北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2018-12
Vol.44 No.12

北航学报
赠 阅

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 44 卷 第 12 期 （总第 310 期） 2018 年 12 月

目 次

信息与电子技术

基于软件定义微纳卫星的多模式计算光学成像技术 …… 刘扬阳，吕群波，谭政，裴琳琳，李伟艳，王建威 （2463）
卫星时序数据挖掘节点级并行与优化方法 …… 鲍军鹏，杨科，周静 （2470）
基于边缘保持滤波和结构张量的遥感图像融合 …… 曲家慧，李云松，董文倩，郑毓轩 （2479）
采用矢量调制器实时消除模拟相关偏置 …… 辛灿伟，胡岸勇，刘凯，苗俊刚 （2489）
相控阵近场初始相位快速实时校准方法 …… 辛灿伟，胡岸勇，刘凯，苗俊刚 （2496）
一种软件定义卫星网络的多波束切换机制 …… 张佳乐，钱红燕，成翔，陈兵 （2503）
基于图像分割和密度聚类的遥感动目标分块提取 …… 林翊钧，吴凤鸽，赵军锁 （2510）
基于多普勒频移的光学大气测速系统设计 …… 龙彦志，梁应剑，黄巧平，孙筱逸，吴梅 （2521）
单平台成像目标运动特性反演方法 …… 谌炳汉，左峥嵘，夏鲁瑞 （2528）
基于 CSI-XGBoost 的高精度 WiFi 室内定位算法 …… 张玄黎，修春娣，王延昭，杨东凯 （2536）
GBAS 基准站布设方案设计与评估方法 …… 张悦，王志鹏，李强 （2545）
基于 FPGA 的高光谱异常目标检测 RXD 算法加速方案 …… 郑毓轩，李云松，师艳子，曲家慧，谢卫莹 （2556）
基于非圆特征恢复的极化敏感辅助阵列波束形成 …… 万鹏程，白渭雄，高晓阳，陈红 （2568）

控制技术和控制工程

兼顾控制流量的软件定义卫星网络路由策略 …… 费长江，赵宝康，虞万荣，吴纯青 （2575）
低存储资源开销的多路快速星点质心提取方法 …… 于文波，江洁 （2586）
核磁共振陀螺高精度磁场驱动技术 …… 陆麒麟，杨丹，赵兴华，周斌权 （2595）
基于 Hammerstein 结构的电子节气门动态非线性建模 …… 杨新宇，张臻，谭清远，陈翔，周克敏 （2605）

宇航科学与工程

基于代理模型的空间飞越发射窗口 …… 向开恒，李人杰，陈杨 （2613）
一种高效利用天基激光能量清除空间碎片的方法 …… 石乾乾，张艳，赵鹏，王成林 （2621）
基于数据挖掘方法的空间大气模型修正 …… 廖川，白雪，徐明 （2628）
基于智能手机 APP 的非合作目标三维重建与交互 …… 翟敏，刘华平，张天昱，卢山，许静文 （2637）

飞行器设计与制造

纳卫星电磁对接机构技术 …… 慕忠成，叶东，吴树范 （2644）
基于深度强化学习的软件定义卫星姿态控制算法 …… 许轲，吴凤鸽，赵军锁 （2651）
一种仿生附着装置柔顺关节的优化设计 …… 崔永灿，宋婷，孙俊，楚中毅 （2660）

2018 年第 44 卷总目次

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 204 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 24 * 2018-12

第 44 卷终

（**编 辑** 娄 嘉 张 嵘 李 晶 张欣蔚 孙 芳 王艳梅 贺 伟）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 44 No. 12 (Sum 310) December 2018

北航学报 赠阅

CONTENTS

Information and Electronic Technology

Multi-mode computational optical imaging technology based on software-defined micro-nano satellite ····· LIU Yangyang, LYU Qunbo, TAN Zheng, PEI Linlin, LI Weiyan, WANG Jianwei (2463)

Node level parallel and optimization method of satellite time serial data mining ····· BAO Junpeng, YANG Ke, ZHOU Jing (2470)

Remote sensing image fusion based on edge-preserving filtering and structure tensor ····· QU Jiahui, LI Yunsong, DONG Wenqian, ZHENG Yuxuan (2479)

Real-time elimination of analog correlator offset using vector modulator ····· XIN Canwei, HU Anyong, LIU Kai, MIAO Jungang (2489)

Real-time rapid initial phase calibration method of phased array in near field ····· XIN Canwei, HU Anyong, LIU Kai, MIAO Jungang (2496)

A multi-beam handover mechanism in software-defined satellite network ····· ZHANG Jiale, QIAN Hongyan, CHENG Xiang, CHEN Bing (2503)

Image segmentation and density clustering for moving object patches extraction in remote sensing image ····· LIN Yijun, WU Fengge, ZHAO Junsuo (2510)

Design of optical airspeed measurement system based on Doppler shift ····· LONG Yanzhi, LIANG Yingjian, HUANG Qiaoping, SUN Xiaoyi, WU Mei (2521)

Motion characteristic inversion method of single platform imaging target ····· CHEN Binghan, ZUO Zhengrong, XIA Lurui (2528)

High-precision WiFi indoor localization algorithm based on CSI-XGBoost ····· ZHANG Xuanli, XIU Chundi, WANG Yanzhao, YANG Dongkai (2536)

A design and evaluation strategy for GBAS reference station layout scheme ····· ZHANG Yue, WANG Zhipeng, LI Qiang (2545)

Acceleration scheme of RXD algorithm based on FPGA for hyperspectral anomaly target detection ····· ZHENG Yuxuan, LI Yunsong, SHI Yanzi, QU Jiahui, XIE Weiying (2556)

Auxiliary polarization sensitive array beamforming based on non-circularity restoral ····· WAN Pengcheng, BAI Weixiong, GAO Xiaoyang, CHEN Hong (2568)

Control Technology and Control Engineering

A routing strategy for software defined satellite networks considering control traffic ····· FEI Changjiang, ZHAO Baokang, YU Wanrong, WU Chunqing (2575)

Multichannel fast star centroid extraction method with low memory resource cost ····· YU Wenbo, JIANG Jie (2586)

Nuclear magnetic resonance gyroscope high-precision magnetic field drive technology ····· LU Qilin, YANG Dan, ZHAO Xinghua, ZHOU Binquan (2595)

Dynamic nonlinear system modeling of electronic throttle body based on Hammerstein structure ····· YANG Xinyu, ZHANG Zhen, TAN Qingyuan, CHEN Xiang, ZHOU Kemin (2605)

Aerospace Science and Engineering

Launch window of space fly-by based on surrogate model ····· XIANG Kaiheng, LI Renjie, CHEN Yang (2613)

A method of efficiently using space-based laser energy to remove space debris ····· SHI Qianqian, ZHANG Yan, ZHAO Peng, WANG Chenglin (2621)

Correction of space atmospheric model based on data mining method ····· LIAO Chuan, BAI Xue, XU Ming (2628)

Space non-cooperative target 3D reconstruction and interaction based on smartphone APP ····· ZHAI Min, LIU Huaping, ZHANG Tianyu, LU Shan, XU Jingwen (2637)

Spacecraft Design & Manufacture

Technology of electromagnetic docking mechanism using nanosatellites ····· MU Zhongcheng, YE Dong, WU Shufan (2644)

Software defined satellite attitude control algorithm based on deep reinforcement learning ····· XU Ke, WU Fengge, ZHAO Junsuo (2651)

Optimization design of compliant joints of bionic adhesive device ····· CUI Yongcan, SONG Ting, SUN Jun, CHU Zhongyi (2660)

The End of Volume 44

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0376

基于软件定义微纳卫星的多模式计算光学成像技术

刘扬阳[1,2], 吕群波[1,2,*], 谭政[1], 裴琳琳[1], 李伟艳[1], 王建威[1]

(1. 中国科学院光电研究院 中国科学院计算光学成像技术重点实验室, 北京 100094;
2. 中国科学院大学 光电学院, 北京 100049)

摘 要: 为实现有效载荷具备上载软件在轨定义多功能、软件可控多功能、参数可重构的软件定义微纳卫星需求,需要突破传统卫星平台和传统光学相机的设计局限,开展基于微纳卫星的软件定义下新型计算光学成像载荷技术研究。充分考虑有效载荷的软件和硬件两者之间联合设计可能存在的发展空间,分析了亚像元信息、卫星平台参数、光学系统参数、探测器参数、噪声、大气对图像数据处理,特别是超分辨率重建的影响。根据各个影响因素的物理机制分别建立物理模型和误差模型,作为重建方法的先验信息,将这些有利于超分辨技术的先验信息约束应用于相机设计过程,使得相机获取的图像可以很好地匹配超分辨方法。该方法可以提升视觉分辨率和实质分辨率,同时保持对噪声的抑制能力,并有可能降低传统相机的结构尺寸和研制难度。研制实现集超分辨成像、动态范围增强成像、视频成像等软件智能可控的多种成像处理模式于一体的通用型计算光学成像相机,将对航天产业提供更大的灵活性和增值空间,为未来智能卫星航天技术研究与快速创新提供一种可行的方案。

关 键 词: 软件定义卫星; 超分辨; 动态范围增强; 视频成像; 计算光学成像
中图分类号: V4471+.1; TB752
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2463-07

面向未来智能卫星发展的国家重大战略需求,为实现有效载荷具备上载软件在轨定义多功能、软件可控多功能、参数可重构的软件定义微纳卫星需求,将重点围绕计算光学、认知成像、最优控制、强化学习、智能控制等基础科学和应用科学问题,突破软件一体化、综合化、人机交互功能扩展化定义等新体制卫星载荷设计和研制的关键技术瓶颈,需要突破传统卫星平台和传统光学相机的设计局限,开展基于微纳卫星的软件定义下新型计算光学成像载荷技术研究。

基于微纳卫星的软件定义下新型计算光学成像载荷技术研究,需要充分考虑有效载荷的软件和硬件两者之间联合设计可能存在的发展空间,分析软硬件系统中各个参数对成像质量的影响。根据各个影响因素的物理机制分别建立物理模型和误差模型,作为重建方法的先验信息,将这些有利于超分辨技术的先验信息约束应用于相机设计过程,使得相机获取的图像可以很好地匹配超分辨方法,该方法可以同时提升视觉分辨率和实质分辨率,同时保持对噪声的抑制能力,并有可能降低传统相机的结构尺寸和研制难度。

收稿日期: 2018-06-20; **录用日期**: 2018-07-27; **网络出版时间**: 2018-08-29 09:26
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180828.1445.002.html
* **通信作者**. E-mail: lvqunbo@aoe.ac.cn

引用格式: *刘扬阳, 吕群波, 谭政, 等. 基于软件定义微纳卫星的多模式计算光学成像技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2463-2469. LIU Y Y, LYU Q B, TAN Z, et al. Multi-mode computational optical imaging technology based on software-defined micro-nano satellite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2463-2469 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

1 软件定义下新型计算光学成像载荷的光学结构设计

针对微小卫星的平台约束,基于已有的相关理论研究和仿真验证工作基础,重点研究基于成像链路影响约束的数字超分辨方法、高动态范围成像方法,配合卫星的成像模式设计,通过软件的灵活动态配置,实现最优成像效果。设计方案如图 1 所示。

根据技术要求的规定,本文中可见光相机采用推扫成像的方式获取地面目标的图像,如图 2 所示。若采用传统单台相机实现 9 m 地面分辨率,则光学系统焦距长,整体结构尺寸庞大,质量较大。若采用超分辨成像的原理,利用较短焦距相机对目标成像,经后期数据处理实现 3 m 的地面分辨率,将大大降低对光学系统的设计指标要求,单个相机光学系统更加简洁,体积质量下降。

软件定义下新型计算光学成像载荷的光学系统方案的选择主要考虑在高空间分辨率情况下,对相机的尺寸有约束,需要选择结构紧凑、体积小的方案。

系统要求空间分辨率在 500 km 高度达到 9 m 分辨,探测器像元数为 2 560 × 2 048,像元大小为 5 μm,则光学系统的总焦距为

$$f' = \frac{5 \times 500}{9} = 278\ \text{mm} \tag{1}$$

为了满足光学系统能量需求,并考虑到光学系统口径的设计余量,最终选定光学系统 F# = 5。对应光学系统设计视场角为

$$2\theta = 2\arctan\left(\left[(2\,560 \times 0.005)^2 + (2\,048 \times 0.005)^2\right]^{\frac{1}{2}}/(2f')\right) \approx 3.4° \tag{2}$$

分析本文中光学系统的技术指标,该系统属于中等焦距、中等视场、中等相对孔径系统。显然,由于系统焦距要求不高,采用透射式光学系统作为本文光学系统的基本结构。本文的波长范围为可见光到近红外,在这个范围内,国内的光学玻璃制造工艺优良,运用到透射式光学结构中,能够很好地实现系统的光学性能。

最终设计结果如图 3 所示。透镜光学系统结构总长为 298 mm,第 1 个曲面透镜的通光口径为 56 mm。考虑系统工程应用的实用性,在光学系统最前方放置偏振片/滤光片,其通光口径为 62 mm。

光学系统设计完成后对其成像质量进行评价。评价光学系统的成像质量主要考虑点列图、调制传递函数(MTF)。本文设计的全色点列图及 MTF 曲线如图 4 所示。

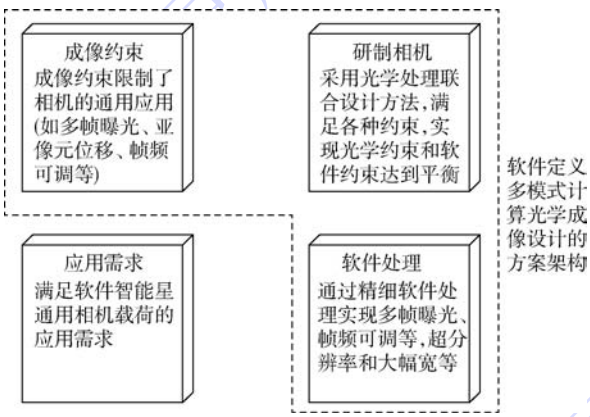


图 1 软件定义多模式计算光学成像技术的设计方案

Fig. 1 Design scheme of software-defined multi-mode computational optical imaging technology

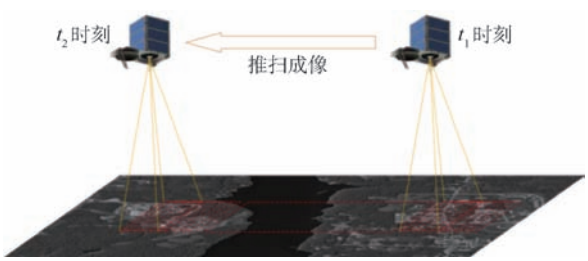


图 2 相机推扫成像模式

Fig. 2 Camera push-scanning imaging mode

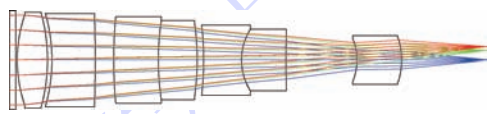


图 3 光学设计结果

Fig. 3 Optical design results

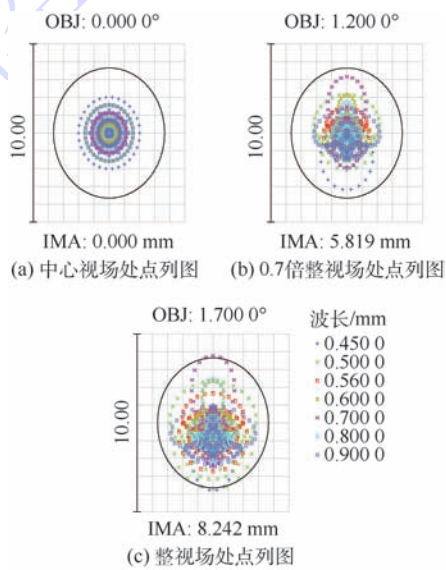


图 4 镜头点列图成像质量评价结果

Fig. 4 Quality evaluation results of lens point image

北航学报 赠阅

从图 4 可知，光线经过光学系统后形成的弥散斑的均方根 RMS 直径均小于 5 μm，控制在一个像元以内，像质良好。从全色 MTF 曲线可以看出，由于系统相对孔径较大，系统整体的调制传递函数较高，在对应奈奎斯特频率 100 lp/mm（lp 为线对，是光学质量评估中的常用单位，由探测器的像素大小应对而来，1 000/(2 × pixel) lp/mm = 100 lp/mm）处的衍射极限，满足使用要求，成像质量良好，如图 5 所示。

在卫星平台上，为增大幅宽，采用 9 台相同相机按照光学要求进行拼接，结构形式如图 6 所示。

9 台相机以中间相机为基准，其余每台与中间基准相机按照不同角度拼装在平台上，达到增大幅宽的目的。

每台相机主要由相机支架、主镜组件、次镜组件、碳纤维支撑筒、校正镜组件、电控箱组件等部分组成，如图 7 所示。

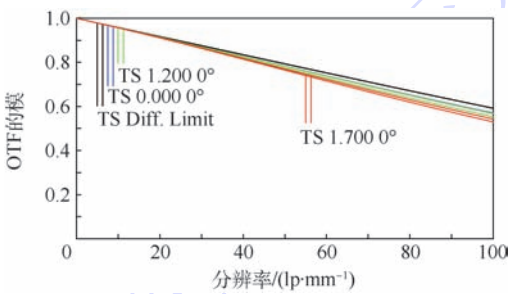


图 5　镜头调制传递函数结果

Fig. 5　Results of lens modulation transfer function

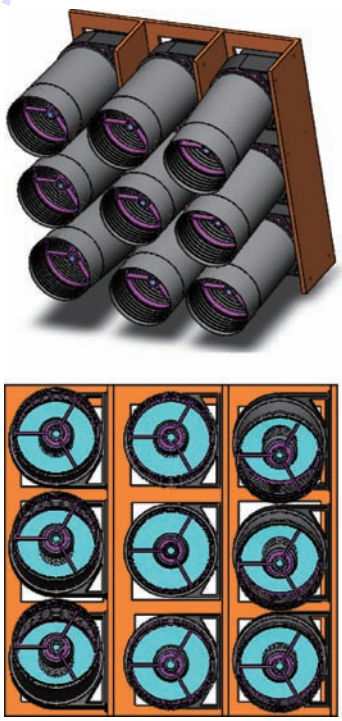


图 6　相机拼接正向示意图

Fig. 6　Forward schematic diagram of camera stitching

2009 年，马来西亚 ATSB 公司借美国“猎鹰”火箭发射的 RazakSAT 中型卫星，其成像载荷黑白分辨率约 2.5 m × 425 km，整个卫星重达190 kg，成像载荷主镜孔径为 300 mm，载荷长度为 755 mm。2011 年发射的英国 Surry Satellite Technology 公司的 NigeriaSat-2 卫星，可见光成像载荷分辨率为 2.5 m × 700 km，主镜孔径为 385 mm，载荷长度为 1 000 mm，整星重达 270 kg。本文设计的透镜光学系统结构总长为 298 mm，通光口径为 62 mm，单机将可以控制质量小于 2 kg，考虑到对整机的幅宽要求，整机相机按照光学要求进行单机 3 × 3 形式拼接，则整机也控制在 20 kg 以下，x、y 方向大小小于 200 mm，z 方向长度小于 310 mm。在图像分辨率几乎相等的情况下，本文设计的相机相比 RazakSAT 卫星载荷和 NigeriaSat-2 卫星载荷，其光学、结构等分系统的研制难度大大降低。

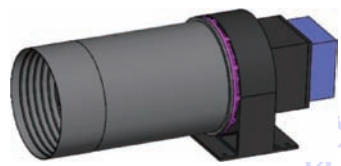


图 7　单台相机的三维结构构型

Fig. 7　Configuration of three-dimensional structure of single camera

2　新型计算光学成像载荷的数学处理设计

2.1　软件数字超分辨技术

目前的数字超分辨技术只考虑多帧数据间的信息冗余，以及成像过程中的图像降质，并没有对相机本身的成像特性进行算法约束和功能约束，也没有考虑过载荷的软件和硬件两者之间联合设计可能存在的发展空间，以及可以拓展的星载平台与载荷总量和两者彼此的性能联合设计的优势，导致实际应用效果不佳。

通过多次重采样解除混叠，提高分辨率的思想最早起源于 20 世纪 60 年代提出的频谱外推理论[1-2]，之后在 1984 年应用到图像处理领域[3]，经国内外学者 30 多年的研究已发展出了多种方法，主要可分为频域法和空域法 2 类。频域法以傅里叶域内插值法[4]和差值重建法[5]为代表。空域法以迭代反投影法[6]、凸集投影法[7-9]、最大后验概率估计（MAP）法[10-11]、变分贝叶斯法[12]、Tikhonov 正则化法[13]等为代表，多基于统计或集合的理论，具有较高的精度，但是该方法多以凸优化为研究目

北航学报 赠阅

标,解算模型复杂,包含大规模的矩阵运算。

根据先期的研究,相机本身的成像特性对智能超分辨技术有较大影响,需要将该因素作为相机设计的约束,从而真正实现超分辨应用。智能超分辨技术原理如图 8 所示。相比较频域法而言,空域法多基于统计或集合的理论,具有较高的精度,其中变分贝叶斯法将配准参数建模为高斯分布以提高亚像元估计精度,再将先验信息建模为 L1 范数模型[14]或全变分模型[12,15],在一步迭代中对建模涉及的所有变量进行求解,一定程度上阻止了误差的传播,获得了较好的超分辨率重建效果。

超分辨重建属于数学上的反问题,可以概括为“还原真相,倒果求因”。病态性和解的不稳定性是反问题的重要属性。要获得效果更好的高分辨率影像,就需要充分挖掘和利用多帧低分辨率影像之间的冗余信息、光学系统参数信息、探测器参数信息、噪声信息、成像环境信息,建立成像过程的全链路模型,同时提高影像的分辨率、信噪比、对比度。

要重建高分辨率影像,需研究反问题理论,解

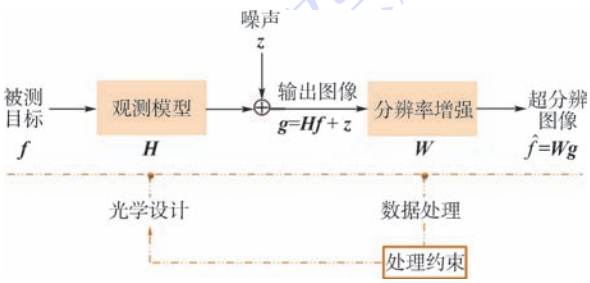


图 8 智能超分辨技术原理

Fig. 8 Principle of intelligent super-resolution technology

决图像重建问题的病态性,而相比地面成像系统,遥感成像由于大气衰减的作用,其病态性更强。为获得尽量逼近于真解的结果,就要充分分析亚像元信息、卫星平台参数、光学系统参数、探测器参数、噪声、大气对超分辨率重建的影响,根据各个影响因素的物理机制分别建立物理模型和误差模型,作为重建方法的先验信息,并提取图像本身的光流信息对解空间加以约束,实现全局优化,消弱病态性对求解的稳定性和收敛性影响。

超分辨率重建的过程如图 9 所示。高分辨率图像指具有较高分辨率、满足奈奎斯特采样准则的采样得到的数字图像。旋转平移指现实图像相对于成像系统探测器平面产生了相对运动,可以用运动函数 M_k 来表示。降晰指经过位移以后的图像又经过了模糊降质,可用模糊函数 B_k 来表示。下采样指物体发出的光线在图像传感器单元上进行光电转化,然后将电信号进行采样输出得到低分辨率图像,用下采样函数 D_k 来表示。

因此,图像退化的数学模型可表示为

$$y_k = D_k B_k M_k x + n_k \qquad k = 1,2,\cdots,K \tag{3}$$

式中:y_k 为第 k 幅低分辨率图像;x 为原始高分辨率图像;n_k 为加性噪声。

由式(3)可以看出,图像重建就是指利用 D_k、B_k、M_k 的先验知识及假设条件从同一场景的 K 幅低分辨率退化图像序列中恢复高分辨率图像的逆过程。重建过程可分为 3 个环节:①对低分辨率图像组进行运动匹配,估计运动函数 M_k;②降晰辨识,估计模糊函数 B_k;③复原算法,在以上两步的基础上,复原高分辨率图像。

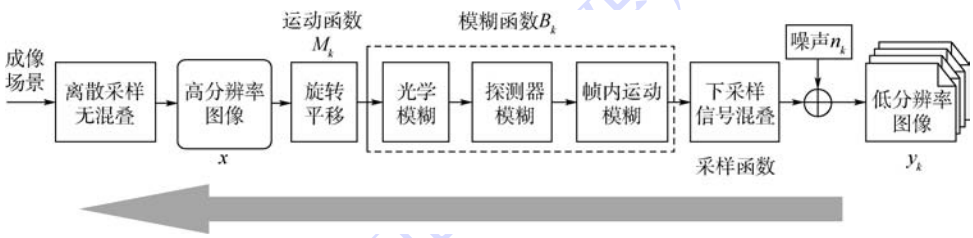


图 9 智能超分辨技术软件定义设计思路

Fig. 9 Software-defined design idea for intelligent super-resolution technology

2.2 粗略重建与精细重建

在超分辨重建方法上,为获得高精度的重建结果,首先,在地面通过测量获得成像系统的全视场的点扩散函数作为光学模糊的先验信息,并将该信息代入到粗略重建和精细重建中;其次,将粗略重建结果作为精细重建迭代的初始值,提高精细重建的计算精度和收敛效率;最后,由于图像配准结果对超分辨重建精度影响较大,在精细重建中采用 SURF 法和光流法双匹配、互校验的方式来提高图像序列的配准精度。

粗略重建中采用了次全局最优的重建方法,其算法流程如图 10 所示。首先,对相机所获得的低分辨率图像进行预处理,包括灰度修正、畸变矫正等;然后,采用频域相关或特征提取的方法对多幅

北航学报 赠阅

低分辨率图像进行运动估计和图像配准，得到亚像元级的位移信息；最后，将多幅低分辨率图像映射到高分辨率的网格上，采用非均匀插值的方法进行图像融合，融合后的图像再利用成像系统的点扩散函数等先验知识进行图像复原，得到最终的高分辨率图像。

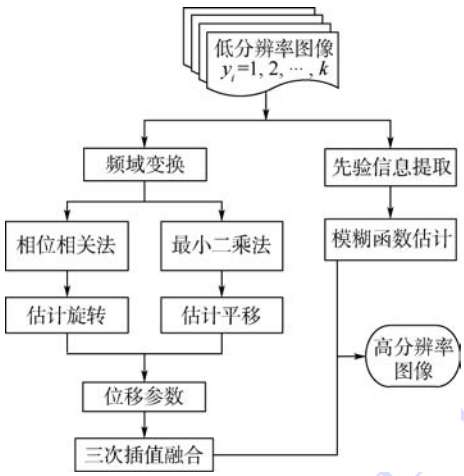


图 10　粗略重建算法流程

Fig. 10　Flowchart of rough reconstruction algorithm

精细重建采用全局最优的重建方法，其算法流程如图 11 所示。精细重建的算法需充分分析成像过程的物理机制及成像系统的性能参数，形成有效的先验信息，并根据成像的物理约束总结出各个参数变量的上边界和下边界，对下采样矩阵、模糊矩阵、运动矩阵、噪声矩阵分别进行建模，通过反复迭代对噪声参数、位移参数、模糊函数进行辨识，用一组与成像方程相邻近的适定问题的解去逼近原问题的真解，使病态问题尽可能良态化，从而实现更为精确的亚像元级的融合和估计，得到更为高分辨率的复原图像。

智能超分辨技术软件定义算法的结果如图 12 ~ 图 14 所示。图 12 为采用常规电视鉴别率靶标中的局部图进行智能超分辨技术软件定义算法的仿真比对。图 13 为采用某幅星载相机对地某海港处的观测图进行智能超分辨技术软件定义算法的仿真比对。图 14 为采用 CX6-02 星载相机对地嵩山靶标场观测图进行智能超分辨技术软件定义算法的仿真比对。

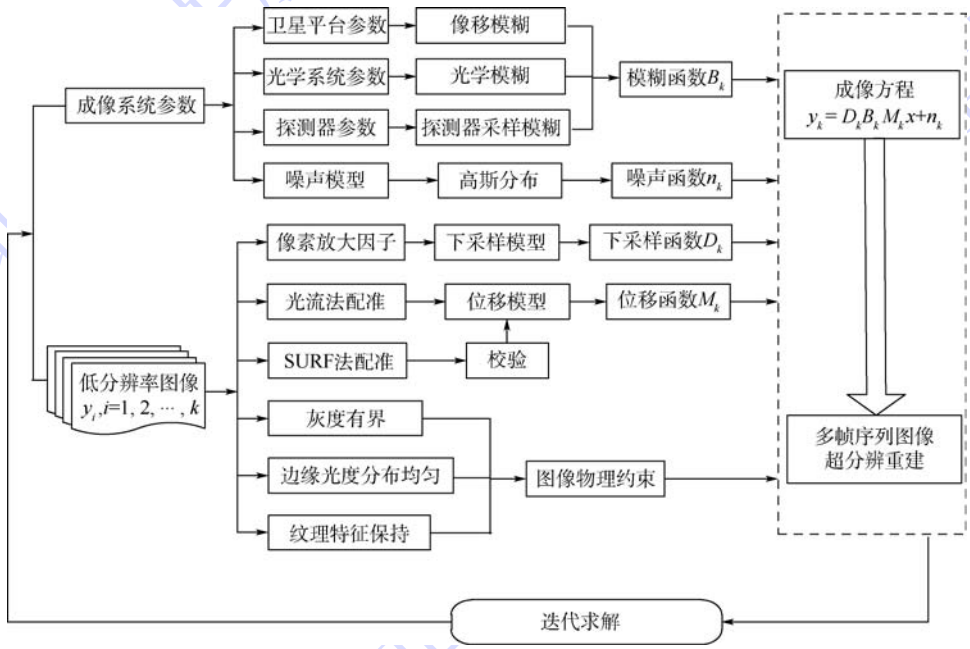


图 11　精细重建算法流程

Fig. 11　Flowchart of fine reconstruction algorithm

(a) 某鉴别率靶标原图　(b) 超分辨软件定义算法处理后

图 12　智能超分辨技术软件定义算法仿真结果 1

Fig. 12　Simulation result 1 of intelligent super-resolution technology software-defined algorithm

2.3　软件数字动态范围增强技术

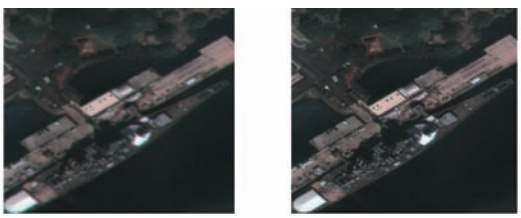
遥感相机通常采用高性能的 CCD 实现高动态范围成像，但是仍存在动态范围不足的问题，而且高性能探测器的价格昂贵。随着 CMOS 技术的快速发展，其较高的性能和低廉的价格，使其在诸多的低成本遥感卫星中得到应用。但是选择 CMOS 探测器，其动态范围要低于 CCD。新型计算光学成

北航学报 赠阅

像载荷研究为了保证大部分性能适用于软件定义微纳卫星,同样选取 CMOS 型探测器,也存在成像动态范围受限的技术难点。在高动态范围成像方面,目前常规采用硬件方法,基于硅基液晶(LCOS)自反馈调整,增强数字动态范围,可以实现 120 dB 的高动态范围清晰成像。

新型计算光学成像载荷的数学处理设计重点开展基于软件定义的 CMOS 的高动态范围成像技术,辅助多帧图像叠加,并契合在超分辨率算法中,突破数字动态范围增强技术,实现超过高性能 CCD 的高动态范围清晰成像能力。

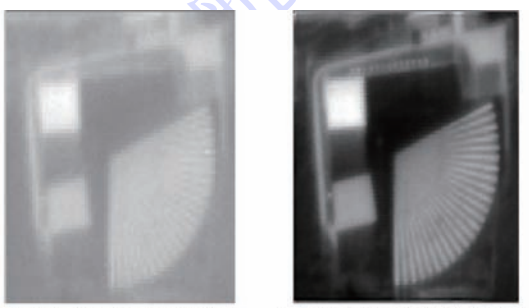
基于软件定义的 CMOS 的高动态范围成像技术仿真结果图像如图 15 所示。



(a) 某星载相机对地海港观测原图 (b) 超分辨软件定义算法处理后

图 13 智能超分辨技术软件定义算法仿真结果 2

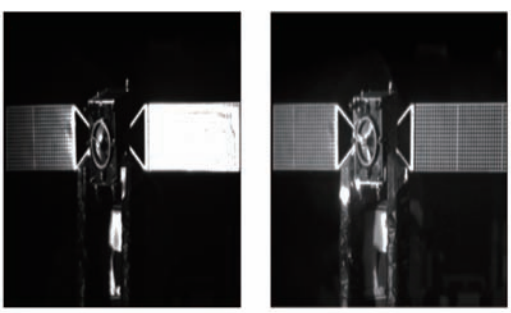
Fig. 13 Simulation result 2 of intelligent super-resolution technology software-defined algorithm



(a) CX6-02星载相机对地嵩山靶标场观测原图 (b) 超分辨软件定义算法处理后

图 14 智能超分辨技术软件定义算法仿真结果 3

Fig. 14 Simulation result 3 of intelligent super-resolution technology software-defined algorithm



(a) 常规高动态范围处理图 (b) 基于软件定义的CMOS的高动态范围成像技术仿真图

图 15 基于软件定义的 CMOS 的高动态范围成像技术仿真结果

Fig. 15 Simulation results of high dynamic range imaging technology based on software-defined CMOS

3 结 论

微纳卫星以造价低、周期短、发射灵活、容易组成星座完成大卫星难以实现的任务等优点成为遥感领域技术创新方向,这就要求载荷的发展要实现小型轻量化。而长期以来,高分辨率与大口径、长焦距、高重量、长周期、高成本是遥感成像技术设计界难以回避的矛盾,为了不牺牲分辨率就必须要改变传统思路,发展新型的成像技术。

经过多年对计算光学成像技术的探索,笔者项目组对病态问题的求解具有了一定的经验积累和技术储备,并且已在实验室实现了超分辨率重建的次全局最优,通过软件定义下新型计算光学成像载荷技术的研究,预期实现集超分辨成像、动态范围增强成像、视频成像等软件智能可控的多种成像处理模式于一体的通用型计算光学成像相机研制,能够在保证高几何分辨率前提下减小光学系统体积和质量,缩短载荷的研制周期,降低研制成本。能够较为全面地摸清超分辨率重建应用于航天遥感需要面临的问题,并攻克相关技术,其研究成果可实现高分辨率航天载荷的轻量化,缩短载荷的研制周期,降低研制成本,与微纳卫星结合可以很方便地组成高分辨率成像星群或星座,将对航天产业提供的灵活性和增值空间,为航天技术研究与快速创新提供一种可行的方案。为中国未来智能卫星的发展奠定有力的科技支撑。

参考文献(References)

[1] HARRIS J L. Diffraction and resolving power[J]. Journal of the Optical Society of America, 1964, 54(7): 931-936.

[2] GOODMAN J W. Introduction to Fourier optics[M]. New York: McGraw-Hill, 1968.

[3] TSAI R Y, HUANG A K. Multiframeimage restoration and registration[J]. Advances in Computer Vision and Image Processing, 1984, 1(2): 317-339.

[4] VANDEWALLE P, SBAIZ L, VANDEWALLE J, et al. Super-resolution from unregistered and totally aliased signals using subspace methods[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2007, 55(7): 3687-3703.

[5] TAN Z, XIANG L B, LV Q B, et al. A sequence images super-resolution enhancement approach based on frequency-domain [J]. Acta Optica Sinica, 2017, 37(7): 710001-1.

[6] IRANI M, PELEG S. Motion analysis for image enhancement: Resolution, occlusion and transparency[J]. Journal of Visual Communications and Image Representation, 1993, 4(4): 324-335.

[7] YANG X F, LI J Z, LI D D. A super-resolution method based on hybrid of generalized PMAP and POCS[C]//2010 the 3rd IEEE International Conference on Computer Science and Information

北航学报 赠阅

Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 355-358.

[8] CHEN C C. A multi-frame super-resolution algorithm using POCS and wavelet[D]. Montreal: Concordia University, 2010.

[9] FARSIU S, ROBINSON D, ELAD M, et al. Fast and robust multi-frame super resolution[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2004, 13(10): 1327-1344.

[10] ŠROUBEK F, FLUSSER J. A unified approach to super-resolution and multichannel blind deconvolution[J]. IEEE Transactions on Image Process, 2007, 16(9): 2322-2332.

[11] SHEN H, ZHANG L, HUANG B, et al. A MAP approach for joint motion estimation, segmentation, and super resolution[J]. IEEE Transactions on Image Process, 2007, 16(2): 479-490.

[12] WOODS M, KATSAGGELOS A. A Bayesian multi-frame image super-resolution algorithm using the Gaussian information filter [C]// IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1368-1372.

[13] NITTA K, SHOGENJI R, MIYATAKE S, et al. Image reconstruction for thin observation module by bound optics by using the iterative back projection method[J]. Applied Optics, 2006, 45(13): 2893-2900.

[14] VILLENA S, VEGA M, MOLINA R, et al. Bayesian super-resolution image reconstruction using an l1 prior[C]// Proceedings of 6th International Symposium on Image and Signal Processing and Analysis. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 152-157.

[15] BABACAN S, MOLINA R, KATSAGGELOS A. VariationalBayesian super resolution[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2011, 20(4): 984-999.

作者简介:

刘扬阳　女,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:光谱成像、光学成像、图像理解。

吕群波　男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:光谱成像、光学成像、图像理解。

Multi-mode computational optical imaging technology based on software-defined micro-nano satellite

LIU Yangyang[1,2], LYU Qunbo[1,2,*], TAN Zheng[1], PEI Linlin[1], LI Weiyan[1], WANG Jianwei[1]

(1. Key Laboratory of Computational Optical Imaging Technology of the Chinese Academy of Sciences, Academy of Opto-electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Opto-eletronics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to accomplish the software-defined micro-nano satellite demands, which includes that its payload functions and parameters could be reconstructive and controllable by uploading software as needs, we have to break through the design limitations between traditional satellite platform and ordinary optical camera, and one new type of optical imaging camera technology is developed based on software-defined micro-nano satellite here. We gave full consideration to the possible development of joint design space between the software and the hardware of the payload. Then we analyzed the influence of sub-pixel information, satellite platform parameters, optical system parameters, detector parameters, noise and atmosphere on image data processing, especially the super-resolution reconstruction. We established the physical model and the error model according to the physical mechanism of each factor, as priori information of the reconstruction method. We applied these prior information constraints in favor of super-resolution to the design of the camera, enabling the images captured by the camera to match the super-resolution method very well. This method can simultaneously improve visual resolution and substantial resolution while maintaining the ability of suppressing noise, and may reduce the size and development difficulty of traditional cameras. We have developed a general purpose computing optical imaging camera, which integrates the super resolution imaging, dynamic range enhanced imaging, video imaging and other multi intelligent controllable imaging modes. Finally we have completed the related camera integration, testing and experiment.

Keywords: software-defined satellite; super-resolution; dynamic range enhancement; video imaging; computational optical imaging

Received: 2018-06-20; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-29 09:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180828.1445.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: lvqunbo@aoe.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0334

卫星时序数据挖掘节点级并行与优化方法

全下文载

鲍军鹏[1,*], 杨科[1,2], 周静[2]
(1. 西安交通大学 电子与信息工程学院, 西安 710049; 2. 宁夏军区, 银川 750021)

摘 要: 智能卫星技术对卫星时间序列数据挖掘提出了越来越多的需求。通常卫星数据计算量都非常大,若串行执行则需要较长时间。以卫星异变过程多类型特征分析过程为典型代表,针对窗口划分与向量相似度计算、特征提取、傅里叶变换、聚类等常见数据挖掘操作,探讨了在多核 CPU 和 GPU 的典型异构计算节点中对时序数据挖掘过程进行并行优化的多种策略,包括向量化方法、多进程方法、GPU 计算等方法。对这几种优化策略的适用情况进行了实验分析对比。结果表明,针对不同任务情况综合使用多种优化策略具有显著提升效果。

关 键 词: 航天大数据; 数据挖掘; 智能卫星; 并行化; GPU
中图分类号: V19; TP311.11
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2470-09

时序数据是一种带有时间标记的常见大数据类型。航天、气象、交通、电力、工业、金融、科研[1]等众多领域日复一日地不断产生此类型数据。在大数据和云计算时代,人们需要运用数据挖掘方法分析研究这些时序大数据,以获得蕴藏在数据背后的异常、关联、模式、趋势等知识,并利用所得知识进行异常检测、关联分析、故障诊断、监测预警等应用,从而体现出数据的价值。然而,时序大数据应用却面临着大数据量处理和实时性要求的挑战。如何利用各种优化手段有效提升海量数据挖掘效率,缩短运行时间,是当前时序数据应用领域重点研究的一个问题。

针对卫星时序数据的挖掘方法有很多,包括异变过程多类型特征分析、异变过程及特征变化规律获取[2-3]、多参数关联知识挖掘、状态关联知识挖掘[4-5]、状态异常形态挖掘[6-7]、异常和故障模式挖掘[8-9]、多诱因复合状态异变检测[10-11]、故障诊断等。这些方法在执行过程中涵盖了数据预处理、表示、分割、相似性度量、分类、聚类等多种算法。采取有效措施优化这些算法,缩短运行时间对于提高系统性能至关重要。

在更短时间内处理更多数据,一直是计算机科学追求的目标之一。该目标有多种实现策略,包括粗粒度的分布式计算及节点级较细粒度的并行计算。本文仅讨论用 Python 语言处理航天大数据的节点级并行与优化策略,并不涉及分布式计算。本文工作能够提高航天大数据挖掘效率,有利于提高卫星运行状态实时监控效能,对于保障卫星长期稳定在轨运行具有重要意义。

1 程序并行与优化方法

单个计算节点上的并行计算包括 CPU + GPU 等 4 种典型架构[12]。本文用到的主要方法有基于多核 CPU 的并行计算、基于 CPU + GPU 的异构计算、串行算法优化与向量化等。

Python 语言存在全局解释锁(Global Interpreter Lock,GIL)问题,故在多核 CPU 上采用多进程而不是多线程进行并行计算。使用 Python 的 multi-

收稿日期: 2018-06-07; **录用日期**: 2018-07-27; **网络出版时间**: 2018-08-22 11:19
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1138.008.html
基金项目: 航天器在轨故障诊断与维修重点实验室课题
* **通信作者**. E-mail: baojp@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 鲍军鹏,杨科,周静. 卫星时序数据挖掘节点级并行与优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2470-2478.
BAO J P, YANG K, ZHOU J. Node level parallel and optimization method of satellite time serial data mining[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2470-2478 (in Chinese).

processing 并行库,可以并行开启多个进程,没有数量限制。每个进程都运作各自的 GIL。

GPU(Graphics Processing Unit)以单指令多线程流(SIMT)方式运行,其显著特点有[13]:更高的内存带宽;更多的计算单元;更具性价比优势。GPU 在浮点运算及并行计算性能方面可优于 CPU 达数十倍乃至上百倍。因此,基于 GPU 的并行计算已经成为很多领域应用中的主流,如天文观测[14]、航空计算[15]、气象预报[16]、水文模拟[17]、军事仿真[18]、生物研究[19]等。另外还有一大部分应用采用 CPU + GPU 异构平台。

除了硬件加速,对串行算法本身进行向量化改进也是一种广泛采用的代码优化方法。在不使用 GPU 的情况下,这种方法也能大幅提升矩阵或向量运算速度。

卫星数据是一种典型的时序大数据,其基本优化思路是:分析数据挖掘过程中各种算法的性能瓶颈,找出耗时大、时间复杂度、具有逻辑或数据独立性、可并行化的部分,在多核 CPU 或 GPU 上执行;对于耗时小或不可并行部分则仍在 CPU 上串行执行[20],并结合向量化等方法做进一步优化,以获得最优效果。

2　异变过程多类型特征分析

时序数据分析一般是在训练样本上找出数据统计特性和发展规律性,构建时序数据模型,然后进行样本外预测。同理,在卫星时序数据挖掘中,一些方法是为了挖掘频繁出现的模式,期望发现某种规律,异常数据被作为噪声忽略;而另外一些方法则更重视异常数据背后可能隐藏的重要信息,如挖掘异常检测、故障预测等模式在卫星应用中有很高价值。

如图1所示,异变过程多类型特征(Multiple Feature of Anomaly Process,MFAP)分析是一个典型的卫星时序数据挖掘过程,包括了数据预处理、特征提取、机器学习算法等基本步骤。本文以该过程为代表,针对其中求周期、提特征、聚类等3 个关键步骤,讨论其并行与优化方法。本文方法完全可以推广到其他类似过程。

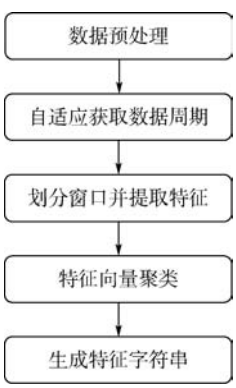


图 1　异变过程多类型特征分析流程

Fig. 1　MFAP analysis flowchart

3　自适应获取周期优化

3.1　自适应获取周期算法

对于明显周期性变化的数据,其最小正周期是一个非常重要的信息。在数据挖掘过程中,数据周期可以人为设定,但是人为指定法缺乏适应能力。一旦卫星参数发生变化,难以及时响应到正确周期,这不但增加了系统维护负担,而且增加了设定错误的风险。而自适应获取周期算法根据数据序列自动识别出该参数的最小完整周期,不必人工逐一测算。若直接对原始数据用傅里叶变换求周期容易受到噪声干扰,因此本文首先求取数据窗口的相关性,然后在相关性(相似度)序列的基础上再求周期。算法步骤如下:

步骤 1　设置观察向量长度为 L,选择从第 1 条数据开始的 L 条数据作为基准向量 $\boldsymbol{v}_0$。

步骤 2　从起点依次往后移动 $k\Delta t$,生成一系列等长度的偏移向量 $\boldsymbol{v}_k$,$k=1,2,\cdots$,直到向量的长度小于 L。

步骤 3　计算基准向量 $\boldsymbol{v}_0$ 与偏移向量 $\boldsymbol{v}_k$ 间的相似度(内积),得到相似度列表。

步骤 4　利用傅里叶变换获取相似度列表的周期。

步骤 5　根据数据量、最大能量的频率、采样间隔 Δt 及傅里叶变换公式,得到原始数据周期。

3.2　串行算法优化与向量化

3.2.1　偏移向量的局部更新

自适应获取周期算法的步骤 2 生成了一系列滑动窗口。一般滑动窗口都有重叠,即滑动偏移量通常小于划分窗口大小。其实,每次窗口偏移后并不需要更新窗口内的所有元素(见图 2),只需向前次偏移向量中添加 δ 个新元素,再舍弃 δ 个旧元素即可。其中 δ 为偏移量大小。这称为

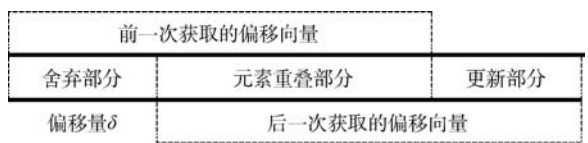


图 2　偏移向量局部更新示意图

Fig. 2　Partial update diagram of offset vector

北航学报 赠阅

局部更新。显然元素重叠部分占比越高,计算性能提升越明显。

3.2.2 numpy 向量化

Python 的 numpy 包提供了经过优化的向量运算库。自行编写循环逐点计算的效率要远远低于使用 numpy 包向量化运算的效率。所以在程序中应当尽量消除循环,而使用 Python 的 numpy 相应向量化方法,同时更新向量中的多个元素,从而提高窗口向量整体的更新速度。在自适应获取周期算法的步骤 3 中,向量间内积也应用向量化计算方法 numpy.dot 实现。

3.2.3 计算相似度序列的改进

根据局部更新思想,计算相似度列表的方法也可进行优化。窗口重叠部分数据不需要重复计算,只需计算一次。也就是说,在自适应获取周期算法的步骤 3 中无需每次偏移后都在全部维度上重新计算偏移向量与基准向量的点积,而只需在前一次偏移时先记录好点积结果,后一次偏移时加上更新部分的元素点积,同时减去舍弃部分的元素点积。这样便省去了重复计算重叠部分数据点积的开销。算法复杂度由此大为降低,并且窗口重叠部分占比越高性能提升越大。

3.2.4 实验结果

本文中的所有实验均采用以下平台。GPU:Tesla K40c(2880 cores);CPU:Xeon(R) CPU 2.30 GHz × 20;Memory:15.6 GB;Disk:5.9 TB;OS:ubuntu 16.04.3 desktop x64;Python:v3.5;Cuda:v8.0。

表 1 对比了自适应获取周期算法的串行代码在改进优化前后的运行时间,其中数据大小是经过预处理之后数据序列所含数据点的个数。可以看出,当窗口偏移量相同时,数据量越大,加速比越高。

表 1 自适应获取周期算法串行代码优化前后耗时对比

Table 1 Comparison of adaptive cycle achieving algorithm's time consumption before and after serial optimization

数据大小	优化前耗时/s	优化后耗时/s	加速比
221 280	25.150 8	1.625 6	15.5
490 440	127.252 5	2.181 4	58.3
1 028 760	562.171 5	2.592 3	216.9
2 105 400	2 306.469 6	3.755 2	614.2
6 094 920	19 213.119 3	6.079 7	3 160.2
12 238 320	78 204.042 6	16.800 1	4 655.0

3.3 基于多核 CPU 的多窗口向量相似度获取

3.3.1 优化方法

观察窗口依次平移并获取偏移向量,目的都是为了计算每个偏移向量与基准向量间的相似度,再汇总为相似度列表并据此算出周期。这在原始串行程序中体现为一个高次循环内反复调用偏移向量获取函数及相似度计算函数的过程,是影响周期获取快慢的主要因素,应做重点优化。

优化后的程序流程如图 3 所示。通过使用 Python 的 multiprocessing 库实现并行获取多窗口向量相似度。进程池中的任务分批执行,每一批可同时执行 cores 个任务,从而能够在整体上加快相似度列表的获取速度。不过需注意,由于这种方法忽略了依次获取窗口向量时的前后依赖关系,所以不能使用 3.2.1 节局部更新的优化方法,而应多个进程同时读取含有重叠部分的初始向量。

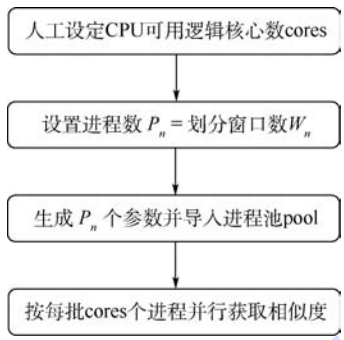


图 3 基于多核 CPU 并行的相似度列表获取流程

Fig. 3 Acquisition flowchart of similarity list based on multi-core CPU parallelization

3.3.2 实验结果

针对同一数据用例,实验中设置了不同偏移量 δ(决定了计算量),考察征用不同数目 CPU 核心完成并行计算的耗时,结果如图 4 所示。

表 2 对比了多核 CPU 并行的最优耗时与串行代码优化后的耗时。可以看到,并行优化的效果并非总是优于串行优化,而与偏移量 δ 有关。

原因在于 Python 以多进程方式实现多核 CPU 并行计算过程,其最大限制是非内存共享,即创建几个函数进程就要复制并传入几份相同的参数,这会消耗大量内存和时间。故应根据实际

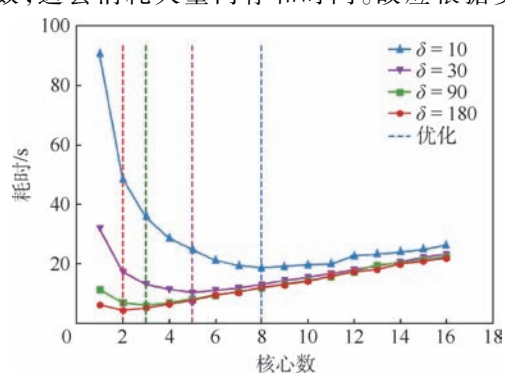


图 4 多窗口向量相似度获取耗时

Fig. 4 Time consumption of similarity acquisition of multiple window vectors

表 2　不同方法优化前后耗时结果对比

Table 2　Comparison of time consuming results before and after different optimization methods

偏移量 δ	耗时/s		
	无优化	串行优化	并行最优
10	95.285 1	33.591 8	18.403 6
30	58.576 9	11.697 2	10.048 8
90	19.269 7	4.038 3	5.716 7
180	9.632 6	1.975 2	4.020 8

计算量设置合理进程数，使得程序并行化后“节省的计算时间超过复制数据时间”，才能得到更优的结果。经测试，最优条件为“活动核心数最少且每个核心的利用率接近满载”，亦即进程内计算量与进程间通信量的比值越高越好。因此在该实验中看到，偏移量值越小时生成的向量越多，实际计算量越高，此时用 CPU 多核并行效果更好，否则有可能不如串行优化。

3.4　基于 GPU 的单一窗口向量相似度计算

3.4.1　优化方法

两向量（基准向量与偏移向量）间的相似度计算属于数值密集型计算，特别是向量长度很大时，串行计算点积的时间就会很长。本文利用 PyCuda 将 Cuda 代码直接嵌入 Python 程序中，实现基于 GPU 的多线程并行，从而大幅缩短计算耗时。设备端代码流程如图 5 所示。

求和中使用原子操作和共享内存的组合可以避免内核二次调用。如果硬件支持操作符⊕的原子操作，那么就可以简单地使用单遍规约操作。如对于加法操作，只需调用 atomicAdd( ) 将块中部分结果加到全局内存中即可。如果硬件不支持，则采取两遍规约，启动两次 GPU 内核。这主要是针对 Cuda 线程块无法同步问题的解决方法。实际上，其异步执行效率并不低。

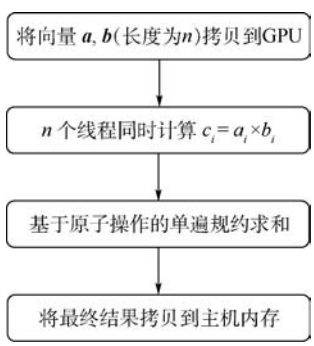


图 5　基于 GPU 并行的相似度计算流程

Fig. 5　Flowchart of similarity calculation based on GPU parallelization

3.4.2　实验结果

实验中选取不同长度的向量作为数据用例，并分别采用 CPU（包含 pure python 及 numpy 两种模式）和 GPU 计算两向量间的相似度，耗时结果如图 6 所示。

对于相似度计算来说，经过向量化的代码在多核 CPU 上的执行时间与经过 Cuda 并行的代码在 GPU 上的执行时间不相上下。不过该结果也并非一成不变，而与主机和设备端的硬件性能、数据量、计算复杂度等因素均有关，实际中应根据具体情况选择最优策略。

