x + d_x \\ y_x = h(\mathbf{x}_x) \end{cases} \quad (6)$$

定义标量函数 $h(\mathbf{x}_x)$ 对于向量场 $\mathbf{f}(\mathbf{x}_x)$ 的李导数为

$$L_{f(\mathbf{x}_x)} h(\mathbf{x}_x) = \frac{\partial h(\mathbf{x}_x)}{\partial \mathbf{x}_x^T} \mathbf{f}(\mathbf{x}_x) \quad (7)$$

可见, $L_{g(\mathbf{x}_x)} h(\mathbf{x}_x) = 0$, $L_{f(\mathbf{x}_x)} h(\mathbf{x}_x) = x_{x2}$, $L_{g(\mathbf{x}_x)} \cdot L_{f(\mathbf{x}_x)} h(\mathbf{x}_x) = 2k_i/m \neq 0$, 系统的相对阶 $r_x = 2$, 与变量数相等, 可以进行系统全状态反馈线性化。取坐标变换如下:

$$\begin{bmatrix} z_{x1} \\ z_{x2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h(\mathbf{x}_x) \\ L_{f(\mathbf{x}_x)} h(\mathbf{x}_x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{x1} \\ x_{x2} \end{bmatrix} \quad (8)$$

定义变量 $L_{g(\mathbf{x}_x)} L_{f(\mathbf{x}_x)} h(\mathbf{x}_x) = 2k_i/m = A_x$, $L_{f(\mathbf{x}_x)}^2 \cdot h(\mathbf{x}_x) = 2k_h x_{x1}/m = B_x$, 可得虚拟变量 v_x 为

$$v_x = B_x + A_x u_x \quad (9)$$

因 $A_x \neq 0$, 设计反馈控制率 $u_x = A_x^{-1} \cdot (-B_x + v_x)$, 故系统变量表示为积分链形式, 即

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_{x1} \\ \dot{z}_{x2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_{x1} \\ z_{x2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ v_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ d_x \end{bmatrix} \quad (10)$$

原系统等效转化为如图4所示的积分链式伪线性系统。

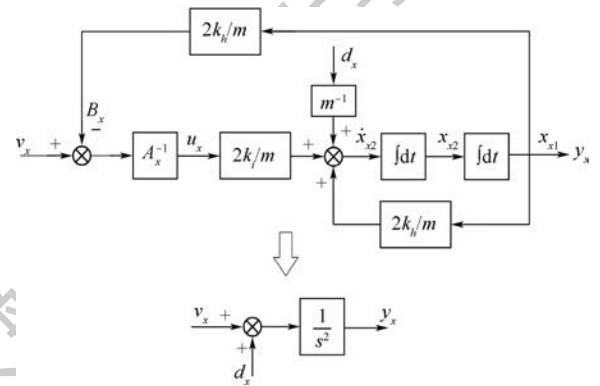


图4 径向平动坐标变换

Fig. 4 Coordinate transformation of radial translation motion

2.2 转子径向偏转反馈线性化

与经典的泰勒级数展开近似线性化方法相比, 基于微分几何原理的线性化方法能够解耦多变量耦合系统^[27]。由式(2)可知, 转子的径向偏转是相互耦合的, 将耦合的系统利用微分几何原理进行坐标变换, 可以对耦合的系统进行反馈补偿, 最终将系统解耦并转化为积分链形式。这里采用电流型功放做功率驱动器, 根据式(2), 定义偏转状态变量 $\mathbf{x}_{\alpha\beta}$ 、 $u_{\alpha\beta}$ 和 $y_{\alpha\beta}$ 分别为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{\alpha\beta} &= [x_{\alpha\beta 1}, x_{\alpha\beta 2}, x_{\alpha\beta 3}, x_{\alpha\beta 4}]^T = [\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}]^T \\ \mathbf{u}_{\alpha\beta} &= [u_{\alpha\beta 1}, u_{\alpha\beta 2}]^T = [i_\alpha, i_\beta]^T \\ \mathbf{y}_{\alpha\beta} &= [x_{\alpha\beta 1}, x_{\alpha\beta 2}]^T = [\alpha, \beta]^T \\ d_1 &= (d_\alpha + p_{rx})/J_{rr} \\ d_2 &= (d_\beta + p_{ry})/J_{rr} \end{aligned}$$

转子偏转动力学方程可以表示为

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_{\alpha\beta} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{2l_m^2 k_h}{J_{rr}} & 0 & 0 & -\frac{J_{rz}\Omega}{J_{rr}} \\ 0 & \frac{2l_m^2 k_h}{J_{rr}} & \frac{J_{rz}\Omega}{J_{rr}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\alpha\beta 1} \\ x_{\alpha\beta 2} \\ x_{\alpha\beta 3} \\ x_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} & 0 \\ 0 & \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{\alpha\beta 1} \\ u_{\alpha\beta 2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_1 \\ d_2 \end{bmatrix} \\ \mathbf{y}_{\alpha\beta} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\alpha\beta 1} \\ x_{\alpha\beta 2} \\ x_{\alpha\beta 3} \\ x_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (11)$$

若定义

$$\mathbf{f}_{\alpha\beta}(\mathbf{x}_{\alpha\beta}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{2l_m^2 k_h}{J_{rr}} & 0 & 0 & -\frac{J_{rz}\Omega}{J_{rr}} \\ 0 & \frac{2l_m^2 k_h}{J_{rr}} & \frac{J_{rz}\Omega}{J_{rr}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\alpha\beta 1} \\ x_{\alpha\beta 2} \\ x_{\alpha\beta 3} \\ x_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} x_{\alpha\beta 3} \\ x_{\alpha\beta 4} \\ \frac{2l_m^2 k_h x_{\alpha\beta 1} - J_{rz}\Omega x_{\alpha\beta 4}}{J_{rr}} \\ \frac{2l_m^2 k_h x_{\alpha\beta 2} + J_{rz}\Omega x_{\alpha\beta 3}}{J_{rr}} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}_{\alpha\beta}(\mathbf{x}_{\alpha\beta}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} & 0 \\ 0 & \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{h}_{\alpha\beta}(\mathbf{x}_{\alpha\beta}) = \begin{bmatrix} h_{\alpha\beta 1} \\ h_{\alpha\beta 2} \end{bmatrix} = \mathbf{y}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} x_{\alpha\beta 1} \\ x_{\alpha\beta 2} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{d}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_1 \\ d_2 \end{bmatrix}$$

则有

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{\alpha\beta} = \mathbf{f}_{\alpha\beta}(\mathbf{x}_{\alpha\beta}) + \mathbf{g}_{\alpha\beta}(\mathbf{x}_{\alpha\beta})\mathbf{u}_{\alpha\beta} + \mathbf{d}_{\alpha\beta} \\ \mathbf{y}_{\alpha\beta} = \mathbf{h}_{\alpha\beta}(\mathbf{x}_{\alpha\beta}) \end{cases} \quad (12)$$

与径向平动处理类似,根据式(7)对式(12)进行如下运算:

$$L_{g_{\alpha\beta}} \mathbf{h}_{\alpha\beta} = \mathbf{0}$$

$$L_{f_{\alpha\beta}} \mathbf{h}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} x_{\alpha 3} \\ x_{\alpha 4} \end{bmatrix}$$

$$L_{g_{\alpha\beta}} L_{f_{\alpha\beta}} \mathbf{h}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} & 0 \\ 0 & \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} \end{bmatrix} \neq \mathbf{0}$$

系统的相对阶为(2,2),而2+2=4与系统状态变量的维数相等,因此满足状态反馈线性化的条件,根据微分几何原理,取如下坐标变换:

$$\begin{bmatrix} z_{\alpha\beta 1} \\ z_{\alpha\beta 2} \\ z_{\alpha\beta 3} \\ z_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{\alpha\beta 1} \\ L_f h_{\alpha\beta 1} \\ h_{\alpha\beta 2} \\ L_f h_{\alpha\beta 2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{\alpha\beta 1} \\ x_{\alpha\beta 3} \\ x_{\alpha\beta 2} \\ x_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} \quad (13)$$

定义矩阵:

$$L_{f_{\alpha\beta}}^2 \mathbf{h}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \frac{2l_m^2 k_h x_{\alpha\beta 1} - J_{rz}\Omega x_{\alpha\beta 4}}{J_{rr}} \\ \frac{2l_m^2 k_h x_{\alpha\beta 2} + J_{rz}\Omega x_{\alpha\beta 3}}{J_{rr}} \end{bmatrix} = \mathbf{C}(x)$$

$$L_{g_{\alpha\beta}} L_{f_{\alpha\beta}} \mathbf{h}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} & 0 \\ 0 & \frac{2l_m k_i}{J_{rr}} \end{bmatrix} = \mathbf{D}(x)$$

则虚拟变量为

$$\mathbf{v}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \mathbf{C}(x) + \mathbf{D}(x) \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

由于 $\mathbf{D}(x) \neq \mathbf{0}$,设计反馈控制率为 $\mathbf{u}_{\alpha\beta} =$

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \mathbf{D}^{-1}(x) [-\mathbf{C}(x) + \mathbf{v}_{\alpha\beta}]。$$

系统变量表示为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{z}_{\alpha\beta 1} \\ \dot{z}_{\alpha\beta 2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_{\alpha\beta 1} \\ z_{\alpha\beta 2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ v_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ d_1 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{z}_{\alpha\beta 3} \\ \dot{z}_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_{\alpha\beta 3} \\ z_{\alpha\beta 4} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ v_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ d_2 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (15)$$

系统解耦并变换为单输入单输出的积分链形式,如图5所示。

通过反馈线性化,可以得到4个独立的径向运动系统,由于转子平动和偏转运动的模型相同,这里以转子绕X轴偏转通道为例设计控制器。

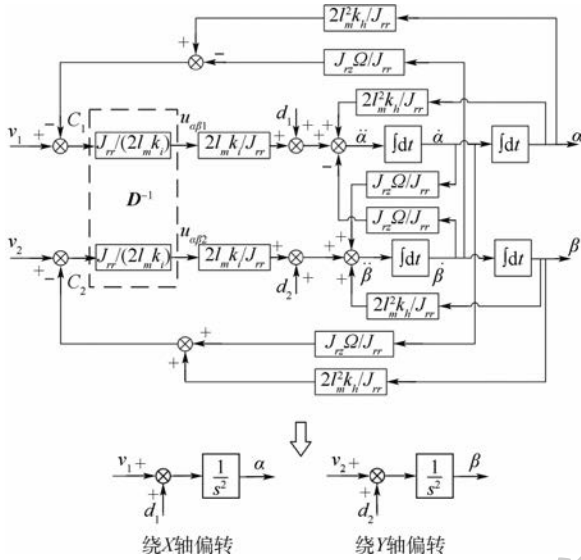


图5 径向偏转坐标变换

Fig. 5 Coordinate transformation of radial tilt motion

3 增强型内模控制器设计

由于系统存在非线性参数摄动,导致建模误差增大,采用传统控制方法(PID交叉控制)、滑模控制等难以保证系统的鲁棒性。增强型内模控制方法改进了内模控制系统的结构,能够弥补系统模型的建模误差,提高对参数摄动的鲁棒性,具有较强的抗干扰性能。因此设计了基于反馈线性化的增强型内模控制方法,控制结构如图6所示。

图6中, $R(s)$ 为系统输入, $Y(s)$ 为系统输出, $G_p(s)$ 为实际被控对象, $G_m(s)$ 为被控对象内部模型, $E_m(s)$ 为被控对象内部模型与实际模型之差, $G_{I_1}(s)$ 和 $G_{I_2}(s)$ 为内模控制器, K 为补偿系数, $D(s)$ 为扰动。根据图6,可以得到输出 $Y(s)$ 的表达式为

$$Y(s) = \frac{G_p(s)G_{I_1}(s)(1+KG_{I_2}(s)G_m(s))R(s)}{1-G_m(s)G_{I_1}(s)+G_p(s)G_{I_1}(s)+KG_p(s)G_{I_2}(s)} + \frac{(1-G_m(s)G_{I_1}(s))D(s)}{1-G_m(s)G_{I_1}(s)+G_p(s)G_{I_1}(s)+KG_p(s)G_{I_2}(s)} \quad (16)$$

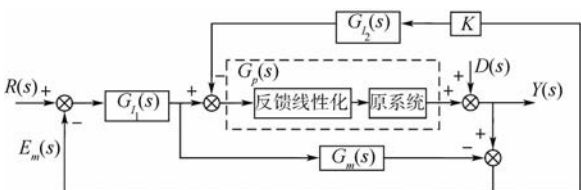


图6 增强型内模控制器结构

Fig. 6 Structure of enhanced internal model control

增强型内模控制将建模误差补偿到被控对象的输入端,通过控制器 $G_{I_2}(s)$ 的反馈调节,以及调节补偿系数 K ,可以提高控制系统对参数摄动的鲁棒性。经过反馈线性化解耦及坐标变换,该通道的被控对象的传递函数为

$$G_m(s) = \frac{1}{s^2} \quad (17)$$

为提高控制器抗扰性能,引入低通滤波器 $F(s) = 1/(\lambda s + 1)^2, \lambda > 0, \lambda$ 为滤波器调节参数,为了方便参数的调节,设计控制器为

$$G_{I_1} = G_{I_2} = \frac{F(s)}{G_m(s)} = \frac{s^2}{(\lambda s + 1)^2} \quad (18)$$

以正弦信号扰动和阶跃信号扰动为例,验证所设计控制器的抗干扰性,定义输出误差函数为

$$E(s) = Y(s) - R(s) = \frac{G_p(s)G_{I_1}(s)(1+KG_{I_2}(s)G_m(s))R(s)}{1-G_m(s)G_{I_1}(s)+G_p(s)G_{I_1}(s)+KG_p(s)G_{I_2}(s)} + \frac{(1-G_m(s)G_{I_1}(s))D(s)}{1-G_m(s)G_{I_1}(s)+G_p(s)G_{I_1}(s)+KG_p(s)G_{I_2}(s)} - R(s) \quad (19)$$

分析系统的抗干扰性能,令 $R(s) = 0$,可得

$$E(s) = \frac{(1-G_m(s)G_{I_1}(s))D(s)}{1-G_m(s)G_{I_1}(s)+G_p(s)G_{I_1}(s)+KG_p(s)G_{I_2}(s)} \quad (20)$$

假定模型精确,即 $G_m(s) = G_p(s)$,将式(17)、式(18)代入式(20)可得

$$E(s) = \frac{1 - \frac{1}{(\lambda s + 1)^2}}{1 + \frac{K}{(\lambda s + 1)^2}} D(s) \quad (21)$$

当干扰为阶跃扰动时,即 $D(s) = \frac{d_0}{s}, d_0$ 为干

扰幅值,此时稳态误差 $e_d(\infty) = \lim_{s \rightarrow 0} (s \cdot$

$\frac{\lambda^2 s^2 + 2\lambda s}{\lambda^2 s^2 + 2\lambda s + 1 + K} \cdot \frac{d_0}{s}) = 0$,因此所设计的闭环控

制系统可以无误差地抑制阶跃扰动。当干扰为正

弦扰动时, $D(s) = \omega/(s^2 + \omega^2), \omega$ 为扰动频率,此

时稳态误差 $e_d(\infty) = \lim_{s \rightarrow 0} [s \frac{\lambda^2 s^2 + 2\lambda s}{\lambda^2 s^2 + 2\lambda s + 1 + K} \cdot$

$(\frac{\omega}{s^2 + \omega^2})] = 0$,因此所设计的闭环控制系统也可以无误差地抑制正弦扰动。

4 仿真分析

为验证本文方法的有效性和优越性,针对平动控制,将本文方法与传统PID交叉控制方法在MAT-

LAB 环境下进行对比仿真。针对偏转控制,与 PID 交叉控制方法进行对比,仿真参数如表 2 所示。

表 2 控制系统仿真参数

Table 2 Simulation parameters of control system

参数	数值
增强型内模控制补偿系数 K	100
增强型内模控制滤波器调节参数 λ	0.001
PID 控制器中比例系数 K_p	100
PID 控制器中微分系数 K_d	12
PID 控制器中积分系数 K_i	150
交叉环节高通滤波器截止频率 ω_H/Hz	400
交叉环节低通滤波器截止频率 ω_L/Hz	80

4.1 径向平动控制性能仿真

经过陀螺实际设计参数估算,采用如图 7(a) 所示幅值为 $1 \times 10^{-4} \text{ m}$ 的不规则干扰来模拟平动通道非线性参数干扰,控制系统仿真参数列于表 2。控制效果如图 7(b) 所示,可见采用传统 PID 交叉控制方法,最大误差为 $6 \times 10^{-7} \text{ m}$,而采用本文方法,误差约为 $1.3 \times 10^{-7} \text{ m}$,较 PID 控制减少了近 78%。因此,本文方法可以有效抑制非线性参数干扰,提高转子的控制精度。

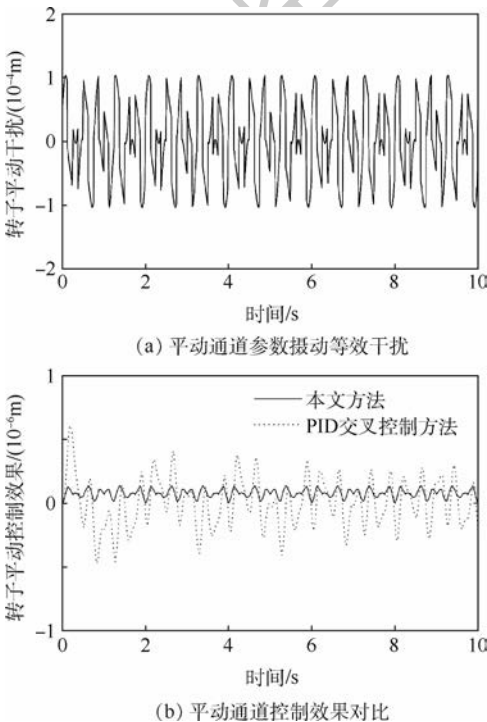


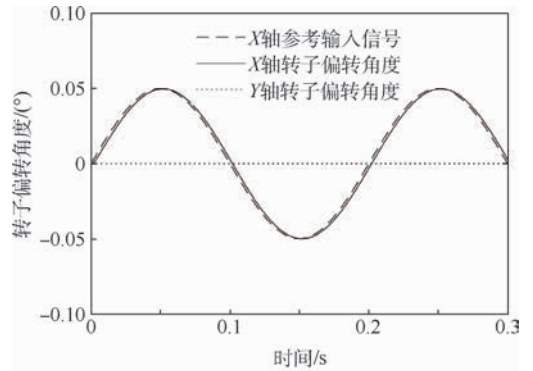
图 7 径向平动抗扰性能对比

Fig. 7 Disturbance suppression performance comparison of radial translation motion

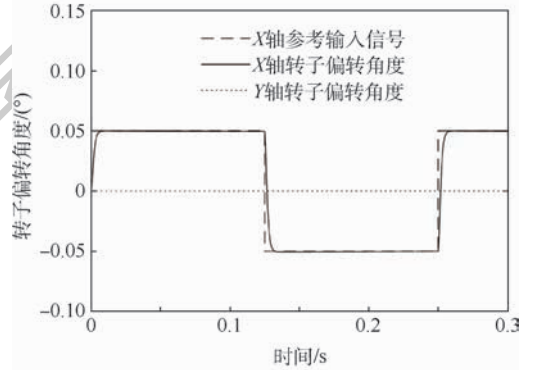
4.2 径向偏转控制性能仿真

4.2.1 解耦性能

在仿真系统中,仅输入转子绕 X 轴偏转的偏转信号,Y 轴方向上输入平衡位置信号,得到结果如图 8 所示。图 8(a) 是输入偏转信号为正弦函



(a) 输入正弦信号时解耦效果



(b) 输入阶跃信号时解耦效果

图 8 解耦性能分析

Fig. 8 Decoupling performance analysis

数时,X 轴和 Y 轴的偏转情况,可见转子在 X 轴偏转角度可以良好跟踪输入信号,且跟踪误差小于 0.002° ,此时 Y 轴在平衡位置基本不受 X 轴偏转的影响。图 8(b) 是当 X 轴输入偏转信号为阶跃信号时两轴的偏转情况,X 轴可以良好跟踪阶跃信号,跟踪误差小于 0.005° ,Y 轴基本无偏转。因此,本文方法可以实现径向耦合系统的完全解耦,同时具有良好跟踪效果。

4.2.2 抗扰性能

为了验证径向偏转控制的抗扰性能,选取了正弦扰动和阶跃扰动 2 种干扰形式。转子偏转所受干扰包含非线性参数扰动干扰以及框架扰动,相比于框架扰动,非线性参数扰动影响较小,故可以忽略不计。为了模拟陀螺框架的角速度或角加速度在连续周期变化下对转子的影响,选取了 2 种不同频率的正弦干扰信号 $0.1 \sin(4\pi t)^\circ$ 和 $0.1 \sin(20\pi t)^\circ$,仿真效果如图 9 所示。

当在 $0.1 \sin(4\pi t)^\circ$ 的干扰信号下,采用 PID 交叉控制方法约产生 $1.3 \times 10^{-6} (^\circ)$ 的往复偏转,而采用本文方法,约产生为 $0.8 \times 10^{-6} (^\circ)$ 的往复偏转,精度提高近 38%。当干扰信号的频率提高至 10 Hz 时,采用 PID 交叉控制方法产生约 $6.5 \times 10^{-6} (^\circ)$ 的往复偏转,对比本文方法产生约

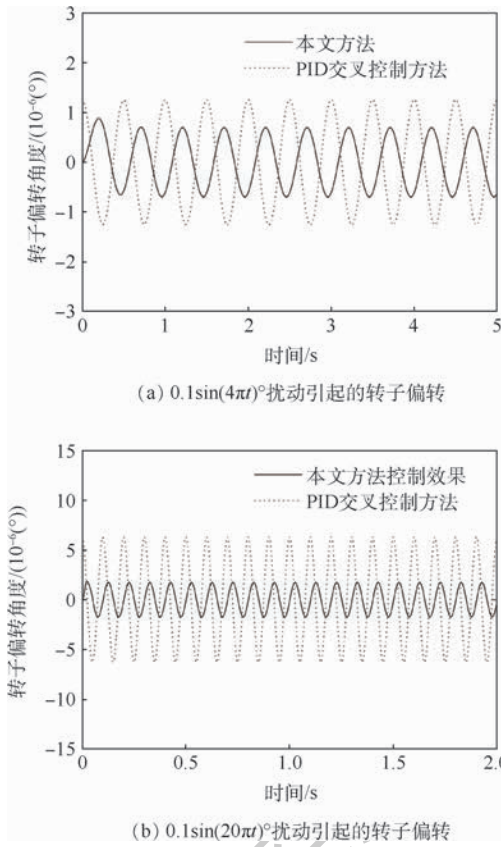


图9 正弦扰动抗扰性能对比

Fig. 9 Disturbance suppression performance comparison of sinusoidal disturbance

2.3×10^{-6} ($^{\circ}$) 的往复偏转, 偏转幅度减少了近 65%。

对比图 9 (a) 和 (b) 可知, 当干扰频率提高时, 采用 PID 交叉控制方法, 转子的偏转幅度增加, 控制精度降低。由于 PID 交叉控制的微分环节会随着频率的增加, 增益变大, 因此微分项对噪声非常敏感, 在处理频率较高的正弦干扰时, 会引入较大噪声。但微分环节可以提高控制的响应速度, 减少调节时间, 如果去除或弱化微分项, 系统的响应速度将会受到影响。而本文方法不包含微分项, 并且可以弥补系统建模误差, 提高系统控制精度, 增强抗扰性能。

为了模拟陀螺框架的角加速度突变或角速度变化过快时对转子的影响, 干扰采用阶跃形式, 取幅值为 0.1° 的方波信号作为干扰信号, 控制效果如图 10 所示。对比图 10 (a) 和 (b) 可知, 当采用 PID 交叉控制方法时, 系统可以达到稳定, 但在阶跃信号到来时, 由于存在微分环节, 会导致转子瞬时振动, 振动幅度与阶跃干扰信号的幅值有关。而采用本文方法, 控制误差稳定在 2×10^{-6} ($^{\circ}$) 以内。因此, 综合仿真效果, PID 交叉控制方法在高频干扰和阶跃干扰下, 微分项的缺点被放大, 其机

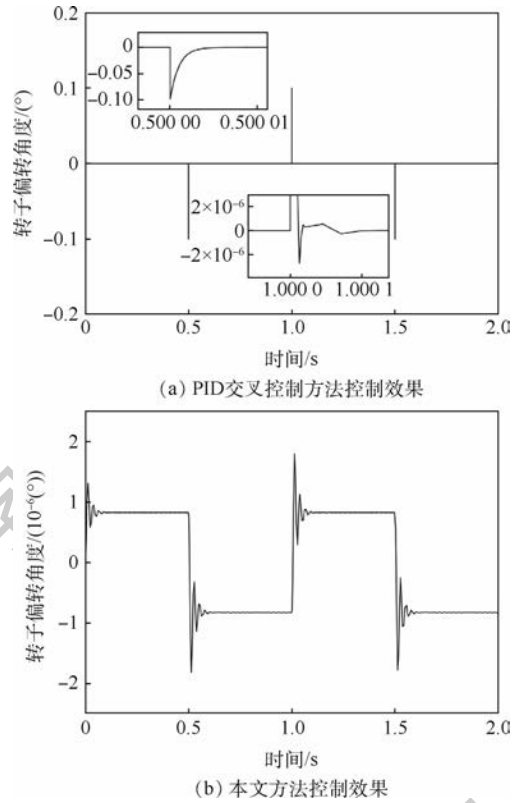


图10 阶跃扰动抗扰性能对比

Fig. 10 Disturbance suppression performance comparison of step disturbance

动性较差, 而本文方法能够有效抑制干扰, 提高系统精度。

5 结论

1) 对于转子径向平动控制, 在模拟参数摄动影响干扰下, 相比传统 PID 交叉控制方法, 基于反馈线性化的增强型内模控制将输出误差减少近 78%。

2) 对于转子径向偏转控制, 本文方法可以实现径向偏转系统的完全解耦。在 $0.1 \sin(4\pi t)^{\circ}$ 正弦干扰下, 转子产生的往复偏转幅值较 PID 交叉控制方法减少近 38%; 在 $0.1 \sin(20\pi t)^{\circ}$ 正弦干扰下, 转子产生的往复偏转较 PID 交叉控制方法减少近 65%。在阶跃干扰下, 采用基于反馈线性化的增强型内模控制方法避免了 PID 在干扰到来时产生的瞬时振动问题。

参考文献 (References)

- [1] ZHANG Y, ZHANG J R. Disturbance characteristics analysis of CMG due to imbalances and installation errors[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50 (2): 1017-1026.
- [2] CHEN X C, CAI Y W, REN Y, et al. Spacecraft vibration suppression based on micro-gimbal moment of magnetically suspen-

- ded flywheel with dynamic feedback and feedforward decoupling control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C-Journal of Mechanical Engineering Science, 2018, 232(21):3881-3896.
- [3] 任元. 大型 CMG 磁悬浮转子系统高稳定度高精度控制方法及实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2012:2-19.
REN Y. High-stability and high-precision control method and experimental research on the magnetically suspended rotor system in a large control moment gyroscope [D]. Beijing: Beihang University, 2012:2-19 (in Chinese).
- [4] CUI P L, HE J X, FANG J C, et al. Research on method for adaptive imbalance vibration control for rotor of variable-speed mscmg with active-passive magnetic bearings[J]. Journal of Vibration and Control, 2017, 23(2):167-180.
- [5] SASAKI T, SHIMOMURA T, SCHAUB H. Robust attitude control using a double-gimbal variable-speed control moment gyroscope[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2018, 55(5):1235-1247.
- [6] TANG J Q, ZHAO S P, WANG Y, et al. High-speed rotor's mechanical design and stable suspension based on inertia-ratio for gyroscopic effect suppression[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2018, 16(4):1577-1591.
- [7] 魏彤, 房建成. 磁悬浮控制力矩陀螺磁轴承的变工作点线性化自适应控制方法[J]. 机械工程学报, 2007, 43(6):110-115.
WEI T, FANG J C. Adaptive control based on variant operating-point linearization in magnetic bearings of MSCMG[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(6):110-115 (in Chinese).
- [8] MIN S K, WOO H Y. Acceleration feedforward control in active magnetic bearing system subject to base motion by filtered-XLMS algorithm[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(1):134-141.
- [9] 魏彤, 房建成. 磁悬浮控制力矩陀螺的动框架效应及其角速率前馈控制方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(1):19-23.
WEI T, FANG J C. Moving-gimbal effects and angular rate feed forward control in magnetically suspended rotor system of CMG [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(1):19-23 (in Chinese).
- [10] 魏彤, 房建成. 磁悬浮控制力矩陀螺框架效应的 FXLMS 自适应精确补偿控制方法仿真研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(6):1205-1210.
WEI T, FANG J C. Accurate compensation of moving-gimbal effects based on FXLMS algorithm in magnetically suspended control moment gyroscope[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6):1205-1210 (in Chinese).
- [11] CHEN J, LIU K, CHEN X. Modeling and low power control of active magnetic bearings system[C]//International Conference on Modelling, Identification and Control. Piscataway: IEEE Press, 2011:319-324.
- [12] 孙玉坤, 朱志莹. 三自由度混合磁轴承最小二乘向量积逆模辨识与解耦控制[J]. 中国电机工程学报, 2010, 30(15):112-117.
SUN Y K, ZHU Z Y. Inverse-model identification and decoupling control based on least squares support vector machine for 3-DOF hybrid magnetic bearing[J]. Proceedings of the CSEE, 2010, 30(15):112-117 (in Chinese).
- [13] FANG J C, REN Y. Decoupling control of magnetically suspended rotor system in control moment gyros based on an inverse system method[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2012, 17(6):1133-1144.
- [14] REN Y, FANG J C. High-precision and strong-robustness control for an MSCMG based on modal separation and rotation motion decoupling strategy[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(3):1539-1551.
- [15] WEN T, FANG J C. A feedback linearization control for the nonlinear 5-DOF flywheel suspended by the permanent magnet biased hybrid magnetic bearings[J]. Acta Astronautica, 2012, 79(10):131-139.
- [16] LI H, YANG S, REN H. Dynamic decoupling control of DGCMG gimbal system via state feedback linearization[J]. Mechatronics, 2016, 36:127-135.
- [17] LIU C, LIU G, FANG J C. Feedback linearization and extended state observer based control for rotor-AMBs system with mismatched uncertainties[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(2):1313-1322.
- [18] 谢进进, 刘刚, 文通, 等. 双框架磁悬浮控制力矩陀螺磁轴承负载力矩复合补偿的控制[J]. 光学精密工程, 2015, 23(8):2211-2219.
XIE J J, LIU G, WEN T, et al. Composite compensation for load torque of active magnetic bearing in DGCMG[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(8):2211-2219 (in Chinese).
- [19] DONG L, YOU S. Adaptive control of an active magnetic bearing with external disturbance[J]. ISA Transactions, 2014, 53(5):1410-1419.
- [20] BALINI H M N K, SCHERER C W, WITTE J. Performance enhancement for AMB systems using unstable controllers[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2011, 19(6):1479-1492.
- [21] PESCH A H, SMIRNOV A, PYRHONEN O, et al. Magnetic bearing spindle tool tracking through-synthesis robust control[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 20(3):1448-1457.
- [22] LIN F J, CHEN S Y, HUANG M S. Adaptive complementary sliding-mode control for thrust active magnetic bearing system[J]. Control Engineering Practice, 2011, 19(7):711-722.
- [23] FANG J C, REN Y. High-precision control for a single-gimbal magnetically suspended control moment gyro based on inverse system method[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(9):4331-4342.
- [24] 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. 磁悬浮控制敏感陀螺转子前馈解耦内模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(3):480-488.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Feed forward decoupling and internal model control for rotor of magnetically suspended control and sensing gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3):480-488 (in Chinese).
- [25] 董凤莲, 屈稳太. 电动汽车电驱动系统的 EIMC 及其鲁棒性研究[J]. 电气传动自动化, 2014, 36(1):6-10.
DONG F L, QU W T. Study of enhanced internal model control

- and robustness for electric drive system of electric vehicles[J]. Electrical Drive Automation, 2014, 36(1):6-10 (in Chinese).
- [26] 房建成, 任元. 磁悬浮控制力矩陀螺技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014:19-20.
- FANG J C, REN Y. Magnetically suspended control moment gyroscope technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014:19-20 (in Chinese).
- [27] 陈冲, 齐虹, 王炎, 等. 非线性系统线性化的微分几何法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1993, 25(2):48-53.
- CHEN C, QI H, WANG Y, et al. Differential geometric approach of linearization for nonlinear systems[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1993, 25(2):48-53 (in Chinese).

作者简介:

汤继强 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 磁悬浮飞轮及磁悬浮控制力矩陀螺技术。

魏同坤 女, 硕士研究生。主要研究方向: 磁悬浮控制力矩陀螺的转子控制。

宁梦月 女, 硕士研究生。主要研究方向: 储能飞轮磁轴承控制系统。

崔旭 男, 硕士研究生。主要研究方向: 磁悬浮控制力矩陀螺磁轴承控制。

Stable control of MSCMG rotor based on feedback linearization

TANG Jiqiang*, WEI Tongkun, NING Mengyue, CUI Xu

(School of Instrumentation Science and Opto-electronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The stable suspension of the Magnetically Suspended Control Moment Gyro (MSCMG) rotor is the key to achieve high-precise and large-moment output for gyro. Aimed at the problems of the rotor radial tilt coupling, nonlinear parameter perturbation and moving-gimbal effects that affect the rotor stable suspension, the rotor dynamics model is established and an enhanced internal model control method based on feedback linearization is proposed. The feedback linearization method is used to decouple the radial tilt motion and linearize the rotor dynamics model. The enhanced internal model control is designed to compensate the nonlinear parameter perturbation, suppress moving-gimbal effects and improve stability of the rotor system. MATLAB simulation results show that the proposed control method can decouple rotor tilt motion completely. Compared with the PID control, the proposed method can effectively suppress the influence of parameter perturbation on rotor radial translation. For rotor radial tilt, the proposed method can effectively suppress moving-gimbal effects and improve system control precision compared with PID cross control.

Keywords: Magnetically Suspended Control Moment Gyro (MSCMG); feedback linearization; enhanced internal model control; moving-gimbal effects; nonlinear parameter perturbation

Received: 2019-07-19; Accepted: 2019-09-12; Published online: 2019-09-27 11:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190927.1053.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFB0905500, 2018YFB0905503); the Key Fund for Equipment Pre-research of China (61407210206)

* Corresponding author. E-mail: tjq_72@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0362

基于锂离子电池温降指数的细水雾 添加剂筛选方法

张青松, 罗星娜*, 程相静, 白伟

(中国民航大学 飞机防火与应急研究所, 天津 300300)



摘 要: 为对比细水雾添加剂抑制锂离子电池热失控多米诺效应的效果, 提出锂离子电池火灾温降指数模型及其测试方法。利用自主设计的锂离子电池热失控实验平台开展含不同添加剂细水雾抑制多米诺效应实验, 确定每种添加剂作用后的温降指数, 对每种添加剂的作用机理进行分析。结果表明: 加入添加剂后温降指数明显增大, 表明添加剂可显著提高细水雾阻断热失控连续传播效果; 无机盐类添加剂作用后抑制效果高于表面活性剂类添加剂, 主要增强了细水雾的化学灭火作用; 进一步对比温降指数发现, 几类样品中 $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 加入后细水雾抑制效果最好。利用温降指数对细水雾添加剂抑制热失控多米诺效应进行评估, 为筛选细水雾添加剂灭火剂提供理论基础。

关键词: 锂离子电池; 热失控; 温降指数; 细水雾添加剂; 多米诺效应

中图分类号: X949

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1073-07

随着电动汽车及数码电子产品的发展, 锂离子电池潜在安全问题成为制约其进一步发展的重大问题, 主要体现在电池强放热造成内部放热大于散热导致热失控现象发生, 从而引发火灾、爆炸等严重事故。2010年, 美国联合包裹运输服务公司一架货机在迪拜坠毁, 事故起因是运输的大量锂离子电池热失控引发火灾, 机上两名飞行员丧生。事故的严重性引起了学者对锂离子电池热失控行为的强烈关注。张青松等^[1-2]基于多米诺效应对锂离子电池热释放速率进行等效分析, 此外还利用流体动力学对热失控多米诺现象进行研究。Feng等^[3]研究了大型锂离子电池组热失控传播机制, 结果表明电池热失控后所释放的总能量12%足以引发相邻电池发生热失控; 通过杆连接器传递的热量仅为通过壳体传递热量的1/10。

Webster^[4]对纸盒包装件内100节18650型锂离子电池进行灭火实验, 结果表明热传导是导致热失控传播的主要能量传递方式。

锂离子电池热失控后产生的多米诺效应所带来的后果极为严重, 各国学者对锂离子电池控制措施开展了一系列的研究。通过改善锂离子电池内部材料、结构及包装材料, 可避免锂离子电池发生热失控^[5-9]。然而热失控一旦发生, 需要合适的灭火剂阻止事故扩大, 避免造成更多不必要的损失。Webster^[10-11]和Summer^[12]对锂离子电池燃烧特性和燃烧条件做出了分析, 并对现有的灭火剂扑灭锂离子电池火灾效果进行了研究。美国联邦航空管理局(FAA)在2006年报告中^[11]指出, 最常用的哈龙灭火剂无法有效抑制锂离子电池火灾, 并在2014年进一步研究^[13]指出, 水基灭

收稿日期: 2019-07-08; 录用日期: 2019-11-10; 网络出版时间: 2019-11-29 17:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191129.1527.003.html

基金项目: 民航安全能力建设项目(TRSA-20600726); 中央高校基本科研业务费专项资金(3122018D043)

*通信作者: E-mail: xnluo_cauc@163.com

引用格式: 张青松, 罗星娜, 程相静, 等. 基于锂离子电池温降指数的细水雾添加剂筛选方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1073-1079. ZHANG Q S, LUO X N, CHENG X J, et al. Method for screening fine water mist additive based on temperature drop index of lithium-ion battery [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1073-1079 (in Chinese).

火剂如水、AF-31 相比非水基灭火剂 FM-200 对抑制锂离子电池火灾有着更好的效果;还有学者利用七氟丙烷 (HFC-227ea)、CO₂ 等气体灭火剂^[13-15]来探讨对锂离子电池火灾的抑制效果。细水雾灭火技术是目前哈龙替代技术之一,主要优点为清洁、高效、高环保性^[16],且相比于气体灭火剂来说成本较低。但在通风良好的环境中或有障碍物存在的情况下,细水雾抑制火灾效果较差^[17],因此使用化学灭火剂^[18]提高细水雾抑制锂离子电池火灾的效能成为学者重点研究问题。

细水雾添加剂可以分为两大类:一类为物理添加剂,主要为表面活性剂^[19-21],通过改变细水雾的物理性质如粒径、表面张力等来提高灭火性能;另一类为化学添加剂^[22-26],主要包括 NaCl、FeCl₂、KHCO₃、NH₄H₂PO₄,利用金属离子与燃烧链中自由基结合,从而达到阻断燃烧的效果,提高细水雾灭火效果。

锂离子电池火灾存在类似阴燃的无明显缓慢燃烧阶段,以及热失控在电池间传播的现象,难以通过单纯的火焰高度变化及可燃物表面温度评判锂离子电池火灾控制效果。且锂离子电池热失控化学反应机理复杂^[27-28],通过实验手段探寻表征锂离子电池热失控抑制效果的宏观指标具有一定的工程应用价值。为此,本文提出了细水雾抑制锂离子电池热失控的温降指数,分析不同添加剂作用后指数变化,可为含添加剂细水雾抑制锂离子电池火灾效果评价和细水雾添加剂筛选提供依据,进而为飞机货舱或集装箱内锂离子电池火灾控制设计提供参考。

1 锂离子电池火灾温降指数

当锂离子电池组中 1 节电池发生热失控时,单节电池产生的热量可能引发临近电池发生热失控,并使热失控在电池间继续传播,这种导致大规模锂离子电池火灾的热失控传播现象就是锂离子电池热失控的多米诺效应。抑制锂离子电池热失控多米诺效应的关键在于降低锂离子电池温度,减慢并中止放热反应,阻断热失控持续发生的能量供给。细水雾因其较强的吸热能力被认为是未来飞机货舱内抑制锂离子电池火灾的理想灭火剂,但对于评价细水雾添加剂抑制锂离子电池热失控效果尚无明确的方法。基于对锂离子电池火灾中多米诺效应的研究,从发生热失控传播的相邻电池温度变化特征入手,提出了温降指数,即

$$\theta = \frac{V_1}{T_{2\max}} \quad (1)$$

式中: θ 为温降指数; V_1 为细水雾作用后第 1 节电池的温度下降速率; $T_{2\max}$ 为第 2 节电池最高温度。

$$V_1 = \frac{T_{1\max} - T_{1\text{drop}}}{\Delta t} \quad (2)$$

其中: $T_{1\max}$ 为第 1 节电池最高温度; $T_{1\text{drop}}$ 为细水雾作用 15 s 后第 1 节电池表面温度; Δt 为细水雾作用时间(实验中为 15 s)。实验中以锂离子电池出现爆炸声为发生热失控的标志,此时锂离子电池表面温度通常可达 500℃ 左右但还未升至最高点,考虑到因设备和人为控制导致的细水雾施加的短暂延迟,细水雾实际施加时间在第 1 节电池表面温度到达最高温度之前,并将在锂离子电池表面温度峰值之后持续作用一段时间。

温降指数 θ 可以定量评价含添加剂细水雾作用于锂离子电池热失控后效果,其值越高,表明抑制效果越好,该类添加剂较适用于抑制锂离子电池火灾。锂离子电池热失控造成严重后果的重要原因是锂离子电池热失控传播,发生热失控的第 1 节电池相当于导致热失控传播的热源,为周围电池提供热量并可能导致邻近电池发生热失控。为最大可能地阻止锂离子电池热失控传播,在第 1 节电池发生热失控后及时采取控制措施,此时 V_1 的大小表征了细水雾作用后作为热源的第 1 节电池的温度变化情况。为评价细水雾对整个电池组的抑制效果,再以邻近的第 2 节电池最高温度 $T_{2\max}$ 的控制效果作为评判的补充。若第 2 节电池最高温度并未达到热失控临界温度 (180℃),则表明热失控传播被阻断。

2 含添加剂细水雾抑制锂离子电池热失控实验

利用自主设计的含添加剂细水雾抑制锂离子电池热失控实验平台开展锂离子电池热失控传播抑制实验,实验装置如图 1 所示。

实验舱的材质为 304 钢材,中间设有观察窗,舱体上部设有细水雾喷头和泄压阀,实验对象放置在舱内中下部的平台上,细水雾喷头位于锂离子电池正上方 15 cm 处,驱动压力为 2 MPa,流量为 20 mL/s,施加总量为 300 mL,锂离子电池热失控后开始喷洒细水雾,喷洒时间为 15 s^[29]。实验对象为应用广泛的三星品牌 18650 型锂离子电池,直径为 18 mm,高度为 65 mm,满电量为 2600 mAh,为了最大限度保证锂离子电池运输安全,所选用的实验用荷电量均为 100%。

实验所选用的添加剂为季铵盐型碳氟阳离子

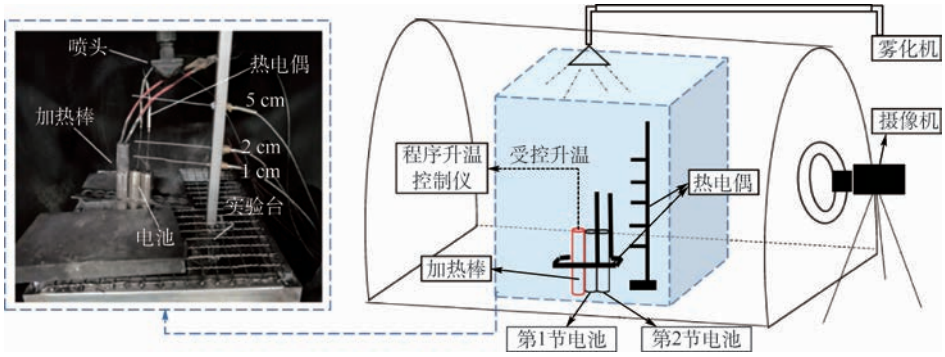


图1 自主设计含添加剂细水雾抑制锂离子电池热失控实验装置

Fig.1 A self-designed experimental device for controlling thermal runaway of lithium-ion battery with fine water mist additive

氟表面活性剂(FC-4)、十二烷基苯磺酸钠(SDBS)、 $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 、NaCl、尿素、乳酸钠、 KHCO_3 、 FeCl_2 。进行实验时所用浓度为前期实验研究^[30-31]筛选结果,表1给出了每种添加剂具体添加浓度。

表1 实验用每种添加剂浓度

Table 1 Concentration of each additive used in experiment

添加剂名称	添加剂类型	质量分数/%
纯水细水雾		
FC-4	氟碳表面活性剂	0.16
SDBS	碳氢表面活性剂	1.2
$\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$	无机盐类、热敏性物质	10
NaCl	无机盐类	12
尿素	热敏性物质	0.32
乳酸钠	无机盐类	2.5
KHCO_3	无机盐类	5
FeCl_2	无机盐类	0.15

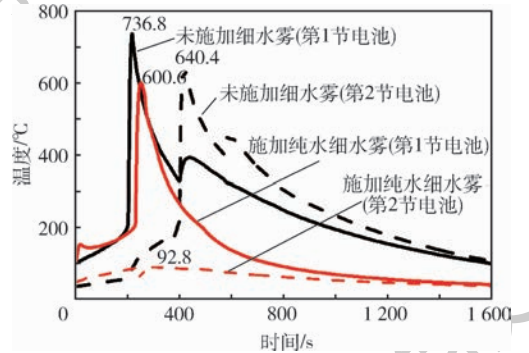


图2 未施加细水雾与施加纯水细水雾后两节电池表面温度变化

Fig.2 Surface temperature changes of two batteries without and with pure fine water mist

3 不同添加剂作用后温降指数

3.1 含添加剂细水雾抑制锂离子电池热失控实验结果

本文选用常用添加剂进行实验,为了筛选出可以高效抑制锂离子电池热失控传播的添加剂,需了解含添加剂细水雾施加后锂离子电池热失控现象及表面温度变化趋势。图2给出了未施加细水雾与施加纯水细水雾后2节电池表面温度随时间变化曲线。

从图2中可知,当第1节电池发生热失控后温度骤热升高至736.8°C,此时内部电解液与化学反应产生的气体一起喷出,同时释放出大量的热量;在这个过程中,第2节电池受到第1节电池散发出的热量影响,电池内部温度开始升高,内部物质开始发生化学反应,随着时间的推移,内部积累的热量大于向外界所散发的热量,发生热失控

现象。从整个实验过程来看,锂离子电池热失控现象从第1节传播到第2节,并伴随着燃烧、爆炸、发热等现象。而加入纯水细水雾后,可以观察到第1节电池所能达到的最高温度降低至600.6°C,且细水雾作用后第1节电池表面温度在最高点后始终呈现下降趋势,并未受到第2节电池表面温度影响出现2次温度上升。第2节电池最高温度低于180°C(锂离子电池发生热失控的临界温度)未发生热失控初爆或燃爆等热失控现象,表明细水雾作用后,第1节电池所发生的热失控现象并未传播到第2节电池,即锂离子电池热失控多米诺现象被抑制。

此外,图2显示细水雾施加后可以完全抑制多米诺效应发生,第2节电池未发生热失控现象,且温度变化趋势变化不明显,对分析含添加剂细水雾抑制锂离子电池热失控多米诺效应的作用较小。故对含添加剂细水雾抑制效果进行分析时,基于第1节电池表面温度变化,图3给出了含不同添加剂细水雾作用后第1节电池表面温度随时间变化情况。

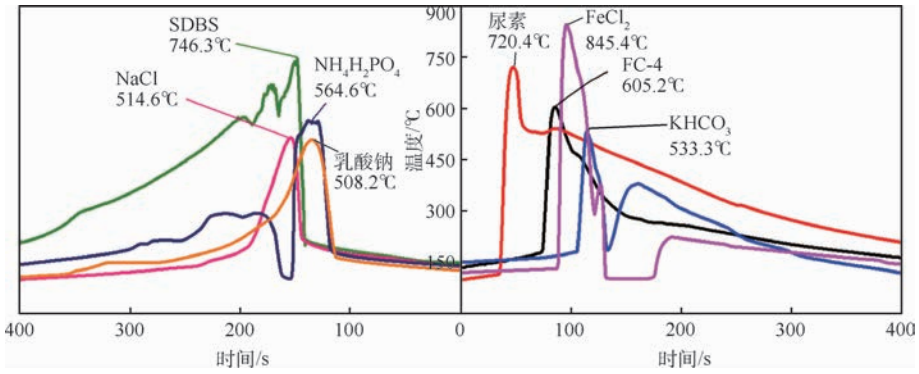


图3 不同添加剂作用后第1节电池表面温度随时间的变化

Fig. 3 Variation of surface temperature of the first battery with time after application of different additives

如图3所示,细水雾添加剂作用效果直观反映在第1节电池表面降温速率上,右图中降温较为迅速的是FeCl₂添加剂方案,虽然该添加剂加入后第1节电池表面温度最高,但短时间内迅速降低温度有助于降低对第2节电池造成的影响,且实验中第2节电池并未发生热失控现象。左图中温度下降速率较大的是NH₄H₂PO₄添加剂,且最高温度也相对较低。整体对比以上8种添加剂作用后第1节电池表面温度下降趋势,可以发现FC-4和SDBS两种添加剂方案同为表面活性剂作用,但第1节电池表面温度变化趋势不同,SDBS作用后温度出现反复升温,而FC-4则呈现出下降趋势。两者的作用机理均为降低细水雾雾滴表面张力,减少粒径,促进细水雾蒸发吸收更多的热量,但是FC-4添加剂降低粒径能力较SDBS强,故所表现出来增强细水雾物理作用更强。其余添加剂均能增强细水雾的化学灭火作用,对于快速熄灭火焰起到极大的作用。仅从图3中无法直观观察到哪种添加剂对细水雾的火灾抑制效果提升贡献更大。为此,计算电池组的温降指数进一步研究添加剂的抑制效果。

3.2 电池组温降指数对比

通过对锂离子电池热失控电池表面温度变化趋势分析表明,含添加剂细水雾可阻断锂离子电池热失控传播,但难以综合比较多种添加剂的效果,因此提出电池组温降指数概念。图4给出了每种添加剂作用后温降指数的变化。

从图4中可得,无机盐类添加剂温降指数明显高于表面活性剂类添加剂。还可观察到,施加纯水细水雾温降指数约为未施加细水雾的3倍,加入添加剂后温降指数明显增高,最高提至约为未施加细水雾的26倍,约为施加纯水细水雾的8倍。其中,FC-4与SDBS均为表面活性剂类添加剂,加入后主要改变细水雾的粒径,使雾滴表面

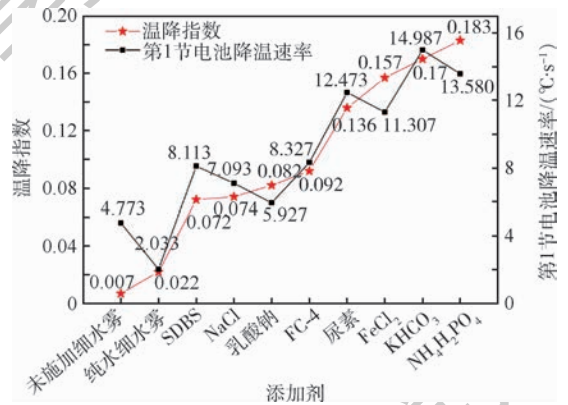


图4 不同添加剂作用后温降指数变化

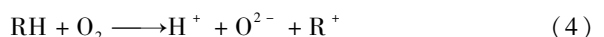
Fig. 4 Change of temperature drop index after application of different additives

积增大更易蒸发,降低环境与电池表面温度,从而提高第1节电池表面温度下降速率,第1节电池温度迅速降低,第2节电池接收到的热量随之减少,安全性相对提高。但从两者温降指数数值大小可看出,FC-4对于抑制锂离子电池热失控传播效果较好,这是由于FC-4属于氟碳表面活性剂,其降低表面张力能力较SDBS强,在同等条件下,由式(3)可得,表面张力越小,粒径直径也就越小,雾滴雾化能力越强,温降指数越大。

$$We = \frac{\rho U_r^2 d}{\sigma} \quad (3)$$

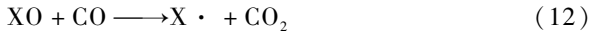
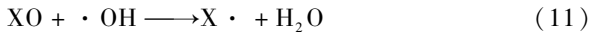
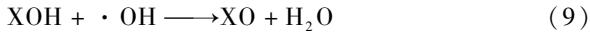
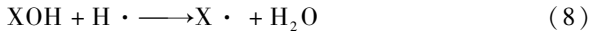
式中:We为韦伯数;U_r为气液相对速度,m/s;ρ为气体密度,kg/m³;d为射流直径,m;σ为液体的表面张力,N/m。

NaCl、乳酸钠、FeCl₂与KHCO₃属于无机盐类添加剂,其作用机理为电离出的金属离子与燃烧反应链中自由基进行反应,从而阻断燃烧反应的继续。常见烃类燃烧的链式反应^[23]如下:



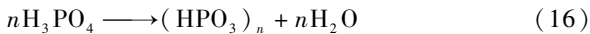
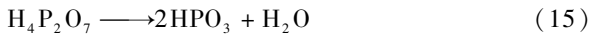
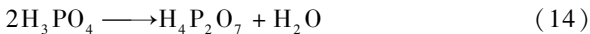


无机盐类添加剂所产生的金属离子 $\text{X} \cdot$ 与 $\text{H} \cdot$ 和 $\cdot\text{OH}$ 等自由基相互反应的过程^[32]如下:



当第 1 节电池发生热失控后,喷出的气体与电解液被点燃产生火焰,含无机盐类细水雾施加后与火焰进行相互作用,阻断燃烧反应持续放热,降低环境温度,减少传递到第 2 节电池的热量,阻断热失控传播从而保障整个电池组安全。从图 4 中温降指数可得,四者对于抑制锂离子电池热失控传播效果大小排序为: $\text{NaCl} < \text{乳酸钠} < \text{FeCl}_2 < \text{KHCO}_3$ 。

剩余 2 种添加剂为尿素与 $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$,属于受热易分解物质。当温度超过 160°C 时,尿素受热分解, $\text{CO}(\text{NH}_2)_2 \longrightarrow \text{NH}_3 + \text{HCNO}$,产生 NH_3 起到惰性气体灭火作用,并且此过程还吸收了大量的热,同样降低火焰温度,减少第 2 节电池所接收到的热量,温降指数为纯水细水雾的 6 倍,这一点则可反映出加入尿素后显著提高了细水雾抑制锂离子电池热失控传播的效果。 $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 受热后发生的主要反应如下:



可以看到,反应方程式(13)中, $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 同样可以产生 NH_3 ,作为分解反应同样可以吸收大量的热。但与尿素不同的是, $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 分解的产物中存在 HPO_3 ,该物质可高温熔化成玻璃状覆盖在电池表面,隔绝电池之间的传热过程。此外,生成的 H_3PO_4 还可在高温作用下捕获烃类反应中的自由基,使燃烧链断裂。 $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 抑制作用机理不仅具有稀释氧浓度、隔绝温度等物理作用,还具备类似无机金属盐类的化学灭火作用,两者共同作用,是与尿素温降指数差别较大的主要原因。

4 结 论

本文基于对锂离子电池热失控传播特征提出了电池组温降指数的概念,对热失控传播抑制效果进行分析,研究了添加剂的作用机理及产生温

降指数差异的原因。以温降指数为基础,对抑制锂离子电池热失控传播的添加剂进行评价、筛选,在此过程中得出:

1) 添加剂可以显著提高细水雾抑制锂离子电池热失控传播现象,其温降指数最高可提高到纯水细水雾的 8 倍。

2) 提高细水雾抑制锂离子电池热失控传播效果的作用机理主要为化学作用,通过捕获燃烧链中自由基,熄灭火焰,降低第 1 节电池表面温度,并减少对第 2 节电池热量的传递。

3) 针对锂离子电池热失控传播现象,以温降指数进行评估,无机盐类添加剂相比于表面活性剂类抑制效果更好;受热易分解类物质中 $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 作用效果较好。同时对三大类物质进行比较, $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ 对抑制锂离子电池热失控传播效果最好。

参考文献 (References)

- [1] 张青松,曹文杰,罗星娜,等.基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率分析方法[J].北京航空航天大学学报,2017,43(5):902-907.
ZHANG Q S, CAO W J, LUO X N, et al. Analysis method of heat release rate of lithium-ion battery based on Domino effect [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 902-907 (in Chinese).
- [2] 罗星娜,张青松,戚瀚鹏,等.基于计算流体动力学的锂离子电池热失控多米诺效应研究[J].科学技术与工程,2014,14(33):327-332.
LUO X N, ZHANG Q S, QI H P, et al. Lithium-ion battery thermal runaway Domino effect analysis based on the CFD [J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(33): 327-332 (in Chinese).
- [3] FENG X, SUN J, OUYANG M, et al. Characterization of penetration induced thermal runaway propagation process within a large format lithium ion battery module [J]. Journal of Power Sources, 2015, 275: 261-273.
- [4] WEBSTER H. Fire protection for the shipment of lithium batteries in aircraft cargo compartments; DOT/FAA/AR-10/31 [R]. Washington, D. C.: FAA, 2010.
- [5] AL-HALLAJ S, SELMAN J R. Thermal modeling of secondary lithium batteries for electric vehicle/hybrid electric vehicle applications [J]. Journal of Power Sources, 2002, 110(2): 341-348.
- [6] JAVANI N, DINCER I, NATERER G F, et al. Heat transfer and thermal management with PCMs in a Li-ion battery cell for electric vehicles [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 72: 690-703.
- [7] MILLS A, AL-HALLAJ S. Simulation of passive thermal management system for lithium-ion battery packs [J]. Journal of Power Sources, 2005, 141(2): 307-315.
- [8] MILLS A, FARID M, SELMAN J R, et al. Thermal conductivity

- enhancement of phase change materials using a graphite matrix [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2006, 26 (14-15): 1652-1661.
- [9] 平平. 锂离子电池热失控与火灾危险性分析及高安全性电池体系研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2014.
- PING P. Lithium ion battery thermal runaway and fire risk analysis and the development on the safer battery system [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2014 (in Chinese).
- [10] WEBSTER H. Flammability assessment of bulk-packed, non-rechargeable lithium primary batteries in transport category aircraft; DOT/FAA/AR-04/26 [R]. Washington, D. C.: FAA, 2004.
- [11] WEBSTER H. Flammability assessment of bulk-packed, rechargeable lithium-ion cells in transport category aircraft; DOT/FAA/AR-06/38 [R]. Washington, D. C.: FAA, 2006.
- [12] SUMMER S M. Flammability assessment of lithium-ion and lithium-ion polymer battery cells designed for aircraft power usage; DOT/FAA/AR-09/55 [R]. Washington, D. C.: FAA, 2010.
- [13] THOMAS M. Extinguishment of lithium-ion and lithium-metal battery fires; DOT/FAA/TC-13/53 [R]. Washington, D. C.: FAA, 2014.
- [14] WANG Q S, SHAO G Z, DUAN Q L, et al. The Efficiency of heptafluoropropane fire extinguishing agent on suppressing the lithium titanate battery fire [J]. *Fire Technology*, 2016, 52 (2): 387-396.
- [15] RAO H, HUANG Z, ZHANG H, et al. Study of fire tests and fire safety measures on lithium-ion battery used on ships [C] // International Conference on Transportation Information and Safety. Piscataway: IEEE Press, 2015: 865-870.
- [16] 余明高, 廖光焯, 张和平, 等. 哈龙替代产品的研究现状及发展趋势 [J]. *火灾科学*, 2002, 11 (2): 108-112.
- YU M G, LIAO G X, ZHANG H P, et al. Research situation and development tendency of halon substitutes [J]. *Fire Safety Science*, 2002, 11 (2): 108-112 (in Chinese).
- [17] 姚斌, 廖光焯. 细水雾抑制扩散火焰的研究 [J]. *中国科学技术大学学报*, 1998, 28 (5): 610-617.
- YAO B, LIAO G X. Study on the suppression of diffusion flames with water mists [J]. *Journal of China University of Science and Technology*, 1998, 28 (5): 610-617 (in Chinese).
- [18] LIU Z G, KIM A K. A review of water mist fire suppression systems-fundamental studies [J]. *Journal of Fire Protection Engineering*, 1999, 10 (3): 32-50.
- [19] CHAO M, ZHU S, JIA L, et al. Surfactant-containing water mist suppression pool fire experimental analysis [J]. *Procedia Engineering*, 2014, 84 (15): 558-564.
- [20] 孙智灏, 蒋军成, 展望, 等. 含表面活性剂细水雾的灭火性能 [J]. *南京工业大学学报 (自科科学版)*, 2014, 36 (4): 74-78.
- SUN Z H, JIANG J C, ZHAN W, et al. Fire suppression performance of water mist with surfactant additive [J]. *Journal of Nanjing Tech University (Natural Science Edition)*, 2014, 36 (4): 74-78 (in Chinese).
- [21] 刘惠平, 吴波, 周子琨, 等. 聚氧乙烯型非离子表面活性剂在细水雾灭火中的应用 [J]. *消防科学与技术*, 2015, 34 (1): 92-95.
- LIU H P, WU B, ZHOU Z K, et al. Application of polyoxyethylene nonionic surfactants in water-mist fire extinguishing [J]. *Fire Science and Technology*, 2015, 34 (1): 92-95 (in Chinese).
- [22] YANG L, ZHAO J. Fire extinct experiments with water mist by adding additives [J]. *Journal of Thermal Science*, 2011, 20 (6): 563-569.
- [23] 赵乘寿, 宫聪, 汪鹏, 等. 含磷酸二氢铵细水雾灭火有效性研究 [J]. *消防科学与技术*, 2011, 30 (9): 822-824.
- ZHAO C S, GONG C, WANG P, et al. Experimental study on fire suppression effectiveness of water mist with dihydrogen phosphate [J]. *Fire Science and Technology*, 2011, 30 (9): 822-824 (in Chinese).
- [24] 刘中麟, 范秀山. KHCO_3 作为细水雾添加剂灭火有效性研究 [J]. *化工管理*, 2014 (24): 32.
- LIU Z L, FAN X S. Study on fire extinguishing effectiveness of KHCO_3 as a fine water mist additive [J]. *Chemical Enterprise Management*, 2014 (24): 32 (in Chinese).
- [25] 徐越群, 吴晋湘, 张瑞. 含 NaCl 添加剂细水雾灭柴油油池火试验 [J]. *消防科学与技术*, 2017, 36 (5): 660-662.
- XU Y Q, WU J X, ZHANG R. Experiment on water mist with NaCl additives extinguishing diesel oil pool fire [J]. *Fire Science and Technology*, 2017, 36 (5): 660-662 (in Chinese).
- [26] 况凯骞, 丛北华, 廖光焯. 含氯化亚铁添加剂细水雾灭火有效性的实验研究 [J]. *火灾科学*, 2005, 14 (1): 21-27.
- KUANG K Q, CONG B H, LIAO G X. Experimental study on the fire suppression effectiveness of water mist with ferrous chloride additives [J]. *Fire Safety Science*, 2005, 14 (1): 21-27 (in Chinese).
- [27] PING P, WANG Q, HUANG P, et al. Thermal behaviour analysis of lithium-ion battery at elevated temperature using deconvolution method [J]. *Applied Energy*, 2014, 129: 261-273.
- [28] WANG Q, MAO B, STOLIAROV S I, et al. A review of lithium ion battery failure mechanisms and fire prevention strategies [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2019, 73: 95-131.
- [29] 姜乃文. 细水雾抑制空运锂离子电池火灾机理及自动控制研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2017.
- JIANG N W. Study on water mist suppression mechanism and automatic control of lithium-ion battery fire in air transportation [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2017 (in Chinese).
- [30] 张青松, 程相静, 白伟. 含复合添加剂细水雾抑制锂电池火灾效果分析 [J]. *消防科学与技术*, 2018, 37 (9): 1211-1214.
- ZHANG Q S, CHENG X J, BAI W. Analysis on fire suppression performance of water mist with compound additive on lithium battery fire [J]. *Fire Science and Technology*, 2018, 37 (9): 1211-1214 (in Chinese).
- [31] 张青松, 程相静, 白伟. 细水雾添加剂抑制锂电池火灾最佳浓度研究 [J]. *中国安全生产科学技术*, 2018, 14 (5): 43-50.
- ZHANG Q S, CHENG X J, BAI W. Study on optimum concentration of additives in water mist for suppression of lithium battery fire [J]. *Journal of Safety Science and Technology*, 2018, 14 (5): 43-50 (in Chinese).

- [32] 刘中麟. 新型水基添加剂灭火有效性研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2015.
LIU Z L. Study on the fire extinguishing efficiency of new water-based additives[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2015 (in Chinese).

作者简介:

张青松 男, 博士, 教授。主要研究方向: 锂离子电池火灾、危险品航空运输安全。

罗星娜 女, 硕士, 讲师。主要研究方向: 锂离子电池火灾、危险品航空运输安全。

Method for screening fine water mist additive based on temperature drop index of lithium-ion battery

ZHANG Qingsong, LUO Xingna^{*}, CHENG Xiangjing, BAI Wei

(Center of Aircraft Fire and Emergency, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to compare the effect of fine water mist additive on controlling thermal runaway Domino effect of lithium-ion batteries, the temperature drop index model of lithium-ion battery and its test method are proposed. The self-designed thermal runaway experiment platform of lithium-ion battery was used to conduct the Domino effect suppression experiment of fine water mist containing different additives, determine the temperature drop index after the action of each additive, and analyze the action mechanism of each additive. The results show that the temperature drop index increases obviously after adding the additive, which indicates that the additive can significantly improve the thermal uncontrolled continuous propagation effect of fine water mist. The inhibitory effect of inorganic salt additives is higher than that of surfactant additives, which mainly enhances the chemical fire extinguishing effect of fine water mist. Further comparison of the temperature drop index shows that the effect of fine water mist suppression is the best after $\text{NH}_4\text{H}_2\text{PO}_4$ is added. The temperature drop index was used to evaluate the thermal runaway domino effect suppression of fine water mist additive, which provides a theoretical basis for screening fine water mist additive fire extinguishing agent.

Keywords: lithium-ion battery; thermal runaway; temperature drop index; fine water mist additive; Domino effect

Received: 2019-07-08; **Accepted:** 2019-11-10; **Published online:** 2019-11-29 17:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191129.1527.003.html

Foundation items: Civil Aviation Safety Capacity Building Project (TRSA-20600726); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122018D043)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0419

基于压敏漆的多羽流气动力效应试验研究

吴靖^{1,*}, 蔡国飙²

(1. 福州大学 机械工程及自动化学院, 福州 350116; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)



摘 要: 多股羽流相互作用会形成复杂流场形态的干扰羽流, 为了对干扰羽流开展气动力效应试验研究, 采用压敏漆(PSP)表面压力光学测量技术, 对以常温空气为工质的单喷嘴羽流和双喷嘴干扰羽流撞击平板模型的气动力进行了高分辨率的全场测量, 分析了喷嘴和平板间不同入射距离和入射角对羽流气动力作用强度和范围的影响。试验结果表明, 以高透氧聚合物为基层的压敏漆在羽流气动力测量中具有快速响应的特性, 能分辨 Pa 级的微小压力变化。相对传统离散测压孔方法, 压敏漆温度敏感度低, 能捕捉大梯度的压力变化, 准确描述羽流气动力效应。通过对比, 发现干扰羽流对气动力具有明显增强作用, 且增强作用随着入射距离的降低而减弱, 干扰羽流的气动力不能直接用单股羽流的气动力进行线性叠加; 羽流相互作用增强羽流返流, 在航天器设计中需要考虑多股羽流相互作用后的羽流防护问题。

关键词: 真空羽流; 干扰羽流; 气动力效应; 压敏漆(PSP); 压力增强

中图分类号: V411.7

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1080-09

航天器发动机工作时产生的羽流向真空中快速膨胀, 会对航天器表面产生气动力效应, 影响航天器的姿态控制^[1-4]。当多台发动机共同工作时, 羽流在膨胀过程中发生相互作用还将导致复杂的流场形态和流动特性, 在相互作用区域形成羽流干扰流^[5-7]。干扰流的密度和压力受到明显的增强, 可能会对航天器表面造成额外的气动力。因此, 研究羽流及干扰羽流的气动力效应对航天器的设计及稳定运行具有重要意义。

开展羽流气动力试验研究最常用的手段是基于测压孔的测量方法^[8-9], 即在模型表面加工数个至数十个离散的小孔, 小孔通过导气管连接至微差压传感器, 从而获得模型表面测压孔位置的分布, 进而积分得到模型整体所受的气动力或气动力矩。这种方法虽然原理简单、精度较高, 但要获得模型准确的气动载荷需要布置大量的测

点, 时间和经济成本较高。

压敏漆(Pressure-Sensitive Paint, PSP)表面压力测量技术, 其作为一种非插入式的全场压力光学测量技术, 具有空间分辨率高、准备简单、成本低等特点, 并且具有与传统压力传感器相近的测量精度和响应速度, 同时在测量过程中不影响流场, 已成功应用于多个国家的各种风洞试验中^[10-13]。目前, PSP在稀薄气体环境中的应用相对较少, 仅有一些低密度条件下自由射流撞击平板的验证性试验^[14-16]和高 Kn 数的微尺度流动试验^[17-18]。

为了突破传统羽流气动力测量基于离散测压孔的局限, 本文将PSP表面压力光学测量技术应用于真空羽流气动力的测量研究中, 以常温空气为工质, 利用PSP对单喷嘴羽流和双喷嘴干扰羽流以不同入射距离和入射角撞击平板造成的气动

收稿日期: 2019-07-29; 录用日期: 2019-11-01; 网络出版时间: 2019-11-19 10:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191119.0839.001.html

* 通信作者. E-mail: wujing@fzu.edu.cn

引用格式: 吴靖, 蔡国飙. 基于压敏漆的多羽流气动力效应试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1080-1088.

WU J, CAI G B. Experimental research on aerodynamic force effect of multiple plumes based on pressure-sensitive paint technique [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1080-1088 (in Chinese).

力分布进行测量,通过高分辨率的测量结果分析羽流及干扰羽流的气动力效应。

1 压敏漆原理及配制

PSP 发光过程中包含复杂的相互作用、能量转换和光物理过程,对于工程应用,只需要从激发、辐射发光、非辐射转换和猝灭这几个主要过程对 PSP 的发光性质进行分析^[19]。当压力变化超过一定范围时,可用非线性 Stern-Volmer 公式描述 PSP 发光强度 I 和 PSP 表面气体压力 p 的关系:

$$\frac{I_{\text{ref}}}{I} = A(T) + B(T) \left(\frac{p}{p_{\text{ref}}} \right)^{\gamma(T)} \quad (1)$$

式中: I_{ref} 为给定参考压力 p_{ref} 下的 PSP 发光强度; $A(T)$ 、 $B(T)$ 和 $\gamma(T)$ 为与温度 T 相关的系数。

本文选用在低压环境下具有较高压力灵敏度和良好线性响应特性的 PSP 配方,以铂四(五氟苯酚)卟啉 (PtTFPP) 作为发光分子,以高透氧聚合物 1-三甲基硅烷基-1-丙炔 (poly (TMSP)) 作为固定发光分子的基层。PtTFPP/poly (TMSP) 根据 Egami 等^[20]的介绍进行配制以达到最佳的压力灵敏度,将 4 mg 的 PtTFPP 和 80 mg 的 poly (TMSP) 溶于 10 mL 的甲苯中,并充分搅拌均匀,然后使用喷枪将配制好的 PtTFPP/poly (TMSP) 直接喷涂于模型上,置于阴暗干燥环境中保存。

2 试验系统

2.1 真空获取系统

基于 PSP 的羽流干扰气动力试验在一座小型真空获取系统中进行,真空舱为 316 L 不锈钢材质的卧式圆筒结构,长度 1 015 mm,内径 700 mm。真空舱后端为椭圆形封头,前端为安装石英玻璃观察窗的平面封头,为光学试验提供光学通路。真空舱舱壁安装有 1 个冷阴极/皮拉尼全量程真空计 (Pfeiffer PKR),以及 4 个相同的电容薄膜真空计 (Leybold CERAVAC CTR),量程为 1 torr (约 133 Pa),精度为 1% F. S.,用以监测真空舱内真空度并互相校验。真空舱配备 1 台螺杆泵 (Leybold SV630) 和 2 台罗茨泵 (Lebold WAU2001 和 WH7000),舱内极限真空度可达 10^{-3} Pa。

2.2 压敏漆标定及气动力测量装置

基于 PSP 的羽流撞击平板气动力试验系统如图 1 所示。真空舱中设置的气动力模型为一铝质平板,平板面积相对于羽流气动力的作用范围足够大,在其表面 $100 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$ 的范围喷涂 PSP。平板中线上设置 4 个直径 2 mm 的测压孔,

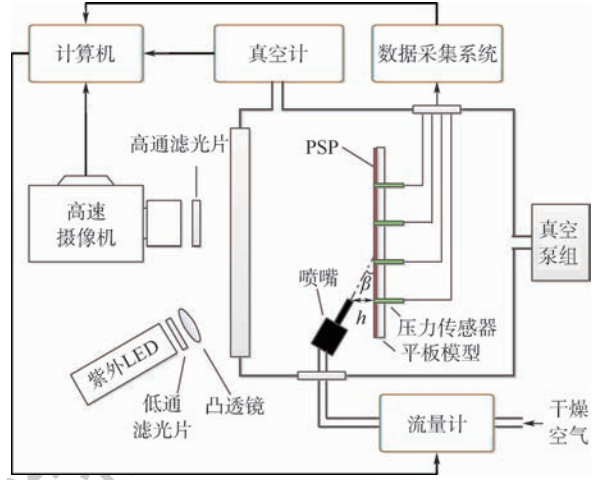


图 1 基于 PSP 的羽流撞击平板气动力试验系统示意图
Fig. 1 Experimental system schematic of aerodynamic force induced by plumes impinging plate based on PSP

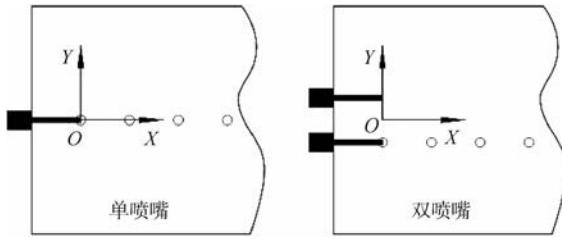
孔间距 10 mm,第 1 个测压孔距离平板边缘 10 mm。测压孔中直接安装科莱特 (Kulite) 压力传感器,其测量端与平板模型表面平齐,能无延迟地响应平板表面的压力变化,参考端通过导气管延伸至远离流场的位置。2 个相同的圆柱形长尾喷嘴平行放置,以干燥空气为工质在真空环境下产生羽流,气体流量 2 SLPM (标准升每分钟),通过置于真空舱外的流量计控制。喷嘴出口内径 d_e 为 0.6 mm,间距 s 为 9.6 mm (16 倍喷嘴出口内径),喷嘴和平板模型间的羽流入射距离 h 设置为 5 mm 和 2 mm,入射角 β 设置为 20° 和 10° 。其中一个喷嘴的出口位于第 1 个测压孔的正上方。

PSP 的激发光源采用 Luminus 公司的 CBV-120UV 大功率发光二极管 (LED) 芯片,发光峰值波长为 405 nm,半波宽 10 nm,光功率大于 10 W。LED 芯片前方安装 440 nm 低通滤光片及凸透镜,分别用以吸收热辐射及增大光密度。PSP 的发射光使用 Phantom CMOS 12 位高速摄像机进行采集,频率设定为 100 Hz,镜头前安装 570 nm 高通滤光片,用以将 PSP 的发射光从激发光中分离出来,采集图像对应平板的分辨率约为 2 像素/mm。

通过运行真空泵组或通过喷嘴向舱内注入空气,使真空舱内压力可在 0.5 ~ 5 000 Pa 的范围内变化及维持。真空舱外的计算机负责整个试验系统的同步工作和信号采集,包括控制流量计和温度控制器,以及接收、显示并保存数据采集系统、真空计和高速摄像机采集到的信号。

2.3 试验系统坐标系

试验系统坐标系如图 2 所示,平板沿喷流方向为 X 轴,平板法线方向为 Z 轴,以右手定则确定 Y 轴。坐标原点 O 在单股羽流气动力试验中

图2 气动力试验系统坐标系 XOY 平面Fig.2 XOY plane of coordinate system in aerodynamic force experiment

设置在喷嘴正下方的平板位置,在双股羽流气动力试验中设置在2个喷嘴对称点正下方的平板位置。

3 试验及数据处理流程

试验中,经喷嘴喷出的常温气流快速向真空环境中扩散形成羽流。由于羽流极其稀薄,对平板模型造成的气动热和气动力很低,因此羽流对PSP的温度改变及对模型的位置偏移可以忽略。

在风洞试验中,为了将光学探测器采集到的模型表面PSP的发光强度转换为压力,一般需在准备PSP气动力模型的同时准备PSP试样,预先在压力和温度可调的容腔中对该种PSP进行标定,获得式(1)中的标定系数,然后将光强图像转换为压力数据。模型表面由于气动热效应造成的温度不均匀会产生压力误差,往往需要同步测量表面温度分布,如利用红外相机或温度敏感涂料测量模型表面温度分布,并进行温度修正,才能减小这种误差。相比于在风洞中进行的PSP气动力试验,真空舱具有一个独特的优势,即真空舱自身可作为一个压力调节装置,直接对模型表面的PSP进行标定。因此,本文采用一种原位点对点标定法将CMOS相机采集到的图像转换为模型表面的压力分布。

3.1 试验流程

试验流程如图3所示,步骤如下:

步骤1 关闭真空舱,保持黑暗环境,开启真空泵组对舱内抽真空。

步骤2 真空舱内达到极限真空度后,打开激发光源,喷嘴喷气产生羽流,CMOS相机获取平板表面的喷气图像 $I_{wind-on}$ (图中暗的区域压力相对较大,亮的区域压力相对较小)。CMOS相机采集图像后停止喷流并关闭光源。

步骤3 更改喷嘴工况,重复步骤2。

步骤4 工况完成后关闭真空泵组,并逐步向真空舱内通入空气,使真空舱内环境压力从

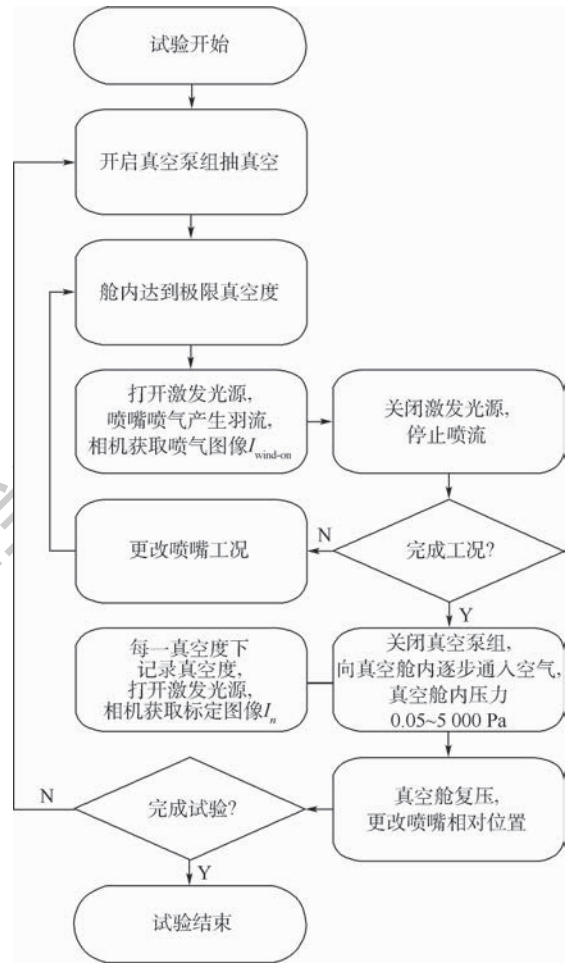


图3 真空舱中进行的PSP气动力试验流程

Fig.3 Flowchart of aerodynamic force experiment based on PSP in vacuum chamber

0.05 Pa 分段上升至5 000 Pa,在每一环境压力下,记录舱内真空度,打开激发光源,同时CMOS相机分别获取不同真空度下的标定图像 $I_1, I_2, \dots, I_{ref}, \dots, I_{n-1}, I_n$ (图像亮度不均匀是由于涂料厚度和光照强度不均匀造成的)。

步骤5 真空舱复压,更改喷嘴相对平板模型的位置。

步骤6 重复步骤1~步骤5,结束试验。

3.2 数据处理流程

数据处理流程如图4所示,步骤如下:

步骤1 对连续拍摄的100帧图像求平均以消除随机误差,并截取图像中气动力作用的主要区域进行分析。

步骤2 利用2D平面图像拟合方法修复喷气图像和标定图像中的测压孔位置。

步骤3 将标定图像的每一像素点当作一个独立的PSP,通过式(1)分别计算每一像素点的标定系数,得到系数分布图。

步骤4 参考图像 I_{ref} 和喷气图像 $I_{wind-on}$ 求比值,得到比值图像。

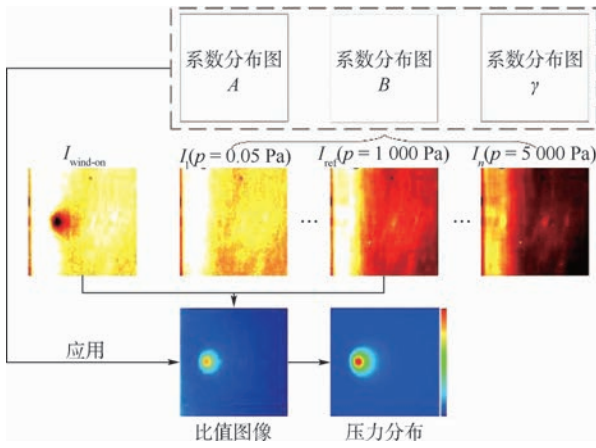


图4 原位点对点标定法计算表面压力分布流程示意

Fig.4 Flowchart of calculating surface pressure distribution using in-situ point-to-point calibration method

步骤5 按照每一像素点一一对应的关系,将系数分布图通过式(1)应用到比值图像中,得到模型表面的压力分布。

通过原位点对点标定法获得的图像噪声较低、质量较高,可以不对图像进行空间滤波处理。

4 试验结果与分析

4.1 传感器与压敏漆压力比较

本文中 PSP 在单位面积上获取的压力值数量约为传感器的 12.57 倍,获取的图像每一像素均可转换为平板模型对应点压力,因此 PSP 的空间分辨率和数据采集量均远远高于传统基于离散测压孔的羽流气动力测量方法。

图5为 Kulite 压力传感器采集的压力信号和

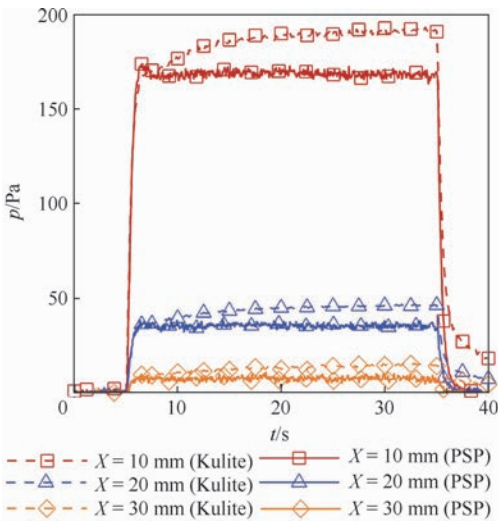


图5 Kulite 压力传感器压力和 PSP 压力随时间变化的典型关系曲线 ($h = 5 \text{ mm}, \beta = 20^\circ$)

Fig.5 Representative time-history plots of Kulite sensor and PSP pressures ($h = 5 \text{ mm}, \beta = 20^\circ$)

PSP 经原位点对点标定法计算得到的压力数据随时间变化的典型关系曲线对比。喷嘴喷气时间设置为 30 s,位于 $X = 40 \text{ mm}$ 处的 Kulite 压力传感器因当地压力过低而无法有效采集压力数据,故不在图中进行对比。由图5可见,在压力跃升阶段,PSP 对压力的响应速度与 Kulite 压力传感器基本相同,证明 PtTFPP/poly(TMSP)在低压环境中具有快速响应的特性,可以应用于以短脉冲工作为主的真空羽流气动力试验中。本文中使用的 Kulite 压力传感器热零点漂移约为 20 Pa/K ,其在恒温条件下显示了良好的线性压力灵敏度,但由于传感器体积较小,热容也较小,且与平板模型保持热绝缘,羽流的气动热效应使传感器温度发生变化,导致在喷气过程中传感器热零点发生漂移,由此带来的测量误差在低压环境中无法忽略。而 PtTFPP/poly(TMSP)的温度敏感度较低,且平板模型的热容比 Kulite 压力传感器高得多,所以模型表面 PSP 的温度变化极小,测量的压力数值稳定^[21]。

4.2 单喷嘴羽流气动力结果分析

图6为单喷嘴羽流以不同入射距离和入射角撞击平板表面的压力分布云图,取平板包含羽流主要作用区域的 $50 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ 范围分析。可以看出,利用 PSP 表面压力光学测量方法获得的压力分布均匀,对称性良好,可分辨 Pa 级的压力变化。当入射距离相同时,入射角的减小明显降低平板表面的压力,说明羽流的气动力效应随着入射角的减小而减弱。当入射角相同时,随着入射距离的减小,压力集中区域面积减小,压力梯度增大。对于如此大的压力梯度,即使采用直径仅 2 mm 的 Kulite 压力传感器,也无法准确捕捉测压孔所在位置剧烈的压力变化,只能测得当地的平均压力;而利用 PSP 表面压力光学测量方法则可以获得每一像素点的所在位置压力,描绘大梯度下的压力变化趋势,准确地给出压力最大值所在的位置。若提高采集图像的分辨率,还可以进一步提高压力峰值测量的准确性。

图7对单喷嘴羽流在不同入射距离和入射角时平板中线上的压力分布曲线进行了比较,压力最大值及相应位置在表1中列出。图7中可以明显看出单喷嘴在不同姿态下羽流气动力的大小及主要作用范围。压力最大值位于喷嘴出口正下方平板的下游位置,受气流攻角的作用,入射角为 10° 的压力作用范围比入射角为 20° 的压力作用范围向喷流下游方向移动,其中最大值点位置移动 0.5 mm 。入射距离 2 mm 的工况在入射角 20°

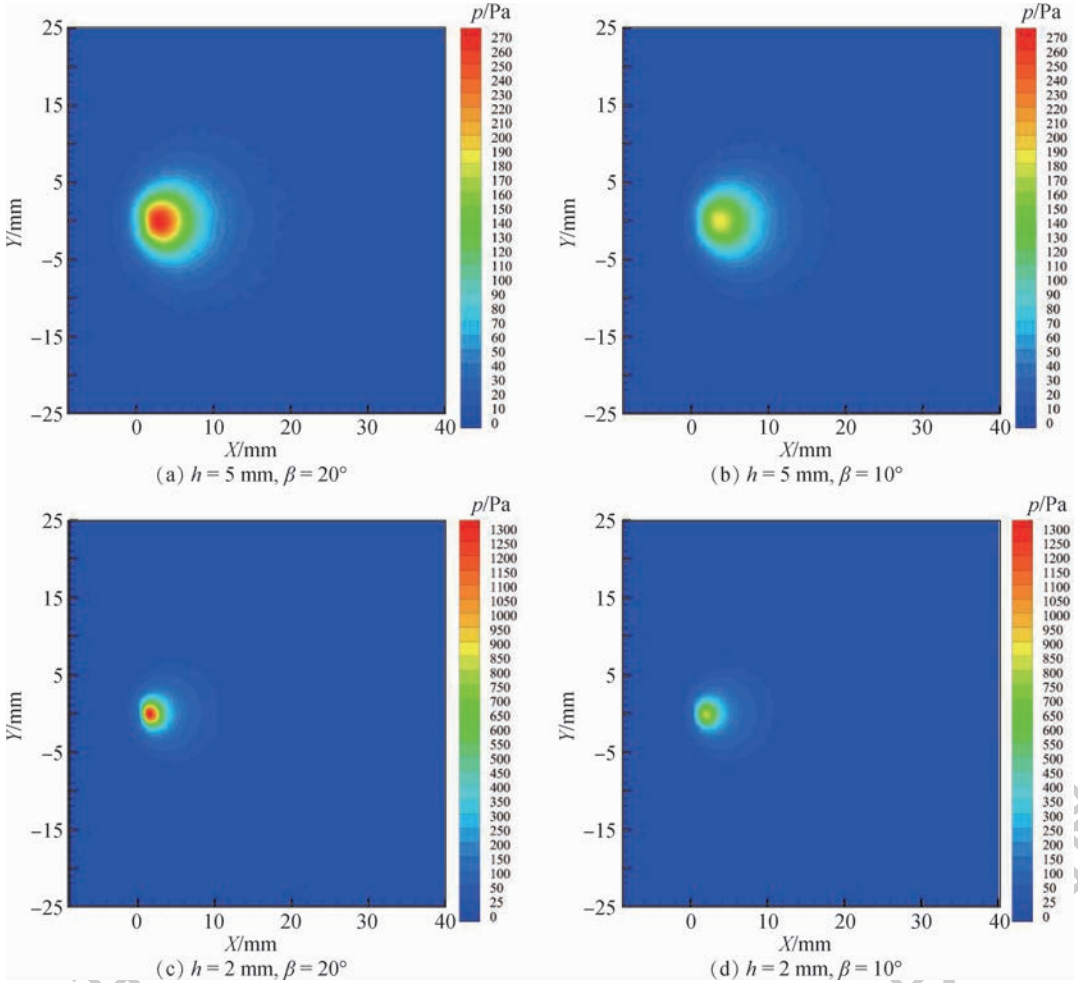


图6 单喷嘴羽流撞击平板模型表面压力分布云图

Fig. 6 Surface pressure distribution contour of single-nozzle plume impinging plate model

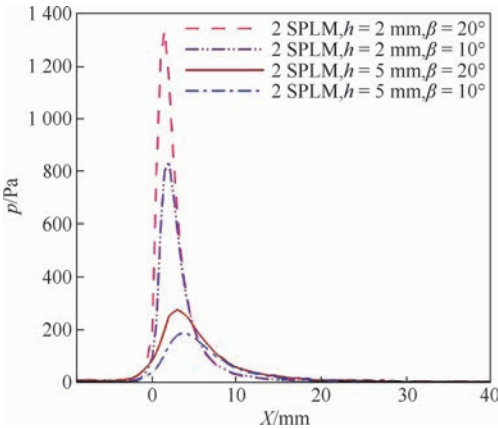


图7 单喷嘴羽流在不同入射距离和入射角时沿平板中
线上的压力分布曲线

Fig. 7 Pressure distribution curves along plate center line of
single-nozzle plume with different incident
distances and angles

和10°时压力的最大值分别大约为入射距离为5 mm时的5.4倍和4.5倍,说明入射距离的减小极大地增强了平板表面的局部压力。而在最大值下游的部分区域内($X > 5$ mm),入射距离2 mm工

表1 单喷嘴羽流在不同入射距离和入射角时平板
中线上的压力最大值及位置

Table 1 Maximum pressures and their locations on
plate center line of single-nozzle plume with
different incident distances and angles

工况	压力最大值/Pa	最大值 X 坐标/mm
$h = 5 \text{ mm}, \beta = 20^\circ$	276	3.0
$h = 5 \text{ mm}, \beta = 10^\circ$	187	3.5
$h = 2 \text{ mm}, \beta = 20^\circ$	1496	1.5
$h = 2 \text{ mm}, \beta = 10^\circ$	836	2.0

况的压力开始小于5 mm 工况的压力,并随着喷流
向下游移动而逐渐趋近于0。相比于入射距离
5 mm 工况,2 mm 工况的压力集中区域更窄,压力
最大值位置向上游移动了1.5 mm,更接近喷嘴
出口。

4.3 双喷嘴干扰羽流气动结果分析

图8为流量同为2 SLPM 的双喷嘴干扰羽流
以不同入射距离和入射角撞击平板表面的压力分
布云图。不同入射距离和入射角度的双喷嘴干
扰羽流压力云图同样有很好的均匀性和对称性,显

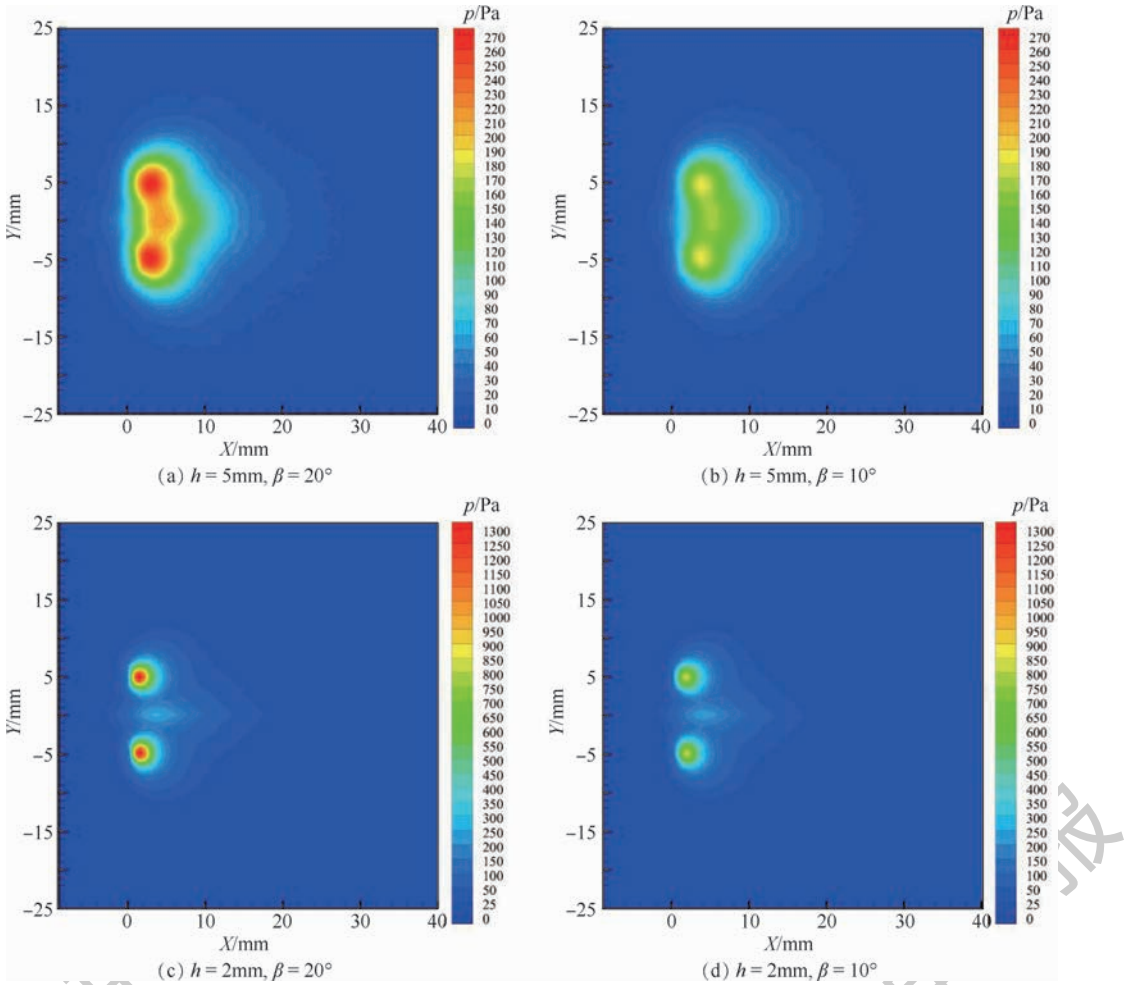


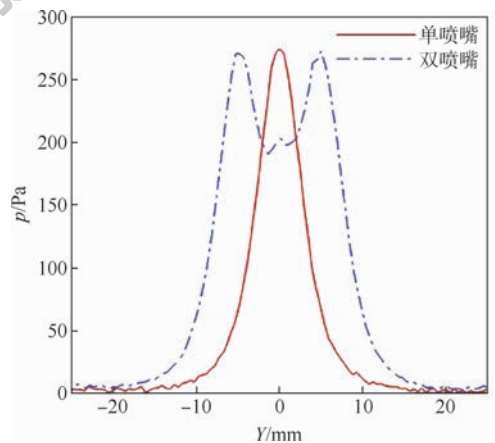
图8 双喷嘴干扰羽流撞击平板模型表面压力分布云图

Fig. 8 Surface pressure distribution contour of dual-nozzle interacted plumes impinging plate model

示了双喷嘴工作状态的一致性。与单喷嘴工况类似,在喷嘴正下方平板沿 X 方向的下游位置,出现了对应于2个喷嘴的压力集中区域。而在2个压力集中区域中间,出现了新的压力增强区域,这是由于来自于喷嘴的两股羽流在流场中相互干扰,形成了压力和密度都增强的羽流干扰流,干扰流撞击到平板上,使得该处的压力增大。羽流相互作用还使得平板上压力集中区域下游处的气动力也得到了增强,表现在压力云图形成了向下游突出的形状,并且随着向下游的发展,气动力的增强向平板两侧扩展。入射距离为5 mm时,羽流相互作用产生的干扰流对平板表面产生的气动力增强效应明显,平板中线上的最高压力接近羽流主流撞击产生的压力,从而形成了将羽流主流产生的压力集中区域“连通”的图像;而入射距离为2 mm时,由于喷嘴距离平板模型较近,流场中的羽流相互作用未充分发展,因此干扰流造成的气动力压力相对于主流压力较低。

以入射距离5 mm、入射角 20° 为例比较双喷嘴干扰羽流相对于单喷嘴羽流对平板气动力效应

的增强作用。图9为单、双喷嘴羽流气动力沿 Y 方向且经过压力最大值(即 $X = 3$ mm)的压力分布对比。可以看出,单、双喷嘴工况下平板压力关于 X 轴均显示了良好的对称性;双喷嘴干扰羽流对平板形成了2个压力峰,压力峰值与单喷嘴压力峰值相同;2个压力峰值之间由于羽流相互作用

图9 单、双喷嘴羽流沿平板 $X = 3$ mm的压力分布对比Fig. 9 Comparison of pressure distribution along line $X = 3$ mm on plate between single- and dual-nozzle plumes

用对气流的增强作用,造成了气动力的增强作用,形成一个新的表面压力极大值。图9中沿Y方向气动力增强的范围约为 $\pm 1.4\text{ mm}$,其余范围气动力未受到羽流相互作用的影响,与单喷嘴羽流气动力压力分布保持一致。

图10为双喷嘴干扰羽流气动力沿平板中线的压力分布与单喷嘴羽流在相同轴线偏移线(即图6(a)中 $Y=4.8\text{ mm}$)上的压力分布比较。可以看出,双喷嘴干扰羽流压力明显高于单喷嘴羽流压力,再次说明了羽流相互作用对气动力效应的增强作用。单、双喷嘴羽流压力的最大值位置相同,在 $X=4.5\text{ mm}$ 位置,处于喷嘴轴线投影线压力最大值的下游;最大值分别为 77 Pa 和 219 Pa ,双喷嘴干扰羽流压力最大值是单喷嘴的 2.84 倍,且其余位置的双喷嘴压力均为单喷嘴压力的 $2\sim 3$ 倍,说明干扰羽流产生的气动力效应不能用单股羽流的气动力效应进行简单的线性叠加。在回流区($X<0$),双喷嘴干扰羽流压力高于单喷嘴羽流压力,这是由于羽流相互作用使气体分子相互碰撞的概率增大,从而提高了羽流回流的流量,使平板回流区的压力增大,这证明了羽流相互作用对羽流回流的增强作用,并将带来额外的气动力、热、污染效应,在航天器的设计中需要进行考虑。

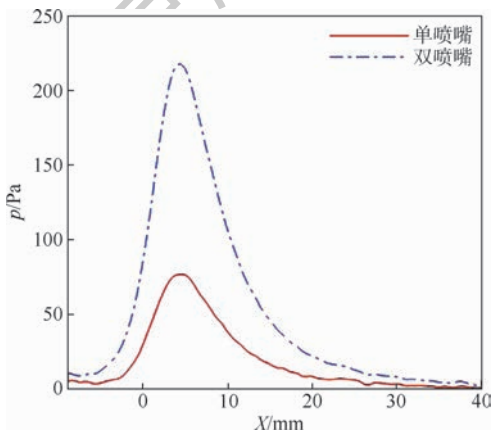


图10 双喷嘴干扰羽流气动力沿平板中线的压力分布与单喷嘴羽流在相同轴线偏移线的压力分布比较

Fig. 10 Comparison of pressure distribution of aerodynamic force along center line of plate in dual-nozzle interacted plumes and along the same off-axis line in single-nozzle plume

5 结论

本文采用在低压环境中具有快速响应特性的压敏漆 PtTFPP/poly(TMSP)对单喷嘴羽流和双喷嘴干扰羽流撞击平板的气动力效应进行了试验研究和分析,结论如下:

1) 通过对比压力传感器及PSP测量的压力

数据,证明了PtTFPP/poly(TMSP)在羽流气动力测量中具有快速响应、温度敏感度低的特性,能分辨Pa级的微小压力变化;且PSP测量压力的空间分辨率高,数据获取量大,全场压力测量能捕捉大梯度的压力变化,更加真实、准确地描述羽流气动力效应。

2) 羽流相互作用给平板表面气动力带来了增强效应,在双喷嘴各自的压力集中区域之间形成压力增强区域;当入射距离较大时,干扰羽流造成的气动力增强作用明显,增强程度大于单喷嘴羽流压力的 2 倍;而当入射距离较小时,流场中的羽流相互作用未充分发展,干扰羽流造成的气动力压力相对于主流压力较低。

3) 羽流相互作用使得羽流返流流量增大,回流区平板压力升高,证明了对羽流回流的增强作用,这会对航天器带来额外的气动力、热、污染效应,在羽流防护设计时应予以考虑。

参考文献 (References)

- [1] BOYD I D, STARK J P W. Assessment of impingement effects in the isentropic core of a small satellite control thruster plume [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1989, 203 (2): 97-103.
- [2] DETTLEFF G. Plume flow and plume impingement in space technology [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1991, 28 (1): 1-71.
- [3] 蔡国飙, 祖国君, 王慧玉, 等. 羽流问题研究概况 [J]. 推进技术, 1995, 16 (4): 50-54.
CAI G B, ZU G J, WANG H Y, et al. The sketchy situation of study on plume [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16 (4): 50-54 (in Chinese).
- [4] 张建华, 贺碧蛟, 蔡国飙, 等. 卫星姿控发动机喷管羽流撞击效应试验 [J]. 空气动力学学报, 2007, 25 (2): 250-255.
ZHANG J H, HE B J, CAI G B, et al. Experimental study on plume impingement effects of satellite attitude control thruster nozzle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25 (2): 250-255 (in Chinese).
- [5] GERASIMOV Y I, KRYLOV A N, YARYGIN V N. Structure and gas parameters of plume expiring into vacuum from four nozzles located around the space vehicle case [C] // Proceedings of the 25th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics. St. Petersburg: AIP Publishing, 2006: 610-615.
- [6] GERASIMOV Y I, YARYGIN V N, KRYLOV A N, et al. Modelling of the flow structure in a composite jet behind two thrusters located near the spacecraft case [J]. Thermophysics and Aeromechanics, 2009, 16 (3): 375-383.
- [7] WU J, CAI G B, HE B J, et al. Experimental and numerical investigations of vacuum plume interaction for dual hydrogen/oxygen thrusters [J]. Vacuum, 2016, 128: 166-177.
- [8] PIESIK E T, KOPPANG R R, SIMKIN D J. Rocket-exhaust im-

- pingement on a flat plate at high vacuum[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 1966, 3(11): 1650-1657.
- [9] 王文龙,周建平,蔡国飙. 钟型喷管 10 N 推力器冷流羽流气动力试验研究[J]. *空间控制技术与应用*, 2013, 39(1): 51-56.
- WANG W L, ZHOU J P, CAI G B. On the aerodynamic force experiment of vacuum plume for 10 N bell-shaped thruster[J]. *Aerospace Control and Application*, 2013, 39(1): 51-56 (in Chinese).
- [10] GREGORY J W, SAKAUE H, LIU T, et al. Fast pressure-sensitive paint for flow and acoustic diagnostics[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2014, 46(1): 303-330.
- [11] 林敬周,解福田,钟俊,等. 高超声速风洞压敏漆试验技术[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 192-200.
- LIN J Z, JIE F T, ZHONG J, et al. Pressure sensitive paint test technique in hypersonic wind tunnel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 192-200 (in Chinese).
- [12] PENG D, GREGORY J W. Asymmetric distributions in pressure/load fluctuation levels during blade-vortex interactions[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2017, 68: 58-71.
- [13] ANYOJI M, NUMATA D, NAGAI H, et al. Pressure-sensitive paint technique for surface pressure measurements in a low-density wind tunnel[J]. *Journal of Visualization*, 2015, 18(2): 297-309.
- [14] MORI H, NIIMI T, HIRAKO M, et al. Pressure sensitive paint suitable to high knudsen number regime[J]. *Measurement Science and Technology*, 2006, 17(6): 1242-1246.
- [15] NIIMI T, YOSHIDA M, KONDO M, et al. Application of pressure-sensitive paints to low-pressure range[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2005, 19(1): 9-16.
- [16] MORI H, NIIMI T, YOSHIDA M, et al. Application of psp to low density gas flows[J]. *Journal of Visualization*, 2004, 7(1): 55-62.
- [17] NIIMI T, MORI H, YAMAGUCHI H, et al. Experimental analyses of high knudsen number flows[J]. *International Journal of Emerging Multidisciplinary Fluid Sciences*, 2009, 1(3): 213-227.
- [18] MATSUDA Y, MORI H, NIIMI T, et al. Development of pressure sensitive molecular film applicable to pressure measurement for high knudsen number flows[J]. *Experiments in Fluids*, 2007, 42(4): 543-550.
- [19] LIU T, SULLIVAN J P. *Pressure and temperature sensitive paints*[M]. Berlin: Springer, 2005.
- [20] EGAMI Y, IIGIMA Y, ASAI K. Optimization of polymer-based psp for cryogenic wind tunnels[C] // 19th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 2001: 177-185.
- [21] WU J, BITTER M, CAI G B, et al. Investigation on aerodynamic force effect of vacuum plumes using pressure-sensitive paint technique and CFD-DSMC solution[J]. *Science China Technological Sciences*, 2017, 60(7): 1058-1067.

