



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



2018-07

Vol.44 No.7

目 次

- 机器人安全性研究现状及发展趋势 赵京, 张自强, 郑强, 陈殿生, 桂顺 (1347)
- 速度欺骗干扰下的机动目标跟踪技术 王国宏, 白杰, 孙殿星 (1359)
- 应用支持向量回归机探索发动机 VSV 调节规律 曹惠玲, 阚玉祥, 薛鹏 (1371)
- 一种皮纳卫星 MEMS 固体微推力器阵列联合姿态控制的高精度方法 杨博, 李嘉兴 (1378)
- 冲压空气涡轮叶片设计和气动性能数值模拟 姬芬竹, 张梦杰, 王瑞, 王岩, 杜发荣 (1387)
- 基于经验小波变换的复合材料板声发射源定位 袁梅, 商富凯, 董韶鹏 (1395)
- 瞳孔直径检测管制疲劳的有效性分析 靳慧斌, 于桂花, 刘海波 (1402)
- 基于工程转捩模型的高超声速进气道特性 杨慧, 路文睿, 李虹杨, 岳连捷 (1408)
- 机电传动系统非指令振荡信号的故障影响分析 孙晓哲, 杨珍书, 杨建忠, 王立宝 (1419)
- 毫米级微型涡轮发动机性能仿真模型 刘传凯, 李艳茹 (1430)
- 基于多资源负荷理论的情境意识模型与应用 冯传宴, 完颜笑如, 陈浩, 庄达民 (1438)
- 压缩感知 OFDM 稀疏信道估计导频设计 肖沈阳, 金志刚, 苏毅珊, 武晋 (1447)
- 基于超前调节的磁场模拟实时控制方法 吕志峰, 张金生, 王仕成, 李婷 (1454)
- 基于超宽带测距的异构移动机器人轨迹跟踪控制 卫恒, 吕强, 王国胜, 林辉灿, 梁冰 (1461)
- 多传感器协同跟踪与辐射控制的调度算法 乔成林, 段修生, 单甘霖 (1472)
- 多轴悬浮式低频振动传感器的理论研究 姚京京, 郑德智, 马康, 朱凯, 樊尚春 (1481)
- 填充式防护结构弹道极限方程的差异演化优化 贾光辉, 姚光乐, 张帅 (1489)
- 高轨航天器 GNSS 信号传播链路建模与强度分析 柴嘉薪, 王新龙, 俞能杰, 王盾, 李群生 (1496)
- 中国空间磁层线辐射现象探究 盛雪莲, 吴静, 张翀 (1504)
- BLDC 电机温度退化多段 Wiener 过程建模 袁庆洋, 叶建华, 李晓钢 (1514)
- 车用复合材料螺旋弹簧的设计与优化 詹博文, 孙凌玉, 黄彬城, 赵冠博, 王倩 (1520)
- 蜂窝夹芯挖补修理结构弯曲性能研究 郭轩, 关志东, 邱诚, 黎增山 (1528)
- 温度扰动对 ODW 结构影响的数值模拟 陈楠, Sudip BHATTARAI, 唐豪 (1537)
- 基于支持向量机的机场智能驱鸟决策 陈唯实, 闫军, 张洁, 李敬 (1547)
- 基于载体对消方法的缝隙小角域散射特性研究 赵京城, 杨涛, 付鑫如, 高旭, 柴建忠 (1554)
- 多参照点联合概率地形误匹配判断准则 张堃薇, 王可东 (1562)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 222 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 26 * 2018-07

CONTENTS

Research status and development trend of robot safety
..... ZHAO Jing, ZHANG Ziqiang, ZHENG Qiang, CHEN Diansheng, GUI Shun (1347)

Maneuvering target tracking technology under speed deception interference
..... WANG Guohong, BAI Jie, SUN Dianxing (1359)

Exploration of engine VSV regulation law using support vector regression
..... CAO Huiling, KAN Yuxiang, XUE Peng (1371)

A high-precision attitude coordinated control method using MEMS thruster for pico- and nano-satellite
..... YANG Bo, LI Jiaying (1378)

Blade design and aerodynamic performance numerical simulation on ram air turbine
..... JI Fenzhu, ZHANG Mengjie, WANG Rui, WANG Yan, DU Farong (1387)

Acoustic emission source location for composite plate based on empirical wavelet transform
..... YUAN Mei, SHANG Fukai, DONG Shaopeng (1395)

Effectiveness analysis of pupil diameter detection for air traffic controller's fatigue
..... JIN Huibin, YU Guihua, LIU Haibo (1402)

Hypersonic air inlet performance based on engineering transition model
..... YANG Hui, LU Wenrui, LI Hongyang, YUE Lianjie (1408)

Failure effect analysis of uncommand oscillation signals in electromechanical actuation system
..... SUN Xiaozhe, YANG Zhenshu, YANG Jianzhong, WANG Libao (1419)

Performance simulation model of millimeter-scale micro turbine engine
..... LIU Chuankai, LI Yanru (1430)

Situation awareness model based on multi-resource load theory and its application
..... FENG Chuanyan, WANYAN Xiaoru, CHEN Hao, ZHUANG Damin (1438)

Pilot design for compressed sensing based OFDM sparse channel estimation
..... XIAO Shenyang, JIN Zhigang, SU Yishan, WU Jin (1447)

Real-time control method of magnetic field simulation based on advance regulation
..... LYU Zhifeng, ZHANG Jinsheng, WANG Shicheng, LI Ting (1454)

Trajectory tracking control for heterogeneous mobile robots based on UWB ranging
..... WEI Heng, LYU Qiang, WANG Guosheng, LIN Huican, LIANG Bing (1461)

Scheduling algorithm for multi-sensor collaboration tracking and radiation control
..... QIAO Chenglin, DUAN Xiusheng, SHAN Ganlin (1472)

Theoretical research on multi-axis maglev low-frequency vibration sensor
..... YAO Jingjing, ZHENG Dezhi, MA Kang, ZHU Kai, FAN Shangchun (1481)

Differential evolution optimization for stuffed Whipple shield ballistic limit equations
..... JIA Guanghui, YAO Guangle, ZHANG Shuai (1489)

Modeling and intensity analysis of GNSS signal link for high-orbit spacecraft
..... CHAI Jiabin, WANG Xinlong, YU Nengjie, WANG Dun, LI Qunsheng (1496)

Space magnetospheric line radiation above China
..... SHENG Xuelian, WU Jing, ZHANG Chong (1504)

Multistage temperature degradation modeling for BLDC motor based on Wiener process
..... YUAN Qingyang, YE Jianhua, LI Xiaogang (1514)

Design and optimization of automotive composite helical spring
..... ZHAN Bowen, SUN Lingyu, HUANG Bincheng, ZHAO Guanbo, WANG Qian (1520)

Flexural performance of scarf repaired honeycomb sandwich structures
..... GUO Xuan, GUAN Zhidong, QIU Cheng, LI Zengshan (1528)

Numerical simulation of influence of temperature disturbance on oblique detonation wave structure
..... CHEN Nan, Sudip BHATTRAJ, TANG Hao (1537)

Intelligent decision making for airport bird-repelling with support vector machine
..... CHEN Weishi, YAN Jun, ZHANG Jie, LI Jing (1547)

Scattering characteristics of slit based on carrier cancellation method in small angular domain
..... ZHAO Jingcheng, YANG Tao, FU Xinru, GAO Xu, CHAI Jianzhong (1554)

Judgement criterion for terrain false matching based on joint probability of multiple reference points
..... ZHANG Kunwei, WANG Kedong (1562)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0568



机器人安全性研究现状及发展趋势

赵京¹, 张自强^{1,*}, 郑强¹, 陈殿生², 桂顺²

(1. 北京工业大学 机械工程与应用电子技术学院, 北京 100124; 2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 随着机器人逐渐应用于生产生活的各个领域, 安全性也成为了机器人研究的重要方向之一。根据安全性研究目标对象的不同, 分别从机器人自身安全性和交互安全性两方面概述了国内外研究现状, 分析了机械结构与控制算法对提高机器人安全性所起到的作用。在此基础上, 分析了目前研究还存在结构设计过于传统、对突发情况判断能力较弱、复杂条件下控制柔顺性不足等问题, 限制了机器人的推广应用。指出了机器人安全性的研究正向着刚柔混合一体化机构、准确快速的环境判断、良好的柔顺控制的方向发展。

关键词: 机器人安全性; 自身安全性; 交互安全性; 结构设计; 柔顺控制

中图分类号: TP242

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1347-12

随着机器人技术的不断发展, 机器人逐渐被应用于地面运输、航空及核环境探测、医疗服务等众多领域。与传统的、仅应用于固定环境下的工业机器人相比, 现有机器人具有功能多样化、运动环境复杂、智能化程度高、人机交互性强等特点^[1]。由于机器人运动灵活性高、工作空间大, 且部分机器人具有高刚度、高负载、高运动速度的特点, 当其遇到紧急突发情况时, 很难像一般自动系统那样通过人工去采取应急的急停措施, 这就极易引起重大安全事故, 对生命财产造成严重的损害^[2-6]。因此, 在非结构化及动态环境中的安全性已经成为机器人所应具备的重要性能之一, 同时也是机器人在人类生产生活领域应用的首要问题和强制性约束^[7]。

随着机器人安全性问题的日益突出, 许多学者参与制定了机器人安全性标准, 以对机器人安全性进行有效评估。例如, ISO 10218 即为针对工业机器人所制定的安全标准, 其对工业机器人在使用过程中安全判定、风险评估及降低风险的措

施进行了详细的说明^[8-9]。随着个人护理机器人的发展及与人交互的日益紧密, 安全性标准 ISO 13482:2014 对个人护理机器人安全问题产生的原因及相应的处理措施进行了分析^[10]。此外, 相关专家制定了协作机器人安全标准 ISO 15066:2016, 该标准对人机协作过程中的速度和距离监控、压强和力度限制等问题进行了详细的说明, 为机器人的安全应用提供了参考^[11]。除了工业机器人及护理机器人外, 部分学者还对医疗机器人的安全性标准进行了研究^[12]。基于上述安全性标准, 研究人员还对机器人的故障及安全性评价方法进行了进一步分析。例如, 机器人潜在的安全隐患可用故障树分析 (Fault Tree Analysis, FTA) 方法对故障模式逻辑关系作演绎分析^[13-14], 通过定性或定量的方法来判断机器人是否处于安全状态。影响及危害性分析 (Failure Mode and Effects Analysis, FMEA) 也是一种常见的方法, 其通过分析元器件的故障模式、故障影响及故障原因, 对机器人的安全性进行评估^[15]。此外, 许多学者还提出了

收稿日期: 2017-09-11; 录用日期: 2017-10-13; 网络出版时间: 2017-11-13 13:30

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171113.1330.006.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51475016)

*通信作者: E-mail: zzq06520011@163.com

引用格式: 赵京, 张自强, 郑强, 等. 机器人安全性研究现状及发展趋势[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1347-1358.
ZHAO J, ZHANG Z Q, ZHENG Q, et al. Research status and development trend of robot safety[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1347-1358 (in Chinese).

其他机器人安全可靠性的评估方法,以保障机器人的运行安全^[16-18]。

根据机器人的应用环境与功能需求,其安全性可分为2类:自身安全性和交互安全性。机器人自身安全性是指其在运动过程中不会因为突发情况造成机器人本体的损坏。该类安全性研究的对象集中在机器人本身,主要研究机器人尚未与周围环境发生接触碰撞前对自身安全的保护。随着工业机器人、服务机器人的快速发展,机器人不可避免地会与周围环境发生交互,这不仅要求机器人能够保证自身安全运行,还需要保证其在与周围物体或人发生交互时,不会对其造成伤害,这就需要进一步对机器人交互安全性进行研究^[19-21]。交互安全性侧重于同时考虑机器人和人的安全性,是机器人即将或已经与周围人员发生接触后所采取的保护性措施。

在安全保护方式方面,由于普通人的反应时间大多为0.15~0.40s^[22],所以当系统出现故障时,依靠人来解决安全性问题是不实际的。机器人最初多通过安全保护结构(如离合器、限位机构等)以提高其安全性。随着机器人应用环境的复杂程度不断提高,新型的控制方法被逐渐应用于机器人安全性研究中,并通过机械机构与新型控制算法的共同作用,最终保证机器人的安全性。

目前,许多学者已经针对机器人安全性这一问题展开了研究,并取得了一系列的成果^[1,23]。本文从机器人自身安全性及交互安全性2方面详细阐述了国内外研究现状,并从机械结构和控制算法2方面分别阐述了现有技术的发展历程。在此基础上,分析了机器人安全性研究目前存在的问题及未来的发展趋势。

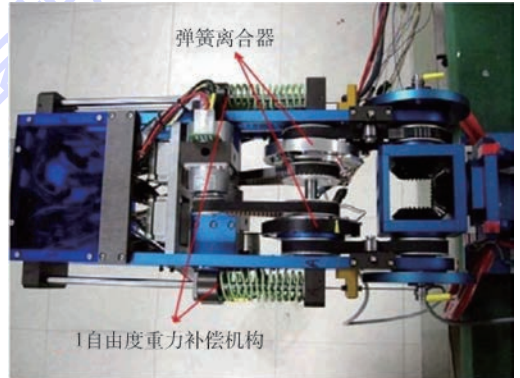
1 机器人自身安全性

1.1 基于机械结构的自身安全性

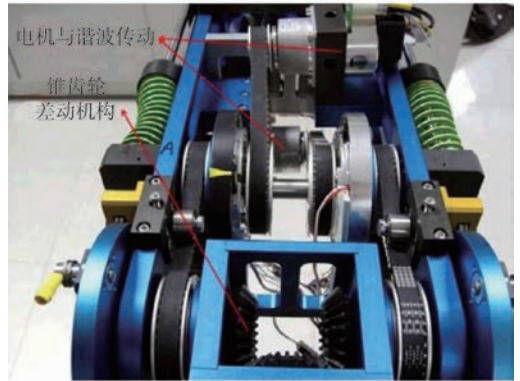
机械结构是机器人设计的基础,同时也是实现机器人安全性的重要方式,可以使得机器人在突发情况下具有限位、急停等功能。相对于电气保护而言,安全结构具有可靠性高、响应时间短的特点,从而起到安全保护的作用。

Choi等^[24]提出了一种具有安全关节和多自由度重力补偿装置的机械臂结构,如图1所示。安全关节(弹簧离合器)是由弹簧、凸轮和一个关节扭矩传感器组成,当施加的扭矩低于预先设定的阈值时,弹簧离合器作为输入和输出之间的刚性连接;当施加的扭矩超过阈值时,弹簧离合器释放,关节变为自由转动关节。由于关节扭矩与机

械臂姿态直接相关,因此具有恒定阈值的弹簧离合器不能够最大限度地保证使用的安全性。为解决这一问题,研究人员设计了一种重力补偿装置,以进一步保证机器人运动的安全性。考虑到弹簧离合器尺寸较大,不适合应用于机器人关节,吕宁^[25]提出了一种新型的关节保护模块,如图2所示,其包括动力输出模块、动力传递模块、接口模块3部分。当电机的速度有较大突变或外负荷过载时,关节模块的下接口会有脱离上接口的轴向位移,当接口模块分离到一定程度时,放置在



(a) 弹簧离合器及重力补偿机构



(b) 机械臂传动机构

图1 具有弹簧离合器和重力补偿装置的机械臂结构^[24]

Fig.1 Structure of mechanical arm with spring clutches and gravity compensator^[24]

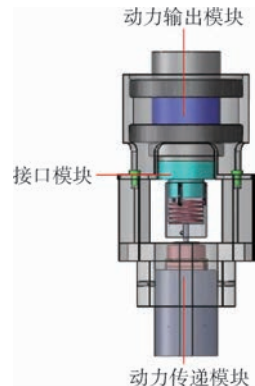


图2 关节模块整体结构^[25]

Fig.2 Overall structure of joint module^[25]

下接口下端的电机急停按钮会被触发,电机停止运转,从而实现安全保护功能。徐丰羽等^[26]针对缆绳监测机器人,提出了一种基于反电动势理论的安全节能回收方法,应用曲柄滑块驱动气缸设计了气体阻尼机构。实验表明,气体阻尼下降是一种机械式的下滑方式,其具有很高的可靠性,可以确保机器人在发生电气故障时的安全性,避免很大的速度冲击对机器人造成损坏。

通过机械结构保证突发情况下的安全性是机器人设计中较为常见的思路。该类方法几乎不考虑环境因素的影响,只考虑机器人在特定条件下是否能够实现急停等运动。安全保护结构增加了机器人的复杂程度,且该类装置大多仅能应用于机器人内部某一零部件的安全性,当机器人整体结构遇到突然状况时,很难通过机械结构进行安全保护。

1.2 基于控制算法的自身安全性

目前,人-机混合系统逐渐在中小型企业得到广泛应用,大大提高了车间的加工装配效率,但周围复杂的环境对机器人的安全性带来了新的挑战^[27-29]。当机器人遇到紧急情况时,多需要通过控制算法避免风险。该类方法主要考虑到环境特征,研究对象包括2类:机架固定的机器人和可自由运动的移动机器人。此外,安全性的实现还需要与传感器进行配合,以实时对周围环境和机器人运动数据进行监测。相比较通过机械结构实现机器人安全性而言,该类方法应用范围更广、适用性更强。

为避免机器人与周围物品发生碰撞,研究人员对安全性影响因素进行了分析。例如,文献^[30-31]提出了机器人非接触条件下的危险指数,可表示为

$$D_i = f_d f_v f_i \quad (1)$$

式中: f_d 、 f_v 和 f_i 分别为机器人与周围环境的距离、机器人相对运动速度和运动惯量,这也是影响安全性的3个重要因素。危险指数越高,机器人越容易与周围环境发生碰撞,机器人的潜在安全风险越高。Lacevic等^[32-33]通过分析机器人的构型和速度,指出了影响安全性的因素及避免措施。

对于工业机器人而言,其机架位置固定不动,因此,安全性指标体现在能够完成既定任务的同时,不会由于与周围物体发生碰撞而影响其安全性,而研究的核心是保证机器人末端与周围环境的相对距离。这就需要机器能够通过轨迹规划以实现避障^[34]。针对这一问题,德国的Gecks和Henrich^[35]为避免机器人与人发生碰撞,在工作

区域设置多台摄像机(见图3),通过差分图像法对摄像机采集的图像进行处理,以此检测障碍物的位置。当检测到障碍物时,机器人运动路径则相应的改变,该算法通过图像处理实现机器人的高效避障,最终实现了机器人的运动安全性。意大利的Pedrocchi等^[36]根据传感器融合技术,在对周围环境信息进行采集的基础上,提出了能使人 与机器人实现安全空间共享的控制算法。该技术依托于安全的网络环境,可使得机器人在运动过程中根据环境实时规划运动轨迹,避免发生碰撞。Polverini等^[4,37]综合考虑了机器人及人的位置、速度等因素的情况下,提出了一种安全性评价原则,并对机器人避障控制算法进行了研究。此外,加拿大的Najmaei和Kermani^[38]、意大利的Calinon等^[39]也提出了相应的控制策略,以避免机器人与人发生碰撞。

在国内,祁若龙等^[40]提出并实现了在关节空间内基于遗传算法的轨迹避障方法,最终得到了一条速度和加速度连续、关节扭矩不超过机器人关节扭矩极限、关节和末端运动行程较短、运动时间较短,并且能够使整个机械臂成功避开障碍的一条理想轨迹,如图4所示。台湾大学Lo等^[41]采



图3 人-工业机器人交互环境^[35]

Fig. 3 Human-industrial robot interactive environment^[35]

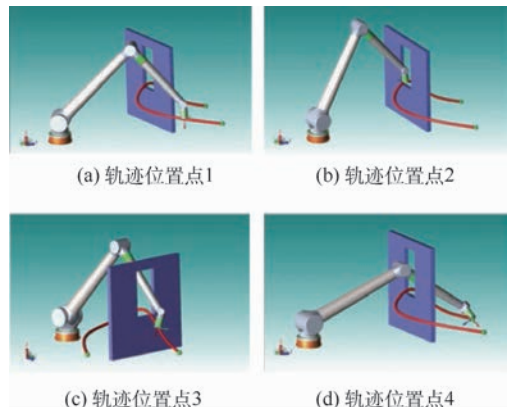


图4 机械臂避障实验运动过程

Fig. 4 Motion process of obstacle avoidance test of mechanical arm

用了虚拟阻抗控制算法,实现了机器人有效避免碰撞。除了刚性单一机械臂避障运动外,部分学者还对柔性机械臂^[42]、双机械臂^[43]的避障方法进行了研究。

上述算法均能够实现机器人的避障,保证自身安全性。但更多的考虑了机器人与障碍物的相对距离,对于包含有相对速度、运动惯量以及环境意图识别的安全性综合控制算法还有待于进一步研究。

除了机架固定的机械臂系统,近年来,移动机器人已经越来越多地出现在日常生产生活中,如家庭护理、工业物流等,其使用特点与工业机械臂相差较大,安全性需要进一步进行分析^[44-46]。该类安全性主要是指机器人在移动过程中不会与环境中的物品发生碰撞,这就需要解决精确的环境建模、机器人自定位以及基于障碍物的路径规划3个问题^[47]。而上述技术的实现都是基于良好的环境感知,包括信息拼接、特征提取等。例如,意大利的 Meddahi 和 Chellali^[48]提出了一种基于实时粒子群算法的移动机器人控制多目标优化方法,该方法可以保证机器人在执行任务的同时实现实时避障。国内,黑龙江工业学院的 Du 等^[49]设计了一种基于遗传算法的安全巡逻机器人路径规划算法,该算法具有很强的鲁棒性,可以减小移动机器人定位精度敏感性高、对环境信息的依赖性强等缺点,其路径规划的仿真结果如图5所示。为了适应火场侦察的要求,上海交通大学的钱钧等^[50]针对消防侦察机器人提出了自动回撤算法。当无线通信中断后,机器人可根据侦察过程中记录的传感器数据,快速、精确地自动回撤到运动的起始位置,保证了运动的安全性。考虑到单个超声传感器只能探测一定方向范围内的障碍物,

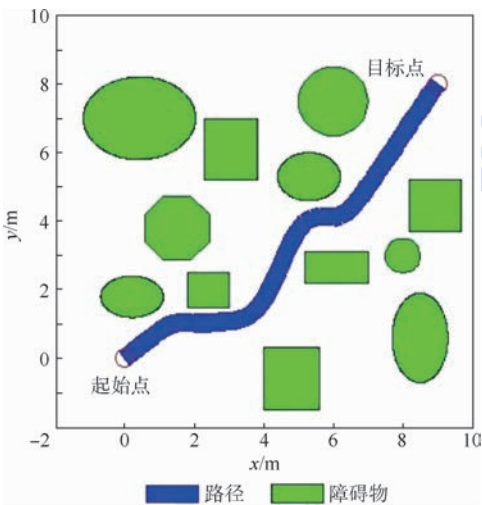


图5 移动机器人路径规划的仿真结果

Fig. 5 Simulation results of mobile robot path planning

不能发现其他方向上的障碍物^[51-52],且由于幻影的存在,极易导致机器人对障碍物距离判断发生较大偏差,从而影响运动安全性^[53-54],刘喜昂和周志宇^[55]提出了基于多超声传感器的机器人安全避障技术,从而获得了良好的实验结果,其避障轨迹如图6所示。

上述研究分别对机架固定的机械臂和移动机器人的安全避障方法进行了阐述。然而,对于可移动机械臂,其既具有灵活的移动底盘,又具有多自由度机械臂^[56],大大增加了机器人的灵活性,对其运动安全性也提出了新的要求^[57]。

除了常见的机械臂及移动机器人外,特种作业机器人由于特殊的结构形式及工作环境,其安全性也具有新的特点。例如, Schmidt 和 Berns^[58]采用负压吸附和驱动系统相结合的方法,分析了爬壁机器人的运动安全性问题。王太勇等^[59]将冗余控制理论应用于负压式壁面爬行机器人的真空吸附系统中,提出了一种双真空泵冗余系统以提高其安全性。

上述研究均通过控制与感知策略实现了机器人的自身安全性。而随着机器人工作环境复杂程度的不断提高,如障碍物不再为静止物体且数量较多,通过控制算法实现机器人安全性的难度也不断增加。这就要求进一步使得机器人具有智能化程度高、运动精度高、环境感知能力强的特点。

无论是通过机械结构保证机器人安全性,还是通过控制策略实现机器人安全性,研究的目的是防止机器人在突发情况下由于过载、超过运动极限、与周围环境发生碰撞而对机器人自身造成损害。然而,当机器人不可避免地与人发生交互甚至接触时,机器人应能够避免或减小碰撞冲击力,或进一步解除人-机之间的约束力,从而保证接触交互的安全性。

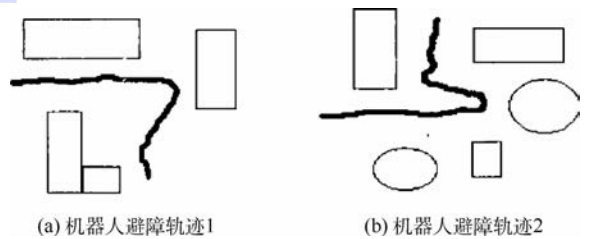


图6 机器人避障轨迹

Fig. 6 Obstacle avoidance trajectory of robot

2 机器人交互安全性

2.1 基于机械结构的交互安全性

医疗康复机器人是典型的人-机一体化系统,

机器人通过与患者肢体直接接触,带动患者实现康复训练。因此,保证人-机接触安全性是康复机器人研究的重要目标之一。由于人体肢体运动规律较为复杂,康复机器人不可避免地会与人体运动规律产生差异,这会使得康复运动过程中机器人与患者肢体产生干涉现象,从而对患者造成不必要的伤害,严重影响交互安全性^[60]。许多科研人员通过结构设计减小或解除了人-机之间的干涉,实现了灵活的运动。Dehez 等^[61-62]设计了一种肩关节康复机器人,如图7所示。该机器人没有采用机械关节与人体关节一一对应的设计方法,而是将2个主动关节通过多个被动关节与人体相连,并以此对机械结构进行优化分析,提高了人-机交互的安全性和运动的灵活性。李剑锋等^[60,63]通过分析康复机器人的结构形式对安全性与舒适性的影响,从人-机相容性的角度对机器人机构进行了构型综合,通过在人-机连接位置添加被动关节以解除人-机之间的消极约束(见图8),得到了所有能够满足人-机相容性及运动安全性的机器人构型及机构中运动副的约束条件,并对运动性能进行了分析,最终实现了运动的安全性。然而,上述设计方法主要应用于康复机器人系统,但设计增加了结构的复杂程度,且对控制精度存在较大的影响。该方法仅适用于人-机持续接触过程,无法在突发情况下人-机接触时保证运动的安全性。

考虑到刚性结构柔顺性不足且在使用过程中易使患者受到二次伤害,科研人员逐渐将柔性结构应用于康复机器人领域,以通过结构的柔性变形实现康复运动的安全性。例如,哈佛大学 Wyss 实验室研发了一款基于硅橡胶材料的软体结构型手功能康复机器人,如图9所示,通过给各手指软体结构的气腔充放气体来实现其弯曲与伸展,从

而带动手指完成康复动作^[64-65]。2015年,新加坡国立大学设计了一款可穿戴软体康复手套,如图10所示,可实现握拳、勾拳等多种手部姿态,该康复手套不仅可以更好地贴合手指轮廓,而且可以实现不同手指尺寸的个性化定制^[66]。上述柔性结构的设计大大提高了老年人使用的安全性。然而,该类柔性结构存在刚度较低、控制精度不足等问题,有待于进一步解决。

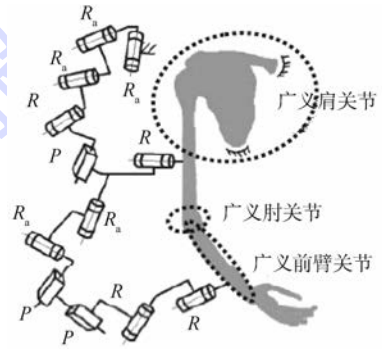


图8 基于安全性的上肢外骨骼机构设计

Fig. 8 Mechanism design of upper-limb exoskeleton based on safety



图9 手功能软体康复机器人

Fig. 9 Hand soft rehabilitation robot

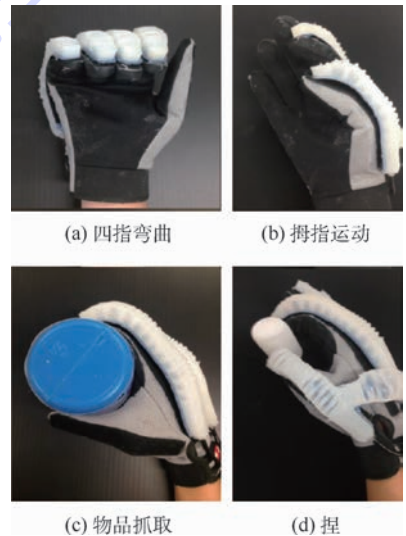


图10 康复手套

Fig. 10 Rehabilitation gloves

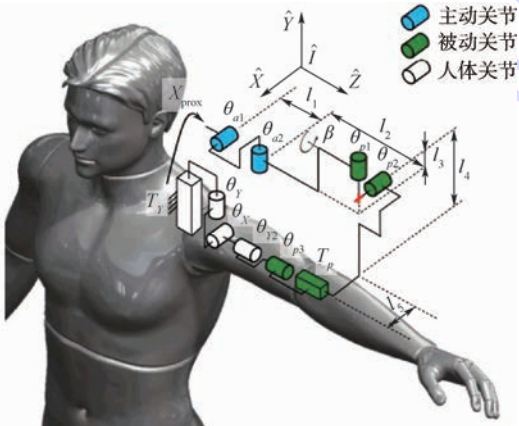


图7 具有被动关节的肩关节康复机器人

Fig. 7 Shoulder joint rehabilitation robot with passive joints

机器人除了抓取动作外,与周围环境的接触更多属于瞬间接触碰撞。机器人应在意外地与周围物体发生碰撞时,能够在第一时间对碰撞进行化解,保证机器人及人的安全性。根据机器人与人体撞击时手臂刚度与头部受伤程度的关系曲线可知^[67-68],发生碰撞的瞬间接触刚度越大,则所受到的冲击载荷越大,因此,保证交互安全性最有效的方法为降低机器人的结构刚度,使得机器人具有良好的柔顺性。例如,Wolf和Hirzinger^[69]设计了一种变刚度关节,具有质量轻、结构紧凑、功能强大的特点,如图11所示。通过调整关节凸轮的姿态,机械臂可实现良好的被动柔顺性,这使得机器人与人发生碰撞后有良好的缓冲性能,且能够大幅降低扭矩峰值,提高机器人使用的安全性。此外,Morita和Sugano^[70]、Pratt和Williamson^[71]也对变刚度关节进行了研究。

部分科研人员还采用了增加接触面弹性(降低接触刚度)的方法,通过在机器人连杆上包裹一层黏弹性材料^[72-74],以提高人-机接触的安全性。黏弹性材料包裹机械臂连杆不仅可以大幅降低撞击时的接触力,而且由于黏弹性材料与人体接触面积变大,伤害程度会进一步降低^[31]。

采用软体或弹性结构能够有效地减少冲击力,提高机器人的交互安全性,但接触力和接触刚度难以精确控制,定量对接触过程进行分析的难度较大。

合考虑机器人的运动惯量、质心位置及运动速度,提出了一种基于最小化危险标准的提高人机交互安全性的方法。通过最小危险化标准可以在运动规划阶段控制机器人的构型,以减小机器人与人发生碰撞的概率。图12为机器人的2种构型,如果采用普通的轨迹规划方法,则机器人多处于高惯性构型(见图12(a)),若使用者在人-机混合空间内移动,很容易发生碰撞风险。利用Kulic和Croft^[75-76]提出的方法,机器人在与人交互时处于低惯性构型状态(见图12(b)),人-机交互的安全性能得到了提高。吴海彬等^[77]基于人机之间的距离、机器人惯量、人机之间相对运动速度等因素,对每一阶段进行危险程度的评估,得到危险指数,以危险指数最小化为目标规划各阶段机器人的运动,可以有效确保人在机器人工作环境中的安全性。清华大学的Liu等^[78]提出了一种将移动障碍物映射到C空间的机器人规划方法,以实现在变化环境中人臂与机械臂之间的安全交互,有效保证了运动的安全性。

当机器人与人发生接触时,需要进一步通过控制算法保证交互安全。例如,韩国的Oh等^[79]提出的一种频域阻抗控制(FISC)方法、Sharifi等^[80]提出的无模型阻抗控制的方法都可以较好地实现接触的安全性。而对于大部分控制算法而言,其控制对象多为变刚度柔性驱动器,控制的主要目标为机器人的接触刚度。

柔顺驱动器是相对于刚性驱动器而言的,其在外力作用下可偏离平衡位置,实现了机器人在运动过程中的刚度可调,使得机器人在运动过程中具有良好的柔顺性^[81-82]。变刚度驱动器结构本身为柔性结构,通过驱动元件进行配合。一般情况下,变刚度驱动器机械结构多采用弹簧装置,可通过改变弹簧的压缩量来对刚度进行调节^[83]。此外,还有学者采用改变弹簧与负载传动比^[84-85]或增加阻尼结构等原件的方式来对驱动器的刚度进行调节^[86-87]。

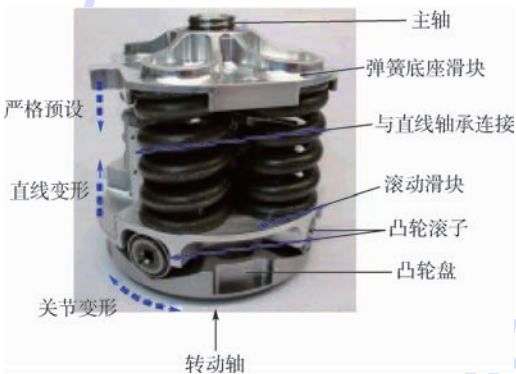
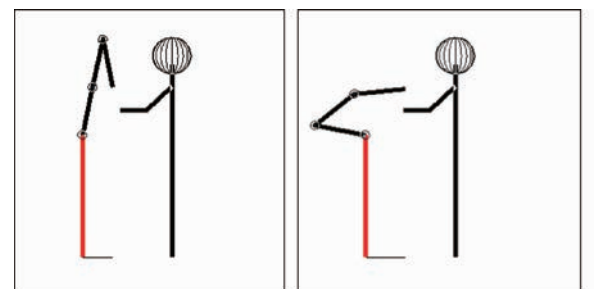


图11 变刚度机器人关节

Fig. 11 Variable stiffness robot joint

2.2 基于控制算法的交互安全性

对于应用于家庭护理等领域的机器人,由于其与人的交互更加频繁(如需要给使用者抓取物品等^[21]),机器人不仅要能够在工作空间内避免碰撞,还需要能够避免对使用者产生潜在危害,这就需要进一步考虑机器人的惯量及刚度等因素对安全性的影响,通过控制算法保证人机交互的安全性。针对这一问题,加拿大的Kulic和Croft^[75-76]综



(a) 一般姿态

(b) 具有最小潜在危害的机器人姿态

图12 人-机安全交互过程

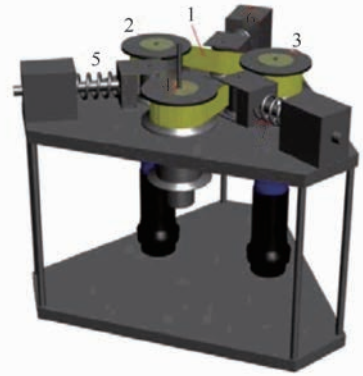
Fig. 12 Human-robot safe interaction process

串联弹性驱动器 (Series Elastic Actuator, SEA) 是一类常见的弹性驱动器,许多学者从弹性元件、机构设计、驱动方式、运动性能等方面对其进行了相关研究。例如, Kong 等^[88] 针对机器人与人体之间的交互,设计了一种转动串联弹性驱动器,并对其控制算法进行了研究,使得串联弹性驱动器在变化的条件下产生精确的扭矩。通过实验可知,该弹性驱动器能够产生可变的刚度并能够对扭矩进行精确控制。此外, Kong 等^[89] 为了适应肢体辅助机器人空间有限的特点,设计了一种用于膝关节辅助运动的紧凑型串联弹性驱动器,如图 13 所示。在考虑摩擦影响的前提下,提出了一种鲁棒控制算法,以保证非线性条件下对扭矩的精确控制,实验证明了该驱动器设计的有效性。

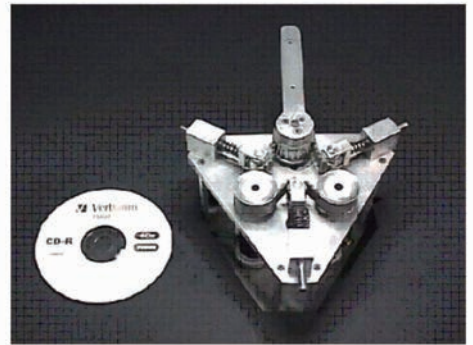
Tonietti 等^[90] 设计了一种变刚度驱动器,如图 14 所示,其通过改变弹簧压缩量来改变关节刚度。通过实验可知,该设计可大大降低机器人在快速运动过程中对周围使用人员产生伤害的风险,保证了使用的安全性。在此基础上, Bae 等^[91] 针对现有驱动方式扭矩的精确控制较难、控制影响因素较多等问题,提出了一种针对变刚度驱动式的非线性控制算法,以实现精确的扭矩控制,并采用边界层平滑的滑模控制方法提高了模型不确定性的鲁棒性,且无抖振现象,将该变刚度弹性驱动器控制算法应用于膝关节矫形器上,通过实验证明了算法的可行性。Choi 等^[92] 设计了一种变刚度关节,该关节包括板簧和 2 个驱动器,如图 15 所示。2 个驱动器连接在弹簧上,通过改变弹簧的有效长度以改变机构的刚度,实现机器人的柔顺性。在此基础上,研究人员还提出了一



图 13 用于膝关节辅助运动的紧凑型串联弹性驱动器^[89]
Fig. 13 Compact series elastic actuator designed for assisting knee joint motion^[89]



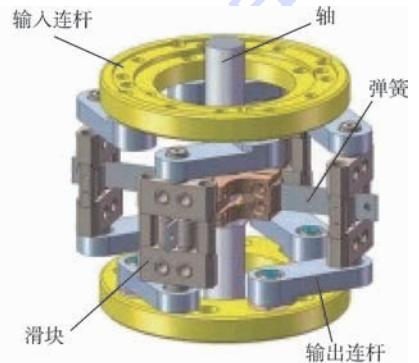
1—传动带; 2—带轮1; 3—带轮2; 4—关节轴; 5—被动弹性元件1;
6—被动弹性元件2; 7—被动弹性元件3。
(a) 变刚度驱动器原理图



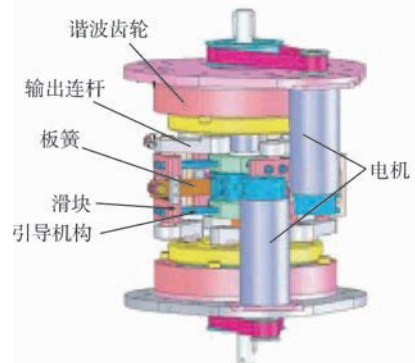
(b) 变刚度驱动器实物图

图 14 变刚度驱动器^[90]

Fig. 14 Variable stiffness actuator^[90]



(a) 变刚度关节原理图



(b) 变刚度关节装配图

图 15 具有 4 个板簧的变刚度机器人关节

Fig. 15 Variable stiffness robot joint with four leaf springs

种控制算法,通过非线性控制器以有效地对关节位置进行控制。实验表明,机器人关节的刚度和位置可单独控制,且该设计有效地提高了使用的安全性。此外,Paine^[93]、Tsagarakis^[94]等也对柔性驱动器及控制算法进行了研究。

通过上述方法,可以在机器人与周围环境发生接触时减小或解除约束力、改变接触刚度,以保证交互运动的安全性。但接触刚度及交互力的精确控制还有待于进一步提高,变刚度关节及变刚度驱动器的设计方法还需要进一步明确。

3 存在问题及发展趋势

目前,国内外学者从机械结构、控制算法等方面对机器人安全性开展了相关研究,以保证机器人在突然情况下自身运动安全及周围使用人员的人身安全。然而,随着机器人在生产生活中的逐渐普及,机器人安全性的研究还存在以下几个问题:①机器人安全结构设计方法有待提高。目前,机器人多通过刚性结构以应对自身运动安全,并通过弹簧-阻尼等系统保证人-机接触安全性。然而,该类安全机构普遍存在结构复杂、质量较大、缺乏系统的设计方法等问题,在保证机器人安全性的同时,限制了机器人向着轻量化、小型化方向发展的趋势。②机器人对突发情况的判断能力有待提高。随着机器人应用领域的不断拓展,机器人已经逐渐应用于医疗卫生、军事侦察、救援救灾等领域,机器人运动环境也由原有的简单的结构化环境向着复杂多变的非结构化环境发展。这就要求机器人能够对复杂工作环境下的突发情况进行高效精准的判断,并作出快速的响应,为机器人的有效应对提供条件。虽然有学者已经对机器人环境识别进行了深入的研究,但判断精度和速度以及与安全性措施的协调配合还有待于进一步提高。③柔顺控制算法需要进一步深入研究。目前,柔顺控制还存在接触刚度精度不高、控制目标单一等问题,人-机交互柔顺控制机理有待于进一步研究。

根据国内外研究现状,机器人安全性的研究向着以下3个方面发展:

1) 微小型化的刚柔耦合一体化安全结构。随着材料科学、仿生学的不断发展,安全结构应逐渐向着刚柔耦合一体化结构方向发展,既能够保证机器人具有一定的刚度,又能够保证机器人具有良好的柔性,并具有小型化、轻量化的特点。最终通过研究形成系统的安全结构设计方法。

2) 准确、快速的环境判断及反应能力。机器

人应能够实现多传感器信息有效融合,对动态环境信息进行快速、准确的判断,以保证机器人不会因为判断失误而对机器人的安全性造成威胁。并将外部信息与安全系统有机结合,实现机器人安全的运动。

3) 智能化的柔顺控制系统。柔顺控制算法将进一步建立准确的数学模型,实现精确的刚度及交互力控制;进一步面向复杂环境及多任务空间,通过与安全结构、传感器深度融合,综合考虑机器人速度、构型、惯量、位置等多安全目标,形成完善、高效的突发情况处理机制,切实保证机器人运动安全性。

4 结论

1) 机器人的安全性可分为自身安全性和交互安全性2方面。本文从上述2点较为全面地综述了国内外研究现状,并从机械结构和控制算法2方面阐述了保证机器人运动安全性的方法。

2) 对目前机器人安全性研究存在的问题进行了阐述,并指出机器人安全性的研究将向着微小型化的刚柔耦合一体化的安全结构、准确快速的环境判断和反应能力以及智能化的柔顺控制系统3个方向发展。这为后续机器人安全性研究提供了参考。

参考文献 (References)

- [1] GUIOCHET J, MACHIN M, WAESLYNCK H. Safety-critical advanced robots: A survey [J]. *Robotics & Autonomous Systems*, 2017, 94: 43-52.
- [2] 龚建伟, 陆际联, 高峻尧. 移动机器人失控的安全防范 [J]. *机器人*, 2003, 25(4): 300-303.
GONG J W, LU J L, GAO J Y. Safe-runing area control for mobile robot [J]. *Robot*, 2003, 25(4): 300-303 (in Chinese).
- [3] AVIZIENIS A, LAPRIE J C, RANDELL B, et al. Basic concepts and taxonomy of dependable and secure computing [J]. *IEEE Transactions on Dependable & Secure Computing*, 2004, 1(1): 11-33.
- [4] POLVERINI M P, ZANCHETTIN A M, ROCCO P. A computationally efficient safety assessment for collaborative robotics applications [J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2017, 46: 25-37.
- [5] HADDADIN S, HADDADIN S, KHOURY A, et al. On making robots understand safety: Embedding injury knowledge into control [J]. *International Journal of Robotics Research*, 2012, 31(13): 1578-1602.
- [6] 胡政. 机器人安全性工程研究综述 [J]. *中国机械工程*, 2004, 15(4): 90-95.
HU Z. Review of robotic safety engineering [J]. *China Mechanical Engineering*, 2004, 15(4): 90-95 (in Chinese).

- [7] 付乐,武睿,赵杰. 协作机器人安全规范:ISO/TS 15066 的演变与启示[J]. 机器人,2017,39(4):532-540.
FU L, WU R, ZHAO J. The evolution and enlightenment of safety specification of cooperative robots: ISO/TS 15066 [J]. Robot, 2017, 39(4): 532-540 (in Chinese).
- [8] International Organization for Standardization. Robots and robotic devices-Safety requirements for industrial robots-Part 1: Robots; ISO 10218-1; 2011 [S]. Geneva: ISO, 2011.
- [9] International Organization for Standardization. Robots and robotic devices-Safety requirements for industrial robots-Part 2: Robot systems and integration; ISO 10218-2; 2011 [S]. Geneva: ISO, 2011.
- [10] International Organization for Standardization. Robots and robotic devices-Safety requirements for personal care robots; ISO 13482; 2014 [S]. Geneva: ISO, 2014.
- [11] International Organization for Standardization. Robots and robotic devices-Collaborative robots; ISO 15066; 2016 [S]. Geneva: ISO, 2016.
- [12] HARPER C, VIRK G. Towards the development of international safety standards for human robot interaction [J]. International Journal of Social Robotics, 2010, 2(3): 229-234.
- [13] 向以舟,陈革,丁立宇. 机械产品的可靠性设计与试验[J]. 西南师范大学学报(自然科学版), 2008, 33(1): 131-134.
XIANG Y Z, CHEN G, DING L Y. Reliability design and tests of mechanical product [J]. Journal of Southwest China Normal University (Natural Science Edition), 2008, 33(1): 131-134 (in Chinese).
- [14] YAMADA Y, YAMAMOTO T, MORIZONO T, et al. FTA-based issues on securing human safety in a human/robot coexistence system [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 1058-1063.
- [15] 付煜茗. 机电设备可靠性理论研究与应用 [D]. 北京: 北京邮电大学, 2014: 1-5.
FU Y M. Research and application of reliability theory of electromechanical equipment [D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2014: 1-5 (in Chinese).
- [16] 李锡江,刘荣,张厚祥,等. 基于模糊故障树法的清洗机器人安全性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(4): 344-348.
LI X J, LIU R, ZHANG H X, et al. Fuzzy fault tree analysis on safety of robot for wall cleaning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(4): 344-348 (in Chinese).
- [17] DHILLON B S, YANG N. Availability analysis of a robot with safety system [J]. Microelectronics Reliability, 1996, 36(2): 169-177.
- [18] DHILLON B S, FASHANDI A R M. Stochastic analysis of a robot machine with duplicate safety units [J]. Journal of Quality in Maintenance Engineering, 1999, 5(2): 114-127.
- [19] MAURTUA I, IBARGUREN A, KILDAL J, et al. Human-robot collaboration in industrial applications: Safety, interaction and trust [J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2017, 14(4): 1-10.
- [20] FRYMAN J, MATTHIAS B. Safety of industrial robots: From conventional to collaborative applications [C] // Proceedings of 7th German Conference on Robotics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1-5.
- [21] 颜云辉,徐靖,陆志国,等. 仿人服务机器人发展与研究现状[J]. 机器人, 2017, 39(4): 551-564.
YAN Y H, XU J, LU Z G, et al. Development and research status of humanoid service robots [J]. Robot, 2017, 39(4): 551-564 (in Chinese).
- [22] 王保国,王新泉,刘淑艳,等. 安全人机工程学 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.
WANG B G, WANG X Q, LIU S Y, et al. Safety ergonomics [M]. Beijing: China Machine Press, 2007 (in Chinese).
- [23] IKUTA K, NOKATA M. General evaluation method of safety for human-care robots [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999: 2065-2072.
- [24] CHOI D, CHOI J, CHO C, et al. A safe robot arm with safe joints and gravity compensator [J]. International Journal of Control Automation & Systems, 2013, 11(2): 362-368.
- [25] 吕宁. 一种医疗机器人安全性机构设计 [J]. 科技展望, 2016(4): 161.
LV N. Design of a medical robot safety mechanism [J]. Technology Outlook, 2016(4): 161 (in Chinese).
- [26] 徐丰羽,王兴松,许家林. 缆索检测机器人安全回收机构设计与分析 [J]. 机器人, 2008, 30(5): 447-452.
XU F Y, WANG X S, XU J L. Design and analysis of the safety reclaiming mechanism for a cable inspection robot [J]. Robot, 2008, 30(5): 447-452 (in Chinese).
- [27] 熊根良,陈海初,梁发云,等. 物理性人-机器人交互研究与发展现状 [J]. 光学精密工程, 2013, 21(2): 356-370.
XIONG G L, CHEN H C, LIANG F Y, et al. Research and development status of physical human-robot interaction [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(2): 356-370 (in Chinese).
- [28] 褚卫中. 功能安全技术讲座第二十五讲: 功能安全产品设计与解决方案 [J]. 仪器仪表标准化与计量, 2011(5): 20-23.
CHU W Z. Functional safety technology lecture, Chapter 25: Design and solution of functional safety product [J]. Instrument Standardization & Metrology, 2011(5): 20-23 (in Chinese).
- [29] FRITZSCHE M, SCHULENBURG E, ELKMANN N, et al. Safe human-robot interaction in a life science environment [C] // Proceedings of IEEE International Workshop on Safety, Security and Rescue Robotics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-6.
- [30] IKUTA K, ISHII H, NOKATA M. Safety evaluation method of design and control for human-care robots [J]. International Journal of Robotics Research, 2003, 22(5): 281-298.
- [31] 吴海彬,杨剑鸣. 机器人在人机交互过程中的安全性研究进展 [J]. 中国安全科学学报, 2011, 21(11): 79-86.
WU H B, YANG J M. Progress in robot safety research during human-robot interaction [J]. China Safety Science Journal, 2011, 21(11): 79-86 (in Chinese).
- [32] LACEVIC B, ROCCO P. Kinostatic danger field-A novel safety assessment for human-robot interaction [C] // Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 2169-2174.

- [33] LACEVIC B, ROCCO P, ZANCHETTIN A M. Safety assessment and control of robotic manipulators using danger field [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2013, 29(5): 1257-1270.
- [34] SHAFER A S, KERMANI M R. On the feasibility and suitability of MR and ER based actuators in human friendly manipulators [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2011, 16(6): 1073-1082.
- [35] GECKS T, HENRICH D. Human-robot cooperation: Safe pick-and-place operations [C] // *IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive Communication*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 549-554.
- [36] PEDROCCHI N, VICENTINI F, MALOSIO M, et al. Safe human-robot cooperation in an industrial environment [J]. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2013, 10(1972): 1-13.
- [37] POLVERINI M P, ZANCHETTIN A M, ROCCO P. Real-time collision avoidance in human-robot interaction based on kineto-static safety field [C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 4136-4141.
- [38] NAJMAEI N, KERMANI M R. Applications of artificial intelligence in safe human-robot interactions [J]. *IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, 2011, 41(2): 448-459.
- [39] CALINON S, SARDELLITTI I, CALDWELL D G. Learning-based control strategy for safe human-robot interaction exploiting task and robot redundancies [C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 249-254.
- [40] 祁若龙, 周维佳, 王铁军. 一种基于遗传算法的空间机械臂避障轨迹规划方法 [J]. *机器人*, 2014, 36(3): 263-270.
QI R L, ZHOU W J, WANG T J. An obstacle avoidance trajectory planning scheme for space manipulators based on genetic algorithm [J]. *Robot*, 2014, 36(3): 263-270 (in Chinese).
- [41] LO S Y, CHENG C A, HUANG H P. Virtual impedance control for safe human-robot interaction [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2016, 82(1): 3-19.
- [42] 倪杭, 王贺升, 陈卫东. 基于软体机器人冗余自由度的实时避障位置控制 [J]. *机器人*, 2017, 39(3): 265-271.
NI H, WANG H S, CHEN W D. Real-time obstacle avoidance and position control for a soft robot based on its redundant freedom [J]. *Robot*, 2017, 39(3): 265-271 (in Chinese).
- [43] 申浩宇, 吴洪涛, 陈柏, 等. 冗余度双臂机器人协调避障算法 [J]. *农业机械学报*, 2015, 46(9): 356-361.
SHEN H Y, WU H T, CHEN B, et al. Obstacle avoidance algorithm for coordinated motion of redundant dual-arm robot [J]. *Journal of Agricultural Machinery*, 2015, 46(9): 356-361 (in Chinese).
- [44] DMITRY B, HOWIE C, JAMES K. An optimization approach to planning for mobile manipulation [C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1187-1192.
- [45] MOHAMED A Z, SANG H, HUNG Y. Autonomous mobile robot system concept based on PSO path planner and vSLAM [C] // *Proceedings of IEEE Computer Science and Automation Engineering (CSAE)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 10-12.
- [46] MEDDAHI A, CHELLALI R, BAIZID K. Multi-objective control through evolutionary neuro-controller for interactive mobile robot manipulator [C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 2914-2918.
- [47] STACHNISS C, HAHNEL D, BURGARD W. Exploration with active loop-closing for FastSLAM [C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 1505-1510.
- [48] MEDDAHI A, CHELLALI R. Adaptive and safe mobile manipulator for human robot interaction [C] // *Proceedings of 2013 IEEE Workshop on Robotic Intelligence in Informationally Structured Space*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 30-37.
- [49] DU J, ZHENG P, XIE Z, et al. Research on path planning algorithm based on security patrol robot [C] // *Proceedings of 2016 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1030-1035.
- [50] 钱钧, 杨汝清, 翁新华, 等. 一种安全工作于城区环境的消防侦察机器人 [J]. *机器人*, 2006, 28(6): 571-575.
QIAN J, YANG R Q, WENG X H, et al. A fire reconnaissance robot working safely in urban environments [J]. *Robot*, 2006, 28(6): 571-575 (in Chinese).
- [51] 韩赞东, 陈强, 尉昊赞. 超声定位技术在汽车安全预警系统中的应用 [J]. *测控技术*, 2002, 21(8): 10-12.
HAN Z D, CHEN Q, WEI H Y. Application of ultrasonic detection technology in safety early warning system of automobile [J]. *Measurement and Control Technology*, 2002, 21(8): 10-12 (in Chinese).
- [52] QUAN Y, ZHANG Y, HAO W, et al. Application of fuzzy algorithm in the direction of intelligent car [C] // *Proceedings of International Conference on Future Computer and Communication*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 669-673.
- [53] WANG X, SHEN X, CHANG X, et al. Route identification and direction control of smart car based on CMOS image sensor [C] // *Proceedings of ISECS International Colloquium on Computing, Communication, Control, and Management*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 176-179.
- [54] 邹青华. 基于多传感器的移动机器人避障 [D]. 杭州: 浙江工业大学, 2011: 26-30.
ZOU Q H. Obstacle avoidance of mobile robot based on multi-sensor [D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2011: 26-30 (in Chinese).
- [55] 刘喜昂, 周志宇. 基于多超声传感器的机器人安全避障技术 [J]. *测控技术*, 2004, 23(3): 71-73.
LIU X A, ZHOU Z Y. Technology of robot's safe obstacle avoidance based on multi-ultrasonic sensor [J]. *Measurement and Control Technology*, 2004, 23(3): 71-73 (in Chinese).
- [56] ULRICH R, CHRISTIAN C, JAN F, et al. Care-O-bot 3-Creating a product vision for service robot applications by integrating design and technology [C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1992-1998.
- [57] 周延霞, 吴玉香, 胡跃明. 非完整移动机械臂的避障运动规划 [J]. *微计算机信息*, 2007, 23(35): 234-236.
ZHOU Y X, WU Y X, HU Y M. Motion planning and obstacle

- avoidance of nonholonomic mobile manipulators[J]. *Microcomputer Information*, 2007, 23(35): 234-236 (in Chinese).
- [58] SCHMIDT D, BERNS K. Safe navigation of a wall-climbing robot by methods of risk prediction and suitable counteractive measures[C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 2309-2314.
- [59] 王太勇, 许爱芬, 赵丽, 等. 基于冗余控制理论的壁面机器人真空系统的安全性[J]. *天津大学学报*, 2008, 41(3): 261-266.
- WNAG T Y, XU A F, ZHAO L, et al. Safety of wall robot's vacuum system based on redundant control theory[J]. *Journal of Tianjin University*, 2008, 41(3): 261-266 (in Chinese).
- [60] LI J F, ZHANG Z, TAO C, et al. Structure design of lower limb exoskeletons for gait training[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 28(5): 878-887.
- [61] DEHEZ B, SAPIN J, SHOULDE R O. An alignment-free two-DOF rehabilitation robot for the shoulder complex[C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1-6.
- [62] GALINSKI D, SAPIN J, DEHEZ B. Optimal design of an alignment-free two-DOF rehabilitation robot for the shoulder complex[C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-7.
- [63] LI J F, ZHANG Z, TAO C, et al. A number synthesis method of the self-adapting upper-limb rehabilitation exoskeletons[J]. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2017, 14(3): 1-14.
- [64] POLYGERINOS P, LYNE S, WANG Z, et al. Towards a soft pneumatic glove for hand rehabilitation[C] // *Proceedings of 2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1512-1517.
- [65] POLYGERINOS P, GALLOWAY K C, SAVAGE E, et al. Soft robotic glove for hand rehabilitation and task specific training[C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 2913-2919.
- [66] HONG K Y, LIM J H, NASRALLAH F, et al. A soft exoskeleton for hand assistive and rehabilitation application using pneumatic actuators with variable stiffness[C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 4967-4972.
- [67] ZINN M, KHATIB O, ROTH B. A new actuation approach for human friendly robot design[C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 249-254.
- [68] BICCHI A, TONIETTI G. Fast and soft arm tactics[J]. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2004, 11(2): 22-23.
- [69] WOLF S, HIRZINGER G. A new variable stiffness design: Matching requirements of the next robot generation[C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1741-1746.
- [70] MORITA T, SUGANO S. Development of 4-DOF manipulator using mechanical impedance adjuster[C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996: 2902-2907.
- [71] PRATT G A, WILLIAMSON M M. Series elastic actuator[C] // *Proceedings of the IEEE/RSJ Conference on Intelligent Systems and Robots*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 399-406.
- [72] SIEGEL D, GARABIETA I, HOLLERBACH J M. An integrated tactile and thermal sensor[C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1986: 1286-1291.
- [73] MASON M T, SALISBURY J K. Kinematic and force analysis of articulated hands: Robot hands and the mechanics of manipulation[M]. Cambridge: MIT Press, 1988: 2-167.
- [74] SUSANNER O, ROLF D S. Robot-dummy crash test for robot safety assessment[C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 2934-2939.
- [75] KULIC D, CROFT E A. Safe planning for human-robot interaction[C] // *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 1882-1887.
- [76] KULIC D, CROFT E A. Real-time safety for human-robot interaction[J]. *Robotics & Autonomous Systems*, 2006, 54(1): 1-12.
- [77] 吴海彬, 彭爱泉, 何素梅. 基于危险指数最小化的机器人安全运动规划[J]. *机械工程学报*, 2015, 51(9): 18-27.
- WU H B, PENG A Q, HE S M. Robot safe motion planning based on minimized danger index[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51(9): 18-27 (in Chinese).
- [78] LIU H, DENG X, ZHA H. A planning method for safe interaction between human arms and robot manipulators[C] // *Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 2724-2730.
- [79] OH S, WOO H, KONG K. Frequency-shaped impedance control for safe human-robot interaction in reference tracking application[J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2014, 19(6): 1907-1916.
- [80] SHARIFI I, DOUSTMOHAMMADI A, TALEBI H A. A singularity-free approach for safe interaction of robot assisted rehabilitation, based on model-free impedance control[C] // *Proceedings of International Conference on Control, Instrumentation, and Automation*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 36-41.
- [81] 杨智勇, 方登建, 张静. 变刚度柔顺驱动器及其在能量辅助骨骼服中的应用[J]. *海军航空工程学院学报*, 2013, 28(5): 459-465.
- YANG Z Y, FANG D J, ZHANG J. Variable stiffness compliant actuator and its application in energy subsidy exoskeleton suit[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical*, 2013, 28(5): 459-465 (in Chinese).
- [82] HAM R V, SUGAR T G, VANDERBORGHT B, et al. Compliant actuator designs[J]. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2009, 16(3): 81-94.
- [83] HURST J W, CHESTNUTT J E, RIZZI A A. The actuator with mechanically adjustable series compliance[J]. *IEEE Transac-*

- tions on Robotics, 2004, 26(4):597-606.
- [84] JAFARI A, TSAGARAKIS N G, SARDELLITTI I, et al. A new actuator with adjustable stiffness based on a variable ratio lever mechanism [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2014, 19(1):55-63.
- [85] JAFARI A, TSAGARAKIS N G, VANDERBORGHT B, et al. A novel actuator with adjustable stiffness (AwAS) [C] // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:4201-4206.
- [86] SERGI F, ACCOTO D, CARPINO G, et al. Design and characterization of a compact rotary series elastic actuator for knee assistance during overground walking [C] // Proceedings of the Fourth IEEE RAS/EMBS International Conference on Biomedical Robotics and Biomechanics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:1931-1936.
- [87] LAFFRANCHI M, CHEN L, KASHIRI N, et al. Development and control of a series elastic actuator equipped with a semi active friction damper for human friendly robots [J]. Robotics & Autonomous Systems, 2014, 62(12):1827-1836.
- [88] KONG K, BAE J, TOMIZUKA M. Control of rotary series elastic actuator for ideal force-mode actuation in human-robot interaction applications [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2009, 14(1):105-118.
- [89] KONG K, BAE J, TOMIZUKA M. A compact rotary series elastic actuator for human assistive systems [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2012, 17(2):288-297.
- [90] TONIETTI G, SCHIAVI R, BICCHI A. Design and control of a variable stiffness actuator for safe and fast physical human/robot interaction [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005:526-531.
- [91] BAE J, KONG K, TOMIZUKA M. Gait phase-based control for a rotary series elastic actuator assisting the knee joint [J]. Journal of Medical Devices, 2011, 5(3):031010.
- [92] CHOI J, HONG S, LEE W, et al. A robot joint with variable stiffness using leaf springs [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2011, 27(2):229-238.
- [93] PAINE N, OH S, SENTIS L. Design and control considerations for high-performance series elastic actuators [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2014, 19(3):1080-1091.
- [94] TSAGARAKIS N G, LAFFRANCHI M, VANDERBORGHT B, et al. A compact soft actuator unit for small scale human friendly robots [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:1998-2004.

作者简介:

赵京 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机器人运动学及动力学。

张自强 男, 博士。主要研究方向: 仿生机器人技术。

Research status and development trend of robot safety

ZHAO Jing¹, ZHANG Ziqiang^{1,*}, ZHENG Qiang¹, CHEN Diansheng², GUI Shun²

- (1. College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China;
2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With the robot gradually used in many fields of production and life, safety has become one of the important research directions of robot. According to different research objects for robot safety, research status of robot safety at home and abroad is expounded from two parts, namely self-safety and interaction safety. The role of mechanical structure design and control algorithms in improving robot safety is analyzed. On this basis, the existing problems, such as too traditional structure design method, weak judgment of unexpected situation and lack of control compliance under complicated conditions, are analyzed, which limit the popularization and application of robots. The development trend of robot safety, such as rigid flexible hybrid mechanism, accurate and fast environment judgment and good compliance control, is proposed.

Keywords: robot safety; self-safety; interaction safety; structure design; compliance control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0488

速度欺骗干扰下的机动目标跟踪技术

王国宏, 白杰*, 孙殿星

(海军航空工程学院 信息融合研究所, 烟台 264001)

摘 要: 速度多假目标欺骗干扰下,当雷达对机动目标进行跟踪时,会遇到虚假航迹较多、真假目标鉴别难度较大、真实目标跟踪不稳定等难题。针对这些问题,提出了速度多假目标欺骗干扰下基于速度估计径向投影和运动状态计数延迟的目标跟踪算法。首先,采用速度量测和位置量测相结合的双通道机动检测方法,保证速度欺骗干扰下模型切换的准确性和及时性;然后,利用运动状态计数延迟的方法确定目标模型切换后跟踪稳定的时刻;最后,利用基于位置信息的速度估计径向投影构造检验统计量对速度欺骗干扰进行识别。仿真实验表明,该算法有较好的稳健性。

关键词: 速度欺骗干扰; 机动检测; 干扰识别; 机动目标跟踪; 雷达

中图分类号: TN954+.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1359-12

欺骗干扰采用虚假的目标信息作用于雷达的目标检测和跟踪系统,使雷达不能正确地检测到真实目标,从而达到迷惑和扰乱雷达的目的^[1]。其中,速度欺骗干扰^[2-4]作为一种常见的欺骗干扰类型,通过产生与目标回波多普勒频率不同的若干个干扰信号频率,使雷达难以检测到目标多普勒频率,从而造成雷达检测跟踪的错误。速度欺骗干扰的大量使用对雷达检测带来极大的挑战,所以,雷达抗速度欺骗干扰是目前雷达抗干扰领域急需解决的关键问题。

目前,国内外学者在干扰环境下的目标检测方面做了大量研究。文献[5-6]通过真假目标多普勒频率变化特征的差异,对速度欺骗干扰进行识别;文献[7]基于回波信号熵特征进行有源欺骗干扰的恒虚警率(CFAR)检测;文献[3,8]利用认知的方法分析目标和干扰的特征,并据此设计脉间相位编码波形,达到对抗速度欺骗干扰的目

的。上述文献从信号层入手对抗速度欺骗干扰进行了研究,但是随着干扰机的信号处理能力不断增强,总会有高逼真度的虚假目标信号通过信号层的识别和阻断,进入数据处理环节,因此如何在数据层识别干扰并保持真实目标稳定跟踪是必须面对的难题。

贡德院士^[9]提出利用雷达距离量测变化率求得对应的多普勒信息,并将其与实际的多普勒量测进行比对,以识别速度欺骗干扰,其奠定了从数据层识别速度欺骗干扰的基础;文献[10]基于文献[9]的思想,提出一种基于双模型(Double Models, DM)和幅度辅助信息的速度欺骗干扰下目标跟踪技术,实现了真实目标的稳定跟踪。上述文献从数据层入手对速度欺骗干扰进行了研究,但均未针对目标机动运动时的情况进行充分考虑,导致对机动目标的跟踪误差较大。

针对上述问题,本文以真实目标自身携带干

收稿日期: 2017-07-15; 录用日期: 2017-08-02; 网络出版时间: 2017-09-01 09:54

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170901.0954.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61372027,61671462,61501489); 泰山学者攀登计划

*通信作者: E-mail: 1541753296@qq.com

引用格式: 王国宏, 白杰, 孙殿星. 速度欺骗干扰下的机动目标跟踪技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1359-1370.
WANG G H, BAI J, SUN D X. Maneuvering target tracking technology under speed deception interference [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1359-1370 (in Chinese).

扰机施放速度多假目标欺骗干扰且目标进行机动的情况为研究背景,提出了基于速度信息、位置信息的双通道机动检测^[11-12]和速度估计径向投影的雷达抗速度多假目标欺骗干扰技术,通过数据层处理实现了干扰情况下对真实目标的跟踪。

1 问题分析和算法流程

1.1 问题分析

由于本文通过数据层处理来对抗速度欺骗干扰,因此仅对速度欺骗干扰的数据层特征进行分析。如图1所示,速度多假目标欺骗干扰是在与真实目标相近的方向线上产生多个虚假目标回波,其距离信息与真实目标相近,方位、俯仰信息与真实目标相近,并且每个虚假目标的回波中含有与各自运动状态相匹配的多普勒信息,同时为了欺骗雷达的速度跟踪系统,真实目标回波中含有虚假的多普勒信息。

根据以上分析可知,面临的问题主要有以下几个方面:①虚假目标具有与其运动状态匹配的多普勒信息,采用径向速度比对的方法对虚假目标进行识别将难以奏效;②若目标自身携带干扰机施放自卫式干扰^[13-14],如何识别真实目标径向速度量测的真伪;③若目标发生机动,此时速度

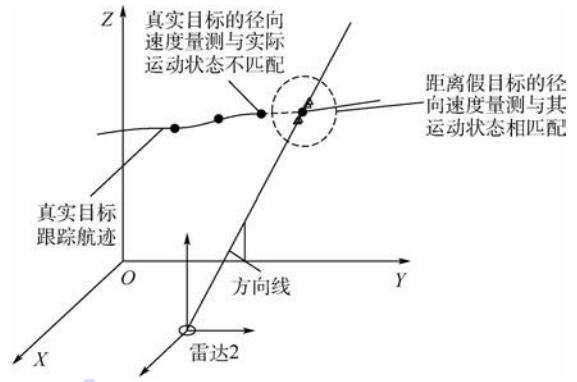


图1 速度多假目标欺骗干扰示意图

Fig. 1 Schematic of speed-multiple-false-target deception interference

欺骗干扰的识别是否可靠,若不可靠,将如何处理。

1.2 算法流程

针对1.1节的问题,本文的解决思路如下:利用目标回波所含有的距离和角度信息对目标进行滤波跟踪,同时启动速度-位置信息双通道机动检测方法控制跟踪模型的切换并判别目标跟踪的稳定性,若判定目标跟踪稳定则采用速度估计径向投影的方法构造检验统计量,识别速度欺骗干扰,并根据识别结果决定速度量测的取舍。总体思路如图2所示。

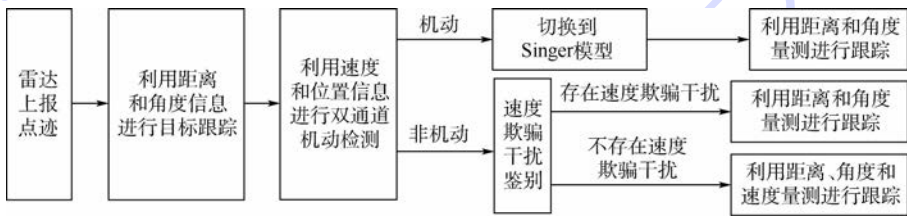


图2 跟踪算法框图

Fig. 2 Block diagram of tracking algorithm

2 算法实现

点迹的距离和角度量测包含目标的真实位置信息,但其速度信息是否真实可用尚需检验,另外目标为了有效摆脱跟踪,很可能在进行速度欺骗干扰的同时进行机动,因此还需要进行机动检测和机动跟踪模型的切换。如何在目标机动且可能施放速度欺骗干扰的情况下尽量利用好目标的速度量测信息,并保持目标的跟踪稳定,这是本文要解决的重点问题。

2.1 机动检测

在雷达上报点迹后,首先需对其进行机动检测。设雷达上报的点迹集合为 Ω ,其中的元素为极坐标量测 $(r, \theta, \varphi, v^r)$, r 为目标的距离量测, θ 为方位角量测, φ 为俯仰角量测, v^r 为径向速度量测。雷达位置坐标为 (X^R, Y^R, Z^R) ,非机动目标的状态方程为匀加速直线运动方程:

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{F}_1 \mathbf{X}(k) + \mathbf{\Gamma} \mathbf{v}(k) \tag{1}$$

式中: $\mathbf{v}(k)$ 为零均值高斯过程噪声,其协方差为 \mathbf{Q} ; $\mathbf{X}(k)$ 为 k 时刻状态向量,表示为

$$\mathbf{X}(k) = [x_k \quad \dot{x}_k \quad \ddot{x}_k \quad y_k \quad \dot{y}_k \quad \ddot{y}_k \quad z_k \quad \dot{z}_k \quad \ddot{z}_k] \tag{2}$$

$$\left. \begin{aligned}
 & \left[\begin{array}{cccccccc}
 1 & T & \frac{1}{2}T^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 1 & T & \frac{1}{2}T^2 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1
 \end{array} \right] \\
 & \left[\begin{array}{ccc}
 \frac{1}{2}T^2 & 0 & 0 \\
 T & 0 & 0 \\
 1 & 0 & 0 \\
 0 & \frac{1}{2}T^2 & 0 \\
 0 & T & 0 \\
 0 & 1 & 0 \\
 0 & 0 & \frac{1}{2}T^2 \\
 0 & 0 & T \\
 0 & 0 & 1
 \end{array} \right]
 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中: T 为雷达扫描周期。

包含径向速度量测的极坐标量测方程为

$$\mathbf{Z}_1(k) = \mathbf{h}_1(\mathbf{X}(k)) + \mathbf{W}_1(k) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{Z}_1(k)$ 为量测向量,表示为

$$\mathbf{Z}_1(k) = [r \quad \theta \quad \varphi \quad v^r] \quad (5)$$

$\mathbf{h}_1(\mathbf{X}(k)) =$

$$\left[\begin{array}{c}
 \sqrt{(x_k - X^R)^2 + (y_k - Y^R)^2 + (z_k - Z^R)^2} \\
 \arctan\left(\frac{y_k - Y^R}{x_k - X^R}\right) \\
 \arctan\left(\frac{z_k - Z^R}{\sqrt{(x_k - X^R)^2 + (y_k - Y^R)^2}}\right) \\
 \frac{\dot{x}_k(x_k - X^R) + \dot{y}_k(y_k - Y^R) + \dot{z}_k(z_k - Z^R)}{\sqrt{(x_k - X^R)^2 + (y_k - Y^R)^2 + (z_k - Z^R)^2}}
 \end{array} \right] \quad (6)$$

$\mathbf{W}_1(k)$ 为量测误差向量,其协方差矩阵表示为

$$\mathbf{R}_1 = \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\theta^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_\varphi^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_v^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中: σ_r^2 、 σ_θ^2 、 σ_φ^2 、 σ_v^2 分别为雷达的距离、方位角、俯仰角、径向速度的量测误差方差。

不包含径向速度量测的极坐标量测方程为

$$\mathbf{Z}_2(k) = \mathbf{h}_2(\mathbf{X}(k)) + \mathbf{W}_2(k) \quad (8)$$

式中: $\mathbf{W}_2(k)$ 的协方差矩阵为 \mathbf{R}_2 ,即为从式(5)~式(7)中去除速度所对应的元素即可,此处不再给出具体表达式。由于量测方程的非线性较强,本文采用不敏卡尔曼滤波(UKF)进行滤波和估计,具体的滤波算法可参考文献[15]。

根据状态方程式(1)和量测方程式(4)对目标量测进行预测,而后利用获得的实际量测与量测预测值构建检验统计量,依此对目标是否发生机动进行判断。本文采用速度-位置信息双通道机动检测的方法,即分别利用径向速度量测、距离-方位-俯仰量测构造2个检验统计量对是否机动做出判断。需要注意的是:与位置信息相比,利用速度信息进行机动检测更为敏感。速度机动检测的检验统计量为

$$\eta_1 = \frac{(\tilde{v}^r)^2}{S_v} = \frac{(\hat{v}^r - v^r)^2}{S_v} \quad (9)$$

式中:为了表述方便,省略了时间标识; \tilde{v}^r 为雷达的径向速度新息; \hat{v}^r 为雷达径向速度量测预测; S_v 为新息方差,其数值可以从新息协方差矩阵中相应位置查得。由于本文中假设雷达的量测误差均服从零均值高斯分布,且各雷达中的量测误差相互独立,因此 η_1 服从自由度为1的 χ^2 分布。同理可得,基于位置信息机动检测的检验统计量 η_2 为

$$\eta_2 = \tilde{\mathbf{Z}}_{r\theta\varphi}^T \mathbf{S}_{r\theta\varphi}^{-1} \tilde{\mathbf{Z}}_{r\theta\varphi} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{S}_{r\theta\varphi}$ 为目标距离、方位、俯仰的新息协方差矩阵; η_2 服从自由度为3的 χ^2 分布; $\tilde{\mathbf{Z}}_{r\theta\varphi}^T$ 为目标距离、方位、俯仰的新息,表示为

$$\tilde{\mathbf{Z}}_{r\theta\varphi}^T = [\hat{r} - r \quad \hat{\theta} - \theta \quad \hat{\varphi} - \varphi] \quad (11)$$

其中: \hat{r} 、 $\hat{\theta}$ 、 $\hat{\varphi}$ 分别为雷达距离、方位、俯仰的量测预测。

速度机动检测有3方面作用:①若目标确实进行了机动,可以根据机动检测结果进行模型切换,以保证不丢失目标和跟踪的连续稳定;②若目标没有进行机动,而是开始施放速度欺骗干扰,在干扰开始的时刻由于速度量测会突然偏离预测值,因此速度机动检测器通常也会将其判断为目标发生了机动,此时速度机动检测器又发挥了早期识别速度欺骗干扰的作用;③若目标既进行机动,又施放速度欺骗干扰,那么速度机动检测器同样会做出发生机动的判断。根据以上3方面的分

析,当速度机动检测判断目标存在机动时,很可能是由速度欺骗干扰造成的,但目标也可能存在机动而导致跟踪误差增大,此时采用速度估计径向投影方法很难得到准确的判断,因此本文采取相对保守的做法,即放弃速度量测信息,仅用位置量测信息进行滤波跟踪,虽然目标可能并没有施放速度欺骗干扰,但是此处损失了速度量测信息最多会影响到目标的跟踪精度,并不会因为跟踪回路引入虚假速度信息而导致滤波发散。

如果上一时刻判断目标既没有发生机动,也没有速度欺骗干扰,则根据速度机动检测的结果对其进行相应后续的状态判断、速度欺骗干扰识别等处理,此处之所以将速度机动检测结果作为启动后续处理步骤的控制量是基于以下2点考虑:①由于上一时刻判断目标没有机动和速度欺骗干扰,滤波器基于非机动模型和距离、方位、俯仰、速度四维量测进行滤波跟踪,如果在本时刻目标机动的同时施放速度欺骗干扰,而基于位置信息的机动检测灵敏度相对较差,若没能及时识别出机动的存在,计数器继续累加1,并且仍然采用非机动滤波模型进行目标的状态估计,导致跟踪模型失配,使状态估计方差增大,而上一时刻目标处于非机动、无速度欺骗干扰的状态,因此计数器数值 N 一定是超过门限 L 的,从而会进入速度欺骗干扰识别的环节,而此时状态估计方差的增大会使速度欺骗干扰的正确识别率降低,虚假的速度信息很可能进入跟踪环节,此时在模型失配和速度欺骗的双重作用下,会引起较大的目标跟踪误差,甚至导致发散。②虽然利用速度量测信息进行机动检测会存在相对较高的“虚警概率”,如果检测到发生机动会首先排除速度量测,确保虚假的速度量测信息不会进入跟踪回路,同时切换到机动跟踪模型(本文采用 Singer 模型),这样最多会使跟踪误差有一定增大,但通常不会导致跟踪发散的后果。

若上一个时刻判断目标的状态并不是没有机动和速度欺骗干扰,而是速度欺骗干扰、机动+速度欺骗干扰、机动三者之一,此时的机动判断则采用基于位置量测的机动检测,主要有以下2点原因:①由于在目标发生机动或机动刚刚结束跟踪误差还比较大的时刻进行速度欺骗干扰识别,其误判率往往较高,因此本文采用计数器对目标机动检测的结果进行积累,如果连续 L 个时刻判定没有发生机动,则启动速度欺骗干扰识别模块,判断是否存在速度欺骗干扰,因此机动判断的结果不但直接关系到下一步跟踪状态模型的切换,而

且影响到速度量测信息的取舍,对于上一时刻存在速度欺骗干扰、机动+速度欺骗干扰2种情况,由于速度欺骗干扰的影响,若继续采用基于速度量测的机动检测方法,且目标仍然施放速度欺骗干扰,那么就仍然会被判断为存在机动,对于机动+速度欺骗干扰的情况尚无影响,但是对于仅存在速度欺骗干扰的情况,会导致目标施放干扰期间跟踪单元始终在采用机动模型进行跟踪,不但计算量较大,而且跟踪误差也有所增大,且导致计数器无法启动,从而始终不能进入速度欺骗干扰识别的环节,这显然是不合适的,因此必须采用基于位置量测的机动检测方法。②对于仅存在机动的情况,速度欺骗干扰已经结束的可能性较大,应当尽快进入速度欺骗干扰识别环节,若判定没有速度欺骗干扰则可以将速度量测信息尽早引入到跟踪回路,而基于速度量测的机动检测方法“虚警率”较高,计数器达到门限需要较长时间积累,使速度欺骗干扰识别迟迟不能启动,因此影响到跟踪效果,所以应当采用基于位置量测的机动检测。

2.2 机动目标跟踪模型

在检测到目标发生机动时,将跟踪模型由式(1)的匀加速运动模型切换到 Singer 模型进行滤波跟踪,状态方程为

$$X(k+1) = F_2 X(k) + \tilde{v} \quad (12)$$

式中: F_2 为状态转移矩阵,表示为

$$F_2 = \begin{bmatrix} F_s & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & F_s & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & F_s \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$F_s = \begin{bmatrix} 1 & T & (\alpha T - 1 + e^{-\alpha T})/\alpha^2 \\ 0 & 1 & (1 - e^{-\alpha T})/\alpha \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中: α 为机动时间常数。

过程噪声 \tilde{v} 的协方差矩阵 \tilde{Q} 为

$$\tilde{Q} = \begin{bmatrix} \tilde{Q}_s & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \tilde{Q}_s & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \tilde{Q}_s \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\tilde{Q}_s = 2\alpha\sigma_m^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{12} & q_{22} & q_{23} \\ q_{13} & q_{23} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中: σ_m^2 为机动加速度方差,表示为

$$\sigma_m^2 = \frac{a_m^2}{3}(1 + 4p_m - p_0) \quad (17)$$

其中: a_m 为加速度极大值; p_m 为加速度取极大值的概率; p_0 为非机动的概率。

矩阵 $\tilde{\mathbf{Q}}_s$ 中的各元素分别为

$$q_{11} = \frac{1}{2\alpha^5} \left(1 - e^{-2\alpha T} + 2\alpha T + \frac{2\alpha^3 T^3}{3} - 2\alpha^2 T^2 - 4\alpha T e^{-\alpha T} \right)$$

$$q_{12} = \frac{1}{2\alpha^4} (e^{-2\alpha T} + 1 - 2e^{-\alpha T} + 2\alpha T e^{-\alpha T} - 2\alpha T + \alpha^2 T^2)$$

$$q_{13} = \frac{1}{2\alpha^3} (1 - e^{-2\alpha T} - 2\alpha T e^{-\alpha T})$$

$$q_{22} = \frac{1}{2\alpha^3} (4e^{-\alpha T} - 3 - e^{-2\alpha T} + 2\alpha T)$$

$$q_{23} = \frac{1}{2\alpha^2} (e^{-2\alpha T} + 1 - 2e^{-\alpha T})$$

$$q_{33} = \frac{1}{2\alpha} (1 - e^{-2\alpha T})$$

2.3 速度欺骗干扰识别

进行速度欺骗干扰识别不但可以对敌方的干扰态势做出判断,而且在判断出干扰停止的情况下可以利用真实速度量测信息提高目标的跟踪精度,由于在机动时刻进行干扰识别的误判率较高,所以本文在计数器超过一定门限后再启动干扰识别,以提高正确识别率。首先利用目标的距离、方位、俯仰量测得到目标速度估计,进而求得其在径向上的投影,即径向速度估计,然后将其与径向速度量测进行对比,构造检验统计量,达到识别速度欺骗干扰的目的。

设 k 时刻采用式(8)量测方程得到目标速度估计矢量 \mathbf{V} 为

$$\mathbf{V} = [\hat{v}_x \quad \hat{v}_y \quad \hat{v}_z] \quad (18)$$

其位置估计为 $(\hat{x}_k, \hat{y}_k, \hat{z}_k)$, 其相对于雷达的方向矢量 $\boldsymbol{\tau}$ 为

$$\boldsymbol{\tau} = \frac{1}{\sqrt{(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2}} \cdot [\hat{x}_k - X^R \quad \hat{y}_k - Y^R \quad \hat{z}_k - Z^R] \quad (19)$$

则有 \mathbf{V} 在 $\boldsymbol{\tau}$ 方向上的投影为

$$V^{\text{pr}} = \mathbf{V} \cdot \boldsymbol{\tau} = \frac{1}{\sqrt{(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2}} \cdot [(\hat{x}_k - X^R)\hat{v}_x + (\hat{y}_k - Y^R)\hat{v}_y + (\hat{z}_k - Z^R)\hat{v}_z] \quad (20)$$

其方差为

$$\sigma_{V^{\text{pr}}}^2 = \begin{bmatrix} \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{x}_k} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_x} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{y}_k} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_y} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{z}_k} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_z} \end{bmatrix} \mathbf{P}'_k \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{x}_k} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_x} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{y}_k} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_y} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{z}_k} & \frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_z} \end{bmatrix}^T \quad (21)$$

式中: \mathbf{P}'_k 为 k 时刻位置和速度估计的协方差矩阵。设 k 时刻的状态估计协方差矩阵为 \mathbf{P} , 则 \mathbf{P}'_k 的表达式为

$$\mathbf{P}'_k = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{14} & P_{15} & P_{17} & P_{18} \\ P_{21} & P_{22} & P_{24} & P_{25} & P_{27} & P_{28} \\ P_{41} & P_{42} & P_{44} & P_{45} & P_{47} & P_{48} \\ P_{51} & P_{52} & P_{54} & P_{55} & P_{57} & P_{58} \\ P_{71} & P_{72} & P_{74} & P_{75} & P_{77} & P_{78} \\ P_{81} & P_{82} & P_{84} & P_{85} & P_{87} & P_{88} \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中: P_{ij} 为矩阵 \mathbf{P} 中的第 i 行、第 j 列的元素。

$$\frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{x}_k} = [\hat{v}_x (\hat{y}_k - Y^R)^2 + \hat{v}_x (\hat{z}_k - Z^R)^2 - \hat{v}_y (\hat{y}_k - Y^R) (\hat{x}_k - X^R) - \hat{v}_z (\hat{z}_k - Z^R) (\hat{x}_k - X^R)] / \{ [(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2]^{\frac{1}{2}} \}^3 \quad (23)$$

$$\frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{y}_k} = [\hat{v}_y (\hat{x}_k - X^R)^2 + \hat{v}_y (\hat{z}_k - Z^R)^2 - \hat{v}_x (\hat{y}_k - Y^R) (\hat{x}_k - X^R) - \hat{v}_z (\hat{z}_k - Z^R) (\hat{y}_k - Y^R)] / \{ [(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2]^{\frac{1}{2}} \}^3 \quad (24)$$

$$\frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{z}_k} = [\hat{v}_z (\hat{x}_k - X^R)^2 + \hat{v}_z (\hat{y}_k - Y^R)^2 - \hat{v}_x (\hat{x}_k - X^R) (\hat{z}_k - Z^R) - \hat{v}_y (\hat{z}_k - Z^R) (\hat{y}_k - Y^R)] / \{ [(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2]^{\frac{1}{2}} \}^3 \quad (25)$$

$$\frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_x} = (\hat{x}_k - X^R) / [(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2]^{\frac{1}{2}} \quad (26)$$

$$\frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_y} = (\hat{y}_k - Y^R) / [(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2]^{\frac{1}{2}} \quad (27)$$

$$\frac{\partial V^{\text{pr}}}{\partial \hat{v}_z} = (\hat{z}_k - Z^R) / [(\hat{x}_k - X^R)^2 + (\hat{y}_k - Y^R)^2 + (\hat{z}_k - Z^R)^2]^{\frac{1}{2}} \quad (28)$$

设 k 时刻雷达对目标径向速度量测为 v_k , 雷达的测速误差方差为 σ_v^2 , 则有近似服从自由度为 1 的 χ^2 分布检验统计量 Δ_k :

$$\Delta_k = \frac{V^{\text{pr}} - v_k}{\sigma_v^2 + \sigma_{V^{\text{pr}}}^2} \quad (29)$$

据此可得速度欺骗干扰判别准则如下。

存在速度欺骗干扰:

$$\Delta_k \geq G_\beta \quad (30)$$

不存在速度欺骗干扰:

$$\Delta_k < G_\beta \quad (31)$$

式中: G_β 为判决门限, β 为显著性水平。

3 速度多假目标欺骗干扰下目标跟踪算法

根据第2节分析,结合图2得到速度多假目标欺骗干扰下的机动目标跟踪算法流程如下:

步骤1 首先进行点-航迹关联,并进行量测更新。

步骤2 若目标上一时刻的状态为既不存在机动,也不存在速度欺骗干扰,则进入步骤3,否则,进入步骤12。

步骤3 启动基于速度信息的机动检测方法,识别目标的运动状态,若不存在机动则进入步骤4,若存在机动则进入步骤11。

步骤4 计数器累加 $N = N + 1$,比较 N 与门限 L 的大小,若 $N \leq L$,进入步骤5,若 $N > L$,进入步骤6。

步骤5 仅利用输入的距离、方位、俯仰量测,采用非机动模型进行滤波跟踪,输出估计结果,并确定该时刻目标的状态为非机动、速度欺骗干扰未知,返回步骤1。

步骤6 仅利用输入的距离、方位、俯仰量测,采用非机动模型进行滤波跟踪,根据输出结果,估计各雷达中的径向速度 V_i^r ,并计算其方差。

步骤7 利用 V_i^r 及各雷达的径向速度量测 v_{ki} 构造检验统计量 Δ ,选取显著性水平 β ,确定判决门限 G_β 。

步骤8 若 $\Delta \geq G_\beta$,则判定存在速度欺骗干扰,进入步骤9;若 $\Delta < G_\beta$,则判定不存在速度欺骗干扰,进入步骤10。

步骤9 将步骤5的估计结果作为输出,同时确定该时刻目标的状态为非机动、存在速度欺骗干扰,返回步骤1。

步骤10 利用输入的距离、方位、俯仰和速度量测,采用非机动模型进行滤波跟踪,输出估计结果,并确定该时刻目标的状态为非机动、不存在速度欺骗干扰,返回步骤1。

步骤11 将计数器置零, $N = 0$,利用输入的距离、方位、俯仰量测,采用机动模型进行滤波跟踪,输出估计结果,并确定该时刻目标的状态为机动、速度欺骗干扰未知,返回步骤1。

步骤12 启动基于位置信息的机动检测方法,识别目标的运动状态,若不存在机动则进入步骤13,若存在机动则进入步骤20。

步骤13 计数器累加 $N = N + 1$,比较 N 与门限 L 的大小,若 $N \leq L$,进入步骤14,若 $N > L$,进入

步骤15。

步骤14 仅利用输入的距离、方位、俯仰量测,采用非机动模型进行滤波跟踪,输出估计结果,并确定该时刻目标的状态为非机动、速度欺骗干扰未知,返回步骤1。

步骤15 仅利用输入的距离、方位、俯仰量测,采用非机动模型进行滤波跟踪,根据输出结果,估计各雷达中的径向速度 V_i^r ,并计算其方差。

步骤16 利用 V_i^r 及各雷达的径向速度量测 v_k 构造检验统计量 Δ_k ,选取显著性水平 β ,确定判决门限 G_β 。

步骤17 若 $\Delta_k \geq G_\beta$,则判定存在速度欺骗干扰,进入步骤18;若 $\Delta_k < G_\beta$,则判定不存在速度欺骗干扰,进入步骤19。

步骤18 将步骤15的估计结果作为输出,同时确定该时刻目标的状态为非机动、存在速度欺骗干扰,返回步骤1。

步骤19 利用输入的距离、方位、俯仰和速度量测,采用非机动模型进行滤波跟踪,输出估计结果,并确定该时刻目标的状态为非机动、不存在速度欺骗干扰,返回步骤1。

步骤20 将计数器置零, $N = 0$,利用输入的距离、方位、俯仰量测,采用机动模型进行滤波跟踪,输出估计结果,并确定该时刻目标的状态为机动、速度欺骗干扰未知,返回步骤1。

4 仿真分析

对本文算法剔除速度欺骗干扰的能力和真实目标跟踪精度进行分析,并将本文算法与文献[7]中提出的DM算法进行比较分析。

4.1 仿真条件

1) 雷达初始参数设置

设雷达测距精度为 100 m,方位、俯仰角测量精度为 0.3° ,径向速度测量精度为 1 m/s。机动跟踪模型中机动频率 $\vartheta = 0.1$,最大加速度 $a_m = 70 \text{ m/s}^2$ 。

2) 机动目标参数设置

运动过程共分为 6 个运动阶段,第 1、6 阶段目标保持匀速运动不发生机动,第 2~5 阶段目标发生机动,具体如表 1 所示。

4.2 机动目标跟踪性能分析

1) 不同测距精度下的性能分析

改变雷达的测距精度,使其分别取值 100、300、500 m,得到动目标跟踪精度的仿真结果如图 3 和图 4 所示。可见,雷达测距精度对目标位

表1 机动较弱目标的运动参数

Table 1 Motion parameters of low maneuvering target

运动阶段 序号	持续 时间段/s	X方向 加速度/ ($m \cdot s^{-2}$)	Y方向 加速度/ ($m \cdot s^{-2}$)	Z方向 加速度/ ($m \cdot s^{-2}$)
1	0 ~ 65	0	0	0
2	66 ~ 88	-20	20	10
3	89 ~ 117	20	-10	10
4	118 ~ 136	-20	10	10
5	137 ~ 160	30	-20	-10
6	161 ~ 246	0	0	0

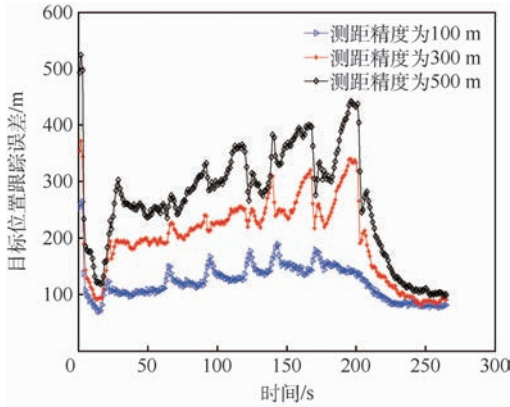
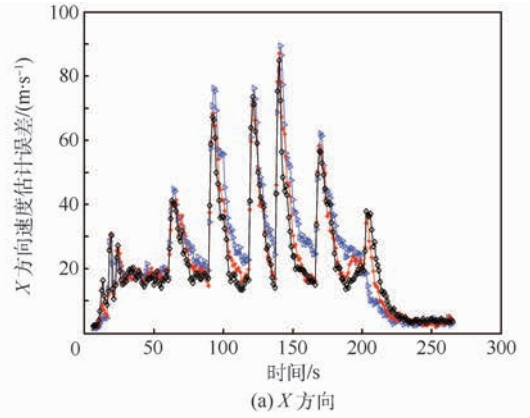


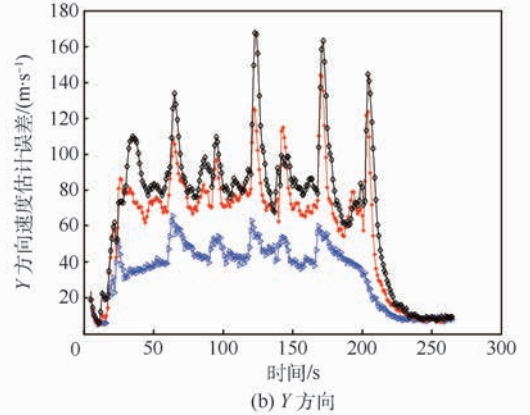
图3 雷达测距精度对目标位置跟踪误差的影响
Fig.3 Influence of radar ranging accuracy on target position tracking error

置跟踪误差和Y方向速度估计误差影响较大;同时,图3和图4中的每个曲线都存在一些起伏,较明显的起伏为7个(图3中雷达测距精度100m曲线的最右边起伏不明显),这些起伏主要是由模型间的切换所造成的,其中第1个起伏时刻大约在第16s左右,第7个起伏大约在第200s左右,这2个时刻正对应着速度欺骗干扰的起始和结束时刻,由于本文算法在进行速度欺骗干扰识别之前首先要进行机动检测,而速度欺骗干扰的启动和结束均会造成速度量测的突变,因此在利用速度量测信息进行机动检测时很容易将其误判为机动并进行模型切换,造成位置、速度估计误差的增大,而第2~6个起伏则是由目标的真实机动所造成。

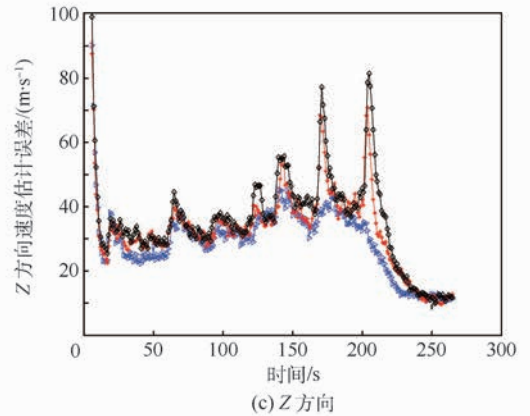
在目标径向速度量测偏差30m/s的条件下,雷达取不同测距精度得到干扰的正确剔除率,结果如图5所示。在雷达测距精度为100m时曲线的起伏较小,而测距精度降低到300m和500m时曲线会有明显的起伏,并且与目标的机动时刻相对应,这是因为本文算法在检测到目标发生机动时会强制剔除速度量测信息,同时目标的跟踪误差增大,在经过若干个延迟后收敛程度还不能保证对速度欺骗干扰的准确识别,从而造成了



(a) X方向



(b) Y方向



(c) Z方向

—测距精度为100 m —测距精度为300 m —测距精度为500 m

图4 雷达测距精度对目标速度估计误差的影响
Fig.4 Influence of radar ranging accuracy on target velocity estimation error

速度欺骗干扰剔除率的下降。不同测距精度下目标真实速度信息的误剔除率如图6所示。可见,误剔除率对雷达测距精度的变化并不敏感,3条曲线几乎重合,图中出现5个“突变”,其中第1处的“突变”是由航迹起始误差较大造成的误判,之后的4处“突变”是由于检测到目标机动并强制剔除速度信息而造成的。

2) 不同方位角测量精度下的性能分析

其他仿真条件不变,改变雷达的方位角测量精度,分别取 0.1° 、 0.3° 、 0.5° 得到目标位置跟踪误差曲线如图7和图8所示。当方位角测量精度

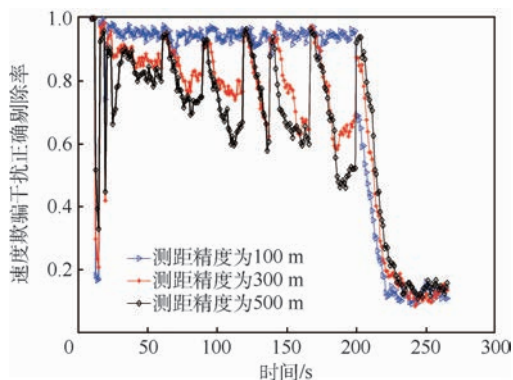


图5 雷达测距精度对速度欺骗干扰正确剔除率的影响

Fig.5 Influence of radar ranging accuracy on correct elimination rate of velocity deception interference

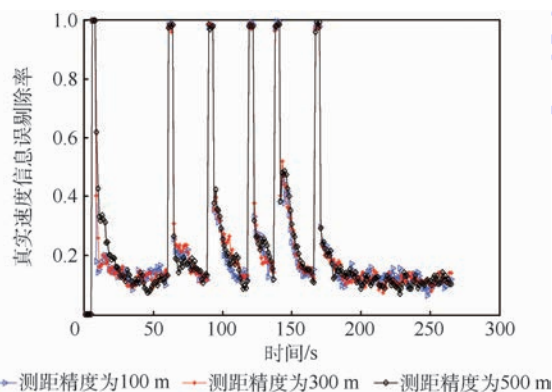


图6 雷达测距精度对真实速度信息误剔除率的影响

Fig.6 Influence of radar ranging accuracy on wrong elimination rate of true velocity information

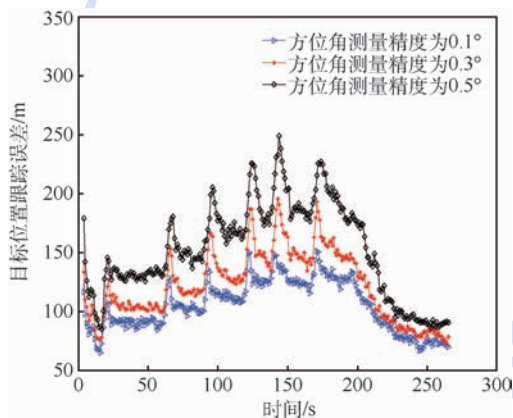
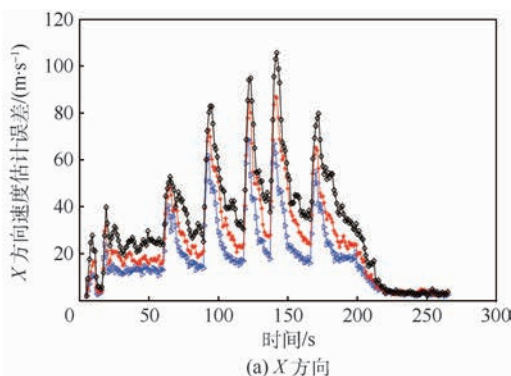
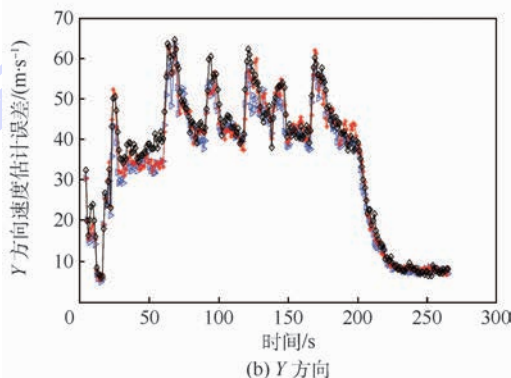


图7 方位角测量精度对目标位置跟踪误差的影响

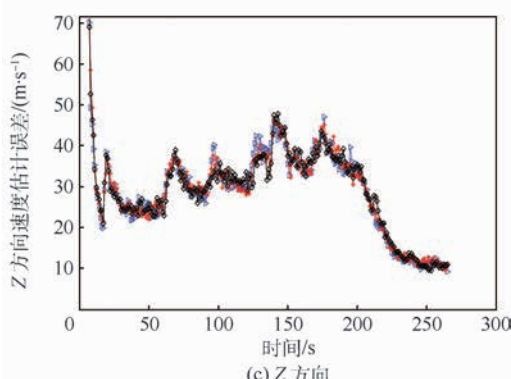
Fig.7 Influence of azimuth measurement accuracy on target position tracking error



(a) X方向



(b) Y方向



(c) Z方向

图8 方位角测量精度对目标速度估计误差的影响

Fig.8 Influence of azimuth measurement accuracy on target velocity estimation error

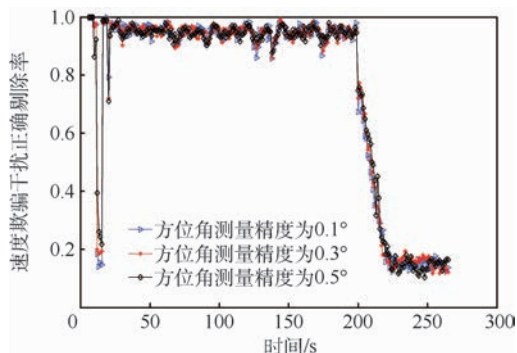


图9 方位角测量精度对速度欺骗干扰正确剔除率的影响

Fig.9 Influence of azimuth measurement accuracy on correct elimination rate of velocity deception interference

从 0.1°降低到 0.5°时,目标位置跟踪误差的增加幅度较大,而速度估计误差的变化相对较小,同时图7和图8中的曲线也存在着与目标机动、速度欺骗干扰起止所对应的起伏;同样得到速度欺骗干扰正确剔除率、真实速度信息误剔除率的变化曲线如图9和图10所示。图9中的曲线也存在

一定起伏,但与图6中的起伏相比要微小得多。

3) 不同俯仰角测量精度下的性能分析

改变雷达的俯仰角测量精度得到目标的跟踪误差曲线如图11和图12所示。与图7相比可以发现,当俯仰角测量精度在 $0.1^\circ \sim 0.5^\circ$ 变化时,目标位置跟踪误差变化较大;图11目标位置跟踪误差相对较大,是由目标机动所造成的;从图12~图14可见,俯仰角测量精度对其他仿真结果影响相对较小。

4) 不同测速精度下的性能分析

仿真初始条件不变,分析雷达测速精度为1、10、15 m/s时本文算法的跟踪性能,由图15可见,雷达测速精度越高,目标跟踪的位置误差越小,发生机动后收敛的速度越快,干扰停止后也能够获得更高的跟踪精度。一方面原因是较高的测速精度提高了速度量测数据的质量,使估计精度提高;另一方面,较高的测速精度能够使虚假速度信息的正确剔除率更高,当测速精度为15 m/s时,每次机动都会导致虚假速度剔除率大幅下降,使虚

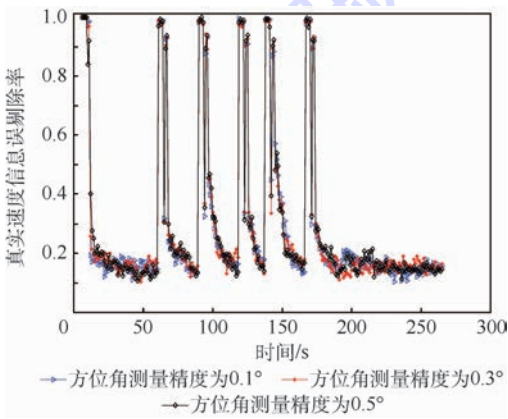


图10 方位角测量精度对真实速度信息剔除率的影响
Fig. 10 Influence of azimuth measurement accuracy on wrong elimination rate of true velocity information

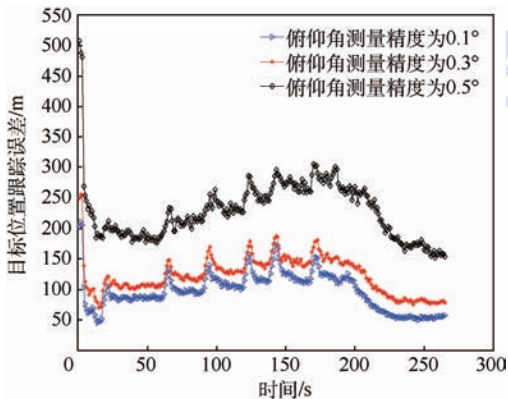


图11 俯仰角测量精度对目标位置跟踪误差影响
Fig. 11 Influence of elevation angle measurement accuracy on target position tracking error

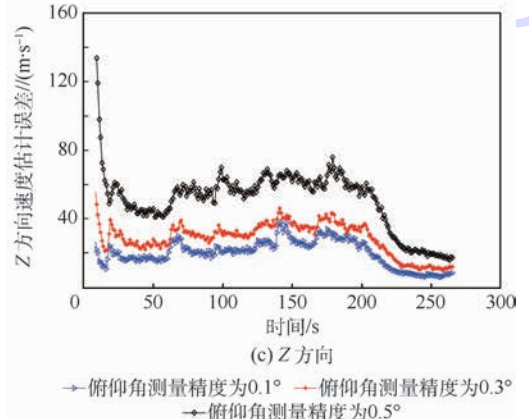
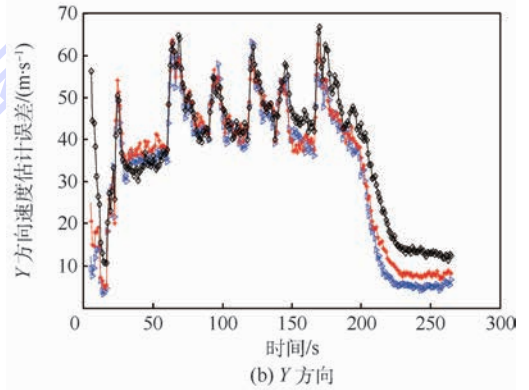
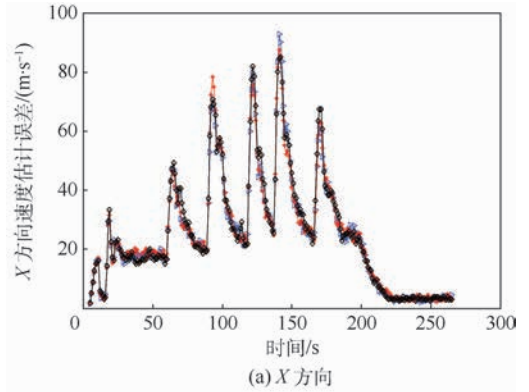


图12 俯仰角测量精度对目标速度估计误差的影响
Fig. 12 Influence of elevation angle measurement accuracy on target velocity estimation error

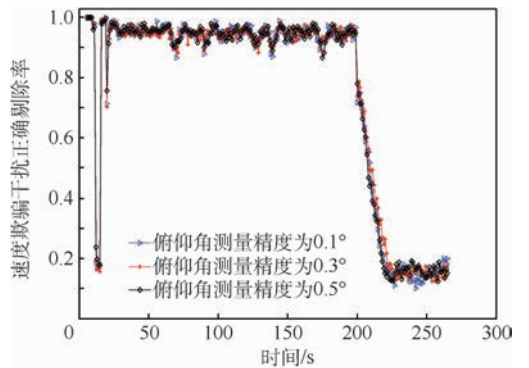


图13 俯仰角测量精度对速度欺骗干扰正确剔除率的影响
Fig. 13 Influence of elevation angle measurement accuracy on correct elimination rate of velocity deception interference

假速度信息以更高的概率进入跟踪单元,降低跟踪精度甚至引起发散。其他仿真结果如图 16 ~ 图 18所示,测速精度对其影响相对较小。

4.3 与 DM 方法的比较

本节仿真将文献[7]基于 DM 的跟踪算法与

本文算法进行比较,仿真初始条件不变,蒙特卡罗次数为 300,仿真实验结果如图 19 所示。当目标不发生机动时,2 种算法的性能相当,但是在目标发生机动且尚未重新恢复稳定的时段中,DM 算法的跟踪误差远远超过了本文算法。

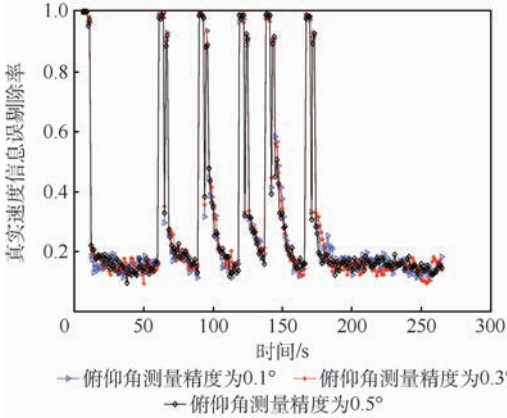


图 14 俯仰角测量精度对真实速度信息误剔除率的影响
Fig. 14 Influence of elevation angle measurement accuracy on wrong elimination rate of true velocity information

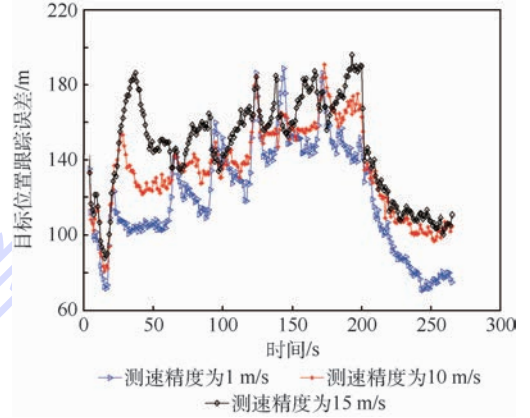


图 15 雷达测速精度对目标位置跟踪误差的影响
Fig. 15 Influence of radar velocity measurement accuracy on position tracking error

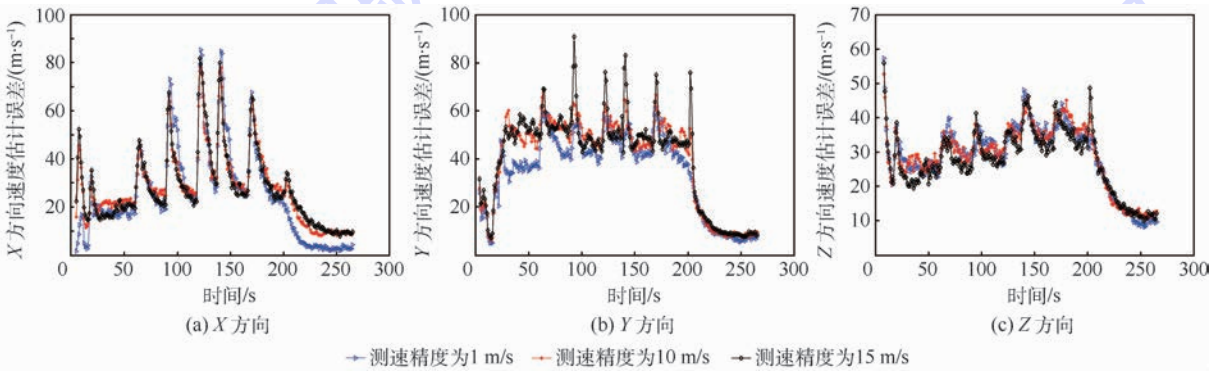


图 16 雷达测速精度对目标速度估计误差的影响
Fig. 16 Influence of radar velocity measurement accuracy on target velocity estimation error

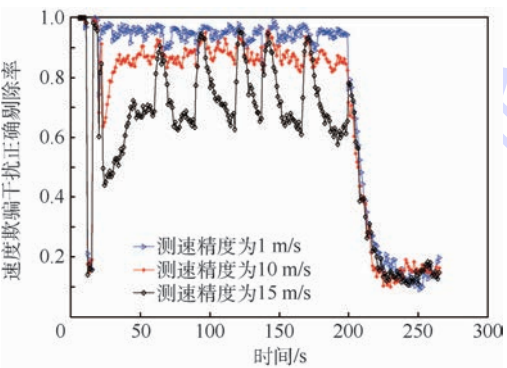


图 17 雷达测速精度对速度欺骗干扰正确剔除率的影响
Fig. 17 Influence of radar velocity measurement accuracy on correct elimination rate of velocity deception interference

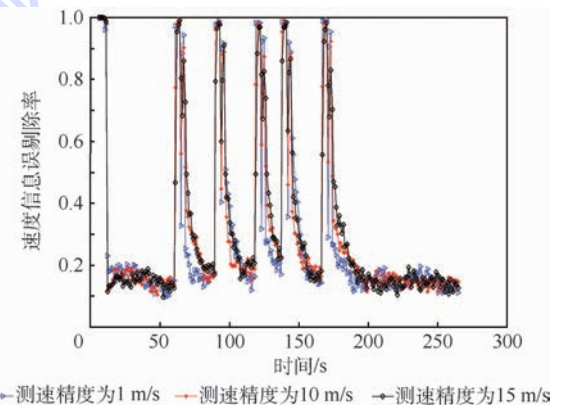


图 18 雷达测速精度对真实速度信息误剔除率的影响
Fig. 18 Influence of radar velocity measurement accuracy on wrong elimination rate of true velocity information

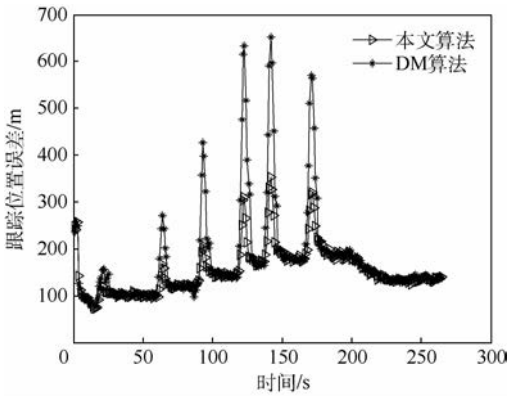


图19 本文算法与DM算法比较

Fig. 19 Comparison of proposed method with DM algorithm

5 结论

本文针对速度多假目标欺骗干扰在雷达数据层的具体特征,提出了相应的欺骗干扰识别和虚假信息剔除方法。主要结论包括:

1) 通过基于速度、位置量测信息的双通道机动检测方法,解决了干扰环境下机动目标检测准确性下降的问题。

2) 通过目标运动状态计数延迟的方法,保证了速度欺骗识别的可靠性。

3) 通过基于速度估计径向投影的速度欺骗干扰识别方法,解决了目标在机动时段速度估计误差大、识别错误率高的问题,并利用基于速度量测机动检测方法对速度欺骗干扰的敏感性,保证了剔除速度虚假信息的及时性。

参考文献 (References)

[1] 赵国庆. 雷达对抗原理[M]. 2版. 西安:西安电子科技大学出版社,2012.
ZHAO G Q. Radar countermeasures[M]. 2nd ed. Xi'an: Xidian University Press,2012 (in Chinese).

[2] 莫翠琼,李加海,戴幻尧,等. 速度欺骗干扰对反舰PD导引头的相干视频仿真[J]. 系统仿真学报,2015,27(5):1024-1029.
MO C Q, LI J H, DAI H Y, et al. Velocity deception jamming analysis of coherent video simulation of anti-ship PD seeker[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(5): 1024-1029 (in Chinese).

[3] 吴健,崔国龙,孔令讲. 一种抗速度欺骗干扰的认知波形设计方法[J]. 雷达科学与技术,2015,13(2):133-138.
WU J, CUI G L, KONG L J. A cognitive waveform design approach against velocity deception jamming[J]. Radar Science and Technology, 2015, 13(2): 133-138 (in Chinese).

[4] 孙殿星,王国宏,贺达超,等. 雷达组网抗距离-速度欺骗复合干扰技术研究[J]. 现代防御技术,2016,44(3):84-90.
SUN D X, WANG G H, HE D C, et al. Antijamming technique

in the presence of range-velocity deception compound jamming based on radar network [J]. Modern Defence Technology, 2016, 44(3): 84-90 (in Chinese).

[5] 左家骏,彭世襄,郁春来. 基于单站无源定位的自卫式欺骗干扰方法[J]. 空军预警学院学报,2014,28(4):250-253.
ZUO J J, PENG S R, YU C L. Anconfronting self-screening deception jamming based on single-observer passive location[J]. Journal of Air Force Early Warning Academy, 2014, 28(4): 250-253 (in Chinese).

[6] 单琼,张剑云,周青松. 基于多普勒的欺骗干扰识别方法[J]. 航天电子对抗,2016(2):37-39.
SHAN L, ZHANG J Y, ZHOU Q S. A method to identify the deception jamming based on Doppler[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2016(2): 37-39 (in Chinese).

[7] 卢云龙,李明,陈洪猛,等. 基于熵特征的DRFM有源欺骗干扰CFAR检测[J]. 系统工程与电子技术,2016,38(4):732-738.
LU Y L, LI M, CHEN H M, et al. CFAR detection of DRFM deception jamming based on entropy feature[J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(4): 732-738 (in Chinese).

[8] ZHANG J. New antivelocity deception jamming technique using pulses with adaptive initial phases[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(2): 1290-1300.

[9] 贡德. 机载脉冲多普勒(PD)雷达的工作特点及抗干扰措施[J]. 现代雷达,2000,22(4):1-6.
BEN D. The property of airborne pulsed Doppler radar and the methods of counter countermeasures[J]. Modern Radar, 2000, 22(4): 1-6 (in Chinese).

[10] 李迎春,王国宏,关成斌. 速度拖引干扰和杂波背景下脉冲多普勒雷达目标跟踪算法[J]. 电子与信息学报,2015,37(4):989-992.
LI Y C, WANG G H, GUAN C B. Algorithm for target tracking with pulse Doppler radar in the presence of velocity gate pull off/in jamming and clutter environment[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2015, 37(4): 989-992 (in Chinese).

[11] 卢再奇,樊建鹏,刘伟,等. 集成多普勒观测的目标机动检测算法[J]. 系统工程与电子技术,2013,35(1):1-8.
LU Z Q, FAN J P, LIU W, et al. Target maneuver detection algorithm integrated with Doppler measurement[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(1): 1-8 (in Chinese).

[12] 颜世刚,石章松. 基于迭代端点拟合辅助的目标机动检测方法[J]. 舰船科学技术,2014,36(4):123-125.
YAN S G, SHI Z S. Target maneuver detection method with iterative endpoint fitting assisted[J]. Ship Science and Technology, 2014, 36(4): 123-125 (in Chinese).

[13] 陈津津,付孝龙. 机载自卫式电子干扰对抗技术研究[J]. 飞航导弹,2016(6):50-54.
CHEN J J, FU X L. Research on airborne confrontation technology of airborne self-defense[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(6): 50-54 (in Chinese).

[14] 刘瀛,徐佳婧,苏伟,等. 基于有源/无源融合的雷达抗欺骗干扰方法研究[J]. 舰船电子对抗,2016,39(6):19-26.
LIU Y, XU J J, SU W, et al. Research into radar anti-deception jamming method based on active and passive fusion[J]. Ship-

board Electronic Countermeasure, 2016, 39(6):19-26 (in Chinese).

[15] 孙殿星, 王国宏, 李迎春, 等. 距离多假目标干扰下低可观测目标跟踪处理[J]. 电子学报, 2016, 44(4):826-837.

SUN D X, WANG G H, LI Y C, et al. Low observable target tracking processing in the presence of multi-range-false-target jamming[J]. Journal of Electronics, 2016, 44(4):826-837 (in Chinese).

作者简介:

王国宏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 信息融合、雷达组网。

白杰 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 信息融合、雷达抗干扰。

孙殿星 男, 博士, 助理工程师。主要研究方向: 机动目标跟踪、信息融合。

Maneuvering target tracking technology under speed deception interference

WANG Guohong, BAI Jie*, SUN Dianxing

(Institute of Information Fusion, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: When radar is used to track the maneuvering target under speed deception interference, there are many problems such as many false trajectories, hard discrimination of true-false target, and real target tracking instability. In view of these problems, this paper puts forward the speed interference identification method based on velocity estimation radial projection and motion state count delay under multiple false target deception interference. Firstly, the dual-channel maneuver detection method combining velocity measurement and position measurement was used to ensure the accuracy and timeliness of model switching under speed deception interference. Then, the method of motion state count delay was used to determine the time of tracking stability after target model switching; Finally, the test statistics using velocity estimation radial projection based on position information was used to identify the speed deception. The simulation results show that the algorithm has good robustness.

Keywords: speed deception interference; maneuver detection; interference identification; maneuvering target tracking; radar

Received: 2017-07-15; Accepted: 2017-08-02; Published online: 2017-09-01 09:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170901.0954.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61372027, 61671462, 61501489); Taishan Scholar Climbing Plan

* Corresponding author. E-mail: 1541753296@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0523

应用支持向量回归机探索发动机 VSV 调节规律



曹惠玲^{1,*}, 阚玉祥¹, 薛鹏²

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 工程技术训练中心, 天津 300300)

摘 要: 发动机可调静子叶片(VSV)调节规律极其复杂,通过挖掘快速存取记录装置(QAR)数据对VSV调节规律进行了深入研究。首先,通过PW4077D发动机健康状态的QAR数据,建立基于粒子群优化(PSO)算法的支持向量回归机(SVR)模型,来探索VSV调节规律;然后,利用后续航班数据对PSO-SVR模型进行验证,并将验证结果与传统的PSO-BP神经网络模型进行对比;最后,应用PSO-SVR模型进行发动机故障诊断。研究表明:PSO-SVR模型的回归预测精度优于PSO-BP神经网络模型,能够准确反映VSV的调节规律。可将其用于发动机的状态监控和故障诊断,亦可为VSV控制系统设计提供参考。

关键词: 发动机可调静子叶片(VSV); 调节规律; 支持向量回归机(SVR); 粒子群优化(PSO)算法; 快速存取记录装置(QAR)数据; 故障诊断

中图分类号: V263.6; TP206

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1371-07

民航发动机广泛使用可调静子叶片(VSV)系统来提高发动机工作稳定性,防止发动机失速或喘振等不稳定工作状态的产生。VSV系统的主要作用是通过调整VSV的角度,使气流以最佳攻角进入压气机转子叶片,避免出现涡流和气流阻塞,减少气流损失^[1],达到提高发动机工作稳定性的目的。发动机VSV系统结构复杂、调节频繁,容易发生故障,严重时会引起发动机喘振^[2]。因此,对发动机VSV的调节规律进行研究对于发动机故障诊断和安全高效的运营至关重要。在VSV调节角度设计及对发动机性能影响方面,黄爱华^[3]通过发动机试车数据研究了发动机在高低转速下的VSV调节规律,分析了叶片角度调节对发动机性能的影响;吴秀宽和林森^[4]通过基准气流角法估算了风扇可调导流叶片的调节规律,并通过特性分析法进行了验证;曹志鹏等^[5]将特性计算程序与导、静叶角度优化调节方案相结合,确定了不同转速下导、静叶的最佳调节角度;张健

和任铭林^[6]通过试验确定了压气机VSV在设计转速下的最佳组合角度。

目前,中国民航使用的发动机均为国外厂家制造,VSV控制规律属技术保密,同时也罕见对其状态监控和故障诊断方面的研究。近年来,基于大数据,支持向量机、神经网络等智能算法开始应用于发动机故障诊断^[7-9]、数据回归与性能预测^[10-11]。本文以蕴含发动机工作状态信息的快速存取记录装置(QAR)数据为基础,基于粒子群优化(PSO)算法和支持向量回归机(SVR)建立PW4077D发动机的VSV调节规律模型,以探索VSV调节规律,对于VSV的位置监控和故障诊断具有重要的意义。

1 算法理论

1.1 支持向量回归机

支持向量机是一种基于统计学习理论的机器学习方法,通过寻求结构风险最小来提高学习机

收稿日期: 2017-08-11; 录用日期: 2017-12-04; 网络出版时间: 2018-01-15 17:18

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180113.1343.001.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(3122014D010)

* 通信作者. E-mail: hlcao@cauc.edu.cn

引用格式: 曹惠玲, 阚玉祥, 薛鹏. 应用支持向量回归机探索发动机VSV调节规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1371-1377. CAO H L, KAN Y X, XUE P. Exploration of engine VSV regulation law using support vector regression [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1371-1377 (in Chinese).