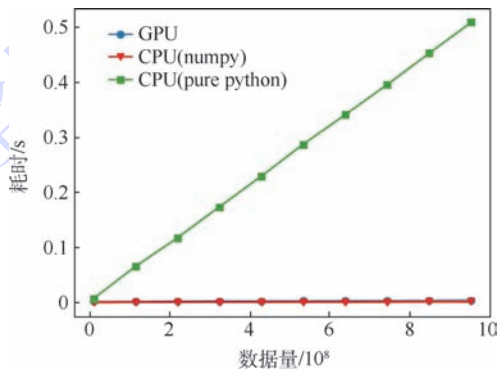


图 6　单一窗口向量相似度计算耗时

Fig. 6　Time consumption of single window vector similarity calculation

4　特征向量提取与计算优化

4.1　特征向量提取与计算方法

分析时序数据特征时，一般要把数据划分成连续观察窗口。对于周期数据，窗口大小一般为周期的整倍数。而对于非周期数据，则需要人工指定窗口大小，如 128。如果窗口中数据不完整，有缺失，则可以采用删除策略，直接删除该段窗口，如数据盲区前后的数据，以及最后一个不完整的窗口等。

窗口划分完之后，需要获取每个观察窗口的多种不同特征，主要包括统计特征、傅里叶特征、PCA 特征和小波特征等。通过提取观察窗口的多类型特征，可以从不同角度获取数据特征信息，更有利于发现隐藏在数据中的规律或者模式。

4.2　基于多核 CPU 的多窗口向量特征提取

4.2.1　优化方法

4.1 节所述多种特征可以各自构成单一特征向量，也可以经过组合之后构成合成特征向量。各种特征的计算过程相互独立，互不依赖，完全可以并行执行，而不必串行循环。即可以用 cores 个进程同时获取多个窗口的特征，实现较大粒度并行，其中 cores 为 CPU 核心数。

本文利用 Python 的 multiprocessing 库将 4.1 节串行程序替换为多核 CPU 并行程序。与

北航学报 赠阅

图 3中计算多个向量间相似度过程不同,不用人工设定每批执行的进程数,直接自动获取 CPU 最大逻辑核心数作为最优进程数即可。因为点积运算相对简单,CPU 会很快完成计算过程。如果进程数过多,单个进程的数据量偏少,就有可能造成在进程间切换,复制传递数据的消耗反而大于计算数据的消耗。但是在特征提取过程中,傅里叶变换、小波变换、PCA 计算等复杂度比较高,故无需担心进程数设置过大导致单个 CPU 核心负载过低的问题。

4.2.2 实验结果

实验中选取 2 种不同长度的划分窗口,针对不同大小的测试用例分别开展单进程和多进程运算,耗时结果如图 7 所示。

可以看出,在 CPU 未满载的情况下,对大窗口数据用多进程提取特征的加速比高于多进程对小窗口数据的加速比。因为当数据量较大时,每个 CPU 核心的利用率较高。算法花在 CPU 计算上的时间会远远多于花在进程切换和复制数据的时间。当窗口较小时,更多时间被浪费在进程切换和复制数据上,所以导致多进程加速比减小。

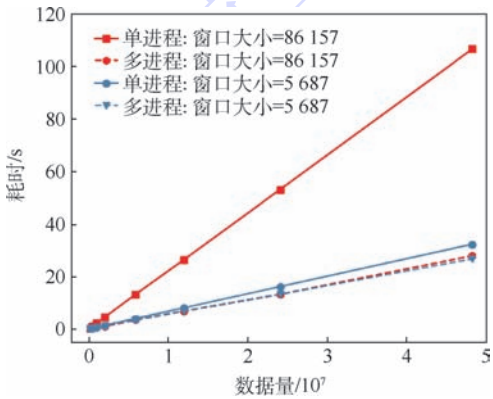


图 7 不同大小窗口的特征提取耗时

Fig. 7 Time consumption of feature extraction from different sizes of window

4.3 基于 GPU 的单一窗口向量特征计算

4.3.1 优化方法

通过傅里叶变换提取频谱特征是处理时序数据的常见操作。4.2 节利用多进程在多核 CPU 上实现较大粒度的任务级并行。在单个进程内,还可以利用 GPU 多线程实现较小粒度的线程级并行,进一步提升并行性能。

尽管 Python 的 numpy 库中已经提供了向量化的 numpy. fft 快速傅里叶变换函数,底层用 C 语言实现,其运算效率并不低,但是采用基于 GPU 的多线程并行还能带来更高的加速比。

需要注意的是,3.4 节简单的计算是在 Python 中嵌入 Cuda 代码来使用 GPU,而此处则通过调用 Cuda 库中已有的 cufftExec 方法来使用 GPU。此时需要编写基于 Cuda 语句的 .cu文件,导入 cufft. h 头文件,调用 cufftExec 方法计算傅里叶变换,然后将 Cuda 文件编译为动态链接库 .so 文件,再用 Python 的 ctypes 实现调用。另外 .so文件应采用混合编译,才能正常调用相关库。

调用过程为:主机端先将原始程序运行过程中待处理的 Python 类型向量转换为 C 类型,再将主机内存中的 C 类型数据拷贝至设备端(GPU)全局内存中。设备端读取全局内存中的数据后开始核心傅里叶变换计算,并将结果保存在全局内存中。之后再将 C 类型结果数据从设备端拷贝回主机端,并转换成 Python 类型。这个过程中应特别注意 Python 与 C 类型数据间相互转换的效率问题。

4.3.2 实验结果

本实验对比了针对不同长度窗口数据,在 CPU 上运行 numpy. fft 获得傅里叶变换结果和在 GPU 上运行 cufftExec 方法获得傅里叶变换结果的运行时间。耗时结果和加速比如图 8 所示。其中,基于 CPU 的 numpy. fft 方法中调用一次 fft 所花费时间记为该方法的核心耗时。基于GPU

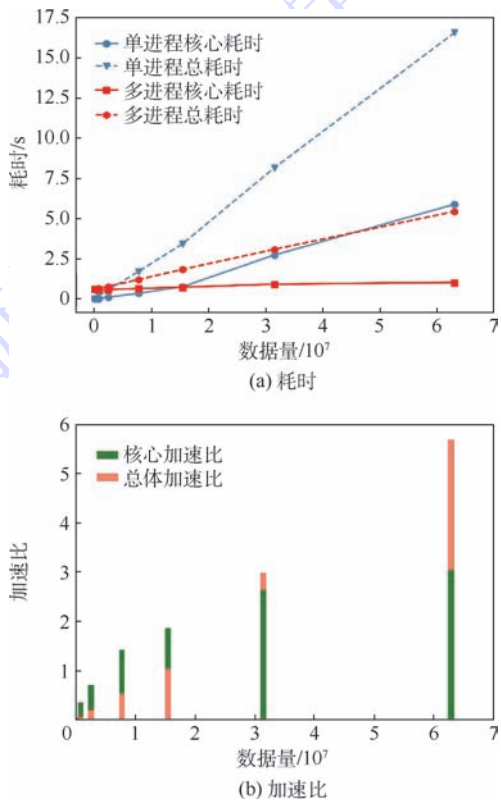


图 8 不同方法优化后的特征计算效率

Fig. 8 Characteristic calculation efficiency after optimization by different methods

北航学报 赠阅

的 cufftExec 方法中将不考虑数据类型转换与数据拷贝过程的 fft 计算过程耗时记为核心耗时。算法整个完成时间记为总耗时。可以看出,数据量越大,GPU 加速效果越明显。

5　聚类过程优化

5.1　TK-Means 聚类算法

聚类是一种非常重要的数据挖掘方法,特别是对于时序大数据,绝大部分数据都没有人工标签,无法使用分类方法,而只能用聚类进行初步挖掘。

传统的 K-means 聚类算法需要人工指定簇的数目,但是对于实际数据,最优簇数往往很难事先确定。在 TK-Means 聚类算法中,簇的数不是一个固定值,而是一个范围[min,max]。TK-Means 聚类算法首先根据随机初始阈值 t 得到初次聚类结果。如果初次聚类结果的簇数目不在控制范围内,则调整阈值 t,重新进行初次聚类。若初次聚类结果的簇数目满足要求,执行正常的 K-Means 聚类过程,直到聚类结果稳定。

TK-Means 聚类算法步骤如下:

步骤 1　初次聚类。

步骤 2　如果初次聚类得到的簇数目在[min,max]范围中,则执行步骤 3;否则调整阈值 t 并重复执行步骤 1。

步骤 3　对聚类结果进行调整,迭代次数递增。

步骤 4　判断聚类结果是否稳定。如果聚类结果不稳定,且迭代次数小于最大迭代阈值,则重复执行步骤 3;否则,聚类结束。

本文通过 TK-Means 聚类算法分别对第 4 节各特征向量进行聚类,并将得到的聚类结果表示成特征字符。对于聚类结果中点个数最多的簇,用 a 特征表示,即该簇中所有观察窗口都是 a 特征。该特征的支持度,也就是该簇的支持度,定义为簇中窗口数目与该数据所有窗口数目之比。

5.2　基于 GPU 的特征向量聚类

5.2.1　优化方法

通常的并行 K-Means 聚类算法只针对“计算所有点到簇心间距离”进行并行,而本文将算法迭代过程所有步骤都进行了并行优化,并综合运用 GPU 中的共享内存、常量内存、二维线程等措施优化提升并行聚类过程时间性能。本文实现的并行聚类算法步骤如下:

步骤 1　初始化每个样本的簇标签。

步骤 2　迭代过程:①统计每一簇的样本和;②统计每一簇的样本个数;③计算每一簇的中心:样本和/样本个数;④计算每个样本与每个簇中心的欧氏距离;⑤根据欧氏距离更新样本的簇标签。

上述过程从流程上看似乎与串行 K-Means 聚类算法没有区别,但实际上其迭代过程是在 GPU 中并行完成的。本文以 310 000 个样本(维度为 10)聚成 80 类为例。在 GPU 中各个函数分解方式如下:

1)初始化样本簇标签函数。由于只执行一次,且计算量非常小,故不作为优化的重点。线程块维度:256;线程格维度:(310 000 + 256 - 1)/256 = 1 211。每个线程负责初始化一个样本的簇标签。

2)统计每一簇的样本和函数。如果每个簇的样本都放在连续空间,那么此函数可使用类似规约求和的方式实现,且效率很高。但是此处每个簇是分散的,所以换一种方式。线程块维度:(16,16);线程格维度:((10 + 16 - 1)/16,(310 000 + 16 - 1)/16) = (1,19 375)。每个线程负责一个样本中的一个数据。此处要使用原子操作,因为多个线程可能同时写一个聚类中心的数据。也可以按下列方式划分线程块和线程格。线程块维度:256;线程格维度:(310 000 + 256 - 1)/256 = 1 211。每个线程负责更新一个样本,但是此时的效率通常不如之前高。

3)统计每一簇的样本个数函数。与初始化簇函数类似,计算量很少,每个负责处理一个样本的计数,只有一个原子操作的加法,所以依旧采用一维的线程方式。线程块维度:256;线程格维度:(310 000 + 256 - 1)/256 = 1 211。由于会有 310 000 个线程写 80 个位置,所以会存在许多冲突,此处对其进行优化,开辟线程数变为:线程块维度:1 024;线程格维度:(310 000 + 1 024 - 1)/1 024 = 303。与此同时,在每个块内申请 80 个整数大小的共享内存,先在块内进行统计,再写到全局内存,而不是像第一种方式那样,直接写全局内存,这样能避免很多冲突,获得更高加速比。

4)计算每一簇的聚类中心函数。此函数用于对每个样本求和之后取平均操作,计算量极其少,不是优化的重点,开辟二维线程块。线程块维度:(16,16);线程格维度:((10 + 16 - 1)/16,(80 + 16 - 1)/16) = (1,5)。每个线程负责更新簇中心中的一个数。

5)计算每个样本与每个簇中心的欧氏距离函数。优化重点,因 K-Means 聚类算法绝大部分计算量都集中在求每个样本与每个簇中心的欧氏

北航学报 赠阅

距离,故此处也开辟二维线程块。线程块维度:(16,16);线程格维度:(80 +16 -1)/16,(310000 +16 -1)/16) =(5,19375)。每个线程负责计算一个样本与一个簇中心的欧氏距离。

因函数计算过程中簇中心是不变的,可以考虑使用常量内存将内存访问合并,进而隐藏内存访问延迟,在一定程度上提高读取效率,以此加快对簇中心的访问速度。

因此函数计算方式与矩阵乘法类似,可以考虑使用共享内存,每个线程块的任务是计算 16 个样本与 16 个簇中心的距离,将 16 个样本与 16 个簇中心的数据存到共享内存中。

实验中发现使用共享内存的计算时间远远小于未使用共享内存的计算时间。但是使用常量内存的计算时间却不一定比不使用常量内存的时间还长,而根据簇心数据大小和设备硬件具体分析才行。不仅要看 GPU 最大可用常量内存,还要看每个 SM 可供常量内存使用的高速缓存是多大。

6) 样本簇标签更新函数。用于寻找每个样本最近的簇中心,将当前样本划归到该簇,可以开辟一维线程。线程块维度:256;线程格维度:(310000 +256 -1)/256 =1211。每个线程用于查找当前样本对应的与簇心间的最短距离(共 80 个)。因为求最小值与规约类似,而上述方式的每个样本却是完全串行的方式,所以对其进行优化,开辟二维线程。线程块维度:(16,16);线程格维度:((1,(3100 +16 -1)/16) =(1,19375)。每个线程块用于计算 16 个样本的最小距离,也就是说用 16 个线程来完成原先 1 个线程的工作。最后,将规约后剩余 2 个元素的较小值作为最短距离。

5.2.2 实验结果

实验中选取含有不同样本数目的用例,分别用原始串行程序和经过并行与优化后的程序进行聚类,得到两者的耗时及加速比,如图 9 所示。可以看到,在保证系统可用资源充足的情况下,聚类样本数越大,并行化之后的加速比越高。

5.3 基于 Cuda 的自适应聚类

5.3.1 优化方法

TK-Means 聚类算法的自适应聚类依赖于距离阈值的调整,虽然可以采取二分法加快阈值收敛的过程,但却不能被有效的并行化。

实验中根据“簇大则分裂簇小则合并”的思想,提出一种 K 值自适应调整算法,将 K 值估计问题转化为单个簇中的样本数估计问题,从而能够在 Cuda 并行聚类程序中实现簇数的自适应调整。算法流程如图 10 所示。

分裂与合并过程为:设定一个簇中最小样本数作为参考阈值,当前聚类迭代至最后一次时会将样本个数小于该值的簇样本单列,不参与之后的簇号更新,并可根据这些簇的有无或多少判定最大簇数是设置大了还是小了,根据设大了则合并设小了则分裂的原则,调整 K 值后开始下一次聚类。Cuda 自适应聚类算法则将上述过程简化为只合并不分裂,即 K 从双向收敛改为由最大值向最小值收敛。

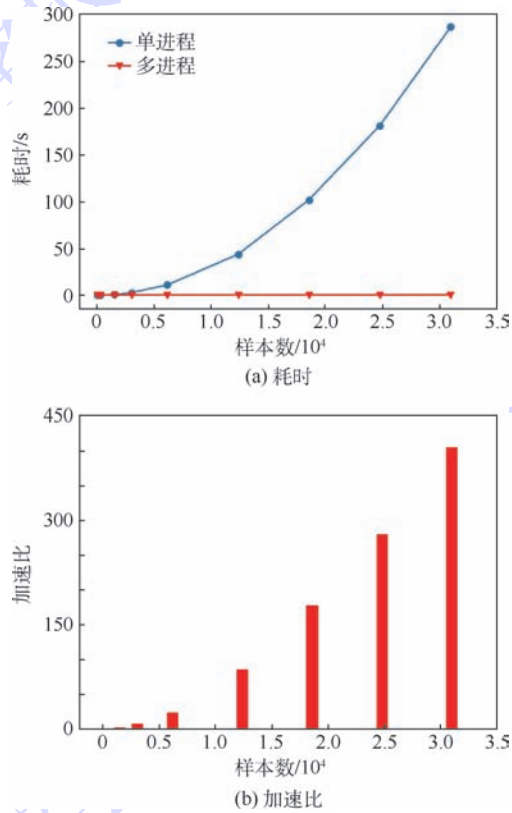


图 9 并行优化前后的聚类效率

Fig. 9 Clustering efficiency before and after parallel optimization

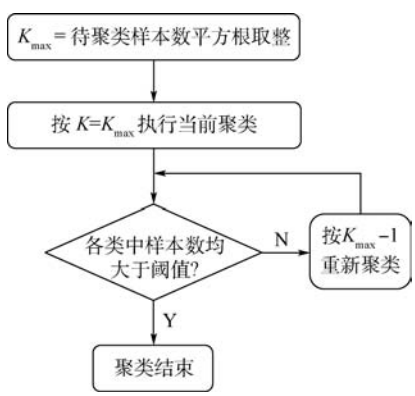


图 10 Cuda 自适应聚类流程

Fig. 10 Cuda adaptive clustering flowchart

北航学报 赠阅

5.3.2　实验结果

实验中选取的数据用例包含 31 个样本,由 5.1 节的算法可知,最大聚类数 K_{max} 应设为 6。此外,将最小聚类数设为 3,类中的最少样本数设为 2,每次调 K 后重新聚类时的最大迭代次数设为 100。图 11 示例了改进后的 Cuda 聚类程序执行过程和结果。

在示例中,自适应聚类过程的初始 K 值等于 6,经过 2 次调整后变为 4,最终的聚类结果中含有 3 个类,其中含有最小样本个数的类为[2,2],此时若 K 再调整为 3,簇会进一步合并,那么所有簇中的样本数都将超过参考阈值 2,这与题设不符,故 K 调整至 4 便结束。由此可见,自适应聚类中的整个调整过程完全符合预期。

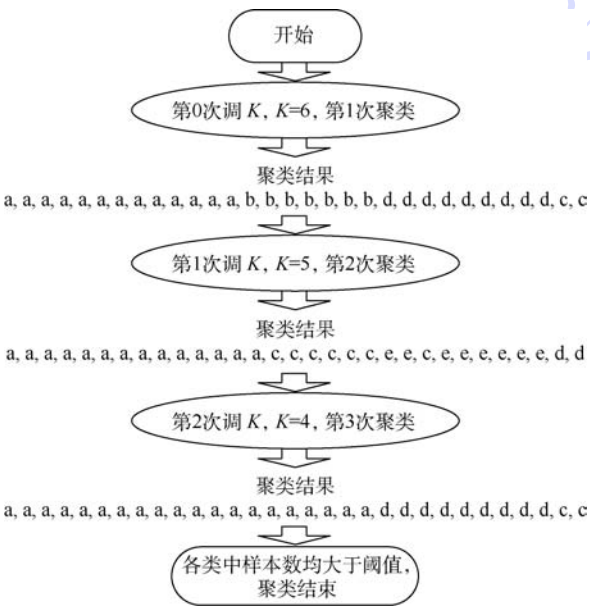


图 11　Cuda 自适应聚类过程示例

Fig. 11　An example of Cuda adaptive clustering process

6　结 束 语

卫星智能化应用的不断拓展对卫星数据挖掘效率提出了更高要求。针对常规数据挖掘代码进行并行优化改进具有重要意义。本文以异变过程多类型特征分析过程为典型代表,针对窗口划分与向量相似度计算、特征提取、傅里叶变换、聚类等常见数据挖掘操作,提出了多种优化策略,大幅提高了算法执行效率。综合使用多种优化策略说明对卫星时序数据挖掘过程进行并行优化改进是一个复杂的过程,需要全面考虑多个算法运算效率的影响。本文方法和思路有较好的通用性,可应用于各种时序数据挖掘过程。当然,本文方法也并非完美无瑕,在 CPU 多进程 + GPU 多线程混合并行方面,以及基于 Cuda 流的多任务并行等方面,还有进一步改进空间。

参考文献(References)

[1] CASELLA G, FIENBERG S, OLKIN I. Time series analysis and its applications: With R examples [J]. Publications of the American Statistical Association, 2006, 97(458): 656-657.

[2] LI H, YANG L, GUO C. Improved piecewise vector quantized approximation based on normalized time subsequences [J]. Measurement, 2013, 46(9): 3429-3439.

[3] WANG J, LI H, HUANG J, et al. Association rules mining based analysis of consequential alarm sequences in chemical processes [J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2016, 41: 178-185.

[4] LI H. Distance measure with improved lower bound for multivariate time series [J]. Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications, 2017, 468: 622-637.

[5] MATTIOLI G, ANABLE J, VROTSOU K. Car dependent practices: Findings from a sequence pattern mining study of UK time use data [J]. Transportation Research Part A: Policy and Practice, 2016, 89: 56-72.

[6] DENG W, WANG G, XU J. Piecewise two-dimensional normal cloud representation for time-series data mining [J]. Information Sciences, 2016, 374(C): 32-50.

[7] GUAN X, SUN G, YI X, et al. A novel data association algorithm for unequal length fluctuant sequence [J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 1190-1202.

[8] SUN Z Y, TSAI M C, TSAI H P. Mining uncertain sequence data on hadoop platform [C]// Pacific-Asia Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. Berlin: Springer, 2014: 204-215.

[9] LAM H T, MORCHEN F, FRADKIN D, et al. Mining compressing sequential patterns [J]. Statistical Analysis and Data Mining, 2014, 7(1): 34-52.

[10] GONG X Y, FONG S, WONG R K, et al. Discovering sub-patterns from time series using a normalized cross-match algorithm [J]. The Journal of Supercomputing, 2016, 72(10): 1-18.

[11] JEYABHARATHI J, SHANTHI D. An efficient mining for approximate frequent items in protein sequence database [J]. Journal of Emerging Technologies in Web Intelligence, 2014, 6(3): 324-330.

[12] 巨涛,朱正东,董小社. 异构众核系统及其编程模型与性能优化技术研究综述[J]. 电子学报,2015,43(1):111-119.
JU T, ZHU Z D, DONG X S. The feature, programming model and performance optimization strategy of heterogeneous many-core systems: A review [J]. Acta Electronica Sinica, 2015, 43(1): 111-119(in Chinese).

[13] 戴春娥,陈维斌,傅顺开,等. 通过 GPU 加速数据挖掘的研究进展和实践[J]. 计算机工程与应用,2015,51(16):109-116.
DAI C E, CHEN W B, FU S K, et al. Research progress and practice of accelerating data mining based on GPU [J]. Computer Engineering and Applications, 2015, 51(16): 109-116(in

北航学报 赠阅

Chinese).

[14] CAVUOTI S, GAROFALO M, BRESCIA M, et al. Astrophysical data mining with GPU. A case study: Genetic classification of globular clusters[J]. New Astronomy, 2014, 26(1): 12-22.

[15] 顾文恺. 基于 GPU 的脉冲压缩并行化研究[J]. 航空计算技术, 2017, 47(2): 121-124.
GU W K. Study on parallel pulse compression based on GPU [J]. Aeronautical Computing Technology, 2017, 47(2): 121-124(in Chinese).

[16] SCHALKWIJK J, JONKER H J J, SIEBESMA A P, et al. Weather forecasting using GPU-based large-eddy simulations [J]. Bulletin of the American Meteorological Society, 2015, 96(5): 715-723.

[17] VACONDIO R, MIGNOSA P, PAGANI S. 3D SPH numerical simulation of the wave generated by the vajont rockslide[J]. Advances in Water Resources, 2013, 59(11): 146-156.

[18] 黄曦, 陈伟, 张建奇. 基于 GPU 的实时红外场景仿真系统研究[J]. 航空兵器, 2015(6): 49-54.
HUANG X, CHEN W, ZHANG J Q. Study on real-time infrared scene simulation system based on GPU[J]. Aviation Weapon, 2015(6): 49-54(in Chinese).

[19] SU X, WANG X, JING G, et al. GPU-Meta-Storms: Computing the structure similarities among massive amount of microbial community samples using GPU[J]. Bioinformatics, 2014, 30(7): 1031-1033.

[20] 刘志文. 并行算法设计与性能优化[M]. 北京: 机械工业出版社, 2015: 162.
LIU Z W. Parallel computing and performance optimization [M]. Beijing: China Machine Press, 2015: 162(in Chinese).

作者简介:

鲍军鹏 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 机器学习、数据挖掘、人工智能。

杨科 男, 硕士研究生。主要研究方向: 机器学习、数据挖掘。

周静 女, 硕士研究生。主要研究方向: 机器学习、数据挖掘。

Node level parallel and optimization method of satellite time serial data mining

BAO Junpeng[1,*], YANG Ke[1,2], ZHOU Jing[2]

(1. School of Electronic and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Military Region of Ningxia, Yinchuan 750021, China)

Abstract: Intelligent satellite technology requires more and more data mining operations for satellite time series data. Usually, satellite data amount is very big that needs a lot of computation, so it will take a very long time to complete the computation in serial program. The satellite anomaly process multi-features analysis procedure is such a typical representation, which performs many common data mining operations, including windows segmentation, computation of vector similarity, feature extraction, Fourier transformation, and clustering. The paper discusses several speed-up and parallel optimization strategies for a time series data mining procedure on a typical heterogeneous computing node with multi-cores CPUs and GPUs, including vector optimization, multi-process parallelization, and GPU computation. We test and compare these optimization strategies in different usage conditions. The experiment results show that the combined use of them can achieve obvious efficiency improvement for different task.

Keywords: aerospace big data; data mining; intelligent satellite; parallelization; GPU

Received: 2018-06-07; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-22 11:19

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1138.008.html

Foundation item: Supported by the Key Laboratory for Fault Diagnosis and Maintenance of Spacecraft in Orbit of China

* **Corresponding author**. E-mail: baojp@mail.xjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0345

基于边缘保持滤波和结构张量的遥感图像融合

曲家慧，李云松*，董文倩，郑毓轩
（西安电子科技大学 综合业务网国家重点实验室，西安 710071）

摘 要：高光谱(HS)遥感图像含有丰富的光谱信息，但是空间分辨率较低，而全色(PAN)遥感图像空间分辨率较高。针对高光谱遥感图像与全色遥感图像的融合问题，提出了一种新的基于边缘保持滤波和结构张量的遥感图像融合算法。首先，为了提取高光谱遥感图像的空间信息，提出使用边缘保持滤波方法，该提取方法可以保证提取的信息全部为空间细节信息，避免低频混叠。其次，对全色遥感图像采用高斯-拉普拉斯图像增强算法进行图像锐化，降低图像噪声，锐化细节信息。再次，为得到总空间信息，提出使用结构张量的自适应加权策略。传统的融合算法通常仅从全色遥感图像中提取空间信息，可能会引起光谱失真或空间细节加入不足等问题，为了克服这些问题，提出的自适应加权策略得到的总空间信息不仅包含全色遥感图像的空间信息，还包含高光谱遥感图像的空间信息，且自适应加权相对于全局常数加权，可以自动选取更加合适的加权数据。最后，通过构建可以控制光谱和空间失真的增益矩阵，将总空间信息注入到插值的高光谱遥感图像的每个波段中，得到融合的高光谱图像。实验结果表明，本文提出的遥感图像融合算法，在客观评价方面，取得了最优的空间和光谱性能，在视觉效果上，与其他融合算法相比，可以更有效地提高空间分辨率和保持光谱信息。

关 键 词：遥感图像；高光谱(HS)图像；全色(PAN)图像；图像融合；结构张量；边缘保持滤波
中图分类号：TP751
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)12-2479-10

高光谱(HS)遥感是当前遥感方面一个重要的研究领域，实现了遥感图像光谱分辨率的突破性提高。高光谱成像仪获得的高光谱遥感图像在一定的波长范围内具有较多的窄波段数目，光谱分辨率较高，达纳米数量级[1]。但是由于受传感器技术和成本的限制，高光谱遥感图像的空间分辨率较低。较高的光谱分辨率有利于精确地识别地物，较高的空间分辨率可以准确地定位目标[2]。因此，获得既有高光谱分辨率又有高空间分辨率的高光谱图像是一项很有意义的处理。目前有许多图像处理技术用于提高高光谱遥感图像的空间分辨率，高光谱遥感图像融合处理是其中一种重要的空间分辨率提升技术。全色(PAN)成像光谱仪可以获得具有较高空间分辨率的全色图像，对高光谱遥感图像和全色遥感图像进行融合，可以得到高空间分辨率的高光谱图像。

目前的高光谱遥感图像与全色遥感图像融合算法大致分为四大类：成分替换方法、多分辨分析

收稿日期：2018-06-11；**录用日期**：2018-07-27；**网络出版时间**：2018-08-27 09:49
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180824.0857.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61502367，61501346，61701360，61571345，91538101）；高等学校学科创新引智计划（“111 计划”）（B08038）；长江学者特聘教授支持计划（CJT160102）；中央高校基本科研业务费专项资金；西安电子科技大学研究生创新基金
* **通信作者**. E-mail：ysli@mail.xidian.edu.cn

引用格式：曲家慧，李云松，董文倩，等. 基于边缘保持滤波和结构张量的遥感图像融合[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(12)：2479-2488. QU J H，LI Y S，DONG W Q，et al. Remote sensing image fusion based on edge-preserving filtering and structure tensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(12)：2479-2488 (in Chinese).

北航学报 赠阅

方法、矩阵分解方法和贝叶斯方法。成分替换方法是使用全色遥感图像替换高光谱遥感图像的空间分量,如强度色彩饱和度(Intensity-Hue-Saturation,HIS)[3]、主成分分析(Principal Component Analysis,PCA)[4]和施密特正交变化(Gram-Schmidt,GS)[5],该类算法简单易于实现,能够取得较好的空间性能,但是可能会产生光谱失真[6]。多分辨分析方法通过对全色遥感图像进行多分度分解,得到空间细节注入到高光谱遥感图像中,常见的多分辨分析方法有小波变换[7]、拉普拉斯金字塔(Laplacian Pyramid,LP)[8]、亮度调节的平滑滤波法(Smoothing Filter based Intensity Modulation,SFIM)[9]等,该类算法能够较好地保持光谱信息,同时呈现较好的空间细节,但是融合的高光谱图像可能会出现细节过度注入的情况。基于矩阵分解的方法和基于贝叶斯的方法是近年提出的方法,均是基于模型的方法,典型方法有约束非负矩阵分解(Coupled Nonnegative Matrix Factorization,CNMF)[10]、贝叶斯 HySure[11]和贝叶斯稀疏表示(Bayesian Sparse Representation,BSR)[12]等,这 2 类算法融合得到的高光谱图像在空间和光谱方面可以得到较好的融合结果,但是计算量很大,不利于实现实时性。

为了解决现有算法的问题,本文提出了一种使用边缘保持滤波和结构张量的融合算法,能够更好地保持高光谱遥感图像的光谱信息,且有效地提高其空间分辨率,计算量小于矩阵分解和贝叶斯方法。该算法通过边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息,可以避免低频混叠。对全色遥感图像采用空间域滤波法进行图像锐化,降低噪声且锐化细节信息。不同于仅从全色遥感图像中提取空间信息的现有融合算法,本文算法使用基于结构张量的自适应加权策略,同时从高光谱遥感图像和全色遥感图像二者中得到总空间信息,取得的总空间信息更全面完整。通过构建合适的增益矩阵,将取得的总空间信息与插值的高光谱遥感图像结合起来得到最终的融合图像。主观和客观的实验结果表明,本文算法比其他融合算法更好地保持了光谱信息,且更有效地提升了空间信息。

1 边缘保持滤波和结构张量

1.1 边缘保持滤波

边缘保持滤波指在滤波时可以保持图像的边缘信息,根据工作原理主要分为 2 种:①全局优化滤波器,即同时优化处理整幅图像,滤波后边缘保持的效果较好,但是计算时间较长;②基于局部优化的滤波器,即将图像分为局部块进行优化处理,这种滤波器比全局滤波器的算法简单,计算时间短,且也能够取得较好的边缘保持效果。引导滤波器[13]是一种较新颖的边缘保持滤波器,属于局部优化处理滤波器,可以有效保持边缘结构信息,同时不会产生梯度反转效应。

引导滤波器假设在一个局部窗口 w 内,引导图像 $\boldsymbol{X}$ 与滤波输出的图像 $\boldsymbol{Y}$ 是线性变换模型:

$$\boldsymbol{Y}_m = a_k \boldsymbol{X}_m + b_k \qquad \forall m \in w_k \tag{1}$$

式中:窗口 w_k 大小为 $(2r+1)\times(2r+1)$,是以像素 k 为中心,r 为窗口半径;a_k 和 b_k 为常系数。为了确定常系数 a_k 和 b_k,在保持式(1)的同时,需要约束输入 $\boldsymbol{X}$ 和输出图像 $\boldsymbol{Y}$ 尽量保持相似,因此可构建如下代价函数:

$$E(a_k,b_k) = \sum_{m\in w_k}\left[(a_k\boldsymbol{X}_m + b_k - \boldsymbol{X}_m)^2 + \varepsilon a_k^2\right] \tag{2}$$

式中:ε 为正则化参数。通过最小化代价函数式(2),可以解得 a_k 和 b_k 的最优解。由于像素 k 被多个覆盖 k 的窗口包含,且不同窗口内的 a_k 和 b_k 取值不同,所以需要对窗口内所有可能的取值取平均值:

$$\boldsymbol{Y}_m = \bar{a}_m \boldsymbol{X}_m + \bar{b}_m = \frac{1}{|N|}\sum_{k\in w_m}(a_k\boldsymbol{X}_m + b_k) \tag{3}$$

式中:$|N|$为窗口 w_k 中像素的数量。

1.2 结构张量

结构张量是可以用来描述图像空间信息的有用工具[14]。对一副灰度图像 Z,当 2 个相邻的像素点无限接近时,微分 $\mathrm{d}Z$ 可以表示为

$$\mathrm{d}Z = \frac{\partial Z}{\partial x}\mathrm{d}x + \frac{\partial Z}{\partial y}\mathrm{d}y \tag{4}$$

其平方范数可以表示为

$$\|\mathrm{d}Z\|^2 = \sum_{m=x,y}\sum_{n=x,y}\left(\frac{\partial Z}{\partial m}\cdot\frac{\partial Z}{\partial n}\right)\mathrm{d}m\mathrm{d}n = [\mathrm{d}x \quad \mathrm{d}y]\boldsymbol{T}\begin{bmatrix}\mathrm{d}x\\ \mathrm{d}y\end{bmatrix} \tag{5}$$

式中:矩阵 $\boldsymbol{T}$ 为结构张量,表达形式为

$$\boldsymbol{T} = \begin{bmatrix} Z_x^2 & Z_xZ_y \\ Z_xZ_y & Z_y^2 \end{bmatrix} \tag{6}$$

其中:$Z_x = \partial Z/\partial x$ 和 $Z_y = \partial Z/\partial y$ 分别为沿 x 轴和 y 轴的一阶偏导数。

由式(6)可知,结构张量 $\boldsymbol{T}$ 为半正定矩阵,具有 2 个非负特征值 μ_1 和 μ_2,其中较大的特征

北航学报 赠阅

值表明图像在该像素点的边缘强度，对应的特征向量为该像素点的梯度方向，是灰度变化最快的方向。

2　高光谱和全色遥感图像融合算法

图 1 为本文提出的高光谱图像融合算法的总框图。与现有融合算法的不同之处主要为：①提出了使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息的方法，可以避免低频混叠；②传统的融合算法一般只考虑全色遥感图像的空间信息，会引起光谱扭曲或者加入的空间信息不足，本文算法不仅考虑了全色遥感图像的空间信息，还考虑了高光谱遥感图像的空间信息，提出了基于结构张量的自适应加权策略得到足够的总空间信息，该策略与全局加权方法相比，可以减少光谱和空间失真；③构建相匹配的增益矩阵，在进一步减少空间和光谱失真的条件下得到融合的高光谱图像。

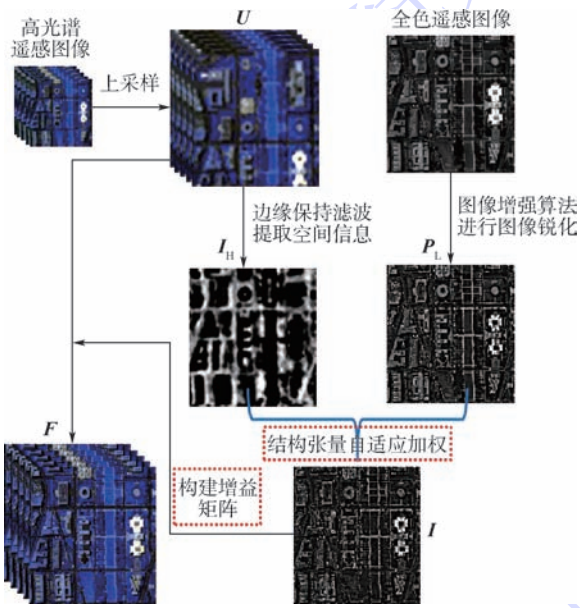


图 1　高光谱图像融合算法框图

Fig. 1　Block diagram of proposed hyperspectral image fusion algorithm

2.1　使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息

输入低空间分辨率的高光谱遥感图像和高空间分辨率的全色遥感图像后，对高光谱遥感图像进行上采样至与全色遥感图像相同大小。将上采样得到的高光谱遥感图像命名为 $\boldsymbol{U}$。对插值的高光谱遥感图像的每个波段使用高斯低通滤波器滤波。

$$\boldsymbol{L}^l = \boldsymbol{U}^l * g \tag{7}$$

式中：$l = 1, 2, \cdots, n$，n 为高光谱遥感图像的波段数；$\boldsymbol{L}$ 为高斯滤波后得到的图像；$\boldsymbol{U}^l$ 和 $\boldsymbol{L}^l$ 分别为插值的高光谱遥感图像和高斯滤波后图像的第 l 个波段；g 为高斯滤波器。高斯滤波后得到的图像的每个波段是高光谱遥感图像的每个波段的低频图像，去除了高频细节信息。

将边缘保持滤波器作用在 $\boldsymbol{L}$ 图像的每个波段上。边缘保持滤波器采用引导滤波器，依次使用插值的高光谱遥感图像的每个波段作为引导图像，将 $\boldsymbol{L}$ 图像的每个波段作为输入图像，该引导滤波过程可以表示为

$$\boldsymbol{G}_i^l = \bar{a}_i \boldsymbol{U}_i^l + \bar{b}_i = \frac{1}{|N|}\sum_{k \in w_i} a_k \boldsymbol{U}_i^l + \frac{1}{|N|}\sum_{k \in w_i} b_k \quad \forall i \in w_k \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{G}$ 为引导滤波后得到的图像；$\boldsymbol{G}^l$ 为 $\boldsymbol{G}$ 图像的第 l 个波段；w_k 为以像素 k 为中心的局部窗口，窗口大小设置为 58。a_k 和 b_k 可通过计算求解如式(2)所示的代价函数，得到以下结果：

$$a_k = \frac{\frac{1}{|N|}\sum_{i \in w_k} \boldsymbol{U}_i^l \boldsymbol{L}_i^l - \theta_k \bar{\boldsymbol{L}}_k^l}{\sigma_k^2 + \varepsilon} \tag{9}$$

$$b_k = \bar{\boldsymbol{L}}_k^l - a_k \theta_k \tag{10}$$

式中：θ_k 和 σ_k^2 分别为引导图像 $\boldsymbol{U}^l$ 的均值和方差；$\bar{\boldsymbol{L}}_k^l$ 为在窗口 w_k 内输入图像 $\boldsymbol{L}^l$ 的均值；ε 为正则化参数，设置为 10^{-6}。

根据边缘保持滤波器的原理可知，对于第 l 个波段（$l = 1, 2, \cdots, n$），引导图像 $\boldsymbol{U}^l$ 的空间细节信息可以传递给输出图像 $\boldsymbol{G}^l$。引导图像 $\boldsymbol{U}^l$ 是插值的高光谱遥感图像第 l 个波段，包含其第 l 个波段的空间细节信息。因此，边缘保持滤波后得到的图像 $\boldsymbol{G}^l$ 含有引导图像 $\boldsymbol{U}^l$ 的空间细节信息，即含有高光谱遥感图像第 l 个波段的空间信息。而输入图像 $\boldsymbol{L}^l$ 是高光谱遥感图像的第 l 个波段的低频图像，不包含高频空间细节信息。对 $\boldsymbol{G}^l$ 图像与 $\boldsymbol{L}^l$ 图像做差，可得到高光谱遥感图像第 l 个波段的空间细节信息。

$$\boldsymbol{I}_H^l = \boldsymbol{G}^l - \boldsymbol{L}^l \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{I}_H^l$ 为高光谱遥感图像的第 l 个波段的空间信息。将每个波段的空间信息相加可以得到高光谱遥感图像的总空间信息。

$$\boldsymbol{I}_H = \sum_{l=1}^{n} \boldsymbol{I}_H^l \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{I}_H$ 为高光谱遥感图像的总空间信息。相比于直接使用高光谱遥感图像减去低频高光谱遥感图像，得到高频图像作为高光谱遥感图像的空间

北航学报 赠阅

信息,经过边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息,可以保证提取的信息均为空间结构信息,而直接使用高频图像作为高光谱遥感图像的空间信息,可能会含有部分低频信息。因此,使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息,提取的信息全部为空间信息,分离更明确,可以避免低频混叠。

2.2 使用图像增强算法锐化全色遥感图像

全色遥感图像含有丰富的空间信息,为了进一步突出其空间细节,且减少噪声,对全色遥感图像使用图像增强算法进行空间细节锐化。本文采用空间域滤波法锐化全色遥感图像,选择高斯-拉普拉斯(Laplacian of Gaussian,LOG)图像增强算法。LOG 算法先使用高斯卷积滤波器去噪,再使用拉普拉斯算子进行图像增强。

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}} = \boldsymbol{P} + a(\boldsymbol{P} * f_{\mathrm{L}}(x,y)) \tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{P}$ 为全色遥感图像;$\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 为增强的全色遥感图像;$f_{\mathrm{L}}(x,y)$ 为 LOG 算子的核函数;a 为常数,若核 $f_{\mathrm{L}}(x,y)$ 的中心系数为正数,$a=1$,若为负数,$a=-1$,本文中心系数为负数,$a=-1$。

LOG 算子核函数 $f_{\mathrm{L}}(x,y)$ 为

$$f_{\mathrm{L}}(x,y) = \frac{\partial^2}{\partial x^2} f_{\mathrm{g}}(x,y) + \frac{\partial^2}{\partial y^2} f_{\mathrm{g}}(x,y) = \frac{x^2+y^2-2\sigma^2}{\sigma^4}\exp\left(-\frac{x^2+y^2}{2\sigma^2}\right) \tag{14}$$

式中:$f_{\mathrm{g}}(x,y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}}\exp\left(-\frac{x^2+y^2}{2\sigma^2}\right)$ 为高斯滤波核函数;σ 为标准差。

2.3 使用基于结构张量的自适应加权策略得到总空间信息

传统的高光谱图像融合算法通常只考虑了全色遥感图像包含的空间信息,将全色遥感图像的空间信息注入到高光谱遥感图像中,这些传统算法可能会引起光谱失真或者空间增强程度不足。为了克服这些问题,本文使用基于结构张量的自适应加权策略,得到总的空间信息,同时包含了高光谱遥感图像和全色遥感图像包含的空间信息。

$$\boldsymbol{I} = \boldsymbol{W}_1 \cdot \boldsymbol{I}_{\mathrm{H}} + \boldsymbol{W}_2 \cdot \boldsymbol{P}_{\mathrm{L}} \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{I}$ 为总的空间信息;$\boldsymbol{W}_1$ 和 $\boldsymbol{W}_2$ 为自适应加权矩阵,可以根据输入的高光谱遥感图像和全色遥感图像自适应地得到相应的加权矩阵。自适应矩阵加权方法相较全局常数加权方法,可以自动选取合适的加权数据,进一步减少光谱和空间失真。

自适应加权矩阵 $\boldsymbol{W}_1$ 和 $\boldsymbol{W}_2$ 可根据如下基于结构张量的方法求得。根据式(6),高光谱遥感图像的空间信息 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 和增强的全色遥感图像 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 的第 i 个像素点的结构张量矩阵 $\hat{\boldsymbol{S}}_{\mathrm{H},i}$ 和 $\hat{\boldsymbol{S}}_{\mathrm{P},i}$ 分别为

$$\hat{\boldsymbol{S}}_{\mathrm{H},i} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}^2_{\mathrm{H}x,i} & \boldsymbol{I}_{\mathrm{H}x,i}\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}y,i} \\ \boldsymbol{I}_{\mathrm{H}x,i}\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}y,i} & \boldsymbol{I}^2_{\mathrm{H}y,i} \end{bmatrix} \tag{16}$$

$$\hat{\boldsymbol{S}}_{\mathrm{P},i} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{P}^2_{\mathrm{L}x,i} & \boldsymbol{P}_{\mathrm{L}x,i}\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}y,i} \\ \boldsymbol{P}_{\mathrm{L}x,i}\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}y,i} & \boldsymbol{P}^2_{\mathrm{L}y,i} \end{bmatrix} \tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}x}$ 和 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}y}$ 分别为 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 沿 x 轴和 y 轴的偏导数;$\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}x}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}y}$ 分别为 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 沿 x 轴和 y 轴的偏导数。式(16)和式(17)为一个像素点的结构张量矩阵,为了包含局部空间信息,使用高斯核函数与上述 2 个结构张量矩阵(式(16)、式(17))进行卷积。

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{H},i} = \hat{\boldsymbol{S}}_{\mathrm{H},i} * h \tag{18}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{P},i} = \hat{\boldsymbol{S}}_{\mathrm{P},i} * h \tag{19}$$

式中:$\boldsymbol{S}_{\mathrm{H},i}$ 和 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{P},i}$ 为得到的第 i 个像素点包含局部空间信息的结构张量;h 为高斯核函数。$\boldsymbol{S}_{\mathrm{H},i}$ 和 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{P},i}$ 为半正定矩阵,可以分解为

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{H},i} = [\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H1},i} \quad \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H2},i}] \begin{bmatrix} \lambda_{\mathrm{H1},i} & 0 \\ 0 & \lambda_{\mathrm{H2},i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H1},i} \\ \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H2},i} \end{bmatrix} \tag{20}$$

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{P},i} = [\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P1},i} \quad \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P2},i}] \begin{bmatrix} \lambda_{\mathrm{P1},i} & 0 \\ 0 & \lambda_{\mathrm{P2},i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P1},i} \\ \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P2},i} \end{bmatrix} \tag{21}$$

式中:$\lambda_{\mathrm{H1},i}$、$\lambda_{\mathrm{H2},i}$ 和 $\lambda_{\mathrm{P1},i}$、$\lambda_{\mathrm{P2},i}$ 分别为 2 个在第 i 个像素点结构张量的非负特征值;$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H1},i}$、$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H2},i}$ 和 $\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P1},i}$、$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P2},i}$ 为在第 i 个像素点相对于特征值的特征向量。

对 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 图像的第 i 个像素点,假设 $\lambda_{\mathrm{H1},i}$ 和 $\lambda_{\mathrm{P1},i}$ 为较大的特征值,较大的特征值 $\lambda_{\mathrm{H1},i}$ 和 $\lambda_{\mathrm{P1},i}$ 分别表明 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 图像在第 i 个像素点的边缘强度,对应的特征向量 $\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{H1},i}$ 和 $\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{P1},i}$ 为该像素点的梯度方向,是灰度变化最快的方向。因此,由于较大的特征值 $\lambda_{\mathrm{H1},i}$ 和 $\lambda_{\mathrm{P1},i}$ 表明了 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 图像在第 i 个像素点的强度变化程度,则若 $\lambda_{\mathrm{H1},i} > \lambda_{\mathrm{P1},i}$,认为 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 在该像素点处边缘强度大,即含有的空间信息更多,因此 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 在该像素点处应该占更大一些的加权比例;反之,若 $\lambda_{\mathrm{H1},i} < \lambda_{\mathrm{P1},i}$,则 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 在该像素点处占更大一些的加权比例;若 $\lambda_{\mathrm{H1},i}$ 和 $\lambda_{\mathrm{P1},i}$ 相等,则 $\boldsymbol{I}_{\mathrm{H}}$ 和 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 在该像素点处占比例相等,均为 0.5。由上述分析可以得到,自适应加权矩阵 $\boldsymbol{W}_1$ 和 $\boldsymbol{W}_2$ 的第 i 个像素点可以计算得到

$$W_{1,i} = \frac{\lambda_{\mathrm{H1},i}}{\lambda_{\mathrm{H1},i} + \lambda_{\mathrm{P1},i}} \tag{22}$$

$$W_{2,i} = \frac{\lambda_{\mathrm{P1},i}}{\lambda_{\mathrm{H1},i} + \lambda_{\mathrm{P1},i}} \tag{23}$$

北航学报 赠阅

式中：$W_{1,i}$ 和 $W_{2,i}$ 分别为矩阵 $\boldsymbol{W}_1$ 和 $\boldsymbol{W}_2$ 第 i 个像素点的值。

2.4　构建增益矩阵得到融合的高光谱图像

得到总空间信息后，通过构建每个波段对应的增益矩阵，合成空间信息与插值的高光谱遥感图像，得到融合的高光谱图像。

$$\boldsymbol{F}^l = \boldsymbol{U}^l + \boldsymbol{M}^l \cdot \boldsymbol{I} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{F}$ 为融合的高光谱图像；$\boldsymbol{M}$ 为增益矩阵；$\boldsymbol{F}^l$ 和 $\boldsymbol{M}^l$ 分别为融合的高光谱图像和增益矩阵的第 l 个波段。构建增益矩阵 $\boldsymbol{M}$ 的原则是控制空间和光谱失真。为了减少光谱失真，任意每对高光谱图像的波段之间的比例应该保持不变。定义一个调节参数 β 控制注入的空间信息的量，达到减少空间失真的目的。因此，增益矩阵 $\boldsymbol{M}$ 为

$$\boldsymbol{M}^l = \beta \frac{\boldsymbol{U}^l}{\frac{1}{n}\sum_{l=1}^{n} \boldsymbol{U}^l} \tag{25}$$

式中：β 为调节参数，可以根据高光谱图像融合的空间客观指标选取得到，在本文中，分析选取不同 β 值的空间指标相关系数 CC。根据结果分析可以得到，由于 $\beta = 0.1$ 时，空间指标相关系数 CC 的取值最优，空间失真最少，β 应选取 0.1。

3　实验结果及分析

为了验证本文算法的有效性，使用 Pavia University、Moffett field 和 Washington DC 数据集进行实验测试。Pavia University 数据集由反射光学系统成像光谱仪（ROSIS）拍摄，高光谱遥感图像包含 115 个波段，波长范围为 0.43 ~ 0.86 μm，去除水波段和噪声波段，剩余 103 个波段用做实验；实验使用的全色遥感图像大小为 260 × 260，空间分辨率为 1.3 m；用于测试的高光谱遥感图像大小为 52 × 52，空间分辨率为 6.5 m。Moffett field 数据集由机载可见光-红外成像光谱仪（AVIRIS）拍摄，该数据集的高光谱遥感图像光谱覆盖范围为 0.4 ~ 2.5 μm，包含 224 个波段，在去除水波段和噪声波段后，剩余 176 个波段用于实验测试；实验使用的全色遥感图像大小为 260 × 150，空间分辨率为 20 m；用于测试的高光谱遥感图像大小为 52 × 30，空间分辨率为 100 m。Washington DC 数据集是一个机载高光谱数据，包含 210 个波段，191 个波段用于实验测试，波长范围为 0.4 ~ 2.4 μm；用于实验测试的高光谱遥感图像大小和全色遥感图像大小分别为 50 × 50 和 250 × 250。这 3 套数据集是合成数据集，模拟的高光谱遥感图像和全色遥感图像可以根据 Wald 协议[15]得到。

针对融合得到的结果，分别从主观和客观 2 方面进行评价。客观评价指标包括相关系数 CC、光谱角映射 SAM、均方根误差 RMSE[16] 和相对整体维数综合误差 ERGAS[17]。CC 为空间指标，反映融合图像与参考图像的对应波段的相似程度，最优值为 1。SAM 为光谱指标，表示光谱失真程度，理想值为 0。RMSE 和 ERGAS 为对融合结果进行总体评价的指标，理想值均为 0。

将本文算法与以下几种先进的高光谱图像融合算法进行比较：PCA、自适应施密特正交变化方法（Adaptive Gram-Schmidt，GSA）[18]、BSR、基于高通调制的广义调制传递函数拉普拉斯金字塔方法（Modulation transfer function Generalized Laplacian pyramid with High pass modulation，MGH）[8] 和引导滤波 PCA 杂交方法（Guided Filter PCA，GFPCA）[19]。

为了验证本文提出的使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息的方法的有效性，将本文算法与直接使用高光谱遥感图像减去低频高光谱遥感图像得到高频图像作为高光谱遥感图像的空间信息的方法（该方法命名为 GSI）进行了比较。表 1 中列出了 2 种融合算法的客观评价指标值，最优值用粗体表示。可以看到，本文算法在大多数的评价指标上取得了最优值。这是由于提出的使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息的方法可以保证得到的信息均为空间结构信息，使分离更明确。实验结果说明，提出的使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息的方法是有效的，且可以取得较好的性能。

许多传统的图像融合算法通常只考虑了全色遥感图像包含的空间信息。本文中提出了基于结构张量的自适应加权策略得到总的空间信息，同时包含了高光谱遥感图像和全色遥感图像包含的空间信息。在提出的基于结构张量的自适应加权策略中，自适应加权矩阵 $\boldsymbol{W}_1$ 和 $\boldsymbol{W}_2$ 是自适应地基于结构张量的方法求得。为了验证提出的基于结

表 1　边缘保持滤波方法对各数据集的客观评价指标

Table 1　Objective evaluation indices of edge-preserving filtering method for each dataset

数据集	算　法	CC	SAM	RMSE	ERGAS
Pavia University	GSI	**0.9304**	6.7740	0.0449	4.4399
	本文	**0.9304**	**6.5686**	**0.0385**	**4.1486**
Moffett field	GSI	0.9543	6.3550	0.0302	4.0522
	本文	**0.9650**	**6.3470**	**0.0301**	**4.0309**
Washington DC	GSI	0.8662	7.2330	**0.0131**	74.9572
	本文	**0.8794**	**7.2320**	0.0133	**73.6749**

构张量的自适应加权策略得到的加权矩阵的有效性,将本文算法与多种全局常数加权方法进行了对比,如表 2 所示。在对比实验中,只从全色遥感图像中提取空间信息的方法(即在式(15)中,2 个加权系数分别为全局常系数 0 和 1)命名为 GFP;平均加权方法(即在式(15)中,2 个加权系数分别为全局常系数 0.5 和 0.5)命名为 GFGW;由于全色遥感图像的空间信息多于高光谱遥感图像的空间信息,认为全色遥感图像的空间信息 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{L}}$ 所占比例应该较大一些,因此,在式(15)中,2 个加权系数可以分别选取为全局常系数 0.2 和 0.8,该方法命名为 GFPL。表 2 中列出了本文算法与上述融合算法的客观评价指标值,最优值用粗体表示。可以看到,提出的基于结构张量的自适应加权策略与其他几种加权方法相比,取得了更好的性能。说明提出的基于结构张量的自适应加权策略是有效的,且取得了较好的实验结果。

图 2 为 Pavia University 数据集使用多种融合算法得到的融合视觉结果。可以看出,PCA 融合得到的图像空间性能较好,但是该算法融合的图像较暗,具有一定的光谱失真。GFPCA 融合的图像在一些细节区域较为模糊,如放大区域。BSR 和 MGH 融合得到的图像整体也稍微偏暗,且在某些细节信息不够清晰。GSA 和本文算法的融合结果清晰明亮,在空间方面效果都较好,在光谱保持性能方面,本文算法保持得较好,GSA 有轻微的光谱失真。因此,与其他融合算法相比,本文算法有效提升了空间信息,且更好地保持了光谱信息。表 3 中列出了多种融合算法的客观评价指标值,最优值用粗体表示。可以看到,本文算法的 CC 值最大,SAM、RMSE 和 ERGAS 值均最小。说明本文算法在客观指标上较其他算法有更好的性能表现,且进一步证明了本文算法在光谱和空间方面均能够取得优秀的融合效果。