作者简介:

吴靖 男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:真空羽流及其效应、光学测试、流场显示。

蔡国飙 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:真空羽流及其效应、火箭发动机仿真优化设计与重复使用技术、固液混合火箭发动机技术及应用。

Experimental research on aerodynamic force effect of multiple plumes based on pressure-sensitive paint technique

WU Jing^{1,*}, CAI Guobiao²

(1. College of Mechanical Engineering and Automation, Fuzhou University, Fuzhou 350116, China;

2. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The interaction of multiple plumes may cause interacted plumes with complex flow field. To experimentally study the aerodynamic force effects of interacted plumes, an optical measurement technique for surface pressure based on Pressure-Sensitive Paint (PSP) was employed to globally measure the aerodynamic force of a plate model impinged by single-and dual-nozzle plumes which used normal-temperature air as the working gas with high resolution. The strength and region of the aerodynamic force under different distances and angles between the nozzles and the plate were analyzed. The experimental results show that PSP using poly (TMSP) as the binder and PtTFPP as the luminophore exhibits fast response and can distinguish tiny pressure variation of Pa level in the plume aerodynamic force measurement. Compared to the conventional method based on discrete pressure taps, PSP is low temperature-dependent, is capable of measuring large pressure gradient, and can accurately describe the aerodynamic force effect of plume. It is found that the aerodynamic force is significantly enhanced by the interacted plumes, and the enhancement effect decreases as the incident distance reduces. The aerodynamic force of the interacted plumes cannot be directly superimposed by those of single plumes linearly. Plume interaction enhances the backflow intensity, and thus the plume shield after multi-plume interaction should be taken into account in spacecraft design.

Keywords: vacuum plume; interacted plumes; aerodynamic force effect; Pressure-Sensitive Paint (PSP); pressure enhancement

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0396

基于 GPS 多星三频数据融合的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法



孙波¹, 梁勇^{1,*}, 汉牟田², 杨磊^{1,2}, 荆丽丽¹, 洪学宝²

(1. 山东农业大学 信息科学与工程学院, 泰安 271019; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 土壤湿度的监测是全球卫星导航系统干涉测量法(GNSS-IR)的关键应用之一。传统的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法一般只针对单颗卫星的单一频段,未充分利用不同轨道、不同频率卫星信号的差异性与互补性。针对此问题,提出了一种将 GPS 多星的 L1、L2 和 L5 频段数据加权融合进行联合反演的方法,该方法利用基于最小方差的自适应融合算法得到加权因子,并通过现场实验进行了方法验证。结果表明:在测试集上所提出的反演方法相比于传统的 Larson 方法,相关系数提高了 24.69%,均方根误差下降了 22.28%,与均值融合法相比,相关系数提高了 26.77%,均方根误差下降了 23.26%,证明了所提方法能有效提高反演精度。

关键词: 土壤湿度; 全球卫星导航系统(GNSS); 干涉测量法(IR); 自适应融合; 反演精度

中图分类号: P237; TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1089-08

土壤湿度是全球水循环过程的重要状态参数,在生态研究、农业灌溉及灾害预警等方面都起着非常重要的作用,因此研究土壤湿度的时空变化特征及大范围监测是十分必要的^[1]。基于全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)单天线技术的土壤湿度反演,是近年来全球导航卫星反射信号的一项新兴的应用,具有非接触、大面积、实时性、连续性的优点,弥补了传统的烘干称重法及土壤湿度传感器在空间和时间分辨率方面的不足。

GNSS 单天线技术又称为全球卫星导航系统干涉测量法(GNSS-IR),是利用单个 GNSS 接收机天线同时接收导航卫星直、反射信号,来反演信号反射面物理特征的一种新兴手段,也称为干涉图技术,最早由 Rodriguez-Alvarez 等^[2]于 2009 年

提出,目前该方法已广泛应用在土壤湿度^[3]、海风海浪^[4-5]、积雪深度^[6]反演方面。Larson 等^[7]提出利用传统的 GPS 接收机可以实现单天线的干涉测量,实测数据表明土壤湿度与卫星在低仰角时的信噪比(Signal to Noise Ratio, SNR)的振幅和相位有关。2016 年, Roussel 等^[8]利用测绘级接收机,对 GPS 和 GLONASS 高度角为 2°~70°的 SNR 数据进行了处理,表明单测绘级接收机可以很好地探测表层土壤的湿度变化。国内方面,2016 年,汉牟田等^[9]根据干涉效应和 GNSS 接收机信噪比估计方法,推导了利用 GNSS 干涉信号幅度进行土壤湿度反演的模型,并进行了仿真验证。2018 年,吴继忠等^[10]针对 GPS-IR 获取土壤含水量的参数估计问题,提出了一种改进的反射信号参数估计方法,并研究了土壤含水量反演模

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-09-12; 网络出版时间: 2019-09-19 15:36

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190919.1200.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFD1100303); 山东农业大学一流学科资金(XXXY201703); 浙江省基础公益研究计划(LGN19D040001)

* 通信作者. E-mail: yongl@sdau.edu.cn

引用格式: 孙波, 梁勇, 汉牟田, 等. 基于 GPS 多星三频数据融合的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1089-1096. SUN B, LIANG Y, HAN M T, et al. A method for GNSS-IR soil moisture inversion based on GPS multi-satellite and triple-frequency data fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1089-1096 (in Chinese).

型的建立过程。2019年,笔者团队提出 GA-SVM 辅助的土壤湿度反演方法,并通过实验证明该方法能有效提高土壤湿度的反演精度^[11]。

以上基于 GNSS-IR 技术的土壤湿度反演^[7-11]主要采用 GPS 系统单颗星的 L1 或 L2 波段。但是,不同频率电磁波对土壤湿度的敏感性不一样,仅采用单一频段单颗卫星数据忽略了不同频点卫星数据的差异性,而且数据来源也受到了较大的观测条件限制。因此,本文提出了基于 GPS 导航卫星系统的 L1、L2 和 L5 频段的多星数据融合方法进行土壤湿度反演。首先,对 GPS 多星的 L1、L2 和 L5 频段的测量数据划分训练集和测试集,利用训练集数据建立融合值与土壤湿度的反演模型;然后,通过测试集数据进行验证,同时与单星单频及其他反演方法进行比较。证明了该数据融合的反演方法在同等条件下效果更优,可以弥补单频单星因频率和轨道限制,造成的反演精度低及卫星信号差、多径效应强等问题。

1 单天线 GNSS-IR 土壤湿度反演原理

GNSS-IR 模式采用一个右旋圆极化 (Right Hand Circular Polarization) 天线接收 GNSS 直射信号的同时,也接收地表的反射信号。直射信号为右旋圆极化信号,在低卫星高度角的情况下,反射信号极性仍以右旋圆极化为主^[12],其场景如图 1 所示。反射信号的相位和振幅特性的变化与地表反射面(土壤、海面、积雪等)的介质特性相关,通过测量直反射信号特性即可反演出地表的介质参数如土壤湿度。

地基情况下由于平台固定,天线架设高度较低,直射跟反射信号频率近似相等,在接收天线处叠加会产生较为稳定的干涉信号,且在卫星低仰角情况下干涉现象更加明显。接收天线接收到的干涉信号 SNR 可以表示为^[13]

$$SNR^2 = A_d^2 + A_m^2 + 2A_d A_m \cos \psi \quad (1)$$

式中: A_d 、 A_m 分别为直射、反射信号的幅度; ψ 为直射信号和反射信号的相位差。

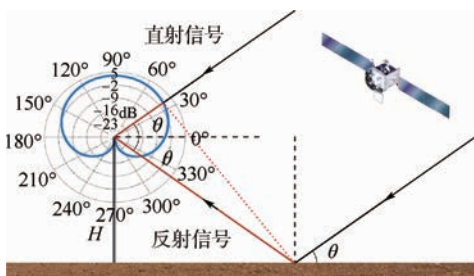


图 1 干涉场景

Fig. 1 Scenario of interference

则有

$$\psi = \varphi_1 + \varphi_0 = \frac{4\pi H}{\lambda} \sin \theta \quad (2)$$

式中: φ_1 为直反射路径差导致的相位差; φ_0 为干涉初始相位; H 为接收机天线的等效高度,会随着反射面的介电特性的变化而变化; θ 为卫星的高度角; λ 为 GNSS 卫星信号的波长。

通过式(2)可以得到多径振荡的频率为

$$f = \frac{d\varphi_1}{dt} = \frac{4\pi H}{\lambda} \cos \theta \frac{d\theta}{dt} + \frac{4\pi H}{\lambda} \sin \theta \frac{dH}{dt} \quad (3)$$

式中: $\frac{d\theta}{dt}$ 和 $\frac{dH}{dt}$ 分别为卫星高度角和天线等效高度相对于时间的变化率。

考虑到天线等效高度的变化率,在每天 SNR 观测的几小时周期内可以忽略不计,并进一步令 $x = \sin \theta$,式(3)可简化为

$$f = \frac{4\pi H}{\lambda} \quad (4)$$

式(4)说明,振荡频率 f 与天线等效高度 H 呈线性关系。结合式(1)~式(4),将直射信号剔除,只保留与反射面参数有关的多径信号,该多径信号 SNR_m 可以表示为

$$SNR_m = A \cos(4\pi H \lambda^{-1} \sin \theta + \varphi) \quad (5)$$

式中: A 为振荡幅度; φ 为初始相位。

通过最小二乘法对 SNR_m 进行拟合^[14],可以得到多径信号 SNR_m 的振荡频率 f 、振荡幅度 A 和初始相位 φ ,在以往的文献中,通常从以上观测量中选取一种来建立与土壤湿度的经验模型进行反演,统称为 Larson 方法。本文选取实验与土壤湿度实测值相关性较好的 SNR_m 的振荡幅度作为反演观测量。

2 基于自适应融合算法的 GPS 多星三频数据融合

数据融合是 20 世纪 80 年代提出并得到快速发展的一种信息数据综合处理的方法^[15-17],其充分利用多元数据的互补性来提高测量信息的质量。综合利用多星多频的测量数据,可以降低反演对象的不确定性,从而提高监测及反演的准确度和可靠性。

GPS 目前可观测到共有 32 颗卫星,分布在 6 个不同的轨道平面。不同轨道、不同频率、不同功率的卫星,在同一反射面同一时间的测量数据存在较大差别,因此不能直接进行线性组合。本文研究了基于最小方差的自适应融合算法,不需要卫星测量数据的任何先验知识,对 GPS 多星的 L1、L2 和 L5 频段的训练集测量数据进行融合,建

立融合值与土壤湿度的反演模型。

基于 GPS 多星三频数据融合的基本思想是:从接收机中提取整个观测周期内 GPS 系统 L1、L2 和 L5 频段所有卫星的 SNR 数据,利用单天线 GNSS-IR 土壤湿度反演原理,分别计算所有卫星每天的 SNR_m 振荡幅度观测量,并与土壤湿度传感器实测的土壤湿度真值进行相关性分析,选取符合同一观测时段(2 h 内),3 个频段均相关性较好(与土壤湿度相关系数大于 0.5)的多颗卫星数据利用自适应融合算法得到融合后的振荡幅度观测量。对于选取的第 k 颗卫星第 i 天的振荡幅度观测量可以表示为 $X_i^k(k=1,2,\dots,m;i=1,2,\dots,n)$, m 为符合条件的卫星数量, n 为观测周期的天数,在实际计算时取第 k 颗卫星 3 个频段观测量的均值。其在整个观测周期 n 天内的振荡幅度序列可以表示为 $X^k=(X_1^k, X_2^k, \dots, X_n^k)$,待估计的土壤湿度每天的测量真值为 $X_i(i=1,2,\dots,n)$ 。根据 L1、L2 和 L5 的观测值,可以计算出 X_i^k 在整个观测周期 n 天内每天对应的方差分别为 $(\sigma_1^k)^2, (\sigma_2^k)^2, \dots, (\sigma_n^k)^2$,每颗卫星的振荡幅度观测量 $X_1^k, X_2^k, \dots, X_n^k$ 彼此相互独立,且为 X_i 的无偏估计。每颗卫星的加权因子定义为 $W_1^k, W_2^k, \dots, W_n^k$,且满足 $\sum_{k=1}^m W_i^k = 1$ 。

则第 i 天的振荡幅度融合值可以表示为 $\hat{X}_i = \sum_{k=1}^m W_i^k X_i^k$ 。自适应融合算法的总体思想就是在保证总方差最小的条件下,根据各卫星的振荡幅度观测量,通过自适应的方式找到最优的加权因子,使融合后的 \hat{X}_i 值最接近测量真值 X_i 。第 i 天的融合观测量的总方差为

$$\sigma_i^2 = E((X_i - \hat{X}_i)^2) = E\left(\left(\sum_{k=1}^m W_i^k X_i^k - \sum_{k=1}^m W_i^k X_i\right)^2\right) = E\left(\left(\sum_{k=1}^m W_i^k (X_i^k - X_i)\right)^2\right) = E\left(\sum_{k=1}^m (W_i^k)^2 (X_i^k - X_i)^2 + 2 \sum_{\substack{k=1, p=1 \\ k \neq p}}^m W_i^k W_i^p (X_i^k - X_i)(X_i^p - X_i)\right) \quad (6)$$

由于各卫星的振荡幅度观测量相互独立,且都为 X_i 的无偏估计,考虑到:

$$E(X_i - X_i^k)(X_i - X_i^p) = 0 \quad k \neq p; k = 1, 2, \dots, m; p = 1, 2, \dots, m \quad (7)$$

则有总方差为

$$\sigma_i^2 = E\left(\left(\sum_{k=1}^m (W_i^k)^2 (X_i^k - X_i)^2\right)\right) = \sum_{k=1}^m (W_i^k)^2 (\sigma_i^k)^2 \quad (8)$$

式中: $(\sigma_i^k)^2$ 为第 i 天的振荡幅度观测量 X_i^k 的方差。

显然,总方差 σ_i^2 为加权因子 W_i^k 的二次函数,存在最小值,且当 σ_i^2 取最小值时,可以得到最优的加权因子 W_i^k 。利用拉格朗日乘数法构造函数:

$$\begin{cases} F(W_i^k) = f(W_i^k) + ag(W_i^k) \\ g(W_i^k) = \sum_{k=1}^m W_i^k - 1 \end{cases} \quad (9)$$

对式(9)中的 W_i^k 求偏导数得到

$$\frac{\partial F}{\partial W_i^k} = 2W_i^k (\sigma_i^k)^2 + a \quad k = 1, 2, \dots, m \quad (10)$$

使用拉格朗日乘数法求解极值,令 $\frac{\partial F}{\partial W_i^k} = 0$,

利用 $\sum_{k=1}^m W_i^k = 1$ 的条件,可以求得总方差最小时所对应的最优加权因子为

$$\hat{W}_i^k = \left[(\sigma_i^k)^2 \sum_{k=1}^m \frac{1}{(\sigma_i^k)^2} \right]^{-1} \quad (11)$$

对应的总方差 σ_i^2 的最小值为

$$\sigma_{\min}^2 = \left[\sum_{k=1}^m \frac{1}{(\sigma_i^k)^2} \right]^{-1} \quad (12)$$

由式(12)可以看出,自适应融合算法的特点是方差越小,测量值越接近真值,在算法中该测量值所占的比重越大,对应的加权因子越大;反之,方差大的所占比重越小,加权因子越小。从而可以得到最优的融合值为

$$\hat{X}_i^* = \sum_{k=1}^m \hat{W}_i^k X_i^k = \sum_{k=1}^m \frac{X_i^k}{(\sigma_i^k)^2} \frac{1}{\sum_{k=1}^m \frac{1}{(\sigma_i^k)^2}} \quad (13)$$

式中: \hat{X}_i^* 为 GPS 多星的振荡幅度最优融合观测量,利用该融合值与土壤湿度真值之间建立经验模型用于土壤湿度的反演。

数据处理流程如图 2 所示。

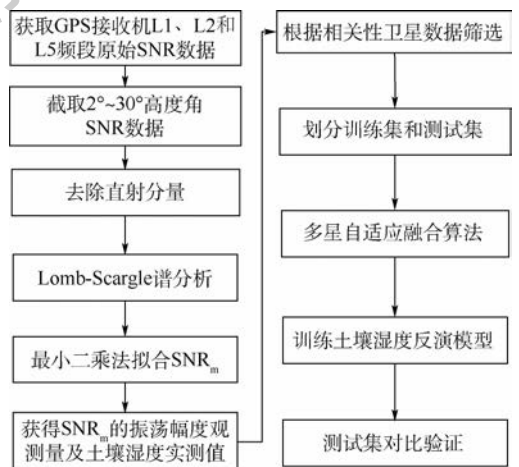


图 2 数据处理流程

Fig. 2 Flowchart of data processing

3 实验与结果

3.1 实验数据采集

实验场地位于北京市通州区国家蔬菜工程技术研究中心的一处试验田(实验位置如图3(a)所示)。2018-09-10—2018-11-09在这里进行了为期61 d的土壤湿度探测实验,实验场地东西长约200 m,南北长约50 m,范围如图3(b)所示。

实验期间正逢玉米收割完毕,地表植被稀少,可以视为裸土,且周边较为空旷,有利于卫星信号接收,如图3(c)所示。实验方面使用华测N72接收机和Antcom G5Ant-52AT1天线,天线架设高度为3 m,同时接收北斗的直反射信号,采样频率为1 Hz。由于卫星轨道大部分分布在南向,天线安装在试验田北侧边沿中心位置,如图3(b)中的红点所示。在接收天线附近安装了3个土壤湿度传感器并连接到自动气象站,其中2个传感器水平埋设,深度分别为2 cm和4 cm,第3个传感器垂直放置,测量0~6 cm的土壤平均湿度,气象站采样间隔为1 min。实验期间有3次明显的降雨过程,有利于实验验证。

3.2 实验结果

根据第1节的原理对接收到的GPS SNR数据进行处理,得到L1、L2和L5的振荡幅度观测量,与3个土壤湿度传感器的测量均值进行相关性运算,根据相关性和时间段进一步筛选,由于GPS发射L5频段的卫星数量较少,最后得到符合融合条件的卫星为PRN1、PRN6和PRN8。将数据集按2:1比例划分成训练集和测试集,利用Larson方法可以分别得到3颗星L1、L2和L5频段的单星单频训练集反演模型和测试集反演结果(见图4)。从图4中可以看出,振荡幅度观测量与土壤湿度具有明显的线性关系,反演结果反映了土壤湿度变化的趋势。但由于实验场地玉米收

割后,土壤粗糙度较高、地势不平,影响了单星的反射信号接收,因此单频单星的反演结果差异较大且反演结果较差,以反演相关性最好的PRN8的L5频段为例(见图4(c)、(f)),相关系数 R 仅为0.6463,拟合度较低,反演精度较差。

为了充分利用单星单频数据的差异性和互补性,根据第2节的处理过程,对PRN1、PRN6和PRN8的3个频段的训练集振荡幅度观测量进行基于最小方差的自适应融合,得到多星三频的融合观测量与土壤湿度的训练集反演模型及测试集反演结果(见图5(a)、(b))。由图5(b)中可以看出,本文自适应融合算法得到的测试集反演值与土壤湿度实测值具有较好的相关性,相关系数 R 达到了0.8059,并且从反演结果上可以看出反演值与实测值拟合度较高。在图5(c)、(d)中,还进行了自适应融合算法与传统的利用单星单频的Larson方法,以及对所有频段观测量取均值的均值融合法进行了比较,结果表明,本文提出的自适应融合算法反演值更接近于实测值,相比于Larson方法(PRN8, L5, $R = 0.6463$),相关系数 R 提高了24.69%,相比于均值融合法($R = 0.6357$),相关系数提高了26.77%,说明本文提出的自适应融合算法反演精度高,更能克服土壤粗糙度及地形起伏的影响。

为了进一步验证自适应融合反演模型的优越性,本文还通过平均绝对误差(MAE)、最大相对误差(MRE)、均方根误差(RMSE)、平均绝对百分比误差(MAPE)4项评价指标对上述3种反演模型的反演结果进行评价对比,对比结果如表1所示。表1中, x_i 为实测值; \hat{x}_i 为反演值, $i = 1, 2, \dots, n$ 。从表1中可以看出,自适应融合算法各项误差均较小,均方根误差RMSE为2.075%,相比于Larson方法下降了22.28%,相比于均值融合法下降了23.26%。

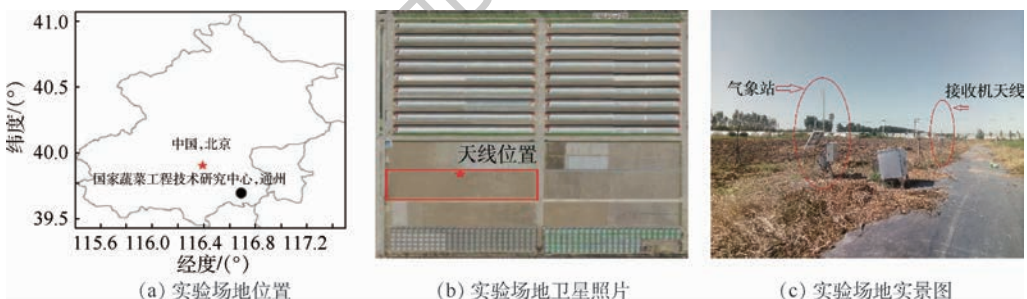
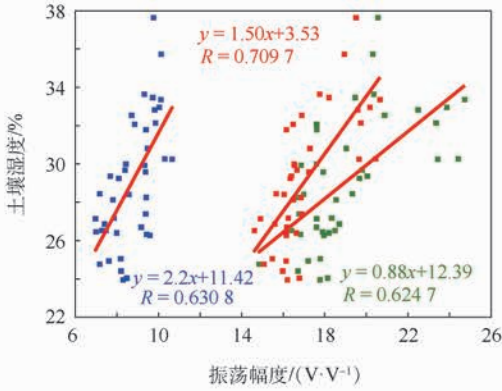


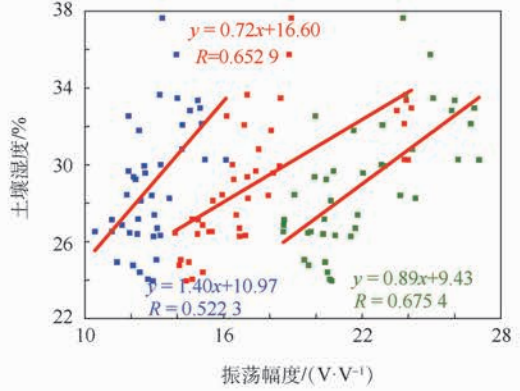
图3 实验场地示意图

Fig.3 Schematic diagram of experimental site



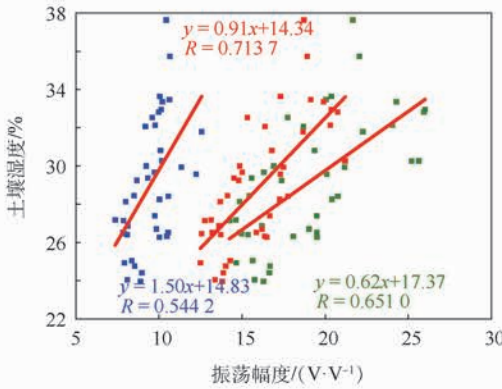
■ L1振荡幅度 ■ L2振荡幅度 ■ L5振荡幅度
— 拟合直线

(a) PRN1训练集反演模型



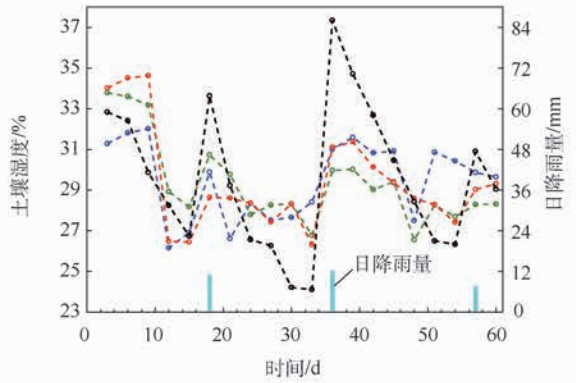
■ L1振荡幅度 ■ L2振荡幅度 ■ L5振荡幅度
— 拟合直线

(b) PRN6训练集反演模型



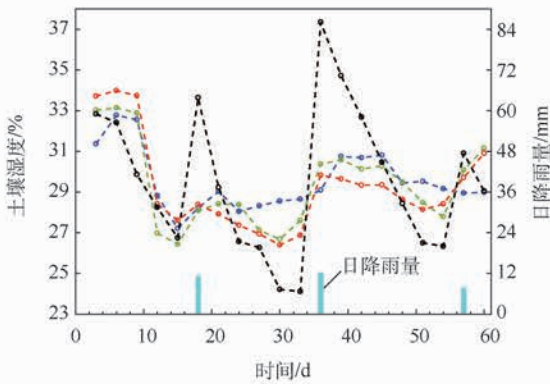
■ L1振荡幅度 ■ L2振荡幅度 ■ L5振荡幅度
— 拟合直线

(c) PRN8训练集反演模型



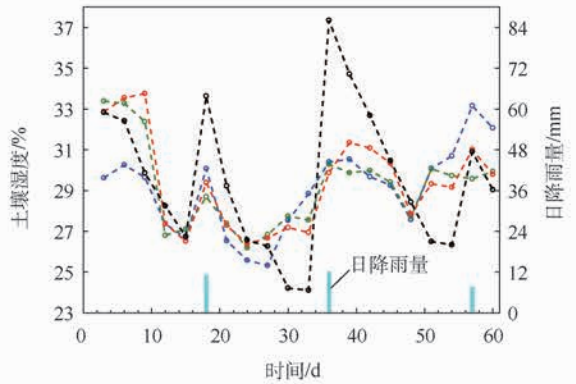
◆ L1振荡幅度反演结果, $R = 0.5927$ ▲ L5振荡幅度反演结果, $R = 0.6295$
● L2振荡幅度反演结果, $R = 0.5866$ ○ 土壤湿度实测值

(d) PRN1测试集反演结果



◆ L1振荡幅度反演结果, $R = 0.4497$ ▲ L5振荡幅度反演结果, $R = 0.5659$
● L2振荡幅度反演结果, $R = 0.6257$ ○ 土壤湿度实测值

(e) PRN6测试集反演结果



◆ L1振荡幅度反演结果, $R = 0.4835$ ▲ L5振荡幅度反演结果, $R = 0.6463$
● L2振荡幅度反演结果, $R = 0.5557$ ○ 土壤湿度实测值

(f) PRN8测试集反演结果

图4 单星反演模型及结果

Fig. 4 Inversion model and results of single satellite

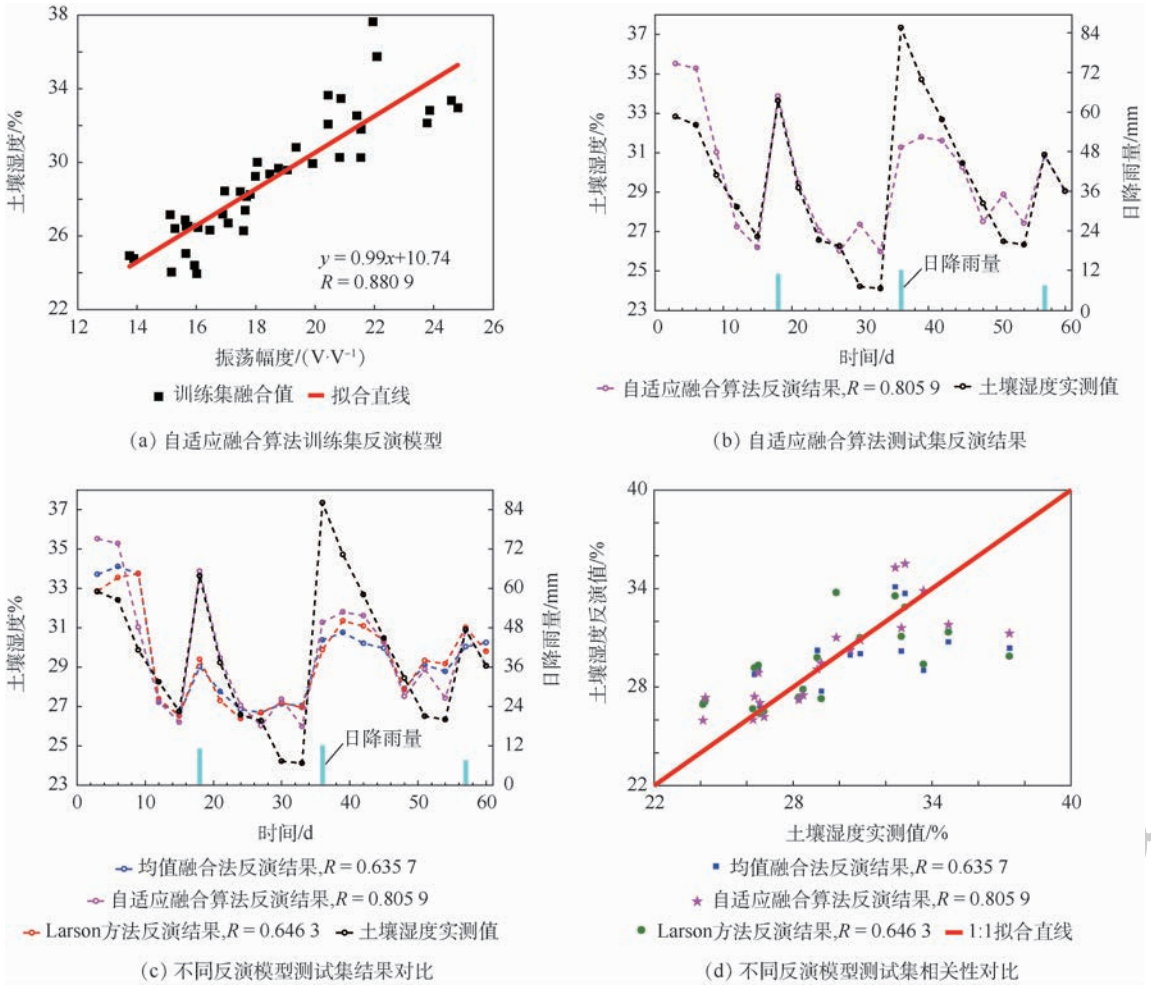


图5 融合反演模型及结果对比

Fig. 5 Fusion inversion model and results comparison

表1 土壤湿度反演结果评价比较

Table 1 Evaluation and comparison of soil moisture inversion results

评价指标	计算公式	%		
		自适应融合算法	Larson方法	均值融合法
MAE	$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i - \bar{x}_i $	1.46	1.919	2.088
MRE	$\frac{ x_i - \bar{x}_i _{\max}}{x_i} \times 100\%$	19.427	24.995	22.938
RMSE	$\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x}_i)^2}{n}}$	2.075	2.67	2.704
MAPE	$\frac{\sum_{i=1}^n \left \frac{x_i - \bar{x}_i}{x_i} \right }{n} \times 100\%$	4.836	6.372	6.887

4 结论

本文在基于 GNSS-IR 的 Larson 方法的基础上提出了 GPS 多星三频数据的自适应融合土壤湿度反演方法,给出了数据处理的一般流程,并开

展了实验对该方法进行了验证测试。实验结果表明:

1) 在低高度角条件下($2^\circ \sim 30^\circ$),利用该方法得到的测试集反演值与土壤湿度实测值相关度较好,相关系数达到了 0.8059,可以较好地实现对固定区域土壤湿度的连续监测。

2) 与传统的 Larson 方法相比,本文提出的自适应融合算法相关系数提高了 24.69%,比均值融合法提高了 26.77%,均方根误差 RMSE 较后 2 种方法均有比较明显下降,进一步验证了本文模型的有效性。

综上所述,基于 GPS 多星三频数据融合的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法充分利用了不同频率、不同轨道卫星测量数据的差异性,利用多星数据的互补性来提高融合数据的质量,从而提高了 GNSS-IR 技术在土壤湿度监测及反演方面的准确性和可靠性。

下一步随着北斗卫星系统的完善,基于北斗系统的土壤湿度反演是后续研究的主要内容之一。

致谢 感谢国家蔬菜工程技术研究中心提供的实验场地支持,同时感谢韦孝海先生在实验中提供的帮助。

参考文献 (References)

- [1] 袁苇,李宗谦,刘宁,等.不同微波遥感模态和不同数据组合的等湿度区域分布与土壤湿度的反演[J].中国工程科学,2004,6(6):50-56.
YUAN W, LI Z Q, LIU N, et al. Analysis of data sets with different microwave remote sensing model in soil moisture retrieval [J]. Engineering Science, 2004, 6(6): 50-56 (in Chinese).
- [2] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, BOSCH-LLUIS X, CAMPS A, et al. Soil moisture retrieval using GNSS-R techniques: Experimental results over a bare soil field [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2009, 47(11): 3616-3624.
- [3] 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.
- [4] SANTAMARÍA-GÓMEZ A, WATSON C, GRAVELLE M, et al. Levelling co-located GNSS and tide gauge stations using GNSS reflectometry [J]. Journal of Geodesy, 2015, 89(3): 241-258.
- [5] CLARIZIA M P, RUF C S, JALES P, et al. Spaceborne GNSS-R minimum variance wind speed estimator [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2014, 52(11): 6829-6843.
- [6] JIN S G, NAJIBI N. Sensing snow height and surface temperature variations in greenland from GPS reflected signals [J]. Advances in Space Research, 2014, 53(11): 1623-1633.
- [7] LARSON K M, BRAUN J J, SMALL E E, et al. GPS multipath and its relation to near-surface soil moisture content [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2010, 3(1): 91-99.
- [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] 汉牟田,张波,杨东凯,等.利用GNSS干涉信号振荡幅度反演土壤湿度[J].测绘学报,2016,45(11):1293-1300.
HAN M T, ZHANG B, YANG D K, et al. Soil moisture retrieval utilizing GNSS interference signal amplitude [J]. Acta Geodaet-
- ica et Cartographica Sinica, 2016, 45(11): 1293-1300 (in Chinese).
- [10] 吴继忠,王天,吴玮,等.利用GPS-IR监测土壤含水量的反演模型[J].武汉大学学报信息科学版,2018,43(6):887-892.
WU J Z, WANG T, WU W, et al. Retrieval model for soil moisture content using GPS-interferometric reflectometry [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2018, 43(6): 887-892 (in Chinese).
- [11] 孙波,梁勇,汉牟田,等.基于GA-SVM的GNSS-IR土壤湿度反演方法[J].北京航空航天大学学报,2019,45(3):486-492.
SUN B, LIANG Y, HAN M T, et al. GNSS-IR soil moisture inversion method based on GA-SVM [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 486-492 (in Chinese).
- [12] ARROYO A A, CAMPS A, AGUASCA A, et al. Dual-polarization GNSS-R interference pattern technique for soil moisture mapping [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2014, 7(5): 1533-1544.
- [13] BILICH A, LARSON K M. Correction published 29 March 2008; Mapping the GPS multipath environment using the signal-to-noise ratio (SNR) [J]. Radio Science, 2016, 42(6): 1-16.
- [14] CHEW C C, SMALL E E, LARSON K M, et al. An algorithm for soil moisture estimation using GPS-interferometric reflectometry for bare and vegetated soil [J]. GPS Solutions, 2016, 20(3): 1-13.
- [15] CHAIR Z, VARSHNEY P K. Optimal data fusion in multiple sensor detection systems [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2007, 22(1): 98-101.
- [16] CULP M, MICHAELIDIS G. A co-training algorithm for multi-view data with applications in data fusion [J]. Journal of Chemometrics, 2010, 23(6): 294-303.
- [17] GHANBARI M, YAZDANPANAH M J. Delay compensation of tilt sensors based on mEMS accelerometer using data fusion technique [J]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15(3): 1959-1966.

作者简介:

孙波 男,博士研究生。主要研究方向:卫星导航及其应用。

梁勇 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字农业。

A method for GNSS-IR soil moisture inversion based on GPS multi-satellite and triple-frequency data fusion

SUN Bo¹, LIANG Yong^{1,*}, HAN Mutian², YANG Lei^{1,2}, JING Lili¹, HONG Xuebao²

(1. College of Information Science and Engineering, Shandong Agricultural University, Taian 271019, China;

2. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Soil moisture monitoring is one of the key applications of Global Navigation Satellite System Interferometry and Reflectometry (GNSS-IR). Traditional GNSS-IR soil moisture inversion methods generally utilize only one frequency of single satellite, which lose the opportunities of taking full advantages of difference and complementarity of satellite signals with different orbits and frequencies. To solve this problem, this paper proposes a joint inversion method with weighting fusions of the L1, L2 and L5 frequency band data of GPS multi-satellite. In this method, the weighting factor is determined by an adaptive fusion algorithm based on the minimum variance. Field experiment is performed for verification. The results show that, compared with traditional Larson method on the test set, the correlation coefficient and the root-mean-square error of the inversion method proposed in this paper are 24.69% higher and 22.28% lower respectively, and meanwhile compared with the fusion method of the mean value method, the correlation coefficient and the root-mean-square error are 26.77% higher and 23.26% lower respectively. Experimental results prove that the proposed method can effectively improve the inversion accuracy.

Keywords: soil moisture; Global Navigation Satellite System (GNSS); Interferometry and Reflectometry (IR); adaptive fusion; inversion accuracy

Received: 2019-07-19; **Accepted:** 2019-09-12; **Published online:** 2019-09-19 15:36

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190919.1200.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018YFD1100303); Shandong Agricultural University Funding of First-class Disciplines (XXX201703); Zhejiang Basic Public Welfare Research Project (LGN19D040001)

* **Corresponding author.** E-mail: yongl@sdau.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0399

基于 CIDBN 的战术活动识别模型及在线精确推理

国海峰^{1,*}, 刘宏强¹, 莊炎龙², 杨海燕³

(1. 空军航空大学 航空作战勤务学院, 长春 130000; 2. 空军航空大学 初级训练基地, 长春 130000;

3. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710038)



摘 要: 战术活动识别是战场态势感知的重要研究内容。为提高战术活动识别的准确性与实时性,提出了一种基于上下文独立动态贝叶斯网络(CIDBN)的战术活动识别模型及在线精确推理。通过对战术活动机制的分析,采用动态贝叶斯网络(DBN)理论,建立了一个初始战术活动识别模型。该模型引入了威胁指数节点来影响战术活动的终止与选择,并采用模糊隶属度函数对连续变量进行离散化处理。依据上下文独立关系对该模型进行简化,获得了一个基于CIDBN的战术活动识别模型。将接口算法扩展于该模型上,提出了在线精确推理算法。仿真结果表明,所提出的战术活动识别方法,具有识别精度高、较低不确定性和实时性高的优点。

关键词: 动态贝叶斯网络(DBN); 接口算法; 上下文独立; 威胁指数; 精确推理

中图分类号: TP181

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1097-11

战场态势感知是作战指挥人员进行决策的必要前提与基础。获知敌方作战单元的战术活动是战场态势感知的一项重要内容与任务。战术活动在多个维度同时进行,包括时间维度、空间维度、电磁维度和信息维度等,集中地反映了其战术意图。战术意图是一个抽象且主观的概念,是人脑的一种意识思维,而战术活动是实现战术意图的具体化过程,能够采用多个维度中所获得的信息对其进行识别,两者具有一定的区别。而当前,目标战术意图识别研究工作中描述的战术意图概念范畴涵盖了战术活动,其中一些模型和方法可用于为战术活动识别问题。

这些识别模型主要可分为2种类型。一类是基于神经网络理论的黑箱模型方法。例如,文献[1]提出了一种基于模糊神经网络的海面目标战术意图识别模型。文献[2]针对潜艇对空战术

意图识别问题,提出了一种基于无监督学习神经网络模型。文献[3]采用长短时记忆循环神经网络,提出了一种战场目标意图智能识别模型。

另一类是基于贝叶斯网络理论的白箱识别模型。例如,文献[4]基于贝叶斯网络,构建了一种装甲目标战术企图推理模型。文献[5]提出了一种基于模糊动态贝叶斯网络空战敌方作战企图识别方法。文献[6]设计了一种动态序列贝叶斯网络模型以解决战术意图识别问题。文献[7]将逻辑规则语言与贝叶斯网络相结合提出了一种新的战术意图识别技术。

基于神经网络的黑箱识别模型适用于数据量充足且数据与当前识别问题相一致的情况。其优点是不需要对战术活动内部各要素之间的关系进行建模,仅需要对识别模型的输入与输出之间的非线性关系建模。然而,当数据量不足或者识别

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-12-01; 网络出版时间: 2019-12-19 09:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191218.1625.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61472441); 装备预研领域基金(61403110304)

* 通信作者: E-mail: guohai Feng_hkd@sina.com

引用格式: 国海峰, 刘宏强, 莊炎龙, 等. 基于CIDBN的战术活动识别模型及在线精确推理[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1097-1107. GUO H F, LIU H Q, ZHUANG Y L, et al. Tactical activity recognition model and online accurate inference based on CIDBN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1097-1107 (in Chinese).

环境发生变化时,该方法将出现较大的偏差。而基于贝叶斯网络的白箱识别模型,依据专家知识,采用条件概率描述内部要素之间的影响关系,能够对战术意图或者活动的本质规律进行建模,其对数据与应用环境的依赖程度低于黑箱识别模型,具有较强的鲁棒性。显然,从战争中积累的数据量是有限的,并且每一场战斗的具体情况是不同的。虽然黑箱识别模型在理论上具有可行性,但是难以应用于实际作战问题之中。

因此,本文采用基于贝叶斯网络的白箱识别模型对敌方的战术活动进行识别。当前,国外学者在贝叶斯网路理论的基础上,提出多种较为先进的活动识别方法。究其本质均是将活动识别作为一个隐含状态估计问题,分别采用隐马尔可夫模型(Hidden Markov Model, HMM)^[8]、动态贝叶斯网络(Dynamic Bayesian Network, DBN)^[9]和条件随机域(Conditional Random Field, CRF)^[10]等模型来处理。这些方法成功地应用于多个活动识别领域,例如识别医院护士的活动^[11],识别汽车生产过程中质量检查活动^[12]和监视无人照顾的病人^[13]等。

在国内外现有研究基础上,本文首先通过对战术活动机制进行分析,按照DBN理论,人工建立一个初始的战术活动识别模型;然后,依据模型节点之间的上下文独立关系,对初始模型进行简化,得到了一个新的战术活动识别模型,称为基于上下文独立动态贝叶斯网络(Context-Independent Dynamic Bayesian Network, CIDBN)的战术活动识别模型;最后,将接口算法扩展于上述模型中,得到了相应的在线精确推理算法。

1 动态贝叶斯网络

$U = \{X^1, X^2, \dots, X^n\}$ 为一个有限的离散随机变量集合, $X^i (i = 1, 2, \dots, n)$ 为随机变量, 其对应的取值空间定义为 $\Omega(X^i)$ 。 $P(X^i, \dots, X^n)$ 表示 U 中全体随机变量的联合概率分布。令 X, Y, Z 是 U 的随机变量的子集, 假设全部的 $x \in \Omega(X), y \in \Omega(Y), z \in \Omega(Z)$ 满足:

$$P(x|z, y) = P(x|z) \quad (1)$$

则称 X 在给定 Z 的条件下与 Y 条件独立。

定义 $B = (U, D, P)$ 表示一个贝叶斯网络(Bayesian Network, BN), 其包含了 n 个节点和 m 个有向边, D 为有向边的集合。具体地, B 中的节点对应于 U 中的随机变量 X^1, X^2, \dots, X^n , 边表示 X^1, X^2, \dots, X^n 之间的有向影响关系。 P 表示网

络节点所关联的条件概率分布的集合, 即

$$P = \{P(X^1 | \Pi(X^1)), \dots, P(X^n | \Pi(X^n))\} \quad (2)$$

式中: $\Pi(X^i) \subset U$ 表示 X^i 的父节点的集合。那么, B 可将联合概率分布 $P(X^1, \dots, X^n)$ 描述为

$$P(X^1, \dots, X^n) = \prod_{i=1}^n P(X^i | \Pi(X^i)) \quad (3)$$

DBN 是 BN 在时间轴上拓展, 定义为 $(B_1, 2t \cdot \text{BN})$, B_1 为给定了先验概率分布的 BN, $2t \cdot \text{BN}$ 为 2 个时间片的 BN:

$$P(X_t | X_{t-1}) = \prod_{i=1}^n P(X_t^i | \Pi(X_t^i)) \quad (4)$$

式中: X_t^i 为第 t 个时间片中的节点; $\Pi(X_t^i)$ 为第 t 个时间片或第 $t-1$ 个时间片中 X_t^i 的父节点的集合。DBN 采用一个展开的 $2t \cdot \text{BN}$, 将 N 个时间片的联合概率分布描述为

$$P(X_{1:N}) = \prod_{t=1}^N \prod_{i=1}^n P(X_t^i | \Pi(X_t^i)) \quad (5)$$

在定义了一个 DBN 和给定观测之后, 一个重要的问题是计算随机变量的后验概率分布, 即在 DBN 中进行概率推理。接口算法是一种被广泛采用的 DBN 精确推理算法。因此, 本文在该算法的基础上设计战术活动在线精确推理算法。接口算法的具体内容参见文献[14]。

2 战术活动识别建模

2.1 威胁指数

在作战环境下, 当识别某个作战单元的战术活动时, 需要考虑其对手的活动该作战单元活动的影响。一般地, 这种影响体现在对另一方的威胁。定义威胁指数 Q 来衡量威胁的程度, $0 \leq Q \leq 1$ 。威胁越大, Q 越接近于 1; 威胁越小, Q 越接近于 0。威胁指数 Q 可通过威胁评估模型计算, 表述方法与问题背景相关, 一般的描述方式为

$$\begin{cases} Q_i = q(r) \\ r = (r_1^i, r_2^i, \dots, r_k^i) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $r_1^i, r_2^i, \dots, r_k^i$ 为 t 时刻的 k 个战术态势变量。战术态势变量是由敌方的状态变量、我方的状态变量和环境变量组成的。在对敌方的战术活动识别中, 敌方的状态量是随机变量, 而我方的状态量是已知量。

2.2 活动终止与选择

战术活动的终止与选择, 是两种主要的活动事件。在 t 时刻, A_t 为敌方当前的活动变量, 其取值空间为 $\Omega(A)$ 。 S_t 为敌方实体当前的状态变量, 取值空间为 $\Omega(S)$ 。 E_t 描述活动 A_t 的终止状

态,为一个布尔型变量,即当 $E_t = T, A_t$ 终止, T 表示真;当 $E_t = F, A_t$ 继续, F 表示假。一般地,当前敌方的活动的终止即 $E_t = T$,具有 2 种情况。

第 1 种情况 活动自然地运行结束。定义 C 为可用状态集合, H 为目标状态集合,且 $\Pi(S) = C \cup H$ 。活动可以开始于 C 中任意的状态,结束于 H 中的任意状态。假设集合的某元素 $d \in H$, $P(E_t = T|d)$ 是活动停止的概率。对于 $\forall d \in H \setminus C, P(E_t = T|d) = 1$ 。给定当前时刻的活动 A_t ,前一时刻的状态 S_{t-1} 以概率 $P(S_t|S_{t-1}, A_t)$ 转移为当前时刻的状态 S_t 。当 $S_t = s_t \in H$, 那么活动 A_t 将以概率 $P(E_t = T|S_t = s_t)$ 终止。

第 2 种情况 活动被动地结束。当敌方面对严重威胁时,往往会停止正在执行的活动,转为执行一种有利于自身安全的活动。为了描述严重威胁的含义,定义一个门限值 χ 。当 $Q_t \geq \chi$, 无论敌方的状态是否处于 H 中,活动将以概率 1 终止。当 $Q_t < \chi$, 当前作战单元的活动自然地运行。活动终止状态 E_t 受当前的状态 S_t 和威胁指数 Q_t 影响:

$$P(E_t = T|S_t, Q_t) = \begin{cases} 1 & Q_t \geq \chi \\ P(E_t = T|S_t) & Q_t < \chi \end{cases} \quad (7)$$

当给定 $Q_t \geq \chi$, 去除父节点 S_t 和 Q_t 连接到 E_t 的两条边;当给定 $Q_t < \chi$, 去除 Q_t 连接到 E_t 的边,如图 1 所示。

在一般的活动问题中,当前的活动 A_t 依赖于前一时刻的状态 S_{t-1} , 终止状态 E_{t-1} 和活动 A_{t-1} 。然而,在战术活动中,敌方当前活动 A_t 的选择还受到当前的战术态势的影响,即也依赖于当前威胁指数 Q_t 。 A_t 具有 4 个父节点 $S_{t-1}, E_{t-1}, A_{t-1}$ 和 Q_t , 如图 2 所示。

图 2 中, $E_{t-1} = F$ 表示 A_{t-1} 在 $t-1$ 时刻没有终止,那么在 t 时刻, $A_t = A_{t-1}$ 。因此, A_t 节点与 A_{t-1} 节点可以合并,并且移除其他父节点到 A_t 的连线,如图 2(b) 所示。 $E_{t-1} = T$ 表示 A_{t-1} 在 $t-1$ 时刻终止,那么在 t 时刻, A_t 需要 S_{t-1} 和 Q_t 重新

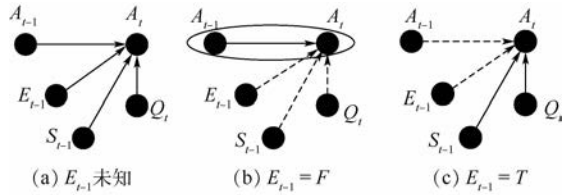


图 2 子网络对于活动选择

Fig. 2 Sub-network for activity choice

选择。因此,需要保留 S_{t-1} 和 Q_t 节点到 A_t 的连线,移除 A_{t-1} 和 E_{t-1} 节点到 A_t 的连线,如图 2(c) 所示。 A_t 的条件概率可以表示为

$$P(A_t | A_{t-1}, S_{t-1}, E_{t-1}, Q_t) = \begin{cases} \delta(A_t - A_{t-1}) & E_{t-1} = F \\ P(A_t | S_{t-1}, Q_t) & E_{t-1} = T \end{cases} \quad (8)$$

$$\delta(A_t - A_{t-1}) = \begin{cases} 1 & A_t = A_{t-1} \\ 0 & A_t \neq A_{t-1} \end{cases} \quad (9)$$

2.3 基于 DBN 的战术活动识别模型

在上述内容的基础上,通过包含活动节点、状态节点、终止状态节点、观测测量节点和威胁指数节点,并依据节点之间的关系,本文人工构建了一个可进行战术活动识别的 DBN 模型,如图 3 所示。

图 3 中, S_t 表示 t 时刻敌方的状态, O_{s_t} 表示状态的观测测量, O_{a_t} 表示战术活动的观测测量。上述节点均在 DBN 模型第 t 时刻的 BN 片段中,其他时刻的网络片段中的节点与第 t 时刻的节点定义相同。假设已知敌方在时间段 $t:t+n$ 持续执行一个活动 $A = a$, 那么在 $t:t+n$ 内的 DBN 模型转变为一个简化的结构,如图 4 所示。由于终止

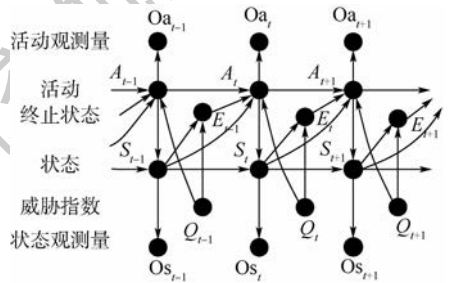


图 3 战术活动识别的 DBN 模型

Fig. 3 DBN model for tactical activity recognition

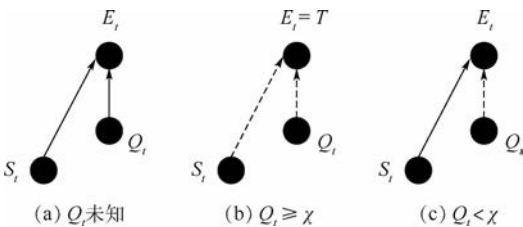


图 1 子网络对于活动终止

Fig. 1 Sub-network for activity termination

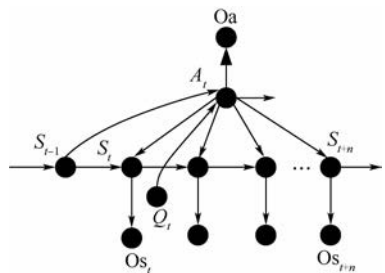


图 4 简化的子网络

Fig. 4 Simplified sub-network

状态节点 $E_{t:t+n} = F$, 模型中活动节点 $A_{t:t+n}$ 合并为一个节点 A_t 。给定每一个时刻的终止状态节点的取值, 全 DBN 模型将可以分割为若干如图 4 描述的子网络。

2.4 基于 CIDBN 的战术活动识别模型

活动节点相比与其他节点具有最大的条件概率表。其条件概率表的规模为 $4|S| \cdot |A|^2$ 。由式(8)可知, 变量 $A_t, S_{t-1}, E_{t-1}, A_{t-1}$ 和 Q_t 之间满足上下文独立关系^[15] (Context-Independence, CI)。当给定 $E_{t-1} = T$ 时, A_t 仅依赖于 S_{t-1} 与 Q_t 。当给定 $E_{t-1} = F$ 时, A_t 仅依赖于 A_{t-1} 且 A_t 的状态确定性地等于 A_{t-1} 的状态。那么, 根据上下文独立关系, 定义 2 个新的节点 $A_t^{E_{t-1}=T}$ 和 $A_t^{E_{t-1}=F}$:

$$P(A_t | E_{t-1} = T, A_{t-1}, S_{t-1}, Q_t \geq \chi) = P(A_t^{E_{t-1}=T} | S_{t-1}, Q_t \geq \chi) \quad (10)$$

$$P(A_t | E_{t-1} = F, A_{t-1}, S_{t-1}, Q_t \geq \chi) = P(A_t^{E_{t-1}=F} | A_{t-1}) = \delta(A_t^{E_{t-1}=F} - A_{t-1}) \quad (11)$$

并且 $E_{t-1}, A_t, A_t^{E_{t-1}=T}$ 和 $A_t^{E_{t-1}=F}$ 之间满足如下关系:

$$P(A_t | A_t^{E_{t-1}=T}, A_t^{E_{t-1}=F}, E_{t-1} = T) = \delta(A_t - A_t^{E_{t-1}=T}) \quad (12)$$

$$P(A_t | A_t^{E_{t-1}=T}, A_t^{E_{t-1}=F}, E_{t-1} = F) = \delta(A_t - A_t^{E_{t-1}=F}) \quad (13)$$

这样图 2(a) 可以表示为图 5(a)。

在图 5 中, 节点 A_t 为多路选择节点, 其取值由 E_{t-1} 决定。图 5(a) 中 $A_t^{E_{t-1}=F} = A_{t-1}$, 所以可以将节点 A_{t-1} 与 $A_t^{E_{t-1}=F}$ 合并为 A_{t-1} 。原先的条件概率表分解为 2 个条件概率表, 其中较大条件概率表的规模为 $2|S| \cdot |A|$ 。对于图 3 描述的 DBN 模型中的任意活动节点 $A_i (i > 1)$, 都可以用图 5(b) 中的子网片段替代, 只需要令 $t = i$, 即得战术活动识别的 CIDBN 模型, 如图 6 所示。

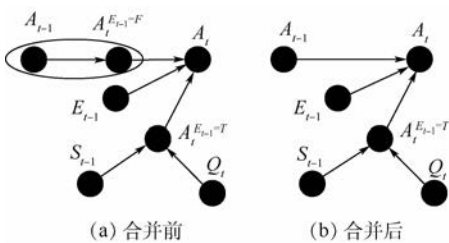


图 5 基于上下文独立的活动变量分解

Fig. 5 Activity variable decomposition based on context independence

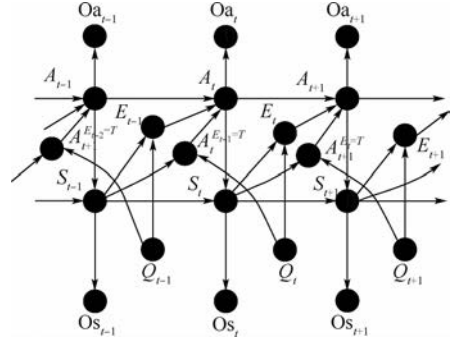


图 6 战术活动识别的 CIDBN 模型

Fig. 6 CIDBN model for tactical activity recognition

3 在线精确推理

DBN 的证据输入一般采用离散的观测测量。因此, 连续的状态观测数据需要进行离散化处理。模糊隶属度函数是一个比较有用的离散化工具。给定一个论域 Φ , L 是论域 Φ 上的模糊子集。如果对于 $\forall l \in \Phi, \mu_L(l): L \rightarrow [0, 1]$ 。那么映射 $\mu_L(l)$ 被称为 L 的模糊隶属度函数, 其描述了一个元素属于一个集合的程度。对连续状态观测测量构造模糊隶属度函数进行模糊分类。将各个模糊集合作为该观测量的离散状态取值, 将对应的隶属度值作为概率分布。这种离散的观测测量被称为“软”证据。

下面将接口算法^[14] 扩展于战术活动识别的 CIDBN 模型, 以获得相应的在线精确推理算法。图 6 中描述的全 DBN 的时间片 t 的全体变量集合 V_t , 包含了 7 个变量:

$$V_t = (A_t, S_t, Q_t, A_t^{E_{t-1}=T}, E_t, Os_t, Oa_t) \quad (14)$$

前向接口 I_t 包含了 3 个变量:

$$I_t = (A_t, S_t, E_t) \quad (15)$$

非前向接口变量的集合 N_t 包含了其余 4 个变量:

$$N_t = (Q_t, A_t^{E_{t-1}=T}, Os_t, Oa_t) \quad (16)$$

“1.5-时间片段 DBN” $H_t = I_{t-1} \cup V_t$ 转换为团结构树 J_t , 在 J_t 中 I_{t-1} 与 I_t 必须在不同的团中, 如图 7 所示。

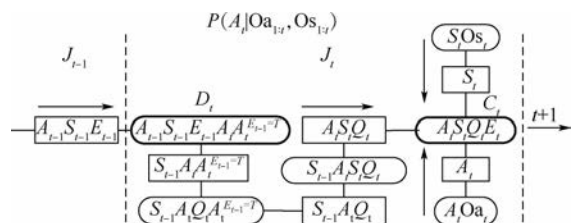


图 7 1.5-时间片段 DBN

Fig. 7 1.5 time slice of DBN

在图 7 中,椭圆表示团,矩形表示分隔。团 D_t 包含了 I_{t-1} ,团 C_t 包含了 I_t 。在团结树 J_t 中,团 C_t 被设定为根团。在本文中,执行在线活动识别任务,即给定 $1:t$ 时刻的观测量的条件下,计算当前活动 A_t 的后验概率分布:

$$P(A_t | O_{a_{1:t}}, O_{s_{1:t}})$$

其可以由被更新后的团 C_t 的势,记为 $\phi^*(C_t)$,进行边缘化和归一化运算得到:

$$P(A_t | O_{a_{1:t}}, O_{s_{1:t}}) = \frac{\sum_{S_t, Q_t, E_t} \phi^*(C_t)}{\sum \phi^*(C_t)} \quad (17)$$

由于式(17)中仅涉及更新团 C_t 的势,并且团 C_t 为根团,这样在消息传播过程中,仅仅需要在团结树 J_t 进行以团 C_t 为终点的消息收集过程,而不需要进行消息的分发。这样计算量减少了一半。

当获得一个观测量时,在“1.5-时间片段 DBN”中传播消息。在整个时间过程中,“1.5-时间片段 DBN”对应的团结树的结构和网络参数是静态的。因此,整个在线推理过程中,需要保存一个初始时刻的网络片段的团结树 J_1 ,和一个“1.5-时间片段”的团结树 J_t ,如图 8 所示。当 $t=1$ 时刻获得观测量时,计算仅需要团结树 J_1 ,然后保存 $\sum_{Q_1} \phi^*(C_1)$ 记为 $\varphi(I_1)$,并且采用式(17)来计算 A_1 的后验概率分布。当 $t=2$ 时刻观测量时,将 $\varphi(I_1)$ 乘到团 D_2 的势 $\phi(D_2)$,然后将消息收集到团 C_2 中,将 $\varphi(I_1)$ 替换为 $\varphi(I_2)$,采用式(17)来计算 A_1 的后验概率分布。这样每当观测量到来时,将前一时刻得到的 $\varphi(I_{t-1})$ 乘到团结树 J_t 中团 D_t 的势 $\phi(D_t)$ 中,然后将消息收集到团 C_t 中,将 $\varphi(I_{t-1})$ 替换为 $\varphi(I_t)$,计算 A_t 的后验概率分布。在在线推理中,需要少量的存储空间来保存团结树 J_t 的网络结构和参数,和较少的计算量执行单向的消息收集。

下面给出在线战术活动识别的伪代码。

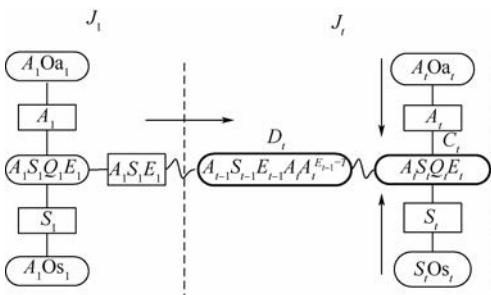


图 8 在线战术活动识别所需的团结树

Fig. 8 Junction tree for online tactical activity recognition

输入:连续的状态观测量 O_{s_t} ;活动观测量 O_{a_t} ;态势相关信息 \mathbf{r} ;威胁指数门限值 χ ;当前时刻软证据 O_{s_t} 的概率分布 $P(O_{s_t})$;当前时刻软证据 O_{a_t} 的概率分布 $P(O_{a_t})$;当前的威胁值 Q_t ;接口分隔的势 φ_t 。

输出: A_t 的后验概率分布 $P(A_t | O_{s_{1:t}}, O_{a_{1:t}})$;接口分隔的势 φ_t 。

$$P(O_{s_t}) \leftarrow \text{Fuzzy}(O_{s_t});$$

$$Q_t \leftarrow q(\mathbf{r});$$

初始化团结树 J_t 中团和分隔的势;

结合 $P(O_{s_t}), P(O_{a_t})$ 和 Q_t ;

$$\phi^*(D_t) \leftarrow \varphi_t \cdot \phi(D_t);$$

在 J_t 中向根团 C_t 传播消息,得到 $\phi^*(C_t)$;

$$\varphi_t \leftarrow \sum_{C_t} \phi^*(C_t);$$

$$P(A_t | O_{a_{1:t}}, O_{s_{1:t}}) \leftarrow \sum_{S_t, Q_t, E_t} \phi^*(C_t) / \sum \phi^*(C_t).$$

4 仿真实验

4.1 实验背景设定

以超视距空战为战术活动识别问题背景,通过识别战斗机的战术活动来验证提出的战术活动识别模型与在线精确推理算法的有效性。假设存在 3 个作战单元,分别为一架敌方战斗机 A,一架我方战斗机 B 与一部我方雷达 C。雷达 C 实时地监视战斗机 A。为了简化问题,假设该 3 个作战单元均在二维平面内运动,它们的分布情况如图 9 所示。

数据采集于实验室条件下的人在回路的空战模拟系统。战斗机 A 与战斗机 B 的相关性能参数均为人工设定,不代表任何真实的型号飞机。假设战斗机 A 与战斗机 B 均在高度为 8 km 平面内飞行。战斗机 A 的初始位置为 (0, 5) km,战斗机 B 的初始位置为 (80, 5) km,雷达 C 的坐标位置为 (0, 0) km。假设雷达 C 对战斗机 A 的距

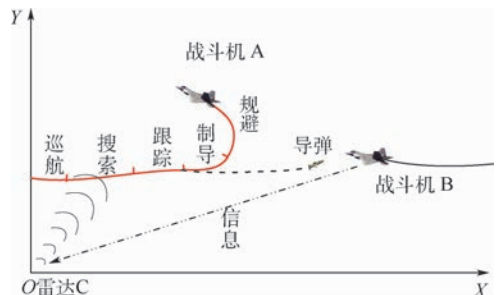


图 9 超视距空战想定示意图

Fig. 9 Schematic diagram of beyond visual range of air combat scenarios

离观测量为 r_t^A 与方位角观测量为 β_t^A , 对应的观测噪声 ζ_r 与 ζ_β 均为方差为 σ_r^2 与 σ_β^2 的高斯白噪声。战斗机 A 的活动变量 A_t 取值空间均为 $\Pi(A) = \{1, 2, 3, 4, 5\}$, 其中“1”表示巡航活动, “2”表示搜索活动, “3”表示跟踪活动, “4”表示制导活动, “5”表示规避活动。这些活动同样适用于战斗机 B 的战术活动 B_t 。战斗机 A 相对于战斗机 B 的运动状态描述于笛卡儿坐标系, 雷达 C 的观测量取值于极坐标系中。因此, 需要采用非线性滤波算法对观测量处理。在本文中, 采用无迹卡尔曼滤波匀加速度模型 (Unscented Kalman Filter-Constant Acceleration model, UKF-CA) 算法^[16] 进行非线性滤波, 估计战斗机 A 的位置 $L_t^A = (x_t^A, y_t^A)$, 速度 $v_t^A = (v_t^{Ax}, v_t^{Ay})$ 和加速度 $a_t^A = (a_t^{Ax}, a_t^{Ay})$ 。假设战斗机 B 的位置、速度与加速度在坐标系上的分量为 $L_t^B = (x_t^B, y_t^B)$ 、 $v_t^B = (v_t^{Bx}, v_t^{By})$ 和 $a_t^B = (a_t^{Bx}, a_t^{By})$, 均为已知量。选取战斗机 A 相对于战斗机 B 的相对距离 r_t^{AB} 、相对速度 v_t^{AB} 、相对加速度 a_t^{AB} 和进入角 α_t^{AB} 作为状态变量 S_t :

$$\begin{aligned} r_t^{AB} &= \sqrt{(x_t^A - x_t^B)^2 + (y_t^A - y_t^B)^2} \\ v_t^{AB} &= \sqrt{(v_t^{Ax} - v_t^{Bx})^2 + (v_t^{Ay} - v_t^{By})^2} \\ a_t^{AB} &= \sqrt{(a_t^{Ax} - a_t^{Bx})^2 + (a_t^{Ay} - a_t^{By})^2} \\ \alpha_t^{AB} &= \arccos \left(\frac{(v_t^{Ax}, v_t^{Ay})(x_t^A - x_t^B, y_t^A - y_t^B)}{r_t^{AB} |(v_t^{Ax}, v_t^{Ay})|} \right) \end{aligned}$$

威胁评估模型 Q 可表达为式 (18) ~ 式 (22)。该模型是基于文献 [17] 提出空空威胁评估模型建立的, 能够合理地表示迎头单机超视距空战的威胁变化, 但该模型并不适用于单机远距截击和近距空战及其他空战方式的威胁评估问题。

$$Q = \alpha_1 Q^\alpha + \alpha_2 Q^v + \alpha_3 Q^d + \alpha_4 Q^p \quad (18)$$

$$Q^\alpha = \frac{|\alpha_t^{AB}| + |180^\circ - \alpha_t^{BA}|}{360^\circ} \quad (19)$$

$$Q^v = \begin{cases} 1 & |v_t^B| > 1.5 |v_t^A| \\ -0.5 + \frac{|v_t^A|}{|v_t^B|} & 1.5 |v_t^A| \geq |v_t^B| \geq 0.6 |v_t^A| \\ 0.1 & 0.6 |v_t^A| > |v_t^B| \end{cases} \quad (20)$$

$$Q^d = \begin{cases} 0 & r_t^{AB} > r_{dmax} \\ 0.3 & r_{dmax} \geq r_t^{AB} \geq r_{mmax} \\ 0.7 & r_{mmax} > r_t^{AB} > r_{mmim} \end{cases} \quad (21)$$

$$Q^p = \begin{cases} 0 & B_t = 1 \\ 0.1 & B_t = 2 \\ 0.6 & B_t = 3 \\ 1 & B_t = 4 \\ 0 & B_t = 5 \end{cases} \quad (22)$$

式中: α_t^{BA} 为战斗机 B 相对战斗机 A 的进入角; r_{dmax} 为飞机 B 的机载雷达最大探测距离; r_{mmax} 为飞机 B 导弹最大射程; r_{mmim} 为飞机 B 导弹最小射程; $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ 为权重值, $\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 + \alpha_4 = 1$ 。权重值的确定采用层次分析法确定, 具体可参见文献 [18]。

将离散化后的变量和威胁指数输入到战术活动识别模型, 采用在线精确推理算法, 可实时输出敌方战斗机的活动概率分布和最可能的活动, 其中最可能的活动定义为

$$a^* = \arg \max_a P(A_t = a | Os_{1:t}, Oa_{1:t}) \quad (23)$$

在仿真实验中, 将基于 CIDBN 模型的方法记为 CIDBN。将该方法与 HMM 模型和 CRF 模型进行比较。HMM 模型采用基本的单层隐变量结构, 而 CRF 采用线性链结构。DBN、CRF 与 HMM 的参数均采用最大似然法进行学习。采用活动识别的精度 Acc 来描述模型识别战术活动的准确性。

$$Acc = \frac{\#correctly_recognized_activitis}{\#activitis} \quad (24)$$

式中: $\#correctly_recognized_activitis$ 为活动识别准确的次数; $\#activitis$ 为活动识别的总次数。此外, 对于战术活动识别的决策者而言, 不仅希望识别结果“准确”, 同时也希望识别结果“明确”。“明确”则意味着活动识别输出的关于目标的战术活动条件概率分布概率权重越集中越好。换句话说, 被识别出概率最高的活动类型相对于其他活动类型具有压倒性的优势, 即决策者对目标的战术活动认知上的不确定性最低。条件概率分布中蕴含的信息量越少, 它的不确定性就越低。那么, 决策者对战术活动识别的结果更加有信心。在信息论中, 采用信息熵这一概念来度量信息量。信息熵越大, 则表明对空目标战术活动识别输出的信息量越大, 不确定性越高。因此, 除了识别准确性之外, 信息熵可以作为另一个衡量战术活动识别方法优劣的性能指标。具体上, 针对本文的研究内容, 采用平均信息熵 \bar{U} 描述识别结果的明确性。

$$\bar{U} = \frac{\sum_{t=1}^{t_{end}} U(A_t)}{t_{end}} \quad (25)$$

$$U(A_t) = - \sum_i P(A_t = i | Os_{1:t}, Oa_{1:t}) \log_2 P(A_t = i | Os_{1:t}, Oa_{1:t}) \quad (26)$$

式中: t_{end} 为仿真时长。

4.2 实验结果与分析

选择最为常见的迎头对抗方式, 进行了 100 次仿真对抗实验。采用 98 次仿真数据进行

参数训练。剩余的 2 次仿真数据进行测试,记为测试 T-1 与测试 T-2。第 99 次与第 100 次的模拟对抗过程见图 10。图 10 中,蓝色飞机表示战斗机 A,红色飞机表示战斗机 B。红色、蓝色、粉色、黑色和绿色轨迹分别表示巡航、搜索、跟踪、制导与规避活动持续过程。假设雷达 C 的观测噪声方差为 $\sigma_r^2 = 400 \text{ m}^2$ 和 $\sigma_\beta^2 = 0.0001 \text{ rad}^2$ 。图 10 给出了测试 T-1 与测试 T-2 中雷达 C 观测量及滤波得到的估计值,采用以雷达 C 为原点的笛卡儿坐标系表达。

图 11 给出了测试 T-1 与测试 T-2 中由雷达 C 观测量进行滤波得到的战斗机 A 的状态估计值,采用以雷达 C 为原点的笛卡儿坐标系表达。图 12 给出了测试 T-1 与测试 T-2 中相对态势变量的观测量。为了模拟具有干扰与强噪声环境,假设无源探测设备具有漏警概率 $P_m = 0.2$ 和误警概率 $P_f = 0.1$ 。“0”表示没有获得战斗机 A 的雷达信息,“1”表示战斗机 A 的雷达处于搜索状态,“2”表示战斗机 A 的雷达处于跟踪状态,“3”表示战斗机 A 的雷达处于制导状态。图 13 给出了战斗机 A 雷达状态的观测量。

将上述证据输入到不同的识别模型中进行推理,得到图 14 ~ 图 19 结果。

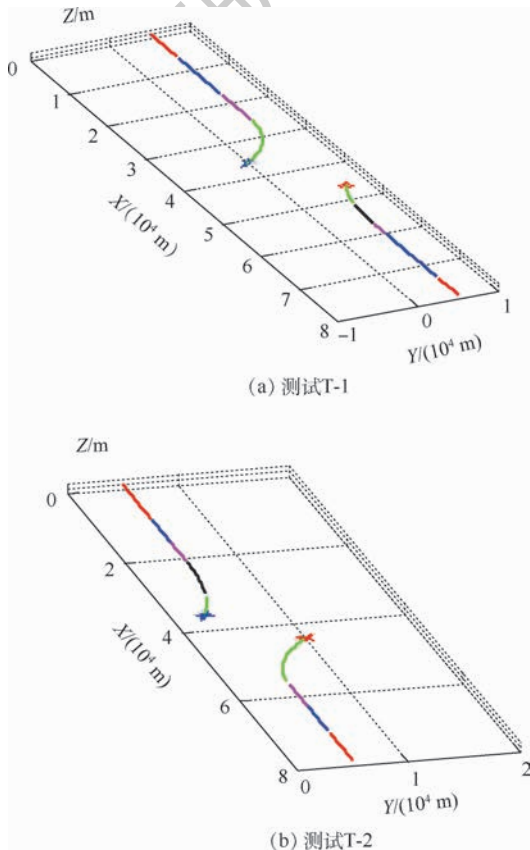


图 10 真实的活动过程
Fig. 10 Real activity process

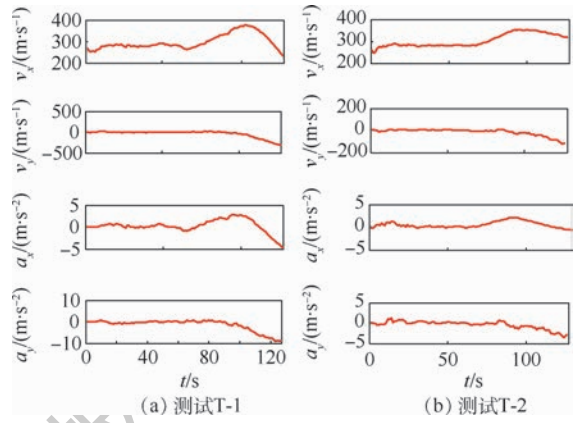


图 11 滤波轨迹与各个运动状态估计
Fig. 11 Filtering trajectory and various motion state estimation

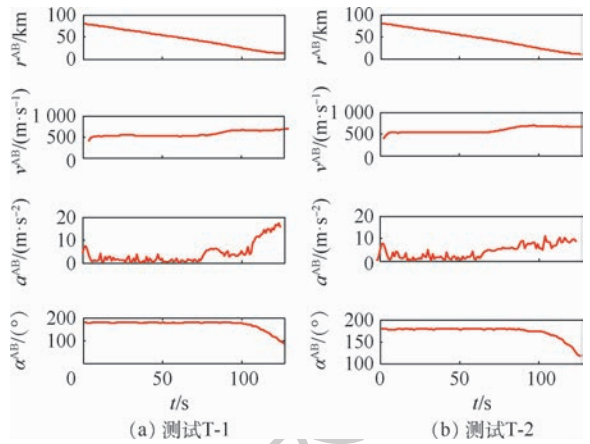


图 12 相对态势变量的观测量
Fig. 12 Measurements of relative situational variables

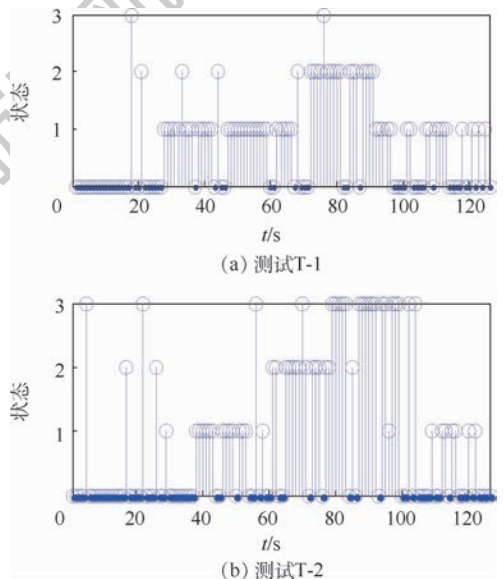


图 13 战斗机 A 雷达状态的观测量
Fig. 13 Measurements state of radar in Fighter A

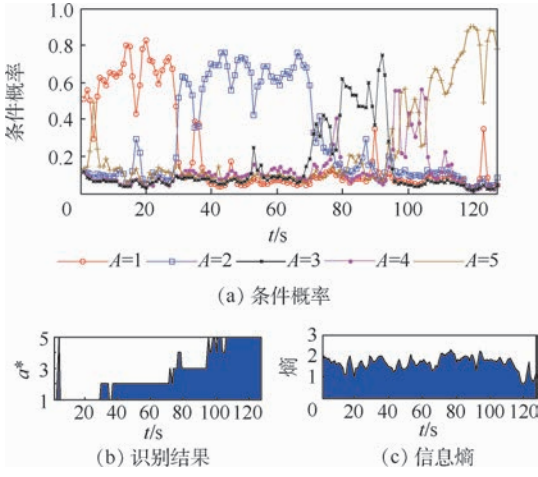


图 14 HMM 对于 T-1
Fig. 14 HMM for T-1

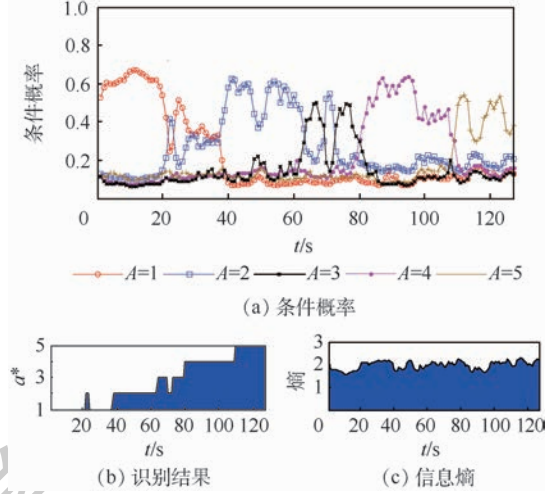


图 17 HMM 对于 T-2
Fig. 17 HMM for T-2

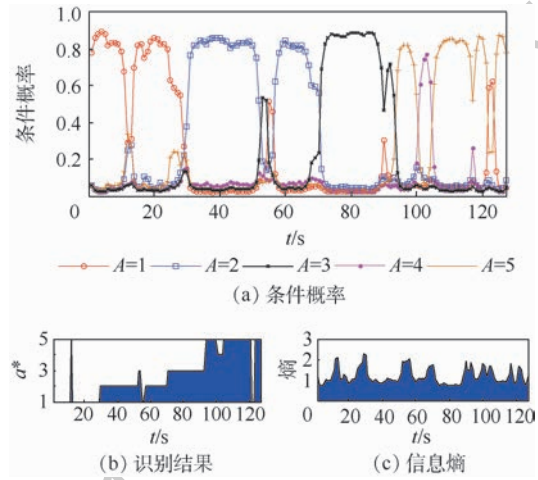


图 15 CRF 对于 T-1
Fig. 15 CRF for T-1

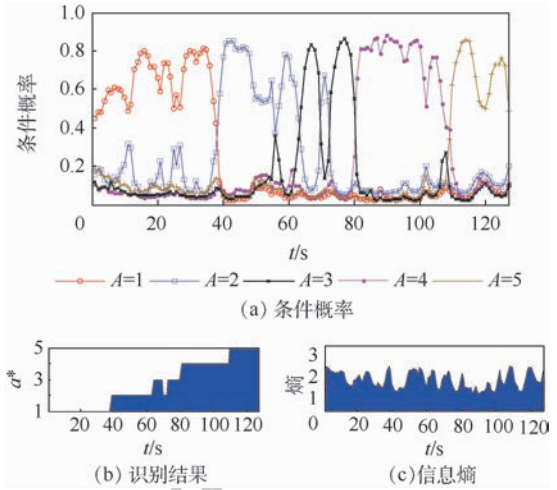


图 18 CRF 对于 T-2
Fig. 18 CRF for T-2

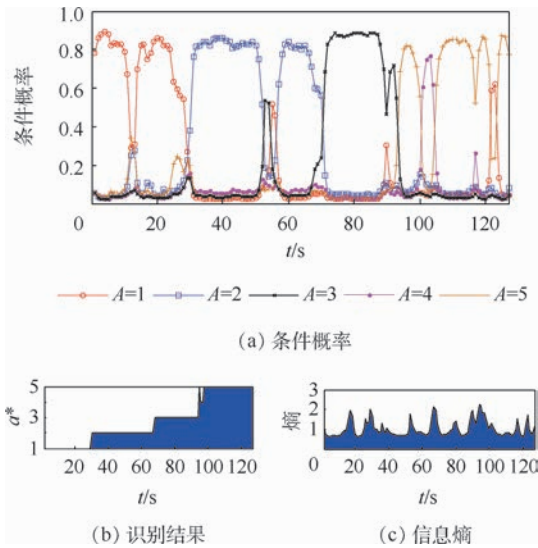


图 16 CIDBN 对于 T-1
Fig. 16 CIDBN for T-1

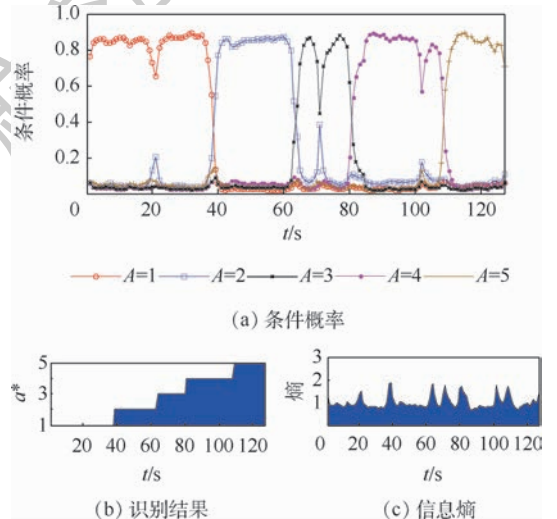


图 19 CIDBN 对于 T-2
Fig. 19 CIDBN for T-2

图 14 ~ 图 19 中的(a)图给出了采用在线精确推理算法得到的式(17)中的条件概率分布,(b)图给出了基于最大后验准则得到的识别结果,(c)图给出了由式(25)和式(26)计算的式(17)条件概率分布的信息熵。表 1 给出了具体的指标值。可以看出,采用 CIDBN 模型获得的识别结果具有更高的识别精度与更低的不确定度。具体地,CIDBN 相对于 CRF 与 HMM 能够对具有更高的威胁指数的跟踪与制导活动更加准确地识别。当战斗机 A 由搜索转换为跟踪时,由于其威胁明显地升高,对应的威胁指数超过门限值,而引起搜索活动终止。CIDBN 能够更加灵敏地识别这种转换,而 HMM 与 CRF 对于这种转换具有 2 ~ 4 s 的延迟。CIDBN 输出条件概率分布具有更低的平均信息熵。主要原因在于 CIDBN 模型引入了更多的态势信息,能够直接地描述战斗机 A 的战术活动特征。而单隐层的 HMM 与线性链 CRF 输入的信息仅为原始的观测量。然而,巡航与搜索活动相比于其他活动识别精度较低,且信息熵较高。这是因为这 2 个活动的特征不明显,且威胁程度不高。活动之间的转换不易被及时地识别,3 种模型均存在 2 ~ 3 s 的延迟。表 2 给出了不同精确推理算法的平均单步运行所需时间。

团结树算法的计算时间是随着网络片段个数增加而成线性增长。边界算法、向前算法和接口算法在每次在线推理时仅仅涉及固定的节点个数,它们的推理计算是不随时间增加的。向前算法需要将 DBN 转换为 HMM。当时间片中节点个数和状态数较少时,向前算法具有很高的效率。然而将 DBN 模型转换为 HMM 会形成一个状态空间巨大的节点,这时向前算法的效率很低。接口算法可获得了相对较小的运行时间。由文献[19]可知,接口算法的复杂度在 $\Omega(K + I)$ 和 $O(K^{I+D})$ 之间,其中 I 为向前接口的规模, D 为每一个时间片段中隐变量的数量, K 为离散变量可取值的最大数量。本文利用变量之间的上下文独立关系将初始 DBN 模型中的具有最大取值空间的活动变量的规模由 $4|S| \cdot |A|^2$ 降低为 $2|S| \cdot |A|$,减小了向前接口的规模,降低了推理复杂度。有关其他推理算法的复杂性的理论分析可参见文献[18]。

表 1 战术活动识别的结果

Table 1 Results of tactical activity recognition

测试	HMM		CRF		CIDBN	
	Acc	\bar{U}	Acc	\bar{U}	Acc	\bar{U}
T-1	0.8425	1.6420	0.9138	1.1850	0.9449	1.0206
T-2	0.8657	1.9696	0.9214	1.4103	0.9522	1.0123

表 2 平均单步运行所需时间

Table 2 Average time of one-step running

算法	平均的单步推理时间/s
团结树算法(DBN)	0.007t + 0.01
边界算法(DBN)	0.0929
向前算法(DBN)	0.2070
接口算法(DBN)	0.0653
接口算法(CIDBN)	0.0253

5 结 论

1) 通过分析战术活动的机制,建立了活动终止与选择子网络,引入威胁节点以描述战场态势对于活动的影响,基于 DBN,人工构建了一个初始的战术活动识别模型。

2) 利用上下文独立关系,在初始的 DBN 基础上,引入多路选择节点,获得了一个概率推理空间较小的战术活动识别模型。仿真实验表明,相比单隐层 HMM 和线性链 CRF,本文提出的模型具有更高的识别精度与更低的不确定度。

3) 将接口算法扩展于基于 CIDBN 的战术活动识别模型上,提出了一种在线精确推理算法。该算法相比传统的团结树算法、边界算法和向前算法更加高效。

参考文献 (References)

[1] 陈浩,任卿龙,滑艺,等.基于模糊神经网络的海面目标战术意图识别[J].系统工程与电子技术,2016,38(8):1847-1853.
CHEN H,REN Q L,HUA Y,et al. Fuzzy neural network based tactical intention recognition for sea targets[J]. System Engineering and Electronics, 2016, 38(8): 1847-1853 (in Chinese).

[2] 张天赫,彭绍雄,邹强,等.无监督神经网络的潜艇对空战术意图识别[J].现代防御技术,2018,46(2):122-129.
ZHANG T H,PENG S X,ZOU Q,et al. Unsupervised learning neural network based submarine recognize tactical intention for air target[J]. Modern Defence Technology, 2018, 46(2): 122-129 (in Chinese).

[3] 欧微,柳少军,贺筱媛,等.战场对敌目标战术意图智能识别模型研究[J].计算机仿真,2017,34(9):10-14.
OU W,LIU S J,HE X Y,et al. Study on the intelligent recognition model enemy target's tactical intention on battlefield[J]. Computer Simulation, 2017, 34(9): 10-14 (in Chinese).

[4] 尹光辉,朱英贵,汪洋.基于贝叶斯网络的装甲目标战术意图推理模型构建[J].火力与指挥控制,2015,40(7):122-125.
YIN G H,ZHU Y G,WANG Y. Construction of models of armored target tactical intention reasoning based on Bayesian network[J]. Fire Control & Command Control, 2015, 40(7): 122-125 (in Chinese).

- [5] 余振翔,胡笑旋,夏维. 基于模糊动态贝叶斯网空战敌方作战企图识别[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版),2013,36(10):1210-1216.
YU Z X, HU X X, XIA W. Foe intention inference in air combat based on fuzzy dynamic Bayesian network[J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2013, 36(10): 1210-1216 (in Chinese).
- [6] 葛顺,夏学知. 用于战术意图识别的动态序列贝叶斯网络[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(1):76-83.
GE S, XIA X Z. DSBN used for recognition of tactical intention [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(1): 76-83 (in Chinese).
- [7] 葛顺. 基于规则发现和贝叶斯推理的战术意图识别技术[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2015.
GE S. Tactical intention recognition technology based on rule discovery and Bayesian reasoning [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2015 (in Chinese).
- [8] DUONG T V, BUI H H, PHUNG D Q, et al. Activity recognition and abnormality detection with the switching Hidden semi-Markov model[C] // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2005: 838-845.
- [9] LIAO L, FOX D, KAUTZ H. Learning and inferring transportation routines[J]. Artificial Intelligence, 2007, 171: 311-331.
- [10] ZHAO L, WANG X, SUKTHANKAR G, et al. Motif discovery and feature selection for CRF-based activity recognition [C] // 2010 20th International Conference on Pattern Recognition (ICPR). Piscataway: IEEE Press, 2010: 3826-3829.
- [11] SÁNCHEZ D, TENTORI M, FAVELA J. Activity recognition for the smart hospital[J]. IEEE Intelligent Systems, 2008, 23(2): 50-57.
- [12] OGRIS G, STIEFMEIER T, LUKOWICZ P, et al. Using a complex multi-modal on-body sensor system for activity spotting [C] // 2008 12th IEEE International Symposium on Wearable Computers. Piscataway: IEEE Press, 2008: 55-62.
- [13] LORINCZ K, MALAN D J, FULFORD-JONES T R F, et al. Sensor networks for emergency response: Challenges and opportunities[J]. IEEE Pervasive Computing, 2004, 3(4): 16-23.
- [14] MURPHY K. The Bayes net toolbox for MATLAB[J]. Computing Science and Statistics, 2001, 33(2): 1024-1034.
- [15] POOLE D, ZHANG N L. Exploiting contextual independence in probabilistic inference[J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2003, 18: 263-313.
- [16] 杨春,郭健,张磊,等. 采用卡方检验的模糊自适应无迹卡尔曼滤波组合导航算法[J]. 控制与决策, 2018, 33(1): 81-87.
YANG C, GUO J, ZHANG L, et al. Fuzzy adaptive unscented Kalman filter integrated navigation algorithm using Chi-square test[J]. Control and Decision, 2018, 33(1): 81-87 (in Chinese).
- [17] 文飞,吕艳,段刚,等. 空空威胁评估在综合辅助决策系统中的应用研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(12): 3734-3737.
WEN F, LV D, DUAN G, et al. Application study of air-air assessment in synthetic decision aiding system[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(12): 3734-3737 (in Chinese).
- [18] 张乐,曹爽,李士雪,等. 层次分析法的改进及在权重确定中的应用[J]. 中国卫生统计, 2016, 33(1): 154-158.
ZHANG L, CAO S, LI S X, et al. The improvement of AHP and its application in weight determination [J]. Chinese Journal of Health Statistics, 2016, 33(1): 154-158 (in Chinese).
- [19] PATRICK M K. Dynamic Bayesian networks: Representation, inference and learning[D]. Berkeley: University of California, 2002.

作者简介:

国海峰 男,博士,讲师。主要研究方向:无人飞行器作战系统与技术。

刘宏强 男,博士,讲师。主要研究方向:航空作战指挥与智能决策。

莊炎龙 男,助理工程师。主要研究方向:航空兵器可靠性评估。

杨海燕 女,博士,副教授。主要研究方向:空天战场态势感知与威胁评估。

Tactical activity recognition model and online accurate inference based on CIDBN

GUO Haifeng^{1,*}, LIU Hongqiang¹, ZHUANG Yanlong², YANG Haiyan³

(1. College of Aeronautical Operational Services, Air Force Aviation University, Changchun 130000, China;

2. Junior Training Base of Air Force Aviation University, Changchun 130000, China;

3. College of Air Control and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Tactical activity recognition is an important research content of battlefield situational awareness. In order to improve the accuracy and real-time of tactical activity recognition, a tactical activity recognition model and online accurate reasoning based on Context-Independent Dynamic Bayesian Network (CIDBN) are put forward. Based on the analysis of tactical activity mechanism and Dynamic Bayesian Network (DBN) theory, an initial tactical activity recognition model is established. In this model, threat index nodes are introduced to influence the termination and selection of activities, and the fuzzy membership function is used to discretize the continuous variables. The model is simplified based on the relationship of context independence, and the new tactical activity recognition model based on CIDBN is obtained. The interface algorithm is extended to the model and an online accurate reasoning algorithm is proposed. The simulation results show that the proposed tactical activity recognition method has the advantages of high recognition accuracy, low uncertainty and high real-time performance.

Keywords: Dynamic Bayesian Network (DBN); interface algorithms; context independence; threat index; exact inference

Received: 2019-07-19; **Accepted:** 2019-12-01; **Published online:** 2019-12-19 09:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191218.1625.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61472441); China Equipment Pre-research Field Foundation (61403110304)

* **Corresponding author.** E-mail: guohaifeng_hkd@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0408

翼伞充气过程的流固耦合方法数值仿真

张思宇¹, 余莉^{1,2,*}, 刘鑫²

(1. 南京航空航天大学 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. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)



摘 要: 为研究冲压式翼伞折叠充气过程的流固耦合动力学特性, 基于自由曲面变形理论建立了多气室冲压翼伞的展开折叠模型。流体域通过时步更新技术实现了随伞载系统运动, 采用任意拉格朗日-欧拉(ALE)方法开展了翼伞非定常充气展开过程的非线性动力学数值计算, 数值计算结果与空投试验结果具有较好的一致性。深入分析了翼伞充气过程中的三维外形及非定常流场分布情况, 表明翼伞充气过程由于翼尖涡绕流, 存在“翼尖上翘, 中部凹陷”的翼伞尾流再附现象; 各气室的充气规律关于中央气室对称; 分析了翼伞气动特性的动态变化规律, 充满后翼伞滑翔比稳定在2.24。上述研究为翼伞设计及开伞性能预测提供了一定的理论依据。

关键词: 流固耦合; 充气展开; 翼伞; 任意拉格朗日-欧拉(ALE); 尾流再附

中图分类号: V244.21

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1108-08

冲压式翼伞相比于传统降落伞, 升阻比高、滑翔稳定性和操作性良好, 广泛应用于航空航天等领域^[1-3], 近年来成为各国研究重点。翼伞充气成功与否决定着翼伞系统工作的成败。

翼伞和常规降落伞一样, 在充气展开过程中, 由于本身的柔性特性, 在气流作用下柔性伞衣极易变形, 工作特性发生改变, 涉及到的流固耦合问题具有高度非线性、非定常特点, 理论研究难度很大。随着计算机的发展和数值精度的提高, 数值模拟逐渐成为研究降落伞流固耦合性能的重要手段。Purvis^[4]、潘星和曹义华^[5]建立了降落伞结构的弹簧阻尼多节点模型, 与内部简化流场进行耦合计算。基于时空离散的MSD-CFD(Mass Spring Damper-Computational Fluid Dynamics)耦合方法^[6-8]侧重于伞衣外形的计算, 无法得到结构应力信息。Takizawa^[9]、Stein^[10]和Tezduyar^[11]等将DSD/SST(Deforming-Spatial-Domain/Stabilized

Space-Time)有限元计算方法用于三维降落伞流固耦合仿真计算研究中, 该方法侧重于外部流场的数值计算, 对初始充气段缺少研究。Kim和Peskinkin^[12]采用浸入边界法进行降落伞充气过程的流固耦合模拟。Tutt^[13]和Yu^[14]等采用任意拉格朗日-欧拉(Arbitrary Lagrange-Euler, ALE)方法模拟了三维降落伞开伞过程。

但是, 目前降落伞的流固耦合研究大多集中于平面圆形伞, 针对翼伞充气过程的三维流固耦合数值研究一直没有突破性进展, 常常做出一定简化, 主要面向刚性翼伞^[15-16]或者基于松散耦合方法进行稳态定常计算。例如, Fogell等^[17]采用弱耦合方法分析了翼伞在稳定滑翔阶段的气动外形。Kalro等^[18]采用并行有限元计算对翼伞初始充气阶段进行了数值模拟。汪龙芳和贺卫亮^[19]对定常状况下翼伞的流固耦合变形问题进行了三维数值模拟。张春和曹义华^[20]基于弱耦合方法

收稿日期: 2019-07-23; 录用日期: 2019-09-06; 网络出版时间: 2019-09-18 15:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190918.0939.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11972192); 江苏高校优势学科建设工程

*通信作者: E-mail: yuli_happy@163.com

引用格式: 张思宇, 余莉, 刘鑫. 翼伞充气过程的流固耦合方法数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1108-1115.
ZHANG S Y, YU L, LIU X. Numerical simulation of parafoil inflation process based on fluid-structure interaction method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1108-1115 (in Chinese).