泛化能力,其克服了神经网络训练样本需求多、容易陷入局部最优等缺点。

设存在样本集合 $\{(x_i, y_i), \dots, (x_s, y_s)\}, i = 1, 2, \dots, s$ 。通过求解函数 $f(\mathbf{x})$ 来预测 \mathbf{x} 对应的 y 值。

线性函数设为

$$f(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{x} + b \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$ 为权值变量; b 为线性函数系数。

引入松弛因子 ξ_i, ξ_i^* 和惩罚参数 C , 优化问题表示为

$$\min R(\boldsymbol{\omega}, \xi, \xi^*) = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^T \cdot \boldsymbol{\omega} + C \sum_{i=1}^s (\xi_i + \xi_i^*)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} y_i - (\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{x}_i + b) \leq \varepsilon + \xi_i \\ (\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{x}_i + b) - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^* \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: ε 为不敏感损失函数。

为便于求解, 将上述二次规划优化问题式(2)转换为其对偶问题:

$$\min J = \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^s (\alpha_i - \alpha_i^*) (\alpha_j - \alpha_j^*) (x_i x_j) - \sum_{i=1}^s (\alpha_i - \alpha_i^*) y_i + \sum_{i=1}^s (\alpha_i - \alpha_i^*) \varepsilon$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} \sum_{i=1}^s (\alpha_i - \alpha_i^*) = 0 \\ 0 \leq \alpha_i, \alpha_i^* \leq C (i=1, 2, \dots, s) \end{cases} \quad (3)$$

式中: α_i, α_i^* 为拉格朗日系数。

近似的回归模型可表示为

$$f(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^s (\alpha_i - \alpha_i^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) + b \quad (4)$$

式中: $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x})$ 为核函数, 本文选用的是应用广泛的高斯核, 表达式如下:

$$K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) = \exp\left(-\frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_i\|^2}{\sigma^2}\right) \quad (5)$$

其中: σ 为高斯核宽度系数。

1.2 粒子群优化算法

为了保证 SVR 模型的准确性, 需要对惩罚参数 C 和高斯核参数 σ 的取值进行优化。PSO 算法是一种基于群体智能的优化算法, 从一组随机解开始, 利用适应度来评价解的品质, 通过层层迭代找到最优解^[12]。该算法实现容易、精度高、收敛快, 并在解决工程实际问题中展示了其优越性。

基于 PSO 算法原理^[13], 编制优化流程如图 1 所示。

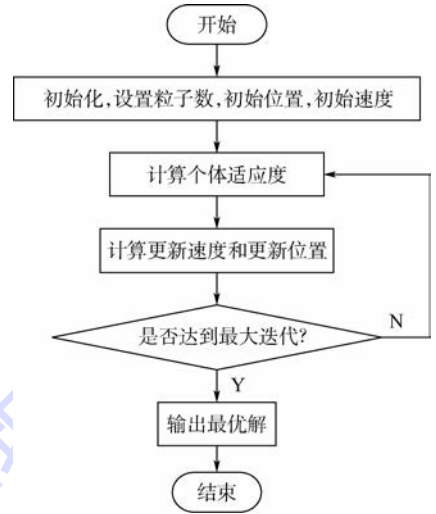


图 1 PSO 算法流程图

Fig. 1 Flowchart of PSO algorithm

2 VSV 调节规律模型建立

2.1 数据准备

2.1.1 数据选取

飞机在下降阶段, 环境参数变化大, 飞行状况复杂, VSV 调节规律复杂, 且极易发生故障, 因此重点研究此阶段的调节规律。选取某航空公司 B777-200 飞机的 10 个正常航班下降段数据作为训练样本, 另外 4 个航班下降段数据作为验证样本。其中代表 VSV 开度的作动筒位置 SVA 作为因变量, 对于自变量的选取遵循 2 个原则^[14]: ①不能漏掉重要的解释因素造成模型失真; ②尽量减少自变量个数, 降低问题的复杂度。对 QAR 数据中部分参数与 SVA 做了相关性分析, 筛选出相关性较高的参数, 如表 1 所示。

由表 1 可知, 多个参数与 SVA 相关性较大, 如指令低压转子转速 N1 CMD、低压转子转速 N1、高压压气机出口总温 T_{t3} 、高压转子转速 N2、飞行马赫数 Ma 、低压压气机出口总温 T_{t25} 、粗略

表 1 各参数与 SVA 的相关系数

Table 1 Correlation coefficient of each parameter with SVA

参数	相关系数	参数	相关系数
N1 CMD	0.986	TRA	0.820
N1	0.986	BP	0.778
T_{t3}	0.973	WF	0.702
N2	0.939	TAT	-0.750
Ma	0.901	P_{t5}	-0.767
T_{t25}	0.895	T_{t2}	-0.809
ALTC	0.871	SAT	-0.851
ALT	0.871	P_{t2}	-0.864

飞行高度 ALTC、飞行高度 ALT、油门杆角度 TRA、高压压气机出口总压 BP、燃油流量 WF、大气总温 TAT、低压涡轮出口总压 Pt₅、低压压气机进口总温 Tt₂、大气静压 SAT、低压压气机进口总压 Pt₂。其中低压转子转速 N1 与 SVA 的相关系数最高,达到 0.986,而高压转子转速 N2 与 SVA 的相关系数也达到了 0.939。由航空公司维修手册^[15]知,PW4077D 发动机的 EEC 依据 N1、N2、低压压气机进口总温 Tt₂,通过力矩马达控制液压油操作 VSV 作动筒,改变 VSV 位置,所以自变量中应有 N1、N2、Tt₂。

低压压气机进口总压、飞行马赫数和飞行高度有固定的函数关系,考虑到飞行高度与大气湿度相关,飞行马赫数反映了飞行的速度特性,为避免信息重复,这 3 个参数仅保留飞行高度和马赫数作为变量。同时为保证模型的准确性和可行性,保留表 1 中与 SVA 相关系数较高且影响燃油流量的油门杆角度 TRA、反映 VSV 前后总温变化的 Tt₂₅ 和 Tt₃。

综上所述,建立模型的变量确定为低压转子转速 N1、高压转子转速 N2、低压压气机进口总温 Tt₂、飞行高度 ALT、飞行马赫数 Ma、油门杆角度 TRA、低压压气机出口总温 Tt₂₅ 和高压压气机出口总温 Tt₃。

2.1.2 数据预处理

由于不同的航班所经历的外界大气条件不同,主要的性能参数差别很大,所以需要对本数据进行相似处理。

根据相似理论^[16],N1、N2 的相似修正公式为

$$N1_{cor} = \frac{N1_{raw}}{\sqrt{Tt_2/T_0}} \quad (6)$$

$$N2_{cor} = \frac{N2_{raw}}{\sqrt{Tt_2/T_0}} \quad (7)$$

式中:下标 raw 表示原始实际转速;下标 cor 表示修正后的转速;T₀ 为标准大气状态下的温度。

飞机在飞行过程中推力不同,发动机性能参数也不同。因此要对上述数据功率修正,根据普惠公司的 ECM 手册^[17],修正公式为

$$DATE_{cor} = DATE_{raw} - k(EPR_{raw} - EPR_{std}) \quad (8)$$

式中:DATE_{raw} 为修正前数据;DATE_{cor} 为修正后数据;EPR_{raw} 为实际推力值;EPR_{std} 为设定的标准推力值;k 为该参数与 EPR 的斜率关系^[18]。

为了避免具有不同量纲的输入变量之间的数量级差别对模型的影响,数据需要进行归一化处理:

$$f: x \rightarrow y = 2 \frac{x - x_{min}}{x_{max} - x_{min}} + (-1) \quad (9)$$

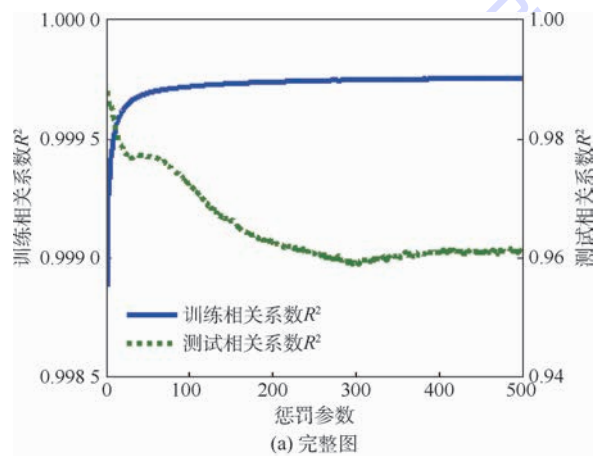
不同航班的数据经过相似修正、功率修正和归一化处理,完成数据准备工作。

2.2 支持向量回归机参数优化

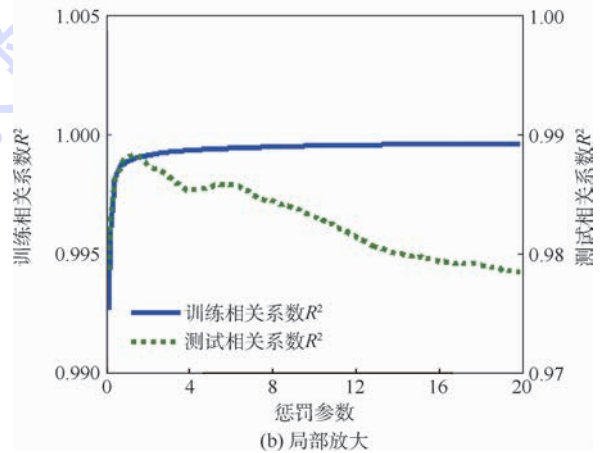
研究 SVR 模型的训练相关系数 R² 和测试相关系数 R² 随惩罚参数 C 和核参数 σ 的变化规律,结果如图 2、图 3 所示。

由图 2 可知,在核参数一定时,训练相关系数随着惩罚参数的增大首先急剧增大,最后趋于平稳;而测试相关系数首先在一个很小的范围内增大然后减小最后趋于平稳,模型的学习推广能力经历了由低到高再到低的过程,说明惩罚参数过大或过小都会导致模型泛化能力降低。另外训练相关系数和测试相关系数的最大值并不重合,说明传统的经验风险最小化并不能保证良好的推广能力。

由图 3 可知,在惩罚参数一定时,随着核参



(a) 完整图



(b) 局部放大

图 2 SVR 模型训练相关系数和测试相关系数随惩罚参数的变化(σ=5)

Fig.2 Variation of SVR model training correlation coefficient and test correlation coefficient with penalty parameter(σ=5)

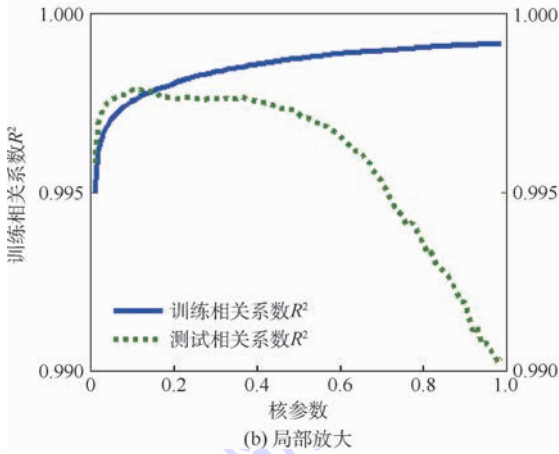
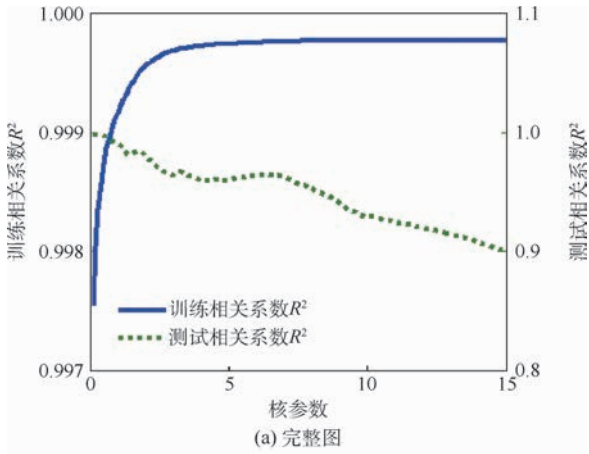


图3 SVR模型训练相关系数和测试相关系数随核参数的变化($C = 300$)

Fig.3 Variation of SVR model training correlation coefficient and test correlation coefficient with kernel function parameter($C = 300$)

数的增大,训练相关系数急剧增大而后趋于平稳,测试相关系数首先增大而后减小,说明核参数取值不当会使模型学习推广能力降低。

综上分析,惩罚参数 C 与高斯核参数 σ 的选取对回归效果有显著影响。为了得到精度较高的模型,利用 PSO 算法对 2 个参数进行了优化。

通过调用 LIBSVM 工具箱中相关函数,初始化各参数,迭代 200 次得到粒子群优化结果为: $C_{best} = 100$, $\sigma_{best} = 0.50312$,进化代数曲线如图 4 所示,模型经过 120 次迭代后趋于收敛,最佳适应度趋于稳定。

2.3 模型建立与验证

下面建立基于 PSO-SVR 的 VSV 调节规律模型,依据 2.1.1 节分析,输入量设置为 8 个影响参数:ALT、 Ma 、TRA、 N_1 、 N_2 、 T_{t_2} 、 $T_{t_{25}}$ 、 T_{t_3} ,输出量设置为 SVA。PSO-SVR 模型训练的相对误差率如图 5 所示。

由图 5 可知,由 PSO-SVR 建立的 VSV 调节规

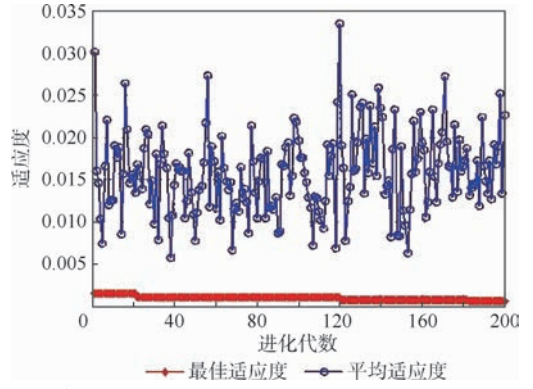


图4 PSO算法进化曲线

Fig.4 Evolution curves of PSO algorithm

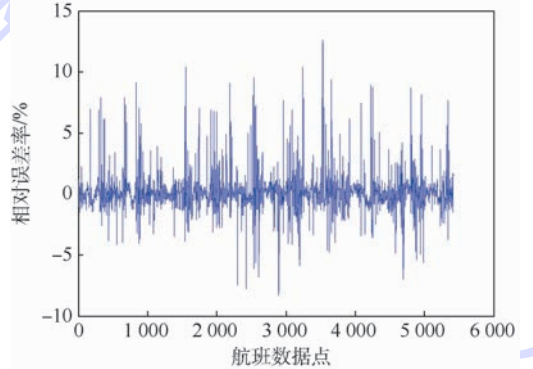


图5 PSO-SVR模型训练的相对误差率

Fig.5 Relative error rate of PSO-SVR model training

律模型的训练相对误差率较小,大部分在 $-5\% \sim 5\%$ 之间。考虑到下降阶段发动机性能状态变化较大,飞行员操纵频繁等原因使 VSV 角度调节幅度和频率都大于其他阶段,该误差是可以接受的。

为了验证所建立的 PSO-SVR 模型的学习推广能力,另选取 B777-200 飞机 4 个航班的 QAR 数据进行验证,同时将验证结果与传统的 PSO-BP 神经网络模型进行对比,来检测 PSO-SVR 模型在 VSV 调节规律预测方面的优劣性。评价指标选择均方误差 MSE 和相关系数 R^2 ,4 个航班的预测结果如表 2 所示。

从表 2 可以看出:①PSO-SVR 模型的均方误差 MSE 都接近 0,相关系数 R^2 都接近 1,说明 PSO-SVR 模型的预测值与实际数据的相关度高、

表 2 4 个航班的预测结果

Table 2 Prediction results of four flights

验证航班	PSO-SVR 模型		PSO-BP 神经网络模型	
	MSE	$R^2 / \%$	MSE	$R^2 / \%$
a	8.20×10^{-4}	99.57	1.05	97.60
b	6.08×10^{-4}	99.76	0.65	99.03
c	1.00×10^{-3}	99.67	1.34	98.69
d	7.80×10^{-3}	99.69	0.97	99.08

误差小,模型的预测精度高;② PSO-SVR 模型的均方误差均小于 PSO-BP 神经网络模型,相关系数均大于 PSO-BP 神经网络模型,说明 PSO-SVR 模型的预测精度、学习泛化能力均优于 PSO-BP 神经网络模型。另外,通过 SVR 建立模型训练样本学习时间更少、收敛速度更快。综合来看, PSO-SVR 模型优于 PSO-BP 神经网络模型,在一定范围内能够准确反映飞机下降阶段 VSV 调节规律,可以为发动机故障诊断提供参考。

3 基于 PSO-SVR 模型的故障诊断

通过健康状态 QAR 数据建立的 PSO-SVR 模型可作为基准,如果实际运行中 VSV 调节开度偏离过大,则可判断为 VSV 系统故障。利用 PSO-SVR 模型对 2 个航班的下降阶段进行监控,如图 6 所示。

由图 6(a)航班 e 监控结果可知,VSV 角度的

实际值与回归预测值相差不大,相对误差率大多集中在 $-5\% \sim 5\%$ 之间,在下降后期波动较大,但仍处于可以接受的范围之内。说明该航班 VSV 调节开度正常。

对于航班 f(见图 6(b)), PSO-SVR 模型回归数据与实际数据前期吻合较好,从 275 点开始出现较大误差,最大相对误差率达到 -60% ,明显大于正常航班的相对误差率,判断该航班的 VSV 系统发生故障。经航空公司实际排故检测发现,该航班是 VSV 作动筒故障,使 VSV 卡滞,导致发动机从 275 点开始发生喘振,并于 526 点发生了空中停车。

基于 PSO-SVR 建立的 VSV 调节规律模型可用于 VSV 系统故障的初步诊断,再结合孔探或其他技术手段对 VSV 系统的各个部件(如作动筒、曲柄机构、同步作动环、作动杆等)进一步检查,可最终实现故障隔离。

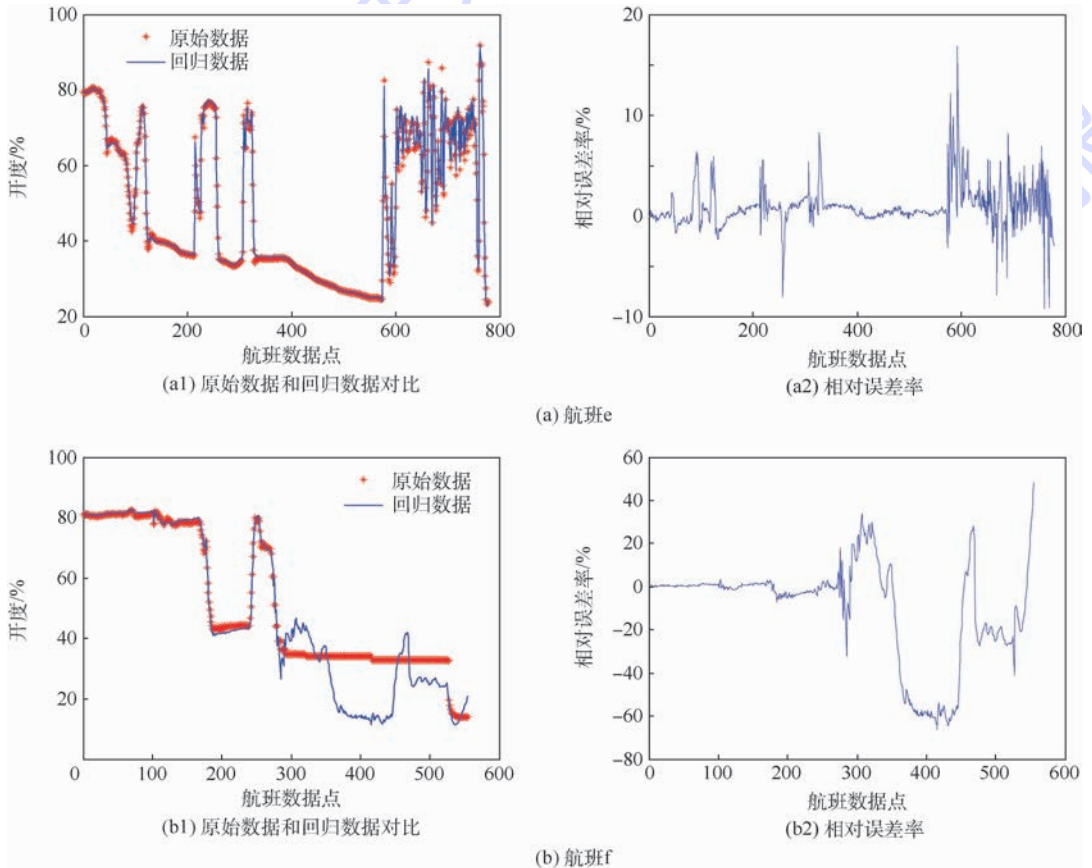


图 6 2 个航班的监控结果

Fig. 6 Monitoring results for two flights

4 结论

1) 支持向量回归机惩罚参数和高斯核参数对回归模型的预测精度有较大影响,过大或过小都会降低模型的学习推广能力,本文应用 PSO 算

法实现了对两者的优化。

2) PSO-SVR 模型的回归预测精度优于传统的 PSO-BP 神经网络模型,具有更好的泛化性能,在一定范围内能够准确反映 VSV 调节规律。

3) PSO-SVR 模型能够实现 VSV 位置监控和

VSV 系统故障的初步诊断,为发动机状态监控和故障诊断提供帮助。

参考文献 (References)

- [1] 唐庆如,孔萌. CFM56-7B 发动机 VSV 结构损伤分析[J]. 航空维修与工程,2011(4):31-33.
TANG Q R, KONG M. Analysis of CFM56-7B VSV structural damage[J]. Aviation Maintenance Engineering, 2011(4):31-33(in Chinese).
- [2] 李世林. VSV 系统对 CFM56 发动机喘振的影响分析[J]. 科学技术与工程,2011,11(20):4934-4936.
LI S L. Research on VSV faults based CFM56 engine surge [J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(20):4934-4936(in Chinese).
- [3] 黄爱华. 涡扇发动机可调静子叶片控制规律研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2017,30(1):48-51.
HUANG A H. Control law of variable stator vane for turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(1):48-51(in Chinese).
- [4] 吴秀宽,林森. 某涡扇发动机风扇进口可调流叶片调节规律分析[C]//第五届中国航空学会青年科技论坛文集(第5集). 北京:北京航空航天大学出版社,2012:227-231.
WU X K, LIN S. The analyse about the control law of turbofan' IGV[C]//Proceedings of the Fifth China Aviation Society Youth Science and Technology Forum (Fifth Episodes). Beijing: Beihang University Press, 2012:227-231(in Chinese).
- [5] 曹志鹏,刘波,丁伟. 静叶角度调节对组合压气机性能优化机理[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(8):878-881.
CAO Z P, LIU B, DING W. Stator setting angles adjustment on performance improvement of axial-centrifugal compressor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(8):878-881(in Chinese).
- [6] 张健,任铭林. 静叶角度调节对压气机性能影响的试验研究[J]. 航空动力学报,2000,15(1):27-30.
ZHANG J, REN M L. Experimental investigation on effect of stator vane angle adjustment on compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1):27-30(in Chinese).
- [7] 张宇飞,么子云,唐松林,等. 一种基于主成分分析和支持向量机的发动机故障诊断方法[J]. 中国机械工程,2016,27(24):3307-3311.
ZHANG Y F, YAO Z Y, TANG S L, et al. An engine fault diagnosis method based on PCL and SVR[J]. China Mechanical Engineering, 2016, 27(24):3307-3311(in Chinese).
- [8] BI F R, LIU Y P. Fault diagnosis of valve clearance in diesel engine based on BP neural network and support vector machine [J]. Transactions of Tianjin University, 2016, 22(6):536-543.
- [9] 殷锴,钟诗胜,那媛,等. 基于 BP 神经网络的航空发动机故障检测技术研究[J]. 航空发动机,2017,43(1):53-57.
YIN K, ZHONG S S, NA Y, et al. Research on aeroengine fault detection technology based on BP neural network [J]. Aero-engine, 2017, 43(1):53-57(in Chinese).
- [10] 栾圣罡. 基于气路参数样本的航空发动机状态监视方法与系统研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.
LUAN S G. Aeroengine condition monitoring technique and system based on gas path parameter sample [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008(in Chinese).
- [11] 刘永建. 基于改进神经网络的民机发动机故障诊断与性能预测研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
LIU Y J. Research on modified neural network for fault diagnosis and performance prediction of aeroengine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012(in Chinese).
- [12] 王芳. 基于支持向量机的沪深 300 指数回归预测[D]. 济南:山东大学,2015.
WANG F. CSI 300 index regression prediction based on support vector machine [D]. Jinan: Shandong University, 2015(in Chinese).
- [13] 史峰,王辉,郁磊,等. 智能算法 30 个案例分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011.
SHI F, WANG H, YU L, et al. 30 cases analysis of intelligent algorithm [M]. Beijing: Beihang University Press, 2011(in Chinese).
- [14] 崔智全. 民航发动机气路参数偏差值挖掘方法及其应用研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
CUI Z Q. Civil aeroengine gas path parameter deviation mining method with application [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013(in Chinese).
- [15] Boeing. 777 aircraft maintenance manual [Z]. Chicago: Boeing, 2015.
- [16] 彭泽琰,刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
PENG Z Y, LIU G. Principles of aviation gas turbines [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000(in Chinese).
- [17] Pratt & Whitney Company. ECM II training manual [Z]. Hartford: Pratt & Whitney Company, 1994.
- [18] 周百政,曹惠玲. 基于 EHM 软件思路的 QAR 数据处理[J]. 航空维修与工程,2010(4):60-62.
ZHOU B Z, CAO H L. QAR data processing based on the method of EHM software [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2010(4):60-62(in Chinese).

作者简介:

曹惠玲 女,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:航空发动机性能分析与故障诊断。

阚玉祥 男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机故障诊断。

薛鹏 男,硕士,讲师。主要研究方向:航空发动机故障诊断。

Exploration of engine VSV regulation law using support vector regression

CAO Huiling^{1,*}, KAN Yuxiang¹, XUE Peng²

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Engineering Technology Training Center, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The engine variable stator vane (VSV) regulation law is extremely complex, and through mining quick access recorder (QAR) data, the VSV regulation law is studied. Firstly, the support vector regression (SVR) model based on particle swarm optimization (PSO) is established through the QAR data of PW4077D engine health condition to explore the regulation law of VSV. Then, the PSO-SVR model is validated by the subsequent flight data, and the verification results are compared with the traditional PSO-BP neural network model. Finally, the PSO-SVR model is applied to engine fault diagnosis. The results show that the regression prediction accuracy of the PSO-SVR model is better than that of the PSO-BP neural network model, and it can accurately reflect the VSV regulation rule. It can be used in the condition monitoring and fault diagnosis of engine, and can also provide reference for the design of VSV control system.

Keywords: engine variable stator vane (VSV); regulation law; support vector regression (SVR); particle swarm optimization (PSO) algorithm; quick access recorder(QAR) data; fault diagnosis

Received: 2017-08-11; **Accepted:** 2017-12-04; **Published online:** 2018-01-15 17:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180113.1343.001.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122014D010)

* **Corresponding author.** E-mail: hlcao@cauc.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0481

一种皮纳卫星 MEMS 固体微推力器阵列联合姿态控制的高精度方法



杨博*, 李嘉兴

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对低成本皮纳卫星实现高精度姿态控制问题,提出了一种飞轮与 MEMS 固体微推力器(SPM)阵列双模式执行机构联合控制方法。采用全局快速终端滑模控制律解决皮纳卫星受扰机动快速稳定的问题,并通过了 Lyapunov 稳定性证明。推导出能量最优切换模型,即分为飞轮单独控制、飞轮与固体微推力器联合控制以及固体微推力器单独控制 3 个区间,达到了高稳定精度和固体微推力器最低消耗的双重效果。同时利用蒙特卡罗法方法搜索实际力矩与指令力矩最接近的固体微推力器分配矩阵,以合理安排固体微推力器的点火顺序,使其消耗最少。通过计算机仿真计算表明,提出的飞轮与 MEMS 固体微推力器阵列双模式执行机构联合控制方法可以使低成本的皮纳卫星完成高精度的控制任务,姿态角精度为 0.0457° ,姿态角速率精度为 $0.0062(^\circ)/s$ 。

关键词: 皮纳卫星;高精度;姿态控制;双执行机构;联合控制;固体微推力器(SPM)

中图分类号: V448.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1378-09

皮纳卫星具有质量轻、体积小、研制周期短及成本低廉等特点,能够通过组成分布式星座完成大卫星难以完成的工作^[1]。其整个星群可以构成“虚拟卫星”,利用协同控制的方法完成通信、遥感、科学实验等任务^[2]。因此,皮纳卫星的发展将对未来军民两用有着重要而广阔的应用前景。皮纳卫星姿态控制时主要研究的问题是角度机动时的快速性和指向稳定时的精确性。

目前,皮纳卫星大多使用 PID 和改进 PID 控制方法,而结合皮纳卫星本身成本低廉、体积小的特性研究高精度的控制算法依旧是学者们需要努力的方向。从不同角度研究解决小卫星控制精度问题的方法有:Yang 和 Sun^[3]针对小卫星姿态控制的鲁棒性和精度,采用线性矩阵不等式求解混合 H_2/H_∞ 状态反馈控制器的数值解,其控制效果兼具 H_2 与 H_∞ 的特点;文献[4]针对小卫星的非

线性耦合模型,利用滑模变结构控制响应快、对外界干扰和系统参数不敏感的强鲁棒性^[5-7]设计了滑模控制律,并用饱和函数抑制抖振现象;Qiao 和 Guo^[8]针对小卫星的输入延迟、扰动误差以及模型等不确定问题,设计了兼有故障观测器和扰动观测器的复合容错控制器;Bellar 等^[9]针对低轨喷气小卫星的机动最短时间和最少燃料消耗问题,设计了模糊脉冲宽度及频率控制器。

卫星姿态控制使用的执行机构主要有磁力矩器、反作用飞轮、喷气、电推等,可以单独或组合使用,而对于皮纳卫星采用多种执行机构联合姿态控制问题近年来也有过一些研究和应用。如 Grassi 和 Pastena^[10]针对 SMART-1 卫星反作用飞轮故障时,提出了采用磁力矩器辅助姿态控制的方案,并结合以控制精度和能耗最优为目标的姿态控制算法;Queen 和 Silverberg^[11]提出了采用飞

收稿日期: 2017-07-14; 录用日期: 2017-08-31; 网络出版时间: 2017-11-28 15:05

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171128.1505.003.html

* 通信作者: E-mail: yangbo@buaa.edu.cn

引用格式: 杨博, 李嘉兴. 一种皮纳卫星 MEMS 固体微推力器阵列联合姿态控制的高精度方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1378-1386. YANG B, LI J X. A high-precision attitude coordinated control method using MEMS thruster for pico- and nano-satellite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1378-1386 (in Chinese).

轮和推力器联合执行的控制方案,其结合以燃料消耗和电源功耗最优为目标的联合姿态控制算法;Hall 等^[12]针对姿态跟踪的快速性和精度问题,提出了采用飞轮和喷气推力器联合控制方案;孙兆伟等^[13-14]采用飞轮和磁力矩器联合控制解决小卫星大角度机动过程中的飞轮易饱和问题。尽管上述提出的控制执行方案解决了一些小卫星系统控制过程中的问题,但就应用的执行机构的精度限制是难以实现皮纳卫星低成本下的高精度控制的。

MEMS 固体微推力器 (SPM) 阵列是基于 MEMS 技术的固体推进剂为推进系统,通过 MEMS 技术在一块芯片上集成若干个微推力器单元,具有集成度高、体积小、功耗低等优点。推力器单元可单独工作,也可以多个同时工作,能够为皮纳卫星的高精度轨道修正和姿态调整提供所需的微小冲量和冲量矩,现在主流的微推力器能够在“脉冲节”内产生 $10^{-4} \sim 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{s}$ 冲量的脉冲,微小的“脉冲节”在对皮纳卫星姿态控制时可以看作连续控制。但其每个推力单元只能单次使用,同时装配在卫星上的 MEMS 芯片总数有限,故推力器消耗问题是必须考虑的。当前各国也都在大力发展微推力芯片工艺,美国 Honeywell 中心和 Princeton 大学利用红外景象仪中的相关技术,研究了拥有 512×512 个推力单元的 MEMS 兆单元推力器阵列^[15]。随着集成工艺技术的发展,推力单元的集成数量将会不断增加,使得低成本的皮纳卫星实现高精度的控制成为可能。

MEMS 固体微推力器阵列由于可以产生很小的冲量,故在卫星控制时可以提供高精度的控制力及控制力矩,而对于转动惯量很小的皮纳卫星,利用微推力器阵列即可以完成高精度姿态定向稳定任务,以此减少对飞轮和磁力矩器的精度及成本要求,拓展皮纳卫星的应用领域。

综上分析,本文提出了将飞轮与 MEMS 固体微推力器阵列联合执行姿态控制的方案,并结合全局快速终端滑模控制律,同时采用粗、细 2 种控制模态,即在进行姿态控制初期由飞轮输出较大力矩进行大角度控制粗调,而当指向偏差到达一定精度后,则利用固体微推力器实现高精度的控制和稳定。根据飞轮和 MEMS 固体微推力器的固有特性,研究建立了飞轮与固体微推力器 2 种执行器切换的“能量最优切换模型”,有效提高了微推力器的使用率,大大减少了其总消耗量。

1 皮纳卫星姿态运动模型

1.1 姿态误差动力学模型

对于本体转动惯量很小的皮纳卫星,不可忽略飞轮产生的角动量,故有皮纳卫星姿态动力学方程建立如下^[16]:

$$\mathbf{J}(\dot{\boldsymbol{\omega}})_b + (\boldsymbol{\omega})_b^{\times}(\mathbf{J}(\boldsymbol{\omega})_b + \mathbf{H}_w) = (\mathbf{u})_b + (\mathbf{d})_b \quad (1)$$

式中: $\mathbf{J} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为皮纳卫星本体系下的转动惯量矩阵; $(\boldsymbol{\omega})_b \in \mathbf{R}^3$ 为皮纳卫星本体系相对于惯性系的绝对角速度矢量在本体系下的分量列阵; $(\boldsymbol{\omega})_b^{\times}$ 为向量 $(\boldsymbol{\omega})_b = [\omega_{bx} \ \omega_{by} \ \omega_{bz}]^T$ 的叉乘反

$$\text{对称矩阵, } (\boldsymbol{\omega})_b^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bz} & \omega_{by} \\ \omega_{bz} & 0 & -\omega_{bx} \\ -\omega_{by} & \omega_{bx} & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{H}_w \in$$

\mathbf{R}^3 为飞轮角动量矩阵; $(\mathbf{u})_b \in \mathbf{R}^3$ 为控制力矩在本体系下的分量列阵; $(\mathbf{d})_b \in \mathbf{R}^3$ 为干扰力矩在本体系下的分量列阵。

假设航天器要相对于某动参考系保持稳定,此参考系相对于惯性系的期望角速度矢量在参考系下的分量列阵表示为 $(\boldsymbol{\omega}_d)_o \in \mathbf{R}^3$,因此本体系相对于参考系的误差角速度在本体系下的分量列阵表示为

$$(\boldsymbol{\omega}_e)_b = (\boldsymbol{\omega})_b - \mathbf{L}_{bo}(\boldsymbol{\omega}_d)_o \quad (2)$$

式中: \mathbf{L}_{bo} 为从参考系到本体系的坐标转换矩阵。

将式(2)代入式(1)中,得到皮纳卫星的姿态误差动力学方程^[17]为

$$\begin{aligned} (\dot{\boldsymbol{\omega}}_e)_b = & -\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\omega})_b^{\times}(\mathbf{J}(\boldsymbol{\omega})_b + \mathbf{H}_w) + \\ & (\boldsymbol{\omega}_e)_b^{\times} \mathbf{L}_{bo}(\boldsymbol{\omega}_d)_o - \mathbf{L}_{bo}(\dot{\boldsymbol{\omega}}_d)_o + \\ & \mathbf{J}^{-1}((\mathbf{u})_b + (\mathbf{d})_b) \end{aligned} \quad (3)$$

1.2 姿态误差运动学模型

为避免大角度机动产生奇异现象,采用误差四元数来描述皮纳卫星本体系到参考系的姿态, $\mathbf{Q}_e = [q_{0e} \ \mathbf{q}_e^T]^T$, $q_{0e} \in \mathbf{R}$ 和 $\mathbf{q}_e \in \mathbf{R}^3$ 分别为误差四元数的标量和向量部分。

根据文献[18],基于误差四元数的皮纳卫星姿态误差运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{q}_{0e} = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_e^T (\boldsymbol{\omega}_e)_b \\ \dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \mathbf{F}(\boldsymbol{\omega}_e)_b \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{F} = q_{0e} \mathbf{E}_3 + \mathbf{q}_e^{\times}$, \mathbf{E}_3 为 3×3 的单位矩阵。

2 全局快速终端滑模控制律

终端滑模控制律已经广泛应用于非线性系统

的控制,具有良好的鲁棒性,能够抵抗外界干扰,并能使系统在有限时间内收敛。考虑皮纳卫星执行定向任务时,姿态角通常需要快速机动,以及空间中会受到摄动力矩的影响,因此设计了全局快速终端滑模控制律。

2.1 控制律设计

结合线性与非线性滑模面各自的特点,设计了如下全局快速终端滑模面:

$$s = \dot{x} + \alpha x + \beta x^{q/p} = 0 \quad (5)$$

式中: $\alpha, \beta > 0$ 且 $p, q (q < p)$ 为奇数。

对于二阶非线性系统:

$$\ddot{x} = f(x) + g(x)u \quad (6)$$

递归结构的快速滑动模态可表示为

$$\begin{cases} \dot{s}_0 = x \\ \dot{s}_1 = \dot{s}_0 + \alpha_0 s_0 + \beta_0 s_0^{q_0/p_0} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\alpha_0, \beta_0 > 0$ 且 $p_0, q_0 (q_0 < p_0)$ 为奇数。

设计全局快速终端滑模控制律为

$$u = -\frac{1}{g(x)} \left(f(x) + \alpha_0 \dot{s}_0 + \beta_0 \frac{q_0}{p_0} Q_1 \dot{s}_0 + \varphi s_1 + \gamma s_1^{q/p} \right) \quad (8)$$

式中: φ, γ 为控制律参数。

$$Q_1 = \text{diag}(s_{01}^{q_0/p_0-1}, s_{02}^{q_0/p_0-1}, \dots, s_{0n}^{q_0/p_0-1})$$

对式(4)求导得

$$\ddot{q}_e = \frac{1}{2} \dot{F}(\omega_e)_b + \frac{1}{2} F(\dot{\omega}_e)_b \quad (9)$$

将式(3)代入式(9),不考虑干扰力矩时得

$$\ddot{q}_e = \frac{1}{2} \dot{F}(\omega_e)_b + \frac{1}{2} F[-J^{-1}(\omega)_b^\times (J(\omega)_b + H_w) + (\omega_e)_b^\times L_{bo}(\omega_d)_o - L_{bo}(\dot{\omega}_d)_o + J^{-1}(u)_b] \quad (10)$$

取 $s_0 = q_e$, 将式(10)代入式(6)得

$$f(x) = \frac{1}{2} \dot{F}(\omega_e)_b + \frac{1}{2} F[-J^{-1}(\omega)_b^\times (J(\omega)_b + H_w) + (\omega_e)_b^\times L_{bo}(\omega_d)_o - L_{bo}(\dot{\omega}_d)_o] \quad (11)$$

$$g(x) = \frac{1}{2} FJ^{-1} \quad (12)$$

将式(11)、式(12)代入式(8),得到皮纳卫星的全局快速终端滑模控制律为

$$(u)_b = -JF^{-1} \dot{F}(\omega_e)_b + (\omega)_b^\times (J(\omega)_b + H_w) - J(\omega_e)_b^\times L_{bo}(\omega_d)_o + JL_{bo}(\dot{\omega}_d)_o - 2JF^{-1} \left(\alpha_0 \dot{s}_0 + \beta_0 \frac{q_0}{p_0} Q_2 \dot{s}_0 + \varphi s_1 + \gamma s_1^{q/p} \right) \quad (13)$$

式中: $Q_2 = \text{diag}(q_{ex}^{q_0/p_0-1}, q_{ey}^{q_0/p_0-1}, q_{ez}^{q_0/p_0-1})$ 。

$$\begin{cases} s_0 = q_e \\ s_1 = \dot{s}_0 + \alpha_0 s_0 + \beta_0 s_0^{q_0/p_0} \end{cases} \quad (14)$$

定理 1 对于系统式(3),选用全局快速终端滑模面式(14)和控制律式(13),可以使得系统达到稳定。

证明 选取 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} s_1^T s_1 \quad (15)$$

对式(15)求导得

$$\dot{V} = s_1^T \dot{s}_1 \quad (16)$$

由式(14)得

$$\dot{s}_1 = \ddot{q}_e + \alpha_0 \dot{q}_e + \beta_0 \frac{q_0}{p_0} Q_2 \dot{q}_e \quad (17)$$

将式(10)代入式(17)得

$$\dot{s}_1 = \frac{1}{2} \dot{F}(\omega_e)_b + \frac{1}{2} F[-J^{-1}(\omega)_b^\times (J(\omega)_b + H_w) + (\omega_e)_b^\times L_{bo}(\omega_d)_o - L_{bo}(\dot{\omega}_d)_o + J^{-1}(u)_b] + \alpha_0 \dot{q}_e + \beta_0 \frac{q_0}{p_0} Q_2 \dot{q}_e \quad (18)$$

将式(13)代入式(18)得

$$\dot{s}_1 = -\varphi s_1 - \gamma s_1^{q/p} \quad (19)$$

将式(19)代入式(16)得

$$\dot{V} = s_1^T (-\varphi s_1 - \gamma s_1^{q/p}) = -\varphi s_1^T s_1 - \gamma s_1^T s_1^{q/p} \quad (20)$$

因为 $(q + p)$ 为偶数,所以 $\dot{V} \leq 0$, 因此系统稳定。 证毕

2.2 有限时间收敛

由于终端滑模具有有限时间稳定的特点,因此可以满足皮纳卫星快速机动的任务。由式(19)得

$$Q_3 \dot{s}_1 + \varphi s_1^{1-q/p} = -\gamma I_3 \quad (21)$$

式中: $Q_3 = \text{diag}(s_{1x}^{-q/p}, s_{1y}^{-q/p}, s_{1z}^{-q/p})$; $I_3 = [1, 1, 1]^T$ 。

令 $y = s_1^{1-q/p}$, 则 $\dot{y} = \frac{p-q}{p} Q_3 \dot{s}_1$, 式(21)写为

$$\dot{y} + \frac{p-q}{p} \varphi y = -\frac{p-q}{p} \gamma I_3 \quad (22)$$

解此一阶非线性微分方程得

$$y = e^{-t \frac{p-q}{p} \varphi E_3} \left(\int_0^t -e^{t \frac{p-q}{p} \varphi E_3} \frac{p-q}{p} \gamma I_3 dt + y(0) \right) \quad (23)$$

化简得

$$y = -\frac{\gamma}{\varphi} I_3 + \frac{\gamma}{\varphi} e^{-t \frac{p-q}{p} \varphi E_3} I_3 + e^{-t \frac{p-q}{p} \varphi E_3} y(0) \quad (24)$$

当 $s_1 = [0, 0, 0]^T$ 时, $y = [0, 0, 0]^T, t = t_s$, 则

$$\frac{\gamma}{\varphi} e^{-t_s \frac{p-q}{p} \varphi E_3} I_3 + e^{-t_s \frac{p-q}{p} \varphi E_3} y(0) = \frac{\gamma}{\varphi} I_3 \quad (25)$$

即

$$\frac{\gamma I_3 + \varphi y(0)}{\gamma} = e^{t_s \frac{p-q}{p} \varphi E_3} I_3 \quad (26)$$

将 $y(0) = s_1(0)^{1-q/p}$ 代入式(26)得到在滑动模态上,系统从任何初始状态沿 $\dot{s}_1 = -\varphi s_1 - \gamma s_1^{q/p}$

到达滑模面 $s_1 = \dot{q}_e + \alpha_0 q_e + \beta_0 q_e^{q_0/p_0} = 0$ 的时间为

$$t_s = \frac{p}{\varphi(p-q)} \ln \frac{\gamma + \varphi \max(y(0)_x, \dots, y(0)_z)}{\gamma} \quad (27)$$

通过设计 φ, γ, p, q , 可使系统在有限时间 t_s 内到达稳定状态。

3 双模式分配策略

本节把第2节中控制律提供的总控制力矩根据能量最优切换模型分配给飞轮与固体微推力器,再将固体微推力器的力矩分配给每个芯片执行点火。

3.1 能量最优切换模型

低成本的皮纳卫星的转动惯量很小,采用飞轮做执行机构时,在力矩接近0附近时近似服从如图1所示的力矩输入输出关系。图中: u_c 为控制律给出的指令控制力矩; u_w 为飞轮输出的实际控制力矩; M 为飞轮精度允许情况下的最小输出力矩。

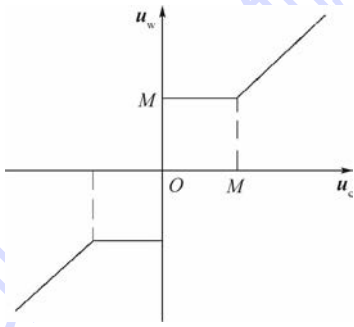


图1 飞轮力矩输出示意图

Fig.1 Schematic of torque output of flywheel

图1给出了飞轮最小力矩输出限制,使得皮纳卫星的姿态控制精度受 M 所限制。当皮纳卫星需求更高精度控制时,可由微推力器辅助作用。固体微推力器阵列与飞轮双模式的切换是基于固体微推力器的总消耗量最少,即全局能量最优原则进行设计,同时按照固体微推力器输出的总冲量矩最少建立全局最优分界点。

全局能量最优切换模型的数学表达式如下:

$$\begin{cases} T_{\text{wheel}} = u, T_{\text{mems}} = 0 & |u| \geq M \\ T_{\text{wheel}} = M \text{sgn}(u), T_{\text{mems}} = u - T_{\text{wheel}} & \frac{1}{2}M < |u| < M \\ T_{\text{wheel}} = 0, T_{\text{mems}} = u & |u| \leq \frac{1}{2}M \end{cases} \quad (28)$$

式中: u 为控制律给出的指令控制力矩在3个轴上的分量; T_{wheel} 为分配后的飞轮指令控制力矩;

T_{mems} 为分配后的微推力器指令控制力矩。

定理2 对于使用飞轮与MEMS固体微推力器阵列联合姿态控制的皮纳卫星,利用式(28)进行控制力矩分配时,固体微推力器燃料的总消耗量最少,达到全局能量最优。

证明 令 $h(t)$ 为指令控制力矩绝对值随时间的函数, $0 \leq h(t) \leq M$, 只需证明 $h(t) \leq M$ 时固体微推力器指令控制力矩的总冲量矩最小。初始力矩 $h(t_0) = M$, 控制状态收敛后 $h(t_{2n}) = 0$, $h(t_i) = K, i = 1, 2, \dots, n-1$, $h(t)$ 在 t_i 处连续可导。根据式(28), 当 $h(t) < K$ 时, 固体微推力器控制力矩为 $h(t)$, 当 $K < h(t) < M$ 时, 则为 $M - h(t)$ 。因此, 总冲量矩可由式(29)表示:

$$W = \int_{t_0}^{t_1} (M - h(t)) dt + \sum_{i=1}^{n-1} \int_{t_{2i-1}}^{t_{2i}} h(t) dt + \sum_{i=1}^{n-1} \int_{t_{2i}}^{t_{2i+1}} (M - h(t)) dt + \int_{t_{2n-1}}^{t_{2n}} h(t) dt \quad (29)$$

只需证明当 $K = \frac{1}{2}M$ 时, 总冲量矩 W 取最小

值即可。设 $H(t)$ 是 $h(t)$ 的原函数, 则

$$\begin{aligned} W &= M(t_1 - t_0) + H(t_0) - H(t_1) + \\ &\sum_{i=1}^{n-1} (H(t_{2i}) - H(t_{2i-1})) + \\ &\sum_{i=1}^{n-1} (M(t_{2i+1} - t_{2i}) + H(t_{2i}) - H(t_{2i+1})) + \\ &H(t_{2n}) - H(t_{2n-1}) = M(t_1 - t_0) + H(t_0) - \\ &H(t_1) + \sum_{i=1}^{n-1} (M(t_{2i+1} - t_{2i}) - H(t_{2i-1}) + \\ &2H(t_{2i}) - H(t_{2i+1})) + H(t_{2n}) - H(t_{2n-1}) \\ &\text{取 } h_j(t) = h(t), t \in (t_{j-1}, t_{j+1}), h_j^{-1}(t) \text{ 为} \\ &h_j(t) \text{ 的反函数, 则 } t_j = h_j^{-1}(K), \text{ 且 } H'(h_j^{-1}(K)) = \\ &h(h_j^{-1}(K))(h_j^{-1})'(K) = K(h_j^{-1})'(K), \text{ 则} \\ &W(K) = M(h_1^{-1}(K) - t_0) + H(t_0) - H(h_1^{-1}(K)) + \\ &\sum_{i=1}^{n-1} [M(h_{2i+1}^{-1}(K) - h_{2i}^{-1}(K)) - \\ &H(h_{2i-1}^{-1}(K)) + 2H(h_{2i}^{-1}(K)) - \\ &H(h_{2i+1}^{-1}(K))] + H(t_{2n}) - H(h_{2n-1}^{-1}(K)) \end{aligned}$$

求导得

$$\begin{aligned} W'(K) &= M(h_1^{-1})'(K) - K(h_1^{-1})'(K) + \\ &\sum_{i=1}^{n-1} [M((h_{2i+1}^{-1})'(K) - (h_{2i}^{-1})'(K)) - \\ &K(h_{2i-1}^{-1})'(K) + 2K(h_{2i}^{-1})'(K) - \\ &K(h_{2i+1}^{-1})'(K)] - K(h_{2n-1}^{-1})'(K) = \\ &M \sum_{i=1}^{2n-1} (-1)^{n-1} (h_i^{-1})'(K) - \\ &2K \sum_{i=1}^{2n-1} (-1)^{n-1} (h_i^{-1})'(K) \end{aligned}$$

当 $W'(K) = 0$ 时, $K = \frac{1}{2}M$, $W(K)$ 取最小值。

故式(28)为能量最优切换模型,即按式(28)分配飞轮和固体微推力器2种执行机构时,在达到同样控制效果下,固体微推力器产生的总冲量矩最小,也即全局燃料消耗量最少。 证毕

3.2 固体微推力器执行分配方案

以笔者团队前期研制的规格为 10×10 个推力单元的 MEMS 固体微推力器芯片(见图2)为例,将其装配在皮纳卫星4个侧表面的4个角点处,利用每次点火产生的推力对质心造成的力矩来进行皮纳卫星姿态控制。由于芯片面积小,可将每个芯片看作一个点,其点火一次可提供的推力即可唯一确定,如图3所示,每个箭头代表每个固体微推力器芯片所造成的推力。

固体微推力器在执行时存在冗余,需要将固体微推力器指令控制力矩经过执行分配算法转化为每个芯片的点火个数。同时,为避免对质心造成力的作用而改变轨道,要求两侧对称提供推力,以保证固体微推力器只对质心产生力矩。建立每个芯片点火个数与提供的总力矩之间的关系方程:

$$\begin{cases} T_{w \cdot mems} = CA \\ C = [d_1 \times e_1 \quad d_2 \times e_2 \quad \dots] \end{cases} \quad (30)$$

式中: $T_{w \cdot mems} \in R^3$ 为固体微推力器实际作用的力矩; C 为所有固体微推力器的单位推力矢量对皮

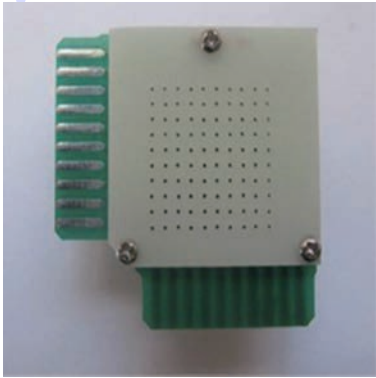


图2 10×10 固体微推力器阵列

Fig.2 10×10 solid propellant microthruster array

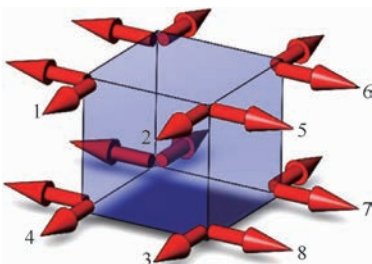


图3 固体微推力器推力示意图

Fig.3 Schematic of thrust of solid propellant microthruster

纳卫星的力矩矩阵, $d_i \in R^3$ 为第 i 个固体微推力器芯片在本体系中的位置矢量, $e_i \in R^3$ 为第 i 个固体微推力器点火一次的推力在本体系中的推力矢量; $A \in Z^8$ 中每个元素对应各芯片使用推力单元的个数。

根据图3中固体微推力器芯片的安装位置及序号顺序,可计算 $C, T_0 \in R$ 为每个推力单元点火一次时对本体轴造成的力矩。

$$C = T_0 \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 1 & -1 & -1 & 1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (31)$$

固体微推力器执行分配时的目标是求解分配矩阵 A , 此问题经验证不能使用飞轮力矩分配时所用的伪逆法,而是求解整数规划问题,并且要求 A 中元素尽可能小,这样才能准确控制每个固体微推力器的点火个数,并且保证总消耗量最小。

为使实际控制力矩尽可能接近其指令控制力矩,本文利用蒙特卡罗方法搜索实际力矩与指令力矩最接近的分配矩阵,同时考虑固体微推力器消耗量最小的条件。具体操作流程如下:

步骤1 已知固体微推力器指令控制力矩 $T_{mems}, k = 1$ 。

步骤2 在 $(0, 1, \dots, [K/T_0])$ 中随机产生一个 8×1 的整数分配矩阵 $A_k, [\cdot]$ 为取整符号。

步骤3 将 A_k 代入式(30),得到 A_k 对应的实际控制力矩 $(T_{w \cdot mems})_k$, 并计算

$$J_1 = \|(T_{w \cdot mems})_k - T_{mems}\|_2 \quad k = 1, 2, \dots, n \quad (32)$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 表示 2-范数。

步骤4 循环步骤2、步骤3,留下 J_1 中取值最小时的 $A_{k1}, A_{k2}, \dots, A_{km}$ 。

步骤5 计算

$$J_2 = \|A_{ki}\|_1 \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (33)$$

式中: $\|\cdot\|_1$ 表示 1-范数。

步骤6 取 J_2 最小时的 A_{ki} 作为最终的分配矩阵 A 。

式(32)的目标是寻找力矩最接近期望的分配矩阵,再利用式(33)寻找这些矩阵中点火个数最少的作为最终结果,以达到能量最优的目的。

4 仿真算例

皮纳卫星采用第3节双模式分配策略实现高精度姿态控制的过程是:由控制律给出指令控制力矩,再根据式(28)所示的切换策略将指令控制力矩分解为飞轮和固体微推力器的指令控制力

矩,固体微推力器指令力矩再分配到各个芯片执行输出。飞轮输出力矩限制如图1所示,初始条件和控制参数如表1所示,仿真时间为40 s。

表1 参数取值

Table 1 Parameter value

参数	数值
$J/(kg \cdot m^2)$	$\begin{bmatrix} 0.01219 & & \\ & 0.01406 & \\ & & 0.009375 \end{bmatrix}$
$J_{wheel}/(kg \cdot m^2)$	1.6×10^{-6}
$(\boldsymbol{\omega}_d)_o/(rad \cdot s^{-1})$	$[0 \quad -0.001131 \quad 0]^T$
$[\varphi_0 \quad \theta_0 \quad \psi_0]/(^{\circ})$	$[15 \quad 15 \quad 15]$
$[\omega_{bx0} \quad \omega_{by0} \quad \omega_{bz0}]/((^{\circ}) \cdot s^{-1})$	$[0.05 \quad 0.05 \quad 0.05]$
α_0	0.8
β_0	0.04
p_0	7
q_0	5
φ	0.8
γ	0.04
p	7
q	5
$M/(N \cdot m)$	0.0001
$T_0/(N \cdot m)$	1.4×10^{-5}

注: J_{wheel} 为飞轮的转动惯量; $[\varphi_0 \quad \theta_0 \quad \psi_0]$ 为初始姿态角。

400 km 高度轨道处,气动干扰力矩可建模为

$$T_a = 10^{-8} \begin{bmatrix} 0.04 + 0.19 \cos(\Omega_0 t) \\ 2.0 + 0.4 \cos(\Omega_0 t) \\ 2.02 + 0.18 \cos(\Omega_0 t) \end{bmatrix} N \cdot m$$

磁干扰力矩可建模为

$$T_m = 10^{-8} \begin{bmatrix} 9.5 \sin(\Omega_0 t) + 0.25 \\ 2.6 \cos(\Omega_0 t) - 5 \sin(\Omega_0 t) \\ 0.5 \sin(\Omega_0 t) - 5.2 \cos(\Omega_0 t) - 0.25 \end{bmatrix} N \cdot m$$

式中:轨道角速率 $\Omega_0 = 0.001131 \text{ rad/s}$ 。

4.1 仅用飞轮控制

当仅用服从图1所示的输入输出关系的飞轮做执行机构时,仿真结果如图4所示。

由图4可以看出,由于飞轮的最小输出力矩限制,使得皮纳卫星在稳定阶段中,控制力矩的超调造成姿态角和姿态角速率存在较大波动,经统计得到姿态角精度为 0.1464° ,姿态角速率精度为 $0.1133(^{\circ})/s$,只用飞轮作为执行机构难以满足皮纳卫星高精度指向任务要求。

4.2 固体微推力器阵列与飞轮联合控制

利用固体微推力器的微小冲量矩弥补飞轮的最小输出力矩限制,以提高皮纳卫星的姿态控制精度,根据第3节所述的固体微推力器阵列与飞轮实现联合控制的双模式分配策略,结合式(28)能量最优切换模型,以及式(30)固体微推力器分

配方案,仿真结果如图5所示。

从图5可以看出,在全局快速终端滑模控制律作用下,误差姿态角和误差姿态角速率都快速收敛到0,并且始终保持稳定。将表1的参数代入式(29),可求得 $t_s = 10.8973 \text{ s}$,与图5中所显示的收敛时间基本符合,说明控制器的控制有效,能使系统在大约10 s的有限时间内达到稳定,满足皮纳卫星快速姿态机动的任务要求。

由图5与图4对比明显看出,加入固体微推力器后的控制精度有所提高,曲线波动大大降低,仿真计算得到姿态角精度为 0.0457° ,姿态角速率精度为 $0.0062(^{\circ})/s$,与仅用飞轮控制时相比精度提高了一个数量级,证明采用固体微推力器可以实现皮纳卫星高精度姿态控制的目的。

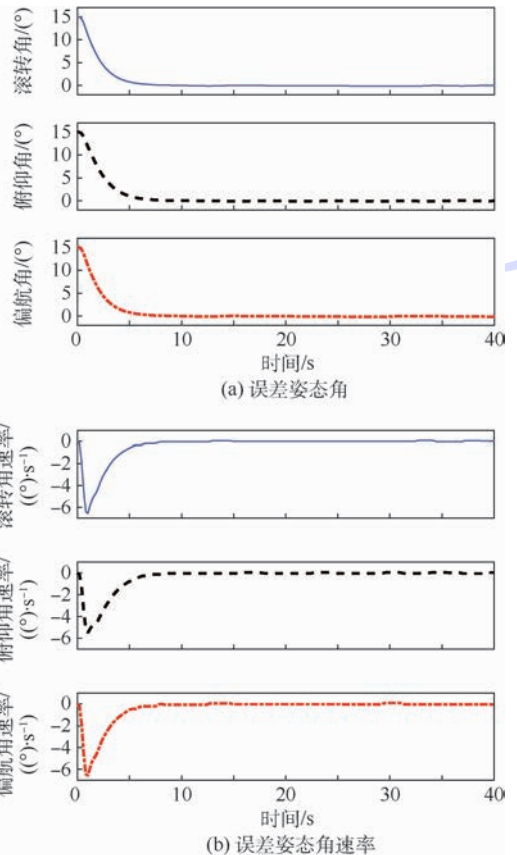


图4 飞轮力矩限制时的误差姿态角和误差姿态角速率示意图

Fig. 4 Error attitude angle and error attitude angular rate when flywheel's torque is limited

4.3 固体微推力器阵列与飞轮的切换策略分析

从图6可以看出,控制任务进行的后期阶段中,飞轮与固体微推力器交替使用,并且遵循了能量最优切换模型式(28),即先由飞轮作用,再由两者共同作用,最后由固体微推力器阵列单独作用的3个阶段,达到了高控制精度。并经统计,此过程中固体微推力器共消耗了158个。

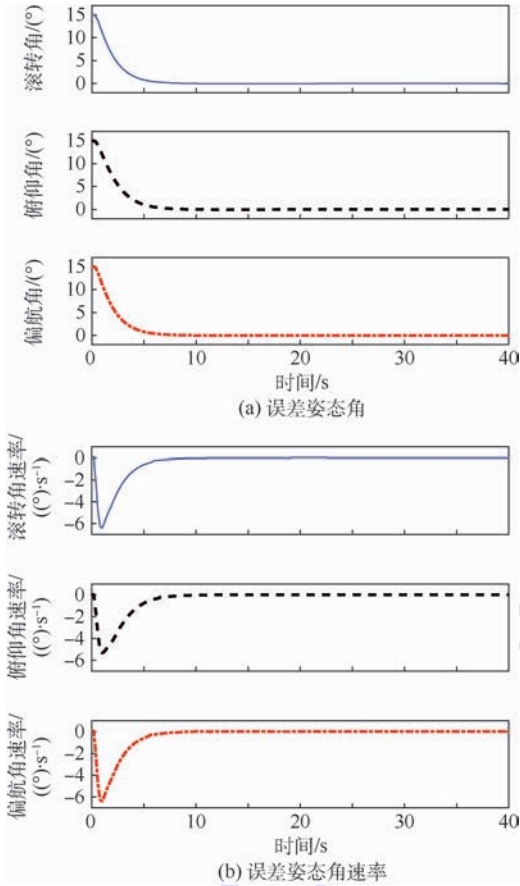


图5 加入固体微推力器后的误差姿态角和误差姿态角速率示意图

前半段区间内,没有飞轮的力矩输出配合,需要固体微推力器输出较大的力矩,而后半阶段与图6差别不大,统计固体微推器消耗量增大到了308个。此时姿态角精度为 0.0413° ,姿态角速率精度为 $0.0047^\circ/s$ 。比较看出,本文提出的双模式分配策略可以在保证高控制精度的同时,节约固体微推力器消耗量48.7%。

如果取不同组控制器参数(见表2),同时改变 K/M 比值,分别进行仿真并统计固体微推力器的消耗量,结果如表3所示,并绘制不同参数取值下固体微推力器消耗量与 K/M 取值的关系,如图8所示。

从图8中可以看出,在取不同控制参数组合

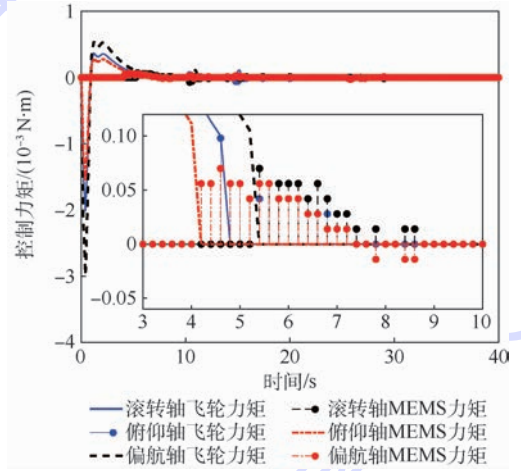


图7 $K=M$ 时的实际控制力矩示意图
Fig.7 Actual control torque when $K=M$

Fig.5 Error attitude angle and error attitude angular rate after adding solid propellant microthrustor

表2 多组控制参数取值

Table 2 Values of multiple groups of control parameter

参数	第1组	第2组	第3组	第4组	第5组
α_0	0.8	0.8	1	1	1
β_0	0.04	0.04	0.02	0.02	0.02
p_0	7	9	9	9	9
q_0	5	7	7	7	7
φ	0.8	0.8	0.8	0.8	1
γ	0.04	0.04	0.04	0.04	0.02
p	7	7	7	9	9
q	5	5	5	7	7

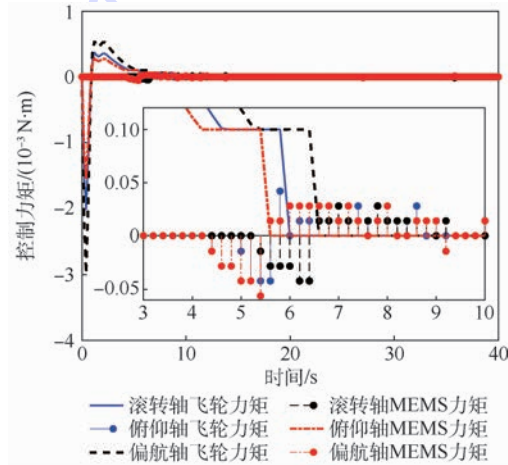


图6 加入固体微推力器后的实际控制力矩示意图
Fig.6 Actual control torque after adding solid propellant microthrustor

表3 各组参数下取不同 K/M 值时的固体微推力器消耗量

Table 3 Consumption of solid propellant microthrustor with different groups of parameter and different K/M

K/M	第1组	第2组	第3组	第4组	第5组
0.2	230	226	203	208	197
0.4	164	156	148	154	130
0.5	158	148	134	146	126
0.6	168	158	166	154	134
0.8	248	238	224	224	212
1.0	308	322	310	326	296

如果不按照式(28)进行分配,而是当控制力矩低于飞轮最小输出力矩后飞轮停用,直接开启固体微推力器提供全部控制力矩,此过程相当于使 $K=M$,则此时的控制力矩示意图如图7所示。

从图7中看出,在开始使用固体微推力器的

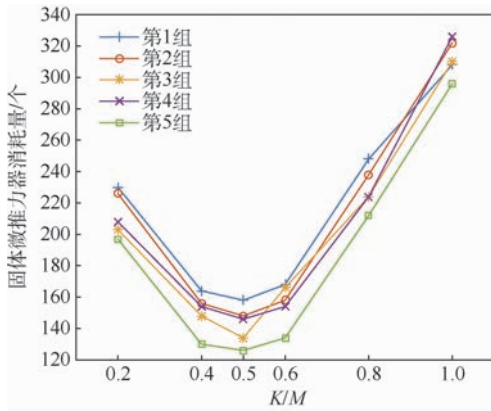


图8 不同控制参数与 K/M 时固体微推力器消耗量示意图

Fig.8 Consumption of thruster with different control parameters and K/M

时,对应的推力单元消耗量都不尽相同,但对于每一组参数中,当且仅当 $K/M = 0.5$ 时推力单元消耗量最少。因此,通过仿真也进一步证明了第3节的分配策略中能量最优切换点是在 K/M 取 0.5 时,即此时固体微推力器消耗量最低。

5 结论

通过对本文提出的飞轮与固体微推力器阵列联合执行机构实现皮纳卫星高精度姿态控制方法的深入研究,得到了以下几点结论:

- 1) 用飞轮与固体微推力器阵列联合执行机构提高皮纳卫星姿态控制精度是可行的。
- 2) 采用全局快速终端滑模控制律能够很好地解决小转动惯量皮纳卫星易受扰的快速收敛问题,并通过了 Lyapunov 稳定性证明。
- 3) 飞轮与固体微推力器阵列的双模式分配策略是基于能量最优切换模型进行的,其飞轮与固体微推器共同作用的过渡段对减少固体微推力器的力矩输出、节约固体微推力器的消耗有重要作用。
- 4) 通过计算机仿真验证了本文方法使皮纳卫星的控制精度提高,并且 $K/M = 0.5$ 时能量消耗最省,可节约固体微推力器消耗 48.7%。

参考文献 (References)

[1] 赵炜渝,白保存,金仲和.皮纳卫星应用与特点分析[J].国际太空,2013(8):36-40.
ZHAO W Y, BAI B C, JIN Z H. Analysis on application and characteristics of pico- and nano-satellite[J]. Space International, 2013(8):36-40 (in Chinese).

[2] 林来兴.小卫星技术的发展和前景[J].中国航天,2006(11):43-47.

LIN L X. Development and application prospect of moonlet technology[J]. Aerospace China, 2006(11):43-47 (in Chinese).

[3] YANG C D, SUN Y P. Mixed H_2/H_∞ state-feedback design for microsatellite attitude control[J]. Control Engineering Practice, 2002, 10(9):951-970.

[4] NEMATI H R, BAHRAMI M, EBRAHIMI B. Sliding mode control of a microsatellite attitude[C]// International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2010:561-565.

[5] MCDUFFIE J H, SHTESSEL Y B. A de-coupled sliding mode controller and observer for satellite attitude control[C]// Proceedings of the American Control Conference, 1997. Piscataway, NJ:IEEE Press, 1997:564-565.

[6] BANG H, LHO Y. Sliding mode control for spacecraft containing rotating wheels[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001:1-8.

[7] CHEON Y J. Sliding mode control for attitude tracking of thruster-controlled spacecraft[J]. Transaction on Control Automation & Systems Engineering, 2002, 3(3):257-261.

[8] QIAO J, GUO L. Antidisturbance fault tolerant control of attitude control systems for microsatellite with unknown input delay[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2013, 2013:804754.

[9] BELLAR A, FELLAH M K, MOHAMMED M A S. A cold gas thruster microsatellite attitude control[J]. Revue Roumaine des Sciences Techniques-Serie électrotechnique et énergétique, 2013, 58(4):395-404.

[10] GRASSI M, PASTENA M. Minimum power optimum control of microsatellite attitude dynamics[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 23(5):798-804.

[11] QUEEN E M, SILVERBERG L. Optimal control of a rigid body with dissimilar actuators[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1971, 19(3):738-740.

[12] HALL C, TSIOTRAS P, SHEN H. Tracking rigid body motion using thrusters and momentum wheels[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2002, 50(3):311-323.

[13] SUN Z W, GENG Y, XU G, et al. The combined control algorithm for large-angle maneuver of HITSAT-1 small satellite[J]. Acta Astronautica, 2004, 54(7):463-469.

[14] 孙兆伟,杨旭,杨涤.小卫星磁力矩器与反作用飞轮联合控制算法研究[J].控制理论与应用,2002,19(2):173-177.
SUN Z W, YANG X, YANG D. The combined control algorithm for magnetorquer and reaction wheel of small satellite[J]. Control Theory and Application, 2002, 19(2):173-177 (in Chinese).

[15] 杨灵芝,魏延明,刘旭辉. MEMS 固体微推力器阵列发展研究[J].空间控制技术与应用,2016,42(1):13-19.
YANG L Z, WEI Y M, LIU X H. Development of MEMS solid micro thruster array[J]. Aerospace Control and Application, 2016, 42(1):13-19 (in Chinese).

[16] CHENG Y, JIANG B, ZHANG X. A micro-satellite attitude system using sliding mode observer and sliding mode controller with perturbation estimation[C]// International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Piscataway, NJ:IEEE Press, 2010:561-565.

taway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-4.

- [17] AHMED J, COPPOLA V T, BERNSTEIN D S. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification [C] // IEEE Conference on Decision and Control, 1997. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 2471-2476.
- [18] ZOU A M, KUMAR K D. Adaptive fuzzy fault-tolerant attitude control of spacecraft [J]. Control Engineering Practice, 2011, 19 (1): 10-21.

作者简介:

杨博 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 航天器天文自主导航技术、深空探测自主导航与制导技术、可重复运载器 GNC 关键技术。

李嘉兴 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航天器天文自主导航技术、小卫星编队小推力姿轨控制。

A high-precision attitude coordinated control method using MEMS thruster for pico- and nano-satellite

YANG Bo*, LI Jiaxing

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To achieve high precision attitude control for the pico-and nano-satellite at low cost, this paper presents a coordinated control method of double actuators using flywheel and solid propellant microthruster (SPM) array. The global fast terminal sliding mode controller is adopted to solve the rapid maneuvering of disturbed pico-and nano-satellite, which is verified by the Lyapunov stability. Meantime, the energy optimal switching strategy is derived, namely, the three sections of individual flywheel control, flywheel and SPM array coordinated control and individual SPM array control. In this way, the dual effects of high attitude stability precision and global minimum consumption of SPM array are realized. In this paper, the Monte Carlo method is used to optimize the allocation matrix in order to arrange the ignition sequence reasonably and minimize the consumption of the SPM array. The results of numerical simulation show that the coordinated control method of double actuators enables the pico-and nano-satellite complete high precision attitude control tasks at low cost, the attitude angle precision is 0.0457° , and the attitude angular rate precision is $0.0062 (^\circ)/s$.

Keywords: pico- and nano-satellite; high precision; attitude control; double actuators; coordinated control; solid propellant microthruster (SPM)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0514

冲压空气涡轮叶片设计和气动性能数值模拟

姬芬竹¹, 张梦杰¹, 王瑞¹, 王岩¹, 杜发荣^{2,*}

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院 北京市清洁能源与高效动力工程中心, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 冲压空气涡轮(RAT)是飞机应急能源系统的能量提取部件, 涡轮叶片设计和气动性能研究是实现风能高效利用的关键。针对某型飞机应急能源系统的功率需求, 依据叶素-动量理论设计 RAT 叶片, 采用计算流体力学(CFD)方法以多重旋转坐标系(MRF)模型模拟可变桨距 RAT 全三维混合流场, 研究涡轮输出功率和风能利用系数随来流速度和飞行高度变化特性, 分析涡轮叶片上流体压力和流速分布特点。结果表明: RAT 输出功率和风能利用系数随来流速度和桨距角而变化, 飞行包线内不同飞行高度下 RAT 具有不同的动力性能; 通过调整桨距角可以实现 RAT 的恒功率输出; 整个流场流动状况比较理想, 但仍有改进空间。

关键词: 冲压空气涡轮(RAT); 叶片设计; 数值模拟; 气动性能; 风能利用系数

中图分类号: V211.59

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1387-08

冲压空气涡轮(Ram Air Turbine, RAT)系统是现代飞机的应急动力装置, 其能够在飞机失去主动力和辅助动力的紧急情况下提供应急能源, 保证飞行安全^[1]。通常, RAT 系统由涡轮、传动系统、电气系统和控制系统等组成。其中, 涡轮把气流的冲压能转变为动能, 然后通过电气系统(发电机)将动能转换为电能。可见, 涡轮是提取气流能量的核心部件。涡轮输出功率和叶片风能利用系数是涡轮气动性能研究的关键, 也是 RAT 研究的核心^[2-3]。涡轮气动性能研究主要包括理论研究、数值模拟和实验验证等。理论研究发展较早, 技术相对成熟, 著名的 BETZ 理论、动量理论、叶素理论以及叶素-动量理论等都是叶片设计的理论基础。然而, 理论研究的计算模型、求解条件都比较复杂, 且实际工作环境中存在许多不可预测因素, 通常需要对模型简化以得到相关解。如 BETZ 理论假定来流方向与叶轮旋转轴线方向

一致并在整个叶轮扫掠面上均匀分布, 风能利用系数最大值约为 0.593^[4]。叶素理论把三维流动简化为二维流动, 忽略叶素间作用, 但由于叶片旋转使各叶素间实际存在气体力, 因此必须考虑干扰系数而使求解变得十分复杂^[5]。数值模拟是随着计算机技术而快速发展的一种研究方法, 借助强大的计算能力能够实现 RAT 全三维混合流场计算, 分析叶片气动特性和载荷分布, 研究三维旋转效应对涡轮气动性能的影响, 较理论研究更接近实际情况^[6]。实验验证主要借助地面风洞对涡轮叶片气动性能进行测试, 以验证理论研究和数值模拟的准确性, 但实验费用高, 研究周期长, 且具有一定局限性^[7]。

目前, 涡轮气动性能研究基本都采用螺旋桨/旋翼理论, 由于没有考虑三维旋转效应对 RAT 气动特性的影响, 因此不能满足高性能 RAT 系统涡轮气动性能计算需要^[8]。刘勇^[9]模拟了静止和

收稿日期: 2017-08-01; 录用日期: 2017-10-13; 网络出版时间: 2018-01-09 17:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180108.1122.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375029)

* 通信作者. E-mail: dfr@buaa.edu.cn

引用格式: 姬芬竹, 张梦杰, 王瑞, 等. 冲压空气涡轮叶片设计和气动性能数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1387-1394. JI F Z, ZHANG M J, WANG R, et al. Blade design and aerodynamic performance numerical simulation on ram air turbine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1387-1394 (in Chinese).

旋转 2 个状态下的风力机涡轮流场,提出三维旋转效应对计算结果影响较大的结论。方祥军等^[10]对 RAT 进行了流场数值模拟,研究了其全三维混合流场,计算结果具有一定的参考价值。目前,RAT 气动性能数值仿真大都针对地面工况进行计算。然而,RAT 作为飞机的应急动力装置,气动性能随载机的飞行高度而变化,这方面的研究国内文献还少见报道。虽然国外在 RAT 方面的研究已比较成熟,但国内基本还停留在逆向设计与计算分析阶段。本文采用正向研制方法设计 RAT 叶片,具有明显的先进性。

本文从目标功率出发,首先通过对不同翼型升阻比进行比较,选用升阻比较大的翼型,采用叶素-动量理论编程计算涡轮叶片沿展向的弦长分布、扭转角以及诱导因子等,生成叶片各截面参数;然后以计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法分析叶片气动性能以满足设计要求,研究涡轮输出功率和风能利用系数随飞行高度和来流速度变化特性。本文为飞机应急能源系统研究奠定了基础。

1 RAT 系统涡轮叶片设计

翼型是涡轮叶片的基本要素,影响叶片主体结构形式,翼型气动性能直接影响叶片和涡轮的动力特性^[11]。自 20 世纪 20 年代开始,世界各主要航空发达国家建立了不同的翼型系列,如美国的 NACA 系列、德国的 DVL 系列以及英国的 RAF 系列等^[12]。其中,NACA 系列的航空翼型升阻比大,非常适用于高雷诺数流动。

通常,RAT 的来流速度在 100 ~ 600 km/h 之间变化,以 10 km 为参考计算高度,依据当地环境参数可知雷诺数在 $2.7 \times 10^5 \sim 1.7 \times 10^6$ 之间变化,属于高雷诺数流动,可选择 NACA 翼型设计 RAT 叶片。利用 Profili 软件计算不同翼型在迎角为 $-10^\circ \sim 15^\circ$ 下的升阻比,图 1 为 NACA 系列不同翼型的升阻比 C_l/C_d 随叶片迎角 α 变化曲线。可以看出, $0^\circ \sim 5^\circ$ 迎角时 NACA4412 翼型升阻比最大,作为本文 RAT 叶片设计的基本翼型。

涡轮直径是 RAT 叶片设计时最基本的设计参数,由式(1)进行计算^[13]:

$$D = \sqrt{\frac{8P}{\rho V^3 \pi C_p \eta_1 \eta_2}} \quad (1)$$

式中: D 为涡轮直径,m; P 为 RAT 功率,W; ρ 为空气密度, kg/m^3 ; V 为来流速度,m/s; C_p 为风能利用系数; η_1 和 η_2 分别为发电机和传动系统效率。

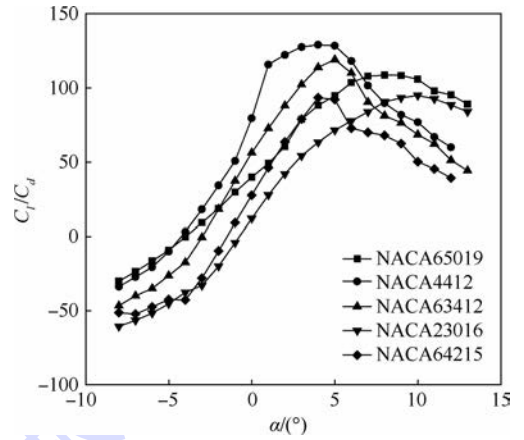


图1 NACA 系列不同翼型升阻比随叶片迎角变化曲线
Fig.1 Variation curves of lift drag ratio of different NACA airfoils with attack angle of blade

按照某型飞机对应应急能源系统的功率需求,本文设计的 RAT 额定功率为 15 kW。以 10 km 为参考计算高度,当地空气密度为 $0.4127 \text{ kg}/\text{m}^3$,取发电机和传动系统效率为 0.95,风能利用系数为 0.40,来流速度为 450 km/h,计算可得涡轮直径为 353 mm。

依据叶素-动量理论,在已知叶片迎角和该迎角下升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 的前提下,可由式(2)和式(3)计算径向半径 r 处的叶素入流角和扭角:

$$\varphi = \arctan \frac{(1-a)V}{(1-a')\omega r} \quad (2)$$

$$\theta = \varphi - \alpha \quad (3)$$

式中: φ 为入流角, $(^\circ)$; a 和 a' 分别为轴向诱导因子和切向诱导因子; ω 为涡轮旋转角速度,rad/s; r 为不同叶素的径向半径,mm; θ 为扭角, $(^\circ)$ 。

半径 r 处的法向力系数 C_n 和切向力系数 C_t 分别由式(4)和式(5)计算:

$$C_n = C_l \cos \varphi + C_d \sin \varphi \quad (4)$$

$$C_t = C_l \sin \varphi - C_d \cos \varphi \quad (5)$$

假设轴向诱导因子和切向诱导因子的初值为零,可由式(2)得到入流角 φ ,由式(4)和式(5)得到法向力系数和切向力系数,然后由式(6)和式(7)重新计算诱导因子 a 和 a' :

$$\frac{a}{1-a} = \frac{\sigma C_n}{4F \sin^2 \varphi} \quad (6)$$

$$\frac{a'}{1+a'} = \frac{\sigma C_t}{4F \sin \varphi \cos \varphi} \quad (7)$$

式中: σ 为叶片在半径 r 处的实度; F 为普朗特修正因子。

$$\sigma = \frac{Bc}{2\pi r} \quad (8)$$

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos \left(\exp \left(-\frac{B}{2} \cdot \frac{R-r}{r \sin \varphi} \right) \right) \quad (9)$$

其中: B 为涡轮叶片数目,本文取2片叶桨; c 为叶片弦长,mm; R 为涡轮半径。

把计算得到的诱导因子 a 和 a' 与前次计算结果进行比较,直至误差满足要求时迭代终止,本文的计算误差取 0.001。通过编程计算可得不同半径 r 处的叶片弦长和扭角,如图 2 所示。根据 NACA4412 翼型数据,结合计算所得的弦长和扭角,基于点的坐标变换求出各叶素截面在三维坐标系中的坐标,完成 RAT 的三维建模。

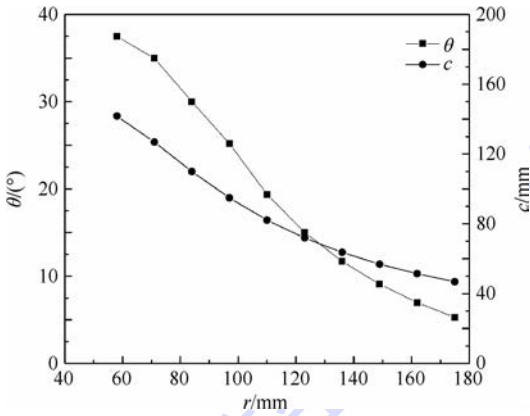


图2 叶片弦长和扭角随径向半径变化曲线

Fig.2 Variation curves of blade chord length and twist angle with radial radius

2 RAT 系统涡轮气动性能理论分析

RAT 系统中,涡轮以迎面气流作为动力源。由空气动力学理论可知,迎面气流的冲压能量与速度的三次方成线性关系,即

$$E = 0.5\rho AV^3 \quad (10)$$

式中: E 为迎面气流的冲压能量,W; A 为空气流过的横截面积, m^2 。

RAT 在迎面气流作用下旋转并把气流的冲压能量转换为涡轮功率而输出,涡轮输出功率可通过理论分析或数值模拟得到,由式(11)计算:

$$P = \frac{Mn}{9550} \quad (11)$$

式中: M 为涡轮叶片气动升力沿展向的积分, $N \cdot m$; n 为涡轮转速, r/min 。

RAT 系统涡轮的功率提取系数,即风能利用系数为

$$C_p = \frac{10^3 P}{0.5\rho AV^3} \quad (12)$$

叶尖速比是表征 RAT 系统涡轮运转性能的一个重要参数,数值上等于涡轮叶片圆周速度与来流速度之比,即

$$\lambda = \frac{R\omega}{V} = \frac{\pi n R}{30V} \quad (13)$$

式中: λ 为叶尖速比。

通常,飞机处于失去动力的应急状态时飞行速度很低,而 RAT 正常工作时涡轮转速由调节机构控制并可保持恒定,因此叶尖速比较大,有助于提升风能利用系数;而小的叶尖速比表示来流速度较高,此时虽然风能利用系数不大,但由于来流速度较大,涡轮提取的功率也能满足要求。

3 RAT 系统涡轮气动性能数值模拟

3.1 计算模型

本文研究的 RAT 装有桨距角自动调节装置,可根据来流状态和工作转速调整桨距角到最佳迎风角度。为此,把涡轮流场划分为 3 个区域,分别为最外层的静止区域 1、随涡轮一起旋转的旋转域 2 以及包围叶片的 2 个圆柱形区域 31 和 32,各区域间以交界面连接,如图 3 所示。其中,交界面 1 为旋转域和静止区域的交界,交界面 2 和 3 分别为 2 个叶片与旋转域的交界。这里划分的 2 个圆柱形区域 31 和 32 可以方便地改变叶片桨距角,且由于 2 个叶片各自独立,因此分别建立交界面 2 和 3 以便于数值模拟时旋转坐标系方法的运用。

RAT 旋转对周围流场产生影响,为了把 RAT 对流场的扰动降低到最小,理论上外边界应为无限大。实际上,在数值仿真时设置合适的外边界以提高计算效率。若外边界设置太小,气体流动受到干扰,进而影响计算精度。通常,取外边界尺寸为模型尺寸的 10 倍以上。考虑到本文所研究 RAT 直径为 353 mm,计算时取外边界(区域 1)直径为 4 400 mm,入口端长度为 1 000 mm,出口端

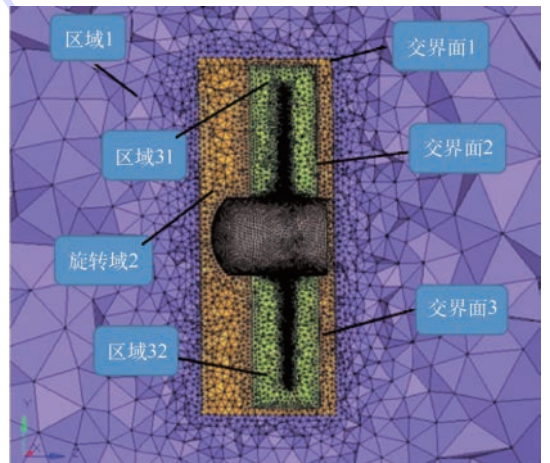


图3 RAT 涡轮流场网格

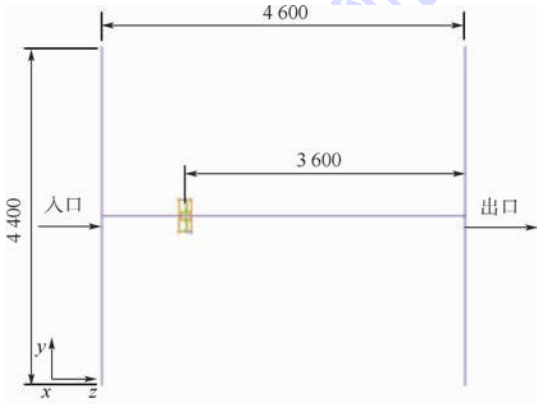
Fig.3 Grid in turbine flow field of RAT

长度为 3 600 mm; 旋转域 2 半径为 210 mm, 长为 160 mm; 区域 3 为 2 个半径为 40 mm、长为 155 mm 的圆柱, 如图 4 所示。此外, 区域划分时必须满足 2 个要求: ① 2 个圆柱区域在靠近轮毂的端面与叶片根部相切; ② 2 个圆柱区域和叶片共轴线, 其目的是保证每次转动区域 31 和 32 时 RAT 具有完整性。

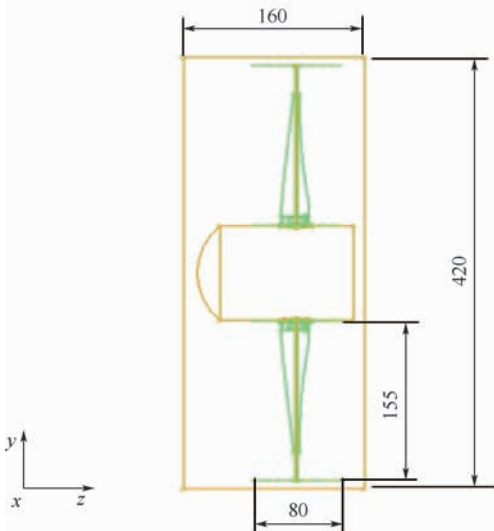
高质量有限元网格是高精度数值模拟的前提。考虑到黏性气流参数沿垂直于壁面方向变化剧烈, 采用密集细化的网格。第 1 层流体网格高度为湍流边界层, 可根据布拉修斯方程估算^[14]:

$$y_{\text{wall}} = 6 \left(\frac{V_{\text{ref}}}{V} \right)^{-\frac{7}{8}} \left(\frac{L_{\text{ref}}}{2} \right)^{\frac{1}{8}} y^+ \quad (14)$$

式中: y_{wall} 为第 1 层网格高度, mm; V_{ref} 为 RAT 入口平均速度, m/s; L_{ref} 为涡轮叶片高度, m; y^+ 为壁面网格大小, $y^+ = \rho \mu_{\tau} y_{\text{wall}} / \mu$, μ 为黏性系数, μ_{τ} 为摩擦速度, $\mu_{\tau} = \sqrt{0.5 C_f V_{\text{ref}}^2}$, C_f 遵循 1/7 指数规律, 即 $C_f = 0.027 / R_{\text{ex}}^{1/7}$, R_{ex} 为雷诺数。



(a) 流场整体区域



(b) 流场局部区域
单位: mm

图 4 流体区域划分

Fig. 4 Division of fluid region

取初始值 $y^+ = 30$, 可计算得到第 1 层网格高度, 随来流速度而变化。为精确求解湍流边界层, 在获得流场收敛解后, 把求解得到的 y^+ 代入式(14)重新计算第 1 层网格高度, 可以对网格进一步优化。

为提高模拟精度, 对叶片和轮毂进行表面网格加密, 并在贴近涡轮壁面处布置 6 层棱柱网格。流场网格总数约 200 万。

3.2 边界条件

1) 进出口边界条件。RAT 工作条件是大雷诺数流动, 理想气体并做湍流运动。进出口边界设置为速度入口、压力出口和压力远场条件。来流速度 V 垂直于入口边界, 涡轮转速为 n 。

2) 壁面边界条件。壁面滑移特性与涡轮外部流动特性有关。若流体为无黏流动, 则涡轮壁面具有滑移特性, 视具体情况给定粗糙度和壁面滑移等。本文研究的 RAT 为无滑移壁面。此外, 为减小边界干扰, 设置静止域外围远场边界与涡轮距离为涡轮直径的 10 倍以上, 取 3 600 mm。

3.3 数值模拟

RAT 处在一个可压缩有黏性的非定常流场中, 采用多重旋转坐标系 (MRF) 模型把问题转化为稳定流动。选用 CFD 方法对涡轮气动性能进行数值模拟。空气设为理想气体, 黏性系数随温度的变化以 Sutherland 公式计算, 即

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{M}{288.15} \right)^{1.5} \frac{288.15 + C}{M + C} \quad (15)$$

式中: μ_0 为温度等于 288.15 K 时空气的黏性系数, $\mu_0 = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$; C 为常数, 取值 110.4。

湍流模型选用 $k-\omega$ 模型^[15], 以 SIMPLEC 算法进行求解, 求解方式为速度与压力的耦合。设置旋转域 2 的转速为涡轮转速, 2 个圆柱形区域 31 和 32 相对于旋转域 2 静止, 相对速度为零。

4 计算结果分析

飞机失去主动力后, RAT 进入工作状态, 涡轮从迎面气流获取能量并转换机械能, 输出功率与涡轮叶尖速比、桨距角、气体入流角以及环境参数等有关, 在飞行包线内环境参数随飞行高度而变化。输出功率和风能利用系数是评价涡轮气动性能的 2 个重要参数。

4.1 不同叶尖速比时涡轮气动性能

叶尖速比和桨距角是影响涡轮气动性能的 2 个重要参数。当涡轮转速恒定, 来流速度变化时叶尖速比随之变化。图 5 为地面性能计算时恒

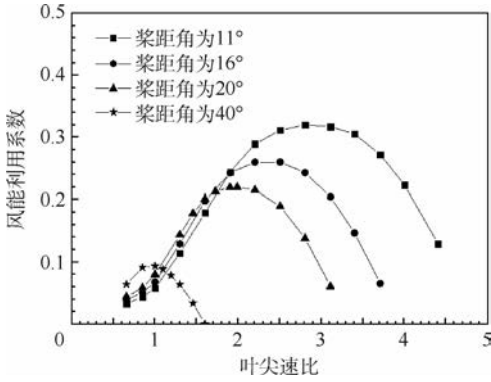


图5 涡轮风能利用系数随叶尖速比变化曲线

Fig.5 Variation curves of rotor power coefficient of turbine with tip speed ratios

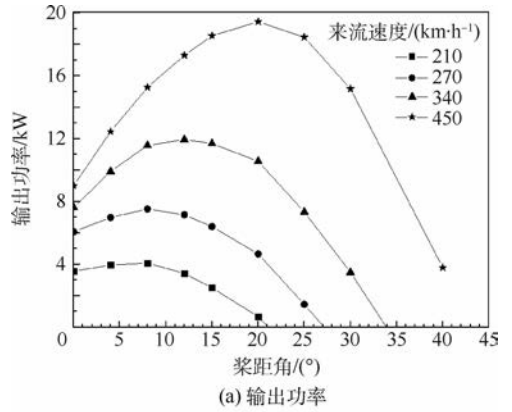
速工况下 ($n = 1 \times 10^4$ r/min) 风能利用系数随叶尖速比变化曲线。可见,同一桨距角下,随着叶尖速比的增加,风能利用系数先增大后减小,每一桨距角对应一个最大风能利用系数和最佳叶尖速比,且桨距角越小,最大风能利用系数越大,对应的叶尖速比也相应增大;桨距角为 40° 时,最大风能利用系数只有 0.1,对应的叶尖速比只在小范围变化,已不能正常运转。因此,为提高涡轮风能利用系数,应根据来流状态适当调整桨距角。

4.2 不同桨距角时涡轮气动性能

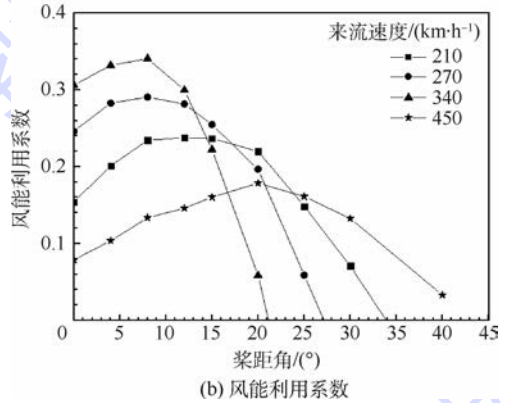
图6为涡轮恒速 ($n = 1 \times 10^4$ r/min) 旋转工况下,地面性能计算时输出功率和风能利用系数随桨距角变化曲线。来流速度相同时,随着桨距角的增大,输出功率和风能利用系数都是先增大后减小,每一来流速度对应一个最佳桨距角,且来流速度越大,最大风能利用系数和涡轮输出功率越大,但当来流速度大于某一值时风能利用系数反而下降,如图6(b)中来流速度为 450 km/h 时所示。由图6(a)看出,来流速度为 340 km/h 时,RAT的最大输出功率为 11.9 kW,小于设计功率 15 kW;来流速度为 450 km/h 时,RAT的最大输出功率为 19 kW,大于设计功率 15 kW。因此,涡轮输出功率随来流速度增加而增大,不同来流速度时可通过调节桨距角改变输出功率,以满足设计要求。当调整到最佳桨距角之前,随着桨距角的增大,涡轮输出功率缓慢上升,到达最佳桨距角之后,输出功率迅速下降。

4.3 不同入流角时涡轮气动性能

入流角是来流方向与涡轮旋转平面的夹角,数值模拟时可通过调节3个坐标分量改变入流角。当入流角变化时,气流作用于叶片表面的升力发生变化,涡轮输出功率和效率(风能利用系数)随之改变。为模拟不同入流角时涡轮气动性



(a) 输出功率



(b) 风能利用系数

图6 涡轮输出功率和风能利用系数随桨距角变化曲线

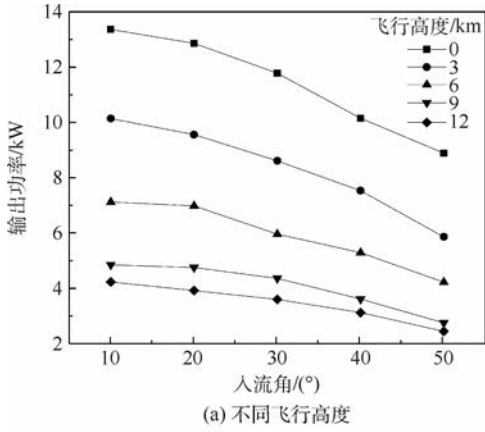
Fig.6 Variation curves of turbine output power and rotor power coefficient with pitch angles

能,需要对外层静止区域1重新划分网格,本文把来流方向的外层静止区域处理为椭球形,截面为长轴 7000 m、短轴 5000 m 的椭圆,而内部旋转域2和区域3由于之前的合理划分则保持不变。

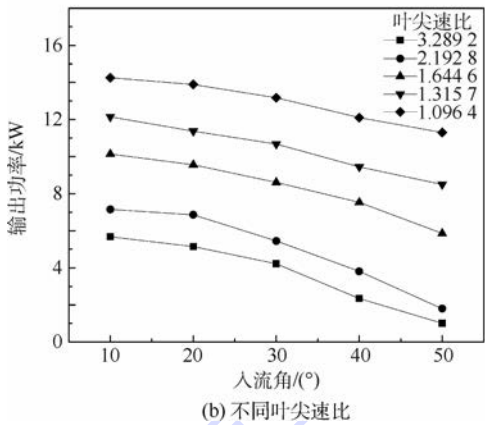
图7(a)为不同飞行高度下涡轮输出功率随入流角变化曲线。可以看出,飞行高度一定时,随着入流角增大,输出功率逐渐减小;入流角一定时,输出功率随飞行高度增加而减小。因此,当其他条件相同时,入流角使涡轮输出功率降低。以 3 km 飞行高度计算结果为例,图7(b)给出了输出功率随入流角变化曲线,叶尖速比一定时,随着入流角增大,输出功率逐渐减小,且叶尖速比越大,输出功率下降越快;当入流角一定时,叶尖速比越小,输出功率越大。因此,入流角的存在使涡轮输出功率降低,最大功率为 14.2 kW,小于额定功率 15 kW。涡轮转速一定时,为获得较大输出功率,应尽可能减小叶尖速比,即提高飞行速度,同时保持较小的入流角。

4.4 涡轮流场分析

气流沿叶片分布和流动情况直接影响涡轮输出功率和能量提取效率。图8为地面性能计算时桨距角为 8° 、涡轮转速为 9700 r/min、来流速度为 210 km/h 时叶片表面压力云图。可以看出,叶片

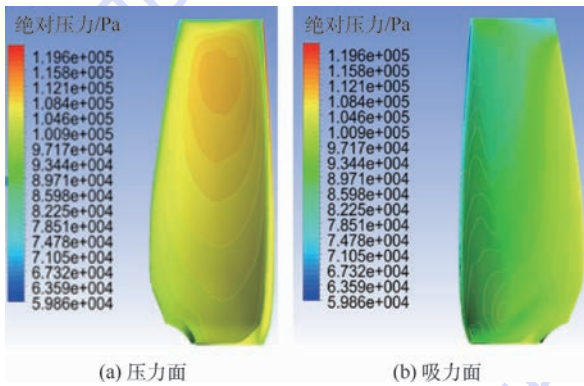


(a) 不同飞行高度



(b) 不同叶尖速比

图7 涡轮输出功率随入流角变化曲线
Fig.7 Variation curves of turbine output power with inflow angle



(a) 压力面 (b) 吸力面
图8 叶片压力面和吸力面压力云图

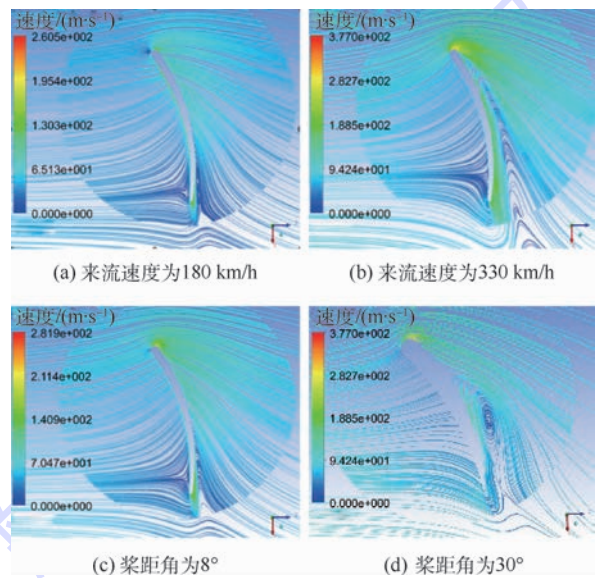
Fig.8 Pressure contours of acting surface and suction surface

压力面的压力中心靠近叶尖区域,高压区域位于80%相对叶高处;在相对叶高2%~5%的叶尖区域等值线密布,静压梯度大,而叶根区域等值线比较稀疏,压力梯度小,主要原因是气流在叶片表面有一向心加速度,因此沿径向存在压力差,使得从叶根到叶尖,静压逐渐增大,即为负的逆压梯度。

在叶片吸力面上从叶尖到叶根,静压先降低,然后维持一段低压区域后逐渐增大,叶片根部压力较大。可见,压力面与吸力面的压差也是靠近

叶尖区域较大,因此叶片主要做功区域是中部靠近叶尖部分,即相对叶高40%~95%区域。此外,吸力面叶根区域静压分布不甚合理,原因可能是受到叶根迎角和附面层影响,因此应设法减小叶根迎角,改善流动状态,并采用不等迎角设计。

涡轮转速一定时,来流速度和桨距角影响叶片周围流线分布。图9(a)、(b)分别给出了涡轮转速为9700 r/min、桨距角为8°时,不同来流速度时叶片截面流线分布。随着来流速度的升高,在叶片吸力面靠近后缘区域,有明显的气体流动分离现象,且吸力面上叶尖与根部区域气体流速明显增大,与压力面间的压差增大,做功能力增加;图9(c)、(d)为来流速度为240 km/h时,不同桨距角下叶片截面流线分布。随着桨距角增大,吸力面一侧靠近叶片中间区域有明显的漩涡,导致叶片所受升力减小,进而引起输出功率下降。但从整体效应看,小桨距角和低来流速度下,本文所设计的RAT尾缘厚度小,计算结果没有粗大杂乱的尾迹,流动状况比较理想,但仍有改进的空间。



(a) 来流速度为180 km/h (b) 来流速度为330 km/h

(c) 桨距角为8° (d) 桨距角为30°

图9 不同来流速度和桨距角下流线图
Fig.9 Streamlines at different inflow velocities and pitch angles

5 结论

依据某型应急能源系统对冲压空气涡轮(RAT)的功率需求,采用正向研制方法,基于叶素-动量理论设计了RAT叶片;采用CFD方法仿真计算了不同工况下RAT气动性能,主要结论如下:

- 1) 涡轮转速一定时,风能利用系数随叶尖速比的增加先增大后减小,每一桨距角对应一个最

大风能利用系数和最佳叶尖速比,且桨距角越小,最大风能利用系数越大。

2) 针对不同来流速度,适当调整叶片桨距角不仅可以提高涡轮风能利用系数,同时还可以实现涡轮恒功率输出,满足设计要求。

3) 从整个流场来看,叶片主要做功区域位于中部靠近叶尖部分、相对叶高 40% ~ 95% 的区域,吸力面叶根区域静压分布不甚合理,仍有改进空间。

4) 采用正向研究方法,基于叶素-动量理论设计的 RAT 叶片能够满足某型 RAT 需要,研究方法具有明显的先进性。

参考文献 (References)

- [1] KOERNER M. Recent developments in aircraft emergency power[C]//35th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). Reston: AIAA, 2015: 12-19.
- [2] MANWELL J F, MCGOWAN J G, ROGERS A L. Wind energy explained: Theory, design and application[M]. New York: John Wiley & Sons Ltd., 2002.
- [3] BURTON T, SHARPE D, JENKINS N, et al. Wind energy handbook[M]. New York: John Wiley & Sons Ltd., 2001.
- [4] BETZ A. Schraubenpropeller mit geringstem energieverlust. dissertation[R]. Göttingen: Göttingen Nachrichten, 1919.
- [5] WILSON R E, LISSAMAN P B S. Applied aerodynamics of wind power machines[R]. Washington, D. C.: NASA STI/Recon Technical Report N, 1974.
- [6] GAO X, HU J. Numerical simulation to the effect of rotation on blade boundary layer of horizontal axial wind turbine[C]//2010 World Non-Grid-Connected Wind Power and Energy Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 1-4.
- [7] 周世刚, 刘红, 王佳莉. 冲压空气涡轮验证技术研究[J]. 测控技术, 2016, 35(增刊): 364-367.
ZHOU S G, LIU H, WANG J L. Research on verification technology of ram air turbine[J]. Measurement and Control Technology, 2016, 35(Suppl.): 364-367 (in Chinese).
- [8] CHOI N J, SANG H N, JEONG J H, et al. Numerical study on the horizontal axis turbines arrangement in a wind farm; Effect of separation distance on the turbine aerodynamic power output [J]. Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, 2013, 117: 11-17.
- [9] 刘勇. 风力发电机气动性能数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007: 33-35.
LIU Y. Numerical simulation of wind turbine aerodynamic performance[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007: 33-35 (in Chinese).
- [10] 方祥军, 刘思永, 王屏. 可变桨距冲压空气涡轮混合型流场数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(2): 152-155.
FANG X J, LIU S Y, WANG P. Numerical study on mixed flow field of variable pitch ram air turbine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(2): 152-155 (in Chinese).
- [11] 何玉林, 李海峰, 金鑫, 等. 风力机叶片翼型气动特性模型[J]. 机械科学与技术, 2010, 29(12): 1589-1594.
HE Y L, LI H F, JIN X, et al. Airfoil aerodynamic characteristics model of wind turbine blade[J]. Mechanical Science and Technology, 2010, 29(12): 1589-1594 (in Chinese).
- [12] 查健锐, 杨殷创, 钱燕. 基于 Fluent 的多翼型低速气动特性比较[J]. 合肥师范学院学报, 2014, 32(6): 38-42.
ZHA J R, YANG Y C, QIAN Y. Comparison of aerodynamic characteristics of multi airfoils at low speed based on Fluent [J]. Journal of Hefei Normal University, 2014, 32(6): 38-42 (in Chinese).
- [13] 勒古里雷斯 D. 风力机的理论与设计[M]. 施鹏飞, 译. 北京: 机械工业出版社, 1987.
LE GOURIERES D. Design and theory of wind turbine[M]. SHI P F, translated. Beijing: China Machine Press, 1987 (in Chinese).
- [14] 王瑞. 冲压空气涡轮多工况动力性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
WANG R. Study on dynamic performance of ram air turbine under different working conditions[D]. Beijing: Beihang University, 2017 (in Chinese).
- [15] 王健, 卢岳良, 杨斐, 等. 两型冲压空气涡轮翼型气动特性分析[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛, 2014: 5.
WANG J, LU Y L, YANG F, et al. Aerodynamic characteristics analysis of two ram air turbine airfoil[C]//The Sixth China Aviation Society Youth Science and Technology Forum, 2014: 5 (in Chinese).

作者简介:

姬芬竹 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 新型动力总成与能源系统。

杜发荣 男, 硕士, 副教授。主要研究方向: 叶轮机械气体动力学。

Blade design and aerodynamic performance numerical simulation on ram air turbine

JI Fenzhu¹, ZHANG Mengjie¹, WANG Rui¹, WANG Yan¹, DU Farong^{2,*}

(1. Engineering Center of Beijing Clean Energy and High Efficient Power, School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Ram air turbine (RAT) is a part of the emergency energy system in plane. It can extract energy from airflow through rotating turbine. Design of turbine blade and study on aerodynamic performance are the key for utilizing airflow energy efficiently. Aimed at the power needed by some type of emergency energy system, we designed turbine blade based on the momentum-blade element theory. Then aerodynamic performance of RAT is simulated by using computational fluid dynamics (CFD) method. Besides, the method of multiple rotation frame (MRF) is used to simulate 3D mixed flow field of the RAT where the pitch angle is adjustable. The performances of turbine power and rotor power coefficient are studied varying with airflow velocity and flight altitude. Distribution of pressure and velocity on blade surface are analyzed. The results show that the extracted power and rotor power coefficient of RAT vary with airflow velocity and pitch angle. RAT has different dynamic performance at different flight altitudes in the flight envelope. Constant power could be obtained by adjusting the pitch angle of RAT. Besides, flow state of the whole field is ideal, but there is still room to improve.

Keywords: ram air turbine (RAT); blade design; numerical simulation; aerodynamic performance; rotor power coefficient

Received: 2017-08-01; **Accepted:** 2017-10-13; **Published online:** 2018-01-09 17:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180108.1122.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51375029)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0527

基于经验小波变换的复合材料板声发射源定位

袁梅^{1,2}, 商富凯¹, 董韶鹏^{1,*}

(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. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 声发射(AE)技术是一种无损检测方法,可以对飞行器中复合材料结构的动态缺陷进行监测。针对AE信号模态成分复杂以及复合材料各向异性导致源定位精度不高的问题,提出基于经验小波变换(EWT)的广义互相关(GCC)时差定位(TDOA)算法。通过EWT对传感器观测到的AE信号进行自适应的分解重构得到其主要模态,有效提高了各通道信号间的相关系数;通过多向波速测量实验对波速进行了多项式拟合;采用GCC法求取各通道信号的时差对AE源进行定位。在平台实验中以T800型碳纤维复合材料板为对象,以断铅信号为AE源对算法进行了验证,实验结果证明了算法的准确性和实用性。

关键词: 声发射(AE); 源定位; 复合材料; 经验小波变换(EWT); 互相关; 时差定位(TDOA)

中图分类号: V219; TN911.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1395-07



复合材料具有比强度大、比刚度高和材料力学性能可设计等优点,被广泛地应用于飞行器结构。而飞行器在服役过程中由于应力作用、撞击及热疲劳等因素,其结构表面或内部可能会产生局部损伤及微裂纹,需要及时对这些结构损伤进行监测防止损伤的进一步演化^[1]。声发射(Acoustic Emission, AE)检测法是一种常用的无损检测方法,被广泛应用于结构损伤定位识别,其主要原理是通过分析损伤产生时发出的AE信号确定损伤发生的位置^[2]。常用的定位方法是时差定位(Time Difference of Arrival, TDOA)法^[3],通过估计AE信号到达不同传感器间的时差进行定位,其精度主要受时差估计和波速的影响。常用的时差估计方法有阈值法、互相关法和自适应时延估计等^[4]。实际损伤信号通常是频率成分复杂的多分量信号并伴有噪声和回波干扰,无法准确获取信号间的时差信息。文献[5]采用广义互相关(Generalized Cross-Correlation, GCC)法锐

化信号间相关函数峰值来抑制噪声以及回波干扰,对一维结构的AE信号进行了准确的定位,但是一维结构相对简单,只需获得一组传感器间的时差,累积误差相对二维结构较小;文献[6]采用盲源分离的方法从混合信号中分离出了冲击信号和振动信号实现了冲击定位,为去除干扰模态提供了一种新思路。除了时差估计带来的影响,波速的选取也影响着定位精度。不同频率的模态波具有不同的群速度,同时由于复合材料各向异性,不同方向的信号传播速度也不同,这对波速的选取造成了影响。文献[7]采用小波变换的方式提取断铅信号特定模态的导波信号,以该导波信号的群速度为基准对AE源进行了定位,但提取的模态信号为人工选取,这种基于小波变换和模态分析的源定位算法不具备自适应性;文献[8]对玻璃纤维复合材料板的AE信号传播特性进行了研究,通过拟合出的波速-传播方向曲线实现了AE源的定位。

收稿日期: 2017-08-21; 录用日期: 2017-12-04; 网络出版时间: 2018-01-16 09:35

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.0905.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375030)

* 通信作者. E-mail: dspsx@buaa.edu.cn

引用格式: 袁梅, 商富凯, 董韶鹏. 基于经验小波变换的复合材料板声发射源定位[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1395-1401. YUAN M, SHANG F K, DONG S P. Acoustic emission source location for composite plate based on empirical wavelet transform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1395-1401 (in Chinese).

本文以单向铺层的碳纤维复合材料板为对象,为了克服 AE 信号多模态特性以及复合材料各向异性对定位精度的影响,提出了一种基于经验小波变换 (Empirical Wavelet Transform, EWT) 的 TDOA 算法。首先,采用 EWT 自适应地分解 AE 信号并提取主频成分,通过 GCC 计算主频信号到达各传感器的时差;然后,通过实验绘制波速与角度的变化曲线,并采用多项式进行拟合;最后,结合时差信息和波速曲线完成损伤定位。

1 定位算法

1.1 EWT 提取 AE 信号模态

EWT 是由 Jeromes 在 2013 年提出的一种新的信号分解方法^[9],其核心思想是自适应地划分信号频谱并建立合适的正交小波滤波器组,来提取具有紧支撑频谱的调频-调幅 (Amplitude Modulated-Frequency Modulated, AM-FM) 模态成分。EWT 可以提取出复杂信号中的显著模态 (Intrinsic Mode Function, IMF),其主要原理如下:

- 1) 设置模态数 N ,搜索信号频谱的 N 个局部极大值。
- 2) 选取连续 2 个局部极大值的中间频率点作为频谱划分的边界 $\omega_n (n = 1, 2, \dots, N - 1)$ 。
- 3) 根据所确立的边界构造 N 个经验小波 $\hat{\psi}_n(\omega)$ 。
- 4) 通过傅里叶逆变换 (IFFT) 得到各经验小波的时域表示。

根据经验尺度函数 $\hat{\phi}_n(\omega)$ 和经验小波函数 $\hat{\psi}_n(\omega)$ 构造经验小波,分别如式 (1) 和式 (2) 所示:

$$\hat{\phi}_n(\omega) = \begin{cases} 1 & |\omega| \leq (1 - \gamma)\omega_n \\ \cos\left(\frac{\pi}{2}\beta\left\{\frac{1}{2\gamma\omega_n} [|\omega| - (1 - \gamma)\omega_n]\right\}\right) & (1 - \gamma)\omega_n < |\omega| \leq (1 + \gamma)\omega_n \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

$$\hat{\psi}_n(\omega) = \begin{cases} 1 & (1 + \gamma)\omega_n < |\omega| \leq (1 - \gamma)\omega_{n+1} \\ \cos\left(\frac{\pi}{2}\beta\left\{\frac{1}{2\gamma\omega_{n+1}} [|\omega| - (1 - \gamma)\omega_{n+1}]\right\}\right) & (1 - \gamma)\omega_{n+1} < |\omega| \leq (1 + \gamma)\omega_{n+1} \\ \sin\left(\frac{\pi}{2}\beta\left\{\frac{1}{2\gamma\omega_n} [|\omega| - (1 - \gamma)\omega_n]\right\}\right) & (1 - \gamma)\omega_n \leq |\omega| < (1 + \gamma)\omega_n \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

式中: ω 为频率; γ 为确保过渡带间无重合的系数,取值范围为

$$\gamma < \min\left(\frac{\omega_{n+1} - \omega_n}{\omega_{n+1} + \omega_n}\right) \quad (3)$$

任意函数 $\beta(x)$ 为

$$\beta(x) = \begin{cases} 1 - \beta(1 - x) & 0 < x < 1 \\ 0 & x \leq 0 \\ 1 & x \geq 1 \end{cases} \quad (4)$$

EWT 作为一种全新的模态分解方法,相比于应用广泛的经验模态分解^[10-11]和常规的小波分解有着更完善的理论体系,具有计算复杂度更小、分解模态不含虚假模态成分等优点。目前 EWT 主要应用于机械故障诊断^[12-14]、电晕电流降噪^[15]和脑波信号分析^[16]等方面。

复合材料损伤 AE 信号通常为成分复杂的多分量信号,伴有噪声及回波干扰。在计算各信号时差时,由于信号间的相似系数较低,常规的互相关法会产生较大误差。采用 GCC 法计算时差可以有效抑制噪声,但典型 AE 信号模态数较多,导致信号间的相关系数仍无法满足要求。同时由于不同模态导波具有不同的群速度,对定位时的波速选取也造成了困难。而通过 EWT 分解可以有效提取多分量损伤 AE 信号的主频成分同时去除多余模态,提高时差估计和波速选取的准确性,对损伤进行精确定位。

1.2 广义互相关时差定位

互相关法计算信号间时间延迟的主要原理是根据信号互相关函数峰值所对应的时刻来确定时差。信号 $x_1(n)$ 和 $x_2(n)$ 的互相关函数可以表示为

$$R_{12}(\tau) = \int_0^\pi G_{12}(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega \quad (5)$$

式中: $G_{12}(\omega)$ 为 $x_1(n)$ 和 $x_2(n)$ 的互功率谱函数; $R_{12}(\tau)$ 峰值处对应的时间即为信号间时差。

GCC 法是基于互相关法的改进算法,相当于在计算信号互相关函数之前通过加权的方式对信号进行滤波^[17]。令权值函数为 $\psi_g(\omega)$,GCC 函数可以表示为

$$R_g(\tau) = \int_0^\pi \psi_g(\omega) G_{12}(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega \quad (6)$$

GCC 主要原理如图 1 所示,先对两信号进行快速傅里叶变换 (FFT) 并计算信号互功率谱;然后通过频域加权滤波处理;最后经 IFFT 得到 GCC 函数,其最大峰值处的时间即为信号间时差。在 AE 定位中 GCC 法能有效抑制噪声提高时差估计精度,其常用的权值函数表达式和特性如表 1 所示。

在获取了各通道信号间的时差后即可通过TDOA法对AE源进行定位,如图2所示。4个传感器(编号1~4)呈边长为 $2l$ 的正方形布局,以正方形中心为原点设源坐标为 (x_s, y_s) 。 v 为波速,当材料为复合材料时信号沿不同方向传播速度不同,因此需要通过实验测得波速 v 与传播方向 θ 的关系曲线,并采用多项式进行拟合得到波速表达式 $v(\theta)$ 。以坐标为 (l, l) 的传感器2为例,可以得到信号到达时间为

$$t_2 = \frac{\sqrt{(l-x_s)^2 + (l-y_s)^2}}{v(\theta)} \quad (7)$$

其中: θ 可表示为

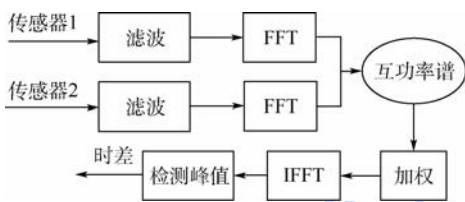


图1 GCC原理框图

Fig. 1 Functional block diagram of GCC

表1 权值函数表达式及特性

Table 1 Expression and characteristics of weighted function

函数名称	表达式	特性
CC	1	相当于普通的互相关法
Roth	$\frac{1}{G_{11}(\omega)}$	相当于 Winener 滤波,可以抑制噪声大的频带,但会展宽函数的峰
PHAT	$\frac{1}{ G_{12}(\omega) }$	当信号能量较小时分母趋于零,会增大误差,可在分母加入固定常数进行改进
SCOT	$\frac{1}{\sqrt{G_{11}(\omega)G_{22}(\omega)}}$	与 Roth 类似,综合考虑两通道信号的影响

注: $G_{11}(\omega)$ 与 $G_{22}(\omega)$ 分别为通道1和2信号自功率谱密度, $G_{12}(\omega)$ 为通道1和2信号互功率谱密度。

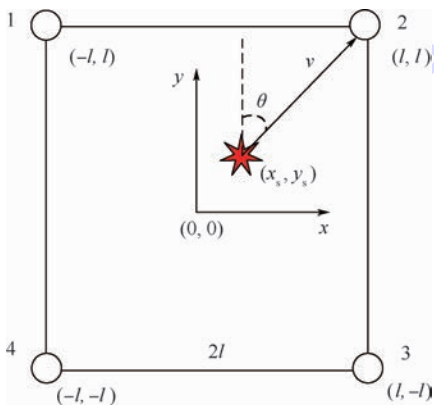


图2 TDOA原理图

Fig. 2 Schematic of TDOA

$$\theta = \arctan\left(\frac{l-x_s}{l-y_s}\right) \quad (8)$$

联立式(7)和式(8)可得

$$t_2 = \frac{\sqrt{(l-x_s)^2 + (l-y_s)^2}}{v\left(\arctan\left(\frac{l-x_s}{l-y_s}\right)\right)} \quad (9)$$

同理可得到信号到达传感器1、3和4的时间分别为

$$t_1 = \frac{\sqrt{(l+x_s)^2 + (l-y_s)^2}}{v\left(\arctan\left(\frac{l+x_s}{l-y_s}\right)\right)} \quad (10)$$

$$t_3 = \frac{\sqrt{(l-x_s)^2 + (l+y_s)^2}}{v\left(\arctan\left(\frac{l-x_s}{l+y_s}\right)\right)} \quad (11)$$

$$t_4 = \frac{\sqrt{(l+x_s)^2 + (l+y_s)^2}}{v\left(\arctan\left(\frac{l+x_s}{l+y_s}\right)\right)} \quad (12)$$

最后根据到达各传感器的信号时差在 MATLAB 中求解二元多次非线性方程组即可计算出源信号的坐标。

2 实验验证

2.1 实验方案设计

为验证本文算法在复合材料损伤定位中的有效性,设计了如图3所示的复合材料板AE定位实验装置。实验对象为T800型碳纤维复合材料层合板,铺层方式为单向铺层,纤维方向为垂直方向,试件尺寸为 $300\text{ mm} \times 300\text{ mm} \times 1\text{ mm}$ 。以复合材料板中心为原点建立坐标系,将4个R6型AE传感器布置于图中所示的位置上。在实测实验中采用 0.5 mm 的2H铅笔的断铅信号作为AE源,保证每次断铅角度一致。

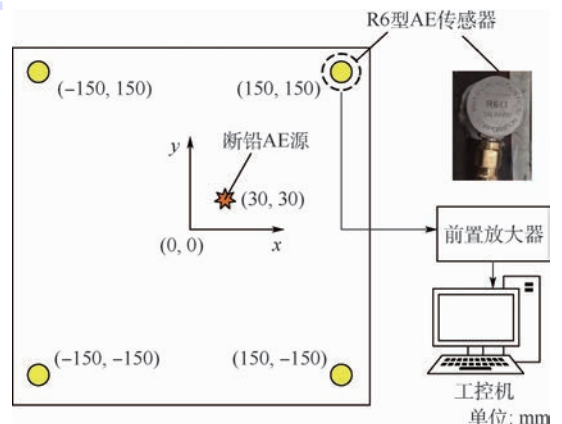


图3 实验平台示意图

Fig. 3 Schematic of experimental platform

2.2 声发射信号波速测量

图4为通过断铅实验采集到的典型的断铅信号,从频谱可以看出实际的AE信号具有复杂的频率特性,其频带主要集中在35和90kHz左右。

首先对其进行EWT分解,设定分解模式数为10,得到的分解结果如图5所示。根据信号幅值确定模式5为AE信号的主频成分,模式10为高频噪声干扰,剩下的为多余模式。在定位算法中,需预先获取AE信号主频模式的波速,因此设计了如图6所示波速测量实验。所选复合材料板为

单向铺层,因此只需测出波速与纤维夹角在0°~90°范围内的关系即可,每隔15°进行测量。在90°方向上进行测量时,将传感器1和2分别布置在距离断铅信号源100和200mm的位置上,进行5次断铅实验采集数据。采用EWT提取两传感器信号主频成分,然后通过GCC计算出时差,用两传感器间距除以时差即可求出波速。采用相同方法可得到其余方向波速,多次实验取平均得到的结果如表2所示。

根据波速与纤维方向的关系绘制出的变化曲线如图7所示。从图中可以看出主频信号波速随角度的增加而减小,当传播方向与纤维方向相同时,波速最大为2473.3m/s;当传播方向与纤维方向垂直时,波速最小为1949.8m/s。可见传播方向对波速具有较大的影响。

对波速-角度曲线进行多项式拟合即可得到波速*v*与角度*θ*的函数关系,拟合得到的多项式 $v = 0.0002\theta^3 - 0.0535\theta^2 - 2.675\theta + 2473.5$

(13)

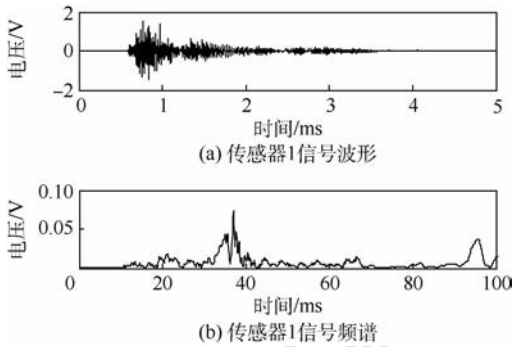


图4 实际断铅信号

Fig.4 Actual lead break signal

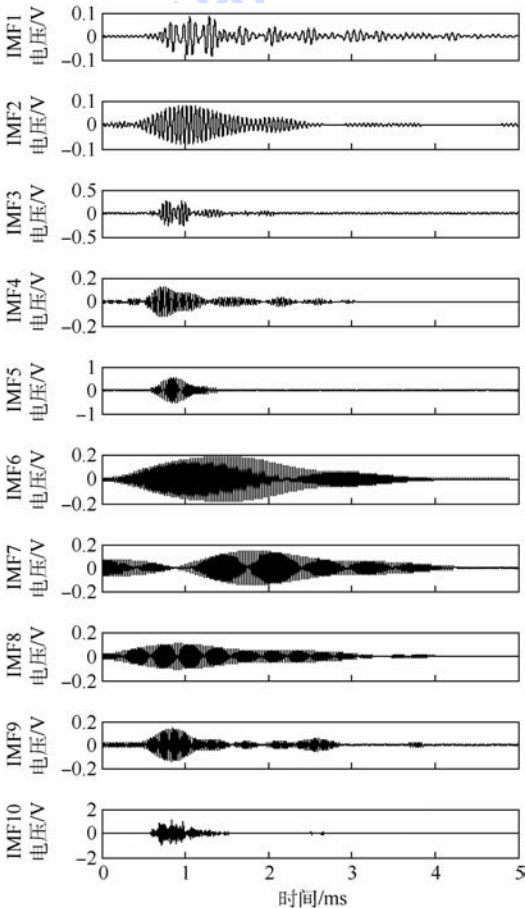


图5 断铅信号EWT分解结果

Fig.5 EWT decomposition results of lead break signal

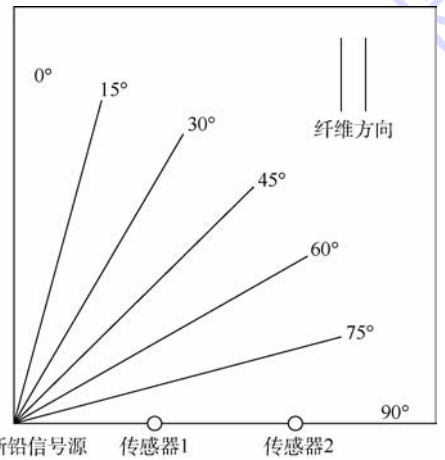


图6 波速测量实验

Fig.6 Experiment of wave velocity measurement

表2 各传播方向波速

Table 2 Wave velocities of different propagation directions

波速与纤维夹角/(°)	波速/(m·s ⁻¹)
0	2473.3
15	2421.6
30	2352.1
45	2264.2
60	2159.1
75	2066.7
90	1949.8

2.3 实验及结果分析

在平台定位实验中,设定采样率为1MHz,在

坐标为 (30, 30) mm 的位置进行断铅, 得到 4 路传感器观测信号如图 8 所示。

图 9 为对 4 路传感器观测信号进行分解重构后得到的各主频成分, 中心频率均在 35 kHz 左右。采用 PHAT 加权的 GCC 法计算各路信号主频成分间的时差, 结合拟合出的波速表达式得到定位结果, 10 次重复实验取平均为 (25. 23, 27. 74) mm, 绝对误差 D 为 5. 28 mm, 相对误差 δ 按式(14)计算为 1. 8% :

$$\delta = D/l \times 100\% \quad (14)$$

定位结果显示定位精度较高, 误差产生的原因主要有 2 方面: 一是对复合材料板波速进行拟合的结果不是完全准确的; 二是回波干扰没有完全去除, 主要是因为回波信号与主频模态频率相

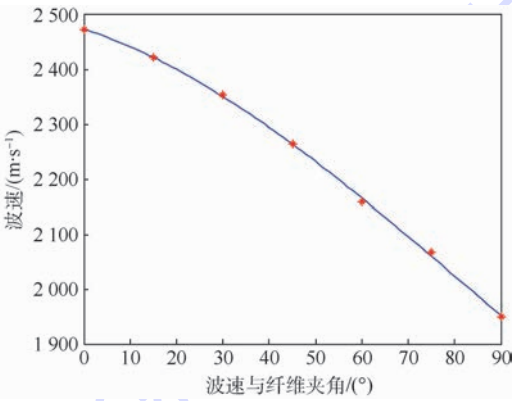


图 7 波速与传播方向关系曲线

Fig. 7 Relation curve of wave velocity and propagation direction

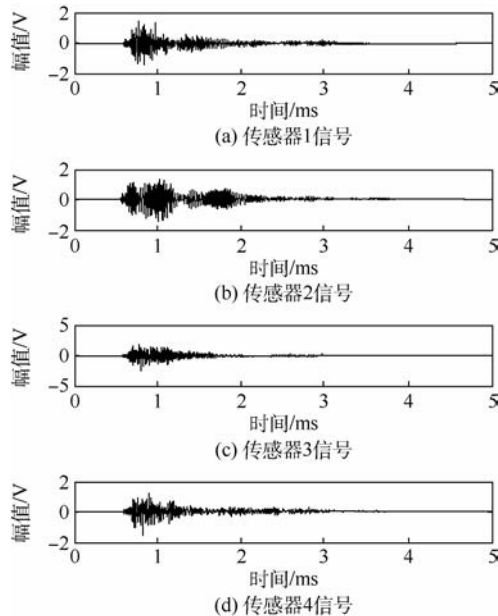


图 8 4 路传感器观测信号

Fig. 8 Observed signals of four sensors

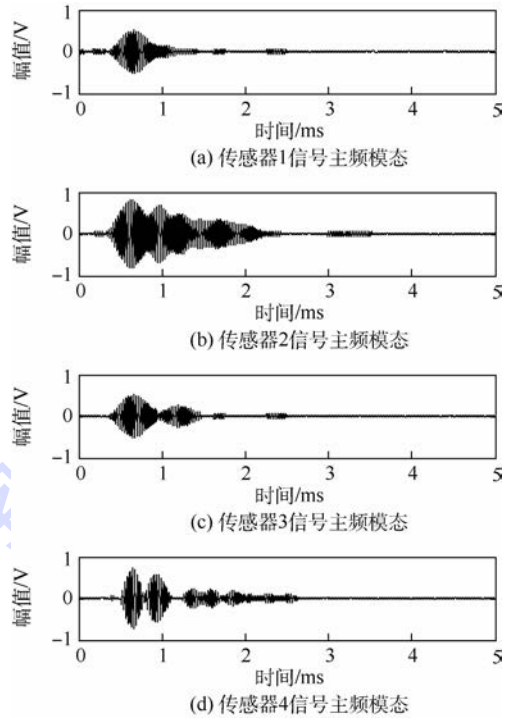


图 9 4 路传感器观测信号主频模态

Fig. 9 Dominant frequency modes of observed signals of four sensors

近, 对时差估计的准确性造成了一定影响。

3 结论

本文对复合材料损伤 AE 定位算法进行了研究, 提出了一种基于 EWT 的 TOOA 算法。以断铅信号作为 AE 源对所设计的定位算法有效性进行了验证。主要结论有:

- 1) EWT 能够自适应的分解 AE 信号去除多分量 AE 信号中的噪声和多余模态, 解决了由于各通道信号相关系数较低直接采用互相关法计算时差误差较大的问题。
- 2) 通过多项式拟合得到了波速-传播方向的函数表达式, 解决了定位算法中波速的选取问题。
- 3) 设计了复合材料损伤 AE 定位的平台实验, 采用所设计的算法对断铅信号进行了准确定位, 绝对误差为 5. 28 mm, 相对误差为 1. 8%。

参考文献 (References)

[1] 袁梅, 鲍鹏宇, 付重, 等. 飞机结构健康监测技术及传感器网络 [J]. 航空制造技术, 2008, 22 (13) : 44-48.
YUAN M, BAO P Y, FU Z, et al. Aircraft structural health monitoring technology and sensor network [J]. Measurement & Control Technology in Aerospace, 2008, 22 (13) : 44-48 (in Chinese).