图 3 为不同融合算法得到的 Moffett field 数据集的融合结果。可以看出,PCA 和 GSA 的融合结果取得了较好的空间性能,但是光谱失真较严重。GFPCA 融合得到的图像在一些细节信息上不清晰,有严重的空间失真。BSR融合得到的图

表 2 基于结构张量的自适应加权策略对各数据集的客观评价指标

Table 2 Objective evaluation indices of structure tensor based adaptive weighting strategy for each dataset

数据集	算法	CC	SAM	RMSE	ERGAS
Pavia University	GFP	**0.932 6**	6.593 2	0.042 5	4.235 8
	GFGW	0.906 6	6.766 4	0.041 2	4.783 2
	GFPL	0.925 6	6.586 4	0.039 4	4.257 1
	本文	0.930 4	**6.568 6**	**0.038 5**	**4.148 6**
Moffett field	GFP	0.957 5	**6.347 0**	0.031 4	4.351 8
	GFGW	0.956 6	6.358 0	0.031 0	4.337 2
	GFPL	0.962 3	6.348 0	0.030 5	4.031 5
	本文	**0.965 0**	**6.347 0**	**0.030 1**	**4.030 9**
Washington DC	GFP	0.873 8	7.232 1	0.013 6	73.695 0
	GFGW	0.865 9	7.232 5	0.014 0	76.223 0
	GFPL	0.874 5	7.232 4	0.013 4	74.326 6
	本文	**0.879 4**	**7.232 0**	**0.013 3**	**73.674 9**

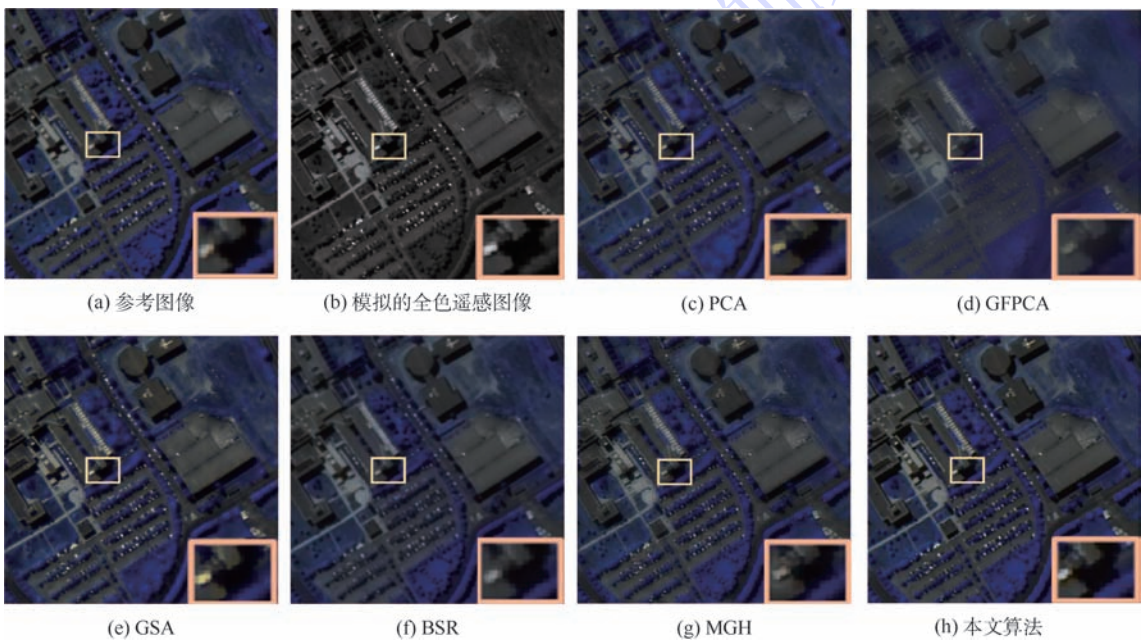


图 2 不同融合算法得到的 Pavia University 数据集的融合结果

Fig. 2 Fusion results of different fusion algorithms for Pavia University dataset

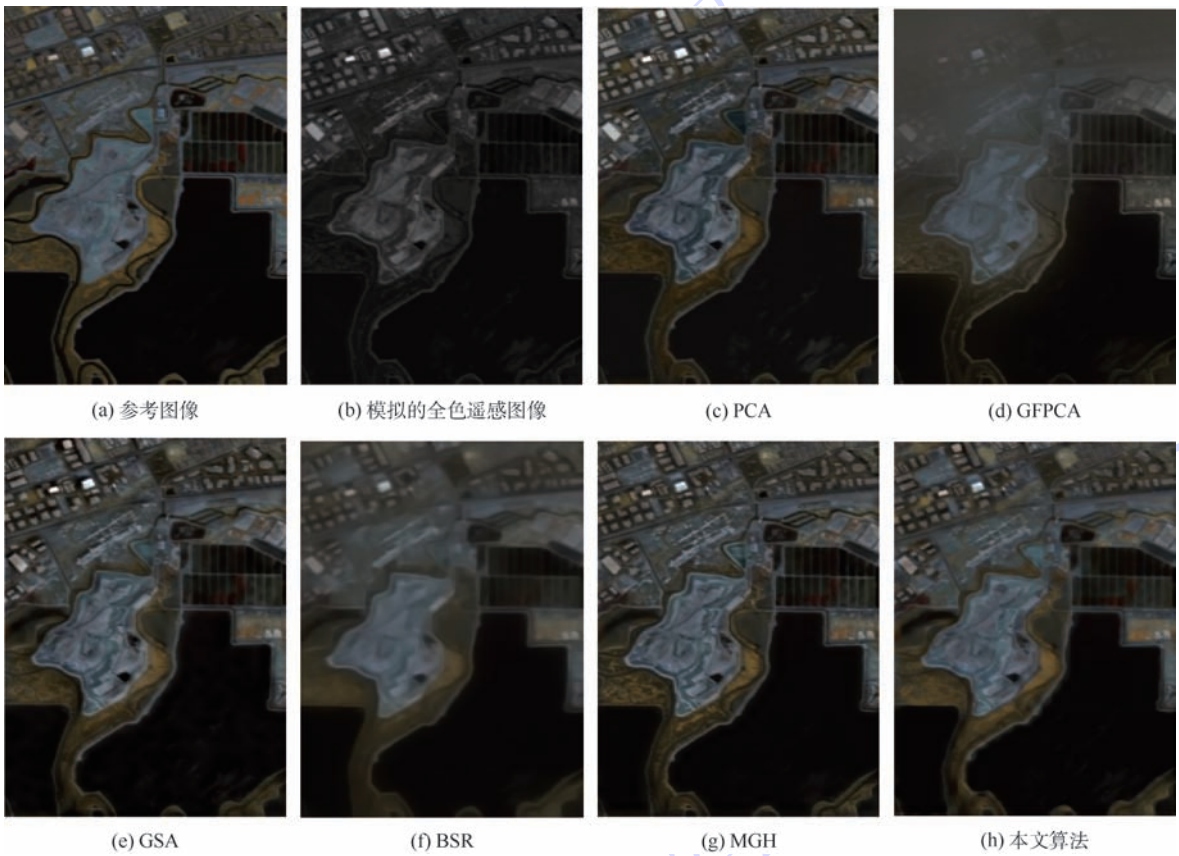
北航学报 赠阅

表 3　Pavia University 数据集的融合结果客观评价指标

Table 3　Objective evaluation indices of fusion results for Pavia University dataset

算　法	CC	SAM	RMSE	ERGAS
PCA	0.923 4	7.656 6	0.040 8	4.783 0
GFPCA	0.795 2	9.449 5	0.061 6	7.135 8
GSA	0.921 9	8.799 2	0.038 9	4.532 1
BSR	0.900 3	8.676 6	0.044 1	5.301 6
MGH	0.930 2	6.909 0	0.038 9	4.235 5
本文	**0.930 4**	**6.568 6**	**0.038 5**	**4.148 6**

像在某些细节信息也有轻微的模糊。MGH 融合的结果具有较好的光谱保持性能,但是一些细节区域的空间信息过于锐利。相较于这些算法,本文算法在光谱信息保持和空间信息提升方面均有较好的效果。表 4 为多种融合算法的客观评价指标。可以看出,本文算法的 CC、RMSE 和 ERGAS 指标均优于其他融合算法的相应指标值。对于 SAM 指标,本文算法仅次于 MGH。这些主观和客观方面的比较结果说明,本文算法比其他算法



(a) 参考图像　(b) 模拟的全色遥感图像　(c) PCA　(d) GFPCA

(e) GSA　(f) BSR　(g) MGH　(h) 本文算法

图 3　不同融合算法得到的 Moffett field 数据集的融合结果

Fig. 3　Fusion results of different fusion algorithms for Moffett field dataset

表 4　Moffett field 数据集的融合结果客观评价指标

Table 4　Objective evaluation indices of fusion results for Moffett field dataset

算　法	CC	SAM	RMSE	ERGAS
PCA	0.905 0	12.425 5	0.047 5	6.698 0
GFPCA	0.915 7	10.319 8	0.044 1	6.287 6
GSA	0.949 7	8.660 5	0.036 1	5.044 4
BSR	0.954 0	8.037 2	0.032 3	4.713 1
MGH	0.964 4	**6.007 8**	0.032 5	4.356 8
本文	**0.965 0**	6.347 0	**0.030 1**	**4.030 9**

更有效地提升了空间信息,保持了光谱信息。

图 4 为不同融合算法得到的 Washington DC 数据集的融合结果。可以看出,PCA 取得了较好的空间质量,但是光谱失真较严重。由于加入的空间信息不足,GFPCA 取得的结果有严重的空间失真。GSA 和 BSR 取得的结果在某些空间细节方面也有轻微的模糊,BSR 还有一定的光谱失真。与其他算法对比,本文算法和 MGH 更有效地增强了空间信息,且保持了光谱信息。表 5 为多种融合算法的客观评价指标。可以看出,本文算法的 CC、SAM 和 RMSE 指标优于其他融合算法的相应指标值。另外,本文算法的 ERGAS 指标仅次于 GFPCA。这些实验结果说明,本文算法与其他融合算法相比,取得了更好的空间和光谱性能。

北航学报 赠阅

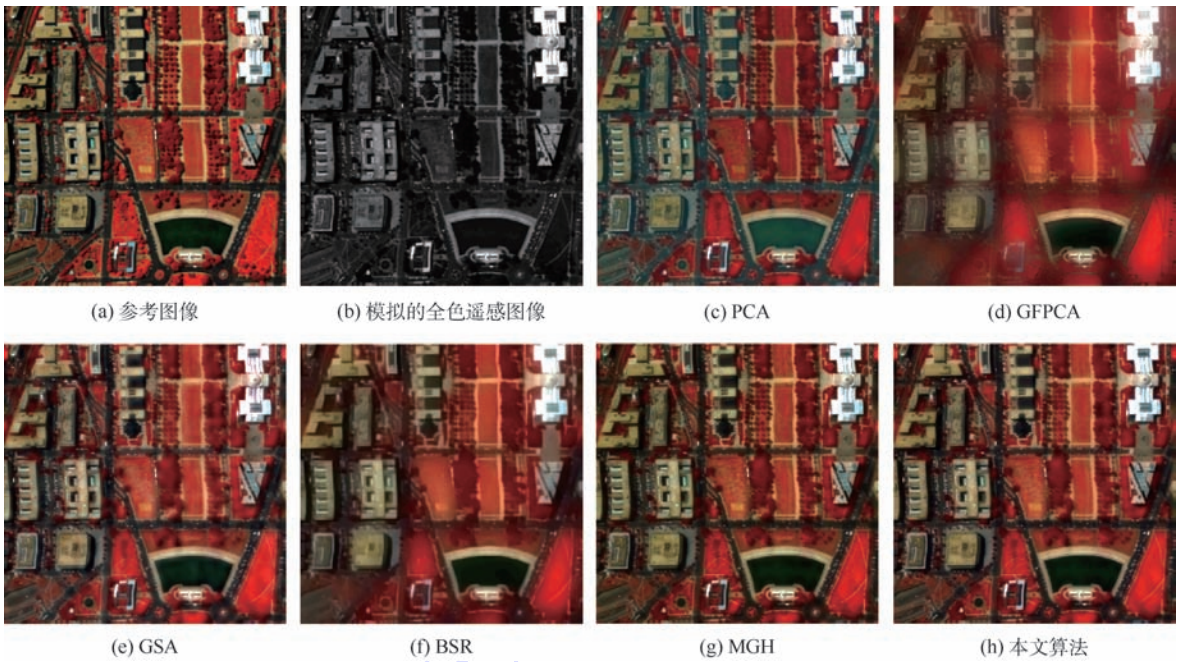


图 4 不同融合算法得到的 Washington DC 数据集的融合结果

Fig. 4 Fusion results of different fusion algorithms for Washington DC dataset

表 5 Washington DC 数据集的融合结果客观评价指标

Table 5 Objective evaluation indices of fusion results for Washington DC dataset

算 法	CC	SAM	RMSE	ERGAS
PCA	0.853 2	7.361 9	0.013 6	83.414 5
GFPCA	0.768 9	9.932 2	0.013 9	**67.944 1**
GSA	0.870 1	7.258 0	0.018 4	83.997 9
BSR	0.826 9	10.012 5	0.013 8	77.749 1
MGH	0.877 7	7.261 8	0.015 6	79.859 8
本文	**0.879 4**	**7.232 0**	**0.013 3**	73.674 9

4 结 论

本文提出了一种基于边缘保持滤波和结构张量的高光谱和全色遥感图像融合算法。

1）使用边缘保持滤波提取高光谱遥感图像的空间信息，保证提取的信息全部为空间细节信息，避免低频混叠。

2）不同于传统的只提取全色遥感图像空间信息的融合算法，本文算法利用基于结构张量的自适应加权策略得到高光谱遥感和全色遥感图像的总空间信息，不仅包含全色遥感图像的空间信息，还包含高光谱遥感图像的空间信息，可以有效地保持光谱信息，且加入足够的空间信息。

3）可以根据输入的高光谱遥感图像和全色遥感图像自适应地得到相应的加权矩阵，相对于全局常数加权，可以自动地选取更加合适的加权数据。

4）在 Pavia University、Moffett field 和 Washington DC 数据集上进行实验测试，对比分析了本文算法与几种先进的常见算法的融合性能。实验结果的主观视觉效果和客观定量分析表明，本文算法与其他算法相比，能够在有效保持高光谱图像丰富光谱信息的同时，更有效地提升空间性能，从而得到高质量的融合图像。

参考文献（References）

[1] LI Y S, HU J, ZHAO X, et al. Hyperspectral image super-resolution using deep convolutional neural network[J]. Neurocomputing, 2017, 266: 29-41.

[2] MOOKAMBIGA A, GOMATHI V. Comprehensive review on fusion techniques for spatial information enhancement in hyperspectral imagery[J]. Multidimensional Systems and Signal Processing, 2016, 27(4): 863-889.

[3] TU T M, SU S C, SHYU H C, et al. A new look at IHS-like image fusion methods[J]. Information Fusion, 2001, 2(3): 177-186.

[4] CHAVEZ P S, KWARTENG A Y. Extracting spectral contrast in Landsat thematic mapper image data using selective principal component analysis[J]. Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, 1989, 55(3): 339-348.

[5] LABEN C, BROWER B. Process for enhancing the spatial resolution of multispectral imagery using pan-sharpening: United States Patent 6 011 875[P]. 2000-01-04.

[6] QU J H, LI Y S, DONG W Q. Hyperspectral pansharpening with guided filter[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2017, 14(11): 2152-2156.

[7] MALLAT S. A theory for multiresolution signal decomposition:

北航学报 赠阅

The wavelet representation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1989, 11(7): 674-693.

[8] VIVONE G, RESTAINO R, MAURO D M, et al. Contrast and error-based fusion schemes for multispectral image pansharpening[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2014, 11(5): 930-934.

[9] LIU J G. Smoothing filter based intensity modulation: A spectral preserve image fusion technique for improving spatial details [J]. International Journal of Remote Sensing, 2000, 21(18): 3461-3472.

[10] YOKOYA N, YAIRI T, IWASAKI A. Coupled nonnegative matrix factorization unmixing for hyperspectral and multispectral data fusion[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2012, 50(2): 528-537.

[11] SIMOES M, DIAS J B, ALMEIDA L B, et al. A convex formulation for hyperspectral image superresolution via subspace-based regularization[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2015, 53(6): 3373-3388.

[12] WEI Q, DIAS J M, DOBIGEON N, et al. Hyperspectral and multispectral image fusion based on a sparse representation [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2015, 53(7): 3658-3668.

[13] HE K, SUN J, TANG X. Guided image filtering[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(6): 1397-1409.

[14] HARRIS C. A combined corner and edge detector[C]// Proceedings of the Alvey Vision Conference, 1988: 147-151.

[15] WALD L, RANCHIN T, MANGOLINI M. Fusion of satellite images of different spatial resolutions: Assessing the quality of resulting images[J]. Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, 1997, 63(6): 691-699.

[16] LONCAN L, ALMEIDA L B, DIAS J M, et al. Hyperspectral pansharpening: A review[J]. IEEE Geoscience Remote Sensing Magazine, 2015, 3(3): 27-46.

[17] ZHANG L, ZHANG L, TAO D, et al. On combining multiple features for hyperspectral remote sensing image classification [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2012, 50(3): 879-893.

[18] AIAZZI B, BARONTI S, SELVA M. Improving component substitution pansharpening through multivariate regression of MS + pan data[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2007, 45(10): 3230-3239.

[19] LIAO W, HUANG X, COILLIE F, et al. Processing of multiresolution thermal hyperspectral and digital color data: Outcome of the 2014 IEEE GRSS data fusion contest[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2015, 8(6): 2984-2996.

作者简介：

曲家慧　女，博士研究生。主要研究方向：高光谱遥感图像处理、机器学习、神经网络。

李云松　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：图像视频压缩编码、图像处理、高性能计算、芯片设计。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Remote sensing image fusion based on edge-preserving filtering and structure tensor

QU Jiahui, LI Yunsong*, DONG Wenqian, ZHENG Yuxuan

(State Key Laboratory of Integrated Service Network, Xidian University, Xi'an 710071, China)

Abstract: The hyperspectral (HS) remote sensing image which contains abundant spectral information generally has low spatial resolution. While the panchromatic (PAN) remote sensing image has high spatial resolution. In order to fuse the HS and PAN remote sensing images, a new fusion algorithm based on edge-preserving filtering and structure tensor is proposed. First, to avoid low-frequency aliasing, an edge-preserving filter is introduced to extract the spatial information of the HS image. In order to sharpen the spatial information of the PAN image, an image enhancement approach is applied to the PAN image. Then, an adaptive weighting strategy which is based on the structure tensor is proposed to obtain the total spatial information. The presented adaptive weighting strategy which is different from the traditional fusion method reduces the spectral distortion and provides adequate spatial information. The injection matrix is finally constructed to reduce spectral and spatial distortion, and the fused image is generated by injecting the complete spatial information. Experimental results demonstrate that the proposed method provides more spatial information and preserves more spectral information compared with the state-of-art fusion methods.

Keywords: remote sensing image; hyperspectral (HS) image; panchromatic (PAN) image; image fusion; structure tensor; edge-preserving filtering

北京航空航天大学学报

Received: 2018-06-11; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-27 09:49

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180824.0857.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61502367, 61501346, 61701360, 61571345, 91538101); 111 Project (B08038); Yangtze River Scholar Bonus Schemes of China (CJT160102); the Fundamental Research Funds for the Central Universitiesl; Innovation Fund of Xidian University

* **Corresponding author**. E-mail: ysli@mail.xidian.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0172

采用矢量调制器实时消除模拟相关偏置

辛灿伟, 胡岸勇*, 刘凯, 苗俊刚
(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在采用模拟复相关器的综合孔径辐射计中,模拟复相关器会受到很多因素(环境温度、信号串扰等)的影响而引入随时间变化的相关偏置。引入的相关偏置对高灵敏度室内综合孔径辐射计的影响很大,实时消除相关偏置是综合孔径辐射计设计中的关键点和难点。提出了一种采用矢量调制器实时消除模拟相关偏置的算法。通过算法推导和论证,在现有综合孔径辐射计中进行了验证,很好地解决了相关偏置问题,相关偏置的残余误差可以达到5%以内,校消的速度受限于积分时间,本文可以达到毫秒量级。本文算法简单易实现,也可广泛应用于其他需要实时消除此类干扰的系统中。

关 键 词: 综合孔径辐射计; 矢量调制器; 模拟复相关器; 复相关偏置; 毫米波成像
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2489-07

综合孔径辐射计是通过对不同基线干涉测量的复相关值进行处理,从而反演出被观察区域的亮温分布来识别刀具、易燃易爆等危险品。综合孔径辐射计由于其对人体无害、保护隐私、快速便捷等优点被广泛应用于地铁、机场等需要进行人体安检的场所[1]。

近年来,北京航空航天大学微波工程实验室在人体安检实时成像方面进行了深入的研究[2-4],最新研制了一套256单元方型阵列被动毫米波成像系统。该系统是对先前自行研制的10单元二维综合孔径辐射计BHU-2D、24单元Y型阵列系统和48单元U型阵列系统的升级产品[5-9],其具有更高的温度灵敏度、更高的空间分辨率和动态追踪目标等优点。该系统中采用的相控阵模块和相关器模块都是其核心模块,鉴于模拟复相关器具有高灵敏度、电路实现简单、运算速度快、宽频带易实现等优点,系统中采用模拟复相关器。但同时,模拟复相关器也存在一些难以避免的问题。模拟复相关的模拟器件受环境影响比较大,譬如器件的非线性、环境温度等因素,这些因素会导致其相关偏置随时间漂移,而高灵敏度的辐射计检测的是微弱信号,很小的相关偏置对成像都会产生较大的影响,所以消除这些随时间变化的相关偏置成为采用模拟复相关器的一个关键点也是难点。

本文首先介绍了复相关原理及其相关偏置产生的原因,然后介绍了矢量调制器原理及实时消除模拟相关偏置的算法推导[10-12],最后通过现有的辐射计平台进行算法验证,以及实验分析结果。本文提出的采用矢量调制器对模拟相关偏置进行实时消除的算法简单有效,可以推广至其他需要实时消除此类干扰的系统中。

1 模拟复相关器原理及误差分析

模拟复相关器通过对2个具有相位信息的信号进行乘法运算,得到复数乘法结果的实部和虚

收稿日期: 2018-03-29; **录用日期**: 2018-08-23; **网络出版时间**: 2018-08-28 10:10
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180824.1525.005.html
基金项目: 国家重点研发计划(2016YFC0800401); 国家自然科学基金(61731001)
* **通信作者**. E-mail: hay800906@126.com

引用格式: 辛灿伟, 胡岸勇, 刘凯, 等. 采用矢量调制器实时消除模拟相关偏置[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2489-2495. XIN C W, HU A Y, LIU K, et al. Real-time elimination of analog correlator offset using vector modulator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2489-2495 (in Chinese).

北航学报 赠阅

部。假设具有相同频率 ω 的 2 个信号 $V_1(t)$ 和 $V_2(t)$,可以写成如下指数形式:

$$V_1(t) = A_1 e^{j(\omega t+\theta_1)} \tag{1}$$

$$V_2(t) = A_2 e^{j(\omega t+\theta_2)} \tag{2}$$

式中:A_1、A_2 为信号幅度;θ_1、θ_2 为信号的初始相位。

复相关可以用期望形式表示为

$$R_{12} = E(V_1(t)V_2^*(t)) = \frac{1}{T}\lim_{T\to\infty}\int_{-T}^{T} V_1(t)V_2^*(t)\,dt = A_1A_2e^{j(\theta_1-\theta_2)} \tag{3}$$

式中:T 为相关运算积分时间。

模拟复相关器的功能框图如图 1 所示[13]。根据图 1,可以把式(1)和式(2)的 2 个信号 $V_1(t)$ 和 $V_2(t)$ 写为

$$V_1(t) = a + j\hat{a} = A_1\cos(\omega t+\theta_1) + jA_1\sin(\omega t+\theta_1) \tag{4}$$

$$V_2(t) = b + j\hat{b} = A_2\cos(\omega t+\theta_2) + jA_2\sin(\omega t+\theta_2) \tag{5}$$

功率检波前信号可以写为

$$R_1 = \frac{1}{2}(A_1\cos(\omega t+\theta_1) + A_2\cos(\omega t+\theta_2)) \tag{6}$$

$$R_2 = \frac{1}{2}(A_1\sin(\omega t+\theta_1) - A_2\sin(\omega t+\theta_2)) \tag{7}$$

$$I_1 = \frac{1}{2}(A_1\sin(\omega t+\theta_1) + A_2\cos(\omega t+\theta_2)) \tag{8}$$

$$I_2 = \frac{1}{2}(A_1\cos(\omega t+\theta_1) + A_2\sin(\omega t+\theta_2)) \tag{9}$$

经过功率检波和低通滤波后信号可写为

$$R_1' = \frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}+A_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2)\right) + C_{R+}(t) \tag{10}$$

$$R_2' = \frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}-A_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2)\right) + C_{R-}(t) \tag{11}$$

$$I_1' = \frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}+A_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2)\right) + C_{I+}(t) \tag{12}$$

$$I_2' = \frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}-A_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2)\right) + C_{I-}(t) \tag{13}$$

式中:K 为二极管的检测灵敏度,为常数;$C_{R+}(t)$、$C_{R-}(t)$、$C_{I+}(t)$、$C_{I-}(t)$ 分别为 t 时刻对应差分放大器差分输入端的偏置电压,其是时间的函数,随着时间在不同温度环境中发生变化会导致偏置电压发生漂移。

差分放大器的输出为

$$V_{real} = \frac{1}{2}KGA_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2) + G(C_{R+}(t) - C_{R-}(t)) \tag{14}$$

$$V_{imag} = \frac{1}{2}KGA_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2) + G(C_{I+}(t) - C_{I-}(t)) \tag{15}$$

式中:G 为放大器放大倍数。

式(14)、式(15)的最后一项 $G(C_{R+}(t) - C_{R-}(t))$ 和 $G(C_{I+}(t) - C_{I-}(t))$ 即为模拟复相关器引入的随时间变化的相关偏置,也即本文研究要消去的部分。

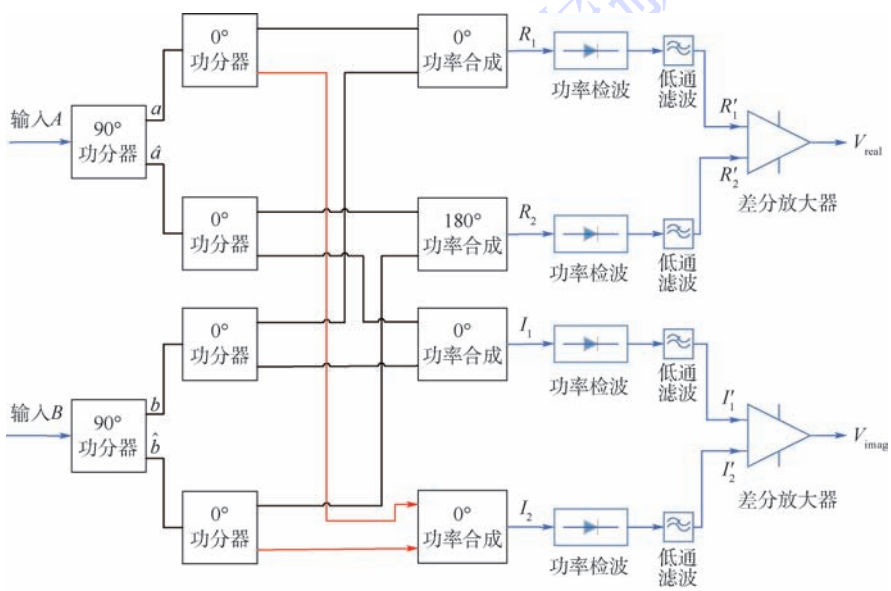


图 1 模拟复相关器功能框图[13]

Fig. 1 Functional block diagram of analog complex correlator[13]

2　矢量调制器原理及修正算法

2.1　矢量调制器原理

矢量调制器的原理框图如图 2 所示[14]。基带信号从端口 1 输入,经 0°/90°移相网络后得到复信号的实部和虚部,再分别传送给线性衰减器,而线性衰减器由 FPGA 模块控制。FPGA 通过控制 DA 的输出电压来调控线性衰减器的衰减因子,对复信号的实部和虚部分别做特定的衰减即可以实现对信号相位和幅值的调制[15]。

连续幅度和相位调制可以通过控制图 2 中 I、Q 信号衰减因子的输入电压 V_{BBI}、V_{BBQ} 来实现,其数值分别用图 3 中 x 坐标和 y 坐标表示。每一个坐标(x,y)对应一个向量,定义为调制向量,如图 3 中的向量 $\boldsymbol{A}$ 所示,其也可以表示成为幅度 $|\boldsymbol{A}|$ 和相位 θ 的形式。最外围圆是最大增益圆,圆心理论上的增益为 0,但实际上,电路的不匹配以及不可避免的信号泄露造成圆心理论上的增益不为 0,譬如矢量调制器芯片 AD8341 在圆心的增益为 −34.5 dB。

期望调制增益 Gu、期望调制相位 Pu 与直角坐标输入电压值 V_{BBI} 和 V_{BBQ} 的简单三角函数关系如下:

$$\mathrm{Gu}=\sqrt{(V_{\mathrm{BBI}}/V_{\mathrm{O}})^2+(V_{\mathrm{BBQ}}/V_{\mathrm{O}})^2} \tag{16}$$

$$\mathrm{Pu}=\arctan(V_{\mathrm{BBQ}}/V_{\mathrm{BBI}}) \tag{17}$$

式中:V_{O} 为基带归一化常数;V_{BBI} 和 V_{BBQ} 分别为 I、Q 的基带电压。

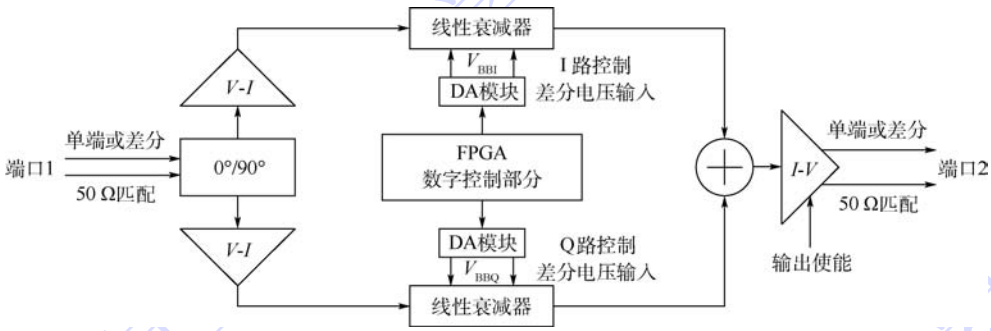


图 2　矢量调制器原理框图[14]

Fig. 2　Functional block diagram of vector modulator[14]

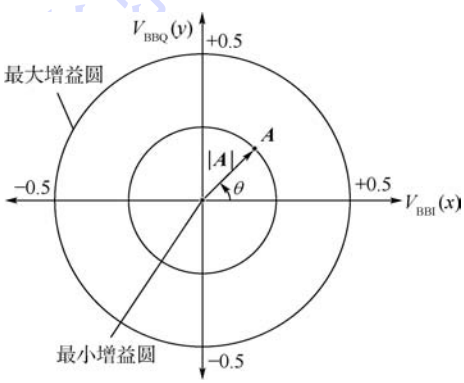


图 3　理想矢量调制器调制矢量示意图

Fig. 3　Schematic diagram of vector modulation by ideal vector modulator

2.2　修正相关偏置算法

把式(1)和式(2)的信号分别接入 2 个不同矢量调制器的输入端,如图 2 的端口 1;图 2 的输出端口 2 连接到图 1 的输入端。在时刻 t,模拟复相关器的输出信号即如式(18)、式(19)所示。

$$V_1(t+\Delta t)\approx V_1(t)=a+\mathrm{j}\hat{a}=A_1\cos(\omega t+\theta_1)+\mathrm{j}A_1\sin(\omega t+\theta_1) \tag{18}$$

$$V_{2+180}(t+\Delta t)\approx V_{2+180}(t)=-b-\mathrm{j}\hat{b}=-A_2\cos(\omega t+\theta_2)-\mathrm{j}A_2\sin(\omega t+\theta_2) \tag{19}$$

再把移相后的信号经过功率检波和低通滤波后可写成

$$R'_{1+180}=\frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}-A_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2)\right)+C_{R_+}(t+\Delta t) \tag{20}$$

$$R'_{2+180}=\frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}+A_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2)\right)+C_{R_-}(t+\Delta t) \tag{21}$$

$$I'_{1+180}=\frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}-A_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2)\right)+C_{I_+}(t+\Delta t) \tag{22}$$

$$I'_{2+180}=\frac{K}{4}\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}+A_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2)\right)+C_{I_-}(t+\Delta t) \tag{23}$$

式中:$C_{R_+}(t+\Delta t)$、$C_{R_-}(t+\Delta t)$、$C_{I_+}(t+\Delta t)$、$C_{I_-}(t+\Delta t)$分别为对应 $t+\Delta t$ 时刻差分放大器差分输入端的偏置电压。

差分放大器的输出为

$$V_{\mathrm{real}+180}=-\frac{1}{2}KGA_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2)+G(C_{R_+}(t+\Delta t)-C_{R_-}(t+\Delta t)) \tag{24}$$

北航学报 赠阅

$$V_{\text{imag}+180} = -\frac{1}{2}KGA_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2)+ G(C_{I+}(t+\Delta t)-C_{I-}(t+\Delta t)) \quad (25)$$

经过很小的时间 Δt 后，认为差分放大器的偏置电压也是基本保持不变的，即 $C_{R+}(t+\Delta t)\approx C_{R+}(t)$，$C_{R-}(t+\Delta t)\approx C_{R-}(t)$，$C_{I+}(t+\Delta t)\approx C_{I+}(t)$，$C_{I-}(t+\Delta t)\approx C_{I-}(t)$。则由式(14)－式(24)、式(15)－式(25)得

$$V_{\text{real}}-V_{\text{real}+180}=KGA_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2) \quad (26)$$

$$V_{\text{imag}}-V_{\text{imag}+180}=KGA_1A_2\sin(\theta_1-\theta_2) \quad (27)$$

则式(26)、式(27)即为得到消去偏置电压后的实部与虚部。

3 实验验证

为了验证本文提出的消除相关偏置的方案，搭建了如图 4 所示的相关偏置数据采集系统。毫米波信号由天线阵列接收后，先由低噪声放大器对信号进行放大，再经由腔体滤波器滤波，然后由混频器对信号进行下变频，最终输出中心频率为 2 GHz 的基带信号到矢量调制器；矢量调制器通过调制输入信号各通道的相位来实现电子聚焦功能，聚焦后的波束由一个 16/1 合路器合并后传送到功率放大器放大，再由 1/16 功分器分成多路后对应接入模拟复相关器。模拟复相关器输出相关运算后的实部和虚部，由计算机采集得到具体数值。

图 4 中，由矢量网络分析仪给混频器提供 4 GHz的本振信号，这样可以通过控制矢量网络分析仪输出的本振信号相位来改变混频输出信号的相位，图 4 中的相关偏置消除前后相位扫描实验就是改变本振信号相位得到的。具体操作如下：

1）在天线阵列前端 1 m 处放置一个点源，调整其增益到采集量程范围内。

2）矢量调制器 1、矢量调制器 2 电子聚焦到纵向 1 m 聚焦面点源位置，且矢量调制器 2 对输入信号进行 0°和 180°交替相位调制，交替调制时间为 Δt。

3）矢量网络分析仪输出本振的信号相位依次设置为 0°，18°，36°，…，342°，共 20 个相位值。

4）计算机对每个 Δt 时刻进行数据采集，得到对应的模拟复相关器输出的实部和虚部。

5）对采集到的数据进行分析处理。

图 5 中的圆心是对采集到 20 个相关值拟合得到的。圆心偏离坐标原点的程度与相关偏置的大小有关，相关偏置越大则圆心偏离坐标原点越大，反之相关偏置越小则圆心越接近坐标原点。采用相关偏置半径比（偏置点幅值与圆半径的比）来衡量相关偏置的大小，相关偏置半径比越小则表明相关偏置越小，反之越大。图 5(a)的圆心坐标为(1.276 1，－2.785) V，相关偏置半径比为 1.619 5；图 5(b)的圆心坐标为(0.120 31，0.149 42) V，相关偏置半径比为 0.054 204。可以明显看到，采用本文算法很好地消去了相关偏置。但实际测试还有 5% 左右的残余相关偏置，主要原因由以下几个因素造成：

1）模拟复相关器自身也存在宽带效应，即不

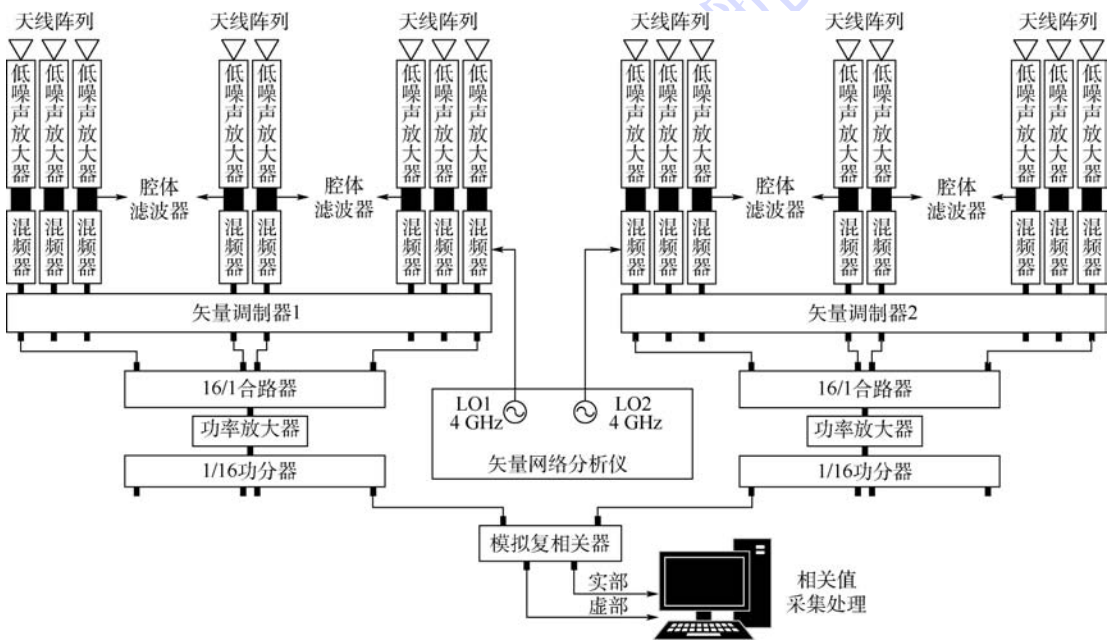


图 4 相关偏置数据采集系统

Fig. 4 Data acquisition system of correlator offset data

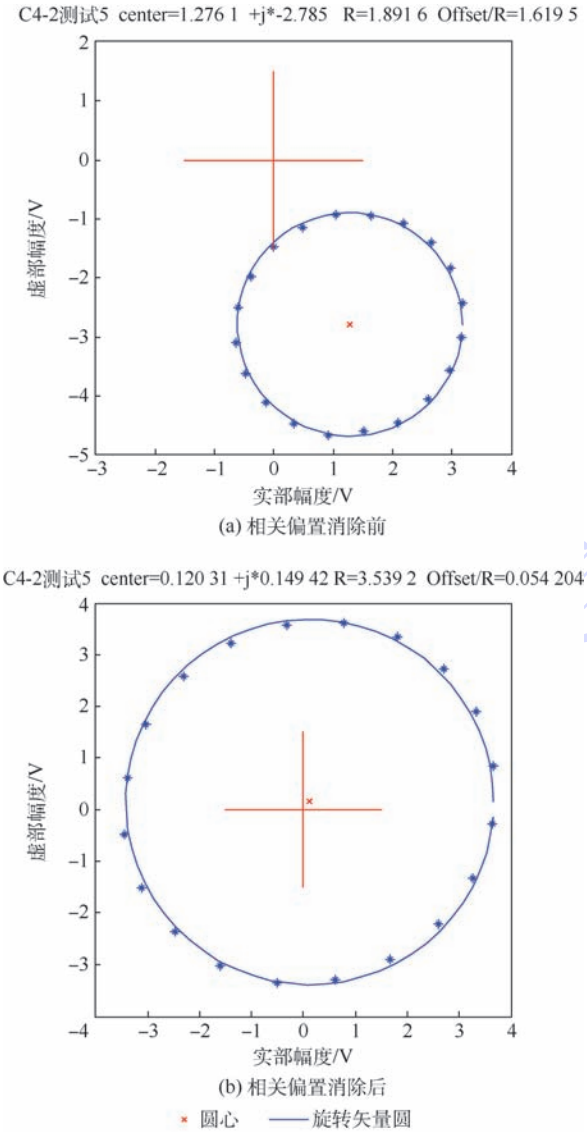


图 5　相关偏置消除前后相位扫描

Fig. 5　Phase scanning before and after elimination of correlator offset

同频点的相关偏置有色散现象,相关偏置半径比也在 5% 左右。

2) 式(18)和式(19)的 180°相位改变在实际系统中会受到矢量调制器相位调制精度的影响。本系统中矢量调制器的相位调制精度为 0.1°,标准差为 0.05°。

① 在实际系统中,式(1)和式(2)中的输入信号会受到其他部件影响,从而造成输入信号的初始相位有一定的波动,进而也会导致式(18)和式(19)的 180°相位改变在实际系统中有误差。

② 在实际系统中,式(1)和式(2)中的输入信号是阵列合成后的信号,在阵列合成前需要对阵列各单元进行初始相位校准,通道间初始相位校准残差,会造成式(18)和式(19)的 180°相位改变有误差,从而造成残余相关偏置。

为了更直观地观察相关偏置的消除效果,对相关偏置消除前后分别做了毫米波二维成像,如图 6 所示。点源位置在相控阵天线几何中心,距离阵面 0.7 m 处。扫描成像时,水平方向 40 个像素点,每个像素点积分时间为 2 ms,故一幅图像共 80 ms 时间,颜色深浅为亮度值。图 6(a)为相关偏置消除前的相关值所生成的点源图像,从图中几乎分辨不出点源的位置;而图 6(b)则为采用了消除相关偏置后的相关值所生成的点源图像,这时可以明显地看到点源。

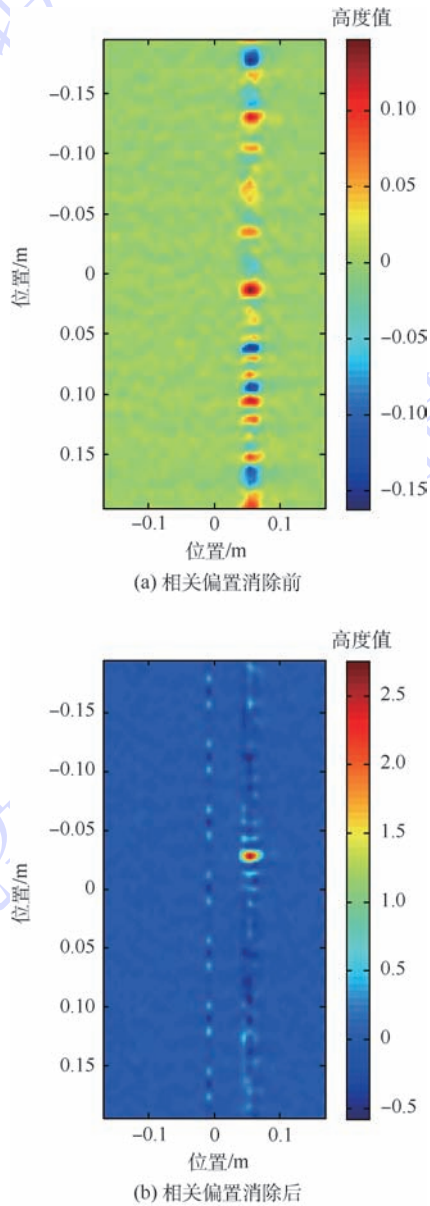


图 6　相关偏置消除前后点源成像

Fig. 6　Point source imaging before and after elimination of correlator offset

4　结　论

在采用模拟复相关器的综合孔径辐射计中,

模拟复相关器的相关偏置严重影响成像的效果，本文针对解决此问题所完成的工作：

1）提出了采用矢量调制器来消除相关偏置的算法，且对算法进行了推导与论证。

2）在实验室现有综合孔径辐射计中对算法进行了验证，结果显示很好地消除了相关器的相关偏置，相关偏置的校消程度可以达到 95%，校消的速度受限于积分时间，本文可以达到毫秒量级。

3）在北京航空航天大学最新研制的一套 256 单元方型阵列被动毫米波成像系统上进行了成像实验，结果显示很好地提升了图像的信噪比和分辨率。

本文提出的采用矢量调制器消除相关偏置的算法可以推广到类似相关偏置干扰的系统中，对工程实现更高性能的干扰抵消具有积极的促进意义。

参考文献（References）

[1] 苗俊刚，郑成，胡岸勇，等. 被动毫米波实时成像技术[J]. 微波学报，2013，29(5-6)：100-111.
MIAO J G，ZHENG C，HU A Y，et al. Real-time passive millimeter wave imaging technology[J]. Journal of Microwaves，2013，29(5-6)：100-111(in Chinese).

[2] 胡岸勇. 二维干涉式综合孔径辐射计天线阵列优化布局与成像处理技术研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2009.
HU A Y. Study on the optimum array and imaging technique of two dimensional interferometric synthetic aperture microwave radiometer[D]. Beijing：Beihang University，2009(in Chinese).

[3] 薛永. 干涉式综合孔径毫米波辐射计系统研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2009.
XUE Y. Study on the interferometric synthetic aperture millimeter wave radiometer system[D]. Beijing：Beihang University，2009(in Chinese).

[4] 赵锋. 干涉式综合孔径微波辐射计校正方法研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2009.
ZHAO F. Study on calibration for interferometric synthetic aperture microwave radiometer[D]. Beijing：Beihang University，2009(in Chinese).

[5] XUE Y，MIAO J G，WAN G L，et al. Prototype development of an 8 mm band 2-dimentional aperture synthesis radiometer[C]// Proceedings of IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway，NJ：IEEE Press，2008，5：413-416.

[6] XUE Y，MIAO J，WAN G，et al. Development of the disk antenna array aperture synthesis millimeter wave radiometer[C]// Proceedings of International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology. Piscataway，NJ：IEEE Press，2008：806-809.

[7] 薛永，苗俊刚，万国龙. 8mm 波段二维干涉式综合孔径微波辐射计(BHU-2D)[J]. 北京航空航天大学学报，2008，34(9)：1020-1023.
XUE Y，MIAO J G，WAN G L. An 8 mm band two dimensional interfeometric synthetic aperture radiometer(BHU-2D)[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2008，34(9)：1020-1023(in Chinese).

[8] MIAO J G. Microwave aperture synthetic radiometer and the passive millimeter wave imager of Beihang university[C]// Proceedings of International Conference on Microwave Technology & Computational Electromagnetics. Piscataway，NJ：IEEE Press，2011：1-7.

[9] 胡岸勇，苗俊刚. 二维综合孔径辐射计中的稀疏天线布局[J]. 遥感技术与应用，2007，22(2)：158-161.
HU A Y，MIAO J G. Thinned array on 2D synthetic aperture radiometer[J]. Remote Sensing Technology and Application，2007，22(2)：158-161(in Chinese).

[10] 王新彪，刘璟怡，李靖，等. 模拟复相关器研制及其性能测试[J]. 遥感技术与应用，2011，26(1)：10-17.
WANG X B，LIU J Y，LI J，et al. Development of analog complex correlator and its performance test[J]. Remote Sensing Technology and Application，2011，26(1)：10-17(in Chinese).

[11] 黎剑，蓝永海，李大光，等. 矢量调制器研究及干扰抵消器改进[J]. 通信对抗，2009(3)：58-61.
LI J，LAN Y H，LI D G，et al. Research on vector modulator and improvement of interference canceller[J]. Communication Countermeasures，2009(3)：58-61(in Chinese).

[12] 黎剑. 矢量调制器测试数据的分析及提数方法设计[J]. 电子科学技术，2014，1(1)：109-112.
LI J. The measure and the application of the vector modulator[J]. Electronic Science & Technology，2014，1(1)：109-112(in Chinese).

[13] KASHIF M，HU A Y，MIAO J G. Design and implementation of an analog complex correlator for passive millimeter wave imaging system[C]// Proceedings of 2016 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology. Piscataway，NJ：IEEE Press，2016，1：611-616.

[14] Analog Devices，Inc. AD8341 data sheet[EB/OL]. [2018-01-10]. http：// www. analog. com/media/en/technical-documentation/data-sheets/AD8 341. pdf.

[15] WANG C，MIAO J G. Implementation and broadband calibration of a multichannel vector modulator module[J]. IET Science，Measurement & Technology，2017，11(2)：155-163.

作者简介：

辛灿伟 男，博士研究生。主要研究方向：毫米波辐射计灵敏度提高技术。

胡岸勇 男，博士，讲师。主要研究方向：微波遥感技术、毫米波系统、信号与信息处理。

刘凯 男，博士研究生。主要研究方向：毫米波辐射计近场校准与成像。

苗俊刚 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：微波遥感理论与技术、毫米波亚毫米波技术。

北航学报 赠阅

Real-time elimination of analog correlator offset using vector modulator

XIN Canwei, HU Anyong*, LIU Kai, MIAO Jungang

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

Abstract: The analog complex correlator used in aperture synthesis radiometers is easy to be affected by many complicated factors, for example ambient temperature, signal crosstalk and so on. These factors result in correlator offset value change with time, which will significantly impact the performance of aperture synthesis radiometers. Real-time elimination of the effect of complex correlator offset value is the difficult and key point in the design of aperture synthesis radiometers. In this paper, a calibration method using vector modulator is proposed to eliminate in real time the effect of complex correlator offset value. Through algorithm derivation and argumentation, the proposed method is verified in the existing aperture synthesis radiometers, and the results show that it perfectly eliminates the effect of correlator offset value. Residual offset value is less than 5%, and calibration time is limited to the integration time of complex correlator, which is mentioned in this paper is at a millisecond level. The real-time calibration method proposed in this paper is efficient and easy to implement, which can be widely used in the systems where this kind of interference needs to be eliminated.

Keywords: aperture synthesis radiometers; vector modulator; analog complex correlator; complex correlator offset; millimeter wave imaging

北京航空航天大学学报

Received: 2018-03-29; **Accepted**: 2018-08-23; **Published online**: 2018-08-28 10:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180824.1525.005.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (2016YFC0800401); National Natural Science Foundation of China (61731001)

* **Corresponding author**. E-mail: hay800906@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0225

相控阵近场初始相位快速实时校准方法

辛灿伟, 胡岸勇*, 刘凯, 苗俊刚
(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 相控阵接收机主要依靠相位控制实现天线波束指向的转动。接收机的初始相位是实现波束指向控制的先决条件。在换相法的基础上提出了一种相干换相法,可以快速完成接收机各通道初始相位的初次校准,并应用旋转矢量法(REV)进行初始相位的精确校准。校准时相控阵天线和测试探头均不动,且在特定应用中不需要精确定位测试探头的位置,这样可以很容易集成到相控阵接收机监测系统中,实现快速实时校准。针对本文提出的方法,在 Ka 波段阵列辐射计上进行了验证,结果表明:相位精度达到 5°±1.5°,完成 256 通道一次初始相位的校准仅需 2 min 左右。

关 键 词: 矢量调制器; 相控阵; 初始相位校准; 相干换相; 毫米波成像
中图分类号: V221+.3; B553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2496-07

相控阵接收机由接收天线、低噪声放大器、混频器、移相器、功率分配网络和连接电缆等组成,这些组件在生产和装配过程中,会对接收机各通道间造成较大的相位误差,因此需要对接收通道进行校准。另外,相控阵接收机在使用过程中,由于器件老化、搬运、使用环境改变等因素,会造成通道间的二次相位误差。二次相位误差通常发生在外场情况,此时很难借助实验室中矢量网络分析仪、信号源等精密仪器进行相位校准,只能依靠相控阵接收机配套的监测系统进行测量,所以初始相位的校准方法要具备简单实用、实时性。

目前,常用于校准相控阵天线的方法有近场扫描法[1-3]、旋转矢量法(REV)[4-5]、换相法[6-8]和互耦校准法[9]等。互耦校准法需要被测相控阵具备单通道收发功能,不适用于只有接收功能的相控阵接收机;近场扫描法[10-11]忽略了通道间的互耦效应,因此难以精确修正通道间的相位误差,且文献[11]测试中,需要确保探头的测试与天线口面要保持平行,这在外场实际操作过程中较难实现;旋转矢量法可以实现精确的相位校准[12],但需要对所有通道进行很多次的测试,测试时间长且计算量大;文献[13]中换相法以循环移位控制、Walsh 函数、Hadamard 矩阵等生成特殊的实验步骤控制矩阵,然后解得各通道的激励以确定其阵中方向图,但该方法需要精确知道测试探头的方向特性和位置,同样这在外场实际操作过程中难以实现。鉴于这些校准方法都有着特有的局限性,就产生了对这些校准方法组合修正的新方法,以适应特定校准环境。譬如文献[14]就结合互耦校准法、近场扫描法和旋转矢量法,对有源相控阵天线进行近场校准。

本文要求在只有相控阵接收机的系统中[15],忽略幅度误差,但要求精确的相位误差校准,且要具有快速性、实时性。因此在换相法的基础上提

收稿日期: 2018-04-23; **录用日期**: 2018-07-13; **网络出版时间**: 2018-08-02 14:44
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180731.1623.001.html
基金项目: 国家重点研发计划(2016YFC0800401); 国家自然科学基金(61731001)
* **通信作者**. E-mail: hay800906@126.com

引用格式: 辛灿伟, 胡岸勇, 刘凯, 等. 相控阵近场初始相位快速实时校准方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2496-2502. XIN C W, HU A Y, LIU K, et al. Real-time rapid initial phase calibration method of phased array in near field[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2496-2502 (in Chinese).