分析了翼伞的气动变形。

翼伞充气过程大变形、大位移、多尺度流动的非定常流固耦合研究基本处于空白阶段。这主要是由于:翼伞为非展平曲面构成的多气室-双翼面复杂结构,之间由开孔翼肋隔成若干连通气室,前缘充气,后缘封闭,结构的复杂性导致其无法采用常规方法建立折叠模型。此外,多气室翼伞在充气过程中多方向同时展开,是一个典型的非稳态流场-柔性伞衣结构的剧烈耦合问题,规律复杂。上述问题作为翼伞研究领域的难点,一直备受学者关注。

为了解决上述问题,本文提出了基于自由曲面变形(Free Form Deformation, FFD)理论的多气室柔性冲压翼伞展向折叠建模方法,流体域通过时步更新实现随伞载系统运动,基于 ALE 方法开展折叠翼伞充气过程的非定常流固耦合数值计算,分析翼伞的非线性动力学行为,系统地探究非稳态流场-柔性伞衣结构之间的耦合机理,为翼伞安全设计提供理论依据。

1 计算模型

1.1 自由曲面变形理论

翼伞为非展平曲面所构成的多气室-双翼面结构,为解决其展向折叠问题,本文根据 FFD 理论^[21],提出了多气室柔性冲压翼伞的展向折叠建模方法。将待变形的翼伞模型嵌入 FFD 控制晶格中,通过移动晶格节点,将晶格变形传递给嵌入其中的翼伞模型,达到对其折叠建模的目的。

本文采用六面体控制晶格,如图 1 所示,建立局部坐标系 WSH , W 、 S 、 H 是局部坐标系轴矢量,沿坐标轴分别均匀布置 l 、 m 、 n 个控制节点,局部坐标系原点在全局坐标系下的坐标记为 Q_0 。

FFD 控制晶格各节点的全局坐标为

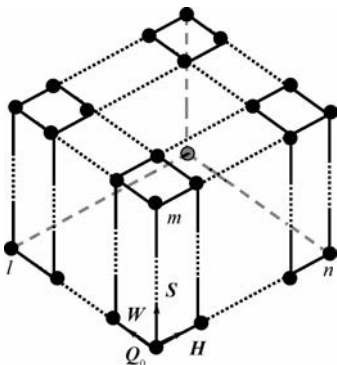


图 1 FFD 六面体控制晶格

Fig. 1 FFD hexahedral control lattice

$$P_{i,j,k} = Q_0 + \frac{i-1}{l}W + \frac{j-1}{m}S + \frac{k-1}{n}H \quad (1)$$

式中: (i, j, k) 为控制晶格各节点的局部标识, $i = 1, 2, \dots, l; j = 1, 2, \dots, m; k = 1, 2, \dots, n$ 。

在 FFD 控制晶格中,翼伞任意一点的局部坐标是 (w, s, h) , $0 \leq w, s, h \leq 1$, 有

$$\begin{cases} w = \frac{S \times H \cdot (Q - Q_0)}{S \times H \cdot W} \\ s = \frac{W \times H \cdot (Q - Q_0)}{W \times H \cdot S} \\ h = \frac{W \times S \cdot (Q - Q_0)}{W \times S \cdot H} \end{cases} \quad (2)$$

该点的全局坐标为 $Q = Q_0 + wW + sS + hH$ 。

本文采用 Bernstein 基函数建立控制晶格各节点位移 $\Delta P_{i,j,k}$ 与 ΔQ 之间的映射函数关系:

$$\Delta Q = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n [B_i^l(w) B_j^m(s) B_k^n(h)] \cdot \Delta P_{i,j,k} \quad (3)$$

式中: B_i^l, B_j^m, B_k^n 分别为 (i, j, k) 节点的 l, m, n 次 Bernstein 基函数。当晶格节点改变时,根据 $\Delta P_{i,j,k}$ 求出 ΔQ , 从而得到变形后的翼伞外形。

1.2 流固耦合控制方程

流场域控制方程为

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho^F}{\partial t} = -\rho^F \frac{\partial v_i}{\partial e_i} - (v_i - \omega_i) \frac{\partial \rho^F}{\partial e_i} \\ \rho^F \frac{\partial v_i}{\partial t} = \sigma_{ij,j}^F + \rho^F f_i - \rho^F (v_j - \omega_j) \frac{\partial v_i}{\partial e_j} \\ \rho^F \frac{\partial E}{\partial t} = \sigma_{ij}^F v_{i,j} + \rho^F f_i v_i - \rho^F (v_j - \omega_j) \frac{\partial E}{\partial e_j} \end{cases} \quad (4)$$

式中: ρ^F 为流场密度; t 为时间; v_i 为流体速度; e_i 为 Euler 坐标; $\omega_i = \Delta e_i / \Delta t$ 为网格节点速度; f_i 为体积力; E 为能量; σ_{ij}^F 为流场的应力张量, $\sigma_{ij}^F = -p\delta_{ij} + \mu(v_{i,j} + v_{j,i})$, p 为压强, μ 为动力黏度, δ_{ij} 为 Kronecker δ 函数。

流场域采用无反射边界条件,以消除流场边界处的单元速度反射波干扰,防止边界对计算产生影响。

翼伞伞衣、伞绳和流场发生耦合,采用拉格朗日方法计算,控制方程为

$$\rho^S \frac{d^2 x_i^S}{dt^2} = \sigma_{ij,j}^S + \rho^S f_i \quad (5)$$

式中: ρ^S 为结构密度; x_i^S 为结构节点位移; $\sigma_{ij,j}^S$ 为结构的应力张量。

ALE 网格运动方程为

$$\frac{\partial f(L_i, t)}{\partial t} = \frac{\partial (e_i, t)}{\partial t} + (v_i - \omega_i) \frac{\partial f(e_i, t)}{\partial t} \quad (6)$$

式中: L_i 为拉格朗日坐标。

对控制方程式(4)~式(6)进行全耦合计算,采用中心差分时间显式方法求解。对于每一个节点,流场和结构的位移 x 、速度 u 按式(7)进行更新:

$$\begin{cases} x^{n+1} = x^n + \Delta t u^{n+1/2} \\ u^{n+1/2} = u^{n-1/2} + \Delta t \cdot M^{-1} \cdot (F_{int} + F_{ext}) \end{cases} \quad (7)$$

式中: F_{int} 、 F_{ext} 分别为内、外力矢量; M 为质量对角矩阵。

1.3 流场域时步更新

翼伞充气过程是有限质量充气,为减小计算消耗,本文在每一时间步都对流场域进行更新,使其跟随载荷对象一起进行空间运动。首先在结构网格上任意选择不共线的3个节点 A 、 B 、 C ,坐标分别为 K_A 、 K_B 和 K_C ,建立一个以 A 为原点的局部坐标系(见图2),其3个轴矢量分别为

$$\begin{cases} x' = \frac{K_B - K_A}{|K_B - K_A|} \\ y' = z' \times x' \\ z' = \frac{x' \times (K_C - K_A)}{|x' \times (K_C - K_A)|} \end{cases} \quad (8)$$

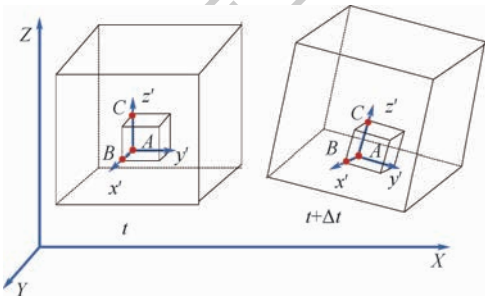


图2 流场域时间步更新

Fig.2 Time-step update of flow field

每个时间步后,局部坐标将跟随结构网格发生位移,根据局部坐标在每个时间步前后的位移获得变换矩阵 T ,则流场网格新的坐标系为

$$[e_1^* \ e_2^* \ e_3^* \ 1] = [e_1 \ e_2 \ e_3 \ 1] \cdot T \quad (9)$$

式中: $[e_1^* \ e_2^* \ e_3^* \ 1]$ 为更新后的齐次坐标; $[e_1 \ e_2 \ e_3 \ 1]$ 为更新前的齐次坐标。流体域通过时间步更新技术实现运动与重构。

2 研究对象与模型验证

2.1 研究对象与计算工况

本文采用文献[22]的冲压式翼伞模型,如图3所示,翼梢两侧有稳定幅,32根伞绳,平铺展长5.48m,弦长2.74m,绳长3.36m,有7个气室,每个气室由一个非承载肋片分割成2个半气室。

翼伞的折叠模型如图4所示。

本文采用 ALE 流固耦合数值方法,将结构网格单元穿插于流场网格中,其流固耦合数值计算模型如图5所示(规模为 $6WS \times 8WS \times 10WS$,其中 WS 为伞衣弦长),其中结构附近流场进行加密处理,参数设置如表1所示。翼伞以 0° 迎角充气,初始充气速度为 17 m/s 。本文基于 ANSYS 平台计算,采用 8 核处理器,仿真 0.6 s 耗时约 172 h 。

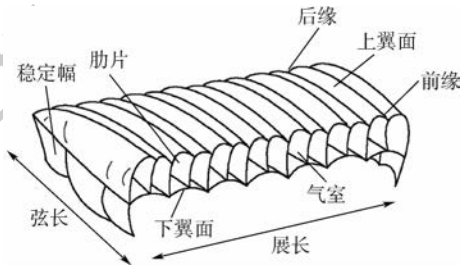


图3 冲压式翼伞结构示意图

Fig.3 Schematic diagram of rammed parafoil structure

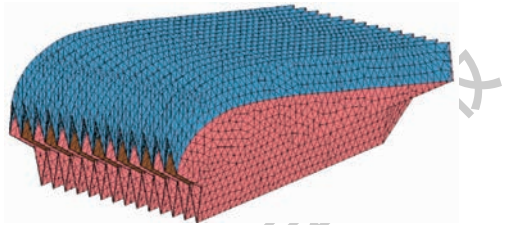


图4 翼伞折叠模型

Fig.4 Folding model of parafoil

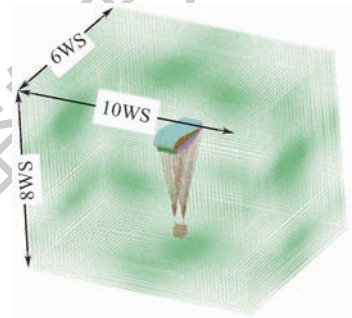


图5 流固耦合数值计算模型

Fig.5 Numerical calculation model of fluid-structure interaction

表1 流固耦合过程的数值模型信息

Table 1 Numerical model information of fluid-structure interaction process

参数	流场	伞衣	伞绳
单元数量	806 868	28 885	1 749
单元类型	Solid	Shell	Beam
材料类型	Null	Fabric	Cable_Discrete_Beam
密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	1.2	533.8	462.0
弹性模量/Pa		4.3×10^8	9.7×10^{10}

2.2 模型验证

为验证本文模型的合理性和准确性,采用文献[22]的空投试验数据进行验证计算,同时进行流场网格的无关性验证。本文采用3种不同网格密度的流场进行数值计算,对比结果如表2所示。

随网格数量增加,计算误差减小,但消耗时长增加,因此综合考虑,本文选择网格数量为849 000的模型进行数值计算,得到的翼伞充满外形和开伞动载 F (充气过程中作用在伞衣上的纵向载荷)与空投试验的对比情况如图6、图7所示。可以看出,翼伞充满外形与试验外形基本一致。本文开伞动载计算结果的变化趋势与空投试验变化规律相近,数值计算得到的开伞动载峰值出现时刻略早于文献[22],数值为4 760.1 N,和文献[22]试验数据(4 963.2 N)比较,误差为4.09%,该误差满足柔性翼伞开伞计算的误差要求。综上认为,本文基于多气室双翼面冲压翼伞

表 2 网格无关性对比结果

Table 2 Comparison results of grid independence

网格数量	最大开伞动载/N	误差/%	计算时长/h
587 000	4 661.30	6.08	123
849 000	4 760.10	4.09	172
1 189 000	4 764.13	4.01	238

注:文献[22]试验数据中,最大开伞动载为4 963.2 N。表中误差指文献[22]与本文最大开伞动载的误差。



图 6 数值计算结果与空投试验充满外形对比

Fig. 6 Comparison of canopy shape between numerical calculation result and airdrop test

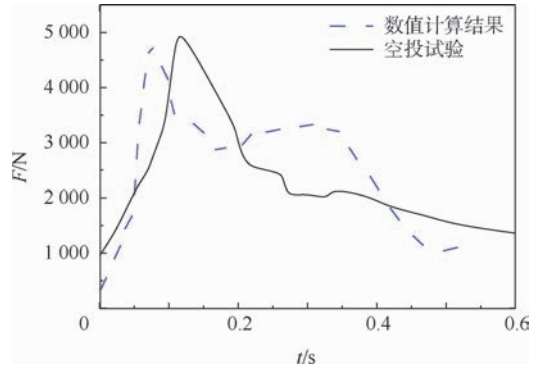


图 7 开伞动载随时间的变化曲线

Fig. 7 Curves of opening load over time

建立的数值计算模型可以有效模拟翼伞充气阶段工作过程。

3 研究结果

3.1 伞衣外形及流场变化

翼伞充气展开过程为有限质量充气情况,许多随机参数都会对充气性能产生影响,本文未考虑风场等随机环境因素对充气过程的影响。图8为翼伞充气过程的外形变化。在充气初期,翼伞前缘切口进气,尾部最先膨胀展开。之后下翼面高压气流作用于稳定幅,拉动伞衣展向伸展,稳定幅产生应力集中现象。充气过程中,前缘切口约束较少,且在气室充满后由于切口角度的存在,始终承受气流吹袭,震颤频率大,产生持续的应力集中现象。因此,在翼伞设计中应加强稳定幅与前缘切口处的材料强度,避免伞衣破损。

为进一步探究翼伞充气过程中的结构及流场的非定常变化规律,选取 a 、 b 、 c 3 个截面(见图9)进行研究,各个截面的结构及流场变化如图10所示(各个时刻从上到下依次为 a 、 b 、 c 截面),为刻画细节情况,各个时刻的图形缩比尺寸不同。

首先,通过观察图10所示翼伞充气过程的弦向变化(a 、 b 截面):在翼伞初始折叠状态时, a 、 b

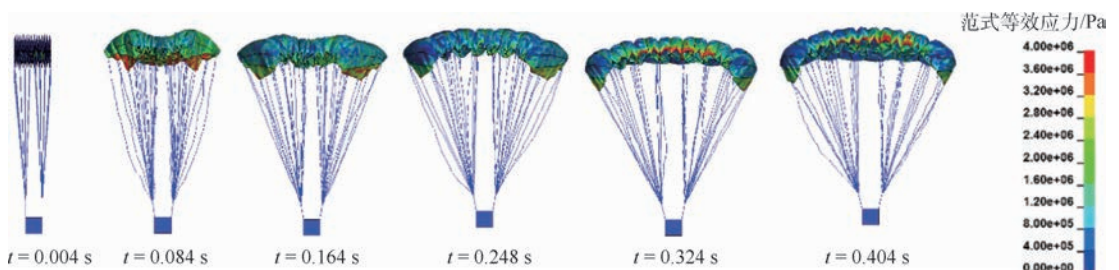


图 8 充气过程翼伞外形变化(范式等效应力云图)

Fig. 8 Parafoil shape changes during inflation process (von Mises equivalent stress contours)

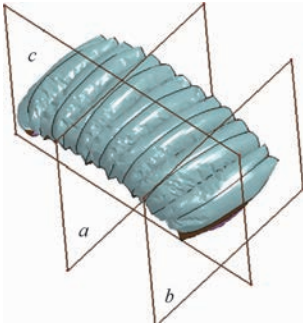


图9 选取截面示意图

Fig. 9 Schematic diagram of selected sections

截面的速度场分布相似,前缘产生涡。随翼伞逐渐充气,上翼面的涡逐渐后移至脱体,前缘处不断产生新的涡。在充气过程中, a 截面随气室充气逐渐形成饱满翼型,内腔压力增加,伞衣刚度增加,类似刚性翼,外部流畅稳定。而 b 截面处于最

外侧,伞衣由于约束较少变形明显,在翼伞充满后翼型饱满度不足,外部流场不稳定,伞衣变形状态具有一定的随机性。

图10中翼伞充气过程的展向变化(c 截面)表明:在翼伞初始折叠状态时, c 截面周围流场产生对称绕流现象,此时伞衣折叠压缩率大,下翼面形成高压区(压力云图见图11)。之后翼伞底部对称涡开始破裂,气流绕翼尖流出,翼伞展开充气。该过程上翼面流速快,下翼面流速慢,上下翼面形成的压力造成“翼尖上翘,中部凹陷”的翼伞尾流再附现象。因此在翼伞开伞过程中应加入引导伞改善充气状况,引导伞拉出伞衣中部减轻气室塌陷。此外,设计合理的稳定幅,阻挡下翼面到上翼面的绕流,消弱翼尖涡强度,减轻干扰影响。此后,伞衣随气室充满保持稳定充满翼型。

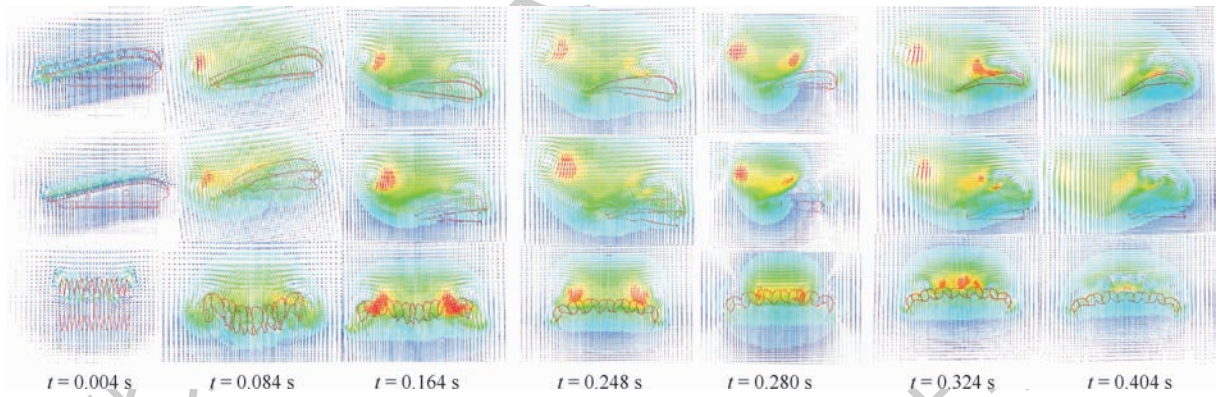


图10 各截面的结构及流场变化

Fig. 10 Structure and flow field changes of each section

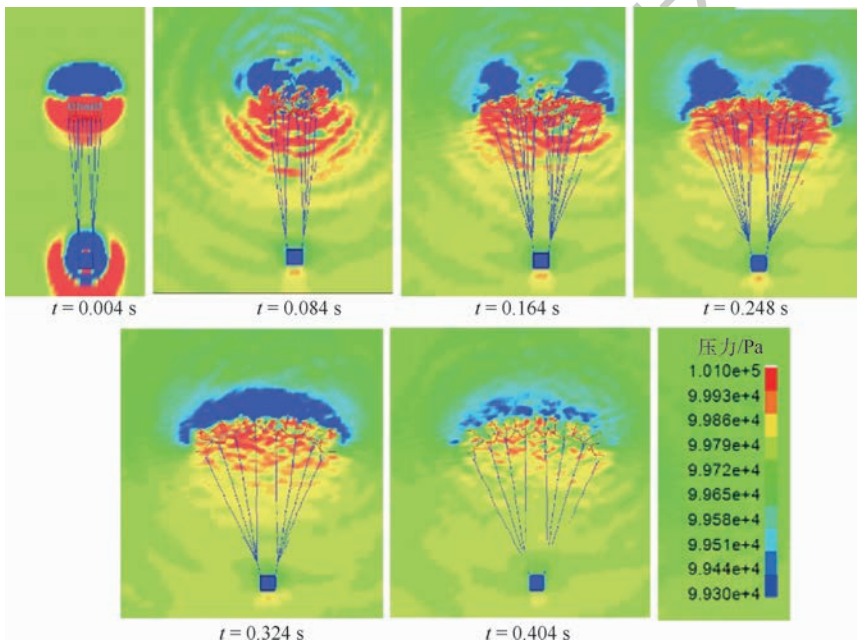


图11 充气过程压力云图

Fig. 11 Pressure contours of inflation process

3.2 气室充气规律

为进一步研究翼伞的各气室充气规律,将翼伞沿弦向分为前(前缘)、中(中部)、后(尾缘)三部分,沿展向将7个气室逐次编号,两侧为气室1和气室7,中央气室为4号。图12为各气室充满时间和充满宽度的变化规律。可以看出:

- 1) 各气室的充气规律关于中央气室具有对称性,中央气室充气快且充满外形饱满,越靠近两侧充满速率越慢,充气效果越差。
- 2) 在高压气流推动作用下,进入气室的气体涌入尾部,翼伞尾缘最先展向打开,充气速率明显快于其他部分,前缘展开最慢。充满后中部充气效果最好,气室最为饱满。
- 3) 由于尾缘上下翼面缝合,翼尖绕流导致伞

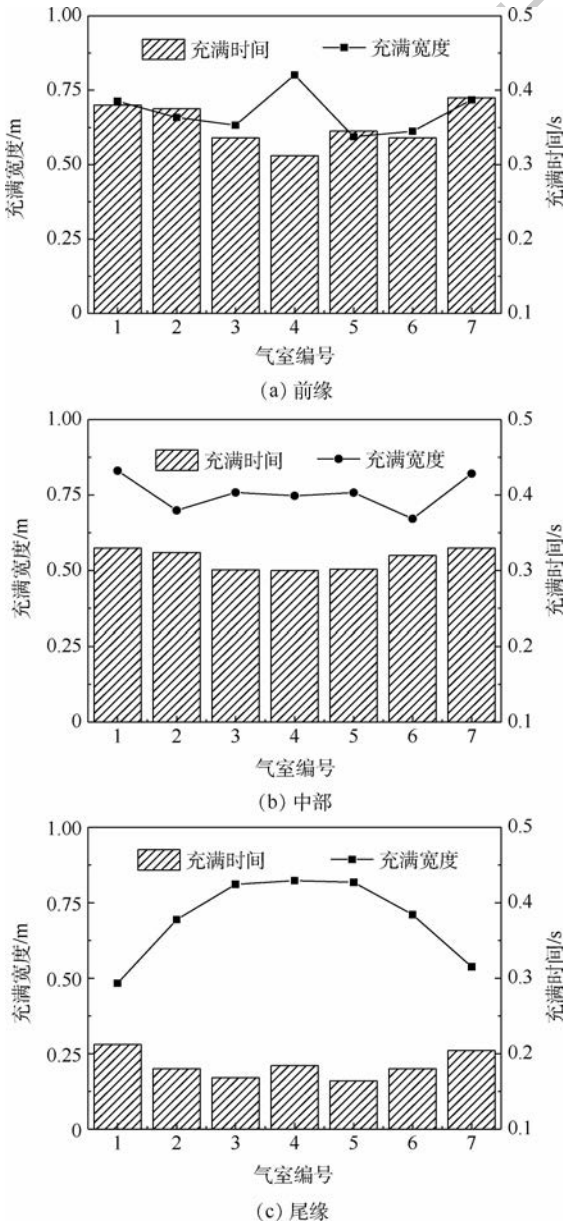


图12 各气室充满时间和充满宽度

Fig. 12 Inflation time and width of each air chamber

衣变形,内外气压不稳定,两侧气室的后部未完全充满。

充气过程的翼展变化见图13。翼伞的前缘、中部、尾缘前、中、后三部分于0.39、0.37、0.25 s分别达到翼展峰值5.05、5.40、5.20 m。之后由于伞绳和伞衣的弹性作用,各部位充满后产生一定的回弹和气室“鼓包”现象,中部充满翼展稳定在5.0 m左右,略小于设计值。

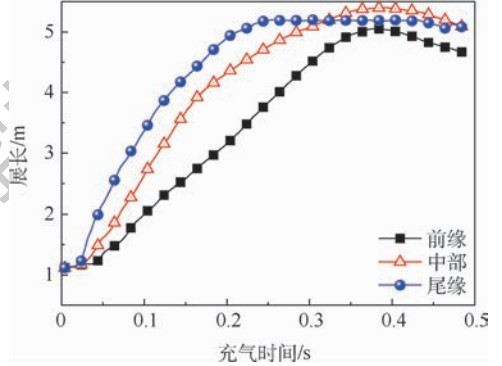


图13 充气过程的翼展变化

Fig. 13 Changes in wingspan during inflation process

3.3 气动特性分析

翼伞的气动特性参数变化情况如图14所示。0.1 s之前,计算域尚未形成稳定绕流流场,气动参数不具有参考意义。随绕流流场形成,翼伞的升阻力特性参数变化趋势一致,在0.28 s时达到峰值,此时伞衣投影面积最大。之后由于呼吸回弹现象,伞衣面积减小,气动系数减小,翼伞充满稳定后气动系数略有回升。充满后伞载系统存在一定迎角,滑翔比 C_L/C_D 稳定在2.24,升力系数 C_L 为1.56,阻力系数 C_D 为0.70。

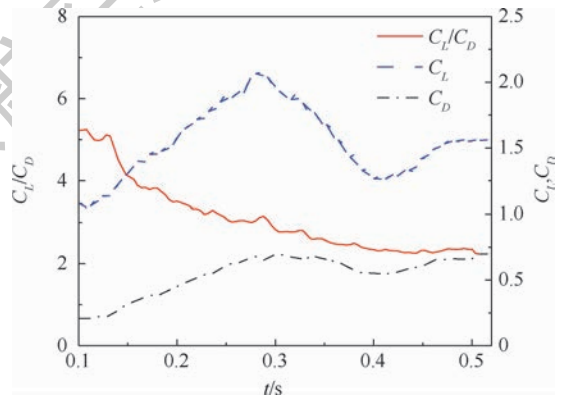


图14 气动特性参数的变化

Fig. 14 Changes in aerodynamic characteristic parameter

4 结论

本文针对非定常充气展开过程,数值模拟了翼伞的三维流固耦合动力学特性,得出:

1) 翼伞充气展开过程中稳定幅和前缘切口处产生应力集中现象,因此,在翼伞设计中应加强稳定幅与前缘切口处的材料强度。

2) 翼伞充气展开过程存在“翼尖上翘,中部凹陷”的翼伞尾流再附现象,造成伞衣内塌,导致系统稳定性受影响,因此在翼伞开伞过程中应加入引导伞以改善充气状况,设计合理的稳定幅可以减小翼尖涡的影响。

3) 各气室的充气规律关于中央气室具有对称性,中央气室充气快且充满外形饱满,两侧充满速率越慢,气室饱满度下降;翼伞尾部最先膨胀展开,前缘展开最慢,充满后存在一定的回弹和气室“鼓包”现象,充满后展长小于设计值。

4) 升阻力特性参数变化趋势一致,伞衣充满后翼伞滑翔比稳定在 2.24,升力系数为 1.56,阻力系数为 0.70。

参考文献 (References)

- [1] PATEL S, HACKETT N, JORGENSEN D, et al. Qualification of the guided parafoil air delivery system-light (GPADS-Light): AIAA-97-1493 [R]. Reston: AIAA, 1997.
- [2] BENNETT T, FOX R. Design, development & flight testing of the NASA X-38 7500 ft² parafoil recovery system: AIAA-2003-2107 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [3] SHAW D O. A parafoil-based, hybrid airship design for extended Martian exploration [C] // AIAA SPACE Forum. Reston: AIAA, 2016: 1-7.
- [4] PURVIS J W. Theoretical analysis of parachute inflation including fluid kinetics [J]. *Journal of Aircraft*, 1982, 19 (4): 290-296.
- [5] 潘星, 曹义华. 降落伞开伞过程的多结点模型仿真 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34 (2): 188-192.
PAN X, CAO Y H. Simulation of parachute's opening process with multi-node model [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34 (2): 188-192 (in Chinese).
- [6] STEEVES E C, BENNEY R J, STEIN K R. A computational model that couples aerodynamic and structural dynamic behavior of parachutes during the opening process: NASA-ADA264115 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1993.
- [7] YU L, MING X. Study on transient aerodynamic characteristics of parachute opening process [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2007, 23 (6): 627-633.
- [8] 彭勇, 张青斌, 秦子增. 降落伞主充气阶段数值模拟 [J]. *国防科技大学学报*, 2004, 26 (2): 13-16.
PENG Y, ZHANG Q B, QIN Z Z. Simulation of parachute final inflation phase [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2004, 26 (2): 13-16 (in Chinese).
- [9] TAKIZAWA K, SPIELMAN T, MOORMAN C, et al. Fluid-structure interaction modeling of spacecraft parachutes for simulation-based design [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 2012, 79 (1): 010907.
- [10] STEIN K, BENNEY R, KALRO V, et al. Parachute fluid-structure interactions: 3-D computation [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2000, 190 (3): 373-386.
- [11] TEZDUYAR T, BEHR M, MITTAL S, et al. A new strategy for finite element computations involving moving boundaries and interfaces—The deforming-spatial-domain/space-time procedure: II. Computation of free-surface flows, two-liquid flows, and flows with drifting cylinders [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1992, 94 (3): 353-371.
- [12] KIM Y, PESKIN C S. 2-D parachute simulation by the immersed boundary method [J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 2006, 28 (6): 2294-2312.
- [13] TUTT B, TAYLOR A. The use of LS-DYNA to simulate the inflation of a parachute canopy: AIAA-2005-1608 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [14] YU L, CHENG H, ZHAN Y N, et al. Study of parachute inflation process using fluid-structure interaction method [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27 (2): 272-279.
- [15] 陆伟伟, 张红英, 连亮. 大型翼伞的三维气动性能分析 [J]. *航天返回与遥感*, 2015, 36 (3): 1-10.
LU W W, ZHANG H Y, LIAN L. A three-dimensional analysis on aerodynamic performance of a large parafoil [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2015, 36 (3): 1-10 (in Chinese).
- [16] 朱旭, 曹义华. 翼伞平面形状对翼伞气动性能的影响 [J]. *航空学报*, 2011, 32 (11): 1998-2007.
ZHU X, CAO Y H. Numerical simulation of platform geometry effect on parafoil aerodynamic performance [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32 (11): 1998-2007 (in Chinese).
- [17] FOGELL N A, SHERWIN S, COTTER C J, et al. Fluid-structure interaction simulation of the inflated shape of ram-air parachutes: AIAA-2013-1326 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [18] KALRO V, ALIABADI S, GARRARD W, et al. Parallel finite element simulation of large ram-air parachutes [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 1997, 24 (12): 1353-1369.
- [19] 汪龙芳, 贺卫亮. 基于索膜有限元模型的翼伞气动变形仿真 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43 (1): 47-52.
WANG L F, HE W L. Parafoil aerodynamic deformation simulation based on cable-membrane finite element model [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43 (1): 47-52 (in Chinese).
- [20] 张春, 曹义华. 基于弱耦合的翼伞气动变形数值模拟 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39 (5): 605-609.
ZHANG C, CAO Y H. Numerical simulation of parafoil aerodynamics and structural deformation based on loose coupled method [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39 (5): 605-609 (in Chinese).
- [21] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models [J]. *ACM SIGGRAPH Computer Graphics*, 1986, 20 (4): 151-160.
- [22] LEE C K, BUCKLEY J E. New technique for parafoil inflation control [J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37 (3): 479-483.

作者简介:

张思宇 男,博士研究生。主要研究方向:流固耦合力学、飞行器安全救生及生命保障。

余莉 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:流固耦合力学、飞行器安全救生及生命保障、人机与环境工程。

Numerical simulation of parafoil inflation process based on fluid-structure interaction method

ZHANG Siyu¹, YU Li^{1,2,*}, LIU Xin²

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To study the fluid-structure interaction dynamic characteristics of rammed parafoil during inflating process, a folding model of rammed parafoil with multi-chamber was established based on the theory of free form deformation. The time-step updating technique was used to make fluid field move with the movement of the parafoil system. The nonlinear dynamics numerical calculation was carried out with Arbitrary Lagrange-Euler (ALE) method during the unsteady parafoil inflation process. The numerical results are in good agreement with the airdrop test results. The three-dimensional shape and unsteady flow field distribution indicate that there exists a wake recontact phenomenon with "tip warping and central depression" due to the tip vortex during parafoil inflation process. The inflatable law of each chamber is symmetrical with respect to the central chamber. The dynamic variation law of parafoil aerodynamic characteristics is analyzed and the glide ratio is stable at 2.24 after inflation. The conclusions provide a theoretical basis for parafoil design and inflation performance prediction.

Keywords: fluid-structure interaction; inflation; parafoil; Arbitrary Lagrange-Euler (ALE); wake recontact

Received: 2019-07-23; Accepted: 2019-09-06; Published online: 2019-09-18 15:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190918.0939.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11972192); the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0416

湿热环境对 CCF800/环氧挖补板拉压性能的影响

张婕^{1,2}, 程小全^{1,*}, 程羽佳¹, 冯振宇³

1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094;
3. 中国民航大学 适航学院, 天津 300300



摘 要: 针对挖补修理后飞行器在服役期间会经历高温高湿环境,进行了湿热环境对挖补修理层合板(以下简称挖补板)拉压性能影响的研究。首先,测试了4种湿热环境下 CCF800/环氧挖补板的拉伸和压缩性能;然后,建立了相应的湿热应力有限元模型,探索了不同湿热环境下挖补板内的湿热应力分布;最后,在此基础上建立了湿热环境下挖补板的拉伸和压缩力学模型,研究了湿热环境对 CCF800/环氧挖补板力学性能的影响。试验结果显示,湿热环境使挖补板的承压能力降低,承拉能力提高,这与常理不符。经试验观察和机理分析,发现 CCF800/环氧铺层中纤维弯曲是导致湿热环境下挖补板拉伸性能不降反升的主要原因。在考虑湿热环境时,制备 CCF800 纤维复合材料过程中需要格外注意纤维弯曲问题。

关键词: 复合材料层合板;挖补修理;湿热环境;拉伸性能;压缩性能;有限元建模

中图分类号: V214.8; TB131

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1116-09

复合材料凭借比强度高、比模量高、耐腐蚀强、抗疲劳强、可设计性强和热膨胀率低等优势,在航空航天领域得到广泛的应用^[1-2]。以大型商用飞机 B787 和 A350XWB 为例,其复合材料在飞机结构重量中的占比已经达到 50% 以上。飞机在服役期间会经历复杂的高温高湿环境,所以飞机复合材料结构设计时需要考虑湿热环境。科研人员已经对湿热环境下复合材料层合板力学性能进行了深入的研究。在湿热环境下,复合材料内纤维基本不吸湿,而纤维与基体界面和基体的吸湿量较大,使得其容易在界面处产生裂纹,基体性能下降^[3]。此外,由于纤维和基体热/湿膨胀系数相差很大,会在结构内部产生不可忽略的热/湿应力^[4-8]。因此,湿热环境会使得复合材料层合板力学性能下降,这已被很多研究所证明^[9-13]。

随着复合材料结构在航空领域的广泛应用,

其修理问题也日益突出。与其他修理方法相比,挖补修理能保持结构的气动外形,且修理效率较高,所以经常作为复合材料层合板的表面长期修理方法。与完好层合板相比,挖补修理层合板(以下简称挖补板)多了胶层这部分,胶层比复合材料更容易受到湿热环境的影响,所以湿热环境下挖补板的力学性能需要被关注。但相关研究较少,有些学者研究了挖补板二维简化结构,也就是斜接接头在湿热环境下的力学性能。Charalambides 等^[14]测试了层合板、胶黏剂和斜接接头吸湿后的力学性能,结果表明,层合板和胶黏剂的强度、模量均有一定程度的下降,而斜接接头强度下降不明显,但其破坏方式变化显著。Elaldi 等^[15]研究了湿热环境下斜接接头的拉伸性能,并对比了热压罐和烘箱 2 种成型工艺,结果表明,湿热环境导致斜接接头的拉伸强度下降可达 23%,影响

收稿日期: 2019-07-27; 录用日期: 2019-10-25; 网络出版时间: 2019-11-06 10:14

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191105.1008.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11472024)

* 通信作者: E-mail: xiaoquan_cheng@buaa.edu.cn

引用格式: 张婕,程小全,程羽佳,等. 湿热环境对 CCF800/环氧挖补板拉压性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1116-1124. ZHANG J, CHENG X Q, CHENG Y J, et al. Effect of hygrothermal environment on tensile and compressive properties of CCF800/epoxy scarf-repaired laminates[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1116-1124 (in Chinese).

显著,2种成型工艺的修复效率相差不大。刘淑峰^[16]测试了室温干态、室温湿态、高温干态和高温湿态4种湿热环境下挖补板的拉伸和压缩性能,并建立了湿热环境下挖补板拉伸和压缩有限元模型以探索损伤机理和最佳修理参数,结果表明,湿热环境会明显降低挖补板的力学性能,这主要体现在湿热应力和材料性能衰减2个方面。高温环境下,胶黏剂表现出明显塑性,湿态环境下更容易发生层合板/胶层胶接界面破坏。综合考虑湿热环境下拉压性能和工艺因素,推荐修理角度为 $4^{\circ} \sim 6^{\circ}$,胶层厚度为 $0.15 \sim 0.2 \text{ mm}$ 。

本文测试了4种湿热环境下 CCF800/环氧挖补板的拉伸和压缩性能,结果表明,湿热环境导致挖补板拉伸承载能力增加、压缩承载能力降低,这与前人研究普遍认为湿热环境会造成结构性能降低的结论不一致。为了解释这种反常现象,本文分别建立了挖补板的湿热应力有限元模型和湿热环境下挖补板的拉伸和压缩力学模型,深入探索湿热环境对 CCF800/环氧挖补板力学性能的影响。

1 试验

1.1 试验件设计和制备

挖补板拉伸和压缩试验件构型设计分别基于 ASTM D3039/D3039M^[17] 和 ASTM D7137/D7137M^[18], 具体构型分别如图 1 和图 2 所示。补片和母板材料为 CCF800/环氧(预浸料形式),胶黏剂材料为 SY14M(胶膜形式),层合板的铺层参考了实际飞机蒙皮结构中常用的铺层形式,铺层为 $[45/0_2/-45/90/45/0_2/-45/0]_s$,其中, 0° 铺层占 50%, 90° 铺层占 10%, 45° 铺层占 40%。胶层采用一层胶膜,单层名义厚度为 0.13 mm 。

考虑 4 种湿热环境状态,即室温干态(Room Temperature/Dry Condition, RD)、室温湿态(Room

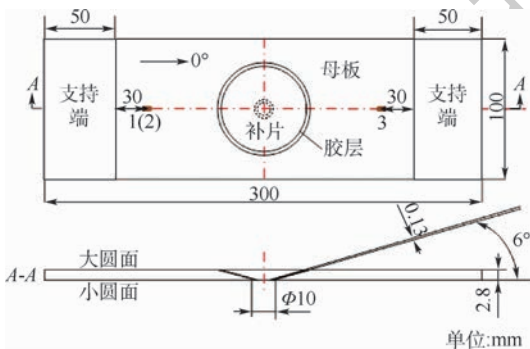


图 1 挖补板拉伸试验件构型

Fig. 1 Configuration of scarf-repaired tensile specimens

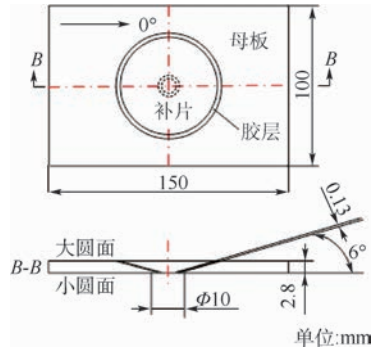


图 2 挖补板压缩试验件构型

Fig. 2 Configuration of scarf-repaired compressive specimens

Temperature/Wet Condition, RW)、高温干态(Elevated Temperature/Dry Condition, ED)和高温湿态(Elevated Temperature/Wet Condition, EW),其中,高温指测试温度 95°C ,湿态指平衡吸湿状态。拉伸和压缩试验件在每种湿热环境状态下有 3 件试验件,共 24 件试验件。

1.2 试验装置和方法

拉伸和压缩试验均在 25 t 级的 Instron8802 液压伺服试验机配合数字环境箱上进行(见图 3),试验加载速率分别为 2 mm/min 和 1.25 mm/min 。为了比较不同环境温度下复合材料刚度的变化,在拉伸试验件远离挖补区域的地方布置应变片,具体位置如图 1 所示。

考虑 4 种湿热环境状态,高温状态由环境箱提供,升温至 95°C 后保温 10 min ,再进行试验加载。湿态指平衡吸湿状态,吸湿试验在力学试验前完成,仅针对 RW 和 EW 试验件,设计基于 ASTM D5229/D5229M^[19]。具体操作为:分别选取 1 件拉伸和 1 件压缩典型试验件用于吸湿测量,



图 3 带有环境箱的拉伸和压缩试验装置

Fig. 3 Tensile and compressive experimental setup with conditioning chamber

采用精度为 0.001 g 的分析天平对这 2 个试验件进行初始称重,再将所有湿态试验件放入水槽中。为了加快吸湿速率,水槽中的水温与高温测试温度相同。定期对这 2 个试验件进行称重,称重时间小于 5 min,记录试验件质量。当吸湿量满足式(1)时,认为达到平衡吸湿,停止吸湿试验。

$$|M_i - M_{i-1}| < 0.02\% \quad (1)$$

式中: $M = (W - W_b) / W_b$, W_b 为试验件吸湿前的初始质量, W 为当前试验件质量, M 为吸湿量,下标 i 代表当前时刻, $i - 1$ 代表前一次测量时刻。

1.3 试验结果和分析

由于所有试验件表面铺层方向均为 45° , 可认为不同湿热环境下拉伸试验件上应变片测量出的平均表面刚度可表征对应湿热环境下复合材料 CCF800/环氧的模量。平均表面刚度定义为应变片 1~应变片 3 的载荷-应变曲线在线性段斜率的平均值。4 种湿热环境下拉伸试验件的平均表面刚度汇总于表 1。可以发现,4 种湿热环境下挖补板平均表面刚度相差不大,可认为湿热环境基本不影响复合材料 CCF800/环氧的模量。

4 种湿热环境下挖补板的最大拉伸和压缩载荷对比如图 4 和图 5 所示。可以发现,挖补板在 4 种湿热环境下拉伸和压缩承载能力顺序分别为: $EW \approx RW > ED > RD$ 和 $RD \approx ED > RW > EW$, 出现了“湿热环境导致挖补板拉伸性能增加、压缩性能降低”的反常现象。挖补板的承载能力主要取决于母板结构的承载能力,也就是取决于复

表 1 四种湿热环境下挖补板平均表面刚度

Table 1 Average surface stiffness of scarf-repaired laminates in four hygrothermal environments

湿热环境	平均表面刚度/(N · (μ ϵ) ⁻¹)
RD	26.0
RW	25.0
ED	26.4
EW	26.9

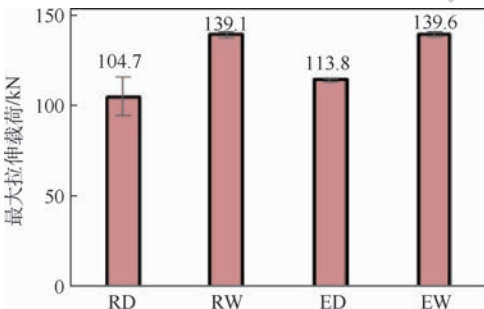


图 4 四种湿热环境下挖补板最大拉伸载荷

Fig. 4 Maximum tensile loads of scarf-repaired laminates in four hygrothermal environments

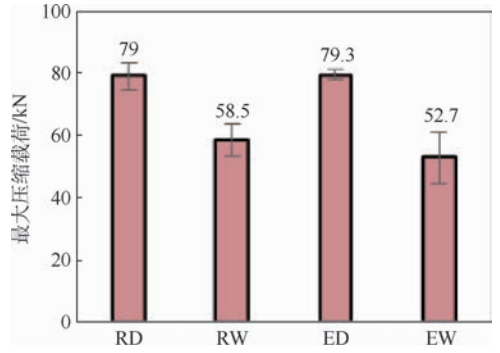


图 5 四种湿热环境下挖补板最大压缩载荷

Fig. 5 Maximum compressive loads of scarf-repaired laminates in four hygrothermal environments

合材料 CCF800/环氧在 4 种湿热环境下的力学性能,这与以往研究认为“不论湿环境还是热环境均会降低复合材料的力学性能”相悖。因此,采用有限元方法进一步研究湿热环境对复合材料 CCF800/环氧强度的影响。

2 有限元建模

湿热环境下挖补板力学有限元模型流程如图 6 所示。图中: M 为吸湿量, T 为温度, α 为热膨胀系数, β 为湿膨胀系数。湿热环境对挖补板力学性能的影响主要体现在材料性能衰减和湿热应力 2 个方面,下面将首先讨论湿热环境下材料性

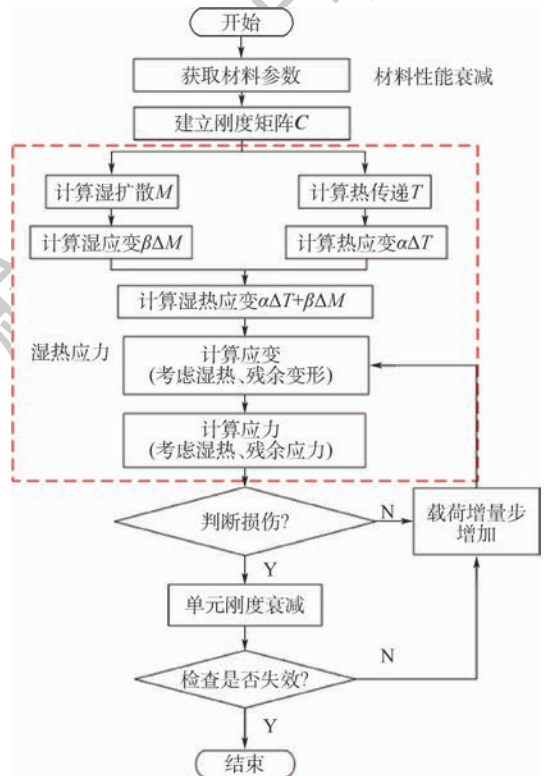


图 6 湿热环境下挖补板力学有限元模型流程

Fig. 6 Flowchart of mechanical finite element model of scarf-repaired laminates in hygrothermal environments

能并建立湿热应力有限元模型,然后在此基础上建立湿热环境下挖补板的力学模型。

2.1 湿热环境下材料性能

湿热环境下胶黏剂 SY14M 的力学性能参数来自参考文献 [20]。RD 环境下复合材料 CCF800/环氧力学性能参数来源于材料提供商,如表 2 所示。根据 1.3 节研究可知,湿热环境基本不影响复合材料 CCF800/环氧的模量,所以认为 RW、ED 和 EW 环境下复合材料 CCF800/环氧的模量与 RD 环境下的相同。至于 RW、ED 和 EW 环境下复合材料 CCF800/环氧的强度,下文将重点讨论。

表 2 RD 环境下复合材料 CCF800/环氧力学性能参数

Table 2 Mechanical property parameters of composite CCF800/epoxy in RD environment

参数	数值
纵向弹性模量 E_{11}/GPa	165
横向和厚度方向上弹性模量 $E_{22}, E_{33}/\text{GPa}$	8.47
剪切模量 $G_{12}, G_{13}/\text{GPa}$	4.25
剪切模量 G_{23}/GPa	3.6
泊松比 $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	0.34
纵向拉伸强度 X_T/MPa	2390
横向和厚度方向上拉伸强度 $Y_T, Z_T/\text{MPa}$	62.9
纵向压缩强度 X_C/MPa	1342
横向和厚度方向上压缩强度 $Y_C, Z_C/\text{MPa}$	211
剪切强度 $S_{12}, S_{13}/\text{MPa}$	77
剪切强度 S_{23}/MPa	101

2.2 湿热应力有限元模型

在建立湿热应力有限元模型前,需要先建立热传递和湿扩散模型。分别采用 ABAQUS 中热传递和质量扩散分析模块进行热传递和湿扩散分析。湿热环境试验中,试验件处于 95℃ 温度均匀的环境箱内保温 10 min,可认为测试前试验件温度均匀,所以在热传递模型中在所有节点上施加 95℃ 热载,单元类型为 DC3D8。湿扩散模型中载荷为试验件外表面的饱和湿浓度场,即正则化浓度 $\varphi = 1$,单元类型为 DC3D8,湿扩散模型中需要给出湿扩散率和溶解度,具体值如表 3 所示 [21]。

在此基础上,采用 ABAQUS 中的静力通用分析模块进行湿热应力分析。在 ABAQUS 有限元软件中,采用隐式求解器可以直接计算由温度变化量 ΔT 引起的材料内部热应力,但是湿应力的计算不能直接求解。由于湿热膨胀引起内部应力的控制方程一致,采用热应力求解模块来计算湿应力。具体步骤为:首先,在湿扩散模型中得到湿浓度场的基础上,采用 * user defined field 和子程序 USDFLD 将湿浓度场导入到结果文件 (field-

表 3 胶黏剂 SY14M 和复合材料 CCF800/环氧湿热材料参数 [21]

Table 3 Hygrothermal material parameters of adhesive SY14M and composite CCF800/epoxy [21]

参数	胶黏剂 SY14M	复合材料 CCF800/环氧
湿扩散率 $D/(\text{mm}^2 \cdot \text{h}^{-1})$	0.022 6	0.019 7 (纵向), 0.006 67 (横向)
溶解度 s	0.063 5	0.012
热膨胀系数 α/K^{-1}	4×10^{-5}	$1 \times 10^{-7}/\text{K}$ (纵向), $2.6 \times 10^{-5}/\text{K}$ (横向)
湿膨胀系数 $\beta/(\text{wt}\%)^{-1}$	0.002 2	2.5×10^{-8} (纵向), 0.001 (横向)

variable. fil) 中;然后,对该结果文件中的场变量改写为温度场结果文件 (temperature. fil);最后,把得到的温度场结果文件作为温度载荷引入到模型中,计算由湿引起的内应力,将温度和吸湿引起的内应力进行叠加,得到湿热共同作用下的内部湿热应力。湿热应力有限元模型中需要给出热膨胀系数和湿膨胀系数,具体值如表 3 所示。除了胶接界面周围的单元类型为 C3D6,其余位置的单元类型为 C3D8R。

2.3 湿热环境下力学模型

2.3.1 渐进损伤模型

渐进损伤模型是通过 ABAQUS 中子程序 USDFLD 来模拟的。挖补板模型由胶层和复合材料层合板(母板和补片)组成。采用 Mises 准则和突然退化模型分别作为胶层的损伤判据和材料退化准则,具体公式分别如下:

$$\sqrt{\frac{1}{2} [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \geq \sigma_c \quad (2)$$

$$E^d = 0 \quad (3)$$

式中: $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ 分别为胶层 3 个主应力; σ_c 为胶层临界等效应力,可认为等于胶黏剂拉伸强度 [20],这里等于 66 MPa; E^d 为胶层损伤后的刚度。

复合材料考虑 4 种破坏模式,即纤维拉伸/压缩破坏、基体拉伸/压缩破坏、纤维基体剪切破坏和拉伸/压缩致分层破坏。对于损伤判据,前 2 种采用 Hashin 准则 [22],纤维基体剪切破坏采用 Lesard 判据 [23],拉伸/压缩致分层破坏采用 Ye 分层失效判据 [24]。对于材料退化准则,前 3 种破坏形式采用 Chang 退化准则 [25],拉伸/压缩致分层破坏采用 Tserpes 退化准则 [26]。

2.3.2 模型细节

在湿热应力有限元模型基础上建立湿热环境下的力学模型,即在有限元软件 ABAQUS 中静力

通用分析模块中引入湿热应力作为预定义场,再进行力学分析。

挖补板拉伸和压缩有限元模型中,母板和补片厚度方向上均划分为20层单元以模拟每个铺层([45/0₂/-45/90/45/0₂/-45/0]_s),胶层在厚度方向上仅布置一层单元。除了胶接界面周围的单元类型为C3D6,其余位置的单元类型为C3D8R,具体网格分布和边界条件如图7所示。

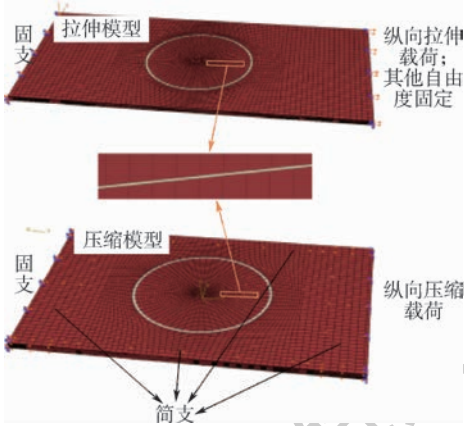


图7 挖补板拉伸和压缩有限元模型

Fig. 7 Tensile and compressive finite element models of scarf-repaired laminates

起的内应力基本相同,所以仅介绍挖补板拉伸载荷下的湿热情况。胶层、补片和母板内最大湿应力、热应力及湿热应力对比如图8所示。可见,湿热应力不是简单的湿应力与热应力叠加,胶层内湿热应力小于湿应力和热应力,这是因为在EW环境下胶层的刚度很小。母板内最大湿应力、热应力及湿热应力均略大于补片,这是因为无论湿膨胀还是热膨胀均是向外变形,补片刚度和母板相同,胶层刚度降低,所以补片膨胀变形通过胶层传递到母板上,使得母板受到膨胀挤压的程度更大。

胶层、补片和母板应力分布云图如图9所示。

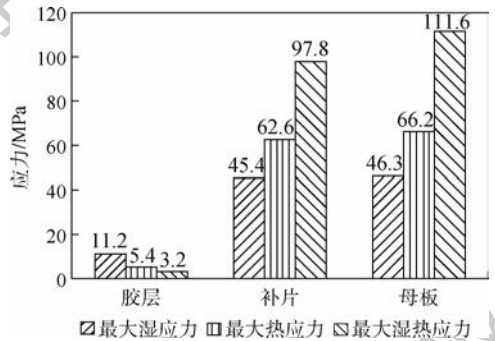


图8 胶层、补片和母板内最大湿应力、热应力及湿热应力对比

Fig. 8 Comparison of maximum moisture, thermal and hygrothermal stresses inside adhesives, patches and parent laminate

3 有限元结果与分析

3.1 湿热应力分析

由于在拉伸和压缩试验件中由湿热环境引

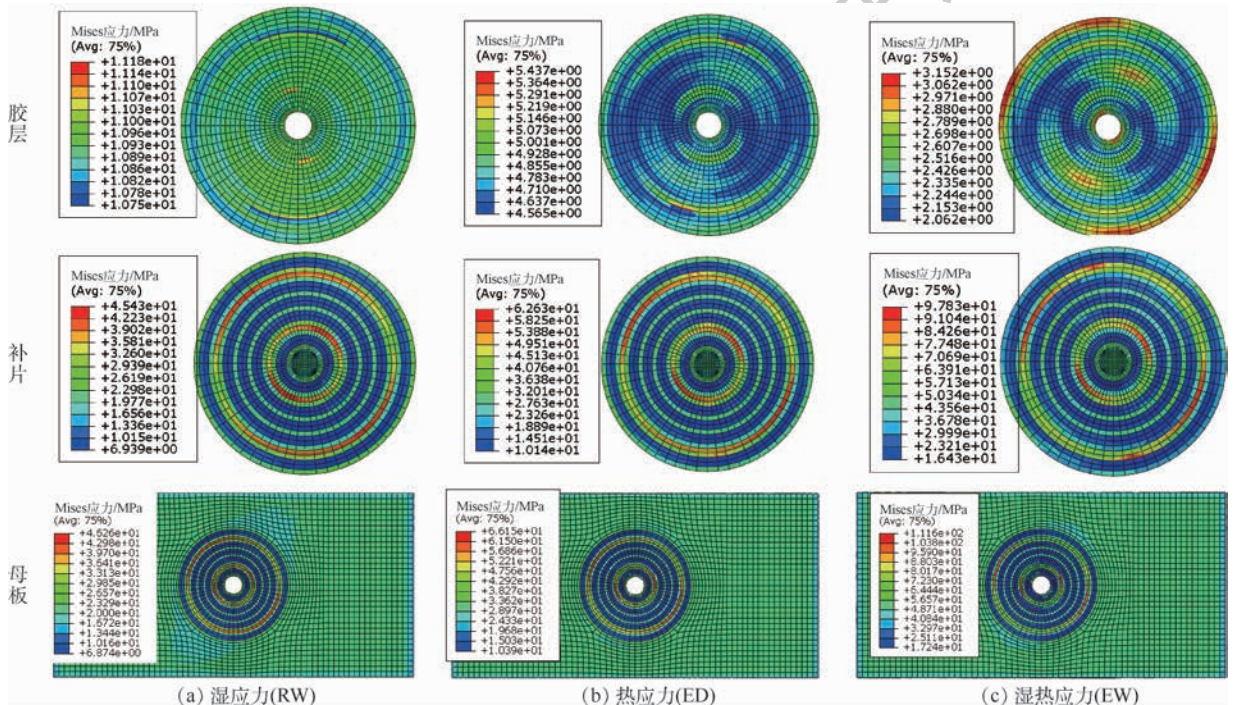


图9 挖补板拉伸模型内湿热应力

Fig. 9 Hygrothermal stress inside tensile model of scarf-repaired laminates

可以发现,3种湿热环境下的应力分布基本相同,即胶层内应力较小且较为均匀,母板和补片内应力较近且存在应力集中现象,在 90° 层的应力最大, 0° 层的应力最小,这可能是因为 0° 层含量最多, 90° 层含量最小, 90° 层变形受 0° 层制约。

3.2 湿热环境下力学分析

3.2.1 常温干态

RD 环境下挖补板试验和有限元的最大拉伸和压缩载荷对比如表 4 所示,其破坏模式对比如图 10 和图 11 所示。图中:红色代表破坏,蓝色代表未损伤,灰度较深的为破坏,灰度较浅的为未损伤。可见,无论最大载荷还是破坏模式,有限元都可以较好地预测试验结果,所以认为 RD 环境下挖补板拉伸和压缩有限元模型有效。

表 4 RD 环境下挖补板试验和有限元的最大拉伸和压缩载荷对比

Table 4 Comparison of maximum tensile and compressive loads of scarf-repaired laminates in RD environment between experiment and finite element method

性能	试验平均值/kN	有限元结果/kN	误差/%
拉伸	104.7	106.0	+1.2
压缩	79.0	80.3	+1.6

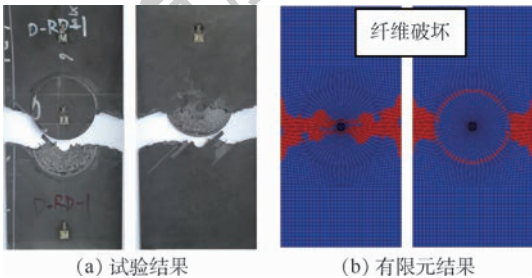


图 10 RD 环境下挖补板试验和有限元拉伸破坏模式对比

Fig. 10 Comparison of tensile failure profiles of scarf-repaired laminates in RD environment between experiment and finite element method

3.2.2 其他环境

假设湿热环境不影响复合材料 CCF800/环氧的强度参数,建立 RW、ED 和 EW 环境下的挖补板拉伸和压缩有限元模型,则得到的最大拉伸和压缩载荷与试验值对比如图 12 所示。可以发现,这 3 种湿热环境下有限元计算出的挖补板最大拉伸载荷小于试验值,但压缩载荷都大于试验值。

加之对该材料层合板金相图(见图 13)的观察,可见纤维存在明显的弯曲现象。基于此,假设湿热环境下纤维和基体间界面性能降低使得纤维更容易被拉直和弯曲,从而使得复合材料 CCF800/环氧在湿热环境下拉伸强度增大,压缩强度降低,进而影响挖补板在湿热环境下的承载能力。

为验证该假设,引入修正参数 f_1 、 f_2 和 f_3 ,修正与纤维性能相关性较大的参数 X_T 、 S_{12} 、 S_{13} 和 X_C ,即湿热环境下新的材料参数为 $f_1 X_T$ 、 $f_2 S_{12}$ 、 $f_3 S_{13}$ 、 $f_3 X_C$,其余参数认为不变。因为 X_T 和 X_C 基本只与纤维有关,所以基于该假设,推论得到在 3 种湿热环境下 f_1 与 f_3 的值不变。通过调整这 3 个参数,使得湿热环境下挖补板拉伸和压缩载荷与试验值对应上,将其汇总于表 5。

通过分析 3 种湿热环境下修正参数 f_1 、 f_2 和 f_3 的变化来检验假设的有效性。首先推论认为在 3 种湿热环境下 f_1 与 f_3 的值不变,但从表 5 中可发现 EW 环境下 f_1 显著大于 RW 和 ED 环境,这是因为 CCF800/环氧材料自身性能参数分散性较大。

根据材料提供商提供的性能参数来看, RD 环境下, X_T 范围为 2 252 ~ 3 170 MPa (建模中选取 2 390 MPa), X_C 范围为 1 079 ~ 1 432 MPa (建模中选取 1 342 MPa), S_1 (S_{13}) 范围为 72.0 ~ 84.8 MPa (建模中选取 77 MPa), 参数范围为多批测量结果

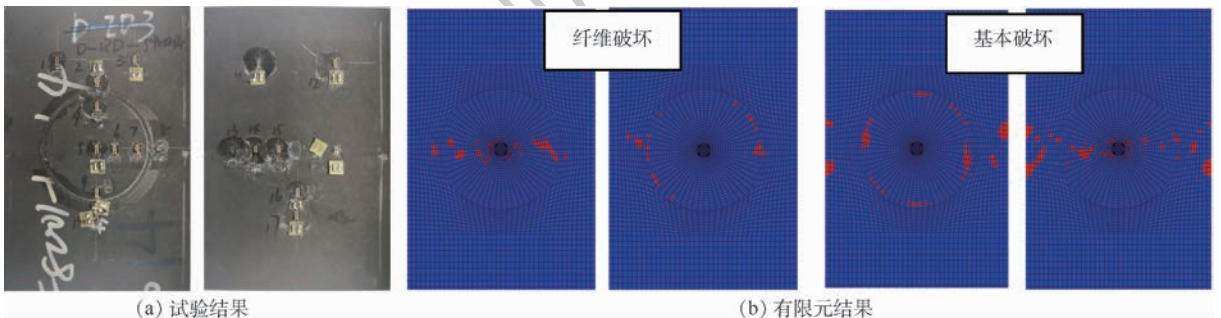


图 11 RD 环境下挖补板试验和有限元压缩破坏模式对比

Fig. 11 Comparison of compressive failure profiles of scarf-repaired laminates in RD environment between experiment and finite element method

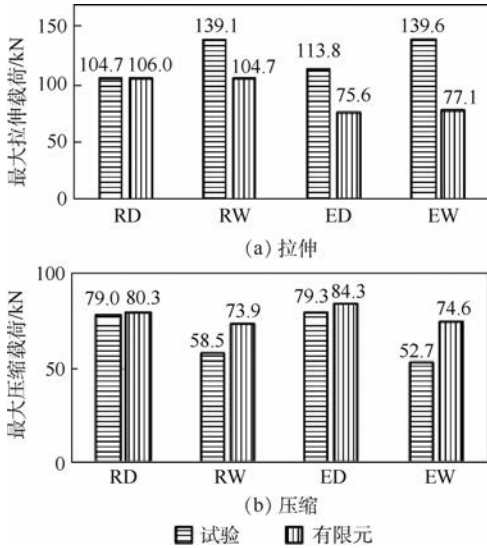


图 12 四种湿热环境下挖补板试验和有限元最大拉伸与压缩载荷对比(湿热环境下复合材料强度不变)

Fig. 12 Comparison of maximum tensile and compressive loads of scarf-repaired laminates in four hygrothermal environments between experiment and finite element method (when composite strengths do not change in hygrothermal environments)

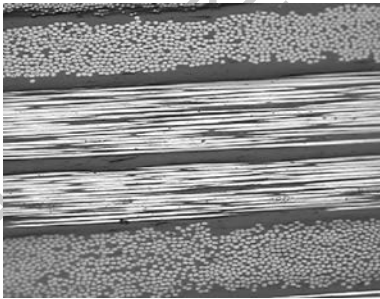


图 13 复合材料 CCF800/环氧层合板内纤维弯曲

Fig. 13 Fiber misalignment in composite CCF800/epoxy laminate

表 5 RW、ED 和 EW 环境下复合材料 CCF800/环氧修正参数

Table 5 Corrective parameters of composite CCF800/epoxy in RW, ED and EW environments

湿热环境	f_1	f_2	f_3
RW	1.5	1.5	0.7
ED	1.5	2	0.7
EW	2	2.2	0.5

汇总,建模中使用的参数为一批参数测量的平均值。可见,该材料性能分散性较大,尤其是 X_T ,最大值比最小值高 40.8%,这也体现在挖补板最大拉伸载荷范围为 95.2 ~ 118.7 MPa(最大值比最小值高 24.7%)。在本节建模中, X_T 选取为 2 252 ~ 3 170 MPa 范围内较小值,当 X_T 选取 3 170 MPa 时,EW 环境下 $f_1 = 1.5$,与 RW 和 ED 环境下 f_1 相同。

所以推论具有一定的合理性。

此外,湿热环境下性能参数修正的幅度是 X_T 增加 50%, X_C 降低 30%,而 X_T 实际幅度范围最大值比建模中所选值大 32.6%, X_C 实际幅度范围最小值比建模中所选值小 19.6%,修正参数变化范围大于 CCF800/环氧材料参数的分散性,所以可认为假设具有一定的合理性,即湿热环境下纤维和基体间界面性能降低确实导致了复合材料 CCF800/环氧拉伸强度增加,压缩强度降低。

4 结论

本文采用试验和有限元 2 种方法研究了 CCF800/环氧挖补板在湿热环境下的拉、压力学性能。得到如下结论:

1) 挖补板内湿应力、热应力和湿热应力的分布基本相同,即胶层内应力较小且较均匀,母板和补片内应力值较近且存在应力集中现象,在 90° 层的应力最大, 0° 层的应力最小。由于湿热环境会影响材料模量,所以湿热应力不是简单的湿应力与热应力叠加。胶层内湿热应力小于湿应力和热应力之和,母板内最大湿应力、热应力及湿热应力均略大于补片。

2) 湿热环境下 CCF800/环氧挖补板的承压能力降低,而承拉能力提高,这是一种反常现象。导致该现象的原因是:挖补板承载能力主要取决于母板材料,而该铺层中纤维不直,在湿环境、热环境及湿热环境下纤维更容易被拉直和压缩失稳,进而导致拉伸强度增大和压缩强度降低。

为了挖掘国产纤维 CCF800 增强复合材料力学性能的潜力,在制备 CCF800 复合材料时,一定要提高纤维的准直度。如果基于现有的工艺,则在使用中,确定该复合材料的许用值或设计值时,须要特别注意其湿热环境下的力学性能。

参考文献 (References)

- [1] CHENG X Q, ZHANG J, BAO J W, et al. Low-velocity impact performance and effect factor analysis of scarf-repaired composite laminates [J]. International Journal of Impact Engineering, 2018, 111: 85-93.
 - [2] DEMS K, RADASZEWSKA E, TURANT J. Modeling of fiber-reinforced composite material subjected to thermal load [J]. Thermal Stresses, 2012, 35(7): 579-595.
 - [3] 韩坤华,余音,汪海.瞬态湿浓度分布对复合材料胶接修理强度的影响[C]//第 17 届全国复合材料学术会议,2012: 95-100.
- HAN K H, YU Y, WANG H. Effect of transient moisture distribution on composite bonded repair strength [C] // 17th National Conference on Composite Materials, 2012: 95-100 (in Chi-

- nese).
- [4] 赵晨,陈跃良,刘旭. 湿热条件下飞机聚合物基复合材料界面问题研究进展[J]. 环境装备工程,2012,9(5):62-66.
ZHAO C, CHEN Y L, LIU X. Research progress of interface of polymer matrix composites for aircraft in hot and humid environment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(5): 62-66 (in Chinese).
- [5] 展全伟,范学领,孙秦. 复合材料孔板在湿热环境下的力学性能研究[J]. 固体火箭技术,2011,34(6):764-767.
ZHAN Q W, FAN X L, SUN Q. Effects of hygrothermal environment on static properties of laminated composites with a circular open hole[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(6):764-767 (in Chinese).
- [6] XU J, KOLSTEIN H, BIJLAARD F S. Moisture diffusion in glass-fiber-reinforced polymer composite bridge under hot/wet environment[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1):407-416.
- [7] 闫伟,燕瑛,苏玲. 湿-热-力耦合环境下复合材料结构损伤分析与性能研究[J]. 复合材料学报,2010,27(2):113-116.
YAN W, YA Y, SU L. Damage analysis and strength prediction of composites structures in hygrothermal environment[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(2): 113-116 (in Chinese).
- [8] LA SAPONARA V. Environmental and chemical degradation of carbon/epoxy and structural adhesive for aerospace applications; Fickian and anomalous diffusion, Arrhenius kinetics[J]. Composite Structures, 2011, 93(9):2180-2195.
- [9] AOKI Y, YAMADA K, ISHIKAWA T. Effect of hygrothermal condition on compression after impact strength of CFRP laminates[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(6): 1376-1383.
- [10] LAL A, SINGH B N, ANAND S. Nonlinear bending response of laminated composite spherical shell panel with system randomness subjected to hygro-thermo-mechanical loading[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2011, 53(10):855-866.
- [11] 封彤波,肇研,罗云烽,等. 循环湿热环境下碳纤维复合材料的界面性能[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(12): 1427-1431.
FENG T B, ZHAO Y, LUO Y F, et al. Effect of cyclic hygrothermal environment on interfacial property of CCF300/BMI composites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(12):1427-1431 (in Chinese).
- [12] ZAFAR A, BERTOCCO F, SCHJODT-THOMSEN J, et al. Investigation of the long term effects of moisture on carbon fibre and epoxy matrix composites[J]. Composites Science and Technology, 2012, 72(6):656-666.
- [13] CHENG X Q, LIU S F, ZHANG J K, et al. Hygrothermal effects on mechanical behavior of scarf repaired carbon-epoxy laminates subject to axial compression loads: Experiment and numerical simulation[J]. Polymer Composites, 2018, 39(3): 904-914.
- [14] CHARALAMBIDES M N, HARDOUIN R, KINLOCH A J, et al. Adhesively-bonded repairs to fiber-composite materials; Experimental[J]. Composite Part A: Applied Science and Manufacturing, 1998, 29(11):1371-1381.
- [15] ELALDI F, ELALDI P. Processing and environmental effects on composite repairs[J]. Materials and Manufacturing Processes, 2012, 27(3):255-259.
- [16] 刘淑峰. 湿热环境下挖补修理复合材料层合结构力学性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2016.
LIU S F. Study on the mechanical properties of scarf repaired CFRP laminates subject to hygrothermal environment[D]. Beijing:Beihang University, 2016 (in Chinese).
- [17] ASTM. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials; ASTM D3039/D3039M[S]. West Conshohocken; ASTM International, 2014.
- [18] ASTM. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates; ASTM D7137/D7137M[S]. West Conshohocken; ASTM International, 2017.
- [19] ASTM. Standard test method for moisture absorption properties and equilibrium conditioning of polymer matrix composite materials; ASTM D5229/D5229M[S]. West Conshohocken; ASTM International, 2014.
- [20] LIU S F, CHENG X Q, ZHANG Q, et al. An investigation of hygrothermal effects on adhesive materials and double lap shear joints of CFRP composite laminates[J]. Composite Part B: Engineering, 2016, 91:431-440.
- [21] 张骞. 预埋金属复合材料结构湿热性能研究[D]. 合肥:合肥工业大学,2018.
ZHANG Q. Study on the hygrothermal properties of composite structure with bonded embedded metal plate[D]. Heifei:Heifei University of Technology, 2018 (in Chinese).
- [22] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2):329-334.
- [23] LESSARD L B. Comparison failure in laminated containing an open hole[D]. Palo Alto; Stanford University, 1989.
- [24] YE L. Role of matrix resin in delamination onset and growth in composite laminae[J]. Composites Science and Technology, 1988, 33(4):257-277.
- [25] CHANG F K, CHANG K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentration[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21:834-855.
- [26] TSERPES K I, LABEAS G, PAPANIKOS P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates[J]. Composites Part B: Engineering, 2002, 33(7):521-529.

作者简介:

张婕 女,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构设计。

程小全 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复合材料结构设计。

Effect of hygrothermal environment on tensile and compressive properties of CCF800/epoxy scarf-repaired laminates

ZHANG Jie^{1,2}, CHENG Xiaoquan^{1,*}, CHENG Yujia¹, FENG Zhenyu³

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

2. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Spacecraft Technology, Beijing 100094, China;

3. The Airworthiness College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: As the aircrafts after scarf repair may experience hygrothermal environment during its service, the effect of hygrothermal environment on tensile and compressive properties of scarf-repaired laminates was studied in this paper. The tensile and compressive properties of composite CCF800/epoxy scarf-repaired laminates in four hygrothermal environments were firstly tested. Then, corresponding finite element models of hygrothermal stress were established to explore structural hygrothermal stress distribution in different environments. Finally, the tensile and compressive property analysis models of scarf-repaired laminates in the hygrothermal environment were established to explore the effect of the hygrothermal environment on the mechanical properties of the scarf-repaired laminates. The experimental results show that the hygrothermal environment reduces the compressive bearing capacity of scarf-repaired laminates, but improves their tensile bearing capacity, which is inconsistent with the common sense. Through experimental observation and mechanism analysis, it was found that the fiber misalignment in CCF800/epoxy laminates is the main reason that the tensile properties of the scarf-repaired laminates do not decrease but rise in hygrothermal environment. Therefore, with hygrothermal environment considered, the problem of fiber misalignment needs to be paid special attention to in the production of CCF800 fiber composite materials.

Keywords: composite laminate; scarf repair; hygrothermal environment; tensile properties; compressive properties; finite element modeling

Received: 2019-07-27; **Accepted:** 2019-10-25; **Published online:** 2019-11-06 10:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191105.1008.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11472024)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0426

不同速度运动汽车的磁异信号研究与探测

王尧^{1,2,3}, 邵建达^{1,3}, 胡国行^{1,3,*}, 刘晓凤^{1,3}, 张恺馨^{1,2,3}

(1. 中国科学院上海光学精密机械研究所 薄膜光学实验室, 上海 201800;

2. 中国科学院大学 材料科学与光电技术研究中心, 北京 100049; 3. 中国科学院 强激光材料重点实验室, 上海 201800)

摘 要: 运动汽车随着速度的增加伴随着非稳态材料的产生,如汽油高温燃烧、高速摩擦引起自由电荷累积等。针对这些磁异信号难以采用适用于铁磁性材料的磁偶极子模型描述的问题,提出了结合磁偶极子模型和运动电荷等效模型的方法,理论计算不同速度运动汽车的磁异信号并分析其时域、频域特征,获得磁异信号与速度的依赖关系。采用隧道磁阻传感器(TMR)结合滤波、放大、模数转换技术构建弱磁信号探测实验装置,探测不同速度运动汽车的时域磁异信号,并采用傅里叶变换获得其频域信息,与理论模型相吻合。随着速度的增加,频域信号向高频方向偏移,对于从低频地磁背景场中提取目标弱磁信号极其重要。

关键词: 弱磁探测; 运动汽车; 磁异信号; 频谱偏移; 磁偶极子模型

中图分类号: TP212.9; TM936.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1125-08

运动物体弱磁信号探测技术是通过磁场测量的方法实现对运动目标的非接触探测,测量得到的磁场信号经过一定的数据处理后正确给出运动目标信息。运动物体产生的磁场会影响磁传感器处的磁场分布,距离越近影响越大,当带有磁性的物体由远及近靠近传感器时,磁传感器探测的磁信号发生变化,通过探测变化信息来获得目标信息。相比于光、声等探测手段,弱磁信号探测技术具有功耗低、不受天气环境影响、隐蔽性好、易于实现无人值守等优势^[1-4]。

国内外十分重视针对运动物体的弱磁信号探测技术研究,研制出了一系列针对运动目标的磁异信号探测和定位系统。在民用领域,基于弱磁信号探测方法的技术优势,可以应用在很多方面,如汽车无人驾驶、汽车流量监控、车辆测速、碰撞预警等^[5-7]。Bugdol等^[8]提出利用弱磁信号探测手段代替现有的车辆检测系统,构建智能交通运输系统。Ding小组研究了一种基于磁传感器车

辆检测的节点数据处理算法,提出实时车辆检测方法——自适应阈值算法(ATA)等^[9]。在军事领域,美国海军研究所(ONR)基于磁通门传感器研制了磁异信号导航系统,对水下隐蔽性目标进行自动搜索和定位^[10]。L-3通信系统公司已经开发出了新型磁传感器,以增强陆军和海军陆战队无人值守地面传感器(UGS)系统^[11]检测和跟踪战场目标的能力,为探测武装人员和战场车辆目标提供了优越的技术手段。

运动物体弱磁信号探测技术向着更高灵敏度、更小体积方向发展。为了提升探测灵敏度,一方面,提升弱磁探测器探测能力,如早期三轴磁强计,探测范围可以达到 $10^{-3} \sim 10^2$ T,其中磁通门传感器具有噪声低、频率响应高等特点,测量范围可以达到 $10^{-10} \sim 10^{-3}$ T。隧道磁阻探测器基于磁场作用下电阻发生变化的原理,灵敏度理论上可达pT量级。之后,质子磁力仪、光泵磁力仪等探测灵敏度大大提高,可达到fT量级。最近,研

收稿日期: 2019-08-01; 录用日期: 2020-01-12; 网络出版时间: 2020-02-01 17:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200201.1555.002.html

*通信作者。E-mail: huguohang@siom.ac.cn

引用格式: 王尧, 邵建达, 胡国行, 等. 不同速度运动汽车的磁异信号研究与探测[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1125-1132. WANG Y, SHAO J D, HU G H, et al. Research and detection of magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1125-1132 (in Chinese).

发出超导量子干涉磁力仪(SQUID),其基于约瑟夫逊效应理论,灵敏度达到 10^{-15} T,是目前灵敏度最高的磁探测器^[12-14]。另一方面,改进数据提取算法,采用针对磁异信号特点的信号处理算法提升弱磁信号的提取能力,包括标准正交基函数(OBF)算法、自回归算法、频谱分析方法等^[15-20]。

在缩小体积方面,可集成式的弱磁传感器得到应用,美国的“灵巧灰尘”(Smart Dust)计划,正是使用MEMS技术把大量的传感器与相关电路微型化,而后形成网络对含铁磁性材料的武器装备进行侦察。

本文针对不同速度运动汽车产生的磁异信号进行模拟分析与实验验证,将隧道磁阻传感器(TMR)用于构建弱磁信号探测系统,研究运动汽车不同速度与磁异信号在时域与频域上的关系及变化规律。目前,国内外对铁磁性物体的探测分析主要基于磁偶极子模型,针对不同速度目标的弱磁信号在时域与频域变化的相关研究报道较少。高速运动过程中产生一些非稳态材料,其所形成的磁信号很难采用磁偶极子模型描述。本文研究不同运动速度的时域、频域信息对于进一步探索低频地磁背景场抑制方法、改进弱磁信号探测技术具有重要意义。TMR弱磁传感器具有易于集成的优势,将推进其向着微型化方向发展。

1 运动汽车磁异信号模型分析

汽车在高速运动过程中,其产生磁异信号的来源变得复杂,除了自身车体的铁磁性材料产生的恒定磁场外,还存在由于高速运动过程形成的非稳态物质,如发动机内燃料燃烧所形成的等离子体、汽车外壳与空气高速摩擦产生的静电荷累积等。针对汽车产生磁异信号的2个主要因素进行了模型仿真分析。

1.1 基于磁偶极子模型分析运动汽车磁异信号

汽车含有铁磁性材料,它们会对周围的磁场产生扰动。因此,车辆在运动过程中,周围的磁场会形成一定的空间分布,这种空间分布近似于磁偶极子的分布规律。由于实际车辆的磁场分布较为复杂,磁偶极子是磁理论研究的最基本单元,自然界中的现象均可等效为若干个磁偶极子磁场的叠加,故采用磁偶极子模型描述汽车的磁场分布,并分析弱磁信号的变化过程。磁偶极子就是一个圆电流,假设其电流强度为 I ,圆半径为 R ,磁矩为 m ,即 $m = I \cdot S \cdot n$, S 为圆电流所围平面的面积,即 $S = \pi R^2$, n 为方向。选取空间内任意一点建立磁偶极子的磁场分布模型。假设探测点 P 到圆

电流的距离 r 远远大于圆电流自身半径 R ,且 $r = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}$,最终得到运动汽车等效磁偶极子产生的磁场强度 $B^{[21]}$ 为

$$B = \frac{\mu_0}{4\pi} \left[\frac{3(m \cdot r)r}{|r|^5} - \frac{m}{|r|^3} \right] \quad (1)$$

式中: μ_0 为真空磁导率,即 $4\pi \times 10^{-7}$ H/m。

基于磁偶极子模型可以看出,汽车的磁异信号强度与距离的三次方的倒数成正比迅速衰减。

以恒定磁场为例,通过MATLAB模拟分析理想环境下相同距离不同速度运动汽车的磁异信号在时域和频域上所发生的变化。软件模拟设定汽车磁偶极子模型长 $L = 3$ m,模拟汽车的偶极子磁矩 $m = 100 \text{ A} \cdot \text{m}^2$;探测器到汽车的距离 $H = 10$ m,将磁偶极子模型以 $D = 0.01$ m等分为若干模块进行积分计算,设定汽车移动速度分别为 20 m/s 和 200 m/s ,得到时域信号和频域分布,如图1所示。

由图1可见,磁偶极子模型产生的磁异信号会随着运动速度的改变发生变化。在时域上,速度为 200 m/s 的汽车磁异信号与速度为 20 m/s 的汽车磁异信号相比,信号幅值没有变化但信号脉冲变窄。在频域上, 200 m/s 运动速度的汽车信号频谱主要分布在 $0 \sim 2 \text{ Hz}$ 范围内,最强值位于 0.5 Hz ;然而速度为 20 m/s 的汽车信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.2 \text{ Hz}$ 范围内,最强值位于 0.05 Hz 。由此可见,汽车运动速度越快,探测到的磁异信号在时域上信号脉冲越窄,但是幅值并没有变化;在频域上信号频谱向高频方向偏移,速度提高10倍,信号所处频率也相应提高10倍。

1.2 基于运动电荷等效模型分析运动汽车磁异信号

汽车在高速运动过程中产生磁异信号的磁源相对复杂,可能包括外表面金属壳在高速移动过程中会与空气发生摩擦,在汽车表面出现静电荷累积;发动机在高速运动过程中产生高温燃烧火焰,造成大量瞬态等离子体放电等原因。由于磁源复杂,高速运动状态下静电荷累积和等离子体产生的磁场均可用运动电荷模型来模拟分析。

如图2所示,将汽车看作一个运动电荷,电荷量为 q ,运动速度为 v ,运动方向沿 X 轴方向,探测器位置在 P 点,探测器到汽车的垂直距离为 d 。汽车到探测器距离为 r ,距离与 X 轴的夹角为 θ 。

对于一个电荷沿 X 轴正向匀速运动过程,可由麦克斯韦方程

$$\oint \mathbf{B} \cdot d\mathbf{l} = \mu_0 \frac{d\Phi_0}{dt} \quad (2)$$

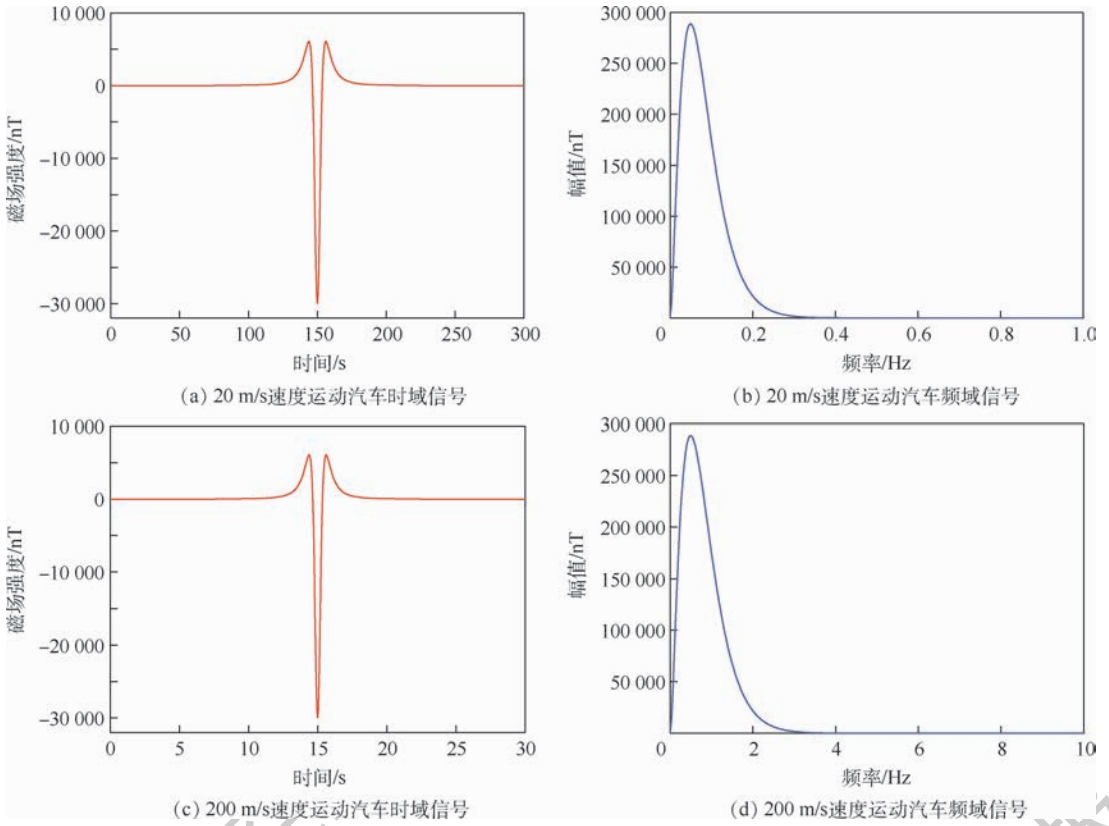


图1 相同距离不同速度运动汽车磁异信号模拟

Fig. 1 Simulated magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds with the same distance

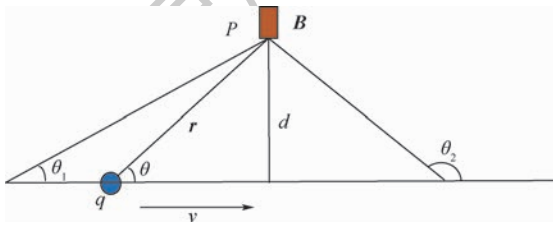


图2 静电荷匀速运动等效模型

Fig. 2 Equivalent model of uniform motion of static charge

式中: B 为磁场强度; l 为围绕区域的周长; Φ_0 为围绕区域的磁通量。推导得到对空间平面任一点产生的磁场 $B^{[22]}$:

$$B = \frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{qv \times r}{r^3} \quad (3)$$

通过 MATLAB 模拟汽车沿直线匀速运动时,在探测点 P 产生的磁异信号变化关系。软件模拟设定汽车在高速运动过程中,由于非稳态材料的产生,如汽油高温燃烧、高速摩擦引起的自由电荷累积,其电荷量约为 $7.111 \times 10^{-3} \text{C}$ 。探测器到汽车的垂直距离 d 为 10m ,汽车行驶距离为 1000m ,运行速度分别为 20m/s 和 200m/s 。模拟得到时域信号如图 3 所示。

由图 3 可见,理想环境下汽车在高速运动过程中,表面静电荷的磁异信号会随汽车到探测器距离的减小而增强,在距离最近处产生的磁异信号最强。 25s 和 2.5s 所对应的峰值为汽车正对探测器时产生的磁异信号量。当汽车运动速度为 20m/s 时,产生的磁异信号为 0.14nT ;当汽车运动速度为 200m/s 时,产生的磁异信号为 1.4nT 。可见,汽车外壳累积的静电荷在高速运动时会产生一定量的磁异信号,并且随速度的增加有所提升。

1.3 运动汽车地磁背景场下磁异信号特点

综上分析,在地磁背景场下,汽车高速运动过程中主要有两部分磁源组成:①由自身恒定的剩余磁场产生的磁信号;②汽车发动机内部由高温汽油燃烧的非稳态材料产生的等离子体等复杂因素形成的运动电荷产生的磁信号。

$$B = \frac{\mu_0}{4\pi} \left[\frac{3(m \cdot r)r}{|r|^5} - \frac{m}{|r|^3} \right] + \frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{qv \times r}{r^3} \quad (4)$$

汽车剩余磁场与汽车本身铁磁性材料有关,与速度的变化无关,而非稳态材料产生的运动电荷的磁信号强度与目标运动速度有正增长关系。

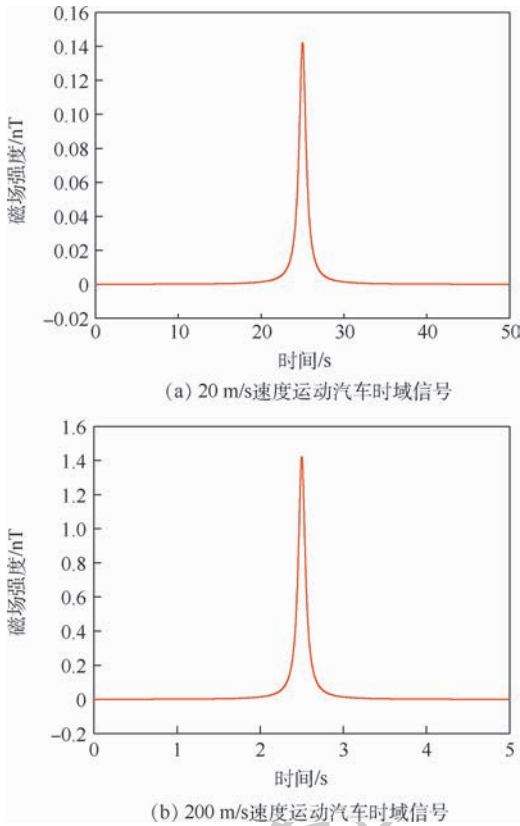


图3 相同距离不同速度运动汽车表面静电荷累积产生磁异信号模拟

Fig. 3 Simulated magnetic anomaly signals caused by static charge accumulation on moving vehicle surface at different speeds with the same distance

2 实验装置与探测方案

2.1 运动物体弱磁信号探测系统

运动物体的弱磁信号探测系统如图4所示,系统由弱磁探测器、滤波模块、放大模块、采样模块、计算机5个部分构成。弱磁探测器的探头使用多维科技公司提供的TMR传感器,其提供 $\pm 2\text{Gs}$ 的测量范围,带宽为 $0.05 \sim 25\text{ Hz}$ (-3 dB 带宽)。

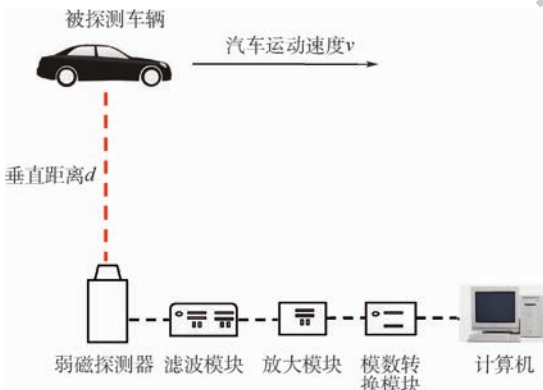


图4 运动物体弱磁信号探测系统

Fig. 4 Weak magnetic signal detection system of moving object

当探测采样率为 1 Hz 时,噪声小于 $50\text{ pT}/\text{Hz}^{1/2}$,测试芯片的 X 、 Y 、 Z 三个轴的灵敏度分别为 $217\text{ mV}/\text{V}/\text{Oe}$ 、 $220\text{ mV}/\text{V}/\text{Oe}$ 、 $215\text{ mV}/\text{V}/\text{Oe}$ ($1\text{ Oe} = 79.5775\text{ A}/\text{m}$)。TMR探测获得磁场信号后,经过滤波器滤除 $0 \sim 0.05\text{ Hz}$ 信号,从而大幅度降低低频地磁背景场的影响,随后经过信号放大、交直流耦合和模数转换获取时域磁场信号。时域磁场信号经过离散信号快速傅里叶变换(FFT),得到该磁异信号的实时频谱信息。

2.2 探测方案

为了避免在实验过程中有其他铁磁性物体的干扰,影响实验数据的真实性,故将实验探测地点设为空旷野外公路。在实验中,通过激光测距仪确定所探测车辆经过弱磁探测器的垂直距离 d (见图4中虚线),并规划好汽车行驶轨迹。实验过程中,探测目标为在同一运动方向上不同速度运动的汽车,数据采集器和计算机在汽车运动前开始实时采样。后端软件为了保证数据的连贯性,将采样率设为 50 Hz 。

在进行信号频谱对比实验时,由于需要将各组速度不同的数据的频谱与地磁信号的频谱进行对比,才能发现运动汽车信号频谱随速度变化的规律,因此在汽车运动前保持静止一段时间,让数据采集器采集一段地磁背景场下的磁场信号,然后再分别进行不同速度对比实验。

由于弱磁探测器对汽车的探测距离有限,车辆经过弱磁探测器的垂直距离决定了探测汽车信号质量,垂直距离过远或过近都会影响后续不同运动速度汽车对探测信号变化规律的分析。故通过多次实验,确定实验时垂直距离为 10 m 。

如图4所示,汽车以速度 v 方向运动,加速距离为 100 m ,通过探测点时保持汽车匀速运动。将汽车速度 v 定为 20 、 40 、 60 、 $80\text{ km}/\text{h}$,分组多次实验并记录数据。

2.3 数据处理

实验过程中,弱磁信号探测系统采集到的数据主要经过3个数据处理模块,包括高阶低通滤波模块、信号放大模块、模数转换模块。

1) 高阶低通滤波。在隧道磁电阻中通过硬件设计方案实现高阶低通滤波,将弱磁探测器频率响应带宽设计为 $0.05 \sim 25\text{ Hz}$,这样可以有效地降低 0 Hz 左右的地磁背景场的无规律噪声干扰,提高弱磁信号的信噪比。

2) 弱磁信号放大。在弱磁探测器芯片内部含有模拟信号放大电路模块,将微弱的磁异信号有效放大,等比例转换到相应磁场强度值,提高了

表征弱磁信号的能力。

3) 实时频谱转换。实时频谱转换技术主要通过 FFT 频谱分析算法将弱磁信号从时域变换到频域进行实时分析。通过分析信号的频谱特性,可以得到一些主要探测信号的频域分布和特点。FFT 是离散傅里叶变换(DFT)的快速计算方法,AD 采样得到的连续时间信号需要进行帧划分,然后对每一帧数据进行加窗,来减小频谱泄漏影响。基于 FFT 的实时频谱分析实现流程为“模数转换—帧提取—时域加窗—快速傅里叶变换—实时输出显示”。

3 实验结果与讨论

3.1 运动汽车磁异信号时域探测结果

地磁背景场下,不同速度汽车的磁异信号时域信息如图 5 所示。探测器具有 X、Y、Z 三轴数据,实验中每组速度进行 3 次探测,取其中正对汽

车行驶方向 Y 轴的数据。由图 5 可知,汽车在地磁背景场下,运动产生的磁异信号时域分布随运动速度的增加波形差异较大,速度越小,波形越宽,速度越大,波形越窄。

由图 5 看出,由于地磁背景场的无规律变化和外界电磁信号干扰,导致探测结果有一定数值上干扰,但可通过磁异信号峰值与前后 2 个谷值的平均值的差来比较磁异信号的相对强度变化。如图 5 中 20 km/h 的汽车速度产生的磁异信号相对强度为 17.4 nT,40 km/h 的汽车速度产生的磁异信号相对强度为 20.8 nT,60 km/h 的汽车速度产生的磁异信号相对强度为 22.1 nT,而 80 km/h 的汽车速度产生的磁异信号相对强度为 23.4 nT。平均相对增量在 2 nT 左右,发现汽车运动速度的增加使磁异信号相对幅值有明显提升。可以从图 5 中看出,实验周围地磁干扰的噪声也明显降低,波形更加清晰,磁异信号相对强度的提升更有利于对运动汽车的探测。

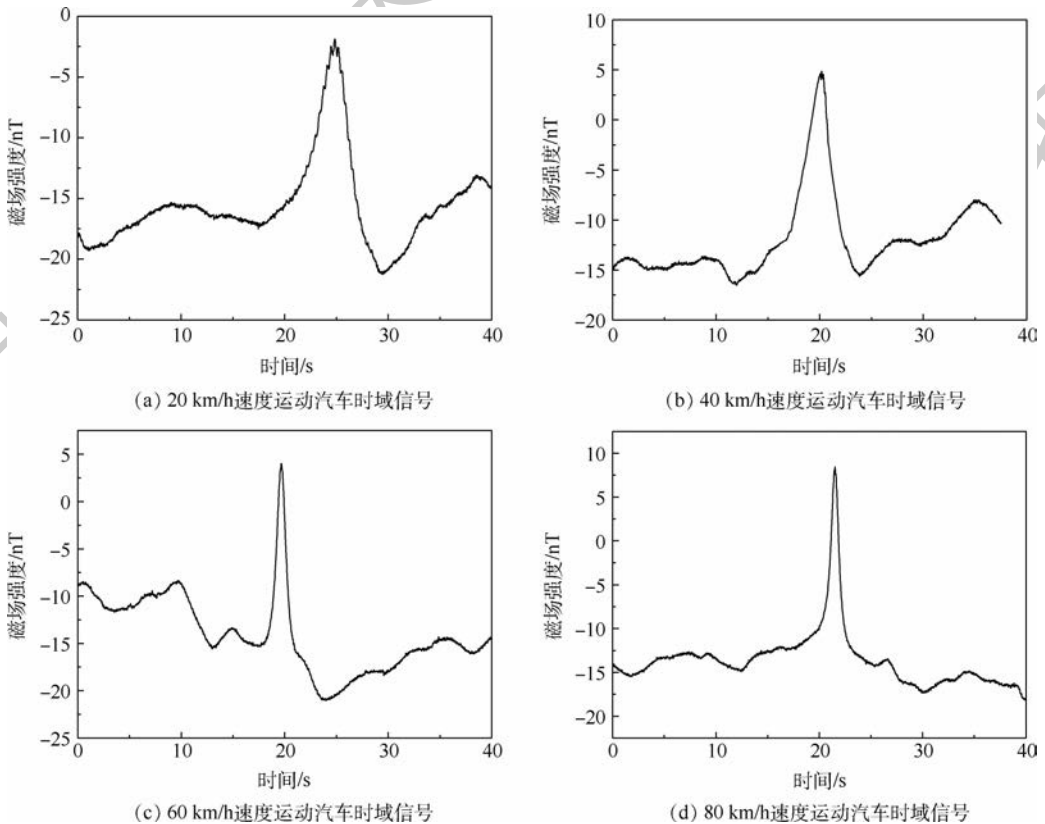


图 5 不同速度运动汽车磁异信号时域信息

Fig. 5 Magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds in time domain

3.2 运动汽车磁异信号频域探测结果

针对图 5 所示的磁异信号,采用 FFT 方法计算其频域信息,图 6 为不同速度汽车在地磁背景场下的磁异信号的频域分析结果。为了进一步对比磁异信号在频域上的变化,弱磁探头在采集运动汽车磁异信号之前先采集了地磁背景场信号,

通过 FFT 将时域信号变换成频域信号。如图 6 所示,黑色频谱峰是只有背景场(地磁背景场和外界电磁干扰场)的频域信号,虚线频谱峰是背景场和汽车磁异信号的组合频域信号。由于地磁背景场的噪声干扰,在 0 Hz 附近的峰值非常高。由图 6 可知,定义幅值大于 0.05 nT 的频谱为有效

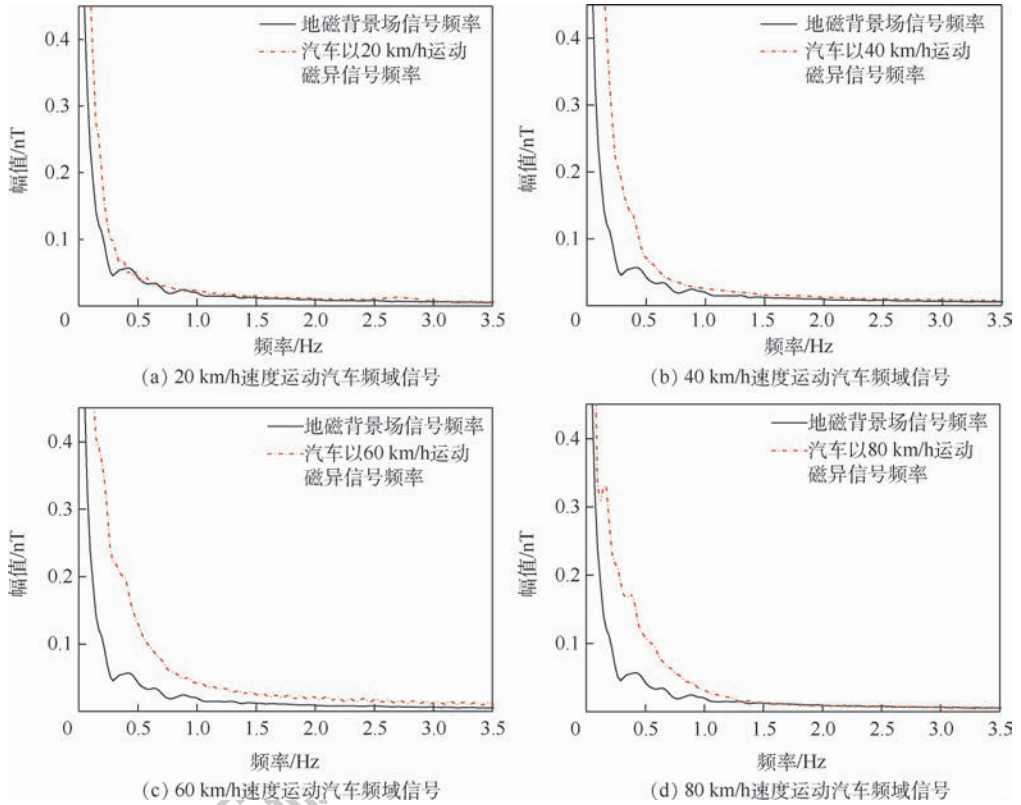


图6 不同速度运动汽车磁异信号频域信息

Fig. 6 Magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds in frequency domain

频谱,地磁背景场产生的信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.25$ Hz范围内,汽车在地磁背景场下不同速度运动产生的磁异信号的频谱差异较大,随着运动速度的提升,汽车频谱脱离地磁背景场信号频谱分布范围,向高频方向移动。在运动速度为 20 km/h时,磁异信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.375$ Hz范围内;在运动速度为 40 km/h时,磁异信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.5$ Hz范围内;在运动速度为 60 km/h时,磁异信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.75$ Hz范围内;在运动速度为 80 km/h时,磁异信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.8$ Hz范围内,并且出现了新的频谱峰值。

汽车在地磁背景场下运动速度的变化会影响汽车磁异信号在频域分布的范围,由图6可以看出,即使在时域上信号被地磁背景场噪声有所干扰,但是在频域上汽车的速度变化与目标信息关联性较为显著,较好地保留了目标信号特性。通过增加汽车相对运动速度的方式,有效地使目标信号脱离地磁背景场的低频段干扰,增加了汽车远距离弱磁信号探测的可能性。

3.3 结果分析

由图5、图6的实验结果可以看出,外场实验中,随着汽车速度的提升,在时域上汽车的磁异信号脉冲变得更窄,幅值有所增加;在频域上汽车的

磁异信号频谱分布向高频方向移动,当速度达到 80 km/h时,磁异信号频谱主要分布在 $0 \sim 0.8$ Hz范围内,并且出现了新的频谱峰值。验证了图1所示的磁偶极子模型模拟结果。随着汽车速度的提升,汽车自身铁磁性材料中恒定磁场所产生的磁异信号在频域上向高频方向偏移;时域上信号脉冲变窄,基本和外场实验结果相符。实验中信号幅值会随着速度的提升而增加,这与图3中模拟汽车非稳态材料产生的自由电荷累积,带电量为 7.111×10^{-3} C通过匀速运动产生的磁异信号特征相吻合。验证了高速运动汽车速度的提升过程中,伴随着非稳态材料的产生,其中高温等离子体之间的电离复合过程产生一定量磁场,使得汽车磁异信号量增加。由此验证目标速度与磁异信号的关系如式(4)所示。高速运动汽车的磁异信号是由自身恒定的剩余磁场和高温汽油燃烧的非稳态材料产生的等离子体等复杂因素形成的运动电荷产生的磁信号组成。磁源的复杂性可能会包括:①汽车金属外壳与空气摩擦导致外表面带电,存在静电荷的累积;②汽车在高速运动中产生的涡流磁场;③汽车发动机中存在非稳态材料。

通过对比发现,由于地磁背景场处于低频区域,主要集中在 $0 \sim 0.1$ Hz,随着运动速度的提高,在频域上汽车的磁异信号频谱分布向高频方向移

动,从而使低频的地磁噪声信号对磁异信号的干扰减弱,信号抗噪声能力更强。而相对慢速运动的汽车,信号在频域上与地磁背景场相混合,被地磁信号干扰较多,影响探测能力。若使用带通滤波将地磁背景场频率和更高频率的噪声滤去,将会提升汽车信号的信噪比,降低地磁背景场噪声对汽车信号干扰,提高对汽车的远距离探测能力。

4 结 论

运动车辆的弱磁信号研究是车辆目标识别和导航的基础,并且该技术应用非常广泛。对运动物体的磁异信号特性的研究决定了探测信息的精度和准确度。

1) 本文对地磁背景场下不同速度运动汽车的磁异信号研究结果可以看出,提升探测物体的运动速度可以使目标信号频谱向高频偏移,减少低频地磁背景场噪声的干扰,增强探测信号的信噪比,从而增加实际物体探测距离,提高了磁异信号抗噪声能力和对运动物体的探测水平,对于从低频地磁背景场中提取弱磁信号具有重要意义。

2) 高速运动物体的磁源更为复杂,磁异信号中不仅仅由目标本身固有磁场产生,伴随更多非稳态材料的磁信号加入,磁异信号等效模型也应重新建立,对研究如何有效模拟高速运动车辆的磁异信号有一定参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 陈正想,卢俊杰. 弱磁探测技术发展现状[J]. 水雷战与舰船防护,2011,19(4):7-11.
CHEN Z X, LU J J. Current development of weak magnetic detection[J]. Mine Warfare and Ship Self-Defence, 2011, 19(4):7-11 (in Chinese).
- [2] SHEINKER A, FRUMKIS L, GINZBURG B, et al. Magnetic anomaly detection using a three-axis magnetometer[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2009, 45(1):160-167.
- [3] 姜智鹏,赵伟,屈凯峰. 磁场测量技术的发展及其应用[J]. 电测与仪表,2008,45(4):1-6.
JIANG Z P, ZHAO W, QU K F. Development and application of magnetic field measurement technology[J]. Electrical Measurement & Instrumentation, 2008, 45(4):1-6 (in Chinese).
- [4] 师于杰,任海刚. 国外非声探潜与隐身技术发展趋势[J]. 舰船电子工程,2015,35(1):5-9.
SHI Y J, REN H G. Trends of foreign non-acoustics exploration potential and stealth technology[J]. Ship Electronic Engineering, 2015, 35(1):5-9 (in Chinese).
- [5] 李开明,张群,罗迎,等. 地面车辆目标识别研究综述[J]. 电子学报,2014,42(3):538-546.
LI K M, ZHANG Q, LUO Y, et al. Review of ground vehicles recognition[J]. Acta Electronica Sinica, 2014, 42(3):538-546 (in Chinese).
- [6] 胡祥超. 基于磁异信号的目标探测技术实验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2005.
HU X C. Experimental study on target detection technology of magnetic anomaly signal[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 (in Chinese).
- [7] ZHANG Z, LI X, YUAN H, et al. A street parking system using wireless sensor networks[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2013, 9(6):107975.
- [8] BUGDOL M, SEGIET Z, KRECICHWOST M, et al. Vehicle detection system using magnetic sensors[J]. Transport Problems, 2014, 9(1):49-60.
- [9] DING J, CHEUNG S Y, TAN C W, et al. Signal processing of sensor node data for vehicle detection[C] // The 7th International IEEE Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway: IEEE Press, 2004:8281099.
- [10] KIM W H, KIM J C, CHOI I K, et al. Improvement of the signal to noise ratio of the magnetic detection system using the geological magnetic filter[C] // IEEE International Conference on Electronics, Circuits and Systems. Piscataway: IEEE Press, 1999:6544259.
- [11] WALTER P A, MAURIELLO F, HUBER P. MAGID-II: A next-generation magnetic unattended ground sensor(UGS)[J]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2012(5):83880A.
- [12] RIPKA P, JANOSEK M. Advances in magnetic field sensors[J]. IEEE Sensors Journal, 2010, 10(6):1108-1116.
- [13] LENZ J E. A review of magnetic sensors[J]. Proceedings of the IEEE, 1990, 78(6):973-989.
- [14] RIPKA P. Noise and stability of magnetic sensors[J]. Journal of Magnetism and Magnetic Materials, 1996, 157-158(5):424-427.
- [15] GINZBURG B, FRUMKIS L, KAPLAN B Z. Processing of magnetic scalar gradiometer signals using orthonormalized functions[J]. Sensors and Actuators A (Physical), 2002, 102(1-2):67-75.
- [16] ZHENG X, XU Q, LI Q, et al. An orthonormalized basis function based narrowband filtering algorithm for magnetic anomaly detection[C] // International Congress on Image and Signal Processing, Biomedical Engineering and Informatics. Piscataway: IEEE Press, 2017:119-123.
- [17] SHEINKER A, SHKALIM A, SALOMONSKI N, et al. Processing of a scalar magnetometer signal contaminated by $1/f^\alpha$ noise[J]. Sensors and Actuators A (Physical), 2007, 138(1):105-111.
- [18] 张坚,林春生,邓鹏,等. 非高斯背景噪声下微弱磁异常信号检测算法[J]. 海军工程大学学报,2011,23(4):22-26.
ZHANG J, LIN C S, DENG P, et al. Detection of weak magnetic anomaly signal in non-Gaussian noise background[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2011, 23(4):22-26 (in Chinese).
- [19] 马芳兰,张红霞,徐武德,等. 基于地磁传感器的车辆检测算法研究[J]. 自动化仪表,2017,38(11):84-87.
MA F L, ZHANG H X, XU W D, et al. Research on vehicle detection algorithm based on geomagnetic sensor[J]. Process Au-

- tomation Instrumentation, 2017, 38(11):84-87 (in Chinese).
- [20] 张坚, 林春生, 邓鹏, 等. 基于小波域 OBF 分解的磁异常信号检测算法[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(6):187-189.
ZHANG J, LIN C S, DENG P, et al. Detection of magnetic anomaly signal based on OBF decomposition in wavelet domain [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(6):187-189 (in Chinese).
- [21] SHEINKER A, MOLDWIN M B. Magnetic anomaly detection (MAD) of ferromagnetic pipelines using principal component analysis (PCA) [J]. Measurement Science & Technology, 2016, 27(4):045104.
- [22] 季涛. 高速直线运动电荷流产生磁场的讨论[J]. 物理与工程, 2014(z2):30-33.