[2] GUKIN R, GREEN C J, VANGRATTANACHAI S, et al. On acoustic emission for failure investigation in CFRP: Pattern rec-

- ognition and peak frequency analyses[J]. *Mechanical Systems & Signal Processing*, 2011, 25(4):1393-1407.
- [3] DIRK A, ALEX C, STEVE W, et al. Acoustic emission source location on large plate-like structures using a local triangular sensor array[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2012, 30(7):91-102.
- [4] PEARSON M R, EATON M, FEATHERSTON C, et al. Improved acoustic emission source location during fatigue and impact events in metallic and composite structures[J]. *Structural Health Monitoring*, 2017, 16(4):382-399.
- [5] 金中薇, 姜明顺, 隋青美, 等. 基于广义互相关时延估计算法的声发射定位技术[J]. *传感技术学报*, 2013, 26(11):1513-1518.
- JIN Z W, JIANG M S, SUI Q M, et al. Acoustic emission localization technique based on generalized cross-correlation time difference estimation algorithm[J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2013, 26(11):1513-1518 (in Chinese).
- [6] 袁梅, 牛奔, 董韶鹏, 等. 伪多源采样复域 FastICA 冲击定位算法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(2):243-250.
- YUAN M, NIU B, DONG S P, et al. Pseudo-multi-source-sampling complex domain FastICA for impact location[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(2):243-250 (in Chinese).
- [7] 焦敬品, 何存富, 吴斌, 等. 基于模态分析和小波变换的声发射源定位新算法研究[J]. *仪器仪表学报*, 2005, 26(5):482-485.
- JIAO J P, HE C F, WU B, et al. A new acoustic emission source location technique based on wavelet transform and mode analysis[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2005, 26(5):482-485 (in Chinese).
- [8] 马波, 陈健飞, 李标, 等. 玻璃纤维复合材料板声发射信号传播特性[J]. *无损检测*, 2017, 39(1):16-18.
- MA B, CHEN J F, LI B, et al. Acoustic emission signal propagation characteristics of glass fiber composite material plate[J]. *Non-destructive Testing*, 2017, 39(1):16-18 (in Chinese).
- [9] JEROMES G. Empirical wavelet transform[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2013, 61(16):3999-4010.
- [10] KONSTANIN D, DOMINIQUE Z. Variational mode decomposition[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2014, 62(3):531-544.
- [11] HUANG N, SHEN Z, LONG S R, et al. The empirical mode decomposition and the hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis[J]. *Proceedings Mathematical Physical & Engineering Sciences*, 1998, 454(1971):903-995.
- [12] 李志农, 朱明, 褚福磊, 等. 基于经验小波变换的机械故障诊断方法研究[J]. *仪器仪表学报*, 2014, 35(11):2423-2432.
- LI Z N, ZHU M, CHU F L, et al. Mechanical fault diagnosis method based on empirical wavelet transform[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2014, 35(11):2423-2432 (in Chinese).
- [13] CHEN J L, PAN J, LI Z P, et al. Generator bearing fault diagnosis for wind turbine via empirical wavelet transform using measured vibration signals[J]. *Renewable Energy*, 2016, 89:80-92.
- [14] JIANG Y, ZHU H, LI Z. A new compound faults detection method for rolling bearings based on empirical wavelet transform and chaotic oscillator[J]. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2016, 89:8-19.
- [15] 王秋生, 陈璐, 袁海文, 等. 基于经验小波变换的电晕电流降噪方法[J]. *电网技术*, 2017, 41(2):670-676.
- WANG Q S, CHEN L, YUAN H W, et al. Corona current denoising method based on empirical wavelet transform[J]. *Power System Technology*, 2017, 41(2):670-676 (in Chinese).
- [16] KUMAR R, SAINI I. Empirical wavelet transform based ECG signal compression[J]. *LETE Journal of Research*, 2014, 60(6):423-431.
- [17] WILSON K W, DARRELL T. Learning a precedence effect-like weighting function for the generalized cross-correlation framework[J]. *IEEE Transactions on Audio Speech & Language Processing*, 2006, 14(6):2156-2164.

作者简介:

袁梅 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 结构健康监测技术、信号处理技术、嵌入式系统及自动测试技术先进传感技术、检测技术及自动化装置等。

商富凯 男, 硕士研究生。主要研究方向: 结构健康监测技术、信号处理技术。

董韶鹏 男, 硕士, 实验师。主要研究方向: 结构健康监测技术、信号处理技术、单片机及嵌入式系统、自动测试技术等。

Acoustic emission source location for composite plate based on empirical wavelet transform

YUAN Mei^{1,2}, SHANG Fukai¹, DONG Shaopeng^{1,*}

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China)

Abstract: Acoustic emission (AE) technique is a non-destructive damage test method. It can be used to monitor the dynamic defects of composite structures in aircraft. The complex components of AE signal and the anisotropy of composite materials lead to the low positioning accuracy of the source. A method of time difference of arrival (TDOA) based on empirical wavelet transform (EWT) and generalized cross-correlation (GCC) is proposed to improve the location accuracy of AE source. EWT is used to adaptively decompose and reconstruct the AE signals observed by sensors. The dominant frequency modes are obtained and the correlation coefficients between signals in each channel are effectively increased. The wave velocity is polynomial fitted by the multidirectional wave velocity measurement experiment. Then the AE source is located by using GCC method to estimate the time difference of each channel. Experiments are conducted on a T800 carbon fiber composite plate with the signal of lead break as simulating source. The experimental results show the accuracy and practicability of the proposed algorithm.

Keywords: acoustic emission (AE); source location; composite; empirical wavelet transform (EWT); cross-correlation; time difference of arrival (TDOA)

Received: 2017-08-21; **Accepted:** 2017-12-04; **Published online:** 2018-01-16 09:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.0905.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51375030)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0553

瞳孔直径检测管制疲劳的有效性分析

靳慧斌^{1,*}, 于桂花², 刘海波²

(1. 中国民航大学 通用航空学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 飞行技术学院, 天津 300300)



摘 要: 管制疲劳已成为影响民航安全的重大隐患,而准确地检测疲劳是进行疲劳预警、降低疲劳风险的重要手段。为了探讨瞳孔直径是否能有效地检测管制疲劳状态,利用模拟塔台管制软件和眼动仪搭建了实验平台,采集了被试的瞳孔数据和主观疲劳状态,通过分析不同航班流量下疲劳前后瞳孔直径的差异显著性以及变化趋势,探讨了瞳孔直径指标作为检测管制疲劳状态的有效性。研究结果表明:工作时间增大,被动疲劳增加,瞳孔直径减小;航班流量增大,主动疲劳增加,瞳孔直径增大;2种因素共同制约瞳孔直径的变化。通过受试者工作特征(ROC)曲线分析可得,瞳孔直径在0.47架次/min与0.9架次/min 2种不同航班流量下的ROC曲线下方面积(AUC值)分别为0.714和0.653,可以作为检测管制疲劳状态的参考指标。

关键词: 瞳孔; 眼动; 空中交通管制; 疲劳; 受试者工作特征(ROC)曲线

中图分类号: X949

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1402-06

疲劳会损害管制员正常的工作能力,导致其反应变慢和认知能力下降^[1-2],是诱发管制员“错忘漏”,造成民航不安全事件的重要因素^[3]。英国不安全事件保密报告系统的数据显示,由于管制员疲劳造成的运行差错占13%^[4],美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)的统计数据显示,疲劳引起的航空事故高达21%^[4],中国厦门空管安全报告系统数据显示,涉及管制员的疲劳的工作失误占18%^[5-6]。可见,管制疲劳是影响民航安全运行的重要因素。单纯依靠提高管理能力已不能从根本上杜绝管制疲劳的发生,必须同时开发相应的检测管制疲劳的技术工具,降低管制疲劳的危害,这对于保障民航安全具有十分重要的意义。

目前国内外疲劳检测方法主要有主客观2

种:主观评价方法主要有斯坦福嗜睡量表(Stanford Sleepiness Scale, SSS)、皮尔逊疲劳量表、卡罗林斯卡嗜睡量表(Karolinska Sleepiness Scale, KSS)等;客观的检测方法主要有生理指标检测法^[7-10](如脑电、心电、皮电、肌电信号等)和眼动行为特征检测法^[11-12](如注视模式、扫视速度等)。其中生理指标检测法需要被试配戴多种电信号采集设备,对管制任务有较大的侵入性,影响管制员的正常工作,不适于实际应用。而眼动行为特征检测法具有客观性、实时性和非侵入性等特点,得到管制疲劳研究者的广泛关注,目前已有许多文献对注视模式^[11-12]、扫视速度^[13]等眼动指标与管制疲劳的相关性进行了探讨,而瞳孔直径指标作为表征人员状态和情绪的重要指标,还未得到充分的研究与讨论。根据马锦飞等^[14]有关

收稿日期: 2017-08-31; 录用日期: 2017-12-04; 网络出版时间: 2018-01-15 11:43

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180112.1014.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1333112); 中国民航局安全能力专项资金(TMSA1434/1-2); 中央高校基本科研业务费专项资金(3122014B007)

*通信作者. E-mail: airhf207@163.com

引用格式: 靳慧斌, 于桂花, 刘海波. 瞳孔直径检测管制疲劳的有效性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1402-1407.
JIN H B, YU G H, LIU H B. Effectiveness analysis of pupil diameter detection for air traffic controller's fatigue [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1402-1407 (in Chinese).

疲劳对瞳孔变化影响的研究表明:工作负荷增大导致主动疲劳(知觉活动的协调参与而造成的疲劳),诱发瞳孔直径增大,工作时间延长导致被动疲劳(长时间的单调反应所造成的疲劳),诱发瞳孔直径减小;在管制员工作过程中,管制员的工作负荷随航班流量的增大而增大,工作时间也在逐渐累积,这种情况下,两者产生拮抗作用,共同制约瞳孔直径的收缩,那么在管制员工作状态中,瞳孔直径趋势如何变化?瞳孔直径是否还可以作为检测管制疲劳的有效指标呢?

因此,本文搭建了模拟塔台管制实验平台,采集管制员在不同航班流量下的瞳孔数据,并记录其主观疲劳程度。通过分析不同航班流量下疲劳前后瞳孔直径的变化,探讨了瞳孔指标作为管制疲劳评判指标的有效性,为管制员疲劳实时检测和预警的实际应用提供实验基础。

1 实验设计

1.1 实验平台

搭建基于模拟塔台管制软件和眼动仪的实验平台。模拟塔台管制软件安装在一台分辨率 1366×768 的14英寸笔记本电脑上。眼动仪采样精度为 0.5° ,采样率为60 Hz。

1.2 被试

被试为中国民航大学空中交通管理专业的大学四年级学生,共10名,平均年龄22.3岁,标准差1.34,视力正常,无色盲色弱。具有塔台管制的知识基础,能够熟练使用模拟塔台管制软件。全体被试实验前24 h内睡眠充足且无剧烈运动。

1.3 实验任务

实验任务要求被试在保障飞机安全间隔、确保无飞行冲突的前提下使用机场的跑道放行航空器和引导航空器着陆:放行航空器时,下达允许该航空器滑行至跑道X指令,之后适时下达允许起飞指令,并在起飞后按照规定时间向进近管制室进行管制移交;与已经接受管制的进场航空器建立联络后,对其下达允许降落指令,着陆航空器滑跑冲程结束后,下达滑行至停机坪指令,使航空器脱离跑道程序。在实验任务中,与塔台管制员对接的飞行员和进近、地面管制员均视为理想状态,能准确地执行管制员的命令以及交接等任务。

1.4 实验程序

本文实验目的主要是分析被试在不同航班流量以及工作时间下瞳孔直径的变化规律,探讨瞳孔直径变化是否可以检测管制员的疲劳状态。因

此,实验要求所有被试分别在2种不同的航班流量下(小航班流量,0.47架次/min;大航班流量,0.9架次/min)连续做实验90 min。为精确控制变量,要求同一被试在2天的同一时间段内完成实验;为避免光照变化对实验采集瞳孔数据的影响,在室内封闭环境下通过控制日光灯光照强度,保持光照的稳定性。

具体实验步骤如下:

步骤1 主试向被试讲解实验程序和KSS填写方法以及实验注意事项。

步骤2 主试启动模拟管制软件,设置模拟塔台管制任务难度,即航班流量大小(第1天为小航班流量,记为A组;第2天为大航班流量,记为B组)。

步骤3 被试坐于实验屏幕前眼动仪的有效识别范围内,调整座位和姿态并进行校准。

步骤4 进入实验后,眼动仪开始同步记录被试的眼动数据。被试每30 min报告一次自己的主动疲劳程度(KSS值),直到实验结束。

步骤5 第2天同一时间进行第2次实验,重复步骤2、3、4,该被试完成全部实验内容。

2 数据筛选与分析

2.1 数据筛选

首先排除掉数据丢失率超过20%的5号和9号被试的实验数据;然后根据被试的主观疲劳KSS数据(将9级分为3种状态,第1~4级为清醒状态,第5级为中间状态,第6~9级为疲劳状态^[15]),排除未达到疲劳状态的3号被试的实验数据;最终取剩余7名被试的瞳孔数据进行预处理:删掉由于头部摆动过大造成的空白数据以及眨眼造成的值为0的数据,使用基于最小均方(Least Mean Square, LMS)算法的自适应滤波去噪,然后对去噪后的数据进行深入分析,去噪效果如图1所示。

2.2 数据分析

本文以被试主观疲劳KSS值为参考标准,将被试的眼动数据分为疲劳前($KSS < 6$)和疲劳后($KSS \geq 6$)2部分,发现前30 min被试均未进入疲劳状态,中间30 min 2种状态均有,后30 min 7名被试均已进入疲劳状态,故对每名被试的前30 min数据(疲劳前)和后30 min数据(疲劳后)进行对比分析。将每组数据进行单样本 t 检验(检验值为各组的均值),每组样本的 p 值均大于0.05,表示样本所在的总体的均数与假设的总体均数相同,即可以使用各组的均值来代表该组变

量的集中趋势。利用 SPSS 对被试疲劳前后的眼动数据进行描述性统计,见表 1。

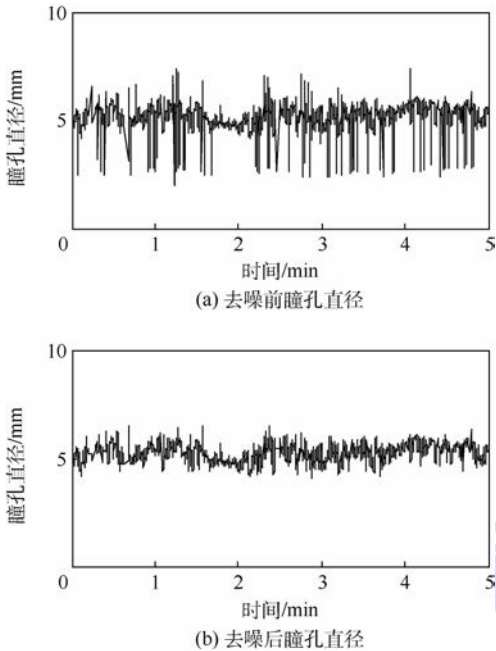


图 1 去噪效果对比

Fig.1 Denoising effect contrast

表 1 各被试疲劳前后瞳孔直径描述性统计

Table 1 Descriptive statistics of subjects' pupil diameter before and after fatigue

被试编号	A 组瞳孔直径/mm		B 组瞳孔直径/mm	
	疲劳前	疲劳后	疲劳前	疲劳后
1	5.57 (0.39)	4.90 (0.42)	5.58 (0.40)	5.06(0.40)
2	4.71(0.32)	4.00 (0.48)	4.74 (0.34)	4.30(0.37)
4	4.95(0.35)	4.32 (0.41)	4.70 (0.33)	4.46(0.38)
6	6.37(0.35)	5.85 (0.49)	6.00 (0.51)	5.72(0.42)
7	6.06(0.37)	5.94 (0.45)	5.93 (0.51)	5.81(0.43)
8	4.26(0.25)	4.05 (0.35)	4.27 (0.22)	4.17(0.22)
10	4.80(0.32)	4.17 (0.35)	4.69 (0.35)	4.62(0.30)

3 结果分析与讨论

3.1 疲劳前后瞳孔直径差异性分析

将各被试在小航班流量下疲劳前后瞳孔直径及其标准差绘制成图,如图 2(a)所示,图中深色代表疲劳前,浅色代表疲劳后,以折线图表示瞳孔直径,以柱形图表示其标准差,各被试疲劳后的瞳孔直径相比于疲劳前的瞳孔直径均有不同程度的减小,而各被试疲劳后的标准差相比于疲劳前均呈现增大的趋势。

使用配对 t 检验的方法对疲劳前后的瞳孔直径及其标准差进行显著性分析,发现被试瞳孔直径($p = 0.001 < 0.05$)及其标准差($p = 0.004 < 0.05$)疲劳前后数据差异显著,表明随着疲劳加

深,瞳孔直径减小、波动变大,这与丛晓妍等^[16]研究的结果以及 Morad 等^[17]得出的瞳孔疲劳率(瞳孔直径均值与其标准差之比)随着疲劳的加深而逐渐降低的结论一致。

以同样的方式对大航班流量下被试疲劳前后瞳孔直径及其标准差绘制成图进行分析,如图 2(b)所示。

由图 2(b)可知,大航班流量下疲劳前后瞳孔直径呈明显减小的趋势($p = 0.008 < 0.05$),这与小航班流量下疲劳前后瞳孔直径变化一致,但不同的是,大航班流量下被试瞳孔直径变化的标准差疲劳前后没有显著差异($p = 0.313 > 0.05$)。

为探讨不同航班流量对瞳孔直径变化的影响,本文进一步对比 2 种航班流量下瞳孔直径的变化率,将每名被试实验开始前 10 s 的瞳孔平均尺寸作为该被试瞳孔直径的基准值,计算各被试在不同航班流量下疲劳前后瞳孔直径的变化率(疲劳前后瞳孔直径差值/瞳孔直径基准值),如图 3 所示。

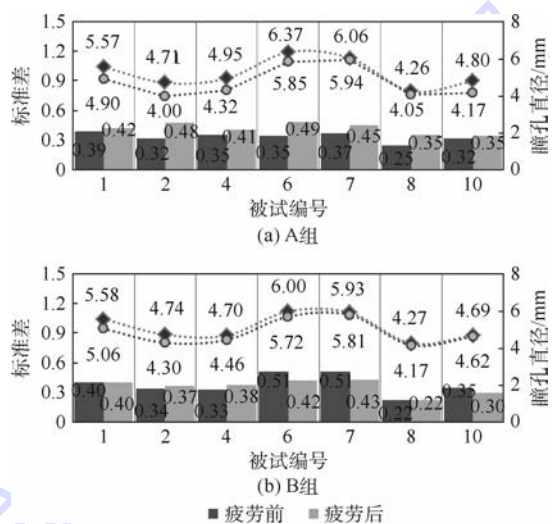


图 2 各被试在 A 组和 B 组实验下瞳孔直径及其标准差变化

Fig.2 Pupil diameter and its standard deviation of subjects in group A and B

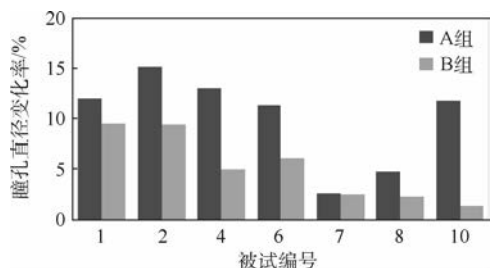


图 3 各被试在 A、B 两组疲劳前后的瞳孔直径变化率
Fig.3 Rate of change of subjects' pupil diameter before and after fatigue in group A and B

由图3可知,被试在小航班流量下疲劳前后瞳孔直径减小的幅度都大于大航班流量下疲劳前后瞳孔直径减小的幅度,用配对 t 检验对不同流量下同一被试的瞳孔直径减小幅度进行分析,结果显示两组数据差异显著 ($p = 0.013 < 0.05$),被试在航班流量为 0.47 架次/min 时,疲劳前后瞳孔直径平均下降了 10 个百分点,而在航班流量为 0.9 架次/min 时,疲劳前后瞳孔直径平均下降了 5 个百分点。可能的原因是航班流量增大时执行管制任务工作负荷增大,主动疲劳程度增加,制约了瞳孔直径的减小。而大航班流量下被试疲劳前后瞳孔直径明显减小,说明在 60 ~ 90 min 时,工作时间累积造成的被动疲劳对瞳孔直径的影响占主要因素。

3.2 瞳孔直径随工作时间的变化规律

以 1 号被试为例,以时间为横坐标,取每分钟瞳孔直径的均值为纵坐标绘制成散点图,观察瞳孔直径在不同航班流量下随工作时间的变化规律,见图 4。

由图 4(a)可知,小航班流量下,随时间的累积瞳孔直径整体呈下降趋势。将图中数据点按时间等分为 3 部分分别分析其变化趋势,发现其斜率依次为 -0.0194 、 -0.0038 和 -0.0009 ,说明在该航班流量下,瞳孔直径随工作时间的累积而逐渐减小,但减小的趋势逐渐变缓。

由图 4(b)可知,大航班流量下,最初瞳孔直径呈增大趋势 ($k_1 = 0.0096$),随着工作时间的延长,瞳孔直径增大的趋势减小 ($k_2 = 0.0013 < k_1 = 0.0096$),在经过 1 h 之后,瞳孔直径明显下降

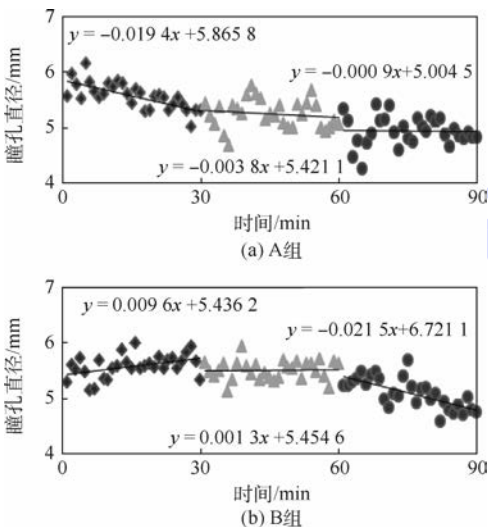


图 4 A 组和 B 组瞳孔直径随时间变化散点图
Fig. 4 Scattered plot of pupil diameters with time in group A and B

($k_3 = -0.0215$),可能的原因是最初由于工作负荷对瞳孔直径的影响占主导因素致使瞳孔直径扩张,随着时间的累积,工作时间对瞳孔直径变化的影响增大,制约了工作负荷引起的瞳孔直径增大,1 h 后,由工作时间累积引起的被动疲劳对瞳孔直径的变化占主导因素导致瞳孔直径减小。

3.3 受试者工作特征分析

受试者工作特征 (Receiver Operating Characteristic, ROC) 曲线常用于评价诊断检测方法的准确性,适用于二元分类情况,ROC 曲线越快速逼近于左上角,ROC 曲线下方面积 (Area Under Curve, AUC) 就越大,表示检测性能越好。

本文将被试 $KSS < 6$ 的状态定义为非疲劳状态 (负类),将 $KSS \geq 6$ 定义为疲劳状态 (正类),以真正率 (表示管制员处于实际为疲劳状态时被识别为疲劳状态的概率) 为纵坐标,假正率 (表示管制员实际处于疲劳状态而被识别为非疲劳状态的概率) 为横坐标绘制瞳孔直径识别管制疲劳 ROC 曲线,如图 5 所示。

A 组 AUC 值为 0.714,标准误差为 0.150,95% 的置信区间为 0.419 ~ 0.916;B 组 AUC 值为 0.653,标准误差为 0.161,95% 的置信区间为 0.361 ~ 0.879,表示在这 2 种航班流量下,瞳孔直径检测分类被试清醒和疲劳的效果中等,2 组 ROC 曲线成对对比分析发现 A、B 2 组面积差异不显著 ($p = 0.2332 > 0.05$),即航班流量不同,不影响瞳孔直径指标判断疲劳状态的准确性。

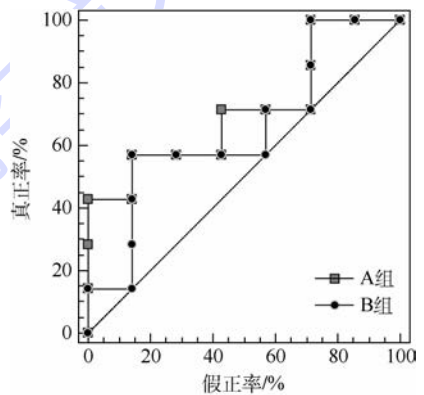


图 5 瞳孔直径检测管制疲劳的 ROC 曲线
Fig. 5 ROC curves of pupil diameter to detect air traffic controller's fatigue

3.4 讨论

通过以上分析可得,航班流量小,管制员工作负荷较小,被试感受到的疲劳主要是以工作时间累积导致的被动疲劳形式存在,疲劳后瞳孔直径显著减小,瞳孔直径的波动性增加。航班流量大,

执行管制任务时需持续地调动注意资源、协调知觉活动,合理的安排飞机的起飞和降落,保障安全,管制员工作负荷较大,易产生主动疲劳,因此瞳孔直径增加,随着该任务时间的延长,2种疲劳形式共存,相互制约,被试瞳孔直径的变化趋势趋于平缓,而工作时间不断地累积,达到一定量的时候被动疲劳对被试的瞳孔直径的影响占主要因素,瞳孔直径减小。虽然2种疲劳形式引起的瞳孔直径变化相反,但通过ROC曲线分析可得,2种航班流量下瞳孔直径指标均可以用来检测管制员的疲劳状态。

由此可以说明,瞳孔直径可以作为衡量管制员疲劳的有效指标,但不能简单地以瞳孔直径的减小幅度来确定疲劳程度。

4 结论

本文研究以模拟塔台管制眼动实验为基础,通过不同航班流量下疲劳前后瞳孔直径的对比及变化规律分析,得出以下结论:

1) 小航班流量下,被动疲劳占主要因素,疲劳后瞳孔直径显著减小。

2) 大航班流量下,最初主动疲劳对瞳孔直径影响占主要因素,瞳孔直径增大,随着工作时间的累积被动疲劳对瞳孔直径的影响逐渐增大,瞳孔变化趋势趋于平缓,当工作时间累积达到一定量的时候,被动疲劳对瞳孔直径的影响占主要因素,瞳孔直径逐渐减小,2种疲劳形式产生拮抗作用,共同制约瞳孔直径变化。

3) 通过ROC分析可知,这2种不同航班流量下,瞳孔直径指标均可以检测管制疲劳状态。

参考文献 (References)

- [1] MITLER M M, CARSKADON M A, CZEISLER C A, et al. Catastrophes, sleep, and public policy: Consensus report [J]. *Sleep*, 1988, 11(1): 100-109.
- [2] WILLIAMSON A, LOMBARDI D A, FOLKARD S, et al. The link between fatigue and safety [J]. *Accident Analysis & Prevention*, 2011, 43(2): 498-515.
- [3] 王永刚,董保健. 管制员人为差错影响因素及指标权重分析 [J]. *中国安全生产科学技术*, 2011, 7(2): 28-33.
WANG Y G, DONG B J. Analysis of human error influence factors and evaluation indexes weights determination for air traffic controller [J]. *Journal of Safety Science and Technology*, 2011, 7(2): 28-33 (in Chinese).
- [4] 孙涛,陈宇. 空中交通管制的疲劳管理和预防 [J]. *空中交通管理*, 2005(5): 4-10.
SUN T, CHEN Y. The management and prevention of ATC fatigue [J]. *Air Traffic Management*, 2005(5): 4-10 (in Chinese).
- [5] 孙瑞山,马广福,袁乐平. 语音反应时特性的管制员疲劳风险分析 [J]. *中国安全科学学报*, 2016, 26(12): 7-12.
SUN R S, MA G F, YUAN L P. Analysis of risk of controller fatigue based on characteristics of speech reaction time [J]. *China Safety Science Journal*, 2016, 26(12): 7-12 (in Chinese).
- [6] 汪磊,孙瑞山. 空中交通管制员疲劳状态实时监测方法的实现 [J]. *安全与环境工程*, 2013, 20(4): 87-91.
WANG L, SUN R S. Air traffic controller fatigue state implementation of real time monitoring method [J]. *Safety and Environmental Engineering*, 2013, 20(4): 87-91 (in Chinese).
- [7] MOLLARD R, CABON P, BOURGEOIS-BOUGRINE S, et al. Measurement of fatigue and sleepiness in ATC simulation [C] // *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*. London: SAGE Publications, 2000, 44(19): 208-211.
- [8] DASARI D, CROWE C, LING C, et al. EEG pattern analysis for physiological indicators of mental fatigue in simulated air traffic control tasks [C] // *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*. London: SAGE Publications, 2010, 54(3): 205-209.
- [9] WIYOR H D, NTUEN C A, STEPHENS J D W, et al. Classifying visual fatigue severity based on neurophysiological signals and psychophysiological ratings [J]. *International Journal of Human Factors and Ergonomics*, 2013, 2(1): 11-32.
- [10] CHARBONNIER S, ROY R N, BONNET S, et al. EEG index for control operators' mental fatigue monitoring using interactions between brain regions [J]. *Expert Systems with Applications*, 2016, 52: 91-98.
- [11] IQBAL S T, BAILEY B P. Using eye gaze patterns to identify user tasks [C] // *The Grace Hopper Celebration of Women in Computing*, 2004: 1-6.
- [12] HAISONG G, QIANG J. An automated face reader for fatigue detection [C] // *FGR'04 Proceedings of the 6th IEEE International Conference on Automatic Face and Gesture Recognition*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 111-116.
- [13] DI S L, MCCAMY M B, CATENA A, et al. Microsaccade and drift dynamics reflect mental fatigue [J]. *European Journal of Neuroscience*, 2013, 38(3): 2389-2398.
- [14] 马锦飞,常若松,高远. 瞳孔直径大小检测驾驶员疲劳的实证效度分析 [J]. *辽宁师范大学学报(社会科学版)*, 2014, 37(1): 67-70.
MA J F, CHANG R S, GAO Y. An analysis of empirical validity on pupil diameter size in driver fatigue measurement [J]. *Journal of Liaoning Normal University (Social Science Edition)*, 2014, 37(1): 67-70 (in Chinese).
- [15] 胥川,王雪松,陈小鸿. 无侵入测量指标的驾驶疲劳检测性能评估 [J]. *西南交通大学学报*, 2014, 49(4): 720-726.
XU C, WANG X S, CHEN X H. Evaluating performance of non-intrusive indicators on drowsy driving detection [J]. *Journal of Southwest Jiaotong University*, 2014, 49(4): 720-726 (in Chinese).
- [16] 丛晓妍,王增才,徐俊凯,等. 瞳孔测量法应用于疲劳检测的适应性 [J]. *长安大学学报(自然科学版)*, 2015, 35(6): 135-140.

CONG X Y, WANG Z C, XU J K, et al. Pupillary parameters as an objective tool for fatigue assessment[J]. Journal of Chang'an University (Natural Science Edition), 2015, 35(6): 135-140 (in Chinese).

[17] MORAD Y, LEMBERG H, YOFE N, et al. Pupillography as an objective indicator of fatigue[J]. Current Eye Research, 2000, 21(1): 535-542.

作者简介:

靳慧斌 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 安全人机交互。

于桂花 女, 硕士研究生。主要研究方向: 安全人机交互。

刘海波 男, 硕士研究生。主要研究方向: 安全人机交互。

Effectiveness analysis of pupil diameter detection for air traffic controller's fatigue

JIN Huibin^{1,*}, YU Guihua², LIU Haibo²

(1. General Aviation College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Flight Technology College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Air traffic controllers' fatigue has become a major hazard to affect civil aviation safety, and accurate detection of fatigue is an important means for fatigue warning and fatigue risk reduction. In order to study whether the pupil diameter can detect air traffic controllers' fatigue effectively, an experimental platform was constructed by using tower control simulation software and eye tracker, and the pupil data and subjective fatigue degree were collected. By analyzing the significance test of difference and change tendency of pupil diameter before and after fatigue at different flight flow rates, the effectiveness of pupil diameter index in detecting fatigue state was discussed. The study results show that when working time increases, the passive fatigue increases, and the pupil diameter decreases; when the flight flow increases, the active fatigue increases, and the pupil diameter increases. Both the factors restrict the change of pupil diameter. The receiver operating characteristic (ROC) curve analysis results show that the area under curve (AUC) values of the pupil diameter at 0.47 flight sorties per minute and 0.9 flight sorties per minute were 0.714 and 0.653 respectively, so pupil diameter can be an index for detecting air traffic controllers' fatigue.

Keywords: pupil; eye movement; air traffic control; fatigue; receiver operating characteristic (ROC) curve

Received: 2017-08-31; Accepted: 2017-12-04; Published online: 2018-01-15 11:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180112.1014.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1333112); Special Fund for Security Capacity of Civil Aviation Administration of China (TMSA1434/1-2); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122014B007)

* Corresponding author. E-mail: airhf207@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0516

基于工程转捩模型的高超声速进气道特性

杨慧^{1,2,*}, 路文睿^{1,2}, 李虹杨³, 岳连捷⁴

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083;
3. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035; 4. 中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 为研究高超声速进气道的性能参数随飞行高度、来流湍流度及来流马赫数的变化规律,并考察其压缩面上的边界层转捩现象对进气道性能的影响,采用本课题组程序平台 HGFS 所发展的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型进行了一系列的数值模拟工作,并对相应的流动现象和机理进行分析。首先,利用进气道压缩面的简化模型对 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型经验关联公式的高超声速改进方法进行了验证;其次,以某型等熵压缩面的高超声速进气道为对象,研究了飞行高度、来流马赫数对边界层转捩位置等多个参数的影响。结果表明:随着飞行高度的增加,压缩面上边界层转捩位置延后,进气道总压恢复系数下降;与地表情况相比,在设计飞行高度转捩位置延后了约 0.525 m,边界层厚度增加了约 73%,总压恢复系数下降了约 3.2%;来流湍流度变化 0.5% 量级可导致转捩位置移动 0.2 m 左右,但来流湍流度对总压恢复系数的影响则很小。

关键词: 高超声速进气道; 转捩模型; 飞行高度; 湍流度; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1408-11

高超声速飞行器是 21 世纪航空航天领域的研究热点,具有重要的战略意义^[1]。进气道是吸气式高超声速飞行器推进系统的关键组成部件之一,主要作用是对来流进行降速增压,为燃烧室提供稳定的高温、高压气流。进气道的气动特性的优劣和稳定性直接对发动机乃至整个飞行器的总体性能产生重要影响^[2]。

从空气动力学角度而言,高超声速进气道的工作环境具有以下特征:第一,飞行高度一般位于平流层,来流密度低且湍流度小,飞行器前体及进气道部分压缩面边界层通常为层流;第二,强增压效果使压缩面后部逆压梯度较大,容易导致层流边界层失稳及转捩;第三,高超声速进气道压缩面通常具有复杂波系结构,激波/边界层干涉现象也极易导致边界层发生转捩。

在高超声速飞行器进气道的设计和研究中,充分考虑壁面边界层的流动状态,准确模拟流动转捩的影响十分重要。边界层转捩具有分类复杂、影响因素多和预测难度大等特点^[3],对于高超声速流动,还需要考虑激波/边界层干涉效应、强逆压梯度等的影响,给数值模拟方法带来了很大挑战。

在目前阶段,基于 RANS(雷诺平均 Navier-Stokes 方程)的工程转捩模型方法仍然是工程上广泛采用的转捩预测方法^[4-6],而其中 Langtry 和 Menter 等^[5-6]所发展的基于间歇因子输运方程的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型得到了非常广泛的应用。许多学者对 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在低速流动中的转捩预测能力进行了校验及分析^[7-9]。尽管该模型的经验关联公式是基于低速平板风洞试验数据的,但也有

收稿日期: 2017-07-31; 录用日期: 2017-08-11; 网络出版时间: 2017-10-11 17:22

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171011.1722.002.html

* 通信作者。E-mail: huiyang@buaa.edu.cn

引用格式: 杨慧, 路文睿, 李虹杨, 等. 基于工程转捩模型的高超声速进气道特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1408-1418. YANG H, LU W R, LI H Y, et al. Hypersonic air inlet performance based on engineering transition model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1408-1418 (in Chinese).

学者对该模型在高超声速流动中的适用性进行了研究^[10-12],其结果表明,该模型对于部分工况,尤其是隶属于分离诱导转捩的算例,仍具有较为理想的预测精度,但对于其他一些算例的计算结果则不够理想。

基于上述问题,许多国内外学者先后提出了 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在高超声速流动下的改进方法,Cheng等^[13]在该模型中引入考虑马赫数的压力梯度修正,并对马赫数为8的尖锥进行数值模拟;张毅锋等^[14-15]利用平板绕流、裙锥绕流算例对上述修正方法进行进一步校验;张晓东和高正红^[16]对模型中的转捩动量厚度雷诺数进行修正,并利用双楔绕流算例进行验证;You等^[17]认为对于简单几何模型的高超声速绕流, $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的经验关联公式可以改写为仅与来流参数相关的简单形式;夏陈超等^[18]利用多个算例对3种现有的修正方法进行了对比分析;郑赟和李虹杨^[19]参考部分高超声速实验数据,对该模型的转捩动量厚度雷诺数经验关联公式进行改进,改善了模型对于高湍流度旁路转捩的预测精度。

首先,本文在笔者课题组 HGFS (Hybrid Grid Flow Solver) 程序平台中所发展的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的基础上,对文献[19]中的高超声速改进方法进行进一步研究,分析该方法对分离诱导转捩的预测精度的影响;其次,对来流马赫数为6.0的高超声速进气道进行数值模拟,研究进气道的性能参数随飞行高度、来流湍流度和来流马赫数的变化规律。

1 数值方法

Langtry等提出的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型^[5-6]有2个输运方程,分别为间歇因子 γ 的输运方程以及转捩起始动量厚度雷诺数 Re_θ 的输运方程,表达式分别为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\gamma u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\gamma \mu_t) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] + P_\gamma - E_\gamma \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{Re}_\theta)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \bar{Re}_\theta)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_\theta (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{Re}_\theta}{\partial x_j} \right] + P_\theta \quad (2)$$

式中: ρ 为密度; t 为时间; u_j 为速度张量; x_j 为坐标张量; Re 为来流雷诺数; σ_γ 和 σ_θ 为湍流模型常数。

式(1)中等号右端第1项为间隙因子的交叉扩散项, μ 为层流黏性系数, μ_t 为湍流黏性系数; P_γ 为间歇因子生成项; E_γ 为间歇因子耗散

项。式(2)中等号右端第1项为转捩起始动量厚度雷诺数 Re_θ 的交叉扩散项; P_θ 为转捩起始动量厚度雷诺数的源项。输运方程各项的完整表达式参见文献[5]。式(1)和式(2)2个输运方程的目的是计算得到流场中间歇因子的分布,还需要与 $k-\omega$ SST模型的2个输运方程相结合才能实现边界层转捩的模拟。

郑赟和李虹杨^[19]改进了 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型经验关联公式,引入一个以马赫数为变量的修正函数 $G(Ma)$,重新定义转捩起始动量厚度雷诺数 Re_θ 与当地湍流速度 Tu 的经验关联,如式(3)所示, λ_θ 为当地加速因子, Ma 为当地马赫数。其设计目标是在较低马赫数($Ma < 2$)时, Re_θ 与 Tu 的关系曲线近似与原始公式^[5]一致;而在较高马赫数($2 \leq Ma < 12$)时, Re_θ 与 Tu 的关系应尽量满足Denissen等^[20]所建议的马赫数分别为2.5、3.5和4.5的风洞试验数据;同时,还需要保证在 $2 \leq Ma < 12$ 范围内,修正函数 $G(Ma)$ 要近似满足文献[21]中图3的数据关系。经过多次的拟合与优化,得到如式(4)所示的改进后的 $G(Ma)$ 。

$$Re_\theta = E(Tu)F(\lambda_\theta)G(Ma) \quad (3)$$

$$G(Ma) = 0.77679 + 0.20011Ma + 0.08576Ma^2 - 0.01824Ma^3 + 0.00108Ma^4 \quad Ma \in [1, 12] \quad (4)$$

式(3)中等号右端的 $E(Tu)$ 以及 $F(\lambda_\theta)$ 的表达式不做修改,与文献[5]保持一致。新的经验关联公式的曲线如图1所示,可以看出当马赫数分别等于2.5、3.5和4.5时,采用新的经验关联公式计算得到的 Re_θ 值与目标值(参见文献[20])非常接近,当马赫数为2.5和3.5时,目标值几乎恰好位于曲线上,只有当马赫数为4.5时目标值与曲线偏离稍大。总体来看新经验关联公式的改进效果还是非常理想的。

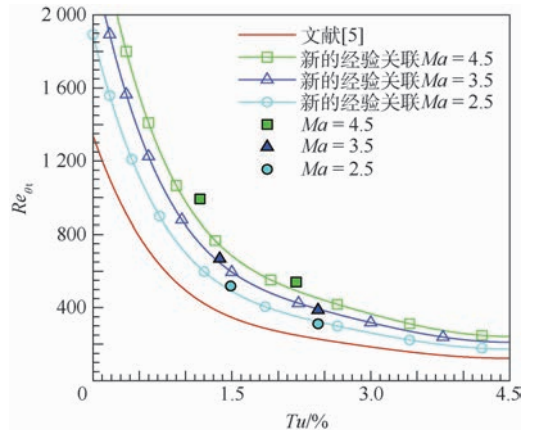


图1 Re_θ 与 Tu 的新的经验关联曲线

Fig. 1 New empirical correlation curves of Re_θ vs Tu

2 模型验证

Langtry 和 Menter 已经于 2009 年公开完整的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的相关公式^[22], 但研究结果表明该模型对 CFD 程序平台中的离散格式、数值方法等非常敏感, 添加该模型之后通常需要进行严格验证。本文所采用的 HGFS 平台中 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的验证参考了低压涡轮叶栅算例^[23]、流/热耦合涡轮算例^[24]、平板绕流算例及部分高超声速绕流算例^[10]。文献[19]对改进的新经验关联公式进行了初步验证, 但其中仅涉及了平板绕流、圆锥绕流等简单算例, 而本文则重点对高超声速进气道压缩面的转捩问题进行研究。

图 2 为高超声速飞行器进气道示意图。压缩面由 2 部分组成: 第 1 段压缩面角度 $\delta_1 = 9^\circ$, 第 2 段压缩面角度 $\delta_2 = 20.5^\circ$ 。来流马赫数 $Ma_\infty = 8.1$ 。Neuenhahn 和 Olivier^[25]、Reinartz 和 Ballmann^[26] 分别对该进气道压缩面进行了风洞试验研究及数值模拟研究, 对进气道几何模型进行了一定的简化, 即在保持角度不变的情况下, 将第 2 段压缩面靠近喉部的 3 次样条曲面以平面代替, 并加以延长, 形成了近似“双楔”的结构, 本文研究中也采用了相同的几何模型。

图 3 展示了前缘带倒圆的压缩面的计算网格, 为二维结构化网格, 其单元数量为 351×91 , 壁面处进行了加密, 第 1 层网格高度为 1×10^{-6} m, 膨胀比为 1.15。在本文所有的计算工况中, 第 1 层网格对应的 y^+ 均小于 0.4。

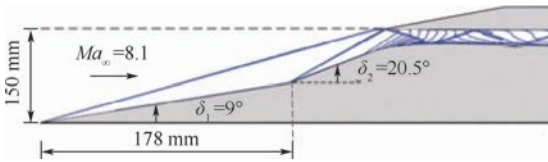


图 2 高超声速飞行器进气道示意图

Fig. 2 Schematic of air inlet of hypersonic aircraft

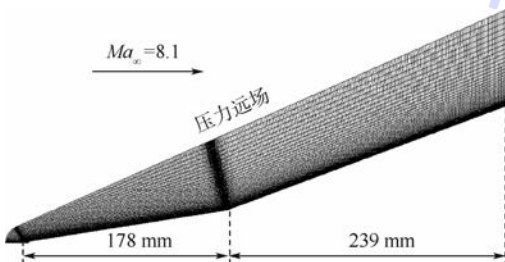


图 3 前缘带倒圆的压缩面的计算网格

Fig. 3 Computational mesh for blunt leading edge compression surface

分别利用 $k-\omega$ SST 模型、原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型及改进的转捩模型对该压缩面绕流进行数值模拟。边界条件如下: 来流进口、上边界以及出口均为压力远场, 前缘之前的引导区为无黏壁面, 双楔的两段为恒温黏性壁面; 来流马赫数 $Ma_\infty = 8.1$, 来流静压 $p_\infty = 520$ Pa, 来流静温 $T_\infty = 106$ K, 来流雷诺数 $Re_\infty = 3.8 \times 10^6$, 来流湍流度 $Tu_\infty = 0.9\%$ 。

图 4 展示了不同模型计算得到的转角位置静压和流线的分布。x 为实际位置的横坐标, 坐标原点在进气道转角处。y 为纵坐标, 为方便对比将改进的转捩模型的结果进行了对称处理, 其 y 值为实际位置纵坐标的负数。由图 4 可知改进的转捩模型的计算结果中转角位置出现了较大范围的高压区, 且存在分离泡, 而 $k-\omega$ SST 模型的计算结果中均没有出现。较强的分离泡一般会对壁面附近压力分布产生一定影响, 但从目前的结果尚不能推断出哪个结果更符合实际, 仍需要结合实验数据进一步分析。

图 5(a) ~ (c) 分别展示了不同的前缘倒圆半径 R ($R = 0$ mm 代表无倒圆) 情况下, $k-\omega$ SST 模型、原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型及改进的转捩模型的计算结果, 横坐标进行了归一化处理, 即分别除以两段压缩面的 x 方向长度 L 。其中实心符号为相应工况的风洞试验数据^[25]。 C_p 为压力系数, St 为斯坦顿数, 其定义分别为

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{0.5(\rho_\infty U_\infty^2)} \quad (5)$$

$$St = \frac{q}{\rho_\infty U_\infty c (T_{aw} - T_w)} \quad (6)$$

式中: p 为当地静压; p_∞ 为来流静压; ρ_∞ 为来流

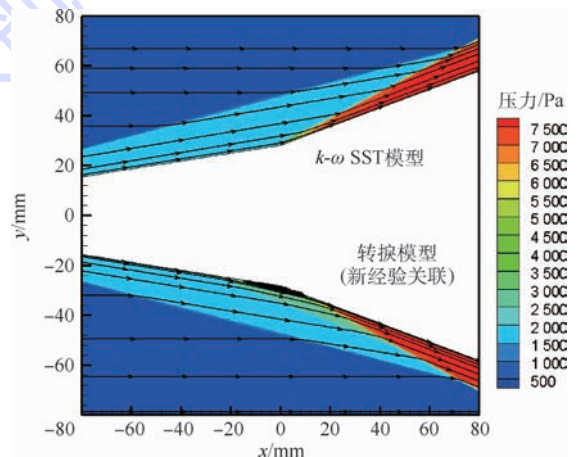


图 4 不同模型计算的静压和流线分布

Fig. 4 Distribution of static pressure and streamline calculated by different models

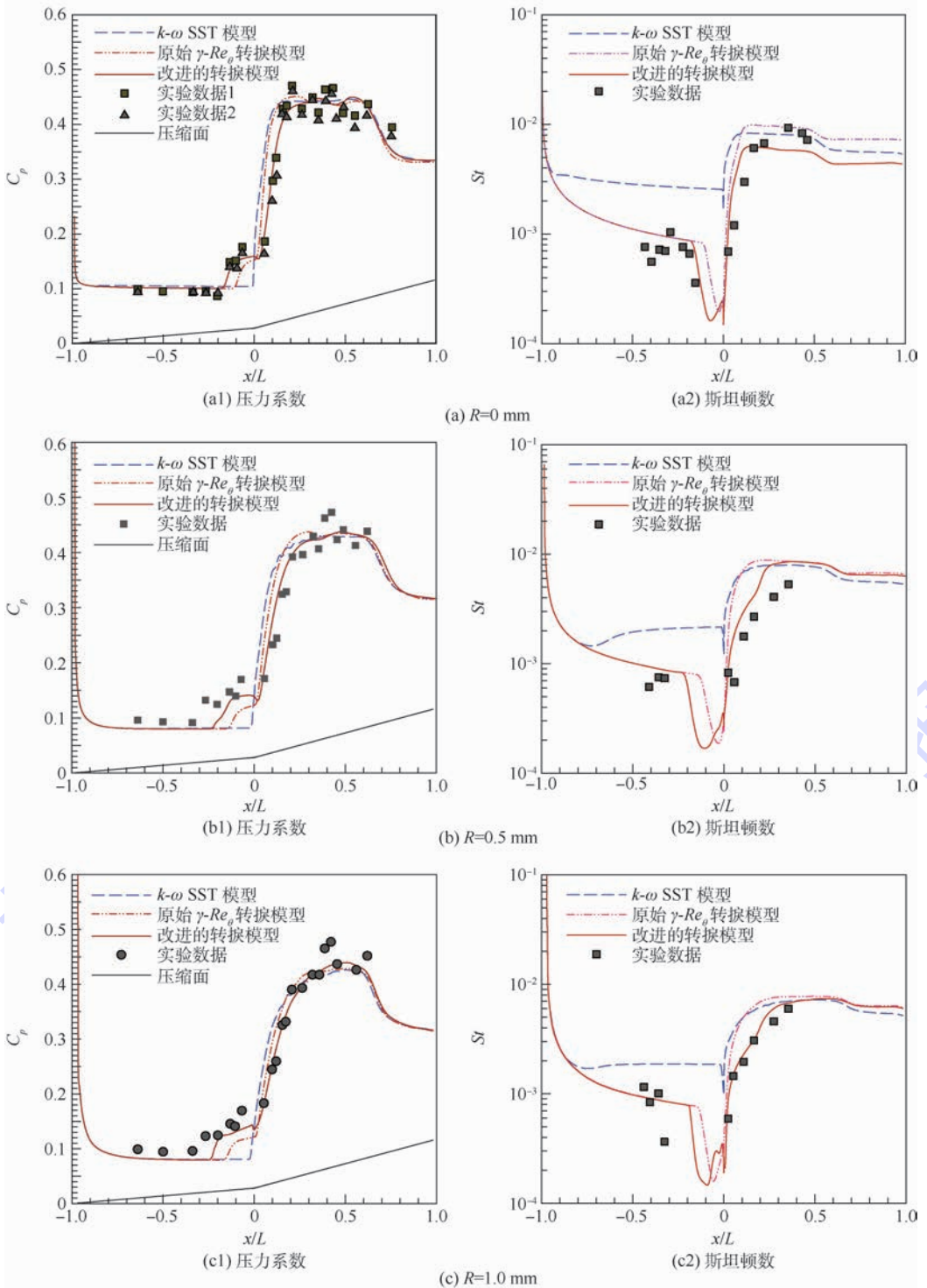


图5 计算得到的压力系数和斯坦顿数与实验值的对比

Fig. 5 Comparison of calculated pressure coefficient and Stanton number with experimental values

密度; U_∞ 为来流速度; c 为气体的定压比热容; q 为热流量; T_w 为壁面温度; T_{aw} 为绝热壁面温度, 文献[25]中的方法是使用来流总温代替绝热壁面温度。

对图5(a)、(b)、(c)中的计算结果进行分析,可以得到以下结论:

1) 从图5(a1)、(b1)、(c1)压力系数分布来看,一方面, $k-\omega$ SST模型的计算结果没有捕捉到转

角(即 $x/L=0$)位置的曲线平台区;原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型捕捉到了转角位置的平台区,但对于不同 R 的情况,该平台区均比较小,与实验值仍有一定差别;而改进的转捩模型的计算结果则与实验结果非常接近。另一方面, $k-\omega$ SST模型与原始 $\gamma-Re_\theta$ 模型计算得到的压力曲线上段均过于陡峭,而改进的转捩模型的结果与实验结果符合得更好。

2) 从图5(a2)、(b2)、(c2)斯坦顿数分布来

看, $k-\omega$ SST 模型的计算结果在第 1 段压缩面以及转角位置均呈现非常高的数值, 与实验结果相差很大。而原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型与改进的转捩模型的计算结果则与实验值符合得比较好, 但改进的转捩模型计算得到的斯坦顿数曲线低谷区更宽, 上升区更为平缓, 比原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的计算结果更准确。

上述高超声速进气道压缩面边界层转捩机制为分离诱导转捩。分离泡位置固定决定了转捩位置是基本固定的, 但改进的转捩模型在一定程度上解决了原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型中转捩发生得过于“容易”的问题, 使边界层的层流区域保持得更长, 导致更大范围内的层流分离, 计算结果更符合实际。新经验关联公式利用修正函数增加了相同条件下转捩起始动量厚度雷诺数在流场中的分布, 进而使得输运到边界层内部的转捩起始动量厚度雷诺数增加, 相当于提高了转捩模型中转捩判据的“阈值”, 在一定程度上抑制了高超声速条件下转捩发生过早的问题, 从而提高了对转捩的预测精度。

3 计算结果及分析

选取中国科学院设计的高超声速进气道进行数值模拟研究, 计算采用的是按照某方法进行折算后的参数。进气道尺寸为 $2.2\text{ m} \times 0.4\text{ m}$ (长度 \times 高度), 设计来流马赫数 $Ma_\infty = 6.0$, 设计飞行高度 $H = 26\text{ km}$ 。计算域及网格如图 6 所示, 图中展示的是 $1/5$ 密度的网格, 实际网格的单元总数为 15000, 第 1 层网格高度在 10^{-7} m 量级。在地表极限条件下, 相应的 y^+ 约为 1.0, 而设计飞行高度下, 相应的 y^+ 约为 0.3。计算采用了 $k-\omega$ SST 模型以及改进后的转捩模型。

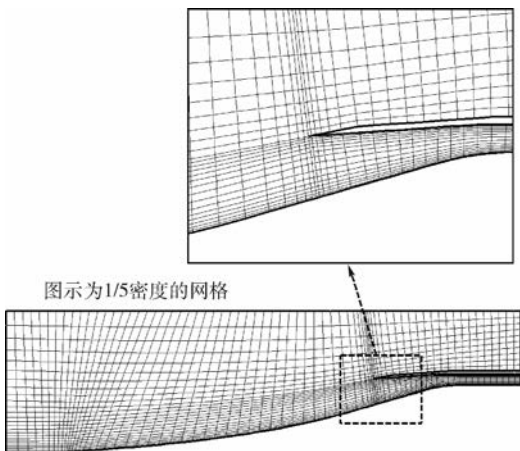


图 6 高超声速进气道的计算域和网格
Fig. 6 Computational domain and mesh of hypersonic air inlet

图 7 为计算得到的设计工况下, 即飞行高度 $H = 26\text{ km}$, 来流马赫数 $Ma_\infty = 6.0$ 时的压力分布。 x 为实际位置的横坐标, 坐标原点是进气道进口。从压力云图可以看出, 等熵压缩面上分布有一系列的强压缩波, 最外面的一道压缩波正好打在上唇口前缘。唇口位置出现了一道较强的 OSW, 激波后的气流压力迅速升高, 由 10 kPa 升高到了约 40 kPa , 增压效果明显。在之后的隔离段内激波出现了多次的壁面反射与交叉干涉现象。

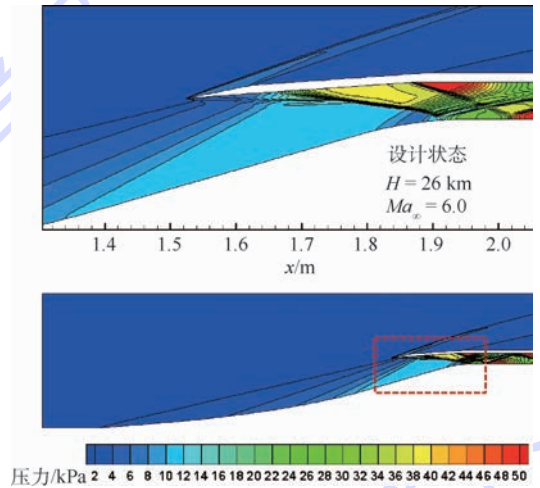


图 7 计算得到的设计状态静压分布
Fig. 7 Distribution of computed static pressure under design condition

3.1 性能参数随飞行高度的变化

图 8(a) ~ (c) 展示了进气道压缩面上压力系数 C_p 以及壁面摩擦系数 C_f 随飞行高度的变化规律, 来流湍流度 $Tu_\infty = 1.0\%$, 来流马赫数 $Ma_\infty = 6.0$ 。分析图 8(a) ~ (c) 可以得到如下结论:

1) 从图 8(a1)、(b1)、(c1) 可以看出, $k-\omega$ SST 模型和改进的转捩模型计算得到的压力系数曲线非常接近, 说明边界层转捩对进气道压缩面压力分布影响不大, 进而也不会对其增压能力产生影响。

2) 将图 8(c1) 和图 7 结合起来分析, 可以看出在 $x = 0 \sim 1.4\text{ m}$ 的区间内, 压缩面上的压力是逐渐升高的, 对应于图 7 中一系列的压缩波; 而在 $x = 1.4 \sim 1.8\text{ m}$ 区间内, 出现了很长的一段压力平台区, 对应于喉道前的一段平直压缩面, 该部分没有压缩波出现; 在 $x = 1.9\text{ m}$ 之后的区域, 即唇口 OSW 之后, 下表面压力迅速升高。

3) 从图 8(a2)、(b2)、(c2) 可以看出, 壁面摩擦系数受边界层流动状态的影响很大, $k-\omega$ SST 模型的计算结果近似代表了全湍流边界层, 压缩面上壁面摩擦系数几乎始终维持在较高的数值, 而改进的转捩模型的计算结果中可以看出壁

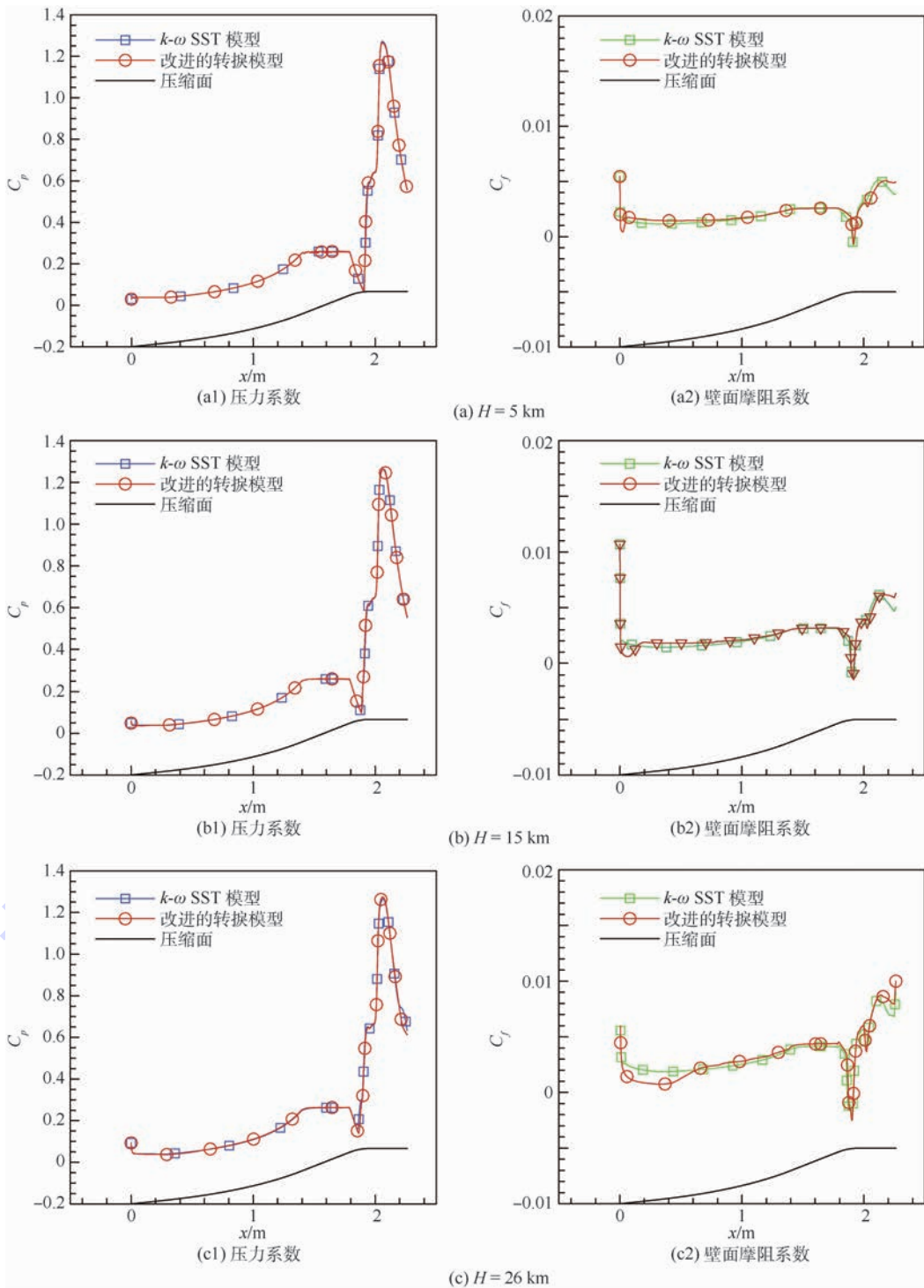


图 8 压力系数和壁面摩擦系数随飞行高度的变化

Fig. 8 Variation of pressure coefficient and skin friction resistance coefficient with flight height

面摩擦系数由较低水平突然增加的过程。层流边界层的壁面摩擦系数通常远低于湍流边界层,使气动损失减小,效率增加,斯坦顿系数降低。

4) 对比图 8(a2)、(b2)、(c2)中改进的转捩模型的计算结果,可以看出转捩位置随飞行高度的增加而延后。喉道位置的壁面摩擦系数曲线都存在一个低谷区,且随着飞行高度的增加,该低谷区范围更大,最小值更小。这是因为随着飞行高度增

加,来流雷诺数降低,压缩面上的边界层厚度增加,激波/边界层干涉效果更强烈,分离泡范围更大,进而导致壁面摩擦系数低谷区范围更大,数值更小。

图 9(a)~(c) 分别展示了在设计飞行速度,即来流马赫数 $Ma_\infty = 6.0$ 情况下,唇口 OSW 与边界层干涉产生的分离泡随飞行高度的变化规律,其中的彩色云图为密度分布。图中 y 为实际位置的纵坐标。由图 9 可知:

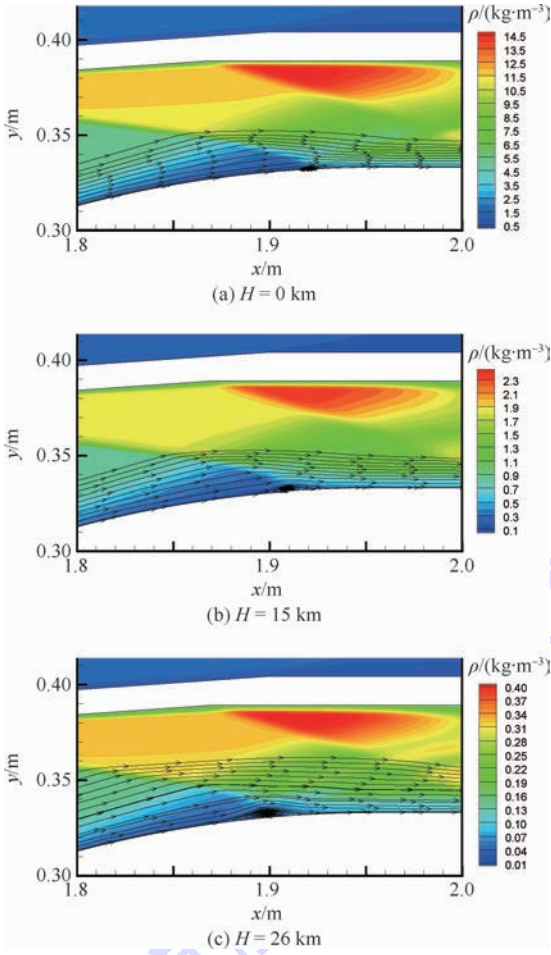


图9 分离泡强度随飞行高度的变化 ($Ma_\infty = 6.0$)
Fig. 9 Variation of separation bubble strength with flight height ($Ma_\infty = 6.0$)

1) 随着飞行高度的增加,分离泡强度逐渐增强,边界层内回流区的范围更广,且逆流速度更大,对壁面摩擦系数的影响程度也更剧烈,这与图8(a2),(b2),(c2)中的变化规律相一致。

2) 随飞行高度的增加,分离泡的位置略有提前,由图9(a)中的 $x = 1.92\text{ m}$ 提前到图9(c)中的 $x = 1.90\text{ m}$ 。通过仔细对比密度云图可以发现,对于不同的飞行高度,唇口 OSW 的角度实际上几乎没有改变,但边界层厚度的增加导致了激波/边界层干涉位置有所提前。

图10为喉道位置边界层内速度型曲线随飞行高度的变化规律。为避开分离泡,实际选择的是 $x = 1.85\text{ m}$ 位置的速度型曲线,并补充了多个飞行高度的计算结果。纵坐标中的 u 为当地气流速度, U_{ref} 为边界层外自由流速度。从速度型的变化规律可以看出,唇口附近位置的边界层厚度随飞行高度是逐渐增加的,与图8和图9中的分析相符。

表1列出了一些关键性能参数在不同飞行高度下的数值模拟结果,其中边界层厚度是相对于

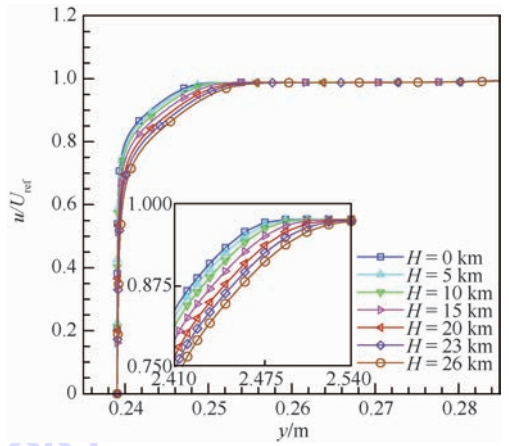


图10 速度型曲线随飞行高度的变化 ($x = 1.85\text{ m}$)
Fig. 10 Variation of velocity profile with flight height ($x = 1.85\text{ m}$)

进气道出口高度的百分比,第4列为压缩面上边界层转捩位置的横坐标。其中的转捩位置为近似数值,这是因为高超声速流动边界层通常很薄,即使通过间歇因子云图也难以分辨准确的转捩位置,而壁面摩擦系数曲线则显得更为直观,因此本文没有列出间歇因子云图。从表1中的数据可以得到如下结论:

1) 总压恢复系数随着飞行高度的增加逐渐下降,而且飞行高度越高总压恢复系数下降得越快,与地表状态相比,在设计飞行高度总压恢复系数下降了约3.2%。同时,边界层厚度增加了约73%。参考图8~图10的分析可知,边界层厚度增加,分离泡强度增大导致气动损失增加,是总压恢复系数下降的主要原因。

2) 转捩位置随飞行高度的增加逐渐延后,飞行高度在0~10 km的范围内转捩位置向后移动得较为缓慢,但随着飞行高度继续增加,转捩位置延后得十分明显。在地表状态,即 $H = 0\text{ km}$,转捩位置为 $x = 0.025\text{ m}$,几乎在前缘位置立即转捩;而在设计高度,即 $H = 26\text{ km}$,转捩位置为 $x = 0.55\text{ m}$,

表1 部分性能参数随飞行高度的变化

Table 1 Variation of some performance parameters with flight height

飞行高度/ km	总压恢复 系数	边界层厚度 (相对值)/%	转捩位置/ m
0	0.750	8.8	0.025
5	0.750	9.6	0.04
10	0.749	10.4	0.065
15	0.743	11.2	0.12
20	0.733	12.0	0.24
23	0.725	13.6	0.35
26	0.718	15.2	0.55

约在压缩面长度的 1/3 位置处。

3.2 性能参数随来流湍流度的变化

来流湍流度对边界层的转捩位置有非常重要的影响,来流湍流度的定义^[5]为

$$Tu_{\infty} = 100 \frac{\sqrt{2k/3}}{U} \quad (7)$$

式中: k 为湍动能, m^2/s^2 ; U 为当地速度。

在高超声速流动的数值模拟中,来流的速度通常是作为边界条件直接指定的,因此高超声速流动中的来流湍流度实际上相当于在边界处设定了湍动能,这与低速流动情况有所不同。

图 11(a) 和 (b) 分别展示了在飞行高度为 26 km 和来流马赫数为 6.0 条件下,压缩面上的压力系数和壁面摩阻系数随来流湍流度的变化规律。可以看出,压力系数几乎没有受到来流湍流度的影响,而壁面摩阻系数则有明显变化,压缩面上的转捩位置随着来流湍流度增加逐渐提前。

对比图 11(b) 和图 8(a2)、(b2) 可以看出,尽管在较低飞行高度以及较高的来流湍流度条件下,压缩面边界层转捩位置都非常靠前,但转捩

区长度却有很大差异,较低飞行高度下转捩区长度很短,而高来流湍流度条件下转捩区长度则较长。

表 2 列出了进气道总压恢复系数和压缩面边界层转捩位置随来流湍流度的变化规律,可以得出如下结论:转捩位置对来流湍流度的大小是非常敏感的,来流湍流度变化 0.5% 可能引起转捩位置移动 0.2 m 左右;进气道总压恢复系数随着来流湍流度的增加逐渐降低,但变化幅度较小,来流湍流度从 0.5% 增加到 2.5% 时,总压恢复系数下降约 0.8%。

其原因可解释如下:来流湍流度增加使转捩位置提前,压缩面上湍流边界层所占的范围更大,使得整体的流动动能损失增加,进而导致总压恢复系数在一定程度上有所下降,但从数值模拟结果来看,其影响效果比较小。

表 2 部分性能参数随来流湍流度的变化

Table 2 Variation of some performance parameters with free stream turbulence intensity

来流湍流度/%	总压恢复系数	转捩位置/m
0.5	0.705	0.7
1.0	0.703	0.55
1.5	0.700	0.35
1.75	0.699	0.25
2.5	0.697	0.1

3.3 性能参数随来流马赫数的变化

高超声速进气道及压缩面的工作状态同样受到来流马赫数的影响。在马赫数过低时,增压能力不足,背压过高,导致进气道“不启动”,其特征是唇口前出现大范围分离区,且发生严重溢流,如图 12 虚线框所示。本文进气道在 $Ma_{\infty} = 4.0$ 时为不启动状态,而 $Ma_{\infty} = 4.2$ 时为启动状态。当来流马赫数继续增加时,压缩波和唇口 OSW 的角

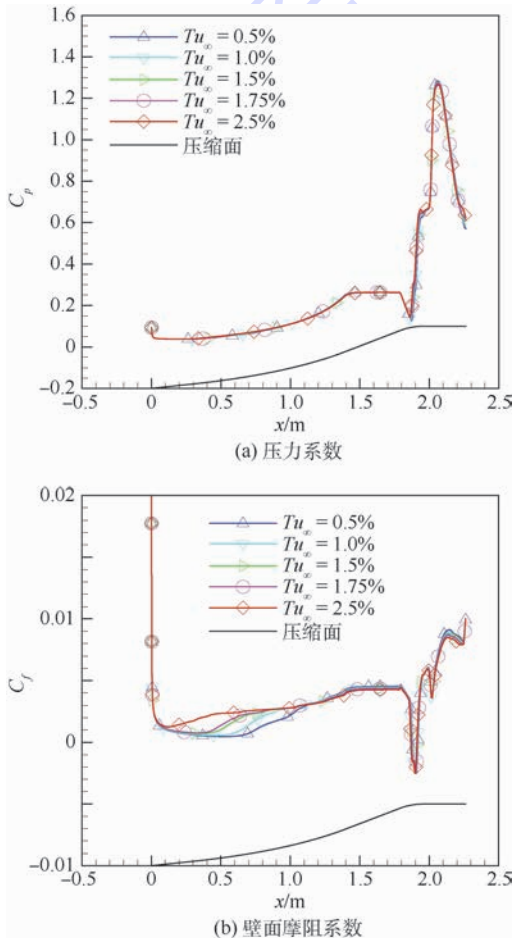


图 11 压力系数和壁面摩阻系数随来流湍流度的变化
Fig. 11 Variation of pressure coefficient and skin friction resistance coefficient with free stream turbulence intensity

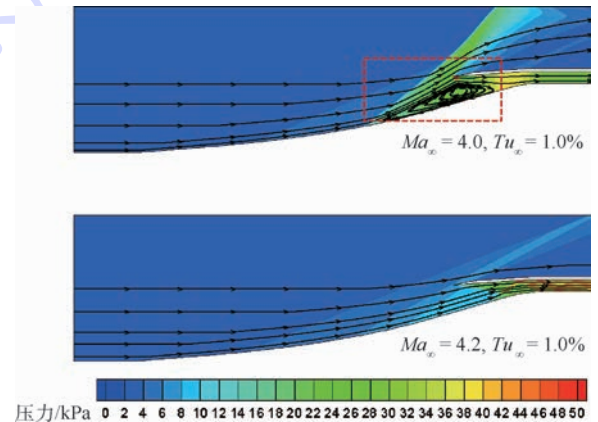


图 12 静压和流线随来流马赫数的变化
Fig. 12 Variation of static pressure and streamline with free stream Mach number

度会发生改变,进而影响隔离段内激波系的形态。

本文研究了进气道启动状态,即 $Ma_\infty > 4.2$ 情况下,来流马赫数对总压恢复系数和边界层转捩位置等的影响规律。

图 13 展示了来流马赫数在 4.2 ~ 7.0 范围内壁面摩擦系数的变化规律,计算工况飞行高度为 26 km,来流湍流度为 1.0%。其中虚线框内的关键位置进行了放大展示。可以看出来流马赫数在 4.2 ~ 5.0 时,随着来流马赫数增加,转捩位置逐渐延后且近似线性变化;来流马赫数为 5.5 时转捩位置突然大幅延后,但在 5.5 ~ 7.0 范围内,转捩位置几乎不再发生改变,压缩面上的壁面摩擦系数曲线也接近重合。

参考式(7),在保证 Tu_∞ 不变的情况下,可以看出随着来流马赫数增加,湍动能 k 是逐渐减小的,进而导致流场中 Re_θ 的分布增加,转捩位置会逐渐延后。图 13 中的计算结果与之相符,但转捩位置的详细变化规律仍需要通过计算才能得到。本文研究表明,在接近设计马赫数时,压缩面上的转捩位置是近似稳定的,几乎不随来流马赫数的变化而改变。

表 3 展示了总压恢复系数和转捩位置随来流马赫数的变化规律。可以看出在保证进气道启动状态下,即使很低的来流马赫数也能保持相对较高的总压恢复系数;来流马赫数略低于设计值时,进气道达到最理想的总压恢复系数;而来流马赫数高于设计值时,总压恢复系数则下降得较为严重,这主要是唇口 OSW 角度大幅改变,引起隔离段内激波系偏离设计状态所导致的。表 3 中的转

表 3 部分性能参数随来流马赫数的变化

Table 3 Variation of some performance parameters with free stream Mach number

来流马赫数	总压恢复系数	转捩位置/m
4.2	0.721	0.18
4.5	0.729	0.26
5.0	0.741	0.34
5.5	0.746	0.64
6.0	0.704	0.64
6.5	0.617	0.64
7.0	0.523	0.64

捩位置为近似数值,与图 13 中所分析的规律相符。

4 结论

本文首先采用某高超声速进气道压缩面的简化模型对 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的高超声速改进方法进行验证,并分析了相关机理;其次,对中国科学院高超声速进气道进行数值模拟,研究其性能参数随飞行高度、来流湍流度以及来流马赫数的变化规律。主要结论可归纳如下:

1) 改进的转捩模型利用特定的修正函数增加了相同条件下转捩起始动量厚度雷诺数在流场中的分布,进而提高转捩判据的阈值,在一定程度上抑制了转捩发生过早,或者过于“容易”的问题。本文研究表明,该改进方法对高超声速流动的分流诱导转捩同样有效。

2) 由计算结果可知,等熵压缩面的高超声速进气道增压能力几乎不受边界层流动状态的影响。在地表极限状态以及高空设计状态,边界层流动状态不同,但均能保证近似一致的理想增压效果。

3) 随着飞行高度的增加,压缩面边界层转捩位置延后,边界层厚度增加,唇口 OSW 与边界层干涉产生的分离泡强度增加。总体效果是使进气道总压恢复系数下降。与地表情况相比,设计飞行高度的转捩位置延后了约 0.525 m,边界层厚度增加了约 73%,总压恢复系数下降了约 3.2%。

4) 随着来流湍流度的增加,压缩面上的压力系数曲线几乎保持不变,而壁面摩擦系数曲线则变化较大,主要是因为转捩位置对来流湍流度比较敏感。来流湍流度变化 0.5% 可引起转捩位置移动 0.2 m 左右。进气道总压恢复系数随着来流湍流度的增加略有降低,当湍流度从 0.5% 增加到 2.5% 时,总压恢复系数下降约 0.8%。

5) 当来流马赫数在 4.2 ~ 5.0 范围内,压缩

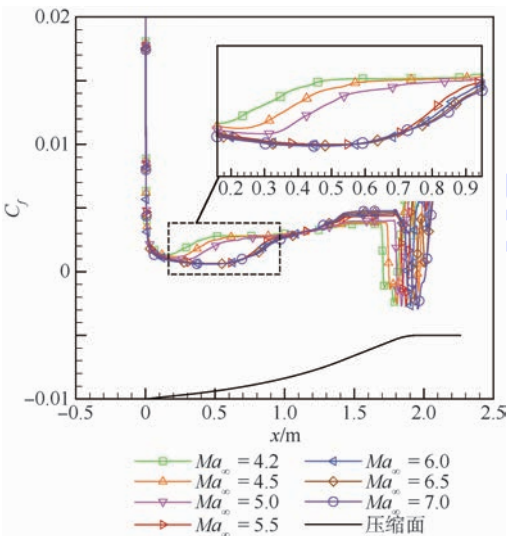


图 13 壁面摩擦系数随来流马赫数的变化

Fig. 13 Variation of skin friction resistance coefficient with free stream Mach number

面边界层转捩位置随马赫数的增加而延后,且近似线性变化;而当来流马赫数增大,即在5.5~7.0范围内,转捩位置则近似保持不变

本文对高超声速进气道的研究工作仅针对于二维模型,实际上三维流动效应对边界层转捩以及进气道性能参数也有非常重要的影响,将在后续的工作中加以研究。

参考文献 (References)

- [1] 黄伟,罗世彬,王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1259-1265.
HUANG W, LUO S B, WANG Z G. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1259-1265 (in Chinese).
- [2] 李祝飞. 高超声速进气道起动特性机理研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2013: 1.
LI Z F. An investigation on starting characteristics of hypersonic inlets[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013: 1 (in Chinese).
- [3] 张玉伦, 王光学, 孟德虹, 等. $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的标定研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 295-301.
ZHANG Y L, WANG G X, MENG D H, et al. Calibration of $\gamma-Re_\theta$ transition model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 295-301 (in Chinese).
- [4] 许丁, 马晖扬. 高超声速边界层工程转捩模式研究[J]. 中国科学院研究生院学报, 2009, 26(1): 43-49.
XU D, MA H Y. Engineering transition models for hypersonic boundary layer[J]. Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, 2009, 26(1): 43-49 (in Chinese).
- [5] MENTER F R, LANGTRY R B, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part I: Model formulation [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 57-67.
- [6] LANGTRY R B, MENTER F R, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part II: Test cases and industrial applications: GT-2004-53454 [C] // ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. New York: ASME, 2004, 4: 69-79.
- [7] MALAN P, SULUKSNA K, JUNTASARO E. Calibrating the $\gamma-Re_\theta$ transition model for commercial CFD [C] // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings. Reston: AIAA, 2009.
- [8] 陈奕, 高正红. $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在绕翼型流动问题中的应用[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(4): 411-418.
CHEN Y, GAO Z H. Application of $\gamma-Re_\theta$ transition model to flows around airfoils [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(4): 411-418 (in Chinese).
- [9] 钟伟, 王同光. 转捩对风力机翼型和叶片失速特性影响的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 385-390.
ZHONG W, WANG T G. Numerical analysis of transition effect on stall performance of wind turbine airfoils and blades [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 385-390 (in Chinese).
- [10] 郑赞, 李虹杨, 刘大响. $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在高超声速下的应用及分析[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 296-304.
ZHENG Y, LI H Y, LIU D X. Application and analysis of $\gamma-Re_\theta$ transition model in hypersonic flow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 296-304 (in Chinese).
- [11] 孔维萱, 阎超, 赵瑞. $\gamma-Re_\theta$ 模式应用于高速边界层转捩的研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(1): 120-126.
KONG W X, YAN C, ZHAO R. $\gamma-Re_\theta$ model research for high-speed boundary layer transition [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(1): 120-126 (in Chinese).
- [12] BENSASSI K, LANI A, RAMBAUD P. Numerical investigations of local correlation-based transition model in hypersonic flows: AIAA-2012-3151 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [13] CHENG G, NICHOLS R, NEROORKAR K, et al. Validation and assessment of turbulence transition models: AIAA-2009-1141 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [14] 张毅锋, 雷净, 张益荣, 等. 高超声速数值模拟平台转捩模型的标定[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 42-47.
ZHANG Y F, LEI J, ZHANG Y R, et al. Calibration of transition model for hypersonic numerical simulation platform [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 42-47 (in Chinese).
- [15] 张毅锋, 何琨, 张益荣, 等. Menter 转捩模型在高超声速流动模拟中的改进及验证[J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 397-402.
ZHANG Y F, HE K, ZHANG Y R, et al. Improvement and validation of menter's transition model for hypersonic flow simulation [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 397-402 (in Chinese).
- [16] ZHANG X D, GAO Z H. A numerical research on a compressibility-correlated langtry's transition model for double wedge boundary layer flows [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(3): 249-257.
- [17] YOU Y C, LUEDEKE H, EGGERS T, et al. Application of the $\gamma-Re_\theta$ transition model in high speed flows [C] // 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2012.
- [18] 夏陈超, 姜婷婷, 郭中州, 等. 压缩性修正对 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的影响研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(5): 603-609.
XIA C C, JIANG T T, GUO Z Z, et al. Effects of compressibility correction on $\gamma-Re_\theta$ transition model [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 603-609 (in Chinese).
- [19] 郑赞, 李虹杨. 基于新的经验关联公式的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型在高超声速流动中的应用[J]. 推进技术, 2015, 36(6): 839-845.
ZHENG Y, LI H Y. Application of $\gamma-Re_\theta$ transition model in hypersonic flow based on new correlation equation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(6): 839-845 (in Chinese).
- [20] DENISSEN N A, YODER D A, GEORGIADIS N J. Implementation and validation of a laminar-to-turbulent transition model in the wind-us code: NASA/TM-2008-215451 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2008: 27.
- [21] RESHOTKO E. Is retheta/me a meaningful transition criterion? [J]. AIAA Journal, 2007, 45(7): 1441-1443.
- [22] LANGTRY R B, MENTER F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes [J]. AIAA Journal, 2009, 47(12): 2894-2906.

- [23] 李虹杨,郑赟. 尾迹对涡轮叶栅边界层转捩的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 532-538.
LI H Y, ZHENG Y. Effect of wake on boundary layer transition of turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 532-538 (in Chinese).
- [24] LI H Y, ZHENG Y. Effect of surface roughness on conjugate heat transfer of a turbine vane; GT-2016-56744 [C] // ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2016: V05AT13A012.
- [25] NEUENHAHN T, OLIVIER H. Influence of the wall temperature and the entropy layer effects on double wedge shock boundary layer interactions [C] // 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2006.
- [26] REINARTZ B, BALLMANN J. Computation of hypersonic double wedge shock/boundary layer interaction [C] // 26th International Symposium on Shock Waves. Berlin: Springer, 2008: 1099-1104.

作者简介:

杨慧 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 叶轮机械气动弹性数值模拟和实验。

路文睿 女, 硕士研究生。主要研究方向: 叶轮机械流动数值模拟、叶片颤振数值模拟。

李虹杨 男, 博士研究生。主要研究方向: 高超声速流动数值模拟、流/热耦合数值模拟。

Hypersonic air inlet performance based on engineering transition model

YANG Hui^{1,2,*}, LU Wenrui^{1,2}, LI Hongyang³, YUE Lianjie⁴

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China;
3. AVIC Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035, China;
4. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: In order to study the variation of the performance parameters of a hypersonic air inlet with the flight height, free stream turbulence intensity and free stream Mach number, and the influence of the boundary layer transition on the compression surface on air inlet performance, a series of numerical simulations were conducted by using the $\gamma-Re_\theta$ transition model developed in a in-house HGFS and the flow phenomena and mechanisms were analyzed. Firstly, the improved $\gamma-Re_\theta$ transition model implemented in the HGFS code was verified using a simplified model of an air inlet compression surface. Secondly, a hypersonic air inlet with isentropic compression surface was studied the effect of flight height and Mach number on parameters such as the transition location. Main conclusions are as follows: with the increase of the flight height, transition location of the boundary layer moves downstream on the compression surface, and the total pressure recovery coefficient decreases. Compared with the ground surface state, at the design flight height, the transition location moves downstream for about 0.525 m, the boundary layer thickness increases by about 73%, and the total pressure recovery coefficient decreases by 3.2%. About 0.5% magnitude change of the inflow turbulence intensity will contribute to 0.2 m movement of the transition location. However, the influence of turbulence intensity on the total pressure recovery coefficient is quite small.

Keywords: hypersonic air inlet; transition model; flight height; turbulence intensity; numerical simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0529

机电作动系统非指令振荡信号的故障影响分析

孙晓哲*, 杨珍书, 杨建忠, 王立宝

(中国民航大学 天津市民用航空器适航与维修重点实验室, 天津 300300)

摘 要: 多电/全电飞机的发展使得机电作动系统(EMA)逐渐应用于飞机舵面的作动,其故障模式和故障影响问题是适航审查的重点。为解决机电作动系统中非指令振荡信号导致的故障模式及故障影响不明确的问题,分析了振荡信号的产生机理、产生位置及表现形式,对变频率、变幅值的振荡信号在机电作动系统中的故障传播和影响展开研究。结果表明:系统架构会改变振荡信号波形,传感器输出振荡信号对系统的故障影响最大,系统舵偏角输出与振荡信号同频率变化,且频率在0.2~3 Hz、8~10 Hz的振荡信号会引发电磁转矩与舵偏角不可接受的振荡,振荡信号幅值影响系统跟踪指令的速度。

关键词: 机电作动系统(EMA); 非指令振荡; 故障模式; 故障影响; 功率电传

中图分类号: V242.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1419-11

随着电子计算机和数字通信技术的发展,电传飞控系统逐渐取代机械式飞控系统,广泛应用于现代民用客机^[1]。电传飞控系统与机械式飞控系统不同,采用电信号传输指令信号控制飞机的飞行姿态和运动。然而电信号在传输过程中易受到内外干扰,形成非指令信号。非指令信号可能会引起电传飞控系统功能不正常,使飞机舵面产生断开、锁死、非指令运动或急偏、错误的指示告警、振荡失效等不可接受的响应,最终导致飞行事故。其中,振荡形式的非指令信号是电信号在传输过程中受到设备内部元件的耦合干扰而产生的一种非指令信号^[2-3]。振荡信号易引起舵面过度持续振荡,是飞行控制系统设计时需要考虑的一种典型故障模式,该故障模式将导致不安全的飞行轨迹或结构失效,妨碍飞机的继续安全飞行与着陆^[4-5],是适航审查的重点和难点。因此本文针对指令信号振荡引起失效的故障机理及故障影响开展研究十分必要。

国内外关于指令信号振荡方面的研究集中于振荡故障检测功能实现和算法开发上^[6-7],故障模式和影响的数据信息多来源于工业技术报告和军方报告的经验数据等,鲜有文献对其故障机理及故障影响特征展开系统的研究^[8-9]。

机电作动系统(EMA)作为新型电功率作动系统之一,已应用于空客380和波音787新型民用客机的水平安定面配平及扰流板作动,成为电传飞控系统的典型特征之一。本文将建立机电作动系统动力学模型并对振荡信号的产生机理进行分析。开展非指令振荡信号故障影响的仿真分析,对振荡信号的产生位置、不同频率和不同幅值带来的故障影响展开系统化研究,为机电作动系统非指令振荡信号的审查提供支持。

1 故障机理分析

1.1 振荡信号产生机理

对于采用复杂数字式软硬件实现的电传飞控

收稿日期: 2017-08-21; 录用日期: 2017-10-20; 网络出版时间: 2017-12-06 08:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171204.1854.003.html

基金项目: 中国民航大学科研启动基金(2011QD15X); 大飞机重大专项

* 通信作者. E-mail: sxz_2002@163.com

引用格式: 孙晓哲, 杨珍书, 杨建忠, 等. 机电作动系统非指令振荡信号的故障影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1419-1429. SUN X Z, YANG Z S, YANG J Z, et al. Failure effect analysis of uncommand oscillation signals in electromechanical actuation system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1419-1429 (in Chinese).

$$\begin{bmatrix} u_A(t) \\ u_B(t) \\ u_C(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L-M & 0 & 0 \\ 0 & L-M & 0 \\ 0 & 0 & L-M \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_A(t) \\ i_B(t) \\ i_C(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_A(t) \\ e_B(t) \\ e_C(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_A(t) \\ i_B(t) \\ i_C(t) \end{bmatrix}$$

式中: $u_A(t)$ 、 $u_B(t)$ 和 $u_C(t)$ 为电机三相定子绕组的相电压; $e_A(t)$ 、 $e_B(t)$ 和 $e_C(t)$ 为电机三相定子绕组的反电势; $i_A(t)$ 、 $i_B(t)$ 和 $i_C(t)$ 为电机三相定子绕组的相电流; R 为相电阻; L 为定子绕组自感, M 为定子绕组互感,且 $L-M > 0$ 。

电磁功率满足 $P = e_A i_A + e_B i_B + e_C i_C$; 不计转子的机械损耗和杂散损耗,电磁功率全部转化为转子动能可得 $P = T_m \dot{\theta}_m$,机电作动系统转矩方程为

$$T_m(t) = \frac{e_A(t)i_A(t) + e_B(t)i_B(t) + e_C(t)i_C(t)}{\dot{\theta}_m(t)}$$

式中: $T_m(t)$ 为无刷直流电机电磁转矩; $\dot{\theta}_m(t)$ 为无刷直流电机转子角速度。

机电作动系统运动方程为

$$T_m(t) = J \ddot{\theta}_m(t) + B \dot{\theta}_m(t) + T_L$$

式中: J 为机电作动系统转动惯量, $J = J_m + \frac{1}{i^2 \eta_1} \cdot J_s$, J_m 为无刷直流电机转子的转动惯量, J_s 为滚珠丝杠的转动惯量, i 为齿轮减速箱的传动比, η_1

为齿轮减速箱的传递效率; $\ddot{\theta}_m(t)$ 为无刷直流电机转子的角加速度; B 为机电作动系统黏滞阻尼系数, $B = B_m + \frac{1}{i^2} B_s$, B_m 为无刷直流电机的黏滞阻

尼系数, B_s 为滚珠丝杠的黏滞阻尼系数; $T_L = \frac{1}{i \eta_1} \cdot \frac{F_a(t) P_L}{2 \pi \eta_2}$ 为负载转矩, $F_a(t)$ 为滚珠丝杠轴向驱动

力, P_L 为滚珠丝杠导程, η_2 为滚丝杠的传动效率。

滚珠丝杠输出轴转角 θ_s 和无刷直流电机转角 θ_m 间的关系为

$\theta_s = i \theta_m$

系统输出舵偏角 θ 与丝杠螺母位移 x_L 关系为

$\arctan \theta = \frac{x_L}{r_{sr}}$

式中: r_{sr} 为舵面转动半径; $\theta \approx K x_L$, K 为位移角度系数,其与舵面的转动半径相关。

2.2 仿真分析

已知机电作动系统参数如下^[17-18]: 额定电压

$U = 270 \text{ V}$, 额定转速 $n = 12000 \text{ r/min}$, 反电势系数 $K_e = 0.0229 \text{ V}/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$, 滚珠丝杠导程为 5 mm , 齿轮减速箱传动比 $i = 20$ 。

给定目标舵偏角为 1° , 图3~图5为机电作动系统舵偏角、电机转速及转矩输出。电机在 0.01 s 内完成加速并以额定转速带动齿轮减速箱及滚珠丝杠作动, 转速波动小; 舵偏角响应速度受到齿轮减速箱和机械传动装置限制, 在 1.85 s 内跟踪指令信号, 完成作动, 电机停转。

为了验证模型建立的合理性与正确性, 将仿真数据与文献[19]中直线式机电作动系统的无刷直流电机实验数据进行对比, 文献[19]中驱动电机额定功率 1.5 kW , 额定转速 10000 r/min 。对比如图6所示, 本文基于模型的电机转速仿真曲线与文献[19]实验数据趋势一致, 并且电机转速及响应性能均符合实验规律。由此, 验证了机电作动系统模型的正确性与有效性。

此外, 已知某机型水平安定面机电作动系统最大偏转速度至少为 $0.5^\circ/\text{s}$, 最小偏转速度至少为 $0.1^\circ/\text{s}$, 位移控制精度为 0.05 mm 。由图3可知系统输出舵偏角偏转速度达到 $0.5^\circ/\text{s}$, 由图6可知电机响应时间为 0.01 s , 稳态误差为

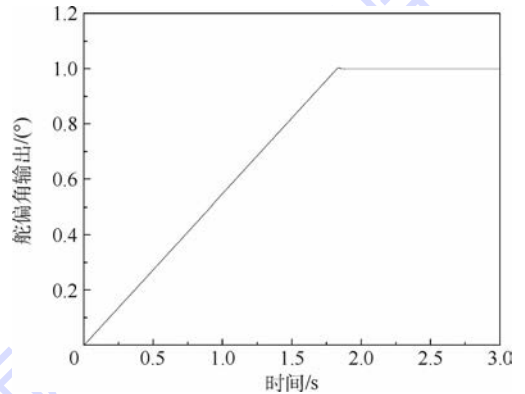


图3 机电作动系统舵偏角输出

Fig. 3 Control surface deflection angle output of EMA

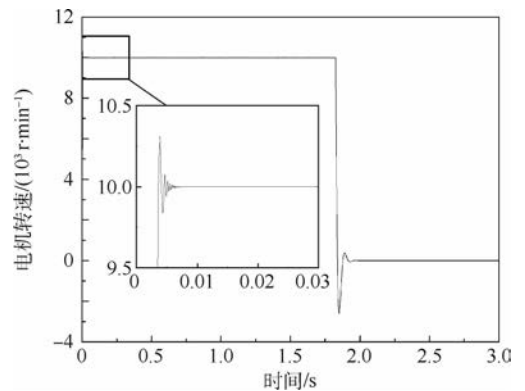


图4 机电作动系统电机转速

Fig. 4 Motor speed of EMA

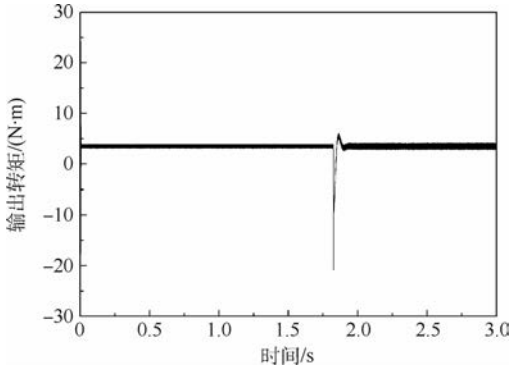


图5 机电作动系统输出转矩

Fig. 5 Output torque of EMA

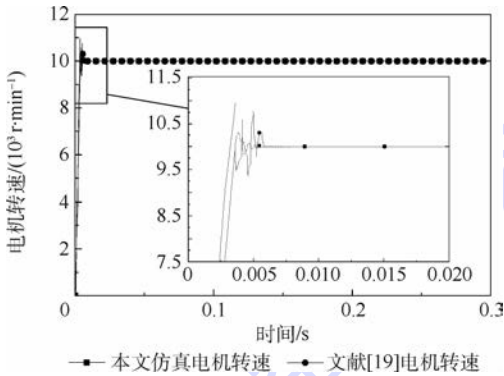


图6 电机转速对比

Fig. 6 Comparison of motor speed

3%,其响应性能符合民用客机水平安定面舵面偏转要求。

3 振荡故障分析

由于振荡信号为电信号,且是电信号在传输过程中受到干扰而发生的畸变,因此振荡信号的注入方法为故障信号与正常指令信号的叠加,即液态故障(图7)。

振荡信号的振荡形式为三角波到正弦波中的任意一波形,为便于数值计算,考虑到正弦曲线的连续性,本文选取振荡信号波形为正弦波,且随机选取振荡信号幅值为正常信号幅值的30%~250%。

综上,振荡信号注入如图8~图10所示。

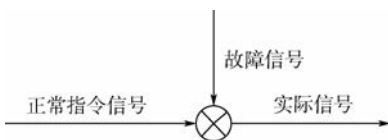


图7 液态故障

Fig. 7 Liquid failure

3.1 定频率定幅值故障分析

由2.2节可知,振荡信号产生位置分别为机电作动系统控制器输出端、传感器输出端、驱动器

输入端。选取正弦振荡信号的频率为5 Hz,幅值为正常信号幅值的100%。0.5 s时叠加振荡信号,研究振荡信号不同的产生位置对系统的故障影响。由注入振荡信号后无刷直流电机转速(图11)、系统输出转矩(图12)及舵偏角(图13)变化可知:

1) 无刷直流电机转速、系统输出转矩及舵偏角波动与振荡信号同频率变化。

2) 振荡信号波形在传输过程中发生变化,舵偏输出已不为正弦波而为三角波。

3) 故障影响严重程度:传感器输出端 > 控制器输出端 > 驱动输入端。

驱动器 PWM 波周期为 $50 \mu\text{s}$,功率管导通切换频率为 50 kHz 远大于振荡信号的频率,并且功率管为正向导通,振荡信号基本不影响功率管的导通。无刷直流电机三相绕组中一相导通异常时,仍有两相绕组能够保持电机正常运行,因此驱动器突发振荡信号对系统输出影响可忽略。

控制器闭环控制使系统能够跟踪指令信号,控制器输出信号突发振荡后,作动系统输出舵偏角跟踪含有振荡的指令信号,系统仍能正常作动,只是输出舵偏随振荡信号波动。

传感器输出信号突发振荡时,控制器根据错误的反馈信号对系统进行错误的控制,指令信号与反馈信号的偏差值逐渐增大,系统不能正常跟踪指令信号;无刷直流电机转速在额定正转、反转间切换,相比由于控制器输出信号突发振荡引起的电机启停切换,功率至少增加1倍;输出转矩随无刷直流电机转速发生同频率抖动,无刷直流电机以额定功率作动且频繁正反转切换,电机保持最大功率工作状态易被烧毁,并可能损伤机械传动机构。

由于控制器存在电流限幅,无刷直流电机输出转速在额定转速内切换,振荡信号波形在传输过程中发生变化,舵偏输出已不为正弦波而为三角尖波。

3.2 定频率变幅值故障分析

由3.1节分析可知,驱动器输入振荡信号对系统的故障影响可忽略,本节选取振荡信号的频率为5 Hz,幅值分别为正常信号幅值的30%、175%与250%,0.5 s时分别在控制器输出端和传感器输出端叠加振荡信号,研究振荡信号的幅值大小对作动系统的故障影响。由系统故障响应(见图14和图15)可知:

1) 当控制器输出振荡信号幅值大于100%时,作动过程中的故障响应时刻与振荡信号幅值

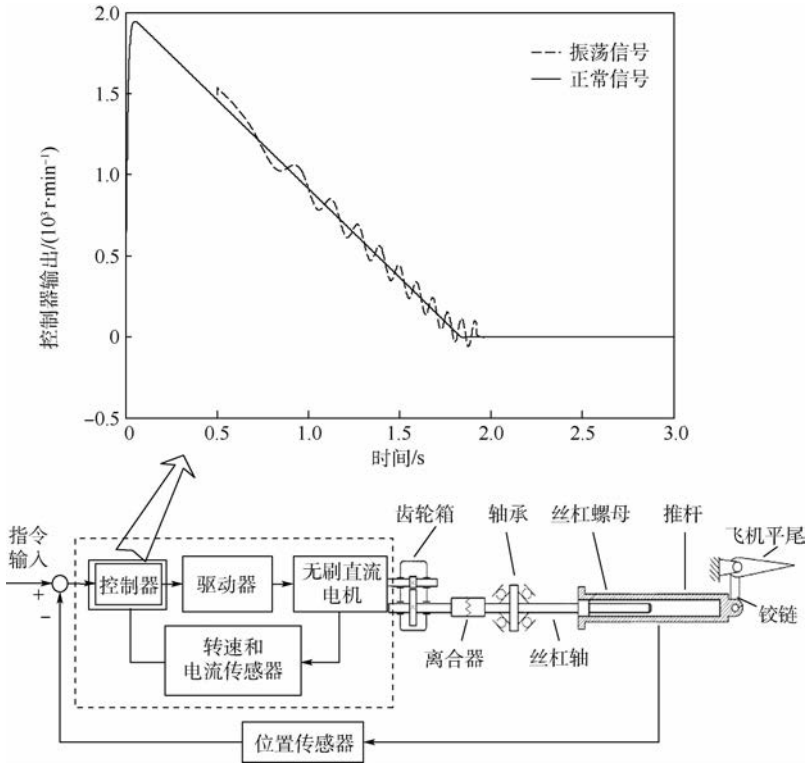


图 8 控制器输出端注入振荡信号

Fig. 8 Controller output terminal injected with oscillation signal

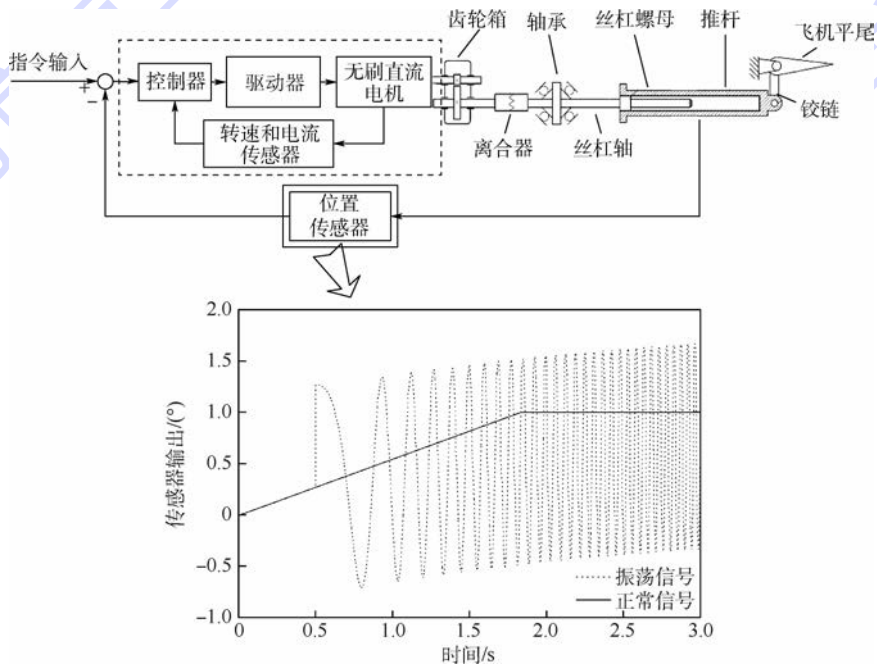


图 9 传感器输出端注入振荡信号

Fig. 9 Sensor output terminal injected with oscillation signal

有关:幅值越大,故障响应时间越早;控制器输出 250% 的振荡信号时,虽然其跟踪速度随振荡信号的幅值增大而减小,但仍远大于传感器输出振荡信号时系统的响应速度(见图 16)。

2) 对于传感器输出振荡信号而言,舵偏波动

幅值与振荡信号幅值无关,与系统性能有关。

3.3 变频率定幅值故障分析

由 2.2 节知,造成振荡失效的振荡信号频率范围通常为 0.2 ~ 10 Hz,取正弦振荡信号幅值为正常信号幅值的 100%,频率为 0.2 ~ 10 Hz 随时间

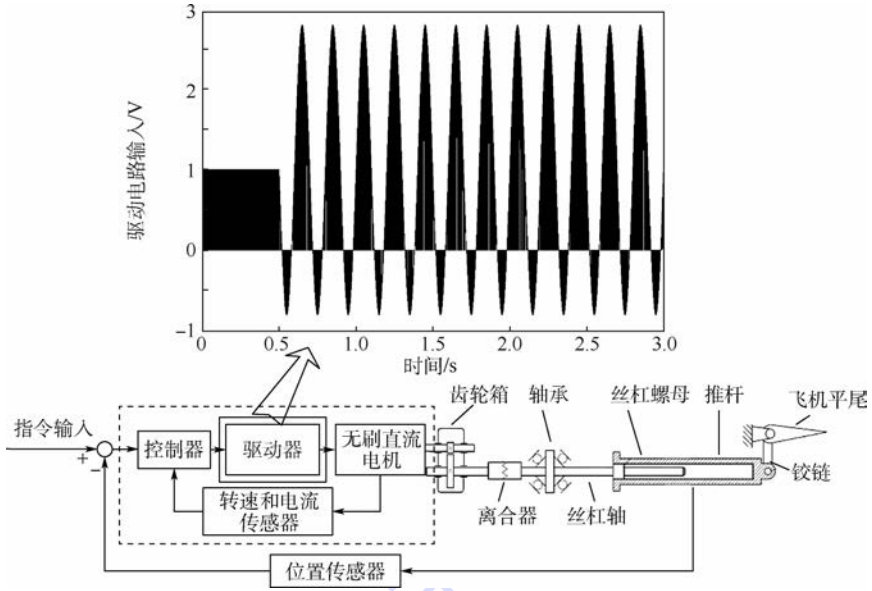


图 10 驱动器输入端注入振荡信号

Fig. 10 Motor driver input terminal injected with oscillation signal

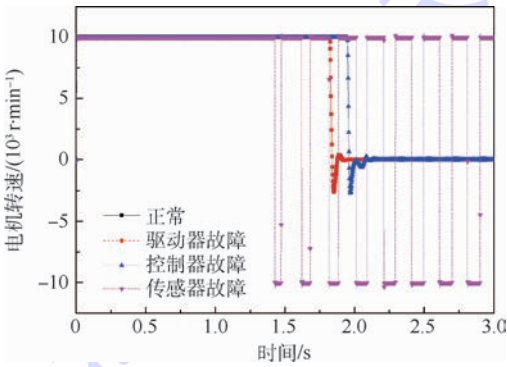


图 11 不同位置注入振荡信号后的电机转速

Fig. 11 Motor speed after injecting oscillation signal in different positions

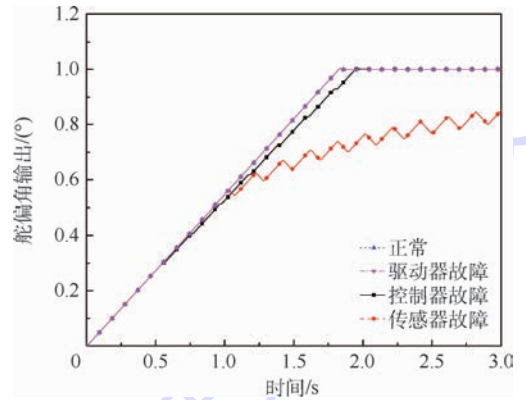


图 13 不同位置注入振荡信号后的舵偏角输出

Fig. 13 Surface deflection angle output after injecting oscillation signal in different positions

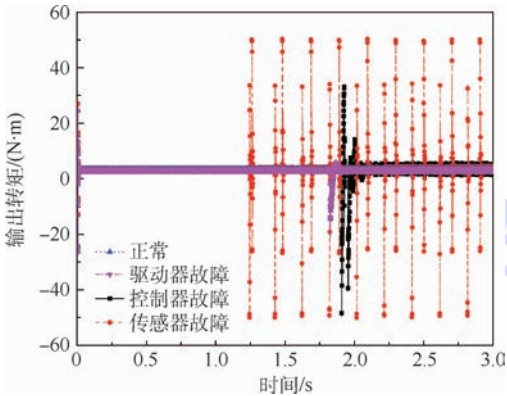


图 12 不同位置注入振荡信号后的输出转矩

Fig. 12 Output torque after injecting oscillation signal in different positions

传感器输出端叠加振荡信号,研究不同频率的振荡信号对系统的故障影响。由系统故障响应可知:

- 1) 系统故障响应(电机转速、输出转矩和舵偏角)的波动与振荡信号同频率变化。
- 2) 振荡信号频率小于 3 Hz 时,系统舵偏角输出波动剧烈,不能跟踪指令,且振荡信号频率越小,对系统干扰越强。
- 3) 振荡信号频率大于 8 Hz 时,电磁转矩振荡明显,系统输出转矩频繁切换,易损伤机械传动装置,且振荡信号频率越高,输出转矩切换时刻越早。

逐渐增大。取舵偏指令信号为幅值 0.01°、频率 5 Hz 的正弦信号,旨在观察系统对周期时变信号的跟踪能力。由 3.1 节知,驱动器突发振荡信号对系统输出影响可忽略,0.5 s 时分别在控制器、

由图 17 和图 18 可知,控制器输出端注入振荡信号,系统仍能跟踪正弦指令,但是随着振荡信号频率的增大,电磁转矩输出振荡明显。传感器输出振荡信号,输出舵偏完全不能跟踪指令信号,

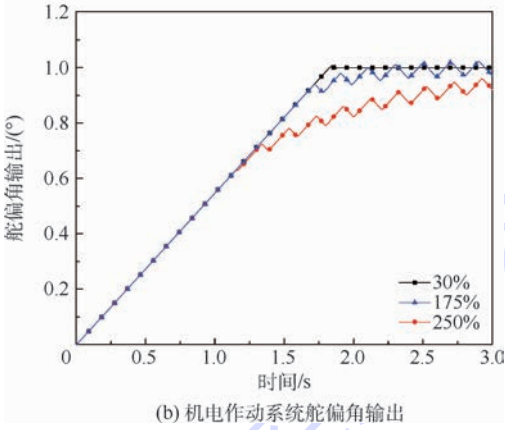
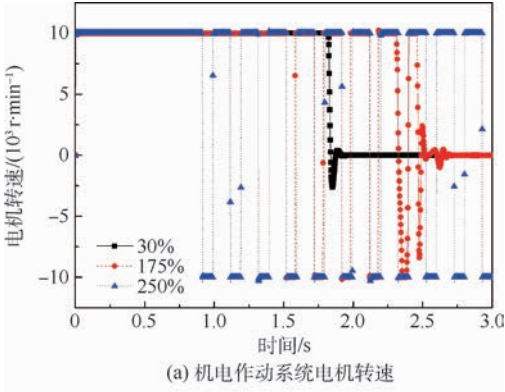


图 14 控制器输出变幅值振荡信号

Fig. 14 Oscillation signal of varied amplitude injected in controller output

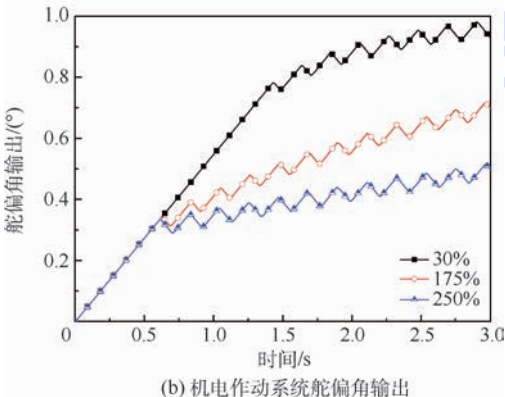
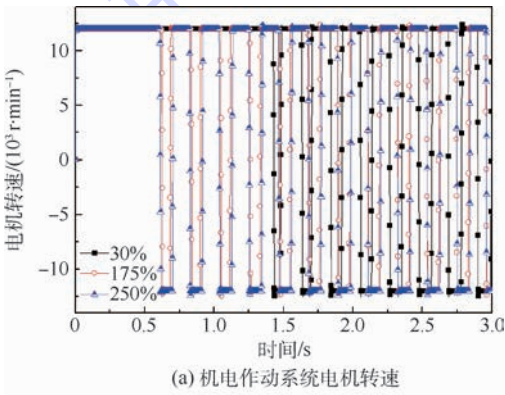


图 15 传感器输出变幅值振荡信号

Fig. 15 Oscillation signal of varied amplitude injected in sensor output

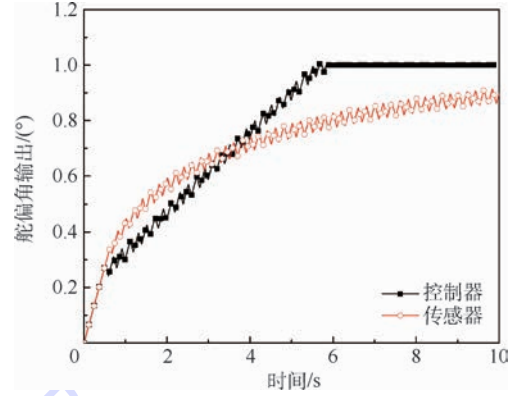


Fig. 16 Comparison of oscillation signal failure effect between controller and sensor

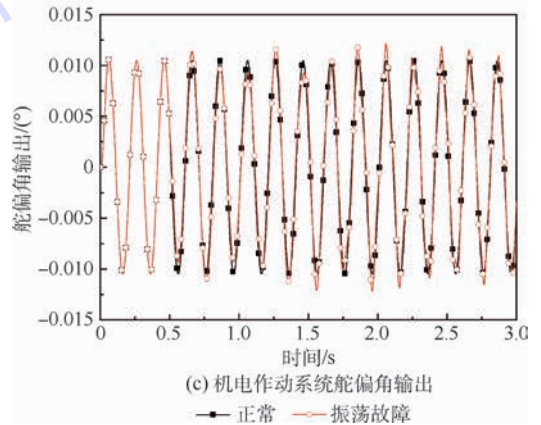
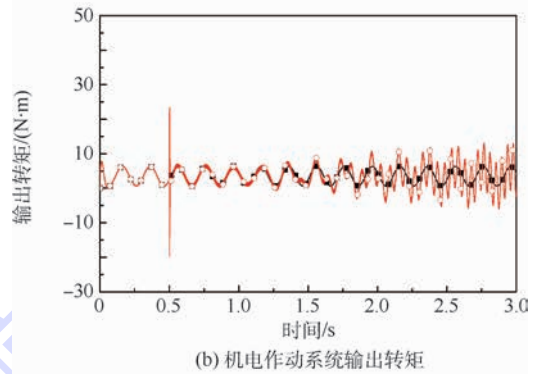
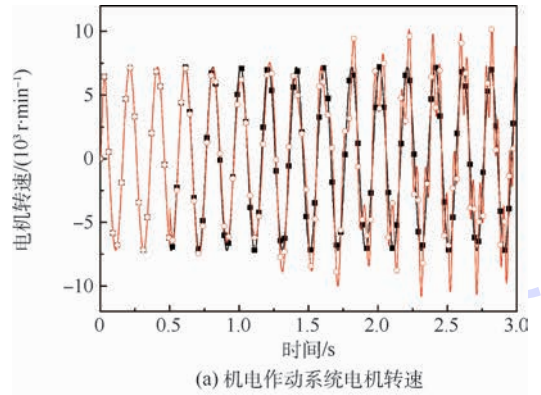


图 17 控制器输出变频率振荡信号

Fig. 17 Oscillation signal of varied frequency injected in controller output

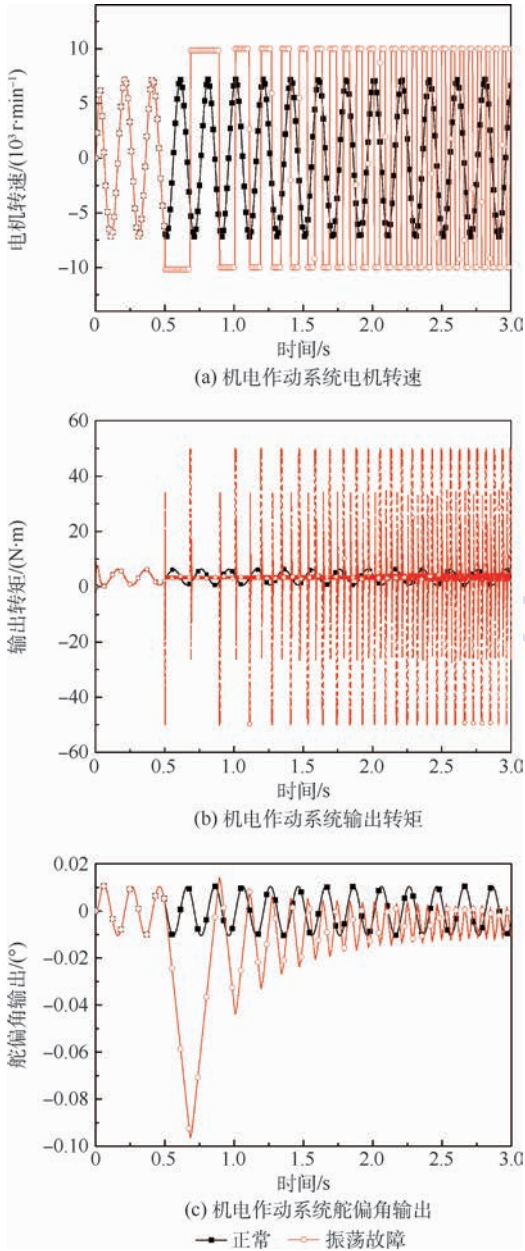


图 18 传感器输出变频率振荡信号
Fig. 18 Oscillation signal of varied frequency injected in sensor output

且转速调节范围约为控制器振荡时的 1.5 倍, 转矩频繁抖动, 可见传感器故障对系统的影响之大。且由图 18(c) 可得, 振荡信号频率越低, 系统输出舵偏角波动幅度越大。

综上所述, 输出电磁转矩波动随振荡信号频率的增大而增大, 输出舵偏角随振荡信号频率的减小而增大, 为确定对输出转矩与舵偏影响较大的振荡信号频率带, 基于传感器 0.2 ~ 10 Hz 变频率振荡故障对系统输出转矩与舵偏角输出进行 FFT 分析:

1) 舵偏角 FFT 分析

采用 FFT 进行频域分析^[20], 频率小于 3 Hz 基波幅值为 3 ~ 10 Hz 众数的 8 倍 (见图 19, THD

为总谐波失真), 频率小于 3 Hz 的基波对系统舵偏角输出影响占主要作用。

为验证此结论, 舵偏指令为 1°, 0.5 s 时在传感器输出端分别注入 0.6、2、4 和 8 Hz 振荡信号 (见图 20), 可得: ①机电作动系统输出舵偏角的波动幅度随振荡信号频率的增大而减小, 振荡信号频率小于 3 Hz 时, 系统不能跟踪指令, 舵偏角输出波动剧烈; ②振荡信号频率越小, 输出舵偏角波动的增量越大, 大于 3 Hz 时, 舵偏波动增量基本不变。

2) 输出电磁转矩 FFT 分析

频率在大于 9.6 Hz 的基波幅值大于等于 0 ~ 9.6 Hz 的 6 倍 (见图 21), 其可能会使系统输出转矩波动频繁且波动幅值大。

为验证此结论, 舵偏指令为 1°, 0.5 s 时在控制器输出端注入 0.2 ~ 10 Hz 振荡信号 (见图 22), 可得: ①机电作动系统作动过程中控制器输出端注入振荡信号, 虽能跟踪指令到达目标位置, 但电磁转矩产生, 影响系统作动精度; ②转矩波动幅度随振荡信号频率的增加而增大。作动系统输出舵偏角的波动幅度随振荡信号频率的增大而减小, 振荡信号频率小于 3 Hz 时, 系统不能跟踪指令, 舵偏角输出波动剧烈。

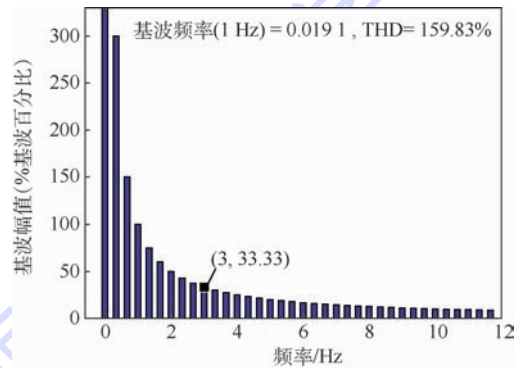


图 19 机电作动系统舵偏角 FFT
Fig. 19 FFT of control surface deflection angle of EMA

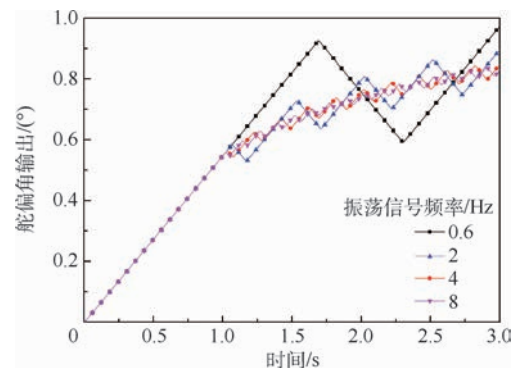


图 20 不同振荡信号频率对输出舵偏角的影响
Fig. 20 Influence of different oscillation signal frequencies on output control surface deflection angle

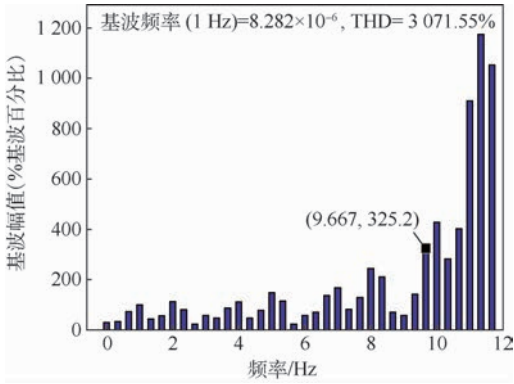


图 21 机电作动系统电磁转矩 FFT

Fig. 21 FFT of electromagnetic torque of EMA

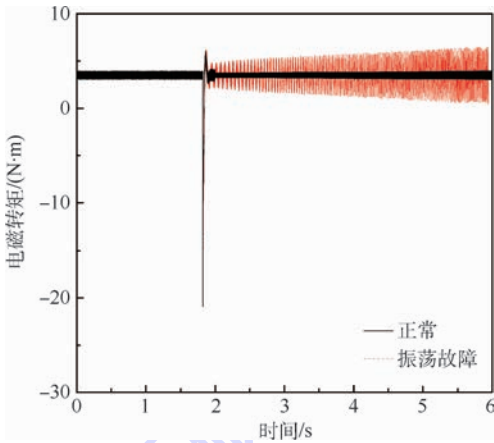


图 22 不同振荡信号频率对电磁转矩的影响

Fig. 22 Influence of different oscillation signal frequency on electromagnetic torque

通过上述仿真分析,可得振荡信号对机电作动系统的故障影响如下:

1) 传感器输出振荡信号对系统影响最大。系统舵偏角输出不能在限定时间内跟踪指令信号,无刷直流电机功率调节范围大,易烧毁电机且对机械传动装置造成损伤;控制器输出振荡信号影响系统跟踪指令速度;驱动器输入振荡信号对系统的故障影响较小,可不计。适航审查中应着重关注机电作动系统传感器输出信号振荡这一位置处的故障模式。

2) 信号发生正弦振荡时,舵偏角输出已不为正弦波形,而为三角波。在振荡信号的传播过程中,机电作动系统改变了信号的波形。

3) 无刷直流电机转速、系统输出转矩及舵偏角的振荡与振荡信号同频率变化,振荡信号频率越大,舵偏角输出抖动越快。

4) 振荡信号频率在 0.2 ~ 3 Hz 时,舵偏角输出波动剧烈,不能跟踪指令,且振荡信号频率越小,对舵偏角输出干扰越强。

5) 振荡信号频率在 8 ~ 10 Hz 时,输出转矩频

繁切换,易损伤机械传动装置,且振荡信号频率越高,输出转矩切换时刻越早。

6) 当振荡信号幅值大于正常信号 100% 时,系统跟踪指令的速度随振荡信号幅值的增大而减小,振荡信号幅值越大,系统稳定性与快速性越差。

4 结 论

1) 本文建立了机电作动系统的动力学模型,分析机电作动系统非指令振荡信号的产生机理,研究了振荡信号的一般表现形式、产生位置及注入方法。

2) 系统架构会改变振荡信号波形,振荡信号波形由正弦波改变为舵偏角输出的尖波振荡。

3) 传感器输出振荡信号的故障影响最大,舵偏角不能正常跟踪指令信号,输出转矩在额定值内抖动,对机械传动结构造成不可逆转的损伤。

4) 电机转速、系统输出转矩及舵偏角的振荡与振荡信号同频率变化。

5) 振荡信号频率在 0.2 ~ 3 Hz、8 ~ 10 Hz 时,输出舵偏角与转矩波动剧烈,不能正常跟踪指令,导致传动机构损伤,故障影响严重。

6) 当振荡信号幅值大于正常信号 100% 时,系统跟踪指令速度随振荡信号幅值增大而减小。

本文结论为机电作动系统故障模式与影响适航审查提供支持。

参考文献 (References)

- [1] CAO W, MECROW B C, ATKINSON G J, et al. Overview of electric motor technologies used for more electric aircraft (MEA) [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(9): 3523-3531.
- [2] 王留呆. 电传飞控系统舵面振荡故障检测的一种实现形式和符合性验证[J]. 科技信息, 2014(11): 40.
WANG L D. An implementation and conformance verification of control surface oscillation fault detection in electronic flight control system [J]. Science & Technology Information, 2014 (11): 40 (in Chinese).
- [3] GOUPIL P. Oscillatory failure case detection in the A380 electrical flight control system by analytical redundancy [J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(9): 1110-1119.
- [4] 欧旭坡, 朱亮, 徐东光. 民机飞控系统适航性设计与验证 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2015: 154-155.
OU X P, ZHU L, XU D G. Airworthiness design and verification of civil aircraft flight control system [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2015: 154-155 (in Chinese).
- [5] OSSMANN D, VAN DER LINDEN F L J. Advanced sensor fault detection and isolation for electro-mechanical flight actuators [C] // NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Sys-

- tems (AHS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 1-8.
- [6] BALABAN E, SAXENA A, NARASIMHAN S, et al. Experimental validation of a prognostic health management system for electro-mechanical actuators [C] // AIAA Infotech @ Aerospace, St. Louis, Missouri. Reston: AIAA, 2013, 12: 329-344.
- [7] VINSON G, COMBACAU M, PRADO T. Synchronous machine faults detection and diagnosis for electro-mechanical actuators in aeronautics [J]. IFAC Proceedings Volumes, 2012, 45 (20) : 770-775.
- [8] BORELLO L, VILLERO G, VEDOVA M D L D. Redundant hydraulic secondary flight control systems behavior in failure conditions [J]. Mechanical Engineering and Automation, 2013, 32 (8) : 499-506.
- [9] 邢琰, 吴宏鑫, 王晓磊, 等. 航天器故障诊断与容错控制技术综述 [J]. 宇航学报, 2003, 24 (3) : 221-226.
XING Y, WU H X, WANG X L, et al. Summary of fault diagnosis and fault-tolerant control technology of spacecraft [J]. Acta Aeronautica Sinica, 2003, 24 (3) : 221-226 (in Chinese).
- [10] FAA, Special conditions. Airbus model A380-800 airplane; No. 25-316-SC [S] Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 2006.
- [11] FAA, Special conditions. Boeing model 777 series airplanes; No. 25-ANM-78 [S]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 1993.
- [12] SACHS H, CARL U B, THIELECKE F. Impact of oscillatory failure cases in electro-hydraulic actuation systems on an aeroelastic aircraft; 2007-01-3902 [R]. Hanburg; SAE Technical Paper, 2007.
- [13] LAVIGNE L, ZOLGHADRI A, GOUPIL P, et al. Robust and early detection of oscillatory failure case for new generation airbus aircraft [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008, 98: 715-721.
- [14] URBANO S. Early and robust detection of oscillatory failure cases (OFC) in the flight control system: A data driven technique [C] // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2017.
- [15] GAO Z, CECATI C, DING S X. A survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques—Part I: Fault diagnosis with model-based and signal-based approaches [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62 (6) : 3757-3767.
- [16] HILL C I, BOZHKO S, YANG T, et al. More electric aircraft electro-mechanical actuator regenerated power management [C] // 24th IEEE International Symposium on Industrial Electronics (ISIE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 337-342.
- [17] 刘彬. 舵机用无刷直流电机控制系统研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2004: 30-31.
LIU B. Research on steering engine using brushless DC motor control system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004: 30-31 (in Chinese).
- [18] 张仁嘉, 吴志刚, 杨超. 电动伺服舵系统动力学建模及颤振分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (7) : 1368-1376.
ZHANG R J, WU Z G, YANG C. Dynamic modeling and flutter analysis of a fin-actuator system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (7) : 1368-1376 (in Chinese).
- [19] KIM S. Modeling and fault analysis of BLDC motor based servo actuators for manipulators [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 767-772.
- [20] 李璠, 毛海涛. 飞机机电作动系统故障模式分析与故障诊断方法 [J]. 航空维修与工程, 2016 (3) : 47-50.
LI P, MAO H T. The method of failure mode analysis and diagnosis for aircraft electromechanical actuation system [J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2016 (3) : 47-50 (in Chinese).

作者简介:

孙晓哲 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 飞控系统适航审定。

杨珍书 女, 硕士研究生。主要研究方向: 机电作动系统建模及故障影响分析。

Failure effect analysis of uncommand oscillation signals in electromechanical actuation system

SUN Xiaozhe^{*}, YANG Zhenshu, YANG Jianzhong, WANG Libao

(Tianjin Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Moving towards the development of more electric aircraft, advanced electromechanical actuation system (EMA) is developed for aircraft control surface as one of new technologies. The failure mode and failure effect of EMA are the focus of airworthiness review. In order to solve the problem of uncertain failure mode and failure effect caused by uncommand oscillation signal in EMA, this paper analyzes the generation mechanism, the generation position and the expression form of the oscillation signal. At the same time, the fault propagation and influence of oscillation signal with variable frequency and amplitude in EMA were researched. The results show that the system architecture will change the waveform of the oscillation signal, and the oscillation signal of the sensor makes the greatest fault influence on the system; the control surface deflection angle output of the system has the same frequency as the oscillation signal, and the oscillation signal with frequency between 0.2 – 3 Hz and 8 – 10 Hz will cause unacceptable oscillation of the electromagnetic torque and the deflection angle of surface. Finally, the amplitude of the oscillation signal affects the response speed of the system.