出了一种相干换相校准的新方法,可以快速完成接收机各通道初始相位的初次校准,并应用旋转矢量法进行初始相位的精确校准。本文首先对校准原理进行了简单的理论推导,通过仿真验证了在特定场景中不需要精确知道测试探头的位置,然后在阵列微波辐射计平台上搭建相干换相校准系统进行验证,最后对测试数据进行分析。

1　相干换相校准原理及算法

1.1　相干换相校准原理

假设相控阵接收机有 N 个通道,每个通道由天线、低噪声放大器、混频器、移相器、功率分配网络和连接电缆等组成。如图 1 所示,移相网络连接在混频器的本振支路上,通过改变混频器本振相位来改变接收机接收信号的相位。

假设通道 1 和通道 2 接收到放置在 P 点位置辐射源的信号 S_1 和 S_2 可以表示为

$$S_1 = A_1 e^{j(\omega t+\theta_1)} = A_1\cos(\omega t+\theta_1) + jA_1\sin(\omega t+\theta_1) \tag{1}$$

$$S_2 = A_2 e^{j(\omega t+\theta_2)} = A_2\cos(\omega t+\theta_2) + jA_2\sin(\omega t+\theta_2) \tag{2}$$

式中:A_1 和 A_2 分别为信号 S_1 和 S_2 的幅值;θ_1 和 θ_2 分别为 S_1 和 S_2 的初始相位;ω 为信号 S_1 和 S_2 的角频率。两路信号经过实部合路、功率分配网络后得到

$$R_{sum} = A_1\cos(\omega t+\theta_1) + A_2\cos(\omega t+\theta_2+\Delta) \tag{3}$$

式中:Δ 为附加在通道 2 上的增量相位。

则经过平方率检波和低通滤波器后得到

$$|R_{sum}|^2 = K\left(\frac{A_1^2}{2}+\frac{A_2^2}{2}+A_1A_2\cos(\theta_1-\theta_2-\Delta)\right) \tag{4}$$

式中:K 为平方率检波灵敏度,其值为常数。由式(4)可知,当 $\Delta=\theta_1-\theta_2$ 时,$|R_{sum}|^2$ 取得最大值。通过控制 Δ 从 0°,1°,…,360°的遍历,即可得到一组 $|R_{sum}|^2$ 的值,然后对其进行曲线拟合,即可得到最大值点对应的 Δ_i,从而得到通道 2 相对通道 1 的相位差。同理可以得到相控阵其他通道相对通道 1 的相位差。

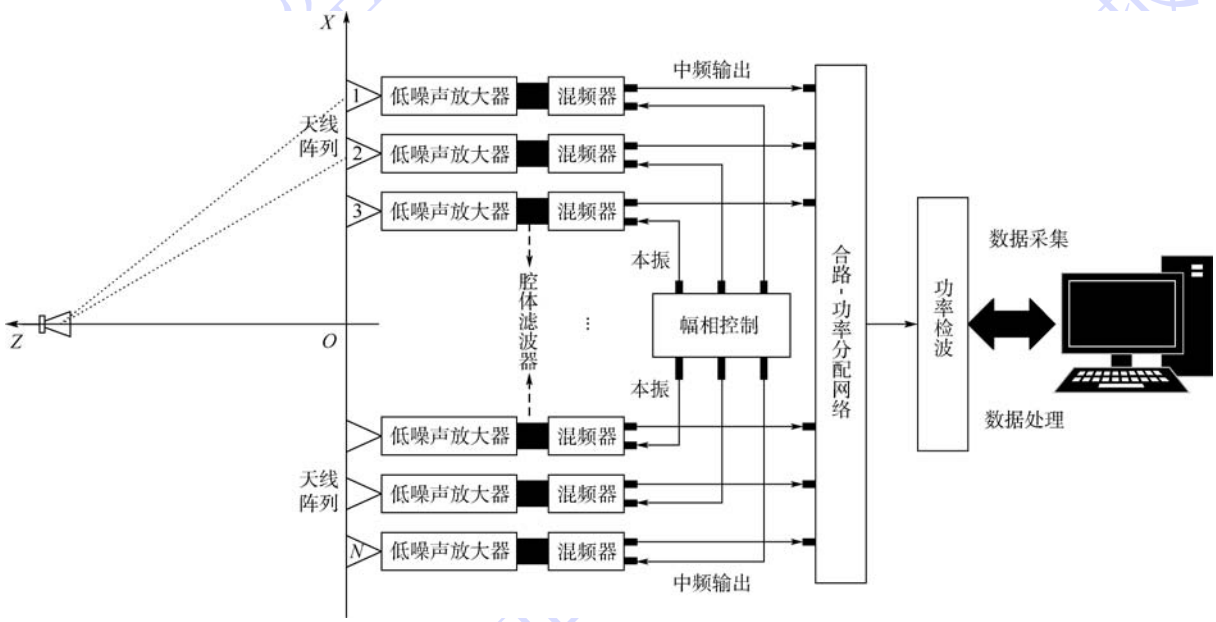


图 1　相干换相校准原理

Fig. 1　Schematic diagram of coherent phase-shift calibration

1.2　曲线拟合

式(4)表达式是余弦曲线形式,故采用余弦曲线拟合。余弦曲线参数方程可以用数学表达式表示为:$f(\Delta_i)=A\cos(\Delta_i+\theta)+C$,$\Delta_i$ 为第 i 次相位调制值,A 为信号振幅,θ 为信号初始相位,C 为信号幅度偏置。

以通道数为 16 的相控阵为例,相控阵各通道逐次进行 Δ_i 的 360°相位遍历配置,计算机采集到如图 2 所示的 16 通道的功率检波后数据,共 16 个余弦周期数。

对图 2 得到的数据进行周期截取,分别得到相控阵对应通道的数据。图 3(a)为相控阵通道 1截取后的原始数据,图 3(b)是先对图 3(a)的同一相位遍历点的多个数据进行均值处理后再拟

北航学报 赠阅

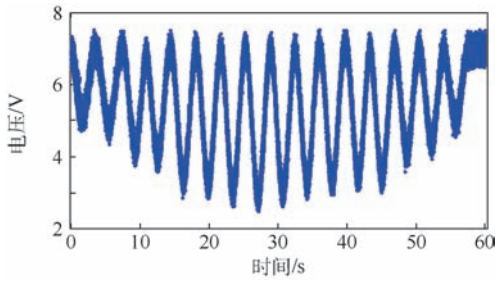


图 2 16 通道的功率检波后相位数据

Fig. 2 16-channel phase data after power detection

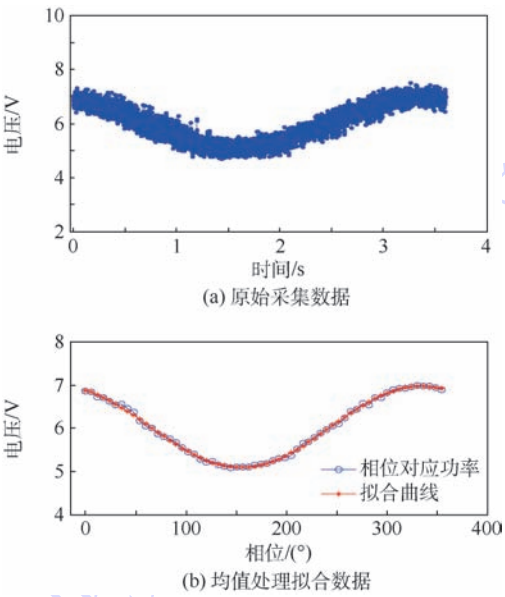


图 3 通道 1 截取后拟合曲线

Fig. 3 Truncated fitting curve of Channel 1

合得到的。索引图 3(b)中最大值点对应的横坐标,即为所要求的相位差 δ_n。

1.3 测试源位置误差分析

由 1.2 节计算出的相位差 δ_n 包括 2 个部分:测试源到各通道天线口面的空间距离产生的相位差和通道自身产生的相位差。前一部分是不需要的,需要在得到的 δ_n 中减去这一部分。以天线阵面中心建立坐标系,如图 1 所示,O 点为坐标原点。接收天线单元的坐标分别为 (x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2), …, (x_n, y_n, z_n),测试源 P 点位置坐标为 $P(x_p, y_p, z_p)$,测试源的波长设为 λ_p。则测试源到各通道天线口面的相位可以写为

$$\Phi_n = 2\pi L_n/\lambda_p = \frac{2\pi\sqrt{(x_n - x_p)^2 + (y_n - y_p)^2 + (z_n - z_p)^2}}{\lambda_p} \tag{5}$$

则 $\delta_n - \Phi_n$ 即最终所需的相位差。

在实际外场很难精确测得测试源相位中心的位置坐标 $P(x_p, y_p, z_p)$,P 点的误差会造成 $\delta_n - \Phi_n$ 也带入相同的误差,这个误差对实际应用到底产生多大的影响,要根据具体的使用场景进行分析。接下来就相控阵接收机天线合成波束方向图进行仿真,分析测试源 P 点位置误差对其造成的影响。仿真流程如图 4 所示。

以接收机天线阵面几何中心为坐标原点建立坐标系,单位为 m,定标源理想位置为(0,0,0.65) m,定标源实际位置在 x、y、z 方向分别偏离 5 mm,即(0.005,0,0.65) m、(0,0.005,0.65) m、(0,0,0.65 + 0.005) m 时,在不同的偏移情况下,在 0.65 ~ 5 m 纵向聚焦面,相控阵聚焦到 0 相位,进行相控阵方向图扫描,仿真观察波束偏离中心的距离或相位。

图 5 为 x、y、z 方向偏离 5 mm 时,不同距离仿真结果。可以得出:在相控阵方向,x 方向的偏移会造成波束指向的统一偏移,波束的偏移量和偏移误差相同;y 方向的偏移不会对波束指向造成显著影响;z 方向的偏移不会对波束指向造成显著影响。故相控阵方向的偏移不会对成像造成显著影响,只会造成图像的整体位移。

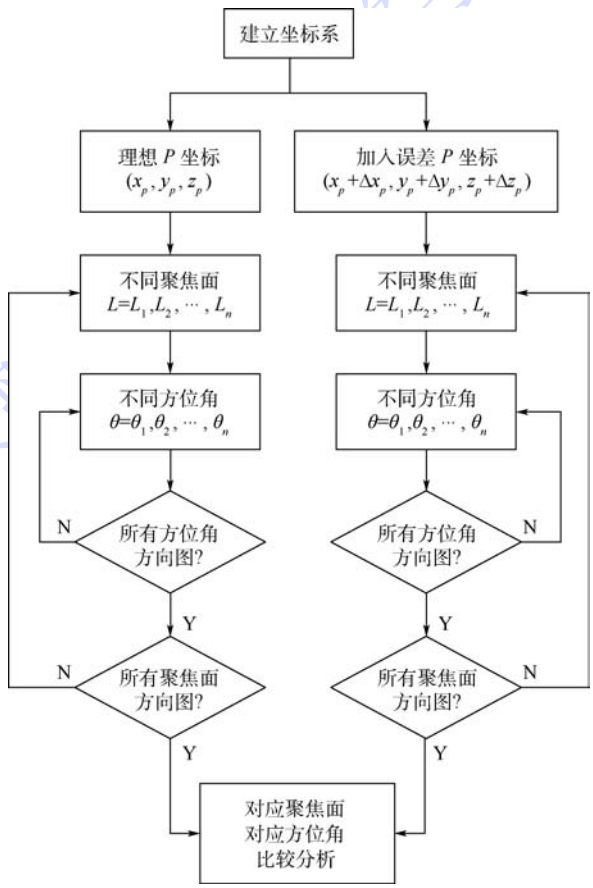


图 4 测试源位置误差仿真流程

Fig. 4 Test source position error simulation flowchart

北航学报 赠阅

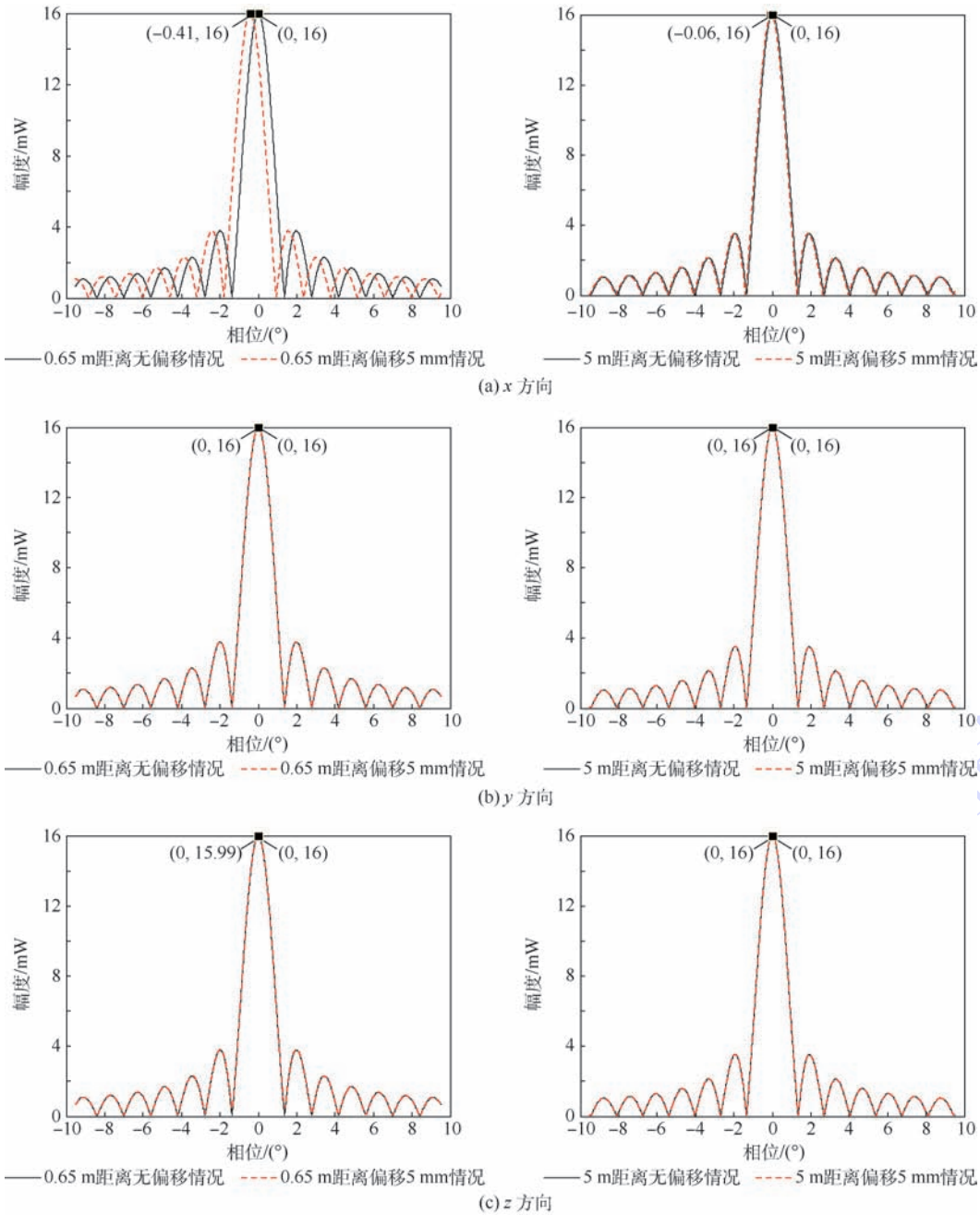


图 5　x、y、z 方向偏离 5 mm 时仿真结果

Fig. 5　Simulation results of 5 mm deviation in x、y、z direction

2　测试验证及数据分析

现场实验测试在新研发出的被动式毫米波成像系统上进行,实物如图 6 所示。

校准控制的原理框图如图 7 所示,矢量调制器可以实现 0°~360°调相,调相精度在 0.1°。同时可以实现 −40 dB 的幅度调制,以保证最大衰减时,对应接收机通道处于非工作状态。

通道 1 校准:矢量调制器控制相控阵通道 1,依次增加1°,2°,…,360°的相位。在通道1进行

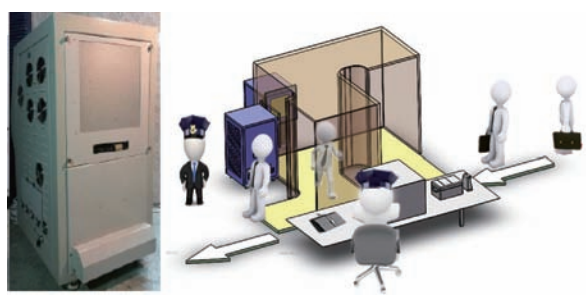


图 6　被动式毫米波成像系统整机实物图

Fig. 6　Complete machine picture of passive millimeter wave imaging system

北航学报 赠阅

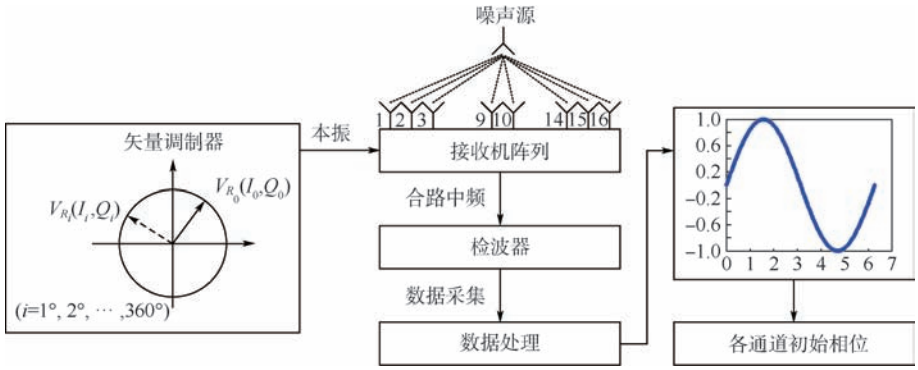


图 7 快速相位校准原理框图

Fig. 7 Functional block diagram of high-speed phase calibration

360°范围相位旋转时,其他通道幅相控制器把其本振幅度衰减到工作点以下,使其通道处于关闭状态。在每个旋转相位上,计算 16 个通道的合路功率值,然后旋转完成后通过曲线拟合得到初始相位,即残余误差。

通道 2 校准:矢量调制器控制相控阵通道 2,依次增加 1°,2°,…,360°的相位。在通道 2 进行 360°范围相位旋转时,其他通道幅相控制器把其本振幅度衰减到工作点以下,使其通道处于关闭状态。在每个旋转相位上,计算 16 个通道的合路功率值,然后旋转完成后通过曲线拟合得到初始相位,即残余误差。

同理完成 16 个通道的校准。这样就完成一个阵列的 1 次校准。依次可以进行第 2 次、第 3 次、…、第 n 次校准,直至满足系统要求的相位残余误差。

表1为在图6的实物系统中进行4次循环校准,校准后各阵列的通道残余误差的标准差大部分在 5°左右。

表 1 实测 16×16 相控阵通道残差

Table 1 Channel residual measurement of 16×16 phased array (°)

阵列数	对齐次数				
	0 次	1 次	2 次	3 次	4 次
A1	37.8	12.8	17	14	5
A2	114	82.6	96.4	18.3	3.6
A3	28.7	17.2	7.5	2.5	3.4
A4	26.4	11.2	4	2.7	2.7
A5	73.3	30.4	13.9	8.3	6.1
A6	86.2	25.2	8.2	15.9	10
A7	102	32.2	11.5	11.6	6.3
A8	53.7	18.3	20.3	7.1	3.8
A9	113	115	23.8	5.1	4.4
A10	108	43.2	4.7	4.6	2.5
A11	44.1	12.4	7.1	4.5	11
A12	21.4	26.2	32.9	8.4	3.4
A13	17.6	16.7	2.9	3.1	3.2
A14	38.3	13.6	3.6	9.7	7.7
A15	48.3	33	20.6	6.4	3.5
A16	109	36	14.5	15.8	13

图 7 中,把毫米波辐射计天线的水平方向称为相控阵方向,把毫米波辐射计天线的垂直方向称为综合孔径方向。由于相控阵各阵列之间(A1,A2,…,A16)是相互独立的,故在相控阵方向进行校准时,可以同时完成综合孔径方向所有阵列通道的对齐。检波器的积分时间按 10 ms 计算,相位对齐时,每个相位点停留时间为 10 ms,完成所有阵列 16 通道的 360 个相位点所需时间为 60 s,同时进行采集功率补偿数据存储到计算机,然后由计算机拟合计算出相位差,再把计算出的相位差通过矢量调制器补偿到系统中需要大概 1.5 min 左右。这样 2 min 即可完成一次相位补偿过程。

3 结 论

本文通过对不同相控阵相位校准方法局限性的分析,给出了一种相控阵接收机近场初始相位快速实时校准方法。该方法需要借助于矢量调制器,且满足相位调制精度和最大幅度衰减要求。得到以下结论:

1)仿真论证了测试探头的位置偏差对相控阵天线方向图的定量分析,得出在毫米波成像系统中直接表现为图像的整体偏移,不影响成像效果。

2)在实际系统进行了验证,经过 4 次循环校准后,通道相位残差的标准差大部分在 5°左右,且每次相位补偿过程用时在 2 min 左右,可以应用到需要对相位实时快速进行相位校准的系统中。

参考文献(References)

[1] KELLY D F, STUTZMAN W L. Array antenna pattern modeling

北航学报 赠阅

methods that include mutual coupling effects[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1993, 41(12): 1625-1632.

[2] SAYERS A E, DORSEY W M, O'HAVER K W, et al. Planar nearfield measurement of digital phased arrays using near-field scan plane reconstruction[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2012, 60(6): 2711-2718.

[3] MEDINA R H, SALAZAR J L, KNAPP E J, et al. Calibration and validation of the CASA phased array antenna[C]// Proceeding of the 42nd European Microwave Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 940-943.

[4] TAKAHASHI T, KONISHI Y, MAKINO S, et al. Fast measurement technique for phased array calibration[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2008, 56(7): 1888-1899.

[5] LIU M G, FENG Z H. Combined rotating-element electric-field vector (CREV) method for nearfield calibration of phased array antenna[C]// 5th International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-4.

[6] SILVERSTEIN S D. Application of orthogonal codes to the calibration of active phased array antennas for communication satellites[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1997, 45(1): 206-218.

[7] SHANG J P, LI X R, SUN L C, et al. A novel fast measurement method and diagnostic of phased array antennas[C]// 2012 10th International Symposium on Antennas, Propagation & EM Theory (ISAPE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 219-222.

[8] HAO S J, LI Q L, DING J, et al. Digital active phased array antenna measurement method based on correlation technique[C]// 2012 10th International Symposium on Antennas, Propagation & EM Theory (ISAPE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 11-14.

[9] AUMAN H M, FENN A J, WILLWERTH F G. Phased array antenna calibration and pattern prediction using mutual coupling measurements[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1989, 37(7): 844-850.

[10] 韦哲,黄世钊. 相控阵天线测量校准方法分析与比较[J]. 四川兵工学报,2014,35(1):119-122.
WEI Z, HUANG S Z. Analysis and comparison of measurement and calibration methods for phased array antennas[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2014, 35(1): 119-122(in Chinese).

[11] 王晓鹏,赵海明,张远航,等. 基于近场测试的相控阵天线自动化校准与阵面监测方法[J]. 微波学报,2012,28(S3):229-232.
WANG X P, ZHAO H M, ZHANG Y H, et al. Auto-calibration and array monitoring of phased array antenna based on near field measurement[J]. Journal of Microwaves, 2012, 28(S3): 229-232(in Chinese).

[12] 刘明罡,冯正和. 分组旋转矢量法校正大规模相控阵天线[J]. 电波科学学报,2007,21(3):380-384.
LIU M G, FENG Z H. Combined rotating-element electric-field vector method for calibration of large-scale phased array antenna[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2007, 21(3): 380-384(in Chinese).

[13] 尚军平,傅德民,焦永昌,等. 基于最佳配相控制的相控阵天线快速测量方法研究[J]. 电波科学学报,2008,23(2):331-334.
SHANG J P, FU D M, JIAO Y C, et al. A novel method for fast measuring phased array antennas based on optimal phase control[J]. Chinese Journal of Radio Science, 2008, 23(2): 331-334(in Chinese).

[14] 焦禹,陈文俊. 有源相控阵天线的近场校准[J]. 电讯技术,2016,56(4):453-457.
JIAO Y, CHEN W J. Near-field calibration of active phased array antenna[J]. Telecommunication Engineering, 2016, 56(4): 453-457(in Chinese).

[15] 尚军平. 相控阵天线快速测量与校准技术研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2010.
SHANG J P. Study of fast measurement and calibration techniques for phased array antennas[D]. Xi'an: Xidian University, 2010(in Chinese).

作者简介:

辛灿伟　男,博士研究生。主要研究方向:毫米波辐射计灵敏度提高技术。

胡岸勇　男,博士,讲师。主要研究方向:微波遥感技术、毫米波系统、信号与信息处理。

刘凯　男,博士研究生。主要研究方向:毫米波辐射计近场校准与成像。

苗俊刚　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:微波遥感理论与技术、毫米波亚毫米波技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Real-time rapid initial phase calibration method of phased array in near field

XIN Canwei, HU Anyong*, LIU Kai, MIAO Jungang

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

Abstract: Phased array receiver can steer antenna beam direction electronically by changing the phase of the units. Initial phase calibration of phased array is the precondition of steering antenna beam direction. In this paper, a coherent phase-shift measurement method is presented based on phase-shift measurement method, which has high accuracy and high speed to obtain the initial calibration phase of the phased array receiver, and then rotating electric vector (REV) method is used to further increase calibration accuracy. By using the measuring method presented in this paper, both the phased array receiver antenna and the probe are immovable, whose exact locations need not be determined in certain application. So, it is easy to be integrated into the monitoring system of the phased array receiver, which can realize real-time rapid initial phase calibration. The phase calibration method presented in this paper is verified on the Ka-band array radiometer, and the results show that the phase accuracy is 5° ± 1.5°, and the time consumption for finishing 256 channels once initial phase calibration is about 2 min.

Keywords: vector modulator; phased array; initial phase calibration; coherent phase-shift; millimeter wave imaging

北京航空航天大学学报

Received: 2018-04-23; **Accepted**: 2018-07-13; **Published online**: 2018-08-02 14:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180731.1623.001.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (2016YFC0800401); National Natural Science Foundation of China (61731001)

* **Corresponding author**. E-mail: hay800906@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0333

一种软件定义卫星网络的多波束切换机制

张佳乐, 钱红燕*, 成翔, 陈兵
(南京航空航天大学 计算机科学与技术学院, 南京 211106)

摘 要: 传统的卫星网络通常将控制层和数据层集中在同一网络设备中,使得网络结构复杂、带宽固定、资源利用率差,而软件定义卫星网络(SDSN)架构能实现卫星资源的有效管理,提高资源利用率,为多波束间切换机制提供有效的技术支撑。针对具有多波束覆盖的SDSN,提出了一种多决策指标切换(MDIH)机制。首先,分析了传统切换机制的缺陷,确立了基于SDSN的切换框架。其次,在传统信道预留机制的基础上,引入时间门限的概念,使得切换机制能够精确触发;同时,在切换决策过程中,采用MDIH算法来确定用户的切换优先级,决策粒度细。最后,给出了一种抽象化多决策指标实例,进一步体现了MDIH算法的可扩展性。

关 键 词: 软件定义卫星网络(SDSN); 波束切换; 多指标决策; 信道预留; 时间门限
中图分类号: TP393
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2503-07

世界强国政府与工业部门已经充分认识到软件定义卫星网络(Software-Defined Satellite Network,SDSN)系统在21世纪国际竞争和国民经济发展中的重要作用,对其研究和应用的投入急速增加。目前,国内外著名研究机构、卫星通信公司都大力推进SDSN的理论方法与应用基础研究[1]。SDSN提供了面向多租户的按需服务机制,通过卫星网络功能的抽象化、虚拟化和资源控制的可编程化,增强卫星网络服务提供的灵活性和可重构性,提高了卫星网络基础设施的资源利用率,降低系统建设成本与运营服务费用,提升卫星网络性价比,促进了卫星及其应用系统的建设与发展[2]。传统卫星网络存在着许多弊端与技术瓶颈,主要包括节点资源的有限性、网络拓扑缺乏稳定、网络中应用与服务的持续增长无法得到技术支持、网络不具备开放性与可编程性[3]。SDSN技术通过卫星网络的控制层与数据层分离的手段,使得卫星节点所承载的功能大幅减少,复杂的资源分配及路由计算功能交由控制层执行,有效解决了上述瓶颈[4]。

低轨卫星由于其轨道相对地面距离较近,移动速度非常快,这就导致每个卫星的波束覆盖区相对用户的可视时间很短。因此,用户在多个波束之间的频繁切换问题尤为显著,即当用户终端设备所处的卫星覆盖范围发生了变化或者所处波束发生了改变,则需要进行相应的切换管理。目前,国内外学者及科研机构对卫星节点波束间切换管理方法的研究已取得了一定的研究成果[5-6],诸多方法主要依据卫星结构、业务特点、运行环境等不同的侧重点采用了多样的研究思路。

但这些基于传统卫星网络架构的波束切换机制往往采用单一指标评测的方法来制定切换策略,导致切换失败率较高。此外,传统卫星网络架

收稿日期: 2018-06-07; **录用日期**: 2018-08-10; **网络出版时间**: 2018-08-27 13:15
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180824.1438.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(61672283)
* **通信作者**. E-mail: qhy98@nuaa.edu.cn

引用格式: 张佳乐, 钱红燕, 成翔, 等. 一种软件定义卫星网络的多波束切换机制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2503-2509. ZHANG J L, QIAN H Y, CHENG X, et al. A multi-beam handover mechanism in software-defined satellite network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2503-2509 (in Chinese).

北航学报 赠阅

构数据层和控制层处于同一网络设备中,网络结构复杂,这也给切换的实时性和准确性造成了不可忽视的负面影响。而 SDSN 的出现为多波束间的切换机制提供了有效技术支撑[7],因此,本文针对具有多波束覆盖的 SDSN,提出了一种多决策指标切换(Multi-Decision Index Handover,MDIH)机制。在传统信道预留机制的基础上,引入时间门限的概念,使得切换机制能够精确触发。同时,在切换决策过程中,采用 MDIH 算法来确定用户的切换优先级,决策粒度细,准确性高,并给出了一种抽象化多决策指标实例,进一步体现了所提出算法的可扩展性。

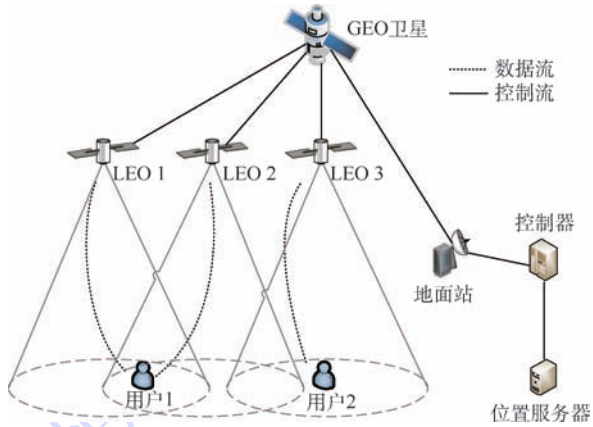


图 1 SDSN 切换架构

Fig. 1 Handover framework of SDSN

1 相关技术

1.1 软件定义卫星网络

在运用传统组网技术进行卫星网络构建的过程中面临着许多新的困难与挑战,主要集中在以下 4 个方面:卫星节点可用资源的有限性、卫星网络拓扑的不稳定性、卫星网络中应用与服务的持续增长性、卫星网络的封闭性。SDSN 架构的提出实现了将卫星网络的控制层与数据层进行分离,使得卫星节点仅承担数据转发及配置硬件的功能,更为复杂的资源分配及路由计算功能交由控制层执行,为卫星网络的正常运行提供了一种细粒度且高效的控制管理方法[8]。

1.1.1 软件定义卫星网络的特点

1)控制层与数据层分离。SDSN 中不同层次的网络设备承担着不同的功能,数据层卫星节点仅需承担数据转发功能,而卫星网络的管理与监控功能则由控制层设备实现。

2)具有可编程接口。SDSN 中提供了开放友好的可编程接口,这些接口为基于业务类型的差异化 QoS 保障服务提供了技术支持。

3)集中式网络管理。由于 SDSN 采用集中式进行卫星网络的控制与管理,使得控制层节点可以获取整个网络的信息,从而制定适当的报文转发策略。

1.1.2 面向软件定义卫星网络的切换架构

面向 SDSN 的切换架构中的端节点由路由交换设备节点、控制节点及用户节点组成,其整体架构如图 1 所示。

路由交换设备节点代表实际环境中的卫星节点,其主要作用是实现卫星网络中数据报文的转发,构成了整个架构中的数据层。与传统网络交换设备不同的是:卫星节点在完成数据转发功能时所做的转发决策并不是基于与邻居节点相互学习而自行产生的路由表,而是受控制节点统一指挥,控制节点所具备的功能包括:

1)控制节点在获取全网信息的基础上进行地址学习,进而完成路由转发。

2)控制节点根据获取的全网信息制定控制策略,统一下发至全网卫星节点。

3)控制节点通过控制信息与卫星节点进行交互,进而对数据层卫星节点进行拓扑管理。

与传统卫星网络切换架构相比,由于 SDSN 中的数控分离特性,切换策略所产生的数据报文并不是由卫星节点直接下发,而是先从卫星节点转发到控制节点,再由控制节点根据全网信息制定转发策略统一下发,从而能够实现细粒度且高效的控制管理。如图 1 所示,假设 LEO(Low-Earth Orbit)卫星的移动方向为从左到右,当切换过程触发时,地面控制器根据位置服务器中用户 1的当前位置评估 LEO2 的接收信号强度逐渐弱于 LEO1,若当前的接收信号强度小于预设门限时,则控制器发送切换决策到地面站,通过 GEO(Geosynchronous Earth Orbit)卫星中继下发流表进行切换策略。

1.2 多波束切换机制

1.2.1 基本概念

卫星节点受地面控制层节点控制管理,卫星节点间链路负责节点间的信息传输。当用户层终端设备启动通信服务时,将立即与距其最近的卫星节点建立通信链接。当用户层终端设备所处的卫星覆盖范围发生了变化或者所处波束发生了改变,则需要由控制层节点对用户层终端设备进行相应的切换管理。根据现象的不同,切换主要分为两大类[9]。

1)星间切换。用户终端设备所处位置从某个卫星节点覆盖范围移动到另一个卫星节点覆盖

北航学报 赠阅

范围。

2）星内切换。用户终端设备所处位置从某个卫星节点的一个点波束移动到此卫星节点的另一个点波束。此种切换又被称为波束切换。

在 LEO 卫星网络中,由于其卫星轨道高度较低,且移动速度非常快,从而导致星内切换甚至星间切换的频率也很高。由于星内切换的主要类型为波束间切换,而星间切换过程也相当于发生在不同卫星之间的波束切换过程。因此,无论是星间切换,还是星内切换,其本质在于波束间切换,只是切换过程中的信息交互对象不同而已。综上,本文所提出的切换机制主要关注于多波束间切换。

1.2.2　抽象模型

采用多波束技术可实现多频带多次复用,不仅可在提高发射信号强度的基础上显著增加通信容量,而且还有助于用户终端设备接收天线的尺寸缩减。较为经典的架构如图 2 所示。

卫星网络中的波束覆盖区可抽象化为多个相同形状大小的矩形,本文在此基础上将波束间的切换过程进一步简化为如图 3 所示的几何模型,其涉及到有关覆盖重叠区的 3 个门限:增加信道门限、切换门限和接收机门限[10]。

1）增加信道门限。当用户即将到达新波束 B的覆盖边界时,则进入增加信道状态,同时保持与波束 A 之间的连接,以实现无缝切换,此时波束 A 的导频信号或信道信号强度略大于波束 B。当用户超过该门限时,切换过程以波束 B 的信道接入方式启动。

2）切换门限。当用户达到波束A与波束B的覆盖边界时,开始执行切换过程,此时波束 A 与波束 B 的信道信号强度相同。若用户还未达到此覆盖边界,但波束 A 的信道信号强度小于或等于波束 B,则强制执行切换过程。

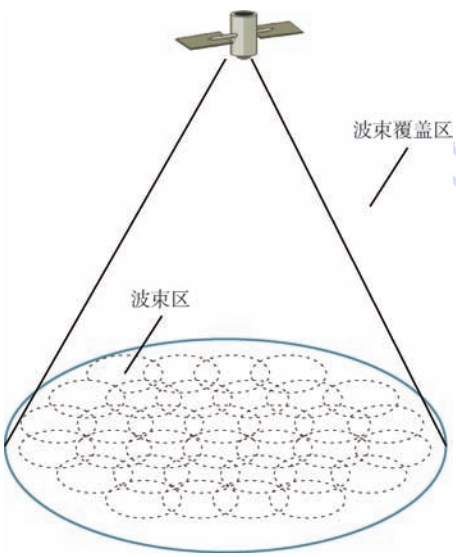


图 2　多波束卫星示意图

Fig. 2　Schematic diagram of multi-beam satellite

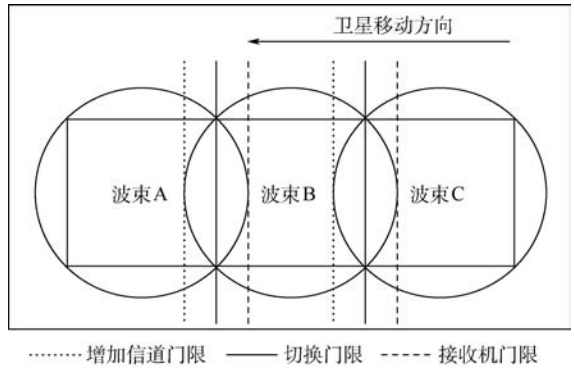


图 3　波束间切换过程示意图

Fig. 3　Schematic diagram of handover process among beams

3）接收机门限。用户达到该门限时还未执行切换过程,则当前的呼叫被迫终止,同时拆除与原波束信道的连接,因此接收机门限也被称为拆除信道门限。在大多数卫星网络切换机制中,由于新到达的波束中可能没有闲置信道,因此通常会在切换门限到接收机门限之间设置切换请求队列,待切换的用户在此队列中依照优先级的不同依次进行切换。显然,切换门限与接收机门限之间的时间间隔越长,呼叫被迫终止概率则越低。本文在此基础上采用信道预留的思想进行切换机制的设计,具体方案在 2.2 节详细介绍。

1.2.3　波束间切换管理

目前,国内外学者及科研机构对卫星节点波束间切换管理方法的研究已取得了一定数量的研究成果,可依照不同的准则对这些研究成果进行分类归纳。主要的分类归纳准则有基于信道预留方式和基于切换业务优先方式。与此同时,还可依照 QoS 保障能力将其区分为统计性策略与确定性策略[11-13]。依据业务模型选取的不同可将其区分为描述式[14]与预测式[15];依据不同的求解问题方法可将其区分为启发式学习方法[16-17]和模型计算方法[18]。

1）基于信道预留方式。基于信道预留方式主要是利用卫星节点网络在运动过程中的轨迹具有可预测的特性,当某卫星节点即将切换波束时在待切入的波束内为其提前预留信道。若欲保证卫星节点成功获取预留信道,必须确保前序波束与后序波束内均存在可用信道,否则请求预留信道的过程将被拒绝。为了保证整个卫星网络的平

北航学报 赠阅

稳滑动与同步切换,基于信道预留方式的波束切换方法大多引入了切换请求队列排序机制[19]。暂时无法满足切换条件的切换请求将被加入等待序列,待切换条件满足后方可进行切换。

2)基于切换业务优先方式。基于切换业务优先方式的多种方法致力于对卫星节点切换请求优先级提高优化的研究,切换请求排序缓冲手段是其中最为经典的方法。此类方法可借助点波束具有分集性的这一特点(即波束间存在重叠区域),对处于分集区域的卫星节点所发出的切换请求采取缓冲操作,一旦具备波束切换条件立即对缓冲请求进行切换。然而,这种方式有可能导致当发出切换请求的卫星节点即将离开分集区域时若仍未满足切换条件,则将导致强制性通信中断。常用对切换业务请求缓冲方法主要有以下 3 种: MBPS (Measurement Based Prioritization Scheme)、LUI(Last Useful Instant)和 FIFO(First-In-First-Out)。从实际切换过程效果方面比,FIFO 方法较为适用于实际的切换请求过程,但算法策略仍存在过于简单、缺少多因素考虑机制的问题。

2 多决策指标切换算法

2.1 移动模型及相关假设

在本文的研究工作中,假设 SDSN 系统采用波束间固定信道分配方式(FAC)。同时,为了描述 LEO 卫星覆盖区域相对地球表面的移动性,本文所提的 MDIH 算法沿用大多数文献所采用的一维移动模型,即假设所有移动终端都以固定速度沿与卫星运动方向相反的直线运动,且速度等同于卫星相对于地面的速度,如图 4 所示。为了便于分析,本文将所有波束覆盖区抽象为多个相同形状和大小的矩形,移动终端的运动方向与矩形的边平行,因此所有移动终端穿越波束的时间相同,均为 t_{cell}。

LEO 的一维移动模型满足以下几点假设条件:

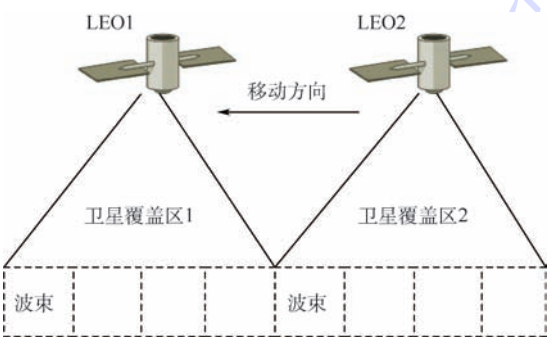


图 4 波束覆盖的一维移动模型

Fig. 4 One-dimensional moving model of beam coverage

1)终端业务在整个覆盖区内服从均匀分布。

2)每个波束覆盖区内的移动终端业务生成和切换均为独立 Poisson 过程。

3)业务持续时间服从均值为 t_{cell} 的指数分布,且相对移动终端类型独立。

4)当移动终端到达某一波束覆盖区边界时,切换过程立即开始。

本文基于上述一维移动模型及相关假设,提出一种多决策指标切换算法,利用多个指标进行切换决策,能够有效避免乒乓切换,提高切换决策准确率,降低切换次数。

2.2 算法描述

本文算法的目的在于确保切换决策的准确性及切换触发的及时性。传统的无线网络切换机制大多采用单一决策指标的方式进行切换决策,例如接收信号强度(RSS),但极易造成乒乓切换。因此,MDIH 在设计时主要考虑在多决策指标下的切换决策过程,例如增加链路丢包率(PLR)、网络时延(ND)等指标共同完成切换决策,能够有效避免乒乓切换,降低切换失败率。其中,RSS 值主要反映了当前用户所在波束中信道的质量状况,RSS 值越大表示该波束中数据传输的损耗率越小;PLR 和 ND 用于表示当前信道的网络链路性能,其值越小,链路性能越好。本文定义的用户优先级分为 2 类:高优先级和低优先级。其中,高优先级用户对应的时间阈值 $t_{\text{TH}} = t_{\text{cell}}$,低优先级用户对应的时间阈值 $t_{\text{TH}} = 0$。MDIH 算法的流程如图 5 所示。其切换判决处理过程如下:首先 SDN 控制器对用户当前所处场景进行监听,选取关键决策指标;将提取的决策指标进行相关性比较,生成判定矩阵;然后处理判定矩阵,得到指标权重,同时定义各指标的优属度,进而计算出用户当前所处波束内的网络总体情况评估值 PEV;最后根据 PEV 值的大小,确定切换时间阈值顺序,进而实现对移动终端的切换判决。

值得说明的是,在 MDIH 的实际应用中,可以根据实际应用场景和用户业务要求等因素对切换算法的决策指标进行定制化增加。不同粒度的决策指标对用户优先级的判定结果具有直接影响,

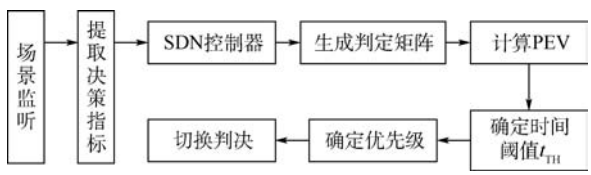


图 5 MDIH 算法流程

Fig. 5 Flowchart of MDIH algorithm

北航学报 赠阅

例如在移动终端应用程序种类很多的场景下,可以考虑采用多个决策指标来制定细粒度的用户优先级,在切换等待过程中形成以用户优先级为标准的信道预留等待列表(具体表现为 t_{TH} 值的大小),最终实现细粒度切换。

假设在某个 SDSN 场景中,与用户优先级相关的决策指标有 n 个,分别为 $I_1, I_2, \cdots, I_n$,对这 n 个指标进行 2 类相对重要性比较,比较方法采用 9 级分制标度法,得到 n 阶判定矩阵。

$$\boldsymbol{I} = \begin{array}{c} \\ I_1 \\ I_2 \\ \vdots \\ I_n \end{array} \begin{array}{c} \begin{array}{cccc} I_1 & I_2 & \cdots & I_n \end{array} \\ \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & \cdots & I_{1n} \\ I_{21} & I_{22} & \cdots & I_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ I_{n1} & I_{n2} & \cdots & I_{nn} \end{bmatrix} \end{array} \tag{1}$$

式中:I_{ij} 为指标 I_i 与指标 I_j 的重要性比较结果,其取值范围为 $\{1/9, 1/7, 1/5, 1/3, 1/1, 3/1, 5/1, 7/1, 9/1\}$,分别表示指标 I_i 相对指标 I_j 的重要程度由轻到重。由判定矩阵的结构可以看出,$\boldsymbol{I}$ 为正互反矩阵,即 $I_{ij} > 0$,$I_{ij} = 1/I_{ji}$,根据这一性质,对于一个 $n \times n$ 的判断矩阵,只需要得出上(或下)三角形的 $(n-1) \times n/2$ 个重要性比较结果即可。

在得到判定矩阵之后,可求得各指标的权数:

$$W_i = \frac{\sqrt[n]{\prod_{j=1}^{n} I_{ij}}}{\sum_{i=1}^{n} \sqrt[n]{\prod_{j=1}^{n} I_{ij}}} \tag{2}$$

整理权数即可得到各决策指标的权重为:$\boldsymbol{W} = [W_1, W_2, \cdots, W_n]^{\mathrm{T}}$,其中,$\sum_{i=1}^{n} W_i = 1$。

在 MDIH 中,对每一个决策指标 I_i 定义一个指标优属度矩阵 $\boldsymbol{G}$,用于表示该指标对于模糊集合 $\boldsymbol{I}$ 的隶属程度,$\boldsymbol{G}$ 可由查德优属度公式导出:

$$G_i = \frac{e_i - \mathrm{Inf}(e_i)}{\mathrm{Sup}(e_i) - \mathrm{Inf}(e_i)} \tag{3}$$

式中:e_i 为直观经验得到的指标数值;$\mathrm{Sup}(e_i)$、$\mathrm{Inf}(e_i)$ 分别为指标值的上下界;$G_i \in [0,1]$。

在得到指标权重和指标优属度后,利用式(4)即可计算出某一用户目前所处波束内的网络总体情况评估值:

$$\mathrm{PEV}_i = \boldsymbol{WG} = \sum_{i=1}^{n} W_i G_i \tag{4}$$

MDIH 算法对当前等待切换用户列表中的用户网络总体情况进行由高到低排序,假设等待列表中共有 s 个用户,网络性能评估结果为 $\mathrm{PEV}_1 > \mathrm{PEV}_2 > \cdots > \mathrm{PEV}_s$,则需要执行的切换顺序为 $U_s \rightarrow U_s - 1 \rightarrow \cdots \rightarrow U_1$,对应的时间阈值大小为 $t_{TH(s)} > t_{TH(s-1)} > \cdots > t_{TH(1)}$。最终由移动终端执行切换策略。

3　多波束切换管理流程

在 SDSN 中,一个完整的切换过程可以分解为切换触发、切换决策以及切换执行 3 个过程,具体切换管理过程如图 6 所示。

切换触发过程中,地面控制器给当前波束覆盖区中的每个用户分配一个时间戳 t_i,表示用户 i 在当前波束覆盖区所滞留的时间。同时,引入一个时间阈值 t_{TH},当 $|t_i - t_{cell}| = t_{RE} \leqslant t_{TH}$ 时,地面控制器根据用户 i 的当前位置向下一个转移波束发送信道预留请求信息(REQUEST_MESSAGE),该信息包含用户身份信息、位置信息、当前波束信息及剩余时间 t_{RE},t_{RE} 为即将到达边界的时间,t_{TH} 值可以根据用户的优先级和不同应用场景进行动态设置。一旦控制器发出的信道预留请求被允许,则表明终端被允许接入;反之,若信道预留请求被拒绝或无可用信道则直接丢弃该切换请求。显然如何确定 t_{TH} 的值是实施切换策略的关键环节。

在切换触发机制中,考虑到实时性应用程序对网络响应的要求较高和用户的 QoS 质量,需要先判断用户的优先级,以确定 t_{TH} 的值,进而确定是否对该用户实施切换。传统的无线网络切换机制大多采用RSS指标来评估当前和目标网络的

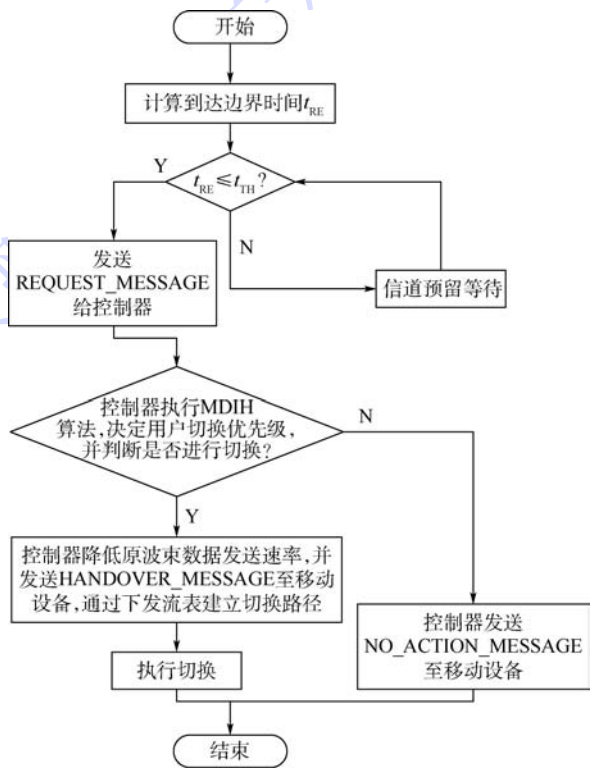


图 6　切换管理流程

Fig. 6　Flowchart of handover management

链路质量,从而确定应用程序的优先级。但由于其只考虑了 RSS 单一指标,并未考虑全局网络状况,极易发生乒乓切换。因此,本文以 SDSN 为背景,提出一种多决策指标的切换算法,在 RSS 指标评测的基础上,引入 PLR 及 ND 两个因素共同决定是否进行切换。由于在卫星网络中引入 SDN 技术,地面控制器能够掌握全网拓扑及网络链路情况(包括星内链路和星间链路),因此,控制器可以基于全局的网络信息来进行切换决策,这样做的好处在于能够保证整体网络性能,充分利用带宽和网络资源。

控制器通过 MDIH 算法来决定用户的切换优先级(即 t_{TH} 值)。若控制器做出切换决策,则首先设置位于低轨卫星上的 Openflow 交换机队列,根据不同流量速率决定相应的队列,使得发往原波束内的网络数据进入最低流量速率队列,这样做是为了降低原波束内的数据发送速率,从而减少切换过程中的丢包率。随后,由 MDIH 算法计算出 t_{TH} 值,决定出优先级最高的用户,此时控制器发送切换消息(HANDOVER_MESSAGE)到移动设备,该消息包含该用户的预留信道信息,同时控制器向低轨卫星中的 Openflow 交换机下发流表,建立从目标用户到预留信道的路径。值得一提的是,在切换决策过程中,原波束内的数据通信并未断开,只是降低了发送速率,减少丢包率,因此可以实现平滑切换。若地面控制器给出的切换决策为拒绝切换或维持现状,则控制器只需要发送无动作消息(NO_ACTION_MESSAGE)到移动设备即可。

移动设备接收来自地面控制器的切换决策,执行相应动作。综上所述,本文 MDIH 算法能够在 SDSN 环境下实现从用户到卫星节点再到控制器之间的有效切换策略。相比于传统卫星网络环境下的切换策略,MDIH 算法采用多指标决策的思想来精确来反应用户当前所处波束中的网络状况,并通过定量评估方法实时地确定切换阈值,进而实现细粒度的精确切换。同时,MDIH 算法还结合了 SDSN 的架构特性,将切换策略集中到控制器中对全网进行统一下发,从而做出准确的切换判断,避免切换滞留和乒乓效应等问题,在保证用户服务质量的同时,得到了很好的切换效果。

4 结 论

针对 SDSN 中频繁的波束切换问题,本文在传统卫星网络切换机制的基础上,提出一种面向 SDSN 架构的多波束切换机制,能够在 SDSN 环境下实现用户—卫星—控制器之间的灵活有效切换。

1)设计了一种面向 SDSN 的切换架构,充分利用数控分离特性,实现更高效控制管理。

2)提出一种 MDIH 算法,通过对切换过程中涉及到的多个指标进行定量分析,实现高精度、细粒度切换。

3)给出了基于 SDSN 的切换管理流程,进一步体现了 MDIH 算法的可用性及可扩展性。

参考文献(References)

[1] BERTAUX L, MEDJIAH S, BERTHOU P, et al. Software defined networking and virtualization for broadband satellite networks[J]. IEEE Communications Magazine, 2015, 53(3): 54-60.

[2] LI T, ZHOU H, LUO H, et al. SAT-FLOW: Multi-strategy flow table management for software defined satellite networks[J]. IEEE Access, 2017, 5: 14952-14965.

[3] YUE P C, QU H, ZHAO J H, et al. An inter satellite link handover management scheme based on link remaining time[C]// 2016 2nd IEEE International Conference on Computer and Communications (ICCC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1799-1803.

[4] BAO J, ZHAO B, YU W, et al. OpenSAN: A software-defined satellite network architecture[C]// ACM SIGCOMM Computer Communication Review. New York: ACM, 2014, 44(4): 347-348.

[5] 谢苗,冯振乾,虞万荣. 一种基于标地分离的卫星网络移动切换管理技术[J]. 计算机工程与科学,2017,39(1):74-80.
XIE M, FENG Z Q, YU W R. A satellite network mobility handover management scheme based on locator/identifier separation [J]. Computer Engineering & Science, 2017, 39(1): 74-80(in Chinese).

[6] WU Z F, HU G Y, YOUNES S, et al. A simple real-time handover management in the mobile satellite communication networks[C]// 2015 17th Asia-Pacific Network Operations and Management Symposium (APNOMS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 175-179.

[7] YANG B, WU Y, CHU X, et al. Seamless handover in software-defined satellite networking[J]. IEEE Communications Letters, 2016, 20(9): 1768-1771.

[8] 孙茂鑫,钱红燕,陈兵,等. SDN 环境下基于 MPTCP 协议的切换管理[J]. 应用科学学报,2017,35(1):117-127.
SUN M X, QIAN H Y, CHEN B, et al. Handover management based on MPTCP in SDN environment[J]. Journal of Applied Science, 2017, 35(1): 117-127(in Chinese).

[9] SARDDAR D, BANERJEE J, CHATTERJEE S, et al. A handover management in LEO satellite network using angular and distance based algorithm[J]. International Journal of Computer Applications, 2011, 50(3): 1355-1359.

[10] 巢孟愿. 卫星网络多路径路由算法与切换策略研究[D]. 杭

州:浙江大学,2014.
CHAO M Y. Research on multi-path routing algorithm and switching strategy in satellite networks[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014(in Chinese).

[11] HAN W, WANG B, FENG Z, et al. Exploring the gateway-based distributed location management schemes in LEO satellite networks[J]. IEICE Transactions on Communications, 2018, 101(3): 825-834.