Ji T. A discussion of magnetic field generated by high speed linear motion charge flow [J]. Physics and Engineering, 2014 (z2):30-33 (in Chinese).

作者简介:

王尧 男, 博士研究生。主要研究方向: 微型化弱磁探测技术。

邵建达 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 光学薄膜、激光与材料相互作用、光学精密检测技术。

胡国行 男, 博士, 副研究员, 硕士生导师。主要研究方向: 强激光与物质相互作用和微型化弱磁探测技术。

Research and detection of magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds

WANG Yao^{1,2,3}, SHAO Jianda^{1,3}, HU Guohang^{1,3,*}, LIU Xiaofeng^{1,3}, ZHANG Kaixin^{1,2,3}

(1. Laboratory of Thin Film Optics, Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China;

2. Center of Materials Science and Optoelectronics Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Key Laboratory of Materials for High Power Laser, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China)

Abstract: As speed increases, there is the creation of non-steady-state materials in vehicles, such as high-temperature combustion of gasoline and free charge accumulation caused by high-speed friction. These signals can not be explained by magnetic dipole model suitable to ferromagnetic materials. To solve this problem, a method combining the equivalent model of magnetic dipole and motion charge is proposed in this paper. The magnetic anomaly signals of vehicles at different speeds were calculated theoretically, their characteristics in time domain and frequency domain were analyzed, and the dependence relationship between magnetic anomaly signals and speeds was obtained. Further, a weak magnetic detection experiment device was constructed for detecting the magnetic anomaly signals of vehicles at different speeds in time domain, using the Tunnel Magnetoresistance sensor (TMR) combined with filtering, amplification and analog-digital conversion technology. The frequency-domain information was obtained using Fourier transform and the results agree with the theoretical model. In addition, the frequency-domain signal spectrum shifts to the high frequency as speed increases, which is extremely significant to extract weak magnetic target signals from low-frequency geomagnetic background field.

Keywords: weak magnetic detection; moving vehicle; magnetic anomaly signal; spectral shift; magnetic dipole model

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0391

火卫一周周期准卫星轨道及入轨分析

吴晓杰, 王悦*, 徐世杰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 102206)



摘 要: 围绕火卫一周的准卫星轨道(QSOs)因其具有良好的稳定性,是火卫一探测任务最为实用的轨道。在平面圆型限制性三体问题模型下,利用庞加莱截面和KAM环迭代方法探究了准卫星轨道的周期轨道族,并给出不同能量准卫星周期轨道的初始条件。针对火卫一周期准卫星轨道入轨,提出一种转移轨道设计方法:对准卫星周期轨道调整速度后进行反向积分,直至离开火卫一邻近区域,从而得到由火星环绕轨道向火卫一周期准卫星轨道的转移轨道,并调整转移轨道参数对燃料与时间消耗进行优化。研究结果表明,当周期准卫星轨道能量处于特定区间时,存在特定速度脉冲区间,可利用火卫一引力实现较少燃料消耗的轨道转移;在该速度脉冲区间中,通过选取较小的速度脉冲,可缩短转移时间。

关键词: 火卫一; 平面圆型限制性三体问题; 周期准卫星轨道; 轨道转移; 燃料消耗优化; 转移时间优化

中图分类号: V412.4⁺1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1133-09

中国的火星探测计划已于2016年立项实施,与火星相关的轨道设计工作相继展开^[1],其中火卫一和火卫二的探测工作是计划中的重要部分。火星有2颗天然卫星:火卫一 Phobos 和火卫二 Deimos。随着人类空间探索研究的不断进展,火卫一在空间探索中的作用越来越重要:在行星科学方面,火卫一是人类研究太阳系及其行星系统起源的重要样本;在航天工程方面,火卫一因其较小的逃逸速度,成为了人类空间探索中转站的理想天体^[2]。

在火卫一的探测任务设计中,设计稳定的环绕轨道,尤其是周期环绕轨道,是关键步骤。然而,由于火卫一的质量和轨道半长轴都很小,在火星强大的第三体引力摄动下,它的 Hill 球半径只比星体表面高出几公里。在这种情况下,利用经

典的受摄 Kepler 轨道实现火卫一环绕任务几乎是不可能的。因此,在解决其环绕轨道的问题时,必须考虑引入多体问题进行求解。基于前人的研究成果,准卫星轨道(Quasi-Satellite Orbits, QSOs)已经被证明可以在一定的条件下稳定存在于火卫一的邻近区域内^[3]。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)、欧洲航天局(ESA)和法国国家太空研究中心(CNES),都在计划中的MMX(Mars Moon eXplorer)任务中规划了对火卫一的准卫星轨道环绕任务^[3-4]。

对于三体问题模型下火卫一周准卫星轨道的研究工作,最早由 Wiesel 及其研究团队进行的^[5-6]。Wiesel^[6]将限制性三体问题模型应用于火星-火卫一-飞行器系统,探究了影响火卫一周准卫星轨道稳定性的各种因素。其学生 Jansson^[5]首次使用

收稿日期: 2019-07-16; 录用日期: 2019-10-27; 网络出版时间: 2019-11-15 08:51

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191114.1727.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11872007,11432001,11602009); 中国科协青年人才托举工程(2017QNRC001); 中央高校基本科研业务费专项资金

* 通信作者: E-mail: ywang@buaa.edu.cn

引用格式: 吴晓杰, 王悦, 徐世杰. 火卫一周期准卫星轨道及入轨分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1133-1141.

WU X J, WANG Y, XU S J. Periodic quasi-satellite orbits around Phobos and their injections[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1133-1141 (in Chinese).

庞加莱截面的方法,以圆型限制性三体问题(CRTBP)为模型分析了火卫一和火卫二邻近区域准卫星轨道的稳定性。Tuchin^[7]在研究火卫一准卫星轨道时使用考虑火卫一偏心率的山Hill模型,并在该模型下提供了一种轨道设计方法,以满足给定的覆盖、时间和距离约束。Gil和Schwarz^[2]做了大量关于准卫星轨道数值分析方面的尝试,对火星火卫一系统进行了相空间数值搜索,证明了稳定准卫星轨道的存在性,并分析得到了三维稳定准卫星轨道的一系列特性。Cabral^[8]从解析与数值的角度对椭圆型限制性三体问题(ERTBP)模型下的火卫一准卫星轨道稳定性进行了探究,给出了准卫星轨道在特定时间范围内的数值稳定解。Wallace等^[9]采用考虑摄动的圆型限制性三体问题模型对火星系统的多种类型轨道进行了研究,其中包括准卫星轨道和平动点轨道,并设计了这两种轨道之间的转移策略,以适应火卫一探测任务的需要。Zamaro和Biggs^[10-13]通过引入球谐引力势的方法进一步提高了模型的精度,并进行了一系列研究工作,揭示火卫一附近的准卫星轨道和平动点轨道等非Kepler轨道的特性,以及它们之间的低能转移轨道。随着相关研究的开展,更高精度的模型被应用到火卫一的轨道设计中。基于火星探测飞行器在与火卫一的近距离飞掠中得到的影像数据,火卫一多面体几何模型与引力场受到许多学者的关注与研究^[14-18]。Scheeres等^[19-20]建立了基于多面体模型的限制性三体问题动力学方程,并使用了多面体模型系统分析了火卫一邻近区域的平动点轨道和准卫星轨道,这是到当时为止描述火星火卫一系统最精确的模型。

本文的研究主要集中于火卫一附近的周期准卫星轨道以及从环火星轨道到准卫星轨道的转移轨道。准卫星轨道一般距离次级天体较远,是一种高度远高于拉格朗日点L1和L2的逆行轨道。因此,本文将火卫一看作质点,忽略其非球形引力场,并假设火卫一围绕火星做圆运动,即采用圆型限制性三体问题模型。

基于这些假设,本文首先使用Jansson的方法^[5],利用庞加莱截面与KAM理论研究火卫一邻近区域的准卫星轨道的稳定性,给出不同能量条件下准卫星轨道的稳定区域,将它绘制在相应的庞加莱映射中。然后,提出一种KAM环迭代方法,利用庞加莱截面法得到的稳定区域进行迭代,从而得到稳定区域内的周期准卫星轨道解。最后,提出一种准卫星轨道的入轨设计方法:假设

周期轨道经过一个速度脉冲实现入轨,反推出飞行器由转移轨道到达入轨点的速度,再做反向积分,直到离开火卫一邻近区域,从而生成一条从火星环绕轨道转移到火卫一周准卫星轨道的转移轨道。

1 动力学

1.1 坐标系

圆型限制性三体问题的运动方程是建立在质心旋转坐标系中的:原点位于火星(如图1中 m_1 所示)与火卫一(如图1中 m_2 所示)的质心处,坐标系 x 轴由火星指向火卫一, z 轴与火卫一轨道角动量方向一致,如图1所示。由于火星与火卫一固定于 x 轴,因此整个坐标系以火卫一公转角速度为角速度绕 z 轴旋转。图1中坐标系 XOY 代表原点在火星与火卫一质心的惯性坐标系,系统中的某质点 P 在2个坐标系之间的转换关系与两坐标系间的夹角 t 相关。

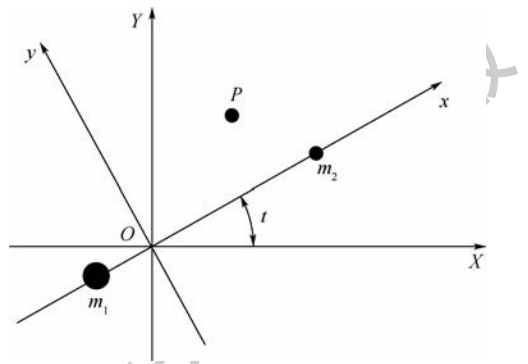


图1 原点位于火星火卫一系统质心的旋转坐标系
Fig.1 Synodic coordinate system with origin at the barycenter of Mars and Phobos

1.2 圆型限制性三体问题

可以将火星、火卫一与飞行器看作一个三体系统,考虑到火星与火卫一的质量远大于飞行器质量,描述该三体系统的动力学模型是一个限制性三体问题模型。火卫一围绕火星的轨道是一个小偏心率椭圆,本文近似假设火卫一的轨道为圆轨道。这时,整个系统模型简化为一个圆型限制性三体问题。Cabral给出了圆型限制性三体问题的动力学方程为^[8]

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{y} = -\bar{U}_x \\ \ddot{y} + 2\dot{x} = -\bar{U}_y \\ \ddot{z} = -\bar{U}_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: \bar{U} 为系统的等效势能。定义 μ 为三体系统的质量参数, μ 与 \bar{U} 计算式分别为

$$\mu = \frac{m_{\text{Phobos}}}{m_{\text{Mars}} + m_{\text{Phobos}}} \quad (2)$$

$$\bar{U}(x, y) = -\frac{1}{2}(x^2 + y^2) - \frac{1 - \mu}{r_1} - \frac{\mu}{r_2} \quad (3)$$

其中: $r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2}$; $r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2}$; m_{Mars} 和 m_{Phobos} 分别为火星与火卫一的质量; 距离、速度与时间单位都做了无因次化处理, 无因次化参考 Cabral 的方法^[8]。

本文主要研究飞行器在火卫一轨道平面内的运动。因此, 考虑平面情况下的圆型限制性三体问题, 即运动参数中的 $z = 0, \dot{z} = 0$ 。在计算中, 飞行器与火卫一的距离比其相对于系统质心的距离更有实际意义。因此, 本文参考 Cabral^[8] 的坐标变换方法, 将系统坐标系做平移变换, 使得火卫一成为坐标系的原点。系统的运动方程变为

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{y} = -\bar{U}_x \\ \ddot{y} + 2\dot{x} = -\bar{U}_y \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \bar{U}(x, y) = -\frac{1}{2}(x^2 + y^2) - \frac{1 - \mu}{r_1} - \frac{\mu}{r_2} \\ r_1 = \sqrt{(x + 1)^2 + y^2 + z^2} \\ r_2 = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \end{cases} \quad (5)$$

1.3 Jacobi 积分

由式(4)、式(5)可以看出, 运动方程是时间无关的, 存在首次积分, 反映飞行器的能量, 常选为 Jacobi 积分, 即

$$C = -2E = -(x^2 + y^2 + z^2) - 2\bar{U} \quad (6)$$

式中: E 为飞行器的总机械能。

1.4 庞加莱截面与 KAM 环

庞加莱截面是分析多变量自治系统的一种有效方法。假设相空间中存在一个超平面(即飞行器运动变量的一个等量关系), 飞行器的运动若与该平面相交, 则会在相平面上留下一个轨迹点。庞加莱截面上的轨迹点可以反映飞行器运动的稳定特性: 如果截面上是一个或是几个离散的点, 运动是周期的; 如果截面上是杂乱无章的散点, 则运动是混沌的; 如果截面上形成一些连续的环, 则运动是拟周期的, 这些连续环被称为 KAM 环。

本文的庞加莱截面选取如下: 经过火星与火卫一, 垂直于火卫一轨道平面, 并处于火卫一轨道外侧的半平面, 如图 2 所示。

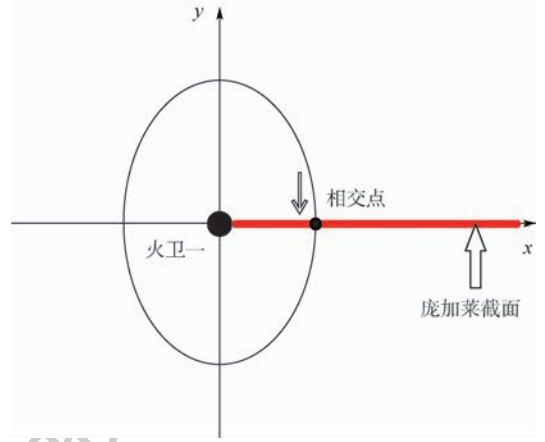


图 2 庞加莱截面

Fig. 2 Poincaré's surface of section

2 周期准卫星轨道及入轨分析

2.1 准卫星轨道庞加莱映射

在平面圆型限制性三体问题中, 飞行器的运动状态由 2 个位置参数和 2 个速度参数决定, 具有一个四维的相空间。当给定 Jacobi 常数时, 飞行器的 4 个状态参量须满足给定的能量指标, 因此系统维数降低为三维。如果考查 1.4 节中给出的庞加莱截面上轨迹点情况, 则系统运动状态可以由 2 个状态参数确定。系统的庞加莱映射会随着系统 Jacobi 常数的变化而发生变化, 因此可以根据 Jacobi 常数来区分不同能级的准卫星轨道, 特别是周期准卫星轨道。不同 Jacobi 常数下的准卫星轨道庞加莱映射如图 3 所示。

从图 3 中可以看出, 庞加莱映射可以反映特定的 Jacobi 常数下准卫星轨道的敛散性。当轨道初始条件选取合适时, 准卫星轨道表现出良好的稳定性, 做拟周期运动, 并在庞加莱映射中表现为环形, 即 KAM 环。这些 KAM 环围成的区域, 称为稳定岛。而在 KAM 环状区域以外, 轨道是混沌的, 运动状态处在这一区域的飞行器很难保证可以长期稳定于火卫一的邻近区域。

将不同的 Jacobi 常数对应的庞加莱映射中稳定岛的边界绘制在同一张图上, 可以得到稳定岛大小与分布随 Jacobi 常数的变化情况, 如图 4 所示。由图 4 可以看出, 随着 Jacobi 常数增大, 稳定岛的位置逐渐靠近原点, 其面积也逐渐减小, 故较小的 Jacobi 常数意味着存在更大范围的稳定轨道。因此在进行火卫一准卫星轨道设计时, 需要根据任务约束选择合适的 Jacobi 常数。

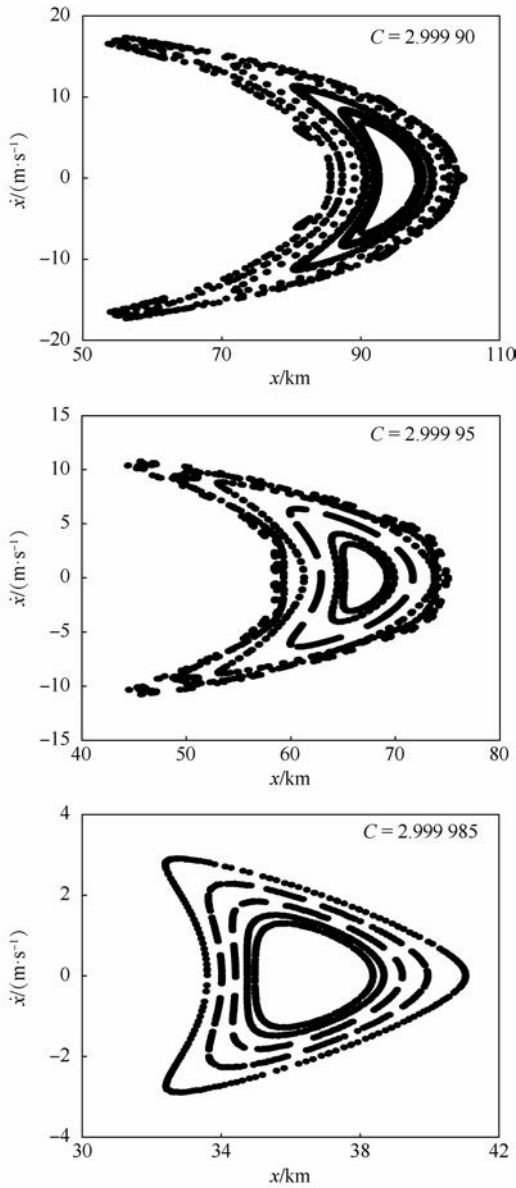


图3 不同 Jacobi 常数下的庞加莱映射

Fig.3 Poincaré's maps with different Jacobi constants

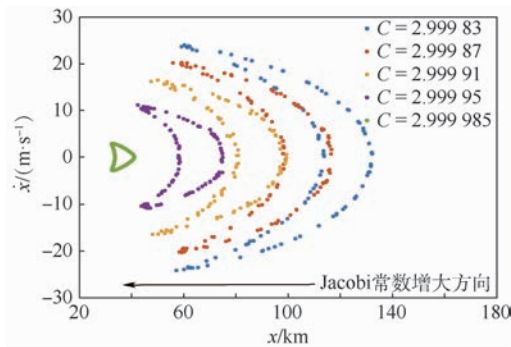


图4 不同 Jacobi 常数下的庞加莱映射边界

Fig.4 Poincaré's maps' borders with different Jacobi constants

2.2 周期准卫星轨道

给定飞行器合适的初始运动状态,其相空间轨迹将在庞加莱截面上形成一个环面,即 KAM

环,且不同初始条件下的 KAM 环是互不相交的。如果在这个环的内部确定一个点,作为下一条准卫星轨道的初始条件,则新的 KAM 环就处于原 KAM 环的内部,而且该环所围成的面积小于原 KAM 环。重复这个过程,轨道在截面上形成的 KAM 环尺寸会越来越小,直到小于对轨道周期性的精度要求,从而得到一条符合 Jacobi 常数条件的周期准卫星轨道。这种迭代求解周期准卫星轨道的方法就是 KAM 环迭代法。迭代过程如图 5 所示。

应用这一方法,可以得到环绕火卫一的周期准卫星轨道族,如图 6 所示,其初始条件如表 1 所示。

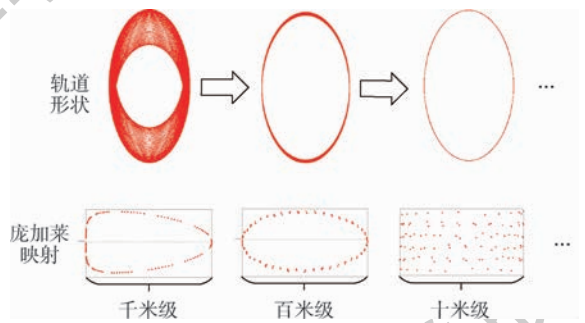


图5 一个典型的 KAM 环迭代过程

Fig.5 A typical KAM tori iteration process

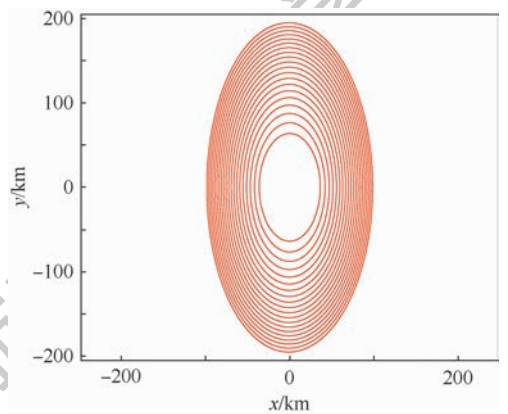


图6 周期准卫星轨道族

Fig.6 Periodic QSO family

2.3 周期准卫星轨道入轨分析

在实际的火卫一探测任务中,飞行器往往是首先被火星捕获,进入火星的环绕轨道,再由火星环绕轨道进行转移,最终进入准卫星轨道。因此,需要设计从火星环绕轨道到火卫一准卫星轨道的转移轨道。

本文设计的轨道转移方法,是将周期准卫星轨道与庞加莱截面的交点作为入轨点,当飞行器在火星与火卫一的共同作用下到达入轨点时,施加一个速度脉冲进入准卫星轨道。由表1可知,

表 1 不同 Jacobi 常数下周周期准卫星轨道初始条件

Table 1 Initial conditions of periodic QSOs with different Jacobi constants

C	x/km	$\dot{y}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
2.999 890	98.3209	-44.885 1
2.999 895	96.0619	-43.867 0
2.999 900	93.7446	-42.824 2
2.999 905	91.3702	-41.755 7
2.999 910	88.9317	-40.659 1
2.999 915	86.4245	-39.532 5
2.999 920	83.8423	-38.373 1
2.999 925	81.1778	-37.177 7
2.999 930	78.4230	-35.943 3
2.999 935	75.5678	-34.665 9
2.999 940	72.6002	-33.340 1
2.999 945	69.5060	-31.960 7
2.999 950	66.2674	-30.520 8
2.999 955	62.8619	-29.012 0
2.999 960	59.2610	-27.423 4
2.999 965	55.4265	-25.741 8
2.999 970	51.3062	-23.950 4
2.999 975	46.8255	-22.026 3
2.999 980	41.8731	-19.941 8
2.999 985	36.2733	-17.665 0

在确定的 Jacobi 常数下,周期准卫星轨道具有一个确定的初始速度 V_p 。假设飞行器在转移轨道上也垂直穿越庞加莱截面,并在其速度方向上施加一个速度脉冲 ΔV ,以实现周期准卫星轨道入轨,其到达截面时的速度就可以通过周期准卫星轨道的截面速度与速度脉冲之差得到,进而反向积分就可得到飞行器到达入轨点之前的运行轨迹,该轨迹在本文中被称为回溯轨道。 ΔV 的正负由本文定义坐标系确定,即,当 ΔV 为正时,速度脉冲方向沿 y 轴正向。周期准卫星轨道在本文给定庞加莱截面上速度均为负值,因此,当 ΔV 为正时,施加在飞行器上的是减速脉冲。飞行器变轨至该轨道,经过一段时间的飞行就会进入火卫一的引力影响球,并在火星与火卫一的共同作用下抵达庞加莱截面。此时对飞行器施加前述的速度脉冲 ΔV ,就可以进入周期准卫星轨道。图 7 给出了 $C = 2.999 890$ 时的转移过程。

图 7 中拼接边界以火卫一为圆心,以其 Hill 球半径的 100 倍为半径的圆,这个圆就是飞行器轨道的拼接临界面。图中的拼接边界内,飞行器轨迹是在以火卫一为质心的旋转系下绘制的,而在拼接边界外,轨迹是在惯性系下绘制的。当飞行器在拼接边界以外时,其距离火卫一引力影响球已经很远,火卫一引力作用可以忽略不计,飞行器的轨迹可以近似看作是一条环绕火星的 Kepler 轨道。反之,在拼接边界以内,则需要考虑火星与

火卫一 2 个天体的引力。

当 $C = 2.999 890$,即入轨点距离火卫一质心 98.3209 km 处时,取不同的 ΔV ,按本节所述方法对轨道进行反向仿真,可以得到施加不同速度脉冲时飞行器回溯轨道能够离开火卫一的最远距离,如图 8 所示。

在图 8 的关系曲线中取 $P_1、P_2、P_3、P_4、P_5$ 5 点,画出飞行器的回溯轨道如图 9 所示。

从图 8 中可以看出,回溯轨道离开火卫一的最远距离随速度脉冲的变化而发生跃变,且该跃变特性关于 $\Delta V = 0$ 对称。定义回溯轨道依然稳定于火卫一附近的情况为稳定区(S),回溯轨道与火卫一距离过近或撞击火卫一的情况为表面起飞区(L),回溯轨道可以离开火卫一邻近区域的情况为入轨区(T)。定义各区之间的分界速度如图 8 所示;S 区与 L 区分界 V_{SL} ,L 区与 T 区的分界速度为 V_{LT} 和 V_{TL} 。

如图 9 所示,回溯轨道在远离火卫一过程中在 y 轴方向不断漂移,可能会撞击火卫一表面,如图 9(a)、(c) 和 (e) 所示。在撞击轨道之间,如图 9(c) 和 (e) 之间,存在可以避免撞击而成功

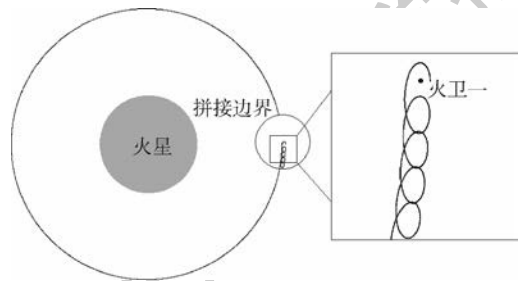


图 7 火卫一周周期准卫星轨道入轨

Fig. 7 Injection to a periodic QSO of the Phobos

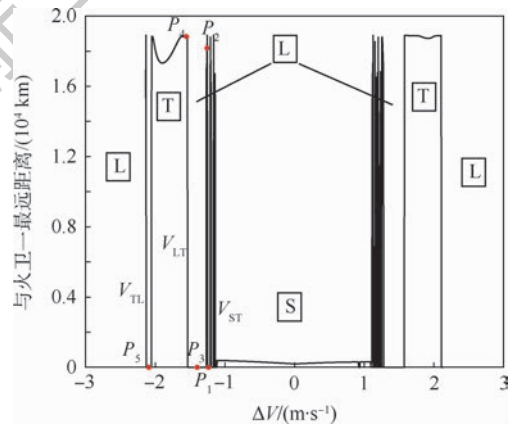
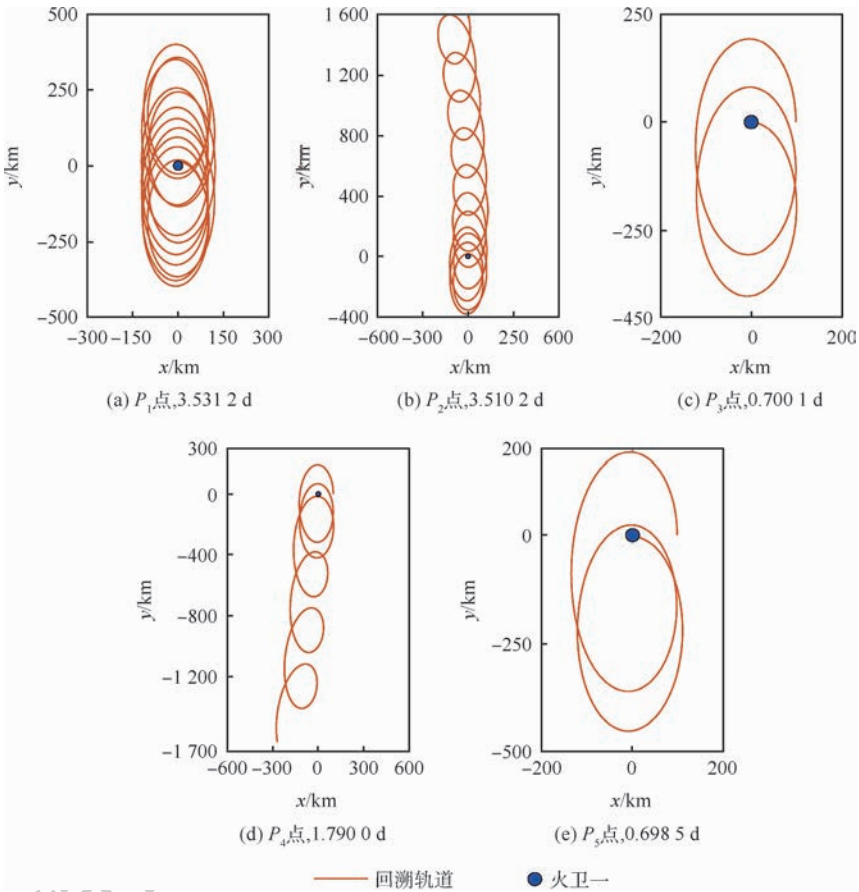


图 8 不同速度脉冲 ΔV 时回溯轨道与火卫一的最远距离 ($C = 2.999 890, x = 98.3209 \text{ km}$)

Fig. 8 Maximum distance from backward orbits to the Phobos with different impulsive velocity ΔV ($C = 2.999 890, x = 98.3209 \text{ km}$)

图9 P_1 、 P_2 、 P_3 、 P_4 、 P_5 各点的回溯轨道Fig. 9 Backward orbits on point P_1 , P_2 , P_3 , P_4 , P_5

远离火星一的回溯轨道,如图9(d)所示。而在 ΔV 较小时,即图9(a)和(b)所在的区域,撞击与否对 ΔV 非常敏感,形成了一段尖峰区域,该区域撞击风险较大,在轨道设计中不应采用。如果对飞行器所施加的速度脉冲不加限制,可以给出足够大的速度机动,使飞行器有充足的动力反向逃离火星一邻近区域,但是这种做法燃料消耗严重,很不经济。因此,在回溯轨道中剔除撞击火星一之后的转移轨道,是可行且燃料消耗较小的选择。

飞行器在入轨前的运动状态,随着速度脉冲 ΔV 的变化如下:

1) 当 $\Delta V < V_{SL}$ 时,回溯轨道为环绕火星一的拟周期准卫星轨道。

2) 当 $V_{SL} \leq \Delta V \leq V_{LT}$ 或 $\Delta V \geq V_{TL}$ 时,回溯轨道与火星一表面相交。

3) 当 $V_{LT} < \Delta V < V_{TL}$ 时,回溯轨道可到达远离火星一的区域。

飞行器的速度脉冲处于入轨区时,反向积分飞行器会离开火星一,与火星一的最远距离会达到19000 km左右,这个距离大约是火星一轨道半长轴的2倍。这一点可以从准卫星轨道的特性得到解释:准卫星轨道从惯性空间上讲,是一条与火

星一半长轴相近的火星环绕轨道,受火星一引力影响而可以稳定于火星一的邻近空间。一旦飞行器离开火星一邻近区域,弱化火星一的引力影响,就会运行在一条与火星一半长轴相近却不等的圆锥曲线轨道上。由于周期相近所以难以达到共振,经过一定时间的运动,飞行器与火星一相对火星的相位差可达到 180° ,相互之间的距离也会达到火星一半长轴的2倍左右。

由此,拼接边界的选择不会影响入轨速度脉冲与不同类型回溯轨道的对应关系,在选取时只要保证与火星一距离足够远,且半径小于火星一半长轴即可,本文取火星一Hill球半径的100倍作为拼接边界。为了能够使用较少的燃料实现轨道转移,可以在入轨区(T区)速度脉冲中,结合任务的其他约束,酌情选择转移轨道。

选取入轨区 P_4 点作为算例,反向积分入轨轨道,可以得到飞行器进行周期准卫星轨道入轨停泊轨道相对于火星的轨道要素如表2所示。

T区窗口的边界 ΔV 随Jacobi常数变化的情况如图10所示。图11给出了不同Jacobi常数下,由拼接边界进入相应周期准卫星轨道,选择T区的速度脉冲时,施加不同的 ΔV 所需要的转移

表 2 入轨区 P_4 点入轨停泊轨道要素(相对火星)
Table 2 Orbital elements of parking orbit for injection point P_4 (with respect to the Mars)

参数	数值
半长轴 a/km	9 248.87
偏心率 e	0.016 906
升交点赤经 $\Omega/(\text{°})$	0
近火点辐角 $\omega/(\text{°})$	221.99
倾角 $i/(\text{°})$	0

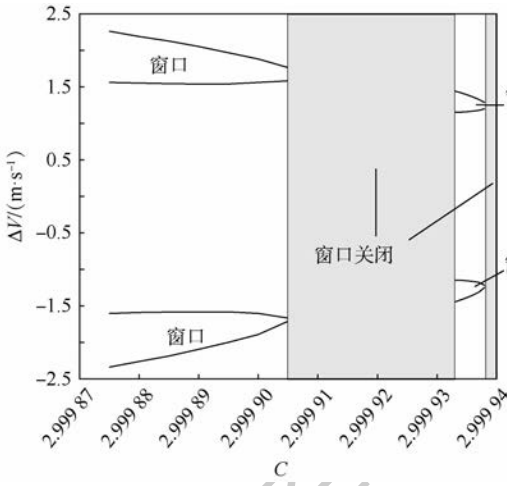
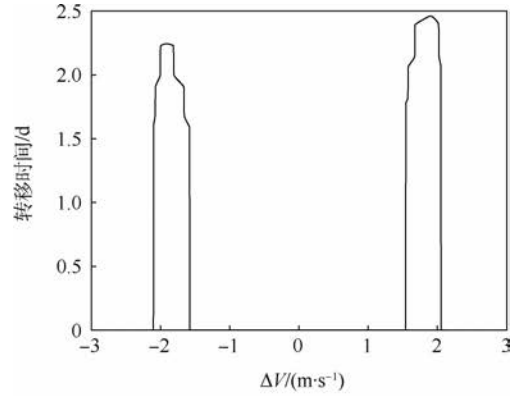


图 10 不同 Jacobi 常数下的 T 区窗口分布
Fig. 10 T window distribution with different Jacobi constants

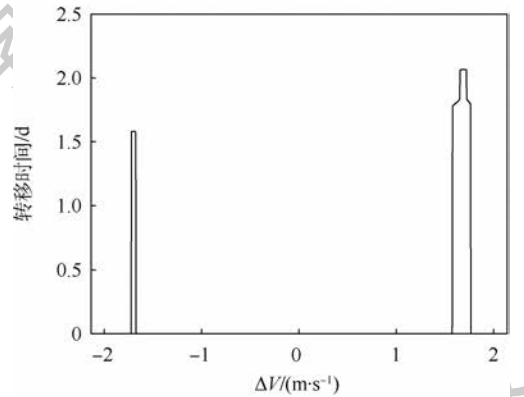
时间,其中没有数值的部分表示回溯轨道稳定于火卫一附近或者回溯轨道与火卫一表面相交,无法完成轨道转移任务。

由图 10 可以看出,随着 Jacobi 常数增大,T 区的转移窗口逐渐变小,直到 2.999 905 附近时完全关闭。在 Jacobi 常数介于 2.999 905 ~ 2.999 933 时,采取本文提出的转移方式撞毁的风险很大,因此认为此时 T 区关闭。在 Jacobi 常数增大到 2.999 933 时,T 区窗口重新打开,直到 Jacobi 常数为 2.999 938 时,T 区窗口再次关闭。随着 Jacobi 常数继续增大,飞行器进入了十分接近火卫一的区域,实现 QSOs 绕飞的难度和转移撞击到火卫一上的风险都大大增加,因此 T 区窗口保持关闭的状态。由此,为实现本文提出的转移策略,应当根据任务需要选择 Jacobi 常数小于 2.999 905 的周期准卫星轨道,或者选择 Jacobi 常数介于 2.999 933 ~ 2.999 938 的周期准卫星轨道。

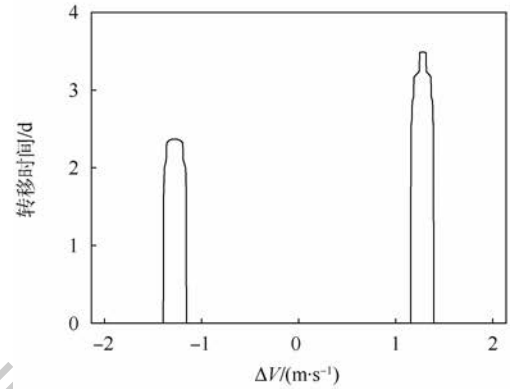
图 11 的结果显示,当给定周期轨道时,不同的 Jacobi 常数下,轨道转移时间随着脉冲速度的增加均呈现先增大后减小的趋势。因此,在设计特定周期轨道的转移时,需要根据任务的约束和可以实现脉冲的精度,在保证转移可以实现的



(a) $C = 2.999\ 890, x = 98.320\ 9\ \text{km}$



(b) $C = 2.999\ 905, x = 91.370\ 2\ \text{km}$



(c) $C = 2.999\ 935, x = 75.567\ 8\ \text{km}$

图 11 不同 Jacobi 常数下,轨道转移时间与 T 区速度脉冲 ΔV 的关系

Fig. 11 Relationship between orbit transfer time and impulsive velocity ΔV with different Jacobi constants

前提下,在可选窗口中尽可能取较小值。

基于上述分析可知,在本文设定的轨道转移方式下,对应特定的周期准卫星轨道,实现火星环绕轨道向火卫一周周期准卫星轨道的转移,并可对燃料消耗和转移时间做出一定调整。

3 结 论

1) 本文利用庞加莱截面方法分析火卫一邻近区域的准卫星轨道,发现准卫星轨道在庞加莱

截面相空间上的稳定范围随 Jacobi 常数的减小而增大。对于控制精度有限的飞行器,应该选择 Jacobi 常数较小,距离火卫一较远的准卫星轨道作为任务轨道。

2) 本文提出 KAM 环迭代法实现对周期准卫星轨道的数值求解,给出火卫一邻近区域的周期准卫星轨道族及其初始条件。

3) 本文还提出一种从火星环绕轨道向火卫一周期准卫星轨道的转移轨道设计方法。分析这种轨道转移策略的时间和燃料消耗,发现周期准卫星轨道转移所需的速度脉冲可能存在特定的区间(T区),实现快速低能转移。T区的大小在一定范围内随周期轨道 Jacobi 常数增大而减小,随着 Jacobi 常数的增大,T区还会出现关闭的现象,但在 Jacobi 常数更高的区间内,当 Jacobi 常数处于特定的区间时,T区还会重新打开,形成新的窗口。应用本文中提出的方法,可以根据实际需要,设计合适的周期准卫星轨道,并找到燃料消耗较少,转移速度较快的转移轨道。

在进行转移轨道设计时,本文假设飞行器在庞加莱截面处进行轨道机动。实际上,轨道入轨点的选择会影响到轨道转移的能源与时间消耗。另外,飞行器在入轨点处入轨前的速度不一定相切于目标周期准卫星轨道,入轨机动的方向也可能被作为优化参数,用于降低整个转移过程的时间和能量消耗。在未来的研究工作中,笔者将从这些方面对转移轨道设计进行进一步的优化。

参考文献 (References)

- [1] 耿言,周继时,李莎,等. 我国首次火星探测任务[J]. 深空探测学报, 2018,5(5):399-405.
GENG Y,ZHOU J S,LI S, et al. A brief introduction of the first Mars exploration mission in China[J]. Journal of Deep Space Exploration,2018,5(5):399-405(in Chinese).
- [2] GIL P J S,SCHWARTZ J. Simulations of quasi-satellite orbits around Phobos[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2010,33(3):901-914.
- [3] IKEDA H,MITANI S,MIMASU Y, et al. Orbital operations strategy in the vicinity of Phobos[C]//26th International Symposium on Space Flight Dynamics(ISSFD),2017;ISTE-2017-d-008/ISSFD-2017-008.
- [4] CANALISA E,LORDA L,MARTIN T, et al. Trajectory analysis for the Phobos proximity phase of the MMX mission[C]//26th International Symposium on Space Flight Dynamics(ISSFD),2017;ISTE-2017-d-050/ISSFD-2017-050.
- [5] JANSSON S W. Stable orbits about the Martian moons[D]. Wright-Patterson AFB: Air Force Institute of Technology,1990.
- [6] WIESEL W E. Stable orbits about the Martian moons[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1993,16(3):434-440.
- [7] TUCHIN A G. Quasi-synchronous orbits and their employment for the approach of a spacecraft to Phobos[J]. Cosmic Research,2007,45(2):131-136.
- [8] CABRAL F. On the stability of quasi-satellite orbits in the elliptic restricted three-body problem—Application to the Mars-Phobos system[D]. Lisbon:Technical University of Lisbon,2011.
- [9] WALLACE M S,PARKER J S,STRANGE N J, et al. Orbital operations for Phobos and Deimos exploration:AIAA-2012-5067[R]. Reston:AIAA,2012.
- [10] ZAMARO M,BIGGS J D. Dynamical system techniques for designing libration point orbits in proximity of highly-inhomogeneous planetary satellites:Application to the Mars-Phobos elliptic three-body problem with additional gravity harmonics[C]//International Congress on Nonlinear Problems in Aviation and Aeronautics. Melville:AIP Publishing,2014:1637:1228-1240.
- [11] ZAMARO M,BIGGS J D. Natural motion around the Martian moon Phobos:The dynamical substitutes of the libration point orbits in an elliptic three-body problem with gravity harmonics[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy,2015,122(3):263-302.
- [12] ZAMARO M. Natural and artificial orbits around the Martian moon Phobos[D]. Glasgow:University of Strathclyde,2015.
- [13] ZAMARO M,BIGGS J D. Identification of new orbits to enable future mission opportunities for the human exploration of the Martian moon Phobos[J]. Acta Astronautica,2016,119:160-182.
- [14] CHAO B F,RUBINCAM D P. The gravitation field of Phobos[J]. Geophysical Research Letters,1989,16(8):859-862.
- [15] WILLNER K,OBERST J,HUSSMANN H, et al. Phobos control point network, rotation, and shape[J]. Earth and Planetary Science Letters,2010,294(3-4):541-546.
- [16] WAHLISCH M,WILLNER K,OBERST J, et al. A new topographic image atlas of Phobos[J]. Earth and Planetary Science Letters,2010,294(3-4):547-553.
- [17] WILLNER K,SHI X,OBERST J. Phobos' shape and topography models[J]. Planetary and Space Science,2014,102:51-59.
- [18] 史弦,平劲松,叶叔华,等. 基于形状的火卫一重力场研究[J]. 航天器工程,2012,21(2):6-11.
SHI X,PING J S,YE S H, et al. Analysis of shape-based gravity field model for Phobos[J]. Spacecraft Engineering,2012,21(2):6-11(in Chinese).
- [19] SCHEERES D J,WAL V S,OLIKARA Z, et al. Dynamics in the Phobos environment[J]. Advances in Space Research,2019,63(1):476-495.
- [20] WERNER R A,SCHEERES D J. Exterior gravitation of a polyhedron derived and compared with harmonic and mascon gravitation representations of asteroid 4796 Castalia[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy,1997,65:313-344.

作者简介:

吴晓杰 男,博士研究生。主要研究方向:深空探测器轨道动力学与轨道设计、火卫一附近轨道动力学与控制。

王悦 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:航天动力学、轨道动力学、小天体探测、空间碎片减缓。

Periodic quasi-satellite orbits around Phobos and their injections

WU Xiaojie, WANG Yue*, XU Shijie

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: The Quasi-Satellite Orbits (QSOs) around Phobos are the most practical orbits in Phobos exploration missions due to their stability. With the planar circular restricted three-body problem model, Poincaré's surface of section and KAM tori iterations are employed to investigate the periodic QSOs. Initial conditions of periodic QSOs with different energy are determined. A method to design transfer orbits from orbits around the Mars to periodic QSOs is proposed, which propagates orbits backward from injection points on QSOs with a ΔV to somewhere away from Phobos to complete a transfer. The fuel consumption and transfer time are optimized by changing transfer parameters. It is found that when the energy of the periodic quasi-satellite orbit is in a specific interval, a specific interval of impulsive velocity exists, in which the Phobos' gravity can be used for fuel saving, and a shorter transfer time can be achieved with a small impulsive velocity.

Keywords: Phobos; planar circular restricted three-body problem; periodic quasi-satellite orbits; orbital transfer; fuel consumption optimization; transfer time optimization

Received: 2019-07-16; **Accepted:** 2019-10-27; **Published online:** 2019-11-15 08:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191114.1727.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11872007, 11432001, 11602009); the Young Elite Scientist Sponsorship Program by CAST (2017QNRC001); the Fundamental Research Funds for the Central Universities

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0424

基于解耦优化和环流 APF 的多平台协同 攻击任务规划



贾正荣^{1,2}, 卢发兴², 王航宇^{2,*}

(1. 海军工程大学 舰船综合电力技术国防科技重点实验室, 武汉 430033;

2. 海军工程大学 兵器工程学院, 武汉 430033)

摘 要: 为提升协同攻击任务规划效率, 借助人工势场(APF)方法求解速度快的优势, 提出多平台协同攻击任务规划方法。针对任务规划问题中任务分配与航路规划的耦合问题, 提出基于独立航路规划的解耦(ID)与基于直接距离的解耦(DD)2种解耦框架; 建立考虑打击目标价值总和、攻击平台与目标距离极差、攻击平台与目标距离总和等因素的指标函数, 采用遗传算法进行任务分配求解; 提出环流 APF 方法, 避免了传统 APF 方法因局部极小值而无解的问题, 并提出同时到达控制策略与航路冲突规避策略, 实现多平台同时到达航路规划。在不同场景下比较了耦合方式、ID、DD 3种任务规划框架的规划结果, 并对比了传统 APF 方法与环流 APF 方法的航路规划结果。结果表明, 解耦方式能够得到与耦合方式接近的结果, 并且计算耗时明显低于耦合方式; 环流 APF 方法相比传统 APF 方法求解可行性更高, 航路性能更好。对于存在大块障碍的场景, 推荐使用 ID 方式获得更好的准确度, 在障碍稀疏的场景下, 推荐使用 DD 方式以减少计算耗时。

关键词: 任务规划; 航路规划; 任务分配; 任务解耦; 人工势场法(APF)

中图分类号: V19

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1142-09

多平台协同攻击任务规划问题是任务分配与航路规划的综合问题。任务分配为每个攻击平台指派一个需要打击的目标; 航路规划根据任务分配的结果, 生成一个满足运动约束, 规避障碍、规避攻击平台间航路冲突, 且尽量同时到达的航路。

在理论上, 任务分配与航路规划是耦合的。在任务分配时, 需要考虑航路可行性、航路长度等参数, 这些参数需要完成航路规划才能得到; 而航路规划又需要任务分配的结果才能进行。然而, 如果完全考虑任务分配与航路规划的耦合, 在优化求解任务分配方案时, 针对每个待评估的任务分配方案都实际地执行航路规划过程, 计算量将无法接受。

针对任务规划中的耦合问题, 现有研究的解耦框架可以分为 2 种: ①任务分配—航路规划—航路调整。先单独进行任务分配过程^[1-4], 之后根据任务分配的结果进行独立的航路规划, 最后考虑协同任务需求, 对得到的航路进行调整^[5-6]。②预估航程—任务分配—协同航路规划。先预估航程参数, 之后以预估的航程参数作为参考进行任务分配, 最后进行协同航程规划, 如文献[7-8]。相比第 1 种框架, 第 2 种框架由于多了预估得到的航程参数, 在任务分配过程中得到更加利于协同航路规划的结果。

现有研究在多平台协同攻击任务规划及任务规划解耦方面给出了一定的方法参考, 但是为了

收稿日期: 2019-08-01; 录用日期: 2019-09-29; 网络出版时间: 2019-10-24 13:49

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191024.1313.004.html

* 通信作者: E-mail: 17720214650@163.com

引用格式: 贾正荣, 卢发兴, 王航宇. 基于解耦优化和环流 APF 的多平台协同攻击任务规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1142-1150. JIA Z R, LU F X, WANG H Y. Multi-platform cooperative task planning with decoupling optimization and circulating APF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1142-1150 (in Chinese).

进一步提高规划效率(求解可行性与求解速度),明确方法应用场景,还需要针对以下问题开展研究。

首先,在解耦方面,航程的预估方法对于后续任务规划至关重要^[8],但是目前缺少对于航程预估方法的归类与定量比较。需要在不同场景下对航程预估方法进行定量分析以给出应用建议。

其次,在航路规划方面,多平台协同攻击问题对于航路规划的求解速度、求解可行性有较高要求,以适应复杂多变的作战环境。目前主流的航路规划方法较多,包括 Dubins 方法^[9],voronoi 方法^[10],人工势场(APF)方法^[11],网格、航路点插值方法^[12-13]及样条曲线插值航路点方法^[14-15]等。其中,航路点插值方法、Q 学习方法的航路调整需要事先全局地进行,实时性难以满足在线航路规划的要求。而实时性较好的 Dubins 方法与 APF 方法中,Dubins 方法难以适应较为复杂的障碍环境,APF 方法存在局部极小值(无解)的问题。需要给出一种求解速度快、求解可行性高的航路规划方法。

针对以上问题,本文给出一种用于多平台协同攻击任务规划的方法。采用“预估航程—任务分配—协同航路规划”的解耦框架,给出基于独立航路规划的解耦(ID)与基于直接距离的解耦(DD)2种解耦方式。在任务分配方面,给出了多平台协同攻击任务规划的目标函数与约束条件,并采用遗传算法进行任务分配方案求解;在航路规划方面,在传统 APF 方法的基础上,提出环流 APF 方法,解决了传统 APF 方法因局部极小值而无解的问题。

1 解耦方式

1.1 基于独立航路规划的解耦

在任务分配前,对于每个攻击平台与每个目标的组合,在假设只有 1 个攻击平台和 1 个目标的条件下,在障碍环境中进行航路规划,得到航程的预估值。

引入航路长度矩阵 $D = [d_{\gamma\eta}]$, $d_{\gamma\eta}$ 为攻击平台 γ 到目标 η 的航路长度。在 ID 方式下, $d_{\gamma\eta}$ 由实际的航路规划过程得到。

1.2 基于直接距离的解耦

直接以攻击平台与目标的距离作为航程的预估值。

在 DD 方式下, $d_{\gamma\eta}$ 为

$$d_{\gamma\eta} = \|\mathbf{X}_{s,\gamma} - \mathbf{X}_{g,\eta}\| \quad (1)$$

式中: $\mathbf{X}_{s,\gamma}$ 为攻击平台 γ 的初始位置; $\mathbf{X}_{g,\eta}$ 为目标 η 的位置。

可见, ID 方式由于实际地执行了航路规划过程,考虑了环境中的障碍,得到的航程预估值更加真实,因而在理论上具有更高的精度;而 DD 方式以直接距离作为航程预估,无需进行实际的航路规划,因此计算耗时更少。

2 任务分配

任务分配方案表示为矩阵 $A = [\mu_{\gamma\eta}]$, 矩阵维度为 $n_p \times n_t$, 表示 n_p 个攻击平台对 n_t 个目标的分配方案, 矩阵元素 $\mu_{\gamma\eta}$ 取 0 或 1, 1 表示攻击平台 γ 分配至目标 η , 0 表示未分配。

可以采用遗传算法等方法进行任务分配^[16-17]。基于遗传算法的任务分配求解有较多的方法参考,这里不再赘述,只给出目标函数与约束条件。特别地,在实际应用中,如果任务对象较少,可以压缩遗传算法中的种群规模以提高计算效率,也可以采用其他的任务分配优化算法^[18-19]。

2.1 目标函数

考虑 3 个子指标,分别为打击目标价值总和、攻击平台与目标距离极差、攻击平台与目标距离总和,通过加权综合的方式形成总指标。

1) 打击目标价值总和

设攻击平台 γ 对目标 η 的毁伤概率为 $p_{k,\gamma\eta}$, 目标 η 的价值为 ψ_η , 则打击目标价值总和 H_k 为

$$H_k = \sum_{\eta=1}^{n_t} \psi_\eta \left[1 - \prod_{\gamma=1}^{n_p} (1 - \mu_{\gamma\eta} p_{k,\gamma\eta}) \right] \quad (2)$$

H_k 表示考虑毁伤概率情况下,任务分配方案能够达到的打击目标价值总和。

2) 攻击平台与目标距离极差

为使分配至同一目标的所有攻击平台能够尽可能同时到达目标,在进行任务分配时,就应当尽量减少这些攻击平台到目标的距离差。

在不同的解耦方式下,航路长度矩阵 $D = [d_{\gamma\eta}]$ 的计算方法不同。得到矩阵 D 后,攻击平台与目标距离极差指标 $H_{D,\min\max}$ 为

$$\begin{cases} H_{D,\min\max} = -\max\{d_{\min\max,\eta}\} \\ d_{\min\max,\eta} = \max\{\mu_{\gamma\eta} d_{\gamma\eta} \mid \mu_{\gamma\eta} \neq 0\} - \\ \min\{\mu_{\gamma\eta} d_{\gamma\eta} \mid \mu_{\gamma\eta} \neq 0\} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $d_{\min\max,\eta}$ 为所有分配至目标 η 的攻击平台与目标 η 距离的极差; $H_{D,\min\max}$ 为所有 $d_{\min\max,\eta}$ 的最大值,取负值表示 $H_{D,\min\max}$ 指标越小越优。

3) 攻击平台与目标距离总和

为使攻击平台的攻击航程尽量小,需要考虑攻击平台与目标距离总和,该指标 $H_{D,sum}$ 表示为

$$H_{D,sum} = - \sum_{\eta=1}^{n_1} \sum_{\gamma=1}^{n_p} \mu_{\gamma\eta} d_{\gamma\eta} \quad (4)$$

取负值表示 $H_{D,sum}$ 指标越小越优。

4) 加权目标函数

注意到,指标 $H_{D,minmax}$ 与 $H_{D,sum}$ 的量纲与 H_k 不符,因此需要对长度指标 $H_{D,minmax}$ 与 $H_{D,sum}$ 进行归一化。具体方法为:将 $H_{D,minmax}$ 与 $H_{D,sum}$ 除以 D 的平均值,得到 $H_{D,minmax}^*$ 与 $H_{D,sum}^*$,即

$$\begin{cases} H_{D,minmax}^* = H_{D,minmax}/E(D) \\ H_{D,sum}^* = H_{D,sum}/E(D) \end{cases} \quad (5)$$

式中:

$$E(D) = \frac{1}{n_1 n_p} \sum_{\eta=1}^{n_1} \sum_{\gamma=1}^{n_p} d_{\gamma\eta} \quad (6)$$

设权值向量 $\alpha = [\alpha_k, \alpha_{D,minmax}, \alpha_{D,sum}]^T$, 有 $\alpha_k,$

$\alpha_{D,minmax}, \alpha_{D,sum} \geq 0$, 且

$$\alpha_k + \alpha_{D,minmax} + \alpha_{D,sum} = 1 \quad (7)$$

则加权总指标 H 为

$$H = \alpha^T (H_k, H_{D,minmax}^*, H_{D,sum}^*)^T \quad (8)$$

2.2 约束条件

任务分配过程中,考虑分配数量约束与航程约束。而攻击平台运动约束、障碍规避、航路交叉规避均由航路规划过程完成。

1) 分配数量约束

每个攻击平台必须分配一个打击目标:

$$\sum_{\eta=1}^{n_1} \mu_{\gamma\eta} = 1 \quad (9)$$

2) 航程约束

分配方案不超过每个攻击平台的最大航程,即对于 $\forall \gamma$, 有

$$\mu_{\gamma\eta} d_{\gamma\eta} \leq l_{max,\gamma} \quad (10)$$

式中: $l_{max,\gamma}$ 为攻击平台 γ 的最大航程。

3 协同航路规划

采用环流 APF 方法进行多平台的协同航路规划。传统 APF 方法形式简单,能够在线运行,求解速度快,但是存在局部极小值问题,导致航路规划无解。环流 APF 方法通过改变斥力势场的作用方向,避免了局部极小值。

3.1 环流 APF 方法

环流 APF 方法的引力势场与传统方法相同,区别在于斥力势场。

对于攻击平台位置 X_s 与障碍 Ω_i , 设传统

APF 方法斥力负梯度为 $-\nabla U_{r,i}$, 环流 APF 方法斥力势场 $F_{c,r,i}$ 与斥力梯度 $\nabla U_{r,i}$ 垂直,且大小相等,即

$$\begin{cases} F_{c,r,i}^T \nabla U_{r,i} = 0 \\ |F_{c,r,i}| = |\nabla U_{r,i}| \end{cases} \quad (11)$$

记 $\nabla U_{r,i} = [x_{r,i}, y_{r,i}]^T$, 此时有 2 个方向均满足要求,即

$$\begin{cases} \nabla U_{r,i,+} = [-y_{r,i}, x_{r,i}]^T \\ \nabla U_{r,i,-} = [y_{r,i}, -x_{r,i}]^T \end{cases} \quad (12)$$

在这 2 个方向中,环流 APF 方法斥力势场与攻击平台原有的运动方向尽量一致。记攻击平台航向的方向单位向量为 $V_p = [\cos \beta_p, \sin \beta_p]^T$, β_p 为攻击平台航向,则 $F_{c,r,i}$ 为

$$F_{c,r,i} = \begin{cases} \nabla U_{r,i,+} & V_p^T \nabla U_{r,i,+} > 0 \text{ 或} \\ & V_p^T \nabla U_{r,i,+} = 0 \text{ 且 } -V_p^T \nabla U_{r,i} < 0 \\ \nabla U_{r,i,-} & V_p^T \nabla U_{r,i,-} > 0 \text{ 或} \\ & V_p^T \nabla U_{r,i,-} = 0 \text{ 且 } -V_p^T \nabla U_{r,i} > 0 \end{cases} \quad (13)$$

为便于理论分析,引入理想移动平台的概念,理想移动平台总能沿着势场方向运动。环流 APF 方法能够保证理想移动平台航路规划有解。

值得注意的是,限定障碍为凸障碍的目的是:对于每个障碍而言,攻击平台与障碍之间的距离最小值点有且只有一个。而在凹障碍中,当攻击平台处于障碍凹陷部分时,可能会出现多个攻击平台与障碍的距离最小值点,从而无法定义障碍对于攻击平台的斥力。因此在求解之前,一般需要对环境中的障碍进行凸化处理。

定理 1 在凸障碍环境中,环流 APF 方法的势场不存在局部极小值。

证明 采用反证法进行证明。设凸障碍环境中,环流 APF 方法的势场存在局部极小值点 X_{min} , 即对于 $X_{min} \neq X_g, X_g$ 为航路终点位置(即目标位置), 有

$$F_c(X_{min}) \equiv 0 = F_{c,r} + F_{c,a} \quad (14)$$

式中: $F_c(X_{min})$ 为 X_{min} 处的环流 APF 方法合势场; $F_{c,a}$ 为环流 APF 方法引力势场; $F_{c,r}$ 为环流 APF 方法斥力合势场。此时, $F_{c,a}$ 与 $F_{c,r}$ 的分布如图 1 所示。



图 1 合势场为 0 的情况

Fig. 1 Situation of resultant potential field being 0

设 $V_p(X)$ 为指向 X_{min} 处的单位向量。由于 X_{min} 是局部极小值,因此存在 X_{min} 的去心邻域,该去心邻域内的所有位置势场均指向 X_{min} 。因而也存在位置微元 δX , $V_p(X_{min} + \delta X)$ 与 $V_p(X_{min} - \delta X)$ 均指向 X_{min} ,由于 V_p 是单位向量,因此有

$$V_p(X_{min} + \delta X) = -V_p(X_{min} - \delta X) \quad (15)$$

注意到,环流 APF 方法斥力势场的方向定义,当攻击平台分别处于 $X_{min} + \delta X$ 与 $X_{min} - \delta X$ 位置并且航向指向 X_{min} 时,攻击平台航向相反,环流 APF 方法斥力势场的方向也相反(见图 2),即

$$\frac{F_{c,r}(X_{min} + \delta X)}{|F_{c,r}(X_{min} + \delta X)|} = -\frac{F_{c,r}(X_{min} - \delta X)}{|F_{c,r}(X_{min} - \delta X)|} \quad (16)$$

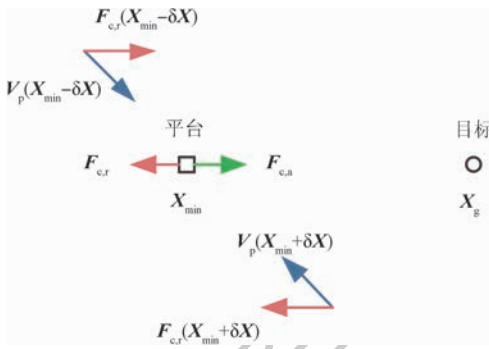


图2 斥力势场相反的情况

Fig. 2 Situation opposite to repulsive potential fields

因此,攻击平台分别以航向 $V_p(X_{min} + \delta X)$ 与 $V_p(X_{min} - \delta X)$ 经过 X_{min} 时,有

$$F_{c,r}[X_{min} | V_p(X_{min} + \delta X)] = -F_{c,r}[X_{min} | V_p(X_{min} - \delta X)] \quad (17)$$

从而攻击平台分别以航向 $V_p(X_{min} + \delta X)$ 与 $V_p(X_{min} - \delta X)$ 经过 X_{min} 时,若存在

$$F_c[X_{min} | V_p(X_{min} + \delta X)] = 0 \quad (18)$$

则必有

$$F_c[X_{min} | V_p(X_{min} - \delta X)] = 0 = -F_{c,r}[X_{min} | V_p(X_{min} + \delta X)] + F_{c,a} = 2F_{c,a} \neq 0 \quad (19)$$

其中,由于 X_{min} 不是终点,因而 $F_{c,a} \neq 0$,与假设矛盾。因此 X_{min} 不是局部极小值点。证毕

定理说明,对于理想移动平台,环流 APF 方法能够保证有解,对于实际的移动平台,其角速度与角加速度是受限的,实际中仍然可能出现无解的情况。

3.2 同时到达控制策略

为使多个攻击平台同时到达目标位置,需要对攻击平台的航程进行控制。控制航程的原则是:对于到达目标所需时间较少的攻击平台,通过引入虚拟目标点(作为环流 APF 方法引力源)的方式延长航程。

1) 预估到达时间

攻击平台从初始位置到达目标位置的时间 t_a 由两部分构成,分别为已经航行的时间 t_p 与剩余需要航行的时间 t_r ,即

$$t_a = t_p + t_r \quad (20)$$

对于未完成的航路,已经航行的时间 t_p 是已知的,而剩余需要航行的时间 t_r 则需要进行估计,估计方法是计算攻击平台完成从当前位置到目标位置的直线航程所需的时间,即

$$\hat{t}_r = |X_s - X_g| / v_s \quad (21)$$

式中: v_s 为攻击平台速度。

对于每一个攻击平台 γ ,可以得到该攻击平台的预估到达时间为

$$\hat{t}_{a,\gamma} = t_{p,\gamma} + \hat{t}_{r,\gamma} \quad (22)$$

进而得到攻击平台相对预估平均到达时间的偏差 $\hat{\tau}_\gamma$,即预估相对到达时间偏差为

$$\hat{\tau}_\gamma = \frac{\hat{t}_{a,\gamma} - E(\hat{t}_{a,\gamma})}{E(\hat{t}_{a,\gamma})} \quad (23)$$

式中: $E(\hat{t}_{a,\gamma})$ 为预估平均到达时间,即

$$E(\hat{t}_{a,\gamma}) = \frac{1}{n_p} \sum_{\gamma=1}^{n_p} \hat{t}_{a,\gamma} \quad (24)$$

2) 虚拟目标点构建

引入 $\hat{\tau}_\gamma$ 的最大值 $\hat{\tau}_{max}$ 作为控制的时间基准 τ_{ref} ,对于 $|\hat{\tau}_\gamma - \tau_{ref}| > \Delta\tau$ 的攻击平台实施控制, $\Delta\tau$ 为允许相对误差。

作 X_s 与目标位置 X_g 连线向量的单位向量 Y ,有

$$Y = \frac{X_g - X_s}{|X_g - X_s|} \quad (25)$$

得到与 Y 垂直的向量 Y_\perp ,即 $Y^T Y_\perp = 0$ 。从而构建虚拟目标点位置 X_g^* 为

$$X_g^* = |X_g| \frac{c(X_g - X_s) + dY_\perp |X_g - X_s|}{|c(X_g - X_s) + dY_\perp |X_g - X_s||} + X_s = c |X_g| \frac{X_g - X_s}{|cX_g + dY_\perp |X_g - X_s||} + d |X_g| \frac{Y_\perp |X_g - X_s|}{|cX_g + dY_\perp |X_g - X_s||} + X_s \quad (26)$$

式中: $c + d = 1$ 为控制系数,且 $c, d > 0$,并且有 $d \neq 1$ 。即 X_g^* 位于一个圆上,该圆的圆心为 X_s ,半径为 $|X_g - X_s|$,如图 3 所示。

图 3 中,虚拟目标位置处于方向 Y 指向的半圆上(不包括半圆的 2 个端点)。通过这种构建, X_s 所受引力的方向发生改变,但是仍然与 $X_s \rightarrow X_g$ 方向一致,因此存在引力的分量使 X_s 向 X_g 运动,进而在理想情况下(不存在障碍), X_s 与 X_g 之间的距离会不断减少, X_s 仍然会运动至真实终点 X_g 。

位置。

另外,由于存在2个与 $Y = [x_y, y_y]^T$ 垂直的方向 $Y_{\perp,+} = [-y_y, x_y]^T$ 与 $Y_{\perp,-} = [y_y, -x_y]^T$,因此还需要对 $Y_{\perp,+}$ 与 $Y_{\perp,-}$ 进行选择。可以基于规避其他攻击平台的原则进行选择,即对于其他攻击平台 $X_{s,y}$,统计 $(X_{s,y} - X_s)^T Y_{\perp,+} > 0$ (即攻击平台 $X_{s,y}$ 在 $Y_{\perp,+}$ 方向)与 $(X_{s,y} - X_s)^T Y_{\perp,-} \geq 0$ (即攻击平台 $X_{s,y}$ 在 $Y_{\perp,-}$ 方向)的攻击平台数量,选取数量较少的方向作为 Y_{\perp} 。

控制引力点合成即确定系数 c 与 d ,由于攻击平台在环流APF方法的控制下运动较为复杂,难以采用解析方式给出一种最优控制策略进而确定系数 c 与 d ,因此采用一种启发式的方法对系数 c 与 d 进行分配。分配的原则是:当 $\hat{\tau}_y$ 偏离基准 τ_{ref} 越远,分配的 c 值越小,对应虚拟目标位置 X_g^* 越偏离真实目标位置 X_g ,从而进行更为剧烈的调整。

对于需要进行到达时间调整的攻击平台,选取

$$\begin{cases} c = \exp\left[-\left(\frac{\hat{\tau}_y - \tau_{ref}}{3\Delta\tau}\right)^2\right] \\ d = 1 - c \end{cases} \quad (27)$$

设 $\tau_{\varepsilon,y} = (\hat{\tau}_y - \tau_{ref})/\Delta\tau$, $\tau_{\varepsilon,y}$ 与 c 的关系如图4所示。

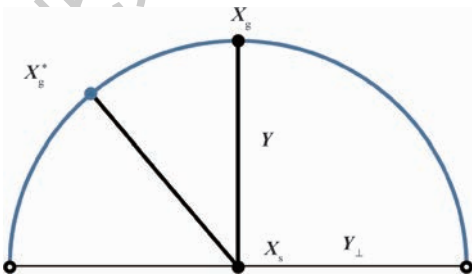


图3 虚拟目标位置的选择

Fig.3 Position selection of virtual target position

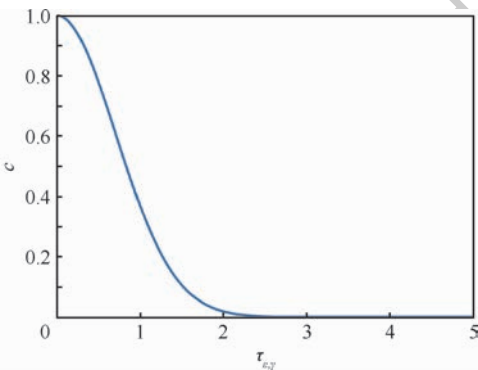


图4 系数分配

Fig.4 Coefficient allocation

3.3 航路冲突规避策略

为了规避与其他攻击平台航路的交叉,可以将其他攻击平台当作斥力源,设其他攻击平台提供的斥力势场为 $F_{c,p}$ 。因此,合势场变为

$$F_c = F_{c,a} + F_{c,r} + F_{c,p} \quad (28)$$

4 仿真分析

在不同场景下通过3种方式(耦合方式、ID方式、DD方式)求解任务规划方案,对解耦方式进行分析。另外,对于每种任务分配方案,分别采用传统APF方法、环流APF方法进行航路规划求解,以验证环流APF方法的有效性。

4.1 任务规划结果对比

在每种场景下,任务分配的求解参数为:种群数量500,连续15代最优指标差值小于 10^{-3} 收敛,每一代保留前20%指标的种群,交叉种群比例30%,每个基因交叉位数30%,变异种群比例5%,每个基因变异位数30%。权值分配为0.60(打击目标价值总和)、0.20(攻击平台与目标距离极差)、0.20(攻击平台与目标距离总和)。航路规划的求解参数为:时间步长0.3s(300ms),攻击平台最大角速度1rad/s,斥力作用距离12,速率3/s,同时到达控制允许时间误差3%。不失一般性,在求解过程中,所有长度去量纲化。

每个场景下的毁伤概率、目标价值、任务分配结果通过表1~表6给出,攻击平台的初始位置、初始航向与航路规划结果在图5~图11中给出。

表1 攻击平台对目标的毁伤概率(场景A)

Table 1 Kill probabilities of attack platforms to targets in Scenario A

攻击平台	T-1	T-2
P-1	0.41	0.65
P-2	0.77	0.70
P-3	0.51	0.64
P-4	0.53	0.72

表2 目标价值(场景A)

Table 2 Target value in Scenario A

目标	目标价值
T-1	3
T-2	3

表3 任务分配结果(场景A)

Table 3 Task assignment results in Scenario A

规划方式	P-1	P-2	P-3	P-4
耦合	T-1	T-1	T-2	T-2
ID	T-1	T-1	T-2	T-2
DD	T-2	T-1	T-2	T-1

表 4 攻击平台对目标的毁伤概率(场景 B)

Table 4 Kill probabilities of attack platforms to targets in Scenario B

攻击平台	T-1	T-2	T-3	T-4	T-5	T-6	T-7	T-8	T-9
P-1	0.58	0.65	0.72	0.67	0.63	0.46	0.52	0.79	0.50
P-2	0.52	0.74	0.48	0.48	0.66	0.72	0.47	0.44	0.77
P-3	0.64	0.60	0.58	0.56	0.64	0.56	0.64	0.69	0.75
P-4	0.48	0.78	0.47	0.40	0.68	0.76	0.69	0.69	0.72
P-5	0.52	0.56	0.46	0.63	0.52	0.51	0.70	0.71	0.42
P-6	0.45	0.65	0.41	0.66	0.41	0.57	0.48	0.69	0.60
P-7	0.78	0.43	0.42	0.74	0.40	0.63	0.64	0.59	0.49

表 5 目标价值(场景 B)

Table 5 Target value in Scenario B

目标	目标价值
T-1	0.77
T-2	2.20
T-3	0.76
T-4	0.62
T-5	1.70
T-6	0.65
T-7	0.75
T-8	3.30
T-9	0.50

表 6 任务分配结果(场景 B)

Table 6 Task planning results in Scenario B

规划方式	P-1	P-2	P-3	P-4	P-5	P-6	P-7
耦合	T-8	T-5	T-8	T-2	T-7	T-4	T-1
ID	T-8	T-5	T-8	T-2	T-7	T-4	T-1
DD	T-8	T-5	T-8	T-2	T-7	T-4	T-1

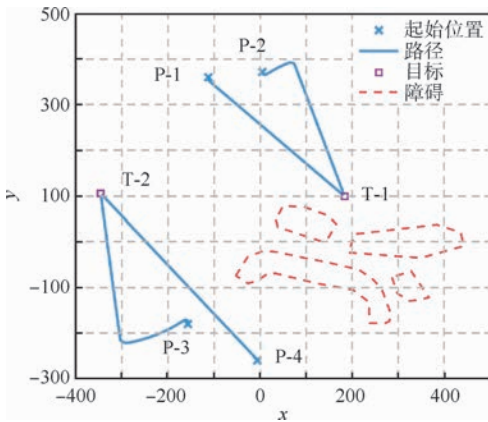


图 5 ID 解耦与耦合方式下环流 APF 方法和传统 APF 方法的航路规划结果(场景 A)

Fig.5 Path planning results of circulating APF and traditional APF with ID decoupling method and coupling method (Scenario A)

攻击平台通过前缀 P-表示,目标通过前缀 T-表示。

1) 场景 A

在 ID 解耦方式下,环流 APF 方法与传统

APF 方法得到的航路相同,如图 5 所示。

在 DD 解耦方式下,P-4 需要经过大块障碍之间的区域到达目标位置,此时采用传统 APF 方法因局部极小值问题无解,如图 7 所示,而采用环流 APF 方法则有解,如图 6 所示。

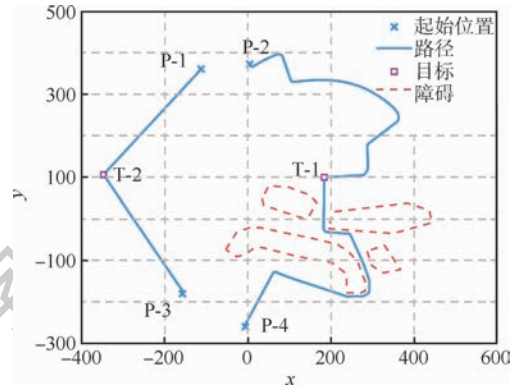


图 6 DD 解耦方式下环流 APF 方法的航路规划结果(场景 A)

Fig.6 Path planning results of circulating APF method with DD decoupling method (Scenario A)

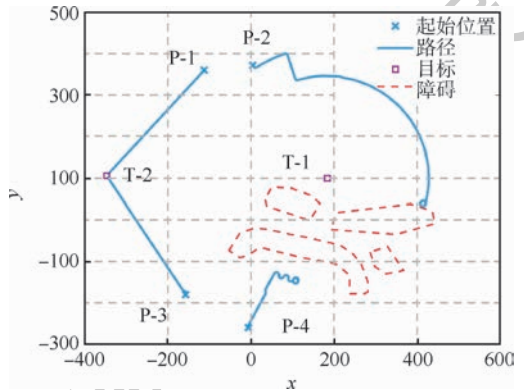


图 7 DD 解耦方式下传统 APF 方法的航路规划结果(场景 A)

Fig.7 Path planning results of traditional APF method with DD decoupling method (Scenario A)

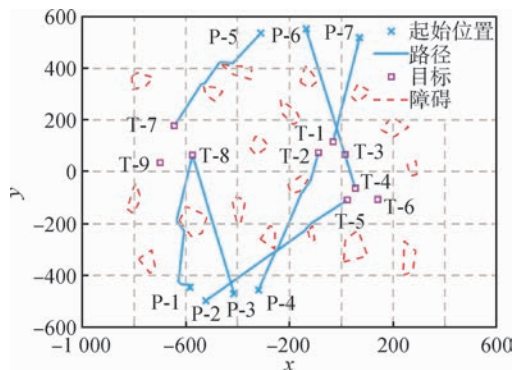


图 8 环流 APF 方法的航路规划结果(场景 B)

Fig.8 Path planning results of circulating APF method (Scenario B)

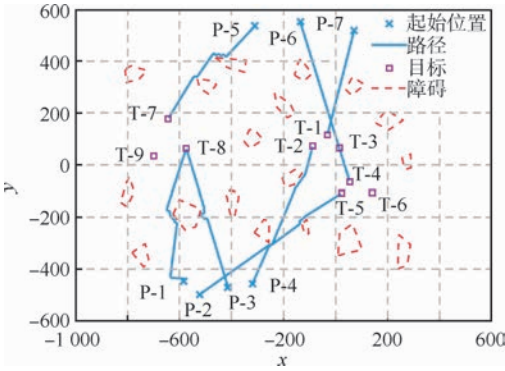


图9 传统 APF 方法的航路规划结果(场景 B)

Fig. 9 Path planning results of traditional APF method (Scenario B)

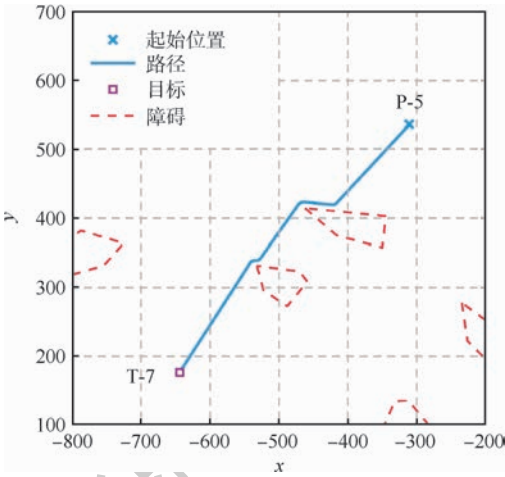


图10 环流 APF 方法的航路规划细节(场景 B)

Fig. 10 Path planning result details of circulating APF method (Scenario B)

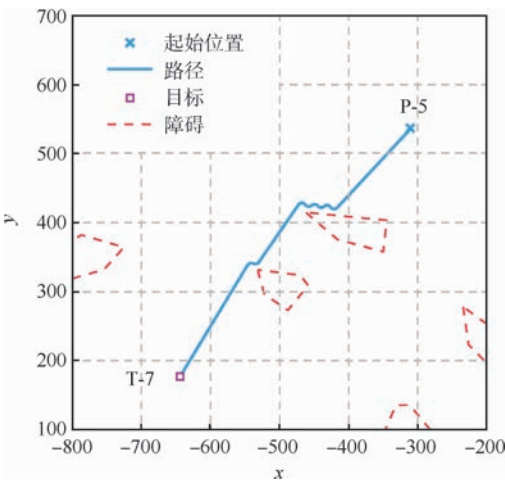


图11 传统 APF 方法的航路规划细节(场景 B)

Fig. 11 Path planning result details of traditional APF method (Scenario B)

2) 场景 B

在场景 B 中,障碍较为稀疏,耦合方式、ID 解耦、DD 解耦得到了相同的任务分配结果。在航

路规划方面,传统 APF 方法与环流 APF 方法均有解,如图 8 和图 9 所示,但是传统 APF 方法存在航路振荡的问题,如图 11 所示,而环流 APF 方法得到的航路较为平滑,如图 10 所示。

4.2 结果分析

给出每个场景下,采用不同规划方式得到的优化总指标,并统计任务分配耗时与航路规划单步耗时,如表 7 所示,其中,优化总指标没有单位。

表 7 不同规划方式下的指标与计算耗时对比

Table 7 Index and time consumption comparison of different planning methods

场景	规划方式	优化总指标	任务分配耗时/ms	航路规划单步耗时/ms
A	耦合	2.45	508.09	0.82
	ID	2.45	0.79	0.88
	DD	2.30	0.27	0.79
B	耦合	3.07	7498.93	3.57
	ID	3.07	12.50	3.56
	DD	3.07	1.10	3.58

根据结果可得:

1) 耦合方式、解耦方式均能够在给定场景下给出满足约束条件的可行任务规划方案。ID 方式得到的指标值与耦合方式相同,优于 DD 方式。

2) 采用解耦方式后,相比于耦合方式,能够显著减少计算耗时。如表 7 所示,在场景 A 与场景 B 中,耦合方式与 ID 解耦方式得到的结果均相同,但是耦合方式计算耗时明显过长,这是由于在求解任务分配时,每一个生成的任务分配方案都需要通过实际航路规划过程得到航路后再计算目标函数值。而解耦方式下,只需要在任务分配前进行航程的估计。

3) 当存在大块障碍,建议采用 ID 解耦方式。场景 A 中存在大块障碍,导致攻击平台到目标的实际航程与其直线距离相差较大,因此需要采用 ID 方式求解得到实际航程用于后续任务分配。

4) 当障碍较为稀疏时,建议采用 DD 解耦方式。场景 B 中障碍较为稀疏,攻击平台到目标的实际航程与其直线距离接近,可以采用 DD 方式以直线距离作为航程的预估值。

5) 采用环流 APF 方法可以提高航路规划的求解可行性,并提升航路性能。在场景 A 中,采用 DD 方式解耦时,传统 APF 方法的航路在障碍垂直于攻击平台运动方向(P-3)时,遇到局部极小值而无解,而采用环流 APF 方法则有解;在场景 B 中,虽然传统 APF 方法与环流 APF 方法均有解,但是如图 10 所示,环流 APF 方法得到的航路更为

平滑,没有图 11 中传统 APF 方法的振荡现象。

5 结 论

采用解耦方式进行多平台协同攻击任务规划,相比耦合方式,可以明显减少计算量。

1) 在解耦方式的应用方面, ID 方式适合于存在大块障碍的场景,在这种场景下,攻击平台与目标的实际航程和其直线距离相差较大,采用 ID 方式能够得到更为真实的航程,代价是计算量相比 DD 方式有一定增加; DD 方式适合于障碍稀疏的场景中,此时攻击平台与目标的实际航程和其直线距离相差相近,采用 DD 方式能够显著减少计算量。

2) 在航路规划方面,由于环流 APF 方法能够避免传统 APF 方法因局部极小值而导致的无解问题,且能够在线运行,求解速度快,更适合作为多平台协同攻击任务规划中的航路规划方法。

参考文献 (References)

- [1] BEARD R W, MCLAIN T W, GOODRICH M A, et al. Coordinated target assignment and intercept for unmanned air vehicles [J]. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 2003, 18 (6): 911-922.
- [2] 杨萍,刘颖,裴莹. 改进合同网协议的 Agent 动态任务分配 [J]. *火力与指挥控制*, 2011, 36(10): 77-80.
YANG P, LIU Y, PEI Y. Agent dynamic task allocation based on improved contract net protocol [J]. *Fire Control & Command Control*, 2011, 36(10): 77-80 (in Chinese).
- [3] 唐苏妍,梅珊,朱一凡,等. 基于扩展合同网协议的分布式武器目标分配方法 [J]. *系统工程与电子技术*, 2011, 33(3): 568-574.
TANG S Y, MEI S, ZHU Y F, et al. Distributed weapon target assignment algorithm based on extended contract net protocol [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2011, 33(3): 568-574 (in Chinese).
- [4] 张昉. 无人机任务规划技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
ZHANG F. Research on mission planning technology for unmanned air vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 (in Chinese).
- [5] 孙小雷,齐乃明,姚蔚然,等. 无人机任务分配与航迹规划协同控制方法 [J]. *系统工程与电子技术*, 2015, 37(12): 2772-2776.
SUN X L, QI N M, YAO W R, et al. Cooperative control algorithm of task assignment and path planning for multiple UAVs [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2015, 37(12): 2772-2776 (in Chinese).
- [6] ZENG J, DOU L, XIN B. Multi-objective cooperative salvo attack against group target [J]. *Journal of Systems Science and Complexity*, 2018, 31(1): 244-261.
- [7] LUITPOLD B. Coordinated target assignment and UAV path planning with timing constraints [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2018, 94: 857-869.
- [8] 赵明. 多无人机系统的协同目标分配和航迹规划方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
ZHAO M. Research on cooperative target assignment and path planning for Multi-unmanned aircraft system [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016 (in Chinese).
- [9] 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*, 2015, 23(2): 820-827.
- [10] YAZICI A, KIRLIK G, PARLAKTUNA O, et al. A dynamic path planning approach for multi-robot sensor-based coverage considering energy constraints [C] // *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway: IEEE Press, 2009: 5930-5935.
- [11] LIU Y, ZHAO Y. A virtual-waypoint based artificial potential field method for UAV path planning [C] // *2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*. Piscataway: IEEE Press, 2016: 16619076.
- [12] MANSOOR D, FATEMEH P, ALI M, et al. Clear and smooth path planning [J]. *Applied Soft Computing*, 2015, 32: 568-579.
- [13] NIEWOLA A, PODSEDKOWSKI L. L^* algorithm—A linear computational complexity graph searching algorithm for path planning [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2018, 91: 425-444.
- [14] DONATELLI M, GIANNELLI C, MUGNAINI D, et al. Curvature continuous path planning and path finding based on PH splines with tension [J]. *Computer-Aided Design*, 2017, 88: 14-30.
- [15] SASKA M, SPURNY V, VONASEK V, et al. Predictive control and stabilization of nonholonomic formations with integrated spline-path planning [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2016, 75: 379-397.
- [16] LI N, HUAI W, WANG S. The solution of target assignment problem in command and control decision-making behaviour simulation [J]. *Enterprise Information Systems*, 2016, 11(31): 1-19.
- [17] BAI F, CHANG T Q, LI Y. An improved niche-based adaptive genetic algorithm for WTA problem solving [C] // *International Conference on Computational Problem-solving*. Piscataway: IEEE Press, 2010: 11763286.
- [18] BAYRAK A E, POLAT F. Employment of an evolutionary heuristic to solve the target allocation problem efficiently [J]. *Information Sciences*, 2013, 222: 675-695.
- [19] ŞAHİN M A, LEBLEBİCIOĞLU K. Approximating the optimal mapping for weapon target assignment by fuzzy reasoning [J]. *Information Sciences*, 2014, 255: 30-44.

作者简介:

贾正荣 男,博士,讲师。主要研究方向:武器协同控制、航路规划、作战系统效能分析。

王航宇 男,博士,教授。主要研究方向:复杂系统建模、舰载武器火力控制、作战系统效能分析。

Multi-platform cooperative task planning with decoupling optimization and circulating APF

JIA Zhengrong^{1,2}, LU Faxing², WANG Hangyu^{2,*}

(1. National Key Laboratory for Vessel Integrated Power System Technology, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;

2. College of Weaponry Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: For better performance in cooperative task planning, a multi-platform task planning method is proposed with the high efficient Artificial Potential Field (APF) method. For the coupling problem of task assignment and path planning in task planning, two decoupling frameworks are presented, namely Decoupling with Independent path planning (ID) and Decoupling with Direct distance (DD). The objective function of task assignment is constructed considering the sum of target value, range of distance between platform and target, and sum of distance between platform and target, and is solved with genetic algorithm. By presenting circulating APF, the no-solution problem of traditional APF method caused by local-minima is avoided, and the simultaneous arrival control strategy and path confliction avoidance strategy are proposed for path planning of multi-platform simultaneous arrival. The simulation is conducted in different scenarios with coupling method, ID and DD. And the path planning results of traditional APF and circulating APF method are also compared. The results suggest that, decoupling methods can reach results close to coupling method but with less time cost than coupling method. And compared with traditional APF method, circulating APF method is characterized with better solution feasibility and path performance. For method application, it is recommended that ID method is used in big block obstacle scenarios for better precision, and DD method is used in sparse obstacle scenarios for better efficiency.

Keywords: task planning; path planning; task assignment; task decoupling; Artificial Potential Field (APF)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0403

基于 BP-GIS 的京津冀碳钢土壤腐蚀速率地图研究

李敬洋^{1,2,*}, 王震¹, 陈怡¹, 祁俊峰¹, 杨斌²

(1. 北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094;

2. 北京科技大学 国家材料服役安全科学中心, 北京 100083)



摘 要: 针对京津冀地区碳钢土壤腐蚀问题,应用误差反向传播(BP)神经网络,以主要影响因素为输入参数,分别构建了针对京津冀地区碳钢土壤腐蚀速率模型。根据各主要土壤腐蚀影响因素数值,对碳钢土壤腐蚀速率实现了预测。并基于地理信息系统(GIS)绘制了中国年均碳钢土壤腐蚀速率地图。研究表明:京津冀地区单年均碳钢土壤腐蚀速率西北高东南低,多年均碳钢土壤腐蚀速率基本均匀分布;pH、含盐总量、土壤温度、全氮量和有机质对碳钢土壤腐蚀较为显著;1、3、5和8年均碳钢土壤腐蚀速率分布最大为6.159、2.322、2.614和3.467 g/(dm²·a)。

关键词: 碳钢;反向传播(BP)神经网络;地理信息系统(GIS);京津冀;土壤腐蚀速率地图

中图分类号: TB324

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2020)06-1151-08

碳钢因其优良的力学性能和较低的成本等特点,是近代工业中使用最早、用量最大的基本材料,被广泛用于金属结构件和设备中^[1-2]。据2014年统计,中国的腐蚀总成本约占当年GDP的3.34%,人均承担着巨大的腐蚀成本。碳钢作为使用最为广泛的金属材料,在其中所占比例不言而喻。腐蚀根据材料服役环境的不同,可分为大气、海洋和土壤腐蚀等。其中,土壤腐蚀研究一直是学者们研究的重点。土壤是一个由气、液、固三相物质构成的复杂系统,具体腐蚀影响因素包括土壤温度、含水量、含盐总量、pH、孔隙率、容重、有机质、全氮量等^[3]。人们对土壤腐蚀基于神经网络的预测开展了研究,曲良山等^[4]运用反向传播(Back Propagation, BP)人工神经网络方法构建了碳钢区域土壤腐蚀预测模型;李丽等^[5]通过BP人工神经网络对中国典型地区碳钢的土壤

腐蚀进行了预测;郭阳阳^[6]基于神经网络的海南变电站土壤对Q235的腐蚀进行了预测。土壤环境在空间上具有差异性导致了土壤腐蚀行为的差异性,有学者应用地理信息系统(Geographic Information System, GIS)对金属的腐蚀行为的空间分布进行了研究。Braga和Junqueira^[7]利用德尔菲法和GIS工具绘制了埋在地下的配电输电设施的易受腐蚀影响的区域地图。Shabarchin和Tefamariam^[8]提出了基于贝叶斯信念网络的油气管道概率内腐蚀危险评估方法,并结合GIS获得可视化腐蚀缺陷和失效概率的空间和概率分布图。Karaca^[9]利用ArcGIS的geostatistical分析工具来生成基于GIS的伊斯坦布尔半岛各金属材料的表面污染和腐蚀分布图。Neocleous等^[10]将城市地区数字腐蚀风险地图框架应用于GIS中,绘制了塞浦路斯的3个沿海城市的腐蚀

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-10-27; 网络出版时间: 2019-11-18 16:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191118.1655.001.html

* 通信作者: E-mail: jing_yang_li@163.com

引用格式: 李敬洋, 王震, 陈怡, 等. 基于BP-GIS的京津冀碳钢土壤腐蚀速率地图研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1151-1158. LI J Y, WANG Z, CHEN Y, et al. Beijing-Tianjin-Hebei carbon steel soil corrosion rate map based on BP-GIS [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1151-1158 (in Chinese).