Keywords: electromechanical actuation system (EMA); uncommand oscillation; failure mode; failure effect; power by wire

Received: 2017-08-21; **Accepted:** 2017-10-20; **Published online:** 2017-12-06 08:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171204.1854.003.html

Foundation items: Research Foundation of Civil Aviation University of China (2011QD15X); the Major Project of Large Aircraft

*** Corresponding author.** E-mail: sxz_2002@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0566

毫米级微型涡轮发动机性能仿真模型

刘传凯^{1,2,*}, 李艳茹³

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100083;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083; 3. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为满足毫米级微型涡轮发动机性能设计需求, 提出了一种毫米级微型涡轮发动机性能仿真模型。该模型采用考虑低雷诺数效应和传热效应的微型涡轮发动机叶轮特性, 并将热平衡方程纳入该发动机性能仿真模型的共同工作方程组。通过与静子结构热网络方程组的耦合求解, 实现了微型涡轮发动机特性和部件传热的动态模拟。以典型毫米级微型涡轮发动机为对象建立了仿真算例, 研究了启动过程中发动机内部参数的变化规律。结果表明: 毫米级微型涡轮发动机转动惯量对其加速性能影响微小, 非稳态传热效应是影响其过渡态特性的主要因素。发动机转子和静子部件达到热响应时间存在显著差异, 导致发动机启动过程的工作线呈现多拐点的现象。

关键词: 微型发动机; 热网络法; 性能模型; 零维仿真; 过渡过程

中图分类号: V228.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1430-08

基于微机电系统(MEMS)工艺的毫米级微型涡轮发动机是一种新型燃气涡轮动力装置。具有重量轻和功率密度高等优点, 在各种微型无人机、微小型单兵飞行器和高能量密度分布式能源等新兴领域具有潜在的应用价值, 近年来得到了国内外研究机构的普遍关注^[1-2]。目前, 国外的微型涡轮发动机的基础研究和设计技术仍在不断的探索中^[3-4], 尚未发展成熟。而国内的相关研究才刚刚起步, 缺乏相关技术基础和设计经验。

由于微型涡轮发动机尺寸十分微小, 其低雷诺数效应和传热效应都对整机工作特性产生极其显著的影响^[5-6], 基于发动机部件雷诺自模假设和绝热假设的常规涡轮发动机性能仿真模型^[7]无法准确模拟微型涡轮发动机的工作特性, 甚至可能在微型涡轮发动机方案设计和性能分析中得到颠覆性的计算结果。因此, 建立考虑低雷诺数效应和传

热效应的微型涡轮发动机性能仿真模型, 是开展微型涡轮发动机设计技术研究的必要前提。

本文基于对微型涡轮发动机工作原理的分析, 提出了考虑低雷诺数效应和转子传热效应的微型涡轮发动机共同工作方程, 并采用局部集总参数假设建立了微型涡轮发动机结构件的热网络模型, 基于面向对象技术开发了仿真计算程序, 实现了微型涡轮发动机工作特性和部件传热的动态模拟, 分析了微型涡轮发动机典型过渡态特性及其变化机理。研究结果可为深入理解微型涡轮发动机工作原理, 开展相关基础研究和方案设计提供参考。

1 微型叶轮的相似参数

对于常规尺度的发动机, 压气机和涡轮(本节统称为叶轮)与气体工质的换热热流远小于其轴功率, 传热效应通常可以忽略, 并且在大多数情

收稿日期: 2017-09-08; 录用日期: 2018-01-26; 网络出版时间: 2018-03-09 13:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180309.1301.001.html

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

引用格式: 刘传凯, 李艳茹. 毫米级微型涡轮发动机性能仿真模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1430-1437.

LIU C K, LI Y R. Performance simulation model of millimeter-scale micro turbine engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1430-1437 (in Chinese).

况下,叶轮均可被认为处于雷诺自模区。因此,常规尺度叶轮的工作状态可由相似转速和相似流量 2 个参数唯一确定。

微型叶轮的叶片一般为硅材料刻蚀的二维叶形,叶片高度不超过 0.2 ~ 0.4 mm,低雷诺数效应和传热效应的影响非常显著。文献[8]采用如式(1)的相似参数表示微型叶轮的特性:

$$\begin{cases} \eta = f\left(W_{in} \frac{\sqrt{T_{in}^*}}{P_{in}^*}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}^*}}, Re, \text{geometry}, q^*\right) \\ \pi = f\left(W_{in} \frac{\sqrt{T_{in}^*}}{P_{in}^*}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}^*}}, Re, \text{geometry}, q^*\right) \end{cases} \quad (1)$$

式中: η 和 π 分别为叶轮效率和增压比(或落压比); W_{in} 、 T_{in}^* 和 P_{in}^* 分别为进口气流的流量、总温和总压; n 为转速; Re 为气体雷诺数; geometry 表示几何相似参数; q^* 为传热相似参数,定义为叶轮换热热流与进口绝对焓流的比值。

为了便于微型涡轮发动机性能建模,在保证微型叶轮主要物理过程合理性的基础上,建立以下近似条件或简化假设:

1) 微型叶轮叶尖间隙的相对影响虽然比常规尺度发动机大很多,但叶尖间隙的绝对变化幅度(小于 10 μm 量级)仍显著小于叶片高度(约 200 ~ 400 μm)。叶尖间隙变化对气动性能的影响远不及传热效应显著,近似认为叶轮在工作中仍然能保持几何相似条件。

2) 微型叶轮盘直径只有毫米量级,毕渥数非常小。因此轮盘内部温差远小于轮盘材料与气体工质之间的温差,近似认为轮盘表面为等温面。

3) 由于气体工质与叶轮机匣之间的换热对气动特性影响相对较小,在叶轮特性分析时不考虑机匣换热的影响,只考虑转子换热的影响。而机匣换热将作为静子部件换热的一部分,在静子结构的热网络模型计算中予以考虑。

基于上述假设,并依据雷诺数和努塞尔数的定义,叶轮相似特性可表示为

$$\begin{cases} \eta = f\left(W_{in} \frac{\sqrt{T_{in}^*}}{P_{in}^*}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}^*}}, \frac{P_{in}^*}{\sqrt{T_{in}^*}}, \frac{\bar{T}_w}{T_{in}^*}\right) \\ \pi = f\left(W_{in} \frac{\sqrt{T_{in}^*}}{P_{in}^*}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}^*}}, \frac{P_{in}^*}{\sqrt{T_{in}^*}}, \frac{\bar{T}_w}{T_{in}^*}\right) \\ q^* = f\left(W_{in} \frac{\sqrt{T_{in}^*}}{P_{in}^*}, \frac{n}{\sqrt{T_{in}^*}}, \frac{P_{in}^*}{\sqrt{T_{in}^*}}, \frac{\bar{T}_w}{T_{in}^*}\right) \end{cases} \quad (2)$$

式中:等式右边括号内的组合参数分别定义为流量相似参数、转速相似参数、雷诺数相似参数和温度比;其中 \bar{T}_w 为叶轮的表面平均温度。

在已知微型叶轮进口气流参数 P_{in}^* 、 T_{in}^* 和 W_{in} 的情况下,微型叶轮的流量 W 、功率 L 和对流换热热流 Q 可以定性表示为

$$\begin{cases} W = f(n, \pi, \bar{T}_w) \\ L = f(n, \pi, \bar{T}_w) \\ Q = f(n, \pi, \bar{T}_w) \end{cases} \quad (3)$$

基于上述通用相似特性的表述形式,可采用部件试验或 CFD 方法得到微型转子的特性,为微型涡轮发动机的性能建模提供特性数据。

2 微型转子的换热模型

2.1 转子结构传热分析

微型涡轮发动机内部辐射换热的热流相对较小^[8],在本文的转子结构和静子结构的换热分析中仅考虑固体导热和对流换热 2 种换热形式。

微型涡轮发动机的典型结构如图 1 所示,转子构件由离心压气机、向心涡轮及转子连接轴组成,采用空气轴承支撑。静子构件采用机匣、燃烧室及支撑结构的一体化设计,内部设有空气轴承气体通路。转子和静子结构均采用单晶硅作为主要材料,通过 MEMS 加工工艺制造而成;燃料通常采用氢气或甲烷等气体燃料。

转子和静子结构均采用单晶硅作为主要材料,通过 MEMS 加工工艺制造而成;燃料通常采用氢气或甲烷等气体燃料。

转子和静子结构均采用单晶硅作为主要材料,通过 MEMS 加工工艺制造而成;燃料通常采用氢气或甲烷等气体燃料。

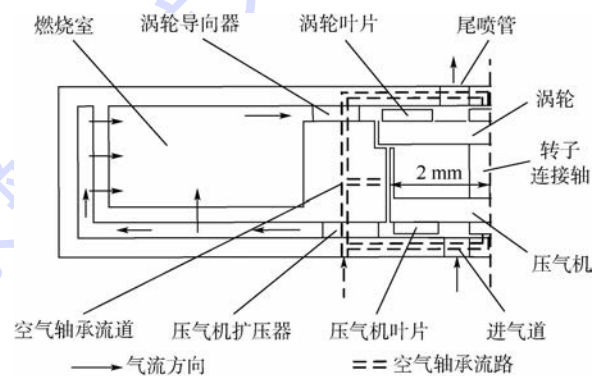


图 1 微型涡轮发动机的典型结构示意图
Fig. 1 Schematic of typical structure of micro turbine engine

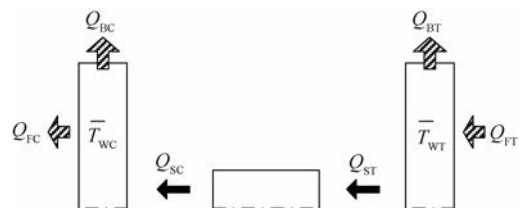


图 2 转子的换热路径示意图
Fig. 2 Schematic of heat transfer routes of rotor

机盘缘与空气轴承气流的换热热流为 Q_{BC} ; 压气机盘面与主流气流的换热热流为 Q_{FC} 。设涡轮盘向转子轴的导热热流为 Q_{ST} ; 转子轴向压气机轴的导热热流为 Q_{SC} 。依据压气机和涡轮的热平衡关系有

$$Q_{SC} - Q_{FC} - Q_{BC} = m_c c \frac{d\bar{T}_{WC}}{dt} \quad (4)$$

$$Q_{FT} - Q_{BT} - Q_{ST} = m_T c \frac{d\bar{T}_{WT}}{dt} \quad (5)$$

式中: \bar{T}_{WC} 和 \bar{T}_{WT} 分别为压气机和涡轮的平均壁温; m_c 和 m_T 分别为压气机和涡轮的质量; c 为转子材料的质量比热容。 Q_{BC} 和 Q_{BT} 由空气轴承的换热准则式^[8-10]计算。

考虑到转子轴的质量远小于压气机和涡轮盘的质量, 转子轴的热容可忽略。压气机、涡轮与转子轴之间的导热热流也可由式(6)近似计算:

$$Q'_{SC} = Q'_{ST} = \lambda_s A_s \frac{(\bar{T}_{WT} - \bar{T}_{WC})}{l_s} \quad (6)$$

式中: λ_s 为转子轴的导热系数; A_s 为转子轴的横截面积; l_s 为转子轴的长度。

2.2 微型转子共同工作方程

微型涡轮发动机性能仿真模型的示意图如图3所示。该性能仿真模型不仅需要考虑传统的大型涡轮发动机部件法性能仿真模型^[7]的流量连续和功平衡等共同工作条件, 还需要考虑转子的热平衡。

基于微型叶轮的相似分析和部件共同工作

关系, 确定微型涡轮发动机性能仿真模型中需要试凑的参数为: 发动机转子物理转速 n , 压气机增压比 π_c , 燃烧室出口总温 T_4^* , 涡轮膨胀比 π_T , 以及压气机和涡轮的平均壁温 \bar{T}_{WC} 和 \bar{T}_{WT} , 共6个。在忽略转子功率提取, 并假定机械效率为常数的前提下, 令燃料流量 q_f 为被控参数, 建立以下5个残量方程:

1) 转子功率平衡残量:

$$\varepsilon_L = L_T \eta_m - L_C - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J n \frac{dn}{dt} \quad (7)$$

式中: L_C 和 L_T 分别为压气机功率和涡轮功率, 根据式(3)插值计算得到; η_m 为转子的机械效率; J 为转子的转动惯量。

2) 燃烧室与涡轮流量连续残量:

$$\varepsilon_{T,W} = W_{CC,out} - W_{T,in} \quad (8)$$

式中: $W_{CC,out}$ 为燃烧室出口燃气流量; $W_{T,in}$ 为涡轮入口燃气流量, 根据式(3)由涡轮特性插值计算得到。

3) 尾喷管流量连续残量:

$$\varepsilon_{N,W} = W_{T,out} - W_{N,cr} \quad (9)$$

式中: $W_{T,out}$ 为涡轮出口燃气流量; $W_{N,cr}$ 为依据尾喷口喉道面积计算的燃气流量。

4) 压气机盘与转子轴的导热平衡:

$$\varepsilon_{C,Q} = Q_{SC} - Q'_{SC} \quad (10)$$

式中: Q_{SC} 和 Q'_{SC} 分别由式(4)和式(6)计算。

5) 涡轮盘与转子轴的导热平衡:

$$\varepsilon_{T,Q} = Q_{ST} - Q'_{ST} \quad (11)$$

式中: Q_{ST} 和 Q'_{ST} 分别由式(5)和式(6)计算。

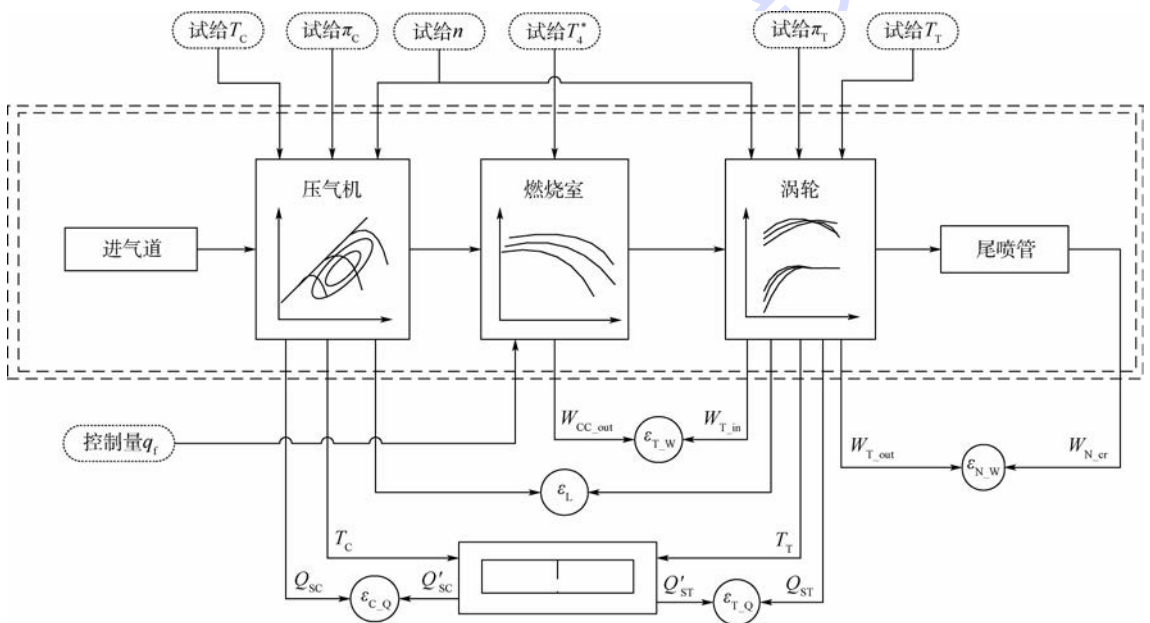


图3 考虑转子热平衡的微型涡轮发动机性能仿真模型示意图

Fig.3 Schematic of micro turbine engine performance simulation model considering thermal balance of rotor

3 微型涡轮发动机静子换热模型

3.1 静子结构换热路径

静子换热的主要路径如图4所示,其对流换热包括流道内强制对流和自然对流2种,后者仅发生于发动机壳体外壁面,在换热热流总量中占比较小。强制对流换热主要分为2部分。一部分是主流道的气体与流道壁面的换热,气体进入燃烧室之前温度较低,气流被流道内壁面加热;而燃烧室出口气流温度远高于壁面温度,热流由气体流向流道壁面。另一部分发生于空气轴承气流与其流道壁面。空气轴承气体为外部气源提供的高压冷空气,气体通道全部位于支撑结构内部,热流方向显然是由流道壁面指向空气轴承气流,故在图中没有标注。

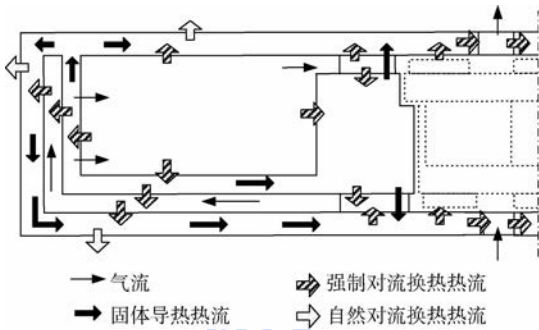


图4 静子换热路径示意图

Fig.4 Schematic of heat transfer routes of stator

3.2 静子结构换热模型

如图5和图6所示,基于局部集总参数法的思想,将静子结构抽象为由两类热节点和两类热阻元件组成的热网络模型,并与主流道性能模型进行耦合求解。

3.2.1 热网络基本元件

1) 固体热节点

可集总的固体域被抽象为固体热节点。在计算中,试给各热节点平均温度 T_{solid} , 根据能量守恒建立残量方程:

$$\varepsilon_{solid} = \sum Q_{conv} + \sum Q_{cond} - c_{solid} m_{solid} \frac{dT_{solid}}{dt} \quad (12)$$

式中: c_{solid} 和 m_{solid} 分别为固体节点的质量比热容和质量; Q_{conv} 和 Q_{cond} 分别为对流换热热流和固体导热热流,吸热为正,放热为负。

2) 气体热节点

气体热节点为主流道或空气轴承中可集总的流体域。试给各节点温度 T_{gas} 、质量流量 W_{gas} 和压力 P_{gas} , 则根据质量连续、能量守恒和压力平衡,可建立3个残量方程:

$$\varepsilon_{gas_Q} = h_{gas_out} W_{gas_out} - h_{gas_in} W_{gas_in} - \sum Q_{conv} + \frac{V_{gas} d(\rho_{gas} u_{gas})}{dt} \quad (14)$$

$$\varepsilon_{gas_P} = P_{gas_out} - P_{gas_in} \quad (15)$$

式中: W_{gas} 、 V_{gas} 、 P_{gas} 、 h_{gas} 和 u 分别为气体热节点的质量流量、密度、体积、压强、焓和热力学能;下标 gas_in 表示进口气流参数, gas_out 表示出口气流参数。

3) 导热热阻元件

固体导热热阻元件连接发生换热的2个固体热节点元件,其导热热流由式(16)计算:

$$Q_{cond} = k(T_{solid_1} - T_{solid_2}) \quad (16)$$

式中: T_{solid_1} 和 T_{solid_2} 分别为相邻2个固体热节点的节点温度; k 为传热系数,与换热单元的几何结构、材料导热系数等因素有关^[9]。

4) 对流换热热阻元件

对流换热热阻元件连接一个固体热节点元件和一个气体热节点元件,其对流换热热流由式(17)计算:

$$Q_{conv} = h_{conv}(T_{solid} - T_{gas}) \quad (17)$$

式中: h_{conv} 为对流换热系数,由换热准则式计算确定^[8-10]。

3.2.2 热网络的求解

以燃烧室结构热网络模型为例,根据其几何结构和换热形式,将其划分为图5所示的换热单元,进而建立图6所示的热网络模型。

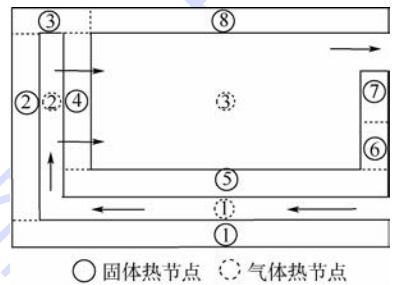


图5 燃烧室结构换热单元划分

Fig.5 Heat transfer element division of combustor structure

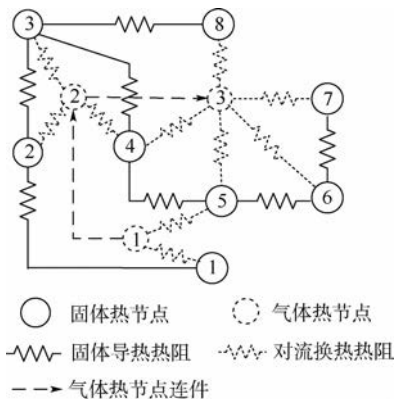


图6 燃烧室结构的热网络模型

Fig.6 Heat network model of combustor structure

由于热阻元件中无试给参数,而热节点元件中试给参数的数量与残量方程的数量相同。因此由任意数量的热阻元件和热节点元件组合的热网络方程组与微型涡轮发动机转子共同工作方程组相联立,均可构成封闭可解的耦合方程组。

4 仿真分析

4.1 仿真对象

基于面向对象的程序设计技术和变物性计算方法^[11],在 Visual Studio 2010 平台下自主开发毫米级微型涡轮发动机性能仿真软件。仿真对象为以甲烷为燃料的毫米级微型涡轮发动机。

由于结构尺寸的限制,微型涡轮发动机无法采用传统启动机进行启动,风车启动是最可行的启动方法^[12]。

风车启动过程主要包括以下4个步骤:①接通空气轴承气源,使发动机转子处于悬浮状态,且能够自由旋转。②接通发动机进口高压启动气源,吹动转子旋转。③转子转速达到给定的风车转速时,保持发动机进口压力不变,燃烧室点火,甲烷流量迅速增大至设计值并保持不变,转子转速迅速增加。④发动机逐步达到稳定的工作状态后,撤除高压启动气源,发动机将工作于自维持状态,启动完毕。

本文对微型涡轮发动机从稳定的风车状态开始,到最终达到稳定自维持状态为止的整个过渡过程开展仿真计算,最小仿真时间步长为 0.001 s。

4.2 仿真计算条件

假定发动机工作于标准大气条件下,发动机燃气流量为被控量,进口总压(启动气源总压)为被控环境参数,启动过程具体计算参数如下:

1) $t=0$ s 时,进口总压为 115 kPa,甲烷流量为 0。发动机处于稳定的风车状态,转子转速约为 4×10^5 r/min。

2) $t=0 \sim 0.2$ s 为点火过程。进口总压保持 115 kPa 不变,燃烧室点火并将甲烷流量迅速增加到设计值。

3) $t=0.2 \sim 100$ s 为热稳定过程。甲烷流量保持不变,发动机内部经历复杂的非稳态换热过程后,逐步达到平衡状态。

4) $t=100$ s 时,撤去进口高压,进口总压由 115 kPa 突降至 101 kPa。

5) $t=100 \sim 200$ s 为自维持稳定过程。甲烷流量保持不变,发动机达到最终的稳定工作状态。

4.3 结果分析

4.3.1 主要工作参数变化过程分析

1) 转速变化过程

图 7 给出了启动过程中微型涡轮发动机转速变化过程的模拟结果。由于转子的转动惯量非常小,在最初的 0.2 s 内,转速即可快速增加至 1.23×10^6 r/min,其相对增长过程几乎能够与甲烷流量的相对增长过程保持同步。此后,虽然甲烷流量始终稳定不变,但随着零部件平均温度的持续升高和总体吸热热流的下降,转速仍会继续缓慢增加。50 s 以后,转速能基本稳定在 1.65×10^6 r/min 的设计转速附近。100 s 时撤去高压气源,转速出现了小幅度的突降,之后缓慢回升至设计转速。

2) 换热热流及涡轮轴功率的变化过程

如图 8(a) 所示,剧烈的非稳态传热效应对微型涡轮发动机过渡态性能产生重要的影响。当发动机刚点火时($t < 0.2$ s),整个发动机转子仍处于相对较低的温度,涡轮表面与工质相对温差很大,涡轮表面的吸热热流很快达到约 70 W 的峰值,显著高于涡轮输出的轴功率。此后随涡轮转子温度的快速升高,吸热热流在短时间内出现快速下降,而涡轮轴功率则随静子温度升高而缓慢上升。在 0.7 s 时,涡轮轴功率才超过涡轮表面吸热热流。转子冷端(压气机和空气轴承)表面的换热热流则随着其表面温度的升高而快速上升。在 1 s 以

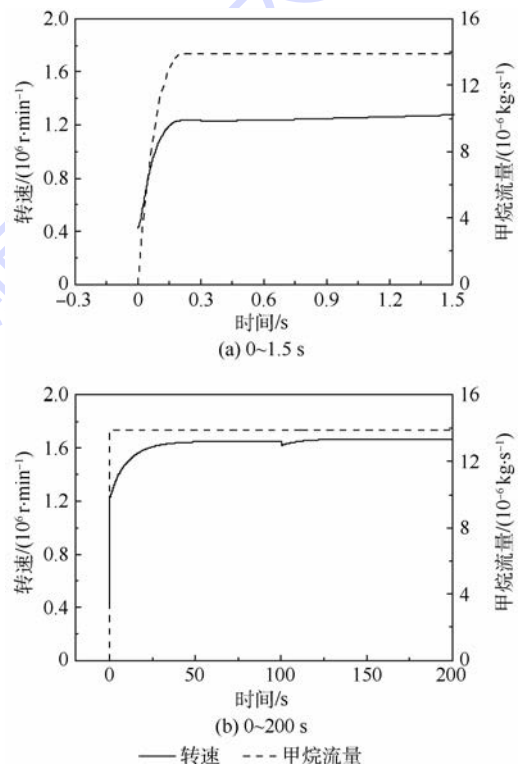


图 7 转速及甲烷流量的变化过程

Fig. 7 Evolution of rotational speed and methane flow

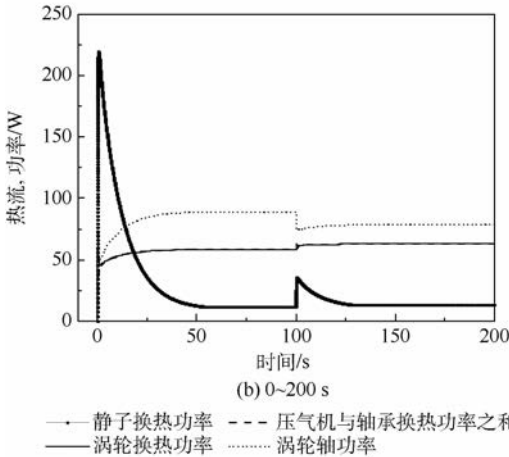
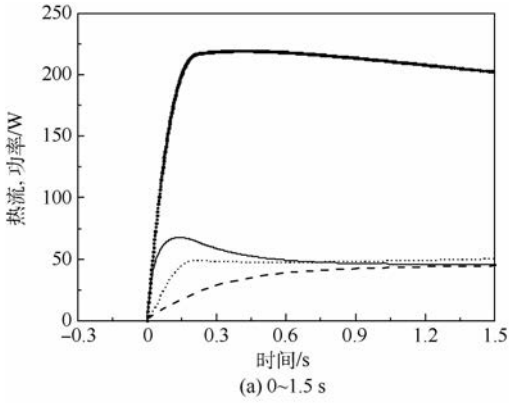


图 8 换热热流及轴功率的变化过程

Fig. 8 Evolution of heat flux and shaft power

后,转子冷端向工质的总散热热流与涡轮从工质的吸热热流基本持平。由于静子结构的总换热面积和热容都远大于转子,静子从工质的总吸热热流在点火后快速达到 220 W 的峰值,此后随静子温度的升高,吸热热流逐渐减少,50 s 后基本达到稳定状态。第 100 s 时撤去高压启动气源,气体流量减小会导致燃烧室余气系数下降和燃烧室出口温度的小幅度突增,转子与静子的换热量也随之发生小幅度增加。经过一定的时间后,发动机静子与气体工质的总换热热流最终稳定在 15 W 左右,这与机匣结构在稳定状态通过自然对流向环境的散热热流持平。

4.3.2 启动过程工作线分析

图 9 给出了微型涡轮发动机启动过程的工作线。可以看出,在 0~0.2 s 的加速过程中,微型涡轮发动机加速工作线基本上都在稳态工作线(进口压力为 115 kPa 时)之下,这与常规尺寸涡轮发动机加速工作线的轨迹完全不同。其根本的原因在于微型涡轮发动机转子转动惯量极小加速时间极短。加速过程中,各部件仍处于相对低温状态,整个流道的相对流通能力和压气机效率比对应转速下的稳态值更高。

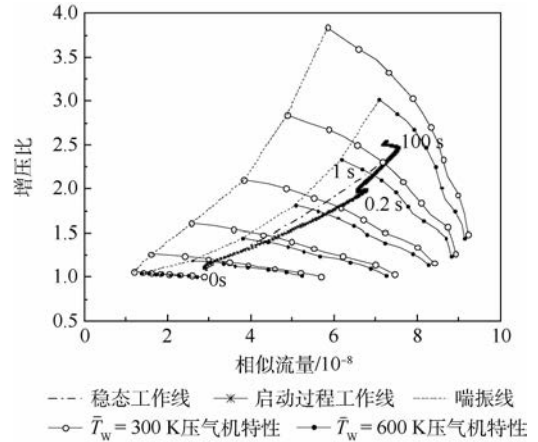


图 9 微型涡轮发动机启动过程共同工作线

Fig. 9 Startup operating line of micro-engine

在 0.2 s 时,发动机“供油(甲烷)量”已经达到最高值并保持稳定,但发动机转子仍需一定的时间(约 1 s)才能基本达到热平衡。此时转子温度的快速增加不可避免地降低了压气机工作效率,发动机匹配的工作点因此快速向喘振线方向移动,导致启动工作线出现第 1 个拐点。

1 s 以后,转子基本达到热平衡,发动机工作点向喘振边界移动速度变慢,静子部件换热成为影响发动机工作点的主导因素。随着静子结构温度的逐渐提高,静子结构从气体工质吸热的功率也在逐渐减少,发动机的转速因此缓慢增加,工作点向右上方缓慢移动,导致启动工作线出现第 2 个拐点。

100 s 时,发动机高压启动气源撤除,使得涡轮的膨胀比以及压气机的相对流通能力下降,发动机匹配的工作点再次向喘振边界移动,导致启动工作线出现第 3 个拐点。

综上,微型涡轮发动机的微小尺度导致影响其加速特性的物理因素与常规尺寸涡轮发动机存在显著不同。

对于常规大尺度涡轮发动机,零部件的换热热流相对于涡轮功率的比例很小,一般可以忽略。发动机转动惯量是影响其加速性能的主导因素,其加速过程的工作线会因此比稳态工作线更靠近喘振边界^[13-14]。

而对于毫米级微型涡轮发动机,其零部件换热热流与涡轮轴功率处于同等量级。微型涡轮发动机的空气流量大约为常规尺寸发动机 10^{-5} 量级,而转子转动惯量只有常规尺寸发动机 10^{-11} 量级。因此,在微型涡轮发动机加速过程中,转动惯量的相对影响非常微小,而零部件的换热成为影响发动机加速工作线的最主要因素。

不仅如此,微型涡轮发动机转子总质量只有静子的1/50左右。这使其在启动的过程中,“油门”响应时间、转子达到热稳定的时间、静子达到热稳定的时间,分别处于 10^{-1} 、 10^0 、 10^2 s量级。这是微型涡轮发动机启动过程工作线出现若干拐点的根本原因。

4.3.3 与国外文献的对比

由于微型涡轮发动机内部参数极难测量,也极少公开,本文采用文献[15]的仿真结果作为对比数据。图10给出了油门响应时间在0.02 s的条件下,转子冷端散热和热端吸热热流的相对变化过程(以涡轮吸热热流在50 s时的稳定值作为基准),并与文献[15]仿真结果进行对比。可以看出,本文仿真结果与文献[15]的变化趋势一致,能够反映毫米级微型涡轮发动机启动过程中的基本气动和换热过程。导致少量相对差异的可能原因是本文模拟的微型涡轮发动机的几何结构与文献[15]并不完全一致、叶轮的气动结构和传热特性存在差异、燃料(文献[15]为氢气)存在差异。另外,在仿真算法上,文献[15]将工质在叶轮内的传热和流动抽象为相对独立的串联过程,同时把整机静子部件集总为单个节点,不分辨结

构件内部温度分布,这也是导致仿真结果出现相对差异的原因之一。理论上,本文的仿真算法比文献[15]的算法的具有更高的空间分辨率,能够更真实地模拟微型涡轮发动机内部换热及其对整机性能的影响过程。

5 结论

毫米级微型涡轮发动机的低雷诺数效应和传热效应对整机工作特性产生巨大的影响。本文提出了微型涡轮发动机转子共同工作方程,建立了微型涡轮发动机静子结构的热网络计算方法,开发了微型涡轮发动机性能仿真计算软件,正确模拟了上述影响因素对毫米级微型涡轮发动机工作特性的影响规律,为开展毫米级微型涡轮发动机的总体方案设计和技术研究奠定了技术基础。基于本文的仿真结果,可以得到如下结论:

1) 微型涡轮发动机转动惯量对其加速性能的影响微小,非稳态传热效应是影响其过渡态特性的主要因素。在毫米级微型涡轮发动机的典型启动过程中,转子热平衡时间要比“油门”响应时间多一个数量级以上,静子热平衡时间比转子热平衡时间多2个数量级。

2) 微型涡轮发动机涡轮轴功率、涡轮吸热热流、转子冷端散热热流、整机静子吸热热流均处于同等数量级。在点火启动后的0.7 s内,涡轮轴功率均低于涡轮吸热热流。静子部件的瞬时吸热峰值功率可达最大涡轮轴功率4倍以上。

3) 即使“油门”响应时间只有 10^{-1} s量级,毫米级微型涡轮发动机加速工作线仍比稳态工作线离喘振边界更远。零部件的非稳态传热导致微型涡轮发动机整个启动过程的工作线呈现特有的多拐点现象。

参考文献 (References)

- [1] 梁德旺,黄国平. 厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 9-13.
LIANG D W, HUANG G P. Recent development and key techniques of micro-turbine in centimeter size[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 9-13 (in Chinese).
- [2] 谭汉清. 国外微型涡轮喷气发动机应用现状及未来发展趋势[J]. 飞航导弹, 2013(3): 76-80.
TAN H Q. Application status and future development trend of micro turbine engine in foreign countries[J]. Winged Missiles Journal, 2013(3): 76-80 (in Chinese).
- [3] DESSORNES O. Advances in the development of a microturbine engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2014, 136(7): 071201-1-071201-9.
- [4] EPSTEIN A H. Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines

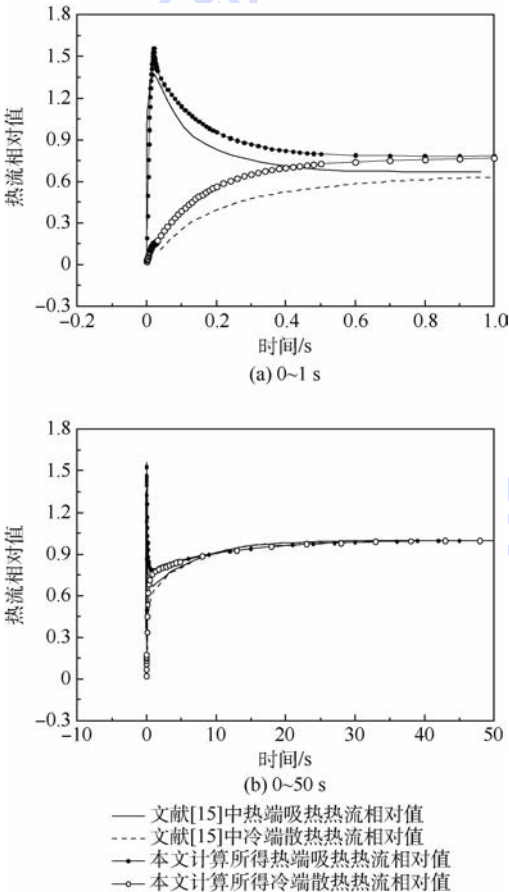


图10 转子换热热流相对值的变化过程

Fig. 10 Evolution of rotor relative heat flux

- [C] // ASME Turbo Expo 2003. New York: ASME, 2003: 669-696.
- [5] ISOMURA K, TERAMOTO S, TOGO S I, et al. Effects of Reynolds number and tip clearances on the performance of a centrifugal compressor at micro scale [C] // ASME Turbo Expo 2006. New York: ASME, 2006: 1087-1094.
- [6] VERSTRAETE D, BOWKETT C. Impact of heat transfer on the performance of micro gas turbines [J]. Applied Energy, 2015, 138(C): 445-449.
- [7] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 49-77.
LUO G Q, SANG Z C, WANG R G, et al. Numerical methods for aviation gas turbine engines simulation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 49-77 (in Chinese).
- [8] SIRAKOV B T. Characterization and design of non-adiabatic micro-compressor impeller and preliminary design of self-sustained micro engine system [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2005: 24-37.
- [9] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2006: 197-296.
YANG S M, TAO W S. Heat transfer [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006: 197-296 (in Chinese).
- [10] ROHSENOW W M. 传热学手册(上册) [M]. 李荫亭, 译. 北京: 科学出版社, 1985: 409-618.
ROHSENOW W M. Heat transfer handbook [M]. LI Y T, translated. Beijing: Science Press, 1985: 409-618 (in Chinese).
- [11] 范作民, 傅巽权. 热力过程计算与燃气表 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1987: 245-464.
FAN Z M, FU X Q. Thermodynamic process calculation and gas meter [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1987: 245-464 (in Chinese).
- [12] FU X, WAN Z, HUANG G, et al. Study on micro-turbine engine's characteristics during windmill starting process [C] // ASME Turbo Expo 2012. New York: ASME, 2012: 903-910.
- [13] 廉筱纯. 航空发动机原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 300-345.
LIAN X C. Principle of aero engine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 300-345 (in Chinese).
- [14] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 71-77.
ZHANG J, HONG J, CHEN G. Contemporary aero engine technology and development [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 71-77 (in Chinese).
- [15] SAVOULIDES N. Development of a MEMS turbocharger and gas turbine engine [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2004: 201-250.

作者简介:

刘传凯 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 航空发动机总体技术。

李艳茹 女, 硕士研究生。主要研究方向: 毫米级微型发动机。

Performance simulation model of millimeter-scale micro turbine engine

LIU Chuankai^{1,2,*}, LI Yanru³

- (1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China; 3. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to meet the requirement of millimeter-scale micro turbine engine performance design, a numerical model was presented to evaluate the performance of millimeter-scale micro gas turbine engines. In this model, new turbomachinery characteristic maps were applied, which took both low Reynolds number effects and heat transfer effects into consideration. Heat balance equations were also added into the matching equations. By coupled solving of the matching equations and the static structure thermal network equations, the engine performance and component heat transfer were dynamically simulated. Furthermore, a typical millimeter-scale micro turbine engine was modeled to study the dynamic changes of the engine internal parameters during startup. The results show that the rotational inertia has little influence on engine acceleration, while the unsteady heat transfer is the major determinant of engine transient performance. There is significant difference in thermal response time between rotor and static structures, which results in several kinks in startup operating line.

Keywords: micro-engine; thermal network method; performance model; zero-dimensional simulation; transient process

Received: 2017-09-08; Accepted: 2018-01-26; Published online: 2018-03-09 13:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180309.1301.001.html

Foundation item: National Defense Basic Research Program (B2120132006)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0532

基于多资源负荷理论的情境意识模型与应用



冯传宴, 完颜笑如*, 陈浩, 庄达民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 结合多资源负荷理论及信息认知加工理论,在注意-情境意识(A-SA)模型和注意资源分配SA模型基础上,提出了一种新的SA量化模型。该模型中,多资源负荷作用于低层次的注意感知,初期认知资源衰减结合情境激活后内在的高层次规则可用性匹配,最终输出为个体的SA水平。为验证模型可用性,采用15名被试在不同情境下开展飞行任务模拟,并结合主观的十维度情境意识测评技术(10-D SART)和客观的飞行绩效、情境意识全面测量技术(SAGAT)以及生理测量(心电、皮电及呼吸)进行实验测评。实验分析表明,模型计算的理论值变化趋势与实验结果显著相关,提出的SA量化模型对于指导驾驶舱人机界面设计和优化飞行任务分配具有一定的参考价值。

关键词: 情境意识(SA); 多资源负荷; 认知建模; 脑力负荷; 界面设计; 人机工效

中图分类号: R857.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1438-09

飞行员的情境意识(Situation Awareness, SA)与航空安全息息相关。研究表明,航空事故中51.6%的重大事故和35.1%的非重大事故可归因于决策失败,之所以决策失败很大一部分原因在于SA错误,而非决策错误^[1]。自SA概念提出以来,SA典型机理解释主要包括 Endsley 的信息加工三层次模型、Bedny 和 Meister 的知觉行动环以及 Smith 和 Hancock 的生态学方法^[2],其中,具有经典意义的 Endsley 所提出的 SA 三层次模型指出^[3],SA 是认知的结果,包括“对大量时间和空间中环境成分的感知(SA1),对其意义的理解(SA2)以及不久将来状态的预测(SA3)”^[4]。目前国内外针对SA的研究主要集中在定性机理分析、定量计算及其测量方法上^[5],而定性分析和定量计算模型是其核心问题。

基于SA过程的复杂性,目前对SA定量预测方法并未取得很大进展。Wickens 等提出的注意-

情景意识(Attention-Situation Awareness, A-SA)模型^[6-7],从机理层面建立了工作负荷和注意力分配的闭环反馈,并从情境更新^[8]的角度对高层次情境意识(SA2/SA3)的维持进行解释。模型给出了情境意识第一层次(SA1)的机理定性分析及其量化方法,并在飞行环境中初步验证了模型的有效性,但该模型几乎不涉及工作负荷到注意力分配的量化表征及从SA1到SA2/SA3的表达过程。Hooley 等^[9]提出了SA理解比例计算模型,将SA水平表示为实际SA水平与理想SA水平之比,同时从认知的角度对情境成分(Situation Element, SE)的认知状态进行了划分,但该模型认知状态的赋值却存在着较强的主观性。刘双等引入认知理论和概率论思想,提出了基于注意力分配^[10]和基于认知的SA模型^[11],前一模型给出了从注意角度分析及量化SA的方法,后一模型对SA1到SA2/SA3的形成过程进行了分析并给出了量化

收稿日期: 2017-08-21; 录用日期: 2017-11-19; 网络出版时间: 2018-01-18 09:41

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.1914.007.html

基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合资助项目(U1733118); 国家自然科学基金(71301005)

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

引用格式: 冯传宴, 完颜笑如, 陈浩, 等. 基于多资源负荷理论的情境意识模型与应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1438-1446. FENG C Y, WANYAN X R, CHEN H, et al. Situation awareness model based on multi-resource load theory and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1438-1446 (in Chinese).

方法。薛书琪等^[12]在注意力分配模型基础上提出了基于认知预期的SA预测模型,并在手控交会对接任务中进行了验证,模型对SA理解比例计算模型的参数进行了细化区分,但同刘双等的研究^[10-11]类似,仍未能解决认知状态参数设置的主观缺陷。总体而言,现有研究对SA形成的机理和定量计算已进行了一定程度的阐述,但均未涉及工作负荷和注意资源分配之间的量化表征。

随着平视显示技术(Head Up Display, HUD)等先进显示技术在飞机驾驶舱的推广使用,飞行员对于新型显示界面的注意分配和SA问题关乎飞行安全。与SA有关的飞机事故的调查显示,与注意感知相关的SA错误(SA1)构成了大多数这种事故^[7]。结合新型显控界面这一应用背景,考虑工作负荷对飞行员注意资源分配的重要影响以及为进一步完善SA由低层次到高层次的认知表达过程,本文面向复杂飞行任务,提出了一种基于多资源负荷理论量化注意资源分配的SA认知预测模型,该模型既可独立应用也可作为一个模块嵌入更大的人类绩效模型之中。通过在产品和任务设计的早期阶段进行一定程度的SA定量化预测而起到规避航空危险,优化界面设计和任务分配的作用^[6]。

1 多资源负荷的情境意识建模

SA可被视为一个认知的过程^[13],该认知过程不仅包括从外部世界接收信息,还包括建立复杂的内部表征^[14]。Wickens等^[7]提出A-SA模型的基本理论结构包括2个模块:环境中事件和通道注意力分配的调节、对飞机当前和未来状态的理解或推断。模块1可基本对应于Endsley的SA1,模块2对应于SA2/SA3。A-SA模型指出工作负荷影响飞行情境下注意资源分配,进一步制约注意行为的发生,因此SA1是影响飞行安全的最关键环节。在动态系统中,SA2和SA3之间存在模糊的边界,因为对当前情境的理解通常对未来有直接的影响,两者对于任务是同样重要的^[7]。

工作负荷是一个能量^[13]的概念,对于单个任务而言,不同情境状态各情境成分早期认知过程中消耗个体获取信息的视觉、认知等多个通道的资源^[15]并产生相应通道负荷,如图1所示, t 和 T 分别为时间衰减系数和变量。多通道负荷作用于注意资源分配的自下而上和自上而下通路。当注意资源激活量超过阈值则成功提取描述性知识形成对情境的感知,同时注意资源进入感觉记忆

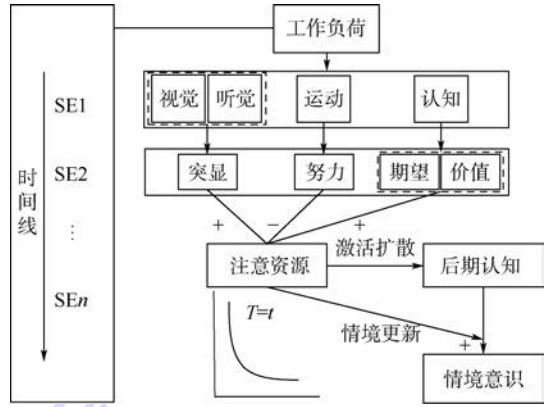


图1 基于多资源负荷的SA模型

Fig. 1 SA model based on multi-resource load

并同步开始衰减,进行情境成分的更新^[16]。在SA生成过程中,初期感知表现为人机环境的交互,后期表征则主要是个体长时记忆的内在认知。根据Anderson等的ACT-R(Adaptive Control of Thought-Rational)认知理论^[16],认知的后期采用记忆负荷^[17-18]量化作业人员脑唤醒水平并建立程序规则匹配的深度表征,结合低层次注意资源的衰减输出为个体SA水平。

1.1 基于多通道负荷的低层次情境意识

飞行员在执行飞行任务时,操作任务可以理解为由不同的任务情境事件 $Event_i (i = 1, 2, \dots, m)$ 按时间顺序动态呈现,这些情境事件对应着不同的情境状态。 $Event_i$ 的情境成分 $SE_j (j = 1, 2, \dots, n)$ 通过不同资源获取通道对个体产生工作负荷,进而影响个体的注意行为,而注意是情境感知的关键环节^[7]。因此对 $Event_i$ 的量化表征可以按照关键 SE_j 进行细化,这与兴趣区(Area of Interest, AOI)的概念一致^[7]。对于 $Event_i$ 而言,基于工作负荷的能量^[13]概念,根据Wickens的多资源理论^[15]将工作负荷划分为视觉、听觉、认知和运动4个通道的资源,分别作用于注意自下而上的突显和努力以及自上而下的价值和期望^[19]。多资源负荷作用于注意资源的分配细化如下:

1) 界面编码(Interface Coding, IC)

视觉和听觉负荷作用于注意资源分配的突显性因素^[19],具体反映到显示界面的编码设计。界面编码包括静态常规显示编码和动态异常显示编码,可通过视觉和听觉通道占据负荷资源,从自下而上通路影响注意行为。Wickens^[20]和肖旭等^[21]均对编码元素与界面设计优劣进行了模型量化的尝试,在此基础上结合Steelman等提出的动静态突显性^[22]的概念,提出界面编码这一概念

代替 SEEV 模型的突显性^[19]因素量化注意资源。假定 SE_j 包含在第 j 个 AOI 内, Event_i 下该 AOI 有 r 个界面编码元素, 则

$$C_j = C_j^{\text{dynamic}} + C_j^{\text{static}} = \frac{1}{r} \sum_{l=1}^r \varepsilon_l \ell_l \quad (1)$$

式中: C_j 为 SE_j 的界面编码值; C_j^{dynamic} 为其动态编码; C_j^{static} 为静态编码; ε_l 为按照 G1 法^[21] 确定的第 l 个编码元素的权重系数; ℓ_l 为第 l 个视觉编码元素的综合绩效值。

2) 注意转移 (Attention Mobility, AM)

运动负荷作用于注意力分配的努力^[19]因素, 具体体现为注意转移的难易程度。运动负荷针对注意的头动和眼动复合行为, 表征注视行为从一个 AOI^[19] 转移至另一 AOI 需付出的努力资源。通过计算相对距离量化不同 AOI 的注意转移^[23]。

$$M_j = \frac{\sum_{\theta=1}^{\xi} d_{j\theta}}{\xi - 1} \quad (2)$$

式中: $d_{j\theta}$ 表征相邻 AOI 之间距离; $\theta = j + 1$; ξ 为 AOI 总个数。

3) 信息期望 (Information Expectancy, IE)

认知负荷作用于个体对信息的预期, 具体反映为信息的期望^[19]。根据信息论的观点, AOI 内信息的事件发生水平越高, 则对其采样也更加频繁^[23]。对于兴趣区 j 的量化如下:

$$E_j = \frac{H_j}{\sum_{j=1}^n H_j} = P_j \quad (3)$$

式中: H_j 为第 j 个情境成分的出现次数; P_j 为第 j 个 AOI 信号出现的概率。

4) 信息价值 (Information Value, IV)

认知负荷同时也作用于信息价值的表达, 个体对信息的认知理解程度可定义为信息价值。信息价值的量化表达式为

$$V_j = u_j \partial_j \quad (4)$$

式中: u_j 为情境成分重要度; ∂_j 表示飞行员对情境成分 j 潜在在认知状态产生的概率^[24], 反映了其对情境成分重要度在主观认知中存在的模糊性, 采用模糊熵 h_j 的概念描述情境成分 j 的认知心理活动, 则有

$$h_j = -u_j \ln u_j - (1 - u_j) \ln(1 - u_j) \quad (5)$$

$$\partial_j = e^{h_j} / \sum_{j=1}^n e^{h_j} \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (6)$$

单个 AOI 的努力越小, 编码越好, 则消耗资源越少, 因此在模型计算中注意资源消耗与 C 和

M 均成反比。即注意资源的消耗可表示为

$$A_j = E_j V_j C_j^{-1} M_j^{-1} \quad (7)$$

则该情境下初期情境认知水平可表示为所有情境成分注意资源消耗之和, 即

$$A_i = \sum_{j=1}^n A_{ij} = A_{i1} + A_{i2} + \dots + A_{in} \quad (8)$$

1.2 基于认知理论的高层次情境意识

根据 ACT-R 认知理论^[16], 缓冲模块访问并读取视觉模块中注意到的情境信息, 当注意资源的激活量超过一定阈值时产生对情境成分的认知激活^[25], 之后访问记忆模块提取描述性知识, 形成情境感知。式(8)中关键成分注意资源消耗量量化为该情境成分的激活量 A_{C_j} , 当其超过阈值 τ (通常设定 $\tau = 1.0$) 则认为成功提取相关描述性知识, 形成该关键 SE 的感知,

$$A_{C_j} = A_j \quad (9)$$

所有情境信息在进入感觉记忆的同时迅速开始衰减^[6], 进行低层次情境元素的更新,

$$S_{\text{Allow}} = e^{-k_i t} \sum_{i=1}^n A_i \quad (10)$$

式中: k_i 为工作记忆中信息遗忘的速度。关键 SE 激活导致该情境感知状态的达成, 之后会进入长时记忆进行程序性知识的匹配, 规则的匹配形成对注意情境的内在表征, 即对当前情境的理解或者预测。与情境事件认知事实最佳匹配的程序性规则的可用性为

$$U_i = Q_i G - C_i \quad (11)$$

式中: Q_i 为最佳匹配的规则被成功激活的概率; C_i 为该最佳匹配规则被激活并实现理解带来的代价; G 为实现理解该情境状态带来的价值^[16]。达成可用程序规则匹配的可用资源与飞行员的当前觉醒状态、训练、经验等因素相关。在理想情况下, 设定个体的训练、经验等一致 (即 $G = 1, C_i = 0$), 则飞行员的当前唤醒状态将直接影响对信息的理解。利用记忆负荷资源^[17-18]消耗的概念定义 Q_i 的估计值 \hat{Q}_i , 即

$$\hat{Q}_i = \frac{1}{m_{w_i}} \Delta T_i \quad (12)$$

式中: m_{w_i} 为情境下平均脑力负荷; ΔT_i 为情境任务持续时间。因此, 高层次的计算表达式为

$$S_{\text{Adeep}} = U_i \quad (13)$$

综上所述, 考虑多通道负荷影响注意资源分配的初期认知衰减以及激活匹配的后后期认知阶段, 则最终 SA 的量化模型为

$$S_A = S_{\text{Allow}} + S_{\text{Adeep}} = e^{-k_i t} \sum_{i=1}^n A_i + \frac{1}{m_{w_i}} \Delta T_i \quad (14)$$

2 实验验证

2.1 仿真模型设计

为验证所提出的基于多资源负荷的 SA 模型在复杂飞行环境下的效度,实验采用手动驾驶条件下的飞行操作任务。界面模型参考典型的波音 737NG 机型,基于专业模拟飞行软件 Flight gear 完成 HUD 显示界面绘制,如图 2(a)所示。实验界面呈现在 17 英寸液晶显示屏上,分辨率为 1 280 像素 × 1 024 像素,平均亮度为 120 cd/m²,实验过程中环境光照基本保持不变为 600 lx,环境噪声水平为 36.6 ~ 42.3 dB。采用 TH-P 型生理测试仪记录被试的呼吸和皮电数据,采用 FX-7402 十二道自动分析心电图机测量记录心电图数据,采样频率为 0.05 ~ 150 Hz。飞行模拟仿真平台基于 Flight gear 3. 4. 0 软件系统,结合 Saitek (赛钛客) Yoke 民航飞行摇杆系统和北通天影 BTP-4328 飞行摇杆的输入完成俯仰、滚转、偏航等飞行操作,实验场景如图 2(b)所示。

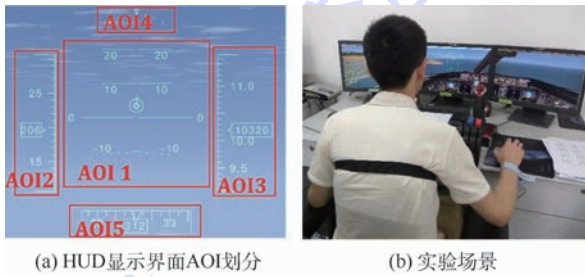


图 2 HUD 显示 AOI 划分及实验场景

Fig. 2 Divisions of AOI on HUD display and experimental scenario

2.2 被 试

被试选取 15 名具有良好航空背景(其中男性 11 名,女性 4 名,平均年龄 22.6 岁),均为北京航空航天大学在校研究生,身体健康状况良好,右利手,视力或矫正视力正常,听力正常。实验前一天,均保证充足的睡眠并且避免剧烈运动。

2.3 实验设计

实验主要考察不同飞行操作情境设定,对 HUD 显示界面划分 5 个 AOI,分别是俯仰姿态(AOI 1)、空速带(AOI 2)、高度带(AOI 3)、滚转表(AOI 4)和航向表(AOI 5),如图 2(a)所示。所有被试需完成包括起飞、爬升、巡航、转弯和进近阶段的飞行操作。考虑起飞和进近阶段飞行操作强度较高导致飞行绩效无法统一计算标准以及其与真实情境仍存在的较大差异,为模型验证的需要,仅选取爬升(情境 1)、巡航(情境 2)和转弯

(情境 3)进行分析。采用单因素被试内设计,考察不同任务操作因素下的飞行情境对飞行员 SA 水平的影响。被试依靠外部输入组件完成飞行操作,同时需要保持对仪表参数进行监控。其中各 AOI 仪表重要度和信息期望分配比例基于运输类飞机适航标准附录 D^[26]的基本工作职能和工作量因素,并参考飞行手册结合模拟飞行环境进行设定,如表 1 所示。

表 1 不同飞行情境仪表重要度和信息期望

Table 1 Importance and information expectancy of instrument in various flight situations

重要度和信息期望	情境	俯仰	速度	高度	滚转	航向
重要度	情境 1	0.87	0.07	0.47	0.13	0.27
	情境 2	0.47	0.07	0.87	0.13	0.27
	情境 3	0.20	0.07	0.20	0.80	0.53
信息期望	情境 1	0.38	0.13	0.25	0.13	0.13
	情境 2	0.20	0.10	0.40	0.10	0.20
	情境 3	0.10	0.10	0.10	0.40	0.30

2.4 实验步骤

在正式开始实验前要求被试接受充分的飞行模拟培训并对实验情境成分重要度和信息期望熟练掌握。实验正式开始后,被试在完成飞行操作的同时,还需通过鼠标对界面弹出的问题进行作答。采用情境意识全面测量技术(Situation Awareness Global Assessment Technology, SAGAT)考察监控任务绩效,任务冻结时呈现情境问题完全覆盖仪表监视界面,被试在规定的时间内(呈现时间为 15 s)内若不作答则自动回到飞行界面,若被试不清楚答案可以选择放弃作答并继续后续实验,SAGAT 反应时间和反应正确率由后台软件自动记录。实验过程中,生理采集仪器实时记录相应生理数据。单个飞行阶段后休息 10 min 同时填写美国航空航天局任务负荷指数量表(NASA Task Load Index, NASA-TLX)和十维度情境意识测评技术(10-Dimensional Situational Awareness Rating Technology, 10-D SART)。各情境任务操作见表 2。

表 2 不同情境下飞行操作

Table 2 Flight operation in various situations

情境	操作要求
情境 1	爬升至 15 000 ft; 保持 15°俯仰角,保持航向 298°,滚转 0°
情境 2	巡航高度为 15 000 ft; 保持航向 298°,滚转 0°
情境 3	航向由 298°转为 118°; 保持滚转左 20°,保持高度 15 000 ft

注: 1 ft = 304.8 mm。

3 实验结果和分析

3.1 基于多资源负荷的SA模型理论值及实验值

对于实验界面所监视5个AOI分别计算C、E、V及M。研究表明,字体大小的辨识影响飞行员判断和决策准确性^[22,27];颜色匹配与飞行员信息辨识效率显著相关^[22];包括仪表位置^[22]和仪表种类^[5]的仪表布局位置对辨识绩效显著相关;其次,异常信息的突出显示能及时提醒飞行机组成员快速对做出反应^[22]。因此对C的计算,选取字符大小、颜色匹配、布局位置为静态编码元素,突显性^[22]为动态编码元素。表3为按照式(1)量化方法计算的各编码元素显示属性。

通过测量计算式(2)中各AOI的M,根据式(3)计算E并设定为表1中实验变量之一,根据式(4)~式(6)结合表1中根据实验操作设置的重要度计算V,最后将上述4个因素代入式(7)计算各情境成分的注意资源分配,并由式(8)计算 A_i ,结果见表4,在模型的量化过程中,各因素的属性值计算结果需要经过比例归一化处理,去除量纲后在0和1之间取值。表5为以情境1为例进行计算的结果。

根据式(9)~式(10)计算得到低层次注意感知状态预测值。采用NASA-TLX量表和不同飞行情境的持续时间表征飞行员的记忆负荷水平代入式(12),并由式(11)计算个体的脑唤醒水平表征匹配规则的可用性代入式(13),结果见表4。

将表4中各情境低层次注意资源消耗 A_i 代入式(10)计算情境更新(选取时间衰减系数 $t = 5\text{ s}^{[7]}$)后的 S_{Allow} ,最后由式(14)计算SA预测值,需要说明的是这里计算的SA值并不是绝对值而是相对值,归一化后得到SA理论值及主客观的绩效测量结果见表6。

表3 界面编码显示属性

Table 3 Display attributes of interface coding

显示属性	俯	仰	空	速	高	度	滚	转	航	向	权	重
字符大小	60.65	60.65	60.65	60.65	60.65	60.65	60.65	60.65	60.65	60.65	0.22	
颜色匹配	29.15	29.15	29.15	29.15	29.15	29.15	29.15	29.15	29.15	29.15	0.23	
布局位置	82.81	57.29	60.42	46.88	14.58	0.35						
突显性	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.22	
界面编码	48.41	39.57	40.66	35.97	24.78							

表4 高层次情境认知表征

Table 4 Deep-level situation cognition representation

情境	注意资源消耗之和 A_i	平均负荷水平/min	平均持续时间/s	规则可用性
情境1	0.3224	50.37	154	0.2802
情境2	0.2950	49.59	217	0.3888
情境3	0.3826	51.22	177	0.3312

表5 情境1各AOI注意资源计算

Table 5 Calculation of attention resource in each AOI under situation 1

注意资源元素	俯	仰	空	速	高	度	滚	转	航	向
界面编码	0.2556	0.2090	0.2147	0.1899	0.1309					
注意转移	0.1454	0.2192	0.2256	0.1952	0.2145					
信息价值	0.1239	0.0056	0.0592	0.0124	0.0290					
信息期望	0.3750	0.1250	0.2500	0.1250	0.1250					
注意资源消耗 A_i	1.2502	0.0152	0.3054	0.0419	0.1292					

表6 SA预测值和主客观测量结果

Table 6 Predicted SA values combined with subjective and objective measurement results

测量指标	情境1	情境2	情境3
SA预测值	0.2834	0.3921	0.3312
飞行绩效/ 10^{-2}	0.3849 ± 0.2568	0.5324 ± 0.3851	0.4544 ± 0.3148
SA反应时/ms	5168.45 ± 1562.2	4440.67 ± 844.7	4958.28 ± 1253.0
SA正确率/%	66.18 ± 19.14	77.06 ± 12.13	70.00 ± 11.18
10-D SART得分	21.8 ± 6.06	23.8 ± 7.29	22.8 ± 7.86
平均心率/(次· min^{-1})	93.77 ± 14.03	90.09 ± 13.34	90.23 ± 12.55
SDNN/ms	47.77 ± 28.04	50.09 ± 22.88	48.84 ± 29.40
呼吸率/(次· min^{-1})	21.11 ± 3.29	20.76 ± 3.25	20.28 ± 3.36
EDA/ μs	2.45 ± 0.11	2.39 ± 0.08	2.41 ± 0.05

3.2 相关性分析

由表6可知在设定的3种飞行情境下,被试心电的正常窦性R-R间期的标准差(Standard Deviation of Normal to Normal, SDNN)呈现先增后减的趋势,平均心率和平均皮电反应(Electrodermal

Activity, EDA)指标呈现先减后增的趋势。采用Wickens等^[7]的模型验证方法,将基于多资源负荷的SA模型预测值与实验测量结果进行相关性分析,结果如表7所示。从结果可看出SA预测值与10-DSART量表得分(相关系数 $r = 0.998$,

表7 SA 预测值和测量指标相关性分析

Table 7 Analysis of correlation between predicted SA values and measurement indices

相关系数和显著性值	10-D SART 得分	飞行绩效	SA 正确率	SA 反应时	平均心率	SDNN	呼吸率	EDA
r	0.998*	0.999*	0.995	-0.986	-0.848	1.000	-0.351	-0.978
P	0.044	0.023	0.064	0.108	0.356	0.015	0.772	0.134

显著性值 $P = 0.044$ ）、飞行绩效 ($r = 0.999, P = 0.023$) 及心电的 SDNN ($r = 1.000, P = 0.015$) 显著相关;与 SA 正确率 ($r = 0.995, P = 0.064$) 临界显著相关;与平均心率、EDA 指标均呈现高度相关但均不显著 ($|r| > 0.8, P > 0.05$);与呼吸率指标不相关 ($r = -0.351, P > 0.05$)。

图3列出了3种情境下模型理论值和典型的测量方法变化趋势,可见不同层次理论值与多种测量方法的变化趋势一致。

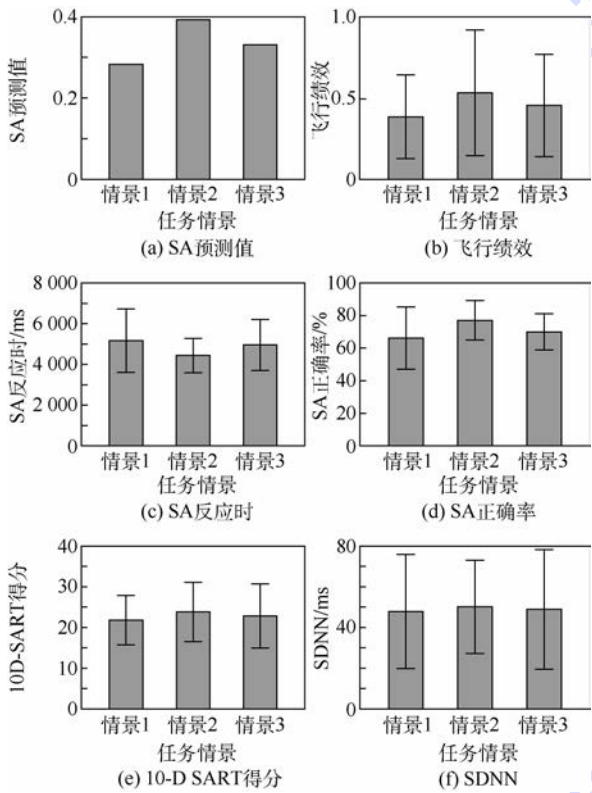


图3 3种情境下SA预测值和实验测量指标变化趋势

Fig.3 Predicted SA values and change tendency of experimental measurement indices in 3 situations

4 实验测量方法和结果

4.1 实验测量方法

本文采用主观和客观相结合的测量方法对不同情境下的被试SA水平进行考察。其中客观测量方法包括计算飞行绩效,SAGAT页面冻结的绩效测量方法,心电、皮电以及呼吸指标的生理测量方法。通过计算该情境各主要情境成分与统计学平均值之间差值,对各成分差值比例 $(x - \bar{x})/\bar{x}$ 按

照情境成分重要度进行线性加权计算得出飞行绩效,也即情境操作稳定性。绩效测量方法的SA-GAT页面冻结技术即实验任务在随机进行冻结,同时清除显示界面上所有信息并弹出实验情境相关问题,对被试的作答反应时间和正确率进行记录。目前生理测量和SA之间关系的研究还十分有限,尚不清楚生理指标是否能够表达SA的形成过程^[10]。考虑到本文将多资源负荷理论引入模型,因此采用心电、呼吸和皮电的生理测量方法具有一定的参考价值^[28]。主观测量方法采用10-D SART量表,在被试完成实验操作后对实验情境进行主观评定。量表分注意资源需求量 D 、注意资源的供应量 S 和情境的理解程度 U 3个维度共10个条目,通过“ $S_A = U - D + S$ ”计算SA主观得分。

4.2 实验结果

不同实验情境下,各情境成分重要度和信息期望因实际飞行操作而有所差异,被试对各情境成分的关注程度和付出资源也有一定的差异,相应的注意机制限制了这个过程中的注意资源分配^[7]。结合表2的飞行操作可知情境2的外部视景变化最为平缓,对应较低的注意资源消耗(见表5),在SA生成的初期阶段,情境中关键情境元素(如表4情境1的俯仰)对注意资源的消耗超过一定阈值并进入记忆模块形成感知^[11]。在超过阈值形成感知后,相应的注意资源在记忆模块的表征也会很快进行衰减,此时个体对情境的记忆负荷决定了SA的后期表征,直接影响了SA的最终生成。前期培训在被试大脑认知的长时记忆模块形成的记忆负荷表征主要是对实验情境进行把握,从而在后期的飞行操作中合理分配资源,达到匹配规则可用性的最大化^[16],减少个体资源的付出,更好地完成飞行任务。在界面显示编码元素一定的情况下,由任务操作影响的记忆负荷对情境的最终生成起到了目标导向的作用,从而表现为情境2的SA水平高于情境3和情境1。

由图3(a)~(f)可见,3种情境下的基于多通道负荷的SA模型的SA理论预测值与实验的多项测量值达到高度相关(见表7),从而验证了该模型的有效性。飞行绩效的好坏是SA的一个很有信服力的指标,飞行绩效越好,则SA水平越

高。为了减少基本操作绩效的精度问题,采用操作的稳定程度来推断操作者执行情境任务时的SA水平,从而保证该指标的有效性。基于SAGAT冻结方法的记忆探测绩效的SA情境问题正确率被证明是评估绩效的有效指标^[4],其与SA预测值也达到了临界的显著性,结合10-D SART量表的有效性,反映出目标导向的记忆负荷增加,带来SA水平的升高,这与相关研究结论一致^[11]。研究表明SDNN能够反应脑力负荷水平^[29],在这一次的实验结果中生理指标的SDNN也与SA预测值表现出显著的相关性,这一定程度上是因为实验情境的记忆负荷因素与SA形成的导向作用,其余生理指标与SA预测值之间的相关性并不显著。这也从一定的角度表明在复杂的飞行情境中,脑力负荷与SA之间存在着紧密的联系^[30],在本次实验的手动操作的情境中,脑力负荷和SA呈现了一定程度的负相关。

本文提出的基于多资源负荷的情境意识模型在本次实验典型的飞行任务操作中能够很好的预测SA的变化,并进一步应用到HUD显示界面环境,这对于改进界面设计和优化任务有一定的参考价值。本文的实验对象选取了在校学生且实验环境为模拟仿真平台,这与实际的航线飞行员以及复杂的飞行环境还有一定的差距。此外,本文验证暂未考虑高层次SA中SA3,后面将进行该层次预测验证并进一步完善模型。

5 结论

本文提出的基于多资源负荷的情境意识模型预测值与实验测量结果显著相关,通过与客观的测量方法指标的相关性分析初步验证了该模型的效度,可应用于预测复杂情境下的飞行员SA水平,为驾驶舱人机界面设计和优化飞行任务分配提供一定参考。

参考文献 (References)

- [1] ENDSLEY M R. Toward a theory of situation awareness in dynamic systems [J]. Human Factors the Journal of the Human Factors & Ergonomics Society, 1995, 37(1) : 32-64.
- [2] STANTON N A, CHAMBERS P, PIGGOTT J. Situational awareness and safety [J]. Safety Science, 2001, 39(3) : 189-204.
- [3] SALMON P M. Distributed situation awareness: Advances in theory, measurement and application to team work [D]. London: Brunel University, 2008: 19-20.
- [4] ENDSLEY M R, GARLAND D J. Situation awareness analysis and measurement [M]. Boca Raton: CRC Press, 2000: 3-32.
- [5] 刘双. 飞行员情境意识建模及工效评价研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 10-17.
- [6] LIU S. Modeling pilot situational awareness and evaluation of ergonomics [D]. Beijing: Beihang University, 2015: 10-17 (in Chinese).
- [7] MCCARLEY J S, WICKENS C D, GOH J, et al. A computational model of attention/situation awareness [C] // Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting. Los Angeles: SAGE Publications, 2002, 46(17) : 1669-1673.
- [8] WICKENS C D, MCCARLEY J S, ALEXANDER A L, et al. Attention-situation awareness (A-SA) model of pilot error: ARL-01-13/NASA-01-6 [R]. Washington, D. C. : NASA, 2001.
- [9] HOGARTH R M, EINHORN H J. Order effects in belief updating: The belief-adjustment model [J]. Cognitive Psychology, 1992, 24(1) : 1-55.
- [10] HOOEY B L, GORE B F, WICKENS C D, et al. Modeling pilot situation awareness [M] // CACCIABUE P C, HJALMDAHL M, LÜDTKE A, et al. Human modelling in assisted transportation. Berlin: Springer, 2011: 207-213.
- [11] 刘双, 完颜笑如, 庄达民, 等. 基于注意资源分配的情境意识模型 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(8) : 1066-1072.
- [12] LIU S, WANYAN X R, ZHUANG D M, et al. Situational awareness model based on attention allocation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(8) : 1066-1072 (in Chinese).
- [13] LIU S, WANYAN X R, ZHUANG D M. Modeling the situation awareness by the analysis of cognitive process [J]. Bio-medical Materials and Engineering, 2014, 24(6) : 2311-2318.
- [14] 薛书骐, 张宜静, 王萌, 等. 基于“认知预期”的情境意识预测模型 [J]. 航天医学与医学工程, 2015, 28(2) : 102-108.
- [15] XUE S Q, ZHANG Y J, WANG M, et al. A predictive model of situation awareness based on cognitive expectation [J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2015, 28(2) : 102-108 (in Chinese).
- [16] VIDULICH M A, TSANG P S. Mental workload and situation awareness [M] // SALVENDY G. Handbook of human factors and ergonomics. 4th ed. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc. , 2012: 243-273.
- [17] GALOTTI K M. 认知心理学: 认知科学与你的生活 [M]. 吴国宏, 译. 北京: 机械工业出版社, 2016: 42-43.
- [18] GALOTTI K M. Cognitive psychology in and out of the laboratory [M]. WU G H, translated. Beijing: China Machine Press, 2016: 42-43 (in Chinese).
- [19] WICKENS C D. Multiple resources and mental workload [J]. Human Factors, 2008, 50(3) : 449-455.
- [20] ANDERSON J R, BOTHELL D, BYRNE M D, et al. An integrated theory of the mind [J]. Psychological Review, 2004, 111(4) : 1036.
- [21] 完颜笑如, 庄达民. 飞行员脑力负荷测量与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2014: 43-44.
- [22] WANYAN X R, ZHUANG D M. Measurement and application of pilot mental workload [M]. Beijing: Science Press, 2014: 43-44 (in Chinese).
- [23] WICKENS C D, HOLLANDS J G, SIMON B, et al. 工程心理学与人的作业 [M]. 张侃, 孙向红, 译. 北京: 机械工业出版社, 2014: 126-127.

- WICKENS C D, JUSTIN G H, SIMON B, et al. Engineering psychology & human performance [M]. ZHANG K, SUN X H, translated. Beijing: China Machine Press, 2014: 126-127 (in Chinese).
- [19] WICKENS C D, GOH J, HELLEBERG J, et al. Attentional models of multitask pilot performance using advanced display technology [J]. *Human Factors*, 2003, 45(3): 360-380.
- [20] WICKENS C D. Display formatting and situation awareness model (DFSAM): An approach to aviation display design: AHFD-05-14/NASA-05-5 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2005: 1-15.
- [21] 肖旭, 完颜笑如, 庄达民. 显示界面多维视觉编码综合评价模型 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(6): 1012-1018. XIAO X, WANYAN X R, ZHUANG D M. Comprehensive evaluation model of multidimensional visual coding on display interface [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(6): 1012-1018 (in Chinese).
- [22] STEELMAN K S, MCCARLEY J S, WICKENS C D. Theory-based models of attention in visual workspaces [J]. *International Journal of Human-Computer Interaction*, 2017, 33(1): 35-43.
- [23] 吴旭, 完颜笑如, 庄达民. 多因素条件下注意力分配建模 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(8): 1086-1090. WU X, WANYAN X R, ZHUANG D M. Attention allocation modeling under multi-factor condition [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(8): 1086-1090 (in Chinese).
- [24] WANYAN X R, ZHUANG D M, WEI H Y, et al. Study on pilot attention allocation model based on fuzzy theory [J]. *Computers & Mathematics with Applications*, 2011, 62(7): 2727-2735.
- [25] COLLINS A M, LOFTUS E F. A spreading-activation theory of semantic processing [J]. *Readings in Cognitive Science*, 1988, 82(6): 126-136.
- [26] FAA. Airworthiness standards: Transport category airplanes: CFR Part 25 [S]. Washington, D. C.: FAA, 2013: 194-195.
- [27] 周颖伟, 庄达民, 吴旭, 等. 显示界面字符编码工效设计与分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(6): 761-765. ZHOU Y W, ZHUANG D M, WU X, et al. Ergonomic design and analysis of character coding on display interface [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(6): 761-765 (in Chinese).
- [28] 白杰, 冯传宴, 杨坤. 飞行员脑力负荷生理测量方法研究进展 [J]. *航天医学与医学工程*, 2016, 29(2): 150-156. BAI J, FENG C Y, YANG K. Research progress of physiological measurement of mental workload in pilots [J]. *Space Medicine & Medical Engineering*, 2016, 29(2): 150-156 (in Chinese).
- [29] WEI Z M, ZHUANG D M, WANYAN X R, et al. A model for discrimination and prediction of mental workload of aircraft cockpit display interface [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(5): 1070-1077.
- [30] VIDULICH M A, TSANG P S. The confluence of situation awareness and mental workload for adaptable human-machine systems [J]. *Journal of Cognitive Engineering and Decision Making*, 2015, 9(1): 95-97.

作者简介:

冯传宴 男, 博士研究生。主要研究方向: 情境意识、脑力负荷、驾驶舱人机工效。

完颜笑如 女, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 航空人机工效与认知工程、人机工效。

陈浩 男, 硕士研究生。主要研究方向: 驾驶舱人机工效。

庄达民 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空人机工效与认知工程、人机工效。

Situation awareness model based on multi-resource load theory and its application

FENG Chuanyan, WANYAN Xiaoru*, CHEN Hao, ZHUANG Damin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on the attention-situation awareness (A-SA) model and the attention resource allocation situation awareness model, a new quantitative model of situation awareness was put forward, which considers the multi-resource load and information recognition theory. In this model, the multi-resource load was applied to the low-level attention perception. The individual's situational awareness was composed of the damping of initial cognitive resource and the inherent deep-level rule availability matching after the activation of situation. In order to verify the usability of the model, 15 subjects were selected to complete the simulated flight task in different situations, and the subjective 10-dimensional situational awareness rating technology (10-D SART) and objective flight performance, situational awareness global assessment technique (SAGAT), and physiological measurement (electrocardiogram, electrodermal activity and respiration) were combined to carry out the experimental test. The experimental analysis indicates that the trend of the theoretical value predicted by the model is significantly related to the experimental results. The proposed situation awareness quantitative model can give some reference to guide the design of man-machine interface in the cockpit and to optimize the flight task assignment.

Keywords: situation awareness (SA); multi-resource load; cognitive modeling; mental workload; interface design; ergonomic

Received: 2017-08-21; **Accepted:** 2017-11-19; **Published online:** 2018-01-18 09:41

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.1914.007.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China and Civil Aviation Administration of China Jointly Funded Project (U1733118); National Natural Science Foundation of China (71301005)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0501

压缩感知 OFDM 稀疏信道估计导频设计



肖沈阳¹, 金志刚¹, 苏毅珊^{1,*}, 武晋²

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072; 2. 天津中德应用技术大学 机械工程学院, 天津 300350)

摘 要: 为提高稀疏信道估计性能, 基于压缩感知 (CS) 理论, 研究了正交频分复用 (OFDM) 系统中的导频设计问题。由于已有方法不能准确衡量采样矩阵重建性能, 从而导致根据已有方法设计的导频具有较差的信道估计性能, 因此提出以互相关矩阵元素的立方和为准则准确评价采样矩阵的重建性能。针对 OFDM 系统信道估计导频设计为离散组合优化问题, 提出了一种并行完全树分组替换搜索算法用于搜索最优的导频。在算法的每次循环中, 先将导频索引集合分组, 再根据每一组替换的结果更新导频, 提出的方法扩大了导频搜索空间, 避免了导频搜索的局部最优问题。仿真结果表明, 提出的评价方法相比现有方法能够准确评价采样矩阵重建性能, 使用提出的准则设计的导频与现有互相关准则相比信道估计均方误差可减小约 3 dB。同时, 所提出的导频搜索算法具有更快的收敛速度和最优的导频搜索性能。

关键词: 压缩感知 (CS); 信道估计; 正交频分复用 (OFDM); 导频设计; 互相关

中图分类号: TN911

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1447-07

近年来, 基于无线信道本身固有的稀疏性, 压缩感知 (Compressed Sensing, CS)^[1] 技术被应用于稀疏信道估计并得到了广泛的研究, 相比最小二乘 (Least Square, LS) 和最小均方误差 (Minimum Mean Square Error, MMSE) 等传统信道估计方法, 利用压缩感知方法的信道估计器能够以较少的导频准确地估计稀疏信道, 降低正交频分复用 (Orthogonal Frequency Division Multiplexing, OFDM) 系统的导频开销^[2]。许多压缩感知恢复算法已被应用于稀疏信道的估计, 如正交匹配追踪 (Orthogonal Matching Pursuit, OMP)、压缩采样匹配追踪 (Compressive Sampling Matching Pursuit, CoSaMP) 算法、基追踪 (Basis Pursuit, BP) 算法等^[3-4]。

然而, 与 LS 和 MMSE 估计方法达到最优的

信道估计性能要求导频均匀分布不同, 非均匀分布导频的压缩感知信道估计才具有较好的信道估计性能。稀疏信号重建的准确性不仅取决于压缩感知算法, 也与采样矩阵有关, 压缩感知高概率重建稀疏信道要求采样矩阵满足有限等距特性或互相关准则^[5]。由于没有已知的方法在多项式时间内验证一个矩阵是否满足有限等距特性 (Restricted Isometry Property, RIP), 可行的方法是计算采样矩阵的互相关且互相关越小采样矩阵的重建概率越高^[6], 因此可以通过采样矩阵设计提高压缩感知信道估计准确性。

现有的导频设计方法都是最小化测量矩阵的互相关设计导频^[7-12]。文献[7]提出随机搜索方法, 通过先随机生成一定数量的导频, 再计算导频所确定采样矩阵的互相关值, 选择具有最小互相

收稿日期: 2017-07-21; 录用日期: 2017-10-27; 网络出版时间: 2018-01-10 11:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180110.1054.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61571318, 61701335, 61571323); 海南重点研发项目 (ZDYF2016153); 青海省自然科学基金 (2015-ZJ-904); 天津市科技兴海行动计划项目 (KJXH 2013-14)

*通信作者. E-mail: yishan.su@tju.edu.cn

引用格式: 肖沈阳, 金志刚, 苏毅珊, 等. 压缩感知 OFDM 稀疏信道估计导频设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1447-1453. XIAO S Y, JIN Z G, SU Y S, et al. Pilot design for compressed sensing based OFDM sparse channel estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1447-1453 (in Chinese).

关的导频作为最优导频,尽管该方法简单,但是搜索算法具有随机性且导频的搜索结果依赖于随机生成的导频数。文献[8-9]将互相关作为目标函数,分别使用进化算法中的分布式估计算法和遗传算法求解最优导频,但是进化算法的性能受参数设置影响较大且收敛时间难以保证。文献[10]提出一种修改的统计随机近似方法通过计算导频的占用概率搜索最优导频,但是该方法性能取决于备选导频数量的大小。文献[11]提出 SSS(Stochastic Search Schemes)算法,通过先随机生成一定数量的导频,再对各导频进行逐位优化,选择具有最小互相关的导频输出,然而该算法受限于随机生成的导频数量。文献[12]提出使用并行树结构的循环替换导频搜索算法,采用并行树选择最优的导频,但是该搜索算法性能受限于替换步长,容易陷入局部最小值解。

此外,互相关仅反映采样矩阵 2 列之间相关的极端情况,不能反映采样矩阵的整体重建性能,如何较准确评价采样矩阵的重建性能仍是一个需要进一步研究的问题^[13]。文献[12]认为最优采样矩阵的任意不同列之间应该正交,提出采用互相关矩阵和单位矩阵的欧氏距离作为新的互相关定义评价采样矩阵的性能。然而,最优傅里叶采样矩阵为循环差集确定的等角紧框架,该矩阵任意 2 列互相关相等,因此互相关矩阵和单位矩阵的欧氏距离不能准确反映采样矩阵的重建性能。文献[14]提出基于阈值的相关矩阵元素的立方和评价采样矩阵,但是该方法仅考虑相关矩阵中元素较大的值,不能全面反映采样矩阵重建性能,并且该方法中的阈值难以选择。

本文首先提出一种新的评价采样矩阵重建性能方法,针对导频设计的组合优化问题,提出一种新的导频搜索算法。然后对所提出的新准则及导频搜索算法与现有的准则及导频搜索算法进行仿真比较,仿真结果验证了所提出新方法的优越性。

1 系统模型

考虑一个子载波数为 N 的 OFDM 系统,其中导频数为 N_p ,导频位置集合表示为 $P = \{p_1, p_2, \dots, p_{N_p}\}$ 。不失一般性,假设 $1 \leq p_1 < p_2 < \dots < p_{N_p} \leq N$,对应的频域发送导频符号表示为 $x(p_1), x(p_2), \dots, x(p_{N_p})$ 。假设信道的最大长度为 L , $h(1), h(2), \dots, h(L)$ 为信道冲击响应的采样值。接收端接收到的导频载波处的信号可表示为

$$\begin{bmatrix} y(p_1) \\ y(p_2) \\ \vdots \\ y(p_{N_p}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x(p_1) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & x(p_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & x(p_{N_p}) \end{bmatrix} \cdot \mathbf{F}_{N_p \times L} \begin{bmatrix} h(1) \\ h(2) \\ \vdots \\ h(L) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta(1) \\ \eta(2) \\ \vdots \\ \eta(N_p) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\eta(i) \sim (0, \sigma_\eta^2)$ ($i = 1, 2, \dots, N_p$) 为满足独立同分布的高斯白噪声, σ_η^2 为噪声的方差; $\mathbf{F}_{N_p \times L}$ 为从一个大小为 $N \times N$ 的傅里叶变换矩阵中抽取 P 所在的 N_p 行和前 L 列所构成的部分傅里叶变换矩阵,

$$\mathbf{F}_{N_p \times L} = \frac{1}{\sqrt{N}} \begin{bmatrix} 1 & \omega^{p_1} & \dots & \omega^{p_1(L-1)} \\ 1 & \omega^{p_2} & \dots & \omega^{p_2(L-1)} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & \omega^{p_{N_p}} & \dots & \omega^{p_{N_p}(L-1)} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\omega = e^{-j\frac{2\pi}{N}}$$

定义

$$\begin{aligned} \mathbf{X} &= \text{diag}(x(p_1), x(p_2), \dots, x(p_{N_p})) \\ \mathbf{y} &= [y(p_1), y(p_2), \dots, y(p_{N_p})]^T \\ \mathbf{h} &= [h(1), h(2), \dots, h(L)]^T \\ \boldsymbol{\eta} &= [\eta(1), \eta(2), \dots, \eta(N_p)]^T \\ \mathbf{A} &= \mathbf{X}\mathbf{F}_{N_p \times L} \end{aligned}$$

则式(1)可以表示为

$$\mathbf{y} = \mathbf{A}\mathbf{h} + \boldsymbol{\eta} \quad (3)$$

在实际的无线通信中,无线信道通常呈现出稀疏性即离散采样信道 \mathbf{h} 中的绝大部分抽头为零值,仅有少数采样点为非零值。传统 LS 等信道估计方法要求 $N_p \geq L$,考虑导频数小于信道长度的情况即 $N_p < L$,此时式(3)为标准的压缩感知采样,可以利用压缩感知算法求解稀疏信道。

2 导频设计方法

2.1 采样矩阵性能评价方法

定义 1^[15] 有限等矩性质 (Restricted Isometry Property, RIP),如果存在常数 δ_s ($0 < \delta_s < 1$) 对任意最多有 s 个非零值的稀疏信号 \mathbf{z} 都能使式(4)成立,则称矩阵 Φ 满足有限等距特性,其中最小的 δ_s 称为有限等距常数。

$$(1 - \delta_s) \|\mathbf{z}\|_2^2 \leq \|\Phi\mathbf{z}\|_2^2 \leq (1 + \delta_s) \|\mathbf{z}\|_2^2 \quad (4)$$

压缩感知指出,在无噪声的情况下,当式(3)中的采样矩阵 \mathbf{A} 满足 RIP 时,压缩感知重建算法利用 \mathbf{y} 和 \mathbf{A} 能够高概率地重建稀疏信道 \mathbf{h} 。然

而,目前没有任何已知的方法能在多项式时间内验证给定的采样矩阵 \mathbf{A} 是否满足 RIP^[11],可以选择的方法是计算采样矩阵的互相关。文献[16]指出采样矩阵的互相关强于 RIP 且互相关越小越好,因此可以通过最小化互相关设计导频。

互相关定义为采样矩阵 \mathbf{A} 任意 2 列之间最大的归一化绝对值内积,即

$$\mu(\mathbf{A}) = \max_{0 \leq m \neq n \leq L-1} \frac{|\langle \mathbf{A}(m), \mathbf{A}(n) \rangle|}{\|\mathbf{A}(m)\|_2 \|\mathbf{A}(n)\|_2} \quad (5)$$

式中: $\langle \cdot, \cdot \rangle$ 表示内积; $\mathbf{A}(i)$ ($0 \leq i \leq L-1$) 为矩阵 \mathbf{A} 的第 i 列。

假设 N_p 个导频功率相同,即

$$|x(p_1)|^2 = |x(p_2)|^2 = \dots = |x(p_{N_p})|^2 \quad (6)$$

将式(2)代入式(5)可得

$$\mu(\mathbf{A}) = \max_{0 \leq m < n \leq L-1} \left| \sum_{i=1}^{N_p} |x(p_i)|^2 \omega^{p_i(n-m)} \right| / \sum_{i=1}^{N_p} |x(p_i)|^2 = \frac{1}{N_p} \max_{0 \leq m < n \leq L-1} \left| \sum_{i=1}^{N_p} \omega^{p_i(n-m)} \right| \quad (7)$$

对矩阵 \mathbf{A} 按列进行归一化,互相关矩阵 $\mathbf{G} = \text{abs}(\mathbf{A}^H \mathbf{A})$ 的第 i 行 j 列元素 $g_{i,j}$ ($0 \leq i, j \leq L-1$) 即为采样矩阵 \mathbf{A} 的第 i 列和第 j 列的互相关, \mathbf{G} 的对角线元素 $g_{i,i} = 1$ ($i = j$) 为第 i 列的自相关,其中 $\text{abs}(\cdot)$ 表示对矩阵的元素取模。 \mathbf{G} 为对称矩阵,因此式(7)也可以表示为 \mathbf{G} 上三角元素最大值,即

$$\mu(\mathbf{A}) = \max_{0 \leq i < j \leq L-1} (g_{i,j}) \quad (8)$$

由式(7)可以看出, $\mu(\mathbf{A})$ 仅取决于导频集合 P 。因此,导频设计就是找到 N_p 个导频位置使式(7)尽可能小即式(9)最优化问题。

$$f_{\text{opt}} = \underset{P}{\text{argmin}} \mu(\mathbf{A}) \quad (9)$$

然而,使用式(7)设计的采样矩阵不一定具有较好的重建性能,文献[5]指出这是因为 $\mu(\mathbf{A})$ 仅反映采样矩阵 \mathbf{A} 2 列之间相关的最极端的情况。文献[12]认为最优的 \mathbf{A} 任意 2 列应正交,提出以 \mathbf{G} 和单位矩阵 \mathbf{I} 之间的欧氏距离评价采样矩阵性能。因为 \mathbf{G} 是对称矩阵,以欧氏距离作为相关性定义的准则可以表示为

$$\gamma(\mathbf{A}) = \|\mathbf{G} - \mathbf{I}\|^2 \quad (10)$$

然而,由循环差集确定的采样矩阵才是最优傅里叶采样矩阵,此时任意 2 列之间的相关值相等即 \mathbf{G} 中所有元素都相等且不等于零^[11]。因此, \mathbf{G} 和单位矩阵的欧氏距离不能准确反映测量矩阵的重建性能。

文献[14]考虑矩阵 \mathbf{G} 中较大值,提出基于阈

值的式(11)计算矩阵 \mathbf{G} 上三角元素值大于阈值 t 的三次方和评价采样矩阵性能,其中 t 为预先设置的非零值,并通过仿真得出 $t = 0.15$ 时性能较好并以最小化 $\gamma_t(\mathbf{A})$ 为目标函数设计导频。

$$\gamma_t(\mathbf{A}) = \sum_{1 \leq i, j \leq L, i < j} (g_{i,j} \geq t) (g_{i,j})^3 \quad (11)$$

然而,该方法没有考虑 \mathbf{G} 中 $g_{i,j} < t$ 的值,部分的反映了采样矩阵的重建性能。而且文献[14]中 $t = 0.15$ 是针对 $N = 512, N_p = 24, L = 50$ 一种情况,并没有对具体的 (N_p, L, N) 确定阈值 t 的方法。采样矩阵具有好的重建性能是压缩感知算法能够重建稀疏信号的前提条件,因此是否能够准确地评价采样矩阵并构建采样矩阵关系到压缩感知算法能否重建稀疏信号。

2.2 新导频设计准则

为后文分析,首先给出以下推论。

推论 1 设 N, N_p 和 L 分别为 IFFT 大小、导频数和信道长度,导频集合为 $P = \{p_1, p_2, \dots, p_{N_p}\}$, \mathbf{A} 为由 $N \times N$ 的傅里叶变换矩阵对应 P 所在的行和前 L 列构成采样矩阵, $\mathbf{G} = \text{abs}(\mathbf{A}^H \mathbf{A})$ 为按列归一化矩阵 \mathbf{A} 的互相关矩阵,则与 \mathbf{G} 主对角线平行的对角线上的值相等且第 r ($0 \leq r \leq L-1$)

个对角线上的值为 $\frac{1}{N_p} \left| \sum_{i=1}^{N_p} \omega^{p_i r} \right|$ 。

证明 考虑 \mathbf{G} 的第 1 行,由式(7)可得第 1 行的第 r ($0 \leq r \leq L-1$) 列的值为

$$g_{0,r} = \frac{1}{N_p} \left| \sum_{i=1}^{N_p} \omega^{p_i r} \right| \quad (12)$$

令 \mathbf{G} 的第 i 行第 j 列 ($0 \leq i, j \leq L-1$) 的值为 $g_{i,j}$,为证明对角线上的值相等,只需要证明 $g_{i,j} = g_{i+1,j+1}$ 。

$$g_{i+1,j+1} = \frac{1}{N_p} \left| \sum_{i=1}^{N_p} \omega^{p_i(j-i)} \right| = g_{i,j} \quad (13)$$

因此, \mathbf{G} 的值取决于第 1 行且与主对角线平行的对角线上的元素相等。 **证毕**

由推论 1 可知, \mathbf{G} 仅有 L 个不同值且 L 个值取决于 N, P 和 L ,不恰当的阈值 t 会导致式(11)的结果差别较大。为准确地评价采样矩阵的重建性能,应考虑采样矩阵任意 2 列之间的相关对稀疏信号重建的贡献。考虑所有列之间的相关对稀疏信号重建性能的贡献,提出式(14)以 \mathbf{G} 所有元素的三次方和为准则衡量 \mathbf{A} 的重建性能。

$$\kappa(\mathbf{A}) = \|\mathbf{G}\|_3^3 \quad (14)$$

因为 \mathbf{G} 是对称矩阵,所以可以仅计算矩阵 \mathbf{G} 的上三角元素。式(14)也可表示为

$$\kappa(\mathbf{A}) = \sum_{0 \leq m < n \leq L-1} (g_{m,n})^3 = \sum_{0 \leq m < n \leq L-1} |\omega^{p_i(n-m)}|^3 \quad (15)$$

导频设计问题为求解以下最优化问题:

$$P_{opt} = \underset{P}{\operatorname{argmin}} \kappa(A) \quad (16)$$

由式(15)可以得出,问题式(16)为仅与导频位置集合 P 有关的离散组合优化问题,计算所有可能的组合并选择满足式(16)的最小集合 P_{opt} 不可行,因此只能通过搜索算法计算其次最优解。

3 并行完全树分组替换导频搜索算法

基于2.2节提出的导频设计准则,提出一种并行完全树分组替换导频搜索算法,该算法使用分组替换以实现更多的导频组合。算法主要包括初始化、外循环、内循环和导频更新,具体步骤如下:

步骤1 初始化。设外循环次数为 U ,树和树枝的个数分别为 T 和 V ,分组大小为 b ,OFDM系统的载波数和导频数分别为 N 和 N_p ,信道长度为 L ,所有可用的索引集 $\Omega = \{1, 2, \dots, N\}$ 。从 Ω 中随机选择 N_p 个位置索引构成一个导频,共生成 T 个导频 $P_1^0, P_2^0, \dots, P_T^0$,导频集合的上标表示外循环次数。

步骤2 外循环。算法进行第 $r(1 \leq r \leq U)$ 次外循环,分别将 T 个导频分为每组包含 b 个索引的 $c = \lceil N_p/b \rceil$ 组, $P_i^r = \{P_{i,1}^r, P_{i,2}^r, \dots, P_{i,c}^r\} (1 \leq i \leq T)$,执行步骤3。执行完 U 次外循环后转到步骤5。

步骤3 内循环。设第 $s-1$ 次内循环结果的 T 个导频为 $P_1^{r,s-1}, P_2^{r,s-1}, \dots, P_T^{r,s-1}$,按步骤4更新 T 个导频得到第 $s(s \leq c)$ 次内循环结果 $P_1^{r,s}, P_2^{r,s}, \dots, P_T^{r,s}$ 。执行完 c 次内循环后转到步骤2进行下一次外循环。

步骤4 导频更新。设第 i 个导频 $P_i^{r,s-1} = \{Q_1, Q_2, \dots, Q_c\}$ 的第 $k(1 \leq k \leq c)$ 组为 $Q_k = \{Q_k(1), Q_k(2), \dots, Q_k(b)\}$ 。当替换第 k 组的第1个索引 $Q_k(1)$ 时,固定 $A = \{Q_1, \dots, Q_{k-1}, Q_k(2), \dots, Q_k(b), Q_{k+1}, \dots, Q_c\}$ 不变,将 $\Omega \setminus A$ 的位置索引逐一添加到 A 中的 $Q_k(1)$ 位置并按照式(15)计算对应的 $\lambda_m = \kappa(A) (1 \leq m \leq N - N_p + 1)$,从中选出对应最小 V 个 $\kappa(A)$ 的 V 个导频 $P_{k,1}^{r,s-1}, P_{k,2}^{r,s-1}, \dots, P_{k,V}^{r,s-1}$ 作为 V 个导频子节点,因此第 i 个导频第 k 组替换第 l 个索引位置时,对第 k 组第 $l-1$ 个索引位置替换结果 $P_{k,1}^{r,s-1}, P_{k,2}^{r,s-1}, \dots, P_{k,V}^{r,s-1}$ 的每一个导频用同样的方法替换并选择 V 个导频子节点作为结果,第 k 组导频经过 b 次替换后产生 V^b 个导频子节点, b 次迭代过程构成一个 V 叉树且是完全树。同时并行替换 T 个导频

第 k 组的 b 个索引,共产生 TV^b 个导频,从 TV^b 个导频中选择 T 个最优导频作为本步骤结果 $P_1^{r,s}, P_2^{r,s}, \dots, P_T^{r,s}$,转到步骤3进行下一次内循环。

步骤5 输出结果。经过 U 次外循环后,从 T 个备选结点 $P_1^U, P_2^U, \dots, P_T^U$ 中选择具有最小 $\kappa(A)$ 的导频输出。

考虑时间复杂度,从 N 个索引中选择 N_p 个位置的计算复杂度为 $O(C_{N_p}^N)$,本节提出的算法的计算复杂度为 $O(UTV^b bcNL^2 N_p)$ 。

4 仿真结果

为验证提出的评价采样矩阵重建性能方法的优越性,本文从信道估计的误码率和均方误差验证新准则的性能,并对提出的导频搜索算法性能与已有导频搜索算法的性能进行了仿真比较。

4.1 信道估计均方误差和误码率比较

同文献[14]仿真参数设置和仿真方法相同,考虑载波数 $N = 512$ 的 OFDM 系统,设定导频数 $N_p = 24, L = 60$ 。随机产生 5×10^5 个导频,分别根据互相关准则式(7)、文献[12]提出的导频设计准则式(10)、文献[14]提出的准则式(11)和本文提出的导频设计准则式(15)从随机产生的导频中选择最优的导频。

用得到的4种导频按照式(2)构成采样矩阵采样稀疏信道以验证不同导频设计准则的准确性。稀疏信道非零位置均匀分布于 $[1, 60]$,非零系数服从 $(0, 1)$ 的高斯分布。稀疏度即非零系数的个数为12,每个信噪比(SNR)仿真3000次,压缩采样重建算法使用OMP算法,信道估计均方误差(MSE)和误码率(BER)曲线如图1和图2所示。同时,本文仿真了 $N_p = 24$ 均匀导频LS信道估计和均匀导频压缩感知信道估计。

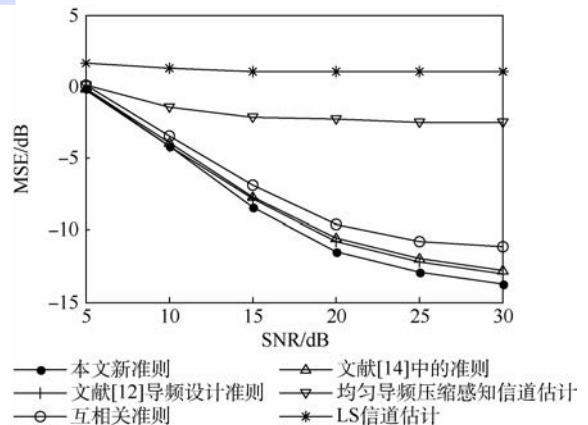


图1 信道估计均方误差

Fig. 1 Mean square error of channel estimation

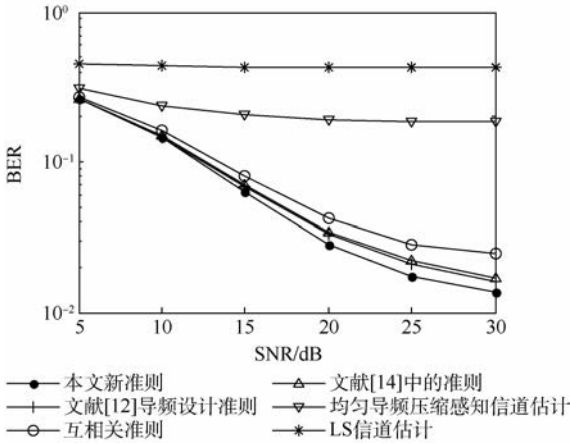


图2 信道估计误码率

Fig. 2 Bit error rate of channel estimation

由仿真结果可以得出,由于导频太少,传统的LS算法无法估计信道,而使用等间隔导频分布的压缩感知信道估计性能要远好于LS算法。因为均匀导频确定的采样矩阵具有较大的互相关,均匀导频压缩感知信道估计相比非均匀导频压缩感知信道估计具有最差的信道估计性能,因而通过导频的设计可以减小采样矩阵的互相关,提高信道估计的准确性。与互相关准则、文献[12]提出的导频设计准则相比,根据提出的新准则设计的导频信道估计均方误差分别减小约3 dB和1 dB。和文献[14]准则相比,信道估计均方误差可减小约0.8 dB,在相同的误码率时,最大可节省约5 dB信噪比。与等间隔导频压缩感知信道估计相比,信道估计均方误差减小约12 dB。仿真结果表明,在所有的评价采样矩阵重建性能的准则中,根据本文提出的评价准则设计的导频具有最小的均方误差和误码率。

由于互相关、文献[12]和文献[14]提出的准则仅部分的反映了采样矩阵的重建性能,而本文提出的准则考虑了采样矩阵任意2列之间的互相关,能较准确的衡量采样矩阵的重建性能,因此根据本文的新准则设计的导频具有最优的稀疏信号重建性能,使用本文提出准则设计的导频具有最优的信道估计性能。

4.2 导频搜索算法性能比较

在现有的导频搜索算法中,文献[11]的SSS算法和文献[12]的搜索算法有较好的导频搜索性能。为了比较的公平性,3种算法设置相同的随机初始导频,仿真中的导频数 $N_p = 16$,信道长度 $L = 60$, $N = 512$ 。本文算法设置 $b = 2$, $T = 2$,文献[12]算法设置 $T = 2$ 。3种算法均设置初始导频数为2,SSS算法内循环次数、本文算法外循环

次数和文献[12]算法外循环次数均为5。用提出的新准则式(15)设计导频, $\kappa(A)$ 随时间 t 的变化如图3所示。

由仿真结果可以看出,本文提出的算法能够持续收敛而文献[12]中的算法 $\kappa(A)$ 在3次迭代之后不再减小,2种算法均优于SSS算法。尽管本文算法的运行时间均比文献[12]算法长,本文算法收敛时间360s约是文献[12]算法200s的1.8倍,但是求解的目标是获取最优的导频而且导频在设计系统前离线设计,因此在可接受的运行时间内可以忽略算法的运行时间。仿真结果表明提出算法可获得更优的导频,这是因为本文提出的算法采用分组替换而非单个索引位置替换,在相同的导频初始值可以实现更多的导频组合,得到更优的导频。

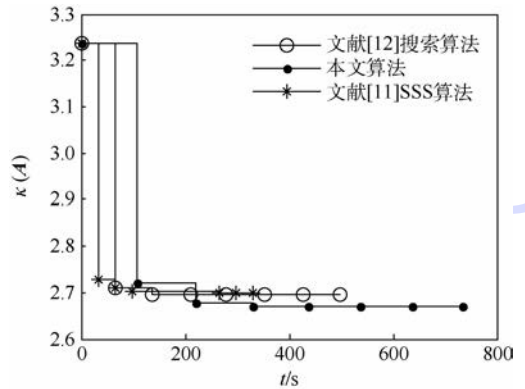


图3 两分枝树收敛性能比较

Fig. 3 Convergence performance comparison with parallel two-branch trees

5 结论

1) 考虑相关矩阵所有元素对稀疏信号重建的贡献,提出一种新的评价采样矩阵重建性能的方法,可以准确的衡量采样矩阵的重建性能。

2) 提出一种新的导频搜索算法求解最优导频,算法能够快速收敛且具有较好的导频搜索性能。

本文的采样矩阵是傅里叶采样矩阵,下一步将研究高斯矩阵、伯努利矩阵等作为采样矩阵时如何准确评价采样矩阵的重建性能的问题。

参考文献 (References)

[1] 郭文彬,李春波,雷迪,等.基于联合稀疏模型的OFDM压缩感知信道估计[J].北京邮电大学学报,2014,37(3):1-6.
GUO W B, LI C B, LEI D, et al. Joint sparse model based OFDM compressed sensing channel estimation [J]. Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications, 2014, 37

- (3):1-6(in Chinese).
- [2] HE X Y, SONG R F, ZHU W P. Pilot allocation for distributed compressed sensing based sparse channel estimation in MIMO-OFDM systems[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2016, 65(5):2990-3004.
- [3] GAO Z, DAI L L, WANG Z C. Structured compressive sensing based superimposed pilot design in downlink large-scale MIMO systems[J]. Electronics Letters, 2014, 50(12):896-898.
- [4] DAI L L, WANG J T, WANG Z C, et al. Spectrum- and energy-efficient OFDM based on simultaneous multi-channel reconstruction[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 61(23):6047-6059.
- [5] TROPP J A. Greed is good: Algorithmic results for sparse approximation[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2004, 50(10):2231-2242.
- [6] MOHAMMADIAN R, AMINI A, KHALAJ B H. Deterministic pilot design for sparse channel estimation in MISO/multi-user OFDM systems[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2017, 16(1):129-140.
- [7] 何雪云, 宋荣方, 周克琴. 基于压缩感知的 OFDM 稀疏信道估计导频图案设计[J]. 南京邮电大学学报(自然科学版), 2011, 31(5):7-11.
HE X Y, SONG R F, ZHOU K Q. Design of pilot pattern for compressive sensing based sparse channel estimation in OFDM systems[J]. Journal of Nanjing University of Posts and Telecommunications(Natural Science), 2011, 31(5):7-11(in Chinese).
- [8] HE X Y, SONG R F, ZHU W P. Pilot allocation for sparse channel estimation in MIMO-OFDM systems[J]. IEEE Transactions on Circuits & Systems II Express Briefs, 2013, 60(9):612-616.
- [9] WANG H, GUO Q, ZHANG G X, et al. Pilot pattern optimization for sparse channel estimation in OFDM systems[J]. IEEE Communications Letters, 2015, 19(7):1233-1236.
- [10] QI C H, WU L N. A study of deterministic pilot allocation for sparse channel estimation in OFDM systems[J]. IEEE Communications Letters, 2012, 16(5):742-744.
- [11] QI C H, YUE G S, WU L N, et al. Pilot design schemes for sparse channel estimation in OFDM systems[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2015, 64(4):1493-1505.
- [12] 胡健生, 宋祖勋, 张倩, 等. OFDM 压缩感知信道估计中导频图案设计[J]. 北京理工大学学报, 2016, 36(11):1183-1187.
HU J S, SONG Z X, ZHANG Q, et al. The pilot pattern design for OFDM compressed sensing channel estimation[J]. Transaction of Beijing Institute of Technology, 2016, 36(11):1183-1187(in Chinese).
- [13] ELAD M. Optimized projections for compressed sensing[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2007, 55(12):5695-5702.
- [14] HE X Y, SONG R F, ZHU W P. Optimal pilot pattern design for compressed sensing-based sparse channel estimation in OFDM systems[J]. Circuits, Systems, and Signal Processing, 2012, 31(4):1379-1395.
- [15] 刘浩强, 赵洪博, 冯文全. 基于 CS 的正则化稀疏度变步长自适应匹配追踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(10):2109-2117.
LIU H Q, ZHAO H B, FENG W Q. Regularized sparsity variable step-size adaptive matching pursuit algorithm for compressed sensing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(10):2109-2117(in Chinese).
- [16] CAI T T, WANG L. Orthogonal matching pursuit for sparse signal recovery with noise[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2011, 57(7):4680-4688.

作者简介:

肖沈阳 男, 博士研究生。主要研究方向: 信号处理。

苏毅珊 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 传感器网络、信号处理。

Pilot design for compressed sensing based OFDM sparse channel estimation

XIAO Shenyang¹, JIN Zhigang¹, SU Yishan^{1,*}, WU Jin²

(1. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. School of Mechanical Engineering, Tianjin Sino-German University of Applied Sciences, Tianjin 300350, China)

Abstract: In order to improve channel estimation performance, the pilot design problem in orthogonal frequency division multiplexing (OFDM) is investigated from the perspective of compressed sensing (CS). Since the reconstruction performance of the sampling matrix cannot be accurately measured by the existing methods, the pilot designed by the existing methods has poor channel estimation performance. Therefore, the cubic sum criterion which computes the cubic summation of entries of correlation matrix is proposed to measure the reconstruction performance of sampling matrix. Besides, for the pilot design of OFDM channel estimation which is a discrete combinatorial optimization problem, a novel pilot search method named grouped substitution with concurrent full trees is also proposed to search optimal pilot. At each iteration of the proposed algorithm, the pilot pattern set is divided into groups. Then, the pilot patterns are successively updated by obtained pilot sets. The proposed method enlarges the search space and avoids getting in local optimum in searching pilot pattern. The simulation results show that, the proposed evaluation method can accurately evaluate the reconstruction performance of the sampling matrix in comparison to the existing evaluation methods and compared with mutual coherence criterion, the proposed criterion can gain 3 dB improvement in mean square error. Furthermore, the proposed pilot search method has faster convergence speed and the best searching performance.

Keywords: compressed sensing (CS); channel estimation; orthogonal frequency division multiplexing (OFDM); pilot design; mutual coherence

Received: 2017-07-21; **Accepted:** 2017-10-27; **Published online:** 2018-01-10 11:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180110.1054.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61571318, 61701335, 61571323); Key Research Program of Hainan Province (ZDYF2016153); Natural Science Foundation of Qinghai Province, China (2015-ZJ-904); the Ke Ji Xing Hai Xin Dong Program of Tianjin (KJXH 2013-14)

* **Corresponding author.** E-mail: yishan.su@tju.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0560

基于超前调节的磁场模拟实时控制方法



吕志峰, 张金生, 王仕成*, 李婷

(火箭军工程大学 精确制导与仿真实验室, 西安 710025)

摘 要: 地磁导航半实物仿真系统是地磁导航从理论走向工程应用的关键环节, 而现阶段实时性是制约其发展的关键技术之一。针对这一问题, 重点分析了系统中磁场模拟的延迟效应, 建立了磁场模拟过程中电流随时间变化的数学模型, 并基于此提出了一种基于超前调节的磁场模拟实时控制方法。仿真实验结果表明, 初始调节电流增加 18.43% 的情况下, 系统的实时性提高了 5.45 倍; 实测实验结果表明, 初始调节电流增加 18.57% 的情况下, 系统的实时性提高了 3 倍。本文提出的方法可以为地磁导航半实物仿真系统实时性的提高提供一种参考。

关键词: 地磁导航; 半实物仿真; 磁场模拟; 实时性; 超前调节

中图分类号: V249.32

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1454-07

地磁场是地球的固有物理场, 其为航空、航天及航海提供了一种天然的坐标系^[1]。地磁导航就是利用地磁场这一特性而发展起来的一种新型导航方式, 其具有抗干扰能力强、隐蔽性好、能耗低等优点, 是当前导航领域研究的热点^[2-5]。国内在地磁导航领域的研究起步较晚, 主要集中在仿真和预研阶段^[6-7], 其中对导航匹配算法的研究较多, 主要依靠计算机进行全数字仿真, 但在一个复杂的实际系统中, 全数字仿真很难考虑到全部的细节, 可信度还需进一步考证, 而如果进行实际检验, 试航费用又比较昂贵, 且可重复性差。因此国内有学者提出采用半实物仿真的方式对地磁导航系统的功能和性能进行检验以降低试验成本并提高仿真的可信度^[8-11]。

半实物仿真的核心是实现模型与实物的直接相连, 仿真时钟必须与自然时钟一一对应, 这就对仿真的实时性提出了较高的要求^[12]。文献[13]建立了一套动态磁场模拟器用于卫星等空间飞行

器的半实物仿真试验, 该磁场模拟器需要 5 s 的时间才能产生所需要的稳定磁场。文献[14]基于磁屏蔽筒和螺线管线圈建立了一套小型的地磁导航半实物仿真系统, 并对匹配算法的性能进行了评估, 但是由于螺线管线圈需要 1 s 的时间才能产生稳定的磁场, 使得半实物仿真试验必须按照间隔时间大于 1 s 的仿真时间步长进行仿真, 这显然有些不合理。由此可见, 在地磁导航半实物仿真系统中, 磁场模拟器的实时性对于整个半实物仿真系统的实时性影响最为严重。从现阶段的研究成果来看, 磁场模拟的研究主要集中在线性度、均匀区域、模拟精度等方面^[15-18], 侧重于静态磁场的模拟, 很少关注其动态实时性, 对其实时性进行研究并予以提高具有重要的理论意义和工程价值。

为了提高地磁导航半实物仿真系统的实时性, 本文提出了一种基于超前调节的磁场模拟实时控制方法, 通过仿真实验和实测实验验证了方

收稿日期: 2017-09-06; 录用日期: 2017-10-16; 网络出版时间: 2017-11-29 08:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171129.0859.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11602296); 中国博士后科学基金(2014T70974)

*通信作者. E-mail: wshcheng@vip.163.com

引用格式: 吕志峰, 张金生, 王仕成, 等. 基于超前调节的磁场模拟实时控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1454-1460. LYU Z F, ZHANG J S, WANG S C, et al. Real-time control method of magnetic field simulation based on advance regulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1454-1460 (in Chinese).

法的有效性,从而为地磁导航半实物仿真系统实时性的提高提供了一种参考。

1 地磁导航半实物仿真实时性分析

1.1 地磁导航半实物仿真系统原理

地磁导航的基本原理是把提前规划好的飞行路径上某些点的地磁场特征量绘制成基准图,存储于导航计算机中,当载体从匹配区域上空飞过时,固连于载体上的磁传感器会实时测量飞越点的地磁场特征量,构成实时测量序列从而得到实时图,实时图与导航计算机中存储的基准图通过匹配算法解算出载体的位置信息,修正惯导误差,最终实现精确导航^[19]。其原理如图1所示。

地磁导航半实物仿真,就是在地磁导航仿真回路中,构建地磁场仿真环境以模拟载体飞越匹配区域时所经历的真实地磁场环境,同时将真实的磁传感器引入仿真回路中,进而通过更加接近实际飞行环境的半实物仿真实验,开展诸如载体干扰磁场补偿、磁传感器的选型及配置、匹配算法的检验与评估等研究^[8]。典型的地磁导航半实物仿真系统结构组成如图2所示。

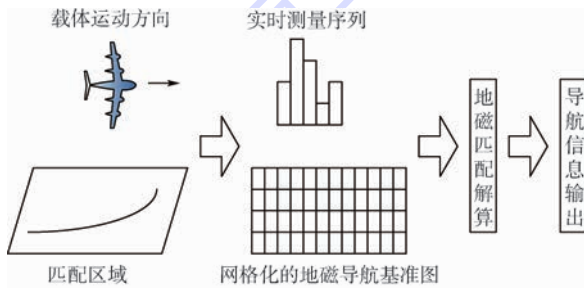


图1 地磁导航原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of principle of geomagnetic navigation

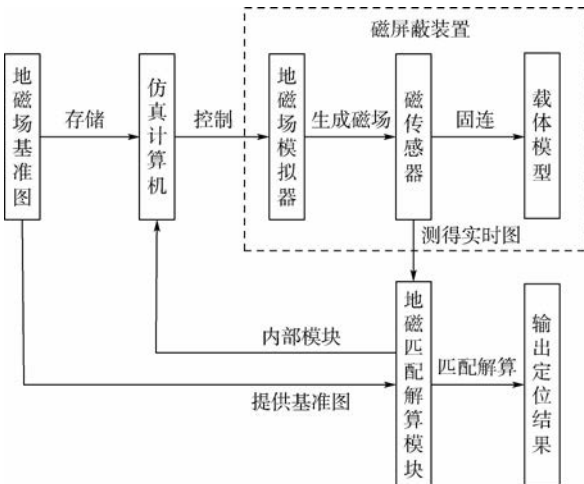


图2 地磁导航半实物仿真系统结构组成示意图

Fig. 2 Schematic diagram of architecture of hardware in the loop simulation system for geomagnetic navigation

1.2 磁场模拟器实时性分析

由图1和图2可见,磁场模拟器是地磁导航由计算机仿真过渡到半实物仿真的桥梁,其在地磁导航半实物仿真系统中用于模拟真实的地磁场环境,具有不可替代的作用。现阶段,磁场的模拟基本上都是基于电生磁的原理,即磁场模拟器由多匝线圈缠绕而成,通过通入直流电流产生所需要的稳定磁场。但是当通入线圈的直流电流发生变化时,由于线圈的自感作用会产生自感电动势,从而阻碍线圈中电流的变化,使得产生的磁场具有一定的滞后,这是造成整个半实物仿真系统实时性较差的最主要原因。磁场模拟器的等效电路如图3所示, R 为电源内阻和线圈电阻的等效电阻, L 为线圈的等效电感, ε 为电源的电动势。

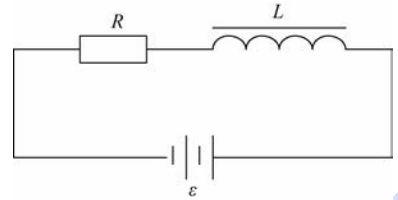


图3 磁场模拟器等效电路

Fig. 3 Equivalent circuit of magnetic field simulator

下面就对磁场模拟器中电流变化的动态过程进行分析。由毕奥-萨伐尔定律^[20]可知,通电导线产生的磁场与电流成正比,即 $B \propto i$,因此电流的变化过程与磁场的变化过程是一致的,可以通过电流的变化来反映磁场的变化。初始状态设定直流电源电动势为 ε_0 ,电路处于稳定工作状态,电感线圈相当于短路,产生的磁场为 B_0 ,此时电路中的电流为

$$i_0 = \frac{\varepsilon_0}{R} \quad (1)$$

假设产生磁场 B_1 需要的控制电流为 i_c ,则在稳态情况下,产生磁场 B_1 时电源输出的电压 ε_c 应满足 $\varepsilon_c = i_c R$ 。但是,在磁场由 B_0 变为 B_1 (即电流由 i_0 变为 i_c) 的过程中,由于线圈存在自感,会产生自感电动势 ε_L ,由物理学知识可知:

$$\varepsilon_L = -L \frac{di}{dt} \quad (2)$$

对于整个电路,由基尔霍夫电压定律有 $\varepsilon_c + \varepsilon_L = iR$,即 $t \geq 0$ 时, $\varepsilon_c - L \frac{di}{dt} = iR$,两边同除 R 可得

$$\frac{L}{R} \cdot \frac{di}{dt} + i = i_c \quad t \geq 0 \quad (3)$$

对于式(3)所示的微分方程,其通解为

$$i = i_c + Ae^{-\frac{t}{\tau}} \quad t \geq 0 \quad (4)$$

把初始条件 $i = i_0(t=0)$ 代入式(4)中,求得

$$A = i_0 - i_c, \text{ 则}$$

$$i = i_c + (i_0 - i_c)e^{-\frac{t}{\tau}} \quad t \geq 0 \quad (5)$$

式中: $\tau = \frac{L}{R}$ 为电路的时间常数。

从式(5)可以看出,在磁场由 B_0 变为 B_1 的过程中,电流按照指数规律随时间由 i_0 变为 i_c ,这是造成整个系统实时性较差的根本原因。

2 超前调节磁场实时控制方法

对于磁场模拟器实时性的提高,最直接的方法就是降低线圈的电感值,但是,磁场模拟器在制作成型之后其结构参数均已固定很难再做调整,而其电感值与其结构参数有关,对于结构固定的磁场模拟器而言,其电感值也就是确定的。为了不改变硬件条件,本文从软件的角度,提出一种基于超前调节的磁场模拟实时控制方法,通过控制电流的变化来提高磁场模拟的实时性。

假设磁场模拟器的时间常数为 τ ,初始条件 $i_0(t=0)$ 产生的磁场为 B_0 ,目标磁场为 B_1 ,磁场模拟器产生稳定磁场 B_1 的稳定电流为 i_1 ,系统实时性要求在时间 $t = t_1$ 内磁场由 B_0 变为 B_1 ,即在 t_1 时刻,磁场模拟器中的电流要达到 i_1 ,那么根据以上参数,可以由式(5)反解出控制电流 i_c ,即

$$i_c = \frac{i_1 - i_0 e^{-\frac{t_1}{\tau}}}{1 - e^{-\frac{t_1}{\tau}}} \quad (6)$$

那么,把式(6)代入式(5)中,当通入电流 i_c 后,显然,理论上在 $t = t_1$ 时,磁场模拟器中的电流刚好达到 $i = i_1$,这时,再迅速将控制电流变为 $i_c = i_1$,在此之后,磁场模拟器中的电流变为

$$i = i_1 + (i_1 - i_1)e^{-\frac{t-t_1}{\tau}} = i_1 \quad t \geq t_1 \quad (7)$$

即电流稳定为 i_1 ,从而实现磁场由 B_0 变为稳定的 B_1 。其基本思想就是在电流随时间呈指数规律变化的过程中,利用其前段时间磁场急速增加或急速衰减的特点,通过调整控制电流,使电流快速增加或衰减到稳态磁场所需要的电流值,从而提高系统的实时性。整个控制流程如图4所示。

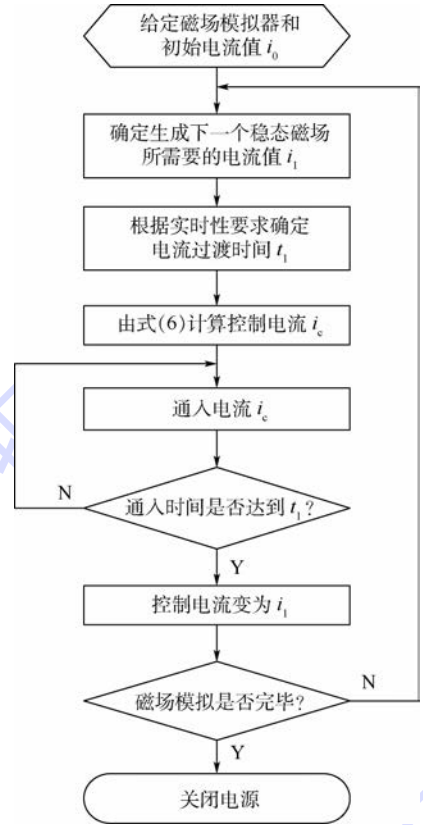


图4 磁场模拟器电流控制流程图

Fig. 4 Current control flowchart of magnetic field simulator

3 仿真分析与实验验证

为了检验方法的正确性和有效性,本文采用仿真实验和实测实验2种方式对其进行检验。在中国地磁总场的变化范围为 $41\ 000 \sim 60\ 000$ nT^[21],因此,在模拟磁场的过程中,对其实时性要求最高的情况就是磁场由 $41\ 000$ nT 变化到 $60\ 000$ nT 这个过程。本文就以实现这一过程所需要的时间来评价其实时性。

3.1 仿真实验验证

假设磁场模拟器的时间常数为 $\tau = 0.1$ s。理论上,磁场模拟器产生的磁场与电流呈正比关系^[19],即 $B = ki$,为了计算方便,假设其关系满足:

$$B = 1\ 000i \quad (8)$$

式中:磁场 B 的单位为 nT;电流 i 的单位为 mA。那么,产生 $B_0 = 41\ 000$ nT 和 $B_1 = 60\ 000$ nT 的磁场分别需要通入的电流为 $i_0 = 41$ mA 和 $i_1 = 60$ mA。按照式(5)常规方法,磁场模拟过程中电流随时间的变化如图5所示。

由于式(5)中电流呈指数形式变化,故线圈中的电流永远达不到最终电流 i_1 。考虑到实际工程中的仿真精度,本文设定模拟磁场与期望磁场误差在 0.05% 以内可以看做是一致的,即当电流

达到 $i = 0.999 5 i_1$ 时可看作是达到预期电流。此时将其代入式(5),计算得到 $t = 6.45\tau = 0.645 \text{ s}$ 。可见,按照常规方法,要经过 $t = 6.45\tau$ 才可达到稳定的磁场。

现在按照本文提出的电流控制方法来操作,假设初始条件仍为 $i_0 = 41 \text{ mA}$,目标磁场为 $B_1 = 60000 \text{ nT}$,现对实时性做出要求:在 $t = \tau$ 时刻达到目标磁场,即在 $t = \tau$ 时刻电路中的电流应达到 $i = 60 \text{ mA}$ 。将以上参数代入式(6),可以计算得控制电流 $i_c = 71.0576 \text{ mA}$ 。将电流 $i_c = 71.0576 \text{ mA}$ 通入磁场模拟器中,持续时间为 τ ,当时间达到 $t = \tau$ 后,控制电源将电流变为 $i_c = 60 \text{ mA}$,那么磁场模拟过程中电流随时间的变化如图6所示。

从图6可以看出,在 $0 \sim \tau$ 这一时间段内,电流呈指数形式上升,但是与图5相比,其上升速度要快很多,电流在 τ 时刻即达到了目标电流 60 mA ,这时立刻将控制电流变为 60 mA 以阻止其继续上升,从而使电流稳定在 60 mA ,最终生成稳定的 60000 nT 磁场。

对比图5和图6所示的结果,在相同的初始条件下,基于超前调节的控制方法较传统的控制方法实时性提高了 5.45 倍,而控制电流仅增加了

18.43% ,也就是说本文提出的方法几乎不会对原电源提出额外的要求但实时性却得到了极大的提高,说明方法具有一定的优越性。

3.2 实测实验验证

实测实验本文以螺线管线圈作为磁场模拟器,该线圈直径 270 mm ,长 700 mm ,由漆包铜线绕制而成,共 1000 匝;为了防止外界磁场的干扰,将螺线管线圈放入由 5 层坡莫合金制成的磁屏蔽筒中,该磁屏蔽筒屏蔽效果很好,内部剩磁不超过 4 nT ;以高精度恒流源作为电源,其电流调节精度极高,为 $0.1 \mu\text{A}$,电流输出范围为 $0 \sim 100 \text{ mA}$,仿真计算机通过 RS232 接口对其输出电流进行数字程控;采用采样频率为 20 Hz 的三轴磁通门传感器进行磁场测量,其测量范围为 $0 \sim 70000 \text{ nT}$,分辨率为 0.2 nT ,具有 RS232 接口,可以将测得的磁场值反馈至仿真计算机并保存。搭建的实验系统如图7所示。

在实验之前,首先需要确定磁场模拟器的磁场与电流之间的关系:向磁场模拟器通入一系列的电流值,记录每一个电流所对应的稳定磁场值,采用最小二乘法对输入输出数据进行拟合,得到磁场与电流关系为

$$B = 1019.41i \tag{9}$$

式中:磁场 B 的单位为 nT ,电流 i 的单位为 mA 。

由式(9)可以计算出产生 $B_0 = 41000 \text{ nT}$ 和 $B_1 = 60000 \text{ nT}$ 的磁场分别需要通入的电流为 $i_0 = 40.2193 \text{ mA}$ 和 $i_1 = 58.8576 \text{ mA}$ 。按照常规方法,控制恒流源产生 40.2193 mA 的电流,待生成 41000 nT 稳定的磁场后,控制恒流源将电流变为 58.8576 mA ,直至生成稳定的磁场。磁传感器的采样频率为 20 Hz ,故每记录一个数据代表 0.05 s 。整个变化过程记录的数据如图8所示。

对图8中的测量数据进行统计分析,电流

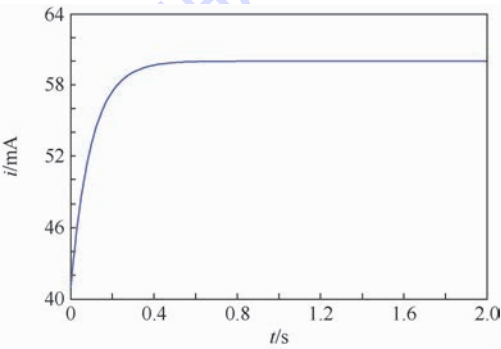


图5 常规方法电流随时间的变化规律(仿真实验)
Fig.5 Change of current with time in conventional method (simulation experiment)

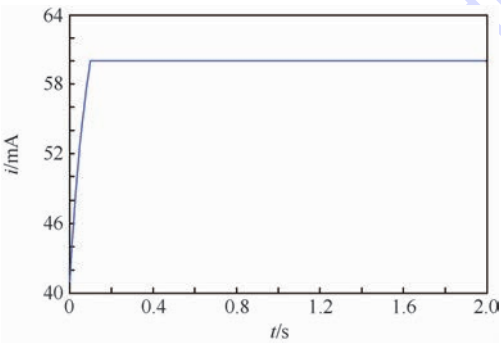


图6 超前调节方法电流随时间的变化规律(仿真实验)
Fig.6 Change of current with time in advance regulation method (simulation experiment)

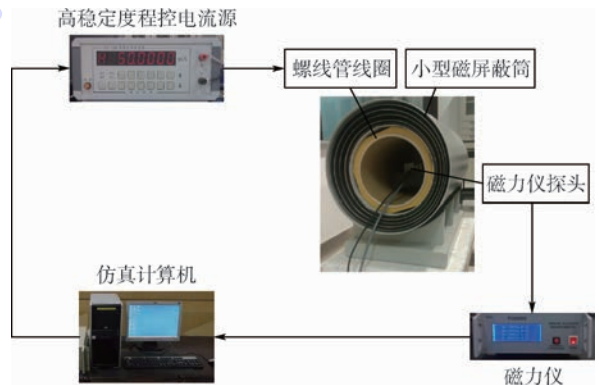


图7 实测实验系统
Fig.7 Real-time performance measurement experiment system

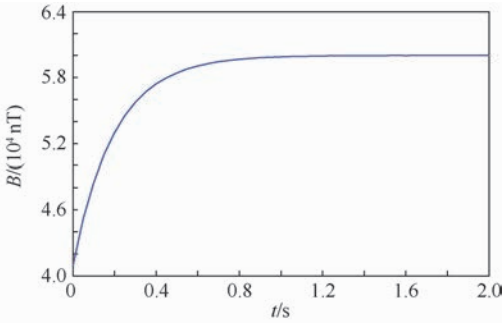


图8 常规方法磁场随时间的变化规律(实测实验)

Fig. 8 Change of magnetic field with time in conventional method (test experiment)

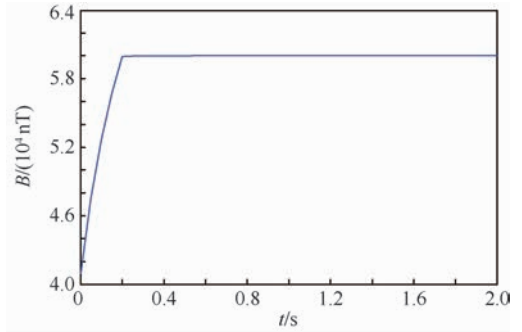


图9 超前调节方法磁场随时间的变化规律(实测实验)

Fig. 9 Change of magnetic field with time in advance regulation method (test experiment)

改变后的第24个磁场值为59979 nT,与期望的磁场值60000 nT的相对误差在0.05%以内,故使用常规控制方法其实时性为1.2 s。可见,使用常规方法系统的实时性较差。

下面按照本文提出的电流控制方法来操作。由于磁场模拟器的时间常数 τ 是未知的,故先采用实验方法对 τ 值进行辨识。由于电流与磁场值一一对应,且实验中磁场测量及保存很方便,因此可以将式(5)变形,得到

$$B = B_1 + (B_0 - B_1)e^{-\frac{t}{\tau}} \quad t \geq 0 \quad (10)$$

测量电流由0变为50 mA这一动态过程的磁场值,利用测量的磁场值对式(10)进行拟合来确定 τ 值,得到拟合结果为

$$B = B_1 + (B_0 - B_1)e^{-4.976t} \quad t \geq 0 \quad (11)$$

那么该磁场模拟器中电流随时间变化的函数关系为

$$i = i_c + (i_0 - i_c)e^{-4.976t} \quad t \geq 0 \quad (12)$$

现假定要求在 $t = 0.2$ s时达到目标磁场60000 nT,即在 $t = 0.2$ s时电路中的电流应达到 $i = 58.8576$ mA。将以上参数代入式(12),可以反解得控制电流 $i_c = 69.7875$ mA。控制恒流源产生 $i_0 = 40.2193$ mA的电流,待生成41000 nT稳定的磁场后,将电流变为 $i_c = 69.7875$ mA,持续时间为0.2 s,当时间达到 $t = 0.2$ s后,控制电源将电流变为 $i_c = 58.8576$ mA。整个过程记录的磁场数据如图9所示。

对图9中的测量数据进行统计分析,在0.2 s时,磁场测量值为59946.8 nT,与期望的磁场60000 nT的相对误差为0.088%,未达到预期磁场值,但是相对误差已经很小。分析原因,可能是因为建立的模型是根据测量数据拟合出来的,拟合结果存在一定的误差,也有可能是磁传感器或电流源等硬件设备存在一些随机误差。在改变电流后的0.1 s,即0.3 s时,磁场值达到59976.3 nT,与期

望的磁场60000 nT的相对误差为0.04%,可视为一致。这说明在规定的实时性要求下,该方法可以使磁场值能够快速达到所期望的磁场值附近,在实际工程中可能会因为系统误差等原因使得在规定实时性要求下未能达到预期磁场值,但是在第2次改变电流后能够在极短的时间内达到预期磁场,说明该方法能有效提高系统的实时性。

对比图8和图9所示的结果,在相同的初始条件下,传统的控制方法实时性为1.2 s,本文提出的基于超前调节的控制方法实时性为0.3 s,实时性提高了3倍,而控制电流仅增加了18.57%,也就是说本文提出的方法几乎不会对原电源提出额外的要求但实时性却得到了极大的提高,这也说明本文提出的方法具有一定的优越性。

4 结论

针对地磁导航半实物仿真系统的实时性问题,本文提出一种基于超前调节的磁场模拟实时控制方法,得到:

1) 地磁导航半实物仿真系统实时性较差的根本原因在于磁场模拟器中线圈的电感效应,通过数学建模可以得到线圈中电流随时间的变化规律。

2) 基于超前调节的磁场模拟实时控制方法利用的是电流变化前段时间磁场急速增加或急速衰减的特点,该方法可以使系统的实时性得到极大的提高。

3) 与常规方法相比,该方法要求控制电流有所增加,但增加幅度不大,一般不会对原电源提出额外的要求。

从实测实验结果可知,磁场的实时控制与预期效果还存在一定的偏差,原因在于实际系统更为复杂,理论模型和实际模型可能还存在一定的偏差,如何更加准确地建立实际系统中电流随时间变化的模型是需要进一步解决的问题。

参考文献 (References)

- [1] STORMS W, SHOCKLEY J, RAQUET J. Magnetic field navigation in an indoor environment[C]// Ubiquitous Positioning, Indoor Navigation and Location-based Service. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:1-10.
- [2] KIM H S, SEO W, BAEK K R. Indoor positioning system using magnetic field map navigation and an encoder system[J]. Sensors, 2017, 17(3):651.
- [3] NAVABI M, BARATI M. Mathematical modeling and simulation of the earth's magnetic field: A comparative study of the models on the spacecraft attitude control application[J]. Applied Mathematical Modelling, 2017, 46:365-381.
- [4] MUHAMMAD I, KUK C, SEUNG-HO B, et al. Drift reduction in pedestrian navigation system by exploiting motion constraints and magnetic field[J]. Sensors, 2016, 16(9):1455.
- [5] LEE S M, JUNG J, MYUNG H. Geomagnetic field-based localization with bicubic interpolation for mobile robots[J]. International Journal of Control Automation & Systems, 2015, 13(4):967-977.
- [6] 郭才发, 胡正东, 张士峰, 等. 地磁导航综述[J]. 宇航学报, 2009, 30(4):1314-1319.
GUO C F, HU Z D, ZHANG S F, et al. A survey of geomagnetic navigation[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4):1314-1319(in Chinese).
- [7] 周军, 葛致磊, 施桂国, 等. 地磁导航发展与关键技术[J]. 宇航学报, 2008, 29(5):1467-1472.
ZHOU J, GE Z L, SHI G G, et al. Key technique and development for geomagnetic navigation[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5):1467-1472(in Chinese).
- [8] 吕志峰, 孙渊, 张金生, 等. 地磁匹配导航半实物仿真方案设计及关键技术分析[J]. 电光与控制, 2015, 22(2):59-64.
LÜ Z F, SUN Y, ZHANG J S, et al. The design and key technology analysis of hardware-in-the-loop simulation for geomagnetic matching navigation[J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(2):59-64(in Chinese).
- [9] 周莹莹, 张延顺, 郭雷. 地磁/惯性组合导航系统半物理仿真研究[J]. 控制工程, 2011, 18(增刊):15-17.
ZHOU Y Y, ZHANG Y S, GUO L. Hardware-in-the-loop simulation of GNS/INS integrated navigation system[J]. Control Engineering of China, 2011, 18(S1):15-17(in Chinese).
- [10] 马云建. 基于地磁传感器的弹体角速度测量装置研究[D]. 太原:中北大学, 2016:65-72.
MA Y J. Research on measuring device of angular velocity of projectile based on geomagnetic sensor[D]. Taiyuan: North University of China, 2016:65-72(in Chinese).
- [11] 童浩. 地磁测姿及其在精确制导弹药上的应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015:57-63.
TONG H. Attitude determination based on geomagnetic field and its application on precision guidance ammunition[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015:57-63(in Chinese).
- [12] 单家元, 孟秀云, 丁艳. 半实物仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2008:236.
SHAN J Y, MENG X Y, DING Y. Hardware in the loop simulation[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008:236(in Chinese).
- [13] 马青永. 航天器空间动态磁场模拟技术[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(3):141-146.
MA Q Y. Space dynamic magnetic field simulation techniques of spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2005, 22(3):141-146(in Chinese).
- [14] 王仕成, 吕志峰, 张金生, 等. 基于半实物仿真的地磁导航等值线匹配算法评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2):187-192.
WANG S C, LÜ Z F, ZHANG J S, et al. Evaluation of ICCP algorithm for geomagnetic navigation based on hardware-in-the-loop simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2):187-192(in Chinese).
- [15] CHUNG H J, YANG C S, JUNG W J. A magnetic field separation technique for a scaled model ship through an earth's magnetic field simulator[J]. Journal of Magnetism, 2015, 20(1):62-68.
- [16] 吕志峰, 贺浩, 张金生, 等. 仿真地磁的磁场模拟装置[J]. 电光与控制, 2014, 21(6):76-80.
LÜ Z F, HE H, ZHANG J S, et al. The magnetic field generating device used for the simulation of magnetic field[J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(6):76-80(in Chinese).
- [17] 吕志峰, 张金生, 王仕成, 等. 高精度地磁模拟系统的设计与研究[J]. 宇航学报, 2014, 35(11):1284-1290.
LV Z F, ZHANG J S, WANG S C, et al. Design and research of high-accuracy geomagnetic field intensity simulation system[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(11):1284-1290(in Chinese).
- [18] 李斌, 杜英霞, 白彦锋, 等. 基于 LabVIEW 的高精度磁场模拟系统[J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(12):3127-3129.
LI B, DU Y X, BAI Y F, et al. Simulation system of high precision magnetic field based on LabVIEW[J]. Computer Measurement & Control, 2011, 19(12):3127-3129(in Chinese).
- [19] 李素敏, 张万清. 地磁场资源在匹配制导中的应用研究[J]. 制导与引信, 2004, 25(3):19-21.
LI S M, ZHANG W Q. Study on the application of geomagnetic field contour in matching guidance[J]. Guidance and Fuze, 2004, 25(3):19-21(in Chinese).
- [20] 邓法金. 大学物理学[M]. 2版. 北京:科学出版社, 2004:525-529.
DENG F J. College physics[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 2004:525-529(in Chinese).
- [21] 管志宁. 地磁场与磁力勘探[M]. 北京:地质出版社, 2005:7.
GUAN Z N. Geomagnetic field and magnetic exploration[M]. Beijing: Geological Publishing House, 2005:7(in Chinese).