[12] ACHACHI A, OUDIRA H, BENATIA D, et al. Selection of handoff method for serving air traffic control communication in LEO satellite constellation[J]. Press Academia Procedia, 2017, 5(1): 379-387.

[13] CHEN L M, GUO Q, WANG H Y. A handover management scheme based on adaptive probabilistic resource reservation for multimedia LEO satellite networks[C]// Wase International Conference on Information Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 255-259.

[14] YONG J L I, JI L W, ZHAO S H, et al. A two-step synchronous handover scheme of optical inter-orbit links in LEO and MEO satellite network[J]. Acta Electronica Sinica, 2017, 45(3): 762-768.

[15] HE Y Z, JIA Y Z, ZHONG X D. A traffic-awareness dynamic resource allocation scheme based on multi-objective optimization in multi-beam mobile satellite communication systems[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2017, 13(8): 155014771772355.

[16] LI F, LAM K Y, LIU X, et al. Joint pricing and power allocation for multibeam satellite systems with dynamic game model[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2017, 67(3): 2398-2408.

[17] TAYRAC P, COURSEILLE O, BLOSSE C Y J, et al. Method for the dynamic assignment of the instantaneous power available from a satellite and associated system: US9, 900, 081[P]. 2018-02-20.

[18] BOUKHATEM L, GAITI D, PUJOLLE G. A channel reservation algorithm for handover issues in LEO satellite systems based on a satellite-fixed cell coverage[C]// IEEE VTS 53rd Vehicular Technology Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 2975-2979.

[19] NA Z Y, DENG Z A, CHEN N, et al. An active distributed QoS routing for LEO satellite communication network[C]// International Conference on Communications and Networking in China. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 538-543.

作者简介:

张佳乐　男,博士研究生。主要研究方向:软件定义网络、网络安全。

钱红燕　女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:计算机网络、无线通信、信息安全等。

A multi-beam handover mechanism in software-defined satellite network

ZHANG Jiale, QIAN Hongyan*, CHENG Xiang, CHEN Bing

(College of Computer Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The traditional satellite network usually concentrates the control layer and data layer in the same network device, which leads to more complex network structure, fixed bandwidth and poor resource utilization rate. The software-defined satellite network (SDSN) architecture can effectively manage the satellite resources, improve the utilization of resources, and further provide effective technical support for the multi-beam handover mechanism. In this paper, a multi-decision index handover (MDIH) mechanism is proposed for multi-beam coverage SDSN. Firstly, we analyze the shortcomings of traditional satellite networks' handover mechanism and establish a handover framework based on SDSN. Secondly, we further introduce the concept of time threshold to ensure the accurate trigger of handover strategy based on the traditional channel reservation mechanism. In addition, the MDIH algorithm is used to determine the priority of users' handover in the handover decision process, which makes the decision granularity more fine-grained. Finally, we give an instance of the MDIH algorithm to further demonstrate the scalability of our handover mechanism.

Keywords: software-defined satellite network (SDSN); beam handover; multi-index decision-making; channel reservation; time threshold

Received: 2018-06-07; **Accepted**: 2018-08-10; **Published online**: 2018-08-27 13:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180824.1438.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61672283)

* **Corresponding author**. E-mail: qhy98@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0354

基于图像分割和密度聚类的遥感动目标分块提取

林翊钧[1,2], 吴凤鸽[2,*], 赵军锁[2]
(1. 中国科学院大学, 北京 100190; 2. 中国科学院软件研究所, 北京 100190)

摘 要: 大幅宽遥感图像的动目标检测研究中,卷积神经网络虽然取得了显著效果,但算法存在目标搜索空间庞大、模型极其消耗时间及计算资源的问题,因此本文从目标区域预筛选的角度给出了针对性优化方法。首先,基于局部误差处理的策略,改进了现有的图像分割算法来粗糙地提取动目标可能存在的区域。然后,以相邻区域合并、减少总数量和面积为目的,设计了一种基于空间约束的密度聚类算法——SC-DBSCAN,其以分治思想来降低问题的规模,通过空间尺寸的先验约束自适应地将数据划分为多个相互独立的簇,并针对簇的复杂程度选择相应的合并策略,在复杂簇中,考虑到合并结果与对象遍历顺序相关,易陷入局部最优,引入基于模拟退火思想的随机扰动有效提升了输出的图像块质量。最终,通过减少模型推断次数及避免目标的重复检测,显著地改进动目标检测的整体效率。

关 键 词: 遥感视频; 动目标检测; 候选区域提取; 帧间差分; 空间密度聚类; 模拟退火

中图分类号: V19; TP751.1

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2510-11

近年来,在卫星小型化、低成本、快速研发及部署的趋势下,各个机构发射低轨卫星的数量呈爆发式增长,这为获取海量高时空分辨率的遥感图像序列提供可能,也保证了天基对地动目标检测的数据基础。例如,2015 年发射的光学遥感卫星吉林一号,能够在 656 km 轨道高度上采集幅宽 11.6 km、分辨率优于 0.72 m 的高精度视频[1],即使是繁忙公路上高速奔驰的汽车也清晰可见。基于遥感视频的动目标检测研究具有广泛的应用场景,如城市安全、交通控制及军事目标检测等。但由于每帧图像幅宽可达数十公里,且内部存在运动视差、光照变化以及不精确配准等误差,传统动目标检测算法的应用存在复杂度高、精度差、约束多等缺陷,模型的星上部署更将受到运行时间及计算资源的严重制约。

为了提升精度并减少目标搜索空间,大幅宽遥感图像下的动目标检测研究通常基于多视图的方法实现。首先利用遥感图像分割[2-4]或显著性检测[5-6]算法,粗糙快速地定位目标可能存在的区域,然后利用手工提取的外观特征如 HOG(Histogram of Oriented Gradient)、Haar 等训练一个鲁棒的分类器来逐个过滤错误的检测结果。而近来基于卷积神经网络(Convolutional Neural Network,CNN)的模型替代传统分类器取得了显著的效果。LaLonde 等[4]通过使卷积层同时学习目标的运动和外观信息,提出了一个端到端的全 CNN 模型,在实现多目标检测、简化流程的同时达到了精度最优。Blasch 等[7]利用卷积和全连接层对图

收稿日期: 2018-06-13; **录用日期**: 2018-08-21; **网络出版时间**: 2018-08-28 10:00
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180827.0741.001.html
* **通信作者**. E-mail: fengge@iscas.ac.cn

引用格式: *林翊钧, 吴凤鸽, 赵军锁. 基于图像分割和密度聚类的遥感动目标分块提取[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2510-2520. LIN Y J, WU F G, ZHAO J S. Image segmentation and density clustering for moving object patches extraction in remote sensing image[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2510-2520 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

像块进行分类,结果显著优于支持向量机方法。其他以包含背景信息的图像块作为原始输入,基于 CNN 实现的高精度多目标检测模型包括Faster R-CNN(Faster Region with CNN)[8]、YOLO(You Only Look Once)[9]、SSD(Single Shot multibox Detector)[10]及 R-FCN(Region-based Fully Convolutional Networks)[11]等。

当前高精度 CNN 模型存在的不足是:其和传统分类器一样无法减少动目标在大幅宽图像下的搜索空间。任何硬件都无法支持 CNN 同时处理数百万像素点,直接将图像尺寸归一到固定大小则可能导致小目标消失融合在背景中[4]。因此,通过运动信息对目标进行预提取依然是必要的步骤,但现有的像素级分割算法通常都不是为 CNN 设计优化的,其输出不规则的区域(blob)或质心点[12]作为候选目标,而 CNN 需要背景信息来辅助检测,其以矩形的图像块(patch)作为原始输入,如果直接在目标聚集区域简单地通过区域扩展得到图像块,则会导致块之间存在大量的重叠,也就意味着小目标可能在后续的 CNN 模型中被重复地检测,需要额外的后处理过程并浪费计算资源。

本文为优化 CNN 在大幅宽遥感图像下的输入,提出了一种多尺寸动目标分块提取方法。首先,将现有图像分割算法中普遍采用的误差全局处理转换为局部操作,实现快速、粗糙地提取候选目标运动区域;然后,通过合并相邻区域的方式减少输出图像块的面积和数量。针对该过程存在的目标规模庞大、空间密度分布不均匀、结果易陷入局部最优等问题,在相邻块合并阶段设计了一种基于空间约束的密度聚类算法——SC-DBSCAN,利用对象的相对密度自适应地将数据分解为多个相互独立的子簇,实现了问题的分治,可并行化处理。同时分析了模拟退火思想与合并过程的相关性,将数量及面积指标作为相邻对象合并的优化目标,引入随机扰动来提升图像块质量。

本文主要贡献有:①从优化图像块质量的角度减少检测模型的搜索空间,避免了目标的重复检测。②改进的分割及误差处理算法在保证检测精度的同时提升了候选区域提取的效率。③SC-DBSCAN 算法能根据目标聚集程度自适应地进一步减小检测范围。

1　基于图像分割的动目标候选区域提取

本文方法结构如图 1 所示。首先,提取动目标候选区域的过程依赖于像素级图像分割算法实现,虽然已有许多研究针对光照变化、运动视差等遥感图像特有的问题给出了改进方案,但根据 CNN 模型特性进行优化的工作鲜有进展。CNN 模型以具有一定尺寸大小、包含目标背景信息的图像块作为输入数据,这在进一步减少搜索空间的同时能够为简化误差预处理提供可能,本节基于此介绍并分析了几种主流分割算法的特点,并以邻域三帧差分法为基础,对误差优化过程进行改进。

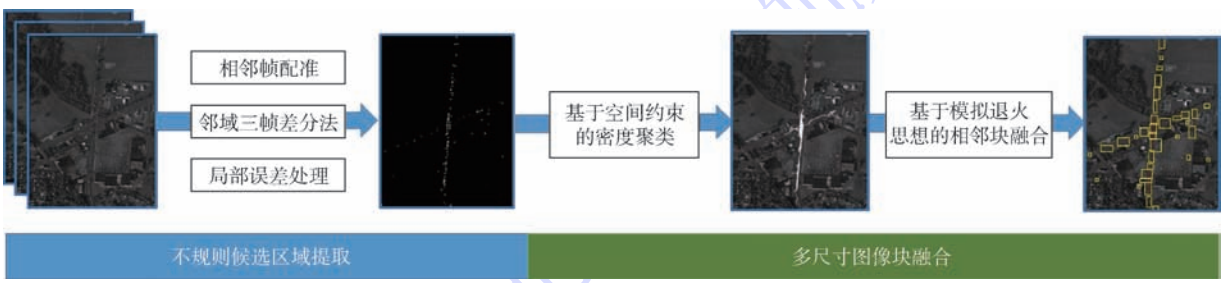


图 1　模块结构

Fig. 1　Modular structure

1.1　预处理

利用目标运动信息的算法通常需要先固定背景,即对相邻帧执行配准操作以补偿相机运动。本文与其他文献[3-4]一致,考虑到大幅宽遥感图像的处理对计算复杂度更加敏感,采用基于特征点匹配的算法实现帧配准[13]。首先分别对每帧图像提取 Harris 角点,然后在各角点周围提取 128 维尺度不变特征转换(Scale-Invariant Feature Transform,SIFT),通过随机抽样一致(Random Sample Consensus,RANSAC)算法过滤掉不合适的特征点,最后执行匹配得到单应性矩阵,完成坐标转换过程。

1.2　基于像素分割的候选运动区域提取

1.2.1　面向 CNN 的分割算法分析

分割得到目标运动区域等价于检测相邻帧图像的像素级变化。相比于计算量较大的光流法,

北航学报 赠阅

背景建模[12]和时域差分法[2-3](帧差法)在大幅宽图像中的应用更为普遍。背景建模法通过连续帧像素的统计信息来构建静态背景,再将当前帧与其做差得到运动区域,该类方法能抑制场景中突变的运动,如树叶随风摇曳、湖水的波动等,但其最优精度需要依据相机和场景的实际情况进行调参,且使用帧数越多,图像可建模区域就越窄。时域差分法直接计算相邻帧的像素差,其速度快且对光照缓慢变化的情况更加鲁棒,但易受噪声影响产生不精确的结果。

Sommer 等[12]比较了 11 种基于背景建模和时域差分法实现的动目标检测算法,其中引入局部邻域考虑的策略取得了最优的精度。该实验对正确检测的定义是提取的区域质心点和真实标注距离在 20 像素以内,但这并不适合于评价作为 CNN 输入的图像块质量。如图 2 所示,为实现多目标同时检测,网络模型输入的图像块尺寸通常远大于单个小目标,如 224×224 或 512×512[4],简单分割算法导致的局部不精确(目标融合、分离、位置漂移等)不会对最终的结果产生显著影响。因此,现有文献对造成局部不精确的光照变化、运动视差以及配准误差等而设计的全局图像预处理方法(全局直方图匹配[12]、高斯盒滤波[2]和平均梯度归一化[3]等)是可以简化的。更重要的是,简化这些误差消除操作能加快目标检测的过程,在大幅宽图像上即使是简单滤波的耗时也是不可忽视的,将有限的星上资源利用在其他过程以提升精度是更好的选择。

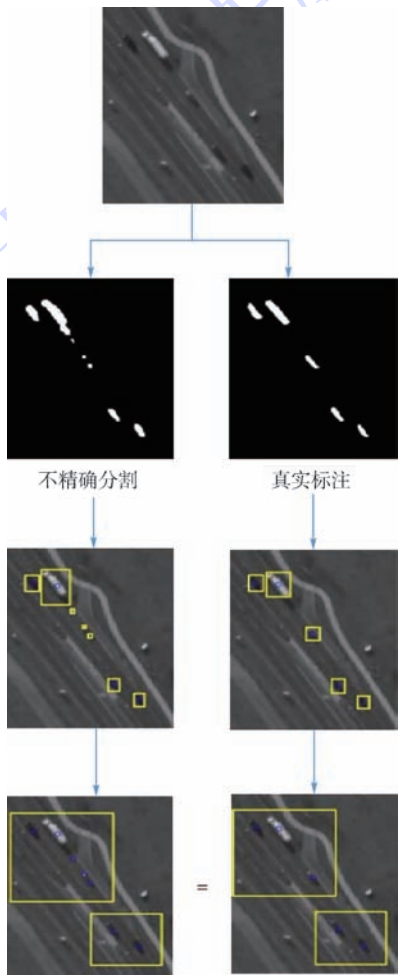


图 2 面向图像块的局部不精确分割效果比较

Fig. 2 Comparsion of patch-oriented local imprecise segmentation effect

1.2.2 邻域三帧差分法

基于 1.2.1 节分析及现有研究成果[12,14],本节利用基于邻域考虑的三帧差分法快速获取目标候选区域,在计算差分图像的同时执行滤波操作来抑制局部噪声,保证检测质量。计算公式如下:

$$D_{\text{res}} = \min_{\Delta x,\Delta y \in N} |I_t(x,y) - I_{t'}(x+\Delta x, y+\Delta y)| \tag{1}$$

式中:N 为邻域;I_t 为第 t 帧图像;$I_{t'}$ 为相邻的 $t-1$ 和 $t+1$ 帧图像;D_{res} 为差分图像,取值为 I_t 内各像素点与相邻帧对应位置邻域内的最小差值,本文中邻域的尺寸为 3×3。

差分图像中目标和背景处于不同的灰度级,因此需通过阈值分割(二值化)提取出运动区域,多数文献基于最为著名的大津法 OTSU[3]自适应地确定分割阈值 GT:

$$\text{GT} = \omega_0\omega_1(\mu_0 - \mu_1)^2 \tag{2}$$

式中:ω 和 μ 分别为某类像素占图像的比例和平均灰度,下标 0 和 1 分别为背景和前景。但在大幅宽遥感图像中,本文认为低阈值分割是更优的选择,一方面其能降低漏警率,遥感图像中存在不同亮度的车辆及道路背景,且目标与背景的大小比例极度悬殊,这不符合 OTSU 法以最小化类内方差为目标求取最优值的理论前提,易导致低速运动或与背景相似的目标被漏检、分离,较低阈值则可更好地保留这类复杂目标。另一方面,由于事先引入邻域考虑来计算差分图像,多数局部噪声已被有效抑制,因此低阈值分割并不会造成虚警率的显著增加。

1.2.3 任务驱动的误差处理

地物的复杂环境决定了误差处理的必要性,本节采用基于任务驱动的局部处理替代主流分割算法中直接的全局优化操作。其出发点在于:幅宽数十公里的遥感图像内,地物间的强相关性只存在于局部范围,并非整幅图像都需要进行对比度增强、拼接线消除等操作。现有算法统一地使用某种滤波器执行全局锐化或去噪处理,虽然能

北航学报 赠阅

增强某一区域的图像质量,但也意味着在正常区域执行了不必要的计算。因此有针对性地根据局部的具体情况,如运动视差、目标模糊或光照不一致等,选择对应的消除算法,相比全局性的统一操作不仅处理速度快,而且在保证了该区域图像质量改进的同时杜绝其他区域产生额外误差造成虚警的可能。

与传统算法中先进行全图去噪,再计算差分图像、精确定位动目标的流程不同,本文采用自顶向下的思路,先粗糙确定目标位置(即任务范围),再执行局部操作提升分割精度。得益于 CNN 输入图像块具有容忍小目标局部不精确的优势,拼接线、视差、配准不精确等易导致虚警但不会造成目标漏检的误差,本文在提取候选目标区域后再分别对其执行消除操作。而在计算差分图像前仅重点关注对结果影响显著的光照变化问题,过程如下:

1)提取光照变化区域。图像内光照变化区域面积通常远大于单一小目标,其在差分图像上呈现一定的规模及几何特征,因此先执行形态学分析,再根据各连通分量的面积及边缘线段来提取各光照不一致区域。

2)局部直方图匹配。获取目标区域后,对相邻帧图像的每个变化区域分别建立灰度级映射关系,使原始图像的直方图匹配特定的形状。由于遥感成像机理复杂,拍摄角度、阴影变化、树叶摆动都会导致相邻帧对应区域的灰度级不能完全匹配,因此在光照问题上,局部处理能精准消除亮度不一致,同时避免在光照正常区域执行无效的匹配,产生大量误差。

2　基于密度聚类和模拟退火的相邻对象合并

获取不规则的候选动目标区域后,需将其扩展为矩形图像块作为 CNN 模型的输入。考虑到在目标高密度聚集位置直接拓展每个候选区域为矩形块,会导致相邻块之间出现大量的重叠部分,浪费计算资源,因此问题转化为二维空间矩形聚类(合并)的最优化求解,迭代地合并邻近图像块以减少检测次数和计算量。

本节首先基于密度聚类算法,利用最大空间尺寸约束将目标区域划分为相互独立的簇,通过剔除孤立点并对各簇分治处理的方式来缩小问题搜索空间。随后以最小化输出图像块的面积和数量作为优化目标,以各核心对象为初始点,依据相对密度权重动态确定遍历顺序。在迭代合并过程中,引入模拟退火思想概率选取当前状态下的次优解,以跳出局部最优。

2.1　关键问题分析

2.1.1　目标规模大及分布不均匀

大幅宽遥感图像,特别是以城镇、高速公路等为拍摄背景的图像,可能同时采集到成百上千的动目标,且其空间分布受到所处的复杂地物环境约束,变化过程难以建模,无法根据先验信息初始化聚类个数、中心点、大小等参数。在相关的无监督聚类研究中,原型聚类算法 k-均值、高斯混合模型(Gaussian Mixed Model,GMM)[15]或层次聚类(Hierarchical Clustering,HC)算法等需多次更新对象间距离关系,不仅计算量大,且不适合处理非球型、大小不同的簇。相比之下,先验参数少、对噪声和聚类形状不敏感的空间密度聚类算法[16]——DBSCAN 在本问题中具备更好的鲁棒性。

DBSCAN 算法是最经典的基于密度峰值的空间聚类算法,其以数据在空间分布上的稠密程度为依据进行聚类,主要思想是从某个核心对象出发,不断向密度可达的区域扩张,从而得到一个内部任意两点密度相连,包含核心和边界对象的最大化区域(簇),不在簇内的对象则视为噪声。其优点是:无需预先设定聚类个数,能够发现任意形状的簇并有效剔除噪声。劣势是:原始算法在全局范围内使用 2 个固定参数(即邻域大小 ε 和密度阈值 MinPts)来定义数据的密度范围及稠密程度,当空间数据的密度分布不均匀时,会导致聚类质量较差。

本文所检测车辆动目标的空间分布形状多样,如长条形(市内公路)、环形(高架桥)、十字形(交叉路口),因此其本质上可看作是一个非凸稠密的数据集,适用于 DBSCAN 的思想进行区域划分,但需解决算法自适应问题。

2.1.2　易陷入局部最优

在多数环境下目标稀疏分布,相邻块合并存在唯一解,如图 3(a)、(b)所示,圆形范围的中心为各运动目标位置,矩形框为最终输出结果,但在目标密集区域,图像块合并的先后顺序对结果影响显著,如图 3(c)所示,这使得解空间数量庞大,难以在有限时间内遍历得到最优解,可考虑引入随机效应跳出局部最优。其中,模拟退火算法[17]在随机搜索中的使用最为著名,其思想来源于模拟高温晶体的物理退火原理,最早于 20 世纪 80 年代由 Kirkpatrick 和 Vecchi[18]提出并用于解决组合优化问题。在给定目标函数 E 时,可根据

北航学报 赠阅

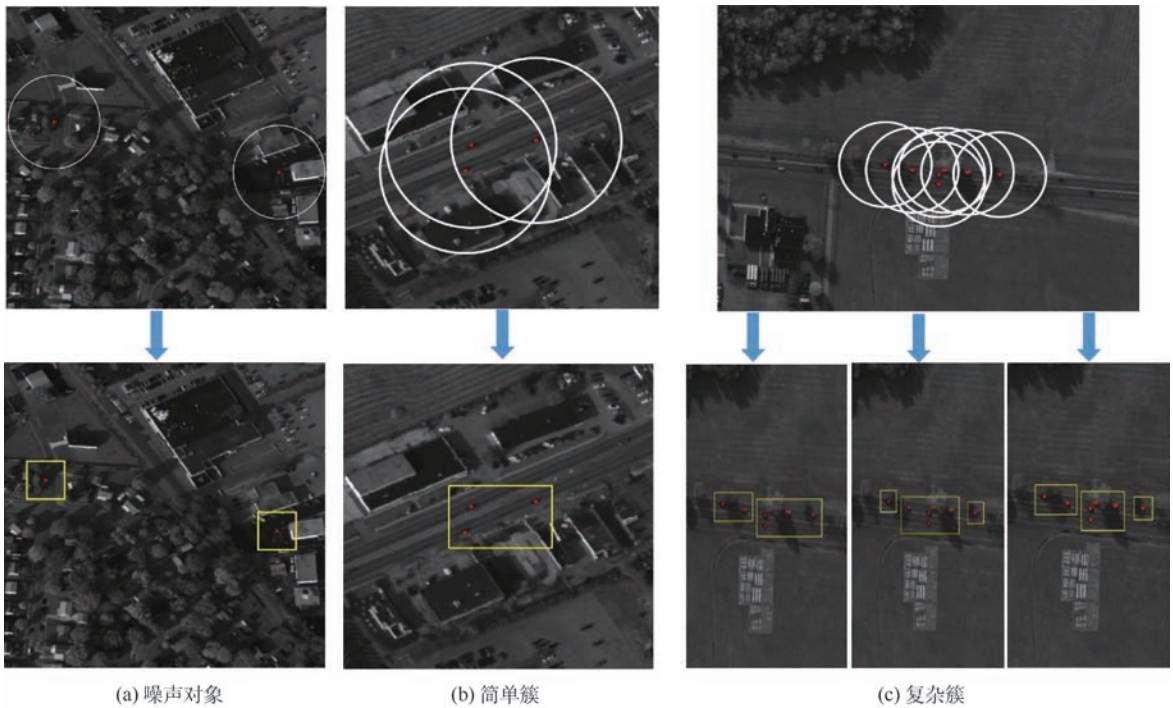


图 3 基于 SC-DBSCAN 算法的分簇结果

Fig. 3 Clustering results by SC-DBSCAN algorithm

Metropolis 准则,引入温度参数 T 和玻尔兹曼常数 k 来动态地调整优化过程中接受次优解的概率为:$\Pr = e^{-\Delta E/(kT)}$,最终通过随机搜索策略跳出局部极小,达到全局最优。

空间图像块的合并也可看作是求取最优解的问题,本文以最小化图像块数量及面积作为优化目标,等价于求解模拟退火中的能量最低状态,迭代选择图像块的合并过程则可理解为退火中的温度冷却阶段。因此理论上模拟退火的思想能够指导图像块合并过程,提升图像块质量。

2.2 基于空间约束的密度聚类算法

基于分治思想将数据划分为不同大小的簇,各簇相互独立且与原问题性质相同,因而可减少每个子问题的搜索空间。本节针对该任务设计了一种新的基于空间约束的自适应密度聚类算法,并将其称之为 SC-DBSCAN,不同于经典的 DBSCAN 算法需预先设定 2 个固定参数值对邻域和密度进行硬划分,其通过约束先验能够自适应地为每个对象定义邻域大小,并对每个对象的相对稠密程度赋予权重表示,解决全局密度分布不均匀问题。其中,空间约束这一前提是合理的,因为 CNN 模型执行卷积计算的时空间复杂度与输入的图像尺寸呈正相关,包含待检测目标的每个图像块都不能无限制地扩展大小。

2.2.1 基本定义

在给定二维矩形数据集 D 及对象合并的最大尺寸约束 $S_{\max}$ 下,本文定义相关概念如下。

1)距离权重。对任意图像块 P 和 Q,定义 $w(P,Q)$ 来度量其可合并程度。

$$D_{\max}(P,Q) = \max\{\mathrm{dist}(p_i,q_i) \mid p_i \in P, q_i \in Q\} \tag{3}$$

$$w(P,Q) = 1 - \frac{D_{\max}(P,Q)}{S_{\max}} \tag{4}$$

式中:p_i 和 q_i 分别为 2 个图像块内的任意点。距离计算使用各坐标数值差的最大值即 Chebyshev 距离:

$$\mathrm{dist}(p_i,q_i) = \max(|x_1 - x_2, y_1 - y_2|) \tag{5}$$

权重 w 表示图像块的关联程度,当其为负数时,图像块的关系超出空间约束,无可行的合并方案。

2)邻域及密度。对于 $\forall P \in D$,定义其邻域 $N(P)$ 为包含所有可与 P 合并的对象集合:

$$N(P) = \{Q \in D \mid w(P,Q) \geqslant 0\} \tag{6}$$

邻域内的对象数即为 P 的密度 $\rho(P)$:

$$\rho(P) = |N(P)| \tag{7}$$

3)核心、边界、噪声对象。对于 $\forall P \in D$,根据其与邻域内对象的密度关系进行分类:

① 核心对象 P_c。定义 P 为核心对象的条件是 $\forall Q \in N(P)$ 且 $N(P) \neq \varnothing$ 时,$\rho(P) \geqslant \rho(Q)$。

② 边界对象 P_b。当 P 不属于核心对象,但其落在某个核心对象的邻域内时,定义其为边界

北航学报 赠阅

对象。

③ 噪声对象 P_n。当 P 既不是核心,也不是边界对象即 $N(P)=\varnothing$时,定义其为噪声对象。

4) 相对密度。给定对象 P 和 $Q\in N(P)$,定义 Q 相对于 P 的密度 $u(P,Q)$ 为

$$u(P,Q)=\frac{w(P,Q)}{\sum_{N(P)} w}\quad \sum_{u\in P} u=1 \tag{8}$$

相对密度是非对称的,即 $u(P,Q)\neq u(Q,P)$。

5) 密度可达。假设存在对象链 $P_1,P_2,\cdots,P_n$,对 $P_i\in D$,有 $P_i\in N(P_{i+1})$,那么称对象 P_1 和 P_n 是密度可达的,密度可达是对称的。

6) 簇。从某个核心对象出发,不断地向密度可达区域扩展,其内所有对象构成一个簇,不在簇内的视为噪声。

2.2.2　目标区域分簇

对空间中给定的一系列分布不均匀矩形区域,其分簇过程可看作图论中连通分量的构建,SC-DBSCAN 算法过程如下:

1) 将所有对象按定义分别标记为核心对象、边界对象和噪声对象。

2) 邻域大小为空、不存在合并可能的噪声对象,可直接扩展为单一图像块输出,如图 3(a)所示。

3) 互相在对方邻域内的核心对象之间构建一条边,每组连通的核心对象形成一个簇。

4) 将边界对象归类到所属核心对象的簇中。

5) 当某一簇内所有对象都在各自邻域的交集中,即只存在核心对象时,称其为简单簇,如图 3(b)所示。简单簇在满足空间尺寸的约束下仅需要一个最小包围框即可覆盖所有对象,因此可以直接得到固定解。否则称其为复杂簇,如图 3(c)所示。复杂簇存在多种合并策略,需引入模拟退火思想迭代求解。

2.3　基于模拟退火思想的复杂簇对象合并算法

2.3.1　目标函数

本节使用对 CNN 模型输入影响较大的评价指标作为对象合并的准则函数 E(等价于模拟退火算法中的能量函数),给定一个复杂簇 C,相关定义如下:

$$E=\min_{p\in C}\sum_{k=1}^{N}\frac{\mathrm{Area}(P_k)}{S_{\max}^2}+\gamma N \tag{9}$$

式中:$\mathrm{Area}(P_k)$ 为图像块 k 的面积;γ 为用于权衡两项指标的因子,当其较大时,算法更倾向于合并距离更远的图像块,这在导致总数量减少的同时可能增加面积。

目标函数包含了输出图像块的总面积和数量,前者决定 CNN 的计算量,后者决定了 CNN 需要执行的推断次数。

参数 γ 保证了本文方法可适用于丰富的应用场景。例如对低轨微纳卫星而言,星上计算资源有限,无法部署以大尺寸图像为输入的 CNN 模型,因而可降低 γ 值实现最小化图像块面积;反之,地面高性能平台以实时处理为主要需求,最小化图像块数量以减少 CNN 模型的推断次数则是更优的选择。

2.3.2　基于模拟退火思想的邻域对象合并

各复杂簇间相互独立,因此可实现并行化处理。基于模拟退火思想的邻域对象合并过程如下:

1) 在某一复杂簇中以核心对象为中心点 P'。

2) 按照相对密度 u 大小降序进行合并,即优先将中心点 P' 与邻域 $N(P')$ 内距离最近的对象用生成的最小包围框替换,并计算能量函数 E。

3) 引入随机扰动,对中心点 P' 以概率 $u(P,Q)$ 选取邻域内对象 Q 做合并,计算新的能量函数 E'。

4) 当 $\Delta E=E'-E<0$ 时,接受 E' 作为新解,否则按照 Metropolis 准则定义概率:

$$\mathrm{Pr}=\mathrm{e}^{-\frac{E'-E}{kE'}} \tag{10}$$

式中:k 为 0 ~ 1 范围内的随机数。当概率 $\mathrm{Pr}>k$ 时,接受 E' 作为新解,扰动过程在目标函数不再变化时停止。

5) 输出生成的最小包围框并重新计算各项权重,迭代上述过程直到没有对象可在空间尺寸约束下合并。

对象间是以距离为合并准则,因而在迭代过程中,进行合并的相邻块重叠度是逐渐降低的,这使得目标函数下降速度由快到慢,此过程等价于模拟退火思想中,概率在时间的推移下,随着温度冷却而逐渐降低。

3　实验验证

3.1　数 据 集

本文使用美国空军实验室提供的公开数据集 wpafb2009[19] 进行实验,其包含了数千条车辆标注信息,传感器成像平台由 6 台相机按 2 行 3 列的形式排列组成,帧率为 2 帧/s,拼接后的图像尺寸达到 2 万像素 × 2 万像素。为了与其他算法[2,7,12,20]进行对照,本文参考 Basharat 等[20]的研究成果裁剪了 3 个区域用于实验。如图 4 所示,区域1和区域2包含了交通要道上的大量车辆

北航学报 赠阅

(a) 区域1 (b) 区域2 (c) 区域3

图 4 wpafb2009 数据集

Fig. 4 wpafb2009 dataset

目标,用于比较最终生成的图像块质量,区域 3 用于比较光照变化处理。

3.2 实验分析

本文算法包含基于图像分割提取候选目标、相邻块聚类合并 2 个独立模块,故将每个模块分别与对应的经典算法进行了对照实验分析。实验硬件环境为 Intel Core i7-7700HQ 64 位处理器、8 GB内存、NIVIDIA GTX 1050 4 GB 显卡,编程语言为 MATLAB。

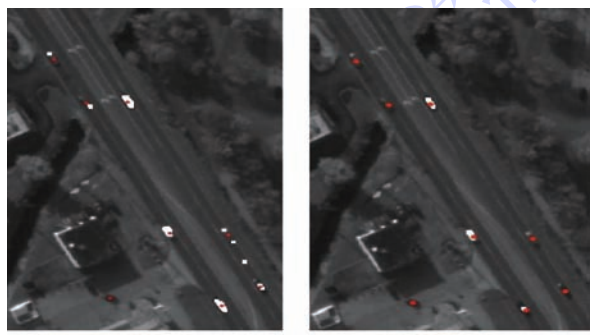
3.2.1 候选运动区域提取方法比较

针对提取到的不规则候选运动区域,本节将对应算法与包含有全局误差处理过程的混合高斯背景建模法 GMM[15]、标准三帧差分法 S-3frame[4] 以及邻域三帧差分法 N-3frame[14] 进行了相关的对照实验。如表 1 所示,由于容忍了目标分离、融合等局部不精确误差,本文算法的精度有所降低,但 3.2.2 节实验验证了精度可在后续聚类过程中得到改进。

表 1 候选运动目标质量比较

Table 1 Qualitative comparison in candidate moving objects %

算 法	精 度	召 回 率
GMM	92.72	83.53
S-3frame	89.06	75.76
N-3frame	91.37	87.73
本文算法	90.68	93.30



(a) 低阈值分割 (b) OTSU阈值分割

图 5 低阈值分割和 OTSU 阈值分割的效果比较

Fig. 5 Comparsion of low-threshold segmentation and OTSU threshold segmentation

此外,本文算法显著提升了召回率,这是得益于低阈值分割策略,实验中的阈值设定为 OTSU 法的取值乘以权重系数 0.6。如图 5(a)所示,低阈值分割提取到的白色不规则区域或是更为完整、贴近图中圆点所示的真实标注,或是能够检测和道路背景相似的深色车辆目标,有助于降低漏警率。

误差处理上,本节实验将局部光照处理策略和全局直方图匹配[12]、基于盒滤波的均值滤波算法[2]进行了对比,效果如图 6 所示,图中圆点为目标的真实标记,白色区域为检测出的候选目标,在未经处理的图 6(a)中,由于相邻帧对应像素点的灰度差值大,光照变化区域被误分割为目标,形成了白色宽条带。在处理效果方面,大幅宽图像中的光照变化区域只占据小部分面积,简单的全局直方图匹配无法精确地定位局部的光照变化位置,且易产生额外噪声,如图 6(b)左下角树木的阴影处就错误地检测出运动信息。类似的,虽然均值滤波能够缓解光照不一致现象,但由于边缘像素邻域同时包含了亮度正常和变化的 2 种情况,均值无法准确表达像素点受到的光照强度,导致边缘亮度匹配的效果较差,同时滤波器还造成部分目标被过度模糊,融合在背景中而遭漏检,这些在图 6(c)中体现为边缘产生 2 条白色细条带及道路上圆点标注的部分车辆未被分割为目标。与现有算法不同,本文通过差分图像定位光照变化区域再分别处理,使得直方图能够更好地表达局部光照强度,图 6(d)中算法很好地消除了光

北航学报 赠阅

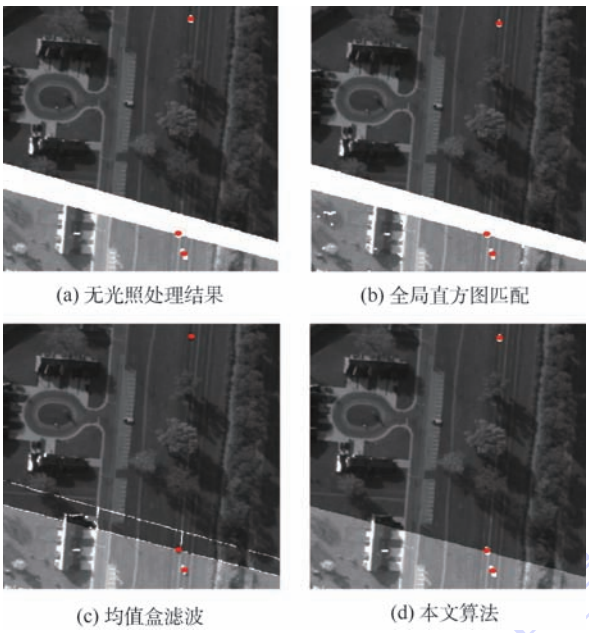


图 6　相邻帧光照变化处理比较

Fig. 6　Comparison of illumination in neighbor frames

照条带,在不产生额外误检测的同时位于该区域内的目标也能被完整地分割检测到。

计算速度上,本文算法在区域 3 的光照处理速度比全局直方图匹配快 2.3 倍,比基于盒滤波器的均值滤波法快 8.9 倍,这得益于光照变化区域平均仅占全图的 2.5%。此外,实验在区域 1、2 中提取到的候选目标区域平均仅占全图的 6.1%,使得对应的高斯模糊、平均梯度抑制等用于消除拼接线、视差的操作范围大幅度缩小。

3.2.2　相邻块聚类合并算法比较

对于生成图像块的质量评估,本节实验将直接拓展不规则区域为矩形块的方法作为本文相邻块合并方法的参考基线,将经典层次聚类算法 HC 和空间密度聚类算法 DBSCAN 作为对照算法进行比较。

评价指标上,除精度与召回率外,本文重点分析了对 CNN 模型影响较大的评价指标,即输出图像块的总数量、面积以及重复出现在不同区域内的目标数量,其值等价于 CNN 所浪费的冗余检测。这 3 个指标除以真实人工标注所对应的取值后得到比率。

参数取值上,考虑到 CNN 一方面需提供部分背景信息作为辅助检测,或实现多目标同时检测,另一方面需避免每次推断阶段占用过多内存和计算资源,本节参考 LaLonde 等[4]将默认图像块尺寸设为 64×64,合并最大尺寸约束为 256×256。

表 2 展示了固定参数 γ 值为 0 的结果。如表 2 所示,得益于相邻目标的合并过程,不精确分割导致的局部目标分离或运动视差、配准造成的误检测都可能在迭代过程中和包含目标的图像块融合输出,由于本文选取目标高度集中的交通要道作为实验数据,因此精度提升显著,但需要指出的是,在目标稀疏分布区域,聚类对精度的提升能力还是有限的,精度主要取决于图像分割和局部误差处理过程。

此外,表 2 显示本文相比经典聚类算法能够更好地降低图像块的数量、面积和重复率,从数据预筛选的角度为 CNN 模型的高效检测提供了支持。利用本文 SC-DBSCAN 算法对数据进行分簇后,可有效根据目标密集程度选择简单或复杂的策略进行相邻对象合并,实现自适应处理。如图 7所示,在目标离散稀疏分布区域,最优解固定,因而所有算法的结果是一致的,但在十字路口、高速公路等目标高密度聚集区域,经典 HC 和 DBSCAN 算法生成的图像块存在尺寸较大且相互重叠的情况,而本文算法能够以更少面积和数量的图像块来提取候选目标,区域中目标的聚集密度越高,算法的优势就越大。

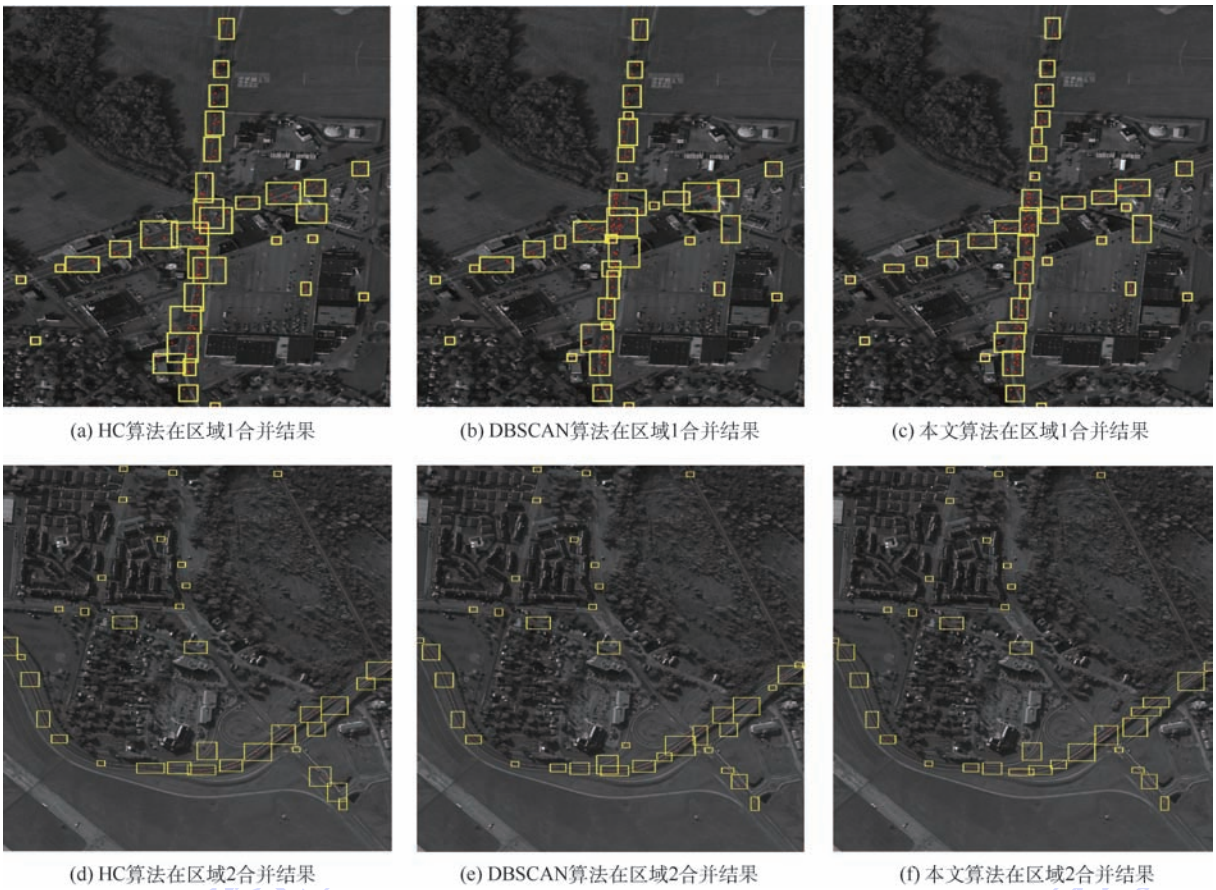
表 3 和图 8 同时展示了目标函数的权重参数 γ 递减对结果的影响。在 wpafb2009 数据集中,本文算法可同时减少总数量和面积($-0.02<\gamma<0.06$ 时),其中数量最多可在测试数据集中减少到原来的 30% 以内($\gamma>0.3$ 时)。参数 γ 的取值增加意味着算法更注重减少图像块数量,等价于允许 2 个密度较稀疏的不相交图像块进行合并,但这可能在进一步减少数量的同时导致 2 个对象的最小包围框面积增加。具体参数值的设定取决于算法在实际应用时,对应的 CNN 模型特点及所部署平台的各项计算约束条件。

表 2　最终图像块质量比较

Table 2　Qualitative comparison of final image patches

算　法	精度/%	召回率/%	数 量 比	面 积 比	重 复 比
基线	90.98	93.96	1.224 1	1.224 1	1.480 4
HC	98.60	94.25	0.387 6	1.104 9	0.084 3
DBSCAN	98.59	94.15	0.401 8	1.105 3	0.099 9
本文算法	98.79	94.34	0.381 8	1.058 6	0.075 6

北航学报 赠阅



(a) HC算法在区域1合并结果 (b) DBSCAN算法在区域1合并结果 (c) 本文算法在区域1合并结果

(d) HC算法在区域2合并结果 (e) DBSCAN算法在区域2合并结果 (f) 本文算法在区域2合并结果

图 7 不同算法在区域 1、2 的合并结果

Fig. 7 Merging results by different algorithms in Region 1 and Region 2

表 3 参数 γ 对结果的影响

Table 3 Impact of parameter γ on result

权重 γ	数量比	面积比
-0.05	1.196 3	1.200 8
-0.02	0.779 2	0.962 6
0	0.610 8	0.929 9
0.03	0.494 7	0.952
0.06	0.435 2	0.992 1
0.1	0.381 8	1.058 6
0.3	0.297 3	1.341
0.55	0.295 3	1.356

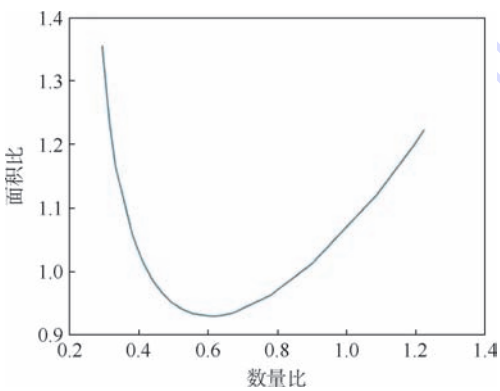


图 8 参数 γ 对最终图像块数量和面积的影响

Fig. 8 Impact of parameter γ on final image patches' amount and area

4 结 论

本文为大幅宽图像下的 CNN 动目标检测模型提出了一种多尺寸运动图像分块提取方法，在目标候选运动区域筛选、相邻对象合并等问题上进行了深入分析并给出了相应的优化算法。相关成果能够用于在不同的神经网络模型、系统操作平台上进行对应的数据预筛选操作，为避免遥感数据爆炸、快速获取运动目标的高价值信息提供了帮助。

1）算法方面。本文主要基于目标运动信息实现数据筛选，而事实上基于显著性检测的算法在兴趣区域提取的研究中更类似于人类的视觉感知过程。一些利用生物视觉感知模型，对目标阴影、形状、颜色等信息进行显著性提取的算法[5,6,21]能够有效加快遥感典型目标检测效率，且同样适用于河流等分割算法无法处理的复杂非刚体目标运动[22]。未来研究将尝试把本文算法与显著性检测相关的视觉感知算法融合，以实现更准确地快速提取候选目标区域。

2）应用方面。虽然本文所提取的图像块是

北航学报 赠阅

以 CNN 的输入作为用途,但相关算法的应用场景并不局限于此,其可用于卫星在轨预筛选运动目标,避免星地间数据的冗余压缩、传输;也可用于从海量遥感视频中提取目标检测的数据集,并结合运动及外观特征进行标注,为 CNN 模型在轨训练提供基础等。后续研究中,算法将被部署在中国首颗软件定义卫星"天智一号"上进行在轨实验验证,以期待减少数据存储和计算上的冗余,进一步实现星上加速及智能的运动目标检测。

参考文献(References)

[1] 徐伟,金光,王家骐. 吉林一号轻型高分辨率遥感卫星光学成像技术[J]. 光学精密工程,2017,25(8):1969-1978.
XU W,JIN G,WANG J Q. Optical imaging technology of JL-1 lightweight high resolution multispectral remote sensing satellite [J]. Optics & Precision Engineering,2017,25(8):1969-1978 (in Chinese).

[2] MARK K,LUIS G,CHRIS S. Real-time tracking of low-resolution vehicles for wide-area persistent surveillance[C]// Workshop on Application of Computer Vision. Piscataway,NJ:IEEE Press,2013:441-448.

[3] IMRAN S,MUBARAK S. Multiframe many-many point correspondence for vehicle tracking in high density wide area aerial videos[J]. International Journal of Computer Vision,2013,104(2):198-219.

[4] LALONDE R,ZHANG D,SHAH M. ClusterNet:Detecting small objects in large scenes by exploiting spatio-temporal information [C]// Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway,NJ:IEEE Press,2018:4003-4012.

[5] GAO F,ZHANG Y,WANG J,et al. Visual attention model based vehicle target detection in synthetic aperture radar images:A novel approach[J]. Cognitive Computation,2015,7(4):434-444.

[6] GAO F,MA F,ZHANG Y,et al. Biologically inspired progressive enhancement target detection from heavy cluttered SAR images[J]. Cognitive Computation,2016,8(5):955-966.

[7] BLASCH E,CHEN G,LING H. Vehicle classification in WAMI imagery using deep network[C]// Sensors and Systems for Space Applications. New York:SPIE,2016:9838-9846.

[8] REN S,HE K,GIRSHICK R,et al. Faster R-CNN:Towards real-time object detection with region proposal networks[C]// International Conference on Neural Information Processing Systems. Cambridge:MIT Press,2015:91-99.

[9] REDMON J,DIVVALA S,GIRSHICK R,et al. You only look once:Unified,real-time object detection[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2016:779-788.

[10] LIU W,ANGUELOV D,ERHAN D,et al. SSD:Single shot multibox detector[C]// European Conference on Computer Vision (ECCV). Berlin:Springer,2016:21-37.

[11] DAI J,LI Y,HE K,et al. R-FCN:Object detection via region-based fully convolutional networks[C]// Advances in Neural Information Processing Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2016:379-387.

[12] SOMMER L W,TEUTSCH M,SCHUCHERT T,et al. A survey moving object detection for wide area motion imagery[C]// Winter Conference on Applications of Computer Vision (WACV). Piscataway,NJ:IEEE Press,2016:1-9.

[13] 罗群明,施霖. 图像拼接方法综述[J]. 传感器与微系统,2017,36(12):4-6.
LUO Q M,SHI L. Review on image stitching methods[J]. Transducer & Microsystem Technologies,2017,36(12):4-6(in Chinese).

[14] THOMAS P,MATTHEW A. Detecting and tracking all moving objects in wide-area aerial video[C]// Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:15-22.

[15] ZIVKOVIC Z. Improved adaptive Gaussian mixture model for background subtraction[C]// International Conference on Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2004:28-31.

[16] ESTER M,KRIEGEL H P,SANDER J,et al. Density-based spatial clustering of applications with noise[C]// International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. Reston:AIAA,1996:226-231.

[17] 张小朋,钱海忠,岳辉丽,等. 基于模拟退火的空间聚类算法[J]. 测绘科学技术学报,2010,27(4):306-309.
ZHANG X P,QIAN H Z,YUE H L,et al. Simulated-annealing based spatial clustering algorithm[J]. Journal of Geomatics Science & Technology,2010,27(4):306-309(in Chinese).

[18] KIRKPATRICK S. Optimization by simulated annealing:Quantitative studies[J]. Journal of Statistical Physics,1984,34(5-6):975-986.

[19] AFRL. Wright-patterson air force base (wpafb) dataset[EB/OL]. [2017-12-10]. http://sdms.afrl.af.mil/index.php?collection=wpafb2009.

[20] BASHARAT A,TUREK M,XU Y L,et al. Real-time multi-target tracking at 210 megapixels/second in wide area motion imagery[C]// IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway,NJ:IEEE Press,2014:839-846.

[21] GAO F,YOU J,WANG J,et al. A novel target detection method for SAR images based on shadow proposal and saliency analysis [J]. Neurocomputing,2017,267:220-231.

[22] GAO F,MA F,WANG J,et al. Visual saliency modeling for river detection in high-resolution SAR imagery[J]. IEEE Access,2018,6:1000-1014.

作者简介:

林翊钧　男,博士研究生。主要研究方向:智能信息处理。

吴凤鸽　女,博士,副研究员。主要研究方向:智能信息处理。

赵军锁　男,博士,研究员。主要研究方向:智能信息处理。

北航学报 赠阅

Image segmentation and density clustering for moving object patches extraction in remote sensing image

LIN Yijun[1,2], WU Fengge[2,*], ZHAO Junsuo[2]

(1. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Institute of Software, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Recently, moving object detection in large-scale remote sensing images achieves outstanding performance by fully convolutional neural network. However, handling such data is very time-consuming because the search space is extremely large. This paper proposes a specific improved method from the point of candidate region proposals. First, irregular candidate areas are roughly extracted by neighborhood differencing and local errors handling. Then a spatial-constraint based density cluster algorithm (SC-DBSCAN) is proposed to merge adjacent areas into patches as CNN input, which aims to reduce final outputs' amount and area. Through the priori of space constraints, this algorithm can adaptively divide data into multi types of clusters, and choose different merging strategies according to the complexity of clusters. For complicated clusters, the outputs are related to traverse sequence of each object, and thus a random search strategy based on simulated annealing is applied to avoid local optima and improve the patches' quality. Finally, by reducing the times of model inferences and avoiding redundant object detections, the detection efficiency of proposed method is significantly improved.

Keywords: remote sensing video; moving object detection; candidate region proposal; frame differencing; spatial density clustering; simulated annealing

北京航空航天大学学报

Received: 2018-06-13; **Accepted**: 2018-08-21; **Published online**: 2018-08-28 10:00
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180827.0741.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: fengge@iscas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0204

基于多普勒频移的光学大气测速系统设计

龙彦志*, 梁应剑, 黄巧平, 孙筱逸, 吴梅
(中国航空工业集团有限公司 成都凯天电子股份有限公司, 成都 610091)

摘 要: 为解决直升机大气数据系统中采用传统空速测量方法所带来的缺陷,提出了一种基于光学原理的大气测速系统实现方案和一种矢量风速及大气数据的快速分解反演方法,并基于该方案设计了光学大气测速系统。该系统根据大气中气溶胶粒子米散射和多普勒效应原理,优化了系统受感器、解调器和高速信号采集处理方案。通过仿真验证了该系统性能指标,系统最大前向可探测空速可达 450 km/h,真空速探测精度优于 ±1 km/h。利用搭建的光学测速试验样机进行地面跑车试验,并与传统的空速测量系统进行对比分析,验证了本文方法和系统的有效性和可靠性。

关 键 词: 大气参数; 直升机; 传感器; 三轴空速测量; 集成
中图分类号: TP79
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2521-07

为直升机提供三轴空速、指示空速、真空速、攻角和侧滑角等大气数据信息的三轴大气数据系统是武装直升机保障高机动飞行安全和实现高精度火力控制的关键技术[1]。目前,直升机三轴大气数据系统以一具能自动感测气流方向的皮托管作为矢量空速受感器[2]。在低速时,该系统有测量精度低、安装位置要求高和大机动测量性能差等缺陷[3],而且在直升机旋翼下洗流的影响下,缺陷被进一步放大,在直升机飞行速度较低或大机动飞行时,现有三轴大气数据系统无法准确测量大气数据信息。这对武装直升机的战技指标形成了相当大的限制。

为了解决上述问题,近年来出现了基于光学原理的空速测量传感器和测量系统。光学大气测速系统是一种基于气溶胶粒子米散射的主动式非接触测量传感器,其通过相干探测散射光的多普勒频移来实现空速测量,能够测量三维风速矢量及解算真空速、攻角和侧滑角等参数。Sonnenschein 和 Horrigan[4] 于 1971 年对连续波聚焦的共轴激光和大气气溶胶后向散射的光外差方法做出了很好的阐释和设计。激光多普勒测速器于 1974 年被 Muñioz 等[5] 首次提出并使用。1985 年,Rogers[6] 提出了利用激光信号的多普勒频移测量大气参数的思想。Katsibas 等[7] 于 2008 年提出了机载光学大气数据系统的架构和数据处理方法。2009—2011 年,Verbeek 和 Jentink 通过机载试验证明晴空、小雨、沙尘等不利天气环境下,光学测速系统能够实现测速功能[8]。Cézard 等[9] 进行了不同波长、能量级和谱分析方法下瑞利散射和米散射的性能对比,米散射在低能量级和高粒子浓度环境下更具有优势。Spuler 和 Richter 等[10] 于 2011 年通过机载试验成功验证了激光大气运动传感器(Laser Air Motion Sensor, LAMS)能够实现空速测量,能够提供飞机机身附近有价值的气流运动信息,且对单个机翼吊舱向外发射多角度光束的三维风速测量方法进行了设计和讨

收稿日期: 2018-04-11; **录用日期**: 2018-07-06; **网络出版时间**: 2018-08-22 13:17
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1639.009.html
基金项目: 中航工业技术创新基金 (2012D16132)
* **通信作者**. E-mail: 13540751048@163.com

引用格式: 龙彦志, 梁应剑, 黄巧平, 等. 基于多普勒频移的光学大气测速系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2521-2527. LONG Y Z, LIANG Y J, HUANG Q P, et al. Design of optical airspeed measurement system based on Doppler shift [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2521-2527 (in Chinese).