风险地图。

京津冀地处京畿重地,面积约 $21.8 \times 10^4 \text{ km}^2$,自然条件优越、战略地位重要。随着京津冀协同发展战略的实施,碳钢土壤腐蚀造成基础设施的腐蚀失效问题逐渐受到关注,碳钢土壤腐蚀的预测和防护研究具有重要的意义。人们虽然使用各种预测方法对碳钢的土壤腐蚀行为进行预测,但涵盖京津冀范围内的碳钢土壤腐蚀速率地图却鲜有报道。本文利用土壤腐蚀及主要影响因素数据,同时基于 BP 神经网络实现对碳钢土壤腐蚀速率的预测,并结合 GIS 绘制京津冀地区碳钢土壤腐蚀速率地图,完成土壤环境因素空间分布对碳钢土壤腐蚀行为空间分布的影响研究。希望对京津冀地区碳钢材料的使用、防护以及腐蚀预测起到一定的积极作用。

1 数据及来源

影响碳钢土壤腐蚀的因素包括材料性质、埋藏时间和土壤环境因素 3 个方面。土壤腐蚀材料性质属于影响腐蚀速率的内因,而另外 2 个因素属于影响腐蚀速率的外因。随着埋藏时间的增加,碳钢土壤腐蚀的腐蚀产物也在不断地产生,进而影响碳钢的土壤腐蚀。为提高模型的精度,减少弱影响变量对预测结果的影响,根据相关文献选取腐蚀影响因素为含水量、pH、含盐总量、埋藏时间、土壤温度、全氮量、有机质、容重和总孔隙率。

土壤腐蚀影响因素权重分析及预测模型建模数据来源于国家材料环境腐蚀平台中国腐蚀与防护网(www.ecorr.org),包括碳钢在全国 25 个地点具体土壤类型的腐蚀速率和土壤环境因素数据,共计 64 组。在进行预测时,上述 8 种土壤环境因素和埋藏时间为预测的输入量。其中,土壤中的含水量和土壤温度使用中国年均降水量和年均温度进行替代。其他 6 种土壤环境数据来自全国土壤属性数据库(www.soilinfo.cn),为 $1 \text{ km} \times 1 \text{ km}$ 分辨率的栅格数据,如图 1 所示。

土壤环境因素在小范围内具有连续性,但是在大范围内连续性较弱。因此,本文采取高分辨率的土壤环境栅格数据;同时,为了在保证土壤腐蚀预测结果的准确性且有可操作性,在 ArcGIS10.4 中应用相关工具全国范围内均匀选取了 861 各点位的土壤环境数据作为预测输入数据,点位分布如图 2 所示。

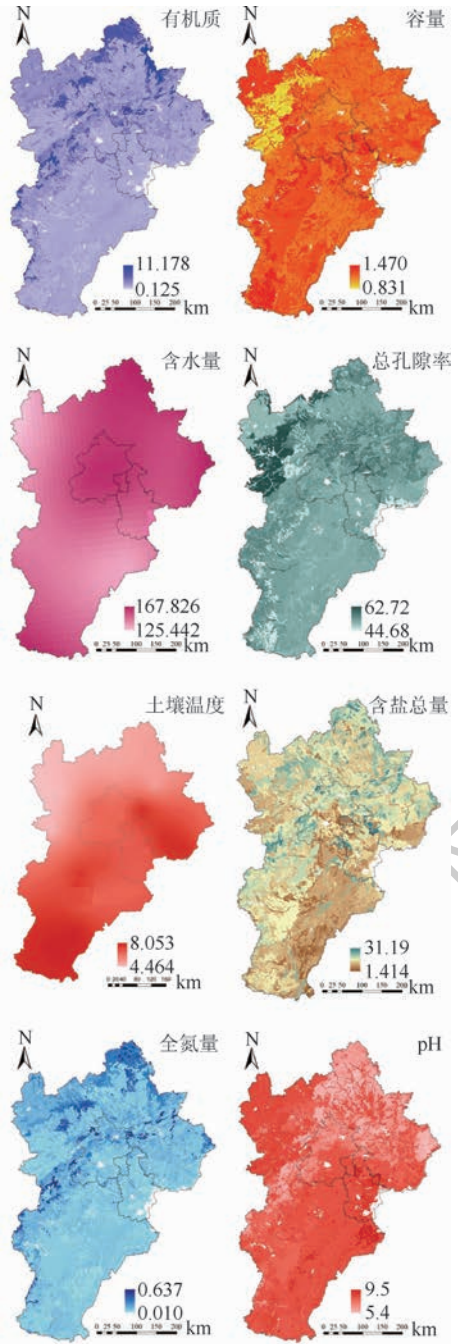


图 1 碳钢土壤腐蚀主要影响因素空间分布
Fig.1 Spatial distribution of main impact factors of carbon steel soil corrosion

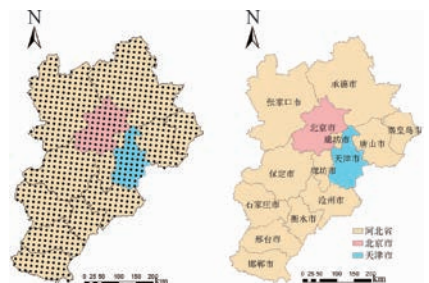


图 2 碳钢土壤腐蚀建模及预测数据点位空间分布
Fig.2 Carbon steel soil corrosion modeling and spatial distribution of prediction data point location

2 研究方法

2.1 BP 神经网络

BP 算法由数据流的前向计算(正向传播)和误差信号的反向传播 2 个过程构成。当实际输出与期望输出不符时,进入误差的反向传播阶段。误差通过输出层,按误差梯度下降的方式修正各层权值,向隐含层、输入层逐层反传^[11-12]。通过这 2 个过程的交替进行,在权向量空间执行误差函数梯度下降策略,动态迭代搜索一组权向量,使网络误差函数达到最小值,从而完成信息提取和记忆过程^[13],如图 3 所示。其中: X_i 为输入变量, Y_i 为输出变量, $i = 1, 2, \dots, N$ 。BP 算法理论具有依据可靠、推导过程严谨、精度较高、通用性较好等优点^[14]。

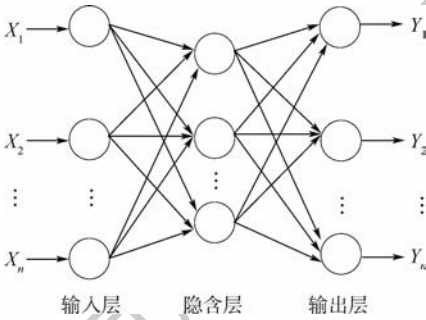


图 3 BP 神经网络结构

Fig. 3 BP neural network structure

2.2 GIS 经验贝叶斯克里金插值方法

GIS 是一种基于计算机的综合数据库管理系统,它可以存储大量的空间数据及其属性,或者捕获、存储、检索、处理和分析用以提供地理性质探索的非空间数据^[15]。数据的空间分析是 GIS 的一个非常重要的功能。普通克里金插值方法以少量观测数据为基础的空间分析中可能会存在误差较大的问题,而经验贝叶斯克里金插值方法相较于普通克里金插值方法更适用于小样本的空间分析和预测^[16]。该方法将输入数据划分为指定大小的子数据集。每个子数据集可以产生各自独立的半方差函数分布图,并基于该分布图,通过预测生成单个或多个子数据集,子数据集不是基于远处数据,而是基于附近数据定义的模型生成的^[17]。当把所有模型组合起来的时候,就形成了完整的空间上的结果。

用 $z(x)$ 表示区域 D 上的一个区域性变量, $Z(x)$ 表示观测数据所对应的随机函数,简称观测数据;用 $m(x)$ 表示区域 D 上的另一个区域性变量,相应的随机函数记为 $Z^T(x)$, $M(x)$ 表示预测

数据^[18-20]。假定得到了随机函数的一组观测: $\{z(x_i)\}$, 其中 $i = 1, 2, \dots, N$ 。

可以定义一个随机函数:

$$Z^T(x) = Z(x) - \mu_M(x) \quad x \in D \quad (1)$$

式中: $\mu_M(x)$ 为 $M(x)$ 的数学期望。对一组观测值 $\{z^T(x_i) = z(x_i) - \mu_M(x_i), i = 1, 2, \dots, N\}$, 贝叶斯克里金估计希望得到的估计值 $Z^*(x_0)$ 具有如下形式:

$$Z^*(x_0) = \sum_{i=1}^N \lambda_i z^T(x_i) + \mu_M(x_0) \quad (2)$$

式中: x_0 为区域 D 中的一点; $\lambda_i (i = 1, 2, \dots, N)$ 为待定的加权系数。

由估计的无偏性和估计方差的最小性,利用拉格朗日方法得到关于加权系数 λ_i 的贝叶斯克里金方程组为

$$\begin{cases} \gamma_{Z|M}(x_0 - x_i) + \gamma_M(x_0, x_i) = \\ \sum_{i,j=1}^N \lambda_i (\gamma_{Z|M}(x_i - x_j) + \gamma_M(x_i, x_j)) + \beta_1 \\ \sum_{i=1}^N \lambda_i = 1 \quad i = 1, 2, \dots, N \end{cases} \quad (3)$$

式中: β_1 为拉格朗日常数; $\gamma_{Z|M}$ 为 $Z(x)$ 对于 $M(x)$ 的条件方差函数。实验变方差函数相应的公式为

$$\hat{\gamma}_{Z|M}(h) = \frac{1}{2N} \sum [(Z(x_i) - Z(x_j))^2 - (\mu_M(x_i) - \mu_M(x_j))^2 - 2\gamma_M(x_i, x_j)] \quad (4)$$

式中: $\gamma_M(x_i, x_j)$ 为 $[M(x_i) - M(x_j)]$ 的半方差函数。基于实验变方差函数,选择合适的理论模型,对 $\hat{\gamma}_{Z|M}(h)$ 进行最优拟合,从而可以得到 $\gamma_{Z|M}$ 。

由于贝叶斯克里金估计是无偏的,是最佳的估计(估计方差最小),它在确定加权因子的过程中,还可同时计算区域性变量在各点的估计值和相应的方差,即 $\text{var}(Z^*(x_0) - Z(x_0))$, 它可作为估计精确度的量度。在各个网格节点上的方差值,体现了估计误差的分布。根据误差分布,可以评价预测结果的精度。

3 结果与分析

3.1 碳钢土壤腐蚀速率预测模型与预测结果

碳钢土壤腐蚀速率预测采用 3 层 BP 神经网络,设置参数如表 1 所示。如图 4 所示,经计算验证,预测模型实测值和模拟值相关系数 $R_{A1} = 0.87$, 实测值和验证值相关系数 $R_{A1} = 0.85$, 模型出现轻微的离散现象,实测值和模拟值之比均在

接近于1的带状区域,总体上训练结果较为准确。

861个点位对应的土壤腐蚀影响因素归一化后数据作为自变量(埋藏时间为1、3、5、8年),输入到已经创建好的土壤腐蚀速率BP神经网络预测模型完成预测,其中,完成对全部点位的土壤腐蚀速率的预测,并反归一化,得到各点位实际的土壤腐蚀速率值。

表1 BP神经网络参数设置

Table 1 Parameter setting of BP neural network

参数	数值
输入节点数	9
隐含节点数	6
输出节点数	1
样品组数	64
训练样本组数	48
验证样本组数	16
权重调节系数	0.1
阈值调节系数	0.1
误差控制率	0.001
最大学习次数	8000

壤腐蚀速率最大为 $2.322 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$,最小为 $0.146 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$,年均碳钢土壤腐蚀速率未呈现明显规律趋势,高腐蚀速率区域零星分布;5年和8年年均碳钢土壤腐蚀速率基本呈现均匀化分布,其中5年年均最大碳钢土壤腐蚀速率为 $2.614 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$,其中8年年均最大碳钢土壤腐蚀速率为 $3.467 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。随着碳钢土壤腐蚀时间的增加,土壤带区域对其碳钢土壤腐蚀造成的影响不断地降低,腐蚀行为区域均匀化。

如图5和图6所示,不同埋藏时间对应的年均碳钢土壤腐蚀速率间差异明显。埋藏1年和8年的年均碳钢土壤腐蚀速率最大,所有点位中值分别为 $0.909 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 和 $0.949 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。尤其是埋藏1年的年均碳钢土壤腐蚀速率,

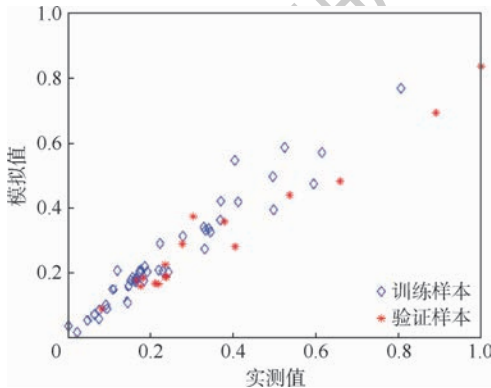


图4 碳钢土壤腐蚀实测模拟散点图

Fig. 4 Scatter diagram for measured and simulated carbon steel soil corrosion

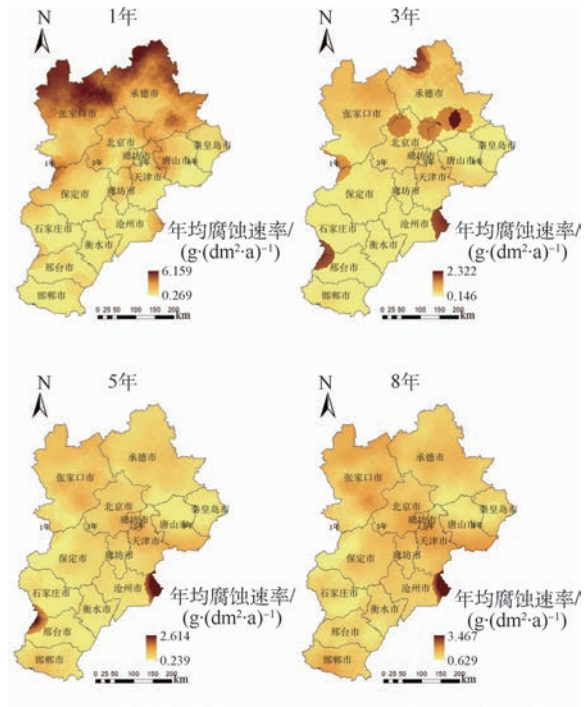


图5 碳钢土壤腐蚀空间分布

Fig. 5 Spatial distribution of carbon steel soil corrosion

3.2 京津冀碳钢土壤腐蚀速率预测地图及时空分析

在京津冀各点位碳钢土壤腐蚀速率预测结果的基础上,使用地理信息系统 ArcGIS10.4 软件,应用经验贝叶斯克里金插值方法,完成京津冀地区碳钢土壤1、3、5和8年的年均碳钢土壤腐蚀速率地图,如图5所示。

京津冀地区碳钢1年年均碳钢土壤腐蚀速率介于 $0.269 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 和 $6.159 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 之间,整体呈现西北高东南低的趋势,年均碳钢土壤腐蚀速率最大的地区位于京津冀的西北部(张家口市和承德市)。京津冀西北部地区属于半湿润半棕壤、褐土带,而东南地区属于蒙新干旱赤红壤带,1年年均碳钢土壤腐蚀速率的分布与该地区土壤带的分布趋势基本一致。3年年均碳钢土

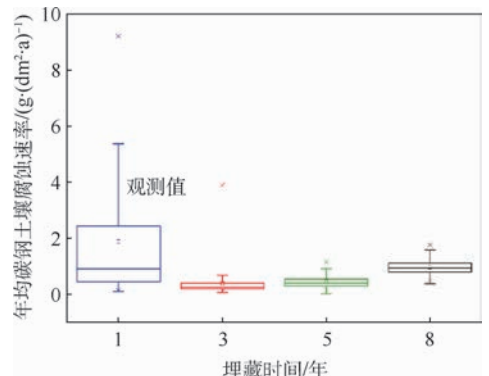


图6 年均碳钢土壤腐蚀速率对比箱型图

Fig. 6 Contrast box diagram of average annual corrosion rate of carbon steel soil

其平均值为 $1.887 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$, 是其他埋藏时间对应的平均值的 $1.9 \sim 4.7$ 倍。埋藏3年的年均碳钢土壤腐蚀速率最小, 其次为埋藏5年的年均碳钢土壤腐蚀速率, 所有点位中值分别为 $0.257 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 和 $0.402 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。

从空间上看, 不同点位的年均碳钢土壤腐蚀速率差异明显。所有埋藏时间中最小年均碳钢土壤腐蚀速率均小于 $0.2 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$, 而最大年均碳钢土壤腐蚀速率均大于 $10.3 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。所有埋藏时间中, 埋藏为1年对应的差异最为明显, 其四分位间距为 $1.982 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$, 是其他埋藏时间对应的数值的 $6.0 \sim 10.2$ 倍。埋藏3年的年均碳钢土壤腐蚀速率在不同点位的差异最小, 仅为 $0.194 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。

3.3 京津冀碳钢土壤腐蚀速率预测空间尺度差异性分析及腐蚀影响因素相关性分析

不同的空间分析尺度, 碳钢的土壤腐蚀特性会出现差异性。本文分别从京津冀地区、京津冀3省市和京津冀地区13个主要市区, 进行空间差异性分析。

如图7(a)所示, 京津冀地区整体1、3、5和8年的年均碳钢土壤腐蚀速率分别为 5.706 、 1.440 、 2.170 和 $2.592 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$; 与图7(b)相比, 北京市和天津市地区各年均碳钢土壤腐蚀速

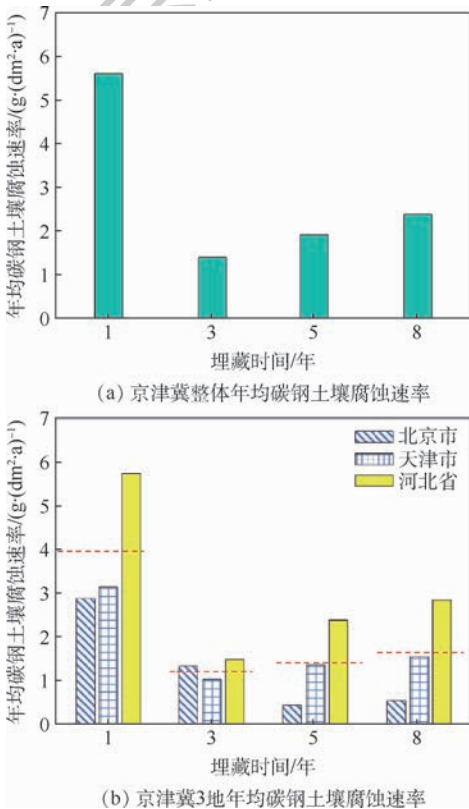
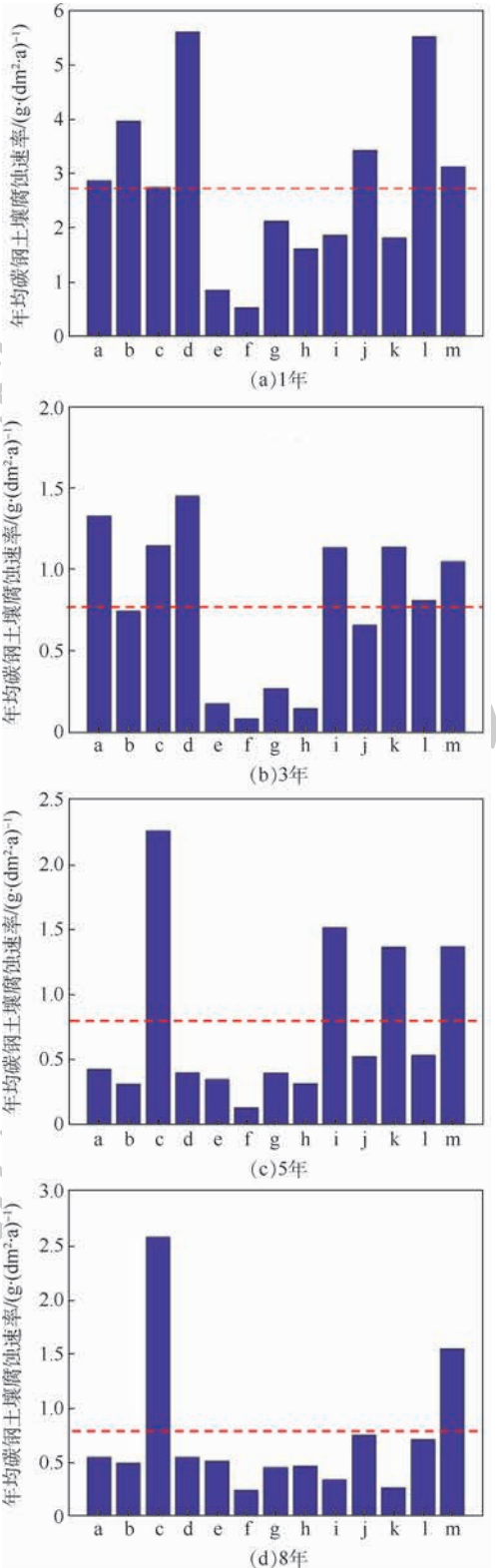


图7 京津冀年均碳钢土壤腐蚀速率对比

Fig. 7 Comparison of average annual corrosion rate of carbon steel soil in Beijing, Tianjin and Hebei

率小于京津冀地区整体, 远小于河北省。其中, 河北省1年年均碳钢土壤腐蚀速率为 $5.806 \text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。

图8为京津冀地区13个主要城市区域碳钢



a—北京市; b—保定市; c—沧州市; d—承德市; e—邯郸市; f—衡水市; g—廊坊市; h—秦皇岛市; i—石家庄市; j—唐山市; k—邢台市; l—张家口市; m—天津市。

图8 各主要城市年均碳钢土壤腐蚀速率对比

Fig. 8 Comparison of average annual corrosion rate of carbon steel soil in major cities

土壤腐蚀速率情况。其中,1年年均碳钢土壤腐蚀速率保定市、承德市、唐山市和张家口市远大于其他城市,承德市年均碳钢土壤腐蚀速率最大,为 $5.614\text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。多年年均碳钢土壤腐蚀速率表现出了与1年年均碳钢土壤腐蚀速率不同的规律,沧州市和天津市3、5和8年年均碳钢土壤腐蚀速率均较大,而邯郸市、衡水市、廊坊市和秦皇岛市均较小。3年年均腐蚀速率最大城市为承德市,5和8年年均碳钢土壤腐蚀速率均为沧州市。

碳钢土壤腐蚀速率影响因素包括埋藏时间、含水量、pH、含盐总量、土壤温度、全氮量、有机质、容重和总孔隙率。碳钢土壤腐蚀速率影响因素对碳钢的腐蚀影响程度存在着较大的区别。根据图7和图8中1、3、5和8年碳钢土壤腐蚀速率的相关分析,不难发现埋藏时间对年均碳钢土壤腐蚀显著性相关。根据861个点位的土壤环境数据和土壤腐蚀数据,各碳钢土壤腐蚀影响因素与年均碳钢土壤腐蚀速率相关性情况如表2所示。其中,土壤环境因素pH、含盐总量、土壤温度、全氮量和有机质与各埋藏时间年均碳钢土壤腐蚀速率表现出了显著的相关性。pH与各埋藏时间年均碳钢土壤腐蚀速率显著性负相关,即随着土壤pH的下降,碳钢土壤腐蚀行为更加显著。有机质和总含盐量与年均碳钢腐蚀速率相关性随着埋藏时间的增加相关性系数减少,即随着埋藏时间的增加,有机质和总含盐量对碳钢土壤腐蚀的影响依次降低。整体而言,随着埋藏时间的增加,各土壤环境因素与年均碳钢土壤腐蚀速率相关性基本呈现下降趋势,土壤环境因素对土壤腐蚀的影响降低。

表2 碳钢土壤腐蚀影响因素与年均碳钢土壤腐蚀速率相关性

Table 2 Correlation between factors affecting carbon steel soil corrosion and average annual corrosion rate of carbon steel soil

因素	埋藏时间/年			
	1	3	5	8
有机质	0.603	0.528	0.236	0.217
含水量	0.101	0.103	0.101	0.031
全氮量	0.637	0.466	0.129	0.158
土壤温度	0.533	0.198	0.203	0.135
容重	-0.009	-0.013	-0.017	-0.01
总孔隙率	0.131	0.011	0.216	0.267
含盐总量	0.714	0.440	0.312	0.130
pH	-0.369	-0.117	-0.414	-0.501

4 结论

本文主要通过结合BP神经网络和GIS实现

了对京津冀地区的碳钢土壤腐蚀速率的预测。完成了京津冀地区碳钢土壤腐蚀速率的空间和时间分布和变化分析。分别以区域级、省级和主要城市3个空间尺度完成了京津冀地区碳钢土壤腐蚀速率对比分析。并结合861点位的土壤环境和腐蚀数据,分析了各年年均碳钢土壤腐蚀速率和土壤环境因素的相关性。得到:

1) 基于碳钢土壤环境因素和腐蚀数据建立的3层BP神经网络模型,预测精度较高,相关系数 R_{A2} 达到0.87。

2) 京津冀地区1年均碳钢土壤腐蚀速率呈现西北高东南低的趋势,多年均碳钢土壤腐蚀速率整体上均匀分布。1、3、5和8年年均碳钢土壤腐蚀速率最大为分布为 6.159 、 2.322 、 2.614 和 $3.467\text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$ 。

3) 河北省年均碳钢土壤腐蚀速率大于北京市、天津市和京津冀地区整体,远小于河北省。

4) 以主要城市尺度,1年均碳钢土壤腐蚀速率承德市最大($5.614\text{ g}/(\text{dm}^2 \cdot \text{a})$),多年年均中沧州市和天津市碳钢土壤腐蚀速率远高于其他城市。

5) 碳钢腐蚀与土壤环境因素pH、含盐总量、土壤温度、全氮量和有机质显著性相关。

参考文献 (References)

- [1] 侯保荣,路东柱. 我国腐蚀成本及其防控策略[J]. 中国科学院院刊,2018,33(6):601-609.
HOU B R, LU D Z. Corrosion cost and preventive strategies in China[J]. Strategy & Policy Decision Research,2018,33(6):601-609 (in Chinese).
- [2] 潘雪新,姜海昌,付鸿,等. 区域性气候条件下低合金高强度耐候钢的初期腐蚀行为研究[J]. 腐蚀科学与防护技术,2017,29(4):356-362.
PAN X X, JIANG H C, FU H, et al. Investigation on initial-stage corrosion behavior of low-alloy high-strength weathering resistant steel in regional climates[J]. Corrosion Science and Protection Technology,2017,29(4):356-362 (in Chinese).
- [3] SORIANO C, ALFANTAZI A. Corrosion behavior of galvanized steel due to typical soil organics[J]. Construction & Building Materials,2016,102(2):904-912.
- [4] 曲良山,李晓刚,杜翠薇,等. 运用BP神经网络方法构建碳钢区域土壤腐蚀预测模型[J]. 北京科技大学学报,2009,31(12):1569-1575.
QU L S, LI X G, DU C W, et al. Corrosion rate prediction model of carbon steel in regional soil based on BP artificial neural network. [J] Journal of University of Science and Technology Beijing,2009,31(12):1569-1575 (in Chinese).
- [5] 李丽,李晓刚,邢士波,等. BP神经网络对国内典型地区碳钢土壤腐蚀的预测研究[J]. 腐蚀科学与防护技术,2013,25(5):372-376.

- LI L, LI X G, XING S B, et al. Research on soil corrosion rate prediction of carbon steel in typical Chinese cities based on BP artificial neural network [J]. Corrosion Science and Protection Technology, 2013, 25(5): 372-376 (in Chinese).
- [6] 郭阳阳. 基于神经网络的海南变电站土壤对 Q235 钢的腐蚀预测研究 [D]. 北京: 华北电力大学, 2016.
- GUO Y Y. Study on corrosion prediction of Q235 steel from soil in Hainan substation based on artificial neural network [D]. Beijing: North China Electric Power University, 2016 (in Chinese).
- [7] BRAGA G E, JUNQUEIRA R M R. Methodology for planning tower leg foundations corrosion maintenance of overhead transmission lines based on GIS [J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2016, 31(4): 1601-1608.
- [8] SHABARCHIN O, TESFAMARIAM S. Internal corrosion hazard assessment of oil & gas pipelines using Bayesian belief network model [J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2016, 40: 479-495.
- [9] KARACA F. Mapping the corrosion impact of air pollution on the historical peninsula of Istanbul [J]. Journal of Cultural Heritage, 2013, 14(2): 129-137.
- [10] NEOCLEOUS K, CHRISTOFE A, AGAPIOU A, et al. Digital mapping of corrosion risk in coastal urban areas using remote sensing and structural condition assessment: Case study in cyprus [J]. Open Geosciences, 2016, 8(1): 662-674.
- [11] 鲁娟娟, 陈红. BP 神经网络的研究进展 [J]. 控制工程, 2006, 13(5): 449-451.
- LU J J, CHEN H. Researching development on BP neural networks [J]. Control Engineering of China, 2006, 13(5): 449-451 (in Chinese).
- [12] 许宏良, 殷苏民. 基于改进 BP 神经网络优化的管道腐蚀速率预测模型研究 [J]. 表面技术, 2018, 47(2): 177-181.
- XU H L, YIN S M. Prediction model of pipeline corrosion rate based on improved BP neural network [J]. Surface Technology, 2018, 47(2): 177-181 (in Chinese).
- [13] 李可, 王全鑫, 宋世民, 等. 基于改进人工神经网络的航天器电信号分类方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(3): 596-601.
- LI K, WANG Q X, SONG S M, et al. Spacecraft electrical signal classification method based on improved artificial neural network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(3): 596-601 (in Chinese).
- [14] 孙文彬, 刘希亮, 王洪斌, 等. 基于 MIV 的抛掷爆破影响因素权重分析 [J]. 中国矿业大学学报, 2012, 41(6): 993-998.
- SUN W B, LIU X L, WANG H B, et al. Weight analysis of cast blasting effective factors based on MIV method [J]. Journal of China University of Mining & Technology, 2012, 41(6): 993-998 (in Chinese).
- [15] 杨斌, 李敬洋, 文磊. 基于 MIV 的碳钢大气腐蚀速率影响因素权重分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1620-1628.
- YANG B, LI J Y, WEN L. Impact factor weight analysis of atmospheric corrosion rate of carbon steel based on MIV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1620-1628 (in Chinese).
- [16] 聂铭, 周冀衡, 杨荣生, 等. 基于 MIV-SVM 的烤烟评吸质量预测模型 [J]. 中国烟草学报, 2014, 20(6): 56-62.
- NIE M, ZHOU J H, YANG R S, et al. MIV-SVM-based prediction model for smoking quality of flue-cured tobacco [J]. Acta Tabacaria Sinica, 2014, 20(6): 56-62 (in Chinese).
- [17] REDDY R L, APOORVA B, SNIGDHA S, et al. GIS applications in land use and land development of a city [J]. International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, 2013, 3(5): 303-308.
- [18] ACHARYA S S, PANIGRAHI M K. Evaluation of factors controlling the distribution of organic matter and phosphorus in the Eastern Arabian shelf: A geostatistical reappraisal [J]. Continental Shelf Research, 2016, 126: 79-88.
- [19] GUPTA A, KAMBLE T, MACHIWAL D. Comparison of ordinary and Bayesian Kriging techniques in depicting rainfall variability in arid and semi-arid regions of north-west India [J]. Environmental Earth Sciences, 2017, 76(15): 512.
- [20] SAĞIR Ç, KURTULUŞ B. Hydraulic head and groundwater 111cd content interpolations using empirical Bayesian Kriging (EBK) and geo-adaptive neuro-fuzzy inference system (geonfuzzy) [J]. Water SA, 2017, 43(3): 509-519.

作者简介:

李敬洋 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 材料服役安全、增材制造、空间制造等。

Beijing-Tianjin-Hebei carbon steel soil corrosion rate map based on BP-GIS

LI Jingyang^{1,2,*}, WANG Zhen¹, CHEN Yi¹, QI Junfeng¹, YANG Bin²

(1. Beijing Spacecrafts Manufacturing Co., Ltd., Beijing 100094, China;

2. National Center for Materials Service Safety, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: In view of the corrosion of carbon steel soil in Beijing-Tianjin-Hebei region, the prediction model for corrosion and pore corrosion in soil were developed using Back Propagation (BP) neural network. The main influencing factors were used as input parameters. According to the values of main soil corrosion influencing factors, the carbon steel soil corrosion rate was predicted. Average annual carbon steel soil corrosion rate in China was mapped based on Geographic Information System (GIS). The research shows that the average annual corrosion rate of carbon steel in Beijing-Tianjin-Hebei region is higher in the northwest and lower in the southeast in one year, and the average annual corrosion rate is basically uniformly distributed in many years. The carbon steel soil corrosion caused by pH value, total salt content, soil temperature, total nitrogen content and organic matter is more significant. The maximum average annual corrosion rate of carbon steel in 1, 3, 5 and 8 years is 6.159, 2.322, 2.614 and 3.467 g/(dm² · a).

Keywords: carbon steel; Back Propagation (BP) neural network; Geographic Information System (GIS); Beijing-Tianjin-Hebei; soil corrosion map

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0418

基于扩张状态观测器的泵控电液伺服系统滑模控制



郭新平¹, 汪成文^{1,2,*}, 刘华¹, 张震阳¹, 吉鑫浩¹, 赵斌¹

(1. 太原理工大学 机械与运载工程学院, 太原 030024; 2. 浙江大学 流体动力与机电系统国家重点实验室, 杭州 310058)

摘 要: 以泵控电液伺服系统为研究对象, 提出了一种基于扩张状态观测器的滑模位置跟踪控制策略。首先, 利用奇异扰动理论对泵控电液伺服系统的数学模型进行降阶处理, 得到降阶泵控电液位置伺服系统数学模型。其次, 针对泵控电液伺服系统工况的复杂性及外负载干扰问题, 设计了扩张状态观测器对系统干扰在线观测, 同时该观测器还可以对活塞杆的位置和速度信号进行估计。然后, 利用观测到的干扰信号及速度信号, 基于滑模控制理论设计了滑模变结构控制算法, 对所提出的控制策略的稳定性进行了理论分析。最后, 利用 MATLAB/Simulink 和 AMESim 仿真平台, 搭建了泵控电液伺服系统的联合仿真模型, 对算法的可行性及有效性进行了仿真实验。仿真结果表明, 所设计的扩张状态观测器能对干扰进行精确估计, 基于扩张状态观测器的滑模控制策略的位置跟踪性能显著优于 PID 控制器和传统滑模控制器, 且对外部干扰力具有较强的鲁棒性, 提高了泵控电液伺服系统的控制性能。

关键词: 泵控缸; 降阶模型; 扩张状态观测器; 滑模控制; 奇异扰动理论

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1159-10

电液伺服系统因具有高功率密度、动态响应速度快等优点, 在工业领域有着广泛的应用^[1-2]。电液伺服系统大体上可以分为 2 类: 阀控系统和泵控系统。阀控系统具有动态性能好、动态刚度高等特点, 但是存在能量效率低、体积庞大、发热严重等问题^[3-4]。与阀控系统相比, 泵控系统的最大特点在于可以通过对泵转速的调节, 按需为作动器提供负载流量, 基本消除了传统阀控系统的节流损耗, 因此泵控系统具有较高的能量效率^[5-6]。此外, 泵控系统还具有占用空间小、系统集成度高等优点。然而由于泵控系统的控制容腔体积大、电机惯量大等原因, 导致其动态响应性能较差、伺服精度较低, 这限制了其在高端伺服领域

的应用。

针对泵控系统的特点及其存在的问题, 相关学者开展了泵控系统的高性能伺服控制策略研究工作。文献[7]以泵控电动静液作动器(EHA)为研究对象设计了一种自适应反步控制方案, 核心成果是将一种改进的反步控制算法与自适应律相结合, 以补偿 EHA 系统中的非线性和不确定性。文献[8]采用迭代反步控制策略来提升泵控系统的位置跟踪性能, 先为 EHA 系统设计了反步控制器, 再利用迭代学习机制来形成反步控制所需要的虚拟控制信号。文献[9]设计了一种积分滑模控制器, 采用鲁棒 H_∞ 控制和极点配置等技术, 得到最优反馈增益, 仿真结果表明, 该控制方法对有

收稿日期: 2019-07-29; 录用日期: 2019-09-12; 网络出版时间: 2019-09-29 15:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190929.1449.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51505316, 51605322); 流体动力与机电系统国家重点实验室开放基金(GZKF-201720)

*通信作者. E-mail: cwwang@yeah.net

引用格式: 郭新平, 汪成文, 刘华, 等. 基于扩张状态观测器的泵控电液伺服系统滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1159-1168. GUO X P, WANG C W, LIU H, et al. Extended-state-observer based sliding mode control for pump-controlled electro-hydraulic servo system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1159-1168 (in Chinese).

界的不确定性具有较强的鲁棒性。然而,以上控制算法的共同点是系统状态方程组的阶数较高,控制器结构复杂,在实际应用中存在控制器参数调整比较困难等问题。奇异扰动理论在控制领域有广泛应用^[10-11],但这一理论在液压领域的应用还比较少见,早期有学者使用奇异扰动理论简化了滑阀的动态^[12],最近有学者利用这一理论简化了变排量泵控系统的控制器设计^[13-14],目前还极少见到该理论在变转速泵控系统中的应用文献。

为了设计一种控制算法结构相对简单,且性能良好、易于工程实际应用的控制器,本文先建立了变转速泵控系统的三阶状态空间数学模型,利用奇异扰动理论对系统的三阶数学模型进行降阶处理,再基于降阶后的数学模型设计了基于扩张

状态观测器的滑模控制器,并给出了系统的稳定性证明,最后进行了联合仿真,通过与PID控制和传统滑模控制的对比验证了所提控制策略的优越性。

1 泵控电液伺服系统数学模型

1.1 系统描述

泵控电液伺服系统的原理如图1所示。系统主要由伺服电机、双向定量泵、液控单向阀、溢流阀、液压缸、惯性负载等组成。由原理图可知,系统的工作原理为通过改变双向定量泵的转速和转向,产生一定的流量和压力,直接推动液压缸运动。本文的目的就是设计一种控制策略来提升泵控电液伺服系统的位置跟踪性能,拓展其应用范围。

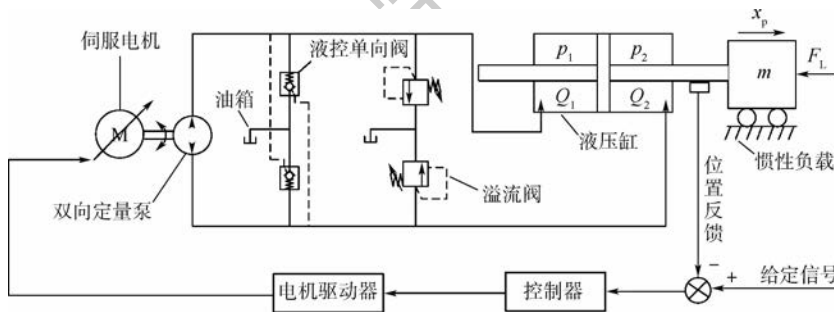


图1 泵控电液伺服系统原理

Fig.1 Principle diagram of pump-controlled electro-hydraulic servo system

1.2 基本方程

在建立系统的数学模型时,基于以下假设:液压缸只有内泄漏,无外泄漏;液压缸负载为惯性负载,没有弹性负载。

双向定量泵的流量方程为

$$Q_L = D_p w \quad (1)$$

式中: D_p 为双向定量泵的排量, m^3/rad ; w 为双向定量泵的转动角速度, rad/s 。

液压缸的流量连续性方程为

$$Q_1 = A_p \dot{x}_p + C_i(p_1 - p_2) + V_1 \dot{p}_1 / \beta_e \quad (2)$$

$$Q_2 = A_p \dot{x}_p + C_i(p_1 - p_2) - V_2 \dot{p}_2 / \beta_e \quad (3)$$

式中: Q_1 和 Q_2 分别为液压缸两腔的流量, m^3/s ; A_p 为液压缸活塞的有效面积, m^2 ; x_p 为活塞位移, m ; C_i 为液压缸内泄漏系数, $(m^3/\text{s})/\text{Pa}$; p_1 和 p_2 分别为液压缸两腔的压力, Pa ; V_1 和 V_2 分别为液压缸两腔的容积, m^3 ; β_e 为体积弹性模量, Pa 。

定义负载压力为 $p_L = p_1 - p_2$,且负载流量定义为 $Q_L = (Q_1 + Q_2)/2$,则合并式(2)与式(3)得到

$$Q_L = A_p \dot{x}_p + C_i p_L + \frac{V_1}{4\beta_e} \dot{p}_L \quad (4)$$

式中: V_1 为液压缸两腔的总体积, m^3 。

液压缸的输出力与负载的平衡方程为

$$M \ddot{x}_p = A_p p_L - B_c \dot{x}_p - f_d \quad (5)$$

式中: M 为活塞及负载折算到活塞上的总质量, kg ; B_c 为活塞及负载的黏性阻尼系数, $\text{N}/(\text{m}/\text{s})$; f_d 为难以准确建模的项,包括外部干扰力、未建模摩擦力等。

定义状态变量 $\mathbf{x}_0 = [x_1, x_2, x_3]^T = [x_p, \dot{x}_p, p_L]^T$,则由式(1)~式(5)可得系统的状态空间方程组为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{B_c}{M}x_2 + \frac{A_p}{M}x_3 - \frac{f_d}{M} \\ \dot{x}_3 = -\frac{4\beta_e A_p}{V_1}x_2 - \frac{4\beta_e C_i}{V_1}x_3 + \frac{4\beta_e D_p}{V_1}w \end{cases} \quad (6)$$

2 基于奇异扰动理论的模型降阶

未建模摩擦力和外部干扰力 f_d 对系统控制性能的影响是不容忽视的,但从式(6)可知,以 x_p 、 \dot{x}_p 和 p_L 为状态变量,所建立的状态方程控制输入 w 和干扰 f_d 不在同一个微分方程中,无法通过控制输入来补偿干扰,此时系统的干扰为非匹配

干扰,不利于控制器的设计。

对绝大多数实际系统来说, $V_i \ll \beta_e$, 定义扰动参数为 $\varepsilon = V_i / (4\beta_e)$, 因此 ε 是一个非常小的值。综合式(1)~式(5), 系统的动态方程可以写为如下标准奇异扰动模型:

$$\ddot{x}_p = \frac{A_p p_L}{M} - \frac{B_c \dot{x}_p}{M} - \frac{f_d}{M} \quad (7a)$$

$$\varepsilon \dot{p}_L = D_p w - A_p \dot{x}_p - C_i p_L \quad (7b)$$

在式(7)中, 将系统模型分解为具有二时间尺度特性的降阶模型(7a)和边界层模型(7b)^[15]。

令 $\varepsilon = 0$, 微分方程(7b)退化为代数方程:

$$0 = D_p w - A_p \dot{x}_p - C_i p_L \quad (8)$$

由方程(8)可得 p_L 的准稳态值 \bar{p}_L 为

$$\bar{p}_L = h(t, x) = (D_p w - A_p \dot{x}_p) / C_i \quad (9)$$

为了便于分析, 做变量代换:

$$y = p_L - h(t, x) \quad (10)$$

定义新的时间变量 $\tau = t / \varepsilon$, 则有

$$\frac{dy}{d\tau} = \varepsilon \frac{dy}{dt} = \varepsilon \dot{p}_L - \dot{h} \quad (11)$$

结合式(7b)、式(9)和式(10)可得

$$\begin{aligned} \frac{dy}{d\tau} &= D_p w - A_p \dot{x}_p - C_i (y + h) = \\ &D_p w - A_p \dot{x}_p - C_i [y + (D_p w - \\ &A_p \dot{x}_p) / C_i] = -C_i y \end{aligned} \quad (12)$$

式中: C_i 为液压缸的内泄漏系数, 其为一正值。由此可知, 边界层模型(7b)是指数稳定的。另外, 方程(12)意味着用代数方程(8)替代微分方程(7b)来实现模型的降阶是合理的。根据 Tikhonov 定理^[15], 给定任意的 $t_b > 0$, 存在 ε^* , 使得对于 $t > t_b$, 只要 $\varepsilon < \varepsilon^*$, 则有 $p_L - h(t, x) = O(\varepsilon)$ 一致成立。

于是, 系统(7)的降阶模型为

$$\ddot{x}_p = \frac{A_p \bar{p}_L}{M} - \frac{B_c \dot{x}_p}{M} - \frac{f_d}{M} \quad (13)$$

定义状态变量 $\mathbf{x} = [x_1, x_2]^T = [x_p, \dot{x}_p]^T$, 则

式(13)可写成如下状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -b_1 x_2 + b_2 w + d \end{cases} \quad (14)$$

式中: $b_1 = (A_p C_i^{-1} + B_c) / M$; $b_2 = A_p D_p / (C_i M)$; $d = f_d / M$ 。

由式(14)可知, 基于奇异扰动理论降阶后的模型中控制输入 w 和干扰 d 是匹配的。给定一个期望轨迹 x_{1d} , 本文的目标是通过设计合适的控制律 w , 来控制输出位置 x_1 尽可能地跟踪 x_{1d} 。

3 扩张状态观测器及滑模控制器设计

针对降阶后的数学模型, 因其具有很强的参

数不确定性, 同时系统常伴有外部干扰力, 为此本文设计了一种扩张状态观测器去估计系统的扰动并对其进行补偿。

3.1 扩张状态观测器的设计

令 M_n, B_{cn}, C_{in} 分别为 M, B_c, C_i 的名义值, 定义 $b_{1n} = (A_p^2 C_{in}^{-1} + B_{cn}) / M_n$, $b_{2n} = A_p D_p / (C_{in} M_n)$, $d_n = f_d / M_n$ 。令 $\tilde{*}$ 为参数名义值和实际值之差, 即 $\tilde{*} = * - *$, 则式(14)可重写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -b_{1n} x_2 + b_{2n} w + \delta \end{cases} \quad (15)$$

式中: $\delta = \tilde{b}_1 x_2 - \tilde{b}_2 w + d$ 为系统的总扰动。

为了对总扰动 δ 进行估计, 定义 $x_3 = \delta$ 作为系统的一个扩张状态变量, 并假设 δ 是可微的, 则扩张后的系统变为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -b_{1n} x_2 + x_3 + b_{2n} w \\ \dot{x}_3 = \gamma(x, t) \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\gamma(x, t)$ 为 δ 的变化速率。

定义 $\mathbf{x}_1 = [x_1, x_2, x_3]^T$, 令 $\hat{\mathbf{x}}_1 = [\hat{x}_1, \hat{x}_2, \hat{x}_3]^T$ 作为 \mathbf{x}_1 的估计向量, 扩张状态观测器设计为

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 - \omega_0 (\hat{x}_1 - x_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 = -b_{1n} \hat{x}_2 + \hat{x}_3 + b_{2n} w - \omega_0^2 (\hat{x}_1 - x_1) \\ \dot{\hat{x}}_3 = -\omega_0^3 (\hat{x}_1 - x_1) \end{cases} \quad (17)$$

式中: ω_0 为扩张状态观测器的带宽参数。

定义 $\tilde{\mathbf{x}}_1 = \hat{\mathbf{x}}_1 - \mathbf{x}_1$, $\mathbf{e} = \mathbf{A} \tilde{\mathbf{x}}_1$, 则通过式(16)和式(17)可得扩张状态观测器的估计误差动态为

$$\dot{\mathbf{e}} = \omega_0 \mathbf{A} \mathbf{e} - \mathbf{B} \gamma(x, t) / \omega_0^2 \quad (18)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_0^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & \omega_0^{-2} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 \\ -1 & -b_{1n} / \omega_0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

假设 $\gamma(x, t)$ 是有界的, 即存在这样的正整数 γ_{\max} 使得 $|\gamma(x, t)| \leq \gamma_{\max}$ 成立。那么有如下推论成立: 存在合适的 $t_1 > 0$ 和 $\omega_0 > 0$, 在有限的时间 t_1 下, 使得对于 $\forall t \geq t_1$, $|\tilde{x}_i| \leq \sigma_i$ ($i = 1, 2, 3$) 成立。此外, 误差的界 $\sigma_i = O(\omega_0^{-m})$, m 为某些合适的正整数。

证明 微分方程(18)的解可表示为

$$e(t) = e(0)e^{\omega_0 At} - \int_0^t B \frac{\gamma}{\omega_0^2} e^{\omega_0 A(t-\tau)} d\tau \quad (19)$$

式中: $e(0) = [e_1(0), e_2(0), e_3(0)]^T$ 为初始估计误差向量。

因为有假设 $|\gamma(x, t)| \leq \gamma_{\max}$, 则

$$|e_i(t)| \leq |e_i(0)e^{\omega_0 At}| + \frac{\gamma_{\max}}{\omega_0^3} [|(A^{-1}B)|_i + |(A^{-1}e^{\omega_0 At}B)|_i] \quad (20)$$

$$\text{式中: } A^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & -1 \\ b_{1n}/\omega_0 & 1 & -(b_{1n} + \omega_0)/\omega_0 \end{bmatrix}, \text{ 且}$$

$$|(A^{-1}B)|_i \leq 1 + b_{1n}/\omega_0.$$

因为 A 为 Hurwitz (ω_0 为正数), 所以存在有限的时间 t_1 使得 $|(e^{\omega_0 At})_{i,j}| \leq \omega_0^{-1}$, 于是对于 $\forall t \geq t_1$, 有 $|(A^{-1}e^{\omega_0 At}B)|_i \leq (3\omega_0 + b_{1n})/\omega_0^2$ ($i, j=1, 2, 3$). 综上可得

$$|e_i(t)| \leq \frac{\sum |e_i(0)|}{\omega_0} + \frac{\gamma_{\max}}{\omega_0^3} \left(\frac{b_{1n} + \omega_0}{\omega_0} + \frac{3\omega_0 + b_{1n}}{\omega_0^2} \right) \quad (21)$$

因为 $\tilde{x}_i = \omega_0^{i-1} e_i$ ($i=1, 2, 3$), 则式(21)可变为

$$|\tilde{x}_i(t)| \leq \sigma_i = \left[\frac{\sum |x_i(0)|}{\omega_0} + \gamma_{\max} \left(\frac{1}{\omega_0^{4-i}} + \frac{3 + b_{1n}}{\omega_0^{5-i}} + \frac{b_{1n}}{\omega_0^{6-i}} \right) \right] \quad (22)$$

证毕

3.2 基于扩张状态观测器的滑模控制器设计

滑模控制方法因其相对简单, 且具有较好的鲁棒性, 在电液伺服系统中应用广泛^[16-19], 因此本文采用滑模控制结合扩张状态观测器的控制策略来提升系统的位置跟踪性能。

定义位置跟踪误差为 $e = x_1 - x_{1d}$, 设计滑模面为

$$s = ce + \dot{e} \quad (23)$$

式中: 参数 c 的选择应保证多项式 $\lambda + c$ 为 Hurwitz, 这需要多项式 $\lambda + c = 0$ 的特征值有负实部, 即 $c > 0$ 。

对 s 求导, 可得

$$\dot{s} = c\dot{e} + \ddot{e} = c\dot{e} + \dot{x}_2 - \ddot{x}_{1d} = c\dot{e} - b_{1n}x_2 + x_3 + b_{2n}w - \ddot{x}_{1d} \quad (24)$$

考虑到传感器成本及安装空间限制, 实际系统中一般仅配备直线位移传感器, 而扩张状态观测器可以对液压缸的速度信号进行估计, 解决了控制器设计中需要液压缸活塞的速度信息这一问题。

基于扩张状态观测器的滑模控制律设计为

$$w = \frac{1}{b_{2n}} (-c\hat{e} + b_{1n}\hat{x}_2 - \hat{x}_3 + \ddot{x}_{1d} - k_s\hat{s}) \quad (25)$$

式中: k_s 为正数; $\hat{e} = \hat{x}_2 - \dot{x}_{1d}$; $\hat{s} = c\hat{e} + \dot{\hat{e}}$, $\dot{\hat{e}} = \hat{x}_1 - x_{1d}$ 。

定义 Lyapunov 函数为 $V_s = \frac{1}{2}s^2$, 则

$$\begin{aligned} \dot{V}_s &= s\dot{s} = s(c\dot{e} - b_{1n}x_2 + x_3 + b_{2n}w - \ddot{x}_{1d}) = \\ &= s[c(\dot{x}_1 - \hat{x}_2) - b_{1n}(x_2 - \hat{x}_2) + x_3 - \hat{x}_3 - k_s\hat{s}] = \\ &= s(-c\tilde{x}_2 + b_{1n}\tilde{x}_2 - \tilde{x}_3 - k_s\hat{s}) = \\ &= -k_s s^2 + s[(b_{1n} - c)\tilde{x}_2 - \tilde{x}_3 - k_s\hat{s}] \end{aligned} \quad (26)$$

式中: $\tilde{x}_2 = \hat{x}_2 - x_2$; $\tilde{x}_3 = \hat{x}_3 - x_3$; $\tilde{s} = \hat{s} - s = c\tilde{x}_1 + \tilde{x}_2$ 。

可见, $(b_{1n} - c)\tilde{x}_2 - \tilde{x}_3 - k_s\tilde{s}$ 的大小取决于所设计扩张状态观测器各个状态的观测误差值, 取 $\Delta \geq |(b_{1n} - c)\tilde{x}_2 - \tilde{x}_3 - k_s\tilde{s}|$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{V}_s &\leq -k_s s^2 + \frac{1}{2}(s^2 + \Delta^2) = -\left(k_s - \frac{1}{2}\right)s^2 + \\ &= \frac{1}{2}\Delta^2 = -(2k_s - 1)V_s + \frac{1}{2}\Delta^2 \end{aligned} \quad (27)$$

令 $\alpha = 2k_s - 1$, $\beta = \frac{1}{2}\Delta^2$, 则不等式方程 $\dot{V}_s \leq$

$$\begin{aligned} &-(2k_s - 1)V_s + \frac{1}{2}\Delta^2 \text{ 的解可表示为} \\ V_s(t) &\leq e^{-\alpha t} V_s(0) + \beta \int_0^t e^{-\alpha(t-\tau)} d\tau = \\ &= e^{-\alpha t} V_s(0) + \frac{\beta}{\alpha} \int_0^t e^{-\alpha(t-\tau)} d(-\alpha(t-\tau)) = \\ &= e^{-\alpha t} V_s(0) + \frac{\beta}{\alpha} (1 - e^{-\alpha t}) \end{aligned} \quad (28)$$

若取 $k_s > \frac{1}{2}$, 则可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V_s(t) = \frac{\beta}{\alpha} \quad (29)$$

通过构造 Lyapunov 函数对闭环系统的稳定性进行了分析, 保证了系统的收敛性, 收敛速度取决于控制增益 k_s 和观测器参数 ω_0 。由式(25)可知, 控制信号由等效滑模控制项、鲁棒项、干扰补偿项 3 部分组成。其中, 干扰补偿项的作用是抑制系统参数不确定及外部干扰力的影响, 等效滑模控制项为无扰动情况下使系统状态位于滑模面上的控制作用, 鲁棒项可保证系统的状态不离开滑模面。通过 3 部分控制作用的组合, 可实现泵控电液伺服系统良好的位置跟踪性能。

4 联合仿真

利用 MATLAB/Simulink 和 AMESim 仿真平台, 搭建了泵控电液伺服系统的联合仿真模型。其中液压系统模型在 AMESim 中搭建, 基于扩张

状态观测器的滑模控制器模型在 MATLAB/Simulink 中建立。该联合仿真模型综合考虑了液压系统泄漏、静摩擦、库伦摩擦、黏性摩擦、伺服电机惯量、伺服电机与双向定量泵的连接刚度、外部干扰力等因素。联合仿真模型如图 2 所示,仿真参数如表 1 所示。

为了验证本文所提控制策略的优越性,将基于扩张状态观测器的滑模控制器和 PID 控制器及传统滑模控制器 3 种控制方案进行对比分析。通过对多组仿真结果进行比较,选取 3 种控制器中各自控制效果都较好的参数。其中,基于扩张状态观测器的滑模控制器(所设计控制器)的参数

取值为 $\omega_0 = 500, c = 800, k_s = 500$; PID 控制器的参数取值为 $P = 5000, I = 10, D = 0$;为了使对比数据公平有效,传统滑模控制器参数选取与基于扩张状态观测器的滑模控制器保持一致,即取为 $c = 800, k_s = 500$ 。

为了能够对系统性能进行定量描述,从实用的角度出发,定义了 3 个综合性能指标用于对系统性能的评估,分别为:跟踪误差绝对值的最大值 I_{APE} ,这一指标代表控制器的极限性能;跟踪误差平方的平均数 I_{MSE} ,这一指标代表控制器在整个工作周期的平均性能;控制输出平方的平均数 I_{MSC} ,这一指标代表控制器控制强度的大小。

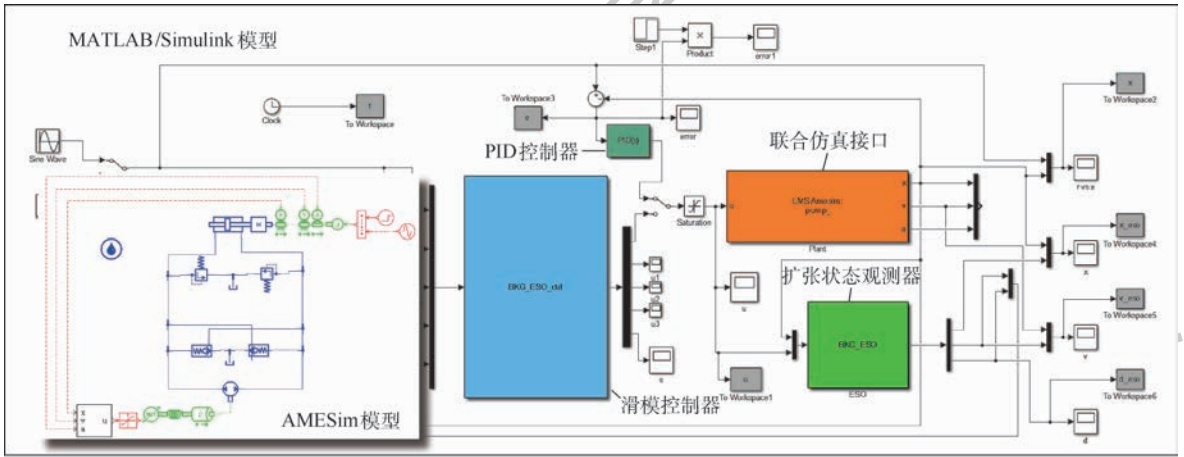


图 2 MATLAB/Simulink 和 AMESim 联合仿真模型

Fig. 2 MATLAB/Simulink and AMESim co-simulation model

表 1 泵控电液伺服系统仿真参数

Table 1 Simulation parameters of pump-controlled electro-hydraulic servo system

参数	数值
双向定量泵排量/($\text{mL} \cdot \text{r}^{-1}$)	13.3
液压缸活塞直径/mm	40
活塞杆直径/mm	28
负载质量/kg	55
伺服电机与双向定量泵连接刚度/($\text{N} \cdot \text{m} \cdot (\text{°})^{-1}$)	10000
液控单向阀开启压力/MPa	0.3
库伦摩擦力/N	30
液压缸黏性阻尼系数/($\text{N} \cdot (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})^{-1}$)	100
活塞行程/m	0.2
油液弹性模量/MPa	700
伺服电机转动惯量/($\text{kg} \cdot \text{cm}^2$)	50
溢流阀设定压力/MPa	15
液压缸泄漏系数/($\text{L} \cdot \text{min}^{-1} \cdot \text{MPa}^{-1}$)	0.3
液压缸静摩擦力/N	50

$$I_{MSC} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [w(i)]^2 \quad (32)$$

液压系统运行过程中常常伴有不同的外部干扰力,为了比较控制器在不同工况下的性能,分别从以下 4 种情况进行对比:无干扰情况下,跟踪频率为 0.1 Hz、幅值为 50 mm 的正弦位置信号,目的是测试所设计控制器跟踪低频位置指令的性能;3000 N 阶跃干扰力下,跟踪频率为 0.1 Hz、幅值为 50 mm 的正弦位置信号,目的是测试所设计控制器抵抗突发性阶跃干扰的能力;参数大范围变化、强扰动作用条件下,跟踪频率为 0.1 Hz、幅值为 50 mm 的正弦位置信号,目的是测试所设计控制器抵抗参数摄动及外界强干扰力的能力;2 Hz、1000 N 余弦干扰力下,跟踪频率为 0.5 Hz、幅值为 10 mm 的正弦位置信号,目的是测试所设计控制器跟踪高频位置指令及抵抗余弦干扰的能力。4 种情况下不同控制方法的性能对比分析如下:

1) 无干扰情况下,跟踪频率为 0.1 Hz、幅值为 50 mm 的正弦位置信号。由图 3(a)及表 2 中的 I_{APE} 指标可以看出,PID 控制器的最大跟踪误差

$$I_{APE} = \max_{i=1, \dots, N} |e(i)| \quad (30)$$

$$I_{MSE} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [e(i)]^2 \quad (31)$$

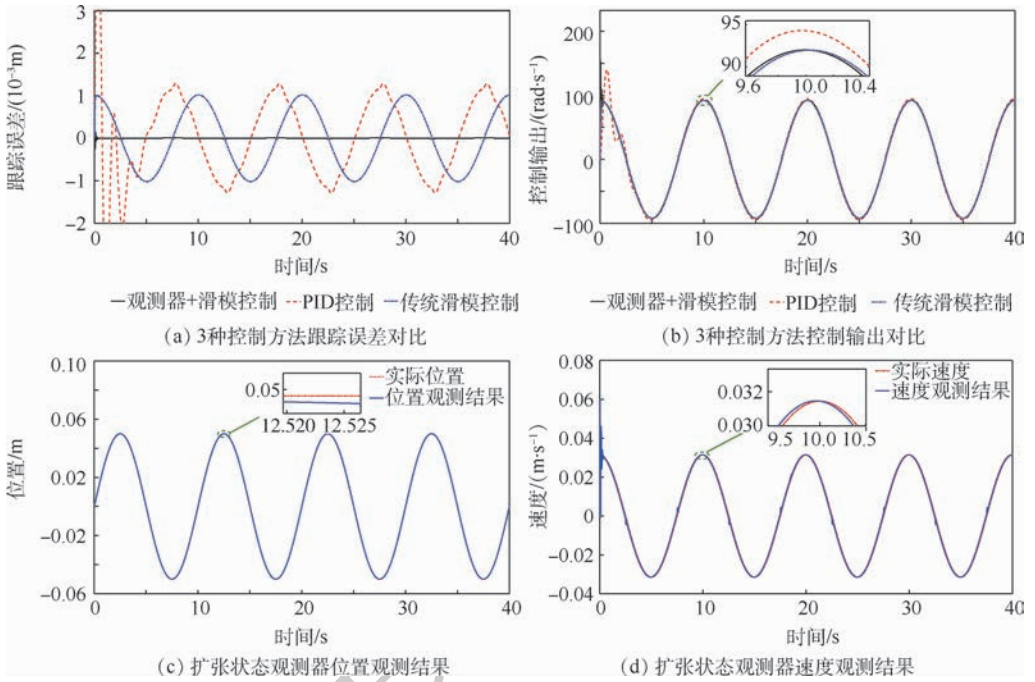


图3 无干扰情况下跟踪0.1 Hz、50 mm正弦位置指令

Fig. 3 Tracking 0.1 Hz, 50 mm sinusoidal position command without disturbance

表2 无干扰情况下跟踪0.1 Hz、50 mm正弦位置指令综合性能指标对比

Table 2 Comparison of comprehensive performance indexes of tracking 0.1 Hz, 50 mm sinusoidal position command without disturbance

控制方法	I_{APE}/m	I_{MSE}/m^2	$I_{MSC}/(rad \cdot s^{-1})^2$
PID控制	1.30×10^{-3}	1.16×10^{-6}	4.52×10^3
传统滑模控制	1.00×10^{-3}	5.19×10^{-7}	4.25×10^3
观测器+滑模控制	1.84×10^{-5}	1.64×10^{-10}	4.26×10^3

为 1.30×10^{-3} m,传统滑模控制器的最大跟踪误差为 1.00×10^{-3} m,基于扩张状态观测器的滑模控制器的最大跟踪误差为 1.84×10^{-5} m,相比于PID控制器所设计控制器的最大跟踪误差减小了98.6%,相比于传统滑模控制器所设计控制器的最大跟踪误差减小了98.2%;且所设计控制器的 I_{MSE} 指标也明显小于PID控制器和传统滑模控制器,这可以说明所设计控制器在整个工作周期的平均性能优于其他2种控制器;此外,由图3(b)及表2中的 I_{MSC} 指标可以看出,所设计控制器的控制输出小于PID控制器的输出,这说明与PID控制器进行跟踪误差的比较是公平有效的;由于所设计控制器中加入了干扰补偿,导致其控制输出略大于传统滑模控制器,但这一牺牲换来跟踪误差的显著减小是值得的。由图3(c)、(d)可得,所设计扩张状态观测器能实现对液压缸运动位置和速度的精确估计。

2) 3000 N阶跃干扰力下,跟踪频率为0.1 Hz、

幅值为50 mm的正弦位置信号。为了进一步测试所提控制策略的鲁棒性,以0.1 Hz、50 mm正弦位置指令为例,在仿真进行到20 s时突然加入3000 N的阶跃干扰力,从图4(a)及表3可以看出,PID控制器在系统突然受到较大外部干扰力时,跟踪误差突然变得很大,最大误差为 6.50×10^{-3} m,液压缸的位置出现较大的振荡,跟踪误差经过4.5 s才恢复到加入干扰前的水平,鲁棒性较

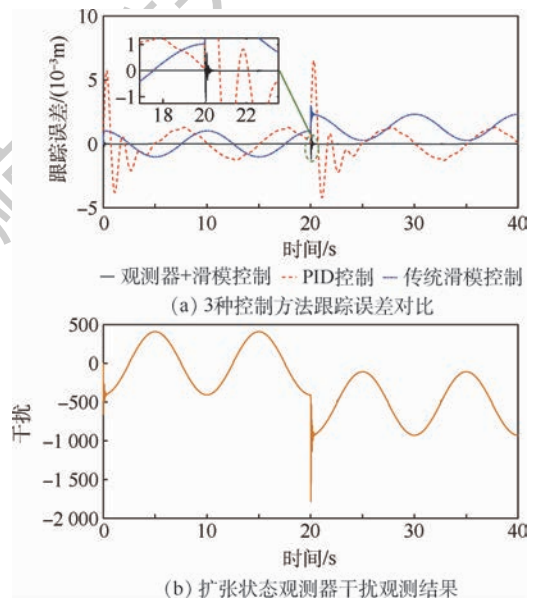


图4 3000 N阶跃干扰力下跟踪0.1 Hz、50 mm正弦位置指令

Fig. 4 Tracking 0.1 Hz, 50 mm sinusoidal position command under 3000 N step disturbing force

表 3 3000 N 阶跃干扰力下跟踪 0.1 Hz、50 mm 正弦位置指令综合性能指标对比

Table 3 Comparison of comprehensive performance indexes of tracking 0.1 Hz, 50 mm sinusoidal position command under 3000 N step disturbing force

控制方法	I_{APE}/m	I_{MSE}/m^2	$I_{MSC}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})^2$
PID 控制	6.50×10^{-3}	1.76×10^{-6}	1.02×10^4
传统滑模控制	3.00×10^{-3}	1.36×10^{-6}	9.80×10^3
观测器 + 滑模控制	1.90×10^{-3}	1.72×10^{-9}	9.88×10^3

差;相反,基于扩张状态观测器的滑模控制器在受到干扰时,跟踪误差也是先变大,但最大误差仅为 $1.90 \times 10^{-3} \text{ m}$,随后经过 0.6 s 误差很快恢复到加入干扰前的水平,取得了较为理想的控制效果;而传统滑模控制器由于没有干扰补偿项,在面对较大的外部干扰力时,跟踪误差曲线整体上移。以上比较结果说明,所提控制策略具有较强的鲁棒性,这得益于所设计扩张状态观测器对干扰的精确观测与控制器对干扰的准确补偿,图 4(b) 显示了扩张状态观测器对干扰的观测结果。

3) 参数大范围变化、强扰动作用条件下,跟踪频率为 0.1 Hz、幅值为 50 mm 的正弦位置信号。为了验证参数大范围变化、强扰动作用条件下的系统性能,在 AMESim 中把负载质量 M 由原来的 55 kg 变为 165 kg (变大 200%),黏性阻尼系数 B_v 由原来的 100 N/(m/s) 变为 1000 N/(m/s) (变大 900%),液压缸的内泄漏系数 C_i 由原来的 0.3 L/min/MPa 变为 0.9 L/min/MPa (变大 200%);在参数大范围变化的同时加入 0.1 Hz 频率、2000 N 的正弦干扰力(仿真开始时加入)和 5000 N 的阶跃干扰力(仿真进行到 20 s 时加入);而控制器参数保持不变,仿真结果如图 5 和表 4 所示。

由图 5(a) 及表 4 中的 I_{APE} 指标可以看出,PID 控制器的最大跟踪误差为 $4.19 \times 10^{-2} \text{ m}$,传统滑模控制器的最大跟踪误差为 $9.30 \times 10^{-3} \text{ m}$,基于扩张状态观测器的滑模控制器的最大跟踪误差仅为 $4.80 \times 10^{-3} \text{ m}$,相比于 PID 控制器所设计控制器的最大跟踪误差减小了 88.5%,相比于传统滑模控制器所设计控制器的最大跟踪误差减小了 48.4%;而且在仿真进行到 20 s 时,在原有的正弦干扰力的基础上再加入 5000 N 的阶跃干扰力,在刚加入外部干扰力时,PID 控制器出现很大的跟踪误差,导致液压缸的位置出现很大的振荡,且跟踪误差经过 5.1 s 才恢复到加入干扰前的水平;而基于扩张状态观测器的滑模控制器在受到强干扰力时,虽然误差也变大,但因为有扩张状态观测器的存在,对干扰进行了在线估计(见图 5(b))和

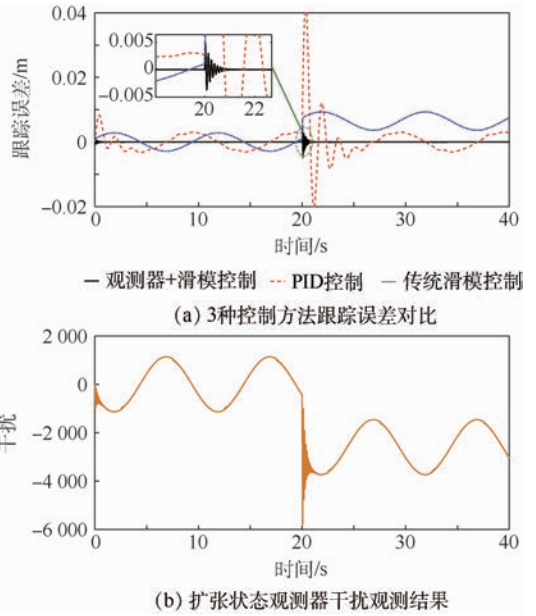


图 5 参数大范围变化、强扰动作用条件下跟踪 0.1 Hz、50 mm 正弦位置指令

Fig. 5 Tracking 0.1 Hz, 50 mm sinusoidal position command under the condition of large range variation of parameter and strong disturbance action

表 4 参数大范围变化、强扰动作用条件下跟踪 0.1 Hz、50 mm 正弦位置指令综合性能指标对比

Table 4 Comparison of comprehensive performance indexes of tracking 0.1 Hz, 50 mm sinusoidal position command under the condition of large range variation of parameter and strong disturbance action

控制方法	I_{APE}/m	I_{MSE}/m^2	$I_{MSC}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})^2$
PID 控制	4.19×10^{-2}	2.88×10^{-5}	2.31×10^5
传统滑模控制	9.30×10^{-3}	2.50×10^{-5}	1.65×10^5
观测器 + 滑模控制	4.80×10^{-3}	4.32×10^{-8}	1.66×10^5

补偿,使得跟踪误差仅经过 1.2 s 便恢复到加入干扰前的水平,取得了较为理想的控制效果,这一结果说明与 PID 控制器相比所设计控制器可以抵抗强扰动;同时,在参数大范围变化的情况下,所设计控制器的 I_{MSE} 指标也明显小于 PID 控制器和传统滑模控制器,证明所设计控制器在整个工作周期的平均性能优于其他 2 种控制器,同时说明所设计控制器相对于其他 2 种控制器在参数大范围变化的情况下仍然可以保持较高的位置跟踪性能;此外,由表 4 中的 I_{MSC} 指标可以看出,所设计控制器的控制输出小于 PID 控制器的输出,说明跟踪误差的比较是公平有效的。综上可得,所设计控制器相比于其他 2 种控制器,对系统参数的大范围变化及强扰动作用显示出了较强的鲁棒性。

4) 2 Hz、1000 N 余弦干扰力下,跟踪频率为

0.5 Hz、幅值为 10 mm 的正弦位置信号。由图 6(a)及表 5 可得,在 1 000 N 余弦干扰力下,PID 控制器的最大跟踪误差为 1.18×10^{-2} m,传统滑模控制器的最大跟踪误差为 1.40×10^{-3} m,基于扩张状态观测器的滑模控制器的最大跟踪误差为 7.55×10^{-5} m,相比于 PID 控制器所设计控制器的最大跟踪误差减小了 99.4%,相比于传统滑模控制器所设计控制器的最大跟踪误差减小了 94.6%;由图 6(b)及表 5 可得,所设计控制器

的控制输出明显小于 PID 控制器的输出;由图 6(c)可知,扩张状态观测器对余弦干扰显示较好的观测效果。通过对余弦干扰力下的 3 种控制方法位置跟踪性能的对比分析,所设计控制器的鲁棒性进一步得以证明。

5 结论

本文以泵控电液伺服系统为研究对象,综合考虑了参数不确定性和外部干扰力对系统的影响,将基于扩张状态观测器的滑模控制算法应用于泵控电液伺服系统中,提高了该系统的位置跟踪性能。

1) 基于奇异扰动理论对泵控电液伺服系统的数学模型进行合理降阶,简化了控制器的设计。

2) 基于扩张状态观测器所估计的状态,设计了降阶系统的滑模控制器,并证明了系统的稳定性。

3) 联合仿真结果表明,与 PID 控制器和传统滑模控制器相比,所设计控制器不仅能使系统的位置跟踪误差明显减小,而且对系统的参数变化和系统运行过程中受到的外部干扰力具有更强的鲁棒性,取得了良好的控制效果。

该控制方法可进一步提升泵控电液伺服系统的应用场景,具有重要的理论和实际意义。

参考文献 (References)

[1] 付永领,韩旭,杨荣荣,等. 电动静液作动器设计方法综述 [J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(10):1939-1952.
FU Y L, HAN X, YANG R R, et al. Review on design method of electro-hydrostatic actuator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (10) : 1939-1952 (in Chinese).

[2] 汪成文,高耀星,焦宗夏,等. 阀控电液位置伺服系统非线性鲁棒控制方法 [J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(12):1736-1740.
WANG C W, SHANG Y X, JIAO Z X, et al. Nonlinear robust control of valve controlled electro-hydraulic position servo system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40 (12) : 1736-1740 (in Chinese).

[3] HABIBI S, GOLDENBERG A. Design of a new high-performance electrohydraulic actuator [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2000, 5 (2) : 158-164.

[4] 权龙. 泵控缸电液技术研究现状、存在问题及创新解决方案 [J]. 机械工程学报,2008,44(11):87-92.
QUAN L. Current state, problems and the innovative solution of electro-hydraulic technology of pump controlled cylinder [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44 (11) : 87-92 (in Chinese).

[5] SHEN W, PANG Y, JIANG J H. Robust controller design of the

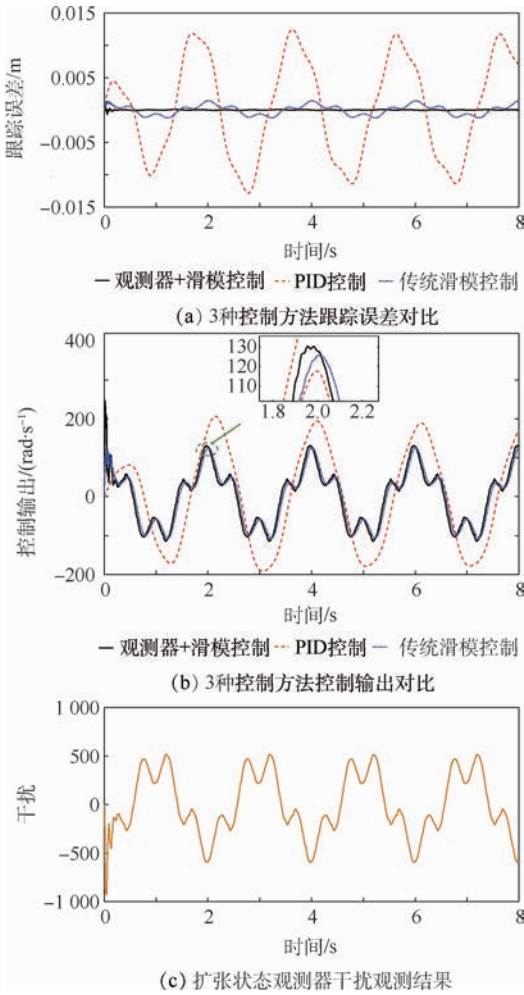


图 6 2 Hz、1 000 N 余弦干扰力下跟踪 0.5 Hz、10 mm 正弦位置指令

Fig. 6 Tracking 0.5 Hz, 10 mm sinusoidal position command under 2 Hz, 1 000 N cosine disturbing force

表 5 2 Hz、1 000 N 余弦干扰力下跟踪 0.5 Hz、10 mm 正弦位置指令综合性能指标对比

Table 5 Comparison of comprehensive performance indexes of tracking 0.5 Hz, 10 mm sinusoidal position command under 2 Hz, 1 000 N cosine disturbing force

控制方法	I_{APE}/m	I_{MSE}/m^2	$I_{MSC}/(rad \cdot s^{-1})^2$
PID 控制	1.18×10^{-2}	6.14×10^{-5}	1.58×10^4
滑模控制	1.40×10^{-3}	5.96×10^{-7}	4.74×10^3
观测器 + 滑模控制	7.55×10^{-5}	3.83×10^{-9}	5.12×10^3

- integrated direct drive volume control architecture for steering systems[J]. ISA Transactions, 2018, 78: 116-129.
- [6] 杨晨. 电站调节阀门直驱式电液执行器的仿真和实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 1-12.
- YANG C. Simulation and experiment research of the direct-drive electro-hydraulic actuator of regulating valves[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 1-12 (in Chinese).
- [7] AHN K K, NAM D N C, JIN M. Adaptive backstepping control of an electrohydraulic actuator[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2014, 19(3): 987-995.
- [8] TRI N M, NAM D N C, PARK H G, et al. Trajectory control of an electro hydraulic actuator using an iterative backstepping control scheme[J]. Mechatronics, 2015, 29: 96-102.
- [9] ZHANG H, LIU X, WANG J, et al. Robust H_∞ sliding mode control with pole placement for a fluid power electrohydraulic actuator (EHA) system[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 73(5-8): 1095-1104.
- [10] KOKOTOVIC V, KHALIL H, REILLY J O. Singular perturbation methods in control: Analysis and design[M]. New York: Academic Press, 1986.
- [11] KHALIL H. Nonlinear systems[M]. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1996.
- [12] KIM E S. Nonlinear indirect adaptive control of a quarter car active suspension[C] // Proceeding of the 1996 IEEE International Conference on Control Applications. Piscataway: IEEE Press, 1996: 61-66.
- [13] WANG L K, BOOK W J, HUGGINS J D. A control approach with application to variable displacement pumps[C] // 2009 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2009: 1862-1867.
- [14] WANG L K, BOOK W J, HUGGINS J D. Application of singular perturbation theory to hydraulic pump controlled systems[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2012, 17(2): 251-259.
- [15] HASSAN K K. 非线性系统[M]. 朱义胜, 董辉, 李作洲, 等译. 北京: 电子工业出版社, 2017: 312-317.
- HASSAN K K. Nonlinear systems[M]. ZHU Y S, DONG H, LI Z Z, et al., translated. Beijing: Electronic Industry Press, 2017: 312-317 (in Chinese).
- [16] JEROUANE M, LAMNABHI-LAGARRIGUE F. A new robust sliding mode controller for a hydraulic actuator[C] // Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2001, 1: 908-913.
- [17] GUO H, LIU Y G, LIU G R, et al. Cascade control of a hydraulically driven 6-DOF parallel robot manipulator based on a sliding mode[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(9): 1055-1068.
- [18] WANG S, HABIBI S, BURTON R. Sliding mode control for an electrohydraulic actuator system with discontinuous non-linear friction[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2008, 222(8): 799-815.
- [19] BESSA W M, DUTRA M S, KREUZER E. Sliding mode control with adaptive fuzzy dead-zone compensation of an electro-hydraulic servo system[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2010, 58(1): 3-16.

作者简介:

郭新平 男, 硕士研究生。主要研究方向: 电液伺服控制。

汪成文 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 电液伺服控制。

刘华 男, 硕士研究生。主要研究方向: 进出口独立控制、负载敏感系统。

张震阳 男, 硕士研究生。主要研究方向: 液压机器人。

吉鑫浩 男, 硕士研究生。主要研究方向: 液压伺服控制。

赵斌 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 工程装备电液节能系统、液压元件。

Extended-state-observer based sliding mode control for pump-controlled electro-hydraulic servo system

GUO Xinping¹, WANG Chengwen^{1,2,*}, LIU Hua¹, ZHANG Zhenyang¹, JI Xinhao¹, ZHAO Bin¹

(1. College of Mechanical and Vehicle Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China;

2. The State Key Laboratory of Fluid Power and Mechatronic Systems, Zhejiang University, Hangzhou 310058, China)

Abstract: A sliding mode position tracking control strategy based on extended state observer is proposed for pump-controlled electro-hydraulic servo system. The mathematical model of the system is processed by reducing order using singular perturbation theory, and the mathematical model of reduced-order pump-controlled electro-hydraulic position servo system is obtained. Aimed at the complexity of pump-controlled electro-hydraulic servo system and the disturbance of random external load, an extended state observer is designed to estimate the disturbance on-line. Besides providing the estimations of disturbances, the observer can also estimate the position and velocity of piston rod. Based on the sliding mode control theory, a sliding mode variable structure control algorithm is designed using the estimations of disturbance and speed. The stability of the proposed control strategy is analyzed. Co-simulation model of pump-controlled electro-hydraulic servo system was conducted using MATLAB/Simulink and AMESim. The feasibility and effectiveness of the algorithm are verified by co-simulation. The simulation results show that the extended state observer can accurately estimate the disturbance. The position tracking performance of the proposed extended-state-observer based sliding mode control strategy is significantly better than that of PID controller and traditional sliding mode controller, and it has strong robustness to external disturbance, which improves the control performance of the pump-controlled electro-hydraulic servo system.

Keywords: pump-controlled cylinder; reduced-order model; extended state observer; sliding mode control; singular perturbation theory

Received: 2019-07-29; **Accepted:** 2019-09-12; **Published online:** 2019-09-29 15:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190929.1449.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51505316,51605322); Open Foundation of the State Key Laboratory of Fluid Power and Mechatronic Systems (GZKF-201720)

* **Corresponding author.** E-mail: cwwang@yeah.net

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0402

六自由度压电隔振平台面向控制的模态分析与动力学建模



于帅彪¹, 张臻^{1,*}, 周克敏²

(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. 山东科技大学 电气与自动化工程学院, 青岛 266590)

摘 要: 六自由度压电隔振平台各通道之间存在的强耦合性以及压电作动器固有的迟滞非线性都对系统动力学建模提出了挑战。为此, 基于模态分析技术对六自由度压电隔振平台开展面向控制的非线性动力学建模研究。在充分考虑压电作动器的迟滞非线性后, 采用模态坐标变换方法建立了隔振平台 Hammerstein 非线性动力学模型, 包含了输入端的静态迟滞非线性子系统、解耦的模态方程组以及模态正/反变换矩阵。通过实验测量方法辨识得到模态方程中的参数, 采用 MPI 模型辨识得到静态迟滞非线性子系统, 并经过逆补偿控制实验验证了迟滞模型的正确性。基于迟滞逆补偿策略辨识得到模态反变换矩阵。最终建立了平台的动力学模型, 为后续的控制奠定了良好的基础。

关键词: 解耦; 模态分析; 迟滞非线性; 逆补偿; 六自由度压电隔振平台

中图分类号: TP273

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1169-08

基于振动主动控制技术的六自由度压电隔振平台能够弥补被动隔振的固有缺陷, 有效改进平台的低频隔振性能, 提高隔振带宽。采用压电陶瓷、超磁致伸缩材料等智能材料的智能隔振平台提高了系统的控制精度和响应速度, 在半导体制造、航空航天精密观测、瞄准等微振动控制领域得到广泛的应用^[1-5]。

振动主动控制首先需要建立平台的动力学模型^[6-7]。然而多自由度隔振平台各个控制通道间往往存在强耦合, 同时压电陶瓷等智能材料固有的迟滞非线性特性会降低系统的控制精度甚至造成系统振荡, 这都给平台系统的动力学建模与控制带来很大的挑战。独立模态空间法或模态分解法是基于模态分析技术^[8], 利用模态坐标变换将

系统解耦成一组独立的二阶系统(模态方程), 根据每一阶模态独立进行控制器设计, 获得模态坐标下的模态控制信号, 再经过模态坐标反变换获得实际作动器的控制信号^[9-10]。模态控制方案降低了多自由度耦合系统动力学建模与反馈控制系统设计的难度, 在六自由度压电隔振平台控制中得到了应用^[11-13]。已有的基于模态分析的多自由度平台动力学建模与控制工作中都未考虑压电等智能材料迟滞非线性特性对系统的影响。此外经典的模态分析技术通过实验测量或有限元方法获得结构的模态参数, 但对模态控制信号物理实现过程中的转换关系研究很少。

本文针对一类模块化六自由度压电隔振平台, 考虑压电材料迟滞非线性, 基于模态分析方法

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-10-12; 网络出版时间: 2019-10-17 15:54

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191017.1323.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61433011)

*通信作者. E-mail: zhangzhen@buaa.edu.cn

引用格式: 于帅彪, 张臻, 周克敏. 六自由度压电隔振平台面向控制的模态分析与动力学建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1169-1176. YU S B, ZHANG Z, ZHOU K M. Control-oriented modal analysis and dynamic modeling for six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1169-1176 (in Chinese).

建立面向控制的非线性动力学模型。模型采用 Hammerstein 结构描述平台非线性动力学特性,利用 MPI(Modified Prandtl-Ishlinskii)迟滞模型描述非线性子系统^[14],利用模态分析技术将线性子系统变换为一系列独立的模态方程,采用实验测量方法辨识得到模态参数。同时还研究了模态控制信号到真实控制信号之间的转换矩阵,保证了模态控制的物理实现。

1 模块化六自由度压电隔振平台

六自由度压电隔振平台如图 1 所示。平台采用模块化的结构形式,其平面图如图 2 所示,每个隔振模块提供 2 个自由度方向的主动隔振能力,4 个隔振模块与上下台面组合构成具有六自由度隔振能力的平台系统, $G-XY$ 为平面坐标系。

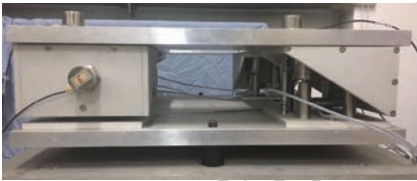
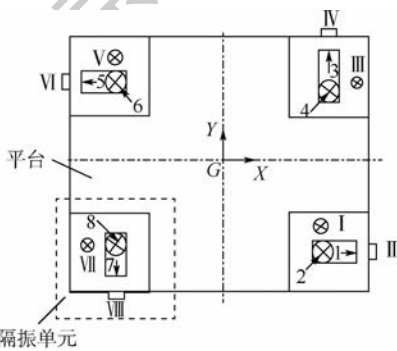


图 1 六自由度压电隔振平台

Fig. 1 Six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform



1、3、5、7—水平作动器;2、4、6、8—垂直作动器;
II、VI—X方向水平加速度传感器;IV、VIII—Y方向水平加速度传感器;
I、III、V、VII—垂直加速度传感器。

图 2 六自由度压电隔振平台平面图

Fig. 2 Planar graph of six-degree-of-freedom piezoelectric vibration vibration isolation platform

1.1 两自由度隔振模块

两自由度隔振模块如图 3 所示,模块长 150 mm,宽 160 mm,高 100 mm。两自由度隔振模块采用主动隔振元件与被动支撑元件并联结构形式,在垂直和水平方向各布置一个压电作动器作为主动控制元件,垂直方向布置 4 个被动支撑组件作为主要的承重元件。考虑到微振动控制的高精度要求,主、被动元件与 L 型顶板之间采用专门设计的柔性铰链连接。

主动控制元件采用哈尔滨芯明天科技有限公司的 VS 系列压电作动器,标称推力为 3 500 N,最大输出位移为 40 μm 。压电作动器与顶板连接采用空间曲线切口式柔性铰链,如图 4 所示,其中 x_{\max} 和 x_{\min} 分别代表 x 方向的最大和最小的位移。通过对切口形状参数、曲线截断参数以及切口间距的优化设计,使柔性铰链具有高轴向刚度和低弯曲刚度。

被动支撑元件与顶板之间的柔性连接结构采用一体化设计的金属/橡胶复合结构形式,如图 5 所示。

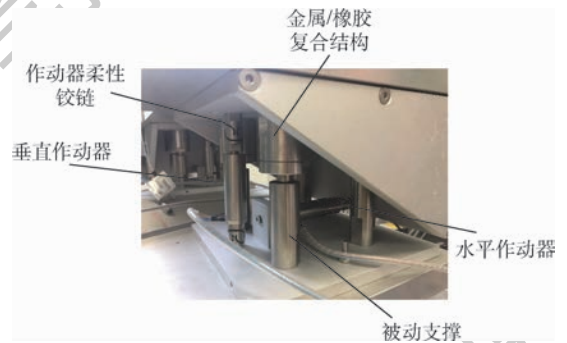


图 3 模块化隔振单元

Fig. 3 Modular vibration isolation unit

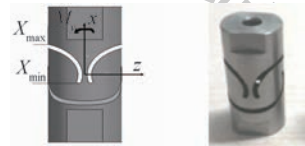


图 4 作动器柔性铰链

Fig. 4 Actuator flexible hinge

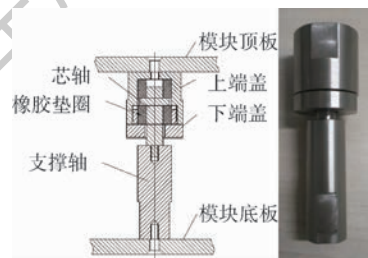


图 5 被动支撑元件结构与实物图

Fig. 5 Passive support assembly structure and photo

1.2 六自由度压电隔振平台

六自由度压电隔振平台由 4 个两自由度的主动隔振模块和上下台面组成,结构如图 1 所示。隔振平台上台面为正方形硬铝合金,边长为 500 mm,厚度为 20 mm。平台的 8 个作动器以及分别布置在水平以及垂直方向的 8 个直线加速度传感器如图 2 所示。

2 六自由度压电隔振平台模态分析与动力学建模

2.1 六自由度压电隔振平台模态分析原理

在本文中,上平台是系统控制和动力学建模的对象。考虑到上平台变形的影响,在 m 个主动驱动元件驱动下,由上平台 l 个测量节点表达的上平台运动方程可以写为

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = -MN\ddot{z} + HFF[u] \quad (1)$$

式中: x 为 $l \times 1$ 维的上平台相对运动向量; u 为 $m \times 1$ 维的主动控制量; M 为 $l \times l$ 维的质量矩阵; C 为 $l \times l$ 维的阻尼矩阵; K 为 $l \times l$ 维的刚度矩阵; z 为 6×1 维的直接作用在上平台上包含了不同扰动源的等效干扰向量; N 为 $l \times 6$ 维的扰动分布矩阵; H 为 $l \times m$ 维的刚度矩阵; F 为 $m \times m$ 维的作动器位移矩阵; $\Gamma[u] = [\Gamma_1[u_1] \quad \Gamma_2[u_2] \quad \dots \quad \Gamma_m[u_m]]^T$ 为 $m \times 1$ 维的静态迟滞子系统, $\Gamma_n[\cdot]$ ($n=1,2,\dots,m$) 为对应于第 n 个作动器的静态迟滞子系统模型。

对于一个实际的物理结构,质量矩阵 M 是一个对称正定矩阵,刚度矩阵 K 至少是一个半正定矩阵,假设阻尼矩阵 C 同时满足振型正交性,由此可以引入模态变换实现对角化,即

$$x = \Phi \varepsilon \quad (2)$$

式中: Φ 为 $l \times l$ 维的模态矩阵; ε 为 $l \times 1$ 维的模态运动向量。将式(2)代入式(1),则可以得到模态坐标下 l 个解耦的动力学方程为

$$M^*\ddot{\varepsilon} + C^*\dot{\varepsilon} + K^*\varepsilon = u_m - d_z \quad (3)$$

其中: M^* 、 C^* 和 K^* 都为 $l \times l$ 维的对角矩阵,分别为模态质量矩阵、模态阻尼矩阵和模态刚度矩阵。式(3)给出的解耦的模态动力学方程,既是平台动力学特性分析的根据,也是设计模态控制器的基础。模态扰动 $d_z = \Phi^T MN \ddot{z}$ 。模态控制信号 u_m 为

$$u_m = \Phi^T HFF[u] \quad (4)$$

模态坐标下动力学方程(3)中需要辨识的参数包括 M^* 、 C^* 和 K^* 。由式(2)可得到真实加速度信号与模态加速度信号之间转换关系为

$$\begin{cases} \ddot{\varepsilon} = R \ddot{x} \\ R = \Phi^{-1} \end{cases} \quad (5)$$

由式(4)可得到真实控制信号与模态坐标下控制信号的关系:

$$\begin{cases} u = \Gamma^{-1}[Su_m] \\ S = [\Phi^T HF]^{-1} \end{cases} \quad (6)$$

式中:令 $Su_m = [su_1 \quad su_2 \quad \dots \quad su_m]^T$, 则 $\Gamma^{-1}[su_1 \quad su_2 \quad \dots \quad su_m]^T = [\Gamma_1^{-1}[su_1] \quad \Gamma_2^{-1}[su_2] \quad \dots \quad \Gamma_m^{-1}[su_m]]^T$, $\Gamma_n^{-1}[\cdot]$ 为第 n 个作动器迟滞模型的右逆, $n=1,2,\dots,m$ 。

压电作动器的动态迟滞非线性模型可以由 Hammerstein 模型描述,表达为一个静态迟滞非线性子系统和一个线性动态子系统的串联形式^[14-15],其中压电作动器机械结构的动力学被认为是其动态特征的主要来源。式(1)也被看成是输入端为迟滞非线性的多入多出的 Hammerstein 非线性动力学系统,如图6所示,其中 $\Gamma[\cdot]$ 为静态迟滞非线性子系统, $y(t) = \Gamma[u]$ 为静态迟滞系统量。线性动态子系统 H 为多自由度耦合系统,是平台机械结构的动力学响应,包含了压电作动器机械结构动力学响应对系统的影响。通过式(2)的模态坐标可将系统变换成如图7所示的模型,其优点是:模态方程是一组独立的二阶系统,因而可以据此设计独立的模态控制器,降低了控制器设计难度。控制量再经过模态反变换得到实际控制量。图8给出了基于模态变换后等效模型的控制流程。需要注意的是,式(6)中的迟滞逆补偿器 $\Gamma^{-1}[\cdot]$ 被串联在被控对象之前,消



图6 隔振平台 Hammerstein 模型

Fig. 6 Hammerstein model of vibration isolation platform

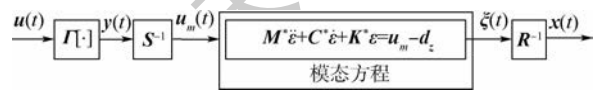


图7 模态变换后的等效模型

Fig. 7 Equivalent model after modal transformation

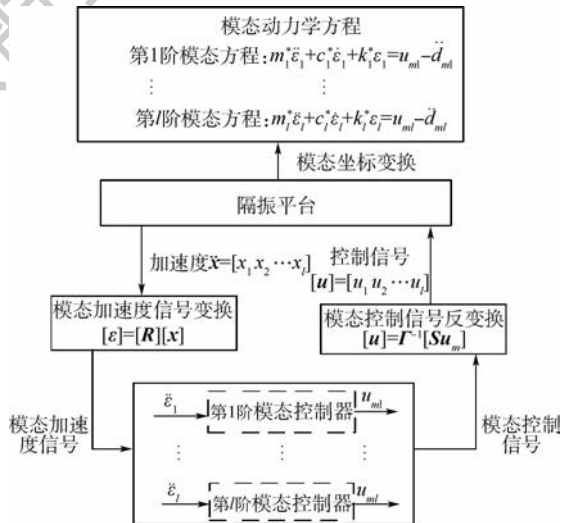


图8 模态控制流程

Fig. 8 Modal control process

除压电作动器迟滞特性对系统的影响。

在图7的等效模型中,需要辨识的参数包括模态振型 Φ 、质量 M^* 、阻尼 C^* 、刚度 K^* ,转换矩阵 R 、 S 以及作动器静态迟滞非线性子系统模型 $\Gamma[\cdot]$ 及其逆模型 $\Gamma^{-1}[\cdot]$ 。图中: $y(t) = \Gamma[u]$ 为静态迟滞系统量; $\xi(t)$ 为模态控制信号,为输入,为经过模态方程变换之后的模态运动向量。

2.2 模态参数

本节采用 Coinv DASP 模态测试与动力学分析系统辨识系统的模态动力学参数。模态测试系统框图如图9所示,将平台上平面按照图10所示划分网格点,采用多点敲击单点响应,用力锤在2、12测点处沿X方向水平敲击,8、14测点处沿Y方向水平敲击,1、5、9、13测点处沿Z方向垂直敲击,加速度传感器的信号经由电荷放大器传送给DASP系统。模态拟合采用频域拟合方法。

本文上平台在结构设计中虽然尽量设计为刚性,但上平台的弹性变形仍不应完全忽略。为保证系统的可观性,8个直线加速度传感器被布置在如图2所示的位置,其中垂直方向布置4个,2个水平方向各布置2个。

测得模态频率、质量、刚度、阻尼比如表1所示。振型矩阵在整个模态控制过程中需要用到2次,可见其结果的准确性对于控制过程的重要

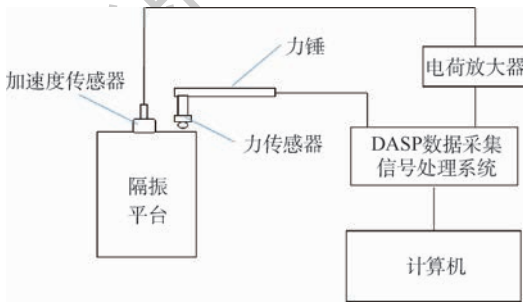


图9 模态测试系统框图

Fig.9 Block diagram of modal test system

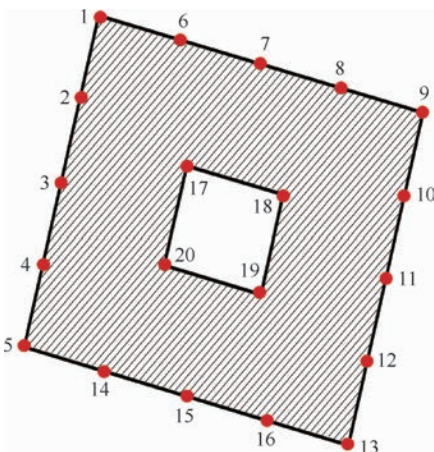


图10 隔振平台划分网格图

Fig.10 Grid diagram of vibration isolation platform

表1 模态频率、质量、刚度和阻尼比

Table 1 Modal frequency, mass, stiffness and damping ratio

Table with 5 columns: 阶数 (Order), 模态频率/Hz (Modal frequency/Hz), 质量 (Mass), 刚度/10^9 (Stiffness/10^9), 阻尼比 (Damping ratio). Rows 1-8.