作者简介:

吕志峰 男, 博士研究生。主要研究方向:地磁导航及其半实物仿真系统, 导航、制导与仿真。

王仕成 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向:导航、制导与仿真。

Real-time control method of magnetic field simulation based on advance regulation

LYU Zhifeng, ZHANG Jinsheng, WANG Shicheng*, LI Ting

(Precision Guidance and Simulation Lab, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: The hardware in the loop simulation system of geomagnetic navigation is the key link of geomagnetic navigation from theory to engineering application. At the present stage, the real-time performance is one of the key technologies that restrict its development. To solve this problem, the delay effect of the magnetic field simulation in the system is analyzed emphatically, and the mathematical model of current versus time in magnetic field simulation is established. Then the real-time control method of magnetic field simulation based on advance regulation is proposed. The simulation experimental results show that when the initial control current is increased by 18.43%, the real-time performance of the system is increased by 5.45 times. And the test experimental results show that when the initial control current is increased by 18.57%, the real-time performance of the system is improved by 3 times. The method presented in this paper can provide a reference for improving the real-time performance of the hardware in the loop simulation system of geomagnetic navigation.

Keywords: geomagnetic navigation; hardware in the loop simulation; magnetic field simulation; real-time performance; advance regulation

Received: 2017-09-06; **Accepted:** 2017-10-16; **Published online:** 2017-11-29 08:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171129.0859.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11602296); China Postdoctoral Science Foundation (2014T70974)

* **Corresponding author.** E-mail: wshcheng@vip.163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0526

基于超宽带测距的异构移动机器人 轨迹跟踪控制

卫恒¹, 吕强^{1,*}, 王国胜¹, 林辉灿¹, 梁冰²

(1. 陆军装甲兵学院 兵器与控制系, 北京 100072; 2. 江西理工大学 信息工程学院, 赣州 341000)



摘 要: 针对超宽带(UWB)测距过程中随机出现的奇异值,设计了改进的基于最小协方差的马氏距离奇异值检测模块;针对全向机器人的运动学和动力学特点,提出了一种基于滑模+PID控制的逆动力学前馈轨迹跟踪算法;针对UWB定位算法中出现的坐标跳动、边缘效应以及微型四旋翼的运动学特点,设计了基于扩展卡尔曼滤波(EKF)的轨迹跟踪控制算法;并在MATLAB和Gazebo仿真软件中分别进行了验证。为在实际环境验证轨迹跟踪控制算法的速度闭环控制和位置闭环控制以及UWB定位的实时性、准确性,搭建了基于UWB的异构多机器人系统,完成了四旋翼定点悬停、单个全向机器人轨迹跟踪、异构多机器人协同控制实验。实验结果表明,UWB定位系统和机器人控制算法能够满足控制的实时性和稳定性要求。

关键词: 超宽带(UWB); 马氏距离; 全向机器人; 微型四旋翼; 轨迹跟踪; 多机器人系统
中图分类号: TP242

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1461-11

移动机器人自主轨迹跟踪控制的关键即为机器人在环境中的精确定位。在室外宽阔环境中,基于GPS与惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)融合的自主导航系统研究已经较为成熟^[1-2],尤其近年来随着人工智能(Artificial Intelligence, AI)的快速发展,已经将深度学习用于车辆在复杂、动态环境中提高GPS定位精度^[3]。在室内或GPS信号受到抑制的环境中进行导航,研究较多的是机器人同时定位与地图构建(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)算法^[4-5],尤其基于激光、视觉的SLAM算法得到快速发展^[6-8]。近年来也引入了基于深度学习的SLAM算法,虽有发展,但远没有达到实际应用的程度^[9-10]。

上述室内定位算法都只是提供了机器人的局部坐标,当转换到全局坐标时,由于IMU的累计误差,以及运动对传感器测量数据的影响等因素,

会出现测量精度不够等情况,特别是当基于多机器人系统时,算法的复杂度又大幅度提升,实时性也受到影[4]。不同于视觉、超声波和激光等传感器,本文采用的超宽带(Ultra Wideband, UWB)技术可以穿透墙壁和森林,其相较于传统窄带射频信号,响应频率可以达到20 Hz以上,时间分辨率高,抗多径效应能力强,穿透能力强,有利于在室内完成对机器人的实时定位^[11]。文献[12]提出了基于UWB的微型四旋翼自主飞行算法,但未对UWB数据进行处理,飞机在悬停时抖动比较剧烈^[12]。张一淳等提出了基于运动学模型的室内全向机器人轨迹跟踪算法,但未考虑机器人的动力学模型,且没有外部定位系统,未对位置闭环控制进行验证^[13]。

本文以微型飞行器crazyflie2.0^[14]与全向机器人^[15]为基础,研究了基于UWB的机器人轨迹

收稿日期: 2017-08-11; 录用日期: 2017-11-19; 网络出版时间: 2018-01-09 11:42

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180109.1102.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61663014)

* 通信作者. E-mail: rokyou@live.cn

引用格式: 卫恒, 吕强, 王国胜, 等. 基于超宽带测距的异构移动机器人轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1461-1471. WEI H, LYU Q, WANG G S, et al. Trajectory tracking control for heterogeneous mobile robots based on UWB ranging [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1461-1471 (in Chinese).

跟踪控制算法,并完成了轨迹跟踪、协同控制等实验,在实际环境中验证了 UWB 定位系统和控制算法的实时性和稳定性。

1 超宽带定位系统

以 DecaWave 公司最新推出的 UWB 测距芯片 DW1000 为基础^[16],构建了 4 个锚点、多标签的实时定位系统。

1.1 双向测距算法

在锚点和标签上都装上接收机和发射机,通过双向测距可以消除时钟误差和偏移误差,得到更加精确的测距结果,其算法如图 1 所示。

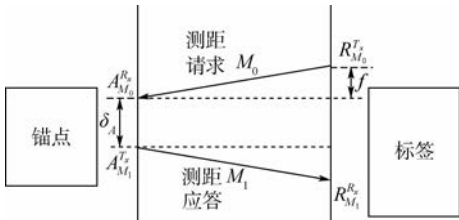


图 1 双向测距算法

Fig. 1 Two-way ranging algorithm

标签置于机器人上,由标签向锚点发送测距请求,锚点在接收到请求信号 M_0 后,会自动发送应答信号 M_1 。如图 1 所示,可以看出,2 个 UWB 模块不是对称的。当位于机器人上的标签在 $R_{M_0}^T$ 发出请求信号 M_0 ,锚点在延迟 f 时间后于 $A_{M_0}^R$ 时刻接收到脉冲。在 δ_A 时间内,计算前沿偏移误差,然后锚点在 $A_{M_1}^T$ 发送应答信号,标签在延迟 f 时间后于 $R_{M_1}^R$ 时刻收到应答信号。则标签与锚点之间的传输时间 f ,可以表示为

$$f = \frac{R_{M_1}^R - R_{M_0}^T - \delta_A}{2} \quad (1)$$

则标签与锚点之间的距离为

$$d_{RA} = fc \quad (2)$$

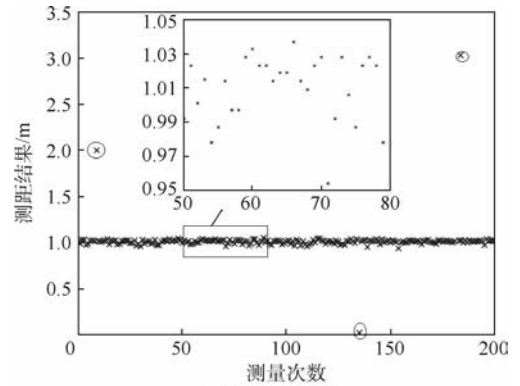
式中: $c = 3 \times 10^8$ m/s 为电磁波在空气中的传播速度。

实验中分别选取测距距离为 1 和 15 m 2 个点进行测量,结果如图 2 所示。

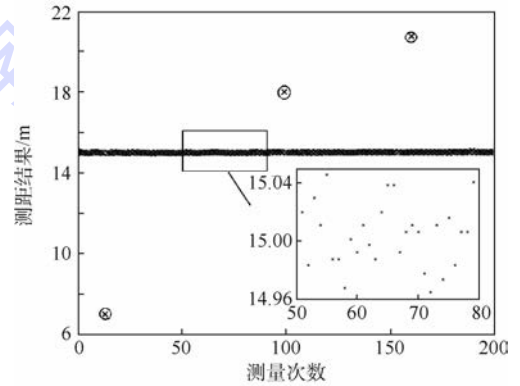
由实验可得,测距精度在 ± 5 cm,响应时间 5 ms,满足机器人控制对定位的实时性和准确性要求。但是在实验过程中,发现会随机出现奇异值。奇异值的出现对后续的机器人定位,轨迹跟踪等会有极大的影响,甚至会出现机器人失控等反应,所以在 1.2 节设计了奇异值去除模块。

1.2 改进的马氏距离奇异值检测算法

针对 UWB 测距随机出现的奇异值,本系统



(a) 测距距离为 1 m



(b) 测距距离为 15 m

⊗ 奇异值

图 2 双向测距算法实测结果

Fig. 2 Measured results of two-way ranging algorithm

对马氏距离奇异值检测算法进行了改进,设计了奇异值去除模块。传统马氏距离奇异值检测算法直接利用传感器测得数据的均值和协方差矩阵计算马氏距离,算出来的结果有可能是不可靠的,容易受到奇异值遮蔽作用的影响,导致正常数据和奇异值算出来的马氏距离差别不大,从而无法去除奇异值。而基于最小协方差行列式 (Minimum Covariance Determinant, MCD) 估计的马氏距离奇异值检测算法中,所利用的均值和协方差矩阵都是在 MCD 估计中计算出的稳健估计量,奇异值和正常数据的马氏距离有较大差值,从而达到检测并去除奇异值的作用。

有一组数据集合 $D = \{x_i | i = 1, 2, \dots\}$,若 T 为均值, S 为协方差矩阵,设 $B = [x_i - T] (i = 1, 2, \dots)$,则该组数据的马氏距离计算公式为

$$d(D) = \sqrt{B^T S^{-1} B} \quad (3)$$

得到的马氏距离近似服从自由度为 p 的卡方分布,在一定置信度下设定阈值 $\sqrt{x_{p,\alpha}^2}$,当 $d(D) > \sqrt{x_{p,\alpha}^2}$ 时即为奇异值^[17]。

基于 MCD 的马氏距离奇异值检测算法即采用 Rousseeuw 和 Driessen 提出的 FAST-MCD 算法^[18],首先,通过迭代得到稳健的均值和协方差矩阵,然

后再计算稳健的马氏距离,最后进行奇异值检测。算法流程如图 3 所示。实验中,仍选取测距距离为 1 和 15 m 2 个点进行测量,结果如图 4 所示。

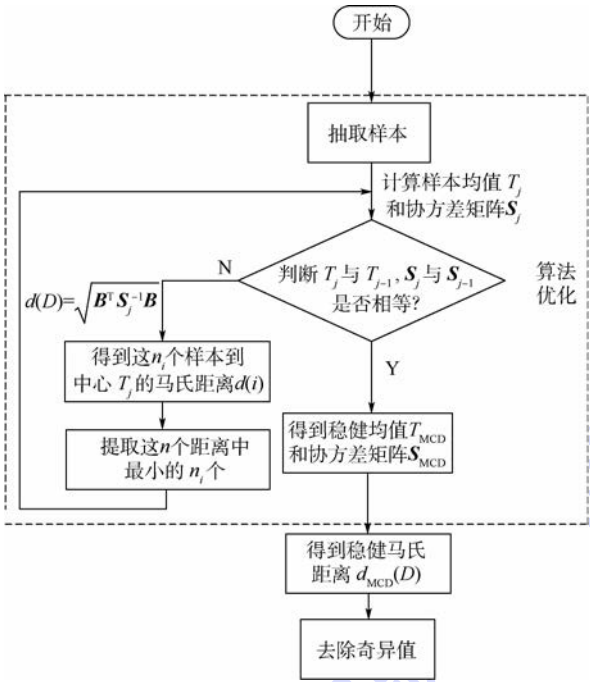


图 3 基于 MCD 的马氏距离奇异值检测算法流程图
Fig. 3 Flowchart of Mahalanobis distance singular value detection algorithm based on MCD

由实验可得,测距精度在 ± 5 cm,响应时间为 5 ms,奇异值被去除。实验证明,基于 MCD 的马氏距离奇异值检测算法,能够在不影响测距实时性的前提下,有效去除随机出现的奇异值。

1.3 位置测算模块

考虑到 UWB 模块可以得到较为准确的两点之间距离,加之三边测量法计算量小易于实现,所以系统运用该算法进行位置测算。

已知锚点坐标为 $(x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2), (x_3, y_3, z_3), (x_4, y_4, z_4)$, 未知点坐标为 (x_0, y_0) , 以及未知点到 4 个已知锚点的距离分别为 d_1, d_2, d_3, d_4 , 由此可得

$$\begin{cases} (x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + z_1^2 = d_1^2 \\ (x_2 - x_0)^2 + (y_2 - y_0)^2 + z_2^2 = d_2^2 \\ (x_3 - x_0)^2 + (y_3 - y_0)^2 + z_3^2 = d_3^2 \\ (x_4 - x_0)^2 + (y_4 - y_0)^2 + z_4^2 = d_4^2 \end{cases} \quad (4)$$

实验中,实测了 2 组 xy 平面坐标,1 组为 x 轴边界附近点,1 组为一般点,如图 5 所示。

由实验可得,坐标测量较准确,测量误差 ± 4 cm,但是在坐标轴边界附近的点,误差偏大为 ± 8 cm,分析其主要原因是三边测量法在边界处

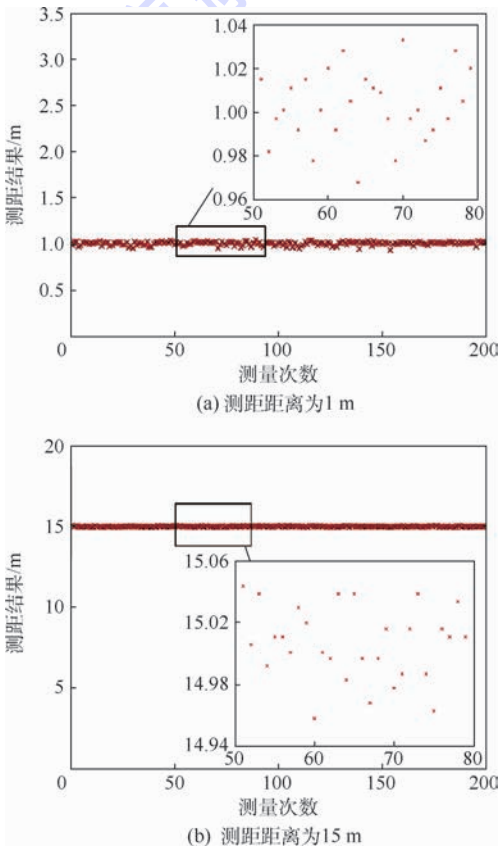


图 4 基于稳健马氏距离奇异值去除之后的测距结果
Fig. 4 Ranging results based on robust Mahalanobis distance after removal of singular value

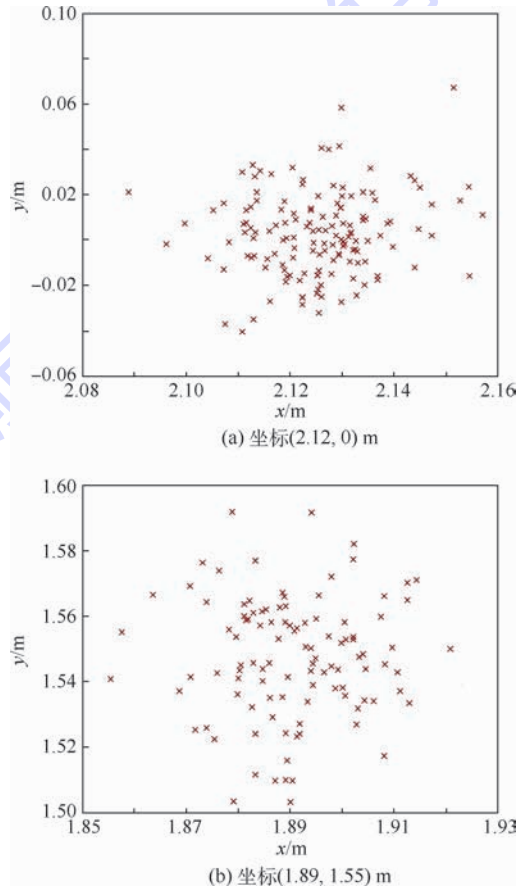


图 5 三边测量法的实测结果
Fig. 5 Measured results of trilateration algorithm

将 UWB 测距误差的影响放大了。针对一般点误差和边缘效应,后续依据机器人运动学和动力学模型,设计了基于扩展卡尔曼滤波(EKF)的优化算法,对得到的坐标进行优化处理。

2 异构机器人轨迹跟踪控制

针对全向机器人的运动学和动力学特点,提出了一种基于滑模+PID控制的逆动力学前馈控制算法;针对 UWB 定位算法中出现的坐标跳动、边缘效应以及微型四旋翼的运动学特点,设计了基于 EKF 的轨迹跟踪控制算法。

2.1 全向机器人控制

全向机器人为实验室自行设计,大小 20 cm × 20 cm,高 12 cm,续航 2 h。

四轮全向机器人的坐标系如图 6 所示,其中 $O_w-X_wY_w$ 是以锚点为基点的全局坐标系, $O_r-X_rY_r$ 为相对坐标系; (x_w, y_w, θ_w) 为全局坐标系下机器人位姿, (x_r, y_r, θ_r) 为相对坐标系下机器人位姿; $v_1 \sim v_4$ 为机器人轮子线速度, θ 为方位角, L 为轮子到质心的距离, $f_1 \sim f_4$ 为每个全向轮上的驱动力。

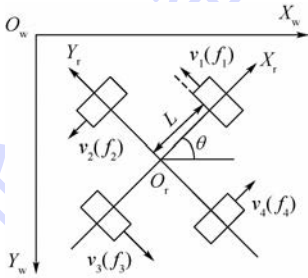


图 6 四轮全向机器人坐标系

Fig. 6 Coordinate system of four-wheeled omnidirectional robot

分析可得四轮全向机器人的运动学模型为

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \\ v_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta & -\cos \theta & L \\ -\cos \theta & \sin \theta & L \\ \sin \theta & \cos \theta & L \\ \cos \theta & -\sin \theta & L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_w \\ \dot{y}_w \\ \dot{\theta}_w \end{bmatrix} \quad (5)$$

动力学模型为

$$\begin{aligned} H(q)\ddot{q} &= \begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \ddot{q} = \\ & \begin{bmatrix} -\sin \theta & -\cos \theta & \sin \theta & \cos \theta \\ -\cos \theta & \sin \theta & \cos \theta & \sin \theta \\ L & L & L & L \end{bmatrix} \times \\ & \left(\frac{nK_1}{RR_a} U - \frac{n^2K_1^2}{RR_a} r \right) \end{aligned} \quad (6)$$

式中: m 为机器人总质量; I 为机器人绕中心旋转

的转动惯量; R 为轮子半径; R_a 为电机的电枢电阻; K_1 为电机转矩常数; $U = (U_1, U_2, U_3, U_4)^T$ 为电机电压; $r = (r_1, r_2, r_3, r_4)$ 为轮子转速; q 为全局坐标系下机器人坐标; n 为电机齿轮减速比。

假设期望轨迹为 $q_d(t) = (x_d(t), y_d(t), \theta_d(t))^T$, 期望速度为 $v_d = (v_{xd}, v_{yd}, w_d)^T$ 。

运动学控制设计如下:

$$\begin{cases} \dot{e}_x = -k_x e_x \\ \dot{e}_y = -k_y e_y \\ \dot{e}_\theta = -k_\theta e_\theta \end{cases} \quad (7)$$

式中: $e_q = (e_x, e_y, e_\theta)$ 为轨迹跟踪误差; $k_x, k_y, k_\theta > 0$ 为运动学参数。

由 $e_q^T \dot{e}_q = -k_x e_x^2 - k_y e_y^2 - k_\theta e_\theta^2 < 0$ 可以看出机器人在式(7)的控制下,可以跟踪期望轨迹。动力学控制设计如下。

设 ω_i 为全向轮的角速度, 则 $v_i = R\omega_i$, 由式(5)可得

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ \omega_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{R} \begin{bmatrix} -\sin \theta & -\cos \theta & L \\ -\cos \theta & \sin \theta & L \\ \sin \theta & \cos \theta & L \\ \cos \theta & -\sin \theta & L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_w \\ \dot{y}_w \\ \dot{\theta}_w \end{bmatrix} \quad (8)$$

将式(8)代入式(6)可得

$$H(q)\ddot{q} = D(q)U - C(q)\dot{q} \quad (9)$$

式中:

$$\begin{aligned} H(q) &= \begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix} \\ C(q) &= \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 4L^2 \end{bmatrix} \frac{n^2K_1^2}{R^2R_a} \end{aligned}$$

$$D(q) = \begin{bmatrix} -\sin \theta & -\cos \theta & L \\ -\cos \theta & \sin \theta & L \\ \sin \theta & \cos \theta & L \\ \cos \theta & -\sin \theta & L \end{bmatrix}^T \frac{nK_1}{RR_a}$$

实际应用中,因为存在扰动,所以式(9)通常为

$$H(q)\dot{v} + C(q)v = D(q)U + d \quad (10)$$

式中: $v = \dot{q}$; $d = (d_x, d_y, d_\theta)^T$, d_x, d_y 和 d_θ 为 3 个分量上的扰动。

设控制律为

$$U = G^+ (r_{c1} + r_{c2}) \quad (11)$$

式中: $G = H_0^{-1}D(q)$, $H_0 = a_0H(q)$, $0 < a_0 < 1$; G^+ 为 G 的广义逆矩阵, $G^+ = G^T(GG^T)^{-1}$; r_{c1} 为 PID 控制信号; r_{c2} 为动力学前馈的控制信号。设

$$\mathbf{r}_{c1} = \dot{\mathbf{v}}_d - \mathbf{K}_p \mathbf{e}_v - \mathbf{K}_I \int \mathbf{e}_v dt - \mathbf{K}_D \iint \mathbf{e}_v dU dt \quad (12)$$

式中: \mathbf{K}_p 、 \mathbf{K}_I 、 \mathbf{K}_D 分别为 PID 控制中 3 个分量上的系数; $\mathbf{e}_v = \mathbf{v} - \mathbf{v}_d$ 。由式(11)可得

$$\mathbf{r}_{c1} = \mathbf{G}\mathbf{U} - \mathbf{r}_{c2} \quad (13)$$

由式(10)可得

$$\dot{\mathbf{v}} = -\mathbf{H}^{-1}(\mathbf{q})\mathbf{C}(\mathbf{q})\mathbf{v} + \mathbf{H}^{-1}(\mathbf{q})\mathbf{D}(\mathbf{q})\mathbf{U} + \mathbf{H}^{-1}(\mathbf{q})\mathbf{d} \quad (14)$$

由式(13)和式(14)可得

$$\dot{\mathbf{v}} - \mathbf{r}_{c1} = -\mathbf{H}^{-1}(\mathbf{q})\mathbf{C}(\mathbf{q})\mathbf{v} + \mathbf{H}^{-1}(\mathbf{q})\mathbf{D}(\mathbf{q})\mathbf{U}(\mathbf{q}) + \mathbf{H}^{-1}(\mathbf{q})\mathbf{d} - \mathbf{G}\mathbf{U} + \mathbf{r}_{c2} \quad (15)$$

由式(12)可得

$$\dot{\mathbf{v}} - \mathbf{r}_{c1} = \dot{\mathbf{e}}_v + \mathbf{K}_p \mathbf{e}_v + \mathbf{K}_I \int \mathbf{e}_v dt + \mathbf{K}_D \iint \mathbf{e}_v dU dt \quad (16)$$

式(15)和式(16)联立可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}}_v + \mathbf{K}_p \mathbf{e}_v + \mathbf{K}_I \int \mathbf{e}_v dt + \mathbf{K}_D \iint \mathbf{e}_v dU dt = \\ -\mathbf{H}_0^{-1}[(\mathbf{H}_0 - \mathbf{H}(\mathbf{q}))\dot{\mathbf{v}} - \mathbf{C}(\mathbf{q})\mathbf{v} + \mathbf{d}] + \mathbf{r}_{c2} \end{aligned} \quad (17)$$

将式(17)按状态方程写为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (18)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & I \\ -\mathbf{K}_D & -\mathbf{K}_I & -\mathbf{K}_p \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \iint \mathbf{e}_v dU dt \\ \int \mathbf{e}_v dt \\ \mathbf{e}_v \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = (0, 0, I)^T$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{H}_0^{-1}[(\mathbf{H}_0 - \mathbf{H}(\mathbf{q}))\dot{\mathbf{v}} - \mathbf{C}(\mathbf{q})\mathbf{v} + \mathbf{d}] + \mathbf{r}_{c2}$$

选定滑模面为

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{T}\mathbf{X} \quad (19)$$

式中:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

由滑模控制原理可知,当 \mathbf{X} 移动到滑模面 $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{0}$ 时, $\dot{\boldsymbol{\sigma}} < 0$, 从而使得 $\boldsymbol{\sigma}$ 稳定在 $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{0}$ 附近。

令

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{c2} = -\mathbf{H}_0^{-1}[(\mathbf{H}_0(\mathbf{q}) - \mathbf{H})\dot{\mathbf{v}} - \mathbf{C}(\mathbf{q})\mathbf{v}] - \\ \frac{\rho(\mathbf{T}\mathbf{B})^{-1}\mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{X}(\boldsymbol{\sigma}^T\mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{X})^T}{\|\boldsymbol{\sigma}^T\mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{X}\|} - (\mathbf{T}\mathbf{B})^{-1}\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\sigma} \end{aligned} \quad (20)$$

式中: $\boldsymbol{\Gamma} = \boldsymbol{\Gamma}^T > 0$ 为待设计控制系数。

$$\rho \geq [\|\boldsymbol{\sigma}^T\mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{H}^{-1}\mathbf{d}\| - \|\boldsymbol{\Gamma}\|\|\boldsymbol{\sigma}\|^2] \frac{\|\boldsymbol{\sigma}^T\mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{X}\|}{\|\boldsymbol{\sigma}^T\mathbf{T}\mathbf{A}\mathbf{X}\|^2} + 1$$

ρ 参数可以确保误差状态方程在一定时间内

趋近于 0。假设有拉格朗日方程 $F = \frac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma}$, 则

$\dot{F} = \boldsymbol{\sigma}^T\dot{\boldsymbol{\sigma}} < 0$, 即保证在 \mathbf{r}_{c2} 控制下式(18)可以保持在滑模面 $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{0}$ 上, 达到跟踪误差为 0。

2.2 微型四旋翼轨迹跟踪控制

2.2.1 基于 UWB 的 crazyfly2.0 轨迹跟踪控制

为适应机器人越来越小型化的趋势, 微型四旋翼选择开源飞机 crazyfly2.0, 该飞机大小只有 9 cm × 9 cm, 质量 27 g, 续航 7 min。研究中针对飞机尺寸设计了适应飞机载重和尺寸的 UWB 模块(大小 3 cm × 2 cm, 质量 6 g), 编写了位置控制环和坐标系变换函数, 基于 UWB 的运动学模型和测量模型分析如下。

若 UWB 在飞机运行中某一节点测得位置为 $\mathbf{S} = (S_x, S_y, S_z)^T$, 估计的速度为 $\mathbf{v} = (v_x, v_y, v_z)^T$, 假设加速度 $\mathbf{a} = (a_x, a_y, a_z)^T$ 在时间 $[t_{k-1}, t_k]$ 保持不变, 则可得到该节点的离散模型为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{S} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} I & \Delta t_k I \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{S} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\mathbf{a}_k(\Delta t_k)^2 \\ \mathbf{a}_k\Delta t_k \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中: Δt_k 为相邻时间差, 下标 k 表示时间序列; \mathbf{a}_k 为 t_k 时刻加速度。

离散模型基于 UWB 的测量方程为

$$d_k = \|\mathbf{S}_k - \mathbf{S}^a\| + \|\boldsymbol{\eta}_k\| \quad (22)$$

式中: d_k 为 UWB 测得的标签到各个锚点的距离; $\mathbf{S}^a = (x^a, y^a, z^a)$ 为锚点的位置; $\boldsymbol{\eta}_k$ 为测量误差。

综上所述, 基于 UWB 的 crazyfly2.0 的运动学和测量模型可以写为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_k \\ E(\boldsymbol{\varepsilon}_k \boldsymbol{\varepsilon}_k^T) = \mathbf{Q}_k \\ d_k = \|\mathbf{S}_k - \mathbf{S}^a\| + \|\boldsymbol{\eta}_k\| \\ E(\boldsymbol{\eta}_k \boldsymbol{\eta}_k^T) = \mathbf{R}_v \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}_k$ 为 $[t_k, t_{k+1}]$ 时间内的运动增量; $\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \mathbf{S} \\ \mathbf{v} \end{pmatrix}$;

$$\mathbf{A}_k = \begin{bmatrix} I & \Delta t_k I \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix}; \mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} \frac{1}{4}(\Delta t_k)^4 & \frac{1}{2}(\Delta t_k)^3 \\ \frac{1}{2}(\Delta t_k)^3 & (\Delta t_k)^2 \end{bmatrix} \otimes$$

$\text{diag}(\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2)$; \mathbf{R}_v 为方差。

基于 UWB 的 crazyfly2.0 自主控制流程图如图 7 所示。其中, $\{m_1, m_2, \dots, m_n\}$ 为任务列表,

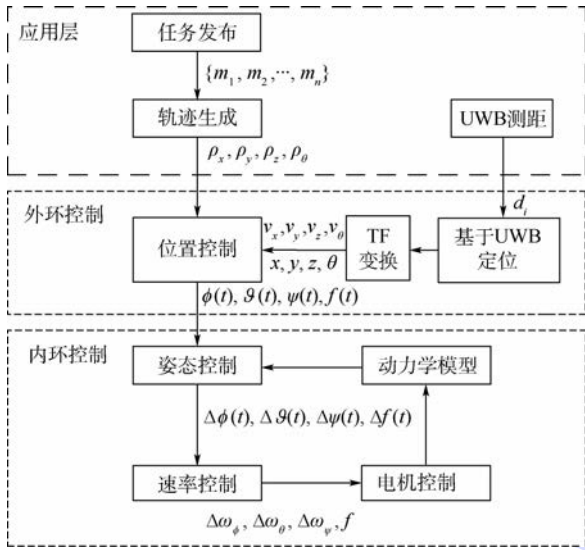


图7 基于UWB的crazyfly2.0自主控制流程图

Fig.7 Flowchart of crazyfly2.0 autonomous control based on UWB

ρ_x, ρ_y, ρ_z 和 ρ_θ 为依据任务生成的期望轨迹, d_i 为UWB测距结果, v_x, v_y, v_z 和 v_θ 为当前四旋翼飞行速度, x, y, z 和 θ 为四旋翼在全局坐标系下的位姿信息, $\phi(t), \vartheta(t), \psi(t)$ 和 $f(t)$ 为经过位置控制环解析出的与期望轨迹的差值, $\Delta\phi(t), \Delta\vartheta(t), \Delta\psi(t)$ 和 $\Delta f(t)$ 为经过姿态控制环解析出的与期望姿态的差值, $\Delta\omega_\phi, \Delta\omega_\theta, \Delta\omega_\psi$ 和 f 为经过速率控制环解析的期望控制量。

2.2.2 基于EKF优化的crazyfly2.0轨迹跟踪控制

针对坐标跳动偏大问题,基于crazyfly2.0的运动学模型,采用EKF算法设计了优化模块。算法原理如下:

输入: $t-1$ 时刻状态 $(x, y)_{t-1}, S_{t-1}$; t 时刻控制信号 u_t ; t 时刻观测值 z_t 。

输出: t 时刻状态 $(x, y)_t, S_t$ 。

1 predict($((x, y)_{t-1}, S_{t-1}, u_t)$) $\rightarrow ((x, y)_t^-, S_t^-)$

2 update($((x, y)_t^-, S_t^-, z_t)$) $\rightarrow ((x, y)_t, S_t)$

3 return $(x, y)_t, S_t$

其中:函数 predict() 和 update() 是卡尔曼滤波的标准程序,以2.2.1节分析的crazyfly2.0运动学和测量模型为例,则此时 predict() 为

$$\hat{x}_k = A_{k-1} \hat{x}_{k-1} \quad (24)$$

$$S_k^- = A_{k-1} S_{k-1} A_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (25)$$

式中:“ $\hat{\cdot}$ ”表示估计值,“-”表示先验值。

update() 为

$$\begin{cases} \hat{d}_t = \| \hat{S}_t^- - S^a \| \\ H_t = \frac{1}{\hat{d}_t} [(\hat{S}_t^- - S^a)^T \quad 0] \end{cases} \quad (26)$$

$$K_t = S_t^- H_t^T (H_t S_t^- H_t^T + R_v)^{-1} \quad (27)$$

$$\hat{x}_t = \hat{x}_{t-1} + K_t (d_t - \hat{d}_t) \quad (28)$$

$$S_t = (I - K_t H_t) S_t^- \quad (29)$$

式中: S^a 为锚点位置。

3 实验

3.1 算法仿真实验

3.1.1 全向机器人轨迹跟踪算法

在MATLAB中对全向机器人控制算法进行了仿真验证。仿真中设定 $L = 0.12$ m, $m = 2$ kg, $I = 1.013$ kg \cdot m², $K_t = 0.014$, $R = 0.03$ m, $R_a = 1.9$ Ω 。设期望轨迹函数为

$$\begin{cases} x_d(t) = \sin(0.05\pi t) + 1.06 \\ y_d(t) = \cos(0.05\pi t) + 0.83 \\ \theta_d(t) = 0 \end{cases} \quad (30)$$

设定参数 $k_x = k_y = k_\theta = 0.8$, $H_0 = 0.7H$, $\rho = 40$,

$$d = (0, 0, 0)^T, K_D = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}, K_P = \begin{bmatrix} 5 & 0 & 0 \\ 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix},$$

$$K_I = \begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 4 \end{bmatrix}, \Gamma = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 \\ 0 & 400 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}。得到仿真$$

结果如图8和图9所示。

实验结果表明,全向机器人轨迹跟踪状态良好,响应速度快,稳态误差为0,验证了轨迹跟踪控制算法的有效性,可以将该算法用于实际全向机器人的轨迹跟踪控制。

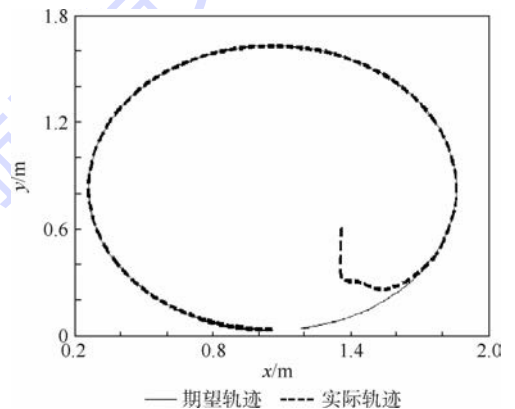


图8 轨迹跟踪仿真实验结果

Fig.8 Trajectory tracking simulation experimental results

3.1.2 基于EKF优化的crazyfly2.0轨迹跟踪算法

利用ROS在Gazebo中对crazyfly2.0改进后的轨迹跟踪算法进行了仿真,验证了EKF优化模块的有效性。实验中,实地采集了一组UWB数据作为飞机的飞行轨迹的实测值,仿真结果如图10所示。

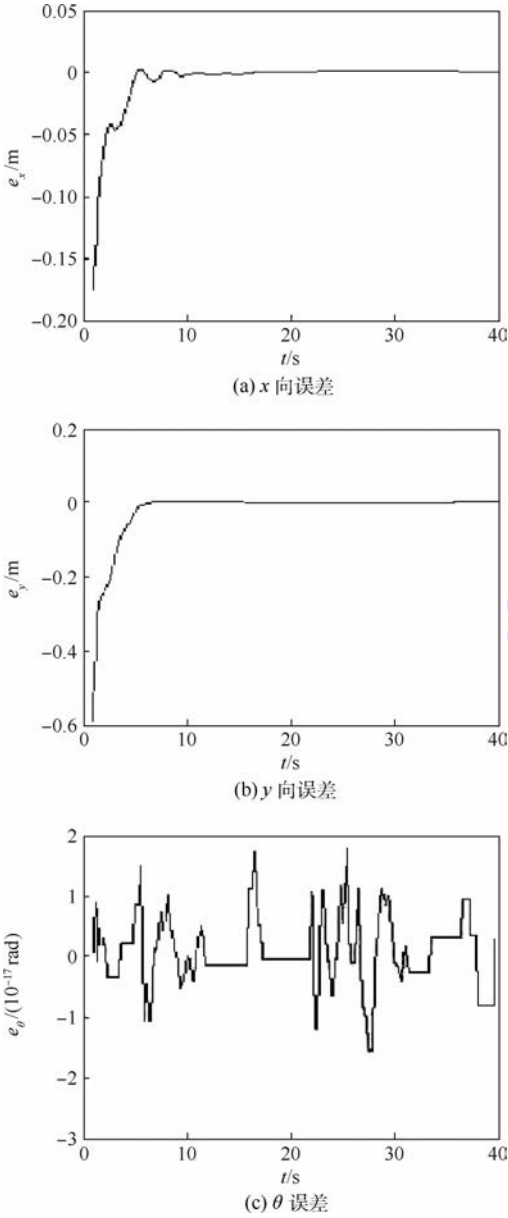


图 9 轨迹跟踪误差随时间变化

Fig. 9 Variation of trajectory tracking deviation with time

实验结果表明,通过 EKF 优化模块对数据进行处理后,飞行轨迹与期望轨迹基本重合,有效抑制了坐标跳动对飞行控制的影响,可以将该算法用于实际 crazyflie2.0 的轨迹跟踪控制。

3.2 异构多机器人平台算法验证

基于 UWB 在 ROS 框架下构建了多机器人研究平台,系统共包含 4 个全向机器人和一个 crazyflie2.0 微型四旋翼,实验平台如图 11 所示。基于整套系统,分别完成了单全向机器人轨迹跟踪实验、crazyflie2.0 的定点悬停实验和多机器人协同控制实验,验证了 UWB 定位和机器人控制算法的实时性、稳定性和准确性。

3.2.1 多机器人网络构建

设计中每个全向机器人搭载微处理器树莓派

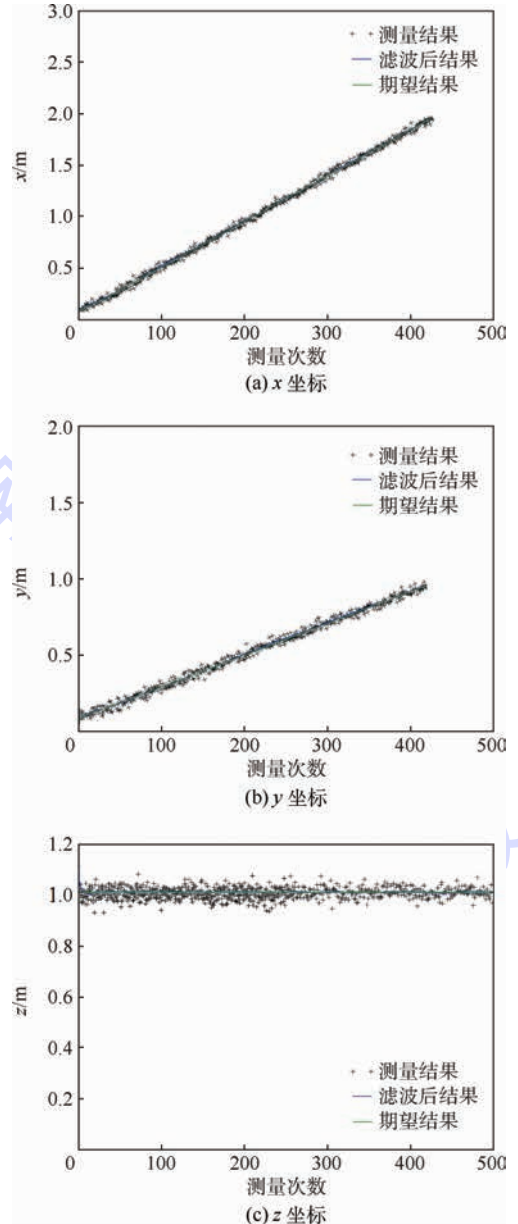


图 10 基于 EKF crazyflie2.0 运行轨迹

Fig. 10 crazyflie2.0 running trajectory based on EKF

并安装 Ubuntu 系统及 ROS 操作平台,中央处理机直接控制 crazyflie2.0 并对所有机器人进行监控。中央处理机分配任务后,每个全向机器人依据自己得到的任务信息,规划路径,完成轨迹跟踪并向云端发送消息,通告所有机器人其目前状态。crazyflie2.0 由中央处理机完成路径规划并通过数传发送给飞机实现控制。

系统通过 WiFi 进行通信,中央处理机通过 SSH 工具远程登录各个机器人,从而实现离板控制。在中央处理机和每个机器人上运行 roscore,即每个机器人包括中央处理机都作为一个独立的 master,这样设计有 2 个优点:第一,假如某一个机器人出现问题或是中央处理机出现故障,不会造成整个多机器人系统瘫痪或运行混乱;第二,方便



(a) crazyflie2.0



(b) 全向机器人



(c) 整套系统

图 11 多机器人研究平台

Fig. 11 Multi-robot research platform

设计加入与退出机制,在运行过程中添加或减少机器人个数,例如某一机器人完成所分配任务后,可以选择退出多机器人系统,这样有助于减少中央处理机的负担。在这里构建的多机器人系统,通过 github 中 `master_discovery` 和 `master_sync` 2 个开源项目,对机器人加上时间标签,并进行时间同步。多机器人系统网络示意图如图 12 所示。

3.2.2 UWB 测距标定

由于 UWB 在不同环境使用时会受到经纬度、海拔高度、空气质量、障碍物等影响,因此在实验前需要进行标定。

在室内 $[0.4, 4]$ m 实测了已知真实距离的 50 组数据,然后进行曲线拟合,考虑到需要满足精度要求前提下,又不影响计算速度,因此采取 3 次多项式拟合,得到拟合函数为

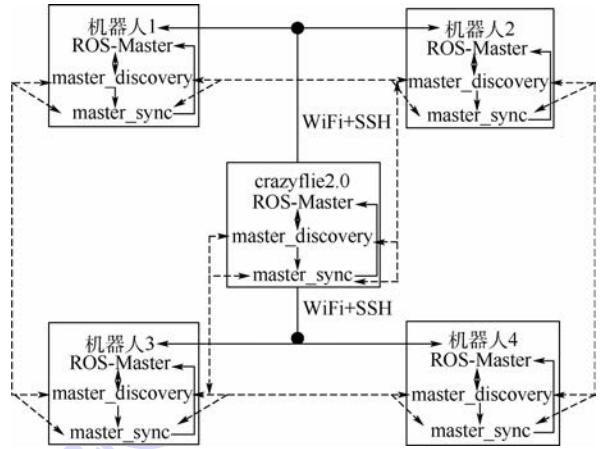


图 12 多机器人系统网络示意图

Fig. 12 Schematic diagram of multi-robot system network

$$\begin{cases} y = 0.0108x^3 - 0.0818x^2 + 1.1186x - 0.1684 \\ C^2 = 0.999 \end{cases}$$

式中: C 为相关系数, C^2 越趋近于 1 拟合曲线越精确。

3.2.3 crazyflie2.0 定点悬停实验

为了验证 crazyflie2.0 轨迹跟踪控制算法和快速运动中 UWB 定位的实时性、准确性,设计了 crazyflie2.0 定点悬停实验。实验中,首先读取当前位置 (x, y, z) , 设定目标点为 $(x, y, z + 0.5)$ 。当飞机悬停后,用较大力气推动飞机施加干扰,验证位置控制环的鲁棒性和抗干扰性。实验中 UWB 实测结果如图 13 所示。

由实验可得:①实验中,位置跟踪状态良好,在悬停位置时 x 与 y 方向 UWB 定位精度在 ± 8 cm, z 方向的定位精度在 ± 6 cm,位置刷新率为 30 Hz。在人为施加干扰后,飞机能立即做出机动,在 4 s 内再次回到目标位置,并进入稳定状态。

②2016 年 bitcraze 研究组^[12]发布在 YouTube 的实验,使用 6 个锚点做了基于 UWB 的 crazyflie2.0 定点悬停实验,但在实验中,未对 UWB 数据进行处理,仅做了基本应用。本实验只用了 4 个锚点,同时对测得的数据进行奇异值去除处理,并设计了 EKF 优化模块,飞行控制更加稳定、响应更加迅速,实验结果已经发布在 YouKu 上,但在实际实验中,起飞阶段过调达到 30 cm,且人为干扰后,“对抗”机动响应不够强烈,后续研究可针对这两方面对控制算法进行改进。

3.2.4 单全向机器人轨迹跟踪实验

为了验证全向机器人控制算法和 UWB 定位精度,设计了单机器人轨迹跟踪实验。设定机器人期望轨迹函数为

$$y = 1.25 + 1.25\sin(2\pi x/2.5) \tag{31}$$

需要注意的是,目前,由于全向机器人未搭载

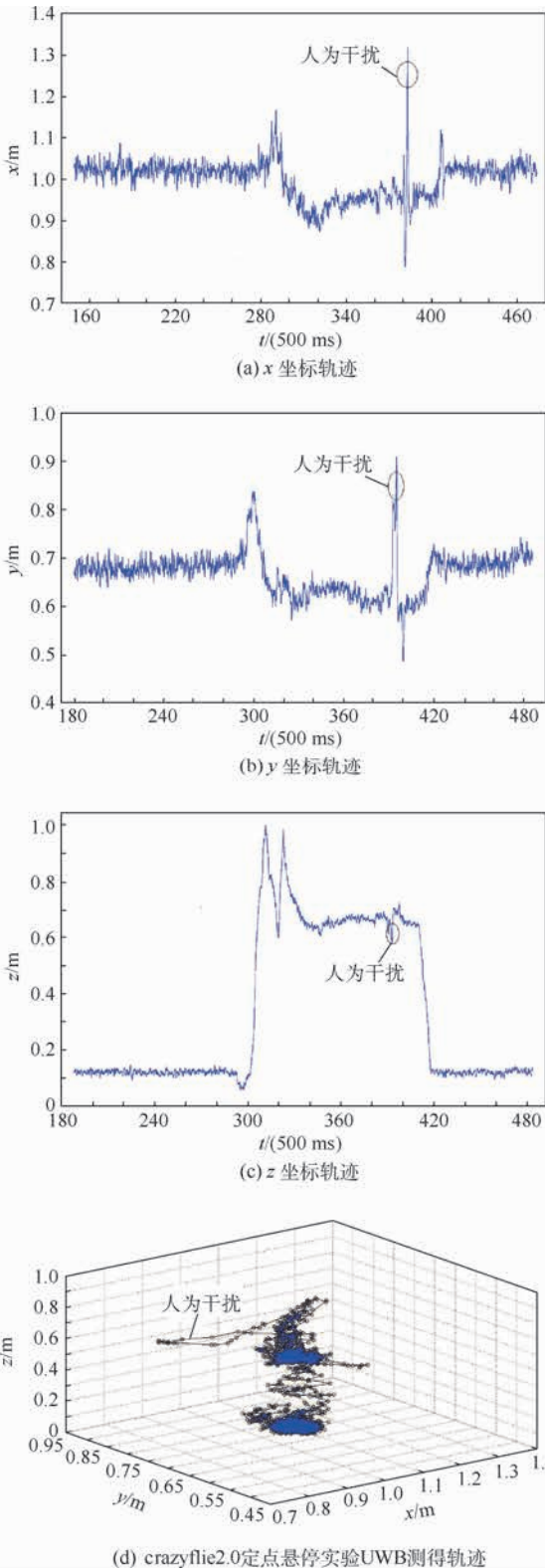


图13 crazyflie2.0 定点悬停 UWB 实测结果
Fig. 13 Measured UWB results of crazyflie2.0 fixed point hovering

其他任何传感器,只依靠 UWB 定位系统进行控制,所以当机器人初次开机时,需要进行初始姿态判断。设计中,机器人开机后先向机体坐标系的 x 轴方向移动 20 cm,然后再退回原位,从而

判断出机器人的初始姿态。实验结果如图 14 所示。

由实验可得,机器人轨迹跟踪状态良好,误差在 4 cm,验证了算法的实时性和鲁棒性,同时可见,在弯道处 UWB 测量点较多,是由于目前控制算法为了得到平滑的运行轨迹,在遇到大角度弯道时会降速行驶,后续可进行大角度弯道快速通过的控制算法研究。

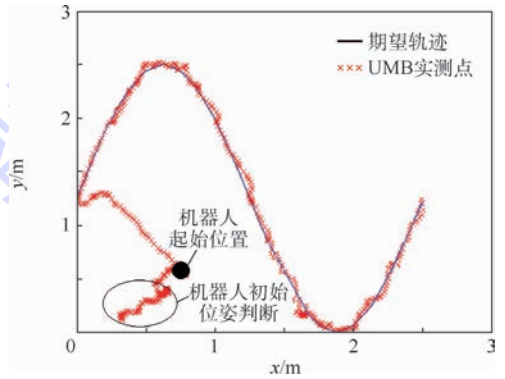


图 14 单机器人 $\sin x$ 轨迹跟踪
Fig. 14 Single robot $\sin x$ trajectory tracking

3.2.5 多机器人协同控制实验

为了验证机器人控制算法、多机器人系统和通信网络鲁棒性、异构机器人协作及多机器人条件下 UWB 的定位精度,设计了简单的异构多机器人协同控制实验。

实验内容:①全向机器人 1 号、2 号、3 号、4 号分别移动到点 (1.0, 0.8) m, (1.0, 1.8) m, (3, 1.8) m, (3, 0.8) m, crazyflie2.0 置于 3 号全向机器人上,设定互不碰撞优先级为 1 号 > 2 号 > 3 号 > 4 号,当任意两车 x 或 y 坐标相差小于 10 cm 时优先级低的停车等待;②各全向机器人到达目标点后,3 号机器人等待 crazyflie2.0 起飞,1 号、2 号、4 号机器人开始跟踪椭圆轨迹;③ crazyflie2.0 起飞,3 号机器人跟踪椭圆轨迹;④ crazyflie2.0 到达悬停点后,跟踪三角形轨迹一周;⑤ 4 号车停车等待, crazyflie2.0 自主跟踪 4 号车,先移动到 4 号车正上方后再垂直降落。实验结果如图 15 和图 16 所示。

由实验可得,多机器人网络通信实时流畅,在实际多机器人条件下,异构移动机器人的轨迹跟踪误差在 6 cm,能够在室内实现有效、稳定、实时的轨迹跟踪,验证了控制算法的实时性和稳定性。但目前只是进行了简单的异构机器人协同实验,后续可基于该平台继续研究:①微型四旋翼降落到移动中的全向机器人上;②空地多机器人编队控制算法研究。

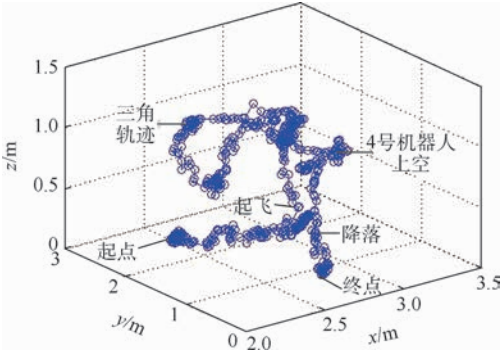


图 15 crazyflie2.0 协同任务实验轨迹
Fig. 15 Experimental trajectory of crazyflie2.0 collaborative task

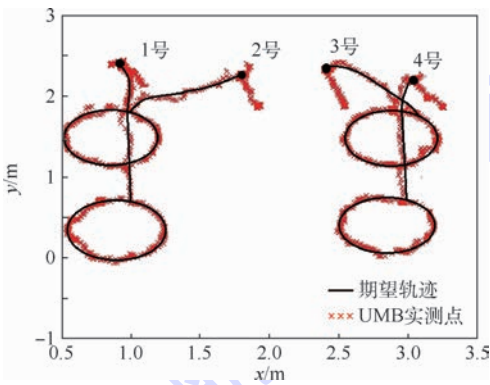


图 16 全向机器人协同任务实验轨迹
Fig. 16 Experimental trajectory of omnidirectional robot collaborative task

4 结论

本文基于 UWB 以全向机器人和 crazyflie2.0 四旋翼为基础,提出了基于滑模 + PID 控制的逆动力学前馈控制算法和基于 EKF 优化的轨迹跟踪控制算法,并进行了仿真验证。

1) 搭建了异构多机器人研究平台,基本解决了传统多机器人控制算法到实践之间脱节的问题,相较于基于运动捕获系统的研究平台,性价比显著提高,应用范围更加广泛,且该平台传输数据非常简单,对机器人数据处理能力要求低,有利于真正实现移动机器人的自主控制。

2) 实验结果表明 UWB 定位与轨迹跟踪控制算法的实时性和准确性能够满足机器人控制要求。另外,多机器人协同控制实验为后续多机器人编队、轨迹跟踪控制算法研究奠定基础。

参考文献 (References)

[1] SUEOKA S,IRIE T. The study for control of the robot plane with GPS and IMU[J]. Journal of Medical Virology,2016,13:

417-418.

[2] SASANI S, ASGARI J, AMIRI-SIMKOOEI A R. Improving MEMS-IMU/GPS integrated systems for land vehicle navigation applications[J]. GPS Solutions,2016,20(1):89-100.

[3] LI J, SONG N, YANG G, et al. Improving positioning accuracy of vehicular navigation system during GPS outages utilizing ensemble learning algorithm [J]. Information Fusion, 2017, 35 (C): 1-10.

[4] SAEEDI S, TRENTINI M, SETO M, et al. Multiple-robot simultaneous localization and mapping: A review[J]. Journal of Field Robotics,2016,33(1):3-46.

[5] LOPEZ E, GARCIA S, BAREA R, et al. A multi-sensorial simultaneous localization and mapping (SLAM) system for low-cost micro aerial vehicles in GPS-denied environments[J]. Sensors,2017,17(4):802.

[6] AGHILI F, SU C Y. Robust relative navigation by integration of ICP and adaptive Kalman filter using laser scanner and IMU [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2016, 21 (4): 2015-2026.

[7] STACHNISS C, KRETZSCHMAR H. Pose graph compression for laser-based SLAM [M] // CHRISTENSEN H, KHATIB O. Robotics research. Berlin: Springer, 2017: 271-287.

[8] ENDRES F, HESS J, STURM J, et al. 3-D mapping with an RGB-D camera [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2017, 30 (1): 177-187.

[9] GAO X, ZHANG T. Unsupervised learning to detect loops using deep neural networks for visual SLAM system [J]. Autonomous Robots, 2017, 41 (1): 1-18.

[10] CAO J, ZENG B, LIU J, et al. A novel relocation method for simultaneous localization and mapping based on deep learning algorithm [J]. Computers & Electrical Engineering, 2017, 63 (10): 79-90.

[11] ERYILDITIM A, GULDOGAN M B. A Bernoulli filter for extended target tracking using random matrices in an UWB sensor network [J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16 (11): 4362-4373.

[12] crazyflie2.0 [EB/OL]. [2017-04-20]. https://www.bitcraze.io.

[13] 张一淳,张雪波,方勇纯,等.基于主动偏心轮的全方位移动机器人航位推算与跟踪控制 [J]. 机器人, 2015, 37 (3): 361-368.

ZHANG Y C, ZHANG X B, FANG Y C, et al. Dead reckoning and tracking control of omnidirectional mobile robots [J]. Robot, 2015, 37 (3): 361-368 (in Chinese).

[14] MADHUSUDHAN M G. Control of crazyflie nano quadcopter using Simulink [M]. Long Beach: California State University, 2016.

[15] JAFAROV S M, ZEYNALOV E R, MUSTAFAYEVA A M. Synthesis of robust controller-regulators for omnidirectional mobile robot with irregular movement [J]. Procedia Computer Science, 2016, 102: 469-476.

[16] HAMMER F, YUDANTO R, KAI N, et al. Performance evaluation of 3D-position estimation systems [J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16 (16): 6416-6424.

[17] 阴盼强,路东明,袁渊,等.基于马氏距离的改进非局部均值图像去噪算法 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2016, 28 (3): 404-410.

YIN P Q, LU D M, YUAN Y, et al. An improved non-local

means image de-noising algorithm using Mahalanobis distance [J]. *Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics*, 2016, 28(3):404-410 (in Chinese).

- [18] ROUSSEUW P J, DRIESSEN K V. A fast algorithm for the minimum covariance determinant estimator[J]. *Technometrics*, 1999, 41(3):212-223.

作者简介:

卫恒 男,博士研究生。主要研究方向:多机器人协同控制、多机器人 SLAM。

吕强 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:自主移动机器人、计算机视觉、神经网络。

王国胜 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:移动机器人控制。

林辉灿 男,博士研究生。主要研究方向:SLAM 自主导航、四旋翼飞行器。

梁冰 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:四旋翼飞行器控制。

Trajectory tracking control for heterogeneous mobile robots based on UWB ranging

WEI Heng¹, LYU Qiang^{1,*}, WANG Guosheng¹, LIN Huican¹, LIANG Bing²

(1. Weapon and Control Department, Army Academy of Armored Forces, Beijing 100072, China;

2. School of Information Engineering, Jiangxi University of Science and Technology, Ganzhou 341000, China)

Abstract: Aimed at random occurrence of singular value in the process of ultra wide band (UWB) ranging, the traditional Mahalanobis distance detection algorithm is improved, and the Mahalanobis distance singular value detection module based on minimum covariance is designed. Based on the omnidirectional robots' kinematic and dynamic characteristics, the inverse dynamic feedforward trajectory tracking algorithm based on sliding mode control and PID control is proposed. Aimed at the coordinate jump, the edge effect and the kinematic characteristics of the micro four rotor in UWB positioning algorithm, a trajectory tracking control method based on extended Kalman filter (EKF) is designed. In MATLAB and Gazebo simulation software, the tracking control algorithm of omnidirectional robot and nano-quadrotor is verified. In order to verify the real-time feature and accuracy of the closed-loop velocity and position control and UWB positioning for trajectory tracking control algorithm in real environment, a heterogeneous multi-robot system based on UWB was built to complete the nano-quadrotor hovering, single omnidirectional robot trajectory tracking, and heterogeneous multi-robot cooperative control experiments. The experimental results show that the UWB positioning system and the robot control algorithm can meet the requirements of real-time and stable control.

Keywords: ultra wide band (UWB); Mahalanobis distance; omnidirectional robot; nano-quadrotor; trajectory tracking; multi-robot system

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0555

多传感器协同跟踪与辐射控制的调度算法

乔成林¹, 段修生^{1,2,*}, 单甘霖¹

(1. 陆军工程大学石家庄校区, 电子与光学工程系, 石家庄 050003; 2. 石家庄铁道大学 机械工程学院, 石家庄 050043)

摘 要: 为了降低有源传感器在获得目标持续量测时被敌方截获的风险, 提出一种多传感器协同跟踪与辐射控制的调度算法。该算法首先采用辐射度影响 (ELI) 衡量传感器辐射, 将目标跟踪与辐射控制过程建立为部分可观马尔可夫决策 (POMDP) 过程。然后以隐马尔可夫模型 (HMM) 滤波器更新传感器辐射状态、推导长时辐射风险, 以无迹卡尔曼滤波 (UKF) 更新目标状态、估计跟踪精度。最后考虑跟踪任务需求, 构建精度约束下辐射控制的长时调度模型, 并将该长时调度问题转化为决策树寻优问题, 给出决策树节点次优下界值, 采用改进分支定界技术 (IB&B) 快速求解最优调度序列。仿真结果验证了本文算法的有效性。

关键词: 传感器调度; 协同跟踪; 辐射控制; 决策树; 任务需求; 部分可观马尔可夫决策过程 (POMDP)

中图分类号: TP212; V448.13

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1472-09



在现代网络化战争中, 大量的各类型传感器应用到战场中, 如何对其进行合理的管理调度, 实现对整个空域目标的协同跟踪已成为亟待解决的问题。传感器协同跟踪是指依据一定的既定规则、采用合适的调度算法自适应选择传感器, 以满足对目标持续精准跟踪。依据决策步长, 其调度算法分为短时调度和长时调度^[1]。短时调度仅以当前单步收益为决策准则, 对传感器资源进行优化调度, 例如刘钦和刘铮提出以单步 Rényi 信息增量最大为准则选择传感器实现对机动目标的协同跟踪^[2]。相比于短时调度, 长时调度以一段时域内收益为决策准则更具优越性^[3-5], 文献[3]将低轨星座传感器长时调度问题转化为信息决策树问题, 采用分支剔除技术实现对多个目标的协同跟踪; 文献[4]采用无迹变换和粒子滤波估计一段时域内目标跟踪误差, 并选择最优值对应的调度动作实现鱼雷对目标的持续跟踪; 文献[5]

在空间态势感知场景中, 通过最大化一段时域内 Shannon 信息增益来实现对多个动态目标的协同监测。然而, 随着决策步长增大其计算量呈指数爆炸增长^[4], 如何降低计算复杂度、提高算法实时性显得尤为重要。

此外, 虽然多传感器系统通过协作能够从不同角度和视野获得目标信息, 但有源传感器在获得持续量测时会不断向外辐射电磁波, 容易暴露自身位置。如何合理有效地量化传感器辐射, 日益成为国内外学者的研究热点。传统算法中采用降低开机次数控制辐射风险^[6-8], 实际上不同时刻传感器辐射风险是不同的。因此, 文献[9-10]提出低截获概率 (Low Probability of Intercept, LPI) 量化不同时刻传感器辐射风险, 更具合理性。但是, 计算截获概率需要已知窗函数信息, 这在实际应用中往往难以获取^[11]。近年来, 在 LPI 基础上, 文献[12]提出采用辐射度影响 (Emission

收稿日期: 2017-08-31; 录用日期: 2017-11-23; 网络出版时间: 2018-01-06 15:06

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180103.2135.004.html

基金项目: 国防预研基金 (012015012600A2203)

* 通信作者. E-mail: sjzdxsh@163.com

引用格式: 乔成林, 段修生, 单甘霖. 多传感器协同跟踪与辐射控制的调度算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1472-1480. QIAO C L, DUAN X S, SHAN G L. Scheduling algorithm for multi-sensor collaboration tracking and radiation control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1472-1480 (in Chinese).

Level Impact, ELI) 量化传感器辐射。在此基础上,文献[13-14]研究了目标跟踪中跟踪精度与辐射代价平衡优化问题。然而,该平衡优化问题只能保证加权性能最优,不适用战术需求已知的场景^[15],甚至某些时刻跟踪精度过低或辐射风险过高,从而导致目标丢失或传感器被摧毁。

针对上述问题,研究跟踪任务需求下辐射控制问题,本文提出一种多传感器协同跟踪与辐射控制的调度算法。该算法引入 ELI 量化传感器辐射,构建基于部分可观马尔可夫决策过程(Partially Observable Markov Decision Process, POMDP)的目标跟踪与辐射控制模型;将长时调度问题转化决策树寻优问题,给出基于改进分支定界技术(Improved Branch and Bound, IB&B)的搜索算法。仿真结果验证了本文搜索算法和调度算法的有效性。

1 问题描述及系统建模

为了更好地描述问题,建立如图1所示的有源传感器调度场景。本文目的是量化传感器辐射风险,考虑跟踪任务需求,寻求跟踪精度约束下,具有最小辐射风险的传感器调度序列。根据 POMDP 理论,建立基于 POMDP 的目标跟踪及辐射控制模型,以有效跟踪目标状态、控制系统辐射风险。

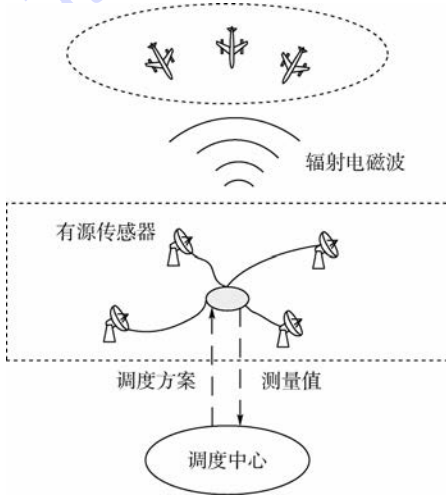


图1 有源传感器调度场景

Fig.1 Active sensor scheduling scenario

1.1 传感器调度动作

假定有 N 个有源传感器在三维监视空间中协同跟踪一个目标,考虑到多传感器配准的困难性,每个时刻只有一个传感器跟踪目标。定义 k 时刻调度动作为 $\mathbf{a}_k = (a_{k,n})_{1 \times N}$,其中 $a_{k,n} = 1$ 或 0 分别表示 $k+1$ 时刻调度或不调度有源传感器 n 。

1.2 状态空间及状态转移

k 时刻系统状态 \mathbf{S}_k 由目标运动状态 \mathbf{X}_k 和传感器 ELI 状态 \mathbf{E}_k 组成,即

$$\begin{cases} \mathbf{S}_k = [\mathbf{X}_k^T, \mathbf{E}_k^T]^T \\ \mathbf{X}_k = [x_k, \dot{x}_k, y_k, \dot{y}_k, z_k, \dot{z}_k]^T \\ \mathbf{E}_k = [E_{k,1}, E_{k,2}, \dots, E_{k,N}]^T \end{cases} \quad (1)$$

式中: $[x_k, y_k, z_k]$ 和 $[\dot{x}_k, \dot{y}_k, \dot{z}_k]$ 分别为目标的位置信息和速度信息; $E_{k,n}$ 为截止 k 时刻传感器 n 被目标累计截获的辐射量。

目标状态按照状态转移方程转移到下一时刻,即

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{F}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{F}_k \mathbf{v}_k \quad (2)$$

式中: \mathbf{F}_k 为状态转移矩阵; \mathbf{F}_k 和 \mathbf{v}_k 分别为噪声输入矩阵和零均值高斯噪声。

将传感器 ELI 状态量化为有限状态集合 $\{1, 2, \dots, N_s\}$, 集合中每个值代表相应的 ELI 状态真值。考虑到传感器 ELI 状态会按照状态转移矩阵 $\mathbf{T}_{k,n}$ 来实现转移^[12]。当调度传感器 n 时,则

$$\mathbf{T}_{k,n} = \mathbf{T}_n = p(E_{k+1,n} = j | E_{k,n} = i) \quad (3)$$

否则, $\mathbf{T}_{k,n}$ 为 N_s 维单位矩阵 \mathbf{I}_{N_s} 。因此,传感器 ELI 状态转移矩阵可表示为

$$\mathbf{T}_{k,n} = \begin{cases} \mathbf{T}_n & a_k^n = 1 \\ \mathbf{I}_{N_s} & a_k^n = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: \mathbf{T}_n 为传感器 n 的 ELI 状态转移矩阵。

1.3 观测空间及观测矩阵

k 时刻系统观测 \mathbf{Z}_k 由目标状态观测 \mathbf{Z}_{X_k} 和瞬间观测威胁度 Z_{E_k} 组成,则

$$\mathbf{Z}_k = [\mathbf{Z}_{X_k}^T, Z_{E_k}]^T \quad (5)$$

式中: \mathbf{Z}_{X_k} 和 Z_{E_k} 分别为传感器跟踪目标时获得的量测值及其对应的瞬间观测威胁度。

对于有源传感器(如雷达),其量测值由斜距离 r 、方位角 θ 及高低角 φ 组成,即

$$\mathbf{Z}_{X_k} = h_n(\mathbf{X}_k) + \mathbf{w}_{k,n} \quad (6)$$

式中:

$$\begin{cases} h_n(\mathbf{X}_k) = [r_k, \theta_k, \varphi_k]^T \\ r_k = \sqrt{(x_k - s_n(x))^2 + (y_k - s_n(y))^2 + (z_k - s_n(z))^2} \\ \theta_k = \arctan \frac{y_k - s_n(y)}{x_k - s_n(x)} \\ \varphi_k = \arctan \frac{z_k - s_n(z)}{\sqrt{(x_k - s_n(x))^2 + (y_k - s_n(y))^2}} \end{cases}$$

h_n 和 $\mathbf{w}_{k,n}$ 分别为传感器 n 的非线性量测方程和零均值高斯噪声; $s_n(x)$ 、 $s_n(y)$ 和 $s_n(z)$ 为传感器 n 的位置信息。

同理,将瞬间观测威胁度量化为有限状态集合 $\{1, 2, \dots, M_s\}$, 集合中每个值对应真实的瞬间威胁度。考虑到瞬间观测威胁度与真实瞬间威胁度的关系, 当调度传感器 n 时, 可用一组观测矩阵来表示, 即

$$\begin{cases} \mathbf{Q}_{k,n}(l) = \mathbf{Q}_n(l) = (q_{i,j,l,n})_{N_s \times N_s} \\ l = 1, 2, \dots, M_s \\ q_{i,j,l,n} = p(Z_{E_k} = l | E_{k-1,n} = i, E_{k,n} = j) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $q_{i,j,l,n}$ 为 ELI 前后状态分别为 i 和 j 时, 瞬间观测威胁度为 l 的条件概率。

否则, $\mathbf{Q}_{k,n}(l)$ 为 M_s 维单位矩阵 \mathbf{I}_{M_s} 。因此, 传感器 ELI 观测矩阵可表示为

$$\mathbf{Q}_{k,n}(l) = \begin{cases} \mathbf{Q}_n(l) & a_{k-1,n} = 1 \\ \mathbf{I}_{M_s} & a_{k-1,n} = 0 \end{cases} \quad (8)$$

1.4 信念状态

考虑到系统状态不能被完全观测, 为了保持对目标运动状态和传感器 ELI 状态的持续更新, 引入信念状态 $\mathbf{b}_k = [\mathbf{b}_{X_k}^T, \mathbf{b}_{E_k}^T]^T$, 其中 \mathbf{b}_{X_k} 为目标信念状态, \mathbf{b}_{E_k} 为 ELI 信念状态^[16]。则根据所有历史信息及初始状态 η_k , 得

$$\begin{cases} \mathbf{b}_k = p(\mathbf{X}_k, \mathbf{E}_k | \eta_k) \\ \eta_k = \{S_0, p_0, Z_1, Z_2, \dots, Z_k, a_0, a_1, \dots, a_{k-1}\} \end{cases} \quad (9)$$

式中: S_0 和 p_0 为系统初始状态及其分布。

2 辐射风险控制下长时调度算法

2.1 系统长时辐射风险

定义 k 时刻系统长时辐射风险 R 为一段时域内所有被调度传感器的 ELI 信念状态期望之和, 则

$$R = \sum_{h=1}^H \sum_{n=1}^N a_{k+h-1,n} E(\mathbf{V}_n^T \mathbf{b}_{E_{k+h,n}}) \quad (10)$$

式中: H 为时域长度; 符号 E 为取期望操作; $\mathbf{V}_n = [1, 2, \dots, N_s]^T$ 为 ELI 实际量化值。

根据隐马尔可夫模型 (Hidden Markov Model, HMM) 滤波器理论, 若已知 $k+1$ 瞬间观测威胁度, 则可以获知 $k+1$ 时刻 ELI 信念状态^[12]。以调度传感器 n 为例, 其 ELI 信念状态更新为

$$\mathbf{b}_{E_{k+1,n}} = \frac{[\mathbf{Q}_n(l_{k+1})]^T \odot (\mathbf{T}_n)^T \mathbf{b}_{E_{k,n}}}{\mathbf{1}^T [\mathbf{Q}_n(l_{k+1})]^T \odot (\mathbf{T}_n)^T \mathbf{b}_{E_{k,n}}} \quad (11)$$

式中: l_{k+1} 为 $k+1$ 时刻瞬间观测威胁度; $\mathbf{1}$ 为 N_s 维单位向量; 符号 \odot 表示 Hadamard 积。

观察式 (11), 虽然 k 时刻不能获知 $k+1$ 的瞬间观测威胁度 l_{k+1} , 但依据所有历史状态能够获知 l_{k+1} 的分布概率, 即

$$\begin{aligned} p(l_{k+1} | \mathbf{b}_{E_{k,n}}) &= \sum_{E_{k+1,n}} p(l_{k+1}, E_{k+1,n} | \mathbf{b}_{E_{k,n}}) = \\ &= \sum_{E_{k+1,n}} p(E_{k+1,n} | \mathbf{b}_{E_{k,n}}) p(l_{k+1} | E_{k+1,n}, \mathbf{b}_{E_{k,n}}) = \\ &= \sum_{E_{k+1,n}} \sum_{E_{k,n}} p(E_{k+1,n} | E_{k,n}) p(l_{k+1} | E_{k+1,n}, E_{k,n}) \mathbf{b}_{E_{k,n}} \end{aligned} \quad (12)$$

进一步, 可得

$$p(l_{k+1} | \mathbf{b}_{E_{k,n}}) = \mathbf{1}^T [\mathbf{Q}_n(l_{k+1}) \odot (\mathbf{T}_n)]^T \mathbf{b}_{E_{k,n}} \quad (13)$$

则单步辐射风险为

$$\begin{aligned} E(\mathbf{V}_n^T \mathbf{b}_{E_{k+1,n}}) &= \\ &= \sum_{l_{k+1}} \left\{ \frac{\mathbf{V}_n^T [\mathbf{Q}_n(l_{k+1})]^T \odot (\mathbf{T}_n)^T \mathbf{b}_{E_{k,n}}}{\mathbf{1}^T [\mathbf{Q}_n(l_{k+1})]^T \odot (\mathbf{T}_n)^T \mathbf{b}_{E_{k,n}}} p(l_{k+1} | \mathbf{b}_{E_{k,n}}) \right\} = \\ &= \mathbf{V}_n^T \left\{ \left[\sum_{l_{k+1}=1}^{M_s} \mathbf{Q}_n(l_{k+1}) \right] \odot \mathbf{T}_n \right\}^T \mathbf{b}_{E_{k,n} E_{k+1,n}} = \\ &= \mathbf{V}_n^T (\mathbf{T}_n)^T \mathbf{b}_{E_{k,n}} \end{aligned} \quad (14)$$

因此, 代入式 (10), 长时辐射风险为

$$\begin{aligned} R &= \sum_{h=1}^H \sum_{n=1}^N a_{k+h-1,n} E(\mathbf{V}_n^T \mathbf{b}_{E_{k+h,n}}) = \\ &= \sum_{h=1}^H \sum_{n=1}^N a_{k+h-1,n} \mathbf{V}_n^T \left[(\mathbf{T}_n)^{\sum_{c=k}^{k+h-1} a_{c,n}} \right]^T \mathbf{b}_{E_{k,n}} \end{aligned} \quad (15)$$

2.2 目标跟踪精度

依据贝叶斯滤波原理, 目标信念状态的实时更新包括预测和更新 2 个阶段, 即预测阶段为

$$p(\mathbf{X}_{k+1} | \mathbf{b}_{X_k}, \mathbf{a}_k) = \int p(\mathbf{X}_{k+1} | \mathbf{X}_k, \mathbf{a}_k) \mathbf{b}_{X_k} d\mathbf{X}_k \quad (16)$$

更新阶段为

$$\begin{aligned} \mathbf{b}_{X_{k+1}} &= \frac{p(\mathbf{X}_{k+1} | \mathbf{b}_{X_k}, \mathbf{a}_k) p(\mathbf{Z}_{X_{k+1}} | \mathbf{X}_{k+1}, \mathbf{a}_k)}{\int p(\mathbf{X}_{k+1} | \mathbf{b}_{X_k}, \mathbf{a}_k) p(\mathbf{Z}_{X_{k+1}} | \mathbf{X}_{k+1}, \mathbf{a}_k) d\mathbf{X}_k} \end{aligned} \quad (17)$$

对于任意给定的系统, 结合式 (16) 和式 (17) 目标信念状态可由粒子滤波 (Particle Filter, PF) 实时更新^[1]。进一步, 考虑到过程噪声和量测噪声均为高斯噪声, 目标信念状态 \mathbf{b}_{X_k} 服从高斯分布, 即 $\mathbf{b}_{X_k} \sim N(\mathbf{X}_k; \hat{\mathbf{X}}_k, \mathbf{P}_k)$, 其中 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 为 \mathbf{X}_k 估计值, \mathbf{P}_k 为对应协方差矩阵。此时, 目标信念状态更新过程转化为统计量 $(\hat{\mathbf{X}}_k, \mathbf{P}_k)$ 的更新过程, 可借助无迹卡尔曼滤波 (Unscented Kalman Filter, UKF) 实现更新。与扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman Filter, EKF) 和 PF 相比, UKF 以无迹变换理论为基础, 采样更少的粒子且无需计算复杂的 Jacobian 矩阵, 具有更好稳定性和实时性^[17]。则目标信念状态更新过程如下:

步骤 1 初始化。目标信念状态中获取状态均值和方差, \mathbf{b}_{X_k} 的期望值为 $\boldsymbol{\mu}_{X_k} = \hat{\mathbf{X}}_k$, 方差为 $(\boldsymbol{\sigma}_{X_k})^2 = \mathbf{P}$ 。

步骤2 时间更新。无迹变换获得 $2L+1$ 个 sigma 点,并依据状态转移矩阵传递得 $\chi_{k+1|k}^i (i = 0, 1, \dots, 2L)$, 则

$$\hat{\chi}_{k+1|k} = \omega^T [\chi_{k+1|k}^0, \chi_{k+1|k}^1, \dots, \chi_{k+1|k}^{2L}]^T$$

$$\hat{z}_{k+1|k} = \omega^T [h(\chi_{k+1|k}^0), h(\chi_{k+1|k}^1), \dots, h(\chi_{k+1|k}^{2L})]^T$$

式中: L 为状态维数; $\omega = [\omega_0, \omega_1, \dots, \omega_{2L}]^T$ 为权重向量。

步骤3 量测更新。

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1|k} + K_{k+1} (Z_{X_{k+1}} - \hat{Z}_{X_{k+1}})$$

$$P_{k+1} = P_{k+1|k} - K_{k+1} S_{k+1} K_{k+1}^T$$

式中: $P_{k+1|k}$ 、 K_{k+1} 和 S_{k+1} 分别为预测协方差、滤波增益和新息协方差^[17]。

步骤4 更新目标信念状态, 预测跟踪精度 ρ_{k+1} 。

$$b_{X_{k+1}} \sim N(X_{k+1}; \hat{X}_{k+1}, P_{k+1}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi |P_{k+1}|}} \exp \left[-\frac{1}{2} (X_{k+1} - \hat{X}_{k+1}) (P_{k+1})^{-1} (X_{k+1} - \hat{X}_{k+1})^T \right]$$

$$\rho_{k+1} = \sqrt{P_{k+1}(1,1) + P_{k+1}(3,3) + P_{k+1}(5,5)}$$

步骤5 $k = k + 1$, 转到步骤2 直至 $k + H$ 步结束。

因此, 根据上述步骤能够实时更新目标信念状态, 估计目标跟踪精度。

2.3 基于改进分支定界技术搜索算法

考虑跟踪任务需求, 辐射控制下传感器长时调度问题可描述为

$$\psi^{opt} = \underset{\psi}{\operatorname{argmin}} R =$$

$$\underset{\psi}{\operatorname{argmin}} \sum_{h=1}^H \sum_{n=1}^N a_{k+h-1,n} V_n^T \left[(T_n^n) \sum_{c=k}^{k+h-1} a_{c,n} \right]^T b_{E_{k,n}}$$

$$\text{s. t. } \rho_{k+h} \leq \rho_{th}, h = 1, 2, \dots, H \quad (18)$$

式中: $\psi = [a_k, a_{k+1}, \dots, a_{k+H-1}]$ 为 H 步调度序列; ρ_{th} 为期望跟踪精度。

将上述 H 步长时调度问题转化为深度为 H 的决策树寻优问题, 图2 给出了深度 $H = 3$, 传感器个数 $N = 4$ 的决策树示意图。图中 $(R_{k+h,l}, \rho_{k+h,l})$ 表示 $k + h$ 层第 l 个节点对应的 h 步长时

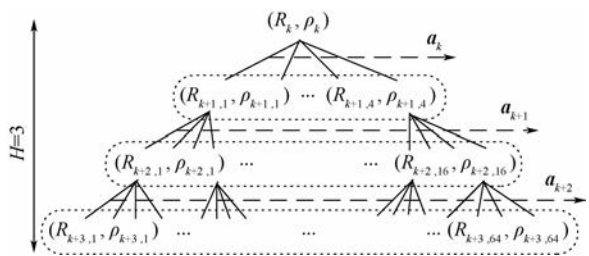


图2 决策树示意图($H = 3, N = 4$)

Fig. 2 An illustrative decision tree ($H = 3, N = 4$)

辐射风险和目标跟踪精度。图中每个调度动作 a_{k+h} 将第 $k + h$ 层节点展开至下一层子节点, 从而形成深度为 H 的决策树。因此, 寻找最优的调度序列 ψ^{opt} 就是在决策树中搜索满足跟踪精度约束的最小长时辐射风险及其对应的节点序列。

传统的决策树搜索算法中, 标准代价搜索 (Uniform Cost Search, UCS) 以代价为顺序进行搜索, 其打开的节点较少, 因此搜索效率较高。然而, 考虑到搜索节点数随着决策步长 H 的增加呈指数增长, UCS 依然需要耗费大量的时间。分支定界技术能够有效剪除多余分支和节点^[18], 为此借鉴 UCS 思想, 提出基于 IB&B 技术的搜索算法, 给出各节点的次优下界值, 并以此下界值为剪支依据, 在不丢失最优解的基础上加快搜索速度。

若已知第 $k + h$ 层节点的调度序列为 $\psi_{k:k+h-1} = [a_k, a_{k+1}, \dots, a_{k+h-1}]$, 则该节点的下界值^[18] 为 $L(\psi_{k:k+h-1}) = R(\psi_{k:k+h-1}) + \min R(\psi_{k+h:k+H-1}) =$

$$\sum_{d=0}^{h-1} \sum_{n=1}^N a_{k+d,n} V_n^T \left[(T_n^n) \sum_{c=k}^{k+d} a_{c,n} \right]^T b_{E_{k,n}} + \min \sum_{d=h}^{H-1} \sum_{n=1}^N a_{k+d,n} V_n^T \left[(T_n^n) \sum_{c=k}^{k+d} a_{c,n} \right]^T b_{E_{k,n}} \quad (19)$$

传统的分支定界技术需要精确求解各节点最优下界值, 以期最大限度的剪除多余分支, 加快搜索速度。然而, 对于任意给定的转移矩阵 T_n , $R(\psi_{k+h:k+H-1})$ 存在 N^{H-h} 种组合, 求解该值的最优下界值难度较大, 需要额外采用其他搜索算法, 增加了搜索时间和存储空间。为此, 结合本文实际, 在不增加搜索空间和存储空间的基础上, 给出 $R(\psi_{k+h:k+H-1})$ 的次优下界值。对于任意传感器 n , 在任意步长 d , 令

$$r_{k+d,n} = V_n^T \left[(T_n^n) \sum_{c=k}^{k+d} a_{c,n} \right]^T b_{E_{k,n}} \quad (20)$$

则存在

$$\min \sum_{d=h}^{H-1} \sum_{n=1}^N a_{k+d,n} r_{k+d,n} \geq (H-h) \min \{r_{k+d,n}\} \quad (21)$$

因此, 该节点的次优下界值为

$$L(\psi_{k:k+h-1}) = \sum_{d=0}^{h-1} \sum_{n=1}^N \left(a_{k+d,n} V_n^T \left[(T_n^n) \sum_{c=k}^{k+d} a_{c,n} \right]^T b_{E_{k,n}} \right) + (H-h) \min \{r_{k+d,n}\} \quad (22)$$

式(22) 给出了节点次优下界值, 求解该值无需复杂的搜索算法, 只需对比各传感器在剩余 $H - h$ 时域内的辐射风险大小即可。跟踪精度约束下, 基于 IB&B 技术的搜索算法流程如下。

步骤 1 从根节点开始搜索,将根节点放入列表,并令初始的最优长时辐射风险为 $R^{opt} = +\infty$ 。

步骤 2 若列表不为空,剔除列表第一个节点,并从该节点向下一深度搜索所有路径,由式(15)预测长时辐射风险,UKF 估计目标跟踪精度;剔除不满足跟踪精度约束的节点,由式(22)计算剩余节点的次优下界值;剔除次优下界值大于当前 R^{opt} 的节点,并以次优下界值为顺序将剩余节点放入列表。

步骤 3 重复打开列表第一个节点,若未到达最大搜索深度 H ,则转到步骤 2;否则,转到步骤 4。

步骤 4 若节点长时辐射风险小于当前 R^{opt} ,则将长时辐射风险记为 R^{opt} ,并记录该节点,转到步骤 3。

步骤 5 打开列表节点,直至列表为空。

若 R^{opt} 小于 $+\infty$,搜索成功,从对应节点中获得最优调度序列;否则,搜索失败,即所有调度序列均不满足跟踪精度需求,则下一时刻调度跟踪误差最小的传感器,以快速满足精度需求。

3 仿真验证与分析

考虑 $N = 4$ 的有源传感器系统,协同跟踪一个近似匀速直线 (Nearly Constant Velocity, NCV) 运动的目标。目标初始位置为 $(8, 6, 5)$ km, 初始速度为 $(-280, -220, 0)$ m/s。传感器坐标分别为 $(0, -5, 0)$ km、 $(-5, 0, 0)$ km、 $(5, 0, 0)$ km 和 $(0, 5, 0)$ km。将传感器 ELI 状态量化为 $\{1, 2, 3\}$ (分别表示低辐射状态、中辐射状态和高辐射状态);瞬间观测威胁度量化为 $\{1, 2, 3\}$ (分别表示小增量、中增量和高增量)。不失一般性,假设传感器 4 具有更好地观测性能,但其更易处于高辐射状态;传感器 1 观测性能最差,但其更易处于低辐射状态。则对应的量测噪声设置为 $\sigma_{r_1} = 200$ m, $\sigma_{\theta_1} = \sigma_{\varphi_1} = 0.01$ rad, $\sigma_{r_2} = \sigma_{r_3} = 100$ m, $\sigma_{\theta_2} = \sigma_{\theta_3} = \sigma_{\varphi_2} = \sigma_{\varphi_3} = 0.005$ rad, $\sigma_{r_4} = 10$ m, $\sigma_{\theta_4} = \sigma_{\varphi_4} = 0.001$ rad, σ_{r_n} 、 σ_{θ_n} 和 σ_{φ_n} 分别为传感器 n 的斜距

离、方位角和俯仰角标准差。ELI 转移矩阵分别为

$$T_1 = \begin{bmatrix} 0.8 & 0.1 & 0.1 \\ 0.5 & 0.3 & 0.2 \\ 0.4 & 0.3 & 0.3 \end{bmatrix}$$

$$T_2 = \begin{bmatrix} 0.6 & 0.2 & 0.2 \\ 0.2 & 0.5 & 0.3 \\ 0.1 & 0.3 & 0.6 \end{bmatrix}$$

$$T_3 = \begin{bmatrix} 0.6 & 0.2 & 0.2 \\ 0.2 & 0.5 & 0.3 \\ 0.1 & 0.3 & 0.6 \end{bmatrix}$$

$$T_4 = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.3 & 0.2 \\ 0.2 & 0.5 & 0.3 \\ 0.1 & 0.2 & 0.7 \end{bmatrix}$$

3.1 搜索算法性能对比

为了验证 IB&B 搜索算法的先进性,采用已有的 3 种搜索算法进行对比,即穷举搜索 (Enumerative Search, ES)、UCS^[4] 和基于 UCS 的阈值 ε 近似搜索 (记为 ε -UCS)^[10]。

表 1 为不同算法不同决策步长搜索性能对比,图 3 为 $H = 3$ 时,不同搜索算法节点打开占比。由图 3 可知, ε -UCS 算法通过引入阈值剪支能够在一定程度上减少节点打开数,但 ε -UCS 算法是以丢失最优解为代价的^[10]。相比于 ε -UCS 算法,本文提出的 IB&B 算法能够在不丢失最优解的情况下,显著降低节点打开数。进一步结合表 1,决策步长 H 越大,IB&B 算法优势越明显。文献[4]指出,系统耗时和系统内存消耗分别与节点打开数和最大存储节点成正比。因此,本文提出的 IB&B 算法具有较好的实时性和可行性。

图 4 为不同决策步长下的最优累积辐射风险。由图可知,随着决策步长 H 增大,系统能够获得更优地调度序列,使得累积辐射风险更低,从而验证了长时调度模型的必要性。结合本文仿真条件,当决策步长 $H > 3$,系统累积辐射风险下降幅度变缓 (这与仿真条件设置相关)。因此,不失一般性,之后的仿真实验将以 $H = 3$ 为例。

表 1 算法搜索性能对比

Table 1 Comparison of search performance among algorithms

算 法	$H = 2$		$H = 3$		$H = 4$		$H = 5$	
	节点打开数 (占比)	最大存储 节点	节点打开数 (占比)	最大存储 节点	节点打开数 (占比)	最大存储 节点	节点打开数 (占比)	最大存储 节点
ES	20	16	84	64	340	256	1 364	1 024
UCS	17(85%)	4	69(82%)	16	240(70%)	64	856(63%)	251
ε -UCS	17(85%)	4	62(74%)	16	177(52%)	64	533(39%)	251
IB&B	9(45%)	4	19(23%)	12	36(11%)	28	73(5%)	66

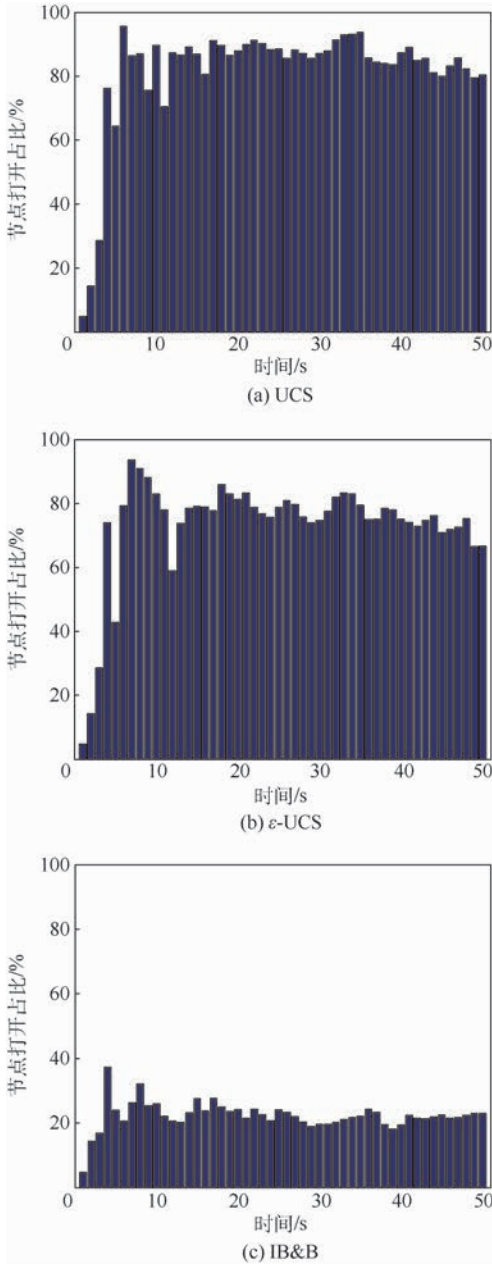


图 3 不同搜索算法的节点打开占比
Fig. 3 Percentage of opened node of different search algorithms

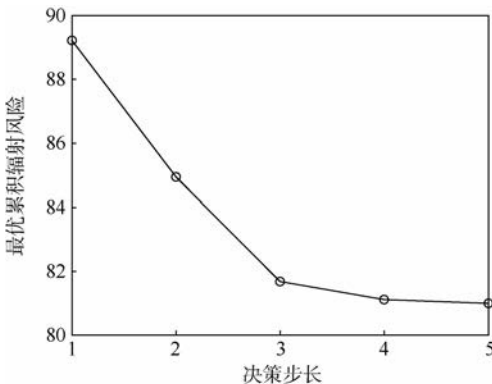


图 4 不同决策步长下的最优累积辐射风险
Fig. 4 Optimum cumulative radiation risk versus decision step

3.2 调度算法性能对比

为了验证本文调度算法的有效性,采用已有的 4 种调度策略进行对比:

1) 固定调度策略 (Fixed Scheduling Policy, FSP)^[16], 整个跟踪过程中一直选择某个传感器。不失一般性,本文以传感器 2 跟踪目标为例。

2) 最近调度策略 (Closest Scheduling Policy, CSP)^[1], 调度与目标最近距离的传感器。

3) 短时调度策略 (Myopic Scheduling Policy, MSP), 以单步预测收益进行决策^[14,19]。

4) 基于 ε -UCS 的长时调度策略, 以 ε -UCS 搜索算法获得调度序列^[10]。

采用均方根误差 (Root Mean Square Error, RMSE) 衡量算法跟踪性能, 图 5 为不同跟踪精

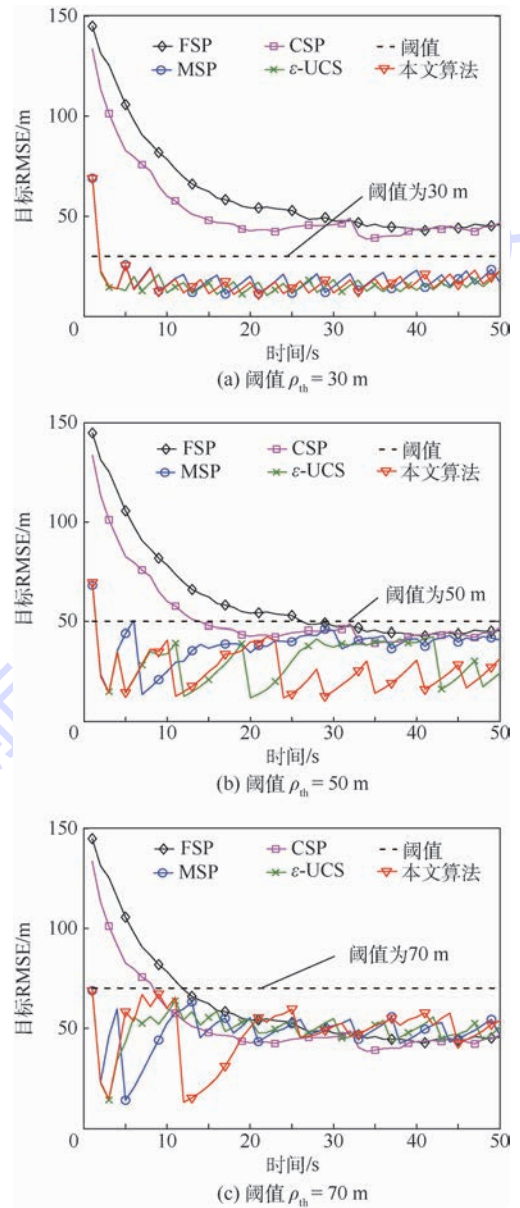


图 5 不同阈值下的目标 RMSE
Fig. 5 Target RMSE of different thresholds

度阈值下,目标 RMSE 对比。如图 5 所示,FSP 和 CSP 在不同跟踪精度阈值下,其目标 RMSE 均不能满足精度需求。MSP、 ϵ -UCS 和本文算法能够根据阈值变化自适应的调度传感器以满足精度需求。进一步,由于初始时刻目标误差较大,根据 2.3 节搜索策略,当所有传感器均不能满足精度需求时,则调度跟踪误差最小的传感器。图 5 给出了跟踪精度阈值 ρ_{th} 为 30、50 和 70 m 的目标 RMSE,对于其他 ρ_{th} 也同样适用。

以跟踪精度阈值 $\rho_{th} = 50$ m 为例,图 6 为不同策略下的累积辐射风险和累积 ELI 值。以图 6(a) 为例,FSP 和 CSP 由于没有控制辐射,选择辐射风险小的传感器,其对应的累积辐射风险均较高。MSP 以单步预测收益进行决策,其累积辐射风险得以控制。相比于 MSP,以一段时域内预测收益进行决策能够获得更低的累积辐射风险。进一步,由于 IB&B 搜索算法能够保证不丢失最优解。因此,本文算法的累积辐射风险要更低于 ϵ -UCS。此外,虽然 ELI 状态不完全可观,但其真实信息包含在 ELI 信念状态中。因此,结合式 (10) 和式 (18),辐射风险函数中包含了 ELI 真实信息,通过优化目标函数可以降低系统累积辐射风险

和累积 ELI 值。对比图 6(a)、(b),图中数据验证了辐射风险函数和目标优化函数的合理性和有效性。

图 7 为不同时间下的系统累积辐射风险。由图 7 可知,在整个时间范围内,FSP 和 CSP 的辐射风险均较高,以一段时域预测收益进行决策(本文算法和 ϵ -UCS)要优于以单步预测收益进行决策(MSP)。此外, ϵ -UCS 可能会丢失最优解,其对应的累积辐射风险要高于本文算法。因此,验证了本文算法在整个时间范围内的有效性。

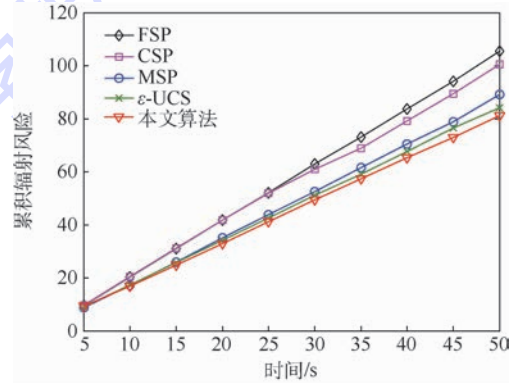


图 7 不同时间下的累积辐射风险
Fig.7 Cumulative radiation risk versus time

4 结论

针对有源传感器协同跟踪目标时存在被敌方截获的风险,以目标跟踪任务为需求,提出多传感器协同跟踪与辐射控制的调度算法,经仿真实验表明:

- 1) 引入 ELI 量化传感器辐射风险,并设计辐射风险函数,该函数能够有效的衡量传感器真实 ELI 状态,控制系统辐射风险。
- 2) 提出基于 IB&B 技术的搜索算法,与已有的搜索算法相比,该算法能够有效降低节点打开数和最大存储数,提高了搜索实时性。
- 3) 与已有调度策略相比,本文调度算法能够在满足跟踪任务需求下,获得更优的调度序列,系统辐射风险更低,提高了己方生存能力。

参考文献 (References)

[1] LI Y, KRAKOW L W, CHONG E K P, et al. Approximate stochastic dynamic programming for sensor scheduling to track multiple targets[J]. Digital Signal Processing, 2009, 19 (6) : 978-989.

[2] 刘钦,刘铮.一种基于 Rényi 信息增量的机动目标协同跟踪算法[J]. 控制与决策,2012,27(9):1437-1440.

LIU Q, LIU Z. A method of maneuvering target collaboration tracking based on Rényi information gain[J]. Control and Deci-

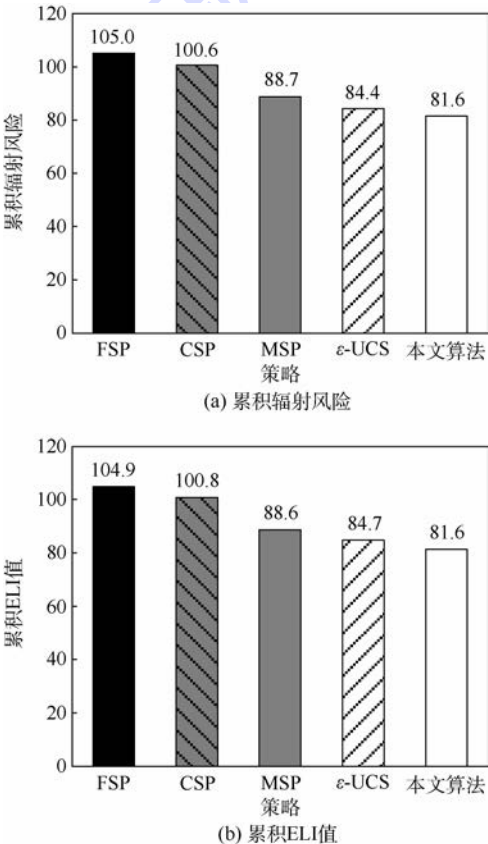


图 6 不同策略下的累积辐射风险和累积 ELI 值
Fig.6 Cumulative radiation risk and cumulative ELI value of different policies

- sion,2012,27(9):1437-1440(in Chinese).
- [3] 程洪玮,王博,安玮.一种基于信息决策树的低轨星座传感器调度算法[J].电子学报,2010,38(11):2630-2634.
CHENG H W, WANG B, AN W. A sensor scheduling method of LEO constellation based on information decision tree[J]. Acta Electronica Sinica,2010,38(11):2630-2634(in Chinese).
- [4] CHHETRI A S, MORRELL D, PAPANDEOU S A. Nonmyopic sensor scheduling and its efficient implementation for target tracking applications [J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing,2006(1):1-18.
- [5] SUNBERG Z, CHAKRAVORTY S, ERWIN R S. Information space receding horizon control for multisensor tasking problem [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2016, 46(6):1325-1336.
- [6] LIU B, JI C L, ZHANG Y Y, et al. Blending sensor scheduling strategy with particle filter to track a smart target[J]. Wireless Sensor Network,2009,1:300-305.
- [7] 吴巍,王国宏,双炜,等.多机载平台多目标跟踪与辐射控制[J].系统工程与电子技术,2012,34(3):495-501.
WU W, WANG G H, SHUANG W, et al. Multi-airborne-platform multi-target tracking and radiation control technology[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(3):495-501(in Chinese).
- [8] 吴卫华,江晶,高岚.机载雷达辅助无源传感器对杂波环境下机动目标跟踪[J].控制与决策,2015,30(2):277-282.
WU W H, JIANG J, GAO L. Tracking maneuvering target in clutter with passive sensor aided by airborne radar[J]. Control and Decision,2015,30(2):277-282(in Chinese).
- [9] ZHANG Z, SHAN G. UTS-based foresight optimization of sensor scheduling for low interception risk tracking[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2014, 28(10):921-931.
- [10] ZHANG Z, SHAN G. Non-myopic sensor scheduling to track multiple reactive targets [J]. IET Signal Processing, 2015, 9(1):37-47.
- [11] SHE J, WANG F, ZHOU J. A novel sensor selection and power allocation algorithm for multiple-target tracking in an LPI radar network[J]. Sensors,2016,16(12):2193-2206.
- [12] KRISHNAMURTHY V. Emission management for low probability intercept sensors in network centric warfare[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 41(1):133-151.
- [13] 单甘霖,张子宁.面向目标跟踪的单平台主被动传感器长期调度[J].系统工程与电子技术,2014,36(3):458-463.
SHAN G L, ZHANG Z N. Non-myopic sensor scheduling in a single platform for target tracking[J]. Systems Engineering and Electronics,2014,36(3):458-463(in Chinese).
- [14] SHAN G, ZHANG Z. Non-myopic sensor scheduling for low radiation risk tracking using mixed POMDP [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control,2017,39(2):230-243.
- [15] KALANDROS M. Covariance control for multisensor systems [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002,38(4):1138-1157.
- [16] SONG H, XIAO M, XIAO J, et al. A POMDP approach for scheduling the usage of airborne electronic countermeasures in air operations [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 48:86-93.
- [17] ROY A, MITRA D. Unscented-Kalman-filter-based multitarget tracking algorithms for airborne surveillance application [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(9):1949-1966.
- [18] HUBER M F. Optimal pruning for multi-step sensor scheduling [J]. IEEE Transactions on Automatic Control,2012,57(5):1338-1343.
- [19] 宋海方,肖明清,陈游,等.基于MDP的战机对抗导弹措施优化算法[J].北京航空航天大学学报,2017,43(5):942-950.
SONG H F, XIAO M Q, CHEN Y, et al. MDP method for optimization of fighter aircraft's countermeasures against missile [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(5):942-950(in Chinese).

作者简介:

乔成林 男,博士研究生。主要研究方向:传感器管理、信息融合理论与应用。

段修生 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:信息融合理论与应用、电子装备故障诊断等。

单甘霖 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:传感器管理、信息融合理论与应用、防空武器系统仿真与应用等。

Scheduling algorithm for multi-sensor collaboration tracking and radiation control

QIAO Chenglin¹, DUAN Xiusheng^{1,2,*}, SHAN Ganlin¹

(1. Department of Electronic and Optical Engineering, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China;

2. College of Mechanical Engineering, Shijiazhuang Tiedao University, Shijiazhuang 050043, China)

Abstract: Active sensors obtain the target continuous measurements that can be intercepted by enemy system. To reduce the interception risk, a scheduling algorithm for multi-sensor collaboration tracking and radiation control is proposed. Firstly, the sensor radiation is represented by the emission level impact (ELI) and the processes of target tracking and radiation control are formulated as a partially observable Markov decision process (POMDP). Secondly, the hidden Markov model (HMM) filter is utilized to update the sensor radiation state and derive the non-myopic radiation risk. Meanwhile, the target state is updated by the unscented Kalman filter (UKF) which is also used to evaluate the target tracking accuracy. Finally, considering the tracking task requirement, the non-myopic scheduling model of radiation control is set up with tracking accuracy constraint and the scheduling problem is translated to a decision tree optimization problem. Then, the sub-optimal lower bound of each decision tree node is given and the optimal scheduling sequence is obtained by improved branch and bound (IB&B) technique. Simulation results prove the validity of the proposed algorithm.

Keywords: sensor scheduling; collaboration tracking; radiation control; decision tree; task requirement; partially observable Markov decision process (POMDP)

Received: 2017-08-31; **Accepted:** 2017-11-23; **Published online:** 2018-01-06 15:06

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180103.2135.004.html

Foundation item: National Defence Pre-research Foundation (012015012600A2203)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0524

多轴悬浮式低频振动传感器的理论研究



姚京京, 郑德智*, 马康, 朱凯, 樊尚春

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 设计了一种新型结构的磁悬浮式低频振动传感器,用于航空航天微振动的多轴测量。该传感器采用电磁、永磁混合结构以及微弹簧作为支承元件,通过轴向位移检测电路和光电位移传感器对磁悬浮质量块与壳体间的相对位移进行检测,实现低频振动信号的多轴测量。动态测量时,磁悬浮质量块在电磁力、重力和弹力的共同作用下可回到平衡位置并实现稳定悬浮,通过调整传感器的控制电流,可主动控制系统等效刚度和等效阻尼,从而有效地降低了系统的固有频率,扩展了传感器的频率响应范围。理论分析得到该传感器的下限截止频率为 0.6 Hz,实验结果表明该传感器具有良好的低频响应,本文方法为多轴低频振动传感器设计提供了新思路。

关键词: 振动传感器; 低频; 多轴测量; 磁悬浮; 稳定性

中图分类号: TH825

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1481-08

振动是外力作用于弹性体后产生周期性运动的一种自然现象,0.01 ~ 20 Hz 的振动被称为低频超低频振动^[1]。低频超低频振动传感器在 seismic 预警、能源勘探、航空航天、核工程、以及生物医学等领域有着非常重要的应用。

目前,发动机振动破坏是造成航空航天飞行器运行故障的主要原因,对航空发动机关键部件振动指标的实时监测,能够为故障的排查提供准确的依据;另外,太空环境下的微振动的频率范围介于 0.01 ~ 1 Hz 之间^[1],国防工业中核工程的信号检测范围更是低至 0.003 Hz。因此,对于具有良好低频响应的低频振动传感器的研制已经成为研究热点。

早期的多轴振动测量实际上是把单轴振动传感器安装在 3 个垂直的方向分别测量。后来国内外专家学者设计出的压阻式、压电式和电容式^[2]振动传感器可以同时进行多轴测量。其中,压阻

式^[3]和压电式振动传感器可以实现低频信号的三轴测量,而电容式振动传感器大多用于 2 个方向的低频信号检测。压电式和压阻式多轴振动传感器在测量低频信号时由于横向效应会使得各方向的结果相互影响^[4],造成测量误差。目前,在低频振动测量领域磁电式振动速度传感器由于精度高、输出信号大以及抗干扰能力强等特点被广泛应用。但是由于磁电式振动速度传感器采用弹簧结构作为唯一的支承导向元件,系统刚度随机械结构固定,导致传感器本身的固有频率大约在 5 ~ 30 Hz 之间,在测量低于其固有频率的振动信号时,传感器的输出信号信噪比较低,在一定程度上限制了其应用。

因此本文基于磁悬浮效应和惯性式测量原理提出一种新型结构的多轴悬浮式低频振动传感器,并从测量机理、理论分析、仿真验证等方面进行阐述。

收稿日期: 2017-08-11; 录用日期: 2017-09-21; 网络出版时间: 2017-11-13 13:29

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171113.1329.004.html

基金项目: 国家重大科学仪器设备开发专项项目(2014YQ350461); 国家科技支撑计划(2014BAF08B01)

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

引用格式: 姚京京, 郑德智, 马康, 等. 多轴悬浮式低频振动传感器的理论研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1481-1488. YAO J J, ZHENG D Z, MA K, et al. Theoretical research on multi-axis maglev low-frequency vibration sensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1481-1488 (in Chinese).