北航学报 赠阅

论[11]。Augere 等[12]于 2014 年进行了三轴光学大气速度传感器的机载试验。上述研究都基于固定翼飞行器。目前,由于技术成熟度较低,光学大气速度传感器还没有能够在直升机上装机应用,国际上对直升机光学大气技术还处于研究、试飞阶段,例如美国 OADS 公司的原型机在休伊直升机上已进行了飞行试验[13],国内则尚无相关研究开展。

中国航空工业集团有限公司成都凯天电子股份有限公司是世界范围内仅三家能够研制直升机三轴大气数据系统的单位之一,为中国武装直升机发展做出了重大贡献[14]。为解决现有三轴大气数据系统的固有缺陷,开展了基于光学多普勒的相干空速测量方法研究[15]。本文提出了一种基于多普勒频移的直升机光学大气测速系统,并介绍了其工作原理和性能指标的验证情况。

1 系统工作原理

1.1 激光多普勒空速测量原理

飞行器在飞行时与周围大气产生相对运动,与周围大气的相对速度即为真空速。直升机光学大气测速系统的工作原理是基于多普勒频移的激光相干测速,系统对外界大气发射激光束,激光与大气气溶胶发生作用后,产生携带了多普勒频移的散射光信号,散射光信号被系统接收后得到多普勒频移变化量 Δf。多普勒频移与相对空速之间的关系为

$$\Delta f = \frac{2|\boldsymbol{V}\cdot\boldsymbol{l}|}{\lambda|\boldsymbol{l}|} \tag{1}$$

式中:Δf为多普勒频移量;$\boldsymbol{V}$为相对空速矢量;$\boldsymbol{l}$为激光束的单位矢量;λ 为发射激光的波长。

1.2 三轴空速测量原理

由于单束激光仅能测量沿激光束的一维速度分量,为了获得三维矢量空速,需要至少在一组 3 个正交方向上布置光学天线,分别向 3 个方向上发射激光,测量矢量空速在 3 个方向上的速度投影,并进行三维矢量合成,解算三轴空速,进而解算出真空速 V_t、攻角 α 和侧滑角 β 等参数。

在直升机光学大气测速系统中,光学天线布置在系统受感器组件内部。令 3 束激光 A、B 和 C 的光轴交汇于同一点,则可以认为激光均从该点发射。以该点为原点建立受感器组件右手坐标系,如图 1 所示。

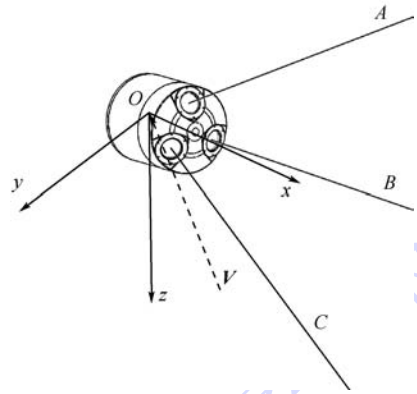


图 1 受感器组件坐标系定义

Fig. 1 Definition of sensor component coordinate system

对单个激光光轴定义以下 2 个角度:①激光光轴在 y-z 平面上的投影沿逆时针方向转动到与 $+y$ 轴重合所经过的转动角 φ;②激光光轴与 $+x$ 轴的夹角 θ。则 $\boldsymbol{V}$ 在激光光轴上的速度投影 V' 为

$$V' = \begin{bmatrix}\cos\theta & \sin\theta\sin\left(\frac{\pi}{2}-\varphi\right) & -\sin\theta\cos\left(\frac{\pi}{2}-\varphi\right)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}V_x\\V_y\\V_z\end{bmatrix} \tag{2}$$

从而可以得到 $\boldsymbol{V}$ 在 3 束激光 A、B 和 C 上的速度投影关系为

$$\begin{bmatrix}V_A\\V_B\\V_C\end{bmatrix} = \boldsymbol{M}\begin{bmatrix}V_x\\V_y\\V_z\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中:

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix}\cos\theta_A & \sin\theta_A\sin\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_A\right) & -\sin\theta_A\cos\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_A\right)\\ \cos\theta_B & \sin\theta_B\sin\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_B\right) & -\sin\theta_B\cos\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_B\right)\\ \cos\theta_C & \sin\theta_C\sin\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_C\right) & -\sin\theta_C\cos\left(\frac{\pi}{2}-\varphi_C\right)\end{bmatrix} \tag{4}$$

对式(3)求逆,即可获得由三轴激光测速解算合成得到的空速矢量公式。在实际装机时,不能完全保证受感器组件坐标系与直升机机体坐标系重合,并且为避免低空飞行时激光射向地面,受感器组件应整体向上倾斜一个角度。此时,需精确测量受感器组件的安装角度,得到机体坐标系到受感器组件坐标系的转换矩阵$\boldsymbol{M}_1$,从而得到三维矢量空速的计算公式为

$$\begin{bmatrix}V_x\\V_y\\V_z\end{bmatrix} = \boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{M}_1^{-1}\begin{bmatrix}V_A\\V_B\\V_C\end{bmatrix} \tag{5}$$

在三维矢量空速的基础上,进一步计算直升

机大气数据参数得到

$$\begin{cases} V_t = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \\ \alpha = \arctan \dfrac{V_z}{V_x} \\ \beta = \arctan \dfrac{V_y}{V_x} \end{cases} \tag{6}$$

1.3　与三轴大气数据系统的对比分析

与传统直升机三轴大气数据系统相比，本文所提出的系统具有以下特点：

1）传统方法根据伯努利定律测量空速，是沉浸式的被动探测系统；本文方法依据多普勒定律，是遥感式的主动探测系统。

2）传统方法使用皮托管作为动压受感器，测量点在总、静压孔，受直升机气动外形和旋翼下洗流干扰非常大；本文方法通过发射激光遥感测量，测量点远离机身，可以最大程度避免下洗流的干扰。

3）传统方法无法感知诸如突风、涡流环等对直升机飞行安全有影响的危险气流；本文方法可以感知到这些危险气流。

4）传统方法中空速与动压的转换关系是非线性的，在空速较低时皮托管的测量精度和测量稳定性较低；本文方法中大气空速与频移的转换关系是线性的，在高、低速环境下都有较好的一致性，尤其是低空速测量精度远优于传统测量方法。

5）传统方法可直接输出指示空速 V_i，进一步解算后才能得到真空速 V_t；本文方法则直接测量真空速，进一步解算后才能获得指示空速。

2　系统设计与实现

2.1　系统总体架构

直升机光学大气测速系统由传感器组件和受感器组件组成，组件之间使用光电缆连接。系统采用全分立式三轴光路结构，在系统内集成了三通道激光多普勒空速传感器，每一路都具有相对独立的光学天线、光纤光路、光电转换和信号采集处理模块，其结构如图 2 所示。

系统采用两级放大的光纤放大器，种子激光器产生的 1 550 nm 连续窄线宽激光通过一级放大输出 4 路激光，其中 3 路作为本振光，第 4 路经过固定频移（中频）f_m 为 40 MHz 的声光移频器后送入第二级放大，再输出 3 路大功率（约 29 dBm）激光信号作为出射光。环形器和光学天线组成收发一体的光学系统，同时实现出射光发射和散射光接收。本振光通过衰减器实现振幅匹配后，与散射光在光纤耦合器中相干混频，输出两路具有相位差为 π 的光信号，经过平衡探测器转换为包含固定频移 f_m 和多普勒频移 Δf 的中频信号。中频信号经过 A/D 信号采集和预处理，解算出 3 个方向的轴向风速，最终在后处理计算机中进行三轴空速的矢量合成，并进一步解算出真空速、攻角和侧滑角等参数。

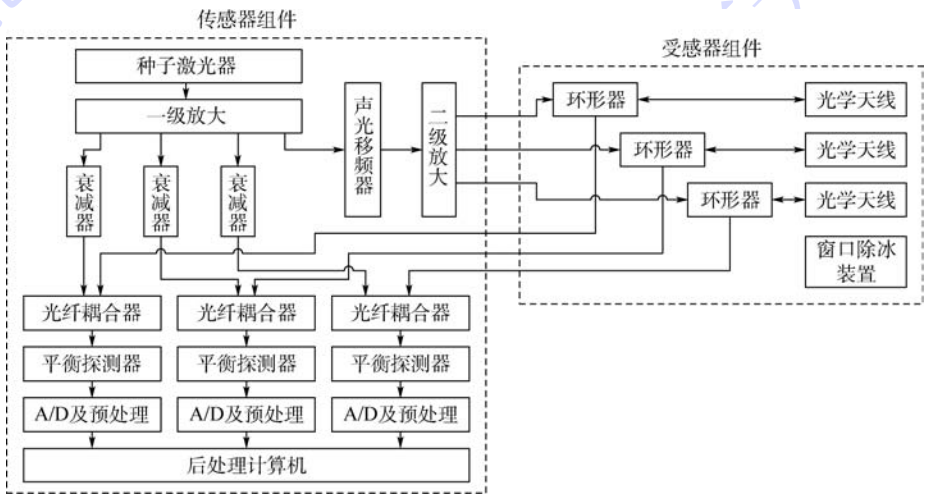


图 2　系统结构

Fig. 2　System architecture

2.2　受感器组件设计与实现

受感器组件设计为吊挂在直升机外部，外形为圆柱体，如图 1 所示。在组件内部均匀分布 3 具光学天线，以实现三轴测速。光学天线的功能是将激光束发射聚焦到指定的距离，接收大气气溶胶散射的光信号并耦合进入光纤。由于载机空间有限，光学大气测速系统难以被分配理想的大口径光学窗口，因而经过性能平衡，使用口径 ϕ = 30 mm，焦距 f = 100 mm 的非球面镜片进行光学天线设计，输入光纤芯径 9 μm，数值孔径 NA = 0.12，在 30 m 处的聚焦光斑直径为 4.2 mm，瑞利长度为 ±3.7 m。光学天线结构和光斑分布仿真

北航学报 赠阅

如图 3 所示。

光学天线的夹角 θ 均设计为 20°，三光轴绕 x 轴均布，即转动角 φ 设计为 90°、210°和 330°。考虑到冬季、高原等恶劣环境试飞需求，设计了基于电加热的窗口除冰装置。

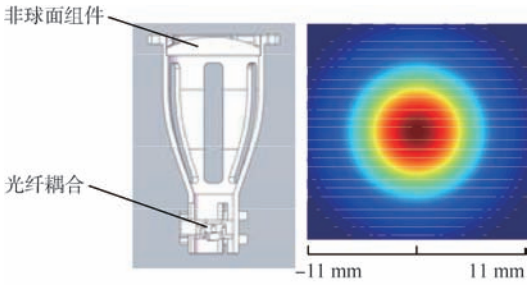


图 3 光学天线结构及仿真

Fig. 3 Optical antenna structure and simulation

2.3 信号采集与预处理

传统大气数据系统的量程和精度主要由压力传感器决定，而光学大气测速系统的量程主要由 A/D 采样带宽决定，精度主要由多普勒频移测量精度决定。由式(1)计算可得，每 1 MHz 多普勒频移大约对应 2.8 km/h 的相对速度。在中频 f_m 为 40 MHz 的情况下，要满足直升机正常飞行速度约 300 km/h 的测速需求，最低约需要 150 MHz 的 A/D采样带宽。本系统选择使用采样频率为 400 Msample/s的 A/D 采样电路，理论最大轴向测速量程为 -111.6 ~ 446.4 km/h。

多普勒频移的测量通过快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform，FFT)进行，FFT 点数决定了频谱分辨率，从而决定了速度测量精度。系统使用基于 Xilinx XC5VSX50T 的 FPGA 电路进行包含 FFT 和信噪比累积在内的预处理计算，预处理计算流程如图4所示，其中FFT点数为2 048点，对应的单轴测速精度为 ±0.27 km/h；信噪比累积目标值为 25 dB，完成累积后在地面气溶胶浓度下频移信号的信噪比为 5 dB。FPGA 电路完成一次预处理的时间为 4.64 ms，系统单轴测速刷新率可以达到 200 Hz。

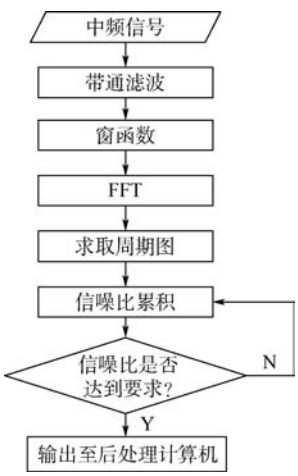


图 4 预处理计算流程

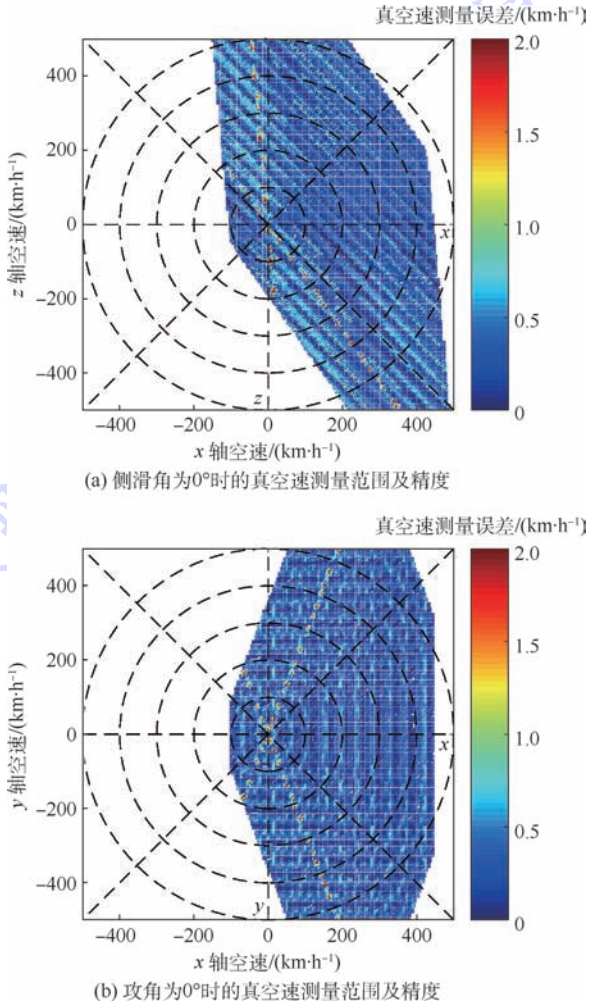
Fig. 4 Preprocessing calculation flowchart

3 性能仿真与地面试验

3.1 性能仿真

光学大气测速系统的性能包线与传统大气数据系统不相同。传统大气数据系统使用皮托管测量空速，使用风标测量攻角和侧滑角，速度和角度的量程、精度是分开的；而光学大气测速系统通过三轴测速解算矢量空速，再换算为空速、攻角和侧滑角，这些参数的测量是相互关联的。为了验证光学大气测速系统的性能指标，进行了性能仿真，仿真结果如图 5 所示。仿真结果给出了直升机真空速与攻角(侧滑角)的探测关系。

从图 5 中可以看出，在真空速不同时，传感器能测量的最大攻角和侧滑角范围是不同的。当真



(a) 侧滑角为0°时的真空速测量范围及精度

(b) 攻角为0°时的真空速测量范围及精度

图 5 系统性能仿真结果

Fig. 5 System performance simulation results

空速小于 100 km/h 时，攻角和侧滑角测量范围为 -180° ~ 180°，即直升机在任意飞行动作（正飞、倒飞和垂直升降）情况下，光学大气测速系统均能够正确测量大气数据信息；而传统直升机大气数据系统在该速度范围内，由于皮托管固有特性及旋翼下洗流影响，测量误差很大。当真空速提高时，系统后向空速探测能力逐渐丧失，但是此时的空速测量能力仍然能够完整覆盖直升机的飞行包线。系统最大前向可探测空速约为 450 km/h，可覆盖大部分直升机的正常飞行包线，但这一性能尚不能满足新研制的高速直升机的要求。当直升机在传感器测量包线以外飞行时，传感器类似于丢失目标的雷达，不能正确地测量大气参数，也不能给出极限信息。为解决该问题，需要将传感器测量包线设计为能够完全覆盖直升机的飞行包线；或者需要引入其他飞行参数，提供参考极限信息。

从仿真结果可以看出，在大部分情况下，光学大气测速系统的真空速探测精度都优于 ±1 km/h，但是当矢量空速与某一根光轴垂直时，该光轴近似于失效，此时系统精度就会降低到 ±2 km/h。增加系统光轴数量能够有效地避免该问题。

3.2　地面试验

直升机光学大气测速系统样机实物如图 6 所示。完成系统样机研制后，使用转台和风洞等设备对系统单光轴测速性能进行了验证。相对于传统大气数据系统而言，目前尚没有较好的能覆盖三轴光学大气测速系统性能包线的地面试验方法。为解决该问题，设计了一种基于移动平台的地面试验方法，并对研制的直升机光学大气测速系统样机进行了地面跑车试验验证。

本文搭建的跑车试验系统通过跑车行驶带动光学大气测速系统与周围大气相对运动，从而模拟空速产生的多普勒频移。系统由电源、空速管、大气数据计算机、二维转台和光学大气测速系统样机等部分组成，其中空速管和大气数据计算机采用为某型低速无人机研制的大气数据系统，其对低空速测量进行了专门优化，空速测量精度为 ±3.6 km/h；二维转台能够为受感器组件提供俯仰和航向 2 个轴向的转动角度 θ_R 和 ψ_R，转动精度为 ±0.5°，以此来模拟受感器组件运动时实际感受到的攻角和侧滑角。由于跑车试验速度相对较低，因此大气数据计算机测量得到的指示空速即视为模拟真空速 V_{ts}，模拟攻角 α_s 和模拟侧滑角 β_s 的计算公式为

$$\begin{cases}\alpha_s = \theta_R \\ \beta_s = \arctan\left(\dfrac{-\tan\psi_R}{\cos\theta_R}\right)\end{cases} \tag{7}$$

跑车试验地点为成温邛高速公路，试验时间为 75 min。试验中最大行驶速度约为 100 km/h。由于试验平台限制，为了避免激光直接指向地面，因此仅模拟了正攻角，侧滑角最大模拟到 ±50°。在试验过程中，A、B 和 C 三光轴测得的轴向速度结果如图 7 所示；由 A、B 和 C 三光轴测速数据解算得到的受感器组件坐标系三轴空速如图 8 所示。

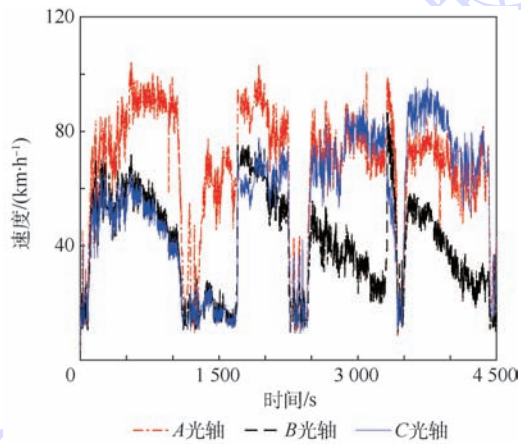


图 7　三光轴测速结果

Fig. 7　Three-optical-axis speed measurement results

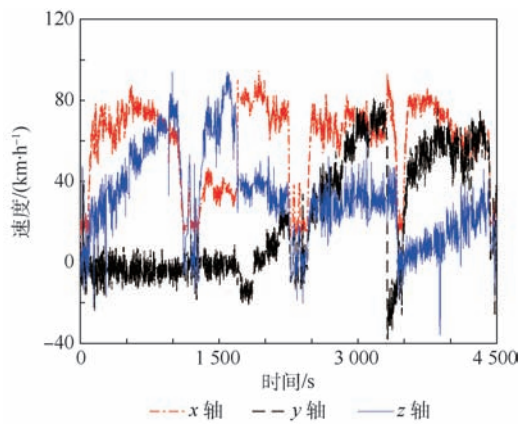


图 8　三轴空速解算结果

Fig. 8　Three-axis airspeed calculation results

图 6　系统实物图

Fig. 6　Picture of system

北航学报 赠阅

由光学大气测速系统三轴空速解算得到的真空速与试验平台大气数据计算机测量数据的对比如图 9 所示。

从图 9 中可以看到，光学大气测速系统与基于空速管的传统大气数据系统的测量结果基本吻合，变化趋势一致，二者归一化相关系数为0.984。此外，光学大气测速系统相较大气机的测量结果超前约 2 ~ 4 s，这验证了光学大气测速系统的遥感探测特性。

图10给出由光学大气测速系统三轴空速解算得到的攻角和侧滑角与试验平台二维转台模拟角度的对比值。表 1 给出攻角、侧滑角数值分析结果。

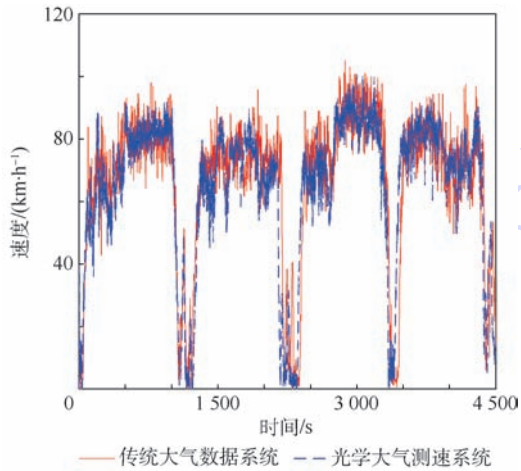


图 9 真空速解算结果

Fig. 9 True airspeed calculation results

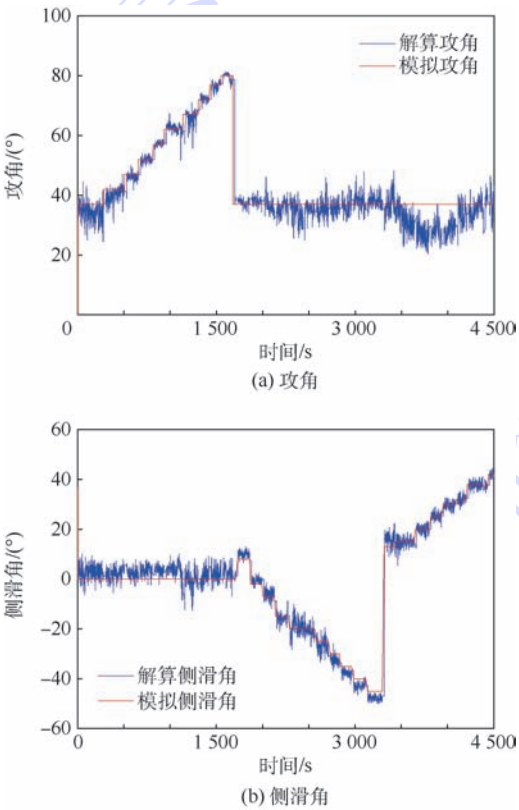


图 10 攻角、侧滑角解算结果

Fig. 10 Calculation results of angle of attack and angle of sideslip

通过对图 10 与表 1 进行分析可知，光学大气测速系统解算得到的攻角和侧滑角与试验平台模拟角度基本一致。在试验进行到 3 600 s 前，光学大气测速系统能较为准确地测量矢量空速信息。系统解算攻角平均误差为 0.63°，均方误差为 2.90°；系统解算侧滑角平均误差为 1.67°，均方误差为 3.57°。在试验进行到 3 600 s 之后，系统攻角解算值与模拟角度出现了最大约 15° 的偏差，但是由于系统真空速和侧滑角测量结果均正确，因此该现象应当是由于试验环境中自然风（垂直气流）影响带来的系统误差。下一阶段的跑车试验将对平台进行改进，增加其对自然风速风向测量的能力，以进一步提高试验精度。

表 1 解算角度实测分析

Table 1 Actual measurement analysis of angle calculation

角 度	时间/s	误差/(°)	均方误差/(°)
攻角	0 ~ 1 200	1.19	2.93
	1 200 ~ 2 400	0.53	2.94
	2 400 ~ 3 600	0.17	2.84
	3 600 ~ 4 800	4.22	6.75
侧滑角	0 ~ 1 200	2.81	3.94
	1 200 ~ 2 400	1.08	2.97
	2 400 ~ 3 600	1.11	3.79
	3 600 ~ 4 800	1.53	3.70

4 结 论

本文体出了一种基于多普勒频移的光学大气测速系统。

1）利用主动遥感探测原理探测直升机三轴矢量空速信息，可以对传统大气数据系统的固有缺陷形成良好的补充，并且能够解决旋翼飞行器在低空低速飞行时带来的测量问题。

2）最大前向可探测空速约为 450 km/h，可覆盖大部分直升机的正常飞行包线；能够测量直升机三轴空速信息、攻角、侧滑角和真空速。

3）经过性能仿真分析和跑车试验验证证明，能够满足直升机对下一代大气数据系统的需求，特别在低速环境下能够较为准确地完成大气数据信息的采集和测量。

本文的进一步工作将完善地面试验的试验精度，并与直升机研制单位合作进行飞行试验。

参考文献（References）

[1] 熊亮，刘义明，黄巧平. 武装直升机大气数据传感器技术研

究进展[J]. 传感器与微系统,2015,34(2):5-8.
XIONG L,LIU Y M,HUANG Q P. Research progress in air data sensor technology for attack helicopter[J]. Transducer and Microsystem Technologies,2015,34(2):5-8(in Chinese).
[2] COYLE S. The art and science of flying helicopters[M]. Ames: Iowa State University Press,1992.
[3] 梁应剑,梅运桥,程丽媛,等. 基于米散射的光学大气数据系统研究[J]. 测控技术,2015,34(1):32-34.
LIANG Y J,MEI Y Q,CHENG L Y,et al. Research on optical air data system based on Mie scattering[J]. Measurement & Control Technology,2015,34(1):32-34(in Chinese).
[4] SONNENSCHEIN C M,HORRIGAN F A. Signal-to-noise relationships for coaxial systems that heterodyne backscatter from the atmosphere[J]. Applied Optics,1971,10(7):1600-1604.
[5] MUÑIOZ R M,MOCKER H W,KOEHLER L. Airborne laser Doppler velocimeter[J]. Applied Optics,1974,13(12):2890-2898.
[6] ROGERS P L. Compact radiation fringe velocimeter for measuring in three dimensions:US4506979 A[P]. 1985-03-26.
[7] KATSIBAS T,SEMERTZIDIS T,LACONDEMINE X,et al. Signal processing for a laser based air data system in commercial aircrafts[C]// 16th European Signal Processing Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2008:1-5.
[8] VERBEEK M J,JENTINK H W. Optical air data system flight testing: NLR-TP-2012-068[R]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory NLR,2012.
[9] CÉZARD N,BESSON C,DOLFI-BOUTEYRE A. Airflow characterization by Rayleigh-Mie lidars[J]. AerospaceLab,2009,1(1):1-4.
[10] SPULER S M,RICHTER D,SPOWART M P,et al. Optical fiber-based laser remote sensor for airborne measurement of wind velocity and turbulence[J]. Applied Optics,2011,50(6):842-851.
[11] SPULER S,SPOWART M,RICHTER D. Development and application of an optical fiber-based laser remote sensor for airborne measurement of wind velocity[C]// 26th International Laser Radar Conference (ILRC26),2012:1-4.
[12] AUGERE B,BESSON B,FLEURY D,et al. 1.5 μm lidar anemometer for true air speed,angle of sideslip,and angle of attack measurements on-board Piaggio P180 aircraft[J]. Measurement Science & Technology,2016,27(5):054002.
[13] MOORMANR W. Life saver[J]. Vertiflite,2012,58(6):18-23.
[14] 刘影碧,谭向军. 直升机三轴全向大气数据系统试飞的算法修正[J]. 航空与航天,2000(3):18-22.
LIU Y B,TAN X J. Algorithm correction of helicopter three-axis air data system flight-test[J]. Avionics and Astronautics,2000(3):18-22(in Chinese).
[15] 王晓维,梁应剑,李翔,等. 基于光学多普勒频移的低空速测量方法研究[J]. 激光技术,2016,40(5):629-632.
WANG X W,LIANG Y J,LI X,et al. Research of low-airspeed measurement based on optical Doppler frequency shift[J]. Laser Technology,2016,40(5):629-632(in Chinese).

作者简介:

龙彦志　男,硕士,工程师。主要研究方向:大气数据技术。

Design of optical airspeed measurement system based on Doppler shift

LONG Yanzhi*, LIANG Yingjian, HUANG Qiaoping, SUN Xiaoyi, WU Mei

(AVIC Chengdu CAIC Electronics Co., Ltd., Chengdu 610091, China)

Abstract: In order to solve the defect within traditional airspeed measurement method adopted by helicopter air data system, this paper presents a scheme of airspeed measurement system based on optical and a rapid inversion method of airspeed vector with other airdata. An optical airspeed measurement system is designed based on this method. According to the principle of Mie scattering of aerosol and Doppler effect, the sensor, demodulator and high-speed signal acquisition and processing scheme is optimized in the system. The performance of the system was verified by computer simulation, in which the maximum forward detectable airspeed of the system can reach 450 km/h, and the detection accuracy of true airspeed can be better than ±1 km/h. The optical airspeed measurement system prototype is tested on ground vehicle to compare with the traditional airspeed measurement system, and the effectiveness and reliability of the proposed method and the optical airspeed measurement system are verified.

Keywords: atmospheric parameter; helicopter; sensor; three-axis airspeed measurement; integration

Received: 2018-04-11; **Accepted**: 2018-07-06; **Published online**: 2018-08-22 13:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1639.009.html

Foundation item: AVIC Technology Innovation Foundation (2012D16132)

* **Corresponding author**. E-mail: 13540751048@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0340

单平台成像目标运动特性反演方法

谌炳汉[1], 左峥嵘[1,*], 夏鲁瑞[2]

(1. 华中科技大学 自动化学院 多谱信息处理技术国家级重点实验室, 武汉 430074;
2. 航天工程大学 太空安全研究中心, 北京 101416)

摘 要: 针对单平台观测条件下目标运动特性反演问题,提出了基于序列图像的目标空间位置重建及运动参数估计模型和方法。为抑制大气折射对位置重建精度的影响,提出将大气视为球面分层,并划分若干层,采用反向追踪策略,从成像系统的入射光线出发,逆向计算出光线在每一层大气中的传输路径,根据追踪路径与目标发射面的交点确定目标空间位置。为减少发射面等先验参数误差的影响,以目标加速度参数一致性作为优化准则,采用迭代估计,在先验误差范围内搜索最优发射面,修正重建误差。通过以上过程反演得到目标运动轨迹以及运动参数,在先验误差范围内,反演的位置误差在 200 m 以下,速度误差在 60 m/s 以下。

关 键 词: 运动参数估计; 反向追踪; 大气折射; 分段拟合; 先验信息优化
中图分类号: TP391.41
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2528-08

目标的遥感测量可有效获取目标运动特性,有助于对目标飞行试验效果进行评估。目标的轨迹重建是遥感测量系统获取目标信息的关键技术,目标的空间轨迹及运动参数通常需要双平台观察,并采用双目视觉方法进行重建,这提高了观测系统的复杂度,例如,天基红外预警系统的高轨部分包括 4 颗静止轨道卫星和 2 颗大椭圆轨道卫星,低轨部分由 21 ~ 28 颗小型卫星组成[1],其部署和维护成本极大,因此,在实际观测系统中,常常只进行单平台的观测[2]。这对单平台观测条件下的目标运动特性反演提出了迫切的需求。研究人员对单星条件下的目标运动参数估计方法进行了较多的研究,参数估计方法主要包括基于弹道模板的弹道参数估计方法[3-4]和基于目标运动特性建模的参数估计方法[5]。为提高估计精度,研究人员进一步将目标动力特征的先验知识应用于单星弹道导弹参数估计中[6],但目前基于单星的目标运动特性反演方法仍存在反演精度较低的问题,该类方法还不足以支撑目标参数测量的需求。因此,本文结合实际应用中所能获得的目标先验知识,研究具有更高估计精度的目标特性反演方法。

1 单平台目标运动特性反演模型

在单平台下目标轨迹重建思路为:对获取的序列图像进行目标的提取,确定目标在图像上的位置,获得不同成像时刻的目标图像位置。对每一个目标位置,根据对应的成像参数,计算目标视线的方向矢量,从成像器所在位置出发,考虑大气折射,对目标视线的光学路径进行反向追踪,追踪路径与发射面的交点即为目标的空间位置,并通过多帧图像反演获得的序列目标空间位置进行拟合处理,修正目标空间位置,反演目标运动参数。计算过程中所需的发射面参数可根据经验设定,也可以由其他计算方式获得。单平台下成像目标运动特性反演的总流程如图 1 所示。

收稿日期: 2018-06-07; **录用日期**: 2018-07-13; **网络出版时间**: 2018-08-22 14:37
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1751.010.html
* **通信作者**. E-mail: zhrzuo@mail.hust.edu.cn

引用格式: 谌炳汉, 左峥嵘, 夏鲁瑞. 单平台成像目标运动特性反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2528-2535.
CHEN B H, ZUO Z R, XIA L R. Motion characteristic inversion method of single platform imaging target[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2528-2535 (in Chinese).

通过目标的提取,获得成像时刻在相机成像的第 k 帧图像上目标的位置 $\boldsymbol{p}=(x_k,y_k)^{\mathrm{T}}$,图像行数 r 及列数 c,以及像元视场角 ϕ_{pixel},进而可求出该位置对应于目标相对于光轴的偏角(α_x,α_y)为

$$\begin{cases}\alpha_x = (x_k - c/2)\phi_{\mathrm{pixel}}\\ \alpha_y = (y_k - r/2)\phi_{\mathrm{pixel}}\end{cases}$$

目标视线方向矢量示意图如图 2 所示,O_{se}-$X_{\mathrm{se}}Y_{\mathrm{se}}Z_{\mathrm{se}}$为传感器坐标系。根据光轴的偏角,可计算得到由相机发出并最终到达目标的光线在传感器成像坐标系下的初始方向向量[7-8] $\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}=(\sin\alpha_x\cos\alpha_y,\sin\alpha_y,\cos\alpha_x\cos\alpha_y)$。

根据如图 3 所示的成像投影相关坐标系的关系,可将先验获得的发射点位置及发射面转换到地心坐标系下,同时将目标视线矢量和发射面方程转换到统一的地心坐标系,坐标系变换涉及传感器坐标系、平台坐标系、轨道坐标系、地心坐标系等坐标系之间的转换[9-10]。

参见图 3,成像时刻 t_k 时的坐标系转换矩阵为

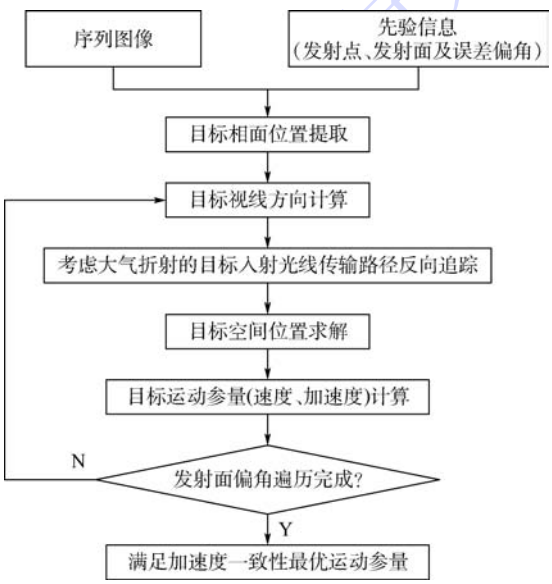


图 1　实现方案总流程图

Fig. 1　General flowchart of implementation scheme

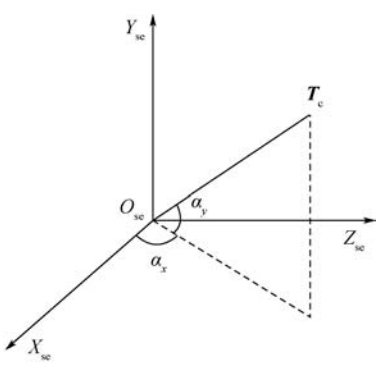


图 2　目标视线方向矢量示意图

Fig. 2　Schematic diagram of target line-of-sight direction vector

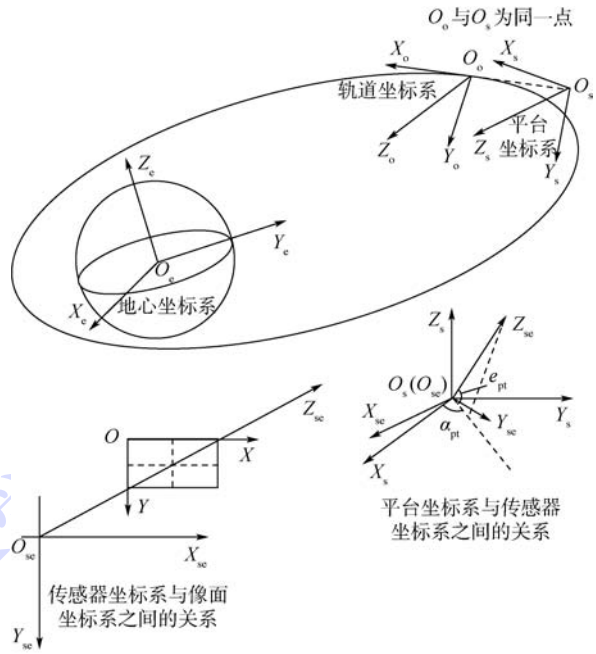


图 3　成像投影相关坐标系的关系示意图

Fig. 3　Schematic diagram of relationship between image projection related coordinate systems

$$\boldsymbol{M}_k = \boldsymbol{M}_{\mathrm{c}}^{-1}\quad \boldsymbol{M}_{\mathrm{c}} = \boldsymbol{M}_{\mathrm{sat2sensor}}\boldsymbol{M}_{\mathrm{orbit2sat}}\boldsymbol{M}_{\mathrm{earth2orbit}} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{M}_{\mathrm{earth2orbit}}$为地心坐标系 O_{e}-$X_{\mathrm{e}}Y_{\mathrm{e}}Z_{\mathrm{e}}$ 到轨道坐标系 O_{o}-$X_{\mathrm{o}}Y_{\mathrm{o}}Z_{\mathrm{o}}$ 的转换矩阵;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{orbit2sat}}$ 为轨道坐标系 O_{o}-$X_{\mathrm{o}}Y_{\mathrm{o}}Z_{\mathrm{o}}$ 到平台坐标系 O_{s}-$X_{\mathrm{s}}Y_{\mathrm{s}}Z_{\mathrm{s}}$ 的转换矩阵;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{sat2sensor}}$ 为平台坐标系 O_{s}-$X_{\mathrm{s}}Y_{\mathrm{s}}Z_{\mathrm{s}}$ 到传感器坐标系 O_{se}-$X_{\mathrm{se}}Y_{\mathrm{se}}Z_{\mathrm{se}}$的转换矩阵。图 3 中的 e_{pt}和 α_{pt} 分别为传感器指向在 O_{s}-$X_{\mathrm{s}}Y_{\mathrm{s}}Z_{\mathrm{s}}$ 下的俯仰角和方位角。

根据目标视线方向及平台位置可得到过目标的射线方程为

$$\frac{x-x_{\mathrm{s}}}{t_x}=\frac{y-y_{\mathrm{s}}}{t_y}=\frac{z-z_{\mathrm{s}}}{t_z} \tag{2}$$

式中:$(x_{\mathrm{s}},y_{\mathrm{s}},z_{\mathrm{s}})$为传感器的空间位置;$(t_x,t_y,t_z)$为射线的法向量;$(x,y,z)$为目标点 P 的空间位置,可由以下联立方程解得

$$\begin{cases}\dfrac{x-x_{\mathrm{s}}}{t_x}=\dfrac{y-y_{\mathrm{s}}}{t_y}=\dfrac{z-z_{\mathrm{s}}}{t_z}\\ q_x x + q_y y + q_z z = 0\end{cases} \tag{3}$$

式中:(q_x,q_y,q_z)为平面法向量。

2　考虑大气折射影响的单平台目标空间位置反演

由于受到地心引力的作用,地表大气密度分布不均。大量的实验研究表明,大气垂直方向比水平方向的变化要大 1 ~ 3 个数量级[11]。因此在实际研究大气折射对光线传播的影响时,常常忽

略大气水平方向的变化，将大气视为水平方向均匀分布。将大气视为球面分层，每层大气均匀分布并且折射率相同，从而大气折射率可简化成仅随海拔高度 h 而变化的量，即 $N=N(h)$[11-14]。

如图 4 所示，设相机 C 在地心坐标系中坐标为 (x_c,y_c,z_c)，目标 P 在地心坐标系中坐标为 (x_p,y_p,z_p)，地心 O_e 坐标为 $(0,0,0)$。相机、目标、地心 3 点组成的平面坐标系 O_e-$X_pY_pZ_p$ 定义如下：平面坐标系的原点与地心直角坐标系的原点重合，平面 O_eCP 与平面 $O_eX_eY_e$ 的交线 O_eX_p 为平面坐标系的 X_p 轴，Y_p 轴垂直平面 O_eCP，则由右手螺旋定则确定 Z_p 轴。平面坐标系 O_e-$X_pY_pZ_p$ 到地心坐标系 O_e-$X_eY_eZ_e$ 的转换矩阵为

$$\boldsymbol{M}_{\text{plan2earth}}=\boldsymbol{M}^{-1}_{\text{earth2plan}}=\boldsymbol{M}^{\text{T}}_{\text{earth2plan}} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{M}_{\text{earth2plan}}$ 为地心坐标系 O_e-$X_eY_eZ_e$ 到平面坐标系 O_e-$X_pY_pZ_p$ 的转换矩阵。

为了方便计算光在每层中传输路径，相机、目标、地心平面内的点坐标和向量可转化到平面坐标系下，因为 Y_p 轴坐标始终为 0，所以将坐标记为二维平面坐标 (x_p,z_p) 的形式[15]。

将相机所在位置定义为第 0 层大气，相机的坐标作为第 1 层入射点位置，由目标点在相机 C 成像的图像上的位置 P，得到相机发出并最终到达目标的光线的初始方向向量。相机发出并最终到达目标的光线的初始方向向量作为第 1 层入射方向，计算光在每层中折射传输路径，最终得到由相机 C 到目标的光线传输路径 $\overrightarrow{CP}$ 与发射面的交点即为目标的空间位置。

当光线由第 i 层射向第 $i+1$ 层时，根据第 $i+1$ 层入射角，第 i 层大气折射率，第 $i+1$ 层大气折射率，计算第 $i+1$ 层出射角。如图 5 所示，当光线由第 i 层射向第 $i+1$ 层时，第 $i+1$ 层光线的入射方向向量 $\boldsymbol{v}_{i+1}$，入射点坐标 $T_{i+1}=(x_{\text{plan}(i+1)},z_{\text{plan}(i+1)})$，第 $i+1$ 层入射角 λ_{i+1}，第 i 层大气折射率 n_i，第 $i+1$ 层大气折射率 n_{i+1}，每层的地心夹角 $\mathrm{d}\theta$ 已知。光线在每层中传输路径的计算原理如下：

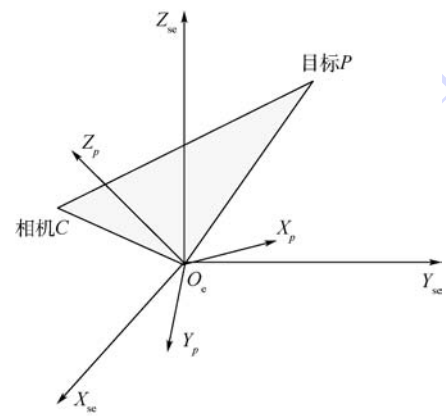


图 4 地心坐标系与平面坐标系之间的关系图

Fig. 4 Relationship between geocentric coordinate system and plane coordinate system

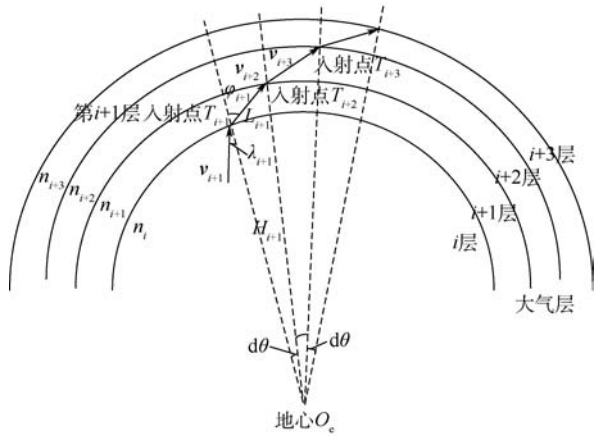


图 5 相机、目标和地心组成的平面内，光在每层大气中的传输路径图

Fig. 5 In plane composed of camera, target and center of the earth, transmission path of light in each layer of atmosphere

根据大气球面分层 Snell 定律，由入射角 λ_{i+1}、大气折射率 n_i、n_{i+1}，求得第 $i+1$ 层出射角 φ_{i+1}。

大气折射率采用 Hopfield 模型进行计算，利用该模型可以求取任意海拔高度 h 的大气折射率 $n=N(h)$，Hopfield 模型考虑了大气含有水汽的情况，将大气折射率分为干、湿 2 项[16-17]。

根据第 $i+1$ 层入射点法线向量和出射角计算出射方向的单位向量。由第 $i+1$ 层入射点法线向量 $\boldsymbol{Q}_{i+1}=[x_{\text{plan}(i+1)},z_{\text{plan}(i+1)}]$ 和出射角 φ_{i+1}，利用向量内积求得出射方向的单位向量 $\boldsymbol{u}_e=[u_x,u_z]$，具体求解方法为

$$\begin{cases}\cos\varphi_{i+1}=\boldsymbol{u}_e\times\boldsymbol{Q}_{i+1}=u_xx_{\text{plan}(i+1)}+u_zz_{\text{plan}(i+1)}\\ u_xu_x+u_zu_z=1\end{cases} \tag{5}$$

根据第 $i+1$ 层的地心夹角、出射角、其距地心的距离以及出射方向的单位向量，计算该层出射光线的长度，进而得到其出射光线方向向量，即第 $i+2$ 层入射光线方向向量。在 $\triangle OT_{i+1}T_{i+2}$ 中，根据正弦定理，利用公式：

$$L_{i+1}=\frac{H_{i+1}\sin(\mathrm{d}\theta)}{\sin(\varphi_{i+1}-\mathrm{d}\theta)} \tag{6}$$

求得第 $i+1$ 层出射光线的长度 L_{i+1}，进而求得第 $i+1$ 层出射光线方向向量 $L_{i+1}\boldsymbol{u}_e$，该方向向量即为第 $i+2$ 层的入射光线方向向量 $\boldsymbol{v}_{i+2}$，其中第 $i+1$

层的地心夹角为 $\mathrm{d}\theta$、第 $i+1$ 层距地心的距离为 H_{i+1}。

由第 $i+1$ 层入射点法线向量和第 $i+2$ 层入射光线方向向量，计算得到第 $i+2$ 层光线入射点法线向量。进而根据向量间的关系 $\boldsymbol{Q}_{i+2}-\boldsymbol{Q}_{i+1}=L_{i+1}\boldsymbol{u}_e$，求得第 $i+2$ 层光线入射点 T_{i+2} 法线向量为

$$\boldsymbol{Q}_{i+2}=\boldsymbol{Q}_{i+1}+L_{i+1}\boldsymbol{u}_e=(x_{\mathrm{plan}(i+2)},z_{\mathrm{plan}(i+2)}) \tag{7}$$

根据第 $i+1$ 层光线的入射点坐标和入射点向量计算第 $i+1$ 层光线的交点；判断是否达到最后一层。在每层中求解射线与发射面的交点，已知发射点 $F(X_f,Y_f,Z_f)$ 和发射面法向量 $\boldsymbol{f}_{\alpha_j}=[\mu_{\alpha_j},\nu_{\alpha_j},\gamma_{\alpha_j}]$，可使用点法式求解交点 $K(x_k,y_k,z_k)$，当第 $i+1$ 层光线的入射点 T_{i+1} 和第 $i+1$ 层中交点 K_{i+1}之间距离小于第 $i+1$ 层光线的入射点 T_{i+1} 和第 $i+2$ 层光线的入射点 T_{i+2} 之间距离时，交点 $K_{i+1}(x_k,y_k,z_k)$ 即为目标点。

3　目标运动参数估计

求取所有序列图像上目标的实际空间位置 $p_i(x_o^{(i)},y_o^{(i)},z_o^{(i)})$ 并将得到的所有目标的空间位置作为轨迹点按顺序分成若干段，每段包括若干个轨迹点，分别对每段进行拟合计算，得到每段轨迹的加速度，进而计算整条轨迹的加速度变化平均值。

将序列图像得到的所有目标的空间位置作为轨迹点 p_k 进行分段拟合，反演目标运动参数[18-20]。将轨迹点按顺序分成 R 段，每段轨迹点数为 m，对于第 l 段的轨迹点 $p_{i,l}(x_o^{(i,l)},y_o^{(i,l)},z_o^{(i,l)})$，$i=1,2,\cdots,m$，一般情况下，目标在主动段和被动段的轨迹都可近似为抛物线，因此，采用二次多项式拟合模型更符合实际轨迹，可避免高阶多项式的过拟合情况。轨迹点坐标可由式(8)拟合：

$$\begin{cases}x_o^{(i,l)}=a_x^{(l)}t_i^2+b_x^{(l)}t_i+c_x^{(l)}\\ y_o^{(i,l)}=a_y^{(l)}t_i^2+b_y^{(l)}t_i+c_y^{(l)}\\ z_o^{(i,l)}=a_z^{(l)}t_i^2+b_z^{(l)}t_i+c_z^{(l)}\end{cases} \tag{8}$$

式中：$a_x^{(l)}$、$b_x^{(l)}$ 和 $c_x^{(l)}$ 为第 l 段 x 轴轨迹拟合二次多项式的系数，同理有 y 和 z 轴的系数。

对第 l 段轨迹中的 m 个点，采用最小二乘法可求解得到拟合系数，则第 l 段的 i 帧目标速度 $V_i^{(l)}(v_{i,x}^{(l)},v_{i,y}^{(l)},v_{i,z}^{(l)})$ 为

$$\begin{cases}v_{i,x}^{(l)}=2a_x^{(l)}t_i+b_x^{(l)}\\ v_{i,y}^{(l)}=2a_y^{(l)}t_i+b_y^{(l)}\\ v_{i,z}^{(l)}=2a_z^{(l)}t_i+b_z^{(l)}\end{cases} \tag{9}$$

第 l 段轨迹的加速度为 $a^{(l)}(a_x^{(l)},a_y^{(l)},a_z^{(l)})$，整条轨迹的加速度变化的平均值 $\overline{\mathrm{d}a}$ 为

$$\overline{\mathrm{d}a}=\frac{1}{R-1}\sum_{l=2}^{R}\left[(a_x^{(l)}-a_x^{(l-1)})^2+(a_y^{(l)}-a_y^{(l-1)})^2+(a_z^{(l)}-a_z^{(l-1)})^2\right]^{\frac{1}{2}}$$

在用二阶多项式拟合时，为了保证足够高的拟合精度，采用分段拟合的方式来减小拟合误差。图 6 为对实际轨迹采用上述拟合方式时，位置平均误差和径向速度平均误差曲线。

考虑到实际检测数据点数，仅仅比对两者拟合点数在 10～30 范围内的情况。可以看出，在拟合点数为 10～30 范围内，位置平均误差随拟合点数增加而增加，而径向速度平均误差随拟合点数增加而减小。发生上述情况的原因是拟合时 3 个分量各自分别拟合，而实际中轨迹的 3 个分量存在一定的耦合，随着点数增多位置拟合误差会增大，而拟合点数增多时拟合出的曲线形状与实际更相似，所以速度误差会降低。取折中的情况，采用拟合点数为 20 的分段拟合。

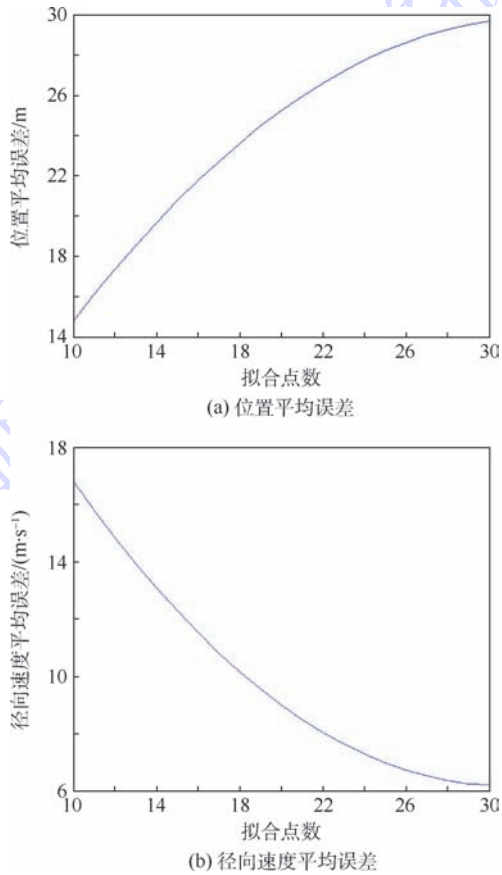


图 6　位置及径向速度平均误差随拟合点数变化曲线

Fig. 6　Curves of location and radial velocity average error changing with number of fitting points

北航学报 赠阅

4 估计参数的迭代优化

先验给出的发射面参数经常存在误差,且该误差对重建精度有极大影响,因此需要在重建过程中同时优化发射面参数,以提高重建精度。目标运动在短时间内可近似为匀加速直线运动,发射面准确时即理想情况下,所重建的运动加速度应为一常量。若发射面参数不准确即发射面发生偏转,目标将变为变加速运动。故在对重建目标点进行分段拟合时,理论上每一段的加速度较之于前一段的加速度差值其绝对值和应接近于零,而对于变加速运动,发射面偏转越大,差值越大。