性。第1次是利用振型矩阵将平台的物理位移转换为模态位移,第2次是利用其进行真实控制信号与模态控制信号之间的转换。根据实验获得的模态分析测试结果,将每阶模态下平台振动的形态用模态振型 Φ 并采用 X、Y、Z 轴进行直观表示,如图11所示。其中第1阶模态以X向平动为主,其他各阶模态既有平动和转动的存在,也包含了可能存在的弹性变形。

2.3 迟滞非线性子系统建模

本节采用 MPI 算子建立静态迟滞非线性子系统模型 $\Gamma[\cdot]$,并给出了其逆补偿器 $\Gamma^{-1}[\cdot]$ 。MPI 算子可以写为

y(t) = Γ[u](t) = w_s^T * S_{r_s} [w_h^T * H_{r_h} [x, y_0]](t) (7)

式中: H_{r_h} = [H_{r_{h0}} H_{r_{h1}} ... H_{r_{hn}}]^T, H_{r_{hi}} 为阈值为 r_{hi} 的 play 算子; S_{r_s} = [S_{r_{s0}} S_{r_{s1}} ... S_{r_{sn}}]^T, S_{r_{si}} 为阈值为 r_{si} 的死区算子; w_h = [w_{h0} w_{h1} ... w_{hn}]^T, r_h = [r_{h0} r_{h1} ... r_{hn}]^T 和 y_0 = [y_{01} y_{02} ... y_{0n}]^T 分别为 play 算子权值向量、阈值向量和 play 算子初始值向量; w_s = [w_{s0} w_{s1} ... w_{sn}]^T 和 r_s = [r_{s0} r_{s1} ... r_{sn}]^T 分别为死区算子权值向量和阈值向量。

给压电作动器系统 0.5 Hz 低频正弦信号作为激励信号,基于输入输出数据采用最小二乘法辨识模型参数,具体辨识算法详见文献[16]。8个作动器按照相同的阶数进行建模,根据辨识算法得到1号作动器对应的静态迟滞非线性子系统相应的权值向量为

omega_h = [0.5653 0.1465 0.1089 0.1396 0.1539 0.1165 0.0787 0.0000]^T
omega_s = [1.1165 0.6895 4.2425 0.8232 19.3950 1.9216 -3.9552 0.5449 0.0435]^T

同理可得到其他作动器对应的静态迟滞子系统相应的权值向量。图12给出了1号作动器对应迟滞子系统建模结果,建模结果表明 MPI 算子可以准确地描述系统的迟滞特性。

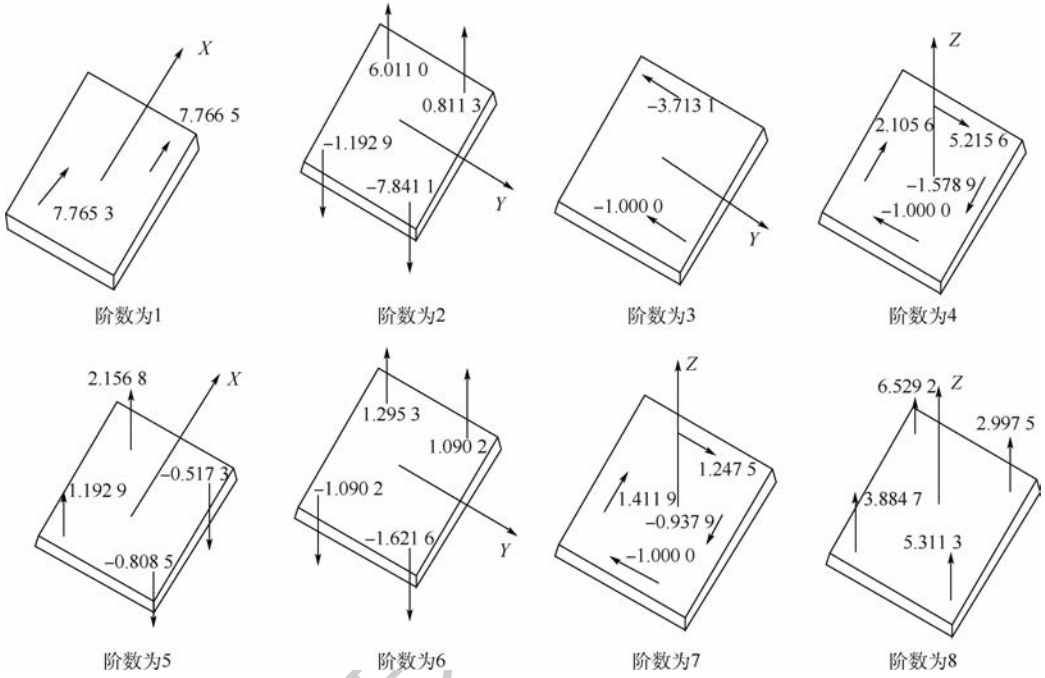


图 11 隔振平台振型辨识结果

Fig. 11 Vibration isolation platform vibration type identification results

表 2 给出了 8 个作动器对应静态迟滞子系统的建模误差,建模精度由均方根误差来评价,定义为

$$RMSE = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\hat{y}(i) - y(i))^2 / N} \quad (8)$$

式中: $y(i)$ 为压电系统的输出; $\hat{y}(i)$ 为所建模型的输出; N 为采集数据的个数。

当 MPI 模型满足一定不等式约束条件时,式(7)表示的模型具有唯一的解析逆,其逆模

型的表达式为^[17]

$$u(t) = \Gamma^{-1}[y](t) = w_h^T \cdot H_r[w_h^T \cdot S_r[y, y_0]](t) \quad (9)$$

逆模型参数与式(7)中参数具有一一映射关系。图 13 给出了 1 号压电作动器迟滞逆补偿的实验结果,由图中可见,逆补偿器很好地消除了压电作动器的迟滞特性。8 个作动器的逆补偿实验结果如表 3 所示。

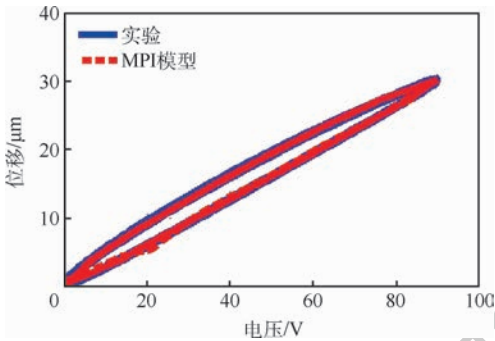


图 12 压电作动器迟滞模型建模结果

Fig. 12 Hysteresis modeling results of piezoelectric actuator

表 2 MPI 模型建模误差

Table 2 Modeling error of MPI model

作动器	RMSE/ μm
1	0.0059
2	0.0021
3	0.0013
4	0.0022
5	0.0019
6	0.0028
7	0.0018
8	0.0017

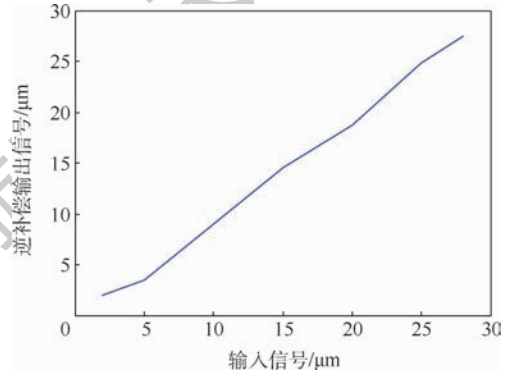


图 13 逆补偿实验结果

Fig. 13 Inverse compensation experimental results

表 3 逆补偿实验结果

Table 3 Inverse compensation experimental results

作动器	RMSE/ μm
1	0.0305
2	0.0063
3	0.0042
4	0.0115
5	0.0095
6	0.026
7	0.0148
8	0.0102

2.4 转换矩阵辨识

1) R 矩阵。基于 2.2 节得到的振型矩阵 Φ ,

$$R = \begin{bmatrix} -0.0049 & 0.0041 & 0.0009 & 0.0324 & 0.0060 & 0.0599 & 0.0738 & 0.0597 \\ -0.0698 & 0.1086 & -0.0770 & 0.1717 & -0.1665 & -0.0332 & 0.0433 & -0.1431 \\ -0.0497 & 0.0278 & -0.0583 & 0.0586 & 0.0621 & 0.0863 & -0.0829 & -0.1483 \\ 0.0515 & 0.0642 & 0.0751 & 0.0754 & -0.0355 & -0.0552 & 0.0560 & 0.1330 \\ -0.1456 & 0.0795 & 0.0117 & 0.2111 & 0.0131 & -0.1128 & 0.1222 & 0.2222 \\ 0.0894 & -0.4607 & 0.0802 & -0.4101 & 0.1211 & 0.5286 & -0.5530 & -1.1174 \\ -0.2719 & -0.1476 & -0.1929 & 0.7038 & 0.1882 & 0.0965 & -0.0766 & -0.0737 \\ -0.0041 & 0.2536 & -0.0192 & 0.0760 & 0.0155 & -0.5166 & 0.5244 & 0.2537 \end{bmatrix}$$

由式(5)可以得到 R 矩阵为

2) S 矩阵。 HF 矩阵可以近似为平台在抵消了迟滞特性后各个输入/输出通道传递函数在低频阶段的增益,即各个通道的刚度。图 14 给出了辨识 HF 的框图,其中 $u_i(t)$ 表示作动器的电压输入, $x_i(t)$ 表示 8 个测量节点的相对运动向量,各个通道迟滞逆补偿 $\Gamma^{-1}[\cdot]$ 根据 2.3 节所辨识得到的各个通道的迟滞模型由式(9)计算得到。由式(6)最终可以得到 S 矩阵为

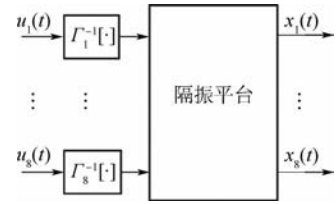


图 14 HF 辨识框图

Fig. 14 Block diagram for HF identification

$$S = \begin{bmatrix} -0.0042 & -0.0592 & -0.0421 & 0.0437 & -0.1236 & 0.0758 & -0.2308 & -0.0035 \\ 0.0130 & 0.3433 & 0.0878 & 0.2032 & 0.2514 & -1.4569 & -0.4668 & 0.8020 \\ 0.0000 & -0.0024 & -0.0018 & 0.0024 & 0.0004 & 0.0025 & -0.0061 & -0.0006 \\ 0.0289 & 0.1530 & 0.0522 & 0.0672 & 0.1881 & -0.3655 & 0.6273 & 0.0677 \\ 0.0002 & -0.0042 & 0.0016 & -0.0009 & 0.0003 & 0.0030 & 0.0047 & 0.0004 \\ 0.0056 & -0.0033 & 0.0086 & -0.0055 & -0.0113 & 0.0529 & 0.0097 & -0.0517 \\ 0.0233 & 0.0137 & -0.0262 & 0.0177 & 0.0386 & -0.1749 & -0.0242 & 0.1658 \\ 0.0597 & -0.1431 & -0.1483 & 0.1330 & 0.2222 & -1.1174 & -0.0737 & 0.2537 \end{bmatrix}$$

3 结论

本文针对六自由度压电智能隔振平台开展了面向控制的动力学建模研究,为了解决系统中存在的耦合问题,建立解耦后的模态方程,得出:

1) 在考虑压电作动器迟滞特性的情况下,基于模态分析方法建立了平台的动力学模型,为后续的模态控制器设计提供解耦后的动力学方程,并为控制回路的物理实现提供信号在不同坐标下的转换关系。

2) 采用 MPI 算子建立了系统的迟滞非线性模型,设计的逆补偿器通过实验验证有效地消除了迟滞非线性的影响。

参考文献 (References)

- [1] PREMOUNT A. Vibration control of active structures: An introduction [M]. Berlin: Springer Science & Business Media, 2002.
- [2] LIU C C, JING X J, DALEY S, et al. Recent advances in micro-vibration isolation[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2015, 56-57: 55-80.
- [3] NAKAMURA Y, NAKAYAMA M, MASUDA K, et al. Development of active 6-DOF micro-vibration control system using giant magnetostrictive actuator [C] // Conference on Smart Systems for Bridges, Structures, and Highways at Smart Structures and Materials 1999. Bellingham: SPIE, 1999, 3671: 229-240.
- [4] THEIR M, SAATHOF R, SINN A, et al. Six degree of freedom vibration isolation platform for in-line nano-metrology[J]. IFAC PapersOnLine, 2016, 49(21): 149-156.

- [5] WANG C X, XIE X L, CHEN Y H, et al. Investigation on active vibration isolation of a Stewart platform with piezoelectric actuators[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 383: 1-19.
- [6] YANG X L, WU H T, CHEN B, et al. Dynamic modeling and decoupled control of a flexible Stewart platform for vibration isolation[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 439: 398-412.
- [7] 郝慧荣, 白鸿柏, 张慧杰. 六自由度主被动一体隔振平台鲁棒控制[J]. *振动与冲击*, 2012, 31(7): 122-127.
HAO H R, BAI H B, ZHANG H J. Robust control of a 6-DOF active-passive vibration isolation platform[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2012, 31(7): 122-127 (in Chinese).
- [8] 傅志方, 华宏星. 模态分析理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2000.
FU Z F, HUA H X. Modal analysis theory and application[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2000 (in Chinese).
- [9] MEIROVITCH L, BARUH H. Robustness of the independent modal space control method[J]. *Journal of Guidance*, 1982, 6(1): 20-25.
- [10] ZUO L, SOLTINE J J E. Robust vibration isolation via frequency-shaped sliding control and modal decomposition[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2004, 285(4-5): 1123-1149.
- [11] HEERTJES M, DE GRAAFF K, VAN DER TOOM J. Active vibration isolation of metrology frames: A modal decoupled control design[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2005, 127(3): 223-233.
- [12] NAKAMURA Y, NAKAYAMAL M, MASUDAL K. Development of active six-degrees-of-freedom microvibration control system using giant magnetostrictive actuators[J]. *Smart Materials and Structure*, 2000, 9(2): 175-185.
- [13] 侯军芳, 李荣利, 白鸿柏. 主动隔振平台模态区间参数模型的独立模态控制方法[J]. *振动工程学报*, 2011, 24(6): 670-675.
- [14] HOU J F, LI R L, BAI H B. Independent modal control method for the modal interval parameter model of the active isolation platform[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2011, 24(6): 670-675 (in Chinese).
- [15] ZHANG Z, DU C L, GAO T T, et al. Hysteresis modeling and compensation of PZT milliactuator in hard disk drivers[C] // 2014 13th International Conference on Control Automation Robotics & Vision (ICARCV). Piscataway: IEEE Press, 2014: 980-984.
- [16] 王贞艳, 张臻, 周克敏, 等. 压电作动器的动态迟滞建模与鲁棒控制[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(1): 35-41.
WANG Z Y, ZHANG Z, ZHOU K M, et al. Dynamic hysteresis modeling and robust control of piezoelectric actuators[J]. *Control Theory and Application*, 2014, 31(1): 35-41 (in Chinese).
- [17] KUHNNEN K. Modeling, identification and compensation of complex hysteretic nonlinearities: A modified Prandtl-Ishlinskii approach[J]. *European Journal of Control*, 2003, 9(4): 407-418.
- [18] YOSHIOKA H, MURAI N. An active microvibration isolation system[C] // Proceeding of the 7th International Workshop on Accelerator Alignment, 2002: 388-401.

作者简介:

于帅彪 男, 硕士研究生。主要研究方向: 智能结构建模控制。

张臻 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 智能结构动力学与控制、迟滞非线性系统建模与控制。

周克敏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 鲁棒控制、多目标优化、故障诊断与容错控制、迟滞非线性控制等。

Control-oriented modal analysis and dynamic modeling for six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform

YU Shuaibiao¹, ZHANG Zhen^{1,*}, ZHOU Kemin²

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

2. College of Electrical Engineering and Automation, Shandong University of Science and Technology, Qingdao 266590, China)

Abstract: The strong coupling between the channels of the six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform and the inherent hysteresis nonlinearity of the piezoelectric actuator pose challenges to the system dynamic modeling. In this paper, based on modal analysis technology, the control-oriented nonlinear dynamic modeling of six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform is studied. After fully considering the hysteresis nonlinearity of the piezoelectric actuator, the Hammerstein nonlinear dynamic model of the vibration isolation platform is established by the modal coordinate transformation method, including the hysteresis nonlinearity subsystem at the input end, the decoupled modal equations and the modal positive/inverse transformation matrix. The parameters in the modal equation are identified by experimental measurement method. The static hysteresis nonlinear subsystem of the piezoelectric actuator is obtained by MPI model. The correctness of the hysteresis model is verified by inverse compensation control experiment. The modal inverse transformation matrix is obtained based on the hysteresis inverse compensation strategy. Finally, a dynamic model of the platform was established, which laid a good foundation for subsequent control.

Keywords: decoupling; modal analysis; hysteresis nonlinearity; inverse compensation; six-degree-of-freedom piezoelectric vibration isolation platform

Received: 2019-07-19; **Accepted:** 2019-10-12; **Published online:** 2019-10-17 15:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191017.1323.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61433011)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0414

一种基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法

刘阳, 李怀建, 杜小菁*

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)



摘 要: 全球定位系统(GPS)测姿技术主要是利用 GPS 载波相位和信号功率 2 种方法,但是测量信息单一且独立,针对旋转载体的测姿问题,提出一种基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法,通过融合 GPS 接收机天线信号功率和多普勒频率信息测量载体滚转角和滚转角速度。利用当前统计模型对滚转角和滚转角速度测量进行系统建模,根据滚转角预测估计值选取量测量,并提出自适应滤波,采用滚转角加速度估计自适应滤波算法,实现了对系统噪声方差阵的自适应调整,避免了滚转角加速度最值的选取问题,降低了噪声的影响。通过仿真验证了基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法的可行性,结果表明该方法的测量精度高于无迹卡尔曼滤波(UKF)。

关键词: 全球定位系统(GPS); 当前统计模型; 无迹卡尔曼滤波(UKF); 自适应滤波; 姿态测量

中图分类号: V249.32; TN967.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1177-07

全球定位系统(GPS)测姿技术对于卫星导航系统和测姿领域都具有非常重要的价值。在 GPS 系统开发的早期阶段,就认识到 GPS 载波用于载体姿态测量的可能性。不管是单天线还是多天线的 GPS 测姿系统,结构都较简单,成本低廉,国内外已经提出了大量行之有效的算法^[1]。随着众多学者不断提出和改进算法,测量精度不断提高, GPS 测姿技术已经能够满足大部分实际需要^[2]。但是,当前 GPS 测姿技术研究没有充分利用接收机天线的测量信息,只利用信号功率或者载波相位一种测量信息。

Luo 等^[3]提出了一种利用单接收机天线确定旋转载体滚转角速度和滚转角的方法,其利用了接收到的卫星信号 I/Q 幅值和相位受到滚转角调制的特性,以卫星信号 I/Q 幅值和相位作为量测量,采用扩展卡尔曼滤波器对滚转角和滚转角速

度进行实时测量,测量精度在 300 Hz 转速情况下,滚转角均方根误差为 1.8° ,转速均方根误差为 0.02 Hz。Velde 等^[4]还提出一种使用 2 个或多个天线接收的 GPS 卫星信号之间的功率差和相位差来确定旋转载体滚转角速度和滚转角的方法,适合于测量具有短基线的快速旋转载体的滚转角速度和滚转角,在转速为 300 Hz 时,滚转角测量精度为 $(7 \pm 15)^\circ$,转速测量精度为 (0.1 ± 0.3) Hz。

本文利用当前统计模型进行系统建模,将信号功率和多普勒频率信息作为量测量,并根据滚转角预测估计值合理选取,使用无迹卡尔曼滤波(UKF)算法融合 2 种测量信息得到载体滚转角和滚转角速度,在此基础上,提出自适应滤波算法,自适应调整系统噪声方差阵,提高滤波估计精度。

收稿日期: 2019-07-26; 录用日期: 2019-09-12; 网络出版时间: 2019-09-18 13:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190918.1024.002.html

*通信作者。E-mail: duxiaojing@bit.edu.cn

引用格式: 刘阳, 李怀建, 杜小菁. 一种基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1177-1183. LIU Y, LI H J, DU X J. A roll angle estimation method using GPS based on adaptive filter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1177-1183 (in Chinese).

1 测量原理及模型

1.1 基于信号功率的滚转角测量

GPS 接收机天线对不同角度的卫星入射信号增益不同,形成天线方向图,正因为天线方向图的存在,载体的姿态变化会对接收到的卫星信号功率产生很大影响^[5]。如图 1 所示,由于载体的遮挡,只有载体的上半表面能接收到卫星信号,为了保证在旋转时,有 2 个天线能接收到信号,应将至少 4 个天线等弧度地安装在载体表面。每个天线单独接收卫星信号进行处理,信号在各个天线的入射角度不同,每个天线的增益不同,接收的信号功率也不同,将相邻 2 个天线接收的信号功率求差,利用信号功率差值与滚转角 φ 的关系,即可估计出载体的滚转角。

信号从卫星天线发射到接收机天线,卫星信号功率 P 的自由空间传播公式为^[6]

$$P = P_s + G_s + G + 20\lg\left(\frac{\lambda}{4\pi r}\right) - L_A \quad (1)$$

式中: P_s 为卫星信号的发射功率; G_s 为卫星天线在信号发射方向上的增益; G 为接收机天线在信号入射方向上的增益; λ 为信号波长; r 为卫星与接收机天线的几何距离; L_A 为大气损耗。接收机天线增益 G 与信号入射方向有关,信号入射方向在天线坐标系中由入射方位角 α 和入射仰角 β 表示,天线坐标系如图 2 所示。

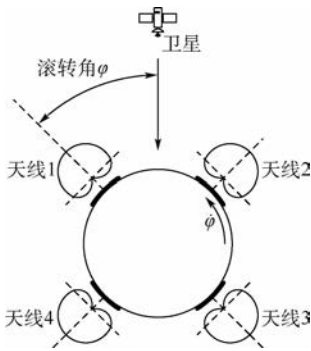


图 1 滚转角测量原理

Fig. 1 Principle of roll angle measurement

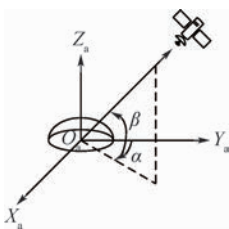


图 2 天线坐标系

Fig. 2 Antenna coordinate system

接收机天线增益 G 可以以函数^[7]形式表示为

$$G = G(\alpha, \beta) \quad (2)$$

对于同一颗卫星在 2 个天线坐标系下的方位角和仰角不同,几何距离可近似相等,以天线 1 和天线 2 为例,有

$$\begin{cases} P_1 = P_s + G_s + G(\alpha_1, \beta_1) + 20\lg\left(\frac{\lambda}{4\pi r}\right) - L_A \\ P_2 = P_s + G_s + G(\alpha_2, \beta_2) + 20\lg\left(\frac{\lambda}{4\pi r}\right) - L_A \end{cases} \quad (3)$$

则天线 1 和天线 2 接收的信号功率差值 $P_{2,1}$ 为

$$P_{2,1} = P_2 - P_1 = G(\alpha_2, \beta_2) - G(\alpha_1, \beta_1) \quad (4)$$

信号功率差值 $P_{2,1}$ 的变化与接收机天线增益 G 相关。实际天线的增益特性是通过实验测量,以表格形式确定。如果已知入射方位角和入射仰角,可以采用二维插值方法从表格中得到天线增益。图 3 为某天线的实测天线方向图,天顶方向约有 8 dB 的增益,随着仰角 β 减小,天线增益逐渐降低,当仰角 β 小于 0° 时,迅速变为对信号有 50 dB 的衰减。

卫星信号入射方位角 α 和入射仰角 β 与卫星在天线坐标系的坐标 r_s^a 有关。GPS 定位可以得到卫星在地心地固直角坐标系的坐标 r_s^e ,通过地理坐标系和载体坐标系,建立 r_s^e 到 r_s^a 的坐标变换模型,用 $C_x(\gamma)$ 、 $C_y(\gamma)$ 和 $C_z(\gamma)$ 表示直角坐标系分别绕 X 轴、 Y 轴和 Z 轴旋转 γ 角的坐标变换矩阵。

在地理坐标系的卫星坐标 r_s^e 为

$$r_s^e = C_x\left(\frac{\pi}{2} - B\right) \cdot C_z\left(L + \frac{\pi}{2}\right) \cdot (r_s^e - r_M^e) \quad (5)$$

式中: L 和 B 分别为载体质心的经度和纬度; r_M^e 为载体质心在地心地固直角坐标系的坐标。

在载体坐标系的卫星坐标 r_s^b 为

$$r_s^b = C_y(\varphi) \cdot C_x(\theta) \cdot C_z(\psi) \cdot r_s^e \quad (6)$$

式中: θ 为俯仰角; ψ 为航向角。

在天线坐标系的卫星坐标 r_s^a 为

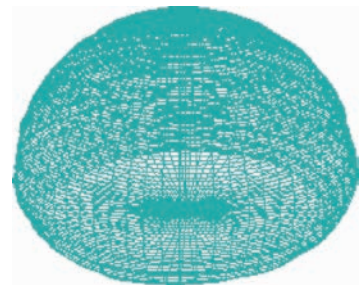


图 3 天线方向图

Fig. 3 Antenna pattern

$$\mathbf{r}_S^a = \mathbf{C}_Y(\gamma_A) \cdot (\mathbf{r}_S^b - \mathbf{r}_A^b) \quad (7)$$

式中: γ_A 为天线坐标系 $O_a Y_a Z_a$ 平面与载体坐标系 $OY_b Z_b$ 平面之间的夹角, 天线相位中心为天线坐标系原点; \mathbf{r}_A^b 为原点在载体坐标系的坐标。

得到卫星的坐标 $\mathbf{r}_S^a = [x_S^a \ y_S^a \ z_S^a]^T$, 则

$$\alpha = \begin{cases} \arctan\left(\frac{x_S^a}{y_S^a}\right) + 0 & x_S^a \geq 0 \\ \arctan\left(\frac{x_S^a}{y_S^a}\right) + \pi & x_S^a < 0 \end{cases} \quad (8)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{z_S^a}{\sqrt{(x_S^a)^2 + (y_S^a)^2}}\right)$$

接收机天线可以同时接收多颗可见卫星信号, 对多颗卫星的信号功率求差可以提高滚转角测量的精度。当测量 n 颗卫星的信号功率时, 有

$$\mathbf{P}_{2,1} = \begin{bmatrix} P_2^{(1)} - P_1^{(1)} \\ P_2^{(2)} - P_1^{(2)} \\ \vdots \\ P_2^{(n)} - P_1^{(n)} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: P 为功率测量值, 上标为卫星编号, 下标为天线编号。

分析可知, 接收信号、功率差值是卫星位置、载体质心位置、载体姿态角、天线相位中心位置和夹角等参数的复杂函数。在 GPS 定位过程中, 如果通过其他测姿方法得到俯仰角和航向角, 则利用接收信号功率差值可以反推出载体的滚转角。

1.2 基于多普勒频率的滚转角速度测量

接收机天线接收的卫星信号产生多普勒频率是由于卫星运动、载体质心运动和载体绕质心转动引起的。由于相邻 2 个天线的安装位置不同, 载体的姿态变化使 2 个天线相对于载体质心的速度不同, 导致天线测量的多普勒频率不同, 将多普勒频率求差, 可以消去卫星和载体质心运动产生的多普勒。对于高速旋转的载体, 转速每秒可达几转, 甚至几十转, 俯仰角速度和航向角速度远小于滚转角速度, 因此, 可以认为多普勒频率差值是由于滚转角速度引起的, 利用多普勒频率差值与滚转角速度的关系, 即可估计出载体的滚转角速度。

多普勒频率 f 与天线速度 \mathbf{V} 的关系为^[8]

$$-\mathbf{V} \cdot \mathbf{I} + \delta f = (-\lambda f - \mathbf{V}_S \cdot \mathbf{I} + \delta f_S) - \varepsilon \quad (10)$$

式中: \mathbf{V}_S 为卫星速度; δf 为接收机钟漂; δf_S 为卫星钟漂; ε 为多普勒频率的测量误差; \mathbf{I} 为单位观测矢量, 由卫星位置和载体质心位置给出:

$$\mathbf{I} = \frac{\mathbf{r}_S^e - \mathbf{r}_M^e}{r} \quad (11)$$

2 个天线对于同一颗卫星的观测矢量 \mathbf{I} 可近似相等, 对于天线 1 和天线 2 在地心地固直角坐标系的速度分别为 \mathbf{V}_1^e 和 \mathbf{V}_2^e , 有

$$\begin{cases} -\lambda f_1 = (\mathbf{V}_S - \mathbf{V}_1^e) \cdot \mathbf{I} + \delta f - \delta f_S + \varepsilon_1 \\ -\lambda f_2 = (\mathbf{V}_S - \mathbf{V}_2^e) \cdot \mathbf{I} + \delta f - \delta f_S + \varepsilon_2 \end{cases} \quad (12)$$

则天线 1 和天线 2 的多普勒频率差值 $f_{2,1}$ 为

$$-\lambda f_{2,1} = -\mathbf{V}_{2,1}^e \cdot \mathbf{I} + \varepsilon_{2,1} \quad (13)$$

式中: $f_{2,1} = f_2 - f_1$; $\mathbf{V}_{2,1}^e = \mathbf{V}_2^e - \mathbf{V}_1^e$; $\varepsilon_{2,1} = \varepsilon_2 - \varepsilon_1$ 。

当测量 n 颗卫星的多普勒频率时, 有

$$\mathbf{f}_{2,1} = \begin{bmatrix} f_2^{(1)} - f_1^{(1)} \\ f_2^{(2)} - f_1^{(2)} \\ \vdots \\ f_2^{(n)} - f_1^{(n)} \end{bmatrix} \quad (14)$$

联立测量方程可以解算出相对速度 $\mathbf{V}_{2,1}^e$ 。

在地理坐标系的相对速度 $\mathbf{V}_{2,1}^e$ 为

$$\mathbf{V}_{2,1}^e = \mathbf{C}_X\left(\frac{\pi}{2} - B\right) \cdot \mathbf{C}_Z\left(L + \frac{\pi}{2}\right) \cdot \mathbf{V}_{2,1}^e \quad (15)$$

在载体坐标系的相对速度 $\mathbf{V}_{2,1}^b$ 为

$$\mathbf{V}_{2,1}^b = \mathbf{C}_Y(\varphi) \cdot \mathbf{C}_X(\theta) \cdot \mathbf{C}_Z(\psi) \cdot \mathbf{V}_{2,1}^e \quad (16)$$

相对速度 $\mathbf{V}_{2,1}^b$ 可以用滚转角速度 $\dot{\varphi}$ 和载体质心到天线相位中心的距离 R 表示:

$$\mathbf{V}_{2,1}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\varphi} \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -R \\ 0 \\ -R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R \dot{\varphi} \\ 0 \\ R \dot{\varphi} \end{bmatrix} \quad (17)$$

则利用多普勒频率差值可以反推出载体的滚转角速度。

2 系统建模

2.1 状态方程

在机动目标动力学理论中, 对于机动目标跟踪, 当前统计模型被认为是一种行之有效的自适应跟踪模型^[9]。当前统计模型由学者周宏仁提出, 将加速度的一步预测当作是当前加速度, 并采用该加速度作为修正瑞利分布的均值, 实时地修正加速度的分布, 从而实现闭环自适应跟踪^[10]。本文利用当前统计模型对滚转角和滚转角速度测量进行系统建模。

取载体滚转角 φ 、滚转角速度 $\dot{\varphi}$ 和滚转角加速度 $\ddot{\varphi}$ 为状态量:

$$\mathbf{X} = [\varphi \ \dot{\varphi} \ \ddot{\varphi}]^T \quad (18)$$

根据当前统计模型对滚转角建立状态方程:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi \mathbf{X}_k + \mathbf{U} \bar{a} + \mathbf{W}_k \quad (19)$$

式中: \bar{a} 为当前滚转角加速度的预测值; \mathbf{W}_k 为离散时间过程噪声;

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{\alpha^* T - 1 + e^{-\alpha^* T}}{\alpha^{*2}} \\ 0 & 1 & \frac{1 - e^{-\alpha^* T}}{\alpha^*} \\ 0 & 0 & -e^{-\alpha^* T} \end{bmatrix}$$

$$U = \begin{bmatrix} \frac{1}{\alpha^*} \left(-T + \frac{\alpha^* T^2}{2} + \frac{1 - e^{-\alpha^* T}}{\alpha^*} \right) \\ T - \frac{1 - e^{-\alpha^* T}}{\alpha^*} \\ 1 - e^{-\alpha^* T} \end{bmatrix}$$

其中： T 为采样周期； α^* 为机动频率，只有通过实测才能得到 α^* 的值，通常根据机动形式取经验值，范围为 $0 < \alpha^* \leq 1$ 。

离散时间过程噪声的方差阵 $Q_k = 2\alpha^* \sigma_k^2 Q_0$ ， Q_0 为与机动频率 α^* 和采样周期 T 有关的常值矩阵， σ_k^2 为滚转角加速度的方差，有

$$\sigma_k^2 = \begin{cases} \frac{4 - \pi}{\pi} (a_{\max} - \bar{a})^2 & \bar{a} > 0 \\ \frac{4 - \pi}{\pi} (a_{-\max} + \bar{a})^2 & \bar{a} < 0 \end{cases} \quad (20)$$

式中： a_{\max} 和 $a_{-\max}$ 分别为滚转角加速度的最大值和最小值。

2.2 量测量的选取

对于GPS接收天线，为了抑制多路径影响，降低对地面反射的卫星信号的接收，通常设计天线时会减小低仰角方向上的增益，同时考虑到载体对卫星信号的遮挡，最好选择载体上表面的2个天线。天线的选择可以根据滚转角，如图1所示，当滚转角为 45° 时，天顶方向上的卫星正好位于天线1和天线2之间，所以选择这2个天线。

在滤波算法递推时，根据 $k-1$ 时刻到 k 时刻的滚转角预测估计值 $\hat{\varphi}_{k/k-1}$ ，选取2个天线，量测量为2个天线接收的GPS可见星的载波信号功率差值和多普勒频率差值：

$$Z = \begin{cases} [P_{2,1} \ f_{2,1}]^T & 0^\circ \leq \hat{\varphi}_{k/k-1} < 90^\circ \\ [P_{3,2} \ f_{3,2}]^T & 90^\circ \leq \hat{\varphi}_{k/k-1} < 180^\circ \\ [P_{4,3} \ f_{4,3}]^T & 180^\circ \leq \hat{\varphi}_{k/k-1} < 270^\circ \\ [P_{1,4} \ f_{1,4}]^T & 270^\circ \leq \hat{\varphi}_{k/k-1} < 360^\circ \end{cases} \quad (21)$$

2.3 UKF 算法

由于量测方程具有较强的非线性，本文采用UKF进行滤波和估计。UKF是sigma点卡尔曼滤波的一种，通过无迹非线性变换逼近非线性系统状态的后验均值和协方差^[11]。UKF既可以保证

状态估计的精度，又能避免对非线性方程的线性化。UKF算法的具体过程可参考文献[12]。

3 自适应滤波算法

在当前统计模型中， Q_k 表征模型的准确程度， Q_k 越小，认为目标运动越接近匀加速运动； Q_k 越大，认为目标加速度变化范围越大，越偏离匀加速运动^[13]。 Q_k 受采样周期 T 、机动频率 α^* 以及当前 k 时刻滚转角加速度方差 σ_k^2 这3个因素影响，通常采样周期 T 和机动频率 α^* 能确定，所以系统噪声方差阵 Q_k 主要由滚转角加速度方差 σ_k^2 确定，而 σ_k^2 的大小又由滚转角加速度的最大值 a_{\max} 和最小值 $a_{-\max}$ 确定，可见当前统计模型的性能取决于预先选取的 a_{\max} 和 $a_{-\max}$ 。在实际工程应用中，情况复杂多变，如果目标机动加速度超过预先选取的最值，模型性能会明显恶化。针对加速度最值的选取问题，国内外文献提出了多种自适应方法实现对噪声方差阵进行自适应调整。

文献[14]提出利用状态值 \hat{x}_k 与状态预测值 $\hat{x}_{k/k-1}$ 之间的差值关系得到加速度方差自适应估计公式：

$$\sigma_k^2 = \frac{2}{3T^2} (\hat{x}_k - \hat{x}_{k/k-1})^2 \quad (22)$$

文献[15]提出利用角速度估计值 \hat{x}_k 与角速度预测值 $\hat{x}_{k/k-1}$ 之间的差值关系给出角加速度方差自适应估计公式：

$$\sigma_k^2 = C |\hat{x}_k - \hat{x}_{k/k-1}| \quad (23)$$

式中： C 为比例系数。在文献[14-15]的基础上，本文提出滚转角加速度估计自适应滤波算法，利用前后时刻滚转角加速度估计值的差值，对滚转角加速度方差 σ_k^2 的改进。如果载体的滚转角加速度改变较小，前后时刻滚转角加速度估计值相差较小，滚转角加速度的分布相对于平均值的偏离程度也较小，即滚转角加速度方差较小；反之，如果载体的滚转角加速度改变较大，前后时刻滚转角加速度估计值相差较大，滚转角加速度的分布相对于平均值的偏离程度也较大，即滚转角加速度方差较大。可以看出，滚转角加速度方差应该和前后时刻滚转角加速度估计值的差值相关，因此可以利用滚转角加速度估计值的差值来估计滚转角加速度方差，参考式(22)和式(23)，可以得到一种简单的自适应调整公式来估计滚转角加速度方差：

$$\sigma_k^2 = C (\hat{\varphi}_k - \hat{\varphi}_{k-1})^2 \quad (24)$$

仿真中 C 取 1 时估计精度较高。从式 (24) 中可以看出,在一个采样周期内,载体滚转角加速度的变化趋势能够反映滚转角加速度的偏离程度,即滚转角加速度方差的大小。通过对滚转角加速度方差的自适应调整,避免了预先设定滚转角加速度最值对模型性能的限制。

4 实验与仿真

为了验证本文提出的基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法的有效性,设计实验将接收机天线静止置于室外,接收实际卫星信号 10 min,某颗 GPS 卫星的信号功率和多普勒频率的测量结果如图 4 所示。

GPS 卫星是在不停运动的,会引起多普勒频率测量值变化,由于测量时间较短,认为其他因素的影响较小,可以估计出该天线信号功率的测量均方根误差约为 $0.2 \text{ dB} \cdot \text{W}$,多普勒频率测量均方根误差约为 0.4 Hz 。

设计载体转速为匀加速和正弦 2 种机动形式的仿真,对 UKF 算法和本文提出的自适应滤波算法进行比较。利用导航卫星数仿软件产生 GPS 卫星和接收机天线数据,根据实验结果设定仿真中的量测噪声,载体以 100 m/s 的速度向北飞行,俯仰角和航向角保持不变,仿真时间为 10 s ,采样周期 $T = 100 \text{ ms}$,机动频率 $\alpha^* = 0.025$,在 UKF 算法中 a_{max} 和 a_{min} 分别取 400 和 -400 ($^\circ$)/ s^2 。

匀加速机动模拟载体转速从 0 增大到 10 Hz ,滚转角加速度设为 $\ddot{\varphi}(t) = 360$ ($^\circ$)/ s^2 。匀加速机动的估计结果如图 5 所示。

对于匀加速机动,滚转角加速度保持不变,自适应滤波的滚转角加速度方差比 UKF 的小,收敛速度更快。

正弦机动模拟载体在 10 Hz 转速上有一个正

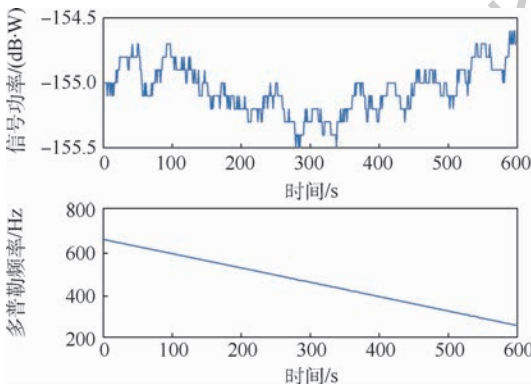


图 4 某颗 GPS 卫星的测量结果

Fig. 4 Measurement results of a GPS satellite

弦波动,滚转角加速度设置为 $\ddot{\varphi}(t) = 300 \cos(\pi t/5)$ ($^\circ$)/ s^2 。正弦机动估计结果如图 6 所示。

对于正弦机动,滚转角加速度不断变化,2 种滤波都有不同程度的滞后,其中 UKF 的滚转角加速度方差与当前滚转角加速度的预测值 \bar{a} 有关,在第 2.5 s 和第 7.5 s 时,滚转角加速度为 0,误差明显增大。

2 种滤波算法对 2 种转速机动形式的滚转角、滚转角速度和滚转角加速度估计的均方根误差如表 1 所示。

在实际使用过程中,载体运动可能会对天线的测量精度产生影响,以自适应滤波的正弦机动为例,在其他条件不变的情况下,加入 2 倍和 3 倍的量测噪声,得到估计误差如图 7 所示。

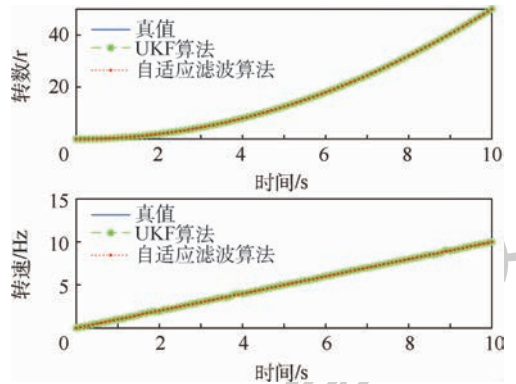


图 5 匀加速机动的估计结果

Fig. 5 Estimation results of constant-acceleration maneuver

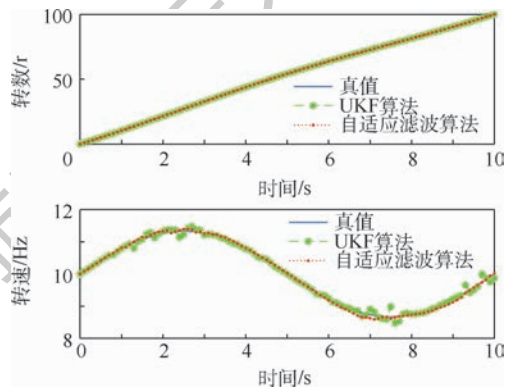


图 6 正弦机动的估计结果

Fig. 6 Estimation results of sinusoidal maneuver

表 1 2 种算法的均方根误差

Table 1 Root mean square error of two algorithms

机动形式	滤波算法	滚转角/ ($^\circ$)	滚转角速度/ ($^\circ$)· s^{-1}	滚转角加速度/ ($^\circ$)· s^{-2}
匀加速	UKF	2.7	10.7	23.8
	自适应滤波	1.7	3.7	3.7
正弦	UKF	3.1	28.2	139.3
	自适应滤波	2.6	18.6	64.9

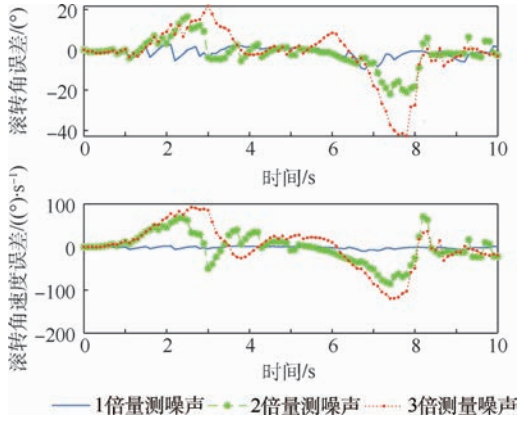


图7 不同噪声下的估计误差

Fig.7 Estimation error under different noises

2 倍量测噪声下的滚转角和滚转角速度的均方根误差分别为 7.2° 和 $34.5^\circ/s$, 3 倍量测噪声下的滚转角和滚转角速度的均方根误差分别为 12.6° 和 $48.7^\circ/s$ 。由图 7 可以看出, 同样在第 2.5 s 和第 7.5 s 时, 滚转角加速度为 0, 但是前后时刻的滚转角加速度改变最大, 所以量测噪声越大, 误差也越大, 滞后也越明显。

5 结论

1) 本文分析了 GPS 信号功率与载体滚转角、多普勒频率与载体滚转角速度的关系, 采用了 UKF 算法融合 GPS 信号功率和多普勒频率测量信息, 并提出了滚转角加速度估计自适应滤波算法改进模型, 仿真结果表明, 滤波算法融合 2 种信息是可以对载体的滚转角和滚转角速度进行测量的, 且天线的信号功率和多普勒频率测量精度对估计精度影响很大。

2) 与 UKF 算法相比, 自适应滤波算法不仅能对各种转速机动形式进行估计, 而且避免了滚转角加速度最值选取导致对滤波性能的影响, 更有效地抑制了滚转角、滚转角速度和滚转角加速度的误差跳变幅度, 减小了均方根误差, 具有更好的滤波估计能力, 大幅度地提高了测量精度。

参考文献 (References)

[1] 杨洁, 王新龙, 陈鼎, 等. GNSS 定姿技术发展综述[J]. 航空兵器, 2018(6): 16-25.
YANG J, WANG X L, CHEN D, et al. Review on the development of GNSS attitude determination technology [J]. Aero Weaponry, 2018(6): 16-25 (in Chinese).
[2] 王冰, 隋立芬, 张清华, 等. 利用 GPS 解算载体测姿的算法研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2013, 38(12): 1392-1395.
WANG B, SUI L F, ZHANG Q H, et al. Research on attitude

determination algorithms using GPS [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2013, 38(12): 1392-1395 (in Chinese).
[3] LUO J, VAN DER VELDE W E, TSENG H W, et al. Single antenna GPS measurement of roll rate and roll angle of spinning platform: US9429660 [P]. 2016-08-30.
[4] VELDE W V, CAFARELLA J, TSENG H W, et al. GPS-based measurement of roll rate and roll angle of spinning platforms: US2010117894(A1) [P]. 2010-05-13.
[5] 王康, 刘莉, 杜小菁. 天线方向图在 GPS 仿真实验中的应用[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(4): 1079-1082.
WANG K, LIU L, DU X J. Application of antenna radiation pattern in GPS simulation experiment [J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(4): 1079-1082 (in Chinese).
[6] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2017.
XIE G. Principles of GPS and receiver design [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017 (in Chinese).
[7] 张尧. 旋转状态下 GNSS 信号跟踪算法研究及 GPU 实现 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014: 12-14.
ZHANG Y. Research of GNSS signal tracking algorithm under spinning condition and complemented by GPU [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014: 12-14 (in Chinese).
[8] 熊杰, 马勇. GPS 多普勒差分测速算法 [J]. 电讯技术, 2018, 58(9): 38-42.
XIONG J, MA Y. A velocity determination algorithm via difference GPS Doppler measurements [J]. Telecommunication Engineering, 2018, 58(9): 38-42 (in Chinese).
[9] 周政, 刘进忙, 谭西江. 基于 Jerk 输入估计的 MCS 模型及非线性跟踪算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1397-1402.
ZHOU Z, LIU J M, TAN X J. MCS model based on Jerk input estimation and nonlinear tracking algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1397-1402 (in Chinese).
[10] 金学波. Kalman 滤波器理论与应用: 基于 MATLAB 实现 [M]. 北京: 科学出版社, 2016: 120-130.
JIN X B. Theory and application of Kalman filter: Realization based on MATLAB [M]. Beijing: Science Press, 2016: 120-130 (in Chinese).
[11] 叶文, 蔡晨光, 杨平, 等. 融合高斯过程回归的 UKF 估计方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1081-1087.
YE W, CAI C G, YANG P, et al. UKF estimation method incorporating Gaussian process regression [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1081-1087 (in Chinese).
[12] 袁丹丹, 易文俊, 管军, 等. 基于 UKF 弹体滚转姿态测量方法研究 [J]. 弹道学报, 2017, 29(2): 8-12.
YUAN D D, YI W J, GUAN J, et al. Improved neural network enhanced navigation system of adaptive unscented Kalman filter [J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(2): 8-12 (in Chinese).
[13] 梁小虎, 朱武宣, 郭军海, 等. 多级弹道目标主动段机动检测自适应跟踪算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1682-1686.

- LIANG X H, ZHU W X, GUO J H, et al. Adaptive tracking algorithm based on maneuver detection for multi-stage ballistic target boost phase [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1682-1686 (in Chinese).
- [14] 骆荣剑, 李颖, 钱广华, 等. 机动目标跟踪中一种改进的自适应卡尔曼滤波算法 [J]. 重庆邮电大学学报(自然科学版), 2015, 27(1): 31-36.
- LUO R J, LI Y, QIAN G H, et al. Improved maneuvering target tracking adaptive Kalman filter algorithm [J]. Journal of Chongqing University of Posts and Telecommunications (Natural Science Edition), 2015, 27(1): 31-36 (in Chinese).
- [15] 刘朝华, 王勇, 毛玉良, 等. 基于MEMS加速度计的弹体滚转角测量方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20(5): 505-509.
- LIU Z H, WANG Y, MAO Y L, et al. Measurement method of projectile's roll angle based on MEMS accelerometers [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(5): 505-509 (in Chinese).

作者简介:

刘阳 男, 硕士研究生。主要研究方向: 卫星导航。

李怀建 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 卫星导航与组合导航。

杜小菁 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 惯性导航与组合导航。

A roll angle estimation method using GPS based on adaptive filter

LIU Yang, LI Huaijian, DU Xiaojing*

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The two main techniques for Global Positioning System (GPS) attitude measurement are to use GPS carrier phase and signal power, but the measurement information is single and independent. Aimed at the problem of attitude measurement of a spinning vehicle, a roll angle estimation method using GPS based on adaptive filter is proposed, which measures the roll angle and roll angular velocity by combining signal power and Doppler frequency information of GPS receiver antenna. The system model of the roll angle and roll angular velocity measurement is established by using the current statistical model, the measurements are selected according to the predicted estimation value of the roll angle, and an adaptive filter is proposed. The adaptive filter algorithm of roll angular acceleration estimation is used to realize the adaptive adjustment of the variance matrix of the system noise, which avoids the selection of the roll angle acceleration maximum value and reduces the effect of noise. The feasibility of the roll angle estimation method using GPS based on adaptive filter is verified by simulation, and the results show that the measurement accuracy of the method is higher than that of Unscented Kalman Filter (UKF).

Keywords: Global Positioning System (GPS); current statistical model; Unscented Kalman Filter (UKF); adaptive filter; attitude measurement

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0394

基于改进型 YOLO 算法的遥感图像舰船检测

王玺坤, 姜宏旭*, 林珂玉

(北京航空航天大学 数字媒体北京市重点实验室, 北京 100083)



摘 要: 目标检测算法在 PASCAL VOC 等数据集中取得了非常好的检测效果,但是在大幅度遥感图像中舰船目标的检测准确率却很低。因此,针对可见光遥感图像的特点,在 YOLOv3-Tiny 算法的基础上增加了特征映射模块,为预测层提供丰富的语义信息,同时在特征提取网络中引用残差网络,提高了检测准确率,从而有效提取舰船特征。实验结果表明:优化后的 M-YOLO 算法检测准确率为 94.12%。相比于 SSD 和 YOLOv3 算法, M-YOLO 算法的检测准确率分别提高了 11.11% 和 9.44%。

关键词: 舰船检测; YOLOv3; YOLOv3-Tiny; 残差网络; 特征映射模块

中图分类号: TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1184-08

随着遥感技术的发展,遥感图像处理的研究越来越受到重视。虽然之前已经提出了许多舰船检测算法,但由于存在诸如舰船密度、图像亮度等不确定性因素,如何提高舰船检测的准确率仍然是一个巨大的挑战。此外,遥感图像幅员辽阔,其幅宽可达 50~100 km,其中的舰船尺寸非常小且密集分布,具有体积小、数量多、位置多样、地物干扰性大等特点,不同于 PASCAL VOC 数据集中大而突出的检测目标。遥感图像中舰船之类的小目标,即使在最高分辨率下,每个舰船的范围也只有约 15 个像素。

在过去的几年中,已经提出了一些传统的舰船检测算法。有些算法采用以下思路:基于图像中梯度直方图的 SIFT^[1] (Scale-Invariant Feature Transform) 和 HOG^[2] (Histogram of Oriented Gradient) 特征提取方法,利用滑动窗口找出舰船目标的潜在区域提取特征信息,再利用 SVM^[1] 和 Ada-boost^[3] 等分类器对目标特征进行识别和分类检测。有些算法^[4] 使用自下而上的视觉注意机制

在整个检测场景中选择突出的候选区域。虽然这些算法表现出很好的性能,但复杂的场景下实用性很差,在实际任务中难以达到足够的精度。特别地,基于滑动窗口的舰船潜在区域选择策略会进行大量重复计算,无法满足舰船实时监测的要求。

自从在 ImageNet 竞赛中引入卷积神经网络 (CNN) 以来,深度学习技术得到了快速的发展。与传统的舰船检测算法相比,目标检测算法能够通过卷积神经网络对训练的遥感图像进行学习,自动地从图像中提取出舰船的特征,学习能力强且识别速度快、精度高。目前流行的目标检测算法可以分为两类:一类是基于区域的目标检测算法,如 Fast R-CNN、Faster R-CNN^[5]、Mask R-CNN 等,这些算法将特征提取、区域建议网络、边界框回归与分类整合在一个网络中,提高了检测精度,但检测速度很慢,无法满足实时检测的要求;另一类是基于回归的目标检测算法,如 YOLO^[6] (You Only Look Once)、SSD^[7] (Single Shot MultiBox De-

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-10-18; 网络出版时间: 2019-10-24 14:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191024.1126.003.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61872017); 航天科学技术基金 (190109)

* 通信作者: E-mail: jianghx@buaa.edu.cn

引用格式: 王玺坤, 姜宏旭, 林珂玉. 基于改进型 YOLO 算法的遥感图像舰船检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1184-1191. WANG X K, JIANG H X, LIN K Y. Remote sensing image ship detection based on modified YOLO algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1184-1191 (in Chinese).

ector)等算法,这些算法直接在原始图像上完成输入到目标位置和类别的输出,卷积神经网络经过一次推理,就能得到图像中目标的位置和所属类别以及相应的置信概率,而且其检测速度可以满足实时检测的要求。上述深度学习算法在目标检测数据集 PASCAL VOC 2007 和 2012 上取得了很好的检测效果,可以检测到人、车、动物等目标,通常这些目标会占据图像的大部分空间;而在遥感图像中舰船通常只占据 10~32 像素,深度学习算法对舰船的检测精度很低,如果在遥感图像中出现多个密集的舰船目标,则无法检测出来。

本文以基于回归的 YOLOv3-Tiny 算法为基础,将遥感图像中的舰船作为检测目标,在 YOLOv3-Tiny 算法的网络模型中引用残差网络,提高了特征提取网络的检测性能,同时增加特征映射模块,为预测层提供丰富的语义信息,从而有效提取舰船特征。

1 相关工作

近年来,遥感图像舰船检测领域已经提出了各种方法。本节将简要回顾现有的基于深度学习的目标检测算法和基于深度学习的舰船检测算法。

在基于深度学习的目标检测领域中,特征提取阶段主流的方法是基于区域和回归的目标检测算法。R-CNN、Fast R-CNN、Faster R-CNN^[5]等目标检测算法,主要是通过区域建议产生大量的可能包含检测对象的潜在边界框,再用分类器去判断每个边界框里面是否包含对象,以及对象所属类别的概率和置信度。YOLO^[6]不同于这些目标检测算法,其将目标检测任务当做一个回归问题来处理,使用一个卷积神经网络,直接从一整张图像来预测出边界框的坐标,边界框中包含物体的置信度和概率。SSD^[7]沿用了 YOLO 基于回归的思想,结合 Faster R-CNN 的候选框,提出预设框和加入特征金字塔,直接估计对象区域并真正实现实时检测。特征金字塔网络^[8](Feature Pyramid Networks, FPN)采用多尺度特征金字塔形式,开发了一种具有横向连接的自上而下的架构,用于在所有尺度上构建高级语义特征图,并充分利用特征图来获得更好的检测结果。R-FCN^[9](Region-based Fully Convolutional Networks)构建了一个基于区域的完全卷积网络,几乎所有计算都在整个图像上共享,从而大大减少了参数数量,提高了检测速度,并具有良好的检测效果。

上述目标检测算法也广泛用于遥感图像舰船

检测。文献[10]提出了一种基于卷积神经网络的舰船检测新方法(S-CNN),从测试图像中提取的线段定位船舶建议,并结合改进的显著性检测算法挑选尺寸相对较小的近海船舶。然而在处理不同复杂场景下的船舶时,其检测准确率很低。文献[11]采用传统的恒虚警率(CFAR)将现有的目标检测算法 Faster R-CNN 修改为 CFAR 算法,将 Faster R-CNN 生成的对象建议作为 CFAR 算法的保护窗口,然后获取小尺寸目标,重新评估检测网络中分类得分相对较低的边界框,但是在检测具有多尺度特征的舰船时存在严重的信息丢失问题。文献[12]提出了一种基于海陆分割的卷积神经网络的舰船检测框架(SLS-CNN),试图将 SLS-CNN 探测器、显著性计算和角落特征结合起来。然而在现实生活中,对于具有大纵横比的舰船,一旦角度倾斜,冗余区域将相对较大,并且不利于非最大抑制的操作,经常导致检测丢失。文献[13]提出了一种基于 YOLOv2^[14]算法的船舶检测算法 YOLT(You Only Look Twice),YOLT 框架使用单个卷积神经网络来预测类别和边界框,借鉴 GoogleNet 网络结构,以实时速度运行网络结构测试输入图像。YOLT 在训练和测试时能检测到整个图像,大大改善了背景差异,网络可以为每个对象编码上下文信息。然而 YOLT 的特征融合方法,具有较小的感受野,缺乏丰富的语义信息,会造成小目标的语义特征丢失严重,在检测密集较小的舰船时有不利的影响。

2 YOLOv3-Tiny 算法原理及优化

2.1 基于舰船检测的 YOLOv3-Tiny 算法

YOLO 算法经过优化和迭代,在检测性能上都优于 SSD、Faster R-CNN 等算法。在网络结构上,YOLOv3 融合了 YOLOv2、Darknet-19 以及其他新型残差网络,由连续的 3×3 和 1×1 卷积层组合而成。因为一共有 53 个卷积层,称为 Darknet-53。

YOLOv3 网络首先把遥感图像进行预处理缩放到 416×416 ,并送入卷积神经网络进行推理,根据网络模型的置信度对检测结果进行非极大值抑制和分类识别。YOLOv3 网络将输入图像划分成 $S \times S$ 个网格,如果某网格的中心内落有某目标物体,则这个网格就负责预测这个物体。每个网格预测出检测物体边界框的 4 个偏移坐标(t_x, t_y, t_w, t_h)以及置信度得分。YOLOv3 网络在 3 种不同的规模上进行预测,分别为 13×13 、 26×26 和 52×52 ,每种规模预测 3 个边界框。在 COCO 数

数据集实验中, YOLOv3 算法分别为每种规模各预测了 3 个边界框, 所以得到的张量是 $S \times S \times [3 \times (4 + 1 + 80)]$, 其中包含 4 个边界框的坐标 (t_x, t_y, t_w, t_h) 、1 个目标预测以及 80 种分类预测。假设以图像左上角顶点为坐标原点, 则单元格相对于图像的坐标为 (x_0, y_0) , 且先验边界框 (Bounding Box Prior) 具有宽度 p_w 和高度 p_h , 那么预测出的检测框可以表示为

$$\begin{cases} b_x = \sigma(t_x) + x_0 \\ b_y = \sigma(t_y) + y_0 \\ b_w = p_w e^{t_w} \\ b_h = p_h e^{t_h} \end{cases}$$

式中: (b_x, b_y) 为检测框的中心坐标; $\sigma(\cdot)$ 表示将 t_x 和 t_y 归一化为 $0 \sim 1$; b_w 和 b_h 分别为检测框的宽度和高度。

如图 1 所示, YOLOv3 网络在 3 个不同尺度上进行预测。预测层用于在 3 个不同大小的特征图上执行预测, 特征图步幅分别是 32、16、8。这意味着, 当输入图像大小是 416×416 时, YOLOv3 网络在尺度 13×13 、 26×26 和 52×52 上执行检测。该网络在第一个检测层之前对输入图像执行下采样, 检测层使用步幅为 32 的层的特征图执行检测。随后在执行因子为 2 的上采样后, 并与前一个层的特征图 (特征图大小相同) 拼接。另一个检测在步幅为 16 的层中执行。重复同样的上采样步骤, 最后一个检测在步幅为 8 的层中执行。在每个尺度上, 每个单元使用 3 个锚点预测 3 个边界框, 锚点的总数为 9 (不同尺度的锚点不同)。YOLOv3 在多个尺度的特征图上做检测, 对于小目标的检测效果提升还是明显的。

YOLOv3-Tiny 网络是 YOLOv3 网络的简化, 并且结合了 FPN 和 FCN 算法, 模型结构轻量化, 检测精度有了很大提高。YOLOv3-Tiny 融合了 2 个尺度 (13×13 、 26×26), 在 2 个尺度的融合特征图上分别独立做检测, 同时上采样可以帮助该网络学习细粒度特征, 帮助检测较小目标。

为了对比 YOLOv3 和 YOLOv3-Tiny 算法对小目标的检测能力, 分别利用 YOLOv3 和 YOLOv3-Tiny 对 PASCAL VOC 数据集的 20 类目标进行检测, 并计算各类目标的检测准确率和 20 类目标的平均检测准确率 (mAP), 结果如表 1 所示。

为了比较 YOLOv3 和 YOLOv3-Tiny 算法舰船遥感数据集上的检测准确率 (AP), 本文算法基于遥感数据集对其 2 个网络进行训练, 数据集类别为 1 (舰船类)。训练时, 初始阶段学习率为 0.001, 衰减系数为 0.0005, 在训练迭代次数为 40 000 次和 45 000 次时, 分布将学习率降低为 0.0001 和 0.00001, 使损失函数进一步收敛。大约经过 45 000 次迭代之后, 各参数变化基本稳定。

训练结束后, 分别利用 YOLOv3 和 YOLOv3-

表 1 PASCAL VOC 数据集算法结果对比
Table 1 Comparison of PASCAL VOC dataset algorithm results

模型	mAP/%	
	YOLOv3	YOLOv3-Tiny
Person	70.89	57.96
Bird	40.62	22.79
Sheep	53.31	44.41
Cow	53.39	43.68
Dog	54.78	37.83
Horse	76.13	59.96
Motorbike	73.81	61.55
均值	60.42	46.88

模型	mAP/%	
	YOLOv3	YOLOv3-Tiny
Aeroplane	64.09	47.14
Bicycle	71.05	61.44
Boat	43.56	27.49
Bus	68.16	58.10
Car	75.87	65.39
Cat	59.31	37.89
Train	75.21	53.92
均值	65.32	50.20

模型	mAP/%	
	YOLOv3	YOLOv3-Tiny
Bottle	57.43	47.41
Chair	29.32	13.45
Diningtable	36.04	25.78
Pottedplant	59.66	34.77
sofa	27.60	20.53
Tvmonitor	55.69	31.92
均值	44.29	28.98

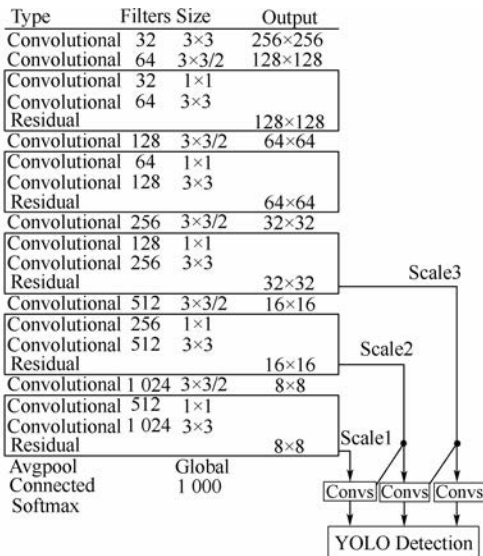


图 1 YOLOv3 网络模型

Fig. 1 YOLOv3 network architecture

Tiny 对遥感数据集中的舰船类目标进行检测,并计算舰船类目标的检测准确率,结果如表 2 所示。

由表 1 和表 2 可知,在通用数据集 PASCAL VOC 上,YOLOv3 算法的平均检测准确率高于 YOLOv3-Tiny 算法,而在遥感数据集上,YOLOv3-Tiny 算法的检测准确率却比 YOLOv3 算法提高 2.55%。

通常,在通用目标检测数据集 PASCAL VOC 上,人、车、动物等目标会占据图像的大部分空间,YOLOv3 算法比 YOLOv3-Tiny 算法会取得更好的检测结果。而在遥感图像中,舰船通常只占据 10~32 像素,YOLOv3 由于网络结构复杂,网络层次深,故 YOLOv3 算法对舰船的检测精度很低。YOLOv3-Tiny 网络模型轻量化,往往在检测一类微小目标时,其检测能力很强。其次,YOLOv3 网络中存在着大量的下采样层,这些下采样层会导致对象的相对过程特征分离。假如遥感图像中舰船类目标只有几个像素的范围,在 YOLOv3 网络结构中该网络缩减 32 倍并返回 13×13 的预测网格时,如果舰船类目标在遥感图像中不足 32 个像素,会导致该类目标在预测网格中丢失。所以在遥感数据集针对小目标的检测时,YOLOv3 网络的检测准确率远远低于 YOLOv3-Tiny 网络。

表 2 舰船数据集算法对比结果

Table 2 Ship dataset algorithm comparison results

算法	AP/%
YOLOv3	84.68
YOLOv3-Tiny	87.23

2.2 YOLOv3-Tiny 网络模型的优化

基于以上 YOLOv3 和 YOLOv3-Tiny 网络对遥感图像舰船目标的检测结果分析,本文基于 YOLOv3-Tiny 网络设计了改进型 YOLO 网络结构 (Modified YOLO, M-YOLO)。M-YOLO 网络结构

如图 2 所示,M-YOLO 网络包括 18 个卷积层、6 个 Maxpool 下采样层、3 个 Route layer 层、1 个 Upsample 层、2 个 YOLO 层。

为了提高 M-YOLO 网络对舰船小目标的检测能力,M-YOLO 设置其卷积层的下采样率为 32,在 416×416 像素大小的输入分辨率下,经过特征提取后,得到的 2 个特征图的大小为 13×13 和 26×26 。

输入 416×416 的遥感图像后,M-YOLO 网络会得到 13×13 和 26×26 两种不同尺度的特征图,并且为每个特征图的每个网格单元设置 3 个先验框。每个网格单元预测先验框的坐标值 (t_x, t_y, t_w, t_h),以及每个先验框的置信度分数和 N 个类别预测 (N 为检测目标的所属类别),由于本文只针对舰船类检测,因此 N 的取值为 1。每一个网格单元的张量为 $3 \times (4 + 1 + 1) = 18$,由此得到总的网格单元的张量为 $13 \times 13 \times 18 + 26 \times 26 \times 18 = 15210$ 。

如图 2 所示,M-YOLO 网络从第 12 层卷积层 Conv8 开始分为 2 条路径,将低层的特征直接连接到高层,增加了高层特征图的语义信息。M-YOLO 网络采用了 3 个 Route layer 层,其作用主要把对应的输入层连接在一起,而且要求其输入层的图像宽度和高度必须相等;如果不相等,则把 Route layer 层的输出宽度 W 、高度 H 、通道数 C 都设置为 0。

M-YOLO 采用了残差网络,在第 2 个和第 3 个下采样层之后分别加入残差学习单元,使某一层的输出可以直接跨过几层作为后面某一层的输入,提高了网络的预测性能。其次在预测目标部分,M-YOLO 网络在第 11 个卷积层之后使用了由 3×3 卷积层和 1×1 卷积层构成的特征映射模块,以增加网络上下层的语义信息和提高对舰船小目标的检测性能。

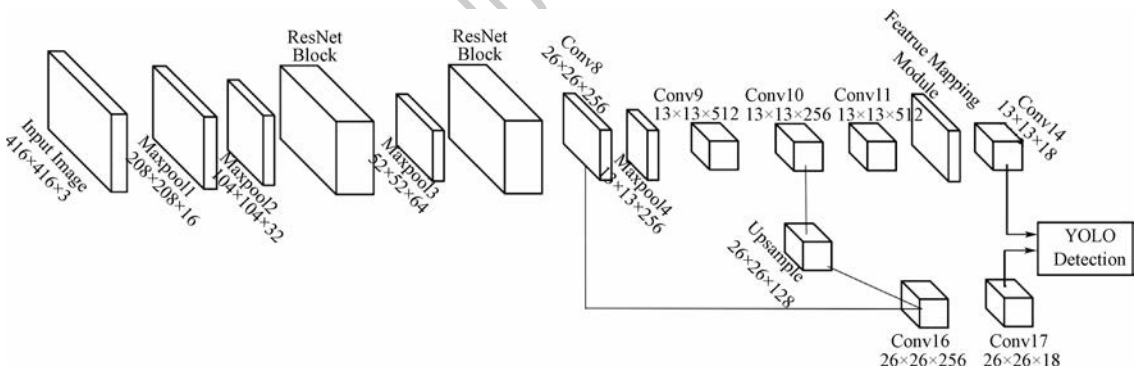


图 2 M-YOLO 网络结构

Fig. 2 M-YOLO network architecture

2.3 特征映射模块

YOLOv3-Tiny 网络采用上采样和融合的做法,融合了尺度 1(13×13)和尺度 2(26×26)2 个尺度的特征融合层,在 2 个尺度的融合特征图上分别做独立检测。对于尺度 2,从尺度 1 中之前的 2 层获取特征图,将其上采样 2 倍,并与网络中较早的相同大小的卷积特征连接,形成 26×26 的特征图。这种架构虽然在预测中获得了更细粒度的特征图,但这种设计具有较小的感受野,缺乏丰富的语义信息。因此,M-YOLO 网络引入了特征映射模块,如图 3 所示。

M-YOLO 网络模型主要由卷积层和池化层构成,其卷积层采用了 3×3 卷积和 1×1 卷积,每个卷积层后添加批标准化层,加速了网络的收敛。在图 3 中,不同的卷积运算如 1×1 和 3×3 的卷积核可以获得遥感图像中不同感受域的信息,汇集这些卷积运算的结果可以获得丰富的语义信息,非常适合多尺度特征的提取。

在特征映射模块中,M-YOLO 使用 2 种不同大小的卷积核 1×1 和 3×3,从而将网络的低级特征和高级特征连接起来。1×1 卷积核只有一个参数,相当于原始特征图的缩放,实现跨通道信息的整合和通道数量的改变。3×3 卷积核在 26×26 特征图上占有 25% 以上的比例,对其改变特征图的大小,提取舰船特征,在为舰船小目标提供语义信息方面非常有效。图 3 中,3×3 卷积层之前是 1×1 卷积层,这减少了输入通道和网络参数的数量并增加了网络的深度。

M-YOLO 网络输入 416×416 的遥感图像后,在图 3 中其高级特征映射的大小为 52×52×128,低级特征映射的大小为 52×52×256,则连接后的特征映射的大小为 52×52×384。多级特征映射提供了不同的感知域和有意义的语义信息,有利于舰船密集小目标的检测。

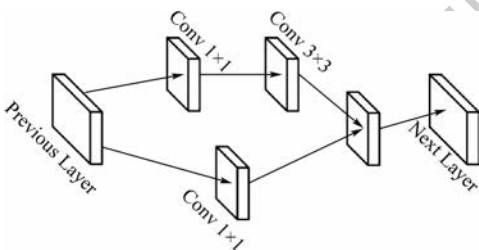


图 3 特征映射模块

Fig. 3 Feature mapping module

2.4 残差网络模块

在卷积神经网络中,增加网络的宽度和深度可以很好地提高网络的性能,层数深的网络一般

比层数浅的网络效果好。但随着网络层数的加深,卷积神经网络在反向传播中容易出现梯度弥散和梯度爆炸问题,抑制了浅层网络参数的收敛,当反向梯度消失后,整个网络的权重参数就无法得到更新和优化,网络模型的性能就会饱和。当网络层数达到一定的数目以后,网络的性能就会开始退化,但这种退化并不是由过拟合引起的,而是由网络层数变深引起的。

为了解决网络深度变深以后的性能退化问题,提出了残差网络^[15](ResNet)。在整个网络中每隔 3 层使用一次快捷连接(Shortcut Connection),把第 1 层的输出特征加至第 3 层特征层中,这样梯度在反向传播时就不可能变为 0,从而能够有效地训练整个神经网络。残差网络的出现确实有助于解决梯度消失和梯度爆炸的问题,在训练更深网络的同时,又能保证良好的性能。

残差网络由残差模块构成,如图 4 所示。假设在残差学习模块中,当输入为 x 时其基础映射记为 $H(x)$,现在希望其学习到的残差函数为 $F(x) = H(x) - x$,这样输出的学习特征为 $F(x) + x$ 。当残差为 0 时,此时构建模块只做了恒等映射,网络模型的检测精度至少不会损失。实际上为 0 的残差函数不可能存在,这会使得残差学习单元在恒等映射的基础上学习到新的特征信息,从而提高了网络学习效率。

残差网络的公式为

$$y = F(x, \{W_i\}) + x \quad (1)$$

$$y = F(x, \{W_i\}) + W_i x \quad (2)$$

式中: x 和 y 分别为残差模块中的输入和输出; $F(x, \{W_i\})$ 为后期需要训练的残差映射函数; W_i 和 W_i 为输入参数。由图 4 可以看到,在快捷连接中加入了特征层 x ,残差模块不仅便于实现,而且也较容易比较相同层的残差层和基本网络层之间的优劣。因为 $F(x, \{W_i\})$ 和 x 都是同维度的矩阵,但是在矩阵线性运算时必须具有相同深度,

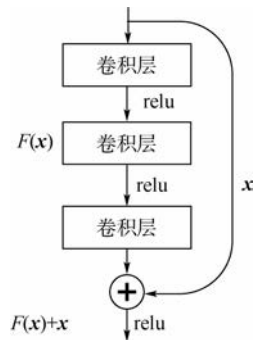


图 4 残差模块

Fig. 4 ResNet module

因此需要使用线性映射来调整 x 的通道数。

本文 M-YOLO 网络模型采用了基于三层残差学习单元的网络结构。残差网络在解决了阻碍更深层次网络优化的梯度消失和梯度爆炸问题后,通过快捷连接在某一层获得激活,然后迅速反馈给另外一层或者更深层,提高了网络检测性能。残差网络可以训练更深层次乃至几千层的网络模型并取得更高的精确度,现已在检测、分割、识别等领域被广泛应用。

3 实验及结果

3.1 实验数据集及实验环境

实验从 Google Earth 上搜集了 10 013 幅可见光遥感图像,制作了舰船目标遥感数据集,数据集中只包含舰船一种类别,数据集的格式为 PASCAL VOC。为了减少训练过程中网络过拟合的风险,对数据集采用数据增广方法实现样本扩充,分别采用旋转和翻转 2 种方式对包含 1 001 幅可见光遥感图像进行 6 倍扩充从而得到 60 078 幅扩充图像。首先对原图像进行上下翻转操作,同时图像中的舰船目标框也做翻转操作,从而得到原图像和翻转图像 2 幅图像;再对以上 2 幅图像分别做旋转 90° 和 180° 的操作,得到额外 4 幅不同的图像。经过以上操作后,数据集得到了 6 倍扩充。

本文使用开源工具 LabelImg 对数据集中的遥感图像进行了人工标注,图片标注后,都会对应生成相同文件名且后缀为 .xml 的文件,该文件记录了标注框的位置和目标类别等信息。数据集中含有 60 078 张图片,分辨率为 768×768 ,如表 3 所示。

本文采用深度学习框架 Darknet 搭建实验运行环境,并在 GPU 服务器 GeForce GTX TITAN Xp 的 CUDA 环境中进行 GPU 并行加速计算。具体配置如表 4 所示。

表 3 舰船检测数据集

Table 3 Ship detection dataset

参数	数值
总数据集	60 078
训练集	18 023
测试集	24 032
训练验证集	360 046
验证集	180 023

3.2 M-YOLO 网络训练

本文算法基于上述遥感数据集进行训练,类别为 1,训练阶段初始学习率为 0.001,衰减系数

为 0.000 5,在训练迭代次数为 80 000 次和 95 000 次时,分布将学习率降低为 0.000 1 和 0.000 01,使损失函数进一步收敛。大约经过 95 000 次迭代之后,各参数变化基本稳定,最后的 loss 值下降到 0.2 左右,平均交并比 (Avg IOU) 逐渐接近 1,最终稳定在 0.9 左右。从此参数的收敛情况分析, M-YOLO 网络的训练结果比较理想。M-YOLO 网络训练过程中检测准确率和召回率的曲线如图 5 所示。

图 5 为本文算法在训练过程中的接受者操作特性 (ROC) 曲线,其中 AP 为 ROC 曲线下的面积,本文中类别为 1。

表 4 实验环境

Table 4 Lab environment

参数	配置
CPU	Intel® xeon(R) CPU E5-2 620 2.10 GHz \times 12
GPU	GeForce GTX TITAN Xp
系统	Ubuntu 16.04 LTS
语言	Python 2.7
加速环境	CUDA9.0, cuDNN7.0
训练框架	Darknet

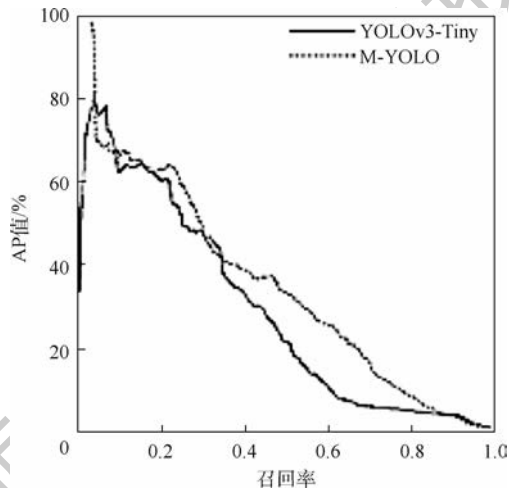


图 5 ROC 曲线

Fig. 5 ROC curve

3.3 实验结果与分析

在 M-YOLO 网络模型成功训练后,即可得到最终舰船检测模型,将待测试舰船图片输入 M-YOLO 模型,即可完成检测,测试结果如图 6 所示。由图中可以看出,所有的舰船目标都能够被完整检测出来,目标包围框能够准确框出舰船目标。

实验采用检测准确率作为舰船检测的结果评价指标。检测准确率的定义为对每张图片上的检测准确率 Precision。求和后除以包含该类别的总图片数 N_c :

$$AP = \frac{\sum Precision_c}{N_c}$$

数据集中舰船目标的检测准确率 $Precision_c$ 等于在一张图片上网络模型正确检测出的样本数 $N(\text{True})_c$ 与总样本数(包括正确检测出的样本数 $N(\text{True})_c$ 和错误检测出的样本数 $N(\text{False})_c$) 之比:

$$P_c = \frac{N(\text{True})_c}{N(\text{True})_c + N(\text{False})_c}$$

为了验证 M-YOLO 算法的检测性能,本文将实验结果与 SSD、YOLOv3、YOLOv3-Tiny 等目标检测算法进行对比,实验结果如表 5 所示。

表 5 给出了本文算法与其他目标检测算法在舰船数据集上的测试性能对比,本文算法的检测准确率为 94.12%,分别比 SSD、YOLOv3 提高了 11.11%、9.44%,得益于 M-YOLO 网络具有提取深层特征的能力。检测速度分别提高了 13.1、10.7 帧/s。与 YOLOv3-Tiny 算法相比,其检测准确率也提高了 6.89%,主要原因是本文算法采用了特征映射模块和残差网络模块,可以获得丰富的语义信息。对比以上算法,M-YOLO 网络能够保持较高分辨率,具有开阔的感受野,提高了对舰

船小目标的检测能力。本文算法的检测速度达到 54.1 帧/s,较 YOLOv3-Tiny 算法降低了 1.5 帧/s,主要由于本文算法采用了残差网络,加深了特征提取网络的深度,从而降低了检测速度。虽然 M-YOLO 网络的检测速度有所下降,但检测准确率得到了提高,且满足高于 25 帧/s 的实时检测要求。

4 结束语

本文将 M-YOLO 网络模型应用到遥感技术中的舰船检测领域,实现了对遥感图像中舰船目标的有效检测。针对舰船密集小目标难检测的问题,本文在 YOLOv3-Tiny 网络模型的基础上,增加了特征映射模块对特征提取网络进行优化,同时采用残差网络提高了对舰船的检测性能。本文算法在自制的舰船数据集上进行训练及对比测试,实验表明:本文算法较大地改善了舰船小目标的检测效果,相比于 SSD、YOLOv3 等目标检测算法,本文算法的检测准确率提高了 11.11%、9.44%,检测速度提高了 13.1、10.7 帧/s。但本文算法在模糊的小目标舰船方面仍有不足,这也是后续的研究方向。

参考文献 (References)

- [1] KAZEMI F M, SAMADI S, POORREZA H R, et al. Vehicle recognition using curvelet transform and SVM [C] // 4th International Conference on Information Technology. Piscataway: IEEE Press, 2007: 516-521.
- [2] DALAL N, TRIGGS B. Histograms of oriented gradients for human detection [C] // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2005, 1: 886-893.
- [3] FREUND Y, SCHAPIRE R E. A decision-theoretic generalization of on-line learning and an application to boosting [C] // European Conference on Computational Learning Theory. Berlin: Springer, 1995: 23-37.
- [4] BI F, ZHU B, GAO L, et al. A visual search inspired computational model for ship detection in optical satellite images [C] // IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters. Piscataway: IEEE Press, 2012, 9: 749-754.
- [5] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks [J] IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.
- [6] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement [EB/OL]. (2018-04-08) [2019-07-18]. <https://arxiv.org/abs/1804.02767>.
- [7] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot MultiBox detector. ECCV 1 [EB/OL]. (2016-12-29) [2019-07-18]. <https://arxiv.org/abs/1512.02325>.



图 6 舰船检测结果

Fig. 6 Ship detection results

表 5 实验对比结果

Table 5 Experimental comparison results

算法	检测准确率/%	帧率/(帧·s ⁻¹)
SSD	83.01	41
YOLOv3	84.68	43.4
YOLOv3-Tiny	87.23	55.6
M-YOLO	94.12	54.1

- [8] LIN T Y, DOLLAA' R P, GIRSHICK R, et al. Feature pyramid networks for object detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2017: 2117-2125.
- [9] DAI J, LI Y, HE K, et al. R-FCN: Object detection via region-based fully convolutional networks [C] // Proceedings of the 30th International Conference on Neural Information Processing. La Jolla: NIPS, 2016: 379-387.
- [10] ZHANG R, YAO J, ZHANG K, et al. S-CNN ship detection from high-resolution remote sensing images [C] // ISPRS-International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 2016: 423-430.
- [11] KANG M, LENG X, LIN Z, et al. A modified faster R-CNN based on CFAR algorithm for SAR ship detection [C] // International Workshop on Remote Sensing with Intelligent Processing. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-4.
- [12] LIU Y, ZHANG M H, XU P, et al. SAR ship detection using sea-land segmentation-based convolutional neural network [C] // International Workshop on Remote Sensing with Intelligent Processing. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-4.
- [13] VAN ET TEN A. You only look twice: Rapid multi-scale object detection in satellite imagery [EB/OL]. (2018-05-24) [2019-07-18]. <https://arxiv.org/abs/1805.09512>.
- [14] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, faster, stronger [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2017: 6517-6525.
- [15] 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 (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

作者简介:

王玺坤 男, 硕士研究生。主要研究方向: 嵌入式图像处理。

姜宏旭 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 智能硬件、嵌入式图像处理。

林珂玉 女, 硕士研究生。主要研究方向: 嵌入式图像处理。

Remote sensing image ship detection based on modified YOLO algorithm

WANG Xikun, JIANG Hongxu*, LIN Keyu

(Beijing Key Laboratory of Digital Media, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Although the target detection algorithm has achieved very good detection results in data sets such as PASCAL VOC. However, the accuracy of ship target detection in large-scale prediction images is very low. Therefore, according to the characteristics of the visible light reflection image, a feature mapping module is added on the basis of the YOLOv3-Tiny algorithm, which provides rich semantic information for the prediction layer. At the same time, a residual network is used in the feature extraction network, which improves the detection accuracy and effectively extracts ship features. Experimental results show that the detection accuracy of the optimized M-YOLO algorithm is 94.12%. Compared with the SSD and YOLOv3 algorithms, the detection accuracy of the M-YOLO algorithm is improved by 11.11% and 9.44%.

Keywords: ship detection; YOLOv3; YOLOv3-Tiny; residual network; feature mapping module

Received: 2019-07-19; Accepted: 2019-10-18; Published online: 2019-10-24 14:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191024.1126.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61872017); Aerospace Science and Technology Fund (190109)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0398

一种基于 PCA 的面向对象多尺度分割优化算法



蒋晨琛¹, 霍宏涛^{1,*}, 冯琦^{2,3}

(1. 中国人民公安大学 信息网络安全学院, 北京 100038; 2. 中国人民公安大学 公安遥感应用工程技术研究中心, 北京 100038; 3. 中国人民公安大学 公安中心, 北京 100038)

摘 要: 多尺度分割是图像面向对象分类的基础, 针对不同区域特征最优分割尺度确定的主观性以及采用聚类算法时聚类中心确定的随机性, 提出了一种联合降维与聚类算法的面向对象多尺度分割优化算法。该算法首先利用主成分分析法(PCA)降维排序后的结果产生初始聚类中心; 然后采用 K-means 聚类和度量每一个像素点合并的概率, 从而得到适应不同研究区域内不同尺度地物的分割结果。采用多个影像数据库, 通过引入聚类评价指标(内部评价指标和外部评价指标)、分割评价指标(分割精度、过分割率和欠分割率)并结合现有的图像分割方法及原始的 K-means 算法、与 PCA 降维后的 K-means 聚类对比分析。研究结果表明: 经过降维处理后进行的聚类算法稳定性更高; 与传统的聚类算法相比, 结合 PCA 降维更能自动识别最优分割尺度; 降维技术和聚类算法联合之中, 目视和定量评价指标表明经过降维预处理后的聚类能得到更高质量的分割结果。

关键词: 主成分分析法(PCA); 聚类; 面向对象; 多尺度; 图像分割

中图分类号: TP753

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1192-12

面向对象图像分割和分类技术, 是结合全色图像的高分辨率特征和多光谱图像的空间、纹理和光谱信息, 识别临近像元, 将感兴趣要素作为同一对象进行分割和分类^[1]。面向对象多尺度图像分割中分割尺度的选择对图像分割的同异性及图像分类结果的精度具有显著的影响, 是决定生成图像对象平均大小的最关键参数^[2], 更是遥感图像面向对象分类、特征提取和目标识别过程中重要一步, 因此探寻最优分割尺度对面向对象遥感影像分类研究具有重要意义^[2-3]。目前已有许多学者针对遥感影像面向对象多尺度分割中最佳分割尺度选择的研究, 主要集中在以下几个方面: 监督分割(经验法等)、无监督(聚类、模型法等)和半监督(聚类法、度量法等)。传统面向对象的图像分割以经验法为主, 主要依赖于研究人

员自身的经验和反复的尝试、比较, 可指导性不强^[4]。无监督学习不需要任何样本标签, 实现自动化的图像分割, 而半监督学习采用少量样本数据, 将部分先验信息引入无监督分割算法中, 继而完成图像分割。目前聚类算法广泛应用于无监督图像分割和半监督图像分割算法中, 聚类算法有助于发现对象之间的同异性^[5]。常用的聚类有模糊 C 均值(Fuzzy C-Means algorithm, FCM)^[6-7]、K-means^[4,8-10]、最优路径森林(Optimum-Path Forest, OPF)^[11]和其他聚类算法^[12-13]等。FCM 聚类算法被普遍应用于遥感图像的分割当中, Zhang 等^[6]提出一种基于 FCM 引入新的加权因子的算法 ASCFCM(Adaptive Spatially Constrained Fuzzy C-Means algorithm), 该算法实现了无监督分割, 不需要任何参数调整, 完全适应局部

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-10-11; 网络出版时间: 2019-10-16 10:31

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191016.0921.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFC0822405); 中国人民公安大学基本科研业务费(2019JKF330)

*通信作者. E-mail: huohongtao@ppsuc.edu.cn

引用格式: 蒋晨琛, 霍宏涛, 冯琦. 一种基于 PCA 的面向对象多尺度分割优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1192-1203. JIANG C C, HUO H T, FENG Q. An object-oriented multi-scale segmentation optimization algorithm based on PCA [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1192-1203 (in Chinese).

图像内容,但存在参数设置如初始聚类中心的选择和聚类数目的确定方面的不足。Fan 和 Wang^[7]提出了一种基于神经动力学的双阶段模糊聚类算法,第 1 阶段采用线性赋值初始化,弥补随机初始化聚类结果的不一致性对多核 FCM 算法进行优化并将其用于 PolSAR 遥感影像的分割中,提高了分割的精度。王慧贤等^[8]在 FNEA (Fractal Net Evolution Approach) 小尺度分割的基础上,运用 K -means 聚类算法进行同质邻域对象合并,从而达到最优分割尺度。Siddiqui 和 Isa^[9]在移动型的 K -means 算法上进行了改进,提出了一种 EMKM (Enhanced Moving K -means) 增强型的均值漂移算法,使分割后的对象簇间方差较小,生成质量更高的分割对象。同样地,高仁强等^[4]对最佳分割尺度的选择采用局部方差度量和全局莫兰指数 (Moran's I) 分别度量同异性程度后通过最小风险贝叶斯决策原则估计欠分割和过分割的概率,从而选取最优分割尺度。姜文斌等^[10]通过自适应权重法对高斯函数滤波平滑处理后的遥感图像进行图像分析,为 K -means 算法提供初始聚类中心,明显提高了图像分割精度。Chen 等^[11]提出一种基于 OPF 聚类算法,采用密度及距离度量的方法确定聚类中心,优化了原始的 OPF 聚类算法中存在的聚类中心不稳定的问题。其他聚类算法如融合粒子群优化 (Particle Swarm Optimization, PSO) 算法的 ISODATA (Iterative Self-Organizing Data Analysis Technique Algorithm) 聚类算法^[12]、基于密度的聚类算法^[13]等也应用于图像分割当中。

在聚类分析的过程中,不需要样本标签,可以自动实现图像分割但是许多情况下需要通过部分样本设置初始参数,此时又可看做是一种半监督的分割方法。目前通过聚类算法的面向对象图像分割存在集群中心的初始化问题,中心的初始化会影响性能和精度^[14]。本文基于多种典型的降维和聚类算法,采用主成分分析法 (Principal Component Analysis, PCA) 降维为 K -means 算法产生聚类中心,消除随机中心造成结果的不确定性,在 UC Merced Land Use Dataset 场景数据库^[15]和人工 GF-2 遥感影像数据库^[16]上与现有的图像分割方法进行研究对比,提出一种基于多源数据库、联合降维和聚类算法的面向对象多尺度分割优化,以提高分割精度。

1 研究方法 with 原理

1.1 技术路线

针对 K -means 初始聚类中心不确定性对聚类

结果稳定性的影响,本文将降维分析引入聚类算法中,基于典型的 PCA 降维和 K -means 算法的组合,提出一种新的基于 PCA 的面向对象图像分割优化算法。算法流程如图 1 所示,采用 UC Merced Land Use Dataset 场景数据库^[15]和人工 GF-2 遥感影像数据库^[16]在 ASUS FX50J Intel(R) Core (TM) i7-4710HQ CPU@ 2.50 GHz, 12 GB 内存硬件平台, Windows 8.1, MatlabR2017a, eCognition developer9 平台下通过机器学习中的 PCA 对多波段的遥感影像进行降维,为聚类算法产生初始聚类中心,从而消除随机的初始聚类中心对聚类结果稳定性的影响。本文将评价经典降维和聚类算法并于现有的 eCognition 图像分割软件中成熟的图像分割算法如棋盘分割 (Chessboard Segmentation)、二叉树分割 (Quadtree based Segmentation)、对比度分割 (Contrast Split Segmentation)、多尺度分割 (Multiresolution Segmentation)、光谱差异分割 (Spectral Difference Segmentation) 通过目视和定量评价指标跟降维与聚类融合的面向对象多尺度分割优化算法进行对比分析。

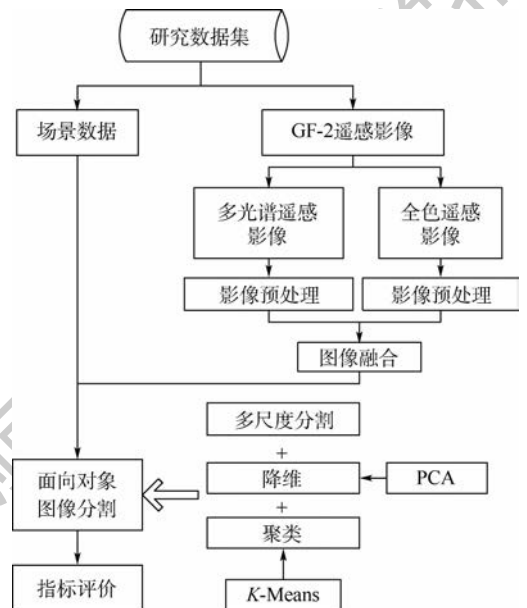


图 1 本文技术路线

Fig. 1 Technical route of this paper

1.2 无监督降维基本原理

机器学习中的降维算法将高维度数据从“维度灾”中解救出来^[17],用较少的新变量代替原来较多的变量,而这些新变量能够尽量保持原始数据中包含所有信息。在此引入 PCA^[18]。

PCA 是一种无监督的线性降维方法,假定一组有 m 个样本数据,有 N 个变量的标准化数据: $X \in \mathbf{R}^{m \times N}$ 为

$$X = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1N} \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2N} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_{m1} & x_{m2} & \cdots & x_{mN} \end{bmatrix} \quad (1)$$

计算相关系数矩阵 R 为

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1N} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2N} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ r_{m1} & r_{m2} & \cdots & r_{mN} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $r_{ij}(i=1,2,\dots,m;j=1,2,\dots,N)$ 为 x_i 与 x_j 的相关系数。求解特征方程 $|\lambda E - R| = 0$ (E 为单位矩阵), 得到特征值 $\lambda_j(j=1,2,\dots,N)$ 且 $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_N \geq 0$, 对应特征值 λ_j 的特征向量 $e_j(j=1,2,\dots,N)$ 。经过特征向量变换下的主成分累计贡献率达到较高的百分数时, 就对应为这 $p(p \leq N)$ 个主成分。本文实现对数据的降维过程如图 2 所示。

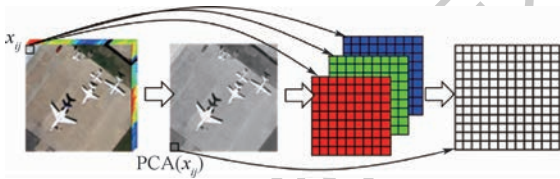


图2 图像分割 PCA 过程简图

Fig. 2 A brief diagram of PCA process in image segmentation

1.3 K-means 算法基本原理

聚类分析在任何涉及多元数据分析的学科中都是普遍存在的。其是为了将一组点、模式或对象自然分组^[19]。本文针对 K-means^[20] 进行改进并运用于遥感图像面向对象多尺度分割之中。

假设样本数据集 $Y = \{y_i\}, i=1,2,\dots,n$, 包含 n 个样本, 每个样本是 d 维特征向量, K-means 算法将 n 个对象分为 K 个簇, $C = \{C_k\}, k=1,2,\dots,K$ 。这个聚类簇 C 满足最小化平方误差。假设 μ_k 为 C_k 的质心, 就是簇 C_k 的均值向量, 即

$$\mu_k = \frac{1}{|C_k|} \sum_{y_i \in C_k} y_i \quad (3)$$

μ_k 与 C_k 其间的平方误差可以定义为

$$E(C_k) = \sum_{y_i \in C_k} \|y_i - \mu_k\|^2 \quad (4)$$

K-means 的目标是最小化所有 K 个簇的平方误差之和, 即

$$E(C) = \sum_{k=1}^K \sum_{y_i \in C_k} \|y_i - \mu_k\|^2 \quad (5)$$

传统的 K-means 算法从数据集 Y 随机选取 K 个样本作为初始的质心向量 $\{\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_k\}$, 并将簇初始化为 $C = \{C_k\}, k=1,2,\dots,K$, 通过不断迭代, 计算每个簇内样本点与对应质心的距离,

并不断更新簇, 直至 K 个质心向量 μ_k 不再发生变化, 输出 K 个簇, $C = \{C_k\}, k=1,2,\dots,K$ 。

K-means 算法的聚类结果, 很大程度受到初始聚类中心的影响, 从而导致图像分割结果的优劣, 改进初始聚类中心的随机性, 有利于增加聚类结果的准确性。

1.4 基于 PCA 的 K-means 算法

K-means 算法将 n 个对象分为 K 个簇, $C = \{C_k\}, k=1,2,\dots,K$, 这个聚类簇 C 满足最小化平方误差。假设 $Z = \{z_j\}, j=1,2,\dots,n$, 为原变量 $Y = \{y_i\}, i=1,2,\dots,n$, 的第一主成分且采用升序排列的一维向量, 则初始 μ_k 定义为

$$\mu_k = z_j \quad j = \left\lfloor \frac{2t-1}{2K} \right\rfloor, t=1,2,\dots,K \quad (6)$$

式中: $\left\lfloor \frac{2t-1}{2K} \right\rfloor$ 表示将 $Z = \{z_j\}, j=1,2,\dots,n$, 平均分成 K 个部分, 并取每个部分的中点作为初始聚类中心, 如图 3 所示。

图 3 中, “栈” 中的数据为第一主成分升序排列后形成, 假设聚类簇 $K = \frac{n}{3}$ 且 $3 | n$, 则所选择的初始聚类中心为

$$z_m = \{z_2, z_5, \dots, z_{3m-1}, \dots, z_{n-1}\} \quad m=1,2,\dots,\frac{n}{3} \quad (7)$$

式(7) 选定 K-means 算法的初始聚类中心, 避免了初始聚类中心的随机性, 增加了聚类结果的稳定度。

K-means 算法的另一个核心参数是聚类簇 K 。本文通过“D-K” 曲线选取较优 K 值, 如图 4 所示。

图 4 中, D 为类内平均距离与类间平均距离的比值, 根据曲线中变化较为明显的“拐点”, 得到较优参数 K 值。

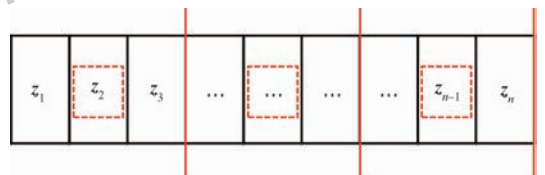


图3 基于 PCA 的 K-means 算法聚类中心选择

Fig. 3 Clustering center selection of K-means algorithm based on PCA

1.5 评价指标

本文评价指标分为 2 个方面: ① 针对聚类算法的评价指标, 分别为内部评价指标和外部评价指标, 内部评价指标包括: 误差平方和 (Sum of the Squared Error, SSE)^[21]、均方根标准差 (Root-

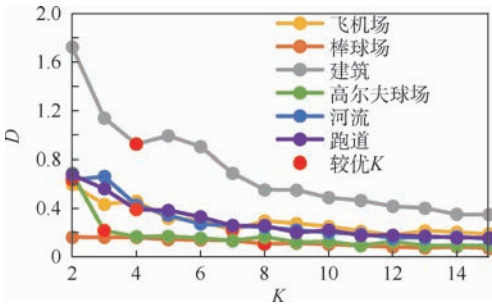


图 4 K-means 聚类 K 值的选择

Fig. 4 Selecting parameter K in K-means clustering

Mean-Square Standard Deviation, RMSSTD)^[22]、戴维森堡丁 (Davies-Bouldin, DB) 指标^[23]; 外部评价指标有: 准确率、F 度量值、熵和纯度。②对于分割结果的评价: 分割精度^[10]、欠分割率^[10]、过分割率^[10]及混淆矩阵^[1]。

针对聚类算法内部和外部评价指标如下。

SSE 作为聚类的目标函数, 同时也可以衡量不同聚类结果好坏的指标:

$$SSE = \sum_{k=1}^K \sum_{x_i \in C_k} \text{dist}(x_i, \mu_k)^2 \quad (8)$$

式中: K 为簇的个数, 并将簇初始化为 $C = \{C_k\}$, $k = 1, 2, \dots, K$, μ_k 为 C_k 的质心。簇内样本点 x_i 与其对应的聚类中心相异度计算常常会采用欧氏距离度量。

RMSSTD 指标是数据集中所有变量的综合标准差, RMSSTD 越小, 表明簇内个体对象相似程度越高, 聚类效果越好。

$$RMSSTD = \frac{\sum_{k=1}^K \sum_{x_i \in C_k} \text{dist}(x_i, \mu_k)}{d \sum_{k=1}^K (|C_k| - 1)} \quad (9)$$

DB 指标的表达式为

$$DB = \frac{1}{K} \sum_{s=1}^K \max_{t=1, t \neq s}^K \left\{ \frac{S(C_s) + S(C_t)}{\text{dist}(C_s, C_t)} \right\} \quad (10)$$

式中:

$$S(C_s) = \frac{1}{|C_s|} \sum_{x_i \in C_s} \text{dist}(x_i, \mu_s) \quad (11)$$

$$S(C_t) = \frac{1}{|C_t|} \sum_{x_i \in C_t} \text{dist}(x_i, \mu_t) \quad (12)$$

DB 指标表示类内的松散程度, 其值越小表示簇内越紧密, 簇间差异度越大, 聚类效果越好。

外部评价指标中, 纯度方法和熵值都在 0 ~ 1 之间, 完全错误的聚类算法值为 0, 完全正确的方法值为 1。

分割结果的评价指标原理如下。

分割精度是指图像分割对象的面积占原始图像中对象面积的比率, 即

$$SA = \left(1 - \frac{|R_s - T_s|}{R_s} \right) \times 100\% \quad (13)$$

式中: SA 为分割精度; R_s 为真实图像原始的面积; T_s 为原始图像分割后的分割影像面积。| $R_s - T_s$ | 为错分割的面积。

欠分割率 OS 表示为

$$OS = \frac{O_s}{R_s + O_s} \quad (14)$$

式中: O_s 为实际不在分割图像中, 却被分割在分割结果中的像素点个数。OS $\in [0, 1]$, 当 OS = 0 时, 分割效果最佳, 当 OS = 1 时表示未分割, 即 O_s 越小分割效果越好。

过分割率 US 表示为

$$US = \frac{U_s}{R_s + U_s} \quad (15)$$

式中: U_s 为实际不在分割图像中, 但本应该在分割图像中的像素点的个数。US $\in [0, 1]$, 当 US = 0 时, 分割效果最佳, 当 US = 1 时表示未分割, 即与 O_s 一样, U_s 值越小, 分割效果越好。

基于机器学习的遥感图像分类中, 通常把分类结果的精度显示在一个混淆矩阵中, 即

$$CM = \begin{bmatrix} cm_{11} & cm_{12} & \dots & cm_{1r} \\ cm_{21} & cm_{22} & \dots & cm_{2r} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ cm_{r1} & cm_{r2} & \dots & cm_{rr} \end{bmatrix} \quad (16)$$

2 实验结果与分析

2.1 数据描述

本文采用 UC Merced Land Use Dataset 场景数据库^[15]和真实地表数据 GF-2 遥感影像数据库^[16]作为面向对象图像分割的数据源。各个数据库影像如图 5 和图 6 所示。

图 5 中场景数据库图像来源于加州大学美熹德分校 (UC Merced), 提取自美国地质调查局 (USGS) 国家地图城市区域图像集, 像素大小为 256×256 , 分辨率为 1 ft (1 ft = 304.8 mm), 共包含 21 类场景图像, 该数据库常用于遥感图像分类中^[24]。

图 6 中 GF-2 遥感影像时相为 2015-09-02, 景号为: GF2_PMS1_E116.3_N39.7_201509-02_L1A0001015327, 作为本文图像分割初始数据源, 各波段参数如表 1 所示。

2.2 遥感数据预处理与分析

本文 GF-2 遥感影像处理包括辐射定标、大气校正、几何校正、图像融合以及感兴趣区域

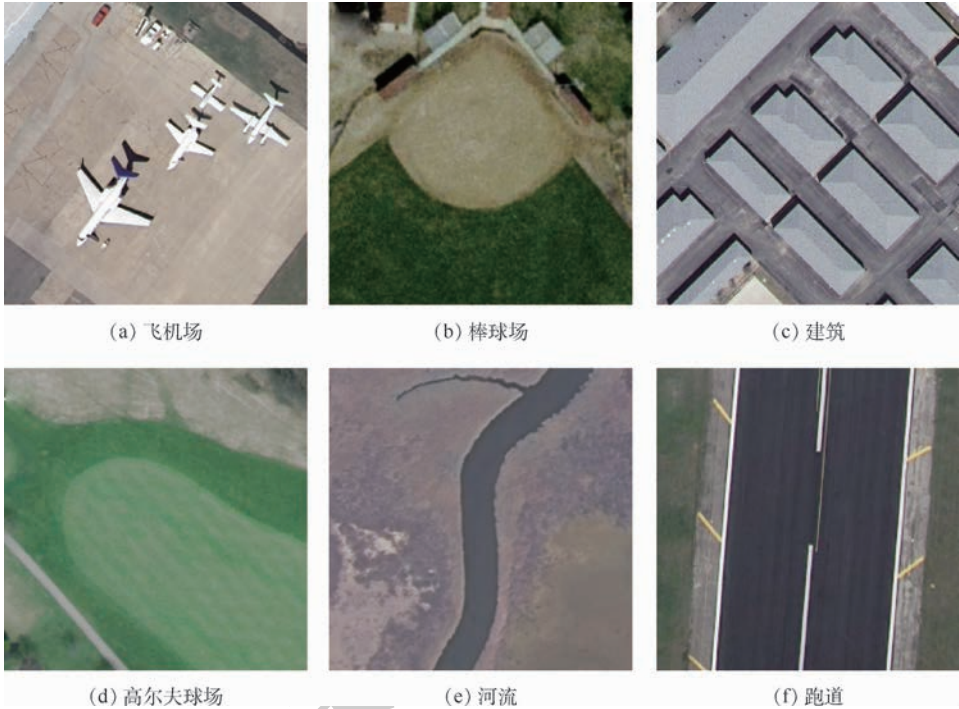


图5 UC Merced Land Use Dataset 场景影像
Fig. 5 UC Merced Land Use Dataset scene images