1 测量机理

多轴悬浮式低频振动传感器是一种新型的基于磁悬浮效应和惯性测量原理的振动传感器。测量时该传感器固定在被测振动体上,以地球上的惯性系为参考坐标,是一种绝对式测振仪^[5]。

当被测振动体频率远远高于振动传感器的固有频率时,质量块相对于壳体的位移与被测物体的位移数值相等、相位相反^[6]。所以,通过测量悬浮质量块相对于壳体在3个相互垂直方向(X轴、Y轴和Z轴)上的位移即可得到被测物体的多轴振动信号。图1为多轴悬浮式低频振动传感器整体结构示意图, k 为弹簧系数。

多轴悬浮式低频振动传感器机械结构由电磁线圈、悬浮质量块、光电位移传感器、微弹簧和壳体组成。其中电磁线圈、悬浮质量块和微弹簧同轴心,微弹簧下端固定在壳体底部、微弹簧上端与悬浮质量块底部固定连接。2个光电位移传感器分别用来测量质量块在X轴和Y轴方向上相对于壳体的振动位移。在多轴悬浮式低频振动传感器中,轴向位移检测电路被设计用来检测Z轴方向的振动信号。测量时该电路检测电磁线圈两端的电压变化量并把该电压变化量进行解调从而获得Z轴振动位移。轴向位移检测电路的设计实现了Z轴方向的无传感器位置自检测,有助于减小传感器体积,提高轴向位移检测的精度和稳定性。图2为Z轴位移自检测原理示意图, m 为惯性质量, c 为阻尼。

磁悬浮系统工作时,电磁线圈在驱动电流作用下产生的电磁吸力与质量块重力方向相反实现悬浮。动态测量时,由于电磁线圈产生的电磁吸力随质量块位移的变化而实时改变,无法与重力平衡,致使磁悬浮结构不能保持稳定,因此本系统设计加入微弹簧结构。敏感被测量时,悬浮质量块在电磁力、重力和弹簧弹力的共同作用下可回到平衡位置并实现稳定悬浮。图3为多轴悬浮

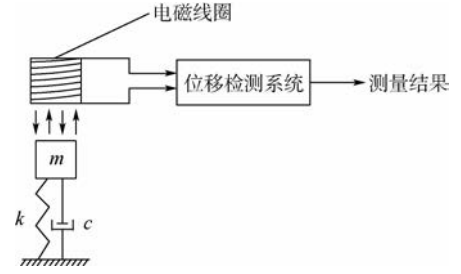


图2 Z轴位移自检测原理示意图
Fig.2 Schematic diagram of principle of Z-axial displacement self-sensing

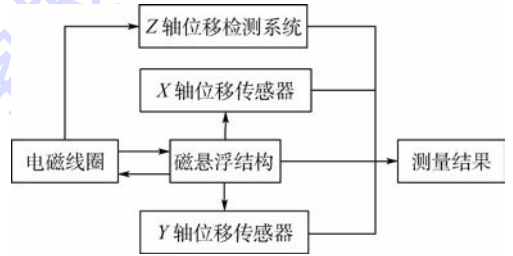


图3 多轴悬浮式低频振动传感器工作原理示意图
Fig.3 Schematic diagram of working principle of multi-axis maglev low-frequency vibration sensor

式低频振动传感器工作原理示意图。综上所述,质量块能够在电磁线圈和微弹簧的共同作用下保持稳定悬浮;通过调整传感器的控制电流,可实现对系统等效刚度和等效阻尼的控制,从而使传感器具有较低的测量下限。

2 理论分析

2.1 典型磁悬浮系统数学模型

磁悬浮系统的力学模型如图4所示, y 为悬浮质量块与电磁铁之间的间隙位移, y_0 为振动体位移。可以等效为一个由弹簧系数为 k ,惯性质量为 m 和阻尼为 c 三部分组成的系统^[7]。

典型磁悬浮系统中悬浮质量块受重力和电磁吸力,由合外力与加速度关系可得

$$mg - F(i, y) = m \frac{d^2 y(t)}{dt^2} \tag{1}$$

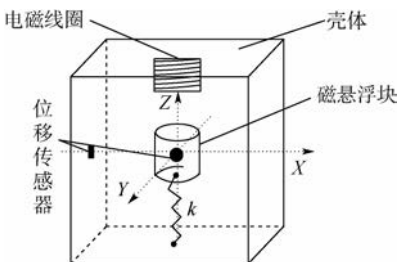


图1 多轴悬浮式低频振动传感器整体结构示意图
Fig.1 Schematic diagram of overall structure of multi-axis maglev low-frequency vibration sensor

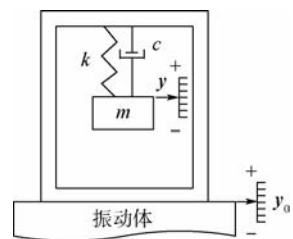


图4 典型磁悬浮系统的等效力学模型
Fig.4 Equivalent mechanical model of typical maglev system

式中: \mathbf{g} 为重力加速度; $\mathbf{F}(i, \mathbf{y})$ 为质量块所受电磁力; i 为电磁铁中的瞬时电流; $\frac{d^2\mathbf{y}(t)}{dt^2}$ 为质量块的加速度。

根据电磁力和磁场能量之间的关系^[8],得到质量块所受的电磁力表达式为

$$\mathbf{F}(i, \mathbf{y}) = \frac{\mu_0 AN^2}{4} \left(\frac{i}{\mathbf{y}} \right)^2 \quad (2)$$

式中: A 为气隙的导磁截面积; $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ H/m}$ 为真空磁导率; N 为电磁线圈匝数。

由于式(2)中 μ_0 、 A 、 N 均为常数,故定义常数 $l = \mu_0 AN^2/4$,则电磁力可改写为

$$\mathbf{F}(i, \mathbf{y}) = l \left(\frac{i}{\mathbf{y}} \right)^2 \quad (3)$$

通过式(3)可知:电磁力与气隙距离平方成非线性的反比关系,这也正是磁悬浮系统不稳定的根源所在^[9]。由于磁悬浮系统中存在着复杂的非线性关系,很难用来作为分析系统特性的依据,所以要进行线性简化。

设在平衡点处的电磁力为 $\mathbf{F}(i_0, \mathbf{y}_0)$,将电磁力在平衡点处进行泰勒级数展开,因为平衡时电流变化量和位移变化量都很小,故忽略高次项得到线性化方程^[10]

$$\mathbf{F}(i, \mathbf{y}) = \mathbf{F}(i_0, \mathbf{y}_0) + \left. \frac{\partial \mathbf{F}(i, \mathbf{y})}{\partial i} \right|_{(i_0, \mathbf{y}_0)} \Delta i(t) + \left. \frac{\partial \mathbf{F}(i, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{y}} \right|_{(i_0, \mathbf{y}_0)} \Delta \mathbf{y}(t) \quad (4)$$

式中: i_0 和 \mathbf{y}_0 分别为悬浮质量块处于平衡位置时,电磁线圈电流以及悬浮质量块与电磁铁之间的气隙位移; $\Delta \mathbf{y}(t)$ 为气隙位移变化量; $\Delta i(t)$ 为电磁线圈电流变化量。对式(3)求偏导,可得

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{F}(i, \mathbf{y})}{\partial i} = 2l \frac{i}{\mathbf{y}^2} \\ \frac{\partial \mathbf{F}(i, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{y}} = -2l \frac{i^2}{\mathbf{y}^3} \end{cases} \quad (5)$$

将 $l = \mu_0 AN^2/4$ 代入式(5)可得

$$\begin{cases} \left. \frac{\partial \mathbf{F}(i, \mathbf{y})}{\partial i} \right|_{(i_0, \mathbf{y}_0)} = \frac{2\mu_0 AN^2 i_0}{\mathbf{y}_0^2} = k_i \\ \left. \frac{\partial \mathbf{F}(i, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{y}} \right|_{(i_0, \mathbf{y}_0)} = -\frac{2\mu_0 AN^2 i_0^2}{\mathbf{y}_0^3} = -k_y \end{cases} \quad (6)$$

式中: k_i 和 k_y 分别为电流刚度系数和位移刚度系数。

在平衡点处 $\mathbf{F}(i_0, \mathbf{y}_0)$ 与重力大小相等,把式(4)代入式(1)化简得到^[11]

$$k_y \Delta \mathbf{y}(t) - k_i \Delta i(t) = m \frac{d^2 \Delta \mathbf{y}(t)}{dt^2} \quad (7)$$

对式(7)进行拉氏变换,得到位移与驱动电

流的传递函数为

$$G(s) = \frac{\Delta Y(s)}{\Delta I(s)} = \frac{-k_i}{ms^2 - k_y} \quad (8)$$

对该传递函数的特征方程进行求解可知磁悬浮系统具有一个正实部极点,所以磁悬浮系统不稳定^[12],因此本文在磁悬浮系统的基础上设计加入微弹簧结构来实现动态平衡。

2.2 多轴悬浮式低频振动传感器数学模型

加入微弹簧后系统的整体结构如图1所示,此时重新对传感器中悬浮质量块进行受力分析。由牛顿第二定律可得

$$m\mathbf{a} + m\mathbf{g} - \mathbf{F}(i, \mathbf{y}) + \mathbf{f}_k + \mathbf{f}_c = \mathbf{0} \quad (9)$$

式中: \mathbf{a} 为悬浮质量块的绝对加速度; \mathbf{f}_k 为微弹簧产生的弹性力; \mathbf{f}_c 为阻尼力。

根据2.1节叙述可知振动体的位移为 \mathbf{y}_0 ,那么悬浮质量块的绝对位移就是 \mathbf{y}_1 :

$$\mathbf{y}_1 = \mathbf{y}_0 + \mathbf{y} \quad (10)$$

又因式(9)中 \mathbf{a} 为悬浮质量块的绝对加速度,所以可得

$$\mathbf{a} = \frac{d^2 \mathbf{y}_1(t)}{dt^2} = \frac{d^2 \mathbf{y}_0(t)}{dt^2} + \frac{d^2 \mathbf{y}(t)}{dt^2} \quad (11)$$

在平衡点处,对处于平衡状态的悬浮质量块进行受力分析,将磁场力表达式(4)代入式(9)并整理得到悬浮质量块平衡点附近的动力学方程为

$$m \left(\frac{d^2 \Delta \mathbf{y}(t)}{dt^2} + \frac{d^2 \Delta \mathbf{y}_0(t)}{dt^2} \right) + c \frac{d \Delta \mathbf{y}(t)}{dt} + k \Delta \mathbf{y}(t) - k_i \Delta i(t) - k_y \Delta \mathbf{y}(t) = \mathbf{0} \quad (12)$$

因为该多轴悬浮式低频振动传感器在工作时保持通入电磁线圈的电流恒定不变,所以电流的变化量为零,即 $\Delta i(t)$ 为零,代入式(12)并化简得

$$\begin{aligned} m \frac{d^2 \Delta \mathbf{y}(t)}{dt^2} + (k - k_y) \Delta \mathbf{y}(t) + \\ c \frac{d \Delta \mathbf{y}(t)}{dt} = -m \frac{d^2 \Delta \mathbf{y}_0(t)}{dt^2} \end{aligned} \quad (13)$$

由式(13)可见,多轴悬浮式低频振动传感器中悬浮质量块的动力学方程与质量-弹簧-阻尼系统的动力学方程相同,所以加入微弹簧后该传感器系统能够实现稳定悬浮。

2.3 刚度阻尼特性

本文所设计的多轴悬浮式低频振动传感器采用微弹簧以及永磁、电磁混合结构来取代传统电磁式振动速度传感器中的单一弹簧结构,其正常工作的必要条件就是要具有适当的刚度阻尼特性^[13]。

对式(13)进行拉氏变换,得到由被测振源引起的悬浮质量块与壳体间的位移与振源位移的传

递函数 $H(s)$ 为

$$H(s) = \frac{Y(s)}{Y_0(s)} = \frac{-ms^2}{ms^2 + cs + (k - k_y)} \quad (14)$$

将 $s = j\omega$ 代入可得

$$H(j\omega) = \frac{m\omega^2}{[(k - k_y) - m\omega^2] + j\omega c} \quad (15)$$

典型的二阶力学系统的频响方程为

$$y(\omega) = \frac{m\omega^2}{(K - m\omega^2) - j\omega c} \quad (16)$$

将式(15)与式(16)对比可知,多轴悬浮式低频振动传感器的等效刚度系数为

$$K_e = k - k_y \quad (17)$$

把式(6)代入式(17)得

$$K_e = k - \frac{2\mu_0 AN^2 i_0^2}{y_0^3} \quad (18)$$

所以,整理得到传感器的固有角频率为

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{K_e}{m}} = \sqrt{\frac{k - \frac{2\mu_0 AN^2 i_0^2}{y_0^3}}{m}} \quad (19)$$

阻尼比为

$$\xi = \frac{c}{2\sqrt{mK_e}} = \frac{c}{2\sqrt{m\left(k - \frac{2\mu_0 AN^2 i_0^2}{y_0^3}\right)}} \quad (20)$$

上述理论分析表明:多轴悬浮式低频振动传感器的等效刚度和等效阻尼由敏感结构参数和控制电流共同决定。因此,当该传感器的机械结构参数确定后,通过合理的调整控制电流就可以获得期望的刚度、阻尼,从而有效降低传感器的固有频率。

2.4 轴向位移检测电路

测量振动时,悬浮结构在外力作用下跟随振源振动导致电磁线圈和悬浮质量块之间的气隙产生变化从而使电磁线圈磁阻发生变化。磁阻的变化又直接影响回路的电感,在这个过程中保持通入电磁线圈电流不变,电磁线圈两端电压必然会发生变化。因此,如果测量出回路电压的变化量,就可以反推出气隙长度。

多轴悬浮式低频振动传感器的电磁线圈可以等效为电阻 R 与电感 L 串联,由基尔霍夫电压定律可以得到电压 u 和电流 i 之间的关系^[14]:

$$u = Ri + u_L \quad (21)$$

式中: u_L 为感应电势,其表达式为

$$u_L = \frac{d\phi(i)}{dt} \quad (22)$$

其中: ϕ 为磁通量; t 为时间。将式(22)代入式(21)可得

$$u = \frac{d\phi(i)}{dt} + Ri \quad (23)$$

又因为

$$\phi = Li \quad (24)$$

所以,当传感器气隙发生变化导致传感器电感变化时可得到:

$$\Delta u = Ri + \Delta Li \quad (25)$$

式中: Δu 为电磁线圈两端电压变化量; ΔL 为电感变化量。

式(25)表明在平衡位置附近电压变化量与电感变化量的函数关系。当通入电磁线圈的电流恒定时,电磁线圈两端电压变化量与电感变化量成正比,又因为电感是位移的函数,所以把电压变化量解调就可以获得悬浮质量块在 Z 轴方向的振动位移。

在这个过程中电磁线圈既是励磁线圈又是检测线圈,所以 Z 轴位移测量不需要再额外安装位移传感器,避免了因此带来的故障;同时提高了 Z 轴位移检测的精度且有助于减小传感器的体积。

3 仿真实验验证

3.1 有限元磁场分析

当传感器敏感外界振动时,悬浮质量块与电磁线圈间气隙改变会引起径向电磁力与重力不平衡。因此对磁悬浮结构静态下气隙磁场分布的精确分析是该传感器研制的关键部分。有限元法是结构分析中应用最广泛的数值分析方法^[15],因此采用该方法对传感器结构进行电磁场的三维建模,准确表达了磁感应强度的分布情况。

表1为多轴悬浮式低频振动传感器的结构参数,在该结构参数下采用 ANSYS 对传感器建模然后进行有限元分析得到如图5所示的磁悬浮结构磁力线分布图。从图5中可以直观地看出磁力

表1 多轴悬浮式低频振动传感器结构参数

Table 1 Structure parameters of multi-axis maglev low-frequency vibration sensor

参数	数值
电磁线圈外径 D_1 /mm	36
电磁线圈内径 d_1 /mm	14
电磁线圈高度 h_1 /mm	20
漆包线线径 d_2 /mm	0.18
电磁线圈匝数 N	3000
圆柱形永磁体直径 D_2 /mm	10
圆柱形永磁体高度 h_2 /mm	12
圆柱形永磁体质量 m /g	2.0
微弹簧刚度系数 k /(N·m ⁻¹)	7.2

线主要分布在电磁线圈、永磁体以及二者之间气隙所组成的磁路中,即电磁线圈能够对圆柱形永磁体提供纵向的吸引力。

本文所设计的传感器中悬浮质量块的质量为 2 g,重力约为 0.02 N。表 2 为 ANSYS 计算得到的悬浮质量块在磁场中各方向的受力情况。由数值可以看出水平方向(X轴和Y轴)电磁力相比Z轴方向差了 2 个数量级,所以电磁吸力主要集中在 Z 轴方向;且 Z 轴方向电磁力与悬浮质量块的重力大小相等。进一步证明电磁线圈不仅能够对圆柱形永磁体提供纵向吸引力,而且该力能够使质量块克服自身重力实现悬浮。ANSYS 分析所得结论对多轴悬浮式低频振动传感器的研制提供了有力的理论依据。

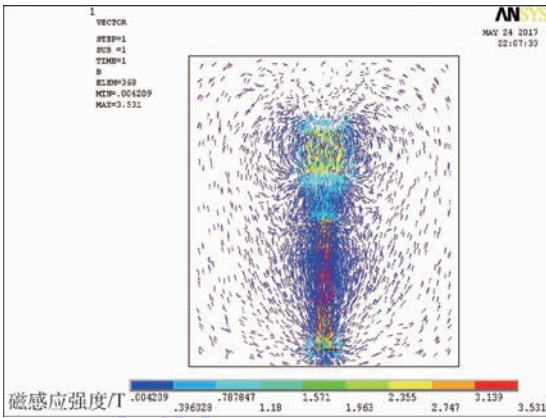


图 5 磁悬浮结构磁力线分布图

Fig.5 Magnetic induction of maglev structure

表 2 悬浮体所受电磁力数值

Table 2 Values of electromagnetic attractive force of maglev mass block N

电磁力	X轴方向	Y轴方向	Z轴方向
虚功力	2.9088×10^{-4}	1.0604×10^{-4}	2.0558×10^{-2}
麦克斯韦力	1.6814×10^{-4}	2.3919×10^{-4}	2.4205×10^{-2}

3.2 气隙磁场分析

磁悬浮系统不稳定的根本原因在于:电磁力随气隙位移发生改变导致无法与重力保持动态平衡^[16]。因此对电磁力及其影响因素的准确分析是多轴悬浮式低频振动传感器理论研究的重要环节。本文此节采用 MATLAB 对电磁力进行数值分析,用来指导该传感器的结构设计以及设定合适的平衡位置。

在表 1 结构参数下用 MATLAB 计算得到悬浮质量块所受电磁力与控制电流和悬浮气隙的关系如图 6 所示。电磁线圈产生的电磁力不仅跟传感器的机械结构有关还跟控制电流以及气隙位移有关系。

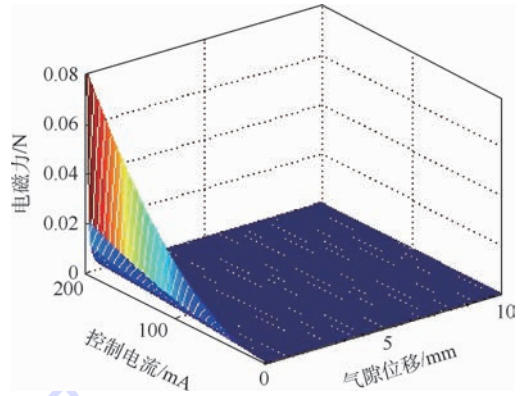


图 6 电磁力与控制电流和气隙位移关系

Fig.6 Relationship between electromagnetic force and control current and air gap displacement

从图 6 可以看出电磁力与控制电流和气隙位移都呈非线性关系:当控制电流一定时,电磁力与气隙位移成反比;当气隙位移一定时,电磁力与控制电流成正比。

悬浮体的质量为 2 g,重力约为 0.02 N, MATLAB 数据显示在控制电流为 20 ~ 80 mA,气隙位移为 4 ~ 10 mm 区域内,系统的承载力集中在 0.02 N 左右。所以选取间隙 $|y_0| = 8$ mm 则对应控制电流为 $i_0 = 45.2$ mA,工作时该传感器在此平衡位置附近振动。当控制电流和初始位置确定后,位移刚度系数 k_y 也随之确定代入式(6)得 $k_y = 7.082$ N/m。

3.3 传感器低频特性分析

振动传感器的低频特性可用动态性能指标来描述^[17],动态性能指标分为 2 类:一类是时域指标,另一类是频率域指标^[18]。但是在进行动态分析之前要先判断系统的稳定性,图 7 为多轴悬浮式低频振动传感器的零极点分布图。从图 7 上可以看出,此系统的 2 个极点分别为 $-2.33 + 3.1j$ 和 $-2.33 - 3.1j$,这 2 个极点均位于 S 平面的左半平面,所以系统是稳定的。

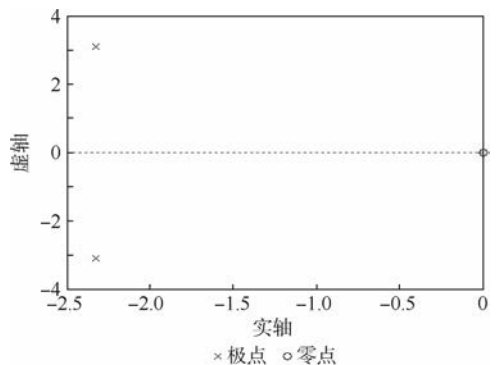


图 7 零极点分布图

Fig.7 Zero-pole distribution diagram

时域动态性能指标一般都用阶跃过渡过程曲线上某些特征点的数据来表示^[19]。

图8为多轴悬浮式低频振动传感器在不同阻尼情况下的单位阶跃响应曲线,表3为该阶跃响应曲线所对应的主要特征点数值。超调量 σ 用于评价系统的阻尼程度,反应系统响应过程的平稳性^[20];而响应时间 t_s 是同时反映响应速度和阻尼程度的综合指标^[21]。

表3数据显示:适当增大阻尼系数,可以提高该传感器系统的响应速度,加快自由振动的衰减,同时降低该系统超调量,使过渡过程更加平稳。第2节通过理论建模分析得出系统Z轴方向阻尼比的表达式,从表达式中可以看出当机械结构固定后,Z轴方向的阻尼比与控制电流成正比,即调整通入电磁线圈的控制电流就可以获得期望的阻尼比。对于惯性式振动传感器比较理想的情况是 $\xi = 0.6 \sim 0.7$ 。然而以上结论只适用于调整Z轴方向上的阻尼比,对于X轴和Y轴这2个方向则只能通过设计电路获得较高的阻尼比。

惯性式位移传感器在使用时有下限截止频率,即不允许在低于其固有频率的条件下使用^[22],所以降低传感器的固有频率,扩大仪器的使用频率范围已经成为该领域研究的关键点。图9为根据多轴悬浮式低频振动传感器传递函数计算得到的对数幅频和相频特性曲线。图9中-3 dB处对应的频率约为0.6 Hz,即该传感器的

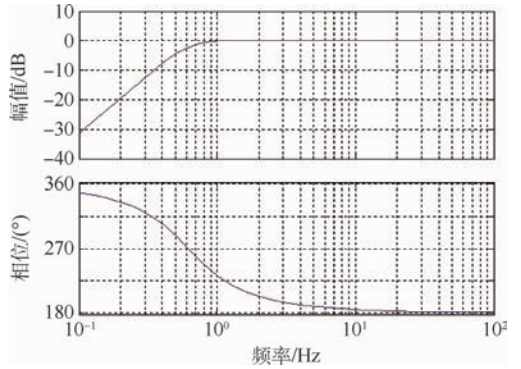


图9 多轴悬浮式低频振动传感器对数频率特性曲线
Fig.9 Logarithmic frequency characteristic curves of multi-axis maglev low-frequency vibration sensor

固有频率约为0.6 Hz,系统具有良好的低频特性。第1节和第2节通过对系统刚度和阻尼特性分析得出了传感器固有频率表达式,当传感器机械结构确定后,根据结论可知固有频率和控制电流成反比关系,即固有频率随着控制电流的增大而降低,所以调整电磁线圈的控制电流就可以降低系统的下限截止频率,扩展了该传感器的使用范围。

该传感器的固有频率和Z轴方向的阻尼比受控制电流的限制,合理地增大控制电流既可以获得较高的阻尼比又可以降低固有频率,而较高的阻尼比又可以使幅频特性曲线在共振区附近变得平直,这样就可以使传感器的使用下限更低一些,从而扩展了应用范围。

3.4 实验设计

本文在理论建模和仿真分析的基础上,对多轴悬浮式低频振动传感器进行实验研究,验证系统方案的可行性。利用直流电机、滑轨和支撑板搭建运动平台产生激振力,并利用示波器进行振动信号的采集和显示。实际测量得到的信号如图10所示。

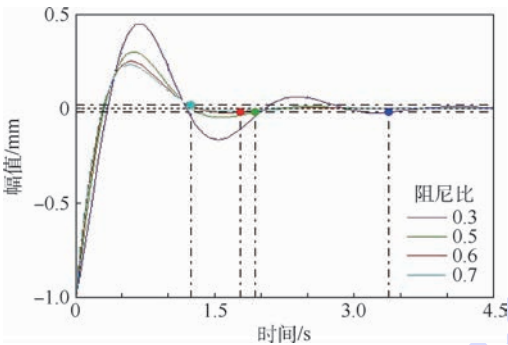


图8 多轴悬浮式低频振动传感器单位阶跃响应曲线
Fig.8 Unit step response curves of multi-axis maglev low-frequency vibration sensor

表3 阶跃响应主要特征

Table 3 Step response main features

阻尼比 ξ	响应时间 t_s/s	超调量 $\sigma/\%$
0.3	3.38	44.5
0.5	1.94	29.8
0.6	1.77	24.7
0.7	1.24	23.0

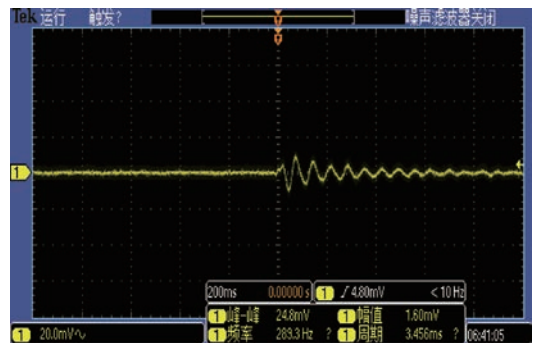


图10 传感器实测Z轴信号

Fig.10 Measured signal of Z-axis by sensor

实验结果表明:在激振力作用下,多轴悬浮式低频振动传感器能够跟随外界振动,反映被测振动体的实际情况,实现低频振动信号的测量。并且增大控制电流时,可降低系统的等效刚度,测量更低频率的振动信号。

4 结 论

本文采用电磁、永磁混合磁悬浮结构以及微弹簧作为支撑元件设计了一种新型结构的低频振动传感器,通过设计轴向位移检测电路以及使用光电位移传感器实现多轴测量。

1) 该传感器采用轴向位移检测电路测量振动,避免了因为安装位移传感器带来的故障影响,在提高Z轴位移检测精度的基础上使系统更加稳定,同时有助于减小传感器的体积。

2) 该传感器设计加入微弹簧结构,在保证磁悬浮系统稳定性的前提下简化了传感器的结构设计使其更能适应工业应用。

3) 仿真分析得出该传感器的固有频率为0.6 Hz,相比于传统的磁电式低频振动传感器具有更好的低频响应。

实验初步验证该传感器可以通过调整控制电流主动控制系统的刚度和阻尼,进而实现低频振动信号的测量。后期的研究中,可以结合具体实验数据对该传感器进行定量标定。

致谢 感谢航空航天先进传感技术教育部创新团队和先进惯性仪表与系统技术国家自然科学基金委创新研究群体的支持。

参考文献 (References)

- [1] 赵锦春. 低频超低频振动计量技术应用分析[J]. 信息技术与标准化, 2011(5): 78-81.
ZHAO J C. The application prospects of metrology technology of low and super low-frequency vibration measurement[J]. Information Technology & Standardization, 2011(5): 78-81 (in Chinese).
- [2] 江东, 杨嘉祥. 基于磁悬浮效应的三维振动测量[J]. 仪器仪表学报, 2011, 32(3): 557-562.
JIANG D, YANG J X. Three-dimensional vibration measurement based on magnetic levitation effect[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2011, 32(3): 557-562 (in Chinese).
- [3] PARASHAR S K, KUMAR A. Three-dimensional analytical modeling of vibration behavior of piezoceramic cylindrical shells[J]. Archive of Applied Mechanics, 2015, 85(5): 641-656.
- [4] YURIN A I, DMITRIEV A V, KRASIVSKAYA M I, et al. Adaptive contactless fiber-optic vibration displacement sensor[J]. Measurement Techniques, 2017, 59(11): 1146-1150.
- [5] 袁新江, 姜洋, 汪磊磊, 等. 大型精密测量设备的微振研究[J]. 电子机械工程, 2012, 28(1): 13-16.
YUAN X J, JIANG Y, WANG L L, et al. Research on micro-vibration of large-scale precise measurement equipment[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2012, 28(1): 13-16 (in Chinese).
- [6] 樊尚春. 传感器技术及应用[M]. 3版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 308-314.
FAN S C. Sensor technology and application[M]. 3rd ed. Beijing: Beihang University Press, 2016: 308-314 (in Chinese).
- [7] 孙承文. 基于DVD光读取头的超低频振动传感器机理的研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2009: 5-8.
SUN C W. The research on mechanism of ultra-low frequency vibration sensor mechanism based on DVD pickup[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2009: 5-8 (in Chinese).
- [8] 裴雪红. 基于改进RBF神经网络的PID控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2010: 28-32.
PEI X H. Improved PID control based on RBF neural network[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2010: 28-32 (in Chinese).
- [9] 陈兴华. 高温超导EMS磁悬浮系统的鲁棒控制器的研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2008: 4-8.
CHEN X H. Study on robust controller for high-temperature superconductor EMS system[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2008: 4-8 (in Chinese).
- [10] VENGHI L E, GONZALEZ G N, SERRA F M. Implementation and control of a magnetic levitation system[J]. IEEE Latin America Transactions, 2016, 14(6): 2651-2656.
- [11] USWARMAN R, CAHYADI A I, WAHYUNGGORO O. Control of a magnetic levitation system using feedback linearization[C]// International Conference on Computer, Control, Informatics and Its Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 95-98.
- [12] BOONSATIT N, PUKDEBOON C. Adaptive fast terminal sliding mode control of magnetic levitation system[J]. Journal of Control Automation & Electrical Systems, 2016, 27(4): 1-9.
- [13] 高志华, 胡业发. 磁力轴承刚度阻尼特性研究[J]. 中国制造业信息化, 2005, 34(2): 130-132.
GAO Z H, HU Y F. Research on characteristic of stiffness and damping for active magnetic bearing[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2005, 34(2): 130-132 (in Chinese).
- [14] 江东, 高颖. 磁悬浮效应检振系统设计[J]. 电机与控制学报, 2008, 12(3): 343-347.
JIANG D, GAO Y. Vibration measuring principle and system based on magnetic levitation effect[J]. Electric Machines and Control, 2008, 12(3): 343-347 (in Chinese).
- [15] 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).
- [16] LI Z, LUN Q Q. Analysis of magnetic field and levitation force characteristics for 3-DOF deflection type PM motors[J]. Journal-Chinese Institute of Engineers, 2016, 39(6): 1-9.

- [17] 安建军. 冲击波压力传感器动态灵敏度研究[D]. 太原: 中北大学, 2008:11-14.
AN J J. The research of the dynamic sensitivity of the shock wave pressure sensor[D]. Taiyuan: Zhongbei University, 2008: 11-14 (in Chinese).
- [18] 余天莉. 测振传感器的动态特性补偿研究[D]. 哈尔滨: 中国地震局工程力学研究所, 2006:17-18.
SHE T L. The research on dynamic characteristics compensation of vibration sensor[D]. Harbin: Institute of Engineering Mechanics China Seismological Bureau, 2006: 17-18 (in Chinese).
- [19] KUREK J. Step response identification of inertial model for oscillating system[M] // JANUSZ K. Advanced mechatronics solutions. Berlin: Springer International Publishing, 2016:51-56.
- [20] 朱中华. 微压压力传感器的设计与研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2008:28-29.
ZHU Z H. Design and research of micropressure sensor[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2008:28-29 (in Chinese).
- [21] LANG Z Q, BILLINGS S A. Output frequency characteristics of nonlinear systems[J]. International Journal of Control, 2015, 64(6):1049-1067.
- [22] TAN N, ATHERTON D P, YÜCE A. Computing step and impulse responses of closed loop fractional order time delay control systems using frequency response data[J]. International Journal of Dynamics & Control, 2016, 5(1):1-10.

作者简介:

姚京京 女, 硕士研究生。主要研究方向: 多轴悬浮式低频振动传感器。

郑德智 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 传感器敏感机理及检测系统。

Theoretical research on multi-axis maglev low-frequency vibration sensor

YAO Jingjing, ZHENG Dezhi*, MA Kang, ZHU Kai, FAN Shangchun

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A new maglev low-frequency vibration sensor was proposed, which was used for multi-axis measurement of aerospace micro-vibration. It used micro-spring and the hybrid structure with electromagnets and permanent magnets as the supporting element. The axial displacement detection circuit and the photoelectric displacement sensors were used to measure the relative displacement between the maglev mass block and the shell and realize the multi-axis measurement of low-frequency vibration signals. When the sensor was used for dynamic measurement, the maglev mass block could return to the equilibrium position and keep stable levitation under the combined action of electromagnetic attractive force, gravity and spring force. The equivalent bearing stiffness coefficient and the equivalent damping coefficient of the system could be controlled by adjusting the control current of the electromagnetic coil, which can reduce the natural frequency effectively and extend application range of the sensor. Theoretical analyses show that the lower-cut-off frequency of the sensor is 0.6 Hz and it has better low-frequency characteristics. The proposed method provides new thought for designing multi-axis low-frequency vibration sensor.

Keywords: vibration sensor; low-frequency; multi-axis measurement; magnetic levitation; stability

Received: 2017-08-11; **Accepted:** 2017-09-21; **Published online:** 2017-11-13 13:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171113.1329.004.html

Foundation items: National Key Scientific Instrument and Equipment Development Project (2014YQ350461); National Key Technology Research and Development Program of China (2014BAF08B01)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0515

填充式防护结构弹道极限方程的差异演化优化



贾光辉^{1,*}, 姚光乐¹, 张帅²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中国空间技术研究院 总体部, 北京 100094)

摘 要: 综合建模形式弹道极限方程中存在 11 个待定参数, 从理论上讲, 采用穷举法可以获得其数值大小, 但需要的计算时间过长, 储存空间巨大, 不宜实现, 为解决此问题, 改用差异演化算法。基于填充式实验数据, 采用差异演化算法对综合建模形式弹道极限方程的 11 个待定参数进行了多目标优化计算。结果显示, 方程的总体预测率为 82.35%, 安全预测率为 100%, 平均相对误差平方和为 0.0013。该方程对其他来源的 49 个实验数据的预测结果显示, 总体预测率提升了 1.32%, 安全预测率降低了 4.08%, 平均相对误差平方和增加了 0.0073, 表明差异演化算法适用于解决多参数多目标的弹道极限方程建模问题。

关键词: 填充式防护结构; 弹道极限方程; 综合建模; 差异演化算法; 总体预测率; 安全预测率; 相对误差平方和

中图分类号: V423.4⁺3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1489-07

随着中国载人航天工程的发展, 填充式防护结构成为航天器防护的重点^[1]。在航天器的防护问题中, 弹道极限方程一直是最主要的研究内容之一, 也是航天器空间碎片撞击风险评估失效判断的依据^[2]。为此, 需要对填充式防护结构弹道极限方程的准确建模进行研究。

文献[3]为获得适用于中国航天工程特定填充式防护结构的弹道极限方程, 采用穷举法对不同预测指标^[4]组合下 NASA 填充式防护结构弹道极限方程^[5]进行双待定参数修正, 修正后方程的预测能力更优。由于穷举法具有全空间搜索能力, 其结果为所枚举变量的最优值, 因此, 文献[3]所获得的弹道极限方程的预测能力基本上为最优。但此方法的计算量与待定参数个数呈指数型的关系, 因此不适合待定参数较多且数据量大的弹道极限方程建模。

差异演化 (Differential Evolution, DE) 算法^[6]

是一种基于群体差异的算法, 具有全局搜索能力, 且简单易用, 收敛速度快^[7]。文献[8]通过函数测试表明, 差异演化算法在绝大多数情况下比遗传算法等具有更强的全局搜索能力。

除了借鉴 NASA 填充式防护结构弹道极限方程之外, 建立国内填充式防护结构的弹道极限方程具有重要意义。文献[9]通过量纲理论建立了该弹道极限方程形式, 确定该方程中包含的 3 个待定系数和 8 个待定指数之后, 即完成该方程的建模工作。为了求得这些待定参数的数值, 本文将此方程中的指数和系数作为优化变量, 预测指标 (概率型指标和误差型指标)^[4]作为目标函数, 基于国内数据, 采用差异演化算法对方程中的优化变量进行确定。

1 差异演化算法基本原理

差异演化算法的演化过程与遗传算法类似,

收稿日期: 2017-08-01; 录用日期: 2017-11-03; 网络出版时间: 2017-11-28 17:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171128.1719.006.html

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

引用格式: 贾光辉, 姚光乐, 张帅. 填充式防护结构弹道极限方程的差异演化优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1489-1495. JIA G H, YAO G L, ZHANG S. Differential evolution optimization for stuffed Whipple shield ballistic limit equations [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1489-1495 (in Chinese).

也包括种群初始化、变异、交叉和选择操作。差异演化是基于实数编码的演化算法,因此可将个体视为实数设计变量组成的向量。差异演化算法首先创建种群,然后对种群的所有个体进行变异操作,接着进行离散交叉生成中间个体,最后中间个体与父个体进行竞争,较优的个体被选中,形成数目不变的下一代新种群。

1.1 种群初始化

在 D 维空间随机产生个体数为 N_p 的种群,其各个个体的变量为

$$x_{ij}(0) = x_j^L + \text{rand}(0,1)(x_j^U - x_j^L) \quad (1)$$

$$i = 1, 2, \dots, N_p, j = 1, 2, \dots, D$$

式中: $x_{ij}(0)$ 为初始种群中第 i 个个体的第 j 个变量; i 为个体在种群中的序号; j 为个体中设计变量的序号; N_p 为种群大小; D 为个体中设计变量数; x_j^L 和 x_j^U 分别为个体第 j 个变量的下边界和上边界; $\text{rand}(0,1)$ 为在 $(0,1)$ 之间的均匀随机小数。

1.2 变异

变异是差异演化算法的关键步骤,基于个体向量差进行。设当前种群中的个体为 $\mathbf{X}_i(t)$, t 为演化代数。从当前种群中随机选择 3 个个体 $\mathbf{X}_{r_1}(t)$ 、 $\mathbf{X}_{r_2}(t)$ 和 $\mathbf{X}_{r_3}(t)$ ($r_1 \neq r_2 \neq r_3 \neq i$), 取后 2 个个体向量的差 $(\mathbf{X}_{r_2}(t) - \mathbf{X}_{r_3}(t))$, 使用缩放因子 F 调节大小, 然后与第 1 个个体向量 $\mathbf{X}_{r_1}(t)$ 求和, 获得变异后的个体 $\mathbf{h}_i(t+1)$:

$$\mathbf{h}_i(t+1) = \mathbf{X}_{r_1}(t) + F(\mathbf{X}_{r_2}(t) - \mathbf{X}_{r_3}(t)) \quad (2)$$

式中: F 为缩放因子, 取值范围一般为 $[0,2]$ 。

1.3 交叉

交叉操作可以增加种群的多样性, 变异后的个体 $\mathbf{h}_i(t+1)$ 和种群中当前的演化个体 $\mathbf{X}_i(t)$ 通过离散交叉, 生成中间个体 $\mathbf{v}_i(t+1)$:

$$v_{ij}(t+1) = \begin{cases} h_{ij}(t+1) & \text{rand}(0,1) \leq C_r \text{ 或 } j = \text{rand}(i) \\ x_{ij}(t) & \text{rand}(0,1) > C_r \text{ 或 } j \neq \text{rand}(i) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\text{rand}(i)$ 为 $[1,D]$ 之间的随机整数; C_r 为交叉概率, 取值范围一般为 $[0,1]$ 。

1.4 选择

中间个体 $\mathbf{v}_i(t+1)$ 与当前演化个体 $\mathbf{X}_i(t)$ 的适应度进行比较:

$$\mathbf{X}_i(t+1) = \begin{cases} \mathbf{v}_i(t+1) & f(\mathbf{v}_i(t+1)) \leq f(\mathbf{X}_i(t)) \\ \mathbf{X}_i(t) & f(\mathbf{v}_i(t+1)) > f(\mathbf{X}_i(t)) \end{cases} \quad (4)$$

式中: f 表示适应度函数。

通过上述变异、交叉和选择, 对种群中的每个个体进行循环操作, 得到下一代种群, 如此演化若干代, 获得优化问题的最优解。

2 测试函数演化结果

对基本差异演化算法进行编程实现, 以文献[10]中的 3 个测试函数进行程序验证。

Ackley 函数 (f_1):

$$f_1(x) = -20e^{-0.2\sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^n x_i^2}} - e^{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^n \cos(2\pi x_i)} + 20 + e \quad (5)$$

$$x_i \in [-32, 32]$$

Rastrigin 函数 (f_2):

$$f_2(x) = 10n + \sum_{i=1}^n (x_i^2 - 10\cos(2\pi x_i)) \quad (6)$$

$$x_i \in [-5.12, 5.12]$$

Griwangk 函数 (f_3):

$$f_3(x) = 1 + \sum_{i=1}^n \frac{x_i^2}{4000} - \prod_{i=1}^n \cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right) \quad (7)$$

$$x_i \in [-512, 512]$$

式(5)~式(7)中, $n=20$, 即各函数的优化变量个数, 其中 Ackley 为单峰函数, Rastrigin、Griwangk 为多峰函数。优化计算时, N_p 的取值原则参考文献[2]: $5D \leq N_p \leq 10D$, 种群大小 N_p 取 100, 缩放因子 F 取 0.5, 交叉概率 C_r 取 0.3。

对 3 个函数进行差异演化计算时, 在每一代的种群中选择出适应度最小的个体, 作为最优个体。理论上讲, 需要分别画出最优个体的各个变量变化曲线, 并进行讨论。鉴于各个函数都有 20 个变量, 若逐一对变量画图分析, 就会过于冗杂, 因此只对每个函数的 20 个变量绝对值求和, 并进行画图分析。

在对函数 f_1 、 f_2 和 f_3 优化时, 最优个体的变量绝对值之和与适应度随演化代数的变化曲线如图 1(a)~(c) 所示。

由图 1 可知, 3 个函数在种群不断演化过程中, 最优个体逐渐到达最优。函数 f_1 和 f_3 在演化代数大于 300 以后, 变量绝对值之和与适应度都基本为零, 趋于平稳。函数 f_2 在代数大于 1 800 以后, 变量绝对值之和与适应度都基本为零, 趋于平稳。3 个函数的优化结果如表 1 所示。

由表 1 可以发现, 函数 f_1 、 f_2 和 f_3 的优化结果与理论结果误差小于 0.000 2, 因此本文的差异演化算法程序可得到正确的结果。

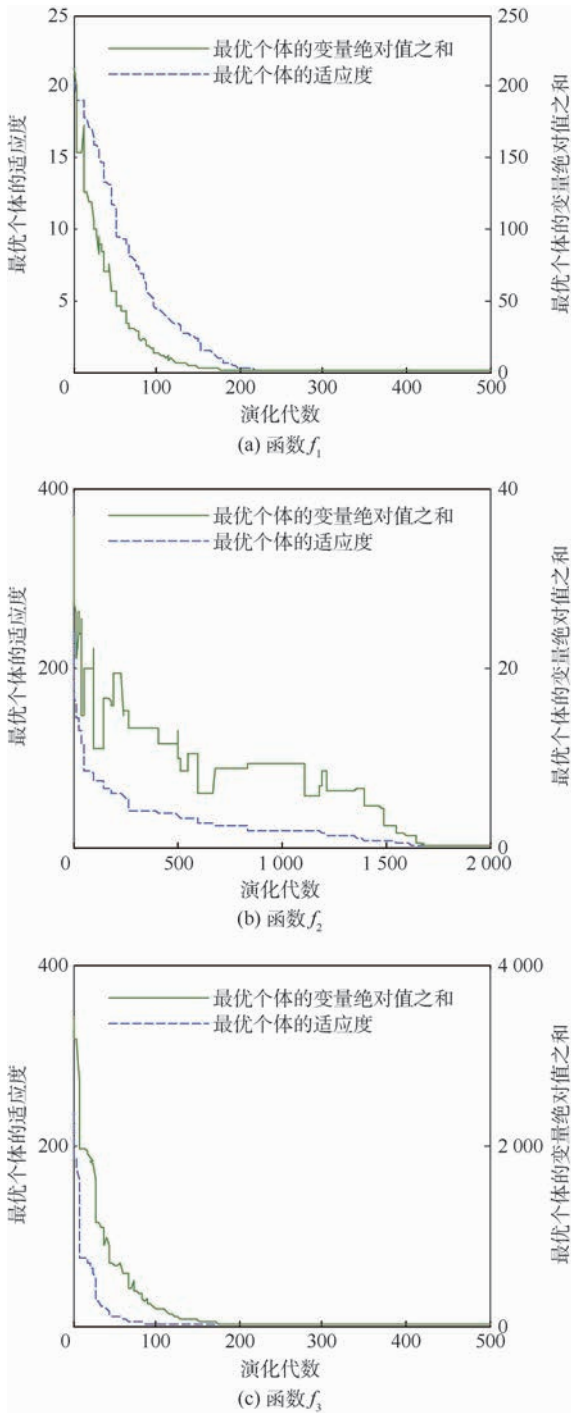


图 1 各函数最优个体的变量绝对值之和与适应度随演化代数变化曲线

Fig.1 Changing curves of sum optimal individual absolute variables and fitness with generation for each function

表 1 各函数优化结果

Table 1 Optimization results of each function

测试函数	理论最优值	演化代数	优化结果
f_1	0	500	0.00006
f_2	0	2000	0.00001
f_3	0	500	0.00012

3 综合建模方程

3.1 一般形式

针对国内填充式防护结构形式,文献[9]利用量纲理论建立了一种合适的填充式防护结构弹道极限方程形式,称之为综合建模方程,其形式如下所示。

1) 低速区: $V \leq V_L$ 。

$$d_c = \eta_1 \left[t_w + t_b \left(\frac{\sigma_b}{\sigma_w} \right)^{\eta_2} + \left(\frac{m_{ce}}{\rho_w} \right) \left(\frac{\sigma_{ce}}{\sigma_w} \right)^{\eta_2} + \left(\frac{m_{ca}}{\rho_w} \right) \left(\frac{\sigma_{ca}}{\sigma_w} \right)^{\eta_2} \right] \left(\frac{\rho_p}{\rho_w} \right)^{\eta_3} \left[\frac{\rho_p (V \cos \theta)^2}{\sigma_w} \right]^{\eta_4} \quad (8)$$

2) 高速区: $V \geq V_H$ 。

$$d_c = \eta_5 \left[t_b^{\eta_6} t_w^{\eta_7} S^{1-\eta_6-\eta_7} + \eta_8 \left(\frac{m_{ce}}{\rho_w} \right)^{\eta_9} \left(\frac{m_{ca}}{\rho_w} \right)^{1-\eta_9} \right] \cdot \left(\frac{\rho_p}{\rho_w} \right)^{\eta_{10}} \left[\frac{\rho_p (V \cos \theta)^2}{\sigma_w} \right]^{\eta_{11}} \quad (9)$$

3) 中速区: $V_L < V < V_H$ 。

$$d_c = d_{c,V=V_L} (V_H - V) / (V_H - V_L) + d_{c,V=V_H} (V - V_L) / (V_H - V_L) \quad (10)$$

$$V_L = 2.6 (\cos \theta)^{-0.5}$$

$$V_H = 6.5 (\cos \theta)^{-0.75}$$

上述弹道极限方程共涉及 16 个物理变量, d_c 为临界弹丸直径, cm; V 为弹丸速度, km/s; V_L 为低速区与中速区的分界速度, km/s; V_H 为高速区与中速区的分界速度, km/s; ρ_p 为弹丸密度, g/cm³; t_b 为前板厚度, cm; σ_b 为前板强度, ksi (1 ksi = 0.145 MPa = 0.145 N/mm²); S 为板间距, cm; t_w 为后板厚度, cm; ρ_w 为后板密度, g/cm³; σ_w 为后板强度, ksi; σ_{ce} 为玄武岩填充层的强度, ksi; σ_{ca} 为 Kevlar 填充层的强度, ksi; m_{ce} 为玄武岩填充层的面密度, g/cm²; m_{ca} 为 Kevlar 填充层的面密度, g/cm²; θ 为撞击角度, rad。此方程的待定参数共 11 个, 包含 3 个待定系数和 8 个待定指数, 待定系数为 η_i ($i = 1, 5, 8$), 待定指数为 η_j ($j = 2, 3, 4, 6, 7, 9, 10, 11$), 均无量纲。

3.2 待定参数优化模型

本文在进行综合建模方程的待定参数优化时,优化的目标函数对应多个预测指标(总体预测率、安全预测率、平均相对误差平方和)。平均相对误差平方和为误差型指标,其大小由预测错误的实验直径与方程预测直径之间的偏差确定;总体预测率和安全预测率为概率型指标,其大小是由各类样本数和方程预测正确的个数确定。可

见,表示概率型指标的2个函数为整数运算结果,不连续。同时,这3个目标函数值的确定依赖于综合建模方程和实验数据,不能获得显式表达式,因此为隐函数。所以,综合建模方程的待定参数优化问题本质是隐式、不连续函数的多目标优化问题,面向解析函数的优化方法都不适用于本问题。

分层序列法是多目标决策的一种方法,其本质是按一个原始目标选择若干可行解,再按另一目标缩小可行解的范围,直至所有目标分析完成为止^[11]。本文使用分层序列法时,令目标的先后顺序依次为 F_1 (总体预测率)、 F_2 (安全预测率)、 F_3 (平均相对误差平方和),即首先选择总体预测率最大的可行解,然后在这些可行解中筛选出安全预测率最大的可行解,最后在筛选出的可行解中,将平均相对误差平方和最小的解作为最优解。

在综合建模方程形式中,所有待定系数及待定指数统称为待定参数,将其作为优化变量,形成优化数学模型。

优化变量为

$$x = (x_1, x_2, \dots, x_{11}) = (\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_{11})$$

目标函数为

$$\max \begin{cases} F_1(x) = P_{\text{Total}} \\ F_2(x) = P_{\text{Safe}} \\ F_3(x) = -S_a^2 \end{cases} \quad (11)$$

约束条件为

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad i = 1, 2, \dots, 11 \quad (12)$$

式中: P_{Total} 、 P_{Safe} 、 S_a^2 分别为总体预测率、安全预测率、平均相对误差平方和。

3.3 待定参数优化确定

对综合建模方程的待定参数进行优化时,优化变量一共有11个。若采用穷举法优化,如文献[3](优化效果非常好)的变量范围与步长取值做法,则枚举个数为 $[(1.5 - 0.5)/0.01 + 1]^{11} = 1.1 \times 10^{22}$ 。可见穷举法的枚举个数过大,导致运算时间过长且运算所占内存过大,因而不能完成优化计算。采用差异演化算法时,种群规模 N_p 取60,演化代数的最大值 N 取100,则总枚举个数为 $(N + 1)N_p = 6060$ 。与穷举法相比,优化效率获得极大提升。

基于文献[3]所使用的所有国内数据,即来自于文献[12]的31个数据和文献[13]的3个数据,采用差异演化算法进行优化。

在差异演化过程中,将适应度的比较改进为3个目标函数的比较,比较方式为多目标分层序列法。经过种群100代的演化,各个优化变量由

初始值改变到优化值,如表2所示。在演化过程中,最优个体的变量绝对值之和随演化代数变化曲线如图2所示,最优个体的总体预测率与安全预测率随演化代数的变化曲线如图3所示,最优个体的平均相对误差平方和随演化代数的变

表2 优化前后变量的数值比较

Table 2 Comparison of variable values before and after optimization

变量	初始值	优化值
x_1	0.6	0.457
x_2	0.3	0.4
x_3	0.2	0.1
x_4	-0.3	-0.311
x_5	1	1.05
x_6	0.3	0.25
x_7	0.4	0.284
x_8	1.2	1.5
x_9	0.3	0.21
x_{10}	0.2	0.11
x_{11}	-0.25	-0.339

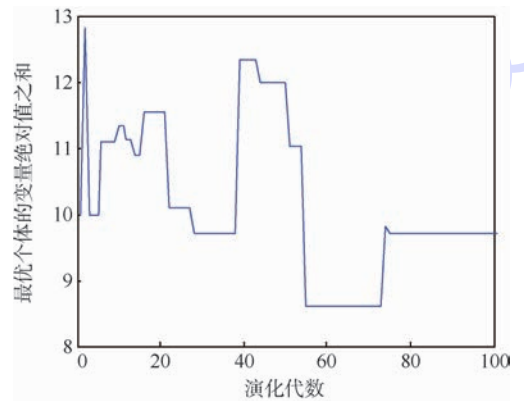


图2 最优个体的变量绝对值之和随演化代数变化曲线

Fig. 2 Changing curve of sum of optimal individual absolute variables with algebra

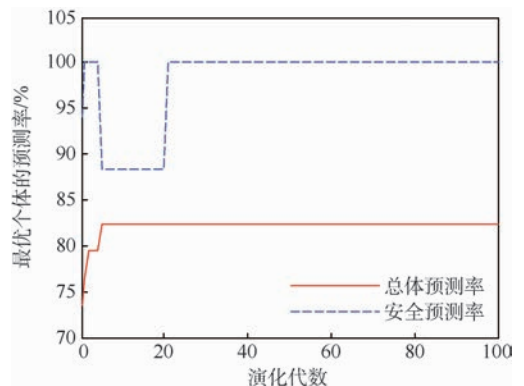


图3 最优个体的预测率随演化代数变化曲线

Fig. 3 Changing curves of predicted rate of optimal individual with algebra

化曲线如图4所示。

由图2可知,在演化代数大于80以后,最优个体的变量绝对值之和不再发生变化。由图3可知,在演化代数大于30以后,最优个体的2个概率型指标不再发生改变,总体预测率达到82.35%,安全预测率达到100%。由图4可知,在演化代数大于80以后,最优个体的平均相对误差平方和的变化量在0.001以内,其最终值为0.0013。可见,采用差异演化算法求解11个待定参数的弹道极限方程建模问题,可以获得满意的结果。同时可以看出,差异演化代数到达80时,基本上已经实现了综合建模方程所有待定参数的优化确定,表明了此种算法的高效性。

优化后的方程是否具有适用性,需要运用其他来源的实验数据进行检测。本文选用文献[14]的12个实验数据(4个数据为玄武岩填充层结构,8个数据为玄武岩/Kevlar填充层结构)和文献[15]的37个实验数据(全为玄武岩/Kevlar填充层结构)。方程预测结果为:总体预测率为83.67%,相对于82.35%提升了1.32%,安全预测率为95.92%,相对于100%降低了4.08%,平均相对误差平方和为0.0086,相对于0.0013增加了0.0073。可见,采用差异演化算法获得的方程具有一定普适性。

进一步细分对这49个实验数据的分类预测能力,图5绘出了参数确定后的综合建模方程对此实验数据的预测效果。可见,后板失效的数据一共有33个,其中有2个数据预测错误,则后板失效数据的预测正确率为93.94%;后板未失效的数据一共有16个,其中有6个数据预测错误,则未失效数据的预测正确率为62.5%。虽然弹道极限方程对未失效数据的预测率较低,但由图5

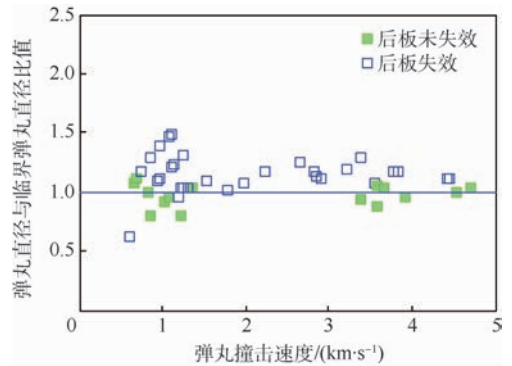


图5 优化后方程对实验数据的预测效果

Fig. 5 Experimental data prediction results using optimized equation

可见,预测错误的未失效数据距离直线1非常近,表明优化后的方程误差非常小。

4 结论

1) 本文对差异演化算法进行了编程实现,通过对3个包含20个变量的典型数学函数的优化验证,优化结果与理论结果在0.0002以内,表明本文所编差异演化优化程序结果可信。

2) 采用差异演化算法,基于文献[3]中使用的国内实验数据,对综合建模方程的11个待定参数进行3个目标函数的优化确定,获得了综合建模方程各个待定参数的优化值。

3) 待定参数确定后的综合建模方程,对优化过程中所采用的实验数据预测情况为:总体预测率为82.35%,安全预测率为100%,平均相对误差平方和为0.0013;对其他来源的49个实验数据预测情况为:总体预测率为83.67%,安全预测率为95.92%,平均相对误差平方和为0.0086。经比较发现,概率型指标的偏差在5%以内,误差型指标的偏差在0.01以内,因此,所得综合建模方程的适用性得到验证。

参考文献 (References)

- [1] 闫军,郑世贵. 填充式防护结构填充层撞击特性研究[J]. 载人航天, 2013, 19(1): 10-14.
YAN J, ZHENG S G. Study on impact characteristics of stuffed shielding structure[J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(1): 10-14 (in Chinese).
- [2] CHRISTIANSEN E, LAMBERT M, STOKES H. IADC protection manual[M]. Bremen: Inter Agency Debris Committee, 2002.
- [3] 贾光辉, 欧阳智江, 蒋辉, 等. 填充式防护结构弹道极限方程的多指标寻优[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1573-1583.
JIA G H, OUYANG Z J, JIANG H, et al. Multiple indicators optimization for stuffed whipple shield ballistic limit equation[J].

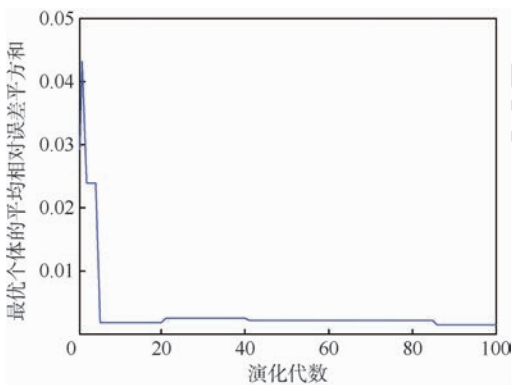


图4 最优个体的平均相对误差平方和随演化代数变化曲线

Fig. 4 Changing curve of average sum of squared relative errors of optimal individual with algebra

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1573-1583 (in Chinese).

- [4] 贾光辉, 欧阳智江, 蒋辉. 撞击极限方程预测指标剖析与实例[J]. 航空学报, 2013, 34(10): 2364-2371.
JIA G H, OUYANG Z J, JIANG H. Analysis and instances of ballistic limit equations' predictive indicators[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2364-2371 (in Chinese).
- [5] CHRISTIANSEN E L, KERR J H. Ballistic limit equations for spacecraft shielding[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 26(1): 93-104.
- [6] STORN R, PRICE K. Differential evolution-A simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces; TR-95-012[R]. Berkeley: University of California, 1995.
- [7] 陈良, 戴光明, 张全元, 等. 差异演化及其改进形式的综述[J]. 计算机工程与设计, 2008, 29(1): 131-134.
CHEN L, DAI G M, ZHANG Q Y, et al. Overview of differential evolution algorithm and its improved algorithms[J]. Computer Engineering and Design, 2008, 29(1): 131-134 (in Chinese).
- [8] STORN R, PRICE K. Differential evolution-A simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 11(4): 341-359.
- [9] 姚光乐, 贾光辉. 填充式防护结构弹道极限方程形式建模[J]. 空间碎片研究, 2017, 17(1): 29-33.
YAO G L, JIA G H. Formal modeling of ballistic limit equations for stuffed whipple shield[J]. Space Debris Research, 2017, 17(1): 29-33 (in Chinese).
- [10] 袁俊刚, 孙治国, 曲广吉. 差异演化算法的数值模拟研究[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(20): 4646-4648.
YUAN J G, SUN Z G, QU G J. Simulation study of differential evolution[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(20): 4646-4648 (in Chinese).
- [11] 汪勇, 徐琼, 张凌, 等. 基于遗传分层序列法的云制造资源优化配置[J]. 统计与决策, 2016, 20: 80-83.
WANG Y, XU Q, ZHANG L, et al. Optimal allocation of cloud manufacturing resources based on genetic stratified sequence method[J]. Statistics and Decision, 2016, 20: 80-83 (in Chinese).
- [12] 张宝玺. 超高速撞击玄武岩及 Kevlar 纤维布填充防护结构优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
ZHANG B X. The optimal structural design of stuffed shields with basalt and Kevlar fiber clothes on hypervelocity impacting [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011 (in Chinese).
- [13] 哈跃. 玄武岩纤维材料及其填充防护结构超高速撞击特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
HA Y. Research on hypervelocity impact properties of woven of basalt fiber and its stuffed shielding structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009 (in Chinese).
- [14] 祖士明. 玄武岩及 Kevlar 纤维填充式防护结构超高速撞击性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
ZU S M. Research on hypervelocity impact performance of shielding structure stuffed with basalt and Kevlar fiber[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese).
- [15] 贾古寨, 哈跃, 庞宝君, 等. 玄武岩/Kevlar 纤维布填充防护结构撞击极限及损伤特性[J]. 爆炸与冲击, 2016, 36(4): 433-440.
JIA G Z, HA Y, PANG B J, et al. Ballistic limit and damage properties of basalt/Kevlar stuffed shield[J]. Explosion and Shock Waves, 2016, 36(4): 433-440 (in Chinese).

作者简介:

贾光辉 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 飞行器结构分析与撞击动力学响应。

姚光乐 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器设计。

Differential evolution optimization for stuffed Whipple shield ballistic limit equations

JIA Guanghui^{1,*}, YAO Guangle¹, ZHANG Shuai²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space, Beijing 100094, China)

Abstract: There are 11 parameters in the form of domestic integrated modeling of ballistic limit equations. Theoretically, the exhaustion method can be used to obtain the numerical value, but the computation time is too long and the storage space is huge, so it is not suitable to realize. To solve this problem, differential evolution algorithm is used. Based on the domestic data of stuffed Whipple shield, the differential evolution algorithm is applied to optimize 11 undetermined parameters of the formal ballistic limit equation of the integrated modeling. The optimization results show that the totality predicted rate is 82.35%, the safety predicted rate is 100%, and the average sum of squared prediction relative errors is 0.0013. Based on 49 experimental data from other sources for predictive testing, the prediction test shows that the totality predicted rate is raised by 1.32%, the safety predicted rate is reduced by 4.08%, and the average sum of squared prediction relative errors is increased by 0.0073. It shows that the differential evolution algorithm is suitable for solving the ballistic limit equation modeling of multiple parameters and multiple targets.

Keywords: stuffed Whipple shield; ballistic limit equation; integrated modeling; differential evolution algorithm; totality predicted rate; safety predicted rate; sum of squared relative errors

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0502

高轨航天器 GNSS 信号传播链路建模与强度分析

柴嘉薪¹, 王新龙^{1,*}, 俞能杰², 王盾², 李群生³

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 航天恒星科技有限公司, 北京 100086;

3. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)



摘 要: 在高轨环境下, 由于卫星信号传播链路复杂、损耗衰减较大、信号强度不均匀给全球导航卫星系统(GNSS)应用带来新问题。本文建立了 GNSS 信号从发射端到高轨航天器接收终端的传播链路模型。通过全链路模拟和等价增益仿真, 得到了高轨航天器接收信号强度的分布规律。在此基础上, 比较分析了 GNSS 双星座、三星座和四星座联合导航系统的可用性, 为高轨航天器 GNSS 信号特性分析、多模接收机的灵敏度选择、捕获跟踪算法的设计等工程应用提供理论参考。

关键词: 高轨航天器; 全球导航卫星系统(GNSS); 链路模型; 强度分布; 可用性

中图分类号: V249.32⁺⁸

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1496-08

随着航天技术的飞速发展, 高轨航天器在探月工程、陆地和海洋通信、导弹预警和灾难预警、气象探测等国防及民用领域发挥着重要作用^[1], 这些高轨航天器正常运作的前提是实现高精度的航天器轨道与姿态的自主确定。全球导航卫星系统(GNSS)作为一种重要的空间基础设施和战略资源, 因其成本低、无误差累积、自主性强^[2], 且接收机体积小、质量轻等优势^[3], 在军用和民用领域发挥着越来越重要的作用^[4-5]。

目前, GNSS 在地面或中、低轨道的应用已比较成熟, 但应用于高轨环境时, 由于地球遮挡、传输距离过远以及大气层损耗等因素的影响, 会产生信号衰减严重以及强度分布极其不均匀的现象。现有研究中, 多采用链路损耗的经验值, 结合自由空间传播损耗模拟传播链路, 从时序可见星

数^[6]、精度因子和动态性等角度评估 GNSS 的可用性。但针对高轨环境的特点, 还缺乏比较全面的信号传播链路模型, 以实现对各星座导航卫星的信号强度分布规律的定量分析, 为高轨航天器 GNSS 多星座联合导航系统方案的设计提供理论参考。

基于此, 本文依据高轨环境 GNSS 信号的时空分布和传播特性, 建立了 GNSS 信号传播链路模型, 分析了 GNSS 信号强度分布规律, 并对多星座联合方式的导航可用性进行了分析。

1 高轨环境 GNSS 信号时空分布特点

与地面或中、低轨道用户不同, 当接收机的轨道高度大于 GNSS 星座时, 由于 GNSS 导航卫星发射天线方向固定指向地球, 且主瓣信号发射夹角

收稿日期: 2017-07-25; 录用日期: 2017-10-27; 网络出版时间: 2018-01-16 10:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.0855.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61673040, 61233005); 航空科学基金(2015ZC51038); 天地一体化信息技术国家重点实验室开放基金(2015-SGII-KFJJ-DH-01)

*通信作者. E-mail: xlwon@163.com

引用格式: 柴嘉薪, 王新龙, 俞能杰, 等. 高轨航天器 GNSS 信号传播链路建模与强度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1496-1503. CHAI J X, WANG X L, YU N J, et al. Modeling and intensity analysis of GNSS signal link for high-orbit spacecraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1496-1503 (in Chinese).

有限^[7],所以部分 GNSS 信号会被地球完全遮挡,故只有当高轨航天器与 GNSS 导航卫星分别位于地球两侧,且传播链路不受地球遮挡时,高轨航天器接收终端才能接收到 GNSS 信号。图 1 为高轨航天器 GNSS 信号传播示意图。

图 1 中,导航卫星下视天线的主瓣信号张角为 42.6° ,即卫星主瓣信号覆盖 GNSS 星座下方的 42.6° 区域;且在主瓣信号覆盖区两侧,各有一束信号强度较弱、张角为 12° 的旁瓣信号覆盖区。而在地球的对侧,由于地球的遮挡形成了 27.7° 扇形地影区^[8],当高轨接收机进入地影区后,将无法接收到来自地球对侧 GNSS 卫星的信号。因此在高轨环境中,有效的主瓣信号覆盖区为 14.9° ($7.45^\circ \times 2$);旁瓣信号完全不受地球遮挡的影响,有效覆盖区为 24° ($12^\circ \times 2$)。

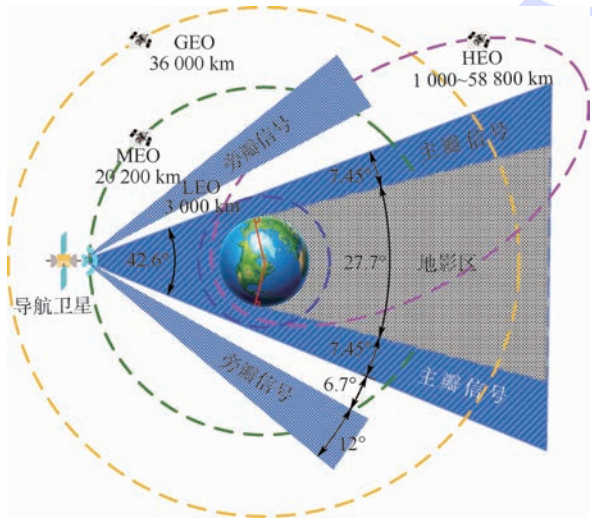


图 1 高轨航天器 GNSS 信号传播示意图

Fig.1 Schematic of GNSS signal propagation of high-orbit spacecraft

2 高轨环境 GNSS 信号传播链路建模

依据 GNSS 信号时空分布规律,得到 GNSS 信号传播至高轨航天器的链路分析示意图(见图 2)^[9]。

以 dB 为单位,则高轨航天器 GNSS 接收天线的接收功率为^[10]

$$P_R = P_{\text{EIRP}} + L_d + L_a + L_e + G_R \quad (1)$$

式中: P_{EIRP} 为 GNSS 信号发射的等效全向辐射功率; L_d 、 L_a 和 L_e 分别为信号传播的自由空间传播损耗、大气损耗和地球遮挡损耗; P_R 和 G_R 分别为接收终端的 GNSS 接收机接收信号的功率和接收天线增益。

2.1 信号发射

为提高信号发射效率,GNSS 卫星天线阵的

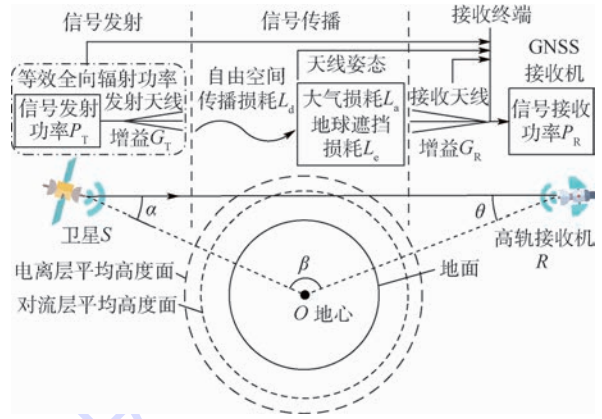


图 2 高轨航天器 GNSS 信号传播链路示意图

Fig.2 Schematic of GNSS signal propagation link of high-orbit spacecraft

中心对准地球中心^[6],将原本向天线四周散发的信号功率集中指向地球,发射天线的这种指向性被称为增益 G_T 。卫星天线的信号发射功率 P_T (dBW) 与其增益 G_T (dB) 叠加,称为等效全向辐射功率 P_{EIRP} (dBW),即

$$P_{\text{EIRP}} = P_T + G_T \quad (2)$$

式中: P_{EIRP} 包含了发射功率和天线增益的联合效果。

2.2 信号传播

2.2.1 自由空间传播损耗

GNSS 卫星信号在传播过程中会受到自由空间传播损耗、大气损耗、地球遮挡等多种损耗的影响,其中自由空间传播损耗 L_d (dB) 作为最普遍的损耗,占据了总损耗绝大部分。自由空间传播损耗与传播距离成正比,其表达式为

$$L_d = 201 \lg \frac{\lambda}{4\pi d} \quad (3)$$

式中: λ 为发射信号的波长; d 为导航卫星与接收机之间的距离。

当高轨航天器指向地心的向量与其指向导航卫星的向量之间夹角 $\theta = 0^\circ$,即导航卫星、地心与高轨航天器在同一直线上(导航卫星与高轨航天器在地心的两侧)时,

$$d = R_{\text{GEO}} + R_{\text{GPS}} \quad (4)$$

式中: R_{GEO} 为 GEO 航天器轨道半径; R_{GPS} 为 GPS 导航卫星轨道半径。

当卫星方向与地心方向间夹角 $\theta > 0^\circ$ 时,应用正弦定理:

$$\frac{R_{\text{GEO}}}{\sin \alpha} = \frac{R_{\text{GPS}}}{\sin \theta} = \frac{d}{\sin \beta} \quad (5)$$

式中: α 为 GNSS 天线发射信号方向与导航卫星和地心连线的夹角; β 为地心指向导航卫星向量

与地心指向高轨航天器向量之间的夹角。

$$d = \frac{R_{GPS} \sin(\alpha + \theta)}{\sin \theta} = \frac{R_{GPS} \sin \left[\arcsin \left(\frac{R_{GEO} \sin \theta}{R_{GPS}} + \theta \right) \right]}{\sin \theta} \quad (6)$$

式中:

$$\frac{R_{GEO} \sin \theta}{R_{GPS}} + \theta \geq 0 \Rightarrow \theta \leq 39.0413^\circ \quad (7)$$

综上所述,卫星与接收机之间的距离 d 与卫星方向与地心方向夹角 θ 的关系可表示为

$$d = \begin{cases} R_{GEO} + R_{GPS} & \theta = 0^\circ \\ \frac{R_{GPS}}{\sin \theta} \sin \left[\arcsin \left(\frac{R_{GEO} \sin \theta}{R_{GPS}} + \theta \right) \right] & 0^\circ < \theta \leq 39.0413^\circ \end{cases} \quad (8)$$

2.2.2 大气损耗

大气层对 GNSS 信号的影响主要体现在信号延时和衰减损耗 2 个方面。图 3 为 GNSS 信号传播中大气损耗的示意图。当信号传播链路接近地球表面时,需要穿过大气层(包括电离层和对流层)才能到达接收机,电磁波(卫星信号)的电矢量在充满电子的电离层中引起电子运动,与其他粒子发生碰撞后,部分能量转变成热能,引起电磁波振幅的衰减损耗;对流层中的云、雨、雾及其他悬浮颗粒对电磁波具有较强的散射和吸收作用^[11]。

当 GNSS 信号从卫星发射端到高轨航天器接收终端的传播链路靠近地球时,若信号传播链路通过了地表高度 350 km(电离层 F2 层峰值高度)以下的大气层^[12],电离层损耗随着传播路径的增长而增长;若信号传播链路穿越地表高度 350 km 以上的大气层时,可认为信号传播不受大气损耗影响,即

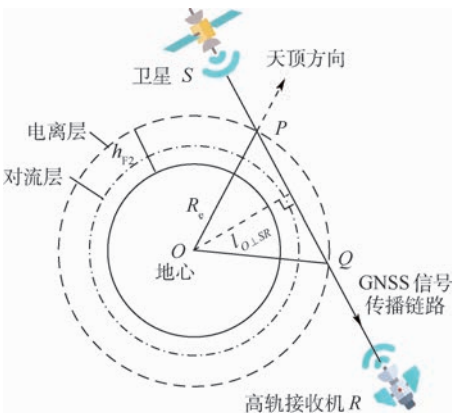


图 3 GNSS 信号传播大气损耗示意图

Fig. 3 Schematic of atmospheric loss in GNSS signal propagation

$$L_a = \begin{cases} -8.68 \int_s \beta ds & l_{O \perp SR} \leq h_{F2} + R_e \\ 0 & l_{O \perp SR} > h_{F2} + R_e \end{cases} \quad (9)$$

式中: s 为信号在电离层中的传播路径 PQ ; $l_{O \perp SR}$ 为地心在高轨航天器与 GNSS 卫星连线方向上的垂线长度; h_{F2} 为电离层 F2 层峰值高度; R_e 为地球半径。

ζ 为路径上各点的衰减损耗系数^[13],可表示为

$$\zeta = \frac{\omega}{c} \text{Im} \sqrt{1 - \frac{\omega_p^2 / \omega}{1 - j(\omega_c / \omega)}} \quad (10)$$

式中: ω 为穿过等离子体的电波角频率; c 为真空中光速; ω_p 为等离子体角频率关于空间位置的函数; ω_c 为电子碰撞角频率。

通过信号频率和依据纬度信息获得的各点处的粒子碰撞频率^[13]、电子密度,可以计算得到该点的电离层衰减损耗系数,进而得到传播路径中电离层损耗总量。

2.2.3 地球遮挡损耗

当高轨航天器位于卫星信号被地球遮挡的 27.7° 扇形地影区时,信号传播链路被地球阻断,无法到达接收机。若地心在高轨航天器与 GNSS 卫星连线方向上的垂线长度 $l_{O \perp SR} \leq R_e$,则认为信号传播被地球阻挡;若 $l_{O \perp SR} > R_e$,则认为信号传播不受地球遮挡,即

$$L_e = \begin{cases} 0 & l_{O \perp SR} > R_e \\ -\infty & l_{O \perp SR} \leq R_e \end{cases} \quad (11)$$

2.3 接收终端

为了提高接收终端接收卫星信号的效率,需要接收天线的极化与来波极化完全匹配,提高信号功率增益,以其良好的指向性抵抗多路径信号的接收,通常选择尺寸较大的有源天线可有效提升接收效果。类似于发射天线增益 G_T ,接收天线也同样具有增益 G_R ,其表达式为

$$G_R = \frac{4\pi A_R}{\lambda^2} \quad (12)$$

式中: A_R 为接收天线在该方向上的有效接收面积。

则天线在接收点 R 处接收的卫星信号功率 P_R 可表示为

$$P_R = \psi A_R \quad (13)$$

式中: ψ 为该接收点处的功率流密度(单位面积拦截的卫星信号功率),其表达式为

$$\psi = \frac{P_T G_T}{4\pi d^2} \quad (14)$$

将式(2)、式(3)、式(8)、式(9)和式(11)信号传播链路各部分模型代入式(1),得到与式(13)等价的、以 dB 为单位的接收终端的接收功率表达式为

$$P_R = P_T + G_T + 20 \lg \frac{c}{4\pi df} + L_a + L_e + G_R \quad (15)$$

式中: f 为信号载频。

3 高轨环境 GNSS 信号强度分析

3.1 等价增益分析方法

等价增益分析方法^[14]是将信号的发射天线增益特性、信号传播过程的损耗和接收天线增益等引起信号强度变化的影响均投影到接收终端天线处,通过一个等价增益包含接收机链路所有的增益与损耗特性。

下面将等价增益分析方法应用于分析高轨航天器 GNSS 信号传播链路,实现链路分析与仿真模拟的有效统一,从而得到链路各部分的增益与损耗分布规律。

以 J2000.0 地心直角惯性坐标系(ECI)为空间基准,以协调世界时(UTC)为时间基准,依据各系统所属官方组织提供的 ICD 文件^[15]中的轨道参数,模拟构建包括美国 GPS、中国 BDS、俄罗斯 GLO-NASS 和欧盟 Galileo 的 GNSS 四星座仿真平台。

选择地球同步轨道(Geosynchronous Orbits, GEO)和一条典型的高椭圆轨道(High Elliptical Orbits, HEO)作为高轨航天器的运行轨道,模拟以 1 s 为仿真步长,持续完整运行周期的高轨航天器轨道。HEO 航天器轨道参数如表 1 所示。

表 1 HEO 航天器轨道参数

Table 1 Orbital parameters of HEO spacecraft

参数	数值
半长轴/km	36286
离心率	0.7968
轨道倾角/(°)	6.04
升交点赤经/(°)	68
近地点幅角/(°)	180

3.2 高轨环境 GNSS 信号传播链路的等价增益分析

以频率为 1 575.42 Hz、发射功率为 14.28 dBW 的 GPS 载频 L1 信号为例,基于所建立的信号发射、信号传播和接收终端 3 个部分的模型,进行信号从发射端传播到 GEO 航天器接收终端的全链路等价增益分析。

3.2.1 信号发射

根据 GPS Block IIR L1 波段发射天线增益 G_T

与 GNSS 天线发射信号方向与导航卫星和地心连线的夹角 α 的定量关系^[16],相应地得到其增益方向图(见图 4)。

由图 4 可知,在张角 $0^\circ \sim 42.6^\circ$ 的区间内为信号强度在 $-10 \sim 15$ dBW 区间的主瓣信号,在主瓣信号覆盖区两侧间隔约 6.7° 处,各有一束信号强度为 $-10 \sim 2.5$ dBW、张角为 12° 的旁瓣信号覆盖区。

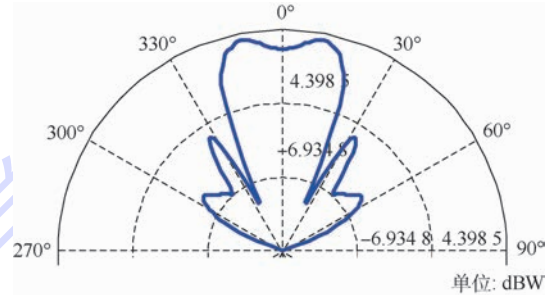


图 4 GPS Block IIR L1 波段发射天线增益方向图

Fig. 4 Directional diagram of gain of GPS Block IIR L1 band transmitting antenna

3.2.2 信号传播

对于选定的 GPS 星座,将所得的卫星和接收机间距 d 与卫星方向和地心方向夹角 θ 的关系式(8)代入自由空间传播损耗计算式(3),从而得到自由空间传播损耗与卫星方向和地心方向夹角 θ 关系;再以式(9)、式(11)为依据,考虑大气损耗和地球遮挡对信号传播的影响,得到 GPS 信号传播损耗方向图(见图 5)。

由图 5 可见,在轴线左右两侧,卫星方向和地心方向夹角 $\theta = [0^\circ, 9.18^\circ]$ 的阴影区间表示被大气损耗和地球遮挡影响传播的 GPS 信号。在未受影响的区间内,高轨航天器指向地心的向量与其指向导航卫星的向量间夹角 θ 越小,卫星信号传输距离越远,自由空间传播损耗越大。

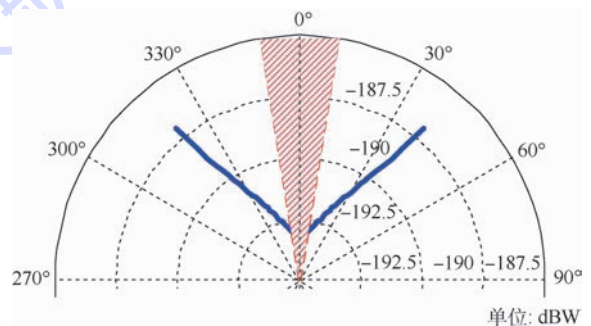


图 5 GPS 信号传播损耗方向图

Fig. 5 Directional diagram of GPS signal transmitting attenuation

3.2.3 接收终端

设接收天线为 7 dBW 的全向增益天线,综合

所述,根据式(15)可得高轨航天器接收 GPS 信号传播链路的等价增益与卫星方向和地心方向夹角 θ 的关系,如图 6 所示。

由图 6 可知,当接收天线与地心方向向量夹角 $\theta < 14^\circ$ 时,传播至接收机的 GPS 信号强度在 $[-169, -157]$ dBW 区间;当接收天线与地心方向向量夹角 $14^\circ < \theta \leq 39.0413^\circ$ 时,信号强度在 $[-182, -168]$ dBW 区间;其他区间内,再无可接收的 GPS 信号。

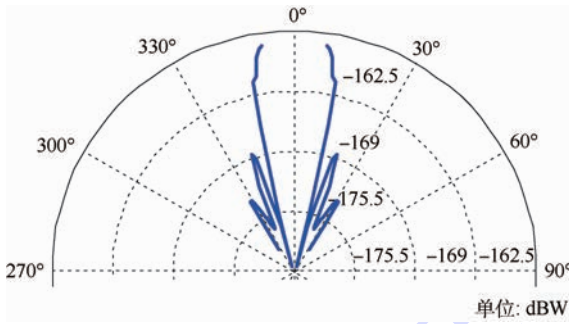


图 6 GPS 接收机等价增益图

Fig.6 Equivalent gain of GPS receiver

3.3 高轨环境 GNSS 星座信号强度分布特性

同理于 GPS Block IIR L1 波段信号的仿真分析方法,可依次得到高轨环境下 BDS、GLONASS 和 Galileo 星座卫星信号在接收终端的信号强度分布情况,高轨航天器接收 GNSS 信号强度的概率密度分布曲线如图 7 和图 8 所示。

图 7 中,GEO 接收终端 GNSS 信号强度集中在 $-155 \sim -176$ dBW 区间上,由于高轨航天器载接收机只能接收来自地球对侧的导航卫星发射信号,而地球遮挡了大部分的主瓣信号,使得信号强度相对较强的主瓣信号区间 $-155 \sim -166$ dBW 在可用信号中仅占约 22%;另外,约 78% 的可用信号是强度相对较弱的旁瓣信号,信号强度仅为 $-167 \sim -176$ dBW。其中,BDS 信号强度为大于 -164 dBW 的强信号的概率明显大于

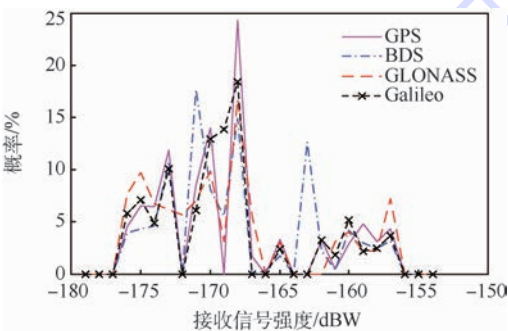


图 7 GEO 航天器接收终端 GNSS 信号强度统计

Fig.7 GNSS signal intensity statistics of GEO spacecraft receiving terminal

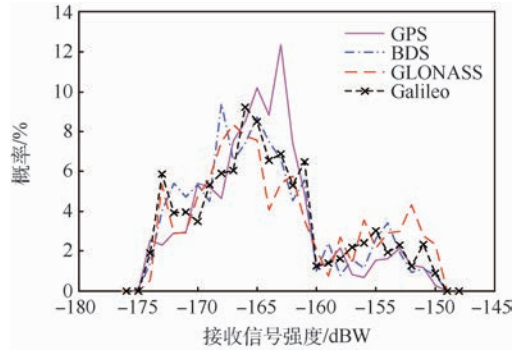


图 8 HEO 航天器接收终端 GNSS 信号强度统计

Fig.8 GNSS signal intensity statistics of HEO spacecraft receiving terminal

其他星座,这是因为对 GEO 航天器而言,BDS 中的 GEO 导航卫星能够发挥巨大优势,若 GEO 航天器与 GEO 导航卫星处于较理想的相对位置,信号传播链路可以完全不受地球遮挡的影响。

图 8 为 HEO 远地点附近高轨段接收信号强度的概率密度分布。高轨段接收终端 GNSS 信号由 20% 在 $-160 \sim -150$ dBW 区间内的主瓣信号和 80% 分布在 $-175 \sim -159$ dBW 区间的旁瓣信号组成,旁瓣信号远远多于主瓣信号。由于轨道倾角间的差异和传输距离过远的问题,HEO 航天器几乎完全无法观测到 BDS 中的 GEO 和 IGSO 导航卫星,为了保证接收足够的可见星,需要多星座联合为高轨航天器提供可用信号。

根据图 7 和图 8 中 GEO/HEO 接收终端的信号强度分析可知,为了实现高轨航天器的导航定轨,不仅需要利用信号强度较强的主瓣信号,还需要充分接收和利用强度相对较弱的旁瓣信号,并实现接收机对高轨环境 GNSS 弱信号的捕获和跟踪。

4 高轨航天器 GNSS 多星座联合导航可用性分析

本节运用第 2 节和第 3 节中得到的 GNSS 信号传播链路模型与强度分布规律,研究 BDS/GLONASS、BDS/GPS 和 GPS/GLONASS 双星座、GPS/BDS/GLONASS 三星座以及 GNSS 四星座等联合导航方式对高轨航天器的可用性。

依次统计 5 种 GNSS 多星座联合导航方式下,GNSS 主、旁瓣信号对高轨航天器接收终端均可见时,各多模接收机灵敏度值所对应的可定位弧段占全弧段的百分比,即双星座联合时可用星数不小于 5 颗(三星座联合时不小于 6 颗或四星座联合时不小于 7 颗)的弧度所占百分比,结果见表 2(GEO)和表 3(HEO)。

表2 GEO 航天器可定位弧段百分比

Table 2 Percentage of GEO spacecraft positioning arc

接收机 灵敏度/ dBW	双星座联合 (≥5 颗)			三星座联合 (≥6 颗)	GNSS 四星座 联合 (≥7 颗)
	GPS/ GLONASS	BDS/ GLONASS	BDS/ GPS	GPS/BDS/ GLONASS	
-170	40.95	80.24	85.89	90.31	98.09
-171	73.06	89.55	95.06	97.05	100
-172	79.69	98.92	99.54	99.43	100
-173	87.30	99.14	99.65	99.77	100
-174	96.75	100	100	100	100
-175	98.01	100	100	100	100
-176	98.59	100	100	100	100
-177	100	100	100	100	100

表3 HEO 航天器可定位弧段百分比

Table 3 Percentage of HEO spacecraft positioning arc

接收机 灵敏度/ dBW	双星座联合 (≥5 颗)			三星座联合 (≥6 颗)	GNSS 四星座 联合 (≥7 颗)
	GPS/ GLONASS	BDS/ GLONASS	BDS/ GPS	GPS/BDS/ GLONASS	
-175	79.08	86.79	85.70	90.66	99.07
-176	81.50	89.23	88.37	93.61	99.37
-177	86.50	92.92	92.82	97.47	99.65
-178	90.11	95.29	94.65	98.78	99.68
-179	93.81	97.87	96.97	99.06	99.83
-180	97.47	98.69	98.45	99.30	100
-181	97.47	98.70	98.45	99.99	100

对比表2、表3中BDS/GLONASS、BDS/GPS和GPS/GLONASS3种双星座联合方式的可用性可知,对于GEO航天器,在同一接收机灵敏度下,BDS/GPS联合导航效果最佳,BDS/GLONASS次之,GPS/GLONASS最差。由此可见,BDS为GEO航天器提供导航信号的性能相比于其他星座更具优势,与信号强度分布规律的分析结果相一致。对于HEO航天器,在同一接收机灵敏度下,GPS/GLONASS联合效果最差,BDS/GLONASS略优于BDS/GPS。这是由于BDS共有27颗MEO导航卫星可以为HEO航天器提供可接收导航信号。

另外,在相同接收机灵敏度下,分别用双星座联合、GPS/BDS/GLONASS三星座联合和GNSS四星座联合为高轨航天器提供导航信号时,可定位弧段百分比依次递增,可用性依次提升。对于GEO航天器,当接收机灵敏度达到-171 dBW,四星座联合可定位弧段达到100%;当接收机灵敏度达到-174 dBW或-177 dBW时,可分别实现在GPS/BDS/GLONASS三星座联合和双星座联合方式下的全弧段可定位。对于HEO航天器,仅

在GNSS四星座联合导航方式下,当接收机灵敏度提高到-180 dBW时,能实现全弧段可定位;在GPS/BDS/GLONASS三星座联合或任意双星座联合导航方式下,单纯提高接收机灵敏度无法实现全弧段可定位,这时可考虑通过引入外部信息进行辅助导航^[17]。

根据对表2和表3的分析结果可知,因信号传输距离更远,HEO航天器对接收机灵敏度的要求比GEO航天器更高;采用GNSS多星座联合导航的方式可以有效改善高轨航天器导航系统的可用性;在BDS中卫星总数优势以及GEO导航卫星与接收终端相对位置的优势作用下,包含BDS的双星座联合方式比GPS/GLONASS联合的导航性能更优。

5 结论

1) 高轨航天器仅能接收与地心连线方向夹角 θ 在 $9.18^\circ \sim 39^\circ$ 范围内的卫星信号,各星座在高轨环境下的导航信号强度较弱且分布不均匀。当 $\theta \in [9.18^\circ, 14^\circ]$ 时,GEO航天器接收的GNSS信号强度在 $[-169, -157]$ dBW区间;当 $\theta \in (14^\circ, 39.0413^\circ)$ 时,接收卫星信号强度在 $[-182, -168]$ dBW区间。

2) 强度相对较弱的旁瓣信号约占可接收信号的78%(GEO航天器)~80%(HEO航天器),远多于信号强度较强的仅占20%(HEO航天器)~22%(GEO航天器)的主瓣信号。因此,需要选用灵敏度较高的接收机,同时利用主瓣信号与旁瓣信号,以实现高轨航天器对GNSS信号的充分利用,达到所需导航信息的最低要求。

3) 采用GNSS多星座联合导航方式,能够大幅提升导航系统在高轨环境下的可用性。与其他多星座联合导航方式相比,对于GEO航天器,BDS/GPS双星座或BDS/GPS/GLONASS三星座联合导航方式,更有利于轨道倾角为 0° 的GEO航天器对GEO导航卫星的持续观测;而对于HEO航天器,因卫星信号到达远地顶点附近的传输距离过远,不仅需采用包含导航卫星数最多的四星座联合导航方式,且需引入外部信息进行辅助,以实现HEO航天器的全弧段可定位。

参考文献 (References)

[1] 总装备部电子信息基础部. 世界在轨卫星图册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
General Equipment Department Electronic Information Basic Department. World orbiting satellite atlas[M]. Beijing: National

- Defense Industry Press, 2014 (in Chinese).
- [2] 李晓杰, 周建华, 刘利, 等. 基于导航信号的高轨卫星自主定轨方法研究 [C] // 第二届中国卫星导航学术年会, 2011: 413.
LI X J, ZHOU J H, LIU L, et al. Research on high earth orbital satellite autonomous orbit determination based on navigation signal [C] // The Second China Satellite Navigation Conference, 2011: 413 (in Chinese).
- [3] WANG X L, JI X C, FENG S J. A scheme for weak GPS signal acquisition aided by SINS information [M]. Berlin: Springer, 2014.
- [4] SCHMIDT G T. INS/GPS technology trends: RTO-EN-SET-116 (2011) [R]. Lexington: Massachusetts Institute of Technology, 2010: 1-23.
- [5] GROVES P D. Principles of GNSS inertial and multisensor integrated navigation systems [M]. New York: Artech House, 2013.
- [6] 秦红磊, 梁敏敏. 基于 GNSS 的高轨卫星定位技术研究 [J]. 空间科学学报, 2008, 28(4): 316-325.
QIN H L, LIANG M M. Research on position of high earth orbital satellite using GNSS [J]. Chinese Journal of Space Science, 2008, 28(4): 316-325 (in Chinese).
- [7] 孙兆妍, 王新龙. 高轨环境中 GNSS 可见性及几何精度因子分析 [J]. 航空兵器, 2017(1): 18-27.
SUN Z Y, WANG X L. GNSS satellite visibility in high orbit environment and DOP analysis [J]. Aero Weaponry, 2017(1): 18-27 (in Chinese).
- [8] DION A, CALMETTES V, BOUSQUET M, et al. Performances of a GNSS receiver for space-based applications [R]. Toulouse: Toulouse Space Show, 2010: 8-11.
- [9] 岳富占, 梁志国, 吕铁军, 等. 星载 GPS 接收机全链路分析及仿真方法研究 [C] // 第三届中国卫星导航学术年会, 2012: 132-136.
YUE F Z, LIANG Z G, LV T J, et al. Overall link analysis and simulation of space-borne GPS receiver [C] // The Third China Satellite Navigation Conference, 2012: 132-136 (in Chinese).
- [10] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2009: 241-249.
XIE G. Principles of GPS and receiver design [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009: 241-249 (in Chinese).
- [11] 王晓霞. 地球大气对卫星信号的影响及应对方法 [J]. 现代电子技术, 2014, 37(19): 82-84.
WANG X X. Effect of atmosphere on satellite signals and countermeasures [J]. Modern Electronics Technique, 2014, 37(19): 82-84 (in Chinese).
- [12] 余丽丽, 白伟华, 孙越强, 等. 电离层模型 IRI-2016 的 NmF2 和 HmF2 参数在平静期的误差分析 [J]. 武汉大学学报 (理学版), 2017, 63(3): 189-198.
SHE L L, BAI W H, SUN Y Q, et al. Error analysis on NmF2 and HmF2 parameters of IRI-2016 ionospheric model during magnetically quiet periods [J]. Journal of Wuhan University (Natural Science Edition), 2017, 63(3): 189-198 (in Chinese).
- [13] 何昉. 地基大功率无线电波加热电离层对空间信息链路影响研究 [D]. 武汉: 武汉大学, 2009: 79-80.
HE F. A Study of the space information link modified by ground-based powerful high frequency radio waves [D]. Wuhan: Wuhan University, 2009: 79-80 (in Chinese).
- [14] 闻长远, 岳富占, 仇跃华. 高轨 GPS 信号可用性分析 [J]. 电子设计工程, 2014, 22(2): 29-33.
WEN C Y, YUE F Z, QIU Y H. Analysis of high altitude GPS signal availability [J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(2): 29-33 (in Chinese).
- [15] European Union. European GNSS (Galileo) open service: Signal in space: Interface control document [M]. [S. l.]: Publications Office of the European Union, 2010.
- [16] GENG T, SU X, ZHAO Q. MEO and HEO satellites orbit determination based on GNSS onboard receiver [J]. Lecture Notes in Electrical Engineering, 2012, 160: 223-234.
- [17] WANG X L, JI X C, FENG S J, et al. A high-sensitivity GPS receiver carrier-tracking loop design for high-dynamic applications [J]. GPS Solutions, 2015, 19(2): 225-236.

作者简介:

柴嘉薪 女, 硕士研究生。主要研究方向: 卫星导航、组合导航。

王新龙 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 惯性导航、卫星 (GPS) 导航、天文导航、地磁导航、景象匹配导航、组合导航与信息融合、初始对准技术及精确制导技术。

Modeling and intensity analysis of GNSS signal link for high-orbit spacecraft

CHAI Jiabin¹, WANG Xinlong^{1,*}, YU Nengjie², WANG Dun², LI Qunsheng³

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Space Star Technology Co. Ltd., Beijing 100086, China; 3. School of Instrumentation Science and Opto-electronics

Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In the application of global navigation satellite system (GNSS) in high-orbit environment, satellite signal propagation link is complex with large attenuation and non-uniform intensity distribution. These signal link characteristics influence theoretical analysis and engineering application. In order to solve these new problems, GNSS signal link model from GNSS transmitting antenna to high-orbit spacecraft receiver was established. Based on the signal link model, signal intensity distribution of high-orbit spacecraft was obtained by the equivalent gain overall link simulation. On this basis, the availability of dual constellation, three constellations or four constellations integrated GNSS was discussed and compared. It provides reliable theoretical basis for engineering applications such as GNSS signal characteristic analysis, sensitivity selection of multimode receiver and acquisition and tracking algorithm design.

Keywords: high-orbit spacecraft; global navigation satellite system (GNSS); link model; intensity distribution; availability

Received: 2017-07-25; **Accepted:** 2017-10-27; **Published online:** 2018-01-16 10:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180116.0855.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61673040, 61233005); Aeronautical Science Foundation of China (2015ZC51038); Open Source of National Key Laboratory of Information Technology Integration (2015-SGIIT-KFJJ-DH-01)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0525

中国空间磁层线辐射现象探究



盛雪莲, 吴静*, 张翀

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 对 2008—2010 年覆盖中国空间的 DEMETER 卫星电场探测数据进行分析, 共识别出 328 例磁层线辐射(MLR)事件。根据已有 MLR 事件的频谱特征, 研究了中国空间的 MLR 事件的特征及其可能的原因。对所有 MLR 事件进行统计分析, 结果表明这些事件白昼的出现率高于夜晚, 秋冬季的出现率高于春夏季; 与地磁活动水平无明显关联, 主要出现在中国中低纬度地区空间; 频率间隔主要分布在 55~95 Hz, 频率漂移速率大都在 0~0.4 Hz/s, 并且频谱最高强度与地理纬度无明确关联。中国空间 MLR 事件的特征与中国空间所观测到的电力线谐波辐射(PLHR)事件的特征相似, 与国外已发现的 MLR 事件的特征有所不同。

关键词: 磁层线辐射(MLR); 电离层; 卫星探测; 空间环境; 电力线谐波辐射(PLHR)

中图分类号: P352.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1504-10

中国电力工业已步入特高压电网时代, 由电网引起的电磁环境问题一直备受关注, 已有学者研究了电网电磁环境对人体健康、居民无线电接收质量、无人机导航系统、地震观测台站的影响^[1-2]。近年来, 国内外学者也开始研究电网对空间电离层和磁层的干扰。

大量地基和天基观测实例表明, 空间电离层中存在 500~4 000 Hz 范围内、强度高于背景强度 10 dB 及以上、频率间隔为 50/100 Hz 或 60/120 Hz 的电磁场谐波谱线。国外学者普遍认为这种辐射现象与地面电网有关, 并将其称为电力线谐波辐射(Power Line Harmonic Radiation, PLHR)^[3]。笔者利用法国国家太空研究中心 DEMETER 卫星探测数据系统研究了空间电离层中的 PLHR^[4]。作为一类特殊的极低频/甚低频(ELF/VLF)波, PLHR 与该频段其他辐射现象之间的关联一直是该领域的研究热点。近年来, 国外学者研究

了在电离层中由 PLHR 触发磁层线辐射(Magnetospheric Line Radiation, MLR)的可能性。

MLR 的电磁场谱线并不是以准确的 50/100 Hz 或 60/120 Hz 为间隔, 而是发生了漂移^[5]。传入电离层和磁层的 PLHR/MLR 与被地球磁场捕获的高能电子通过波粒相互作用而放大, 并使粒子的投掷角发生散射, 从而可能触发新的辐射^[6-9]。另外, 该过程中高能电子的运动轨道发生改变, 有可能降落到中性层顶端, 其能量在与周围气体分子的碰撞中耗散, 此时会产生强烈的电离作用、热辐射、光辐射以及 X 辐射。Parrot 和 Zaslavski^[8]总结了在波粒相互作用过程中降落电子的能量与波的频率和磁壳参数(L-shell, 常简称为 L)的关系。笔者还将加拿大南部长期增多的雷暴活动归因于 PLHR 事件的增多以及与其相关的粒子降落。Tatnall 等^[9]指出由 PLHR/MLR 对辐射带电子槽区的形成有关键作用。从长远来

收稿日期: 2017-08-11; 录用日期: 2017-12-22; 网络出版时间: 2018-03-06 14:32

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180306.1037.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51207006)

*通信作者: E-mail: wujing06@buaa.edu.cn

引用格式: 盛雪莲, 吴静, 张翀. 中国空间磁层线辐射现象探究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1504-1513.

SHENG X L, WU J, ZHANG C. Space magnetospheric line radiation above China[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1504-1513 (in Chinese).

看,如果这种 ELF/VLF 波会对辐射带造成影响,那么研究这种现象对于绝大多数运行于该空间的航天器的抗干扰能力、故障率减小、寿命延迟等具有重要实用价值,也有助于了解太阳活动以及日地空间的物理状态。

本文利用 DEMETER 卫星的电场探测数据研究了中国空间电离层的 MLR 现象,分析了中国 MLR 事件的特征及其可能的出现原因。

1 MLR 现象

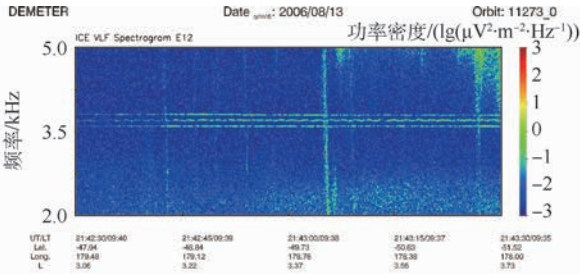
1975 年, Helliwell 等^[10]首先提出了 MLR 现象,其利用 Siple 站以及 Roberval 站的 ELF/VLF 波探测数据,在频率 2 ~ 5 kHz 的范围内发现,在 Roberval 站接收 Siple 站所发射的电磁波时,当发射波的频率接近加拿大电网频率 60 Hz 的谐波频率,接收波的频率时常出现截断、夹带和漂移。接收波频率间隔通常约为 120 Hz,但也有 20 ~ 30 Hz 的情况;通常这些谱线的频率变化平稳,但也存在以 50 Hz/min 的速度向上或向下漂移的情况。笔者认为 MLR 现象与当地的地面电力系统有关。

1982 年, Yearby^[5]研究了 1977—1980 年在 Halley 站和 St Anthony 站观测到的 MLR 现象,其定义了 MLR 是指在时频谱图中具有线状结构且具有较宽频率覆盖范围的 VLF 辐射(典型事件以 3 kHz 为中心,带宽 1 kHz),脱离了与地面电力系统频率之间的关系。通过分析所观测到的 MLR 与当地时间和地磁活动的关系,以及与 Siple-Roberval 站所观测到的 MLR 进行对比,指出 Halley 站大多数 MLR 与 PLHR 并无直接关系。1985 年, Koons^[11]利用 SCATHA 卫星在磁壳参数 $L = 5.5 \sim 9$ 范围内没有发现 MLR 事件,推断 MLR 主要存在于等离子体层中。1994 年, Parrot^[12]利用 AUREOL-3 在 940 个采样数据文件中发现了 5 例 MLR 事件,其频率间隔为电力系统工频 50 Hz(准确度达 1%),且频率漂移速率为 1 ~ 8 Hz/s。Rodger 等^[13]利用 ISIS 卫星在 483 个轨道数据中也发现了 13 例 MLR 事件,其初始频率和频率间隔均不是 50 Hz 或 60 Hz 的谐波频率,而且在出现的时间与地面电力系统的负载及其变化率没有明显关联。1999 年, Rodger 等^[14]指出一日间 MLR 在当地时间 04:00 和 17:00 会出现峰值,早上的峰值可能与合声及中纬度嘶声有关,下午的峰值可能与中纬度嘶声有关,而 MLR 事件也呈现出月份差异,6 月份(南极的冬季)出现率最高,12 月份(南极的夏季)出现率最低,出现率与瞬时的地

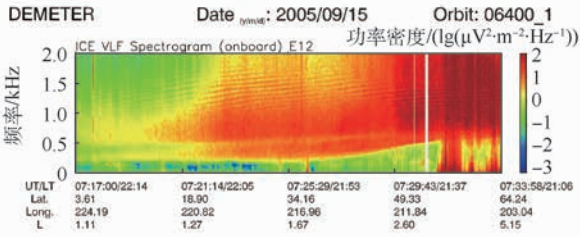
磁活动无关。Rodger 等^[15]的研究结果表明,已发现的 MLR 主要与自然活动有关,与人类活动特别是与地面电力系统无关,因为 MLR 在白天的出现率与夜晚大致相同,与北半球共轭点的电力系统一日间的负载变化情况并无关联。2005 年, Manninen^[16]发现 MLR 多发生在地磁活动水平较低的时期,且出现在低空较大范围内,其最初是由 PLHR 所触发,但最后频率发生了漂移以致偏离了 PLHR 的频率。

近 10 年来,借助于 DEMETER 卫星的电磁场探测数据,国外学者对 PLHR 和 MLR 的频谱特征及其关联等也展开了一系列研究。2007 年, Parrot 等^[17]总结了利用 DEMETER 探测及地基观测到的在同一地区的 MLR 事件,发现 2 种观测方式下谱线频率间隔和频率漂移一致,说明 MLR 并没有受到在电离层传播的影响。笔者认为这些 MLR 是由 PLHR 所触发,从地面辐射出的 PLHR 在赤道区域发生波粒相互作用,使得辐射波加强并改变了频率,因为笔者在赤道上空发现了以质子回旋频率为基频和间隔、以离子局部回旋频率为基频和间隔的谱线,并且仅在地磁活动水平较高时出现。Nemec 等^[18]对 DEMETER 卫星在 2005 年和 2006 年运行时探测到的 PLHR 和 MLR 进行了对比分析,发现 MLR 有可能完全以自然方式产生;PLHR 的发生与地磁活动关系不大,主要位于 2 ~ 3 kHz 范围;MLR 更易出现在地磁活动水平高时,频率位于 2 kHz 以下;MLR 的强度高于 PLHR;MLR 在一天之中的出现没有明显昼夜差异。2009 年, Nemec 等^[19]统计分析了 657 例 MLR 事件,发现它们多发生于磁壳参数 $L > 2$ 的等离子体层,其他区域几乎没有发现相关事件;白天出现的事件稍多于晚上;事件多出现在地磁活动水平高的时期;频率在 2 ~ 6 kHz,带宽小于 2 kHz,持续时间可达数小时,经度跨度可达 100°;还列举了 MLR 和 PLHR 同在一个半轨的事件,以说明 MLR 是由 PLHR 触发的可能性。

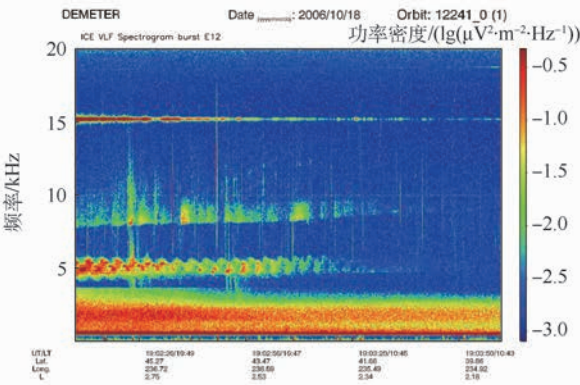
Parrot 和 Nemec^[20]将 DEMETER 发现的各种线状辐射现象分为 4 类:PLHR、由 PLHR 触发的 MLR、MLR、由 MLR 或 PLHR 触发的其他辐射。图 1(a)为典型 PLHR 现象的频谱图,该事件出现在新西兰上空,当地电力系统工频为 50 Hz,图中 3 条谱线的频率分别约为 3 603、3 711 和 3 808 Hz,间隔约 100 Hz,频率基本没有漂移。图 1(b)为由 PLHR 触发的 MLR 现象的频谱图,该事件出现在美国西海岸和夏威夷之间的空间,图中存在频率漂移的谱线,以及具有窄带的线状辐射结构。



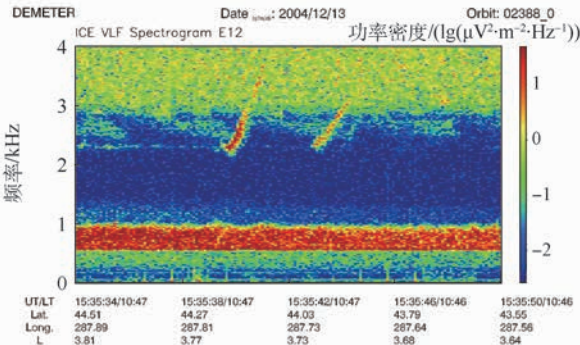
(a) PLHR事件的电场强度时频功率密度谱



(b) 由PLHR触发的MLR事件的电场强度时频功率密度谱



(c) 由自然原因产生的MLR事件的电场强度时频功率密度谱



(d) 由MLR或PLHR触发的其他辐射事件的电场强度时频功率密度谱

图1 利用 DEMETER 卫星探测到的各种线状辐射现象^[20]

Fig.1 Line radiations detected by DEMETER satellite^[20]

图1(c)为由自然原因产生的MLR现象的频谱图,该事件出现在美国西海岸上空,在5 kHz附近存在具有MLR特征的谱线,在4~6 kHz范围内有周期性触发辐射,其来自于一些共同的基线,不同基线对应的触发辐射并不同步,辐射的频率上升幅度约为数百赫兹,周期约为4 s。图1(d)为由MLR或PLHR触发的其他辐射现象的频谱图,

该事件出现在美国东海岸上空,从图中可看到有2个上升的触发辐射,起初为一根基线,然后短时间内急速上升,呈现勾形结构且具有周期性,该周期为单次往返磁共轭点的时间。Nemec等^[21]对DEMETER卫星从发射至2009年11月的探测数据进行了分析,在全球范围内发现了148例PLHR事件,指出其中仅有2例存在可能触发新辐射的情况。2012年,Nemec等^[22]分析了DEMETER卫星4年探测到的MLR事件的频率间隔以及频率漂移,结果表明MLR的形成有可能是一个具有载波频率的波与另一个具有MLR频率间隔的波发生相互作用所致,而非源自地面的人类活动。2014年,Parrot等^[23]对PLHR所触发的VLF辐射进行了统计研究,发现PLHR有时会作为基线触发短暂的上升线和一系列勾线,这种情况多发生在地磁活动温和的高纬度工业发达地区上空,而MLR不会触发此类辐射,在频谱上MLR看上去似对已存在的嘶声波进行了频率调制。

2 中国空间电离层 MLR 事件

2.1 MLR 事件时频功率密度谱分析

本节利用 DEMETER 卫星在 Burst 模式下探测到的 ELF 范围(0~1 250 Hz)内的电磁场三分量波形数据^[24],研究了2008—2010年在中国空间(12°N~55°N,75°E~135°E)出现的MLR事件。从覆盖中国空间的4 000个轨道数据文件中,识别出了328例MLR事件,将其分为如下3类。

1) 第1类MLR事件,其时频功率密度谱如图2所示。在世界时间(UT)14:49:55—14:54:27(即北京时间(BT)22:49:55—22:54:27)的272 s内,在300~500 Hz之间有多条存在频率漂移的带状谱线,起始于缅甸与中国云南交界附近(25.5423°N,98.1298°E),终止于中国新疆维吾尔自治区哈密地区附近(41.9185°N,93.6005°E)。带状谱线之间的频率间隔约为40 Hz,频率漂移约为80 Hz,频率漂移速率约为0.2941 Hz/s。该事件很可能是PLHR经过磁赤道时与电离层中的粒子发生相互作用后所触发的MLR。

2) 第2类MLR事件,其时频功率密度谱如图3所示。在UT 03:27:56—03:30:22,即BT 11:27:56—11:30:22的146 s内,在0~200 Hz之间可以明显看到有2条带状的平行谱线,起始于中国四川省甘孜藏族自治州泸定县附近(29.8078°N,102.161°E),终止于缅甸孟林附近(20.9768°N,100.024°E)。上、下2条带状谱线的中心频率

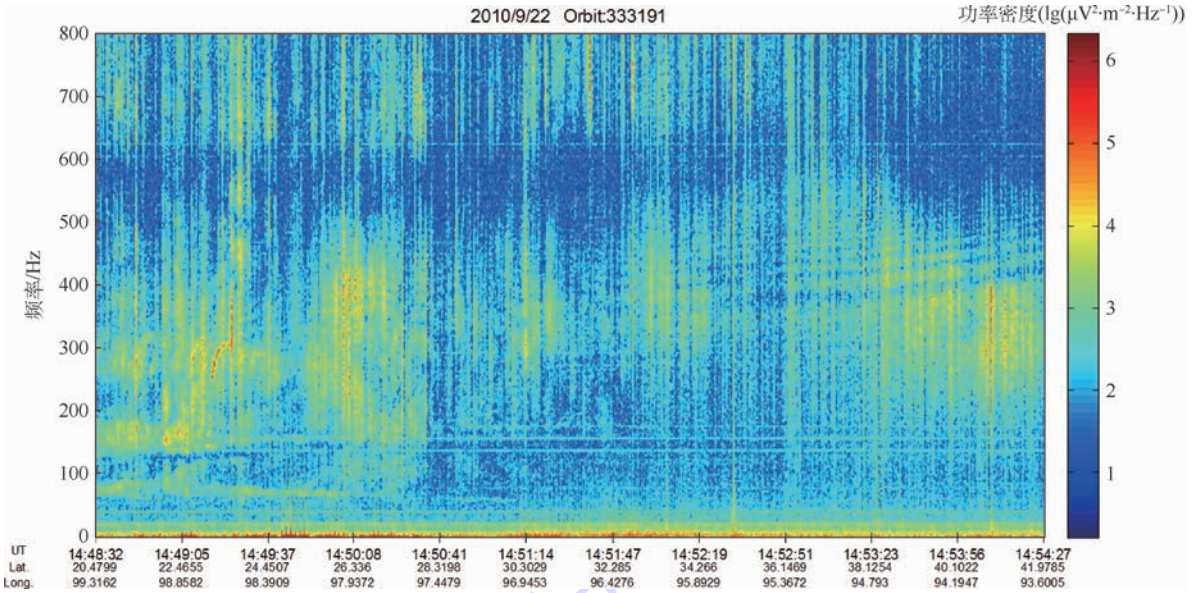


图 2 第 1 类 MLR 事件时频功率密度谱

Fig. 2 Time-frequency power density spectrogram of the first type of MLR events

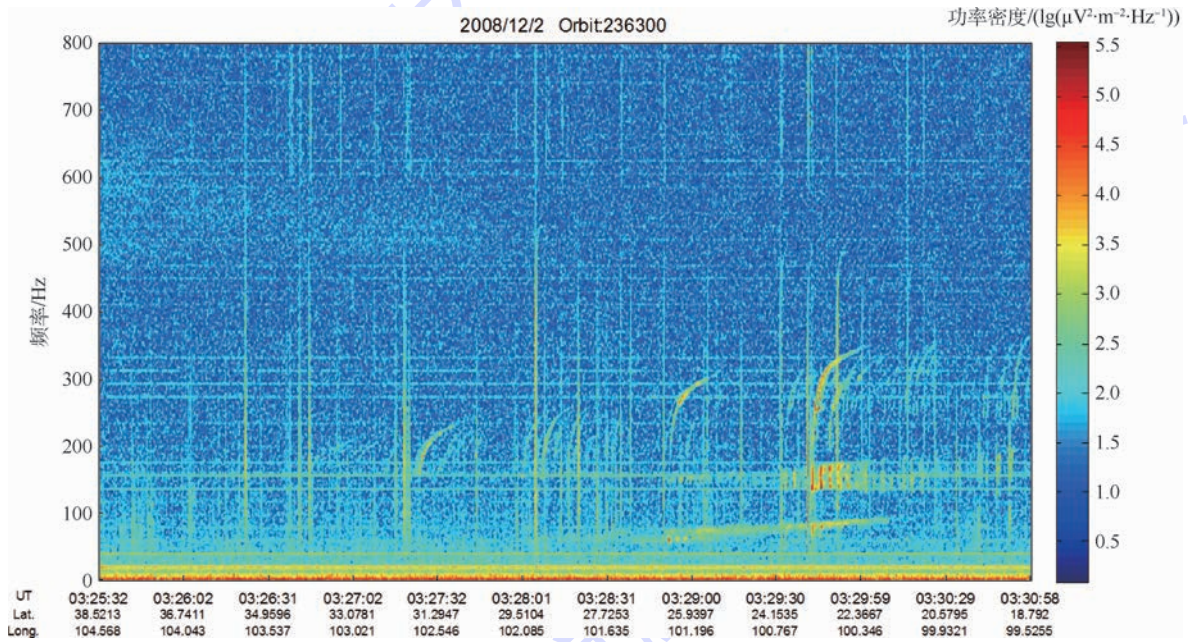


图 3 第 2 类 MLR 事件时频功率密度谱

Fig. 3 Time-frequency power density spectrogram of the second type of MLR events

分别约为 146 Hz 和 78 Hz,频率间隔约为 68 Hz,频率漂移约为 34 Hz,频率漂移速率约为 0.2329 Hz/s。图 3 中不仅有 2 条带状的平行谱线,而且在一定范围内存在钩状谱线,其以中心频率 146 Hz 的谱线为基线,属于上升触发辐射,触发起点为 180 Hz,终点为 346 Hz,这些辐射的周期约为 3.6 s,与文献[20,25]中提到的哨声波从一个半球通过磁层传播到另一个半球再经过反射回到原位的时间 4 s 接近。该事件属于 MLR 中的触发辐射,表现为有母线谱线(有时母线不明显),短时间内频率急速上升,并呈钩状结构,通常也具有

周期性,且周期约为哨声波一次往返共轭点的时间。

3) 第 3 类 MLR 事件,其时频功率密度谱如图 4 所示。在 UT 03:25:40—03:29:09(即 BT 11:25:40—11:29:09)的 209 s 内,在 0~400 Hz 之间可以明显看到有一簇上升的钩状谱线,起始于青海省果洛藏族自治州班玛县附近(32.992 8°N, 100.733°E),终止于缅甸南桑附近(20.295 8°N, 97.602 4°E),触发起点约为 175 Hz,终点约为 368 Hz。由图 4 可以看出,其与第 2 类典型事件不同的是,钩状触发并没有明显的基线支持,即无法

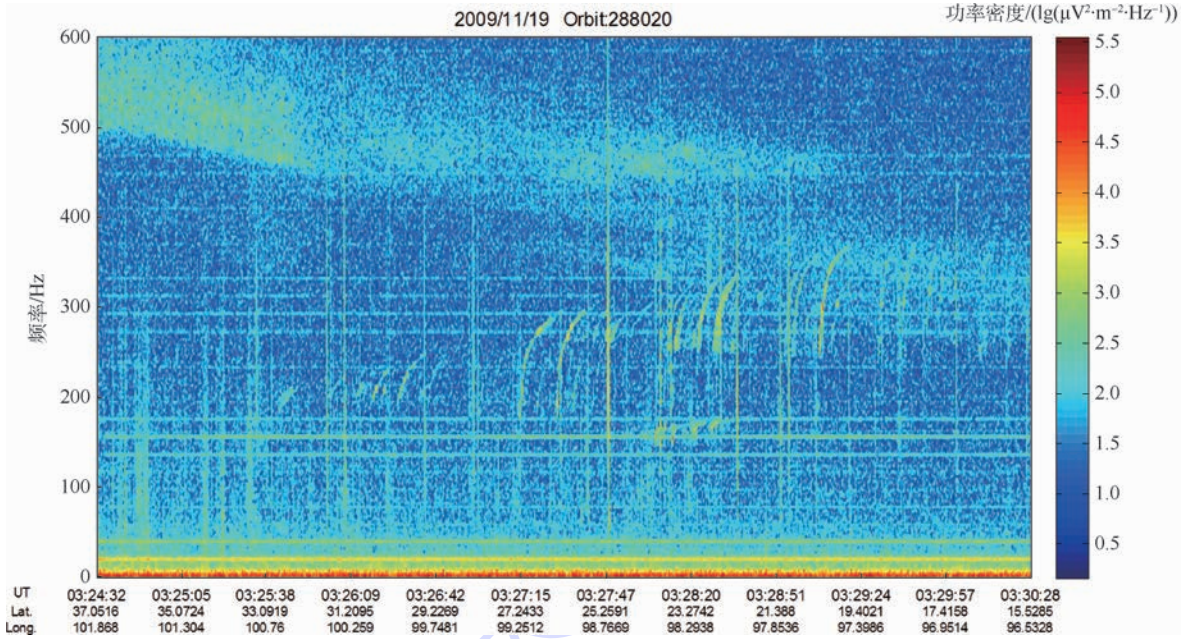


图4 第3类 MLR 事件时频功率密度谱

Fig. 4 Time-frequency power density spectrogram of the third type of MLR events

从图中找到平行的带状谱线,仅能判断其可能存在的基线大约位于 146 Hz 附近。

在已识别的 328 例 MLR 事件中,属于仅有平行谱线无触发的第 1 类事件有 41 例;属于有平行谱线并伴有触发的第 2 类事件有 94 例;属于无平行谱线仅有触发的第 3 类事件有 193 例。前 2 类事件平行谱线的频率漂移速率在 0 ~ 1 Hz/s,其中 94% 的事件的频率漂移速率集中在 0 ~ 0.4 Hz/s。

2.2 MLR 事件特征统计分析

对于 2.1 节得到的 328 例 MLR 事件,本文统计分析了这些事件的昼夜差异、季节差异、与地磁活动水平的相关性,以及它们的频谱强度与发生地的地磁纬度之间的关联。

2.2.1 MLR 事件的昼夜差异

在 328 例 MLR 事件中,仅有 46 例出现于夜晚,282 例出现于白昼。大部分夜晚发现的 MLR 事件的时频功率密度谱图中存在许多纵向谱线干扰,而白昼发现的 MLR 事件纵向谱线干扰明显减少。

图 5(a)为在中国西藏自治区林芝地区附近白昼发现的 MLR 事件,在 0 ~ 200 Hz 范围内存在较为明显的上升钩状现象。图 5(b)为在中国广西壮族自治区百色市附近夜晚发现的 MLR 事件,在 0 ~ 200 Hz 范围内可以观察到伴随有触发现象的带状谱线,且与图 5(a)相比有更为明显的密集纵向谱线。图 5(a)、(b)中的纵向谱线都具有在极短时间内覆盖宽频范围的强辐射特征,其可能是雷电哨声模^[25]。由于夜间电离层的导管密度

变大,更容易引发雷电哨声,且夜间电离层电子密度低,穿透性强于白天,导致夜晚在电离层中可探测到更多雷电哨声。密集的雷电哨声会干扰 MLR 事件的频谱,影响夜晚 MLR 事件的识别。另外,如果 MLR 是由地面电力系统所辐射的电磁波所致,由于白天电力消耗高于夜晚,故白天的电力系统辐射强于夜晚,尽管白天电离层电子密度高,对电磁波的衰减较强,但仍可在电离层中发现更多的 MLR 事件。

2.2.2 MLR 事件的季节差异

328 例 MLR 事件的月份分布如表 1 所示。可见,MLR 事件在 3 月、9 月出现得较少,在 1 月、12 月出现得较多。中国地处北半球北纬 4° ~ 53° 之间,按照中国常规的气象划分,定义每年的 3 月 ~ 5 月为春季,6 月 ~ 8 月为夏季,9 月 ~ 11 月为秋季,12 月 ~ 次年 2 月为冬季。出现于春夏季的事件有 144 例 (44%),秋冬季事件有 184 例 (56%),秋冬季事件多于春夏季事件。考虑到卫星缺少 2010 年 12 月的探测数据,这里仅分析 2008 年春季至 2009 年冬季所探测到的 MLR 事件,如表 2 所示。2008 年夏季 19 例占全年事件的 18.1%;冬季 38 例占全年事件的 36.2%;2009 年夏季 27 例占全年事件的 20.5%,冬季 43 例占全年事件的 32.6%。显然,冬季 MLR 事件多于夏季。

图 6(a)为在中国西藏自治区昌都地区附近发现的夏季 MLR 事件,在 0 ~ 400 Hz 范围内可以观察到明显的上升钩状现象,并存在大量密集的

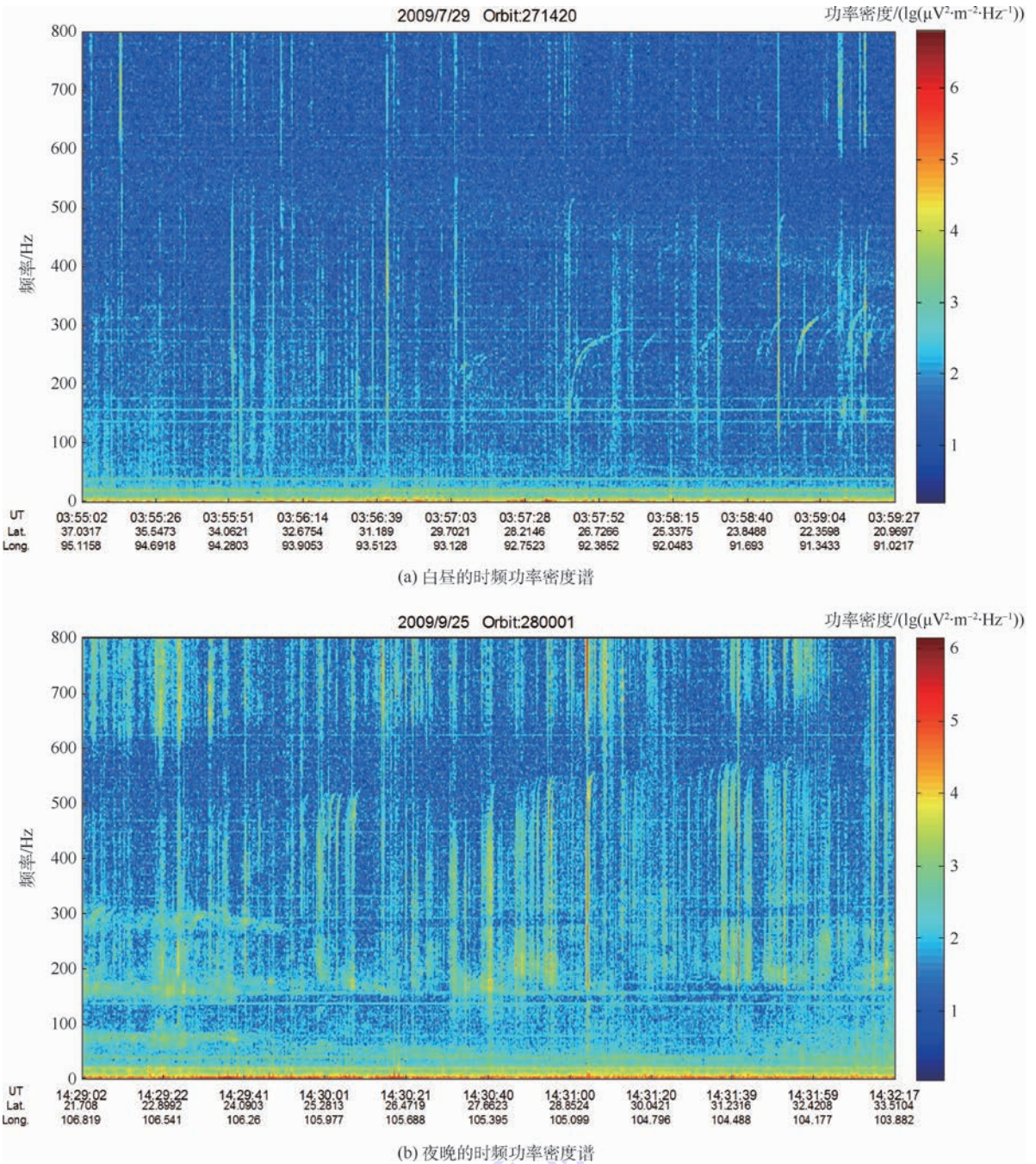


图 5 典型白昼和夜晚 MLR 事件的时频功率密度谱

Fig. 5 Time-frequency power density spectrogram of typical MLR events in daytime and nighttime

表 1 2008—2010 年中国空间 MLR 事件按月份分布统计

Table 1 Monthly distribution of MLR events in space above China from 2008 to 2010

年 份	1 月	2 月	3 月	4 月	5 月	6 月	7 月	8 月	9 月	10 月	11 月	12 月	总 计
2008 年	11	6	4	9	10	7	7	5	5	7	13	19	103
2009 年	15	4	3	13	9	10	14	3	5	16	16	20	128
2010 年	12	11	7	5	9	10	9	10	6	9	9		97
总 计	38	21	14	27	28	27	30	18	16	32	38	39	328

纵向谱线,谱线特征与 2.2.1 节所提雷电哨声模一致。图 6(b)为在中国西藏自治区林芝地区附近发现的冬季 MLR 事件,在 0~400 Hz 范围内存在伴随触发的带状辐射,且纵向谱线明显少

于图 6(a)。

中国夏季多为雷雨季节,电离层中容易产生雷电哨声。通过对比分析图 6(a)、(b)所示的时频功率密度谱,夏季的雷电哨声干扰要强于冬季,

表 2 2008 春季至 2009 年冬季中国空间 MLR 事件按季节分布统计

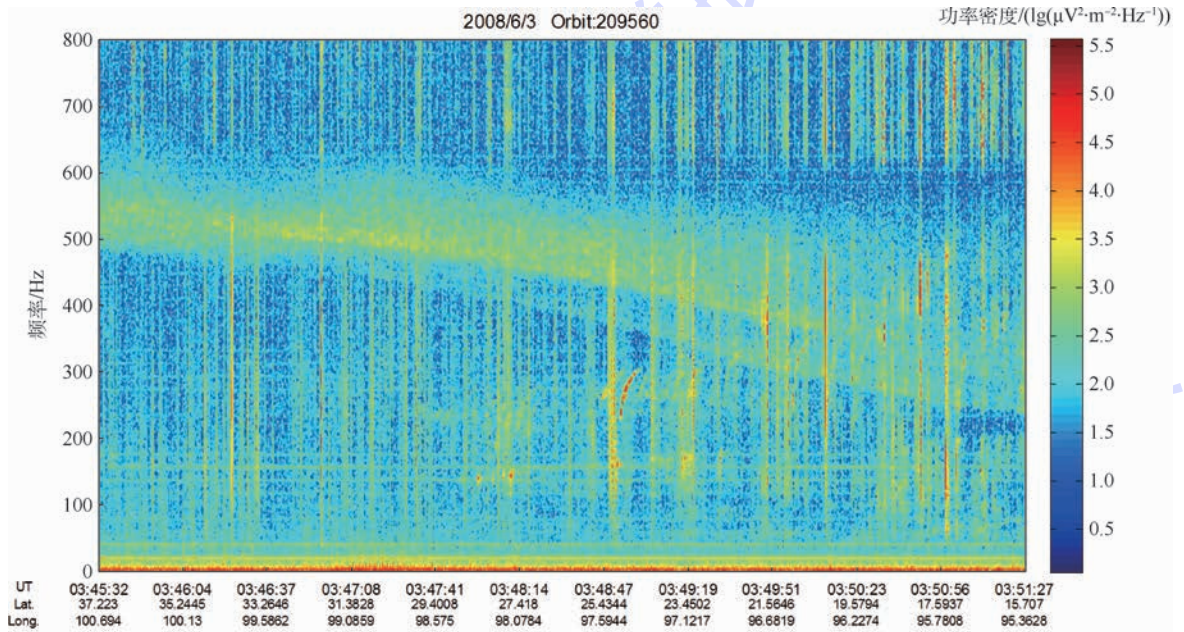
Table 2 Seasonal distribution of MLR events in space above China from spring of 2008 to winter of 2009

季节	2008 年		2009 年	
	事件数	事件比例/%	事件数	事件比例/%
春	23	21.9	25	18.9
夏	19	18.1	27	20.5
秋	25	23.8	37	28.0
冬	38	36.2	43	32.6
总计	105	100	132	100

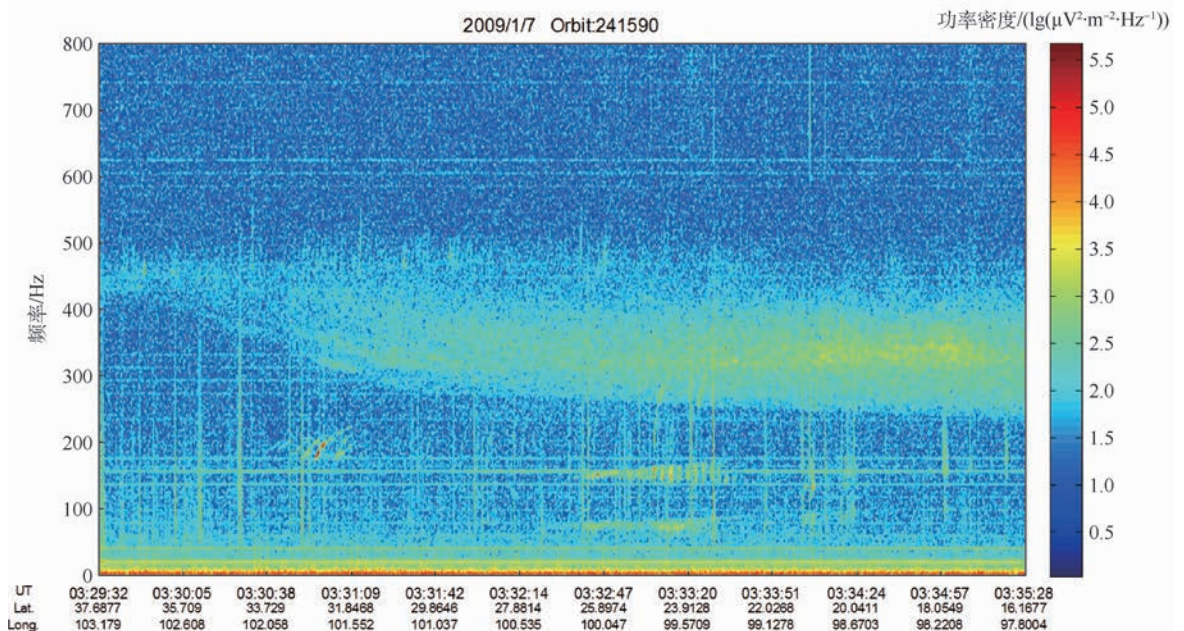
不仅表现在纵向谱线密集,而且纵向谱线的强度大、持续时间长。中国冬季空间电离层中的雷电多发生于南半球,其通过哨声模方式传播到北半球卫星所在的位置处,而非直接产生于卫星下方的大气层中,故冬季的雷电哨声干扰明显弱于夏季。MLR 事件冬季多于夏季的原因有:夏季强雷电哨声影响了 MLR 的识别;冬季电离层电子密度小,对电磁波的衰减作用减弱。

2.2.3 MLR 事件与地磁活动水平的相关性

全球范围内的地磁活动水平常用全球 3 h 磁情指数 K_p 表征。当 $0 \leq K_p < 2$ 时,地磁活动为平



(a) 夏季事件的时频功率密度谱



(b) 冬季事件的时频功率密度谱

图 6 典型夏季和冬季 MLR 事件的时频功率密度谱

Fig. 6 Time-frequency power density spectrogram of typical MLR events in summer and winter

静状态;当 $K_p \geq 5$ 时,地磁活动水平为地磁暴。图7为328例MLR事件发生时的 K_p 指数(实线)与2008—2010年3年内的 K_p 指数(虚线)直方图,纵坐标表示每组 K_p 数的分布情况。可知,MLR事件发生时 K_p 指数的分布和 K_p 指数的日常分布基本一致。由此表明,中国MLR事件的发生对于地磁活动水平并没有明显的偏好。

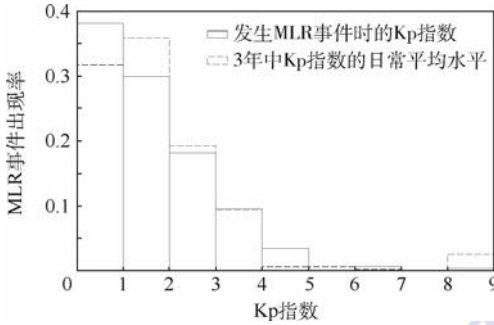


图7 K_p 指数分布直方图

Fig. 7 K_p indices distribution histogram

2.2.4 MLR事件的频率、纬度和频谱强度分析

由于第3类事件(193例)只有钩状的上升辐射,并无平行基线,因而很难获取事件的起始、终止和中心点经纬度以及谱线的最高强度。这里主要分析第1类事件(41例)和第2类事件(94例)。表3给出了这135例MLR事件的频率间隔分布。可以看出,107例事件的频率间隔位于55~95 Hz,中国电力系统的工频为50 Hz,如果MLR的辐射源来自于地面电力系统,那么MLR很可能是电网谐波与其他空间波(如雷电波)发生相互作用所致。表4给出了不同频率漂移速率对应的MLR事件的数量。显然,MLR事件的频率漂移速率大多集中在0~0.4 Hz/s,这与国外观测到的结果相似^[26]。另外,中国地理纬度范围为4°N~53°N之间,135例MLR事件绝大多数分布在中纬度20°N~30°N之间,仅有3例出现在低纬度0°N~20°N之间,而40°N~60°N之间则

表3 MLR事件频率间隔分布

Table 3 Distribution of MLR events' frequency spacing

频率间隔/Hz	MLR事件数量
0~30	2
55~65	2
65~75	32
75~85	49
85~95	24
95~105	8
105~115	9
115~125	4
125~135	5

没有发现MLR事件。已有研究结果表明,MLR事件大多出现在高中纬度空间,而中国上空的MLR事件主要分布在中低纬度地区。MLR事件中心点的纬度和频谱最高强度分布如图8所示,最高强度与中心点纬度没有明显的相关性,即MLR事件的强度与其地理位置的关系尚不明确。

表4 MLR事件的频率漂移速率分布

Table 4 Distribution of MLR events' frequency drift rate

频率漂移速率/(Hz·s ⁻¹)	MLR事件数量
0~0.2	76
0.2~0.4	51
0.4~0.6	6
0.6~0.8	1
0.8~1.0	1

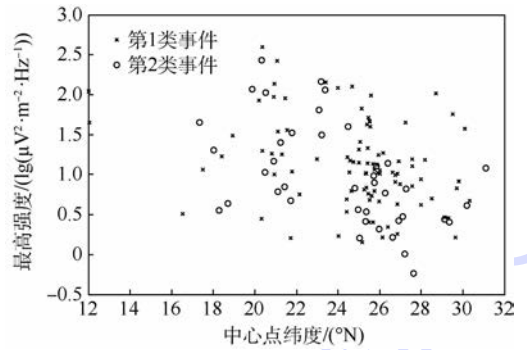


图8 MLR事件的中心点纬度与频谱最高强度分布
Fig. 8 Distribution of MLR events' central point latitude and frequency spectrum peak intensity

2.2.5 中国上空MLR与PLHR之间的关系

328例事件中中共发现24例MLR与PLHR发生在同一轨道的事件,但通过统计分析发现,这24例事件中MLR与PLHR前后发生顺序并没有明确的关系。

对比笔者利用DEMETER卫星对中国空间PLHR事件的统计分析结果可知^[4],中国上空的MLR事件与PLHR事件均呈现出白昼多于夜晚、冬季多于夏季的特征,且均与地磁活动无关,这说明了二者具有相似的触发环境。

文献[4]指出,中国上空PLHR事件每年发生的数量、地理位置等与地面电力系统的发展有着密切的联系,而中国上空MLR事件与电力系统和其他人类活动并无明确关联。

与文献[19]中的结论不同,本文通过对比分析中国空间的MLR与PLHR事件,可知2类事件具有相似的触发环境,但并无明确的关联。

3 结论

本文利用DEMETER卫星2008—2010年的

电场探测数据研究了中国空间 MLR 现象。从覆盖中国空间的 4 000 个电场强度探测数据文件中发现了 328 例 MLR 事件。

通过分析可知,中国 MLR 事件的特征与国外已发现的事件有所不同。MLR 事件出现在白昼的概率比夜晚要高,出现在秋冬季节的概率比春夏季节要高;与地磁活动水平无明显关联。中国空间 MLR 事件频率漂移速率大都在 $0 \sim 0.4 \text{ Hz/s}$, 频率间隔主要分布在 $55 \sim 95 \text{ Hz}$, 事件主要出现在中国中低纬度地区空间,且频谱最高强度与地理纬度无明确关联。中国上空 MLR 现象的特征与国外的观测结果有所不同,而与中国上空 PLHR 现象的特征相似,但二者无明确的相互触发关系。

对中国 MLR 事件的研究有助于推动该方向的发展,为进一步探究这种现象的形成机理提供原始探测资料。

致谢 DEMETER 卫星电场探测数据来自 CDPP(Centre des Donnees de la Physique des Plasmas, <https://cdpp-archive.cnes.fr/>), 全球 3 h 磁情指数 K_p 数据由中国地震局地球物理研究所提供。

参考文献 (References)

- [1] 孟伟,文俊,郑劲,等. 高压直流输电线路对通信明线影响的仿真研究[J]. 电工技术学报,2008,23(6):103-108.
MENG W, WEN J, ZHENG J, et al. Analysis and simulation of effects of HVDC transmission lines on telecommunication lines [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2008, 23(6):103-108 (in Chinese).
- [2] 邬雄. 特高压输电的电磁环境问题研究[J]. 电力系统通信,2006,27(6):1-5.
WU X. Research on electromagnetic environment of ultra-high voltage grid [J]. Telecommunications for Electric Power System, 2006, 27(6):1-5 (in Chinese).
- [3] 吴静,付静静. 地震电磁卫星监测输电线谐波辐射研究综述[J]. 地震学报,2011,33(6):828-836.
WU J, FU J J. A review on power line harmonic radiation monitored by DEMETER satellite [J]. Acta Seismologica Sinica, 2011, 33(6):828-836 (in Chinese).
- [4] WU J, ZHANG C, ZENG L, et al. Systematic investigation of power line harmonic radiation in near-earth space above China based on observed satellite data [J]. Journal of Geophysical Research:Space Physics, 2017, 122(3):3448-3458.
- [5] YEARBY K H. Magnetospheric VLF line radiation [D]. Sheffield:University of Sheffield, 1982.
- [6] PARK C G, HELLIWELL R A. Magnetospheric effects of power line radiation [J]. Science, 1978, 200(4343):727-730.
- [7] BULLOUGH K, TATNALL A R L, DENBY M. Man-made e. l. f/v. l. f emissions and the radiation belts [J]. Nature, 1976, 260(5550):401-403.
- [8] PARROT M, ZASLAVSKI Y. Physical mechanisms of man-made influences on the magnetosphere [J]. Surveys in Geophysics, 1996, 17(1):67-100.
- [9] TATNALL A R L, MATTHEWS J P, BULLOUGH K, et al. Power line harmonic radiation and the electron slot [J]. Space Science Review, 1983, 35(2):139-173.
- [10] HELLIWELL R A, KATSUFRAKIS J P, BELL T F, et al. VLF line radiation in the earth's magnetosphere and its association with power system radiation [J]. Journal of Geophysical Research, 1975, 80(31):4249-4258.
- [11] KOONS H C. Whistlers and whistler-stimulated emissions in the outer magnetosphere [J]. Journal of Geophysical Research, 1985, 90(A9):8547-8551.
- [12] PARROT M. Observations of power-line harmonic radiation by the low-altitude AUREOL-3 satellite [J]. Journal of Geophysical Research, 1994, 99(A3):3961-3969.
- [13] RODGER C J, THOMSON N R, DOWDEN R L. VLF line radiation observed by satellite [J]. Journal of Geophysical Research, 1995, 100(A4):5681-5689.
- [14] RODGER C J, CLILVERD M A, YEARBY K H, et al. Magnetospheric line radiation observations at Halley, Antarctica [J]. Journal of Geophysical Research:Space Physics, 1999, 104(A8):17441-17447.
- [15] RODGER C J, CLILVERD M A, YEARBY K H, et al. Is magnetospheric line radiation man-made? [J]. Journal of Geophysical Research, 2000, 105(A7):15981-15990.
- [16] MANNINEN J. Some aspects of ELF-VLF emissions in geophysical research [D]. Oulu:University of Oulu, 2005.
- [17] PARROT M, MANNINEN J, SANTOLIK O, et al. Simultaneous observation on board a satellite and on the ground of large-scale magnetospheric line radiation [J]. Geophysical Research Letters, 2007, 34(19):L19102.
- [18] NEMEC F, SANTOLIK O, PARROT M, et al. Comparison of magnetospheric line radiation and power line harmonic radiation: A systematic survey using the DEMETER spacecraft [J]. Journal of Geophysical Research:Space Physics, 2007, 112(A4):A04301.
- [19] NEMEC F, PARROT M, SANTOLIK O, et al. Survey of magnetospheric line radiation events observed by the DEMETER spacecraft [J]. Journal of Geophysical Research:Space Physics, 2009, 114(A5):A05203.
- [20] PARROT M, NEMEC F. MLR events and associated triggered emissions observed by DEMETER [J]. Advances in Space Research, 2009, 44(9):979-986.
- [21] NEMEC F, PARROT M, SANTOLIK O. Influence of power line harmonic radiation on the VLF wave activity in the upper ionosphere: Is it capable to trigger new emissions? [J]. Journal of Geophysical Research:Space Physics, 2010, 115(A11):A11301.
- [22] NEMEC F, PARROT M, SANTOLIK O. Detailed properties of magnetospheric line radiation events observed by the DEMETER spacecraft [J]. Journal of Geophysical Research, 2012, 117(A5):A05210.
- [23] PARROT M, NEMEC F, SANTOLIK O. Statistical analysis of VLF radio emissions triggered by power line harmonic radiation

- and observed by the low-altitude satellite DEMETER[J]. Journal of Geophysical Research: Space Physics, 2014, 119 (7): 5744-5754.
- [24] LAGOUTTE D, BROCHOT J Y, CARVALHO D, et al. The DEMETER science mission centre[J]. Planetary and Space Science, 2006, 54(5): 428-440.
- [25] HELLIWELL R A. Whistlers and related ionospheric phenomena[D]. Palo Alto: Stanford University, 1965.
- [26] RODGER C J, CLILVERD M A, YEARBY K H, et al. Temporal properties of magnetospheric line radiation[J]. Journal of Geophysical Research, 2000, 105(A1): 329-336.
- 作者简介:
盛雪莲 女, 硕士研究生。主要研究方向: 电离层中的特殊辐射现象。
吴静 女, 博士, 副教授。主要研究方向: 电磁场理论及其应用。

Space magnetospheric line radiation above China

SHENG Xuelian, WU Jing*, ZHANG Chong

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

Abstract: The electric field data observed by DEMETER satellite in the space above China from 2008 to 2010 were analyzed, and 328 magnetospheric line radiation (MLR) events were detected. According to the spectrum of the existing MLR events, the characteristics and their possible cause of these MLR events were studied. We made statistical analysis on all MLR events, and the results indicated that there were more MLR events in daytime than in nighttime and more in winter and autumn than in summer and spring. MLR showed no significant dependence on geomagnetic activity. Most of events were distributed in the low and medium latitude. The frequency intervals of MLR events were between 55 Hz and 95 Hz, the frequency drift rates were mostly in the range of 0–0.4 Hz/s, and peak intensities in frequency-time spectrograms seemed to be independent of latitude. The characteristics of MLR events observed in the space above China were similar to those of power line harmonic radiation (PLHR) events, but different from those observed abroad.