预先设定一组发射面偏角,并设置初始的发射点位置和发射面法向量,$j=0$。给定一组发射面偏角 α_j, $\alpha_j = -\beta + j\mathrm{d}\beta$, $0 \leqslant j \leqslant 2\dfrac{\beta}{\mathrm{d}\beta}$,其中,$[-\beta,\beta]$为给定的角度搜索范围,$\mathrm{d}\beta$ 为角度搜索步长。同时根据经验给定初始计算的发射点位置 $F(X_f,Y_f,Z_f)$ 和发射面法向量 $\boldsymbol{f}_0=[\mu_0,\nu_0,\gamma_0]$,以及第 j 个发射面偏角 α_j,由方程式(10)可计算得到对应第 j 个发射面偏角的发射面法向量 $\boldsymbol{f}_{\alpha_j}=[\mu_{\alpha_j},\nu_{\alpha_j},\gamma_{\alpha_j}]$。

$$\begin{cases}[\mu_0,\nu_0,\gamma_0]\cdot[\mu_{\alpha_j},\nu_{\alpha_j},\gamma_{\alpha_j}]=\cos\alpha_j\\ \sqrt{\mu_{\alpha_j}^2+\nu_{\alpha_j}^2+\gamma_{\alpha_j}^2}=1\\ [\mu_{\alpha_j},\nu_{\alpha_j},\gamma_{\alpha_j}]\times(-X_f,-Y_f,-Z_f)=\boldsymbol{0}\end{cases} \tag{10}$$

对应于发射面偏角 α_j,可反演出相应的目标运动参数$(x,y,z,v,a,\mathrm{d}a)_{a_j}$,分别为位置坐标$(x,y,z)$,速度 v,加速度 a 和加速度差 $\mathrm{d}a$,则最优目标运动参数为

$$(x,y,z,v,a)^{\mathrm{opt}}=\underset{(x,y,z,v,a)_{a_j}}{\arg\min}\,\mathrm{d}a_{a_j} \tag{11}$$

图 7 为发射点经纬高为(E97.306°,N41.090°,6 369.853 km),发射面法向量为(-0.137,0.604,0.784)的轨迹在不同偏角情况下的反演加速度差值和的变化曲线,记录加速度变化平均值的最小值以及相对应的发射面偏角、发射点位置、发射面法向量。将此条件下得到的轨迹点作为最后的反演轨迹。

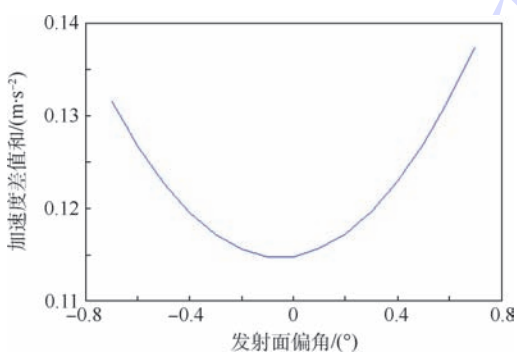


图 7 发射面优化分析图

Fig. 7 Diagram of launch plane optimization analysis

5 实验及分析

在发射点和发射面等先验信息准确情形下,不考虑成像和检测的影响因素,单平台定位的位置平均误差标准差和径向速度平均误差与指向误差标准差的关系如图 8、图 9 所示。

从图 8 可以看出,单平台定位时,分段拟合的方法在指向误差极小的情形下会带来误差增大,但是指向误差标准差在 5″内时能够有效地抑制指向误差引起的定位误差,并且误差在 500 m 以下,有足够空间考虑成像和检测的误差。图 9 显示指向误差标准差变化范围为(0″,50″)时,径向速度平均误差与指向误差的标准差成正相关,径向速度平均误差小于 60 m/s。

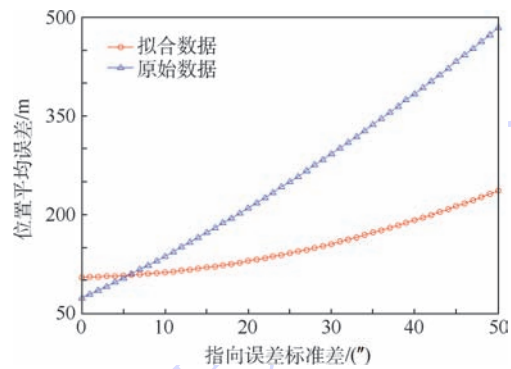


图 8 单平台定位的位置平均误差随指向误差标准差变化曲线

Fig. 8 Curves of single platform positioning's location average error changing with pointing error standard deviation

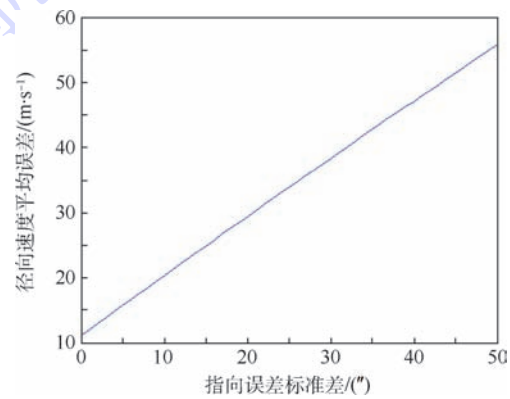


图 9 单平台定位的径向速度平均误差随指向误差标准差变化曲线

Fig. 9 Curve of single platform positioning's radial velocity average error changing with pointing error standard deviation

北航学报 赠阅

由单平台下检测到的目标像面位置重建三维轨迹是典型的病态问题，先验知识发射点位置和发射面指向显的尤为重要，其中发射点位置能够精确获得，故发射面指向是影响单平台定位误差的关键因素。

从图 10 可以看出，即使是根据已知的准确轨迹拟合出来的发射面都不是十分准确，而在实际目标飞行过程中，受到环境影响因素太多，发射面不能保持准确，并会产生很大的误差。从图中可以看出在发射面偏转 500″，也就是 0.139°，在实际中可看做是较小的误差，但是目标重建位置误差已经在 1 km 以上。故单平台定位在实际应用中存在很大的难题也就是发射面准确度的问题，其定位误差远大于双平台定位误差。

在空间目标点位置确定的情况下，影响定位精度的另一个重要因素就是平台位置误差，在高空中平台位置的变化给定位带来很大的影响，分别对平台位置误差添加均值为 0，不同标准差的随机误差，统计分析平台位置误差给定位精度带来的影响，图 11 为平台位置误差给目标重建位置和速度带来的误差。

从图 11 可以看出平台位置相较于其他影响因素，对目标重建速度误差带来的误差影响是很大的。在平台位置误差为 420 m 时，重建速度误差已经比较大，而重建位置误差符合定位要求。

综上实验，主要分析了对单平台成像目标运动特性反演误差影响因素，包括平台指向误差、平台位置误差、发射面偏转误差和分段拟合点数。在上述影响因素取误差范围最大值时，综合误差 $E_{\text{sum}}=\sqrt{\sum_{i=0}^{n}e_i^2}$。平台指向误差取 30″，平台位置误差取 10 m，发射面偏转 100″，拟合点数为 20，计算综合误差，反演位置误差在 200 m 以下，速度误差在 60 m/s 以下。

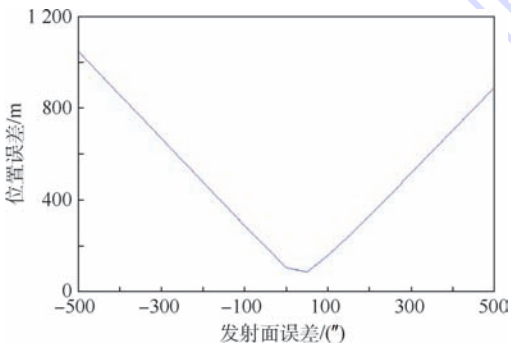


图 10　单平台定位的位置误差随发射面误差变化曲线

Fig. 10　Curve of single platform positioning's location error changing with launch plane error

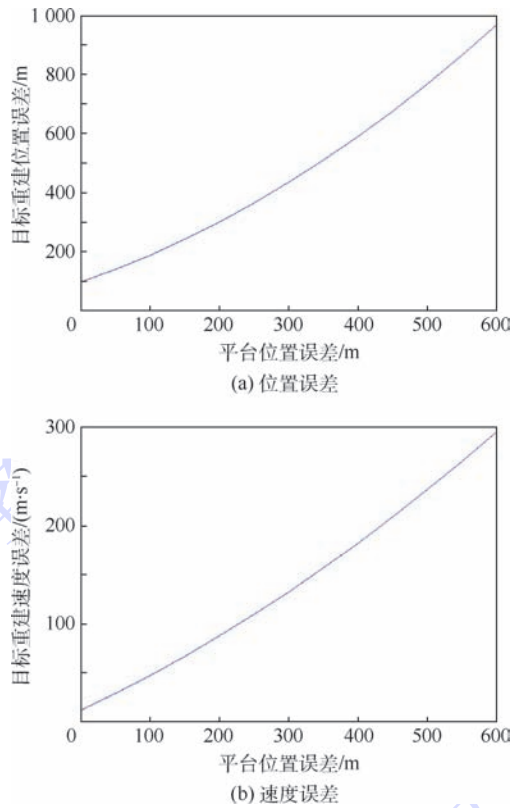


图 11　平台位置误差对目标重建位置误差及速度误差的影响

Fig. 11　Effect of platform location error on target reconstruction location error and speed error

6　结　论

本文针对单平台下的观测数据进行空间轨迹重建是典型的病态问题，提出单平台成像目标运动特性反演方法，得到：

1）本文提出从平台位置出发，反向追踪，将大气划分多层，计算在大气传输路径，最终与发射面相交得到目标位置，并通过迭代优化发射面和分段拟合等方法抑制重建误差，此方法能够有效反演单平台目标运动特性。

2）通过本文提出的单平台目标运动特性反演方法，目标反演位置误差在 200 m 以下，速度误差在 60 m/s 以下，能够用作实际场景。

3）对重建出的原始数据进行分段拟合，能够有效的抑制重建的位置误差及速度误差。

4）在各影响因素中，发射面的精确度的影响最大，较小的偏转就会带来很大的反演误差，而通过发射面的迭代优化，可以较为有效地抑制小范围发射面的偏转带来误差。

参考文献（References）

[1] 魏晨曦，马婷婷. 美国未来的侦察卫星及其关键技术[J].

国际太空,2005(3):23-24.
WEI C X, MA T T. The future reconnaissance satellite of the United States and the key technologies [J]. International Space, 2005(3):23-24(in Chinese).

[2] 张天序. 成像自动目标识别[M]. 武汉:湖北科学技术出版社,2005:19-40.
ZHANG T X. Imaging automatic target recognition[M]. Wuhan: Hubei Science and Technology Press, 2005:19-40(in Chinese).

[3] DANIS N J. Space-based tactical ballistic missile launch parameter estimation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(2):412-424.

[4] 李英良. 单星弹道估计与预报中的方法研究[D]. 长沙:国防科技大学,2004.
LI Y L. Research on method of single star ballistic estimation and forecast [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004(in Chinese).

[5] SITZMAN G L, DRESCHER G H. Tactical ballistic missile trajectory state and error covariance propagation[C]// IEEE Position Location and Navigation Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994:839-844.

[6] 申镇. 单星预警弹道导弹参数估计方法研究[D]. 长沙:国防科技大学,2010.
SHEN Z. The single satellite early warning ballistic missile parameter estimation research [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010(in Chinese).

[7] 阮晓东,李世伦,诸葛良,等. 用立体视觉测量多自由度机械装置姿态的研究[J]. 中国机械工程,2000,11(5):571-573.
RUAN X D, LI S L, ZHUGE L, et al. Research on measuring the attitude of multi-degree-of-freedom mechanism with stereo vision[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2000, 11(5):571-573(in Chinese).

[8] 罗世民,李茂西. 双目视觉测量中三维坐标的求取方法研究[J]. 计算机工程与设计,2006,27(19):3622-3624.
LUO S M, LI M X. Research on the method of calculating three-dimensional coordinates in binocular vision measurement [J]. Computer Engineering and Design, 2006, 27(19):3622-3624(in Chinese).

[9] ZHANG K, XU B, TANG L X, et al. Modeling of binocular vision system for 3D reconstruction with improved genetic algorithms [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2006, 29(7):722-728.

[10] HEIKKILA J. Geometric camera calibration using circular control points[J] IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 22(10):1066-1077.

[11] ZHAO Q Y, HAACK T, ROGERS T, et al. Ensemble prediction of atmospheric refractivity conditions for EM propagation[J]. Journal of Applied Meteorology and Climatology, 2016, 55(10):2113-2130.

[12] 严豪健. 大气折射的研究进展[J]. 世界科技研究进展,2006,28(1):48-58.
YAN H J. Research progress of atmospheric refraction [J]. World Science and Technology Research Progress, 2006, 28(1):48-58(in Chinese).

[13] SMITH E K, WEINTRAUB S. The constants in the equation for atmospheric refractive index at radio frequencies [J]. Proceedings of the IRE, 1953, 41(8):1035-1037.

[14] GUO X, KANG S, ZHANG Y. A simple method to estimate clear air refractivity profile in the stably stratified marine atmospheric boundary layer[C]// 2014 XXXIth URSI General Assembly and Scientific Symposium (URSI GASS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:1-4.

[15] 于丽娟. 新型弱目标检测及目标空间定位算法研究[D]. 武汉:华中科技大学,2016.
YU L J. New weak target detection and target space locating algorithm [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2016(in Chinese).

[16] GRABNER M, KVICERA V, PECHAC P, et al. World maps of atmospheric refractivity statistics[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2014, 62(7), 3714-3722.

[17] 陈祥明. 大气折射率剖面模型与电波折射误差修正方法研究[D]. 青岛:中国海洋大学,2008:8-10.
CHEN X M. Study on atmospheric refractivity profile model and radio wave refraction error correction method [D]. Qingdao: Ocean University of China, 2008:8-10(in Chinese).

[18] 杨剑,吕乃光,董明利. 加权最小二乘算法在机器视觉系统中的应用[J]. 光学精密工程,2009,17(8):1870-1877.
YANG J, LÜ N G, DONG M L. The application of weighted least squares algorithm in machine vision system[J]. Optical Precision Engineering, 2009, 17(8):1870-1877(in Chinese).

[19] KANAYET F J, MATTARELLA-MICKE A, KOHLER P J, et al. Distinct representations of magnitude and spatial position within parietal cortex during number—Space mapping [J]. Journal of Cognitive Neuroscience, 2018, 30(2):200-218.

[20] KIM H S, HWANG D Y, KIM K H, et al. Reducing positioning errors in the important access point selection method for fingerprint localization by spatial partitioning[C]// 2017 International Conference on Information Networking. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017:445-447.

作者简介:

谌炳汉 男,硕士研究生。主要研究方向:模式识别、图像分析、计算机视觉等。

左峥嵘 男,副教授。主要研究方向:模式识别、图像分析、图像制导、计算机视觉、自动目标识别等。

夏鲁瑞 男,副研究员。主要研究方向:天基目标探测、计算机视觉等。

北航学报 赠阅

Motion characteristic inversion method of single platform imaging target

CHEN Binghan[1], ZUO Zhengrong[1,*], XIA Lurui[2]

(1. National Key Laboratory of Science & Technology on Multispectral Information Processing, School of Automation, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;
2. Space Security Research Center, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: Aimed at inversion of target motion characteristics under single platform observation conditions, the model and method for reconstructing target spatial position and estimating motion parameters based on sequence images are proposed. To suppress the effect of atmospheric refraction on the accuracy of location reconstruction, it is proposed that the atmosphere is treated as a layered sphere, and the reverse tracking strategy is adopted to calculate the transmission path of light in each layer of the atmosphere in reverse, starting from the incident light of the imaging system. In summary, the target location is determined according to the intersection of the tracking path and the target launch plane. Furthermore, in order to reduce the effect of prior parameter errors such as launch plane, iterative estimation is adopted to search the optimal firing surface within the range of prior error, with the consistency of the target acceleration parameters as the optimization criterion, and the reconstruction error is corrected. Through the above process, the target trajectory and the motion parameters are obtained by inversion. Within the prior error range, the inversion location error is less than 200 m and the inversion velocity error is less than 60 m/s.

Keywords: estimation of motion parameter; reverse tracking; atmospheric refraction; piecewise fitting; prior information optimization

北京航空航天大学学报

Received: 2018-06-07; **Accepted**: 2018-07-13; **Published online**: 2018-08-22 14:37
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1751.010.html

* **Corresponding author**. E-mail: zhrzuo@mail.hust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0268

基于 CSI-XGBoost 的高精度 WiFi 室内定位算法

张玄黎，修春娣*，王延昭，杨东凯
（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：考虑到室内环境的复杂性和多径效应对 WiFi 指纹定位性能的影响从 Intel 5300 无线网卡中提取信道状态信息(CSI)，利用修正后的 CSI 幅值和相位信息作为指纹特征，使用极限梯度提升(XGBoost)算法构建高精度指纹库，实现分米级的高精度室内定位。进一步通过实测数据分析了采样间隔、室内视距(LOS)和非视距(NLOS)环境、缺失值和数据维度等因素对所提算法定位性能的影响。实际室内环境下的实验结果表明，本文算法受 NLOS 影响较小，对室内复杂环境有很强的鲁棒性；此外，该算法能够很好地处理高维稀疏数据，解决 CSI 指纹特征的“误匹配”问题，且对缺失数据不敏感，定位准确度优于 90%。

关 键 词：室内定位；信道状态信息(CSI)；指纹匹配；极限梯度提升(XGBoost)；相位延拓
中图分类号：TN966；TN929.5
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)12-2536-09

随着网络信息技术和智能终端技术的高速发展，人们越来越多的时间在室内活动，因而对室内环境下的位置服务(LBS)需求越来越大，高精度室内定位技术的研究日益迫切。主流的室内定位技术包括 WiFi 技术、蓝牙技术、UWB 技术、红外技术，以及基于智能手机 MEMS 器件的惯导定位技术和新兴的计算机视觉定位技术。WiFi 室内定位技术凭借其基础设施分布广泛、成本低的优势成为该领域的研究热点。考虑到室内定位的高精度需求，目前 WiFi 室内定位研究主要集中在基于接收信号强度指示(Received Signal Strength Indication，RSSI)的指纹定位方法[1-2]。然而，室内环境障碍物众多，多径现象严重，导致 RSSI 波动大，严重影响了定位精度和效果。

正交频分复用(Orthogonal Frequency Division Multiplexing，OFDM)是 WiFi 系列标准广泛采用的物理层核心技术，将无线信道划分为正交的子载波，每个子载波是一个窄带平坦衰落信道，因而具有极好的抗多径能力。信道状态信息(CSI)详细地刻画了 OFDM 子载波瞬时信道信息，对信道变化具有很高的灵敏度，近年来得到了 WiFi 室内定位研究领域专家和学者的关注。CSI 的获取需要特定的工具。华盛顿大学的 Halperin 等开发的 CSITool[3-4] 和清华大学团队研发的 WiFiRADAR[5] 的发布，使得通过修改网卡驱动(如 Intel 5300 无线网卡和 Atheros 系列网卡)获取 WiFi 环境下的 CSI 成为可能。

由于 CSI 是复数(包括幅值和相位)，定位指纹特征的选择可采用不同的参数。DeepFi[6] 只用了 CSI 的幅值信息，而 PhaseFi[7] 只使用了 CSI 的相位信息，二者分别在较为理想环境和复杂环境下进行了实验验证，并采集大量数据，在米级间隔下达到了 1～2 m 的平均定位误差。早期 CSI 室内定位研究仅采用单天线的 CSI[8] 作为指纹，如

收稿日期：2018-05-11；**录用日期**：2018-06-15；**网络出版时间**：2018-07-17 11:02
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180713.1851.002.html
基金项目：北航金华北斗技术成果转化及产业化基金项目（多传感器融合智能室内定位系统研发）(BARI1701)
* **通信作者**. E-mail：xcd@buaa.edu.cn

引用格式：张玄黎，修春娣，王延昭，等. 基于 CSI-XGBoost 的高精度 WiFi 室内定位算法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(12)：2536-2544. ZHANG X L，XIU C D，WANG Y Z，et al. High-precision WiFi indoor localization algorithm based on CSI-XGBoost[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(12)：2536-2544 (in Chinese).

北航学报 赠阅

细粒度室内指纹识别系统(Fine-grained Indoor Fingerprinting System, FIFS)[9]。后来,随着 CSI 采集技术的成熟,相关研究人员开始将多进多出(Multiple-Input Multiple-Output, MIMO)技术引入到 CSI 室内定位中,例如 Chapre 等利用多天线的 CSI 数据构建 CSI 矩阵[10],分别利用 K 近邻(KNN)算法和贝叶斯算法训练大量数据,在 2 m 左右间隔下达到了米级定位精度。同样实验环境下,FIFS 的平均定位精度大约为 2 m。可见,MIMO 技术的加入提高了 CSI 定位的性能。

本文构建了一个基于 CSI-XGBoost 的高精度 WiFi 室内定位方案。应用 MIMO 技术提取单接入点(AP)的 CSI 数据矩阵,将修正后的 CSI 的幅值和相位作为联合指纹,利用极限梯度提升(eXtreme Gradient Boosting, XGBoost)算法[11]构建高精度指纹库。在线阶段,将实时采集的 CSI 提取出指纹信息后,基于离线阶段构建的指纹库模型,使用机器学习方法匹配指纹库中与该指纹特征相似度最高的指纹信息,将其对应的位置作为定位结果。进一步利用实际室内环境中的实验数据,分析了采样点间隔、室内视距(Line of Sight, LOS)和非视距(Non Line of Sight, NLOS)环境、缺失值和数据维度等因素对该算法定位性能的影响。

1　CSI 信息采集与提取

CSI 是在物理层层面描述 OFDM 无线通信系统中收发信机之间的信道属性的物理量,可以提供子载波水平的信道测量。同时,CSI 以数据包的形式描述了信道的特性变化,信号在传播过程中经历的损耗、多径和失真都会在 CSI 中体现。目前支持 IEEE 802.11n 标准[12]的商用无线网卡可以以 CSI 信道矩阵的形式提供不同子载波的幅值和相位信息。

在窄带平稳信道中,OFDM 系统在频域可以简单建模[5]为

$$\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{HX} + \boldsymbol{N} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{Y}$ 为接收向量;$\boldsymbol{X}$ 为发射向量;$\boldsymbol{H}$ 为信道矩阵;$\boldsymbol{N}$ 为加性高斯白噪声(Additive White Gaussian Noise, AWGN)向量。

信道矩阵 $\boldsymbol{H}$ 包含了 CSI 的幅值和相位信息。IEEE 802.11n 标准[12]的 OFDM 系统包含 56 个子载波,本文采用 Intel 5300 无线网卡,只能提取出其中的 30 个子载波信息。每个子载波的 CSI 可以表示为

$$\boldsymbol{H}_i = |\boldsymbol{H}_i| e^{-i\angle \boldsymbol{H}_i} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{H}_i$ 为第 i 个子载波的 CSI;$|\boldsymbol{H}_i|$ 为第 i 个子载波的 CSI 幅值;$\angle \boldsymbol{H}_i$ 为第 i 个子载波的 CSI 相位。

本文通过 CSI Tool 修改 Intel 5300 无线网卡的驱动,获得启动网卡的 debug 模式的权限,该模式允许网卡将其中的 CSI 等数据以二进制的方式读入系统主存中,然后通过 Linux 系统提供的系统函数将 CSI 数据导出为.dat 文件形式供后续处理。

2　CSI-XGBoost 定位算法

本文算法使用一台三天线无线路由器作为发射机,一台安装有 Intel 5300 无线网卡(三天线)的笔记本电脑作为接收机。考虑到 2.4 GHz 频段的无线信号有更强的穿墙能力,选择 2.4 GHz 作为实验频段。一个 T-R 链路有 30 个子载波,因而采集到的 CSI 为一个 3 × 3 × 30 的数值矩阵。基于 CSI 幅值和相位联合信息的高精度室内指纹定位系统结构如图 1 所示,分为离线(训练)阶段和在线(测试)阶段两部分。

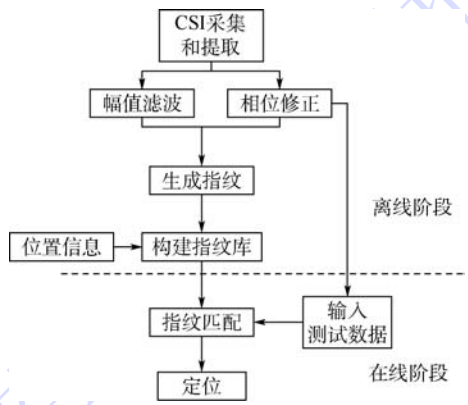


图 1　系统结构

Fig. 1　System architecture

2.1　离线阶段

在离线阶段,需要采集和提取 CSI 数据,并分别对 CSI 的幅值和相位进行修正,去除误差或异常值。修正后的 CSI 幅值和相位将组成联合指纹特征,与位置信息共同输入到 XGBoost 算法中进行训练,构成离线指纹库。

2.1.1　预处理

在复杂的室内环境中,多径效应会导致 CSI 幅值发生波动,容易出现超出正常波动范围的异常值。为去除异常值,采用不同子载波的中值作为参考值,如果波动超出一定的阈值,将被视作异常值。单纯的去除异常值会造成数据中出现缺失值,影响定位算法的性能,因而本文采用中值替代

北航学报 赠阅

的方式。图 2 给出了幅值滤波前后的波形图，图 2(a)为滤波之前的 CSI 幅值波形图，可以看出有明显的异常值存在；图 2(b)为滤波之后的 CSI 幅值波形图，与图 2(a)相比，不存在明显的异常值，说明该算法可以有效去除异常值。

CSI 的相位存在循环性，因而提取出的 CSI 相位是折叠的，需要利用相位延拓的方法将 CSI 的相位展开。时钟同步误差的存在导致了相邻子载波之间存在 $2\pi\delta/F$ 相位偏差，δ 为时钟同步误差，F 为 FFT 解调部分的采样数。原始相位的波形如图 3(a)所示，相位延拓后的波形如图 3(b)所示。

由于接入点(Access Point, AP)和测量点(Measurement Point, MP)之间存在时钟同步误差 δ 和载波频率误差 β，延拓后的相位不能直接作为指纹数据。延拓后的相位和真实相位之间的关系[13-14]可以表示为

$$\hat{\phi}_i = \phi_i - 2\pi \frac{k_i}{F}\delta + \beta + Z \tag{3}$$

式中：$\hat{\phi}_i$为信号的真实相位；ϕ_i为信号延拓后的相位；Z 为随机相位误差；k_i为第 i 个子载波的索引值。其中，对相位准确度影响度最大的是时钟同步误差和载波频率误差，需要尽量剔除。

由于CSI相位是上述2种误差的线性函数，

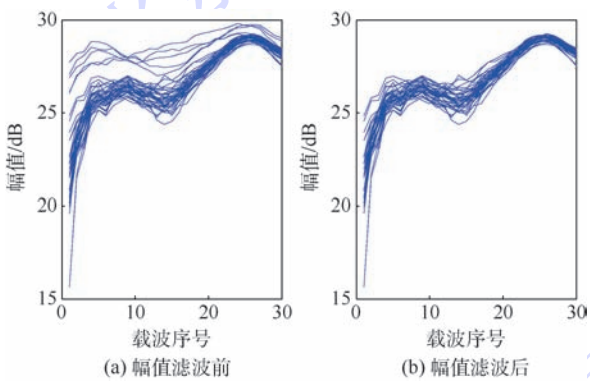


图 2 幅值滤波前后的波形

Fig. 2 Waveform before and after amplitude filtering

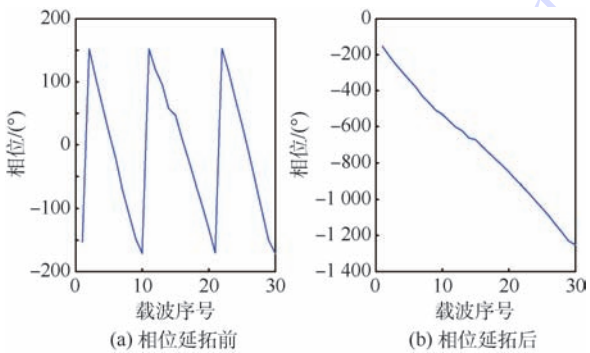


图 3 相位延拓前后的波形

Fig. 3 Phase waveform before and after unwrapping

即可以表示为

$$\hat{\phi}_i = \phi_i - ak_i - b \tag{4}$$

斜率 a 和截距 b 的表达式如下：

$$a = \frac{\hat{\phi}_n - \hat{\phi}_1}{k_n - k_1} \tag{5}$$

$$b = \sum_{j=1}^{n} \hat{\phi}_j / n \tag{6}$$

线性变换后的相位波形如图 4 所示。

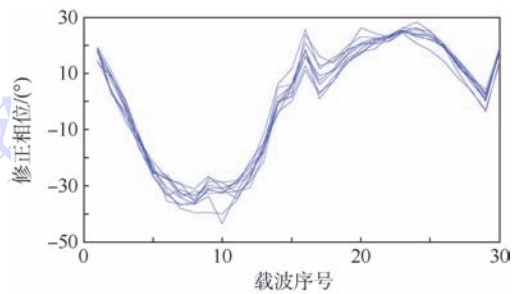


图 4 线性变换之后的相位波形

Fig. 4 Phase waveform after linear transformation

2.1.2 指纹库构建

指纹库用来保存位置、指纹信息和两者的映射关系。CSI 指纹信息包括 CSI 的全部幅值和相位信息，形式为

$$\textbf{fingerprint} = [\textbf{CSI}_{\text{amplitude}} \quad \textbf{CSI}_{\text{phase}}] \tag{7}$$

式中：$\textbf{CSI}_{\text{amplitude}}$为 CSI 的幅值矩阵，包含所有 T-R 链路 30 个子载波的幅值信息；$\textbf{CSI}_{\text{phase}}$为 CSI 的相位矩阵，包含所有 T-R 链路 30 个子载波的相位信息。由于本文采集到的 **CSI** 为一个 3×3×30 的数值矩阵，因而一个指纹是一个 1×540 的数值矩阵。

本文通过 XGBoost 算法学习了位置和 CSI 指纹之间的映射关系，构建了高精度指纹库，指纹库如图 5 所示。

作为一种多决策树分类器，XGBoost 算法通过构建决策树完成指纹库的构建。XGBoost 构建决策树的过程如图 6 所示，其基本思想是利用多棵回归树对样本进行训练，将每个决策树的结

位置	CSI指纹
(X_1, Y_1)	$[\textbf{CSI}_{1a}\ \textbf{CSI}_{1p}]$
(X_2, Y_2)	$[\textbf{CSI}_{2a}\ \textbf{CSI}_{2p}]$
⋮	⋮
(X_{n-1}, Y_{n-1})	$[\textbf{CSI}_{(n-1)a}\ \textbf{CSI}_{(n-1)p}]$
(X_n, Y_n)	$[\textbf{CSI}_{na}\ \textbf{CSI}_{np}]$

图 5 指纹数据库

Fig. 5 Fingerprint database

北航学报 赠阅

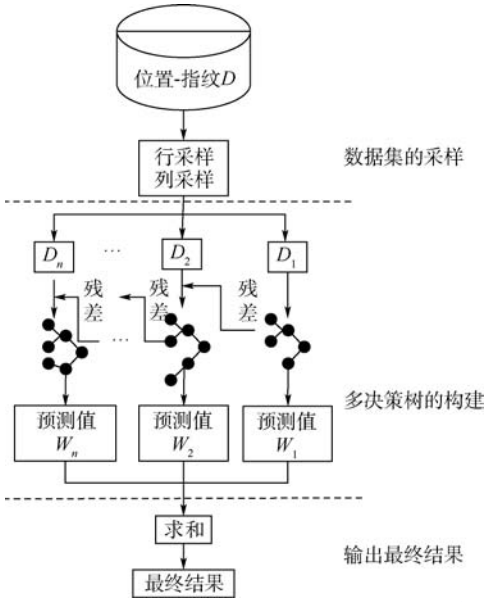


图 6　XGBoost 原理图

Fig. 6　Schematic diagram of XGBoost

果融合得到最终的分类结果。回归树的生成需要经历特征选择、分裂和剪枝过程。本文算法的目标函数可以表示为

$$O(\phi) = \sum_{i=1}^{n} L(y_i, \hat{y}_i) + \sum_{k=1}^{K} \Omega(f_k) \tag{8}$$

式中:K 为构建的决策树的个数,其目标函数分为损失函数 $L(y,\hat{y})$ 和正则化项 $\Omega(f_k)$ 两部分;y_i 为第 i 个样本的真实值;$\hat{y}_i$ 为 y_i 的估计值。

损失函数表示为

$$L(\phi) = \sum_{i=1}^{n} l(y_i, \hat{y}_i^{(t-1)} + f_t(x_i)) \tag{9}$$

式中:$\hat{y}_i^{(t-1)}$ 为第 i 个样本的第 $t-1$ 轮迭代的预测值,可以表示为

$$\hat{y}_i^{(t)} = \hat{y}_i^{(t-1)} + f_t(x_i) \tag{10}$$

$f_t(x_i)$ 表示第 t 轮迭代产生的决策树的描述函数,可以表示为

$$f_t(x_i) = \omega_q(x_i) \qquad \omega \in \mathbf{R}^T, q:\mathbf{R}^m \to \{1,2,\cdots,T\} \tag{11}$$

式中:x_i 为第 i 个样本的特征值;q 为对应的叶子节点的索引号;T 为叶子节点的个数;ω_q 为第 q 个叶子节点的预测值。

正则化项 $\Omega(f_k)$ 通过约束要优化的参数(叶子节点的个数 T、叶子节点的预测值 ω)来防止出现过拟合,具体的原理这里不再赘述。

利用 XGBoost 算法构建指纹库的步骤如下:

步骤 1　特征选择与分裂。

选取某一位置作为采样点,采集 CSI,将修正后的 CSI 幅值和相位作为一个样本的全部特征。对特征进行列采样,利用贪婪(Greedy)算法求得使目标函数值最小的幅值(或相位)特征及该特征下的值作为本次分裂的分裂点。决策树每次分裂都需要计算目标函数,根据“目标函数最小”原则来选择最优分裂点。

步骤 2　剪枝。

为了防止指纹库构建的指纹库模型过于复杂,出现过拟合现象,即构建指纹库使用离线训练数据可以得到很高的正确率,而使用在线测试数据的正确率低。需要对分裂的节点进行剪枝。每次分裂时,计算分裂增益,

$$G = \frac{1}{2}\left[\frac{G_L^2}{H_L+\lambda} + \frac{G_R^2}{H_R+\lambda} - \frac{(G_L+G_R)^2}{H_L+H_R+\lambda}\right] - \gamma \tag{12}$$

式中:G_L、G_R 分别表示分裂点左子树、右子树的损失函数的一阶导数;H_L、H_R 分别表示分裂点左子树、右子树的损失函数的二阶导数。γ 作为剪枝的阈值,叫做惩罚项。如果该分裂点带来的增益小于阈值 γ,则该节点将被剪枝。

对于一棵固定结构的决策树来说,其最优的叶子节点预测值 ω^* 可以表示为

$$\omega^* = -\frac{G_j}{H_j+\lambda} \tag{13}$$

式中:$G_j = \sum_{i\in I_j} g_i$ 为损失函数的一阶导数,$I_j = \{i \mid q(x_i) = j\}$,$g_i = \partial_{\hat{y}_i^{(t-1)}} l(y_i, \hat{y}_i^{(t-1)})$;$H_j = \sum_{i\in I_j} h_i$ 为损失函数的二阶导数,$I_j = \{i \mid q(x_i) = j\}$,$h_i = \partial^2_{\hat{y}_i^{(t-1)}} l(y_i, \hat{y}_i^{(t-1)})$。

步骤 3　停止建树。

当一棵树到达最大深度或者叶子节点的预测值 ω 的和小于设定的阈值时,则停止分裂。对于生成的每棵决策树,计算其预测结果与真实结果之间的差值,这个差值称为“残差”。残差将作为下一棵决策树学习的目标,通过每棵决策树对残差的学习,预测结果将逐渐逼近真实结果。通过多棵决策树的学习,最后完成离线训练过程。

如果 CSI 指纹数据存在缺失值,本文算法将当做稀疏矩阵,分裂时将把缺失值分别分到左子树和右子树计算损失,选择损失函数最小的作为缺失数据的分裂方向。

2.2　在线阶段

在线阶段如图 7 所示,实时采集和提取 CSI 数据,由于对幅值的修正需要用到其统计信息,本阶段仅对相位进行修正。将处理后的 CSI 数据与离线指纹库进行匹配,使用机器学习方法找到指纹库中与该指纹特征相似度最高的指纹信息对应

北航学报 赠阅

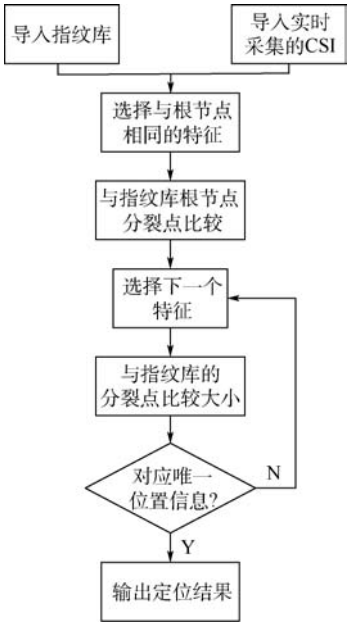


图 7 在线阶段框图

Fig. 7 Online phase block diagram

的位置作为定位结果。

本文算法的定位流程如下:

步骤 1 实时采集指纹信息,并对指纹的幅值和相位特征进行修正。

步骤 2 调用离线阶段构建的指纹库模型,将指纹信息与指纹库模型进行匹配,选取指纹信息中与指纹库根节点相同的特征,比较指纹信息的特征值与指纹库根节点的值,判断该指纹信息选择哪个子节点进行比较,如果该指纹信息的特征值大于指纹库根节点的值,则与左子节点再进行比较;反之,与右子节点进行比较。

步骤 3 与选定的子节点进行比较,方式与根节点相同,都是比较特征值的大小,直到到达该决策树的最大深度,利用式(13)计算该指纹信息的预测值。

步骤 4 重复步骤 2、3,直到遍历指纹库的所有决策树,将预测值求和,得到最终的定位结果。

3 实验验证

3.1 实验方案

为了验证所提算法的有效性,分别在北京航空航天大学新主楼 F 座 532 教室和 432 教室做了 2 组实验。AP 选择 TP-Link 三天线路由器,路由器频段设置为 2.4 GHz。MP 选择安装有 Intel 5300 三天线无线网卡的笔记本电脑。通过 CSI-Tool 提取无线网卡的 3 × 3 × 30 的 CSI 矩阵作为定位的数据来源。F532 和 F432 的实际环境如图 8所示,实验室面积较大,室内环境复杂。实验

(a) F532

(b) F432

图 8 实际实验环境

Fig. 8 Actual experimental layout

结果的好坏用定位准确度(location accuracy)、累积分布函数(Cumulative Distribution Function, CDF)以及真实位置和定位结果的估计误差来评定。定位准确度是指匹配正确的测试样本数量占总测试样本数量的比例。

3.2 定位性能

3.2.1 采样间隔

本次实验选择如图 9 所示的实验规划图直观地描述实验场景。实验区域的大小为4.8m ×

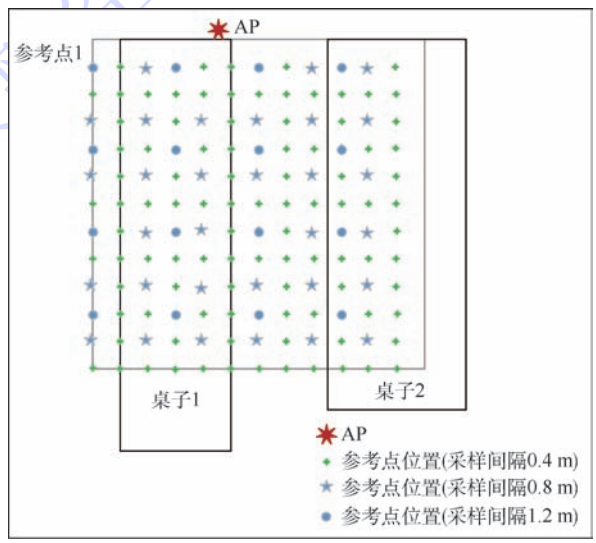


图 9 不同采样间隔的实验场景图

Fig. 9 Experiment scene diagram with different sampling intervals

北航学报 赠阅

4.8 m,三天线路由器位于实验区域上部,为了研究采样间隔对定位性能的影响,按照 0.4、0.8、1.2 m的间隔等间隔采样,分别采集 16、36、144 点数据,每点采集 300 次数据。训练集为 100 个样本,测试集为 200 个样本,训练集和测试集无缺失值数据存在。

表 1 和图 10 给出了不同采样间隔对应的定位性能比较。就本次实验结果来看,定位精度和采样间隔呈负相关关系,指纹密度越大,定位精度越差。但是指纹密度变化时,定位精度的变化在可接受的误差内,因而可以认为指纹密度对定位性能的影响不大。当采样间隔为 0.8 和 0.4 m 时,采样点间隔减小,其定位准确度和平均定位误差仍保持在较高水平,说明 CSI 定位方法即使在分米级(0.4、0.8 m)间隔下也能很好地区分不同位置,且在定位准确度方面也不逊色。在不同采样间隔下,CSI 的定位准确度均在 95% 以上,能够在分米级间隔下实现厘米级的平均定位误差。然而当指纹密度增大时,其训练时间呈幂次方增加,而定位精度基本没有提升,因为在后续工作中,可以选择 1.2 或 0.8 m 的采样间隔构建指纹库。

表 1　不同采样间隔的定位性能比较

Table 1　Comparison of positioning performance at different sampling intervals

定位性能	采样间隔/m		
	1.2	0.8	0.4
定位准确度/%	97.7	97.5	97.4
平均定位误差/m	0.054	0.060	0.066
训练时间/s	1.69	14.29	322.99

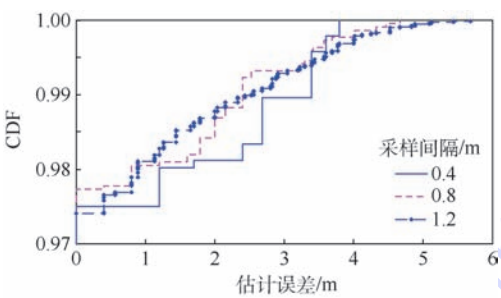


图 10　不同采样间隔的定位结果 CDF

Fig. 10　Positioning result CDF at different sampling intervals

3.2.2　LOS 和 NLOS 环境

实验区域选在北京航空航天大学新主楼 F432。F432 里有一个封闭的小屋,实验区域大小为 6 m×10 m,RP 点布设区域有较多障碍物,RP 点根据实际环境进行选取,相邻 RP 点相距 0.5 m,共取 58 个点,实验场景如图 11 所示。将一个三天线路由器放置于房间上部,AP 和 MP 天线之间没有明显的遮挡,可看作 LOS 环境;AP 置于小屋内,发出的 WiFi 信号要穿墙,此时为 NLOS 环境的情况。在 2 种实验场景下,逐次采集每个 RP 点的数据,每个 RP 点采集 300 次数据。训练集为 100 次样本,测试集为 200 次样本,训练集和测试集无缺失值存在。

表 2 和图 12 给出了 NLOS 和 LOS 环境下各算法的 CSI 定位性能比较。可以看出,本文算法和支持向量机(Support Vector Machine,SVM)算法在 NLOS 环境下的定位性能略好于 LOS 环境。对于 KNN 算法来说,LOS 环境下的平均定位误差要优于 NLOS 环境下约 0.2 m;对于改进后的 KNN(Modified KNN,MKNN)[13] 算法来说,NLOS 环境下的平均定位误差要优于LOS环境下约0.6 m,整

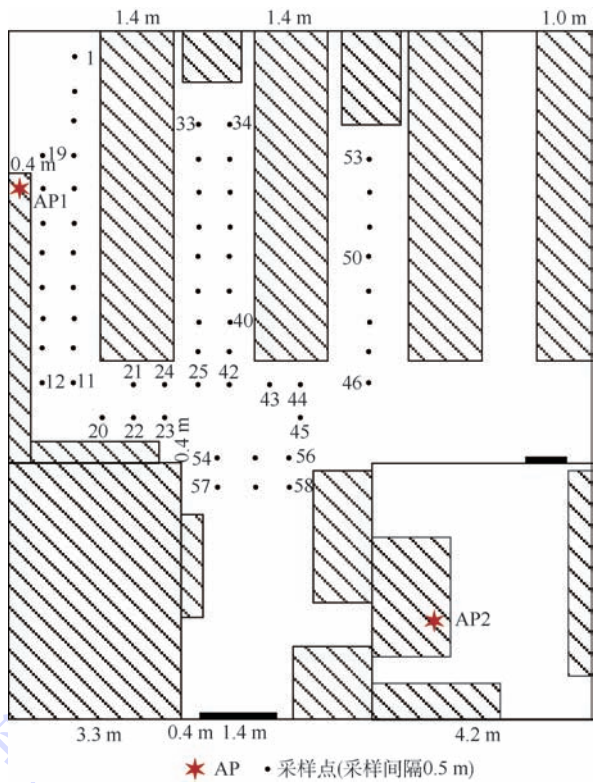


图 11　NLOS 和 LOS 环境下的实验场景图

Fig. 11　Experiment scene diagram in NLOS and LOS environments

表 2　NLOS 和 LOS 环境下的定位性能比较

Table 2　Comparison of positioning performance in NLOS and LOS environments

算　法	定位性能	NLOS	LOS
CSI-XGBoost	定位准确度/%	99.01	98.84
	平均定位误差/m	0.029	0.038
CSI-SVM	定位准确度/%	98.97	98.27
	平均定位误差/m	0.030	0.054
CSI-KNN	平均定位误差/m	3.392	3.191
CSI-MKNN	平均定位误差/m	0.652	1.248

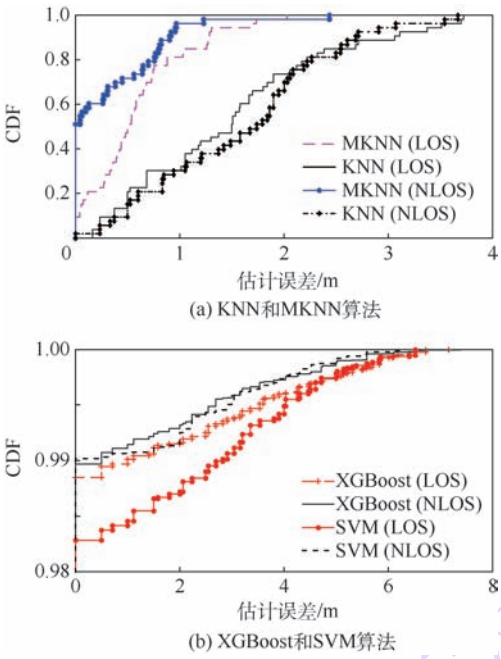


图 12 NLOS 和 LOS 环境下的定位结果 CDF

Fig. 12 Positioning result CDF in NLOS and LOS environments

体定位准确度较差。这一现象和测距定位法刚好相反,这是由于指纹法的原理是根据不同采样点的指纹信息的差异性进行定位匹配的,在 NLOS 环境下,由于多径现象的存在,使得不同位置处的指纹信息的差异性增大,因而大量实验数据的统计结果显示 NLOS 环境下的定位性能要优于 LOS 环境下的定位性能。同时该实验结果表明,本文算法和 SVM 算法对环境变化的鲁棒性较好,不易受 NLOS 环境影响。

3.2.3 缺失值

在实验过程中,由于室内环境复杂,导致数据采集过程中会发生丢失,生成的数据集中会出现缺失值。经过多次实验的数据分析与统计,发现缺失值在本次实验采集的数据集中占比为 1% 左右。针对这一问题,使用 3.2.2 节中 LOS 环境下的数据集作为实验数据集,根据采集到的数据分析数据缺失的规律,按照该规律对数据集随机删除了一些数据,形成含有 1% 缺失数据的对照数据集。将这一组数据集分别使用本文算法和 SVM 算法、KNN 算法、MKNN 进算法行定位匹配,表 3 和图 13 给出了不同算法性能比较结果。

从表 3 和图 13 可以看出,在没有缺失值的情况下,本文算法定位性能略优于 SVM 算法,但相差不大,而 KNN 算法和 MKNN 算法的平均定位误差较大。当数据集中有缺失值存在的情况下,本文算法定位准确度降低了约2%,平均定位误差

表 3 缺失值对不同算法定位性能的影响

Table 3 Effect of missing values on positioning performance of different algorithms

算 法	定位性能	无缺失值	有缺失值
CSI-XGBoost	定位准确度/%	98.8	95.9
	平均定位误差/m	0.038	0.147
CSI-SVM	定位准确度/%	98.3	93.7
	平均定位误差/m	0.054	0.225
CSI-KNN	平均定位误差/m	1.004	4.875
CSI-MKNN	平均定位误差/m	0.658	5.273

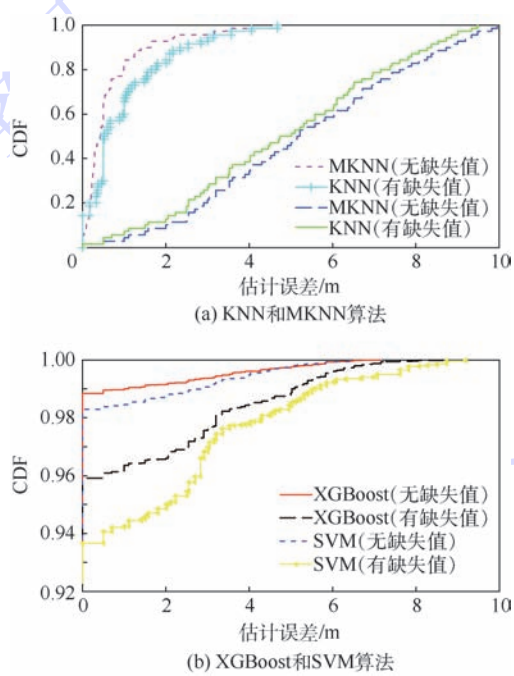


图 13 有无缺失值的定位结果 CDF

Fig. 13 Positioning result CDF with and without missing values on positioning performance

降低了 2.87 倍,而 SVM 算法的定位准确度降低了约 5%,平均定位误差降低了 3.17 倍。缺失值的存在对 SVM 算法的影响要大于 XGBoost 算法,这是由于 SVM 的定位原理是基于距离度量的,对数据质量要求较高,当数据出现缺失时,将距离作为判断依据将导致定位偏差变大。同样的,对于以欧氏距离和为定位依据的 KNN 算法来说,数据存在缺失时,其定位性能大幅下降。

3.2.4 数据维度

在使用 CSI 数据进行室内定位时,由于每个信道的 CSI 包含 30 个子载波,因而特征维数较大,在使用机器学习方法进行指纹匹配时,由于高维数据存在稀疏性,随着数据维度的增加,两点之间的欧氏距离趋向于变大。如果单纯利用某点的训练集数据和测试集数据的“距离”作为指纹匹配的依据,很容易出现“误匹配”。表 4 和图 14 给出了 KNN 算法、MKNN 算法、SVM 算法和本文

北航学报 赠阅

算法的定位性能的比较。可见,在使用 KNN 算法和基于感知概率[15]的动态加权 KNN 算法——MKNN 时,RSSI 的定位性能要优于 CSI。考虑到上文提到的数据维度问题,利用主成分分析(Principal Component Analysis,PCA)法对 CSI 数据进行降维,将降维后的数据输入 KNN 和 MKNN 算法,KNN 算法的定位性能略有提高,但仍无法满足精度要求,而 MKNN 的定位性能得到大幅提高,说明 KNN 算法更适合处理低维数据。而本文算法和 SVM 算法可以很好地处理高维稀疏数据,定位性能显著优于上述几种 KNN 算法。

表 4　数据维度对不同算法定位性能的影响

Table 4　Effect of data dimensions on positioning performance of different algorithms

算　法	平均定位误差/m
RSSI-KNN	1.331
RSSI-MKNN	0.249
CSI-KNN	1.773
CSI-MKNN	0.746
CSI-PCA-KNN	1.772
CSI-PCA-MKNN	0.150
CSI-SVM	0.038
CSI-XGBoost	0.054

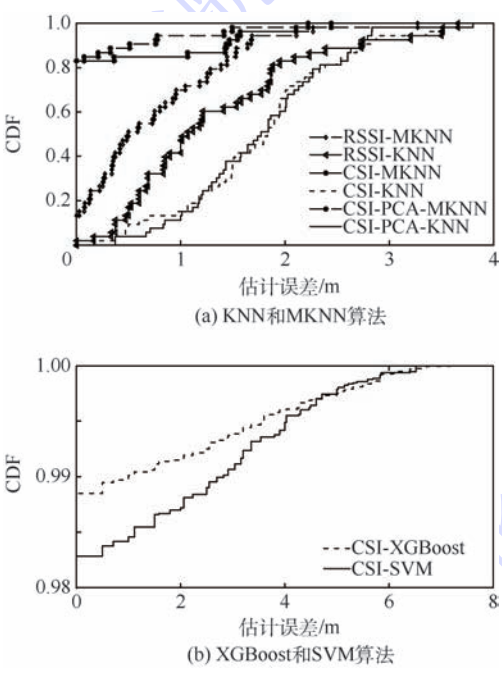


图 14　不同算法的数据维度实验定位结果 CDF

Fig. 14　Positioning result CDF of different algorithms in data dimension experiment

4　结　论

本文提出一种基于 CSI-XGBoost 的高精度 WiFi 室内定位解决方案,将修正后的 CSI 幅值和相位信息作为联合指纹特征,通过多决策树的 XGBoost 算法实现高精度指纹定位。实际室内环境下的实验验证数据分析结果表明,该算法能够提供分米级的室内定位精度。

1) LOS 和 NLOS 环境下的定位性能分析结果证明,所提算法受 NLOS 影响较小,对室内复杂环境有很强的鲁棒性。

2) CSI-XGBoost 算法能够很好地处理稀疏数据,解决 CSI 指纹特征高维数据稀疏性导致的"误匹配"问题。

3) 当存在数据缺失时,该算法对缺失值不敏感,定位性能明显优于 SVM 算法,定位准确度大于 90%。

参考文献(References)

[1] BAHL P,PADMANABHAN V N. RADAR:An in-building RF-based user location and tracking system[C]// Proceedings of IEEE INFOCOM. Piscataway,NJ:IEEE Press,2000:775-784.

[2] YOUSSEF M,AGRAWALA A. The Horus WLAN location determination system[C]// International Conference on Mobile Systems. New York:ACM,2005:205-218.

[3] HALPERIN D,HU W J,SHETH A,et al. 802.11 with multiple antenna for dummies[J]. ACM SIGCOMM Computer Communication Review,2010,40(1):19-25.

[4] HALPERIN D,HU W J,SHETH A,et al. Predictable 802.11 packet delivery from wireless channel measurements[J] ACM SIGCOMM Computer Communication Review,2010,40(10):159-170.

[5] YANG Z,ZHOU Z M,LIU Y H. From RSSI to CSI:Indoor localization via channel response[J]. ACM Computing Surveys,2013,46(2):1-32.

[6] WANG X Y,GAO L J,MAO S W,et al. DeepFi:Deep learning for indoor fingerprinting using channel state information[C]// 2015 IEEE Wireless Communications & Networking Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:1666-1671.

[7] WANG X Y,GAO L J,MAO S W. PhaseFi:Phase fingerprinting for indoor[C]// Proceedings of IEEE Global Communication Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:1-6.