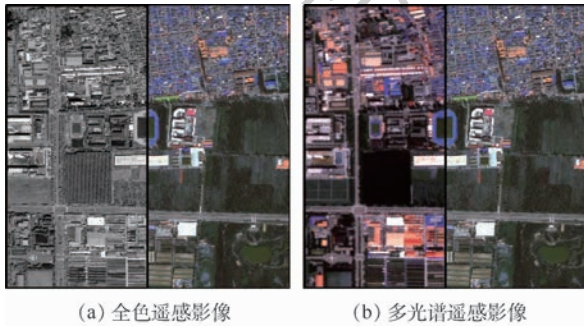


图6 GF-2 遥感影像
Fig. 6 GF-2 remote sensing images

表1 GF-2 卫星有效载荷技术参数

Table 1 Technical parameters of GF-2 satellite payload

波段序号	波长范围/ μm	波段名称	空间分辨率/m
Band 1	0.45 ~ 0.52	Blue	4
Band 2	0.52 ~ 0.59	Green	4
Band 3	0.63 ~ 0.69	Red	4
Band 4	0.77 ~ 0.89	NIR	4
PAN	0.45 ~ 0.90	Panchromatic	1

注:数据来源于中国资源卫星应用中心^[16]。

(Region of Interest, ROI) 裁剪等步骤,如图7所示。

图7中,辐射定标需要GF-2卫星的绝对辐射定标系数如表2所示,PMS为金色多光谱相机。多光谱遥感影像经过大气校正与全色影像正射校正和几何配准后进行图像融合。融合后的影像作为提取模拟影像中的地物所用。

构建的人工数据集,采用经过预处理的GF-2

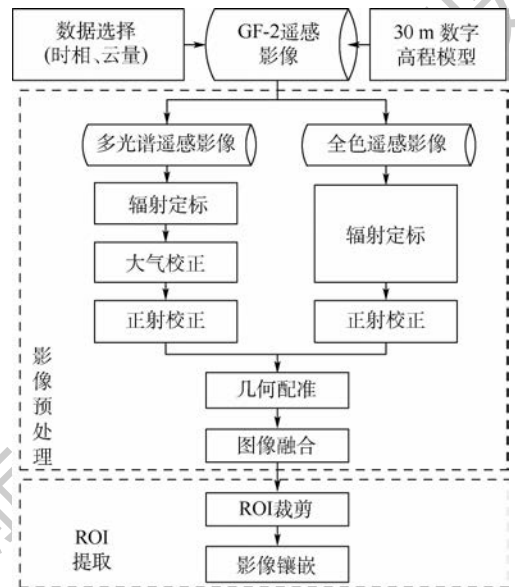


图7 遥感影像 ROI 提取流程
Fig. 7 ROI extraction process of remote sensing image

遥感影像的ROI数据集包括:不同材质及纹理屋顶的建筑、草地、林地、耕地和水体等土地利用类型,如图8所示。

2.3 结果与分析

1) 传统的影像分割技术

图9所示为ESP(Estimation of Scale Parameter)分割及尺度选择。由图中可以看出,传统影像分割在形状因子和紧致度因子分别为0.5和0.6的情况下,计算影像对象同质性的局部方差

(Local Variance, LV), 利用局部方差的变化率 ROC-LV(Rate of Change of LV), 并通过目视解译

表 2 GF-2 卫星绝对辐射定标系数

Table 2 Absolute radiometric calibration coefficient of GF-2 satellite

波段序号	定标系数	GF-2 PMS 1	GF-2 PMS 2
PAN	Gain	0.1503	0.1679
	Bias	0	0
Band 1	Gain	0.1193	0.1434
	Bias	0	0
Band 2	Gain	0.1530	0.1595
	Bias	0	0
Band 3	Gain	0.1424	0.1511
	Bias	0	0
Band 4	Gain	0.1569	0.1685
	Bias	0	0

注: $Le = Gain \cdot DN + Bias$, Le 为卫星载荷通道入瞳处等效辐射亮度, $Gain$ 和 $Bias$ 分别为定标系数增益和偏移量, 单位均为 $W / (m^2 \cdot sr \cdot \mu m)$, DN (Digital Number) 为卫星载荷观测值, 无单位。

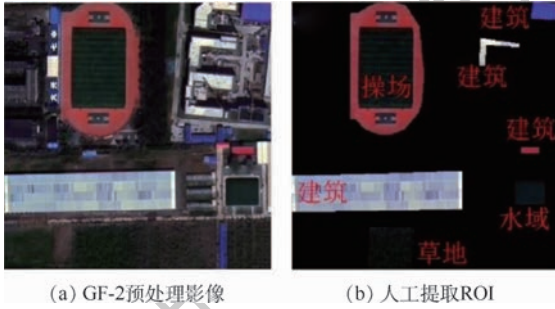


图 8 人工影像数据集
Fig. 8 Artificial image data sets

选择出最优分割尺度参数。

UC Merced Land Use Dataset 场景影像中 6 类场景数据库在 eCognition developer9 平台上采用 5 种方法包括: 棋盘分割、二叉树分割、对比度分割、多尺度分割、光谱差异分割, 分割结果如图 10 ~ 图 14 所示。

图 10 中棋盘法简单地将地物分割成若干网格, 网格的尺寸可人为设置, 但棋盘分割结果缺失地物特征, 不能较好地反映地物特征, 针

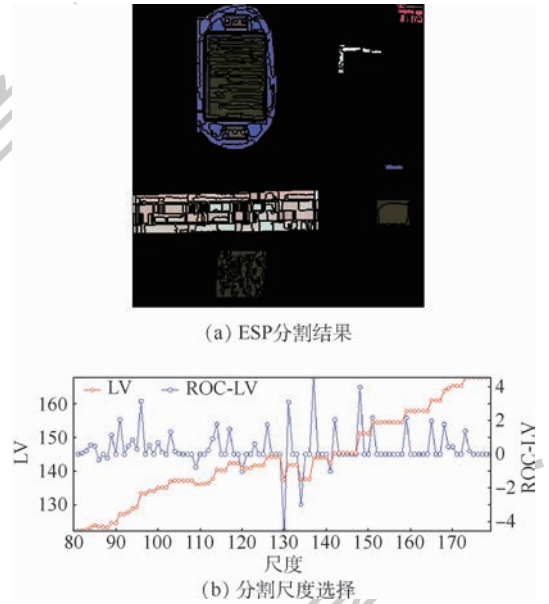


图 9 ESP 分割及尺度选择
Fig. 9 ESP segmentation and scale selection

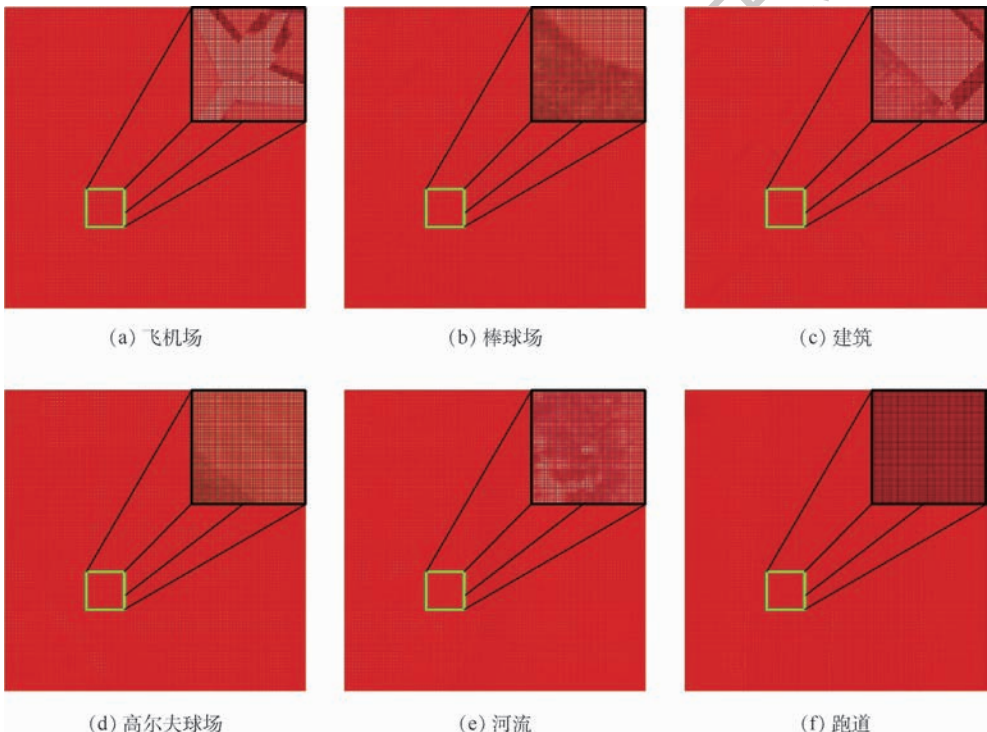


图 10 棋盘分割结果
Fig. 10 Chessboard segmentation results

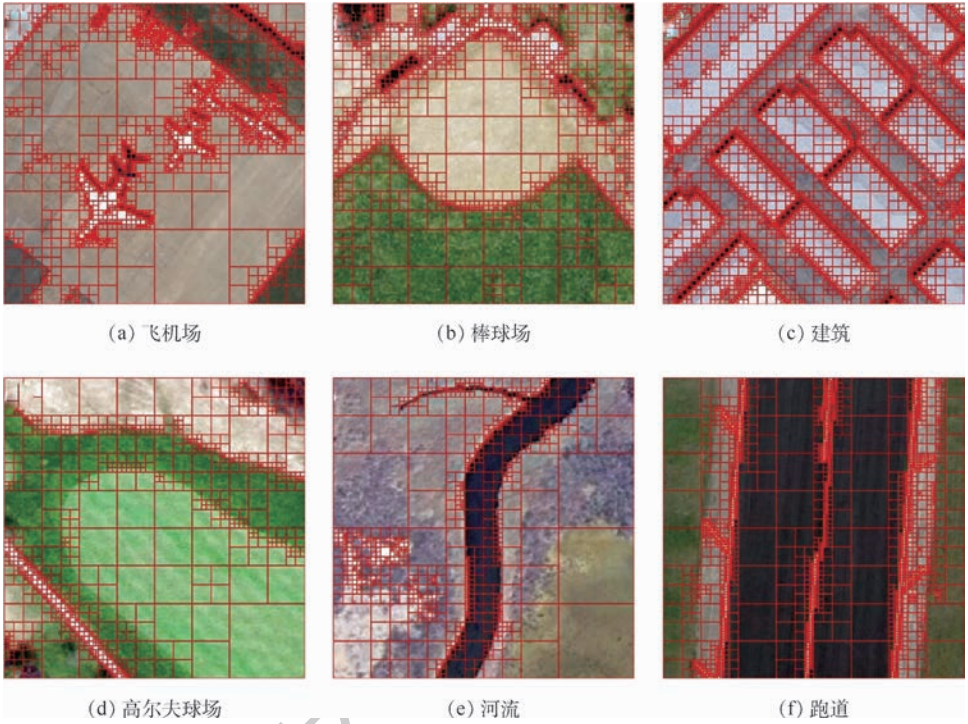


图 11 四叉树分割结果
Fig. 11 Quadtree based segmentation results

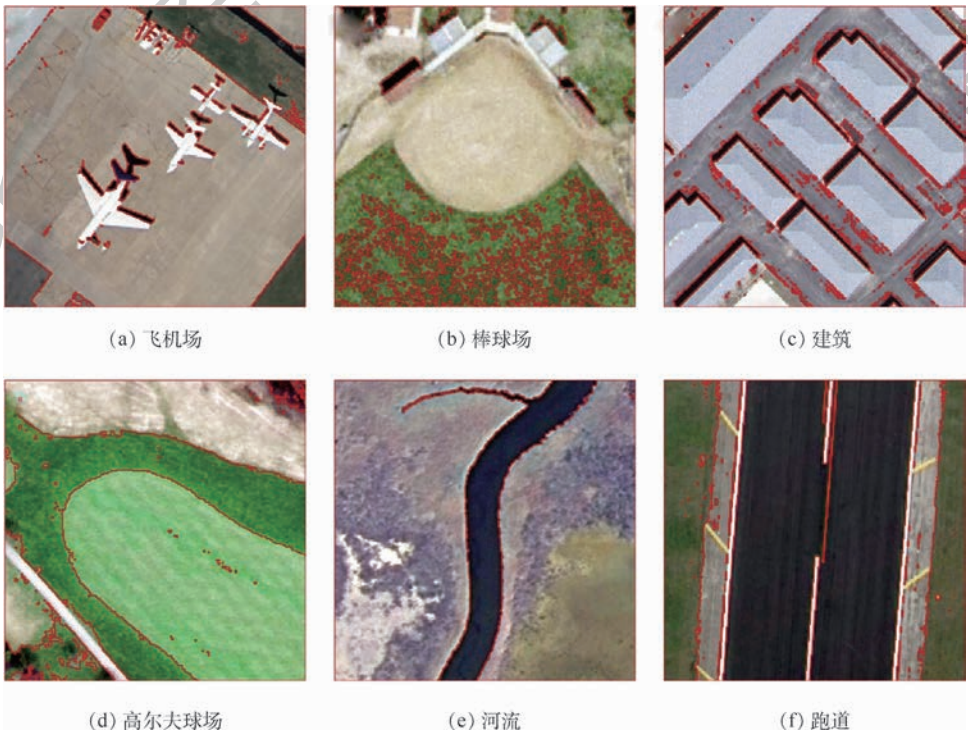


图 12 对比度分割结果
Fig. 12 Contrast split segmentation results

对不同地物多尺度分割意义不大。

图 11 中,利用四叉树分割对飞机、建筑、河流的分割效果较差,当分割尺度较小时,分割单元数量较大。

对比度分割首先采用棋盘法将对象分割为若干个正方形,再利用设定的阈值进行对比,划分对

象。该算法优于简单的棋盘分割,能够较好地分割出某些地物特征,但是对于图中机场和棒球场的分割效果较弱。

图 13 多尺度分割和图 14 光谱差异分割中,均需设定初始参数,图 13 中在形状因子 0.1 下,各类场景分割效果不明显,传统的多尺度分割需

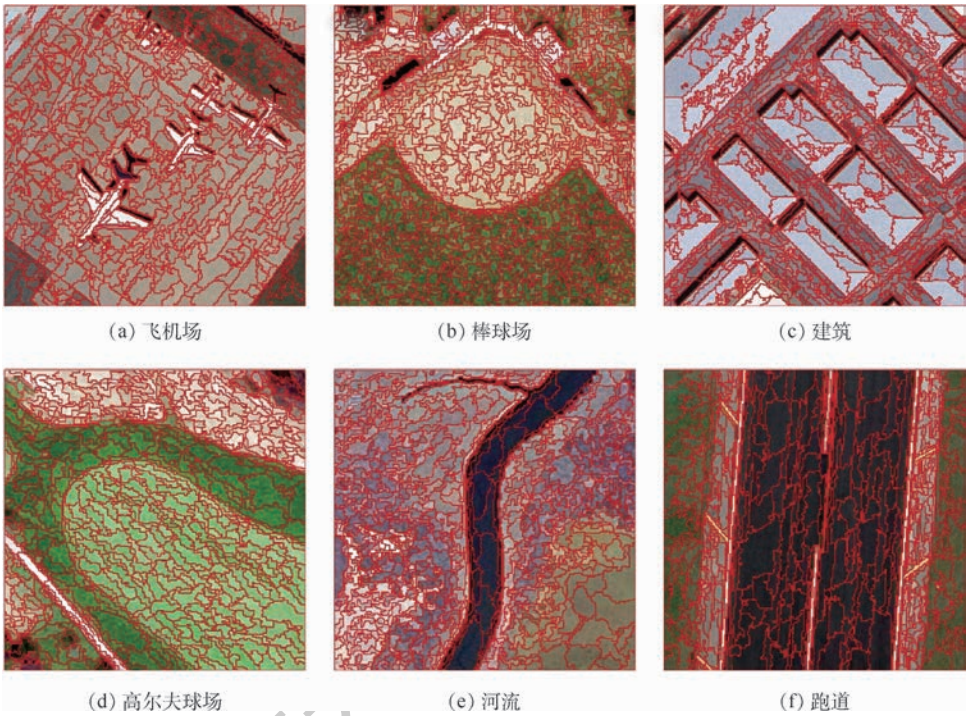


图 13 多尺度分割结果

Fig. 13 Multiresolution segmentation results

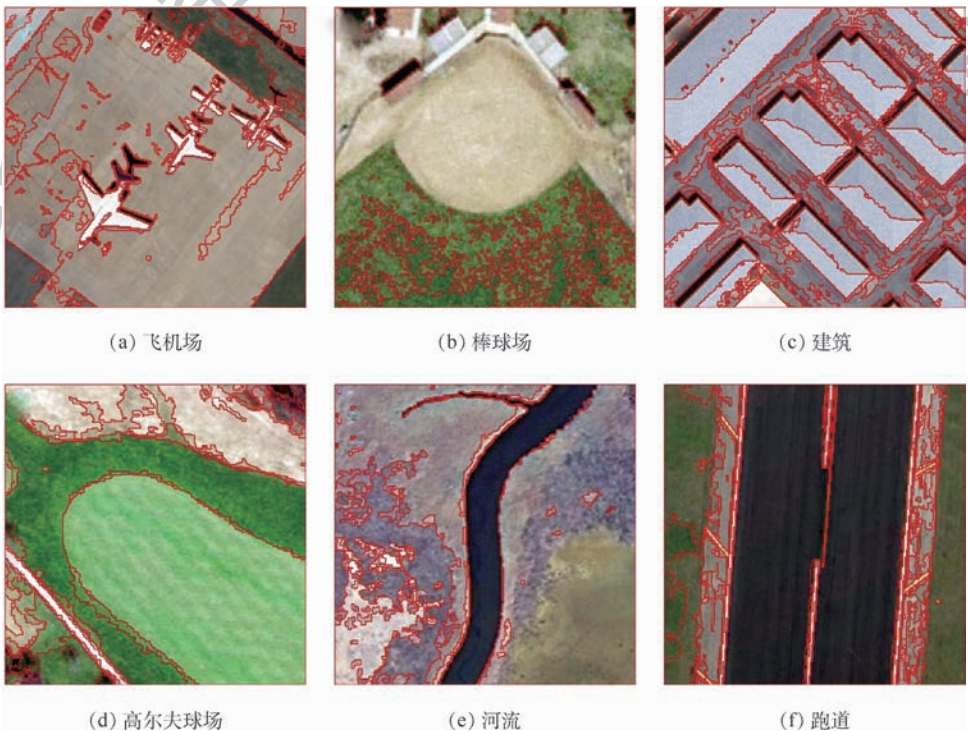


图 14 光谱差异分割结果

Fig. 14 Spectral difference segmentation results

要设置尺度和形状因子,存在主观经验的影响。图 14中,进行光谱差异分割时,通过设定的光谱差异阈值,将同质区合并,异质区分割,图 14 为在最大光谱差异阈值 10 的条件下,图像分割结果能较好的区分河流和高尔夫球场。不同阈值下,分

割结果不同。

2) 本文面向对象分割方法

图 15 ~ 图 16 为本文多尺度分割优化算法,图 15 中,通过 PCA 降维提取主成分,并利用排序算法将产生图 16 中 *K*-means 的初始聚类中心,通

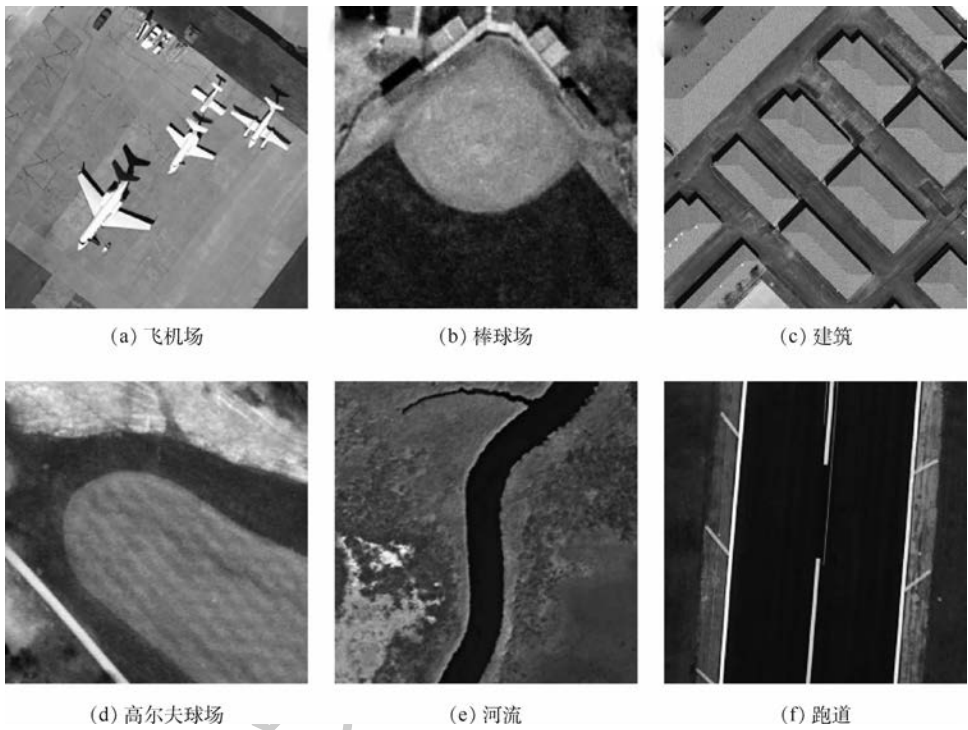


图 15 PCA 降维结果

Fig. 15 PCA dimension reduction results

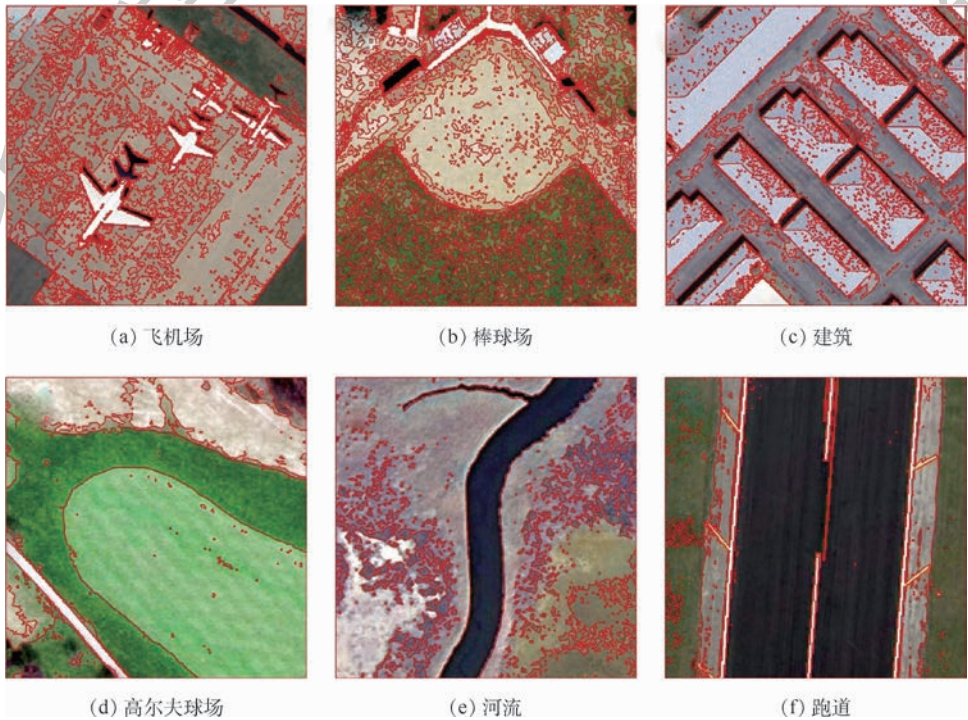


图 16 联合 PCA-K-means 分割结果

Fig. 16 Segmentation results of combining PCA-K-means

过目视解译,可以看出经过 PCA 降维的 K-means 算法能较好地分割出飞机场、高尔夫球场、河流和跑道 4 个对象。

2.4 指标评价

对高分影像的分割结果进行评价是 GEOBIA

(Geographic Object-Based Image Analysis) 技术领域的难点之一,也是分割流程自动化必不可少的一项关键技术。陈扬洋等^[25]对常用分割评价方法进行了系统总结。目前最常用的分割评价方法依旧是主观评价法。本文采用主客观相结合的评价

价体系,研究各分割结果的优劣。评价指标如表 3 所示,由表中可以看到,当聚类簇数目较大时, K -means 随机产生的聚类中心得到的聚类结果 SSE 较大,经过 PCA 降维处理后的 K -means 聚类簇内 SSE 较小,聚类结果较为稳定。

如图 17 所示,在内部评价指标 RMSSTD 和 DB 指标中,经过 PCA 降维后结合 K -means 的聚类算法在簇内紧密度、相似度和簇间差异度方面有所提高,聚类效果较好。

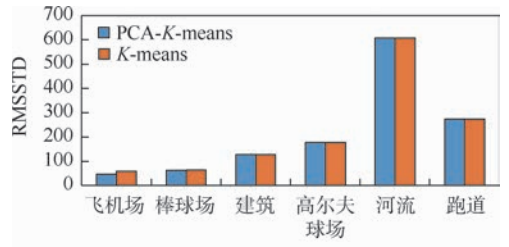
图 18 中,经过 PCA 降维后的 K -means 聚类纯度评价均较高,对于不同场景中,熵评价方法各有差异。

由图 19 可见,飞机场场景中第 4 类和河流第 2 类分割精度高达 0.99 以上,高尔夫球场达到 0.98 以上,以及跑道的各类精度都较高,近似完美分割。而在棒球场、建筑的场景中,由于棒球场地、建筑 and 水泥地地物类型较为冗余,因此分割效果较弱。

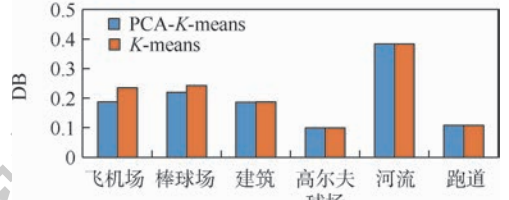
表 3 误差平方和

Table 3 Index of sum of the squared error

数据集	SSE		簇
	PCA-K-means	K-means	
飞机场	3 130 471.24	3 154 435.88	7
棒球场	4 087 335.06	4 163 850.17	8
建筑	8 363 422.52	8 385 022.59	4
高尔夫球场	11 631 195.71	11 631 195.71	3
河流	39 832 127.26	39 832 127.26	2
跑道	7 319 143.02	7 319 143.02	4



(a) RMSSTD 评价指标



(b) DB 评价指标

图 17 K -means 随机聚类与 PCA-K-means 评价
Fig. 17 Evaluation of K -means random clustering and PCA-K-means

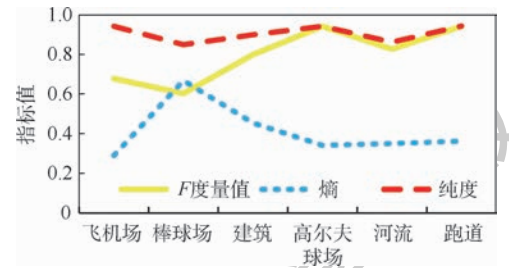


图 18 PCA-K-means 外部指标评价

Fig. 18 External index evaluation of PCA-K-means

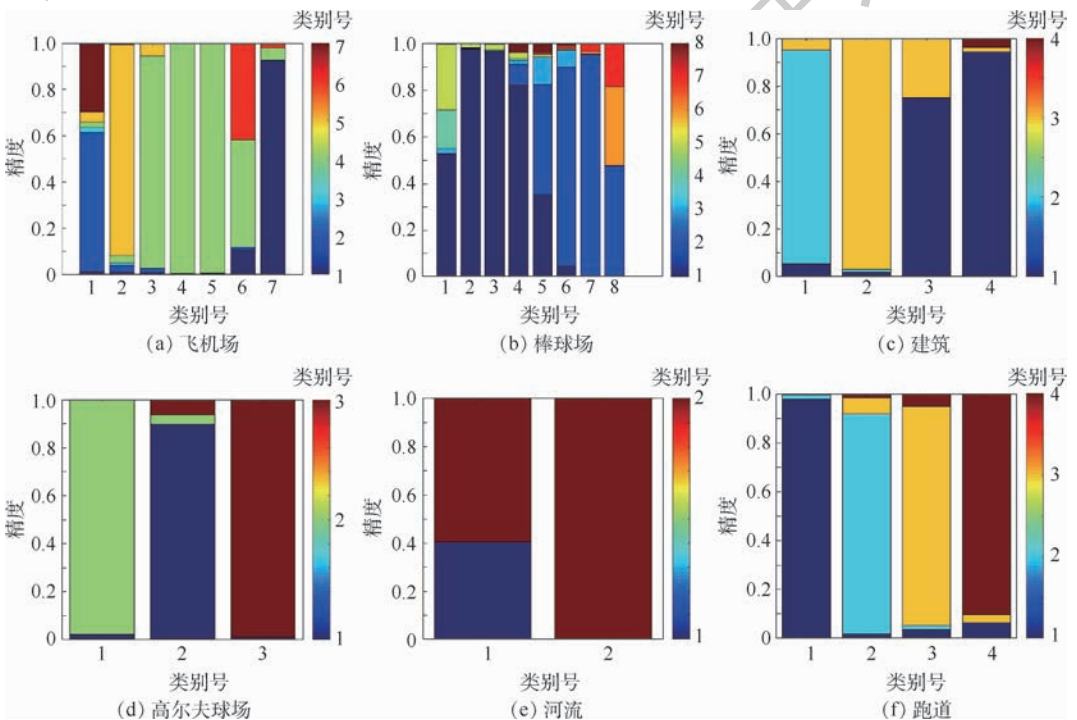


图 19 分割结果评价

Fig. 19 Evaluation of segmentation results

3 结 论

本文针对面向对象多尺度分割中分割尺度选择的主观试验性及聚类算法中 K -means 等算法的初始聚类中心不确定性造成的结果不稳定 2 个方面,提出一种基于 PCA 的面向对象多尺度分割优化算法,并利用多源数据库进行分析,得到:

1) 面向对象的遥感图像分割效果主要受到分割尺度的影响,本文联合降维和聚类的分割算法实现无监督分割,此方法不受主观经验因素的影响,不依赖于多尺度的分割经验。

2) 联合降维技术与聚类算法,如 K -means 结合 PCA,解决了 K -means 聚类算法初始聚类随机性的问题,增加了聚类算法产生聚类结果稳定性。

3) 通过聚类评价指标计算,经过 PCA 变换后进行的聚类,提高了聚类结果的精度。

本文采用的多光谱遥感影像,维度较低、信息量较小,随着高分航空、航天遥感数据获取能力的不断提高,可利用的多源数据不断增加,对于高维度遥感数据集,本文算法是否适用有待进一步研究分析,后续将针对此方面尤其是高光谱遥感影像等高维度数据集,在降维、聚类算法上继续开展相关研究。

参考文献 (References)

- [1] 邓书斌. ENVI 遥感图像处理方法. [M]. 2 版. 北京: 高等教育出版社, 2014.
DENG S B. ENVI remote sensing image processing methods [M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2014 (in Chinese).
- [2] JOZDANI S E, MOMENI M, JOHNSON B A, et al. A regression modelling approach for optimizing segmentation scale parameters to extract buildings of different sizes [J]. International Journal of Remote Sensing, 2018, 39(3) : 684-703.
- [3] HU Z W, ZHANG Q, ZOU Q, et al. Stepwise evolution analysis of the region-merging segmentation for scale parameterization [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2018, 11(7) : 2461-2472.
- [4] 高仁强, 欧阳建, 陈亮雄, 等. 面向对象的鹤地水库高分辨率影像分类研究 [J/OL]. 测绘科学: 1-14 (2018-11-19) [2019-07-02]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.4415.P.20181115.1629.002.html>.
GAO R Q, OU Y J, CHEN L X, et al. Research on high resolution image classification of Hedi reservoir based on object-oriented method [J/OL]. Science of Surveying and Mapping: 1-14 (2018-11-19) [2019-07-02]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.4415.P.20181115.1629.002.html> (in Chinese).
- [5] HU L, CHAN K C C. Fuzzy clustering in a complex network based on content relevance and link structures [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2016, 24(2) : 456-470.
- [6] ZHANG H, SHI W Z, HAO M, et al. An adaptive spatially constrained fuzzy c-means algorithm for multispectral remotely sensed imagery clustering [J]. International Journal of Remote Sensing, 2018, 39(8) : 2207-2237.
- [7] FAN J C, WANG J. A two-phase fuzzy clustering algorithm based on neurodynamic optimization with its application for Pol-SAR image segmentation [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2018, 26(1) : 72-83.
- [8] 王慧贤, 靳惠佳, 王娇龙, 等. k 均值聚类引导的遥感影像多尺度分割优化方法 [J]. 测绘学报, 2015, 44(5) : 526-532.
WANG H X, JIN H J, WANG J L, et al. Optimization approach for multi-scale segmentation of remotely sensed imagery under k -means clustering guidance [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2015, 44(5) : 526-532 (in Chinese).
- [9] SIDDIQUI F U, ISA N A M. Enhanced moving K -means (EMKM) algorithm for image segmentation [J]. IEEE Transactions on Consumer Electronics, 2011, 57(2) : 833-841.
- [10] 姜文斌, 刘雨萍, 孙学宏. 基于自适应权重法的 K -means 模型对遥感图像分割 [J]. 计算机应用与软件, 2019, 36(5) : 231-234.
JIANG W B, LIU L P, SUN X H. K -means model based on adaptive weight method for remote sensing image segmentation [J]. Computer Applications and Software, 2019, 36(5) : 231-234 (in Chinese).
- [11] CHEN S Y, SUN T L, YANG F Q, et al. An improved optimum-path forest clustering algorithm for remote sensing image segmentation [J]. Computers & Geosciences, 2018, 112 : 38-46.
- [12] 马彩虹, 戴芹, 刘士彬. 一种融合 PSO 和 Isodata 的遥感图像分割新方法 [J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2012, 37(1) : 35-38.
MA C H, DAI Q, LIU S B. A new method of remote sensing image segmentation based on PSO and Isodata [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2012, 37(1) : 35-38 (in Chinese).
- [13] CHEN J Y, ZHENG H B, LIN X, et al. A novel image segmentation method based on fast density clustering algorithm [J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2018, 73 : 92-110.
- [14] FAN J C, HAN M, WANG J. Single point iterative weighted fuzzy C-means clustering algorithm for remote sensing image segmentation [J]. Pattern Recognition, 2009, 42(11) : 2527-2540.
- [15] YANG Y, NEWSAM S. Bag-of-visual-words and spatial extensions for land-use classification [C] // ACM Press the 18th SIGSPATIAL International Conference on Advances in Geographic Information Systems (ACM GIS). New York: ACM, 2010 : 270.
- [16] 中国资源卫星应用中心. 数据服务平台 [EB/OL]. (2015-09-02) [2019-07-02]. <http://www.cresda.com/>.
China Centre for Resources Satellite Data and Application. Data service platform [EB/OL]. (2015-09-02) [2019-07-02]. <http://www.cresda.com/> (in Chinese).
- [17] 杉山将. 图解机器学习 [M]. 许永伟, 译. 北京: 人民邮电大学出版社, 2015 : 143.
SUGIYAMA M. Graphic machine learning [M]. XU Y W, translated. Beijing: People's University of Posts and Telecommunications Press, 2015 : 143 (in Chinese).
- [18] JIANG Q C, YAN X F. Parallel PCA-KPCA for nonlinear process monitoring [J]. Control Engineering Practice, 2018, 80 :

- 17-25.
- [19] JAIN A K. Data clustering:50 years beyond K -means[J]. Pattern Recognition Letters,2010,31(8):651-666.
- [20] HARTIGAN J A, WONG M A. Algorithm AS 136: A K -means clustering algorithm[J]. Journal of the Royal Statistical Society,1979,28(1):100-108.
- [21] 周本金,陶以政,纪斌,等.最小化误差平方和 k -means 初始聚类中心优化方法[J].计算机工程与应用,2018,54(15):48-52.
- ZHOU B J, TAO Y Z, JI B, et al. Optimizing k -means initial clustering centers by minimizing sum of squared error[J]. Computer Engineering and Applications, 2018, 54(15):48-52 (in Chinese).
- [22] 傅立伟,武森.基于属性值集中度的分类数据聚类有效性内部评价指标[J].工程科学学报,2019,41(5):682-693.
- FU L W, WU S. A new internal clustering validation index for categorical data based on concentration of attribute values[J]. Chinese Journal of Engineering,2019,41(5):682-693 (in Chinese).
- [23] DAVIES D L, BOULDIN D W. A cluster separation measure [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1979, 1(2):224-227.
- [24] LI M, DE BEURS K M, STEIN A, et al. Incorporating open source data for Bayesian classification of urban land use from vhr stereo images[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing,2017,10(11):4930-4943.
- [25] CHEN Y Y, MING D P, XU L, et al. An overview of quantitative experimental methods for segmentation evaluation of high spatial remote sensing images[J]. Journal of Geo-information Science, 2017, 19(6):818-830.

作者简介:

蒋晨琛 女,硕士研究生。主要研究方向:遥感数据挖掘、遥感技术与应用。

霍宏涛 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:模式识别、图像处理、公安遥感应用。

An object-oriented multi-scale segmentation optimization algorithm based on PCA

JIANG Chenchen¹, HUO Hongtao^{1,*}, FENG Qi^{2,3}

(1. Institute of Information Cyber Security, People's Public Security University of China, Beijing 100038, China;

2. Remote Sensing Center of Public Security, People's Public Security University of China, Beijing 100038, China;

3. Civil-military Integration Center for Public Security, People's Public Security University of China, Beijing 100038, China)

Abstract: Multi-scale segmentation is the basis of remote sensing images object-oriented classification.

The paper proposes an object-oriented multi-scale segmentation optimization algorithm which combines dimension reduction technique with clustering algorithm aiming at the subjectivity of optimal segmentation scale determination of different regional features and the randomness of clustering center determined when using clustering algorithms. In this method, the initial clustering center is generated using the result of dimension reduction and sorting by Principal Component Analysis (PCA). Then the probability of merging each pixel is calculated by K -means clustering algorithm, so as to obtain the multi-scale segmentation results suitable for different scales in different research areas. This paper comparatively analyzes, in combination with the existing image segmentation methods and the original K -means algorithm, the K -means clustering segmentation after PCA dimension reduction, using multiple image databases, through a series of clustering evaluation indicators (internal and external evaluation indicators) and segmentation evaluation indicators (segmentation accuracy, over-segmentation rate and under-segmentation rate) to evaluate the result of different methods. The results show as follows: first, the method of the clustering algorithm after dimension reduction is more stable than the original clustering algorithm; second, compared with the traditional clustering algorithm, the PCA dimension reduction can identify the optimal segmentation scale more automatically; third, in the combination of dimension reduction technology and clustering algorithm, visual and quantitative evaluation indexes show that the clustering after dimension reduction preprocessing can get higher-quality segmentation results.

Keywords: Principal Component Analysis (PCA); clustering; object-oriented; multi-scale; image segmentation

Received: 2019-07-19; **Accepted:** 2019-10-11; **Published online:** 2019-10-16 10:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191016.0921.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFC0822405); Basic Scientific Research Operating Expenses of People's Public Security University of China (2019JKF330)

* **Corresponding author.** E-mail: huohongtao@ppsuc.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0400

管制-飞行状态相依网络模型及特性分析

李昂^{1,2}, 聂党民^{1,2}, 温祥西^{1,2,*}, 王泽坤^{1,2,3}

(1. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051; 2. 国家空管防相撞技术重点实验室, 西安 710051;

3. 中国人民解放军 32211 部队, 榆林 719006)



摘 要: 管制员和航空器是管制系统的关键所在,两者紧密关联、相互依存,分析其间的相互关系,能够加深对管制系统的理解,更好地维护其运行效率。为此,首先构建了一种由飞行状态网络和管制网络相耦合所组成的相依网络模型。其中,飞行状态网络由空中的航空器和彼此之间位置关系决定;管制网络由管制扇区及其之间的移交关系确定。然后根据管制员对航空器的调配难度确定依存边的权重。最后依据构建原则模拟生成人造网络,对该网络的节点度、点强和加权聚类系数以及网络效率和鲁棒性进行了分析。分析结果表明:所构建的相依网络模型能够反映管制员和航空器之间的相互关系,管制节点重要程度高于航空器节点。

关键词: 空中交通管制; 飞行状态网络; 管制网络; 相依网络; 复杂网络

中图分类号: V355

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1204-10

随着中国航空技术的快速发展,近年来,中国不断开辟新的航线,修建新的机场,航路点、管制扇区和航空器的数量也随之大大增加。这些变化推动航空运输业越来越发达,但与此同时,也使得空管系统的网络结构也越来越复杂,给空中交通管制工作带来了巨大的压力。空管系统中的机场、航路点、管制扇区、航空器等组成部分之间都存在着一定的关系,如机场与机场之间有通航关系,管制扇区与管制扇区之间有移交关系,它们之间的关系共同构成了一个复杂的系统。其中,管制员和航空器是空管系统的主体,对系统运行起着决定性的作用。因此,本文拟对管制员和航空器之间的相互关系进行研究,可以为航空器防相撞、扇区划分以及管制员工作负荷等研究提供有力的支撑。

现实世界中的许多复杂系统,从拓扑结构的角度看都可以抽象为网络^[1-3],如丁连红等^[1]将

知识图谱抽象为一个网络,而空管系统也可抽象为一个复杂网络,于是人们开始将复杂网络模型应用于空管系统的研究中,这些研究主要分为空中网络和地面网络2个方面。在空中网络方面,赵昱等^[4]运用复杂网络研究机群作战特性;Jiang等^[5]将空中的飞机作为复杂网络的节点,使用独立成分分析较好地识别了空中交通拥堵的情况;武喜萍等^[6]、陈才龙^[7]和吴小欢^[8]都是以机场为节点研究空中交通流量的优化问题;黄洋等^[9]研究了无人机飞行冲突解脱算法;Wang等^[10]提出了一种基于复杂网络的无人机群鲁棒性的评价方法,为无人机群的任务规划和决策提供了一定的指导。在地面网络方面,王兴隆等^[11]以管制扇区为节点建立了管制扇区网络模型;朱新平等^[12]建立了陆基导航保障系统的网络模型;涂从良等^[13]提出了一种基于接近度和评价矩阵的关键机场节点识别算法,准确反映出中国关键机场的重要度

收稿日期: 2019-07-19; 录用日期: 2019-12-06; 网络出版时间: 2019-12-17 10:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191217.0915.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71801221); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2018JQ7004)

*通信作者. E-mail: wxajy@163.com

引用格式: 李昂, 聂党民, 温祥西, 等. 管制-飞行状态相依网络模型及特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1204-1213. LI A, NIE D M, WEN X X, et al. Control-aircraft state interdependent network model and characteristic analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1204-1213 (in Chinese).

排序。

在现实世界中,完全独立的单层网络几乎是不存在的,绝大多数网络都是和其他的网络相互耦合,彼此依存。Buldyrev 等^[14]于2010年提出相依网络的概念,其最初的理论认为每层网络的节点数相同且只存在一一对应的关系,但现实世界中符合该假设的系统仍然很少。继而 Parshani 等^[15]提出了部分相依网络的概念,放开了所有节点必须一一对应的限制,每层网络中只有随机数量的节点与另一层网络中的节点一对一相依。后来,Shao 等^[16]又提出了一对多的相依网络模型,即某一层网络中的节点以某一概率与另一层节点相依。王兴隆等^[17-18]将相依网络的概念应用于航空领域中,以机场、航路点和管制扇区这3层网络相耦合构建了相依网络,而在空中交通管制系统中,管制员和飞行员是主要组成部分,对他们之间关系的研究显得更有意义。地面的管制员对空中的飞行员下达指令,对航空器进行指挥调配,地面的管制网络和空中的飞行状态网络这两层网络彼此紧密相连,又相互依赖,满足相依网络的构建条件。因此,本文在笔者团队之前工作的基础上,将地面的管制网络与空中的飞行状态网络^[19]结合在一起建立了一个相依网络模型,并对网络的各项指标进行分析,可为空管系统的运行和管制员决策提供理论支持。

1 相依网络模型

若某网络内部的多层网络间存在相依性,则该网络被称作相依网络^[20]。

飞行状态网络中,距离较近的航空器之间可能存在冲突关系,飞行员之间可通过无线电进行交流。管制网络中,相邻扇区之间存在移交关系,管制员需要通话来移交航空器的管制权。2层网络间,飞行员需要听从管制员的指挥才能保证空中交通的安全。飞行状态网络和管制网络相互耦合所构成的网络中,2层网络的节点类型不同且网络间存在强依赖关系,因此该网络属于相依网络。

为了研究方便,本文对模型中的一些方面进行了简化假设:

1) 在飞行状态网络中,考虑到航空器的经济性和舒适性,巡航时航空器都是定高飞行,因此本文不考虑航空器的高度信息,只考虑飞行状态网络的二维状态信息。

2) 本文研究的是该相依网络模型某一瞬间的特性,仅考虑航空器的相对位置对边权的影响,

不考虑相对速度对边权的影响。

3) 在实际中,管制扇区的形状和高度对管制移交没有影响,所以本文用方形区域来表示管制扇区。

1.1 飞行状态网络

本文的飞行状态网络以航空器为节点,以航空器之间的影响为边。国际民航组织8168号文件规定,ACAS(Airborne Collision Avoidance System)询问其他装备应答机飞机的范围为26 km,本文以航空器为节点,26 km为半径作圆,若两圆出现了交集,便说明这两架航空器之间存在潜在冲突,且这种冲突可能会对整个网络造成影响,则这2架航空器之间就构成了连边,从而建立飞行状态网络 G_1 ,如图1所示。

设定边权只与航空器之间的空间距离有关,距离越近,边权越大。边权计算公式为

$$\omega_{ij} = \frac{52}{D_{ij}} \quad (1)$$

式中: ω_{ij} 为*i*和*j*两航空器节点之间的边权; D_{ij} 为*i*和*j*两航空器节点之间的空间距离。

在进行管制指挥时,若航空器分布得较松散,则对管制员造成的心理压力较小;反之,若分布很紧凑,管制员则需要高度集中注意力,一刻都不能分心,这样对管制员造成的负荷较大。因此,本文用航空器节点在飞行状态网络这一单层网络中的点强 q_i 来衡量单架航空器的管制难度,计算公式为

$$q_i = \sum_{j \in n_i} \omega_{ij} \quad (2)$$

式中: q_i 为航空器节点*i*的管制难度; n_i 为与航空器节点*i*构成连边的航空器节点的集合。

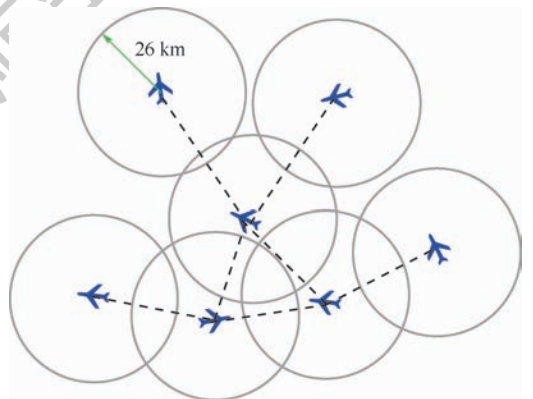


图1 飞行状态网络示意图

Fig. 1 Schematic diagram of aircraft state network

1.2 管制网络

管制扇区是飞行管制的基本单位。管制网络 G_2 以管制扇区的几何中心为节点,以扇区之间的

移交关系为边,整个管制网络是一个无向无权网络。扇区节点的编号以及各管制节点间的连接方式如图2所示。

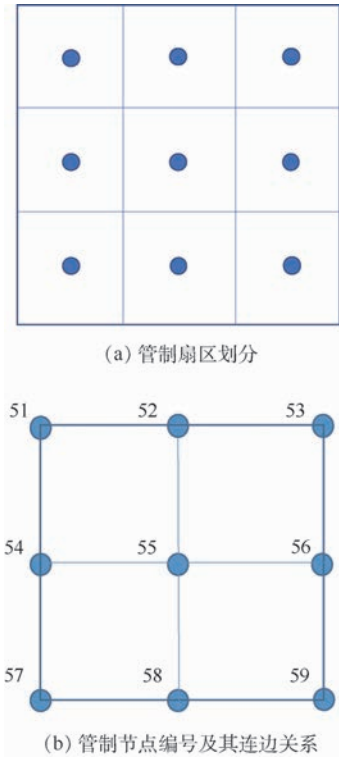


图2 管制网络

Fig.2 Control network

1.3 相依网络

一个单层网络通常被描述为一个包含节点 $V = \{v_i, i = \{1, 2, \dots, n\}\}$, 连边 $E = \{e_{ij} \neq 0, v_i \in V, v_j \in V\}$ 的集合, 即 $G = (V, E)$, 网络中各元素之间的关系可以由邻接矩阵 $A = (a_{ij})_{n \times n}$ 表示, n 为网络中的节点个数。

$$a_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{节点 } i \text{ 与节点 } j \text{ 存在连边} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (3)$$

而多层网络并不是多个单层网络的简单集合, 其中既包含各层网络已有的信息, 同时又包含各网络层之间的连接关系, 可以表示 $M = (\zeta, C)$, 其中 $\zeta = \{G^\alpha \mid \alpha = 1, 2, \dots, m\}$ 为单层网络 $G^\alpha = (V^\alpha, E^\alpha)$ 的集合, $C = \{E^{\alpha\beta} \mid \alpha, \beta = \{1, 2, \dots, m\}, \alpha \neq \beta\}$ 为 α 层中节点与 β 层中节点连边的集合。层间的邻接矩阵各元素的值可表示为

$$a_{ij} = \begin{cases} 1 & \alpha \text{ 层中节点 } i \text{ 与 } \beta \text{ 层中节点 } j \text{ 直接相连} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

管制员工作时, 不仅要对本扇区内的航空器进行实时监控与指挥, 还要时刻注意相邻扇区的航空器及其可能带来的安全隐患, 所以相邻扇区的航空器节点也会对本扇区的管制节点造成影

响。因此, 每个管制节点都与本扇区内及相邻扇区的航空器节点构成外边连接, 而对于每个航空器节点, 则与所属扇区和相邻扇区的管制节点构成外边连接。

如图3所示, 上层为飞行状态网络 G_1 , 下层为管制网络 G_2 , G_2 中的每个管制节点都负责管辖 G_1 中的若干架航空器, 层内连边关系如黑色实线所示, 层间连边关系如虚线所示。 G_1 中的实线表示航空器之间的冲突影响情况, G_2 中的实线表示管制扇区之间移交关系, 而层间的虚线则表示管制员对航空器的指挥和调配, 只有在管制节点都正常工作时航空器才能进行正常的飞行。

在空管工作中, 不同的航空器对管制员的影响程度是不同的。若1架航空器四周短距离内有许多架航空器, 局部网络非常密集, 则该航空器指挥调配起来就较为困难, 对管制员的影响程度就较大; 相反, 如果1架航空器处于1个很松散的局部网络内, 周围很大范围内都没有航空器, 则该航空器对管制员的影响程度就很小。因此, 本文将外边进行加权, 用来表示航空器对管制员的影响程度。

管制节点与本扇区内航空器节点间的外边权重为航空器节点的管制难度, 即

$$W'_{ip} = q_i \quad (5)$$

式中: i 为航空器节点; p 为管制节点。

通常情况下, 管制员对相邻扇区的航空器只进行监控, 不进行指挥调配, 关联程度较弱, 所以本文将管制节点与相邻扇区的航空器节点之间在正常情况下的外边权重设为

$$W''_{ip} = 0.1q_i \quad (6)$$

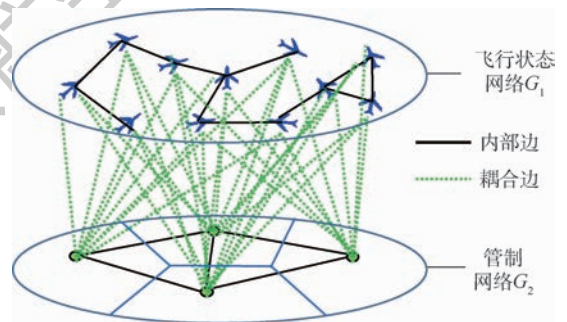


图3 相依网络示意图

Fig.3 Schematic diagram of interdependent network

2 仿真场景

为了验证算法的有效性, 本文对实际场景进行了模拟, 该仿真场景具有一定的代表性。在一

片进近管制空域中,航空器需要完成航路空域和机场空域之间的飞行转换,那么必然会存在航空器分布不均匀的情况。为了贴合实际情况,本文在 $300\text{ km} \times 300\text{ km}$ 的范围内,通过 MATLAB 软件随机生成 50 架航空器,航空器位置分布、编号和连边关系以及各航空器的扇区分属情况如图 4 所示。在实际场景中,可能有某一片空域航空器非常密集,如图 4 中 55 号管制节点所管辖的空域,也有可能某一片空域中航空器极其稀少,如 51 号和 57 号管制节点所管辖的空域,而 11 号这种特殊的孤立航空器节点在现实中也是有可能出现的。

根据层内和层间的连边及边权的设置方式,将 2 个单层网络以及整个相依网络的部分加权邻接矩阵展示如下。

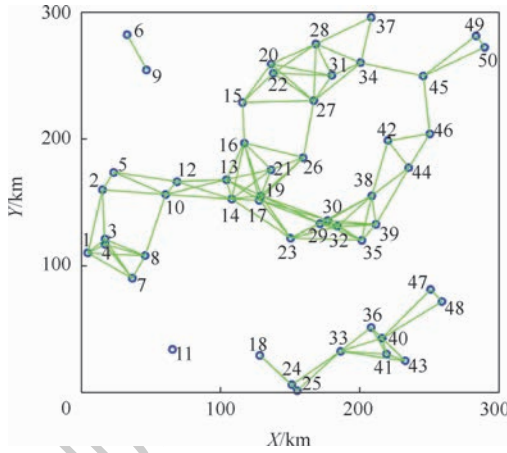


图 4 相依网络模型仿真示意图

Fig. 4 Simulation diagram of interdependent network model

1) 飞行状态网络的加权邻接矩阵

$$A_{G_1} = \begin{pmatrix} 0 & 1.03 & 3.19 & 3.70 & \cdots & 0 \\ 1.03 & 0 & 1.34 & 1.21 & \cdots & 0 \\ 3.19 & 1.34 & 0 & 12.88 & \cdots & 0 \\ 3.70 & 1.21 & 12.88 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{pmatrix}$$

该矩阵为 50×50 矩阵,表示两架航空器之间的权重。

2) 管制网络的邻接矩阵

$$A_{G_2} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

该矩阵为 9×9 矩阵,表示了各管制节点之间的连边关系,若构成连边关系,则 $a_{ij} = 1$, 否

则 $a_{ij} = 0$ 。

3) 相依网络的邻接矩阵

$$A_c = \begin{pmatrix} 0 & 1.03 & \cdots & 0 & 2.85 & 0 & \cdots & 0 \\ 1.03 & 0 & \cdots & 0 & 1.60 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 2.31 & \cdots & 0 \\ 2.85 & 1.60 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 2.31 & 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{pmatrix}$$

该矩阵为 59×59 的矩阵,可将其分为 4 块,分别为左上、右下、左下和右上。其中,左上方的 50×50 矩阵为航空器网络的加权邻接矩阵,右下方的 9×9 矩阵为管制网络的邻接矩阵,左下方和右上方的矩阵互为转置矩阵,均表示相依网络层间连边的权重。

3 仿真分析

3.1 单个节点特性分析

下面从度、点强以及加权聚类系数这 3 个方面来进行分析。

1) 度

在相依网络中,节点的度可分为内度与外度之和。内度即与该节点相连的同一层网络中的节点个数。在飞行状态网络中,航空器节点的内度表示与该航空器之间可能存在安全风险的航空器数量。单从内度这个角度来看,航空器内度越大,其安全风险越高。在管制网络中,管制节点的内度表示与该管制扇区存在移交关系的扇区个数,内度越大,则该管制员与相邻扇区通信联系的工作负荷越大。外度即与该节点相连的不同层网络中的节点个数,航空器节点的外度主要表示与地面通信时可供其选择的管制扇区数量,而管制节点的外度表示能够与其直接通信的航空器数量。节点 i 的度 k_i 可表示为

$$k_i = k_{i1} + k_{i2} \tag{7}$$

式中: k_{i1} 为节点 i 的内度; k_{i2} 为节点 i 的外度。

将相依网络中各节点的度进行计算,结果如表 1 所示。

如表 1 所示,编号 1 ~ 50 表示飞行状态网络中的航空器节点,编号 51 ~ 59 表示管制节点,由于版面所限,对部分节点的度进行了省略。

如图 5 所示,管制节点的度普遍高于航空器节点,这是因为管制员需要联系的单位多于飞行

表1 节点度的数值

Table 1 Numerical value of node degree

节点编号	度	节点编号	度
1	9	51	18
2	9	52	24
3	9	53	19
4	9	54	23
5	7	55	37
⋮	⋮	56	29
48	5	57	14
49	5	58	25
50	5	59	16

员,飞行员的主要工作还是在于驾驶航空器。而管制节点中,55号节点度最高,因为55号节点相邻扇区数最多,管辖空域内航空器的数量最多且空域复杂性较高,如图4所示。

2) 点强

加权的节点度之和即是节点点强 s_i 。点强在度的基础上进行了加权,不仅能够反映与其相连节点的数量,还能反映其相邻节点对其造成影响的总量。由式(5)和式(6)可知,层间连边的权重由飞行状态网络确定,所以航空器节点了点强表示了该航空器与其周围航空器的冲突情况,管

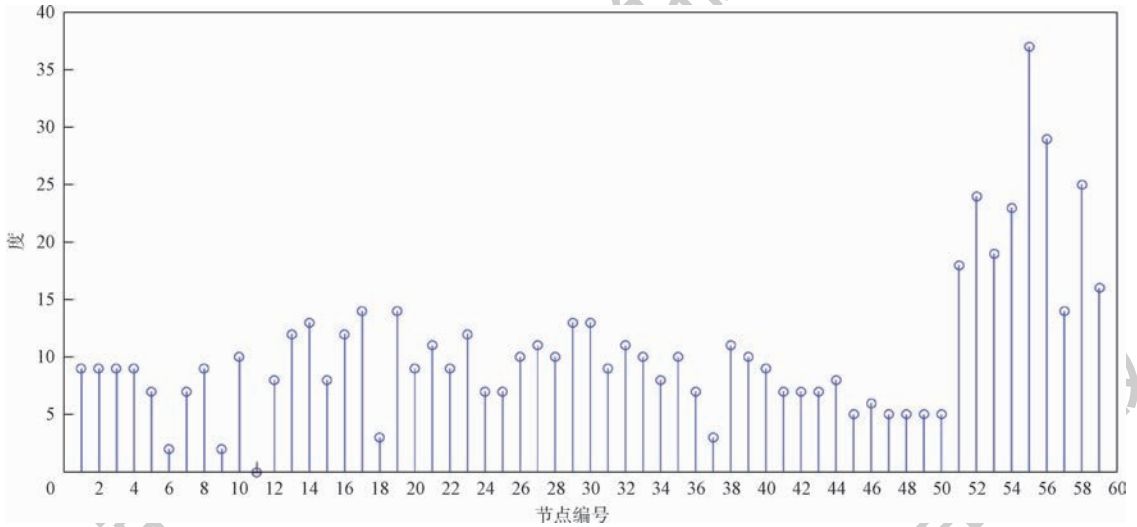


图5 节点度的分布

Fig. 5 Distribution of node degree

制节点了点强可用来表示管制员工作负荷的大小。其表达式为

$$s_i = \sum_{j=1}^N a_{ij} \omega_{ij} \quad (8)$$

式中: N 为相依网络的总节点数。

计算各节点了点强,结果如表2所示。

由图6可以看出,在飞行状态网络中,只有3、4、17和19号航空器节点了点强较高,说明这

表2 节点点强的数值

Table 2 Numerical value of node weight

节点编号	点强/ 10^4	节点编号	点强/ 10^4
1	0.086	51	0.079
2	0.028	52	0.829
3	3.45	53	0.138
4	3.60	54	7.179
5	0.019	55	12.56
⋮	⋮	56	0.307
48	0.034	57	0.10
49	0.057	58	1.391
50	0.057	59	0.548

几架航空器周围的空情较为复杂,管制员需要花更多的精力来关注这几架航空器的飞行状态;在管制网络中,55号节点了点强远远高于其他节点,在一定程度上可以反映出55号扇区管制员的负荷较大,可以考虑缩小55号扇区的范围或者增派管制员来降低管制员的负荷。

3) 加权聚类系数

某一节点的所有邻居节点间实际相连的边数与理论上最多能够相连边数的比值叫做节点聚类系数。而加权聚类系数 $c(i)$ 还考虑了节点间的权重,两节点间距离越近,权重越大,对加权聚类系数的贡献越大。航空器节点的加权聚类系数表示该航空器的周围航空器的聚集程度,管制节点点点的加权聚类系数表示该管制扇区以及相邻扇区内所有航空器之间的聚集程度,加权聚类系数越大,聚集程度越高。其表达式为

$$c(i) = \frac{1}{(k_i - 1)s_i} \sum_{m,n} \frac{\omega_{im} + \omega_{in}}{2} a_{im} a_{mn} a_{ni} \quad (9)$$

式中: m 和 n 分别为节点 i 的2个相邻节点。

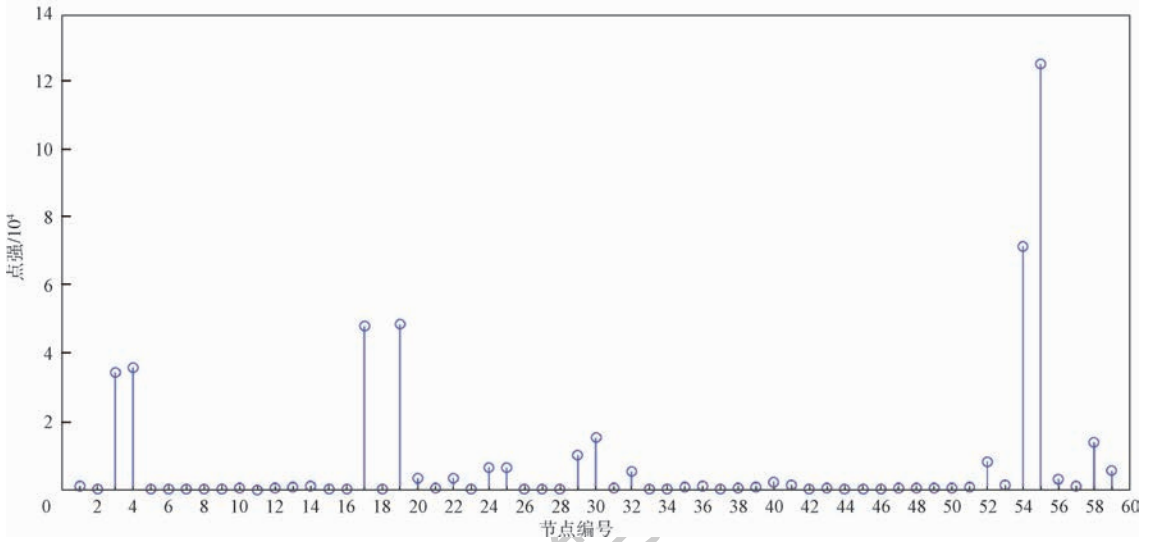


图6 节点点强的分布

Fig. 6 Distribution of node weight

计算各节点的加权聚类系数,结果如表3所示。

如图7所示,航空器节点的加权聚类系数普遍高于管制节点,这是因为管制节点连接的航空器节点数量过多,而这些航空器节点又分布在不同的扇区,彼此之间相连的并不多,使得所有管制节点的加权聚类系数都较低。11号节点的加权聚类系数为0,而在图4中,11号航空器属于孤立点,所以该结果与图4相符,而36号节点的加权聚类系数较高,这也与图4中36号航空器节点周围航空器的聚集程度较高的情况相符。

表3 节点加权聚类系数的数值

Table 3 Numerical of weighted clustering coefficient of node

节点编号	加权聚类系数	节点编号	加权聚类系数
1	0.921	51	0.298
2	0.870	52	0.297
3	0.925	53	0.278
4	0.925	54	0.333
5	0.910	55	0.311
⋮	⋮	56	0.277
48	0.966	57	0.388
49	0.965	58	0.278
50	0.965	59	0.368

3.2 整体网络特性分析

本文首先通过假设若干管制节点失效,然后研究在这几种不同的情况下整个网络的特性。

在一般的相依网络中,若有节点失效,会导致整个网络发生级联失效,而在空管系统中,若有管制员出现意外情况无法正常工作,其管辖扇区内的航空器并不会随之失效,只是处于一种无人管的状态,需要将这些航空器的管制权进行重分配,

暂时分给相邻扇区的管制员进行管制。因此,本文选取了一块地区中4个地理位置特征明显的扇区使其分别失效,根据就近原则以及相邻扇区空域情况,规定了管制节点失效后扇区内航空器管制权的重分配规则,如图8所示。

下面从网络效率和鲁棒性2个角度来分析相依网络的特性。

1) 网络效率

网络的效率反映了网络的连通程度。任意2个节点间的效率表示为2个节点之间距离的倒数,而整个网络的效率NE为任意2个节点间效率的平均值,表示网络中任意一点联系到另一点需要的平均中转次数。其表达式为

$$NE = \frac{1}{N(N-1)} \sum_{i \neq j} \frac{1}{d_{ij}} \quad (10)$$

式中: d_{ij} 为节点*i*和节点*j*间的最短路径。

2) 鲁棒性

鲁棒性是指控制系统在一定(结构、大小)的参数摄动下,维持其他某些性能的特性。而在本文中,将鲁棒性定义为:删除任意节点后,网络中仍可连接的节点数与网络中总节点数之比,鲁棒性计算公式为

$$NR = \frac{1}{n(n-1)} \sum_{i \in T} \sum_{j > i} a_{ij} \quad (11)$$

式中: T 为删除节点后所有剩余节点的集合。

由网络效率和鲁棒性的定义可知,这2项指标均可表示管制网络对飞行状态网络的控制力度,网络效率和鲁棒性越高,控制力度越强。整个相依网络的网络效率和鲁棒性在5种不同情况下的数值如表4所示。

将2项指标的变化情况制成柱状图,如图9

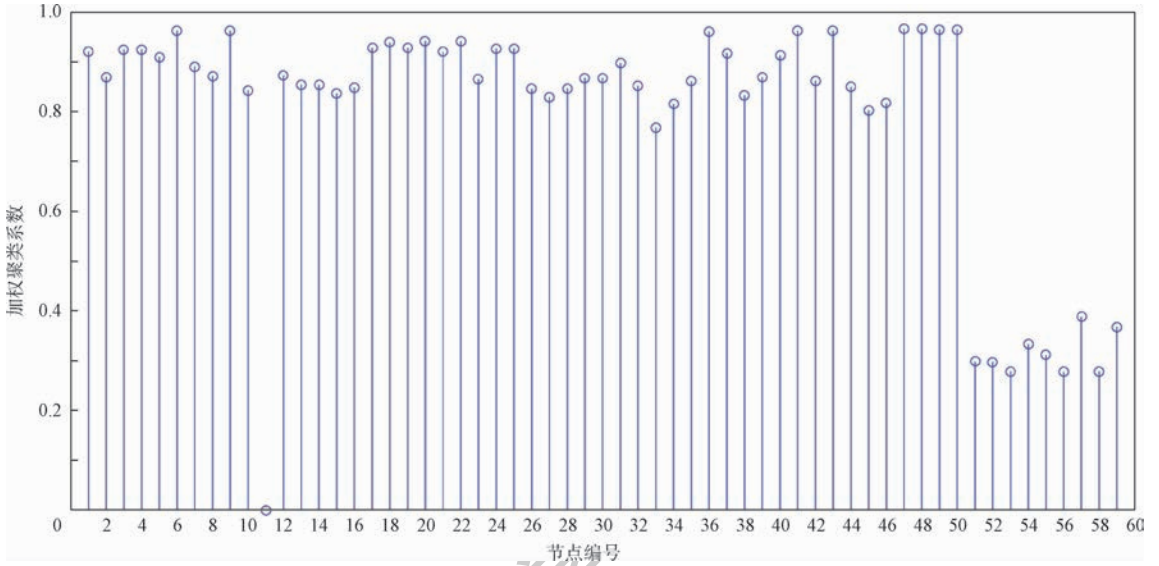


图7 节点加权聚类系数的分布

Fig. 7 Distribution of weighted clustering coefficient of node

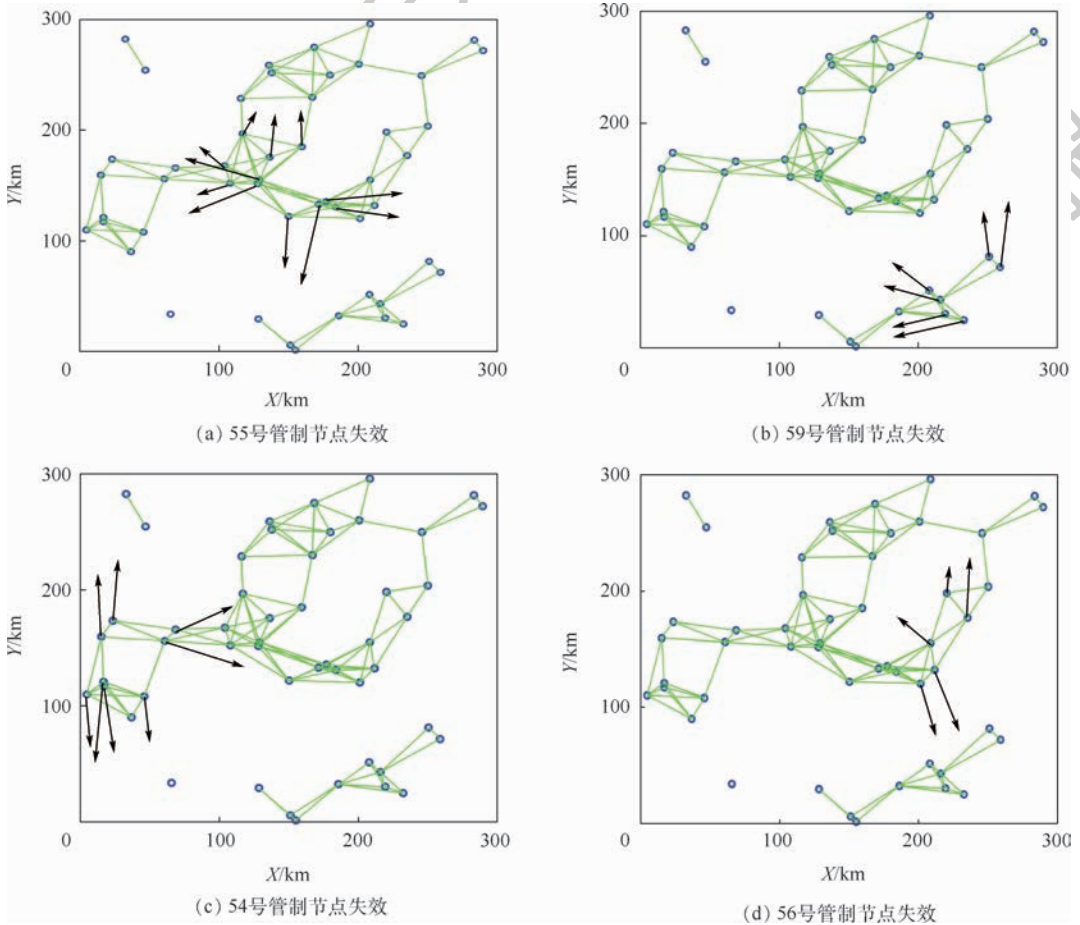


图8 管制节点失效后管制权的重分配规则

Fig. 8 Redistribution rule of control power after control node failure

所示。图中:场景1表示正常情况,场景2表示55号管制节点失效,场景3表示59号管制节点失效,场景4表示54号管制节点失效,场景5表示56号管制节点失效。

场景2、3、4分别表示3种类型的管制节点失

效,它们分别具有4个、2个和3个相邻管制节点。纵向比较这2幅图的场景1、2、3、4,可以发现,这2项指标的变化大致呈现出相同的规律:正常情况下的网络效率和鲁棒性都高于有节点失效的情况,这说明管制节点失效使得管制网络对

表 4 相依网络拓扑指标

Table 4 Topological index of interdependent network

节点状态	网络效率	鲁棒性
正常情况	0.1946	0.8561
55 号管制节点失效	0.179	0.7683
59 号管制节点失效	0.1903	0.8474
54 号管制节点失效	0.1798	0.7885
56 号管制节点失效	0.1845	0.8366

4 结 论

本文构建了一种由飞行状态网络和管制网络相互依存而构成的相依网络模型,并根据实际情况设计了飞行状态网络的层内连边以及 2 层网络的层间连边的权重。通过仿真实验,可以看出所构建的相依网络能够较好地反映管制系统的情况,对其特性分析可以得出:

1) 航空器节点的节点度和点强可以得出航空器之间的冲突情况,为航空器防相撞工作提供一定的参考。

2) 依存边的权值能够反映管制员的工作负荷情况,对其分析可以找出工作负荷过大的管制员,及时调整管制策略,保持整个系统运行安全稳定。

3) 网络的鲁棒性以及网络效率全局指标能够反映管制节点对整个网络的管控情况,可为后续的管制移交、扇区优化等研究提供一定的参考。

参考文献 (References)

[1] 丁连红,孙斌,时鹏. 知识图谱复杂网络特性的实证研究与分析[J]. 物理学报,2019,68(12):128902.
DING L H, SUN B, SHI P. Empirical study of knowledge network based on complex network theory[J]. Acta Physica Sinica, 2019, 68(12):128902 (in Chinese).

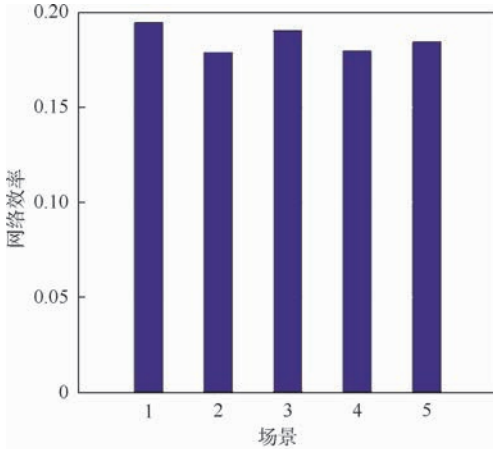
[2] 陈单,石丹丹,潘贵军. 复杂网络电输运性能与通信序列熵之间的关联[J]. 物理学报,2019,68(11):118901.
CHEN D, SHI D D, PAN G J. Correlation between the electrical transport performance and the communicability sequence entropy in complex networks [J]. Acta Physica Sinica, 2019, 68(11):118901 (in Chinese).

[3] 王立夫,赵云康,段乐,等. 割点失效对复杂网络可控性的影响[J]. 控制与决策,2019,34(11):2310-2316.
WANG L F, ZHAO Y K, DUAN L, et al. Effect of cut vertexes-removal on controllability of complex networks[J]. Control and Decision, 2019, 34(11):2310-2316 (in Chinese).

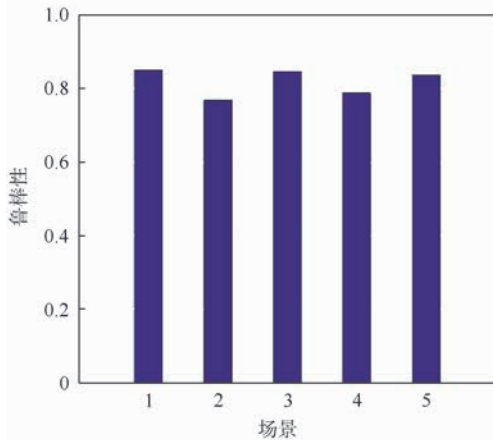
[4] 赵昱,惠晓滨,高杨军,等. 基于复杂网络的机群作战建模与仿真[J]. 火力与指挥控制,2017,42(5):10-13.
ZHAO Y, HUI X B, GAO Y J, et al. Fleet combat modeling and simulation based on complex networks[J]. Fire Control & Command Control, 2017, 42(5):10-13 (in Chinese).

[5] JIANG X R, WEN X X, WU M G, et al. A complex network analysis approach for identifying air traffic congestion based on independent component analysis[J]. Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications, 2019, 523:364-381.

[6] 武喜萍,杨红雨,韩松臣. 基于复杂网络的空中交通特征与延误传播分析[J]. 航空学报,2017,38(S1):721473.
WU X P, YANG H Y, HAN S C. Analysis of properties and delay propagation of air traffic based on complex network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(S1):721473



(a) 网络效率



(b) 鲁棒性

图 9 相依网络全局指标变化情况

Fig. 9 Change of global index in interdependent network

飞行状态网络的控制力度有所减弱,而相邻节点越多的节点失效,网络效率和鲁棒性降低越多,说明失效节点所处地域越重要,管制网络对飞行状态网络的控制力度减弱得越多。

场景 4 和 5 分别表示 54 号和 56 号管制节点失效,它们的相邻管制节点数均是 3 个。横向比较场景 1、4、5,可以发现,虽然相邻节点数相同,但 54 号扇区内航空器的数量以及分布的密集程度明显比 56 号扇区复杂,所以 54 号节点失效时管制网络对飞行状态网络的控制力度减弱程度较大。

(in Chinese).

- [7] 陈才龙. 基于复杂网络的航路汇聚点布局优化方法研究 [D]. 合肥:中国科学技术大学,2011.
CHEN C L. Research on optimization method based on complex network for crossing waypoints location [D]. Hefei: University of Science and Technology of China,2011 (in Chinese).
- [8] 吴小欢. 航线网络鲁棒优化设计及其复杂性问题研究 [D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
WU X H. Robust optimization design and complexity analysis for airline network [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012 (in Chinese).
- [9] 黄洋,汤俊,老松杨. 基于复杂网络的无人机飞行冲突解脱算法 [J]. 航空学报,2018,39(12):322222.
HUANG Y, TANG J, LAO S Y. UAV flight conflict resolution algorithm based on complex network [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(12):322222 (in Chinese).
- [10] WANG X H, ZHANG Y, WANG L Z, et al. Robustness evaluation method for unmanned aerial vehicle swarms based on complex network theory [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(1):352-364.
- [11] 王兴隆,高经东,赵末. 空中交通管制扇区复杂网络建模与特性分析 [J]. 中国民航大学学报,2019,37(1):7-11.
WANG X L, GAO J D, ZHAO M. Construction and characteristics analyses of ATC sector complex network [J]. Journal of Civil Aviation University of China,2019,37(1):7-11 (in Chinese).
- [12] 朱新平,潘卫军,韩松臣. 民航空管陆基导航保障体系的复杂网络模型 [J]. 火力与指挥控制,2018,43(3):48-53.
ZHU X P, PAN W J, HAN S C. Complex network of land-base navigation system for air traffic management of civil aviation [J]. Fire Control & Command Control,2018,43(3):48-53 (in Chinese).
- [13] 涂从良,吴明功,温祥西. 基于接近度与评价矩阵的关键机场节点识别 [J]. 火力与指挥控制,2017,42(10):172-176.
TU C L, WU M G, WEN X X. Identification of key airport nodes based on closeness sorting algorithm and evaluation matrix [J]. Fire Control & Command Control,2017,42(10):172-176 (in Chinese).
- [14] BULDYREV S V, PARSHANI R, PAUL G, et al. Catastrophic cascade of failures in interdependent networks [J]. Nature, 2010,464(7291):1025-1028.
- [15] PARSHANI R, BULDYREV S V, HAVLIN S. Interdependent networks: Reducing the coupling strength leads to a change from a first to second order percolation transition [J]. Physical Review Letters,2010,105(4):048701.
- [16] SHAO J, BULDYREV S V, HAVLIN S, et al. Cascade of failures in coupled network systems with multiple support-dependence relations [J]. Physical Review E (Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics),2011,83(3 Pt 2):036116.
- [17] 王兴隆,潘维煌,赵末. 空中交通相依网络的脆弱性研究 [J]. 航空学报,2018,39(12):322235.
WANG X L, PAN W H, ZHAO M. Vulnerability of air traffic interdependent network [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(12):322235 (in Chinese).
- [18] 王兴隆,潘维煌,赵末. 华北航空相依网络统计特征与鲁棒性分析 [J]. 科学技术与工程,2018,18(13):180-185.
WANG X L, PAN W H, ZHAO M. Analysis of network characteristics and robustness of aeronautical interdependent network in North China [J]. Science Technology and Engineering, 2018,18(13):180-185 (in Chinese).
- [19] WANG Z K, WEN X X, WU M G. Identification of key nodes in aircraft state network based on complex network theory [J]. IEEE Access,2019,7:60957-60967.
- [20] 老松杨,王竣德,白亮. 相依网络研究综述 [J]. 国防科技大学学报,2016,38(1):122-128.
LAO S Y, WANG J D, BAI L. Review of the interdependent networks [J]. Journal of National University of Defense Technology,2016,38(1):122-128 (in Chinese).

作者简介:

李昂 男,硕士研究生。主要研究方向:空管系统的相依网络。

聂党民 男,硕士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:空中交通管理、管制指挥与安全。

温祥西 男,博士,副教授。主要研究方向:航空网络、冲突探测与解脱。

王泽坤 男,硕士研究生。主要研究方向:空中交通复杂性、冲突探测与解脱。

Control-aircraft state interdependent network model and characteristic analysis

LI Ang^{1,2}, NIE Dangmin^{1,2}, WEN Xiangxi^{1,2,*}, WANG Zekun^{1,2,3}

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

2. National Key Laboratory of Air Traffic Collision Prevention, Xi'an 710051, China; 3. Unit 32211 of the PLA, Yulin 719006, China)

Abstract: The controller and aircraft are the key of the control system. They are closely related and interdependent. Analyzing the relation of them can deepen the comprehension of the control system and maintain the operation efficiency better. For this purpose, an interdependent network model coupled by aircraft state network and control network is established. In the model, aircraft state network is composed of the aircraft and their relative position. The control network is made up of the control sectors and their handover relationship. And the weights of the edges between the networks are calculated according to the control difficulty. On this basis, an artificial network is generated according to construction principle. The node degree, node weight, weighted clustering coefficient, network efficiency and network robustness of the interdependent network are analyzed. The analysis results show that the constructed interdependent network model can reflect the relationship between the controllers and the aircraft and the importance degree of the control nodes is higher than that of the aircraft nodes.

Keywords: air traffic control; aircraft state network; control network; interdependent network; complex network

Received: 2019-07-19; **Accepted:** 2019-12-06; **Published online:** 2019-12-17 10:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191217.0915.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71801221); Basic Research Plan of Natural Science of Shaanxi Province (2018JQ7004)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0427

武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略

胡诤哲, 李向东*, 周兰伟, 陈兴

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)



摘 要: 为研究武装直升机对小口径杀爆(HE)弹的防护策略,建立了某型武装直升机在小口径杀爆弹打击下的易损性模型,计算了典型受攻击方向的武装直升机易损面积,并将武装直升机底面划分为不同区域,计算了各区域的防护效率。计算表明,武装直升机最易损方向为其右后下方,此方向的易损面积为 6.97 m^2 ,结合武装直升机的外形特征,得出底面和侧面应当优先防护。对于武装直升机底面,前后燃油箱所在的2个区域的防护效率均达到50%以上,在布置装甲重量有限的条件下可优先防护该区域。另外,在主机身与机尾舱之间增加隔板可阻挡弹丸爆炸后横向飞散的破片,与直接防护武装直升机尾部相比,其防护效率由2.93%提高至11.07%。

关键词: 武装直升机; 小口径杀爆(HE)弹; 易损性; 防护策略; 毁伤评估

中图分类号: TJ85

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1214-07

武装直升机因具有战场部署灵活、侦察突防能力强、提供的支援火力密集持续等特点,具备极高的军事应用价值,在现代战争中被广泛使用。但武装直升机在低空飞行及悬停状态下,极易受到地面防空火力的打击,不仅便携式防空导弹和反直升机地雷会对其构成严重威胁,而且高射机枪、高射炮等也能有效击伤、击落武装直升机^[1-2]。因此,世界各国对武装直升机的易损性做了大量研究。McCarthy^[3]和Van't Hof^[4]等通过实验和仿真研究了破片和冲击波对武装直升机结构的毁伤;Rasuo^[5]与Robinson、Leishman^[6]对被毁伤后武装直升机旋翼桨叶的力学性能进行了研究;Collins、McAulay^[7]和Trueblood^[8]研究了武装直升机内系统及部件的易损性;Henry、Mills^[9]和McCarthy等^[10]分别研发了低易损的武装直升机传动轴和自封油箱。然而,这些研究都只着眼于武装直升机的某个部件,而对直升机整体的易

损性研究较少,因此对整机的防护设计参考价值较小。

对于武装直升机的防护,可采用的方法包括部件冗余设计、部件布置优化及装甲布置优化等,本文仅从装甲布置的角度对武装直升机的防护策略进行研究。目前,武装直升机的装甲布置方案多是基于经验和试验得到的^[11],研发周期较长且耗资较大,针对当前研究的不足,本文以某型武装直升机为研究对象,建立其在小口径杀爆(HE)弹打击下的易损性模型,并通过大量的仿真计算,得出武装直升机的防护区域优先级及防护策略,为新型武装直升机的防护设计提供参考。

1 小口径杀爆弹破片场表征

小口径杀爆弹的毁伤元为破片和冲击波,但因弹药装药量较少,本文不考虑冲击波的作用,只分析破片场对武装直升机的毁伤。

收稿日期: 2019-08-03; 录用日期: 2019-10-18; 网络出版时间: 2019-10-23 14:52

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191023.1248.003.html

* 通信作者. E-mail: lixiangd@njust.edu.cn

引用格式: 胡诤哲, 李向东, 周兰伟, 等. 武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1214-1220. HU Z Z, LI X D, ZHOU L W, et al. Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1214-1220 (in Chinese).

1.1 静态破片场

杀爆弹爆炸后形成的破片数量为

$$N = \frac{m_s}{\mu} \quad (1)$$

式中: m_s 为弹药金属壳体质量; μ 为爆炸形成破片的平均质量,由文献[12]中的公式计算所得。

假设破片场具有周向对称性,可将破片的飞散划分成如图 1 所示的区间。破片数量随飞散角呈正态分布,则飞散区间 $\varphi_1 \sim \varphi_2$ 中的破片数量占总破片数量比为^[12]

$$\frac{N_{\varphi_1 \sim \varphi_2}}{N} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} e^{-\frac{(\varphi-\bar{\varphi})^2}{2\sigma^2}} d\varphi \quad (2)$$

式中: φ 为飞散角; $\bar{\varphi}$ 为 φ 的期望,通常为 $\pi/2$ 左右; σ 为 φ 的均方差,约为 $\pi/6 \sim 2\pi/9$; $N_{\varphi_1 \sim \varphi_2}$ 为飞散区间中破片的数量。

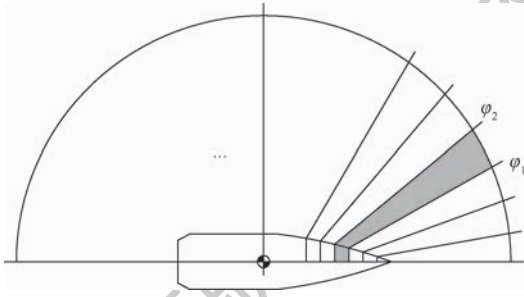


图 1 静态破片飞散区
Fig. 1 Static fragmentation zones

1.2 破片质量分布

在飞散区间 $\varphi_1 \sim \varphi_2$ 中,根据 Mott 公式,质量介于 m_1 与 m_2 之间的破片数量为^[12]

$$N_{\varphi_1 \sim \varphi_2, m_1 \sim m_2} = N_{\varphi_1 \sim \varphi_2} (e^{-\sqrt{m_1/\mu}} - e^{-\sqrt{m_2/\mu}}) \quad (3)$$

1.3 破片初速

根据 Gurney 公式可求解破片的初速为^[12]

$$v_0 = \sqrt{2E} \left(\frac{m_e/m_s}{1 + 0.5m_e/m_s} \right)^{1/2} \quad (4)$$

式中: $\sqrt{2E}$ 为 Gurney 系数; m_e/m_s 为弹药装药与壳体金属的质量比。

1.4 动态破片场

弹药的终点速度影响破片的空间分布和破片速度,破片动态飞散区的边界可由静态边界叠加弹药的终点速度获得,即

$$\varphi'_1 = \arctan\left(\frac{v_0 \sin \varphi_1}{v_0 \cos \varphi_1 + v_c}\right) \quad (5)$$

$$\varphi'_2 = \arctan\left(\frac{v_0 \sin \varphi_2}{v_0 \cos \varphi_2 + v_c}\right) \quad (6)$$

式中: φ'_1 和 φ'_2 为动态飞散区边界; v_c 为弹药的终点速度。

动态飞散区中的破片初速为

$$v'_0 = \sqrt{v_0^2 + v_c^2 + 2v_0 v_c \cos \varphi} \quad (7)$$

2 武装直升机目标易损性

武装直升机的易损性模型包含目标毁伤级别、目标模型及目标的毁伤树三部分。

2.1 目标毁伤级别

为准确描述武装直升机的毁伤,通常将其毁伤分为 6 个等级^[13],由于篇幅所限,本文仅分析 A 级毁伤(遭受打击后,5 min 内武装直升机将失控坠毁)。

2.2 目标模型

选取某典型武装直升机为研究对象,建立该目标的模型。模型包含外形、结构及功能部件三部分,如图 2 所示。

武装直升机的外形模型由等效为 2 mm 铝合金(2A12)的面片构成,模拟武装直升机未防护部分的蒙皮;结构模型描述武装直升机的机架框梁结构,一定程度上能够阻碍弹药破片的飞散,减小毁伤概率;功能部件模型与武装直升机的毁伤直接相关,当其中的某些部件遭受毁伤后,将导致武装直升机目标的毁伤,通常称这些部件为关键部件。表 1 中列举了导致武装直升机 A 级毁伤的部

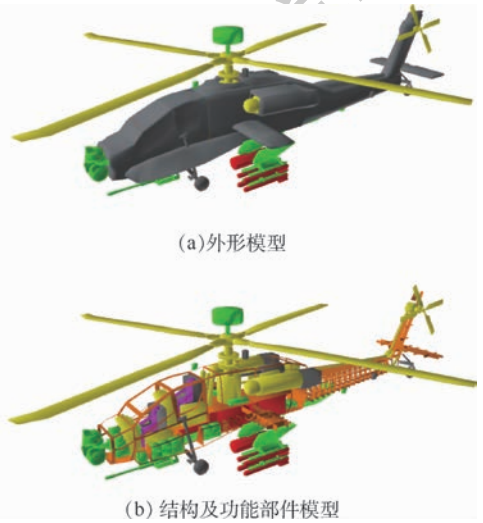


图 2 武装直升机模型
Fig. 2 Model of a gunship

表 1 某武装直升机关键部件(部分)

Table 1 Critical parts of a gunship (portion)

名称	等效材料	等效靶板厚度/mm	部件类型
驾驶员	红松	25	人员
燃油箱	2A12	3	燃料箱
齿轮箱	2A12	20	机械类
弹药箱	2A12	10	弹药类
发动机	优质合金钢	6	机械类

分关键部件的等效材料、等效靶板厚度^[13]及所属部件类型。

2.3 目标毁伤树

关键部件毁伤与武装直升机目标毁伤之间的逻辑关系,通常使用毁伤树进行表征。若使武装直升机达到 A 级毁伤,只需毁伤其关键系统(如动力系统、飞控系统)中的一个即可,即各关键系统的毁伤是逻辑“或”的关系。关键系统又由关键部件组成,且关键部件分为冗余部件和非冗余部件。冗余部件的毁伤以逻辑“与”的关系组合成关键系统的毁伤,如构成该型武装直升机动力系统的左、右发动机,在一台损毁的情况下,直升机仍能继续飞行,全部毁伤的情况下,直升机才因失去动力而坠毁。非冗余部件的毁伤组合逻辑为“或”的关系。根据上述部件、系统、目标的 A 级毁伤逻辑关系,建立了该武装直升机 A 级毁伤的毁伤树,如图 3 所示。

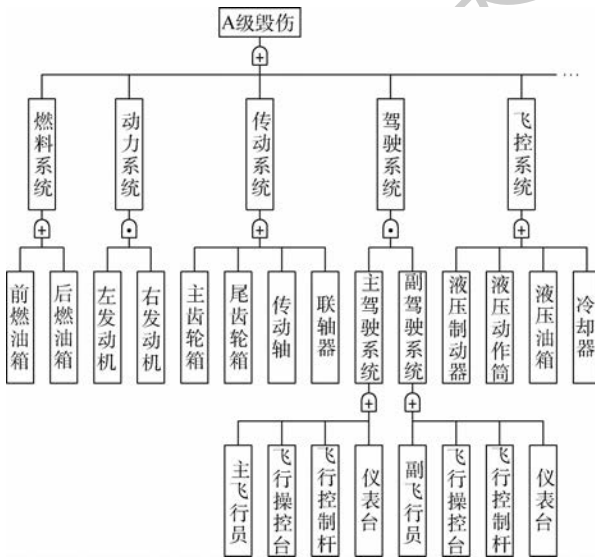


图3 武装直升机 A 级毁伤树(部分)

Fig. 3 A-level damage tree of gunship (portion)

3 易损性评估

3.1 破片场与目标交会分析

本文采用射线跟踪法分析破片场与目标的交会。弹药命中目标后爆炸形成破片场,场中破片的质量、运动方向与速度根据破片场的特征生成。假设每个破片在飞行和侵彻的过程中方向保持不变,则可将破片的轨迹用从弹药炸点引出的射线表示,由射线穿过的面元获知破片可能命中的武装直升机部件。如图 4 所示,弹药在 B 处爆炸形成破片场, L 为场中一枚破片的飞行轨迹线,交武装直升机功能部件模型于面元 F1、F2、F3、F4,由于面元 F1、F2 隶属于发动机 E1,面元 F3、F4 隶属

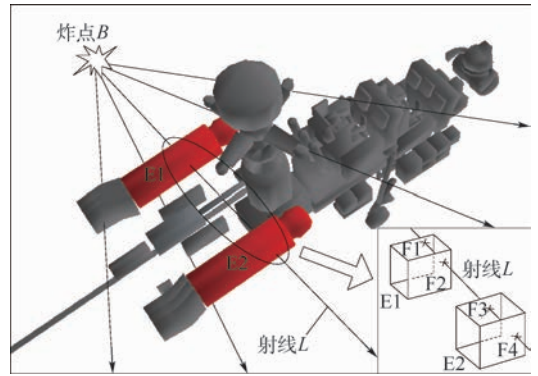


图4 破片与武装直升机部件交会

Fig. 4 Engagement of fragments and gunship parts

于发动机 E2,则认为该破片可能命中武装直升机的关键部件:发动机 E1 和 E2。

实际上,破片能否命中部件还需考虑其侵彻能力。顺着射线的方向,根据破片的质量、着靶速度、入射角度和被其命中的各面元等效材料、厚度,利用穿透靶板的极限速度公式^[14],依次判断该破片能否穿透面元。假设破片在部件之间的运动速度不衰减,则可将穿透面元后的剩余速度作为下一个面元穿透判断的着靶速度。若破片未能穿透面元,则认为沿该射线的后续的面元不会被该破片命中。

跟踪每个破片与目标的交会情况,可统计出各关键部件被命中的次数 n 及破片撞击部件的着靶速度 v 。

3.2 关键部件的毁伤

为计算关键部件被破片命中后的毁伤概率,根据毁伤模式将部件分为 3 种类型:易燃部件、易爆部件和机械致伤类部件。易燃部件主要为武装直升机的燃料箱,易爆部件则包括弹药箱、挂载的导弹、火箭弹等,这 2 类部件的引燃概率 P_I 和引爆概率 P_B 可根据破片着靶速度 v 由文献[15]中的经验公式计算所得;机械致伤类部件内部零件结构复杂,其中致命零件的毁伤才会导致该部件的毁伤,但致命零件并非总是致密布置,因此,这类部件毁伤概率的计算较为困难。

为简化机械致伤类部件的毁伤概率求解,使用易损性系数 ξ 表征该部件的易损性,其计算方法为

$$\xi = \frac{1}{b} \sum_{u=1}^b \xi^{(u)} = \frac{1}{b} \sum_{u=1}^b \frac{S_V^{(u)}}{S_P^{(u)}} \quad (8)$$

式中: $\xi^{(u)}$ 为部件在一个受打击方向上的易损性系数; $S_V^{(u)}$ 为该方向上部件的致命面积; $S_P^{(u)}$ 为该方向上部件的呈现面积; b 为受打击方向的个数,通常取 6 个方向研究部件的易损性。

当一个部件被 n 枚破片命中时,不考虑毁伤累积效应,该部件的毁伤概率 P_k^C 为

$$P_k^C = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_k^{(i)}) \quad (9)$$

式中: $P_k^{(i)}$ 为第 i 枚破片造成部件毁伤的概率。

若部件为易燃部件,则认为该枚破片作用下的部件毁伤概率等于部件的引燃概率,即

$$P_k^{(i)} = P_I^{(i)} \quad (10)$$

若部件为易爆部件,则认为该枚破片作用下的部件毁伤概率等于部件被引爆的概率,即

$$P_k^{(i)} = P_B^{(i)} \quad (11)$$

若部件为机械致伤类部件,当该破片击穿部件包含的面元时,部件的毁伤概率等于其易损性系数,否则认为此破片造成部件毁伤的概率为0,即

$$P_k^{(i)} = \begin{cases} \xi & \text{面元被击穿} \\ 0 & \text{面元未被击穿} \end{cases} \quad (12)$$

3.3 目标毁伤概率计算

假设各部件的毁伤为相互独立的事件,根据图3中武装直升机A级毁伤树表达的逻辑关系,可由底层部件毁伤概率逐级推导出顶层目标的毁伤概率。

对于逻辑关系为“与”的部件,组合毁伤概率的计算公式为

$$P_k^S = \prod_{j=1}^m P_k^{C(j)} \quad (13)$$

对于逻辑关系为“或”的部件,组合毁伤概率的计算公式为

$$P_k^S = 1 - \prod_{j=1}^m (1 - P_k^{C(j)}) \quad (14)$$

式中: P_k^S 为系统的毁伤概率; $P_k^{C(j)}$ 为系统包含的第 j 个部件的毁伤概率; m 为组成该系统的部件个数。

根据系统间“或”的逻辑关系与系统毁伤概率 P_k^S 可得武装直升机目标的毁伤概率 P_k^T ,计算方法与式(14)相同,这里不再赘述。

3.4 目标易损性表征

为量化武装直升机遭受小口径杀爆弹从某个方向打击时的易损性,使用该方向的武装直升机易损面积 A_v 表征, A_v 值越大表明武装直升机在该方向上越易损,其计算方法如下:

将武装直升机投影于一个与指定射弹攻击方向垂直的平面上,并为武装直升机的包络矩形划分网格。图5为武装直升机侧向遭受攻击时的网格划分示意图。

在网格单元足够小的情况下,可认为弹药命中单元内的任意位置处,武装直升机的毁伤概率



图5 武装直升机网格划分示意图(侧向遭受打击时)

Fig.5 Schematic diagram of mesh generation of gunship (attacked from side direction)

相等。取弹药打击第 w 个单元的中心位置处计算所得毁伤概率作为弹药命中该单元时的目标毁伤概率,将每个单元的毁伤概率与对应单元的面积相乘后求和,所得结果即为该方向武装直升机易损面积,即

$$A_v = \sum_{w=1}^q A_c^{(w)} P_k^{T(w)} \quad (15)$$

式中: q 为单元个数; $A_c^{(w)}$ 为第 w 个单元的面积; $P_k^{T(w)}$ 为弹药命中第 w 个单元时对武装直升机的毁伤概率。由于小口径杀爆弹配有碰炸引信,当弹丸未命中目标时, $P_k^{T(w)}$ 取值为0。

4 武装直升机防护策略

基于第3节武装直升机易损性评估方法,计算其对某型23mm杀爆弹的易损面积,并给出防护策略。

该型杀爆弹在典型交战距离上的终点速度为400 m/s。其静爆形成破片的平均初速为857.3 m/s,平均质量为0.38 g,其中0.1 g以上的破片共212枚,分布中心角为94.4°。弹丸爆炸后破片在各静态飞散区内的数目如图6所示。

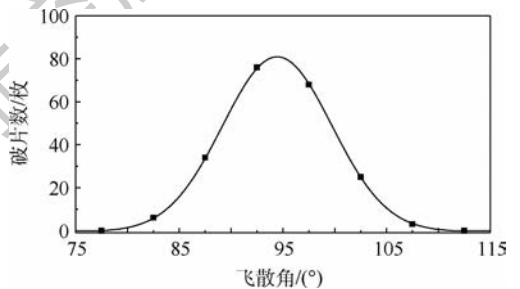


图6 破片在各静态飞散区内的数目

Fig.6 Quantity of fragments in static fragmentation zones

4.1 武装直升机防护方位

对于该型小口径杀爆弹的打击,武装直升机若进行全方位的装甲防护,势必影响其机动、载荷等其他能力,因此分析较易损的方向并优先对其防护,才能在防护面积有限的情况下,使武装直升机具有较高的综合性能。

本文用相对于目标的俯仰角 θ_T 和方位角 φ_T

描述射弹攻击方向,由于武装直升机遭受小口径杀爆弹的打击多来自于地面,因此只研究了下半球受攻击时武装直升机的易损性,如图7所示。

计算了17个典型受攻击方向的武装直升机易损面积 A_v ,结果如表2所示。

经统计,武装直升机在3个俯仰角下的易损面积平均值分别为 4.71 m^2 、 6.05 m^2 和 5.73 m^2 。可以看出,武装直升机斜下方遭受攻击时($\theta_r = 45^\circ$)较为易损,而在同一俯仰角中,武装直升机的右后侧方($\varphi_r = 225^\circ$)较为易损。当右后下方($45^\circ, 225^\circ$)遭受攻击时,武装直升机的易损面积最大(6.97 m^2),这是因为在该受攻击方向上,布置于武装直升机主机身底部的前后燃油箱及布置于机尾的多个传动系统部件均能够被杀爆弹形成的破片所毁伤,在弹丸命中主机身后部的情况下,武装直升机的2台发动机也能够同时被破片命中。

考虑到武装直升机的外形特征,当底面和侧面进行防护后,其遭受小口径杀爆弹从侧下方打击时的易损面积也能相应减小,因此,应当首选为该武装直升机的底面加装防护,其次需防护的方向是两侧面。

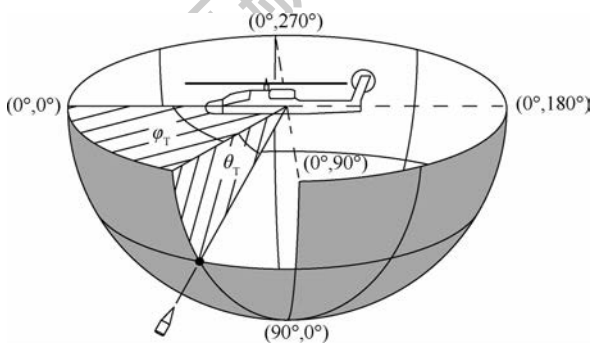


图7 武装直升机受攻击方向

Fig.7 Directions of attack to gunship

表2 典型受攻击方向的武装直升机易损面积

Table 2 Vulnerable area of gunship in typical attack directions

$\varphi_r / (^\circ)$	易损面积/ m^2		
	$\theta_r = 0^\circ$	$\theta_r = 45^\circ$	$\theta_r = 90^\circ$
0	0.81	5.00	5.73
45	4.65	5.53	
90	6.10	6.27	
135	6.52	6.50	
180	1.92	6.28	
225	6.76	6.97	
270	6.16	6.25	
315	4.78	5.58	

4.2 武装直升机防护区域

在同一个方向上,武装直升机不同部位具有不同的防护效果。为找出最需要防护的部位,定义区域防护效率 D ,用于衡量武装直升机不同部位在加装同等抗弹能力的装甲(如厚度相同、材料相同)时防护的有效性,其计算方法如下:

$$D = \frac{A_v - A'_v}{A} \times 100\% \quad (16)$$

式中: A'_v 为武装直升机在某个区域加装防护之后的易损面积; A 为该区域所加装防护的面积。

本文结合武装直升机的几何外形和关键部件分布,将武装直升机底面划分成如图8所示的区域。为有效防御小口径杀爆弹,根据弹药爆炸形成破片的侵彻能力,分别为各区域加装等效为8 mm铝合金(2A12)的防护,计算各区域的防护效率,其结果如图9所示。

计算结果表明,防护效率最高的区域为B3和B5区,其防护效率值能够达到50%以上,这2个区域覆盖的关键部件主要为武装直升机的前燃油箱和后燃油箱,防护这些区域能够有效地减小武装直升机的易损面积。而B4、B10及B11区的防护效率介于10%和25%之间,防护效率值居中。其余区域的防护效率较低,防护效率值均低于10%。当进行武装直升机防护设计时,尤其在加装装甲重量有限的条件下,可以考虑优先为防护效率高的区域布置装甲。

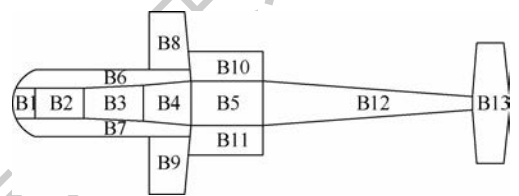


图8 武装直升机区域划分(底面)

Fig.8 Region division of gunship (bottom)

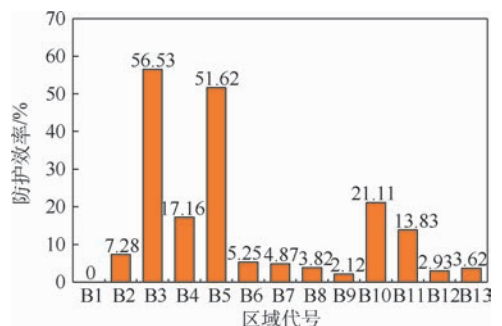


图9 武装直升机各区域防护效率(底面)

Fig.9 Defense effectiveness in different regions of gunship (bottom)

4.3 关键部位的隔板防护

在底面各区域的防护效率计算中发现,B12区域的防护效率相对较低,该区域中包含的关键部件仅有武装直升机的尾桨传动轴,而直接防护此区域时需要的装甲面积却非常大,因此防护效率低。由武装直升机防护前的毁伤概率分布可知,B12区域的毁伤概率分布集中于靠近武装直升机主机身一端,这是因为弹药命中这部分后爆炸形成的破片横向飞散对主机身内的关键部件造成了毁伤。

为防护破片的横向飞散杀伤,提出在B12与B5区域间设置隔板装甲的方法以隔离机尾和主机身,此处横向布置较小面积的装甲便能对关键部件进行保护。为验证这种防护方法的有效性,对布置隔板的武装直升机进行了防护效率计算,结果表明,该方法的防护效率为11.07%,相比于直接为机尾B12区布置装甲,其防护效率提高了约2.78倍,布置隔板前后武装直升机的毁伤概率分布如图10所示。

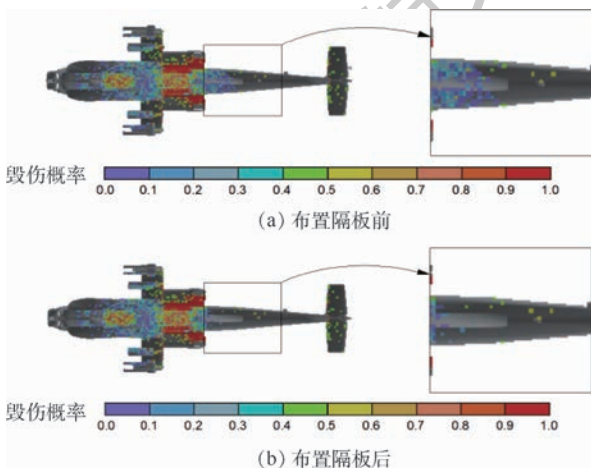


图10 布置隔板前后武装直升机毁伤概率分布对比
Fig. 10 Comparison of gunship damage probability distribution before/after adding clapboard

5 结论

本文建立了武装直升机在小口径杀爆弹打击下的易损性模型,通过仿真计算了武装直升机的易损性,根据计算结果提出了如下防护策略以供设计参考:

1) 整体来看,武装直升机最为易损的方位为其右后下方,此方向上的易损面积为 6.97 m^2 ,为降低易损性,首选的防护方向为其底面,其次为其两侧面。

2) 对于武装直升机底面,不同区域的防护效率不同,其中燃油箱所处区域的防护效率较高,优先为该处布置装甲。

3) 在武装直升机主机身与机尾之间添加横向隔板装甲,该方法的防护效率相比于直接在机尾布置装甲提高了约2.78倍。

参考文献 (References)

- [1] COUCH M, LINDELL D. Study on rotorcraft safety and survivability [R]. Fort Belvoir: Defense Acquisition University, 2010.
- [2] THOMPSON W S, WHEELER R E. Analysis of combat damage on CH-53A and HH-53B helicopters in Southeast Asia (1967 through June 1969) [R]. Harford County: Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground, 1971.
- [3] MCCARTHY D K, CHIU L M, ROBESON M E. Blast attenuating aircraft structure [C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2015:0955.
- [4] VAN 'T HOF C, HERLAAR K, LUYTEN J M, et al. Analysing blast and fragment penetration effects on composite helicopter structures [R]. Rijswijk: TNO Defense Security and Safety, 2005.
- [5] RASUO B. An experimental methodology for evaluating survivability of an aeronautical construction from composite materials: An overview [J]. International Journal of Crashworthiness, 2007, 12(1): 9-15.
- [6] ROBINSON K W, LEISHMAN J G. Effects of ballistic damage on the aerodynamics of helicopter rotor airfoils [J]. Journal of Aircraft, 2015, 35(5): 695-703.
- [7] COLLINS P, MCAULAY C. Reducing the vulnerability of military helicopters to combat damage [C]//29th European Rotorcraft Forum, 2003: 17.
- [8] TRUEBLOOD J W. A case study of a combat helicopter's single unit vulnerability [R]. Monterey: Naval Postgraduate School, 1987.
- [9] HENRY T C, MILLS B T. Optimized design for projectile impact survivability of a carbon fiber composite drive shaft [J]. Composite Structures, 2019, 207: 438-445.
- [10] MCCARTHY D K, CHIU L M, GATLEY C M, et al. Hydrodynamic ram compliant and self-sealing fuel cell structures [C]//AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019: 2049.
- [11] GNAROWSKI W, ZÓLTAK J, KAJKA R. Flying object armour concept analysis based on helicopter [C]//24th European Conference on Modelling and Simulation, 2010: 126-129.
- [12] 魏惠之, 朱鹤松, 汪东晖, 等. 弹丸设计理论 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1985: 265-267.
WEI H Z, ZHU H S, WANG D H, et al. Theory of projectile design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1985: 265-267 (in Chinese).
- [13] 郭超. 破片式高炮弹药对武装直升机的毁伤评估研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
GUO C. A study to assess the damage of anti-aircraft cartridge against the armed helicopter [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017 (in Chinese).
- [14] 北京工业学院八系《爆炸及其作用》编写组. 爆炸及其作用 (下册) [M]. 北京: 国防工业出版社, 1979: 205-207.
"Explosion and Its Effect" Editing Group, the Eight Depart-

ment, Beijing Institute of Teconology. Explosion and its effect; Volume II [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1979;205-207 (in Chinese).