Keywords: magnetospheric line radiation (MLR); ionosphere; satellite detection; space environment; power line harmonic radiation (PLHR)

Received: 2017-08-11; **Accepted:** 2017-12-22; **Published online:** 2018-03-06 14:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180306.1037.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51207006)

* **Corresponding author.** E-mail: wujing06@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0546

BLDC 电机温度退化多段 Wiener 过程建模



袁庆洋, 叶建华*, 李晓钢

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

摘 要: 无刷直流(BLDC)电机应用广泛,其温度退化过程呈现多段性,需建立多段退化模型,而模型参数较多时,参数估计过程对初始值敏感且易陷入局部最优。首先,针对电机的加速退化数据进行研究,采用正态加权平均(Gauss 滤波)的方式滤波,改进实际数据在模型参数的估计中的应用。然后,引入转换函数对 Wiener 模型改进,建立多段 Wiener 模型。其次,以极大化似然函数进行参数估计,计算时采用改进粒子群优化(PSO)算法得到估计值,对比非线性模型的残差的正态性,同时分析各模型理论寿命分布及实际该批次失效分布,确定多段模型合理性;得到的模型结果说明电机在退化过程中发生了退化机理的改变,且变换速度快。最后,以非线性模型不同时刻的寿命分布给出该应力下电机的寿命预测,这对电机的预测与健康管理的(PHM)有重要意义。

关键词: 无刷直流(BLDC)电机;退化建模;多段 Wiener 过程;单纯形自优化粒子群优化(PSO)算法;预测与健康管理的(PHM)

中图分类号: TP202+.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1514-06

无刷直流(Brushless DC, BLDC)电机调速和启动特性好,运转转矩大,被广泛应用于各种驱动装置和伺服系统中^[1]。王玲玲等^[2]利用传统零失效试验的方法对电机的平均寿命进行了验证,给出了评定该批次电机产品是否通过验收的试验方案,由于所需试验时间较长,初步探讨了利用加速寿命试验对某电机的平均寿命进行验证的方法。王剑等^[3]对利用加速试验进行可靠性验证的问题进行了有益的探索,结果表明该方案有效的缩短了试验时间。由于电机的高可靠长寿命特点,寿命试验往往不能获得足够的失效寿命数据,如能有效利用退化数据,可以弥补长寿命产品寿命预测信息量不足的问题。基于性能退化数据的可靠性建模方法是对传统寿命预测方法的有效补充,通过退化数据进行可靠性分析,在理论研究和工程应用上都取得了成功。其中,Wiener 过程在

退化建模中有着广泛的应用。Wang^[4]利用线性漂移 Wiener 过程描述产品的退化过程,提出产品剩余寿命的自适应预测方法,并利用该模型描述了桥梁的退化过程;基于时间尺度变换,Whitmore^[5]研究了晶体管和电缆的退化过程;Tseng 和 Peng^[6]建立了非线性 Wiener 过程模型,以描述发光二极管的性能退化;Si 等^[7]建立了非线性漂移 Wiener 过程模型,来利用标准布朗运动描述退化量在时间轴上的不确定性,同时给出退化模型对应的失效密度函数和剩余寿命的概率密度函数的近似表达式。国内,王小林等^[8]研究总结了多元非线性退化建模理论方法,并给出各自的算例分析。

然而由于现实情况的复杂性,退化建模分析仍然存在难题:第一,在很多情况下,随着电机的退化,其主导机理也在变更,产品退化呈现多段

收稿日期: 2017-08-31; 录用日期: 2017-10-20; 网络出版时间: 2017-11-13 13:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171113.1319.002.html

* 通信作者. E-mail: yjhuan@buaa.edu.cn

引用格式: 袁庆洋, 叶建华, 李晓钢. BLDC 电机温度退化多段 Wiener 过程建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1514-1519. YUAN Q Y, YE J H, LI X G. Multistage temperature degradation modeling for BLDC motor based on Wiener process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1514-1519 (in Chinese).

性,并非单一的线性或者是时间尺度变换的非线性,若只用单一的 Wiener 漂移来描述是不合适的;第二,为描述不同的退化过程,建模过程往往引入较多参数,对模型中的未知参数准确进行估计时容易陷入局部最优,对初始取值依赖性强。因此,本文首先引入阶段转换函数,建立多段 Wiener 退化模型,并利用单纯形法自优化粒子群优化(PSO)算法对其似然函数进行最优化以估计参数;然后,多段模型与非线性模型对比,验证模型合理性;模型结果说明电机的退化机理或发生改变,且转变速度较快;最后,通过 Wiener 理论得到该产品的寿命预测,便于电机的健康管理。

1 融合加速退化试验

融合加速退化试验技术是退化试验与加速试验方法交叉融合的结果,保证失效机理不变的基础,利用产品在高应力水平下的性能退化数据外推和预测正常应力水平下的寿命特征的试验技术^[9]。应厂商要求,对一批电机进行加速试验并进行可靠性评估。在本文中提到的 BLDC 电机加速退化试验加载高温(60℃)以及高阻尼 28 kgf·mm(0.2745 N·m)的应力,以电机工作温度作为电机状态响应退化量。本文选用局部高斯滤波的方式对数据进行滤波预处理,以改善参数估计结果。

2 Wiener 过程

2.1 线性 Wiener 过程

从工程实际角度,在退化建模中需要考虑随机性:样本的随机性以及退化在时间轴上的随机性。样本随机性刻画样本差异,表现在不同的退化速度;时间轴上的随机性刻画产品退化的波动(控制系统波动、产品性能波动、观测波动)。为此,基于随机过程的模型建模方法受很多学者的青睐^[10-12]。若随机变量 $\{X(t): t \geq 0\}$ (t 为时间)满足:

1) 任意时刻的增量满足正态分布。

记任意时刻的增量 $dX_i = X(t_{i+1}) - X(t_i)$, 时间增量 $dt_i = t_{i+1} - t_i$, 则 $dX_i \sim N(udt_i, \sigma^2 dt_i)$ 。其中: u 和 σ 分别为漂移系数和扩散系数。

2) 任意不相交的时间段内的增量相互独立。

该随机过程称为一元线性 Wiener 过程^[13], 该过程被 Tseng 和 Peng^[6]用来描述产品的退化过程,其模型为

$$X(t) = X(0) + ut + \sigma B(t) \quad (1)$$

式中: $B(t)$ 为布朗运动。对于加速退化记录的温度数据用卡方检验其正态分布,选择样本平稳退化前的 50 个退化增量值,统计如表 1 所示。

表 1 增量值分布

Table 1 Distribution of increment values

退化增量范围	数量
$[-0.1, 0.1)$	22
$[-0.2, -0.1) \cup [0.1, 0.2)$	19
$[-0.3, -0.2) \cup [0.2, 0.3)$	8
$[-0.4, -0.3) \cup [0.3, 0.4)$	1
$(-\infty, -0.4) \cup [0.4, -\infty)$	0

根据正态分布的卡方检验

$$\chi^2 = 1.87 < 9.49 = \chi_{0.05}^2$$

接受假设,将该退化数据看作正态分布引起的误差不大,能满足理论的计算需求。

该退化模型对应的失效分布为逆高斯分布,相应的失效概率密度函数为

$$f(t) = \frac{D}{\sqrt{2\pi\sigma^2 t^3}} e^{-\frac{(D-ut)^2}{2\sigma^2 t}} \quad (2)$$

式中: D 为产品的失效阈值。由极大似然估计可得

$$\hat{u} = \frac{\sum_{i=1}^n \Delta X_i}{\sum_{i=1}^n t_i} \quad (3)$$

$$\hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{(\Delta X_i - \hat{u}t_i)^2}{t_i}} \quad (4)$$

2.2 多段 Wiener 过程

在本文中引入转换函数^[14]:

$$G(\gamma, c; s_i) = \{1 + \exp[-\gamma(s_i - c)]\}^{-1} \quad (5)$$

式中: s_i 为与时间有关的变量,在本文中为时间 t ; c 为转换位置参数,在本文中为发生转换的时间; γ 为转换速度参数。

两段 Wiener 退化过程可以写为

$$X(t) = (X(0) + u_1 t)(1 - G(\gamma, c; t)) + G(\gamma, c; t)(u_2 t + x_0) + \sigma B(t) \quad (6)$$

式中: u_1 、 u_2 分别为前后阶段的漂移系数。由于阶段转换的几何关系, x_0 与其他参数的关系满足 $x_0 = X(0) + c(u_1 - u_2)$ 。

此时,若假设退化过程恰好在一定时间到达阈值,则假定该过程在此之前越过阈值水平的概率被认为是可忽略的。事实上,扩散过程——布朗运动可能存在多次越过阈值的情况,在假设此情况的概率为 0 的前提下,由上述假设及 Wiener 理论,其失效概率密度函数可以近似地表示为^[7]

$$f(t) \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi t}} \left(\frac{S(t)}{t} + \frac{\lambda(t, \theta)}{\sigma} \right) \exp\left(-\frac{S^2(t)}{2t} \right) \quad (7)$$

式中: $S(t) = \frac{1}{\sigma}(D - \lambda(t, \theta))$; $\lambda(t, \theta) = (1 - G(\gamma, c; t))u_1 t + G(\gamma, c; t)(u_2 t + x_0)$; $\theta = (u_1, u_2, \gamma, c, x_0)$ 为 $\lambda(t, \theta)$ 的参数向量, 其似然函数为

$$L(\theta, \sigma) = \prod_i \frac{1}{\sqrt{2\pi t_i}} \left(\frac{S(DX_i, t_i)}{t_i} + \frac{\lambda(t_i, \theta)}{\sigma} \right) \exp\left(-\frac{S^2(DX_i, t_i)}{2t_i} \right) \quad (8)$$

其中: $S(DX_i, t_i) = \frac{1}{\sigma}(DX_i - \lambda(t_i, \theta))$ 。估计参数 $\{u_1, u_2, \gamma, c, x_0, \sigma\}$ 的过程即为 $\operatorname{argmax} L(\theta, \sigma)$ 的过程。

2.3 寿命预测

对失效概率密度函数进行积分即能得到产品的失效分布:

$$F(t) = \int_t^\infty f(t) dt = \int_t^\infty \frac{1}{\sqrt{2\pi t}} \left(\frac{S(t)}{t} + \frac{\lambda(t, \theta)}{\sigma} \right) \exp\left(-\frac{S^2(t)}{2t} \right) dt \quad (9)$$

对于产品的剩余寿命分布进行预测, 即不同时间下的条件概率密度函数:

$$f'(t|t_0) = \frac{1}{1 - F(t_0)} f(t) \quad t \geq t_0 \quad (10)$$

3 自优化 PSO 算法估计模型参数

考虑到参数个数偏多, 估计过程中的非线性、多极化的复杂性, 对似然函数最优化的搜索过程中容易陷入局部最优解的情况, 本文选用有全局性的行为 PSO 算法^[15] 以及具有极强的局部搜索能力的直接搜索技术——单纯形法^[16] 相结合的方法。

3.1 单纯形法

单纯形法是用于优化多维无约束问题的搜索算法, 首先通过取 N 维空间中的 $N+1$ 个点构成一个多胞体, 计算顶点评价价值。然后对最差点进行反射、扩展、压缩等方法获得一个较好点, 用其取代最差点, 构成一个新的单纯形, 或者通过向最好点收缩来形成新的单纯形, 最后以逼近极小点。该算法有极强的局部搜索能力, 在处理高维问题时, 也可以极小的时间成本搜索到局部最优。其步骤如下:

1) 在参数空间 $\{u_1, u_2, \gamma, c, x_0, \sigma\}$ 中建立

7 个顶点的正则单纯形, 顶点为 $\{d_1, d_2, d_3, d_4, d_5, d_6, d_7\}$, 其中, $d_j = (u_{1j}, u_{2j}, \gamma_j, c_j, x_{0j}, \sigma_j)$, 下标 j 表示点序号。

2) 计算正则单纯形顶点的对数似然函数值为 $\{l_1, l_2, l_3, l_4, l_5, l_6, l_7\}$, 选择值最小 l_k 的点 d_k 以备删除。

3) 确定备用点:

$$d_{\text{new}} = \frac{1}{n} \sum_{j=1, j \neq k}^7 d_j + \left(\frac{1}{n} \sum_{j=1, j \neq k}^7 d_j - d_k \right) \quad (11)$$

4) 比较备用点与最差点的对数似然函数值 $\{l_{\text{new}}, l_k\}$, 若比之较优, 更新 $d_k = d_{\text{new}}$; 较差, 缩短步长或满足精度要求计算停止。

3.2 单纯形法自优化 PSO 算法

PSO 算法具有算法简单、搜索效率较高、通用性较强等优势。在该算法中, 寻优空间中的每一个个体被抽象为一个粒子, 仅考虑其位置属性和运动属性。其运动的速度受自身和群体的历史最优位置的影响, 并受到学习因子的协调, 从而较好地协调粒子本身和种群之间的关系。本文使用基于单纯形法的 PSO 算法, 将 PSO 强大的随机全局搜索能力与精确的局部搜索能力结合, 算法首先用 PSO 算法进行全局搜索, 当算法陷入局部最优值时用单纯形法快速找出搜索空间的一个最优解, 来代替 PSO 算法中的停止粒子。其流程如下:

1) 初始化每个粒子的当前位置 x_j , 并将当前位置 x_j 记录为自身历史最优位置 p_j ; 计算每个粒子自身历史最优位置 p_j 的评价价值, 将最优评价价值所对应的 p_g 记为种群历史最优位置。

2) 将 p_g 进行一次单纯形法优化, 将得到的新单纯形中评价价值最优的点作为 p_g 。

3) 根据 PSO 算法迭代公式, 更新每个粒子的当前位置 x_j , 并计算 x_j 的评价价值。

$$\begin{cases} v_j^{m+1} = \omega v_j^m + c_1 r_1 (p_j^m - x_j^m) + c_2 r_2 (p_g - x_j^m) \\ x_j^{m+1} = x_j^m + v_j^{m+1} \end{cases} \quad (12)$$

式中: 上标 m 为迭代次数; ω 为粒子移动惯性系数 (inertia coefficient); r_1 和 r_2 为区间 $[0, 1]$ 上均匀分布的随机数, 用来维护群体的多样性; c_1 和 c_2 称为学习因子 (learning factor) 或加速系数 (acceleration coefficient)。

4) 对每个粒子, 将当前位置 x_j 的评价价值与自身历史最优位置 p_j 的评价价值进行比较, 若优于 p_j 的评价价值, 则令 $p_j = x_j$; 对每个粒子, 将当前位置 x_i 的评价价值与种群历史最优位置 p_g 的评价价值进行比较, 若优于 p_g 的评价价值, 则令 $p_g = x_j$ 。

5) 检查终止条件,若未达到终止条件,返回 2)。

4 模型结果与分析

据第 3 节算法,本文每个参数选择 7 个梯度构成 7^6 个点的粒子群,120 次循环计算,其似然函数优化过程如图 1 所示,似然函数值优化情况表明计算有效并最终得到如图 2 漂移过程,各参数值为: $u_1 = 0.6193, u_2 = 11.6515, c = 3.8676, r = 35.6347, x_0 = 31.5699, \sigma = 3.8351$ 。其中转换位置参数 c 以及转换速度参数 γ 的值表明,退化过程在第 3.9 d 左右很可能发生机理变化,且变化速度较快。

与文献[7-8]中利用的非线性模型得到的漂移过程对比如图 2 所示,非线性模型对前期及中期阶段描述较差,并且最后阶段趋势快于实际退化速度,这在失效分布的对比中得到确认,如图 3 所示。

失效分布的对比能够看出利用非线性模型预测产品的寿命分布较实际寿命提前,非线性模型在最终阶段漂移过程的退化速度快于实际退化趋势,不能很好地描述电机后期阶段的退化情况;多

段退化过程得到的失效分布更为优化,对全期的描述也更为贴切。对模型的残差进行 $Q-Q$ 图分析^[17],多段模型的残差正态性要优于非线性模型,如图 4 所示。

根据以上分析,在 t_0 为 {3,4,5,6} d 时,计算各时刻下的条件概率密度函数 $f'(t|t_0)$,得到电机剩余寿命分布预计值,如图 5 所示,图中曲线为不同未来时刻的概率密度曲线。

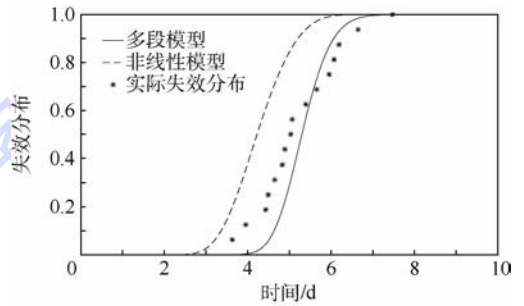


图 3 不同 Wiener 模型理论失效分布对比

Fig. 3 Comparison of theoretical failure distribution in different Wiener models

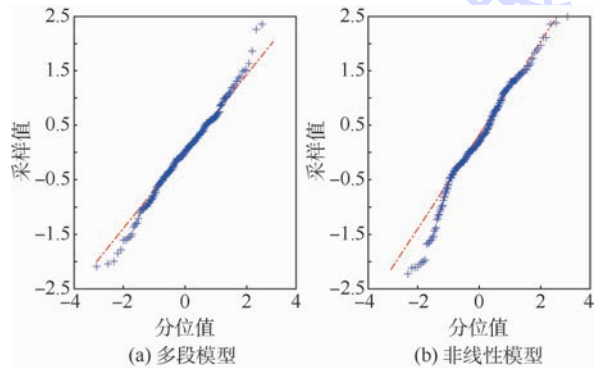


图 4 不同 Wiener 模型残差分布对比

Fig. 4 Comparison of residual distributions in different Wiener models

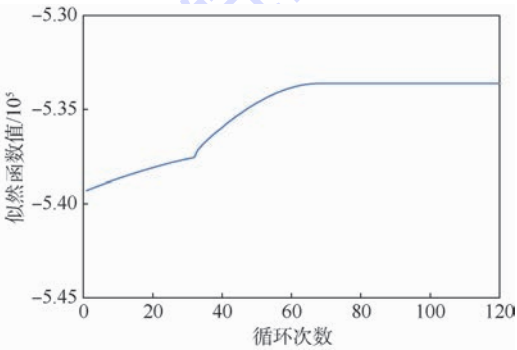


图 1 似然函数值在循环中的优化过程

Fig. 1 Optimization process of likelihood function value in loop

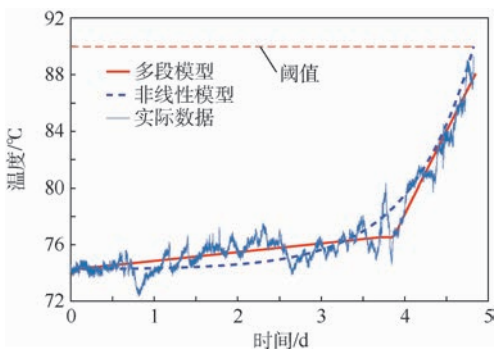


图 2 不同 Wiener 模型漂移过程对比

Fig. 2 Comparison of drift processes in different Wiener models

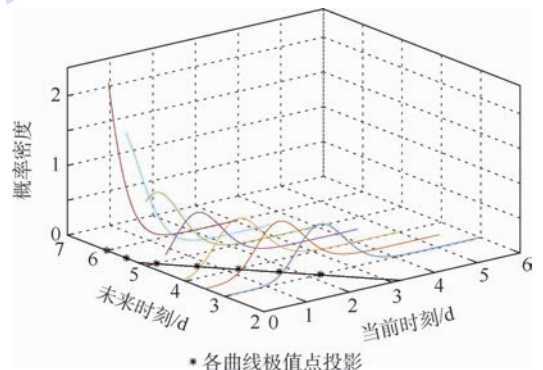


图 5 多段模型所得剩余寿命分布预测

Fig. 5 Prediction of remaining life distribution by multistage model

5 结 论

本文针对 BLDC 电机退化过程非线性、多段性的退化特征,对 Wiener 模型进行适应性改进,区别于单独的非线性过程,建立多段退化模型;应用单纯形自优化的 PSO 算法对似然函数最优化,进行参数估计。该方法解决了多段 Wiener 过程建模问题,对电机的寿命预测等工程应用具有重要意义。

1) 建立了 BLDC 电机退化的多段 Wiener 过程模型,根据本文提出的多段模型理论,电机在性能退化的过程中其机理发生着变化,并且转化速度较快。

2) 在进行加速寿命试验的过程中,应注意其退化机理的变化;而在机理发生改变时,加速寿命试验时应谨慎进行。

参考文献 (References)

- [1] 张琛. 直流无刷电动机原理及应用[M]. 北京:机械工业出版社,2004:1-2.
ZHANG C. The principle and application of brushless DC motor [M]. Beijing:China Machine Press,2004:1-2 (in Chinese).
- [2] 王玲玲,蒯诗松,王静. 电动机平均寿命的零失效验收方案[J]. 应用概率统计,1995(4):439-442.
WANG L L, MAO S S, WANG J. Zero failure acceptance scheme for average life of motor[J]. China Chinese Journal of Applied Probability and Statistics, 1995(4):439-442 (in Chinese).
- [3] 王剑,翁雷,张慧. 基于加速环境的可靠性指标验证试验[J]. 电子产品可靠性与环境试验,2010,28(4):6-10.
WANG J, WENG L, ZHANG H. The accelerated testing to estimate the reliability specifications[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2010, 28(4):6-10 (in Chinese).
- [4] WANG W. A model for residual life prediction based on Brownian motion with an adaptive drift[J]. Microelectronics Reliability, 2011, 51(2):285-293.
- [5] WHITMORE G A. Modelling accelerated degradation data using Wiener diffusion with a time scale transformation[J]. Lifetime Data Analysis, 1997, 3:27-45.
- [6] TSENG S T, PENG C Y. Stochastic diffusion modeling of degradation data[J]. Journal of Data Science, 2007, 5:315-333.
- [7] SI X S, WANG W B, HU C H, et al. Remaining useful life estimation based on a nonlinear diffusion degradation process[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(1):50-67.
- [8] 王小林,蒋平,邢云燕,等. 非线性退化情况下的产品剩余寿命预测[M]. 北京:国防工业出版社,2015:39-46.
WANG X L, JIANG P, XING Y Y, et al. Residual life estimation for nonlinear-deteriorate products [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015:39-46 (in Chinese).
- [9] 蒋同敏. 可靠性与寿命试验[M]. 北京:国防工业出版社, 2012:346-354.
- JIANG T M. Reliability maintainability supportability [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012:346-354 (in Chinese).
- [10] 历海涛,金光,周经伦,等. 动量轮维纳过程退化建模与寿命分析[J]. 航空动力学报,2011,26(3):623-627.
LI H T, JIN G, ZHOU J L, et al. Momentum wheel Wiener process [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3):623-627 (in Chinese).
- [11] 王书锋,王友仁,姜媛媛. Wiener 过程性能退化电子产品的剩余寿命预测方法[J]. 电子测量技术,2014,37(5):17-20.
WANG S F, WANG Y R, JIANG Y Y. Residual life prediction method of electronic products with Wiener process degradation [J]. Electronic Measurement Technology, 2014, 37(5):17-20 (in Chinese).
- [12] 陈逸成,何华锋,邓会选,等. 基于 Kalman 滤波和 Wiener 过程的系统性能退化数据建模方法[J]. 光电与控制,2015, 22(7):107-110.
CHEN Y C, HE H F, DENG H X, et al. A system degradation modeling method based on Kalman filter and Wiener process [J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(7):107-110 (in Chinese).
- [13] LONNIE C L. 随机过程:滤波、估计与检测[M]. 邱天爽,李婷,毕英伟,等译. 北京:电子工业出版社,2015:130-135.
LONNIE C L. Random processes: Filtering estimation and detection [M]. QIU T S, LI T, BI Y W, et al, translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005:130-135 (in Chinese).
- [14] 赵春燕. 平滑转换自回归模型的理论与应用研究[M]. 北京:清华大学出版社,2015:28-29.
ZHAO C Y. Research on the theory and application of smooth transition autoregressive mode [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2015:28-29 (in Chinese).
- [15] 郑伟博,张纪会. 基于 Nelder-Mead 单纯形法的改进量子行为粒子群算法[J]. 复杂系统与复杂性科学,2016,13(6):97-104.
ZHENG W B, ZHANG J H. A improved quantum behaved particle swarm optimization algorithm using Nelder and Mead's simplex algorithm [J]. Complex Systems and Complex Science, 2016, 13(6):97-104 (in Chinese).
- [16] JORGE N, STEPHEN J W. Numerical optimization [M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 1999:363-378.
- [17] 杨振海,程维虎,张军舰. 拟合优度检验[M]. 北京:科学出版社,2011:15-19.
YANG Z H, CHENG W H, ZHANG J J. Goodness of fit test [M]. Beijing: Science Press, 2011:15-19 (in Chinese).

作者简介:

袁庆洋 男,硕士研究生。主要研究方向:产品环境工程。

叶建华 男,硕士,工程师。主要研究方向:可靠性与环境试验技术。

李晓钢 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:可靠性试验技术、产品环境工程、加速试验。

Multistage temperature degradation modeling for BLDC motor based on Wiener process

YUAN Qingyang, YE Jianhua*, LI Xiaogang

(School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Brushless DC (BLDC) motor is widely used and its temperature degradation process is multistage. It is necessary to establish a multistage degradation model. When the model has several parameters, the parameter estimation process is sensitive to the initial value and easy to end up with a local optimization. This study was based on accelerated degradation data of motors. The normal weighted average filter (Gauss filter) was used to improve the results of estimation for the model parameters. A multistage Wiener model was established by using the transition function to modify linear model. Then, to maximize likelihood function for parameter estimation, the numerical optimization method, improved particle swarm optimization (PSO), was used for cycle calculation. The rationality of multistage model is verified by comparison of the normality of residual with widely used nonlinear Wiener model, and by analysis of theoretical life distribution of models and actual failure distribution of this batch. The modeling results show that the degradation mechanism changes at high speed during the degradation of the motor. Finally, prediction for motor life under this stress was gained by life distribution in different moments of time calculated by nonlinear model, which is important for the prognostics and health management (PHM) of motors.

Keywords: brushless DC (BLDC) motor; degradation modeling; multistage Wiener process; particle swarm optimization (PSO) algorithm with simplex method; prognostics and health management (PHM)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0548

车用复合材料螺旋弹簧的设计与优化



詹博文, 孙凌玉*, 黄彬城, 赵冠博, 王倩

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 利用复合材料可设计性强和树脂基体轻量化的特点,并解耦“材料-结构-性能”之间的相互关联,是汽车复合材料结构件设计的难点。螺旋弹簧是汽车悬架系统的主要承载部件,工况复杂,一般采用性能极佳的弹簧钢;若用轻质复合材料替代,必须兼顾安全性与轻量化,设计难度很大。针对上述问题,提出了一种复合材料螺旋弹簧“材料-结构-性能”集成设计方法。依据弹簧受压缩载荷时,簧丝截面应力分布,确定选择 $\pm 45^\circ$ 铺层的碳纤维复合材料(CFRP);在满足刚度、强度和安装空间约束条件下,根据复合材料力学和弹簧刚度、强度理论模型,确定初始弹簧几何参数;再进一步利用有限元数值仿真进行校验;将正交实验设计法和有限元数值模拟结合,建立轴向压缩刚度和强度随几何参数变化的响应面模型;采用遗传算法获得满足弹簧性能要求下轻量化效果最佳的设计结果。优化后的复合材料弹簧方案比金属弹簧质量减轻34.4%,为复合材料汽车结构件设计提供了可行的整体解决方案和产品开发实例。

关键词: 汽车轻量化;有限元法;复合材料;螺旋弹簧;响应面模型;优化设计

中图分类号: U465.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1520-08

轻量化是实现节能减排和解决电动汽车续航里程不足的重要途径。实现手段包括:轻质材料替代、结构优化和先进制造及装配工艺应用。其中,轻质材料替代的轻量化效果最为显著。碳纤维增强树脂基复合材料由于具有远高于传统钢材的“比模量”和“比强度”,有望在汽车结构件上得到更广泛的应用^[1]。悬架弹簧作为重要的汽车底盘结构件,其质量的减轻可降低整车的簧下质量,因此可极大提高整车的平顺性和操纵稳定性,近几年已引起国内外汽车企业的广泛关注。

2010年, Budan 和 Manjunatha^[2]分别以碳纤维复合材料(CFRP)、玻璃纤维复合材料(GFRP)以及碳纤维/玻璃纤维(CF/GF)混合复合材料制

作了3种螺旋弹簧样件,并通过台架实验证明CFRP弹簧刚度比GFRP高45%,比CF/GF高34%;同时,CFRP弹簧质量比GFRP弹簧减轻17.8%,比CF/GF混合复合材料弹簧减轻15.0%,该研究证明了弹簧材料替换的可行性。2015年,Choi等^[3]用理论模型建立了连续纤维层合板弹簧中纤维方向、簧丝直径和弹簧刚度之间的关系,研究表明:当纤维铺层方向为 45° 时,能够在满足刚度要求的情况下使簧丝直径最小,并分别用数值仿真和实验方法对该结果进行了验证。2016年,Sequeira等^[4]利用有限元法证明CFRP弹簧在仅保证与金属弹簧具有相同强度和刚度的前提下,可减重80%左右。Jang等^[5]通过

收稿日期: 2017-08-31; 录用日期: 2017-11-23; 网络出版时间: 2018-01-24 08:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180123.1726.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1664250, 51575023); 国家重点研发计划(2016YFB0101606)

*通信作者. E-mail: lysun@buaa.edu.cn

引用格式: 詹博文, 孙凌玉, 黄彬城, 等. 车用复合材料螺旋弹簧的设计与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1520-1527. ZHAN B W, SUN L Y, HUANG B C, et al. Design and optimization of automotive composite helical spring[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1520-1527 (in Chinese).

复合材料力学原理设计了一款复合材料螺旋弹簧,能够极大地降低弹簧质量,可在汽车上使用,但未见提及参数优化。Oh 和 Choi^[6]研究了复合材料的力学特性,推导了其剪切模量与铺层角度的关系,并最终确定了与对标金属弹簧具有相同刚度的复合材料弹簧设计结果。通过数值仿真对其进行了验证。由于缺少结构优化环节,不能确定是否达到了最佳轻量化效果。Djomseu 等^[7]提出了一种螺旋弹簧的设计方法。建立螺旋弹簧有限元模型,考虑纤维铺层角度等影响因素为优化变量,通过修改变量和进行有限元仿真计算的循环过程,得到最终优化结果。然而,优化过程中每一次迭代都需要进行一次有限元仿真,且迭代次数随着优化变量的增加而增加,因此该方法计算成本大。

优化是结构设计中的重要组成部分。其中,基于响应面模型的优化方法已经成为国内外学者研究复杂几何及非线性响应的常用工具^[8-9],已经广泛应用于结构设计中。Arora 等^[10]利用响应面模型对汽车钢板悬架弹簧的弹簧片疲劳特性进行了优化。考虑了弹簧片跨距和宽度等几何参数,以及材料强度、弹簧刚度和强度缩减系数等5个因素对疲劳特性的影响,且响应面模型的预测精度通过实验得到了验证。基于响应面模型寻优,得到了提高疲劳寿命的最优方案。

根据上述复合材料螺旋弹簧的研究现状,本文结合复合材料力学原理和有限元仿真法,提出了一种汽车复合材料螺旋弹簧从理论设计、仿真校核到结构优化的完整设计流程,为工程开发提供理论和方法指导。以某款面包车为例,依据所提出的设计要求,应用该方法设计了一款复合材料螺旋弹簧。首先,针对弹簧载荷特点和主要失效模式,选择了合适的材料和铺层方式,进行了初始结构参数设计;然后,建立了数值仿真模型,并验证了初始设计结果;接着,利用正交实验设计和数值结果建立了弹簧几何结构与刚度、强度的映射关系,并构建了响应面模型;最终,基于响应面模型对初始设计参数进行优化,极大地提高了设计质量和效率。

1 设计参数初值的理论推导

应用复合材料力学原理,可以得到比较合理的、用于后续优化的设计变量初值,能够减少获得全局最优解所需的迭代次数。

1.1 强度和刚度理论模型

本节关于复合材料圆柱螺旋弹簧的压缩强度

和刚度理论模型的推导,基于以下假设:

- 1) 所有变形均为小变形,且在线弹性范围内。
- 2) 簧丝截面为圆形且在面内保持不变。

弹簧在轴向压缩载荷 P 作用下,任意截面的受力情况如图 1 所示。

截面 $A-A$ 受到 4 个分力(力矩)作用,分别为垂直于横截面的纵向(z 向)剪切力 V 、沿簧丝切向(x 向)的拉力 F 、绕簧丝截面法向(x 轴)的扭矩 T 和沿 y 轴的弯矩 M 。

根据材料力学理论:当弹簧螺旋角 β 较小时,由其引起的弯矩 M 和拉力 F 等可忽略;当弹簧旋绕比 C 较大,即 $C = D/d \geq 10$ 时(D 和 d 分别为弹簧中径和簧丝直径,定义见图 1),剪切力 V 对弹簧压缩刚度贡献较小,也可忽略。因此,经典解析解中,满足上述条件的弹簧一般仅考虑簧丝所受扭矩 T ,忽略其他 3 个作用力及力矩^[11]。基于上述假设,本文的理论模型推导如下:

在轴向载荷 P 作用下,螺旋弹簧刚度 κ 为

$$\kappa = \frac{P}{\lambda} \quad (1)$$

式中: λ 为载荷 P 引起的变形,其计算式为

$$\lambda = \frac{8PD^3n}{Gd^4} \quad (2)$$

式中: n 为有效圈数; G 为弹簧材料的剪切模量。

由式(1)和式(2)可知:以塑代钢时,弹簧刚度除了与几何尺寸有关外,还受复合材料在截面上的剪切模量影响。

图 2 为复合材料单层的代表性体积单元(RVE)示意图。本文采用的材料参数列于表 1^[12]。其中, E_1 为单层层合板纤维方向的弹性模量, E_2

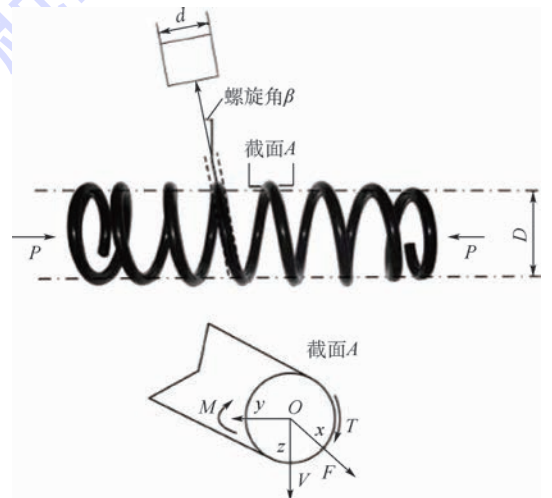


图 1 弹簧及簧丝截面受力情况

Fig. 1 Force analysis of spring and cross section of wire

为单层层合板垂直纤维方向的弹性模量, G_{12} 为单层层合板垂直线方向的剪切模量, ν_{12} 为泊松比, X_T 为纤维拉伸强度, X_C 为纤维压缩强度, Y_T 为基体拉伸强度, Y_C 为基体压缩强度, S_{12} 为单向纤维与基体混合后的单向层合板横向剪切强度(纤维方向为纵向)。当铺层顺序为 $\pm 45^\circ$ 时, 材料的许用剪切强度 $S_{\pm 45^\circ}$ 为 361.7 MPa。

根据复合材料力学原理, 可推导出 RVE 的剪切模量:

$$G_\theta = \frac{G_{12}}{1 + \left[\frac{G_{12}(1 + \nu_{12})}{E_f} + \frac{G_{12}(1 + \nu_{21})}{E_m} - 1 \right] \sin^2(2\theta)} \quad (3)$$

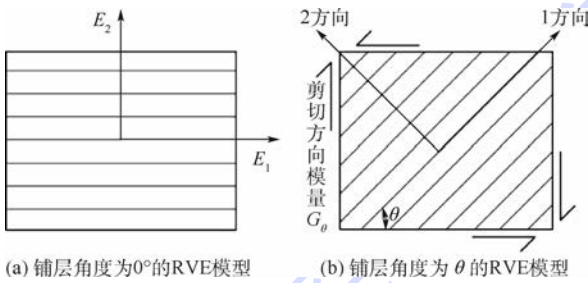


图2 RVE的铺层结构示意图

Fig. 2 Schematic of layer structure of RVE

表1 CFRP的材料参数^[12]

Table 1 Material parameters of CFRP^[12]

参数	E_1 /GPa	E_2 /GPa	G_{12} /GPa	ν_{12}	X_T /MPa	X_C /MPa	Y_T /MPa	Y_C /MPa	S_{12} /MPa
数值	115.142	6.894	12.41	0.332	1447	1172	6.89	262	279

1.2 结构参数的初始设计

由于布置空间以及载荷条件的限制, 某款微型面包车后悬架圆柱螺旋弹簧的设计要求^[14]如下: 簧丝直径为 12 ~ 22 mm; 弹簧中径为 120 ~ 180 mm; 弹簧圈数为 4 ~ 10; 静态压缩刚度为 75 N/mm; 剪切强度安全系数 $S = \frac{\tau_s}{S_{\pm 45^\circ}} \geq 1.3$ 。

初始参数设计流程见图3。簧丝直径根据式(8)得到:

$$d \geq \sqrt{\frac{8K_s PC}{\pi[\tau_s]}} \quad (8)$$

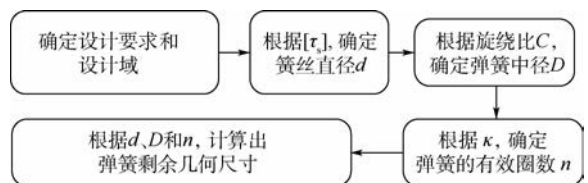


图3 初始参数理论设计流程

Fig. 3 Theoretical design process of initial parameters

式中: E_f 和 E_m 分别为纤维和基体的拉伸弹性模量。

单向复合材料的剪切模量随 θ 变化, 在 $\theta = 45^\circ$ 时达到最大。因此, 为了提高单层材料的剪切模量, 本文采用 $\pm 45^\circ$ 铺层。当纤维体积百分比为 50% 时, 剪切模量的计算式为^[13]

$$G_{45^\circ} = \frac{E_f V_f + E_m V_m + \frac{E_f E_m}{E_m V_f + E_f V_m}}{4(1 + \nu_{12})} \quad (4)$$

式中: V_f 和 V_m 分别为纤维和基体的体积分数。

假设纤维和基体本身均为各向同性材料。将式(2)和式(4)代入式(1), 得到该复合材料螺旋弹簧压缩刚度计算式为

$$\kappa = \frac{d^4 \left(E_f V_f + E_m V_m + \frac{E_f E_m}{E_m V_f + E_f V_m} \right)}{32n(1 + \nu_{12})D^3} \quad (5)$$

弹簧的剪切应力 τ_s 可以由式(6)计算得到^[11]:

$$\tau_s = K_s \frac{8PC}{\pi d^2} \leq [\tau_s] \quad (6)$$

式中: K_s 为弹簧圈数对强度的影响系数^[3], 其计算式为

$$K_s = \frac{4C - 1}{4C - 4} + \frac{0.615}{C} \quad (7)$$

按照弹簧剪切安全系数为 1.3 进行设计, 弹簧受载时的许用剪切应力 $[\tau_s]$ 为 278.2 MPa; 考虑到理论模型忽略了部分力的作用, 初始设计时将原本许用剪切应力再降低 10%, 设置为 250.4 MPa。然后, 根据设计所要求的压缩刚度, 采用式(9)得到弹簧的有效圈数 n 。弹簧几何参数的初始设计结果见表2。

$$n = \frac{G_{12} d}{8C^3 \kappa} \quad (9)$$

表2 弹簧几何参数的理论设计初值

Table 2 Theoretically designed initial value of spring geometric parameters

参数	簧丝直径/mm	弹簧中径/mm	弹簧有效圈数
数值	21.2	123.5	5.4

2 初始结构性能的有限元仿真实验

为了进一步验证第1节中的初始几何模型是否能满足设计要求, 在商业有限元软件 ABAQUS

中建立了有限元模型并进行数值仿真。采用四面体实体单元 C3D10 建模。由于弹簧压缩过程中变形均匀,且通过网格尺度敏感性和收敛性检验,最终,全部单元边长均设置为 5 mm。

选用 Hashin 失效准则^[15]来判断弹簧是否发生失效,各失效机理对应的准则判据见表 3,其中, σ_{11} 和 σ_{22} 分别为 1 和 2 方向上的正应力; τ_{12} 为剪应力; F_f^I 、 F_f^C 、 F_m^I 和 F_m^C 分别表示 4 种状态下失效临界值,取值均为 1。

在弹簧模型的上、下两端建立 2 个刚性平板,与弹簧间设置为刚性接触约束,以防止穿透现象。如图 4 施加边界条件和加载条件,固定下端平板,对上端平板施加向下的位移。

用 ABAQUS/standard 求解器进行静力学分析,得到压缩量达到最大值时的剪切应力 τ_s 分布结果。图 5(a) 为垂直于 x 轴指向 y 轴方向上的剪切应力 τ_s 分布结果。从弹簧模型中选取一个危险截面 A' ,其应力分布见图 5(b), x/d 为簧丝截面过圆心水平线上各点的相对位置。最大剪切应力为 262.7 MPa,位于簧丝边缘处,靠近弹簧螺旋中心一端。此时弹簧的剪切安全系数为 1.38,压缩刚度为 73.2 N/mm,均满足设计要求。因

表 3 Hashin 失效准则^[15]

Table 3 Hashin failure criterion^[15]

失效模式	失效准则
纤维拉伸断裂 ($\sigma_{11} \geq 0$)	$F_f^I = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2$
纤维压缩断裂 ($\sigma_{11} < 0$)	$F_f^C = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2$
基体拉伸断裂 ($\sigma_{22} \geq 0$)	$F_m^I = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2$
基体压缩断裂 ($\sigma_{22} < 0$)	$F_m^C = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2$

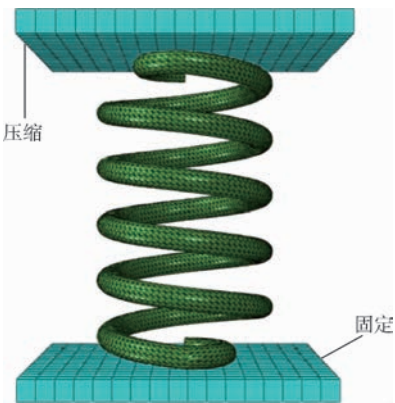


图 4 仿真模型中的载荷与边界条件

Fig. 4 Loads and boundary condition in simulation model

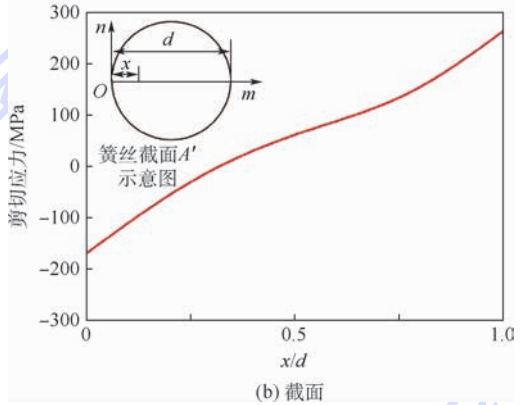
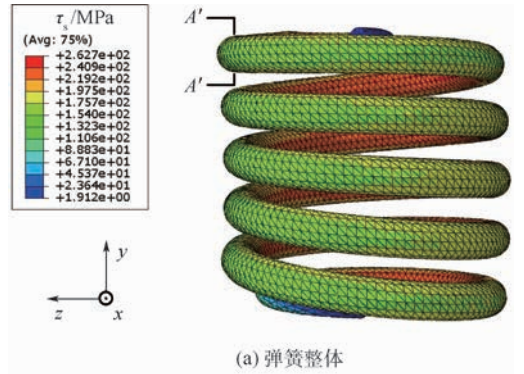


图 5 压缩量最大时弹簧整体及截面的剪切应力分布
Fig. 5 Shear stress distribution of whole spring and cross section at ultimate compression

此,通过有限元仿真结果,进一步验证了理论设计得到的初始弹簧参数可满足设计要求。而且质量相比金属弹簧降低了 28.5%,体现了复合材料弹簧的巨大优势。

然而,仿真结果也发现:最大剪切应力的数值模拟值 262.7 MPa 比理论设计要求的 250.4 MPa 略高,但是仍低于安全系数 1.3 要求下的剪切强度许用值 278.2 MPa。此外,刚度相对于理论值也有相应的降低。这是由于在有限元仿真中,考虑到了理论计算过程中所忽略的一些力,因此最大应力会有所提高,刚度有所降低。

3 结构参数优化设计

在汽车轻量化的趋势下,为了进一步降低复合材料螺旋弹簧的质量 (W),本文对复合材料螺旋弹簧的几何结构进行了优化。以弹簧中径、有效圈数和簧丝直径为设计变量,以弹簧的剪切强度安全系数 (S) 和压缩刚度 (κ) 为约束条件,以重量最轻为目标,进行优化设计,数学模型如下:

优化目标: $\min W$ 。

设计变量: n, D, d 。

约束条件: $n = 4 \sim 10$; $d = 12 \sim 22$ mm; $D =$

120 ~ 180 mm; $S = \frac{\tau_{smax}}{S_{\pm 45^\circ}} \geq 1.3$; $\kappa = 75 \text{ N/mm}$ 。

由于设计变量和约束条件较多,传统的优化过程依赖大量的有限元计算迭代次数,计算成本较高。本文采用响应面法,能够在降低计算成本的同时,保证优化结果的精度。选择具有良好连续性和可导性的二阶多项式模型,通过拉丁方正交实验设计得到了弹簧刚度、刚度与弹簧中径、有效圈数和簧丝直径的映射关系,并构造了响应面模型。最终,基于响应面模型进行优化,获得满足约束条件且轻量化效果最好的复合材料弹簧几何结构。

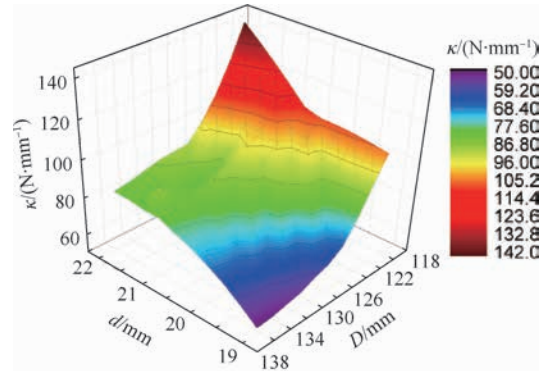
首先,根据设计变量数目和设计域范围,选用了3因素16水平的拉丁方法进行实验设计($L_{16}(16^3)$),采用相同载荷及边界条件,对设计的16组样本点进行数值仿真计算,结果见表4。

基于仿真结果,构造了响应面模型。图6和图7反映了3个设计变量交互作用对弹簧刚度和最大剪切应力的影响规律。图6(a)和图7(a)分别为弹簧刚度和最大剪切应力关于弹簧中径 D 和簧丝直径 d 的变化关系,发现当 $D = 120 \text{ mm}$ 、 $d = 22 \text{ mm}$ 时,弹簧刚度值为 141.7 N/mm ,最大剪切应力为 308.8 MPa ,且刚度和最大剪切应力随着弹簧中径的增大而减小、随着簧丝直径的减小而减小;同时,结合分析图6(b)和(c)、图7(b)和(c)可以发现,当弹簧中径 D 增加,另外2个变量保持不变时,弹簧刚度和最大剪切应力不断减小;当簧丝直径 d 增加,另外2个变量保持不变时,

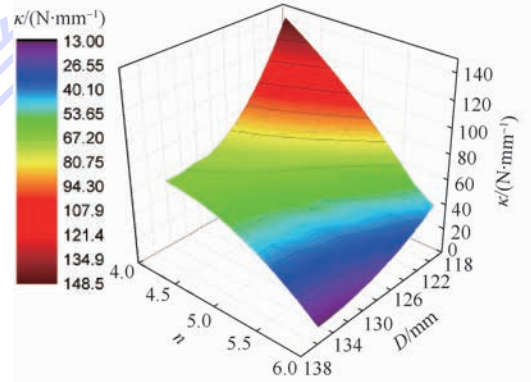
表4 弹簧几何结构正交实验样本及仿真结果

Table 4 Orthogonal experimental samples and their simulation results of spring geometric structure

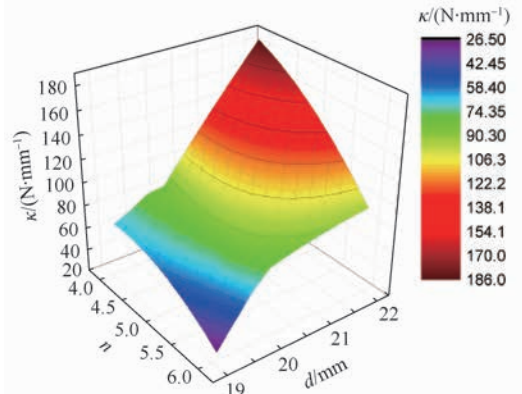
d/mm	D/mm	n	κ	S
19.27	120	5.2	64.94	1.18
20.83	121.06	6	84.29	1.33
19.66	122.11	4.93	66.37	1.22
20.05	123.17	5.87	71.53	1.26
20.44	124.23	4.13	68.57	1.27
20.25	125.28	4.53	72.13	1.29
19.08	126.34	5.47	61.8	1.31
19.86	127.4	4.8	55.5	1.14
21.03	128.45	4.67	74.13	1.38
21.22	129.51	5.33	75.59	1.39
20.64	130.57	5.07	80.87	1.38
21.81	131.62	5.73	66.42	1.29
22	132.68	5.6	81.3	1.40
21.42	133.74	4.27	70.64	1.35
19.47	134.79	4.4	48	1.29
21.61	135.85	4	69.81	1.41



(a) D 和 d 对 κ 的响应面



(b) D 和 n 对 κ 的响应面



(c) d 和 n 对 κ 的响应面

图6 κ 与 d 、 D 和 n 的响应面
Fig. 6 Response surface of κ with geometric parameters d , D and n

弹簧刚度和最大剪切应力不断增加;当有效圈数 n 增加,另外2个变量保持不变时,弹簧刚度和最大剪切应力不断减小。弹簧刚度和最大剪切应力随几何参数的变化趋势与理论一致。

然后,借助响应面模型,在设计域范围内,采用遗传算法进行优化计算。遗传算法利用简单的编码技术和繁殖机制来表现复杂的现象,可以解决非常困难的问题。首先,随机生成多个个体,形成初始群体,计算个体适应度;然后,将各个个体适应度大小排序;再次,用各个体等级作为选择权重选取2个双亲,经杂交、突变繁殖一个后代;最

后,用后代代替群体中等级最低的一个个体^[16]。

最后,考虑到弹簧的制造工艺限制,经圆整后得到了最终的优化结果。表5对比了优化前后的复合材料弹簧和金属弹簧三者之间的性能。从表5中可以发现:在刚度和强度都能符合设计要求的前提下,优化后的复合材料弹簧的质量为3.43 kg,比优化前质量减轻了8.3%,比金属弹簧的质量减轻了34.4%。说明优化后的弹簧能够在保证设计要求的同时,进一步降低汽车质量,从

而达到汽车轻量化的目标。

为了验证基于响应面模型优化结果的精度,根据优化结果的几何尺寸,建立新的有限元仿真。表6为对仿真结果和响应面优化结果的比较,通过仿真得到优化后结构的最大切应力和刚度值,分别为276.4 MPa和72.7 N/mm,与响应面计算得到的结果误差分别为2.2%和3.1%,在工程误差范围内。这说明基于响应面模型得到的优化结果精准可靠。

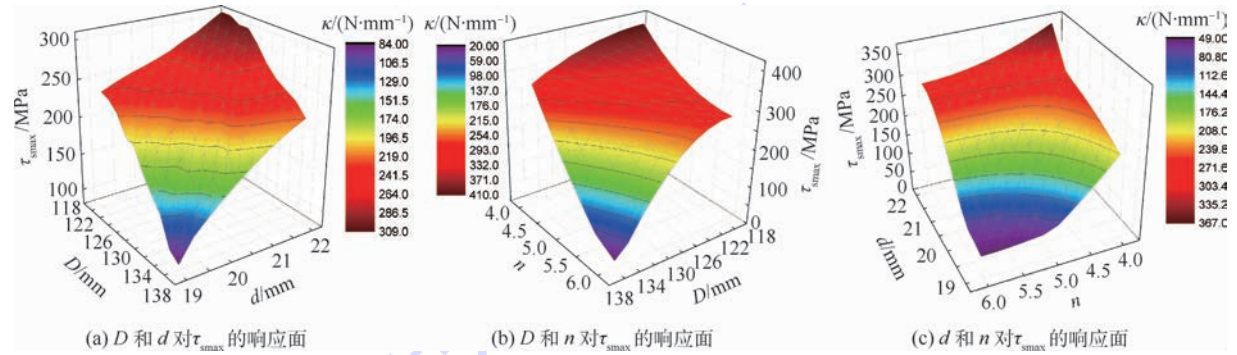


图7 τ_{\max} 与 d 、 D 和 n 的响应面

Fig.7 Response surface of τ_{\max} with geometric parameters d , D and n

表5 金属弹簧及优化前后复合材料弹簧性能比较

Table 5 Performance comparison of metal spring and composite spring before and after optimization

弹簧	W/kg	$\kappa/(N \cdot mm^{-1})$	S	d/mm	D/mm	n
金属弹簧	5.23	75	2.74	16.4	142.1	7.3
初始理论设计复合材料弹簧	3.74	73.2	1.38	21.2	123.5	5.4
有限元优化后的复合材料弹簧	3.43	75	1.33	19.1	121.4	5.0

表6 优化结果误差分析

Table 6 Error analysis of optimized results

约束参数	优化结果	优化结构的数值仿真	误差/%
κ	75	72.7	3.1
τ_{\max}	270.3	276.4	2.2

4 结论

本文基于汽车轻量化的大背景,为了实现以塑代钢,首先根据某车型悬架螺旋弹簧的设计要求,通过解析法推导了 $\pm 45^\circ$ 铺层结构复合材料螺旋弹簧的初始设计参数;然后建立了相应的数值仿真模型,校验了理论设计结果;最后,以理论设计结果为初始变量,基于响应面模型对螺旋弹簧进行了几何参数优化,达到了降低弹簧质量的目标。得到以下结论:

1) 建立了复合材料螺旋弹簧设计开发流程:利用材料力学和弹性力学原理,建立了螺旋弹簧刚度和强度的简化计算公式;推导了 $\pm 45^\circ$ 铺层复合材料螺旋弹簧的压缩刚度;按照刚度和强度指

标,进行了几何参数的初步设计;应用有限元仿真法获得了具有各向异性特征的弹簧整体及界面应力分布和最大应力值;以有限元模型为依据,建立了几何参数与弹簧性能的响应面模型;基于该响应面模型进行优化,得到了满足设计要求的轻量化效果最好的复合材料螺旋弹簧结构。

2) 通过拉丁方法实验设计确定了16组样本点,建立了响应面模型。基于响应面模型,利用遗传算法,得到了最终的优化结果。最终得到的复合材料弹簧,相比原金属弹簧质量减轻达34.4%。本文提出的材料-结构-性能一体化设计流程,对其他汽车复合材料结构件的开发也有借鉴作用。

参考文献 (References)

[1] 张靠民,李敏,顾轶卓,等. 先进复合材料从飞机转向汽车应用的关键技术[J]. 中国材料进展, 2013, 32(11): 685-695.
ZHANG K M, LI M, GU Y Z, et al. Key technology of advanced composite materials from aircraft to automobile [J]. Materials China, 2013, 32(11): 685-695 (in Chinese).
[2] BUDAN D A, MANJUNATHA T S. Investigation on the feasil-

- ity of composite coil spring for automotive applications [J]. World Academy of Science Engineering & Technology, 2010, 4(10):1035-1039.
- [3] CHOI B L, CHOI B H. Numerical method for optimizing design variables of carbon-fiber-reinforced epoxy composite coil springs [J]. Composites Part B Engineering, 2015, 82:42-49.
- [4] SEQUEIRA A A, SINGH R K, SHETTI G K. Comparative analysis of helical steel springs with composite springs using finite element method [J]. Journal of Mechanical Engineering and Automation, 2016, 6(5A):63-70.
- [5] JANG D, JANG S. Development of a lightweight CFRP coil spring [C] // SAE 2014 World Congress & Exhibition, 2014.
- [6] OH S H, CHOI B L. A determination of design parameters for application of composite coil spring in a passenger vehicle [J]. Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers 2013, 12(1):77-83.
- [7] DJOMSEU P, SARDOU M A, BERG T R. Composite coil spring development and testing [C] // IEEE/ASME/ASCE 2008 Joint Rail Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:71-78.
- [8] WANG G G. Adaptive response surface method using inherited Latin hypercube design points [J]. Journal of Mechanical Design, 2003, 125(2):210-220.
- [9] 宁方飞, 刘晓嘉. 一种新的响应面模型及其在轴流压气机叶型气动优化中的应用 [J]. 航空学报, 2007, 28(4):813-820. NING F F, LIU X J. New response surface model and its applications in aerodynamic optimization of axial compressor blade profile [J]. Acta Aeroautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4):813-820 (in Chinese).
- [10] ARORA V K, BHUSHAN G, AGGARWAL M L. Enhancement of fatigue life of multi-leaf spring by parameter optimization using RSM [J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences & Engineering, 2017, 39(4):1333-1349.
- [11] 杨永宝, 金达锋, 高希. CFRP 圆柱螺旋弹簧静刚度预测理论及仿真 [J]. 汽车技术, 2013(7):21-25. YANG Y B, JIN D F, GAO X. Static stiffness prediction theory and simulation of CFRP cylindrical coil spring [J]. Automobile Technology, 2013(7):21-25 (in Chinese).
- [12] 朱建辉, 曾建江, 陈滨琦, 等. 复合材料层合板压缩载荷下渐进损伤分析与试验验证 [J]. 机械科学与技术, 2015, 34(5):785-789. ZHU J H, ZENG J J, CHEN B Q, et al. Analysis and experimental validation of the progressive damage for laminate composite under compression [J]. Mechanical Science & Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(5):785-789 (in Chinese).
- [13] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2013:231-237. SHEN G L, HU G K, LIU B. Mechanics of composite materials [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013:231-237 (in Chinese).
- [14] 时培成, 龚建成. 汽车悬架变刚度螺旋弹簧最优化设计 [J]. 现代制造工程, 2006(11):112-114. SHI P C, GONG J C. Optimal design for the variable stiffness coil spring of vehicle suspension [J]. Modern Manufacturing Engineering, 2006(11):112-114 (in Chinese).
- [15] ZHAN B W, SUN L Y, HUANG B C. Energy absorption optimization of GFRP Laminate by considering inner-lamina damage model with parameter identification [C] // ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York: ASME, 2016, 11:65774.
- [16] 徐小力, 徐洪安, 王少红. 旋转机械的遗传算法优化神经网络预测模型 [J]. 机械工程学报, 2003, 39(2):140-144. XU X L, XU H A, WANG S H. Predicting model of the neural network with adaptation based on GA optimization to rotary machinery [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2003, 39(2):140-144 (in Chinese).

作者简介:

詹博文 男, 硕士研究生。主要研究方向: 结构优化和智能材料开发等。

孙凌玉 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 汽车轻量化和智能材料开发等。

Design and optimization of automotive composite helical spring

ZHAN Bowen, SUN Lingyu*, HUANG Bincheng, ZHAO Guanbo, WANG Qian

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A major problem in designing automotive structures is how to make full use of the flexible designability of composites and light weight of polymer matrix, and also consider the close connection among the material, structure and properties. Since the helical spring is one of the major load-bearing parts of suspension and subjected to complex loads, it is generally manufactured by spring steel with ultra-high performance. If replaced by lightweight composites, both safety and light weight should be satisfied, which makes the design of composite helical spring rather difficult. In this paper, an integrated materials-structure-performance design method of composite helical spring is proposed. According to the stress distribution on the cross section of spring under compression, carbon fiber reinforce polymer (CFRP) material with $\pm 45^\circ$ ply sequence is selected. Under the constraint conditions of stiffness, strength and installation space, the initial geometric parameters of helical spring are derived by analytical models based on spring stiffness and strength and composite material mechanics. Furthermore, the initial result is verified numerically by finite element simulation. Combining the design of orthogonal experiment with numerical simulation, the response surface model of stiffness and strength of helical spring to its geometric parameters is established. Finally, the optimal design of helical spring satisfying both required performance and weight reduction is obtained by genetic optimization algorithm. Compared with the metal helical spring, the CFRP one reduces the mass by 34.4%. As a representative product development case, it has demonstrated that the proposed method is a feasible integrated solution for design of automotive structural components with composite materials.

Keywords: automotive light weight; finite element method; composite; helical spring; response surface model; optimal design

Received: 2017-08-31; **Accepted:** 2017-11-23; **Published online:** 2018-01-24 08:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180123.1726.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1664250, 51575023); National Key R & D Program of China (2016YFB0101606)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0557

蜂窝夹芯挖补修理结构弯曲性能研究



郭轩, 关志东*, 邱诚, 黎增山

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 从试验及有限元 2 个方面对复合材料蜂窝夹芯挖补修理结构的弯曲性能进行研究。通过 3 点弯曲试验对无损及修理件弯曲性能进行测试, 试验结果表明, 蜂窝夹芯结构破坏模式为典型的蜂窝剪切破坏, 修理件相比于无损件弯曲强度恢复率为 110%, 修理后结构弯曲刚度也略高于无损件; 基于试验结果建立三维有限元模型对蜂窝夹芯修理结构的弯曲性能进行研究, 通过用户自定义子程序 VUSDFLD 编写 Hashin 失效准则、基于应力的 Besant 失效准则, 实现复合材料面板及蜂窝芯子 2 种材料的损伤起始及演化。数值模型得到的破坏模式、破坏载荷及弯曲刚度均与试验结果吻合得较好; 改变有限元模型参数, 研究损伤直径及补片厚度对修理后弯曲性能影响, 结果表明, 随着损伤直径从 30~70 mm 逐渐增加, 修理件强度先增加后减小, 并在损伤直径为 50 mm 时取得最大值, 此外, 补片厚度为 1~2.5 mm 时弯曲强度恢复率高于 100%; 本文为复合材料蜂窝夹芯结构的修理设计提供了可靠的数值模拟方法。

关键词: 蜂窝夹芯; 挖补修理; 弯曲性能; 破坏模式; 有限元模型; 强度恢复率

中图分类号: V224.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1528-09

近年来, 复合材料由于比强度和比刚度高、可设计性强、疲劳性能好和耐腐蚀等特点, 被广泛应用于航空航天领域^[1]。但传统的复合材料仍无法完全取代金属材料的地位, 所以迫切需要开发新型先进复合材料。蜂窝夹芯结构是近年来广受关注的一种新型复合材料, 除具有传统复合材料的大多数优点外, 还具有耗材少、成本低、面积大、质量轻、可循环和耐高温等优点^[2-3]。因此, 飞机复合材料结构件大多数采用蜂窝夹芯结构, 如雷达罩、客舱地板、各类装饰面板、各类整流罩、操纵舵面和梁腹板等^[4]。然而在制造、运输和使用过程中, 蜂窝夹芯结构难免会受到各种各样的损伤, 需要及时对损伤部位进行修理, 以确保飞行器的安全性和可靠性^[5-6]。且蜂窝夹芯结构在使用中主要承受弯曲载荷, 因此有必要对蜂窝夹芯结构

的弯曲性能进行研究^[7]。

针对蜂窝夹芯结构的损伤后修理问题, 国内外学者已经进行了广泛的研究。汪海等^[8]对受损伤复合材料蜂窝夹芯结构的单侧挖补、单侧加衬挖补和双面贴补修理方法进行了研究, 得出了复合材料蜂窝夹芯结构修补后的刚度和强度变化规律; 李剑峰等^[9]对复合材料蜂窝夹芯结构单面贴补的弯曲性能进行了试验研究和数值分析; 曾建江等^[10]研究了不同夹芯复合材料夹层结构的剪切破坏行为; Avery、Sankar^[11]和 Hansen^[12]通过试验和数值模拟等手段对含面板芯子脱胶损伤的夹芯板侧压性能进行了研究; Tomblin 等^[13]通过 4 点弯曲试验, 对蜂窝夹芯结构的弯曲性能进行了较为全面的试验研究。

本文通过 3 点弯曲试验, 对蜂窝夹芯结构修

收稿日期: 2017-09-01; 录用日期: 2017-12-22; 网络出版时间: 2018-02-09 10:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180207.1707.001.html

* 通信作者。E-mail: d5062010@163.com

引用格式: 郭轩, 关志东, 邱诚, 等. 蜂窝夹芯挖补修理结构弯曲性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1528-1536.
GUO X, GUAN Z D, QIU C, et al. Flexural performance of scarf repaired honeycomb sandwich structures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1528-1536 (in Chinese).

理后弯曲性能进行研究,证明了挖补修理工艺的可行性;建立三维有限元模型进行数值分析,通过编写用户自定义场变量子程序 VUSDFLD 实现蜂窝材料的损伤起始与演化,数值仿真与试验结果较为吻合;改变损伤参数,研究损伤直径与补片厚度对修理后弯曲性能的影响。

1 试验

1.1 试件

无损伤蜂窝夹芯结构(简称无损件)如图 1 所示,试件为 460 mm × 100 mm 的矩形板,层板厚度 2 mm,由 ZT7H/QY9611 型单向带预浸料铺设而成,铺层顺序 [45/90/-45/0/45/-45/90/0],单层厚度为 0.125 mm,共 16 层,上下面板之间为 20 mm 厚的蜂窝芯子,材料为芳纶纸基芯材 NRH-2-48,板芯胶为 J-299 胶膜。

损伤模式为试件中心位置半穿透损伤,使用的修理方法为挖补修理,先将损伤区域的材料挖除,去除直径 50 mm、深度 12 mm 的圆柱体,再用芯子填充,并用胶接剂黏接,125℃ 固化 2.5 h;然后将直径 90 mm、厚度 2 mm 的补片贴于损伤区上方,125℃ 固化 140 min。此种修理方法强度高且实施方便,但修理后试件表面不光滑,为改善气动表面,补片倒角约 13°,修理工艺如图 2 所示,修理件如图 3 所示。

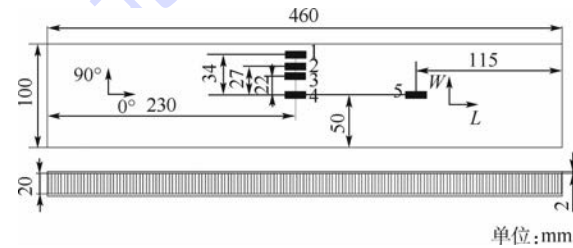


图 1 无损件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of undamaged specimen

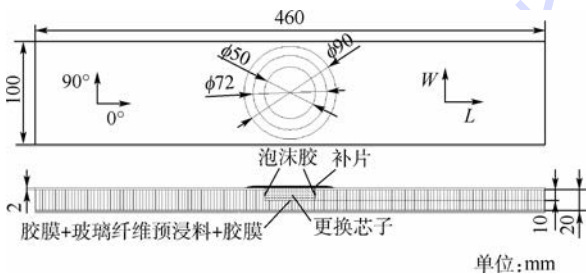


图 2 修理工艺示意图

Fig. 2 Schematic diagram of repair craft

1.2 试验过程

为测试试件的弯曲性能,使用 INSTRON 8082 电液伺服万能材料试验机进行 3 点弯曲试验,试

验按照国标 GB/T 1456—2005^[14] 进行,环境为室温 (23 ± 3) °C,跨距 360 mm,加载速度 1 mm/min,当载荷骤降 30% 时试验停止,试验过程如图 4 所示。选取 5 个点测量其应变值用于后文中验证有限元模型,测点位置在图 1 中已标注。

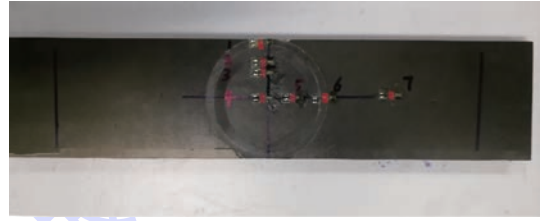


图 3 修理件示意图

Fig. 3 Schematic diagram of repaired specimen

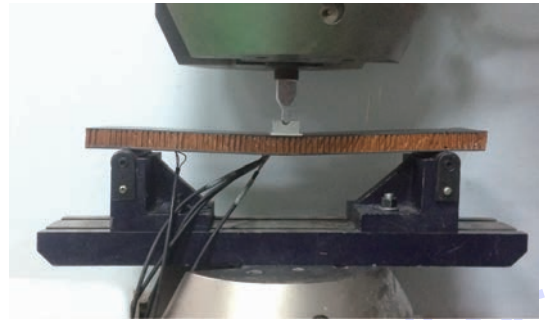


图 4 蜂窝夹芯板 3 点弯曲试验

Fig. 4 Three point bending test for honeycomb sandwich panel

1.3 试验结果与讨论

试件分为无损件与修理件 2 组,每组各 6 件,2 组试件破坏模式均为蜂窝剪切破坏,破坏位置在上压头右侧约 10 cm 处,破坏位置细节如图 5 所示。为了确定复合材料面板是否出现目视不可检损伤,试验前后使用超声波 C 扫描技术进行无损检测,其中正面扫描结果如图 6 所示,层板试验后未发生损伤。试验数据统计见表 1,2 组数据离散系数均小于 5%,试验结果具有工程有效性。修



(a) 无损件破坏模式细节图



(b) 修理件破坏模式细节图

图 5 蜂窝夹芯板典型破坏模式

Fig. 5 Typical failure modes of honeycomb sandwich panel

理件的弯曲强度恢复率均值为 110%，2 组试件载荷-位移曲线如图 7 所示，修理件刚度普遍高于无损件。综上所述，采用本文修理方法修理后的蜂窝夹芯板弯曲强度与刚度均满足修理准则。

无损件及修理件各测点应变随载荷变化规律如图 8 所示。应变随载荷增加均线性增大，在中线位置，无损件 1~4 号片的应变值几乎相等，修理件应变 $1 > 2 > 3 > 4$ ，且应力水平均低于无损件；无论无损件或修理件，5 号片由于远离中线位置，应变值始终低于其他 4 个应变片。

综上所述，相同外载条件下，文中所述修理方法能够有效地降低修理件损伤区域应变水平，且越靠近损伤区中心位置应变值越小。

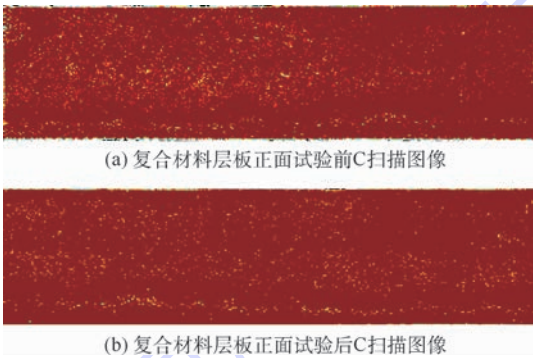


图 6 复合材料层板 C 扫描图像

Fig. 6 C-scan images of composite laminates

表 1 蜂窝夹芯结构弯曲试验结果

Table 1 Bending test results of honeycomb sandwich specimens

试件类型	破坏载荷/kN	离散系数/%	恢复率/%
无损件	4.489	1.2	
修理件	4.937	2.3	110

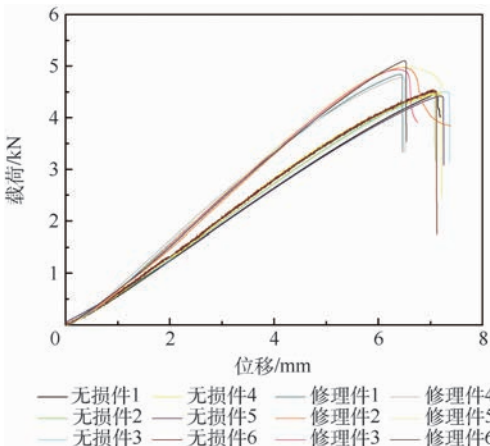


图 7 试件载荷-位移曲线

Fig. 7 Load-displacement curves of specimens

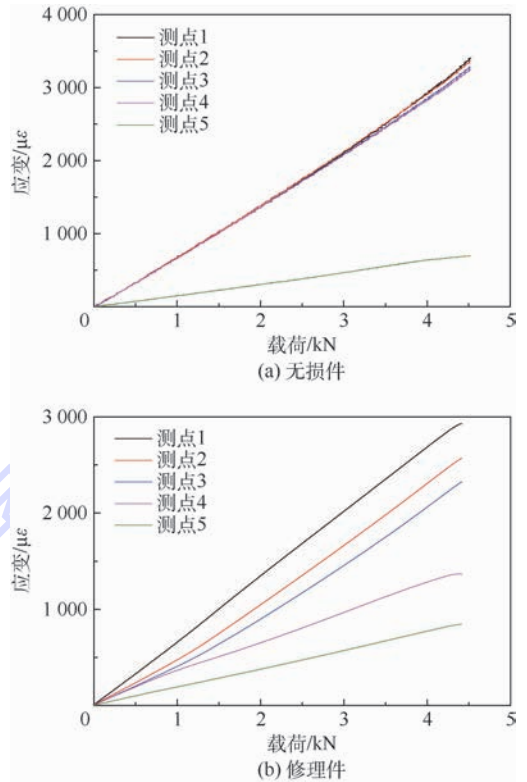


图 8 试件各测点载荷-应变曲线

Fig. 8 Load-strain curves of specimen for each measuring point

2 有限元模型

2.1 数值模型的建立

本文基于商用有限元分析软件 ABAQUS 建立有限元模型，层板使用连续壳单元，蜂窝使用 C3D8R 实体单元，板芯胶及修理所用胶膜使用 Cohesive 单元，建立全尺寸几何模型，采用 Dynamic Explicit 显示计算方法，复合材料选用二维 Hashin 失效准则，蜂窝材料选用基于应力的 Besant 失效准则^[15]，并通过编写用户自定义场变量程序 VUSDFLD 来实现上述损伤判据。试件与夹具之间的接触为“General Contact”，切向摩擦力采用“Penalty Friction”，法向为刚性接触。建立无损、损伤及修理模型，用去除材料的方法模拟损伤，修理模型参照实际修理工艺，将开孔用替换芯子填充后粘贴补片，修理区剖面图如图 9 所示。

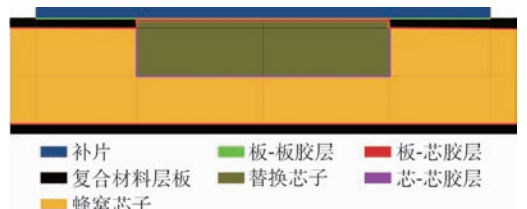


图 9 修理件有限元模型剖面图

Fig. 9 Cross-section view of finite element model for repaired specimen

2.2 材料属性与损伤准则

2.2.1 复合材料

面板由 ZT7H/QY9611 型单向带铺设而成,建模所需材料性能见表 2,其中, E_{11} 和 E_{22} 分别为复合材料单层板的纵向和横向弹性模量; G_{12} 和 G_{23} 分别为面内和面外剪切模量; ν_{12} 为单层面内泊松比; X_T 和 X_C 分别为纤维方向上的拉伸与压缩强度; Y_T 和 Y_C 分别为垂直于纤维方向上的拉伸与压缩强度; S 为纤维剪切强度。

对于复合材料单向铺层,使用二维 Hashin^[16] 失效准则见表 3,刚度退化参考姜晓伟等^[17] 提出的直接折减模型,当单元满足失效判据时,刚度降为 0。表 3 中: σ_{ii} 为层内各个方向上的正应力; τ_{ij} 为层内各个方向上的剪切应力; S_L 和 S_T 分别为纵向和横向剪切强度。

表 2 复合材料单层材料性能参数

Table 2 Property parameters of composite unidirectional tape

参数	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	G_{23}/GPa	ν_{12}
数值	146	10.4	6.45	3.37	0.27
参数	X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S/MPa
数值	2391	1410	67.6	219	94.8

表 3 复合材料二维 Hashin 失效准则

Table 3 2D Hashin failure criterion of composite material

失效模式	失效判据
纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} > 0$)	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1$
纤维压缩失效 ($\sigma_{11} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \geq 1$
基体拉伸失效 ($\sigma_{22} > 0$)	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1$
基体压缩失效 ($\sigma_{22} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1$

2.2.2 蜂窝

蜂窝简化为正交各向异性材料,材料属性根据 GJB 1874—94^[18] 给出,见表 4,其中, E_{TT} 为蜂窝芯子 T 方向弹性模量; G_{LT} 和 G_{WT} 分别为 LT 和 WT 方向的剪切模量; S_{TT} 为 T 方向拉压强度; S_{LT} 和 S_{WT} 分别为 LT 和 WT 方向的剪切强度;下标 L 为蜂窝板

表 4 蜂窝芯子 NRH-2-48 材料性能参数

Table 4 Property parameters of honeycomb core NRH-2-48 material

参数	E_{TT}/MPa	G_{LT}/MPa	G_{WT}/MPa	S_{TT}/MPa	S_{LT}/MPa	S_{WT}/MPa
数值	107	37.8	28.8	1.13	1.16	0.67

长度方向, W 为宽度方向, T 为高度方向。

通过编写有限元软件 ABAQUS 用户自定义场量子程序 VUSDFLD,实现蜂窝材料损伤判定及其损伤后的性能退化。破坏准则使用基于应力的 Besant 失效准则,其表达式为

$$F_{\text{core}} = \left(\frac{\sigma_{TT}}{X_{TT}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{WT}}{S_{WT}}\right)^2 \quad (1)$$

式中: σ_{TT} 、 τ_{LT} 和 τ_{WT} 分别为蜂窝芯子在 T 方向上的正应力以及 LT 、 WT 方向上的剪切应力; X_{TT} 、 S_{LT} 和 S_{WT} 分别为蜂窝芯子在对方向上的压缩强度及剪切强度。

当损伤出现后,对应的材料性能参数进行折减,其折减公式为

$$\begin{cases} E'_{TT} = \lambda_{\text{SRC}} E_{TT} \\ G'_{LT} = \lambda_{\text{SRC}} G_{LT} \\ G'_{WT} = \lambda_{\text{SRC}} G_{WT} \end{cases} \quad (2)$$

式中:带上标“'”的符号为经过折减后的材料性能参数; λ_{SRC} 为折减系数。计算模型中统一 $\lambda_{\text{SRC}} = 0.1$ 。

2.2.3 胶膜

使用胶层单元来模拟面板与芯子、填充芯子与蜂窝、补片与母板之间铺设的胶膜,胶膜牌号为 J-299,材料属性见表 5,其中 K_{nn} 、 K_{tt} 和 K_{ss} 分别为胶层法向和 2 个切向的刚度系数; t_n^0 、 t_s^0 和 t_t^0 分别为对应的临界应力; G_n^0 、 G_s^0 和 G_t^0 分别为 I 型、II 型和 III 型临界断裂能量释放率。

胶层单元基于牵引力-位移关系建立连续损伤机制,其主要作用是连接上下 2 个界面层,应力-应变关系为

$$\begin{bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & & \\ & K_{ss} & \\ & & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: t_n 、 t_s 和 t_t 分别为胶层的法向正应力和 2 个切向剪应力; ε_n 、 ε_s 和 ε_t 分别为胶层的法向正应变和 2 个切向剪应变。

胶层单元中使用二次应力准则作为界面初始损伤判据如式(4)所示:

$$\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right\}^2 + \left\{\frac{t_s}{t_s^0}\right\}^2 + \left\{\frac{t_t}{t_t^0}\right\}^2 = 1 \quad \langle t_n \rangle = \begin{cases} t_n & t_n > 0 \\ 0 & t_n < 0 \end{cases} \quad (4)$$

表 5 胶膜材料 J-299 性能参数

Table 5 Property parameters of adhesive film material J-299

参数	$K_{nn} = K_{tt} = K_{ss}/\text{GPa}$	t_n^0/MPa	$t_s^0 = t_t^0/\text{MPa}$	G_n^0/GPa	$G_s^0 = G_t^0/\text{GPa}$
数值	1 000 000	24	30	0.3	0.9

胶层损伤扩展使用基于能量的 Power 线性退化准则,如式(5)所示:

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_s}{G_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_t}{G_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (5)$$

式中: G_n 、 G_s 和 G_t 分别为胶层 I 型、II 型和 III 型断裂能量释放率。胶层模型损伤的双线性本构关系如图 10 所示,其中纵坐标 τ 为胶层应力,横坐标 δ 为胶层位移, τ^0 与 δ^0 分别为胶层初始损伤时的应力与位移, K 为胶层的初始刚度, D 为损伤折减系数, δ^{max} 为胶层完全损伤时的最大位移,灰色区域的面积等于胶层断裂能 G^C 。

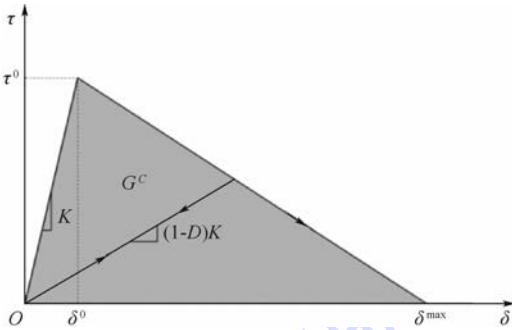


图 10 胶层损伤双线性本构关系

Fig. 10 Bilinear constitutive relationship of damage for cohesive element

2.3 结果与讨论

将无损试验与有限元得到的结果进行对比,对比项目为破坏载荷与破坏时 5 个测点应变值,所有对比项误差均在 10% 以内(见表 6)。

有限元计算结果中,无损件破坏模式为蜂窝剪切破坏,破坏位置出现在上压头右侧约 10 cm 的位置,与试验结论相同,验证了无损蜂窝夹芯板数值模型的准确性。无损件蜂窝损伤参数 F_{core} 分布如图 11 所示,由 Besant 失效准则可知, F_{core} 反映蜂窝损伤程度,当 $F_{core} \geq 1$ 时,蜂窝破坏,图中红色越深表明损伤越严重,当某个单元出现初始损伤后刚度折减,损伤随即扩展直至结构破坏,破坏位置如图 12 所示(图中红色区域为单元完全损伤)。

损伤件与修理件破坏模式亦为蜂窝剪切破坏,其损伤参数 F_{core} 分布如图 13 所示。

损伤件的损伤孔是薄弱区域,由于应力集中

表 6 有限元与试验结果对比

Table 6 Result comparison between FEM and test

对比项	破坏 载荷/kN	应变/ $\mu\epsilon$				
		测点 1	测点 2	测点 3	测点 4	测点 5
有限元	4.446	3 139	3 106	3 092	3 072	703
试验	4.522	3 342	3 329	3 362	3 277	718
误差/%	1.7	6.1	6.7	8.7	6.6	2.1

先发生破坏如图 14 所示,之后向两侧扩展,材料大部分发生破坏,结构失去承载能力。修理件对试件中部损伤区域进行了补强,应力集中得以缓解,因此初始破坏区域远离中心孔位置,右侧蜂窝破坏导致结构失去承载能力如图 15 所示。

得到 3 种有限元模型的载荷-位移曲线如图 16 所示。可见修理件相较于损伤件弯曲强度与刚度均得以提升,且略高于无损件,变化趋势

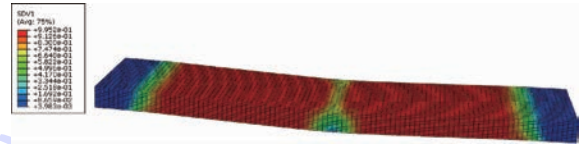


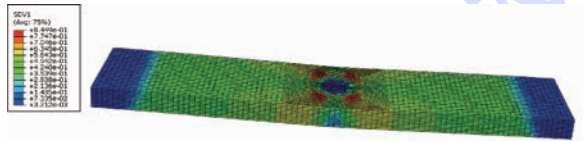
图 11 无损件 F_{core} 分布云图

Fig. 11 F_{core} distribution contour of undamaged specimen

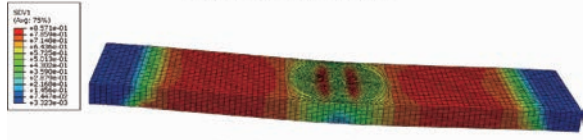


图 12 无损件破坏位置

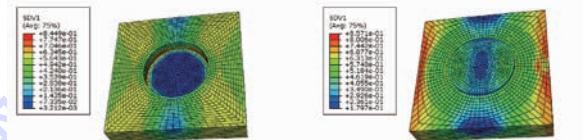
Fig. 12 Failure position of undamaged specimen



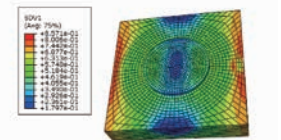
(a) 损伤件 F_{core} 分布云图



(b) 修理件 F_{core} 分布云图



(c) 损伤件孔边 F_{core} 分布云图



(d) 修理件孔边 F_{core} 分布云图

图 13 损伤及修理件 F_{core} 分布云图

Fig. 13 F_{core} distribution contour of damaged and repaired specimens

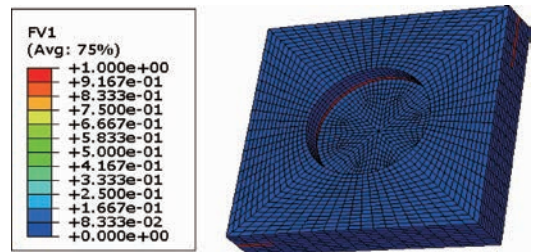


图 14 损伤件初始破坏位置

Fig. 14 Initial failure position of damaged specimen

与试验结果相同。分析文中所述挖补修理工艺,替换芯子改善了孔边应力集中,使应力分布更加平缓,薄弱区域得以增强;补片对母板具有补强作用,使得结构截面抗弯系数增大,相同弯矩作用下应力减小;因此弯曲强度与刚度得以大幅提升。

有限元与试验破坏载荷对比如图17所示,相同类型的试件破坏载荷接近,且整体变化趋势相同。综上可知,本文有限元模型可以从破坏模式、强度及刚度等方面对承受弯曲载荷的复合材料蜂窝夹芯挖补修理板进行有效的模拟,具有较强的工程实用价值。



图15 修理件破坏位置

Fig. 15 Failure position of repaired specimen

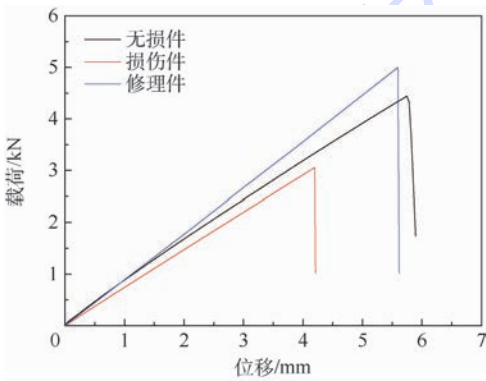


图16 有限元模型载荷-位移曲线

Fig. 16 Load-displacement curves of FEM models

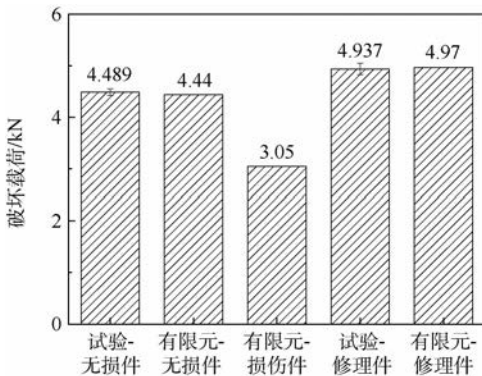


图17 有限元与试验破坏载荷对比

Fig. 17 Comparison of failure load between FEM and test

2.4 损伤参数分析

本节将讨论损伤区域直径对修理工艺的影响,通过对比不同损伤直径修理件的破坏载荷,得到损伤直径对弯曲强度恢复率的影响规律,为本文修理工艺确定适当的修理范围。

当损伤直径为50 mm时,本文修理方法可以实现较高的弯曲强度与刚度恢复率,且修理后弯曲强度与刚度均高于无损伤件,改变损伤直径,变化范围为30~70 mm,变化步长为5 mm,损伤深度不变,建立损伤件模型。在2.1节损伤模型的基础上分别建立修理模型,填充芯子尺寸相应的发生改变,补片尺寸不变,得到不同损伤直径下修理件模型。损伤及修理件破坏载荷随损伤直径的变化规律如图18所示。

对于损伤件,破坏载荷随损伤直径的增大而减小,当损伤直径为30 mm时,损伤件剩余强度较高,修理后试件弯曲强度只比损伤件提升约3%,修理效果较差,显然,随着损伤直径的进一步减小,修理效果只会更差。因此,对于本文蜂窝结构,当损伤直径小于30 mm时,前述修理方法将不再适用。

损伤直径为30 mm时,填充芯子与蜂窝胶接面积小,随着载荷的增加填充芯子侧面与蜂窝完全脱黏,芯子脱黏后导致载荷在蜂窝内部无法连续传递,由于应力集中使得填充芯子周围的局部蜂窝结构发生破坏,随即位于上压头附件的局部层板失去下方蜂窝的支撑,抗弯刚度减小,发生纤维基体剪切破坏与基体拉伸破坏,最终结构失去承载能力如图19所示。修理件弯曲强度恢复率

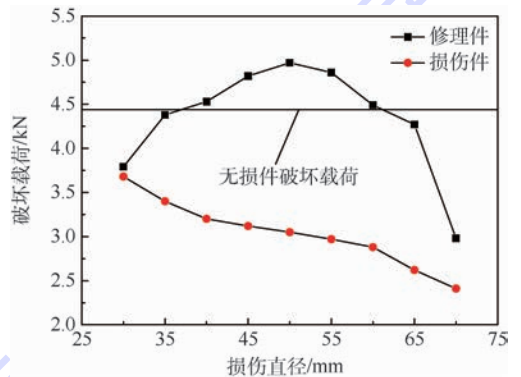


图18 损伤件及修理件破坏载荷随损伤直径变化规律

Fig. 18 Failure load versus damage diameter of damaged and repaired specimens

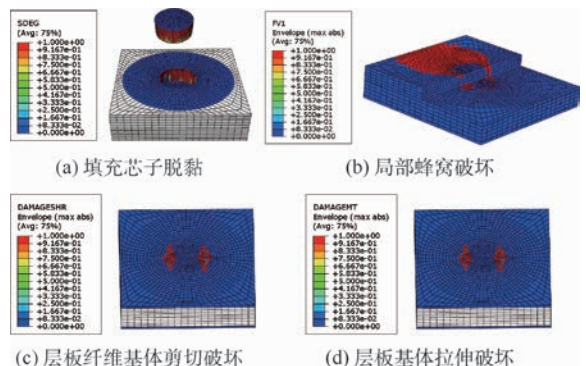


图19 30 mm 损伤修理件破坏模式

Fig. 19 Failure modes of repaired specimen with 30 mm damage

为85%，相当于无芯子填充的贴补修复工艺。

随着损伤直径增大至35 mm，填充芯子不会完全脱黏，应力集中得以缓解，层板不会先于蜂窝发生破坏，破坏模式转变为两侧蜂窝剪切破坏，破坏载荷有所提升。损伤直径增大至50 mm时，芯子不发生脱黏，破坏载荷达到最大值。

损伤直径进一步增大，层板与补片之间的胶接面积减小，补片边缘的剥离应力使补片局部脱黏如图20所示，破坏载荷略有降低；随着损伤直径继续增大至70 mm时，补片完全脱黏，失去补片加强的修理件破坏载荷显著减小，强度恢复率只有67%。

综上所述，损伤直径小于30 mm时，本文修理方法不再适用；损伤直径为35~65 mm时，可以达到较高的强度恢复率，特别地，对于损伤直径为40~60 mm的损伤件，修理后强度大于无损件，并且当损伤直径为50 mm时，修理效果最佳。

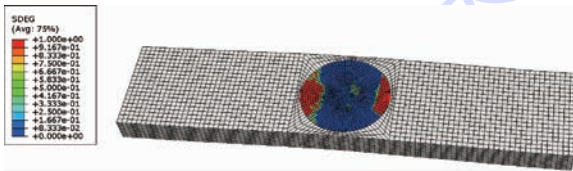


图20 65 mm 损伤修理件补片局部脱黏

Fig. 20 Local patch debonding of repaired specimen with 65 mm damage

2.5 修补参数分析

本节将讨论补片厚度对修理工艺的影响，损伤参数一定时，保证补片直径不变，改变补片厚度，得到补片厚度对弯曲强度恢复率的影响规律，为本文修理工艺确定适当的补片厚度。

由于复合材料单向带的厚度一定，因此改变补片厚度，铺层亦会发生变化，参考相关文献[19-20]对不同厚度的补片铺层进行设计如表7所示。基本设计原则是：表层为±45°以提升试件表面的损伤容忍性能，且±45°层占到总铺层数

表7 不同厚度补片铺层设计

Table 7 Layer design of patch with varied thickness

补片厚度/mm	铺层顺序
0.5	[45/90/0/-45]
1	[45/90/-45/0]
1.5	[45/90/-45/0/45/0]
2	[45/90/-45/0/45/-45/90/0]
2.5	[45/90/-45/0/45/-45/90/0/45/0]
3	[45/90/-45/0/45/-45/90/0/45/90/-45/0]
3.5	[45/90/-45/0/45/-45/90/0/45/90/-45/0/45/90]

的1/2，尽量保证铺层对称(刚度矩阵 $B=0$ ，不存在拉弯耦合刚度，铺层数为4时无法保证其对称)。

损伤直径为50 mm，改变补片厚度，得到修理件破坏载荷随补片厚度变化关系如图21所示。

当补片厚度为0.5 mm时，修理件破坏载荷低于无损件，修理效果较差，此时由于补片较薄，随着弯曲应力的增大先发生基体拉伸破坏，补片破坏后结构刚度大幅降低，随后修理区域附近的蜂窝被局部压溃导致上方层板失去支撑，载荷重新分配至上层板承受较大弯曲应力，随即上层板出现2条线状破坏带，结构失去承载能力，破坏模式如图22所示。

随着补片厚度的增加至1 mm，补片强度有所增加，不会出现补片先于蜂窝失效的情况，破坏模式转变为蜂窝剪切破坏，破坏载荷得以大幅度提升，此后补片厚度由1~2.5 mm变化，由于整体刚度的提升致使破坏载荷也逐渐增大，但此时的主导破坏模式依然为蜂窝剪切破坏，因此增大幅度较小。

当补片厚度为3 mm时，补片刚度过高，与试件刚度不匹配，弯曲变形时补片边缘胶层出现

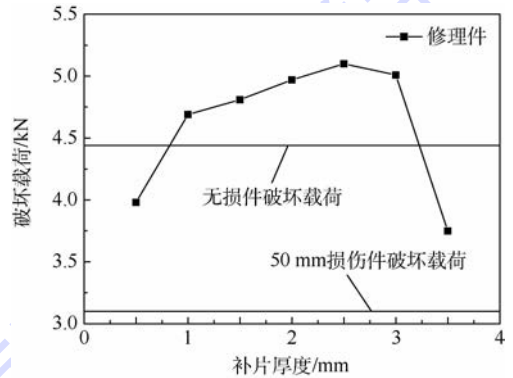


图21 破坏载荷随补片厚度变化规律

Fig. 21 Failure load versus thickness of patch

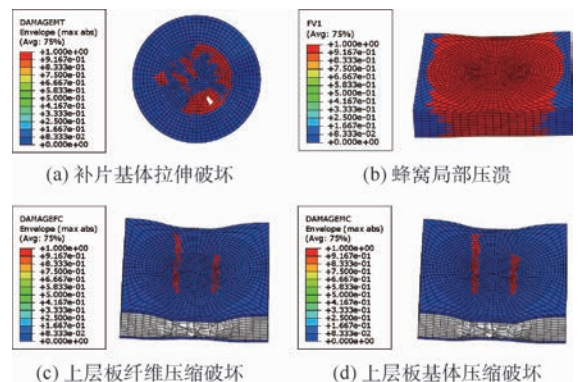


图22 0.5 mm 补片修理件破坏模式

Fig. 22 Failure modes of repaired panel with 0.5 mm patch

局部脱黏,但此时未脱黏部分仍能够继续承载,破坏载荷有些许降低。随着补片直径进一步增大至 3.5 mm,补片大面积脱黏,破坏载荷大幅下降,修理效果最差。补片脱黏位置如图 23 所示。

综上所述,对于本文修理工艺,补片厚度为 1~2.5 mm 时均能达到较好的修理效果,且此时修理件弯曲强度均大于无损件,补片厚度为 2.5 mm 时弯曲强度恢复率最高,本文修理结构选用 2 mm 的补片较为合理。

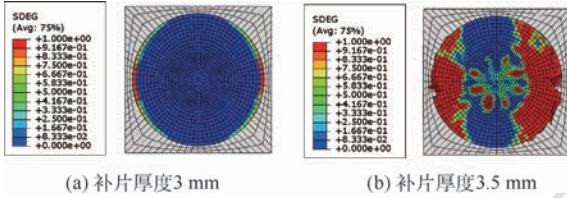


图 23 厚补片修理件补片脱黏

Fig. 23 Patch debonding of repaired panel with thick patch

3 结 论

1) 本文挖补修理工艺可以有效地提高损伤后蜂窝夹芯结构的弯曲性能,弯曲强度恢复率高达 110%,且刚度也略有提升。

2) 有限元模型能够较为准确地预测蜂窝夹芯挖补修理结构的弯曲性能,为蜂窝夹芯结构的修理设计提供了可靠的数值分析方法。

3) 本文芯子填充后贴补修理方法,填充芯子可以缓解孔边应力集中,增强薄弱区域;补片增加结构整体刚度,与层板共同承受弯曲载荷。

4) 损伤区域直径不同,破坏载荷不同,随着损伤直径从 30~70 mm 增加,破坏载荷先增大后减小,并在 50 mm 时取得最大值,对于损伤直径为 40~60 mm 的损伤件,修理后弯曲强度恢复率均大于 100%。

5) 补片厚度从 0.5~3.5 mm 增加,修理件弯曲强度恢复率先增大后减小,并在 2.5 mm 时达到最大值,补片厚度为 1~2.5 mm 时,修理后结构强度均大于无损件。

参考文献 (References)

[1] 杜善义,关志东.我国大型客机先进复合材料应对策略思考[J].复合材料学报,2008,25(1):1-10.
DU S Y, GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10 (in Chinese).
[2] SCOTTI S J, CLAY C, REZIN M. Structures and materials technologies for extreme environments applied to reusable launch

vehicles: AIAA-2003-2679[R]. Reston: AIAA, 2003: 1-10.
[3] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
DU S Y. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12 (in Chinese).
[4] NIU M C Y. Composite airframe structures[M]. [S. l.]: Adaso Adastr Engineering Center, 1992: 56-73.
[5] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 37-185.
CHEN S J. Composite structures repair guide[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 37-185 (in Chinese).
[6] 中国航天研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 550-569.
Chinese Aeronautical Establishment. Composite structures design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 550-569 (in Chinese).
[7] DUONG C N, WANG C H. Composite repair theory and design[M]. Netherlands: Elsevier BV, 2007: 105-134.
[8] 汪海, 陈秀华, 郭杏林, 等. 复合材料蜂窝夹芯结构修理后强度研究[J]. 航空学报, 2001, 22(3): 270-273.
WANG H, CHEN X H, GUO X L, et al. Strength investigation of composite honeycomb structures after repair[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(3): 270-273 (in Chinese).
[9] 李剑峰, 燕瑛, 廖宝华, 等. 复合材料蜂窝夹芯结构单面贴补弯曲性能的分析模型与试验研究[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1884-1891.
LI J F, YAN Y, LIAO B H, et al. Analysis model and experimental study of bending behavior of composite honeycomb sandwich structures with one-side bonded repair[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1884-1891 (in Chinese).
[10] 邹建胜, 曾建江, 童明波, 等. 不同夹芯复合材料夹层结构的剪切破坏行为[J]. 机械工程材料, 2012, 36(9): 38-41.
ZOU J S, ZENG J J, TONG M B, et al. Shear damage behavior of composite sandwich plate with different cores[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2012, 36(9): 38-41 (in Chinese).
[11] AVERY J L, SANKAR B V. Compressive failure of sandwich beams with debonded face-sheets[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(14): 1176-1199.
[12] HANSEN I. Compression behavior of FRP sandwich specimen with interface debonded[J]. Journal of Composite Materials, 1998, 32(4): 335-360.
[13] TOMBLIN J S, SALAH L, WELCH J M. Bonded repair of aircraft composite sandwich structures: DOT/FAA/AR-03/74[R]. Washington, D. C.: Office of Aviation Research, 2004: 11-13.
[14] 中国国家标准化管理委员会. 夹层结构弯曲性能试验方法: GB/T 1456—2005[S]. 北京: 中国国家标准化管理委员会, 2005: 1-11.
Standardization Administration of China. Test method for bending performance of sandwich structures: GB/T 1456—2005[S]. Beijing: Standardization Administration of China, 2005: 1-11 (in Chinese).

- [15] 刘遂,关志东,郭霞,等. 复合材料蜂窝加芯板挖补修理后的侧压性能[J]. 科技导报,2013,31(7):28-32.
LIU S, GUAN Z D, GUO X, et al. Lateral compressive behavior of scarf repaired honeycomb sandwich panels[J]. Science and Technology Review, 2103, 31(7):28-32 (in Chinese).
- [16] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composite [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2):329-334.
- [17] 姜晓伟,曾建江,曾昭伟,等. 配合方式对复合材料单钉单剪螺栓连接接头刚度的影响及其机制[J]. 复合材料学报, 2016, 33(3):589-596.
JIANG X W, ZENG J J, ZENG Z W, et al. Influence and mechanism of fitting mode on stiffness of single-bolt, single-lap composite bolted joint[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2016, 33(3):589-596 (in Chinese).
- [18] 国防科学技术工业委员会. 飞机结构用芳纶纸基蜂窝芯材规范:GJB 1874—94[S]. 北京:国防科学技术工业委员会, 1994:1-13.
Commission on Science, Technology, and Industry for National Defence. Specification for honeycomb core material of aramid paper base for aircraft structural applications: GJB 1874—94 [S]. Beijing: Commission on Science, Technology, and Industry for National Defense, 1994:1-13 (in Chinese).
- [19] 沈观清,章怡宁. 典型复合材料机翼铺层设计分析[J]. 航空学报,1993,14(10):467-471.
SHEN G Q, ZHANG Y N. Alaminating design analysis for typical composite wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(10):467-471 (in Chinese).
- [20] 冯雁,郑锡涛,吴淑一,等. 轻型复合材料机翼铺层优化设计与分析[J]. 航空学报,2015,36(6):1858-1866.
FENG Y, ZHENG X T, WU S Y, et al. Layup optimization design and analysis of super lightweight composite wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6):1858-1866 (in Chinese).

作者简介:

郭轩 男, 硕士研究生。主要研究方向: 复合材料结构设计。

关志东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机结构损伤容限设计、复合材料结构设计、飞机结构修理设计。

Flexural performance of scarf repaired honeycomb sandwich structures

GUO Xuan, GUAN Zhidong*, QIU Cheng, LI Zengshan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The flexural behavior of scarf repaired honeycomb sandwich structures was investigated via experiments and finite element analysis. A three-point bending test was carried out on both undamaged and repaired specimens. Test results demonstrate that the failure mode is core shearing, and that the flexural strength recovery ratio of the repaired to the undamaged panels is 110%. The flexural rigidity of the repaired panel is slightly higher than that of the undamaged panel. Based on these results, a 3D finite element model was proposed to investigate the flexural behavior of the repaired specimens. Using VUSDFLD, we developed Hashin fabric and Besant failure criteria to achieve the damage initiation and evolution of composite and honeycomb materials. The failure pattern, the ultimate load and the calculated stiffness are in good agreement with the test results. Then the effect of the damage diameter and the thickness of the patch on the repaired panels was analyzed by changing the parameters of the FEM, and the results show that with the increase of the damage diameter from 30 mm to 70 mm, the ultimate loads of repaired specimens increase, then decrease, and finally reach the maximal value at the diameter of 50 mm; besides, the strength recovery ratio is larger than 100% while the thickness of the patch ranges from 1 mm to 2.5 mm. This study indicates that the numerical model developed provides an efficient method for repair design of composite honeycomb sandwich panels.

Keywords: honeycomb sandwich; scarf repair; flexural performance; failure mode; finite element model; strength recovery ratio

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0561

温度扰动对 ODW 结构影响的数值模拟

陈楠¹, Sudip BHATTRAI², 唐豪^{1,*}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 尼泊尔工程学院 机械工程部, 帕坦 44700)



摘 要: 利用二维非稳态无黏可压欧拉方程模拟得到了能够稳定自持的斜爆震波 (ODW) 结构, 在某时刻从进口边界施加一温度的瞬间变化 (分别为下降 100 K、上升 100 K), 从而得到一次温度扰动。模拟结果表明, ODW 结构能够顺利过渡, 但扰动传播过后, ODW 的内部不稳定性被进一步被释放, 胞格结构更加清晰; 结合定量和定性分析发现, 扰动主要以激波、膨胀波和弱压缩波 3 种形式在燃烧室内传播; 对比 2 种扰动下的结果得出, 3 种波在爆震区内传播过程中的位置分布相同, 但在爆燃区内却完全相反, 造成这种结果的主要原因是 2 种扰动引发的弱压缩波的强度不同, 从而对 ODW 结构调整所起到的作用也存在很大区别; 在温降扰动下, 3 种波沿壁面向下游传播, 其中激波会呈现出弓形激波、马赫反射、规则反射和近乎垂直于壁面的正激波 4 种形态, 而在温升扰动下, 3 种波沿 ODW 面向下游传播, 传播形态也较为稳定。

关键词: 斜爆震波 (ODW); 激波; 温度扰动; OpenFOAM; 数值模拟

中图分类号: O381

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965 (2018)07-1537-10

爆震燃烧是一种效率极高的燃烧形式, 其传播速度可达每秒千米级, 具有很广阔的应用前景。目前实现爆震推进的方式主要有 3 种: 脉冲爆震发动机、斜爆震发动机以及旋转爆震发动机。其中工作方式最为简单的是斜爆震发动机, 其基本原理为以一道驻定于燃烧室内的斜激波 (OSW) 来诱发超声速来流混气燃烧, 从而得到稳定自持的斜爆震波 (ODW), 本文所选用计算域正是一种简易的 ODW 燃烧室。

20 世纪 80 年代后期, 对驻定 ODW 的数值模拟工作得到了快速发展, 由于计算能力的限制, 多是采用较为简单的模型进行模拟。Fujiwara 等^[1-2]用迎风显式 TVD 格式对驻定 ODW 进行二维和三维数值模拟; Cambier 等^[3]用带化学反应

的 TVD 格式对燃烧室的驻定 ODW 问题进行了数值计算; Dennis^[4]和 Yungster^[5]等都用了不同的方法对驻定 ODW 问题进行研究, 并且将计算出的 ODW 波形与实验得到的照片进行比较。随着计算方法与运算能力的大幅提高, 数值模拟已经成为主要的研究手段。Powers 和 Gonthier^[6]采用二步不可逆反应模拟了弱驱斜爆震结构。Pimentel 等^[7]采用详细反应动力学模型研究了 OSW 与斜爆震转变区域的不同结构, 以及斜劈面角度变化产生的 Taylor 波对爆震结构的影响, 得到的 3 种不同类型的转换形式: ① OSW 角逐渐地增大, 平滑转换; ② ODW 形成, OSW 角陡峭转换; ③ ODW 形成, OSW 角平滑转换。Berlyand 等^[8]研究了爆震波在斜面上的反射出现的稳态与非稳态

收稿日期: 2017-09-06; 录用日期: 2017-11-17; 网络出版时间: 2018-01-10 10:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180108.1129.003.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51576098)

* 通信作者. E-mail: hao.tang@nuaa.edu.cn

引用格式: 陈楠, Sudip BHATTRAI, 唐豪. 温度扰动对 ODW 结构影响的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44 (7): 1537-1546. CHEN N, Sudip BHATTRAI, TANG H. Numerical simulation of influence of temperature disturbance on oblique detonation wave structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44 (7): 1537-1546 (in Chinese).