[15] 李向东, 杜忠华. 目标易损性[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013;105-106.

LI X D, DU Z H. Target vulnerability[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2013;105-106 (in Chinese).

作者简介:

胡诤哲 男, 硕士研究生。主要研究方向: 毁伤评估与目标易

损性。

李向东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 弹药终点效应、毁伤评估与目标易损性。

周兰伟 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 弹药终点效应、毁伤评估与目标易损性。

陈兴 男, 硕士研究生。主要研究方向: 弹药终点效应与毁伤评估。

Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition

HU Zhengzhe, LI Xiangdong*, ZHOU Lanwei, CHEN Xing

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to study the defense strategy for gunship against small caliber High-Explosive (HE) munition, the vulnerability model of gunship under the attack of small caliber HE munition was established and the vulnerable area of gunship in typical strike directions was calculated. The bottom of the gunship was divided into several regions and the defense effectiveness of these regions was calculated. According to the calculation results, the vulnerable area of gunship attacked from the lower-right back direction is 6.97 m^2 , which exhibits the highest vulnerability. Considering the shape of the gunship, its bottom and sides need to be defended on the top of priority. The defense effectiveness of the two regions that contain front and back fuel tanks is higher than 50%, which means that these regions should be priorly defended if the mass of armor is limited. Adding the clapboard between the mainbody and the tail of the gunship can prevent the fragments spreading in the lateral direction after explosion of projectile, which leads to the defense effectiveness improving from 2.93% to 11.07%, compared with direct defense of the tail region of gunship.

Keywords: gunship; small caliber High-Explosive (HE) munition; vulnerability; defense strategy; damage assessment

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0430

基于 FRFT 的多分量 LFM 信号检测与参数估计方法



宋耀辉, 黄仰超*, 张衡阳, 秦智康, 高维廷

(空军工程大学 信息与导航学院, 西安 710077)

摘 要: 针对传统方法搜寻效率低的问题, 采取瞄准搜寻策略, 提出一种快速精确地检测和估计多分量线性调频(LFM)信号参数的方法。推导出 LFM 信号的分数阶长度和旋转角度间的近似关系; 利用分数阶幅度随旋转角度变化规律, 提出一种高效搜寻最优旋转角度的算法, 分析得出该算法的计算量较小, 相比于传统算法具有较大优势。在低信噪比情况下, 进行两次 S-G 滤波可显著提高检测概率。仿真结果表明, 所提方法在低信噪比和存在分量间信号干扰的情况下, 能可靠检测和精确估计多分量 LFM 信号参数。

关键词: 分数阶傅里叶变换(FRFT); 线性调频(LFM)信号; 瞄准搜寻; S-G 滤波; 参数估计

中图分类号: TN911.7

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)06-1221-08

变换域通信在电磁环境日益复杂、通信干扰样式日益多样化的条件下被提出, 其以独特的频谱感知、主动规避干扰频段的通信思想, 得到了广泛发展。目前, 对多分量线性调频(LFM)干扰信号参数进行准确估计是变换域通信的一个难题, 也是影响通信质量的关键因素。在关于 LFM 信号检测与参数估计的典型方法中, 文献[1-2]通过 W-V 变换进行参数估计, 但是由于该变换的非线性性质, 导致运用到多分量信号参数估计时出现交叉项干扰, 影响参数估计精度; 文献[3-5]将分数阶傅里叶变换(Fractional Fourier Transform, FRFT)与短时傅里叶变换(Short-Time Fourier Transform, STFT)分析方法结合, 消除了多分量参数估计时交叉项的干扰, 但由于需要选择合适的窗函数, 增加了算法的复杂度; 文献[6]提出一种低复杂度的参数估计算法, 通过不断迭代找到信号的冲击量, 但该算法受限于采样频率; 文献[7-8]利

用分数阶自相关函数寻找峰值, 文献[9]减少信号采样点数, 文献[10]采用稀疏傅里叶变换, 分别从各自角度减小运算复杂度, 但都未就具体如何寻找最优旋转角度进行讨论; 文献[11]提出一种高效的 FRFT 算法, 可快速准确地估计信号参数, 但不适用于多分量 LFM 信号的情况。

本文提出一种快速准确地检测并估计多分量 LFM 信号参数的方法。该方法借助 FRFT 与 W-V 变换间的旋转等价关系, 以及 LFM 信号在分数域的功率谱是聚集性优良的直线段特点, 推导出不同旋转角度下直线段长度间存在近似线性关系; 利用 2 个初始角度下 LFM 信号的时频直线段长度, 定位出最优旋转角度的粗略值; 再根据 LFM 信号功率谱幅值随旋转角度的变化规律, 以最高效方式搜寻最优旋转角度, 并估计信号参数。利用 CLEAN 思想, 逐个搜寻整个频域内所有的 LFM 信号分量。为提高检测方法的抗噪能力, 采

收稿日期: 2019-08-06; 录用日期: 2020-01-17; 网络出版时间: 2020-02-05 17:07

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200205.1645.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61701521)

*通信作者. E-mail: gxxyhbwhyh@sohu.com

引用格式: 宋耀辉, 黄仰超, 张衡阳, 等. 基于 FRFT 的多分量 LFM 信号检测与参数估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1221-1228. SONG Y H, HUANG Y C, ZHANG H Y, et al. Multicomponent LFM signal detection and parameter estimation method based on FRFT[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1221-1228 (in Chinese).

用移动窗滤波器,对时域信号进行功率谱平滑去噪,并在变换域求平均,从而更好地获取时频直线段长度。与传统的多分量 LFM 信号检测方法相比,本文方法具有较高的精确度和较低的运算复杂度,且抗噪能力强。

1 LFM 信号的分数域分析原理

FRFT 是傅里叶变换的扩展形式,是分析频率时变类信号的有力工具。文献[12]推导出 FRFT 与 W-V 分布之间的关系如下:

$$\bar{F}(t, w) = 2e^{2jvw} \int_{-\infty}^{\infty} F_{\alpha}(u) F_{\alpha}^*(2u - u) e^{-2jv\epsilon} d\epsilon \quad (1)$$

式中: $\bar{F}(t, w)$ 为信号的 W-V 变换; $F_{\alpha}(u)$ 为信号在旋转角度 α 处的分数阶傅里叶变换, $F_{\alpha}^*(u)$ 为其共轭函数; t, u 可视为 $f(t)$ 和 $F_{\alpha}(u)$ 在 W-V 变换中的时间,则 w, v 可分别视为其 W-V 变换的频率。

由此可知,FRFT 是 W-V 变换在时频域旋转一定角度得到的,信号在两者的映射中存在密切联系。

在此基础上,文献[11]分析出单分量 LFM 信号在这 2 种时频域中映射直线段之间的关系为

$$L_{\alpha} = |L_{\phi} \sin(\phi - \alpha)| \quad (2)$$

式中: L_{ϕ} 为信号在 W-V 变换域中的时频线长度; ϕ 为 W-V 变换的时频线角度; L_{α} 为分数阶长度; α 为分数阶傅里叶变换旋转角度。

假设某单分量 LFM 信号为

$$f(t) = Ae^{j(2\pi f_0 t + \pi k t^2)} \quad (3)$$

式中: A 为信号幅度; f_0 为初始频率; k 为调频系数。

对该信号进行不同旋转角度的 FRFT 变换,得到函数图像如图 1 所示。

分别用 $L_{\alpha_1}, L_{\alpha_2}$ 表示信号在旋转角度 α_1, α_2 的

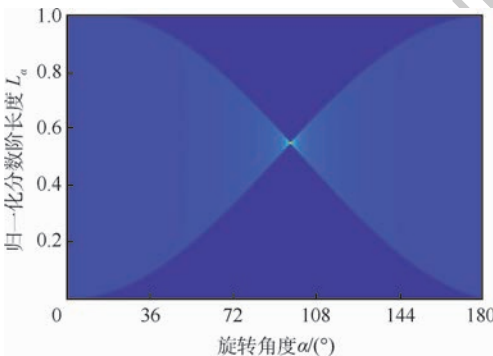


图 1 LFM 信号在不同旋转角度的分数阶长度

Fig. 1 Fractional order length of LFM signal at different rotation angles

分数域直线段长度,不妨设 $\alpha - \phi > 0$,可得

$$\frac{L_{\alpha_1}}{L_{\alpha_2}} = \frac{\sin(\alpha_1 - \phi)}{\sin(\alpha_2 - \phi)} \quad (4)$$

令 $x_1 = \alpha_1 - \phi, x_2 = \alpha_2 - \phi$,将等式右侧进行泰勒展开,得到

$$\frac{L_{\alpha_1}}{L_{\alpha_2}} = \frac{x_1 - x_1^3 + o(x_1^3)}{x_2 - x_2^3 + o(x_2^3)} \quad (5)$$

当 $x_1, x_2 < 1$ 时,

$$\frac{L_{\alpha_1}}{L_{\alpha_2}} \approx \frac{x_1}{x_2} \quad (6)$$

即当旋转角度 α 接近最优旋转角度 α_0 时, L_{α} 和旋转角度距最优旋转角度的距离 $\alpha - \alpha_0$ 近似成正比关系,如图 2 所示。

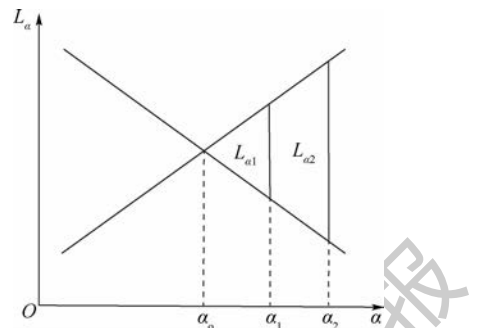


图 2 旋转角度与分数阶长度关系的理想模型
Fig. 2 Ideal model of relationship between rotation angle and fractional order length

根据三角形相似原理,进行简单的几何推导,可得最优旋转角度的估计值 $\tilde{\alpha}_0$ 为

$$\tilde{\alpha}_0 = \frac{\alpha_2 L_{\alpha_1} - \alpha_1 L_{\alpha_2}}{L_{\alpha_1} - L_{\alpha_2}} \quad (7)$$

此时 $\tilde{\alpha}_0$ 较接近理想旋转角度 α_0 ,为进一步提高估计精度,考虑以 $\tilde{\alpha}_0$ 为搜索中心,搜寻获取最优旋转角度的精确值。具体描述为:寻找 LFM 信号在最优旋转角度形成的冲激信号,根据冲激信号参数及旋转角度,对信号时域参数进行估计,如下:

$$\begin{cases} \{\tilde{\alpha}, \tilde{u}\} = \arg \max |F_{\alpha}(u)|^2 \\ \tilde{k} = -\cot \tilde{\alpha} \\ \tilde{f}_0 = \tilde{u} \csc \tilde{\alpha} \end{cases} \quad (8)$$

多分量 LFM 信号是各个单分量 LFM 信号的线性叠加,如下:

$$f(t) = \sum_{i=1}^L f_i(t) \quad (9)$$

根据 FRFT 的线性特性,在分数域中多分量 LFM 信号频谱图中表现为出现平行于 u 轴的直线段的突变。图 3 为一个二分量 LFM 信号在 FR-FT 变换中的函数图像。

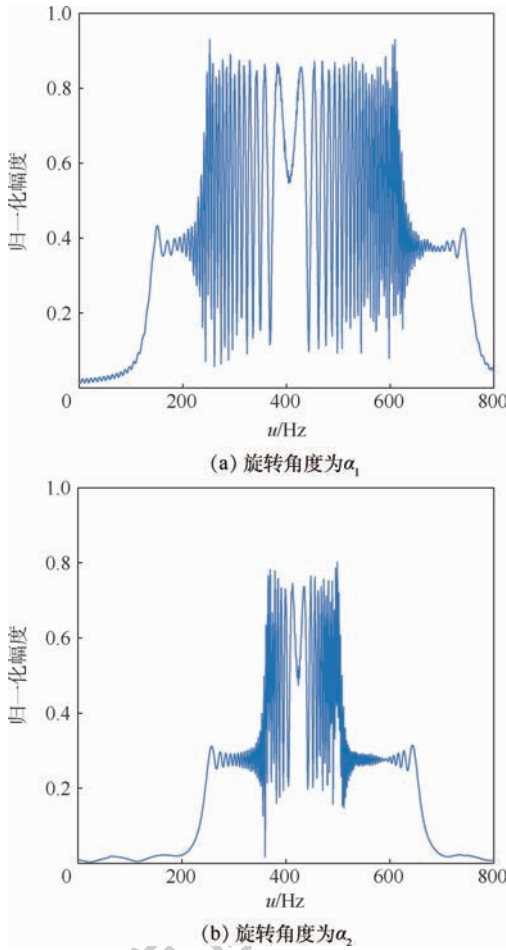


图3 两个LFM信号相加时的FRFT功率谱
Fig.3 FRFT power spectrum of two added LFM signals

本文借鉴 CLEAN 思想,首先研究某分量 LFM 信号,利用上述方法估计该分量的精确参数,并在相应的分数域中对该分量精确剔除;然后将剔除后的信号返回 FRFT 的初始旋转角度,继续对下一目标进行搜索、参数估计和剔除;设定最低门限,直到所有信号都被检测出来为止。

2 多分量 LFM 信号检测原理

在运用上述原理进行多分量 LFM 信号检测与参数估计时,需要先确定初始旋转角度 α_1 和 α_2 。根据文献 [13], α 取值范围为 $[\pi/4, 3\pi/4]$ 时,可得到信号的理想分数阶直线;又因为分数阶旋转角度 α 和分数阶次 p 的关系为 $\alpha = p\pi/2$,所以 p 的取值范围为 $[0.5, 1.5]$;结合仿真经验,本文取 p_1, p_2 分别为 0.7 和 0.75。同时在进行信号的分数域分析时,由于时频域单位不统一,导致计算存在误差。参考文献 [14],对信号进行单位归一化处理,取归一化尺度因子 $S = (t_0/f_s)^{1/2}$, t_0 为采样时间, f_s 为采样频率。

2.1 多分量 LFM 信号检测算法

LFM 信号功率谱分布存在规律,随旋转角度

与最佳旋转角度的差值变化。根据文献 [15],单分量 LFM 信号 f 在旋转角度 α 的分数阶幅度为

$$|F_\alpha(u)| = A \sqrt{\frac{1 - j \cot \alpha}{2(k + \cot \alpha)}} [(c(T_1) + c(T_2))^2 + (s(T_1) + s(T_2))^2]^{1/2} \quad (10)$$

式中: $c(T) = \int_0^T \cos(\frac{\pi}{2}t^2) dt$; $s(T) = \int_0^T \sin(\frac{\pi}{2}t^2) dt$ 。

当信号的调频系数 k 为固定值时,其函数图像如图 4 所示。

根据功率谱函数表达式及其函数图像可得:

- 1) 当旋转角度等于最优旋转角度时,其 FR-FT 功率谱表现为冲激函数。
- 2) 在靠近最优旋转角度时,分数阶幅度增长速率越来越快,几乎成指数增长;在远离最优旋转角度时,分数阶幅度缓慢减小,且幅值不大。

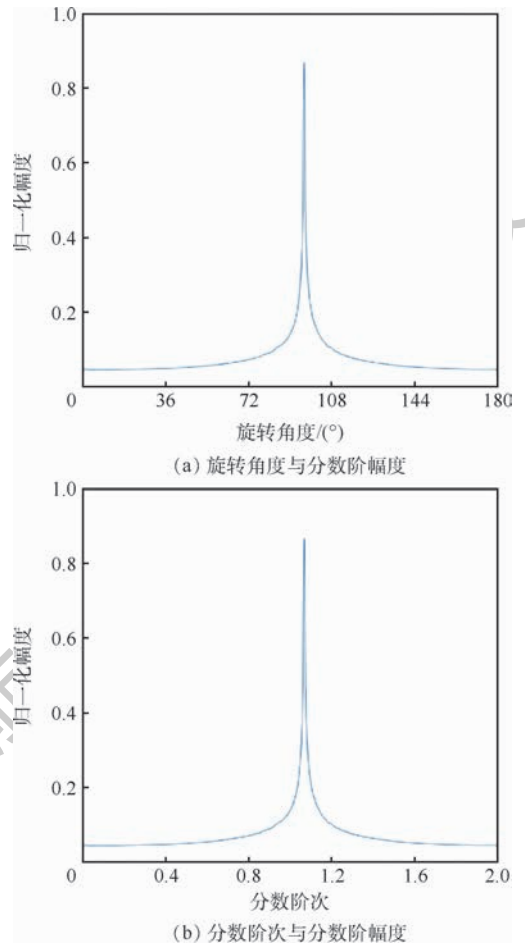


图4 旋转角度、分数阶次与分数阶幅度关系
Fig.4 Relationship between rotation angle and fractional order amplitude, fractional order and fractional order amplitude

根据上述变化规律,本文采取以下搜寻算法:

- 步骤 1** 根据式 (7) 计算最优分数阶次的初始搜索中心 \tilde{p}_0 。
- 步骤 2** 确定搜索步长 Δp , 计算 $\tilde{p}_0 \pm \Delta p$ 下的分数域功率谱幅值 $|F(\tilde{p}_0 \pm \Delta p)|$, 则最优分数阶

次 \tilde{p} 位于 $|F(p)|$ 较大的一侧。

步骤3 保持步长 Δp , 从 \tilde{p}_0 向 \tilde{p} 所在方向扫描, 直到 $|F(p)|$ 刚要降低时停止, 此时对应的分数阶次为新的搜索中心 \tilde{p}_1 , 且 \tilde{p} 在靠近 \tilde{p}_1 处, 估计误差为 $\Delta p/2$ 。

步骤4 缩小搜索步长 Δp , 确立新的搜索中心 \tilde{p}_n 。

步骤5 重复步骤2~步骤4, 直到所估计精度大于 $\Delta p/2$ 。此时, 搜索中心 \tilde{p}_n 即为所求的最优分数阶次。

下面确定搜索步长 Δp : 根据式(8), 信号调频系数 \tilde{k} 与 \tilde{p} 的关系为: $\tilde{k} = -\cot(\pi\tilde{p}/2)$, 如图5所示。可知, 当 $\tilde{k} \in (-\infty, -1) \cup (1, \infty)$ 时, $\tilde{p} \in (0, 0.5) \cup (1.5, 2)$; 当 $\tilde{k} \in (-1, 1)$ 时, $\tilde{p} \in (0.5, 1.5)$ 。因此, \tilde{p} 主要分布在区间 $(0, 0.5)$ 和区间 $(1.5, 2)$ 。为了保证 \tilde{p} 在搜索范围内, Δp 应取较大值。考虑以 \tilde{p}_0 为中心时, Δp 取 0.1。

根据图4所示规律, 当估计分数阶次 \tilde{p}_n 与 \tilde{p} 距离小于 0.1 时, 随着 \tilde{p}_n 靠近 \tilde{p} , $|F(p)|$ 的增长速度加快。考虑以 \tilde{p}_n 为搜索中心时, Δp 取 $10^{-(n+1)}$ 。那么可在不超过 5 次的搜索中找到最佳估计值 \tilde{p}_{n+1} , 达到 $10^{-(n+1)}/2$ 的估计精度。

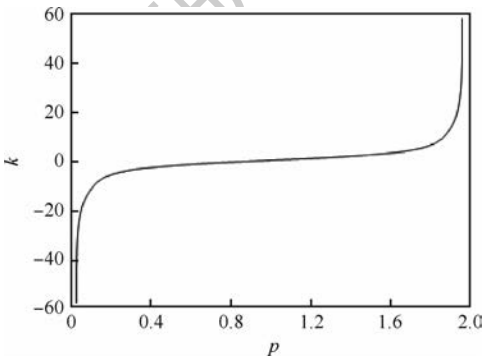


图5 chirp 信号调频系数 k 与最优分数阶次 p 关系

Fig.5 Relationship between frequency modulation coefficient k of chirp signal and optimal fractional order p

\tilde{p} 误差小于 0.0001 时的多分量 LFM 信号参数估计具体实施方法如下:

步骤1 分别计算待测信号的 0.7 阶和 0.75 阶 FRFT 变换, 得到最强分量的分数阶长度, 由式(7)估计出该分量的初始分数阶次 \tilde{p}_0 。

步骤2 以 \tilde{p}_0 为中心、0.1 为搜索步长, 分别计算 $\tilde{p}_0 \pm 0.1$ 阶 FRFT 变换, 找出 \tilde{p}_1 所在方向; 在该方向上扫描, 直到 $|F(p)|$ 开始下降; 将各 $|F(p)|$ 中的最大值所对应分数阶次确定为新的搜索中心 \tilde{p}_1 。比较 $|F(\tilde{p}_1 \pm 0.1)|$, 将较大者对应的分数阶次确定为次优分数阶次 p'_1 , 则 p'_1 与 \tilde{p}_1 构成精度为 0.05 的阶数估计区间。

步骤3 以 \tilde{p}_1 为起点、以 0.01 为步长, 向 p'_1 所在方向搜索, 找出 $|F(p)|$ 最大值对应分数阶次, 确定搜索中心 \tilde{p}_2 ; 比较 $|F(\tilde{p}_2 \pm 0.01)|$ 大小, 确定次优分数阶次 p'_2 及精度为 0.005 的变换区间。

步骤4 以 \tilde{p}_2 为起点、0.001 为步长按照上述方法搜索, 得到搜索中心 \tilde{p}_3 , 及精度为 0.0005 的变换区间。

步骤5 以 \tilde{p}_3 为起点、0.0001 为步长进行搜索, 获取搜索中心 \tilde{p}_3 , 则 \tilde{p}_3 即为所要求精度下的第一分量最优分数阶次估计。

步骤6 根据式(8)估计该分量信号参数, 并在相应分数域将该信号精确剔除, 剔除后返回到步骤1进行下一分量的估计。

步骤7 设定门限值, 重复步骤1~步骤6, 直到精确估计出所有 LFM 分量。

2.2 计算量分析

在对多分量 LFM 信号的各个分量进行参数估计时, 主要运算集中在不同分数阶次 FRFT 的计算。当噪声影响及多分量 LFM 信号间干扰较小时, 对各信号分量的功率谱直线段长度估计就越准确, 而搜索中心就越接近最优分数阶次。

根据式(10), 当噪声功率 $N_0 > |F_{\alpha_1}(u)|$ 或 $N_0 > |F_{\alpha_2}(u)|$ 时, 将无法在一定误差范围内获取 L_{α_1} 和 L_{α_2} , 用该搜索方法将无法正确估计出信号参数。

根据式(7)得无噪声和干扰状态下的初始分数阶次 \tilde{p}_0 , 当噪声和信号间干扰使得对 L_{α_1} 和 L_{α_2} 估计值分别产生 ΔL_{α_1} 和 ΔL_{α_2} 的误差时, 可得有噪声和干扰状态下的初始分数阶次 \tilde{p}_0 :

$$\tilde{p}_0 = \frac{p_2(L_{\alpha_1} + \Delta L_{\alpha_1}) - p_1(L_{\alpha_2} + \Delta L_{\alpha_2})}{L_{\alpha_1} + \Delta L_{\alpha_1} - L_{\alpha_2} - \Delta L_{\alpha_2}} \quad (11)$$

结合式(7)、式(11)可得有噪声干扰状态与无噪声干扰状态下的初始分数阶次之间相差 n 次搜寻:

$$n = \lceil |\tilde{p}_0 - \tilde{p}_0|/0.1 \rceil = \left\lceil \left| \frac{p_1 \left(\frac{\Delta L_{\alpha_1}}{L_{\alpha_1}} - \frac{\Delta L_{\alpha_2}}{L_{\alpha_2}} \right) + p_2 \left(\frac{\Delta L_{\alpha_2}}{L_{\alpha_2}} - \frac{\Delta L_{\alpha_1}}{L_{\alpha_1}} \right)}{\left(\frac{1}{L_{\alpha_2}} - \frac{1}{L_{\alpha_1}} \right) (L_{\alpha_1} + \Delta L_{\alpha_1} - L_{\alpha_2} - \Delta L_{\alpha_2})} \right| \times 10 \right\rceil \quad (12)$$

一般地, 在信噪比状况较好情况下, 使用该方法进行一次单分量 LFM 信号参数估计, 且 \tilde{p} 误差小于 1×10^{-4} 时, 平均需要进行 15.5 次分数阶傅里叶变换。其中, 通过计算信号的 p_1 和 p_2 阶傅

里叶变换,估计初始分数阶次 \tilde{p}_0 ;通过计算 \tilde{p}_0 、 $\tilde{p}_0 \pm 0.1$ 阶傅里叶变换,确定 \tilde{p}_1 及 p'_1 ;由于 \tilde{p}_2 位于 \tilde{p}_1 与 $(\tilde{p}_1 + p'_1)/2$ 之间,在确定 \tilde{p}_2 及 p'_2 时,假设 \tilde{p}_2 服从平均分布,则平均进行 $(1 + 2 + 3 + 4 + 5 + 6)/6 = 3.5$ 次分数阶傅里叶变换,可确定 \tilde{p}_2 和 p'_2 ;同理,各进行3.5次分数阶傅里叶变换,确定 \tilde{p}_3 、 \tilde{p}_4 。则一次单分量 LFM 信号参数估计过程,平均需要 $2 + 3 + 3.5 \times 3 = 15.5$ 次分数阶傅里叶变换。

假设对信号取 N 点采样,则进行一次FRFT变换需 $O(N \lg N)$ 次运算,那么对单分量FM信号参数的精确估计需 $O(15.5N \lg N)$ 次运算。相比于传统搜索算法,要达到最优分数阶次为0.0001的估计精度,需要20000次分数阶傅里叶变换,本文算法在保证估计精度的前提下运算量显著降低。

2.3 噪声影响

在低信噪比条件下使用上述搜寻算法时,本文采取多项式拟合的方法进行信号处理,分别在

时频域对信号进行S-G滤波,以便确定 LFM 信号在初始分数阶次的分数阶长度。首先对时域采样信号平滑去噪,在尽量减小失真的情况下获取清洁信号;然后在分数域扩大移动窗长度求均值,获取频谱图像的直线段长度。

对信号采用S-G FIR平滑滤波器进行平滑滤波,其滤波原理如下:确定移动窗长度,在移动窗内利用最小二乘原理,对数据进行多项式拟合。假设对时域采样信号平滑降噪时,拟合多项式阶次为 n_1 ,移动窗长度为 N_1 ;对分数域信号求均值时,多项式拟合阶次为 n_2 ,移动窗长度为 N_2 。为减少时域信号失真,在较短窗范围内,选取高阶多项式进行平滑去噪,这里取 $N_1 = N/80, n_1 = 5$;在分数域求平均时,应该划定较大的窗范围,这里取 $N_2 = N/8, n_2 = 0$ 。

图6为单分量 LFM 信号在采样点为800时,进行本文算法处理得到的变换图像。经过图形对比可以看出,用本文算法滤波后的图形更容易确定信号的分数阶长度。

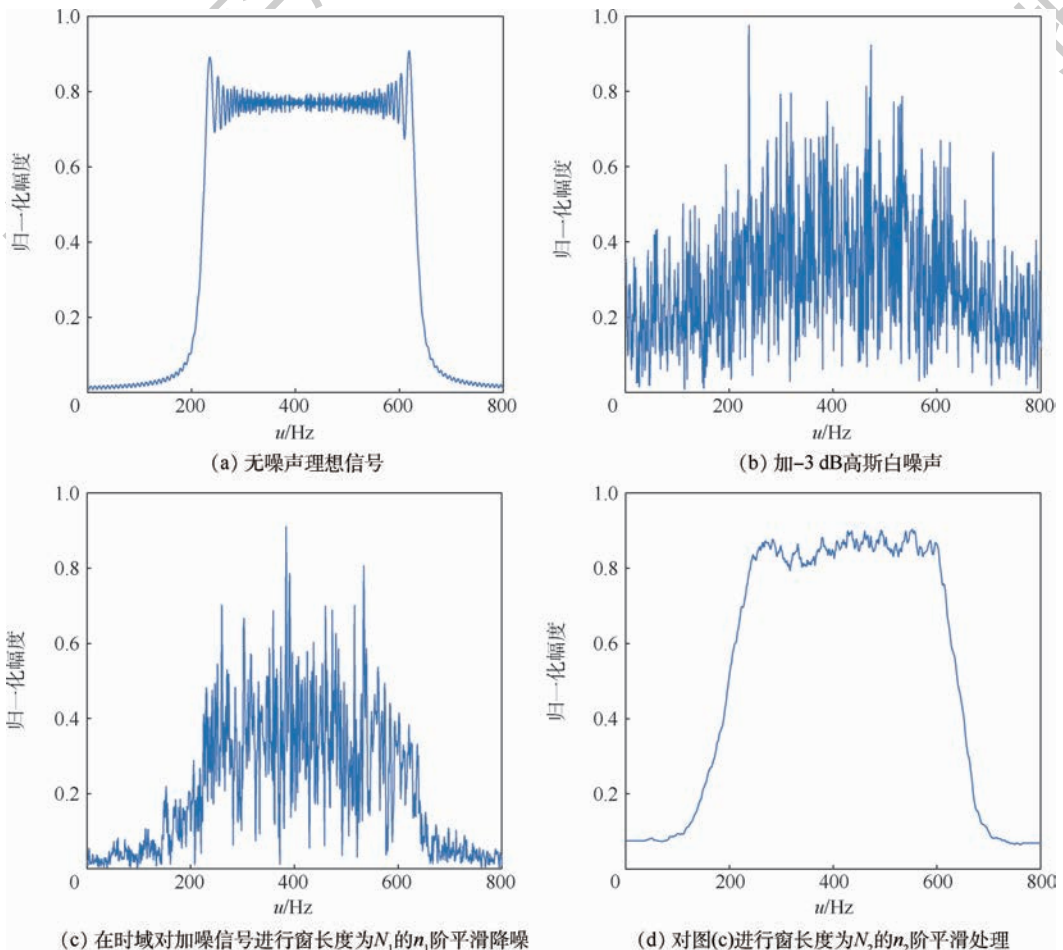


图6 采样信号在旋转角度 α_1 时的分数阶幅度

Fig. 6 Fractional order amplitude of sampled signal at rotation angle α_1

3 模拟仿真

1) 仿真 1

验证噪声对多分量 LFM 信号检测与参数估计产生的影响。根据 2.2 节分析,噪声功率过大时将无法提取 LFM 信号的分数阶长度,而分量之间的相互干扰主要在小范围内影响所获取分数阶长度的准确度。本仿真研究本文方法的抗噪能力,即在有噪声情况下提取 LFM 信号分数阶长度的性能。考虑将问题简化,选用单分量 LFM 信号替代多分量 LFM 信号进行测试。信号表达式如式(13),幅值为 1,采样频率为 600 Hz,采样时间为 2 s,采样点数为 1201 个。

$$f(t) = 1 \times e^{j(2\pi \times 20t + \pi \times 60t^2)} \quad (13)$$

先无噪声条件下进行多次参数估计,获取平均误差;再在此基础上,进行不同信噪比条件下的信号检测,获取检测概率。

仿真结果为:调频系数平均估计值为 60.093 5,绝对误差为 0.093 5,相对误差为 1.56×10^{-3} ;初始频率平均估计值为 19.870 7,绝对误差为 0.129 3,相对误差为 6.47×10^{-3} 。给信号加入高斯白噪声,当信噪比为 $[-10, 0]$ dB 条件下,在不同信噪条件下分别模拟仿真 100 次,得到成功检测并精确估计出信号参数的概率,如图 7 所示。由此可知,当信噪比大于 -6 dB 时,成功检测信号的概率可达 90% 以上;当信噪比降低到 -7 dB 时,成功检测信号的概率降低到 50%;当信噪比降低到 -9 dB 时,随着噪声增大,信噪比降低,成功检测信号的概率稳定在 5% 左右。

2) 仿真 2

为验证本文方法对多分量 LFM 信号检测与参数估计的有效性,设置三分量 LFM 信号参数估计。信号表达式见式(14),采样频率为 600 Hz,

采样时间为 2 s,采样点数为 1201 个,为使仿真更具一般性,给信号加入高斯白噪声,使信噪比达到 -3 dB,仿真结果如表 1 所示,表中 p_i 表示第 i 分量对应的最佳分数阶估计值。

$$f(t) = 1 \times e^{j(2\pi \times 31t + \pi \times 25t^2)} + 1 \times e^{j(2\pi \times 13t + \pi \times 46t^2)} + 1 \times e^{j(2\pi \times 4t + \pi \times 14t^2)} \quad (14)$$

结果表明,在信噪比为 -3 dB 条件下,使用本文方法能快速准确地对信号各分量进行有效估计。但是在对每一分量进行参数估计时,由于在分数域未将相应的信号分量滤除干净,存在相同分量的重复检测现象。该现象不对方法精度造成影响,但进行多分量 LFM 信号参数估计时,该现象增加了对每一分量的检测次数,降低了整体方法效率。

3) 仿真 3

本仿真验证本文方法的运算量。将仿真 1 中单分量 LFM 信号在不同信噪比条件下的仿真运算次数记录于表 2;将仿真 2 中信噪比达到 -3 dB 条件下,三分量 LFM 信号检测时,进行 20 次试验,将各个分量平均运算次数记录于表 3。

表 1 三分量 LFM 信号检测与参数估计仿真结果
Table 1 Simulation results of three-component LFM signal detection and parameter estimation

分量	\tilde{f}_0	\tilde{k}	$ \Delta f_0 $	Δk	p_i
1	31.085 4	25.446 9	0.085 4	0.446 9	1.053 9
2	13.140 9	45.984 9	0.140 9	0.015 1	1.096 8
3	4.001 1	14.062 4	0.001 1	0.062 4	1.029 8

表 2 单分量 LFM 信号 FRFT 调用次数与信噪比
Table 2 FRFT calls and SNR of single-component LFM signals

信噪比/dB	FRFT 调用次数
0	11
-1	13
-2	9
-3	14
-4	9
-5	10
-6	10
-7	15

表 3 三分量 LFM 信号运算次数
Table 3 Operation times of three-component LFM signals

信号分量	运算次数
1	34
2	30
3	24

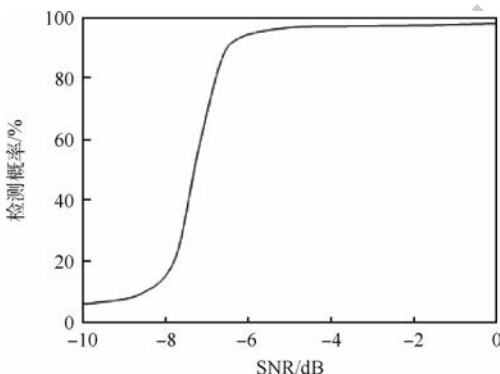


图 7 不同信噪比条件下信号的成功检测概率

Fig. 7 Probability of successful signal detection under different SNRs

分析表2数据,对单分量LFM信号参数估计时,进行FRFT运算次数基本上与理论分析值相符,但少于理论分析中的15.5次运算,这是由所选的信号参数决定的,当选取大量不同参数的信号进行模拟仿真时,平均运算量将接近理论值;分析表3数据,对三分量LFM信号参数估计时,平均对每一分量的FRFT运算次数都超出理论值的2~3倍,这也反映出由于在分数域未将已估计分量滤除干净,所导致的相同分量重复检测现象。

4 结 论

本文提出了一种多分量LFM信号检测和参数估计的方法——利用FRFT的线性性质,对各分量单独分析,每次寻找一个分量的分数阶冲激函数,估计该分量的参数,然后在分数域将其剔除。

1) 利用信号各角度FRFT之间的几何关系,提出最优分数阶次粗略值 \tilde{p}_0 的计算方法,且 \tilde{p}_0 距离最优分数阶次 p_0 误差可达到0.1以内。

2) 进一步提高估计精度,按照信号的分数阶幅度分布规律,提出一种高效的搜寻算法。

3) 为克服各信号分量之间的相互干扰及噪声影响,分别在时域和频域进行阶数和窗长度不等的S-G滤波,提高精确估计出信号参数的概率。同时该方法在进行冲激函数剔除时存在不足,下一步可引入分数域滤波器,减少对同一分量的重复检测。

参考文献 (References)

- [1] RAO P, TAYLOR F J. Estimation of instantaneous frequency using the discrete wigner distribution[J]. Electronics Letters, 1990, 26(4): 246-248.
- [2] CHOI H, WILLIAMS W J. Improved time-frequency representation of multicomponent signals using exponential kernels[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1988, 37(6): 862-871.
- [3] 李家强, 金荣洪, 耿军平, 等. 基于高斯短时分数阶傅里叶变换的多分量LFM信号检测与参数估计[J]. 电子与信息学报, 2007, 29(3): 570-573.
LI J Q, JIN R H, GENG J P, et al. Detection and estimation of multi-component LFM signals based on Gauss short-time fractional Fourier transform[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2007, 29(3): 570-573 (in Chinese).
- [4] TAO R, LI Y L, WANG Y. Short-time fractional Fourier transform and its applications[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2010, 58(5): 2568-2580.
- [5] YIN Q B, SHEN L R, LU M Y, et al. Selection of optimal window length using STFT for quantitative SNR analysis of LFM signal[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(1): 26-35.
- [6] 齐林, 陶然, 周思永, 等. 基于分数阶Fourier变换的多分量LFM信号的检测和参数估计[J]. 中国科学(E辑), 2003, 33(8): 749-759.
QI L, TAO R, ZHOU S Y, et al. Detection and parameter estimation of multicomponent LFM signal based on the fractional Fourier transform[J]. Science in China (Series E), 2003, 33(8): 749-759 (in Chinese).
- [7] 王璞, 杨建宇, 杜雨滔, 等. 分数阶自相关和FrFT的LFM信号参数估计[J]. 电子科技大学学报, 2006, 35(2): 179-182.
WANG P, YANG J Y, DU Y M, et al. Fractional order autocorrelation and FrFT LFM signal parameter estimation[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2006, 35(2): 179-182 (in Chinese).
- [8] AKAY O, BOUDREAUX-BARTELS G F. Fractional convolution and correlation via operator methods and an application to detection of linear FM signals[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2001, 49(5): 979-993.
- [9] 仇兆扬, 陈蓉, 汪一鸣, 等. 基于FRFT的线性调频信号欠采样快速检测方法[J]. 电子学报, 2012, 40(11): 2165-2170.
QIU Z Y, CHEN R, WANG Y M, et al. Fast detection method of linear frequency modulation signal under sampling based on FRFT[J]. Chinese Journal of Electronics, 2012, 40(11): 2165-2170 (in Chinese).
- [10] LIU S, SHAN T, TAO R, et al. Sparse discrete fractional Fourier transform and its applications[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2014, 62(24): 6582-6595.
- [11] ZHANG X P, LIAO G S, ZHU S Q, et al. Efficient compressed sensing method for moving targets imaging by exploiting the geometry information of the defocused results[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2015, 12(3): 517-521.
- [12] ALMEIDA L B. The fractional Fourier transform and time-frequency representations[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1994, 42(11): 3084-3091.
- [13] 黄响, 唐世阳, 张林让, 等. 一种基于高效FrFT的LFM信号检测与参数估计快速算法[J]. 电子与信息学报, 2017, 39(12): 2905-2911.
HUANG X, TANG S Y, ZHANG L R, et al. A fast algorithm for LFM signal detection and parameter estimation based on efficient FrFT[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2017, 39(12): 2905-2911 (in Chinese).
- [14] 赵兴浩, 邓兵, 陶然, 等. 分数阶傅里叶变换数值计算中的量纲归一化[J]. 北京理工大学学报, 2005, 25(4): 360-364.
ZHAO X H, DENG B, TAO R, et al. Dimensional normalization in the digital computation of the fractional Fourier transform[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2005, 25(4): 360-364 (in Chinese).
- [15] 徐会法, 刘锋. 线性调频信号分数阶频谱特征分析[J]. 信号处理, 2010, 26(12): 1896-1901.
XU H F, LIU F. Analysis of fractional-order spectrum characteristics of LFM signal[J]. Signal Processing, 2010, 26(12): 1896-1901 (in Chinese).

作者简介:

宋耀辉 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空数据链。

黄仰超 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 认知无线电、通信抗干扰。

张衡阳 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空自组网、航空数据链。

秦智康 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空数据链。

高维廷 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空数据链。

Multicomponent LFM signal detection and parameter estimation method based on FRFT

SONG Yaohui, HUANG Yangchao*, ZHANG Hengyang, QIN Zhikang, GAO Weiting

(Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China)

Abstract: Aimed at the low searching efficiency of traditional methods, this paper, using aimed searching strategy, proposes a fast and accurate algorithm for detecting and estimating multicomponent Linear Frequency Modulation (LFM) signal parameters. The approximate relation between the power spectrum width and rotation angle of LFM signal in fractional domain is deduced. This paper presents an efficient algorithm for searching the optimal rotation angle using the variation law of power spectrum amplitude with rotation angle in fractional domain. And it is concluded that the computation of this algorithm is small and has great advantages compared with the traditional algorithm. In the case of low SNR, two times of S-G filtering can significantly improve the detection probability. Simulation results show that the algorithm can reliably detect and accurately estimate multicomponent LFM signal parameters under the condition of low SNR and interference between components.

Keywords: Fractional Fourier Transform (FRFT); Linear Frequency Modulation (LFM) signal; aimed searching; S-G filtering; parameter estimation

Received: 2019-08-06; **Accepted:** 2020-01-17; **Published online:** 2020-02-05 17:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200205.1645.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61701521)

* **Corresponding author.** E-mail: gxyxbwhy@sohu.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0348

基于线性编码补偿方法的非固定丢包率下的 分布式融合估计器



韩旭¹, 赵国荣^{2,*}, 王康²

(1. 中国人民解放军91001部队, 北京 100036; 2. 海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001)

摘 要: 为解决无线信道非固定丢包率建模和丢包补偿问题, 研究了具有非固定丢包率的网络化多传感器融合估计问题。假定无线信道丢包率是非固定的, 利用对过去得到的有限个测量值进行线性编码的方法对丢包进行补偿, 针对系统矩阵中存在的非高斯非白噪声随机干扰, 首先设计了一种利用每一时刻数据包到达变量的局部最优估计器, 其次推导出融合估计误差协方差与传感器传输概率之间的函数关系。最后通过算例仿真验证所提方法的有效性。

关键词: 线性编码; 非高斯噪声; 非固定丢包率; 丢包补偿; 分布式融合估计

中图分类号: TJ765.2

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)06-1229-08

网络化多传感器融合估计因其在航空航天、无人运载器导航和网络化控制等领域的重要应用, 已经引起了国内外学者的广泛关注和研究^[1-5]。在实际的应用系统中, 不可避免地存在模型的不确定性、数据丢包问题, 导致处理中心得不到正确完整的测量信息, 使得融合估计性能受到严重损害。

学术界在设计状态估计器时就如何补偿丢包损失已经有了一系列成果^[6-10]。文献[6]提出1种常增益的算法, 用估计值反馈代替丢失的测量信息, 避免了在线计算的负担。文献[7]提出1种线性预测器, 对已经到达处理中心的测量值进行加权处理, 并给出最优加权系数和最优阶数的获取方法。文献[8]提出1种指数衰减加权系数方法, 通过调节加权系数得到满意的估计精度。然而文献[6-8]均考虑在处理中心处对丢包信息进行补偿, 虽取得了不错的精度, 但这些方法所用的补偿值均是对已经到达处理中心的测量信息进行组合, 而没有重新利用已经丢失的数据, 精度的

好坏取决于系数的选取。对此, 文献[9]指出无论是在单传感器估计还是在多传感器融合估计中, 在传感器端计算得到状态估计并将其发送至远程中心, 能够补偿之前所有丢失的测量值, 但是状态估计值的维数往往高于测量值的维数, 这就意味着传输估计值会占用更多的网络带宽或者网络资源, 这可能会导致更高的丢包率。为了降低数据传输的维数并且严格补偿丢包损失, 文献[10]研究单传感器状态估计问题时提出在发送数据之前对存储在传感器存储空间中的之前的有限个测量值进行线性组合, 进而得到新的传输量后传输至处理中心, 基于该传输量得到 Kalman 滤波器, 提高了估计精度。然而当系统模型存在非高斯非白噪声随机干扰时, 文献[10]中方法不再适用, 并且文献[10]没有给出离线估计器的设计, 其估计器增益和误差协方差均需根据每一时刻的丢包情况进行实时计算, 若拓展到多传感器融合估计器, 高维矩阵的实时求逆计算不利于实时性要求高的场景。

收稿日期: 2019-07-01; 录用日期: 2019-08-23; 网络出版时间: 2019-08-29 10:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190829.0856.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61473306)

*通信作者. E-mail: grzhao6881@163.com

引用格式: 韩旭, 赵国荣, 王康. 基于线性编码补偿方法的非固定丢包率下的分布式融合估计器[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1229-1236. HAN X, ZHAO G R, WANG K. A decentralized fusion estimator using linear coding compensation method with non-fixed dropout rates[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1229-1236 (in Chinese).

另一方面,目前学术界在设计具有随机丢包的多传感器状态估计器时,均假设信道的丢包率是固定不变的。然而在某种实际网络环境中尤其是无线网络环境中,信道的丢包率与同时访问信道的传感器数量是相关的^[11]。非固定丢包率目前在网络化多传感器状态估计中并没有得到广泛重视和研究。仅文献[11]以CSMA/CA标准通信协议为研究对象,给出无线信道丢包率与同时访问网络的传感器数量之间的函数关系,在集中式框架下给出了2种次优的融合估计器。该方法有如下不足:没有考虑模型不确定性;未对丢包损失进行有效补偿;集中式融合结构虽能保证现有测量信息精度损失最小,但是其容错能力较差,工程上难以实现;传感器传输概率优化需进行高维矩阵求逆,不利于实时性。

考虑到文献[11]的上述不足,本文在分布式融合框架下,研究具有模型不确定和非固定丢包率的多传感器融合估计器设计问题。其中模型的不确定性描述为系统矩阵受到非高斯非白噪声随机扰动,无线信道的丢包率与传输数据包的传感器数量成正比,为补偿丢包带来的损失同时降低网络带宽的占用,利用文献[10]中线性编码方法,每个传感器将过去测量得到的有限个测量数据进行线性组合,得到新的传输量后经无线信道传输至远程处理中心。针对随机到达的各个传感器对应的新的传输量,本文设计一种最小方差离线局部无偏估计器,该估计器便于离线计算并利用数据包到达变量,利用最优线性无偏估计方法^[12]得到最小方差意义下的分布式融合估计器,建立融合估计误差协方差与各传感器每一时刻传输概率之间的关系,在编码参数确定的前提下,可通过设计各传感器的传输概率使得融合估计器达到满意的性能。

1 问题描述与分析

考虑如下离散不确定线性随机系统:

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

式中: $\mathbf{x}_k \in \mathbf{R}^n$ 为系统状态,系统初值 \mathbf{x}_0 为白噪声,其均值和方差分别为 $\bar{\mathbf{x}}_0$ 和 \mathbf{P}_0 ; \mathbf{A}_k 和 $\hat{\mathbf{A}}_k$ 为已知矩阵;系统噪声 $\mathbf{w}_k \in \mathbf{R}^n$ 为协方差矩阵为 \mathbf{W}_k 的零均值白噪声; \mathbf{g}_k 为乘性噪声,且已知 \mathbf{g}_k 统计特性为 $E\{\mathbf{g}_k\} = \bar{\mathbf{g}}_k, E\{\mathbf{g}_k^2\} = \tilde{\mathbf{g}}_k, E\{\cdot\}$ 表示期望。

假设系统由 N 个传感器进行观测,第 i 个传感器测量方程描述为

$$\mathbf{y}_k^i = \mathbf{C}_k^i \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k^i \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2)$$

式中: $\mathbf{y}_k^i \in \mathbf{R}^{m_i}$ 为第 i 个传感器的测量输出; \mathbf{C}_k^i 为已知测量矩阵;测量噪声 \mathbf{v}_k^i 为协方差矩阵为 \mathbf{V}_k^i 的零均值白噪声。

不失一般性,假设对于任意 i, j 和 $k, \mathbf{x}_0, \mathbf{g}_k, \mathbf{w}_k, \mathbf{v}_k^i$ 和 \mathbf{v}_k^j 均两两互不相关。

网络化分布式融合估计结构如图1所示。 k 时刻第 i 个传感器传输量 \mathbf{z}_k^i 封装于数据包中,数据包经无线信道向远程处理中心传输。为方便描述,本文以文献[11]所引用的CSMA/CA通信协议为例,在该协议下,由于网络资源有限,在同一采样周期内传输数据包的数量越多,无线信道的丢包率越高。假设网络中同时进行数据传输的传感器数量为 M ,此时无线信道的丢包率不妨记为 $0 \leq P_c(M) \leq 1$,且设定 $P_c(M)$ 为 M 的单调递增函数。用随机变量 s_k^i 表示 k 采样时刻第 i 个传感器是否传输 \mathbf{z}_k^i ,其中 $s_k^i = 1$ 表示 \mathbf{z}_k^i 被传输,反之 $s_k^i = 0$ 表示 \mathbf{z}_k^i 未被传输,传输概率记为 $p_{k, \text{tran}}^i$ 。这里,每个传感器传输数据依据概率 $p_{k, \text{tran}}^i$ 间歇式发送,因而 k 时刻网络中同时传输数据的传感器数可以是 $1 \sim N$ 之间的任意一个随机数,不妨设为 M_k ,不同时刻下同时传输数据的传感器数 M_k 并非固定值,因此丢包率 $P_c(M_k)$ 不是固定的。用随机变量 γ_k^i 表示 \mathbf{z}_k^i 是否丢失,其中 $\gamma_k^i = 1$ 表示 \mathbf{z}_k^i 未丢失,反之 $\gamma_k^i = 0$ 表示 \mathbf{z}_k^i 丢失,丢失概率记为 $p_{k, \text{loss}}^i$;默认当 $s_k^i = 0$ 时, $\gamma_k^i = 0$;用随机变量 ξ_k^i 表示 \mathbf{z}_k^i 是否到达远程处理中心,其中 $\xi_k^i = 1$ 表示 \mathbf{z}_k^i 到达远程处理中心,反之 $\xi_k^i = 0$ 表示 \mathbf{z}_k^i 未到达远程处理中心,到达概率记为 $p_{k, \text{arr}}^i$ 。根据以上定义可得

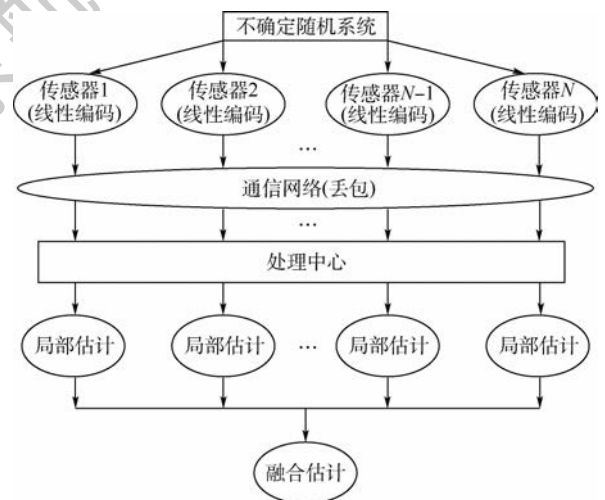


图1 网络化分布式融合估计结构

Fig.1 Networked decentralized fusion estimation structure

$$\xi_k^i = 1 \Leftrightarrow s_k^i \gamma_k^i = 1 \quad (3)$$

$$P_c(M_k) = \text{Prob} \left\{ \gamma_k^i = 0 \mid s_k^i = 1, \sum_{i=1}^N s_k^i = M_k \right\} \quad (4)$$

$$p_{k,arr}^i = 1 - p_{k,loss}^i = p_{k,tran}^i \sum_{\hat{M}_k=0}^{N-1} [1 - P_c(\hat{M}_k + 1)] \pi_{\hat{M}_k}^i \quad (5)$$

式中: $\pi_{\hat{M}_k}^i$ 表示 \hat{M}_k 个传感器 (不包括传感器 i) 同时传输数据包的概率,其计算公式为

$$\pi_{\hat{M}_k}^i = \sum_{|\Psi^i|=\hat{M}_k} \left(\prod_{d \in \Psi^i} p_{k,tran}^d \right) \left[\prod_{e \in \tilde{\Psi}^i} (1 - p_{k,tran}^e) \right] \quad (6)$$

其中: Ψ^i 为集合 $\{1, 2, \dots, N\}$ 的任意子集,且 Ψ^i 不包含 i , $\tilde{\Psi}^i = \{1, 2, \dots, N\} \setminus \{\Psi^i \cup i\}$, $|\Psi^i|$ 为 Ψ^i 的基数, d 和 e 分别表示 Ψ^i 和 $\tilde{\Psi}^i$ 中的任一元素;

求和算子 $\sum_{|\Psi^i|=\hat{M}_k} (\cdot)$ 的作用对象是所有满足

$|\Psi^i| = \hat{M}_k$ 的 Ψ^i 。

令 $p_{k,arr}^{i,j} = \text{Prob} \{ \xi_k^i \xi_k^j = 1 \}$, 则可得

$$p_{k,arr}^{i,j} = p_{k,tran}^i p_{k,tran}^j \sum_{\tilde{M}_k=0}^{N-2} [1 - P_c(\tilde{M}_k + 2)] \pi_{\tilde{M}_k}^{i,j} \quad (7)$$

式中: $\pi_{\tilde{M}_k}^{i,j}$ 为 \tilde{M}_k 个传感器 (不包括传感器 i 和 j) 同时传输数据包的概率,其计算公式为

$$\pi_{\tilde{M}_k}^{i,j} = \sum_{|\Psi^{i,j}|=\tilde{M}_k} \left(\prod_{d \in \Psi^{i,j}} p_{k,tran}^d \right) \left[\prod_{e \in \tilde{\Psi}^{i,j}} (1 - p_{k,tran}^e) \right] \quad (8)$$

其中: $\Psi^{i,j}$ 为集合 $\{1, 2, \dots, N\}$ 的任意子集,且 $\Psi^{i,j}$ 不包含 i 和 j , $\tilde{\Psi}^{i,j} = \{1, 2, \dots, N\} \setminus \{\Psi^{i,j} \cup \{i, j\}\}$,

$|\Psi^{i,j}|$ 为 $\Psi^{i,j}$ 的基数;求和算子 $\sum_{|\Psi^{i,j}|=\tilde{M}_k} (\cdot)$ 的作用对象为所有满足 $|\Psi^{i,j}| = \tilde{M}_k$ 的 $\Psi^{i,j}$ 。

这里需要解释说明的是,计算 $p_{k,arr}^i$ 时,由式(3)可知传感器 i 的数据包到达处理中心有 2 个条件:一是传感器 i 发送数据,即 $s_k^i = 1$;二是数据包不丢失,即 $\gamma_k^i = 1$ 。因此可以得到

$$p_{k,arr}^i = \text{Prob} \{ \gamma_k^i = 1, s_k^i = 1 \} = \text{Prob} \{ s_k^i = 1 \} \text{Prob} \{ \gamma_k^i = 1 \mid s_k^i = 1 \} = p_{k,tran}^i \text{Prob} \{ \gamma_k^i = 1 \mid s_k^i = 1 \}$$

接下来计算 $\text{Prob} \{ \gamma_k^i = 1 \mid s_k^i = 1 \}$ 。用 Ψ^i 表示集合 $\{1, 2, \dots, N\}$ 的任意子集,且 Ψ^i 不包含 i , $\tilde{\Psi}^i = \{1, 2, \dots, N\} \setminus \{\Psi^i \cup i\}$, 同时发送数据的传感器数为 M_k , 当 $s_k^i = 1$ 时,其他 $N-1$ 中会有 $M_k - 1$ 个传感器在同时发送数据。用 $|\Psi^i|$ 表示 Ψ^i 的基数,当 $|\Psi^i| = M_k - 1 = \hat{M}_k$ 时,则这 $M_k - 1$ 个传

感器同时发送数据的概率为

$$\pi_{M_k-1}^i = \pi_{\hat{M}_k}^i = \sum_{|\Psi^i|=\hat{M}_k} \left(\prod_{d \in \Psi^i} p_{k,tran}^d \right) \left[\prod_{e \in \tilde{\Psi}^i} (1 - p_{k,tran}^e) \right]$$

则可得

$$\text{Prob} \{ \gamma_k^i = 1 \mid s_k^i = 1, \sum_{i=1}^N s_k^i = M_k \} = [1 - P_c(\hat{M}_k + 1)] \pi_{\hat{M}_k}^i$$

而 \hat{M}_k 可以是 $0 \sim N-1$ 之间的任意一个随机数,则可以得到

$$\text{Prob} \{ \gamma_k^i = 1 \mid s_k^i = 1 \} = p_{k,tran}^i \sum_{\hat{M}_k=0}^{N-1} (1 - P_c(\hat{M}_k + 1)) \pi_{\hat{M}_k}^i$$

同理,令 $\tilde{M}_k = M_k - 2$, $\pi_{\tilde{M}_k}^{i,j}$ 表示 \tilde{M}_k 个传感器 (不包括传感器 i 和 j) 同时传输数据包的概率,则可得 $\pi_{\tilde{M}_k}^{i,j}$ 和 $p_{k,arr}^{i,j}$ 的计算公式,即式(7)和式(8)。

本文假设若远程处理中心未接收到数据包,则其相应的存储信息将置 0,因此处理中心接收到的与传感器 i 相对应数据包值可表示为

$$\tilde{z}_k^i = \xi_k^i z_k^i \quad (9)$$

为了补偿丢包引起的估计精度损失且不占用额外的网络资源,本文采用类似文献[10]所提出的有限长度线性编码补偿方法。具体为:在传感器端设置长度为 L 的存储空间,在 k 时刻将 k 时刻之前(包括 k 时刻)的 L 个测量值进行存储,并进行线性组合。记 $\bar{\zeta}_L^i = [1, \zeta_1^i, \dots, \zeta_{L-1}^i]^T$, 则 z_k^i 可表示为

$$z_k^i = y_k^i + \zeta_1^i y_{k-1}^i + \dots + \zeta_{L-1}^i y_{k-L+1}^i = (\bar{\zeta}_L^{i,T} \otimes I_{m_i}) \text{col}_L(y_k^i) \quad (10)$$

式中: $\bar{\zeta}_L^i$ 为编码组合系数; $I_{m_i} \in \mathbf{R}^{m_i}$ 为单位矩阵;符号 \otimes 表示 Kronecker 积; $\text{col}_L(y_k^i) = [y_k^{iT}, y_{k-1}^{iT}, \dots, y_{k-L+1}^{iT}]^T$ 。

文献[10]所采用的编码系数每一时刻均是随机产生的,而本文所用的编码系数是设定好的常数,此举便于后文中局部估计器的离线设计,避免分布式融合估计方法中高维矩阵求逆的在线计算,增强了融合估计器的实时性。

显然通过组合序列 $\{z_k^i, z_{k-1}^i, \dots, z_{k-L+1}^i\}$ 可得到测量值序列 $\{y_k^i, y_{k-1}^i, \dots, y_{k-L+1}^i\}$, 因此当 $\xi_k^i = 1$ 时编码组合值能够完整保留原始传感器测量信息。

组合值 z_k^i 所包含的噪声与 z_{k-1}^i, \dots, z_0^i 所包含的噪声是相关联的,为了方便设计估计器,需要建立以 z_k^i 为测量的系统方程和测量方程。定义变量 $\eta_k^i = \text{col}_{L-1}(y_{k-1}^i) \in \mathbf{R}^{(L-1)m_i}$, 可以得到

$$\eta_{k+1}^i = F_k^i \eta_k^i + G_k^i y_k^i \quad (11)$$

式中: $F_k^i = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ I_{(L-2)m_i} & 0 \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{(L-1)m_i \times (L-1)m_i}, L \geq 2$;

$G_k^i = [I_{m^i} \quad \mathbf{0} \quad \cdots \quad \mathbf{0}]^T \in \mathbf{R}^{(L-1)m^i \times m^i}$; $I_{(L-2)m^i}$ 为 $(L-2)m^i$ 维单位阵。特别地,当 $L=2$ 时, $F_k^i = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}$ 。

令变量 $\mu_k^i = [x_k^T \quad \eta_k^T]^T \in \mathbf{R}^{(L-1)m^i+n}$, 可以得到

$$\mu_{k+1}^i = \Phi_k^i \mu_k^i + \Gamma_k^i W_k^i \quad (12)$$

$$z_k^i = H_k^i \mu_k^i + v_k^i \quad (13)$$

式中: $\Phi_k^i = \begin{bmatrix} A_k + g_k \hat{A}_k & \mathbf{0} \\ G_k^i C_k^i & F_k^i \end{bmatrix}$; $W_k^i = [w_k^T \quad v_k^T]^T$; $\Gamma_k^i = \begin{bmatrix} I_n & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & G_k^i \end{bmatrix}$, I_n 为 n 维单位阵; $H_k^i = [C_k^i \quad \xi_1^i I_{m^i} \quad \cdots \quad \xi_{L-1}^i I_{m^i}]$ 。

接下来本文基于式(9)、式(12)和式(13)设计局部最优估计器。目前在研究模型不确定性的文献中,大多假设系统矩阵中的随机噪声为高斯乘性白噪声,并且可以将系统矩阵中的白噪声转化为系统噪声,因而可直接利用文献[10]中标准 Kalman 滤波方法得到状态估计。而在方程(12)中,因为矩阵 Φ_k^i 中存在乘性随机噪声 g_k ,使得每一时刻系统矩阵不再是确定的,并且未假设 g_k 是白噪声,所以标准的 Kalman 滤波方法不再适合解决系统方程式(12)、式(13)的最优估计问题,需要设计估计方法。为此本文采用如下估计器形式:

$$\hat{\mu}_k^i = \bar{\Phi}_k^i \hat{\mu}_{k-1}^i + L_k^i (z_k^i - \xi_k^i H_k^i \hat{\mu}_{k-1}^i) \quad (14)$$

式中: $\bar{\Phi}_k^i = \begin{bmatrix} A_k + \bar{g}_k \hat{A}_k & \mathbf{0} \\ G_k^i C_k^i & F_k^i \end{bmatrix}$; L_k^i 表示局部估计

增益。设局部估计误差协方差矩阵为 $\Sigma_k^{i,i} = E[(\mu_k^i - \hat{\mu}_k^i)(\mu_k^i - \hat{\mu}_k^i)^T]$, 局部估计误差交叉协方差矩阵为 $\Sigma_k^{i,j} = E[(\mu_k^i - \hat{\mu}_k^i)(\mu_k^j - \hat{\mu}_k^j)^T]$ 。

利用数学归纳法易证估计器(14)是无偏的,这里不再赘述。

由 μ_k^i 与 x_k 的关系可得, x_k 的局部最优估计 \hat{x}_k^i 及其相应的估计误差协方差矩阵 $P_k^{i,i}$ 和估计误差交叉协方差 $P_k^{i,j}$ 可由式(15)~式(17)得到。

$$\hat{x}_k^i = [I_n \quad \mathbf{0}] \hat{\mu}_k^i \quad (15)$$

$$P_k^{i,i} = [I_n \quad \mathbf{0}] \Sigma_k^{i,i} [I_n \quad \mathbf{0}]^T \quad (16)$$

$$P_k^{i,j} = [I_n \quad \mathbf{0}] \Sigma_k^{i,j} [I_n \quad \mathbf{0}]^T \quad (17)$$

定义运算符号 $\text{col}_i(D_i) = [D_1^T, \dots, D_i^T, \dots, D_N^T]$, 采用文献[12-14]中最优线性无偏估计方法,最优分布式融合估计器计算式为

$$\hat{x}_k^o = (I_0^T P_k^{-1} I_0)^{-1} I_0^T P_k^{-1} X_k^o \quad (18)$$

式中: \hat{x}_k^o 表示融合估计值; $I_0 = \text{col}_i(I_n)$; $X_k^o =$

$$\text{col}_i(\hat{x}_k^i); P_k = \begin{bmatrix} P_k^{1,1} & \cdots & P_k^{1,N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ P_k^{N,1} & \cdots & P_k^{N,N} \end{bmatrix}$$
。最优融合估计

误差协方差矩阵 $P_k^o = E\{(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^o)(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^o)^T\}$ 的计算式为

$$P_k^o = (I_0^T P_k^{-1} I_0)^{-1} \quad (19)$$

P_k^o 和 $P_k^{i,i}$ 的迹满足如下关系:

$$\text{Tr}(P_k^o) \leq \text{Tr}(P_k^{i,i}) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (20)$$

至此,本文要解决的问题是:

1) 设计局部估计器增益 L_k^i , 使得 $\Sigma_k^{i,i}$ 最小, 即 $P_k^{i,i}$ 最小。

2) 基于所设计的估计增益 L_k^i , 得到分布式融合估计器的表达式, 并建立融合估计误差与传感器传输概率 $p_{k,\text{tran}} = \{p_{k,\text{tran}}^1, p_{k,\text{tran}}^2, \dots, p_{k,\text{tran}}^N\}$ 之间的函数关系, 通过设计 $p_{k,\text{tran}}$ 使得融合估计器到达满意的效果。

2 局部估计增益设计

首先定义变量 $S_k^{i,j} = E[\Gamma_k^i W_k^i W_k^{jT} \Gamma_k^{jT}]$, $R_k^{i,j} =$

$$E[\Gamma_k^i W_k^i v_k^{jT}], \hat{\Phi}_k = \begin{bmatrix} \hat{A}_k & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \tilde{\Phi}_k = \begin{bmatrix} A_k & \mathbf{0} \\ G_k^i C_k^i & F_k^i \end{bmatrix},$$

$$U_k^{i,j} = E\{\mu_k^i \mu_k^{jT}\}。$$

定理 1 对于第 i 个子系统式(9)、式(12)和式(13), 使得局部估计器误差协方差 $\Sigma_k^{i,i}$ 最小的局部估计增益的递推式为

$$L_k^i = (\bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,i} H_k^{iT} + R_k^{i,i}) (H_k^i \Sigma_k^{i,i} H_k^{iT} + V_k^i)^{-1} \quad (21)$$

局部最优估计误差协方差递推式为

$$\Sigma_{k+1}^{i,i} = \bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,i} \bar{\Phi}_k^{iT} + S_k^{i,i} + (\tilde{g}_k - \bar{g}_k^2) \hat{\Phi}_k U_k^{i,i} \hat{\Phi}_k^T - p_{k,\text{arr}}^i (\bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,i} H_k^{iT} + R_k^{i,i}) (H_k^i \Sigma_k^{i,i} H_k^{iT} + V_k^i)^{-1} \cdot (\bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,i} H_k^{iT} + R_k^{i,i})^T \quad (22)$$

局部最优估计误差交叉协方差递推式为

$$\Sigma_{k+1}^{i,j} = \bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,j} \bar{\Phi}_k^{jT} + (\tilde{g}_k - \bar{g}_k^2) \hat{\Phi}_k U_k^{i,j} \hat{\Phi}_k^T - p_{k,\text{arr}}^i L_k^i H_k^i \Sigma_k^{i,j} \bar{\Phi}_k^{jT} - p_{k,\text{arr}}^j \bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,j} H_k^j L_k^{jT} + S_k^{i,j} \quad (23)$$

变量 $U_k^{i,j}$ 的递推式为

$$U_k^{i,j} = \tilde{\Phi}_{k-1}^i U_{k-1}^{i,j} \tilde{\Phi}_{k-1}^{jT} + \tilde{g}_{k-1} \hat{\Phi}_{k-1} U_{k-1}^{i,j} \hat{\Phi}_{k-1}^T + \bar{g}_{k-1} (\tilde{\Phi}_{k-1}^i U_{k-1}^{i,j} \hat{\Phi}_{k-1}^T + \hat{\Phi}_{k-1} U_{k-1}^{i,j} \tilde{\Phi}_{k-1}^T) + S_k^{i,j} \quad (24)$$

证明 下面证明式(21)。由式(9)、式(12)、式(13)和式(14)可得

$$\tilde{\mu}_{k+1}^i = \mu_{k+1}^i - \hat{\mu}_{k+1}^i = \bar{\Phi}_k^i \tilde{\mu}_k^i + (g_k - \bar{g}_k) \hat{\Phi}_k \mu_k^i + \Gamma_k^i W_k^i - L_k^i (z_k^i - \xi_k^i H_k^i \hat{\mu}_k^i) \quad (25)$$

由 $\tilde{\mu}_k^i \perp W_k^i$ 和 $\tilde{\mu}_k^i \perp v_k^i$ 可得

$$\Sigma_{k+1}^{i,i} = E[\tilde{\mu}_{k+1}^i \tilde{\mu}_{k+1}^{iT}] =$$

$$\bar{\Phi}_k^i \Sigma_k^{i,i} \bar{\Phi}_k^{iT} + (\tilde{g}_k - \bar{g}_k^2) \hat{\Phi}_k U_k^{i,i} \hat{\Phi}_k^T -$$

$$\begin{aligned}
 & p_{k, \text{arr}}^i \mathbf{L}_k^i \mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^{iT} - p_{k, \text{arr}}^i \bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} \mathbf{L}_k^{iT} + \\
 & p_{k, \text{arr}}^i \mathbf{L}_k^i \mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} \mathbf{L}_k^{iT} + p_{k, \text{arr}}^i \mathbf{L}_k^i \mathbf{V}_k^i \mathbf{L}_k^{iT} - \\
 & p_{k, \text{arr}}^i \mathbf{L}_k^i \mathbf{R}_k^{i,i} \mathbf{L}_k^{iT} - p_{k, \text{arr}}^i \mathbf{R}_k^{i,i} \mathbf{L}_k^{iT} + \mathbf{S}_k^{i,i} \quad (26)
 \end{aligned}$$

将式(26)变形得到

$$\begin{aligned}
 \boldsymbol{\Sigma}_{k+1}^{i,i} &= \bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^{iT} + p_{k, \text{arr}}^i [\mathbf{L}_k^i (\mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{V}_k^i) - \\
 & (\bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{R}_k^{i,i})] (\mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{V}_k^i)^{-1} \cdot \\
 & [\mathbf{L}_k^i (\mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{V}_k^i) - (\bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{R}_k^{i,i})]^T - \\
 & p_{k, \text{arr}}^i (\bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{R}_k^{i,i}) (\mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{V}_k^i)^{-1} \cdot \\
 & (\bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{R}_k^{i,i})^T + \mathbf{S}_k^{i,i} + \\
 & (\tilde{g}_k - \tilde{g}_k^2) \hat{\boldsymbol{\Phi}}_k \mathbf{U}_k^i \hat{\boldsymbol{\Phi}}_k^T \quad (27)
 \end{aligned}$$

令 $\mathbf{L}_k^i = (\bar{\boldsymbol{\Phi}}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{R}_k^{i,i}) (\mathbf{H}_k^i \boldsymbol{\Sigma}_k^{i,i} \mathbf{H}_k^{iT} + \mathbf{V}_k^i)^{-1}$, 即式(21), 此时式(27)最小, 即得到式(22)。同理可得到式(23)。

证毕

需要说明的是:一方面,与文献[10]中线性编码后的 Kalman 估计器相比,本文设计的局部估计器(式(14))处理了模型不确定性,并且得到的局部估计器增益(式(21))及局部估计误差协方差矩阵(式(22))均可离线计算,从而使得融合估计器(式(19))可离线计算,提高了实时性。另一方面,式(14)中 $(\tilde{z}_k^i - \xi_k^i \mathbf{H}_k^i \hat{\boldsymbol{\mu}}_{k-1}^i)$ 一项可视为局部新息项,该局部新息项引入了随机变量 ξ_k^i 。其意义在于:当 \tilde{z}_k^i 并未达到处理中心即 $\xi_k^i = 0$ 时,新息项为 0, 离线估计增益不起作用。若按照文献[14]中在设计估计器的新息项将丢包变量用其概率代替,其后果是当 $\xi_k^i = 0$ 时,局部新息项不为 0,而局部估计增益不为 0,则此时反而引入了局部估计误差。

3 次优传输概率设计

由式(19)、式(22)和式(23)可知,分布式融合估计器估计误差协方差矩阵 \mathbf{P}_k^o 依赖于概率 $p_{k, \text{arr}}^i$ 和 $p_{k, \text{arr}}^{i,j}$ 。由式(5)和式(7)可知, $p_{k, \text{arr}}^i$ 和 $p_{k, \text{arr}}^{i,j}$ 依赖于传输概率 $p_{k, \text{tran}}^i$ 和 $p_{k, \text{tran}}^j$, 进而得到 \mathbf{P}_k^o 与各传感器传输概率 $p_{k, \text{tran}} = \{p_{k, \text{tran}}^1, p_{k, \text{tran}}^2, \dots, p_{k, \text{tran}}^N\}$ 之间的函数关系。

设计最优传输概率 $\{\tilde{p}_{k, \text{tran}}^1, \tilde{p}_{k, \text{tran}}^2, \dots, \tilde{p}_{k, \text{tran}}^N\}$ 使得 $\text{Tr}(\mathbf{P}_k^o)$ 最小, 可通过求解如下优化问题得到

$$\begin{aligned}
 & \min_{\{p_{k, \text{tran}}^1, p_{k, \text{tran}}^2, \dots, p_{k, \text{tran}}^N\}} \text{Tr}(\mathbf{P}_k^o) \\
 & \text{s. t. } 0 \leq p_{k, \text{tran}}^i \leq 1 \quad i = 1, 2, \dots, N
 \end{aligned} \quad (28)$$

然而由式(19)可知,为得到 \mathbf{P}_k^o 需计算高维

矩阵 $\mathbf{P}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_k^{1,1} & \dots & \mathbf{P}_k^{1,N} \\ \vdots & & \vdots \\ \mathbf{P}_k^{N,1} & \dots & \mathbf{P}_k^{N,N} \end{bmatrix}$ 的逆, 当传感器数量

增加时,计算复杂度大大增加,并且 $\text{Tr}(\mathbf{P}_k^o)$ 的优化需要处理局部估计误差之间的交联,因此很难满足实时性要求。为有效降低计算量,可用一个简单实用的判定原则来得到一组次优的传输概率,从而避免 \mathbf{P}_k 的求逆计算和处理局部估计误差之间的交联。

定义 $J(\mathbf{P}_k) = (\mathbf{I}_o^T \mathbf{P}_k^{-1} \mathbf{I}_o) > 0$, 可以得到 $\frac{\partial \text{Tr}(J^{-1}(\mathbf{P}_k))}{\partial J(\mathbf{P}_k)} = -J^{-2}(\mathbf{P}_k) < 0$, $\frac{\partial \text{Tr}(J(\mathbf{P}_k))}{\partial \mathbf{P}_k} = -(\mathbf{P}_k^{-1} \mathbf{I}_o) (\mathbf{P}_k^{-1} \mathbf{I}_o)^T \leq 0$, 可知函数 $\text{Tr}(J^{-1}(\mathbf{P}_k))$ 和 $\text{Tr}(J(\mathbf{P}_k))$ 分别是单调递减的,由此可得到

$$\begin{cases} \min \text{Tr}(\mathbf{P}_k^o) = \\ \min \text{Tr}(J^{-1}(\mathbf{P}_k)) \Leftrightarrow \max \|J(\mathbf{P}_k)\|_2 \\ \max \text{Tr}(J(\mathbf{P}_k)) \Leftrightarrow \min \|\mathbf{P}_k\|_2 \end{cases} \quad (29)$$

对于矩阵 $\mathbf{P}_k \in \mathbf{R}^{n \times n}$, 有如下不等式成立:

$$\frac{1}{n} \text{Tr}(\mathbf{P}_k) \leq \|\mathbf{P}_k\|_2 \leq \text{Tr}(\mathbf{P}_k) \quad (30)$$

由式(29)可知,在松弛条件式(30)下,优化问题式(28)可以转化为如下形式:

$$\begin{aligned}
 & \min_{\{p_{k, \text{tran}}^1, p_{k, \text{tran}}^2, \dots, p_{k, \text{tran}}^N\}} \text{Tr}(\mathbf{P}_k) \\
 & \text{s. t. } 0 \leq p_{k, \text{tran}}^i \leq 1 \quad i = 1, 2, \dots, N
 \end{aligned} \quad (31)$$

显然,优化问题式(31)的最优解并不是式(28)的最优解,而是式(28)的一组次优解,但是这样处理的好处是避免了对 \mathbf{P}_k 进行求逆计算和处理局部估计误差之间的交联,有效降低了计算复杂度,提高了实时性。

因为 $\text{Tr}(\mathbf{P}_k) = \sum_{i=1}^N \text{Tr}(\mathbf{P}_k^{i,i})$, 因此优化问题式(31)可转化为如下形式:

$$\begin{aligned}
 & \min_{\{p_{k, \text{tran}}^1, p_{k, \text{tran}}^2, \dots, p_{k, \text{tran}}^N\}} \sum_{i=1}^N \text{Tr}(\mathbf{P}_k^{i,i}) \\
 & \text{s. t. } 0 \leq p_{k, \text{tran}}^i \leq 1 \quad i = 1, 2, \dots, N
 \end{aligned} \quad (32)$$

优化问题式(32)相比于式(28)避免了高维矩阵的求逆,降低了求解的计算复杂度。通过求解式(32)可得到一组次优的传输概率 $\{p_{k, \text{tran}}^{1*}, p_{k, \text{tran}}^{2*}, \dots, p_{k, \text{tran}}^{N*}\}$ 。

4 算例仿真

本文考虑由 3 个传感器观测某不间断电源系

$$\text{统}^{[15]}, \text{系统矩阵 } \mathbf{A}_k = \begin{bmatrix} 0.9226 & -0.6330 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{A}}_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{测量矩阵 } \mathbf{C}_k^i = \begin{bmatrix} 0.02 & 0.02 & 0.01 \\ 0 & 0.03 & 0.01 \end{bmatrix},$$

$$C_k^2 = \begin{bmatrix} 0.02 & 0.05 & 0.09 \\ 0.01 & 0.05 & 0 \end{bmatrix}, C_k^3 = \begin{bmatrix} 0 & 0.01 & 0.01 \\ 0.01 & 0.05 & 0.1 \end{bmatrix},$$

$$\text{系统噪声 } w_k = \begin{bmatrix} 0.02 \\ 0.06 \\ 0.01 \end{bmatrix} p_k, \text{ 测量噪声 } v_k^1 =$$

$$\begin{bmatrix} 0.12 \\ 0.02 \end{bmatrix} q_k^1, v_k^2 = \begin{bmatrix} 0.03 \\ 0.02 \end{bmatrix} q_k^2, v_k^3 = \begin{bmatrix} 0.01 \\ 0.04 \end{bmatrix} q_k^3, p_k, q_k^1, q_k^2$$

和 q_k^3 为互不相关的零均值白噪声,其协方差均为 1。设乘性噪声 g_k 在区间 $D_g = [-0.1, 0.1]$ 上服从均匀分布, D_g 表示区间。系统初值 x_0 的 3 个状态分量服从均值为 0 方差为 1 的正态分布,状态估计初值 $\hat{x}_0 = [2 \ 2]^T, \hat{x}_0^1 = \hat{x}_0^2 = \hat{x}_0^3 = \hat{x}_0$,

$$P_0^1 = P_0^{1,1} = P_0^{2,2} = P_0^{3,3} = \begin{bmatrix} 0.19 & 0 & 0 \\ 0 & 0.09 & 0 \\ 0 & 0 & 0.08 \end{bmatrix},$$

$$P_0^{1,2} = P_0^{2,3} = P_0^{1,3} = \begin{bmatrix} 0.07 & 0.02 & 0.03 \\ 0.07 & 0.09 & 0.05 \\ 0.01 & 0.08 & 0.12 \end{bmatrix}, \text{ 线性}$$

编码组合系数取为 $\bar{\zeta}_L^1 = \bar{\zeta}_L^2 = \bar{\zeta}_L^3 = [1, 0.5, 0.5]^T$, 丢包率 $P_c(1) = 0.10, P_c(2) = 0.38, P_c(3) = 0.42$ 。根据式(18)计算出每一时刻分布式融合估计值 \hat{x}_k^o 。

分布式融合估计值和各传感器局部最优估计值的计算结果如图 2 所示。5 条曲线分别表示系统真实状态 x_k 、融合估计值 \hat{x}_k^o 、局部最优估计值 \hat{x}_k^1, \hat{x}_k^2 和 \hat{x}_k^3 。由图 2 可以看出,融合估计和局部估计均能较好地跟踪系统真值。图 3 表示融合估计和各传感器局部估计的估计误差协方差矩阵的迹的仿真结果。由图 3 可以看出,融合估计误差协方差矩阵的迹小于每一个局部估计误差协方差矩阵的迹,从而验证了式(20)。图 4 表示每一时刻计算得到的次优传输概率 $\{p_{k,tran}^{1*}, p_{k,tran}^{2*}, p_{k,tran}^{3*}\}$ 的计算结果。图 4 可以看出,次优传输概率在刚开始随着各局部误差协方差矩阵的变化而变化,最终随着误差协方差矩阵的稳定而稳定,其稳定值为 $\{0.06, 0.999, 0.999\}$,由式(22)和式(33)可知次优传输概率的计算是离线进行的。表 1 为不同传输概率下所得到的融合估计误差协方差矩阵的迹趋于稳定的计算结果。由表 1 可以看出,传感器传输概率增大并不意味着融合估计精度会提高,计算出的稳定传输概率 $\{0.06, 0.999, 0.999\}$ 虽不是全局最优解,但是次优解的精度损失不大,更重要的是其计算过程简单,避免了高维矩阵的求逆,能够有效提高实时性。图 5 表示,当乘性噪声分别在区间 $D_g = [-0.1, 0.1], D_g = [-0.3, 0.3]$ 和 $D_g = [-0.5, 0.5]$ 上服从均匀分布时,得到的融合估计误差协方差矩阵的迹 $\text{Tr}(P_k^o)$ 的计

算结果。由图 5 可以看出, g_k 的方差越大,即区间 D_g 的宽度越大,代表模型的不确定性越大,对应的 $\text{Tr}(P_k^o)$ 越大,即融合估计误差越大,这符合实际情况。图 6 表示是否应用线性编码对原始测量数据进行处理得到的融合估计误差对比情况。由图 6 可知,应用线性编码后得到的融合估计误差更小,这是因为线性编码方法有效补偿了丢失的原始测量数据信息,并且新的传输量与原始测量值维数相同,并未引入额外的计算负担。

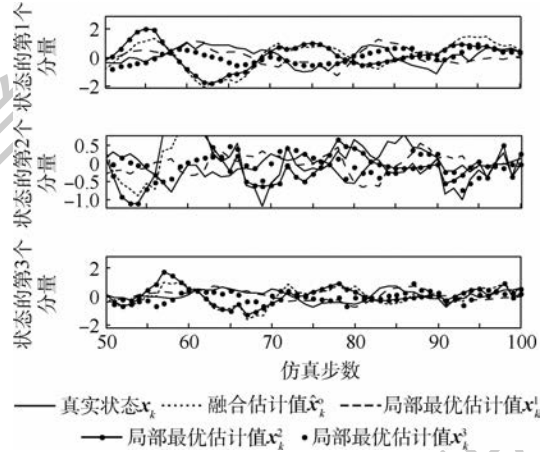


图 2 真实状态、融合及局部最优估计值计算结果
Fig. 2 Calculation results of true state, fusion and locally optimal estimates

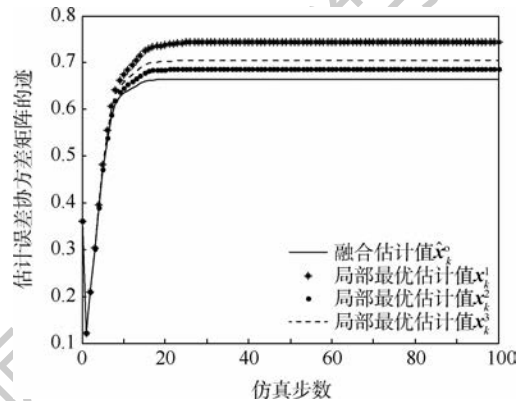


图 3 估计误差协方差矩阵的迹计算结果
Fig. 3 Calculation results of trace of estimation error covariance matrixes

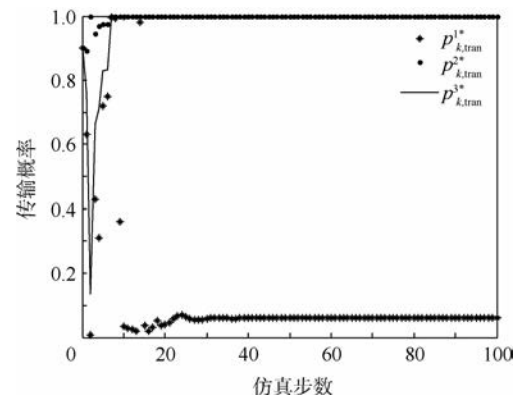


图 4 次优传输概率计算结果

Fig. 4 Calculation results of suboptimal transmission rates

表1 不同传输概率下的融合估计精度

Table 1 Fusion estimation accuracy with different transmission rates

$P_{k,tran}^*$	$\text{Tr}(P_{200}^o)$
{0.06, 0.999, 0.999}	0.7077
{1, 1, 1}	0.7130
{0.9, 0.9, 0.9}	0.7152
{0.5, 0.5, 0.5}	0.7244

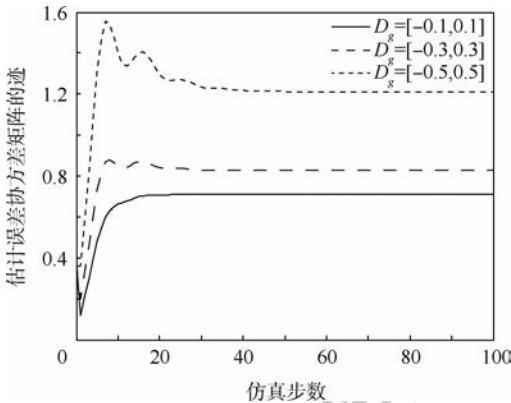


图5 乘性噪声与融合估计精度的关系

Fig.5 Relationship between multiplicative noise and fusion estimation accuracy

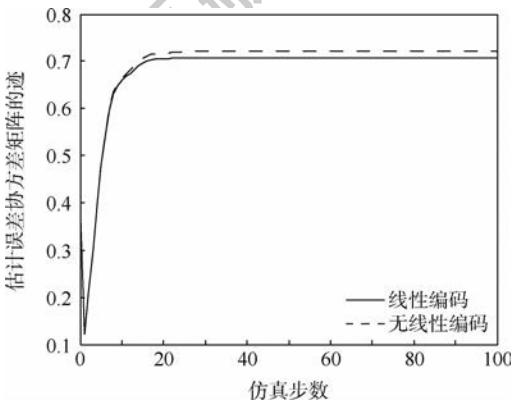


图6 线性编码对融合估计精度的影响

Fig.6 Effects of linear coding on fusion estimation accuracy

5 结束语

本文利用线性编码方法对非固定丢包在发送端进行补偿,降低了信息损失;建立了分布式融合估计误差协方差与各传感器传输概率的关系,在融合精度损失不大的前提下,得到一组次优的传感器传输概率,避免了高维矩阵的求逆计算和处理局部估计误差之间的交联,有效提高了实时性。结果表明,模型的不确定性越大,融合估计误差越大。因此,在实际中可通过减小建模的不确定性来提高融合估计精度。

参考文献 (References)

- [1] MA J, SUN S. Optimal linear estimators for multi-sensor stochastic uncertain systems with packet losses of both sides[J]. Digital Signal Processing, 2012, 6(9): 839-848.
- [2] HAN C, ZHANG H, FU M. Optimal estimation for networked systems with Markovian communication delays[J]. Automatica, 2013, 49(10): 3098-3104.
- [3] CHEN B, YU L, ZHANG W A. Distributed fusion estimation with missing measurements, random transmission delays and packet dropouts[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2014, 59(7): 961-967.
- [4] ZHANG W A, YU L, FENG G. Optimal linear estimation for networked systems with communication constraints[J]. Automatica, 2011, 47(9): 1992-2000.
- [5] SUN S L. Optimal linear filters for discrete-time systems with randomly delayed and lost measurements with/without time stamps[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2013, 58(6): 1551-1556.
- [6] SILVA E, SOLIS M. An alternative look at the constant-gain Kalman filter for state estimation over erasure channels[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2013, 58(12): 3259-3265.
- [7] NAEEM K, SAJJAD F, GU D W. Improvement on state estimation for discrete-time LTI systems with measurement loss[J]. Measurement, 2010, 43(10): 1609-1622.
- [8] ZHANG L J, YANG L X, GUO L D, et al. Optimal estimation for multiple packet dropouts systems based on measurement predictor[J]. IEEE Sensors Journal, 2011, 11(9): 1943-1950.
- [9] SCHENATO L. Optimal estimation in networked control systems subject to random delay and packet drop[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(5): 1311-1317.
- [10] SUI T J, YOU K Y, FU M Y, et al. Stability of MMSE state estimators over lossy networks using linear coding[J]. Automatica, 2015, 51: 167-174.
- [11] SUI T J, YOU K Y, FU M Y. Optimal sensor scheduling for state estimation over lossy channel[J]. IET Control Theory & Applications, 2015, 9(16): 2458-2465.
- [12] 赵国荣, 韩旭, 卢建华. 一种基于数据驱动传输策略的带宽受限的分布式融合估计器[J]. 自动化学报, 2015, 41(9): 1649-1658.
- [13] ZHAO G R, HAN X, LU J H. A decentralized fusion estimator using data-driven communication strategy subject to bandwidth constraints[J]. Acta Automatica Sinica, 2015, 41(9): 1649-1658 (in Chinese).
- [14] BATTISTELLI G, BENAVALI A, CHISCI L. Data-driven communication for state estimation with sensor networks[J]. Automatica, 2012, 48(5): 926-935.
- [15] LI N, SUN S L, MA J. Multi-sensor distributed fusion filtering for networked systems with different delay and loss rates[J]. Digital Signal Processing, 2014, 34: 29-38.
- [16] SUN S L, WANG G. Modeling and estimation for networked systems with multiple random transmission delays and packet losses[J]. Systems & Control Letters, 2014, 73(12): 6-16.

作者简介:

韩旭 男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器制导与控制、飞行器任务规划。

赵国荣 男,博士,教授。主要研究方向:飞行器控制与导航

技术。

王康 男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器故障检测。

A decentralized fusion estimator using linear coding compensation method with non-fixed dropout rates

HAN Xu¹, ZHAO Guorong^{2,*}, WANG Kang²

(1. Unit 91001 of the PLA, Beijing 100036, China; 2. Coast Guard College, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: The networked multi-sensor fusion estimation problem is investigated in the paper for a class of networked system with non-fixed packet loss rates, which aims to solving the problem of modeling of non-fixed packet loss rates in wireless channel and the problem of dropout compensation. The dropout rate of the wireless channel is assumed to be non-fixed. A linear coding method is used at the sensor by combining the past several measurements to get a new measurement, which compensates the data. First, a recursive locally optimal estimator is designed by minimizing the mean square error accounting for the non-Gaussian non-white noise random disturbance of the system matrix and making good use of the real-time arrival information based on the received measurement. Second, the functional relationship between the fusion estimation error covariance and sensor transmitting probability is derived. Finally, simulation example is given to confirm the effectiveness of the proposed method.

Keywords: linear coding; non-Gaussian noise; non-fixed dropout rate; dropout compensation; decentralized fusion estimation

Received: 2019-07-01; Accepted: 2019-08-23; Published online: 2019-08-29 10:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190829.0856.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61473306)

* Corresponding author. E-mail: grzhao6881@163.com

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》

第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第46卷第6期 2020年6月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.46 No.6 June 2020

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596205