2种现象。国内学者对 ODW 的研究起步较晚,但近年来发展迅速,Teng 等^[9]研究了不同过驱度下 OSW 向 ODW 转变的模式特征,得到了诱导区转变形式的临界过驱度,并且指出 OSW 和 ODW 面的夹角可以用作判断激波向爆震波转化的有效参考^[10],随后的研究模拟了活化能和斜楔面对波面胞格结构的影响^[11-12],发现存在 2 种横波结构:单向横波和双向横波,并探讨了横波由单向到双向的转变规律,在最新发表的文章中^[13],运用 CVC(Constant Volume Combustion)理论研究了来流动力学参数对诱导区特性的影响。Gui 等^[14]研究了 ODW 面胞格结构,同样发现单向横波和双向横波结构,并深入分析了这种微观结构的周期性碰撞现象。Liu 等^[15]运用 R-H(Rankine-Hugoniot)方法分析了 ODW 向上游传播的诱因是诱导区尾部的压力超过 ODW 的脱体压力。此外 Liu 等^[16]利用提高部分区域反应进程变量的方法触发 ODW,得到了存在着单向横波的完全耦合 ODW 和存在着双向横波的部分耦合 ODW,并且进一步验证了横波对 ODW 的稳定自持有重要影响。同时 Liu 等^[16]在爆震波不同区域引入局部温度扰动以检验 ODW 的稳定性,发现稳定传播的 ODW 在传播过程中稳定性会不断得到增强,但其并未深入讨论温度扰动的传播形式。鉴于此,本文可以被视为对其工作的一项延伸和拓展。

虽然前人对 ODW 的研究已经进行了大量的工作,但其内部结构的发展规律并不完全清楚,并且绝大部份数值研究都在均匀来流条件下进行。发动机实际工作中,由于燃料掺混不均匀、蒸发不完善、进气道出口压力波动等因素,都可能在燃烧室入口处产生来流物性参数的变化。这些扰动都会对 ODW 结构产生很大的影响,其中又以温度扰动最为显著。本文出发点在于,通过对燃烧室内的驻定 ODW 施加来自上游的温度扰动,观察扰动在燃烧室内的传播特点及扰动对 ODW 结构的影响。本文侧重于 ODW 大致结构的变化情况,并不对爆震波内部微小结构(胞格结构等)进行分析。

1 计算区域与网格划分方法

计算区域为一个 210 mm × 120 mm 的燃烧室,如图 1 所示,RCJ ODW 为反射 CJ ODW。反应物为混合均匀的氢气和空气,当量比为 1,进口来

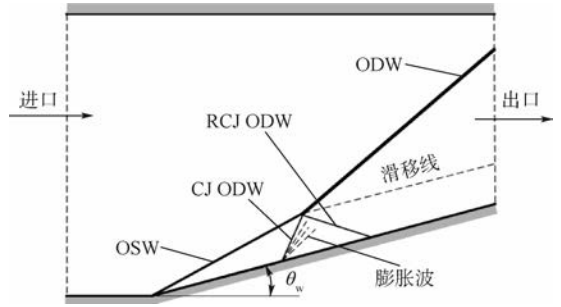


图 1 计算区域及 ODW 结构示意图

Fig. 1 Schematic of ODW structure and computational domain

流马赫数 $Ma = 5.95$, 温度 $T = 796$ K, 压强 $P = 35.04$ kPa, 斜楔角为 16° , 图 1 给出了计算域区域及 ODW 的基本结构,其总体架构与 Ghorbani 和 Sterling^[17]所描述的架构相近。左边界为进口端,进口端边界上来流参数设定为初始值不变。

为保证数值结果的收敛,本文选取了 3 种网格划分的方法,分别为 756×400 、 854×600 和 1132×800 ,3 种网格下的库朗特数分别取 0.2、0.4 和 0.8,最大时间步长取 5×10^{-9} s。图 2 给出了 $t = 0.09$ ms 时,3 种网格下的温度分布云图,能够看出,3 种网格下都得到了能够稳定自持的 ODW,随着网格密度加大,ODW 的微观结构逐渐显现,图 2(b)中自 ODW 面向下游产生横波,在图 2(c)这种横波变得更加清晰。

图 3 显示了斜楔面上的压力变化情况,可看出 3 种网格下 CJ ODW 后的压力在理论压力 (P_{CJ})附近上下波动,这种波动是自斜爆震产生的横波作用的结果,随着网格密度的增大,数值波动也更为剧烈。由图 3 还可看出, 854×600 和 1132×800 下压力的变化趋势基本吻合,而 756×400 下的压力偏离较大,为进一步比较 3 种网格下的数值结果,取平行于斜楔面一直线 ($y = 4$ mm),得到温度和 OH^- 质量浓度沿该直线的分布情况,如图 4 所示。从图 4 可看出, 854×600 和 1132×800 下数值结果的变化趋势已基本吻合,数值波动也十分接近。

本文目的在于研究温度扰动引起的 ODW 结构的变化,并不要求网格能够精细描述 ODW 的微观结构。综上所述, 854×600 下能够得到完整的 ODW 结构,数值结果与 1132×800 下的数值结果接近,并且波后压力能够符合理论预测,故是合适的网格划分。

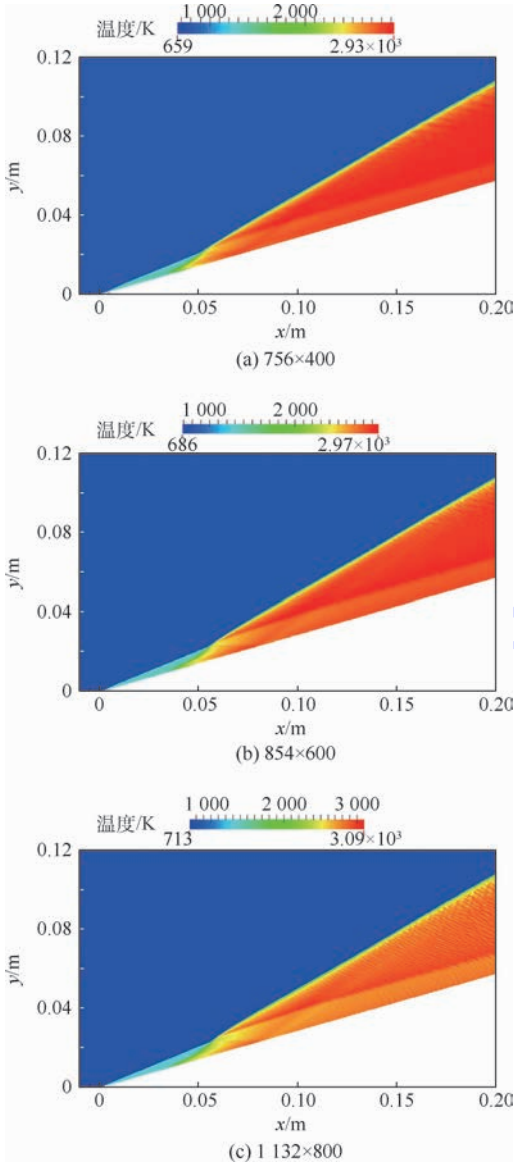


图 2 $t = 0.09$ ms 时 3 种网格划分下温度分布云图
Fig. 2 Temperature distribution contours of three kinds of mesh density at $t = 0.09$ ms

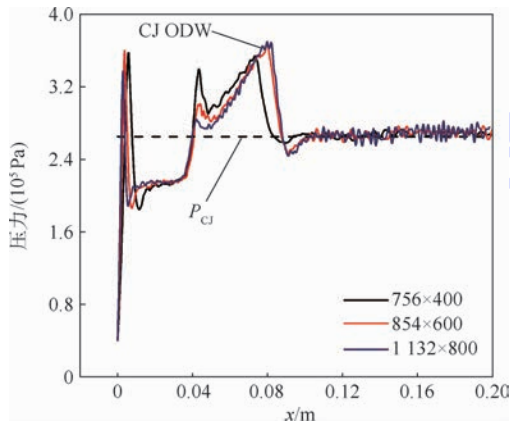


图 3 $t = 0.09$ ms 时 3 种网格划分下沿斜楔面的压力分布 ($Ma = 5.95, T = 796$ K, $P = 35.04$ kPa)
Fig. 3 Pressure distribution along ramp at $t = 0.09$ ms in three kinds of mesh density ($Ma = 5.95, T = 796$ K and $P = 35.04$ kPa)

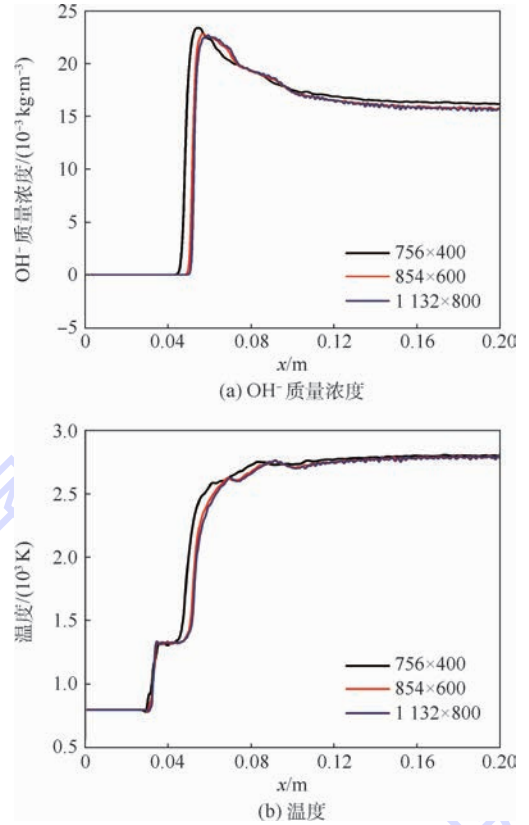


图 4 $t = 0.09$ ms 时 3 种网格划分下 $y = 4$ mm 上的温度和 OH^- 质量浓度分布 ($Ma = 5.95, T = 796$ K, $P = 35.04$ kPa)

Fig. 4 Distribution of temperature and OH^- mass density at $t = 0.09$ ms measured at $y = 4$ mm in three kinds of mesh density ($Ma = 5.95, T = 796$ K and $P = 35.04$ kPa)

2 控制方程与数值方法

与 bhatral 和 Hao^[18] 相同, 本文选取了二维非稳态无黏可压欧拉方程来构建数学模型。采用开源 CFD 软件 OpenFOAM 进行运算。控制方程如下:

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\varphi) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla \cdot (\varphi U) = -\nabla P \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\varphi H) = 0 \quad (3)$$

组份方程

$$\frac{\partial \rho Y_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\varphi Y_i) = \omega_i W_i \quad (4)$$

理想气体状态方程

$$P = \rho RT \sum_i \frac{Y_i}{W_i} \tag{5}$$

式中： $E = e + |U|^2/2 = \sum Y_i e_i + |U|^2/2$ 为单位质量气体的内能； $H = E + P/\rho$ 为单位质量气体的总焓； $\varphi = \rho U$ 为质量通量； R 为摩尔气体常数； Y_i 为化学组份 i 的质量分数； W_i 为相应的相对分子质量； ω_i 为其摩尔生成速率。反应速率常数 k 采用 Arrhenius 定律进行定义：

$$k = AT^\beta \exp(-E_a/(RT)) \tag{6}$$

式中： E_a 为各分步反应的活化能； A 和 β 为分步反应的 2 个变量因子，它们决定各分步反应的频率因子 AT^β 。

本文采用的化学动力模型为氢气/空气 9 组份 [O₂, H, OH, O, H₂, H₂O, N₂, HO₂, H₂O₂] 19 步可逆反应模型^[19]，该反应模型在模拟燃烧过程的同时，能够得到的反应中各原子团的变化情况，这可以与实验结果进行直接对比，其可靠性和有效性已被大量研究所验证^[20-22]，因此在爆震燃烧研究中被广泛应用。具体反应机制如表 1 所示，反应速率及摩尔生成速率由 CHEMKIN 计算而得。

本文数值方法采用 AUSM + 通量离散格式^[18]。每步迭代中，采用黎曼外推法从各网格值推导各

表 1 19 步氢气/空气反应模型^[19]

Table 1 19-step H₂-Air reaction model^[19]

反应	A	β	E _a / (kJ · mol ⁻¹)
H + O ₂ = OH + O	1.91 × 10 ¹⁴	0	16440
H ₂ + O = H + OH	5.08 × 10 ⁴	2.67	6292
H ₂ + OH = H + H ₂ O	2.16 × 10 ⁸	1.51	3430
O + H ₂ O = OH + OH	2.97 × 10 ⁶	2.02	13400
H ₂ + M = H + H + M	4.57 × 10 ^{19 a}	-1.40	105100
O + O + M = O ₂ + M	6.17 × 10 ^{15 a}	-0.50	0
H + O + M = OH + M	4.72 × 10 ^{18 a}	-1.0	0
H + OH + M = H ₂ O + M	4.50 × 10 ^{22 b}	-2.0	0
H + O ₂ + M = HO ₂ + M	1.48 × 10 ^{12 c}	0.60	0
H + HO ₂ = H ₂ + O ₂	1.66 × 10 ¹³	0	820
H + HO ₂ = OH + OH	7.08 × 10 ¹³	0	300
O + HO ₂ = O ₂ + OH	3.25 × 10 ¹³	0	0
OH + HO ₂ = H ₂ O + O ₂	2.89 × 10 ¹³	0	-500
HO ₂ + HO ₂ = H ₂ O ₂ + O ₂	4.20 × 10 ¹⁴	0	11980
H ₂ O ₂ + M = OH + OH + M	2.95 × 10 ^{14 a}	0	48400
H ₂ O ₂ + H = H ₂ O + OH	2.41 × 10 ¹³	0	3970
H ₂ O ₂ + H = HO ₂ + H ₂	6.03 × 10 ¹³	0	7950
H ₂ O ₂ + O = HO ₂ + OH	9.55 × 10 ⁶	2.0	3970
H ₂ O ₂ + OH = HO ₂ + H ₂ O	1.00 × 10 ¹²	0	0

注：第 3 体效率；a-f H₂O = 12.0, f H₂ = 2.5；b-f H₂O = 12.0,

f H₂ = 0.73；c-f H₂O = 14.0, f H₂ = 1.3。

网格中心点的左右面通量值，在标量梯度的计算中，采用压力梯度项用以限制数据变化范围，化学反应采用解耦的方式进行处理。进口边界处来流参数保持不变，混气为均匀掺混的氢气和空气，当量比为 1，氮气质量分数为 0.7435。出口边界处采用零梯度条件，上下壁面处采用有滑移的绝热边界条件。

3 结果与讨论

3.1 ODW 的基本结构

当 $t = 0.1$ ms 时，燃烧室内部形成了能够稳定自持的 ODW 结构，如图 5 所示，从流场的密度云图能够看出完整的 ODW 结构。气流撞击壁面产生 OSW，激波诱导混气反应形成一段诱导区，在诱导区末端混气开始剧烈反应生成强烈的燃烧波，燃烧波不断叠加形成 ODW，Ghorbanian 和 Sterling^[17] 通过数值模拟证明对于在过驱状态下，诱导区末端形成的爆震波为 CJ ODW，图 5 中 CJ 爆震波的角度为 36.8°，与 CJ 理论值 (β_{CJ}) 37.4° 很接近。OSW 与 CJ ODW 汇聚形成驻定的 ODW，3 种波相交于一点，该点被称为三波点，自三波点处向下游延伸产生一条滑移线，在滑移线上下两侧压力相等，但温度、密度和速度等其他参数会发生突跃变化。由于三波点是高温高压的区域，通常 CJ ODW 在三波点处会发生反射，形成 RCJ ODW。

诱导区后的反应区被滑移线分为 2 个区域，滑移线以上到爆震波间为爆震区 (detonation zone)，其以下到壁面之间则为爆燃区 (deflagration zone)。CJ ODW 与其后形成的膨胀波 (expansion waves) 耦合，形成向诱导区弯曲的低温区域。RCJ ODW 在反应区内经壁面和 ODW 反射传播并不断衰减，Choi 等^[23] 指出，RCJ ODW 的传播可能与 ODW 面的胞格结构变化有关，

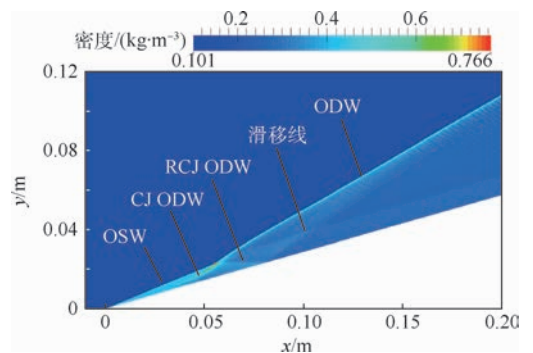


图 5 $t = 0.1$ ms 时密度分布云图

Fig. 5 Density distribution contours at $t = 0.1$ ms

也可能影响爆震区内的横波传播。自 ODW 波面形成的横波向下游传播,导致了反应区内微观结构的不断变化, Dupré 等^[24]指出这种不稳定性对爆震波的自持传播起到本质作用。

3.2 温降扰动在燃烧室内的传播

对于几何结构不可变的燃烧室,进口边界处任一参数动可能会引起其他物性参数的瞬态波动。在 $t=0.1\text{ ms}$ 时,在流场进口边界引入一扰动,即温度突然下降 100 K (温降扰动),为保证来流参数物理上的合理性,考虑到燃烧室的实际工作情况,保持进口来流速度不变,压力、密度和来流马赫数等进口参数做出相应调整。扰动在进口边界均匀分布并保持不变,观察温度扰动在燃烧室内传播的过程。R-H 分析指出,在弱过驱爆震

区间内 ODW 能够稳定自持,扰动传播过程中 ODW 波结构必然会经历调整,图 6 显示了自扰动传入至 ODW 重新调整到稳定状态的完整过程。

将扰动前图 6(a) 和扰动流出后流场图 6(f) 对比,易发现爆震区结构发生了剧烈变化。图 7 给出了扰动前后,三波点附近的密度变化情况。由图 7(a) 可看出,扰动前爆震区结构变化较平滑,在接近三波点的区域,爆震区胞格结构不明显,直到流场下游,才逐渐显现。然而扰动传播过后,爆震区内结构不再平滑,胞格结构在结构新三波点处不远便十分清晰,火焰波阵面呈现明显周期性波动,并从波阵面生成面向下游的多层横波结构,如图 7(b) 所示。

为了研究扰动在诱导区、爆燃区和爆震区中

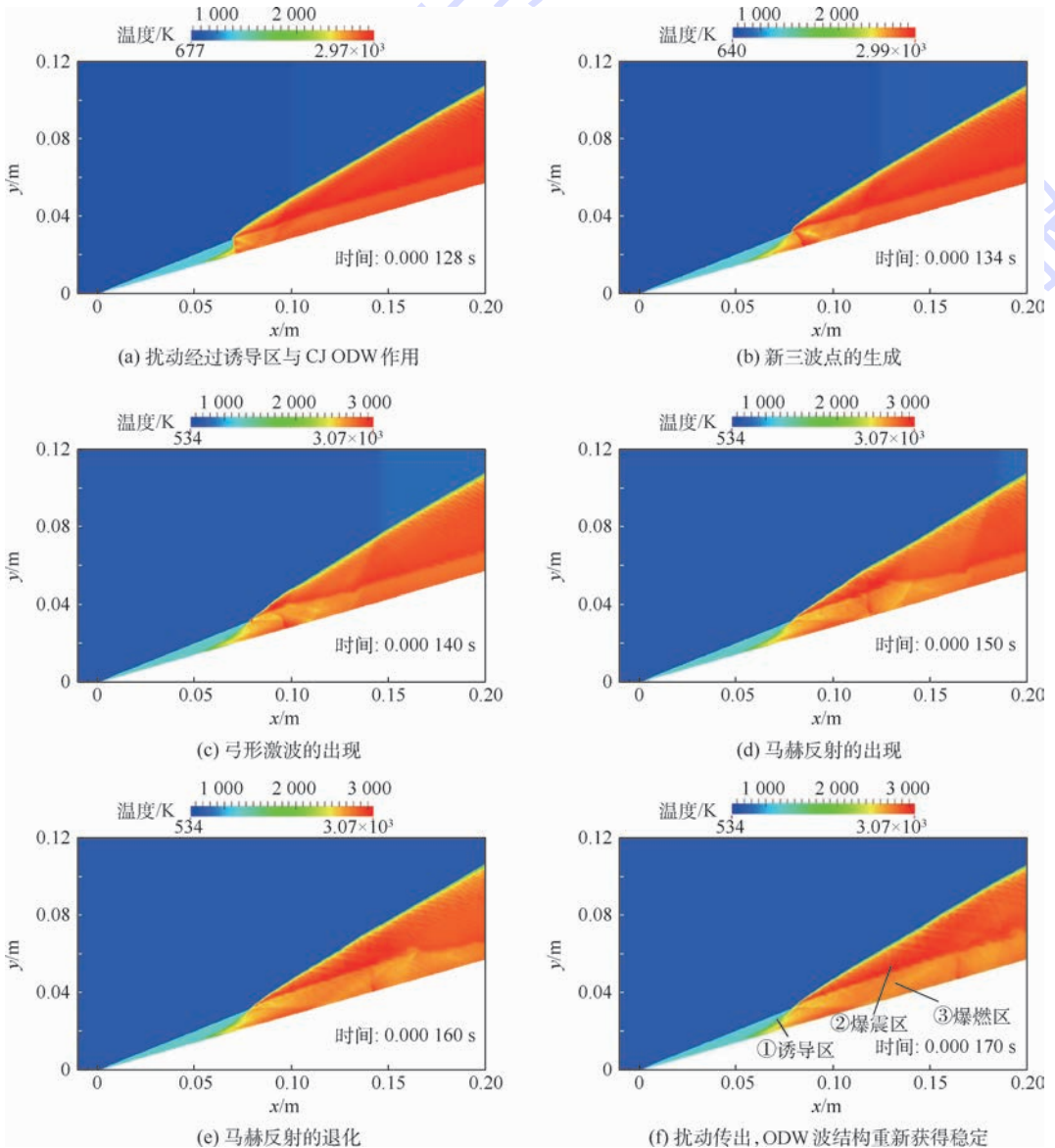


图 6 温降扰动传入至 ODW 重新调整到稳定状态的时序图

Fig. 6 Sequence charts for variation of ODW structure from introducing temperature drop disturbance to retrieving stabilization

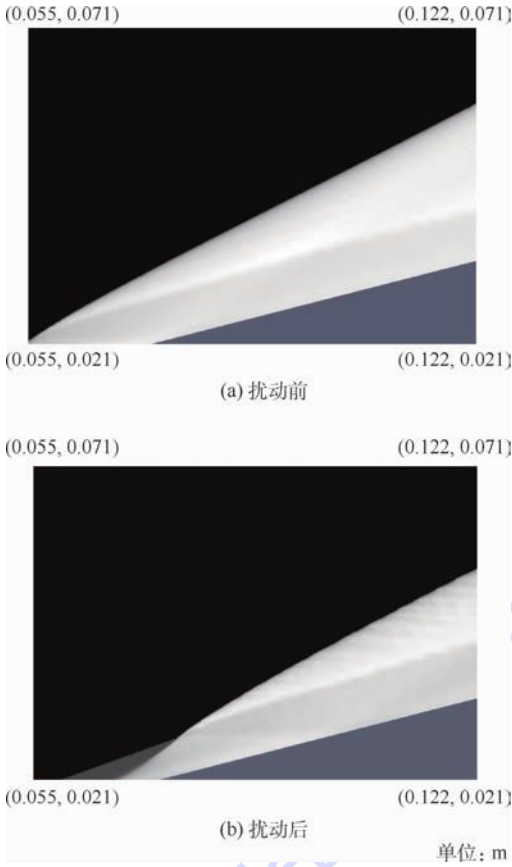


图7 三波点附近扰动前后的密度分布灰度图
Fig.7 Grayscale images for density nearby triple point before and after disturbance

扰动的传播形式,在3个区域分别选取了3个观测点,如图6(f)中①、②、③所示。由图6可看出扰动在反应区中的传波形态复杂,大致可分为3个阶段:弓形CJ ODW及双三波点的形成;新三波点的形成;激波、膨胀波和弱压缩波的组合传播。

3.2.1 第1阶段

图6(a)和(b)中,在诱导区内扰动引起的膨胀波穿过诱导区,随后与CJ ODW作用使其发生弯曲,形成一道弓形CJ ODW,同时形成新的三波点,为与第2阶段的新三波点相区别,这里称第1阶段的新三波结构为扰动三波点结构。图8为此阶段的速度局部放大云图,可看出扰动三波点沿新生成的CJ ODW向下游延伸,同时不断改变原结构中CJ ODW的形态。

自扰动三波点生成一道近似垂直于壁面的激波,其下游侧生成一组膨胀波,这种激波和膨胀波的组合随扰动三波点向下游传播。在第1阶段,诱导区后段形成了独特的双三波点结构。最终,扰动三波点与原波结构中的三波点汇聚形成新波的三波点。至此诱导区便完成了从原三波至新的三波结构的转变。

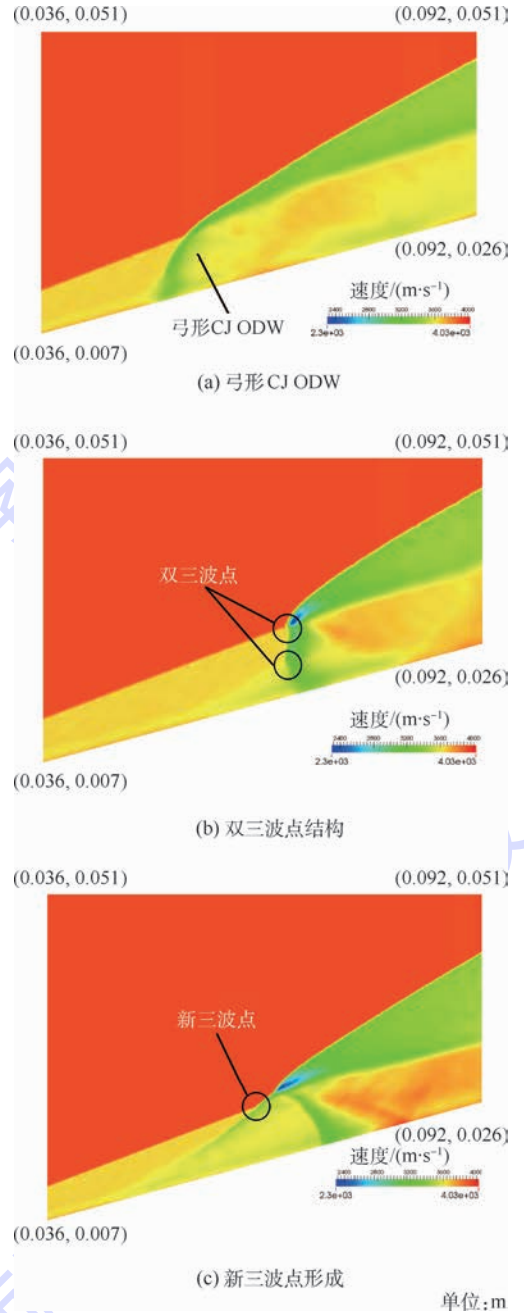


图8 第1阶段局部放大速度云图

Fig.8 Partially amplified velocity contour for the first period

3.2.2 第2阶段

在该阶段,第1阶段的双三波点结构完成了汇聚,新的ODW结构逐渐形成。然而数值模拟发现,新形成的结构存在较大的不稳定性,物性参数出现剧烈的变化,如图9所示。当 $t = 0.134$ ms时新三波点形成,此后新三波点处的温度、压力和速度较扰动前都出现了剧烈的数值波动,甚至会产生局部热点。这表明在温降扰动下,虽然ODW波结构能够保持结构的完整性不被破坏,但内部微观结构的不稳定性却被放大了,这与扰动传出后胞格结构更明显的现象一致,这一点后文会进一步阐述。

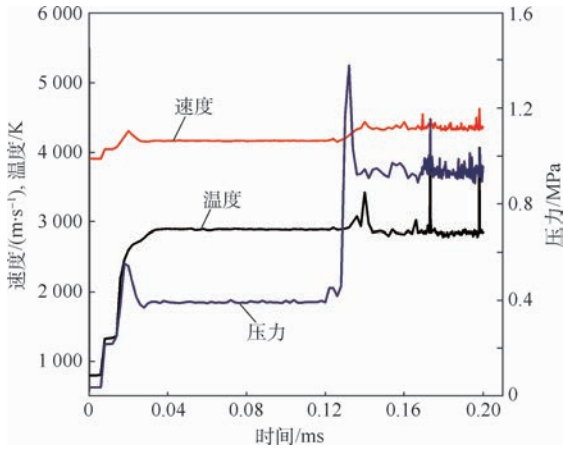


图9 新三波点处温度、速度和压力随时间变化曲线
Fig.9 Profiles for temperature, velocity and pressure nearby new triple point changing with time

3.2.3 第3阶段

在该阶段,ODW 的结构变化复杂,存在着不同种类波之间的相互作用,图 10 显示了扰动引起的激波、膨胀波及弱压缩波在反应区内的传播过程的简化图,其时序与图 6(c)~(f)对应。

扰动在进入反应区后,上游新的 ODW 结构逐渐形成。在第 1 阶段形成的射向壁面的激波变为弓形激波,激波下游自避免生成一段膨胀区,激波下游气体经膨胀波加速,为平衡上下游两侧的气体状态,自壁面生成一道向下游传播的弱压缩波,如图 10(a)所示。

在壁面中端,弓形激波在壁面发生了明显的马赫反射,在壁面处生成一道马赫杆,但这种马赫反射现象持续时间不长,随着激波向下游传播,马赫杆逐渐变短,反射点向壁面逼近,直至在壁面中后段,马赫反射退化为普通的规则反射,如图 10(b)和(c)所示。由图 10(d)可以看出,在壁面末段,反射激波几乎消失,只以一道近乎垂直于壁面的激波向下游传播,直至扰动传出燃烧室,在此阶段,激波强度变得很弱,不像此前能够引发 ODW 面和滑移线的强烈的卷曲。

图 11 为诱导区、爆燃区和爆震区中 3 个观测点的 Ma 的变化情况,在爆燃区③处,膨胀波在激波下游传播, Ma 存在上升、下降再上升的过程,而在爆震区②处, Ma 先下降后上升,这几乎与前者完全相反。这种现象的原因在于,激波下游的膨胀波在爆燃区能够保持足够强度,但在进入爆震区后迅速减弱,以致并不足以引起观测点②处强烈的参数变化,因此②处 Ma 的剧烈下降反应的是膨胀波上游的激波的传播,在激波经过②处后,由于在新的 ODW 结构中,②处的 Ma 远高此前的最低值,必然存在一组膨胀波以使激波上游

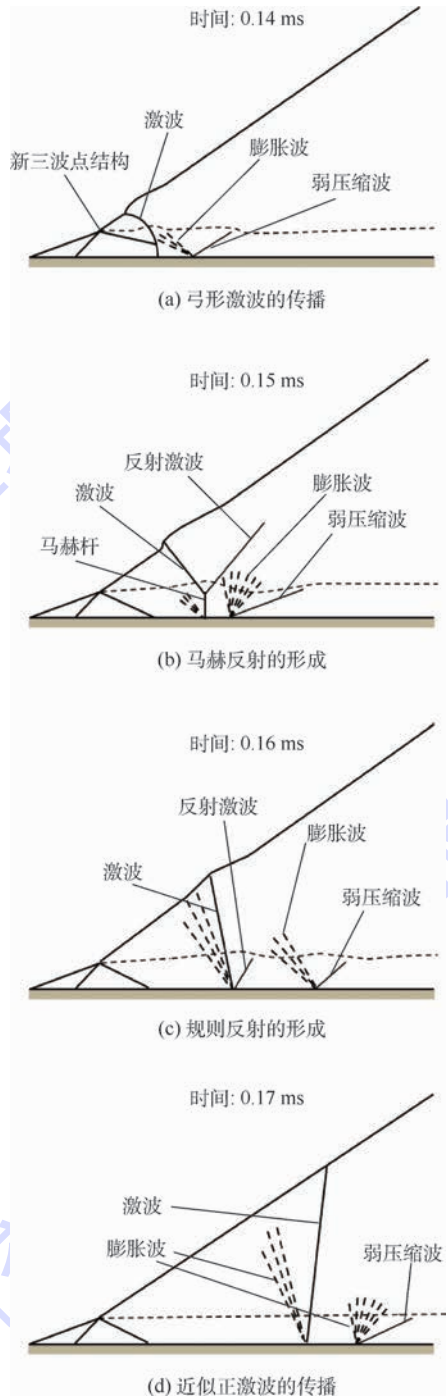


图 10 温降扰动引起的激波、膨胀波及弱压缩波在反应区内传播的时序简图

Fig.10 Sequence sketches for propagation of shock wave, expansion waves and weak compression wave in reaction zone caused by temperature drop disturbance

的气体压力降低,从而使压力相匹配。在观测点③处,情况则完全不同,贴近壁面处的膨胀波较强,最先引起③处 Ma 的明显上升,当上游激波经过③处时引起了 Ma 的骤降,最后激波上游的膨胀波又将此处的气体平衡至新的爆燃区所匹配的状态。

在分析爆震区和爆燃区内 Ma 变化截然相反

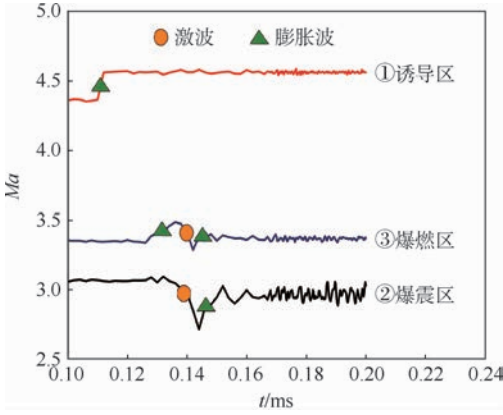


图 11 $\Delta T = -100\text{ K}$ 时 3 个区域内观测点的 Ma 变化

Fig. 11 Variation of Ma in sampling points from three zones at $\Delta T = -100\text{ K}$

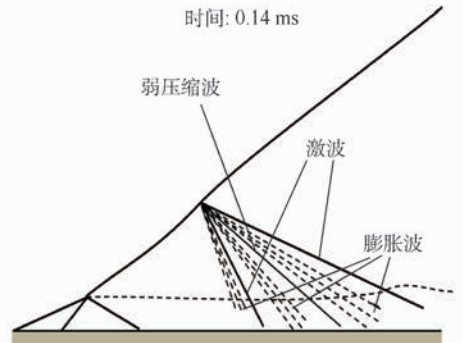
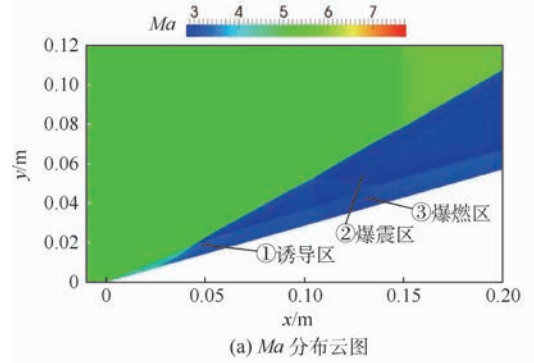
的现象时需要结合定性和定量的方法。由前文可知,激波、膨胀波和弱压缩波在扰动传播过程中起着不同程度的作用,其中激波和膨胀波的作用能在图 11 中明显观察到,而弱压缩波的作用并不明显,这与观测点的选取位置有关。此外,爆震区和爆燃区对扰动的响应也不同,达到稳定状态后, Ma 在爆震区波动明显比爆燃区剧烈,这与前文新三波点处的剧烈数值波动一致,侧面体现了不稳定性对爆震波稳定传播起着本质作用。

3.3 温升扰动在燃烧室内的传播

3.2.3 节着重研究温度降低情况下的扰动传播情况,为了研究温度上升时的情况,在 $t = 0.1\text{ ms}$ 时刻又引入了另一温升扰动,即温度上升 100 K ,选取了相同位置的观测点,分析方法与 3.2.3 节相同。

温升扰动同样引发了激波、膨胀波和弱压缩波的复杂组合,图 12(a) 为 $t = 0.14\text{ ms}$ 时,流场内的 Ma 分布云图,图 12(b) 为其简化图,可看出 3 种波自爆震波面射出,彼此相互间隔,并且沿 ODW 面向下游传播,这与前文引入的温降扰动沿壁面传播的情形完全不同。图 13 中,爆震区 ② 处 Ma 数先下降后上升,随后又有一个下降、上升的过程,这与图 12(b) 中 3 种波相互间隔一一对应。

图 13 给出了 3 个区域内 Ma 的变化情况。对比图 13 和图 10 可知,2 种温度扰动下,爆震区 (② 处) 内的 Ma 的分布形式大体相反,而在爆燃区 (③ 处) 内则完全相同,造成这种结果的主要原因是在温升扰动下,弱压缩波的强度明显较温降扰动下强,如图 13 局部放大图所示,弱压缩波穿



(b) 温升扰动引起的激波、膨胀波及弱压缩波在反应区内的分布

图 12 $t = 0.14\text{ ms}$ 时 Ma 分布云图和温升扰动引起的激波、膨胀波及弱压缩波在反应区内的分布简图

Fig. 12 Distribution contours of Ma and distribution sketches for propagation of shock wave, expansion waves and weak compression wave in reaction zone at $t = 0.14\text{ ms}$

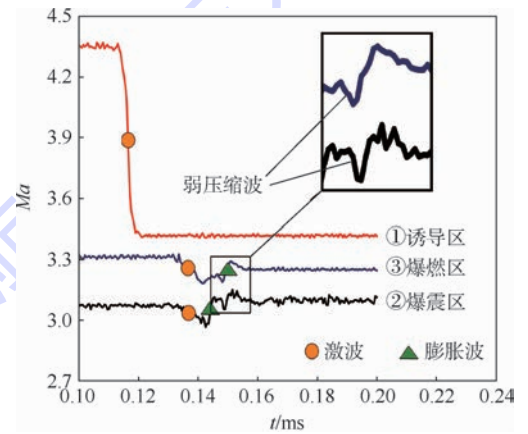


图 13 $\Delta T = 100\text{ K}$ 时 3 个区域内观测点的 Ma 变化

Fig. 13 Variation of Ma in sampling points from three zones at $\Delta T = 100\text{ K}$

过滑移线同时影响了爆震区和爆燃区,从而引发 Ma 在 2 个区域内都出现了小幅度的下降。此外在温升扰动的影响下,爆震区内呈现的不稳定性也较爆燃区强烈,这与 3.2.3 节一致。

4 结 论

本文对温度扰动在斜爆震燃烧室的传播进行了数值模拟,分析了在温度上升和温度下降 2 种扰动作用下的扰动传播形态,得出以下结论:

1) 在温度扰动下,ODW 能够顺利完成结构的调整。引入温降扰动后,ODW 内部不稳定性被进一步释放,爆震区呈现出多层次的横波结构,胞格结构更为清晰,波后物性参数的波动也更为剧烈,而且对比爆震区和爆燃区内 Ma 在扰动传播过后的数值波动,发现爆震区内的不稳定性较爆燃区剧烈,这侧面印证了 Dupré 等^[24]的结论,即不稳定性对爆震波的稳定传播起着本质作用。

2) 在温降扰动下,ODW 的结构调整可分为 3 个阶段:弓形 CJ ODW 及双三波点结构的形成;双三波点的汇聚及新三波点的形成;激波、膨胀波和弱压缩波的组合传播。扰动在传播过程中不断衰减,在诱导区和未反应区,扰动以膨胀波的形式传播。在反应区,激波会呈现出弓形激波、马赫反射、规则反射和近乎垂直于壁面的正激波 4 种形态。

对 ODW 结构起主要作用的激波和膨胀波。在爆燃区中激波在上游,膨胀波在下游;在爆震区中则相反,膨胀波在上游,激波在下游。这并不意味着在 2 个区域形成了不同的激波和膨胀波的组合传播形式,这种分布位置矛盾的原因是激波下游的膨胀波在爆燃区内强度较大,对气流状态的影响明显,但其传播到在爆震区内时强度衰减明显,不足以显著改变气体状态,而激波上游膨胀波的强度分布则相反,其在爆震区中的强度要明显大于在爆燃区中的强度。

3) 在温升扰动下,激波、膨胀波和弱压缩波对 ODW 结构调整都起到了重要作用。通过分析扰动的传播形态的分布情况,发现与温降扰动下,弱压缩波对气流状态的影响很弱不同,弱压缩波在温升扰动下强度较大,对 ODW 的结构调整起到了较大的作用。此外,温降扰动沿壁面向下游传播,而温升扰动则沿 ODW 面向下游传播,造成这种形态上巨大差异的原因尚不清楚,还需进一步研究。

参考文献 (References)

[1] FUJIWARA T, MATSUO A, NOMOTO H. A two-dimensional detonation supported by a blunt body or a wedge [C] // 26th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1988.

[2] WANG Y Y, FUJIWARA T, AOKI T, et al. Three-dimensional

standing oblique detonation wave in a hypersonic flow [C] // 26th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1988.

[3] CAMBIER J L, ADELMAN H G, MENEES G P. Numerical simulations of oblique detonations in supersonic combustion chambers [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5 (4): 482-491.

[4] DENNIS E G, DAVID T D. Numerical modelling of standing oblique detonation waves: AIAA-88-0063 [R]. Reston: AIAA, 1988.

[5] YUNGSTER S, EBERHARDT S, BRUCKNER A. Numerical simulation of shock-induced combustion generated by high-speed projectiles in detonable gas mixtures [C] // 27th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1989.

[6] POWERS J, GONTHIER K. Reaction zone structure of weak underdriven oblique detonations [C] // Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reaction Zone Structure of Weak Underdriven Oblique Detonations, 1992.

[7] PIMENTEL C A R, AZEVEDO J L F, SILVA F D, et al. Numerical study of wedge supported oblique shock wave-oblique detonation wave transitions [J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences, 2002, 24 (3): 149-157.

[8] BERLYAND A T, VLASENKO V V, SVISHCHEV S V. Stationary and nonstationary wave structures that arise in stabilization of detonation over a compression surface [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2001, 37 (1): 82-98.

[9] TENG H H, JIANG Z L, NG H D. Numerical study on unstable surfaces of oblique detonations [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 744 (2): 111-128.

[10] TENG H H, JIANG Z L. On the transition pattern of the oblique detonation structure [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 713 (6): 659-669.

[11] TENG H H, NG H D, LI K, et al. Evolution of cellular structures on oblique detonation surfaces [J]. Combustion & Flame, 2014, 162 (2): 470-477.

[12] TENG H, NG H D, JIANG Z. Initiation characteristics of wedge-induced oblique detonation waves in a stoichiometric hydrogen-air mixture [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2016, 32 (2): 2735-2742.

[13] WANG T, ZHANG Y, TENG H, et al. Numerical study of oblique detonation wave initiation in a stoichiometric hydrogen-air mixture [J]. Physics of Fluids, 2015, 27 (9): 096101.

[14] GUI M Y, FAN B C, DONG G. Periodic oscillation and fine structure of wedge-induced oblique detonation waves [J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 27 (6): 922-928.

[15] LIU Y, WU D, YAO S. Analytical and numerical investigations of wedge-induced oblique detonation waves at low inflow mach number [J]. Combustion Science and Technology, 2015, 187 (6): 843-856.

[16] LIU Y, HAN X D, YAO S B, et al. A numerical investigation of the prompt oblique detonation wave sustained by a finite-length wedge [J]. Shock Waves, 2016, 26 (6): 729-739.

[17] GHORBANIAN K, STERLING J D. Influence of formation processes on oblique detonation wave stabilization [J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 12 (3): 509-517.

[18] BHATTRAJ S, HAO T. Numerical study of shramjet combustor

- characteristic control techniques [J]. *Frontiers in Aerospace Engineering*, 2013, 2(3):189-198.
- [19] MARCUS Ó C, CURRAN H J, SIMMIE J M, et al. A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation[J]. *International Journal of Chemical Kinetics*, 2004, 36(11):603-622.
- [20] 董刚, 范宝春, 谢波. 氢气-空气混合物中瞬态爆震过程的二维数值模拟 [J]. *高压物理学报*, 2004, 18(1):40-46.
DANG G, FAN B C, XIE B. Two-dimensional simulation of transient detonation process for $H_2O_2-N_2$ mixture[J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2004, 18(1):40-46 (in Chinese).
- [21] 姜孝海, 范宝春, 董刚, 等. 旋转爆震流场的数值模拟 [J]. *推进技术*, 2007, 28(4):403-407.
JIANG X H, FAN B C, DONG G, et al. Numerical investigation on the flow field of rotating detonation wave[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(4):403-407 (in Chinese).
- [22] FUSINA G, SISLIAN J, PARENT B. Computational study of formation and stability of standing oblique detonation waves [C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2013.
- [23] CHOI J Y, KIM D W, JEUNG I S, et al. Cell-like structure of unstable oblique detonation wave from high-resolution numerical simulation [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2):2473-2480.
- [24] DUPRÉ G, PERALDI O, LEE J H, et al. Propagation of detonation waves in an acoustic absorbing walled tube [C]//Progress in Astronaut and Aeronaut. Reston: AIAA, 1988, 114:248-263.

作者简介:

陈楠 男, 硕士研究生。主要研究方向: 爆轰力学。

唐豪 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 燃烧与传热和流体力学。

Numerical simulation of influence of temperature disturbance on oblique detonation wave structure

CHEN Nan¹, Sudip BHATTRA², TANG Hao^{1,*}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Mechanical Engineering, Institute of Engineering, Lalitpur, Nepal)

Abstract: 2D Euler equations were used for the numerical simulation of the influence of temperature disturbance on oblique detonation waves (ODW) in an oblique detonation combustion chamber. Instantaneous variation of temperature was introduced from the inlet as the disturbance by increasing and decreasing 100 K respectively. The simulation results show that the ODW can adjust with the temperature disturbance and the transition progress is smooth enough. But the inherent instability of ODW is found to be further released by disturbance and cell structure is clearer. The existing form of disturbance was researched quantitatively and qualitatively, which is the complex of shock wave, expansion wave and weak compression wave. Comparison between the results from two kinds of disturbance was conducted, which demonstrates that the distribution of waves is basically the same in detonation zone, while reversed in deflagration zone. It is caused by the difference in the strength of weak compression wave in two cases, which effects the ODW structure enormously in consequence. Furthermore, at decreasing temperature, the complex of three kinds of wave propagates downstream along the ramp and shock wave appears in four types of form which are bow-like shock, Mach reflection, regular reflection and normal shock nearly vertical to the ramp. There is an enormous bifurcation at increasing temperature, where the waves propagate along the surface of ODW and the form of waves remains stable relatively.

Keywords: oblique detonation wave (ODW); shock wave; temperature disturbance; openFOAM; numerical simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0556

基于支持向量机的机场智能驱鸟决策

陈唯实*, 闫军, 张洁, 李敬

(中国民航科学技术研究院 机场研究所, 北京 100028)



摘 要: 为提高机场鸟击防范管理水平, 实现探鸟雷达与多种驱鸟设备联动, 提出一种基于支持向量机(SVM)的机场智能驱鸟决策方法。该方法包括训练和测试两部分。训练部分利用机场鸟类探测预警与驱赶联动系统获取的大量历史鸟情信息, 结合专家知识, 通过数据预处理与支持向量机训练, 建立驱鸟策略分类模型; 测试部分根据驱鸟实时智能决策结果, 对驱鸟策略分类模型进行持续修正与优化。通过某机场的实测鸟情信息数据与若干驱鸟实例, 证明驱鸟策略分类模型具有较高的决策正确率, 并能够通过自身修正与优化应对各种新问题。本文方法针对实时鸟情信息, 实现了多种驱鸟设备的优化组合, 克服了驱鸟设备长期重复运行造成的鸟类对驱鸟设备的耐受性问题, 极大改善了驱鸟效果。

关键词: 支持向量机(SVM); 机场; 驱鸟; 分类; 决策

中图分类号: TP181

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)07-1547-07

鸟击是指航空器起降或飞行过程中与鸟类、蝙蝠等动物相撞或影响到正常飞行活动的事件, 严重威胁民航运行安全^[1-2]。随着航班量的持续增长和生态环境的改善, 中国机场的鸟击防范工作压力逐年加大, 其带来的损失远超其他原因所致之损失^[3]。根据中国民用航空局收集的鸟击信息数据, 2015年1—12月共统计到鸟击3 816起, 较上年增长13.07%, 构成事故征候185起, 占事故征候总数的49.47%, 是第一大事故征候类型。报告发生于机场责任区鸟击508起, 较上年增长7.86%^[4]。

针对鸟击防范的严峻形势, 目前国内外机场开展了广泛深入的鸟情调研, 采取了多种鸟击防范措施^[5-9], 配备了煤气炮、超声波、定向声波和钛雷炮等多种驱鸟设备。在安装初始阶段, 这些设备对鸟类具有一定的驱赶效果, 但运行一段时间后, 鸟类对这些设备产生了耐受性, 使其逐渐丧

失了驱鸟能力^[10]。近年来, 国内外雷达探鸟技术日益成熟, 包括美国的梅林雷达^[11]、加拿大的苍鹰雷达^[12]、荷兰的罗宾雷达^[13]以及中国民航科学技术研究院研制的机场雷达探鸟系统^[14], 均在国内外部分机场开始运行; 部分探鸟雷达实现了与驱鸟设备的联动, 但未提出智能的驱鸟策略和方法。

因此, 本文将“驱鸟”手段与“探鸟”技术相结合, 基于机场雷达和红外等探鸟技术获取的鸟情信息有针对性地进行驱鸟, 提出一种基于支持向量机(Support Vector Machine, SVM)的智能驱鸟决策方法, 将多种驱鸟设备结合使用, 采用最优的驱鸟设备组合方式、启动时机与工作机制, 避免机场驱鸟设备长期单调重复动作, 有效解决了鸟类对驱鸟设备的耐受性问题, 极大改善了驱鸟效果。

1 支持向量机

支持向量机是基于统计学习理论的 VC 维

收稿日期: 2017-08-31; 录用日期: 2018-01-26; 网络出版时间: 2018-02-10 10:32

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180209.0843.001.html

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

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

引用格式: 陈唯实, 闫军, 张洁, 等. 基于支持向量机的机场智能驱鸟决策[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1547-1553.
CHEN W S, YAN J, ZHANG J, et al. Intelligent decision making for airport bird-repelling with support vector machine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1547-1553 (in Chinese).

(Vapnik-Chervonenkis dimension)理论和结构风险最小化原理的一种识别分类技术,其核心内容是Vapnik^[15]提出的结构风险最小化原则。该最小化原则能够提高学习机的泛化能力,既由有限的训练样本得到最小的误差,又能实现对独立的测试集保持较小的误差。支持向量机技术在处理小样本、非线性和高维问题时有很大的优势,其作为一种有效的分类方法获得广泛应用^[16]。

支持向量机是从线性可分情况下的最优分类面发展而来的,所谓最优分类面就是在高维空间中,对于2类线性可分的情况,不但能将2类无错误的分开,而且要使2类的分类间隔最大。最优分类面两侧的训练样本点称为支持向量。

对于线性问题,可分样本集 $(\mathbf{x}_i; y_i)$ 要求对所有样本正确分类满足

$$y_i[\mathbf{w} \cdot \mathbf{x}_i + b] - 1 \geq 0 \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

满足式(1)且使 $\|\mathbf{w}\|^2$ 最小的分类面即最优分类面, \mathbf{w} 和 b 为分类面方程的2个参数。对于分类问题, \mathbf{x}_i 为给定的数据集合或向量, y_i 为分类标号。

利用Lagrange优化法可将上述求取最优分类面的问题可转化为在

$$\sum_{i=1}^n y_i \alpha_i = 0 \quad \alpha_i \geq 0, i = 1, 2, \dots, n$$

条件下对式(2)函数求最大值:

$$Q(\alpha) = \sum_{i=1}^n \alpha_i - \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^n \alpha_i \alpha_j y_i y_j (\mathbf{x}_i \cdot \mathbf{x}_j) \quad (2)$$

式中: α_i 为与约束条件式(1)对应的Lagrange乘子,若 α_i^* 为最优解,则

$$\mathbf{w}^* = \sum_{i=1}^n \alpha_i^* y_i \mathbf{x}_i$$

即最优分类面的权系数向量是训练样本向量的线性组合。可以求得最优分类函数为

$$f(\mathbf{x}) = \text{sgn} \{ (\mathbf{w}^* \cdot \mathbf{x}) + b^* \} = \text{sgn} \left\{ \sum_{i=1}^n \alpha_i^* y_i (\mathbf{x}_i \cdot \mathbf{x}) + b^* \right\} \quad (3)$$

非支持向量对应的 α_i^* 均为0,因此式(3)的求和实际上只对支持向量进行,而 b^* 是分类的阈值,可用任意一个支持向量由式(1)求得(因为支持向量满足其中的等式),或通过任意2类中任意一对支持向量取中值得求。

对于非线性问题,可以通过非线性变换转化为某个高维空间中的线性问题,在变换空间求最优分类面。设有非线性映射 ϕ 将输入空间的样本映射到高维的特征空间中,当在特征空间中构造最优超平面时,训练算法仅使用空间中的点积,即 $\phi(\mathbf{x}_i) \cdot \phi(\mathbf{x}_j)$,而没有单独的 $\phi(\mathbf{x}_i)$ 出现,因

此,如果能够找到一个函数 K 使得 $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \phi(\mathbf{x}_i) \cdot \phi(\mathbf{x}_j)$,在高维空间只需进行内积运算,且这种内积运算是可以用原空间中的函数实现的,而没有必要知道变换 ϕ 的形式。因此,采用适当的内积函数 $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$ 代替线性分类面中的点积,就相当于把原空间变换到了某一新的特征空间,即可实现新特征空间中的线性分类,而没有增加算法的复杂性。相应的分类函数式(3)变为

$$f(\mathbf{x}) = \text{sgn} \left\{ \sum_{i=1}^n \alpha_i^* y_i K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) + b^* \right\} \quad (4)$$

式中: $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x})$ 为核函数,目前常用的核函数主要有多项式函数、径向基函数和多层感知器函数。

传统的支持向量机是为2类问题设计的,在处理多类问题时,一般有“一对一”和“一对多”2种思路。本文采用“一对一”的方法^[15,17],对于 n 类的问题,需要构造 C_n^2 个分类器,然后采取投票的策略进行分类,每个分类器都有一票的权力,待测样本将被划入票数最多的一类。对于驱鸟决策问题,本文将多源鸟情信息排列为向量,并利用专家知识给出相应的驱鸟策略,每种策略对应特定的标号。

2 机场智能驱鸟决策方法

本文提出的机场智能驱鸟决策方法基于大量的历史鸟情数据和专家知识,采用支持向量机生成驱鸟策略分类模型,进而针对实时鸟情数据自动给出驱鸟策略,并根据驱鸟效果对驱鸟策略分类模型进行循环优化,决策流程如图1所示。

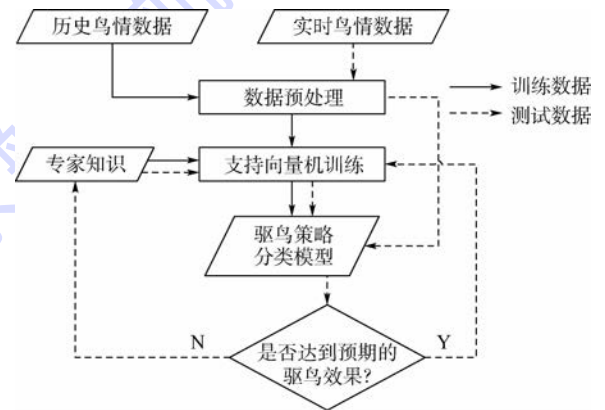


图1 智能驱鸟决策流程图

Fig. 1 Flowchart of intelligent bird-repelling decision making

具体而言,该方法包括以下几个步骤:

步骤1 训练数据预处理。

将基于机场探鸟设备获取的历史鸟情信息排列为向量,向量结构如式(5)所示:

$$\mathbf{X}^{\text{Train}} = [\mathbf{D} \ \mathbf{P} \ \mathbf{S} \ \mathbf{N} \ \mathbf{T}] \quad (5)$$

式中: \mathbf{D} 为飞行方向; \mathbf{P} 为坐标位置; \mathbf{S} 为鸟种; \mathbf{N} 为数量; \mathbf{T} 为出现时段。

针对鸟情信息和驱鸟设备确定驱鸟策略,每种驱鸟策略由 Y 表示,基于专家知识,将驱鸟策略与鸟情信息向量关联对应得

$$(\mathbf{X}_i^{\text{Train}} : \mathbf{Y}_j^{\text{Train}} | i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m) = \varphi_{\text{knowledge}}(\mathbf{X}_i^{\text{Train}}, \mathbf{Y}_j^{\text{Train}} | i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m) \quad (6)$$

式中: n 个鸟情信息向量与 m 类驱鸟策略对应,且 n 值远大于 m 值; $\mathbf{X}_i^{\text{Train}}$ 为训练数据中的鸟情信息; $\mathbf{Y}_j^{\text{Train}}$ 为训练数据中的驱鸟策略; $\varphi_{\text{knowledge}}$ 为基于专家知识的函数。

步骤2 支持向量机训练。

基于步骤1中生成的包括历史鸟情信息与驱鸟策略的对应关系数据,采用支持向量机进行分类模型训练,生成驱鸟策略分类模型为

$$\gamma_{\text{SVM}} = \text{SVM}(\mathbf{X}_i^{\text{Train}} : \mathbf{Y}_j^{\text{Train}} | i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m) \quad (7)$$

式中: γ_{SVM} 为通过支持向量机训练生成的驱鸟策略分类模型; SVM 代表支持向量机的训练过程,且 n 值远大于 m 值。

步骤3 测试数据预处理。

基于机场探鸟设备实时获取的鸟情信息,按照式(5)排列为鸟情信息向量 \mathbf{X}^{Test} ,作为测试数据。

步骤4 测试数据分类。

基于步骤2生成的驱鸟策略分类模型,为测试数据 \mathbf{X}^{Test} 选择对应的驱鸟策略:

$$\mathbf{Y}^{\text{Test}} = \gamma_{\text{SVM}}(\mathbf{X}^{\text{Test}}) \quad (8)$$

式中: \mathbf{Y}^{Test} 为基于驱鸟策略分类模型自动选择的驱鸟策略。本文核函数采用多项式形式,阶数取2阶。

步骤5 分类模型修正与优化。

按照步骤4输出的驱鸟策略 \mathbf{Y}^{Test} 进行驱鸟作业,如果将飞鸟目标驱离相关危险区域,则将该组数据加入训练数据,重新生成优化的分类模型为

$$\gamma_{\text{SVM}}^* = \text{SVM}(\mathbf{X}_i^{\text{Train}} : \mathbf{Y}_j^{\text{Train}}, \mathbf{X}^{\text{Test}} : \mathbf{Y}^{\text{Test}}) \quad (9)$$

式中: $i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m; \gamma_{\text{SVM}}^*$ 为基于原始训练数据以及新加入的测试数据,通过支持向量机重新生成的优化的分类模型。

反之,则进行人工干预,根据当前的鸟情信息进行决策,提出修正的驱鸟策略 $\mathbf{Y}^{\text{Modified}}$,并将修正后的数据加入训练数据,重新生成修正的分类模型为

$$\gamma_{\text{SVM}}^* = \text{SVM}(\mathbf{X}_i^{\text{Train}} : \mathbf{Y}_j^{\text{Train}}, \mathbf{X}^{\text{Test}} : \mathbf{Y}^{\text{Modified}}) \quad (10)$$

式中: $i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, m$ 。进入下一个循环过程,实现驱鸟策略分类模型的优化。

3 实验数据处理与分析

基于中国民航科学技术研究院自行搭建的机场鸟类探测预警与驱赶联动系统在某机场采集的鸟情数据^[14,18],对本文提出的机场智能驱鸟决策方法进行验证。本节从数据获取、模型训练、数据测试与模型修正等方面对实验数据进行处理与分析。

3.1 数据获取

机场鸟类探测预警与驱赶联动系统包括探鸟设备、多源信息融合模块、鸟情数据处理模块、机场鸟情探测与驱赶联动软件、用户接口模块和驱鸟设备,系统结构如图2所示。

探鸟设备获取机场周边低空空域的雷达、红外和视频等多源回波信息,并将其输出至多源信息融合模块;多源信息融合模块对多源回波信息进行融合,获取以低空空域飞鸟目标信息为主的动目标原始数据,动目标原始数据输出至鸟情数据处理模块;鸟情数据处理模块根据动目标原始数据获取鸟情信息,将鸟情信息分别输出至机场鸟情信息管理软件与机场鸟情探测与驱赶联动软件;机场鸟情信息管理软件能够对鸟情信息进行统计分析,基于海量的鸟情信息数据给出鸟类活动规律,输出鸟情分析报告;机场鸟情探测与驱赶联动软件的核心为驱鸟决策模块,其采用本文提出智能驱鸟决策方法,将实时得出的驱鸟策略输出至用户接口模块的控制终端;用户接口模块包括控制终端,控制终端接收机场鸟情探测与驱赶联动软件输出的驱鸟策略,控制终端根据驱鸟策略发出驱鸟指令至煤气炮、语音、定向声波和钛雷炮等多种驱鸟设备,驱动相关驱鸟设备实施驱鸟作业,设置规定时间,如果超过预先规定的时间,

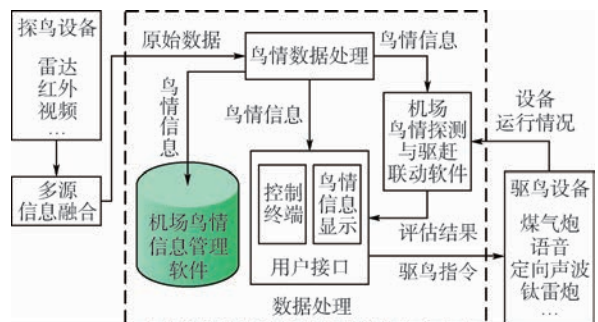


图2 机场鸟类探测预警与驱赶联动系统结构
Fig. 2 Architecture of airport-based linkage system for avian detection, warning and repelling

鸟类目标仍未飞离危险区域,则通过用户接口模块进行人工干预,即人工发出驱鸟指令至驱鸟设备。

图3为机场鸟类探测预警与驱赶联动系统在某机场的外场实验情况,包括鸟类联合探测平台、红外与视频传感器、煤气炮、语音、定向声波以及钛雷炮等多种驱鸟设备。

该机场跑道南端为航空器主起降点,因此将大部分驱鸟设备安装在跑道南端。图4给出了某机场鸟类探测预警与驱赶联动系统的设备分布图,其中,雷达红外联合探测平台(“★”)、定向声波(“▽”)和钛雷炮(“●”)置于灯光站附近,8部煤气炮(“■”)和2部语音驱鸟器(“▲”)分别置于跑道南段两侧。

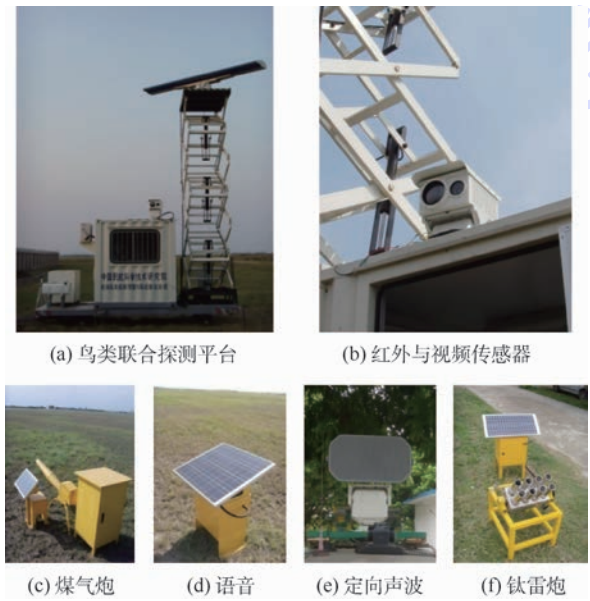


图3 机场鸟类探测预警与驱赶联动系统外场实验
Fig.3 Outfield experimental pictures for airport-based linkage system for avian detection, warning and repelling



图4 机场鸟类探测预警与驱赶联动系统在
某机场的设备分布图

Fig.4 Equipment layout of airport-based linkage system for avian detection, warning and repelling at an airport

3.2 模型训练

将基于某机场安装的雷达、红外与视频多源探鸟设备获取的5000组历史鸟情信息按照式(9)的数据结构排列为向量,其中,该机场获取的飞鸟目标飞行方向 D 和坐标位置 P 为二维信息,坐标系采用图4所示的直角坐标系,单位为米,飞行方向 D 以单位坐标向量表示;鸟种 S 根据机场周边鸟类生态调研的结果,将机场周边

10个常见鸟种标定为鹁鸽1、白头鹎2、苍鹰3、八哥4、斑鸠5、伯劳6、大山雀7、小鸦8、白鹭9和家燕10;数量 N 根据机场探鸟设备的分辨率进行标定;出现时段 T 根据机场周边鸟类的活动规律将一天24h划分为以下几个时段:0:00—5:00, 5:00—9:00, 9:00—12:00, 12:00—18:00, 18:00—20:00, 20:00—24:00;分别标定为1~6的自然数。例如,5只八哥组成的鸟群,在18:30沿东南方向穿越跑道,飞行方向与 x 轴成 30° 夹角,目标当前位置为(500, 500)m,组成鸟情向量结构为 $[(0.866, 0.5) (500, 500) 1 5 5]$ 其中:飞行方向由单位向量表示。

针对不同的鸟情信息,由鸟类学专家与机场专业驱鸟人员,基于机场现有的驱鸟设备设计8种驱鸟策略,结合机场实地驱鸟效果验证,将其与5000组鸟情信息向量关联对应,数据关联结果见表1。例如,出现以上鸟情后,采用策略1驱赶,效果良好,确定将二者关联,表示为 $[(0.866, 0.5) (500, 500) 1 5 5] : 1$

表1 驱鸟策略分类与鸟情数据关联结果

Table 1 Bird-repelling strategies associated with different groups of bird information data

分 类	数据总数	具体策略
1	951	将定向声波调整至飞鸟目标方向并启动,采用驱鸟音1
2	816	将定向声波调整至飞鸟目标方向并启动,采用驱鸟音2
3	505	将2部钛雷炮调整至飞鸟目标方向并启动
4	467	将1部钛雷炮调整至飞鸟目标方向并启动,同时将定向声波调整至飞鸟目标方向并启动,采用驱鸟音1
5	560	将1部钛雷炮调整至飞鸟目标方向并启动,同时将定向声波调整至飞鸟目标方向并启动,采用驱鸟音2
6	420	启动2部语音驱鸟器,选择蜂鸣声
7	816	按照与飞鸟目标的距离远近,依次启动跑道西侧的4部煤气炮
8	465	按照与飞鸟目标的距离远近,依次启动跑道东侧的4部煤气炮

3.3 数据测试与模型修正

从8类5000组鸟情数据中随机抽取50%~90%的鸟情分类数据用于分类模型训练,并将剩余的鸟情数据用于分类测试,自动决策的正确率见表2。可见,训练数据越多,决策正确率越高,当训练数据比例达到90%时,决策的正确率接近100%。驱鸟策略分类模型的训练是一个循环往复、不断完善的过程。在系统应用过程中,对于新的鸟情向量信息,如果决策正确,则将关联数据直接补充进分类模型进行训练,一旦出现决策错误,

表 2 不同数据分配情况下的决策结果对比

Table 2 Decision making result comparison under different data assignments %

训练数据占比	测试数据占比	决策正确率
50	50	76.2
60	40	80.1
70	30	88.6
80	20	95.5
90	10	98.9

可由相关专家进行基于现有策略重新决策;如果现有策略无法满足驱鸟要求,则根据实际情况提出新的驱鸟策略,将修正后的关联数据对分类模型进行重新训练,不断提高分类模型的决策正确率。3.4 节将针对以上情况做出举例说明。

3.4 驱鸟智能决策实例

本节给出某机场 4 个驱鸟智能决策的具体实例,包含了不同类型的鸟情、不同的驱鸟策略以及决策正确与失误的不同处置情况。将系统智能决策结果与专家决策进行对比,验证智能决策的有效性。

3.4.1 实例 1

某日上午 10:00 左右,在机场跑道南段西侧上空,系统检测到一只盘旋飞行的苍鹰,飞行轨迹如图 5 所示。经智能决策,采用驱鸟策略 3,将 2 部钛雷炮调整至飞鸟目标方向并启动,驱鸟效果良好,驱鸟策略类别和驱鸟效果见表 3,智能决策结果与专家决策基本相符。



图 5 苍鹰飞行轨迹示意图

Fig. 5 Flying trajectory map of a accipiter

表 3 实例 1 的驱鸟策略与驱赶效果

Table 3 Bird-repelling strategy and effect for Case 1

驱鸟策略类别	驱赶效果与数据处理
3	苍鹰目标飞离机场区域,将本数据加入训练模型

3.4.2 实例 2

某日傍晚 17:00 左右,系统检测到一群八哥穿越机场跑道北段,种群数量约 6 只,飞行轨迹如图 6 所示。经智能决策,采用驱鸟策略 1,将定向声波调整至飞鸟目标方向并启动,采用驱鸟音 1,



图 6 八哥飞行轨迹示意图

Fig. 6 Flying trajectory map of some starlings

该驱鸟音为某种猛禽的叫声,适于驱逐小型鸟类。驱鸟效果良好,驱鸟策略类别和驱鸟效果见表 4,智能决策结果与专家决策基本相符。

表 4 实例 2 的驱鸟策略与驱赶效果

Table 4 Bird-repelling strategy and effect for Case 2

驱鸟策略类别	驱赶效果与数据处理
1	八哥目标飞离机场区域,将本数据加入训练模型

3.4.3 实例 3

某日傍晚 18:30 左右,系统探测到多只家燕在跑道南段活动,飞行轨迹如图 7 所示。经智能决策,采用驱鸟策略 7,按照与飞鸟目标的距离远近,依次启动跑道西侧的 4 部煤气炮。驱鸟效果良好,驱鸟策略类别和驱鸟效果见表 5,智能决策结果与专家决策基本相符。



图 7 家燕飞行轨迹示意图

Fig. 7 Flying trajectory map of some swallows

表 5 实例 3 的驱鸟策略与驱赶效果

Table 5 Bird-repelling strategy and effect for Case 3

驱鸟策略类别	驱赶效果与数据处理
7	家燕目标飞离机场区域,将本数据加入训练模型

3.4.4 实例 4

某日晚 21:00 左右,系统探测到多只家燕在跑道南段活动,飞行轨迹为“之”字形,如图 8 所示。经智能决策,依次采用驱鸟策略 7 和 8,按照与飞鸟目标的距离远近,依次启动跑道西侧和东侧的 4 部煤气炮。但是,驱鸟效果不明显,驱鸟策略类别和驱鸟效果见表 6。后经专家分析,系统识别错误,此类目标为蝙蝠,尚未加入训练模型,需要增加新的驱赶策略,见表 7。



图 8 蝙蝠飞行轨迹示意图

Fig. 8 Flying trajectory map of some bats

表 6 实例 4 的驱鸟策略与驱赶效果

Table 6 Bird-repelling strategy and effect for Case 4

驱鸟策略类别	驱赶效果与数据处理
7,8	驱鸟效果不明显,目标继续在飞行区活动,需重新设定驱鸟策略并修正训练模型

表7 智能决策模型修正

Table 7 Modification of intelligent decision making model

补充策略类别	具体策略
9	启动2部语音驱鸟器,设定为超声波选项

4 结论

随着机场鸟类探测技术的日臻成熟,通过对雷达、红外和视频等多源探测数据的融合处理,能够获取飞鸟目标的数量、种类、飞行方向和三维坐标等多维信息。本文采用支持向量机的方法,利用专家知识将鸟情信息向量与特定的驱鸟策略相关联,建立驱鸟策略分类模型,实现智能驱鸟决策,得出以下几点结论:

1) 本文方法能够根据实时的鸟情信息,采用最优的驱鸟设备组合方式、启动时机与工作机制,有效避免驱鸟设备重复单调运行造成的鸟类耐受性问题。

2) 本文方法能够利用测试数据对驱鸟策略分类模型进行循环优化升级,不断改善和提升驱鸟效果。

3) 实际上,大多数的机场鸟类活动对航空器的威胁等级在可容忍的范围内。因此,在下一步工作中,有必要首先对机场鸟击风险态势进行评估,给出鸟击风险等级,进而根据风险等级启动相关驱鸟策略。

近期中国机场无人机扰航事件频发,其对航班起降安全的威胁高于鸟击。针对无人机目标,目前较为典型的反制技术包括电磁干扰和GPS诱骗,但其可能对机场空管导航设备造成干扰,安全性有待进一步评估。

参考文献 (References)

[1] BEASON R C, NOHARA T J, WEBER P. Beware the Boojum: Caveats and strengths of avian radar[J]. *Human-Wildlife Interactions*, 2013, 7(1): 16-46.

[2] FAA. FAA advisory circular on reporting wildlife aircraft strikes: 150/5200-32B [S]. Washington, D. C. : FAA, 2013: 1-10.

[3] 李玉龙, 石霄鹏. 民用飞机鸟撞研究现状[J]. *航空学报*, 2012, 33(2): 189-198.

LI Y L, SHI X P. Investigation of the present status of research on bird impacting on commercial airplanes[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(2): 189-198 (in Chinese)

[4] 张洁. 2015 年度中国民航鸟击航空器信息分析报告: CAST001 [R]. 北京: 中国民航科学技术研究院, 2016: 1-5.

ZHANG J. 2015 ' s annual report on bird-strike information analysis of China civil aviation; CAST001 [R]. Beijing: China

Academy of Civil Aviation Science and Technology, 2016: 1-5 (in Chinese).

[5] 吴雪, 杜杰, 李晓娟, 等. 重庆江北机场鸟类群落结构及鸟击防范[J]. *生态学杂志*, 2015, 34(7): 2015-2024.

WU X, DU J, LI X J, et al. Avian community structure and bird strike prevention measures at Jiangbei airport in Chongqing city [J]. *Chinese Journal of Ecology*, 2015, 34 (7): 2015-2024 (in Chinese).

[6] 王维, 孟丽娜. 军民合用机场鸟击风险评价及防范措施改进研究[J]. *科学技术与工程*, 2017, 17(2): 16-21.

WANG W, MENG L N. Bird strike risk assessment and improvement research of prevention suggestions of civilian-military airport [J]. *Science Technology and Engineering*, 2017, 17 (2): 16-21 (in Chinese).

[7] 李益得, 杨道德, 张志强, 等. 湖南常德桃花源机场鸟类的时空分布与鸟击防范[J]. *四川动物*, 2010, 29(3): 446-451.

LI Y D, YANG D D, ZHANG Z Q, et al. Avian spatial and temporal distribution and bird strike preventve measures at Changde Taohuayuan airport [J]. *Sichuan Journal of Zoology*, 2010, 29(3): 446-451 (in Chinese).

[8] 张黎明, 涂鹏, 吴炜, 等. 南昌青云谱机场鸟击防范措施研究[J]. *西南师范大学学报(自然科学版)*, 2017, 42(2): 141-146.

ZHANG L M, TU P, WU W, et al. On birdstrike disasters avoidance of Nanchang Qingyunpu airport [J]. *Journal of Southwest China Normal University (Natural Science Edition)*, 2017, 42 (2): 141-146 (in Chinese).

[9] NOHARA T J, BEASON R C, CLIFFORD S P. The role of radar-activated waterfowl deterrents on tailings ponds [C] // *Proceedings of the International Oil Sands Tailings Conference*. Edmonton: OSTRF Press, 2012, 1: 1-6.

[10] 刘政强, 陈寿元, 邵增珍, 等. 一种机场近跑道驱鸟系统的设计与实现[J]. *山东师范大学学报(自然科学版)*, 2017, 32(1): 66-69.

LIU Z Q, CHEN S Y, SHAO Z Z, et al. The design and implementation of bird driving system by the airport runway [J]. *Journal of Shandong Normal University (Natural Science)*, 2017, 32(1): 66-69 (in Chinese).

[11] ANDERSON R. Avian radar systems [EB/OL]. Panoma; Detect Inc, 2007 (2007-07-30) [2017-08-15]. <http://detect-inc.com/aircraft-birdstrike-avoidance-radar/>.

[12] NOHARA T J, WEBER P, UNKRAINECA, et al. An overview of avian radar developments-past, present and future [C] // *Proceedings of Bird Strike North American Conference*. Kingston: Bird Strike Committee, 2007, 1: 1-10.

[13] ROBIN. Robin Systems & Services [EB/OL]. Amsterdam: Robin Radar, 2011 (2011-01-15) [2017-08-10]. <https://www.robinradar.com/downloads/>.

[14] 陈唯实, 李敬. 雷达探鸟技术发展与应用综述[J]. *现代雷达*, 2017, 39(2): 7-17.

CHEN W S, LI J. Review on development and applications of avian radar technology [J]. *Modern Radar*, 2017, 39 (2): 7-17 (in Chinese).

[15] VAPNIK V N. *Statistical learning theory* [M]. New York: Wiley, 1998: 421-426.

- [16] HAN J W, KAMBER M, PEI J. Data mining: Concepts and techniques [M]. 3rd ed. San Francisco: Morgan Kaufmann, 2011:327-330.
- [17] 马跃峰,梁循,周小平.一种基于全局代表点的快速最小二乘支持向量机稀疏化算法[J].自动化学报,2017,43(1):132-141.
MA Y F, LIANG X, ZHOU X P. A fast sparse algorithm for least squares support vector machine based on global representative points[J]. Acta Automatica Sinica, 2017, 43(1):132-141 (in Chinese).
- [18] CHEN W S, NING H S, LI J. Flying bird detection and hazard assessment for avian radar system[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 25(2):246-255.

作者简介:

陈唯实 男,高级工程师。主要研究方向:低空空域安全监视、雷达目标检测与跟踪、机场安全运行技术。

Intelligent decision making for airport bird-repelling with support vector machine

CHEN Weishi*, YAN Jun, ZHANG Jie, LI Jing

(Airport Research Institute, China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China)

Abstract: To improve the management of bird-strike avoidance at airport and realize the linkage of avian radar with multiple bird-repelling devices, an intelligent decision making method was proposed for airport bird-repelling based on support vector machine (SVM). The method includes two steps of training and testing. In the training step, the bird-repelling strategy classification model was established by data pretreatment and SVM training, which are combined with expert knowledge and large amount of historical bird information collected by the airport linkage system for bird detection, surveillance and repelling. In the testing step, the bird-repelling strategy classification model was continuously corrected and optimized according to the real-time intelligent bird-repelling strategy results. Through the real bird information data and several bird-repelling examples of a certain airport, it is demonstrated that the decision accuracy of bird-repelling strategy classification model is relatively high, and it can solve new problems by self correction and optimization. The proposed method achieves the optimized combination of multiple bird-repelling devices against real-time bird information with great improvement of bird-repelling effect, overcoming the tolerance of birds to the bird-repelling devices due to their long-term repeated operation.

Keywords: support vector machine (SVM); airport; bird-repelling; classification; decision making

Received: 2017-08-31; **Accepted:** 2018-01-26; **Published online:** 2018-02-10 10:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180209.0843.001.html

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

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0498

基于载体对消方法的缝隙小角域散射特性研究

赵京城^{1,*}, 杨涛¹, 付鑫如¹, 高旭², 柴建忠²

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 缝隙散射是隐身飞机散射的重要组成部分, 已有的缝隙散射研究并未给出小角域($-30^\circ \sim 30^\circ$)入射时缝隙散射的结果。基于叠加原理的载体对消方法应用于缝隙散射源的电磁散射计算中, 可以更精确地研究缝隙的电磁散射特性。通过单缝隙板的一维成像验证了载体对消方法的有效性和准确性, 然后研究了在 10 GHz 频率下, 缝隙散射在小角域内随宽度、长度的变化规律, 以及极化特性。不同缝隙宽度的研究表明: 在小角域内, 当缝隙宽度小于 $1/4$ 波长时, 水平极化下缝隙散射比垂直极化下大, 而当缝隙宽度大于 $1/4$ 波长时, 水平极化下缝隙散射比垂直极化下小; 当缝隙宽度增大时, 缝隙在垂直极化下的雷达散射截面(RCS)增长速度更快。不同缝隙长度的研究表明: 在小角域内, 缝隙电磁散射均值随着缝隙长度(200 ~ 1000 mm)的增加而增加, 散射均值的大致范围: $-22.2 \sim -8.4$ dBsm(水平极化), $-27.3 \sim -13.3$ dBsm(垂直极化); 在小角域内, 2种极化下, 可拟合出 RCS 均值与缝隙长度的关系, 得到某一缝隙长度的 RCS, 可计算出不同缝隙长度对应的 RCS 的大致范围。

关键词: 矢量对消; 载体对消; 电磁散射; 缝隙; 雷达散射截面(RCS); 隐身飞机
中图分类号: V218

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1554-08

近年来, 随着雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)^[1] 缩减技术的发展, 缝隙对目标后向散射的影响日益突出, 甚至在某些极化和姿态角下影响非常明显^[2-4]。因此, 需要深入研究缝隙散射源的散射机理^[5-8], 并以此为基础提出合理的 RCS 减缩方法^[9]。

目前缝隙散射特性的研究方法可分为 2 种: 暗室测试和数值计算。文献[10]采用数值计算研究了单缝隙随宽度、三缝隙随间距、极化方式之间的变化关系, 并通过其与金属平板的散射结果进行比较, 得出单缝隙电磁散射随宽度的变化规律以及三缝隙随缝隙间距、极化方式变化时的散射特性。文献[11]采用暗室测试, 得出缝隙散射特性随缝隙宽度及缝隙间距(多缝隙)变化的规律和极化特性。但是, 文献[10-11]都未分析小角

域^[11]($-30^\circ \sim 30^\circ$)内的缝隙散射结果, 其原因是所采用的缝隙载体是金属平板, 小角域内缝隙散射基本湮没在平板的镜面散射中。

上述问题存在的根源是缝隙不能脱离于载体而存在, 如果能消除载体的影响, 就能准确地获得缝隙本身的散射特性。文献[12]指出, 单缝隙板散射主要由 3 部分组成: ①缝隙本身的散射; ②载体的散射; ③载体边缘与缝隙的耦合。而且这 3 部分是矢量叠加的关系, 因此要消除载体散射可以用矢量对消的方法。

矢量对消方法既可以用实验方法又可以用数值计算实现。文献[13]提出了一种基于矢量对消原理的测量方法。但是, 实验方法研究的成本较高, 而数值计算方法成本较低, 灵活性较大。

本文基于载体对消的原理, 采用数值计算方

收稿日期: 2017-07-20; 录用日期: 2017-10-20; 网络出版时间: 2017-10-30 16:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171030.1602.001.html

* 通信作者。E-mail: 19644928@qq.com

引用格式: 赵京城, 杨涛, 付鑫如, 等. 基于载体对消方法的缝隙小角域散射特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1554-1561. ZHAO J C, YANG T, FU X R, et al. Scattering characteristics of slit based on carrier cancellation method in small angular domain[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1554-1561 (in Chinese).

法,研究了小角域内(-30°~30°),单直缝隙散射随缝隙宽度和缝隙长度变化的规律以及缝隙散射的极化特性。给出了本文计算条件下,缝隙电磁散射的 RCS 值范围,补充了以往文献研究的不足。

本文首先简述了载体对消的基本机理并验证了此方法的有效性;其次提出了研究模型;最后给出单直缝隙在不同缝隙宽度、长度和极化方式下的散射结果,对小角域下缝隙的散射规律进行了研究。

1 计算方法

1.1 载体对消基本理论

目标的电磁散射特性常用 RCS 来衡量,用 σ 表示 RCS。

根据文献[12],缝隙本身的散射与载体的散射符合矢量叠加的关系。在 FEKO^[14] 软件中,首先计算含缝隙金属板的电场分量 \mathbf{E}_θ 、 \mathbf{E}_φ ,然后计算不含缝隙时金属板的电场分量 $\mathbf{E}_{\theta 1}$ 、 $\mathbf{E}_{\varphi 1}$,二者矢量相减得到

$$\mathbf{E}_{\text{far},\theta} = \mathbf{E}_\theta - \mathbf{E}_{\theta 1} \quad (1)$$

$$\mathbf{E}_{\text{far},\varphi} = \mathbf{E}_\varphi - \mathbf{E}_{\varphi 1} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{E}_{\text{far},\theta}$ 和 $\mathbf{E}_{\text{far},\varphi}$ 为不包含载体散射贡献的新的分量。最后通过 RCS 计算公式计算出对消后的 RCS 值。

$$\sigma = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi \frac{|\mathbf{R}\mathbf{E}_\theta|^2 + |\mathbf{R}\mathbf{E}_\varphi|^2}{|\mathbf{E}_i|^2} = \lim_{R \rightarrow \infty} 4\pi \frac{|\mathbf{E}_{\text{far},\theta}|^2 + |\mathbf{E}_{\text{far},\varphi}|^2}{|\mathbf{E}_i|^2} \quad (3)$$

式中: \mathbf{E}_i 为入射雷达波在目标处的电磁场强度; R 为雷达到目标的距离。

对消后的 RCS 值包含了缝隙本身的贡献及载体边缘与缝隙的相互作用。需要说明的是,由于边缘与缝隙的耦合贡献较弱^[12],可以近似认为所得数据是缝隙自身的散射结果。

1.2 一维成像验证方法有效性

首先,建立模型如图 1 所示。选择边长为 200 mm、厚度为 5 mm 的正方形金属板作为缝隙的载体,在金属板上放置一条长 150 mm、宽 5 mm、厚 5 mm 的单缝隙。 β 为电磁波入射方向, \mathbf{E} 为电场方向,入射角为 $-90^\circ \sim 90^\circ$,间隔 1° 。

然后,选取入射角。计算得到单缝隙板和光板的 RCS 随入射角的变化曲线如图 2 所示。从图 2 可以看出,在大部分角度上,单缝隙板的散射与光板的散射相同,说明在这些角度上,单缝隙板

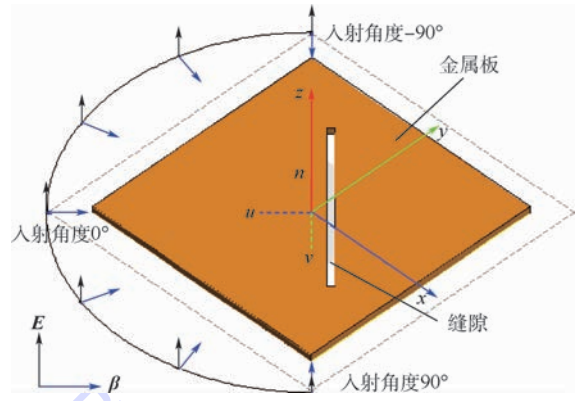


图 1 单缝隙板的计算模型

Fig. 1 Calculation model of a plate with slit

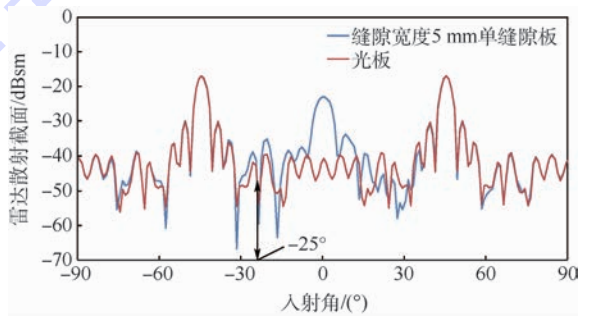


图 2 光板和单缝隙板的 RCS 随入射角变化

Fig. 2 RCS of a plate and a plate with slit versus incidence angle

的 RCS 曲线反映的是光板的散射特性,而不是缝隙的散射特性。

在入射角 -25° 处,单缝隙板的散射与光板的散射相近。通过该角度处的一维距离像^[15]可以分析单缝隙板的散射源构成,进而说明载体对消方法的必要性。一维像计算参数为:频率范围 $8 \sim 12$ GHz,频率点数 81 点。共计算 3 组数据,分别为:

- 1) 用 FEKO 计算缝隙金属板的散射场。
- 2) 用 FEKO 计算金属光板的散射场。
- 3) 将 1)、2) 组计算数据进行矢量对消,得到去除载体散射后的缝隙散射场。

对这 3 组数据进行一维距离像处理,结果如图 3 所示。从图 3 可以看出:

1) 光板的 4 个散射源峰值分别对应于板的 4 个顶点。

2) 对于有缝隙金属板,单缝隙板一维像中间部分发生了较大变化,而远端的 2 个散射源没有明显变化。这说明,远端的 2 个散射源是由金属板载体产生,在研究缝隙散射时是应该消除的量。缝隙与金属板中间 2 个顶点的距离接近,这与单缝隙板一维像中间部分发生变化一致。

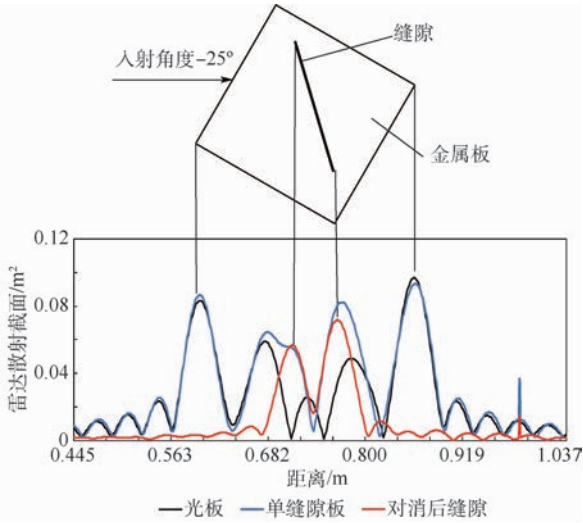


图3 光板、单缝隙板、对消后缝隙的一维像

Fig.3 One-dimensional images of a plate, a plate with slit, and slit after cancellation

3) 经过载体对消之后的一维像只有2个明显散射源,分别对应于缝隙的两端。由此可见,采用矢量对消方法可以有效地消除载体本身的散射,获得准确的缝隙散射。

2 计算模型

根据已发表的文献[10-11,16-18],研究缝隙散射常用金属平板作为载体,在掠入射角下其具有低散射特性^[11]。因此,本文也采用这种模型进行研究。

首先,为尽可能减小模型本身的散射对缝隙 RCS 的干扰^[11],建立单缝隙散射特性随缝隙宽度变化的计算模型如图4所示。正方形金属平板边长200 mm,板厚5 mm,单直缝隙位于对角线方向,缝隙长200 mm,电磁波入射方向垂直于缝隙转动入射,角度在 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 内变化,间隔 1° 。为便于研究,设模型对角线长为 L ,定义: $r = L/\lambda$, λ 为入射电磁波长;计算频率为10 GHz,对应 $r = 9$,处于谐振区^[19],设缝隙宽度为 a ,选取 $a = 1, 3, 5, 8, 12, 16$ mm。定义HH极化:电磁波电场方向和地面平行(电场方向正交于缝隙);VV极化:电场方向和地面垂直(电场方向平行于缝隙)。

已有文献中,针对缝隙长度的变化对缝隙 RCS 的影响研究很少。实际中飞机上存在很多长短不一的缝隙,机座与机体间存在的缝隙长度量级一般只有几厘米,而舵面和机翼之间形成的缝隙长度量级可以达到一米以上,但大部分缝隙长度量级都在 $300 \sim 500$ mm^[20]。

如果采用图4模型,随着缝隙长度的增加,所

需载体的尺寸增大,这导致用 FEKO 计算 RCS 值所需时间增加,甚至出现无法计算的情况。因此,采用如图5所示的菱形计算模型。

图5对角线长度分别为1200和600 mm。缝隙宽度 $a = 5$ mm,缝隙长度 d 为200~1000 mm,间隔100 mm,入射频率为10 GHz,选择HH和VV2种极化方式。

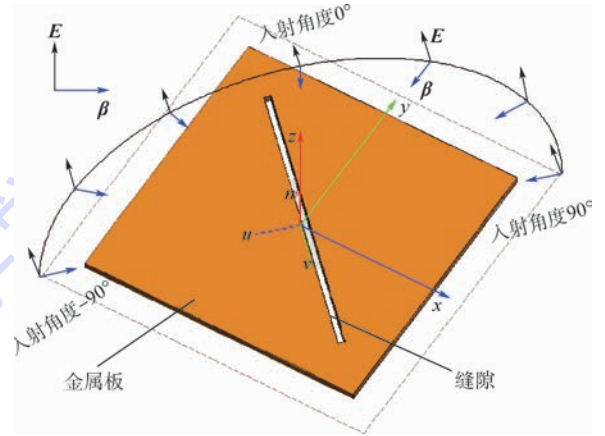


图4 变宽度单缝隙计算模型

Fig.4 Calculation model of single slit with variable width

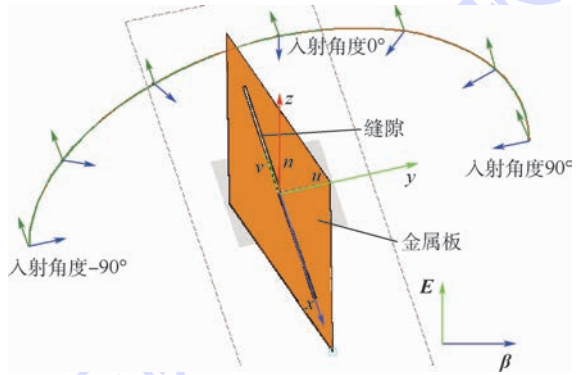


图5 变长度单缝隙计算模型

Fig.5 Calculation model of single slit with variable length

3 计算结果及分析

3.1 单缝隙 RCS 计算结果

在隐身领域中,相比于散射源分布,更关心目标总 RCS。在 FEKO 中建立4种模型,2种分别如图4和图5所示,另外2种尺寸分别与图4和图5相同,但是没有缝隙。选择快速多极子算法,对于同尺寸模型,分别计算有缝隙金属板的散射场和无缝隙金属板的散射场。按照式(3),分别计算有缝隙金属板的 RCS 和经过载体对消后缝隙的 RCS。下面分别给出不同宽度和长度的缝隙 RCS 仿真计算结果。

3.1.1 缝隙宽度

图6给出了HH极化下,缝隙宽度分别为1、

3.5、8、12 和 16 mm 的单缝隙在载体对消前后的 RCS 计算结果。图 7 为 VV 极化下的对比。

3.1.2 缝隙长度

图 8 给出了 HH 极化下,缝隙长度从 200 ~ 1 000 mm 中选取 200、500、800 和 1 000 mm 的单缝隙在载体对消前后的 RCS。图 9 为 VV 极化下的对比。

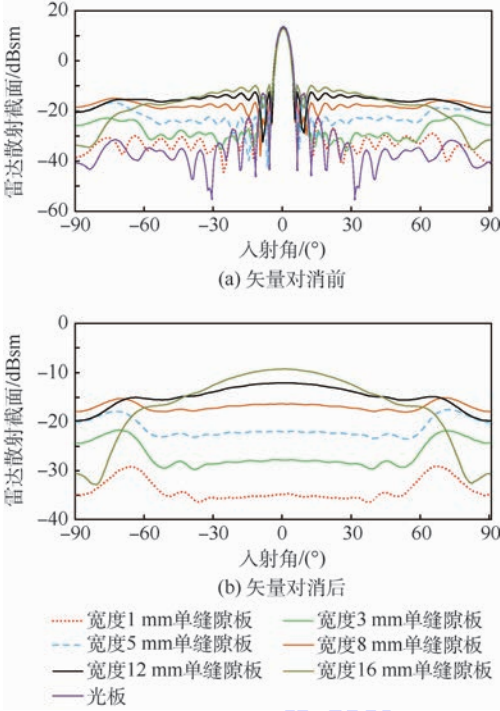


图 6 矢量对消前后不同宽度单缝隙的 RCS(HH 极化)
Fig. 6 RCS of single slit with different width before and after vector cancellation (HH polarization)

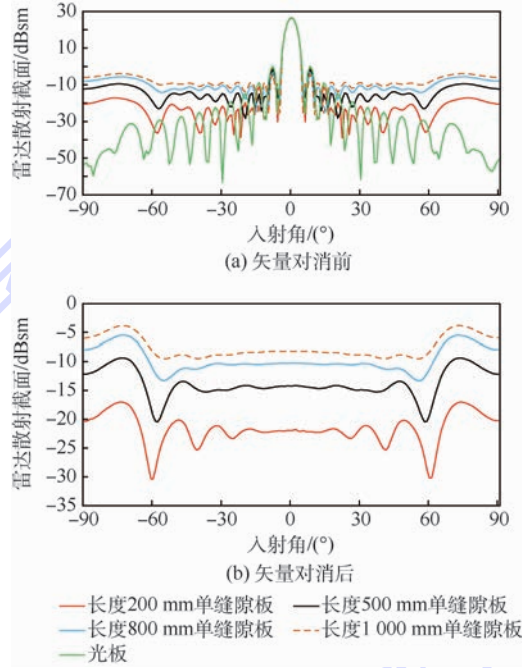


图 8 矢量对消前后不同长度单缝隙的 RCS(HH 极化)
Fig. 8 RCS of single slit with different length before and after vector cancellation (HH polarization)

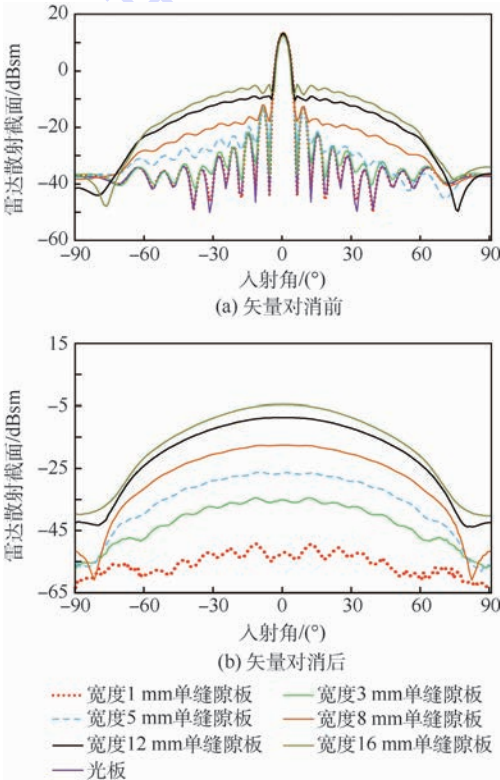


图 7 矢量对消前后不同宽度单缝隙的 RCS(VV 极化)
Fig. 7 RCS of single slit with different width before and after vector cancellation (VV polarization)

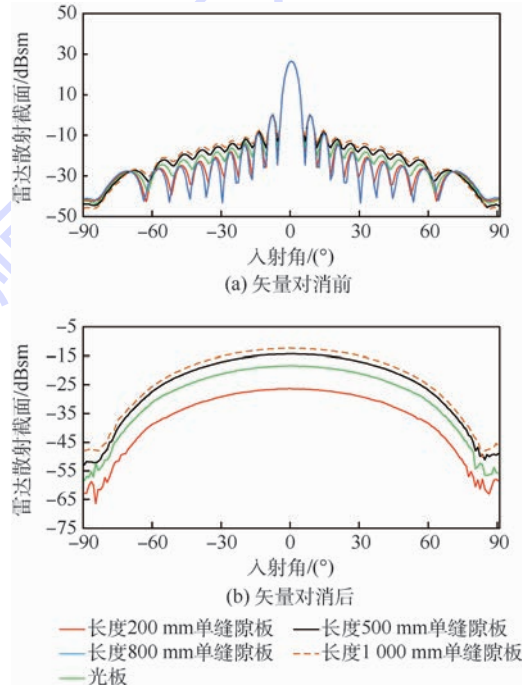


图 9 矢量对消前后不同长度单缝隙的 RCS(VV 极化)
Fig. 9 RCS of single slit with different length before and after vector cancellation (VV polarization)

3.1.3 初步分析

从图6~图9中可看出:未进行载体对消前,在小角域尤其是在 $-15^\circ \sim 15^\circ$ 内,单缝隙板与光板的散射曲线基本相同,单纯缝隙的散射被光板的散射所湮没,也就无法研究缝隙在小角域中的散射特性。但是,经过载体对消后,在小角域下,可以明显观察到单纯缝隙散射随宽度和长度的变化情况。

3.2 单缝隙 RCS 在小角域($-30^\circ \sim 30^\circ$)随缝隙宽度变化规律

根据数值计算结果计算得到不同宽度单缝隙在 HH 和 VV 极化下的电磁散射均值,见表1。以单缝隙宽度为变量,绘制 RCS 均值在小角域($-30^\circ \sim 30^\circ$)随宽度变化时的曲线,如图10所示。

由于缝隙长度不变,研究缝隙宽度对缝隙 RCS 的影响可理解为研究缝隙宽度/波长(a/λ)比例关系对缝隙 RCS 的影响。

从图10中可以发现:

1) 在 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 小角域内,该频率下,当缝隙宽度 a 小于波长(30 mm)的 $1/4$ 时,HH 极化相比于 VV 极化,前者的缝隙散射强度更大;当缝隙的宽度大于波长的 $1/4$ 时,结果相反。

2) 对比 HH 和 VV 极化 RCS 曲线(图6(b)、

表1 不同宽度单缝隙 RCS 均值

Table 1 RCS means of single slit with different width

缝隙宽度/mm	RCS 均值/dBsm			
	$-30^\circ \sim 30^\circ$		$-15^\circ \sim 15^\circ$	
	入射(HH极化)	入射(VV极化)	入射(HH极化)	入射(VV极化)
1	-35.324	-52.172	-35.108	-51.829
3	-28.099	-35.902	-27.904	-35.252
5	-22.185	-27.292	-22.042	-26.600
8	-16.632	-18.450	-16.412	-17.666
12	-12.669	-9.787	-12.211	-8.857
16	-10.349	-5.926	-9.524	-4.842

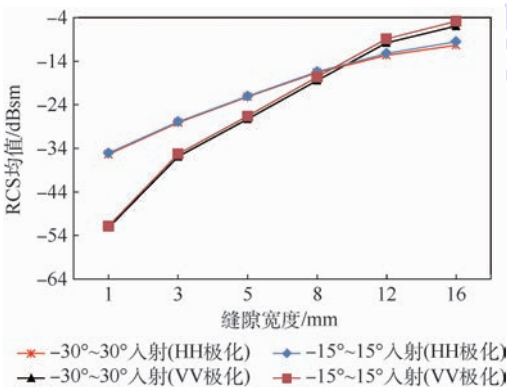


图10 小角域 RCS 均值随缝隙宽度的变化

Fig. 10 Variation of RCS mean with slit width in small angular domain

图7(b)),缝隙的散射强度分布曲线在2种极化下存在明显不同。在 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 小角域内,当缝隙宽度增大时,VV 极化的缝隙 RCS 比 HH 极化的缝隙 RCS 增速快。

3) 在 $-15^\circ \sim 15^\circ$ 角域内,文献[11]中此角域内的缝隙散射因为被载体散射所湮没,得不出缝隙散射随缝宽的变化规律,但是通过载体对消处理后,可清楚得到随着缝隙宽度的增大,缝隙的散射强度增长速度变缓。

3.3 单缝隙 RCS 在小角域($-30^\circ \sim 30^\circ$)随缝隙长度变化规律

根据数值计算结果计算得到不同长度单缝隙在 HH 和 VV 极化下的电磁散射均值,见表2。由计算数据得,在不同角域下,缝隙的 RCS 均值随缝隙长度的变化曲线,如图11所示。全向角域($-90^\circ \sim 90^\circ$),小角域($-30^\circ \sim 30^\circ$)。

由图11易得:

1) 在10 GHz 频率下,载体对消处理后,在小角域内,缝隙电磁散射均值随着缝隙长度(200 ~

表2 不同长度单缝隙 RCS 均值

Table 2 RCS means of single slit with different length

缝隙长度/mm	RCS 均值/dBsm			
	$-30^\circ \sim 30^\circ$		$-90^\circ \sim 90^\circ$	
	入射(HH极化)	入射(VV极化)	入射(HH极化)	入射(VV极化)
200	-22.217	-27.297	-21.690	-37.478
300	-19.108	-23.837	-18.464	-34.365
400	-16.321	-21.282	-15.720	-31.694
500	-14.465	-19.365	-13.840	-29.822
600	-13.097	-17.835	-12.358	-28.306
700	-11.522	-16.421	-10.772	-26.810
800	-10.400	-15.282	-9.656	-25.722
900	-9.438	-14.242	-8.687	-24.635
1 000	-8.436	-13.336	-7.560	-23.632

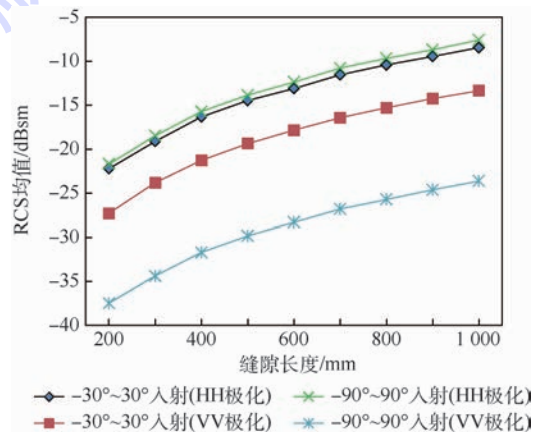


图11 不同角域下 RCS 均值随缝隙长度的变化

Fig. 11 Variation of RCS mean with slit length in different angular domains

1 000 mm)的增加,散射均值的大致范围: $-22.2 \sim -8.4$ dBsm (HH 极化), $-27.3 \sim -13.3$ dBsm (VV 极化)。

2) 对于 HH 极化,全向角域与小角域的曲线大致相同,可得缝隙在全向角域内都有较强的表面波散射^[21];对于 VV 极化,全向角域与小角域的曲线相差很大,可得缝隙在小角域范围内表现出较强的表面波散射,也说明在全向角域内,小角域内的缝隙散射构成了该极化下缝隙电磁散射的主体。

3) 2 种极化下,4 条曲线走势大致相同。小角域内,VV 极化下的 RCS 均值比 HH 极化下小约 4.88 dBsm。小角域内 VV 极化下拟合的函数为

$$\bar{\sigma} = 0.04643 d^{2.007} \quad (4)$$

式中:缝隙长度 d 单位为 m; $\bar{\sigma}$ 为 RCS 均值, m^2 。因此在实际工程应用中,在小角域内某极化下得到某一缝隙长度的 RCS 值后,通过计算就能得出 2 种极化下不同缝隙长度对应的 RCS 值的大致范围,需要精确值时还是需要工程测量或计算得到。

4 结 论

本文仿真计算结果通过载体对消方法处理后,在本文计算条件下,研究单直缝隙电磁散射随缝隙宽度、长度、极化的变化规律可以得到:

1) 矢量对消方法将载体作为背景进行对消处理,实现了缝隙与载体的分离,有效提高了测量精度;同时,由于消除对超低散射载体的依赖,避免了载体在形状和尺寸上受到的限制,在分析缝隙这一弱散射源对飞机等隐身装备的影响方面具有重要意义。

2) 缝隙散射的极化特性。在小角域 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 内,HH 极化时散射曲线随入射角增大而振荡减弱,趋于水平,VV 极化曲线则随角度增大而平滑下降。

3) 对于 HH 极化,在小角域 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 内,缝隙宽度小于 $1/4$ 波长时,缝隙电磁散射的 RCS 值范围为 $-35 \sim -15$ dBsm;缝隙宽度大于 $1/4$ 波长时,缝隙电磁散射的 RCS 值范围为 $-15 \sim -5$ dBsm;缝隙长度增加时,缝隙在全向角域内都有较强的表面波散射。

4) 对于 VV 极化,缝隙电磁散射在全角域内随着缝隙宽度、长度的增加而增加;在全向角域内,小角域内的缝隙散射构成了该极化下缝隙电磁散射的主体。

5) 在小角域内,2 种极化下,可拟合出 RCS

均值与缝隙长度的关系,得到某一长度缝隙的 RCS 后,可计算出不同缝隙长度的 RCS 的大致范围。

参考文献 (References)

- [1] 何国瑜,卢才成,洪家才,等. 电磁散射的计算和测量[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:19-20.
HE G Y, LU C C, HONG J C, et al. Calculation and measurement of electromagnetic scattering[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006:19-20 (in Chinese).
- [2] 袁宁,聂小春,梁昌洪. 有限厚导电平板上任意缝隙的耦合特性分析[J]. 电波科学学报,1999,14(3):261-267.
YUAN N, NIE X C, LIANG C H. Analysis of coupling properties of an arbitrary slit in a thick conducting plate[J]. Chinese Journal of Radio Science, 1999, 14(3):261-267 (in Chinese).
- [3] 朱劲松,于洋,王宝发. 飞行器结构缝隙电磁散射问题的研究[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(1):99-102.
ZHU J S, YU Y, WANG B F. Research on electromagnetic scattering for aircraft structural slot[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(1):99-102 (in Chinese).
- [4] 柴建忠,高旭,刘学强,等. 几种载体表面缝隙对雷达目标特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2014,46(4):567-572.
CHAI J Z, GAO X, LIU X Q, et al. Effect of gaps in different surfaces on radar target characteristic[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(4):567-572 (in Chinese).
- [5] SENIOR T B A, SARABANDI K, NATZKE J R, et al. Scattering by a narrow gap[J]. IEEE Transactions on Antennas & Propagation, 1989, 38(7):1102-1110.
- [6] SHENG X Q, YUANG K N, CHAN C H, et al. Scattering from a large body with cracks and cavities by the fast and accurate finite-element boundary-integral method[J]. IEEE Transactions On Antennas & Propagation, 2000, 48(8):1153-1160.
- [7] DOMINEK A K, SHAMANSKY H T, WANG N, et al. Scattering from three-dimensional cracks[J]. IEEE Transactions on Antennas & Propagation, 1989, 37(5):586-591.
- [8] PARK T J, KANG S H, EOM H J. TE scattering from a slit in a thick conducting screen: Revisited[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory & Techniques, 1994, 42(1):895-899.
- [9] 黄沛霖,马冬立,武哲. 低 RCS 齿形挂架参数选择研究[J]. 北京航空航天大学学报,2001,27(3):293-296.
HUANG P L, MA D L, WU Z. Research on parameter selection of low RCS serrated pylon[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3):293-296 (in Chinese).
- [10] 刘战合,黄沛霖,武哲. MLFMA 分析表面不连续特征散射特性[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版),2009,32(9):1430-1435.
LIU Z H, HUANG P L, WU Z. Analysis of scattering characteristics of surface discrete characters with MLFMA[J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2009, 32(9):1430-1435 (in Chinese).

- [11] 黄沛霖,刘战合. 飞行器表面缝隙电磁散射特性研究[J]. 航空学报,2008,29(3):675-680.
HUANG P L, LIU Z H. Research on electromagnetic scattering characteristics of slits on aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(3):675-680(in Chinese).
- [12] 张振利,倪维立. 缝隙及其与边缘的相互作用对目标散射的影响[J]. 电波科学学报,2001,16(3):301-305.
ZHANG Z L, NI W L. The scattering by gaps and the multiple scattering between gaps and edges[J]. Chinese Journal of Radio Science,2001,16(3):301-305(in Chinese).
- [13] 赵京城. 一种弱散射目标 RCS 测量方法:201510760592.1 [P]. 2017-03-01.
ZHAO J C. A kind of measurement method with weak scattering target RCS;201510760592.1[P]. 2017-03-01(in Chinese).
- [14] 贾云峰. FEKO 在雷达散射截面计算中的应用[J]. 中国制造业信息化,2008(2):59-61.
JIA Y F. FEKO application in radar scattering cross section calculation[J]. Manufacture Information Engineering of China,2008(2):59-61(in Chinese).
- [15] 吕杰,莫锦军,袁乃昌. 基于 FEKO 的微波成像研究[J]. 微波学报,2010(8):598-600.
LV J, MO J J, YUAN N C. Research on microwave imaging based on FEKO[J]. Journal of Microwave,2010(8):598-600(in Chinese).
- [16] 刘战合,黄沛霖,高旭,等. MLFMA 用于不连续特征多频散射特性研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2009,10(2):60-65.
LIU Z H, HUANG P L, GAO X, et al. Multi-waves scattering characteristic of gaps in aircraft surface with MLFMA[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition),2009,10(2):60-65(in Chinese).
- [17] 刘战合,蒋胜矩,姬金祖,等. 基于 MLFMA 的表面台阶多频散射特性[J]. 探测与控制学报,2009,31(z1):20-24.
LIU Z H, JIANG S J, JI J Z, et al. Multi-frequencies scattering characteristic of steps in surface based on MLFMA[J]. Journal of Detection & Control,2009,31(z1):20-24(in Chinese).
- [18] 高旭,刘战合,武哲. 缝隙目标电磁散射特性试验[J]. 航空学报,2008,29(6):1497-1501.
GAO X, LIU Z H, WU Z. Experiment on scattering characteristics of serrate gap[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(6):1497-1501(in Chinese).
- [19] 王湃,董硕,周永柱,等. 多层快速多级子分析三维复杂目标的谐振区电磁散射特性[J]. 北京大学学报(自然科学版),2006,42(3):395-400.
WANG P, DONG S, ZHOU Y Z, et al. Multilayer fast multilevel analysis of resonance region electromagnetic scattering from three-dimensional complex target[J]. Journal of Peking University(Natural Science Edition),2006,42(3):395-400(in Chinese).
- [20] 桑建华,张宗斌,王烁. 低 RCS 飞行器表面弱散射源研究[J]. 航空工程进展,2012,3(3):257-262.
SANG J H, ZHANG Z B, WANG S. Research on the radar cross section of weak scatters on stealth vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2012,3(3):257-262(in Chinese).
- [21] 马风国,高飞,刘其中,等. 流基混合法分析表面波散射[J]. 电波科学学报,1999,14(2):186-190.
MA F G, GAO F, LIU Q Z, et al. Analysis of surface-wave scattering by current-based hybrid method[J]. Journal of Radio Science,1999,14(2):186-190(in Chinese).

作者简介:

赵京城 男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:微波毫米波成像、微波数字信号处理、辐射散射测量。

杨涛 男,硕士研究生。主要研究方向:微波毫米波测量及成像、VxWorks 系统嵌入式应用-雷达模拟器。

Scattering characteristics of slit based on carrier cancellation method in small angular domain

ZHAO Jingcheng^{1,*}, YANG Tao¹, FU Xinru¹, GAO Xu², CHAI Jianzhong²

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: An important part of the scattering of stealth aircraft is slit scattering. Though researches have done on it, none of them has produced results in small angular domain (from -30° to 30°). This paper applied the carrier scattering method based on superposition principle to electromagnetic scattering computation for more accurately studying the electromagnetic scattering characteristics of slit. The effectiveness and accuracy of carrier cancellation method are verified by one-dimensional imaging of a plate with slit. Statistics of polarization characteristics and variation pattern of slit scattering in small angular domain with the width and length were made at 10 GHz frequency. The study results with different slit width show that, in small angular domain, horizontal scattering is larger than vertical polarization scattering when the slit width is less than a quarter of wavelength; otherwise, horizontal scattering is smaller than vertical polarization scattering. It is also found that the radar cross section (RCS) value of the slit increases faster with the growth of slit width under vertical polarization. The results with different slit length demonstrate that, in small angular domain, the mean value of electromagnetic scattering increases with the growth of slit length (200 – 1 000 mm) and the approximate range of scattering mean ranges from -22.2 dBsm to -8.4 dBsm in horizontal polarization and from -27.3 dBsm to -13.3 dBsm in vertical polarization. The relationship between RCS mean and slit length can be fitted to obtain RCS with a certain length, and thus the approximate range of RCS with different slit length could be calculated.

Keywords: vector cancellation; carrier cancellation; electromagnetic scattering; slit; radar cross section (RCS); stealth aircraft

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0499

多参照点联合概率地形误匹配判断准则



张堃薇, 王可东*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对地形轮廓匹配(TERCOM)算法容易受高程测量误差和地形相似性等影响而出现误匹配的问题,以平均平方差(MSD)匹配准则为例,提出了一种相关面内多参照点联合概率误匹配在线判断准则。首先,对测量高程数据和基准高程数据做相关运算,获得待匹配区域内各点的MSD值,即相关面;其次,通过分析高程量测噪声的统计分布,建立待匹配点的MSD概率分布密度函数;最后,计算选取待匹配点为正确匹配点的多点联合概率,并通过阈值判定此待匹配点是否为正确匹配点。仿真结果表明,选取不同的匹配序列长度和测量噪声的情况下,当判定阈值设为0.9时,对正确匹配的判断正确率达到97%以上,且90%以上的正确匹配点都能被保留下来,可以极大程度地避免误匹配。

关键词: 地形匹配; 地形轮廓匹配(TERCOM)算法; 误匹配; 匹配概率; 虚定位

中图分类号: V249.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)07-1562-07

地形轮廓匹配(Terrain Contour Matching, TERCOM)算法^[1-3]由于收敛速度快、计算量小等优势而得到了广泛应用,但是该匹配算法容易受低信噪比和地形相似性的影响,导致误匹配,使得匹配过程不稳定。

为了提高算法的匹配稳定性,文献[4]提出了一种基于概率数据关联(Probabilistic Data Association Filter, PDAF)的地形匹配算法,虽然匹配稳定性得到了显著提高,但匹配精度严重下降。

针对误匹配往往发生在地形起伏不大的区域,很多研究集中于地形适配区的判定,进而筛选出适合于匹配的区域,以提高匹配的稳定性。例如,文献[5]提出了一种基于反向传播(BP)神经网络的地形适配/误配区自动识别和划分的方法;文献[6]提出了基于熵值法赋权灰色关联决策的地形辅助导航适配区选择方法;文献[7]提出了一种水下地形导航匹配区选取的模糊推理方法;文献[8]提出了一种用于景象匹配的基于信息熵

的适配区选择方法。不过,这种适配区划分是基于地形特征分析进行的,只是在统计意义上适用,而且是事先离线进行的,具体到某次实时匹配结果的判定,并不一定适用。

因此,如何在线判定某次匹配结果的误匹配与否,是保证匹配结果可用性的关键。常用的地形匹配误匹配方法有M/N判据法^[9-10],在一定程度上可以有效地剔除误匹配点,但该方法基于多次匹配结果,实时性差,且判断准确率不高。文献[11]提出了一种用于迭代最近等值点(Iterative Closest Contour Point, ICCP)算法的误匹配判断方法,该方法抑制了算法的发散,但需要对多次飞行优化位置概率进行累积计算,实时性不好。

本文利用TERCOM匹配相关面内若干个极小值点的联合概率分布,建立了一种基于多参照点联合概率的误匹配在线判断准则,通过设定阈值判定TERCOM算法定位点即平均平方差(Mean Square Difference, MSD)相关面内最小值

收稿日期: 2017-07-21; 录用日期: 2017-10-27; 网络出版时间: 2017-12-18 13:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171218.0932.001.html

*通信作者. E-mail: wangkd@buaa.edu.cn

引用格式: 张堃薇, 王可东. 多参照点联合概率地形误匹配判断准则[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1562-1568.
ZHANG K W, WANG K D. Judgement criterion for terrain false matching based on joint probability of multiple reference points [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1562-1568 (in Chinese).

点是否为正确匹配点。仿真试验结果表明,该方法可以实时准确地对 TERCOM 算法进行在线误匹配判断,在保证算法匹配精度的前提下,提高了算法的匹配稳定性。

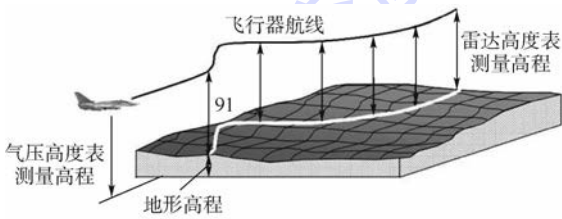
1 TERCOM 算法基本原理

TERCOM 算法原理如图 1 所示,飞行器在飞越航线上的地形匹配区时,利用雷达高度表和气压高度表等设备测量沿航线的地形高程序列,将测得的实时高程序列和预存的基准图高程序列进行相关,按最佳相关确定飞行器的地理位置。

TERCOM 算法的匹配准则主要有平均绝对差(Mean Absolute Difference, MAD)、MSD 和互相关(Cross Correlation, CC)等 3 种,本文以 MSD 为例进行研究,其计算方法如下:

$$J_{MSD} = \frac{1}{n} \|X - Y\|^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - y_i)^2 \quad (1)$$

式中: $X = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$ 和 $Y = [y_1, y_2, \dots, y_n]^T$ 分别为基准高程序列和实测高程序列, n 为长度。



(a) 高程获取过程

测量高程	基准高程
63	47 46 57 61 62 63 62
62	42 48 56 61 61 62 58
59	50 43 55 49 59 50 53
56	57 49 45 56 55 58 55
50	61 56 50 46 49 53 55
60	63 60 56 50 55 47 59
64	64 63 60 56 48 49 56
65	65 64 61 57 54 53 50
64	65 64 62 58 58 57 54
63	65 64 63 60 60 61 58

(b) 匹配过程图

图 1 TERCOM 算法原理图

Fig. 1 Schematic diagram of TERCOM algorithm

2 参照点概率

2.1 正确匹配点概率分布

基准高程序列表示为 $H_{DEM} = [h_{DEM1}, h_{DEM2}, \dots, h_{DEMn}]^T$, 测量高程序列表示为 $H_m = [h_{m1}, h_{m2}, \dots, h_{mn}]^T$, 当匹配正确时, 二者有如下关系:

$$h_{mi} = h_{DEMi} + w_i \quad (2)$$

式中: w_i 为零均值、方差为 σ^2 的高斯量测噪声^[12-13], 即 $w_i \sim N(0, \sigma^2)$, $i = 1, 2, \dots, n$ 。

将式(2)代入式(1)有

$$J_{MSD_{true}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (h_{mi} - h_{DEMi})^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n w_i^2 \quad (3)$$

由 w_i 的分布和式(3)可得

$$J_{MSD_{true}} \sim \Gamma\left(\frac{n}{2}, \frac{\sigma^2}{2n}\right) \quad (4)$$

即正确匹配时的 MSD 值 $J_{MSD_{true}}$ 服从参数 $\theta = \left(\frac{n}{2}, \frac{\sigma^2}{2n}\right)$ 的 Γ 分布。

2.2 参照点概率分布

除正确匹配点外的其余待匹配点基准高程序列表示为 $H_r = [h_{r1}, h_{r2}, \dots, h_{rn}]^T$, 与测量高程序列 $H_m = [h_{m1}, h_{m2}, \dots, h_{mn}]^T$ 的偏差表示为 $V = [v_1, v_2, \dots, v_n]^T$, 则有

$$h_{mi} = h_{ri} + v_i \quad (5)$$

将这些待匹配点作为正确匹配点的参照点, 则联立式(2)和式(5)可得

$$v_i = (h_{DEMi} - h_{ri}) + w_i \quad (6)$$

故 v_i 为均值为 $(h_{DEMi} - h_{ri})$ 、与 w_i 同方差的高斯噪声, 即 $v_i \sim N(h_{DEMi} - h_{ri}, \sigma^2)$ 。此时有

$$J_{MSD_{rest}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (h_{mi} - h_{ri})^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n v_i^2 \quad (7)$$

由 v_i 的分布和式(7)可得

$$\frac{n}{\sigma^2} J_{MSD_{rest}} \sim \chi_n^2(\lambda) \quad (8)$$

式中: $\lambda = \sum_{i=1}^n \left(\frac{h_{DEMi} - h_{ri}}{\sigma}\right)^2$, 即 $J_{MSD_{rest}}$ 满足拉伸系数为 n/σ^2 、自由度为 n 、偏心率为 λ 的非中心 χ^2 分布^[14]。

3 多参照点概率联合

在 PDAF 算法中, 认为相关面内所有点的 MSD 值服从均匀分布, 而由 2.2 节得到的相关面内各待匹配点的 MSD 概率分布可知, 各点的 MSD 分布是不一样的, 这也是导致 PDAF 算法中匹配精度下降的主要原因。

为了在提高稳定性的同时, 不过多降低匹配精度, 提出了一种基于多参照点联合概率的误匹配判断方法, 分为点选取、联合概率计算区域确定、区域内各点为正确匹配点的概率计算、参照点概率计算、区域联合概率计算、选取区域为正确匹配区域的概率计算 6 个步骤, 方法具体内容如下:

1) 点选取。PDAF 算法以惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)输出位置的匹配位置

为中心确定待匹配窗口,求得该窗口内各待匹配点的 MSD 值,构成地形轮廓匹配算法的 MSD 相关面,并获得其中最小的 m 个极小值点 $\{p_1, p_2, \dots, p_m\}$ 。

2) 联合概率计算区域确定。针对获得的 m 个极小值点,以每个极小值点为中心、 g_r 个地图网格间距为半径,对应的区域即为该极小值点的联合概率计算区域。

3) 区域内各点为正确匹配点的概率计算。针对每个极小值点对应计算区域内 $(2g_r + 1)^2$ 个点 $\{a_1, a_2, \dots, a_{(2g_r + 1)^2}\}$,按式(4)分别计算每个点 a_i 服从 Γ 分布^[15]的概率值 γ_{a_i} 。

4) 参照点的概率计算。取 a_i 点上下左右间隔为 d 个网格间距的 4 个网格点作为 a_i 联合概率计算的参照点 $\{r_{ref1}, r_{ref2}, r_{ref3}, r_{ref4}\}$,按式(8)分别计算其服从非中心 χ^2 分布的概率值 $\{\alpha_{ref1}, \alpha_{ref2}, \alpha_{ref3}, \alpha_{ref4}\}$ 。

5) 区域联合概率计算。设 β_{a_i} 为 a_i 点联合概率,则有

$$\beta_{a_i} = \gamma_{a_i} \prod_{k=1}^4 \alpha_{refk} \quad (9)$$

因此,以 a_i 点为中心、 g_r 个地图网格为半径的区域联合概率为

$$\beta_{p_l} = \sum_{i=1}^{(2g_r + 1)^2} \beta_{a_i} \quad (10)$$

6) 选取区域为正确匹配区域的概率计算。第 l 个区域对应的极值点为正确匹配点的概率为

$$p_{p_l} = \frac{\beta_{p_l}}{\sum_{l=1}^m \beta_{p_l}} \quad (11)$$

对选取的 m 个极值点分别按式(11)求其正确匹配点的区域联合概率值,设定联合概率阈值,判断地形轮廓匹配算法直接求得的匹配点即 MSD 最小峰值点是否为正确匹配点。

4 仿真验证

4.1 仿真条件

仿真试验时,待匹配窗口半径为 $3\sigma_{INS}$, σ_{INS} 为 INS 的水平定位误差,设为 2000 m;极值点个数 m 设为 10,区域半径 g_r 设为 2 个网格,参照点间隔 d 取 10 个网格。

仿真所用地图数据为地理空间数据云^[16]提供的地形数据,地图分辨率为 1200 网格 \times 1200 网格,网格间距为 30 m,地形标准差 σ_{DEM} 为 46 m。飞行器自西向东飞行,在地图上等间隔选取飞行轨迹起点遍历。匹配序列长度分别取 100、150、

200 个采样点,采样间隔为 30 m,测量噪声方差 σ_n 设为 10、17、24 m,对上述每种情况分别进行 200 次仿真实验。遍历轨迹在高程图和 3D 视图中的表示分别如图 2 和图 3 中的红色水平线所示。

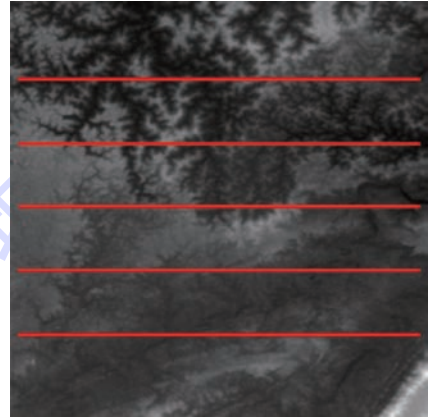


图 2 地形高程图

Fig. 2 Terrain elevation map

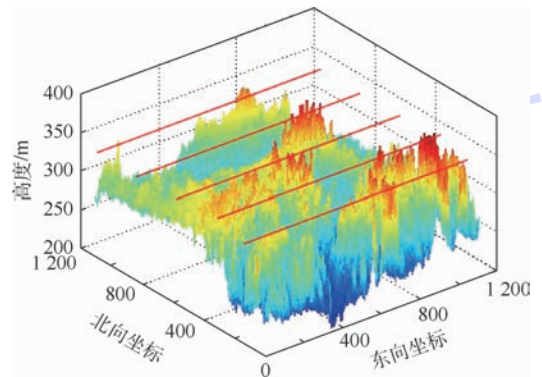


图 3 三维地形图

Fig. 3 Three-dimensional terrain map

4.2 误匹配判断

图 4(a)为某次 MSD 算法产生误匹配时仿真结果对应的 MSD 相关面,实际匹配位置点坐标为 (111, 112)。图 5(a)为某次 MSD 算法匹配正确时仿真结果对应的 MSD 相关面,实际匹配位置点坐标为 (33, 49)。

对获得的 MSD 相关面按第 3 节的计算流程得到 10 个极小值点的联合概率,图 4(a)、图 5(a)所示相关面内 10 个极小值点的坐标、MSD 值和区域联合概率分别见表 1、表 2,联合概率如图 4(b)、5(b)所示。

图 4(a)中,MSD 相关面最小值点坐标为 (90, 90),其对应 MSD 值为 347.6;次小值点坐标 (111, 112),其对应 MSD 值为 351.4。可见,最小值点对应的位置与实际匹配位置是不一样的,而次小值点才是实际位置,即 TERCOM 算法定位

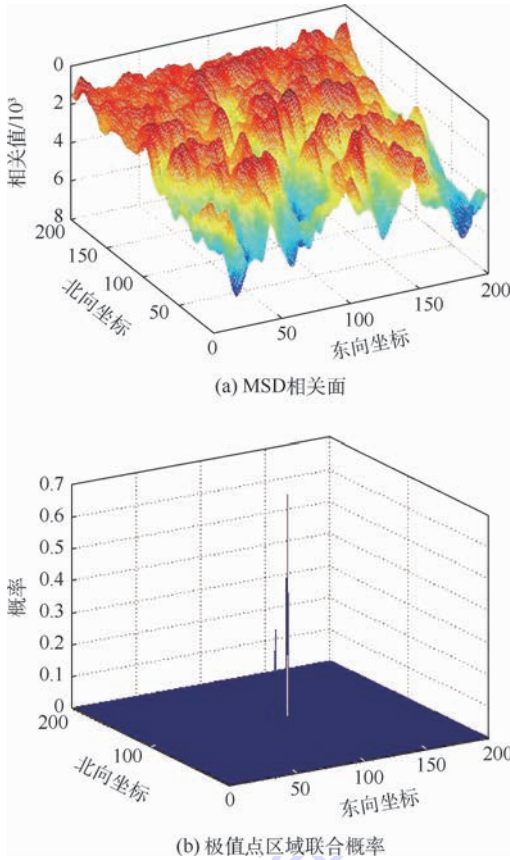


图 4 MSD 相关面及其对应极值点区域联合概率示意图(误匹配)

Fig. 4 Schematic diagram of MSD correlation plane and regional joint probability of corresponding extreme point (false matching)

点与实际匹配位置不同,发生了误匹配。

由表 1 可知,极值点(90,90)处 2 个网格区域联合概率为 0.31,(111,112)处 2 个网格区域联合概率为 0.69,其余 8 个极小值点处 2 个网格区域联合概率均为 0。如果设定联合概率大于 0.9 时才能判定极小值点为正确匹配点,可判定 MSD 最小值点(90,90)不是正确匹配点,即判定发生了误匹配,判断正确。

图 5 (a) 中,MSD 相关面最小值点坐标为(33,49),其对应 MSD 值为 67.6。最小值点对应的位置与实际匹配位置一致,即 TERCOM 算法定位点与实际匹配位置相同,匹配正确。

由表 2 可知,极值点(33,49)处 2 个网格区域联合概率为 0.97,(38,56)处 2 个网格区域联合概率为 0.03,其余 8 个极小值点处 2 个网格区域联合概率均为 0。如果设定联合概率大于 0.9 时判定极小值点为正确匹配点,可判定 MSD 最小值点(33,49)是正确匹配点,即判定未发生误匹配,判断正确。

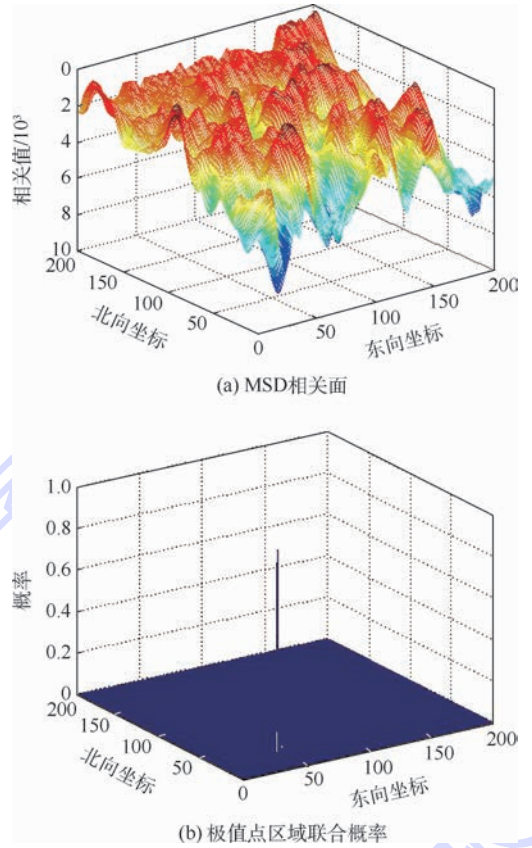


图 5 MSD 相关面及其对应极值点区域联合概率示意图(匹配正确)

Fig. 5 Schematic diagram of MSD correlation plane and regional joint probability of corresponding extreme point (correct matching)

表 1 图 4 相关面对应极值点区域联合概率

Table 1 Regional joint probability of extreme points corresponding to correlation plane of Fig. 4

编号	极小值点坐标	MSD 值	区域联合概率
1	(90,90)	347.6	0.31
2	(111,112)	351.4	0.69
3	(69,9)	526.8	0
4	(127,161)	546.9	0
5	(37,142)	595.5	0
6	(147,153)	685.3	0
7	(62,181)	723.6	0
8	(103,119)	767	0
9	(114,63)	809.5	0
10	(135,52)	947.2	0

4.3 阈值选取

在多参照点联合概率误匹配判定方法中,联合概率阈值的设定是关键。在图 2 所示地形条件下,进行遍历仿真试验,计算其对应的 MSD 相关面,获得相关面内的 10 个最小极值点,并对这 10 个最小极值点计算其 2 个网格为半径的区域联合概率,设定不同的联合概率阈值,判断 MSD 最小值点是否为正确匹配点,结果如表 3 所示。

表2 图5相关面对应极值点区域联合概率

Table 2 Regional joint probability of extreme points corresponding to correlation plane of Fig. 5

编号	极小值点坐标	MSD值	区域联合概率
1	(33,49)	67.6	0.97
2	(108,14)	93.5	0
3	(102,107)	130.7	0
4	(93,1)	209.2	0
5	(48,169)	289.2	0
6	(63,109)	303.5	0
7	(113,144)	315.9	0
8	(38,56)	358.7	0.03
9	(199,200)	407.5	0
10	(129,134)	458.9	0

表3 遍历仿真试验结果

Table 3 Traversal simulation test results

序列长度	σ_n/m	$\frac{\sigma_{DEM}}{\sigma_n}$	正确点保留率/%			匹配准确率/%		
			无阙值	阈值为0.6	阈值为0.9	无阙值	阈值为0.6	阈值为0.9
			10	4.6	100	97.9	97.9	94.5
100	17	2.7	100	95.9	94.1	86	97	98.8
	24	1.9	100	90.9	90.4	83.5	96.2	97.4
	10	4.6	100	99	99	98	100	100
150	17	2.7	100	98.5	98.5	97.5	99.5	99.5
	24	1.9	100	96.8	96.2	92.5	98.4	98.9
	10	4.6	100	99.5	98.9	98.5	100	100
200	17	2.7	100	99	99	97.5	99.5	100
	24	1.9	100	98.9	98.4	95.5	99.5	100

如表3所示,匹配序列长度为100,测量噪声 σ_n 取10m时,直接使用MSD最小值点作为正确点,TERCOM算法的误匹配率达到5.5%,当使用联合概率判定时,匹配准确率分别为98.9%(阈值设为0.6)和99.4%(阈值设为0.9),相较于无判断情况,匹配准确率提升,并保留了97.9%的正确点。当测量噪声 σ_n 取17m时,TERCOM算法的误匹配率达到14%,当使用联合概率判定时,匹配准确率分别为97%(阈值设为0.6)和98.8%(阈值设为0.9),相较于无判断情况,匹配准确率大幅提升,并保留了94%以上的正确匹配结果,当测量噪声 σ_n 取24m时,MSD误匹配率达到16.5%,当使用联合概率判定时,匹配准确率分别为96.2%(阈值设为0.6)和97.4%(阈值设为0.9),相较于无判断情况,匹配准确率大幅提升,正确匹配结果保留率保持在90%上。

匹配序列长度取150个采样点,测量噪声 σ_n 分别取10、17、24m时,直接使用MSD最小值点作为正确点,TERCOM算法的误匹配率均小于8%,但仍存在误匹配情况,使用联合概率判定,当联合概率判定阈值设定为0.6时,算法准确率可

以达到98%以上,当联合概率判定阈值设定为0.9时,匹配准确率可达到98.5%以上,并保留了96%以上的正确匹配结果。

增大匹配序列长度至200,测量噪声 σ_n 分别取10、17、24m时,直接使用MSD最小值点作为正确点算法准确率升高,TERCOM算法的误匹配率均小于4%,但仍存在误匹配情况,此时使用联合概率判定,当联合概率判定阈值设定为0.6时,算法准确率可以达到99%以上,当联合概率判定阈值设定为0.9时,匹配准确率可提升至100%,并保留了98%以上的正确匹配结果。

需要注意的是,这里判定为正确匹配结果的标准为匹配误差不大于2个网格间距,因此,匹配精度高。

5 结论

针对TERCOM算法易受高程测量误差和地形相似性等因素的影响而导致误匹配问题,提出了一种基于相关面的多参照点联合概率误匹配判断准则,经过仿真验证,得到:

1) 正确匹配判定准确率高。在不同仿真条件下,当联合概率阈值设为0.9时,判断准确率达到了97%以上。

2) 正确匹配结果遗失少。选取不同的匹配序列长度和测量噪声的情况下,当概率阈值设为0.9时,依然保留了90%以上的正确匹配结果。

3) 匹配精度高。仿真中设定的正确匹配精度为不大于2个网格间距。

4) 适用于在线判定。判定结果仅基于单次匹配相关面给出,不需要额外信息。

参考文献 (References)

[1] WIENER T F. Terrain contour matching (TERCOM): A cruise missile guidance aid [C] // Proceedings of 24th Annual Technical Symposium. Bellingham: SPIE, 1980: 10-18.

[2] 徐克虎,沈春林. 地形特征匹配辅助导航方法研究[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2000, 30(3): 113-117.

XU K H, SHEN C L. Study of terrain feature matching aided navigation method [J]. Journal of Southeast University (Natural Science Edition), 2000, 30(3): 113-117 (in Chinese).

[3] 李雄伟,刘建业,康国华. TERCOM地形高程辅助导航系统发展及应用研究[J]. 中国惯性技术学报, 2006, 14(1): 34-40.

LI X W, LIU J Y, KANG G H. Development and application of TERCOM elevation-aided navigation system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2006, 14(1): 34-40 (in Chinese).

[4] FENG Q, SHEN L, CHANG W. Terrain aided navigation using PDAF [C] // IEEE International Conference on Robotics, Intel-

- ligent Systems and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003:1063-1068.
- [5] 张凯,赵建虎,施闯,等. BP神经网络用于水下地形适配区划分的方法研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2013, 38(1):56-59.
- ZHANG K, ZHAO J H, SHI C, et al. Study on classification of matching area of underwater topography based on BP neural network[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2013, 38(1):56-59 (in Chinese).
- [6] 徐晓苏,汤郡郡,张涛,等. 基于熵值法赋权灰色关联决策的地形辅助导航适配区选择[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(2):201-206.
- XU X S, TANG J J, ZHANG T, et al. Selection for matching area in terrain aided navigation based on entropy-weighted grey correlation decision-making [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(2):201-206 (in Chinese).
- [7] 王立辉,乔楠,余乐. 水下地形导航匹配区选取的模糊推理方法[J]. 西安电子科技大学学报(自然科学版), 2017, 44(1):140-145.
- WANG L H, QIAO N, YU L. Fuzzy deduction methods of selecting the underwater terrain navigation matching area[J]. Journal of Xidian University (Natural Science), 2017, 44(1):140-145 (in Chinese).
- [8] ZHANG X, HE Z, LIANG Y, et al. Selection method for scene matching area based on information entropy[C]// International Symposium on Computational Intelligence & Design. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:364-368.
- [9] 冯庆堂. 地形匹配新方法及其环境适应性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2004:42-44.
- FENG Q T. The research on new terrain elevation matching approaches and their applicability [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004:42-44 (in Chinese).
- [10] 刘徐德. 地形辅助导航技术[M]. 北京:电子工业出版社, 1994:27-59.
- LIU X D. Terrain-aided navigation technology [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 1994:27-59 (in Chinese).
- [11] 杨勇,王可东. ICCP中单纯形优化的误匹配检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(3):334-337.
- YANG Y, WANG K D. Mismatching judgement in simplex optimization for ICCP algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(3):334-337 (in Chinese).
- [12] 朱华勇,沈林成. 地形相关算法度量值的统计特性[J]. 国防科技大学学报, 1999, 21(4):91-95.
- ZHU H Y, SHEN L C. Research on statistical properties of measures of terrain correlation algorithms[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 21(4):91-95 (in Chinese).
- [13] JOHNSON M W. Analytical development and test results of acquisition devices used in navigation systems [C]// 10th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1972:1-9.
- [14] JOHNSON L, KORTZ S, BALAKRISHNAN N. Continuous univariate distributions- II [M]. Boston: Houghton Mifflin Harcourt, 1970:130-146.
- [15] 茆诗松,程依明,濮晓龙. 概率论与数理统计[M]. 2版. 北京:高等教育出版社, 2011:252-349.
- MAO S S, CHENG Y M, PU X L. Probability and mathematical statistics tutorial[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2011:252-349 (in Chinese).
- [16] 中国科学院计算机网络信息中心地理空间数据云平台. DDEM V2 数字高程数据 [DB/OL]. NASA, METI, 2015 [2017-03-07]. <http://www.gscloud.cn>.
- Geospatial Data Cloud Platform of Computer Network Information Center of Chinese Academy of Sciences. Digital elevation data of DDEM V2 [DB/OL]. NASA, METI, 2015 [2017-03-07]. <http://www.gscloud.cn> (in Chinese).

作者简介:

张堃薇 女,硕士研究生。主要研究方向:地形匹配算法。

王可东 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:卫星/惯性组合导航、天文/惯性组合导航、最优滤波算法和地形匹配算法等。

Judgement criterion for terrain false matching based on joint probability of multiple reference points

ZHANG Kunwei, WANG Kedong*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Since the terrain contour matching (TERCOM) algorithm is easy to mismatch due to measurement error and terrain self-similarity, an on-line false matching judgement criterion based on the joint probability of multiple reference points in a correlation plane was proposed by taking mean square difference (MSD) as an example. Firstly, the MSD correlation plane was calculated by the correlation of the measured elevation data with the reference elevation data. Then, the MSD probability distribution density function of the candidate matching points was derived by analyzing the statistical distribution of elevation measurement error. Finally, the multi-point joint probabilities were calculated for all the candidate points in the correlation plane so that they are compared with a threshold to judge the matching of the point with the minimum MSD value false or not. The simulation results show that 97% false matching points can be detected and 90% correct matching points can be preserved when the threshold is set to 0.9, implying that false matching can be avoided to a great extent.

Keywords: terrain matching; terrain contour matching (TERCOM) algorithm; false matching; matching probability; false positioning

《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的材料科学及工程、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(作者顺序始终不得更改),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,引言,正文,参考文献,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。首、末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:100083 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: jbuua@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

北航学报
赠阅

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44卷第7期 2018年7月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.44 No.7 July 2018

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 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinqing

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@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 596182