[8] WU K S,XIAO J,YI Y W,et al. CSI-based indoor localization[J]. IEEE Transactions on Parallel and Distributed System,2013,24(7):1300-1309.

[9] XIAO J,WU K S,YI Y W,et al. FIFS:Fine-grained indoor fingerprinting system[C]// Proceedings of IEEE ICCCN. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:1-7.

[10] CHAPRE Y,IGNJATOVIC A,SENEVIRATNE A,et al. CSI-MIMO:An effcient WiFi fingerprinting using channel state information with MIMO[J]. Pervasive Mobile Computing,2015,23:89-103.

[11] CHEN T Q,GUESTRIN C. XGBoost:A scale tree boosting system[C]// Proceedings of the 22nd ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York:ACM,2016:13-17.

北航学报 赠阅

[12] LAN/MAN Standards Committee. IEEE Standard for Information technology—Telecommunications and information exchange between systems—Local and metropolitan area networks—Specific requirements: Part 11. Wireless LAN medium access control (MAC) and physical layer (PHY) specifications: IEEE 802.11n[S]. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 312-335.

[13] SEN S, RADUNOVIC B, CHOUDHURY R R, et al. You are facing the Mona Lisa: Spot localization using PHY layer information[C]// Proceedings of the 10th International Conference on Mobile Systems, Applications, and Services. New York: ACM, 2012: 183-196.

[14] WANG X Y, GAO L J, MAO S W. CSI phase fingerprinting for indoor localization with a deep learning approach[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2016, 3(6): 1113-1123.

[15] 杨萌,修春娣,杨东凯. 基于感知概率的室内定位系统[J]. 全球定位系统,2013,38(6):238-241.
YANG M, XIU C D, YANG D K. Indoor positioning system using perceptual probability[J]. Global Positioning System, 2013, 38(6): 238-241(in Chinese).

作者简介:

张玄黎 女,硕士研究生。主要研究方向:基于 CSI 的 WiFi 室内定位指纹匹配算法研究。

修春娣 女,讲师。主要研究方向:无线通信和室内定位。

High-precision WiFi indoor localization algorithm based on CSI-XGBoost

ZHANG Xuanli, XIU Chundi*, WANG Yanzhao, YANG Dongkai

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

Abstract: Considering the influence of complex indoor environment and multi-path effects on the WiFi fingerprint positioning performance, this paper extracts channel state information (CSI) from the Intel 5300 wireless network card and utilizes the modified CSI amplitude and phase information as fingerprint features. A high-precision fingerprint database was built using the extreme gradient boosting (XGBoost) algorithm to achieve indoor positioning at a decimeter level. Experiments in the actual indoor environment have been conducted to evaluate the effects of sampling interval, line of sight (LOS) and non line of sight (NLOS), missing values, and data dimensions on the localization performance of the proposed method. The results of real indoor experiment show that the proposed CSI-XGBoost method is less affected by NLOS and robust to complex indoor environments. In addition, this method can handle high-dimensional sparse data well and solve the mismatching problem of CSI fingerprinting. Moreover, this method is insensitive to missing data, with localization accuracy of better than 90%.

Keywords: indoor localization; channel state information (CSI); fingerprint matching; extreme gradient boosting (XGBoost); phase extension

Received: 2018-05-11; **Accepted**: 2018-06-15; **Published online**: 2018-07-17 11:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180713.1851.002.html

Foundation item: Beihang Jinhua Beidou Technology Achievement Transformation and Industrialization Fund Project (Multi-sensor Fusion Intelligent Indoor Positioning System R&D) (BARI1701)

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

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0080

GBAS 基准站布设方案设计与评估方法

张悦, 王志鹏*, 李强

(北京航空航天大学 电子信息与工程学院 国家空管新航行系统技术重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 地基增强系统(GBAS)基准站的布设方式会直接影响系统精度与完好性,且与机场环境、卫星星座以及当地电离层活动情况密切相关。然而,美国联邦航空管理局(FAA)发布的 GBAS 选址标准只是给出了基准站布设的基本要求,没有深入考虑上述因素的影响。因此,GBAS 基准站布设方案设计与评估方法需要进一步研究。首先,基于采集数据比较分析了 5 个机场典型 GBAS 基准站布设和伪距校正误差标准差。然后,结合理论和仿真研究了基准站个数对 GBAS 性能的影响,以及基线长度对星历故障监视和异常电离层梯度监视性能的影响。最后,提出一种 GBAS 基准站布设方案设计和评估方法,并辅以 V 型跑道的 4 个方案示例,为根据机场实际情况、GBAS 星历故障监视和异常电离层梯度监视实际需求等设计和选择合适的方案提供参考。

关 键 词: 地基增强系统(GBAS); 基准站布设; 基准站数目; 基线长度; 星历故障监视; 电离层梯度监视

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2545-11

地基增强系统(Ground Based Augmentation System, GBAS)利用位置已知的地面基准站,基于局域差分校正技术,为机场空域内的飞机提供精密进近服务,可以满足民航领域对卫星导航系统的应用需求。

目前,国际上很多机场已完成或正在进行 GBAS 开发与建设工作。德国法兰克福机场、瑞士苏黎世机场、澳大利亚悉尼机场、美国纽瓦克机场、休斯顿机场等已完成 GBAS 地面系统布设且已经通过运行认证,日本石垣机场、墨尔本机场等布设的 GBAS 地面系统正处于测试中,东京国际机场、布里斯班机场、珀斯机场、英国希斯罗机场等正在进行或计划建设 GBAS[1-2]。中国已在上海浦东机场和天津滨海机场安装 GBAS 地面系统,中国民用航空局正在进行上述 2 个机场 GBAS 地面系统取证工作,同时计划为国内更多的机场建设 GBAS[1]。

GBAS 基准站的布设是 GBAS 建设中重要的环节,合理的基准站布设能够有效减小 GBAS 地面系统的差分校正误差,提高完好性监测性能[3]。随着 GBAS 建设向支持 CAT Ⅲ 发展,在 GBAS 进近服务类型 D(GBAS Approach Service Type D, GAST D)的标准和建议措施(Standards and Recommended Practices, SARPs)提出的新要求(如电离层梯度监视性能要求)下布设将更具有挑战性[4]。目前,关于 GBAS 基准站布设的标准文件主要是美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)于 2010 年发布的 GBAS 地面系统选址标准 6884.1[5]。6884.1 标准给出了 GBAS 地面设施选址的确定、评估和认证流程,

收稿日期: 2018-02-08; **录用日期**: 2018-08-23; **网络出版时间**: 2018-08-27 17:29
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180827.0741.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61501010, U1433114, 61501014, 61521091); 航空科学基金(2015ZC51035)
* **通信作者**. E-mail: wangzhipeng@buaa.edu.cn

引用格式: 张悦, 王志鹏, 李强. GBAS 基准站布设方案设计与评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2545-2555.
ZHANG Y, WANG Z P, LI Q. A design and evaluation strategy for GBAS reference station layout scheme[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2545-2555 (in Chinese).

北航学报 赠阅

并对 GBAS 基准站的布设提出了基本要求。文献[6]给出了一些在 SESAR 15.03.06 项目中提出的 GBAS 地面设施安装要求。然而,GBAS 基准站的布设存在一定灵活性,对于基准站间的距离、多个基准站的几何结构等方面,6884.1 标准没有给出具体要求[5]。灵活性为 GBAS 布设提供了更大的选择性,但同时也带来了布设方案设计与选择的困难。已完成布设的 GBAS 地面系统存在多种方式。例如,纽瓦克机场(IATA:EWR)、休斯顿机场(IATA:IAH)以及格兰特机场(IATA:MWH)的 4 个基准站分别呈折线形状、平行四边形形状以及梯形形状。如 EWR、IAH 和 MWH 等为国际航空运输协会(International Air Transport Association,IATA)制定的机场三字代码。因此,这使得未来机场在进行 GBAS 地面系统布设过程中难以确定基准站的布设方式。此外,不同区域的 GBAS 所用多星座、电离层活动情况不同,对基准站布设也会有不同的要求,而现有标准未考虑这方面的影响。因此如何布设 GBAS 地面站仍需进一步研究。

为此,本文开展 GBAS 基准站布设方式的要求及影响因素的研究,为机场设计和确定 GBAS 基准站布设方案提供依据与建议。

1 典型 GBAS 基准站布设分析

在研究基准站布设的具体参数,包括基准站数目、基线距离等对 GBAS 性能的影响之前,本文首先通过分析采集的 5 个典型机场的 GBAS 电文数据,来验证不同的布设是否会具有不同的性能。

美国 FAA 在 5 个已建设 GBAS 的典型机场,即 EWR、IAH、MWH、里约热内卢国际机场(IATA:GIG)以及大西洋城国际机场(IATA:ACY),共搭建了 6 个 GBAS 性能监测站[7]。FAA 官网(http://laas.tc.faa.gov)每分钟实时更新各个机场的 GBAS 电文数据。本节利用下载的 GBAS 电文数据分析比较 5 个机场地面性能,分析 GBAS 基准站布设方式的不同是否会影响 GBAS 地面性能。

1.1 基准站布设对比

从机场周围环境、基准站数目、基准站布设几何结构、基线长度等角度比较分析上述 5 个机场 GBAS 基准站布设情况。

图 1 左列是机场以 GBAS 参考点为中心周围约 2 km 范围内的地形图,图中用红色星号标注 GBAS 参考点;图 1 右列是 GBAS 基准站布设方式,图中蓝圈表示基准站,站间标注的数字表示站

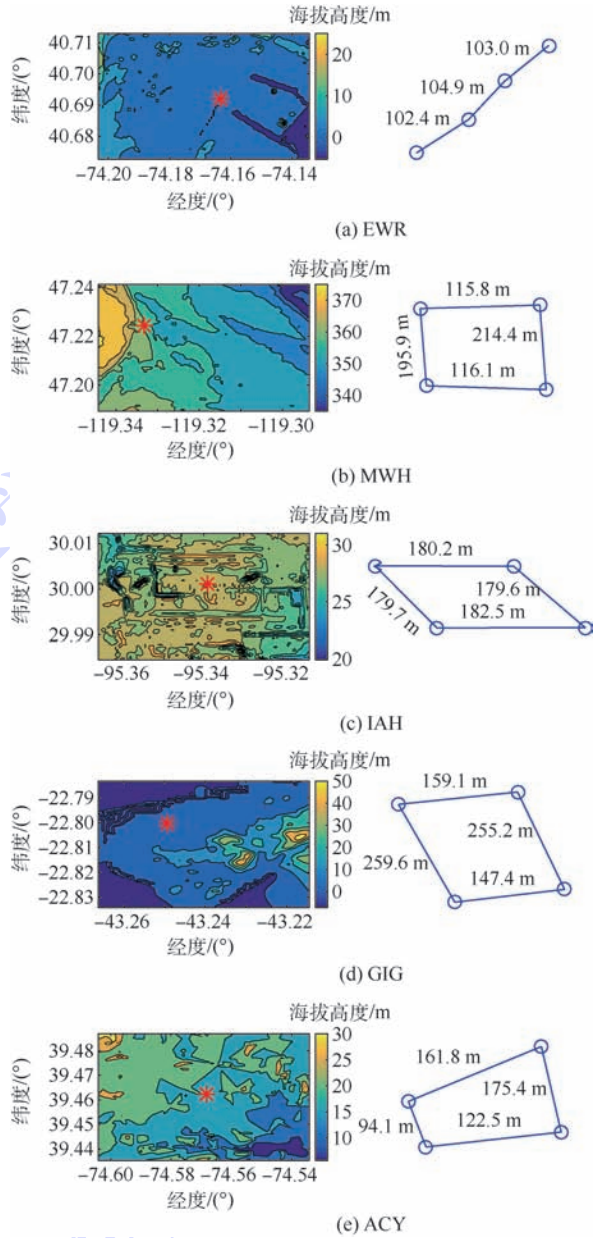


图 1 5 个机场地形情况及基准站布设

Fig. 1 Terrain and reference station layouts of five airports

间距离,即基线长度。

利用地形数据计算 GBAS 参考点周围地形对参考点的遮蔽角,发现在最小遮蔽角设为 5°的条件下,周围地形不会遮蔽机场可见星。此外,EWR、IAH、MWH 和 GIG 布设有 4 个基准站,EWR 的呈接近直线的折线,MWH 与 GIG 的接近梯形,IAH 的接近菱形;ACY 布设有 6 个基准站,但是其中 2 个站在 GAST C 运行模式下不启用[7],4 个主要基准站接近梯形。

1.2 伪距校正误差标准差包络对比

GBAS 广播电文中的 $\sigma_{\mathrm{pr_gnd}}$ 是伪距改正数误差包络,与基准站接收机性能、卫星仰角等相关,可以表征 GBAS 地面站精度性能[8]。因此,本文利用 5 个机场 GBAS 广播电文中的 $\sigma_{\mathrm{pr_gnd}}$ 分析比

北航学报 赠阅

较不同 GBAS 地面站布设的精度性能。

图 2 是播发 $\sigma_{\mathrm{pr_gnd}}$ 比较结果，θ 为仰角（不限制测距源）。可以看出，EWR 的 GBAS 地面系统精度性能比 ACY 稍差，GIG、IAH 和 MWH 相差不大，比 EWR 和 ACY 稍好。

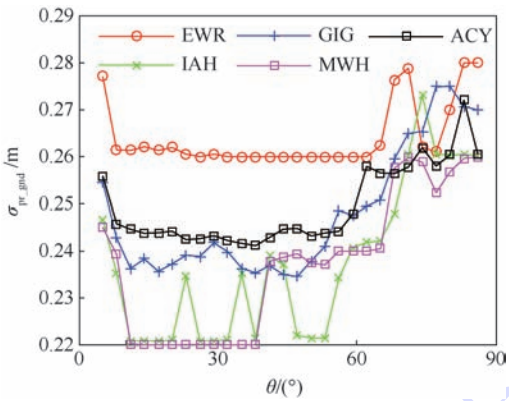


图 2　5 个机场播发的 $\sigma_{\mathrm{pr_gnd}}$

Fig. 2　Broadcast $\sigma_{\mathrm{pr_gnd}}$ of five airports

1.3　综合分析

结果表明，5 个机场周围地形环境均不会造成可见星遮蔽；此外，由 GBAS 类型 2 电文可知，5 个机场基准站所用 GBAS 接收机的地面精度等级均为 C。因此，造成机场 GBAS 地面系统精度性能不同的主要原因，可能是 GBAS 基准站布设方式的不同。进一步地，推测 EWR 机场整体折线形的基准站布设方式，与其他机场四边形的布设方式得到的 GBAS 地面系统精度性能相比较差。

根据 FAA 6884.1 标准[5]的规定，基准站接收机天线之间最小距离要求是 100 m，考虑到基准站之间多径效应、干扰等影响，应该适当增大基准站间距，同时，任意 3 个基准站不能共线[5]。EWR 4 个基准站间距比 GIG、IAH 和 MWH 小，刚刚超过 100 m，虽然 ACY 基线中有一个为 94.1 m，其余基线均比 EWR 长；此外，虽然 EWR 4 个基准站布设满足了不共线的要求，但是接近于直线的折线形分布可能影响精度性能。因此，在机场环境允许的情况下，建议不要将基准站布设成接近直线的折线形。

2　GBAS 基准站布设要求分析

第 1 节基于采集数据的分析已推测不同 GBAS 基准站布设方式下 GBAS 精度性能会不同，则在布设 GBAS 地面系统过程中需要考虑如何能够使得 GBAS 精度性能更好。除了精度，完好性、可用性和连续性也可能会受到 GBAS 基准站布设方式的影响，则在基准站布设的具体参数设置过程中需要考虑各性能的要求。通过分析布设参数，包括基准站个数、基线长度对 GBAS 性能的影响，从而反向分析不同性能要求下应如何设置布设参数，为设计和选择 GBAS 基准站布设方法提供参考依据。

2.1　基准站个数

根据 GBAS 差分定位原理，至少需要 2 个基准站。目前，大多机场 GBAS 地面系统布设有 3 或 4 个基准站，ACY 布设有 6 个基准站，其中 2 个是备用基准站，在 GAST D 模式中当其他基准站发生故障时启用[7]。本节利用理论和仿真分析不同基准站个数对 GBAS 性能的影响。

2.1.1　理论分析

保护级计算方法如文献[9]中所述，其中无故障漏检率乘积因子 K_{ffmd} 和漏检率乘积因子 K_{md}，以及伪距误差标准差均与基准站数目相关。

K_{ffmd} 和 K_{md} 在不同基准站数目下的取值如表 1 所示，其中基准站数目为 5 和 6 下的取值是按照 DO-245A 附录 D[10]中的方法计算得到的。可以看出，随着基准站数目增大，K_{ffmd} 取值增大，K_{md} 取值减小，且两者增大或减小的幅度逐渐减小。

H0 和 H1 假设下的伪距误差标准差 σ_i 和 $\sigma_{i,\mathrm{H1}}$ 的计算公式如下：

$$\sigma_i^2 = \sigma_{\mathrm{pr_gnd},i}^2 + \sigma_{\mathrm{tropo},i}^2 + \sigma_{\mathrm{iono},i}^2 + \sigma_{\mathrm{pr_air},i}^2 \tag{1}$$

$$\sigma_{i,\mathrm{H1}}^2 = \frac{M_i \sigma_{\mathrm{pr_gnd},i}^2}{M_i - 1} + \sigma_{\mathrm{tropo},i}^2 + \sigma_{\mathrm{iono},i}^2 + \sigma_{\mathrm{pr_air},i}^2 \tag{2}$$

式中：M_i 为用于计算第 i 个测距源伪距校正值的基准站数目；$\sigma_{\mathrm{tropo},i}$ 为修正后对流层残差不确定度；$\sigma_{\mathrm{iono},i}$ 为修正后电离层残差不确定度；$\sigma_{\mathrm{pr_air},i}$ 为无故障机载误差项；$\sigma_{\mathrm{pr_gnd},i}$ 为 GBAS 差分修正值的无故障误差，计算公式为

$$\sigma_{\mathrm{pr_gnd}}(\theta_i) = \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 \mathrm{e}^{-\theta_i/\theta_0})^2}{M} + a_2^2} \tag{3}$$

式中：M 为伪距校正值的基准站数目；θ_i 为第 i 颗可见卫星对 GBAS 参考站的仰角；a_0、a_1、θ_0 和 a_2 定义见 DO-245A 的表 3-1[10]。则保持其他条件不变的情况下，随着 M_i 增大，σ_i 和 $\sigma_{i,\mathrm{H1}}$ 均减小。

表 1　不同基准站数目下 K_{ffmd} 和 K_{md} 取值

Table 1　Values of K_{ffmd} and K_{md} for different numbers of reference stations

乘积因子	基准站数目				
	2	3	4	5	6
K_{ffmd}	5.762	5.810	5.847	5.877	5.903
K_{md}	2.935	2.898	2.878	2.865	2.856

北航学报 赠阅

2.1.2 仿真结果与分析

综上，M 的不同对 K_{ffmd}、K_{md}、σ_i 和 $\sigma_{i,\text{H1}}$ 取值的影响会造成保护级的不同。分别仿真 GAST C 与 GAST D 下不同基准站数目对保护级的影响，以垂向保护级（Vertical Protection Level，VPL）为例。仿真工具为 MATLAB，仿真条件如下：

1）星座：GPS 当前星座，利用北美空防司令部提供的 Yuma 历书；

2）地点：林芝机场（E94.3°，N29.3°，2 949 m）[11]；

3）遮蔽角：5°；

4）飞机高度：30 m（GAST D）和 60 m（GAST C）；

5）飞机速度：72 m/s（GAST D）和 77 m/s（GAST C）；

6）电离层倾斜梯度：4 mm/km；

7）折射率不确定度：34；

8）对流层归一化高度：7 600 m；

9）地面精度等级：C（GAST D）和 B（GAST C）；

10）机载精度等级：B。

仿真结果如图 3 所示。随着基准站数目的增大，VPL 减小的百分比统计结果如表 2 所示。可以看出，基准站数目的增多会提高 GBAS 性能，但是，性能的提升量也会逐渐变小，当基准站数目达到 4 个后，继续增加基准站对系统性能几乎不会有影响，对于 GAST C，上述现象尤其显著。

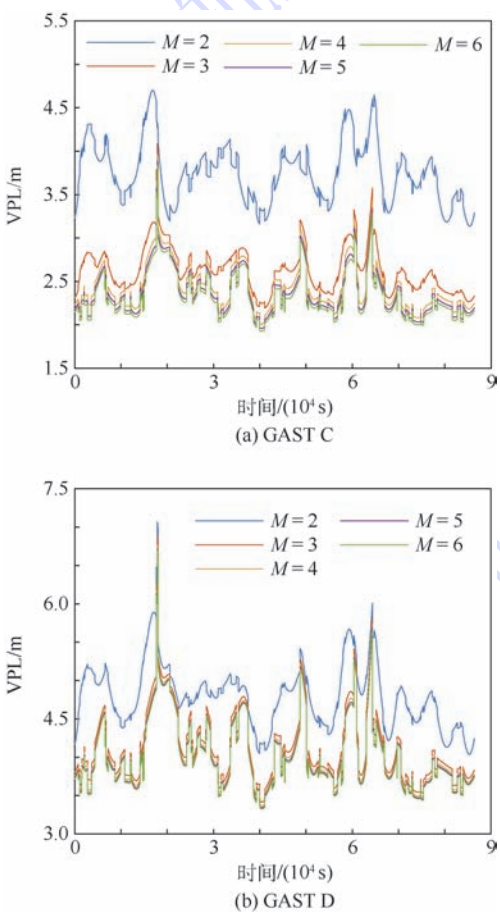


图 3 不同基准站数目下的 VPL

Fig. 3 VPL for different numbers of reference stations

有初步研究表明 4 个基准站能够满足 GAST D 要求，且当接收机数目降至 3 个时，系统仍然可能运行[6]。除了系统性能，增加基准站数目需要考虑多方面的影响，如 GBAS 地面系统布设成本的增加、VDB 传输定义的限制、处理器计算代价的增加等。综合考虑系统性能的要求以及代价，将基准站数目设为 4 是较好的选择。

从上述结果可以看出，当基准站数目从 4 个减小到 3 个甚至 2 个时系统性能会有较大的降低。结合典型机场监测站数据，以 GIG 为例，在一个月的采集数据中，某个接收机的 B 值大约有 44 h 取值为 -6.4，根据 DO-246D[12] 中的规定可知，此种情况下该接收机不可用。比较此段时间与 4 个站都能用时的系统性能，如图 4 所示，与一个 B 值异常不可用的情况相比，4 个 B 值均可用时的 $\sigma_{\text{pr_gnd}}$ 值稍低。因此，建议增设备用基准站，当 GBAS 运行中切换基准接收机在技术上可行且认证运行时，可以供正在使用的基准站出现故障时启用。在备用基准接收机与故障接收机切换完成后，能够保证仍是有 4 个基准站处于可用的状态。

表 2 VPL 随基准站数目增大而减小的百分比统计

Table 2 Decreasing VPL percentage as number of reference stations increases

M	VPL 减小百分比	
	GAST C	GAST D
2 →3	42.66	16.88
3 →4	8.70	1.51
4 →5	2.66	0.83
5 →6	1.78	0.49

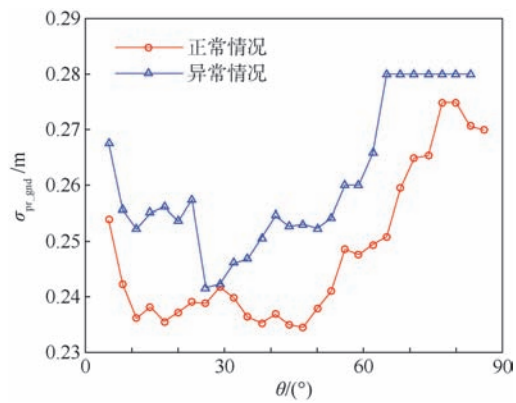


图 4 GIG B 值异常与正常时间下 $\sigma_{\text{pr_gnd}}$ 比较

Fig. 4 Comparison of $\sigma_{\text{pr_gnd}}$ values of GIG B-value between fault-occurrence time and normal time

北航学报 赠阅

2.2　基线长度

星历故障监视和异常电离层梯度监视均是GBAS完好性监视中的一部分,利用距离为百米量级的GBAS基准站来监视故障,其监视性能与GBAS基准站布设方式相关。则在设计GBAS基准站布设方案时需要考虑星历故障监视和异常电离层梯度监视方面的性能需求。根据文献[6,13]所述,星历故障监视和异常电离层梯度监视的性能与基线长度相关。因此,本节研究基线长度对这2个监视的影响以及如何设置基线长度。

2.2.1　基线长度对星历故障监视的影响

星历故障一般分为A、B两类,A类是指某颗卫星发生机动后广播星历出现错误,进一步根据GBAS地面设备是否知道卫星机动的发生分为A1和A2;B类是指没有卫星机动发生的情况下,广播的星历数据出现错误[14]。B类故障利用YE-TE方法监视,即将利用历史已验证无故障的星历和当前接收的星历分别得到的卫星定位结果进行比较,从而分析当前星历是否出现错误,其算法不受GBAS地面站布设方式的影响。

对于A类故障,由于卫星发生机动,已验证的历史星历对于当前星历的验证没有意义,而是需要利用当前接收的观测量来进行监视[14]。文献[15]提出一种基于接收机基线长度估计的监视算法,下面具体介绍算法基本原理。

首先,利用卫星 i 广播星历和GBAS基准天线位置计算由基准天线向卫星的单位视线向量,再利用误差校正后的伪距观测值计算2个天线间的基线长度为

$$\|\hat{\boldsymbol{x}}_{AB}\| = \rho_A^{(i)} \frac{\boldsymbol{e}_A^{(i)} \boldsymbol{e}_{AB}^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{e}_A^{(i)}\| \|\boldsymbol{e}_{AB}\|} - \rho_B^{(i)} \frac{\boldsymbol{e}_B^{(i)} \boldsymbol{e}_{AB}^{\mathrm{T}}}{\|\boldsymbol{e}_B^{(i)}\| \|\boldsymbol{e}_{AB}\|} = \rho_A^{(i)} (\boldsymbol{e}_A^{(i)} \boldsymbol{e}_{AB}^{\mathrm{T}}) - \rho_B^{(i)} (\boldsymbol{e}_B^{(i)} \boldsymbol{e}_{AB}^{\mathrm{T}}) \tag{4}$$

式中:$\|\hat{\boldsymbol{x}}_{AB}\|$ 为基线长度估计值;$\rho_A^{(i)}$、$\rho_B^{(i)}$ 分别为2个天线到卫星 i 的距离;$\boldsymbol{e}_A^{(i)}$、$\boldsymbol{e}_B^{(i)}$ 分别为2个天线到卫星 i 的单位视线向量;$\boldsymbol{e}_{AB}$ 为天线 A 到天线 B 的单位向量。2个基准天线与卫星的几何关系如图5所示。

然后,将基线长度估计值与精确测量的实际基线长度做差,得到检验统计量(Test Statistics,TS)

$$\mathrm{TS}_{AB}^{(i)} = \|\boldsymbol{x}_{AB}\| - \|\hat{\boldsymbol{x}}_{AB}\| \tag{5}$$

式中:$\|\boldsymbol{x}_{AB}\|$ 为精确基线长度。

笔者假设无故障条件下检验统计量是服从零均值高斯分布的,且标准差 $\sigma_{\mathrm{TS}}^{(i)}$ 与卫星仰角相关。根据GBAS不同服务等级对应的完好性风险、可用性要求以及设定的星历故障出现的先验概率,确定无故障误警率乘积因子 K_{ffa} 和星历故障下漏检率的乘积因子 K_{md},从而确定检验阈值:

$$\mathrm{TH}_{\mathrm{TS}}^{(i)}(\theta_i) = (K_{\mathrm{ffa}} + K_{\mathrm{md}}) \sigma_{\mathrm{TS}}^{(i)}(\theta_i) \tag{6}$$

若卫星 i 发生机动,如图6所示,定义 $\boldsymbol{e}_A^{(i),\mathrm{f}}$、$\boldsymbol{e}_B^{(i),\mathrm{f}}$ 分别为基准天线A、B向错误卫星位置的单位视线向量,$\delta\boldsymbol{R}^{(i)}$ 为卫星 i 的位置误差向量,则有如下关系:

$$\begin{cases} \boldsymbol{e}_A^{(i),\mathrm{f}} = \boldsymbol{e}_A^{(i)} + \delta\boldsymbol{e}_A^{(i)} \\ \boldsymbol{e}_B^{(i),\mathrm{f}} = \boldsymbol{e}_B^{(i)} + \delta\boldsymbol{e}_B^{(i)} \end{cases} \tag{7}$$

$$\delta\boldsymbol{e}^{(i)} = \frac{(\boldsymbol{I} - (\boldsymbol{e}^{(i)})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}^{(i)}) \delta\boldsymbol{R}^{(i)}}{\rho^{(i)}} \tag{8}$$

式中:$\boldsymbol{e}^{(i)}$ 为天线到卫星 i 的单位视线向量;$\rho^{(i)}$ 为天线到卫星 i 的距离。

从而可将检验统计量表示为

$$\mathrm{TS}_{AB}^{(i)} = (\delta\boldsymbol{R}^{(i)})^{\mathrm{T}} [(\boldsymbol{e}_A^{(i)})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_A^{(i)} - (\boldsymbol{e}_B^{(i)})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_B^{(i)}]^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_{AB}^{\mathrm{T}} = (\delta\boldsymbol{R}^{(i)})^{\mathrm{T}} [\boldsymbol{E}_{AB}^{(i)}]^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_{AB}^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

利用柯西施瓦兹不等式,可得在最差几何条件下有如下关系:

$$\|\mathrm{TS}_{AB}^{(i)}\| \leqslant \|(\boldsymbol{E}_{AB}^{(i)})^{\mathrm{T}}\| \|\delta\boldsymbol{R}^{(i)}\| \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{E}_{AB}^{(i)} = (\boldsymbol{e}_A^{(i)})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_A^{(i)} - (\boldsymbol{e}_B^{(i)})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{e}_B^{(i)}$。

结合检验阈值,可确定卫星 i 的最小可检测误差(Minimum Detectable Error,MDE)和星历去相关参数 P 值分别为

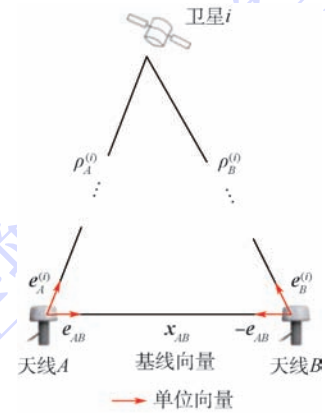


图5　2个基准天线与卫星的几何关系

Fig. 5　Geometric relationship between two reference antennas and a satellite

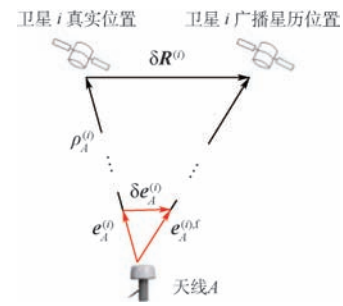


图6　星历故障条件下天线与卫星的几何关系

Fig. 6　Geometric relationship between antenna and satellite under an ephemeris fault

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} \mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}^{(i)} = \dfrac{(K_{\mathrm{ffa}} + K_{\mathrm{md}})\sigma_{\mathrm{TS}}^{(i)}}{\left\|(\boldsymbol{E}_{AB}^{(i)})^{\mathrm{T}}\right\|} \\ P_A^{(i)} = \dfrac{\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}^{(i)}}{\rho_A^{(i)}} \end{cases} \tag{11}$$

式中：$\sigma_{\mathrm{TS}}^{(i)}$需要利用机场 GBAS 基准站长时间的观测数据统计得到；$\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}^{(i)}$ 的下标 E 表示该 MDE 属于星历故障监视。

基于上述算法过程，利用 GPS 当前星座的历书和 EWR 机场 GBAS 参考点位置（W74.163°，N40.692°，2.7 m）进行仿真，仿真中 $\sigma_{\mathrm{TS}}^{(i)}$ 为文献[15]中利用韩国基站的观测数据拟合得到的，可能与其他机场实际情况有差异，但是可以利用它来仿真分析此监视算法中 MDE 值的变化规律。在给定可用性为 99.9% 时，无故障误警率为 10^{-4}，K_{ffa} 为 3.89[16]；GAST D 下，将星历故障分配的完好性风险设为 8.33×10^{-12}，卫星故障先验概率设为 1.4×10^{-7}，得到漏检率为 6×10^{-5}，从而 K_{md} 为 3.846 1[17]。

结果表明，随着基线长度和仰角的增大，$\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}$ 呈减小的趋势，如图 7 所示。当基线长度超过 400 m 时，所有仰角区间对应的 $\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}$ 均不超过 3 000 m[13]。因此，仿真条件下认为此监视所需的有效基线长度至少为 400 m。如果由于机场场地限制，有效基线长度无法达到 400 m，可对低仰角卫星采用文献[3]中提出的基于观测值和轨道拟合的星历故障监视方法，此方法需要长时间的卫星观测值且实现复杂，但是在基线长度为 200 m 以上时能满足要求。查看图 7 可知，基线长度 200 m 时，19°以上仰角对应的 $\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}$ 值不超过 3 000 m，则上述低仰角卫星可为仰角 19° 以下的卫星。因此，机场场地有限的情况下，可要求有效基线长度至少为 200 m。

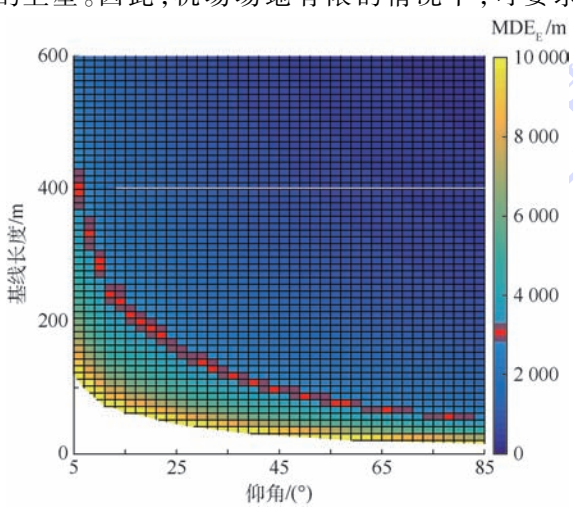


图 7 $\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}$ 与基线长度和卫星仰角的关系

Fig. 7 $\mathrm{MDE}_{\mathrm{E}}$ as a function of baseline length and satellite elevation

需要注意的是如果基准站构成的实际基线与 GBAS 提供服务的跑道有一定夹角 β，如图 8 所示，则有效基线为实际基线在跑道方向上的投影。

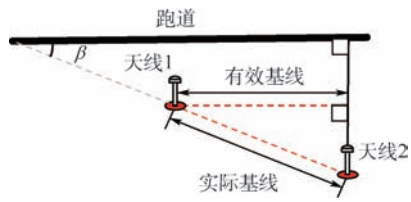


图 8 有效基线与跑道方向的关系

Fig. 8 Relationship between effective baseline and runway direction

2.2.2 基线长度对异常电离层梯度监视的影响

正常电离层活动下，由于电离层空间和时间的相关性引入的电离层延迟伪距修正残差较小，可以由 GBAS 地面站播发的电离层梯度参数计算的误差估计值包络。然而，在 2000 年 4 月的电离层风暴期间，美国广域增强系统和连续运行参考站均检测到 40 ~ 100 km 基线范围上高达 425 mm/km 的倾斜电离层延迟梯度，此梯度在很差的用户卫星几何结构和进近几何条件下可能造成 GBAS 用户垂直定位误差达到甚至超过 20 m[18]。因此，GBAS 地面站需要监视异常电离层梯度，并对受到异常电离层梯度影响的卫星观测量进行标记和剔除。

目前，对于异常电离层梯度的检测有多种方法，例如，码载分歧监视、基于三差载波相位观测值的监视方法、基于双差载波相位观测值的监视方法和基于单频载波相位和码测量值的监视方法等，前两者需要一段时间的观测数据，无法用于监视刚捕获的卫星，后两者可以监视刚捕获的卫星，但其监视性能与 GBAS 基准站布设相关[16]。本节针对基于双差载波相位观测值的监视方法研究 GBAS 基准站布设对异常电离层梯度监视的影响。

由 2 个基准天线组成的基线 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}$ 上的单差载波相位观测量为

$$\Delta\phi = \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} + \Delta\tau + \lambda\Delta n + \alpha\left|\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}\right| + \varepsilon_{\Delta\phi} \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{e}$ 为基准天线与卫星的视线向量；$\Delta\tau$ 为差分接收机钟差；λ 为卫星信号载波波长；Δn 为单差整周模糊度；α 为倾斜电离层梯度；$\varepsilon_{\Delta\phi}$ 为单差载波相位观测噪声。

正常电离层活动条件下，如果基线长度小于 1 km，则误差项 $\alpha\left|\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}\right|$ 为毫米量级，与异常电离层梯度条件下的值相比可以忽略。因此，假设仅有

北航学报 赠阅

一颗卫星的观测量受到异常电离层的影响[19]，将其与未受影响卫星的单差载波相位进行双差，得到如下双差载波相位观测量：

$$\Delta^2\phi = \Delta\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} + \lambda\Delta^2 n + \alpha_{\mathrm{e}}|\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}| + \varepsilon_{\Delta^2\phi} \tag{13}$$

式中：α_{e} 为异常倾斜电离层梯度；$\varepsilon_{\Delta^2\phi}$ 为双差载波相位观测噪声。卫星视线向量和基线向量已知，且整周模糊度必为整数，则在电离层梯度误差项不是载波波长的整数倍的条件下的检测统计量为

$$s = \Delta^2\phi - \Delta\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}} - \lambda\,\mathrm{round}\left(\frac{\Delta^2\phi - \Delta\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}}{\lambda}\right) \tag{14}$$

假设载波相位观测噪声由零均值标准差 σ_ϕ 的高斯分布包络，则认为 $\varepsilon_{\Delta^2\phi}$ 为零均值高斯分布，且标准差为 $\sigma_{\Delta^2\phi} = 2\sigma_\phi$[16]。有初步测试认为 $\sigma_{\Delta^2\phi}$ 可设为 5 mm。但是，文献[6]认为 5 mm 有些乐观，没有完全考虑到机场环境影响，因此，将其设置为文献[20]中提出的 6 mm。

在给定无故障误警率和漏检率下，计算相应的 K_{ffa} 与 K_{md}，从而计算检测阈值：

$$\mathrm{MDE_I} = (K_{\mathrm{ffa}} + K_{\mathrm{md}})\sigma_{\Delta^2\phi} \tag{15}$$

式中：$\mathrm{MDE_I}$ 中下标 I 表示该 MDE 属于电离层异常监视。在给定可用性为 99.9% 时，无故障误警率为 10^{-4}，相应的 K_{ffa} 为 3.89[16]；在给定完好性风险为 10^{-9} 且假定电离层异常出现的先验概率为 10^{-5} 时，漏检率为 10^{-4}，相应的 K_{md} 为 3.72[6]。

若电离层梯度误差项大于载波波长，则其波长整数倍的部分将被作为整周模糊度从检验统计量中去除，使得检验统计量仅包含小于载波波长的剩余电离层梯度误差项和双差观测噪声项。则在给定基线长度下，可检测的倾斜电离层梯度范围如下：

$$\frac{\lambda n + (K_{\mathrm{ffa}} + K_{\mathrm{md}})\sigma_{\Delta^2\phi}}{|\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}|} < \alpha_{\mathrm{e}} < \frac{\lambda(n+1) - (K_{\mathrm{ffa}} + K_{\mathrm{md}})\sigma_{\Delta^2\phi}}{|\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}|}$$
$$n = 0, 1, \cdots \tag{16}$$

若基线与跑道夹角为 θ，则有效基线长度为 $|\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}|\cos\theta$，将其代入式(16)可得有效可检测异常电离层梯度范围。

基于上述算法和给定参数条件，可得图 9。结果表明，不同基线长度有不同的可监测范围，根据所需监测的电离层梯度范围，可以确定要求的基线长度或基线长度的组合。考虑星历故障监视的要求，图中分别用红线和绿线标出 200 m 和 400 m基线，黄色表示可检测，白色表示不可检测。

文献[21]表明仅当电离层梯度超过 300 mm/km 且未被 GBAS 地面站监测到时，其会对 GBAS 用户造成威胁，因此，对于 GAST D，目前的 SARPs 要求地面系统能够检测到 300 mm/km 以上的异常电离层梯度。此外，美国本土(Conterminous United States，CONUS)电离层威胁模型中斜坡梯度最大值为 425 mm/km[22]。然而，CONUS 模型是针对 CONUS 中纬度地区建立的，不同地理位置的电离层活动变化显著，相应的异常电离层梯度也有很大区别，赤道地区可能会出现更大的电离层梯度[23]。可以根据机场当地电离层梯度监测结果确定 α_{e} 范围，从而结合星历故障监视的要求，得到相应的基线要求。

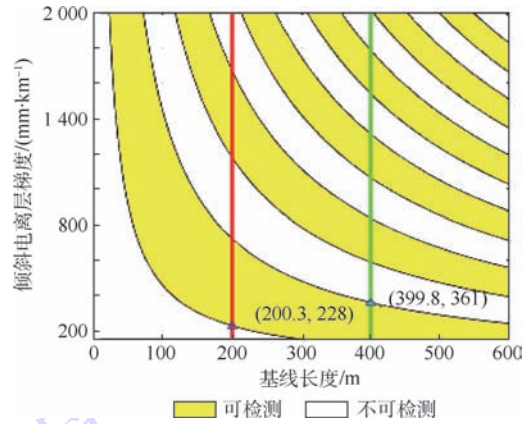


图 9　可检测电离层梯度范围与基线长度关系

Fig. 9　Relationship between detectable ionospheric slant gradient range and baseline length

3　GBAS 基准站布设策略及示例分析

3.1　GBAS 基准站布设基本策略

基于第 2 节分析，对于一个给定机场，根据机场中 GBAS 提供服务的跑道、GBAS 服务等级要求、所用星座情况以及当地电离层活动情况等设计 GBAS 基准站布设可行方案。

1）基准站个数

DO-253C 建议布设 2～6 个基准站[9]，结合上述分析，将布设的基准站数目暂定为 4 个。若机场环境允许，则可适当增设备用基准站，备用基准站位置的确定参考主用基准站布设方法。

2）基线方向

条件允许的情况下，应尽量使实际基线沿 GBAS 提供服务的跑道方向，故根据机场跑道的方向暂定基线方向，如图 10 示例中分别平行于 2 条跑道的虚线。

3）基准站几何结构

根据 5 个机场采集数据的分析，不建议选择接近直线的折线形布设方案。

北航学报 赠阅

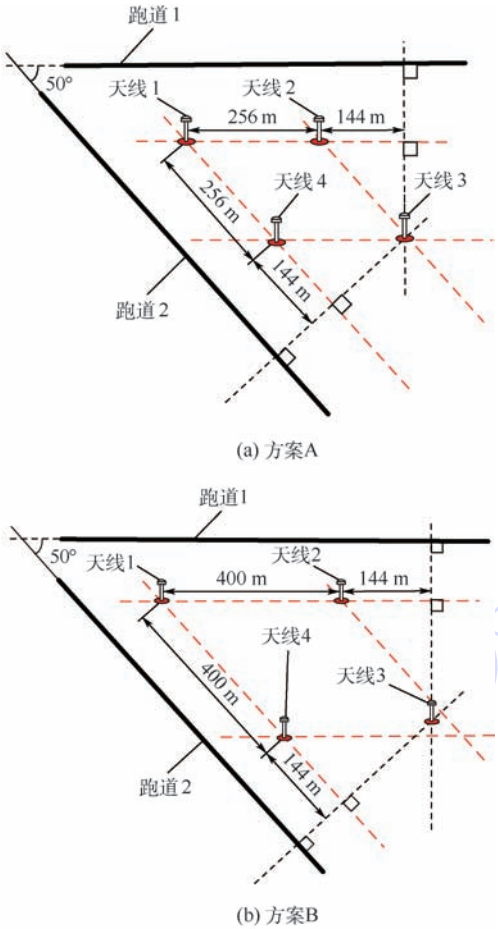


图 10 GBAS 基准站布设方案示例 A 和 B

Fig. 10 Sample GBAS reference station layout schemes A and B

4）基线长度

首先，基线长度必须满足 6 884.1 标准中规定的最小间距 100 m[3]。然后，根据 GAST C 或 GAST D 等不同服务等级相应的完好性风险要求、GBAS 所用 GNSS 星座星历故障发生概率、机场实际观测统计结果、所需监测的异常电离层梯度范围等分别确定满足星历故障监视和电离层梯度监视所需的基线长度范围。

除了上述详细分析的几项，GBAS 基准站布设中还需要考虑以下 2 点。

1）参考天线与接收机布设方式

参考天线与接收机有集中式和分离式 2 种布设方式。集中式布设，即参考接收机直接放置在参考天线的基座上，接收机再通过数据传输线将接收的数据传送至位于主设备机房内的 GBAS 处理器；分离式布设，即将参考接收机放置在主设备机房或距离参考天线一定距离的遮蔽所内[5]，利用射频同轴电缆与相应的参考天线相连[24]。

目前，GBAS 基准站的参考接收机与天线大多为集中式布设，此种布设方式无需考虑信号从天线向接收机传输过程中的损耗，但是，参考接收机的维护较为困难，且安全性较低，如对于军用 GBAS，集中式布设可能难于保证接收机中保密芯片的安全性。分离式布设则安全性较高且维护方便，但是，由于射频信号在传输过程中比数字信号更易损耗，分离式布设需要考虑射频信号从天线传输至接收机的过程中的损耗是否能够达到接收机要求，从而确定天线与接收机分离的最大允许距离。2 种方式的选择、分离距离的确定等需要考虑机场实际情况、GNSS 天线与接收机规格、传输电缆规格等，受篇幅限制，本文不做具体分析。

2）其他因素

GBAS 地面站布设还必须考虑机场建筑物、跑道、滑行道、植被等的多径效应、信号射频干扰等对参考天线的影响等[25]。这些因素对 GBAS 站址布设的基本要求可参考 6884.1[5]。在此基本要求下，适用于不同机场的具体要求需要利用机场环境、机场实地测试等得到，受篇幅限制，本文不做具体分析。

3.2 布设方案示例

机场跑道布设一般有 4 种方式：单跑道、平行跑道、开放 V 型跑道以及交叉跑道[6]。后 2 种方式都为 V 型跑道。EWR、IAH 等 5 个机场为 V 型跑道、V 型跑道与单跑道结合，或者 V 型跑道与平行跑道结合，且 V 型跑道的夹角在 50°～72°之间，因此，本节以 50°夹角的 V 型跑道为例。

假设机场有如下布设的 V 型跑道，则暂定基线方向如图 10 和图 11 中虚线所示；根据前面的分析和给定条件，星历故障监视所需有效基线长度为 400 m；假设所需监测的电离层梯度范围是 300～1 000 mm/km，则有效基线长度可设置为 400 m与 144 m 组合（查图 9 可得）。需要注意的是，不需要每条基线均满足有效基线长度的要求，只要 4 个站整体满足要求即可。根据上述要求可得到多种基准站布设方案，2 种可能的方案示意图如图 10 所示，图中天线为基准接收机的天线。

机场场地限制下，星历故障监视所需有效基线长度至少为 200 m，则对于所需监测的电离层梯度范围为 300～1 000 mm/km，有效基线长度可设置为 200 m 与 122 m 组合。2 种可能的方案示意图如图 11 所示。

3.3 布设方案评估

在多个满足要求的基准站布设方案中，需要根据需求选择出更优的方案。为此，本文制定一种方案评估方法，该方法目前仅考虑星历故障监

北航学报 赠阅

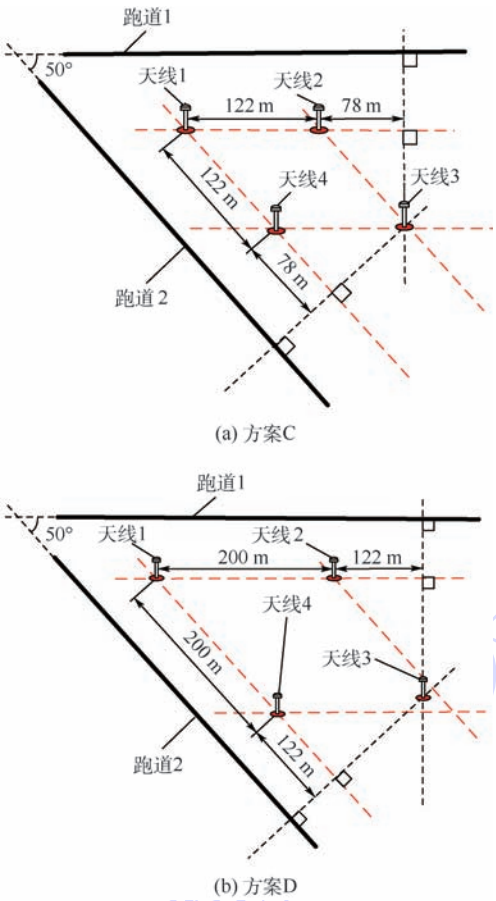


图 11　机场限制下 GBAS 基准站布设方案示例 C 和 D

Fig. 11　Sample GBAS reference station layout schemes C and D under limited airport conditions

视和异常电离层梯度监视。对于多个跑道方向,先针对每个方向对方案进行评估,再综合各个方向的结果。对于对称的 V 型跑道,仅考虑一个跑道方向即可,则对于上述方案示例,以跑道 1 方向为例,对 4 种方案进行评估。

首先,计算 4 个基准站组成的 6 条基线在跑道 1 方向上的有效基线长度,求得相应的星历故障监视 MDE 值(以 25°仰角为例)以及可监测电离层梯度范围(2 000 mm/km 以下[16,26]),如表 3 和图 12 所示,表中 l_{ij} 表示基准接收机 i 和 j 之间的基线。

然后,比较 4 种方案的 MDE 统计特性及电离层梯度监视范围,如表 4 所示。可以看出,星历故障监视性能 B > A > D > C;电离层梯度监视就监测范围而言,A > D > C > B,就最小可监测梯度而言,B < A < D < C;若考虑机场占地面积,B > A > D > C。

最后,根据机场实际情况、GBAS监视实际

表 3　4 种方案 6 条基线有效长度以及 MDE_E 值

Table 3　Effective lengths and ephemeris monitor MDE_E of six baselines in four schemes　m

方案	参数	l_{12}	l_{13}	l_{14}	l_{23}	l_{24}	l_{34}
A	有效长度	256	400	164.55	144	91.45	235.45
	MDE_E	1 754	1 123	2 730	3 120	4 915	1 907
B	有效长度	400	544	257.12	144	142.88	286.88
	MDE_E	1 123	826	1 747	3 120	3 144	1 566
C	有效长度	122	200	78.42	78	43.58	121.58
	MDE_E	3 683	2 247	5 750	5 782	10 404	3 697
D	有效长度	200	322	128.56	122	71.44	193.44
	MDE_E	2 247	1 395	3 499	3 683	6 290	2 322

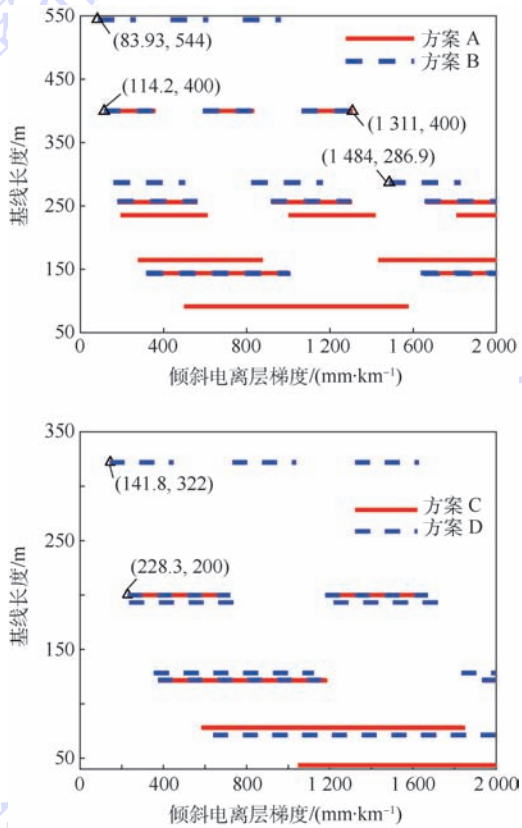


图 12　4 种方案可监测电离层梯度范围

Fig. 12　Detectable ionospheric slant gradient ranges of four schemes

需求权衡每种方案的特点,选择合适的方案。例如,对于异常电离层梯度监视,以中国低纬度地区的广东省为例,文献[27]基于广东省 65 个参考站的实测数据,观测到 128 mm/km 的异常电离层梯度。根据表 4 所列 4 种方案的电离层梯度监视范围,可以看到方案 A 和 B 包含 128 mm/km。因此,如果根据广东省异常电离层梯度情况,要求 GBAS 异常电离层梯度监视能够监视 128 mm/km 以上的梯度,可以选择方案 A 和 B。

北航学报 赠阅

表 4 星历 MDE_E、电离层梯度监视范围统计结果

Table 4 Statistics of ephemeris monitor MDE_E and detectable ionospheric slant gradient ranges

方案	MDE_E				电离层梯度监视	
	极大值/m	极小值/m	均值/m	MDE_E < 3000 m 占比/%	范围/(mm·km^{-1})	范围在[0,2000]mm/km 占比/%
A	4915	1123	2592	66.67	[114.2, 2000]	94.29
B	3144	826	1921	66.67	[83.93,1311]∪[1484,2000]	87.15
C	10404	2247	5261	16.7	[228.3, 2000]	88.59
D	6290	1395	3239	50	[141.8, 2000]	92.91

4 结 论

通过利用采集数据从多个角度比较分析 5 个机场典型 GBAS 基准站布设情况,以及结合理论与仿真分析基准站个数与基线长度对 GBAS 性能的影响,提出一种 GBAS 基准站布设方法设计和评估策略,该策略考虑以下几点:

1) 较小的基线长度和接近于直线的折线形分布可能造成较差的 GBAS 地面精度性能,建议基线长度大于 100 m,且呈四边形布设。

2) 随着基准站个数从 2 个增至 6 个,GAST C 和 GAST D 的垂向保护级均逐渐减小,但减小百分比也逐渐降低,GAST C 的从 42.66% 降至 1.78%,GAST D 从 16.88% 降至 0.49%。同时考虑 VDB 传输限制,将主用基准站个数定为 4 个较为合适。

3) 基于所述星历故障监视、电离层梯度监视方法、仿真条件与性能需求,机场场地足够的情况下,400 m 与不超过 144 m 的有效基线组合可满足要求;若机场场地受限,结合复杂耗时的星历故障监视方法,200 m 与不超过 122 m 的有效基线组合可满足要求。

根据完好性监视要求和机场条件可能能够得到多种可行方案,此时按照评估方法选取最合适的方案。

本文提出的策略可以为 GBAS 基准站布设方法的设计和选择提供参考。若有足够机场相关数据支持,未来工作可深入研究机场多径效应、射频干扰等对 GBAS 基准站布设的具体要求。此外,可进一步研究当机场实际环境无法提供足够的场地进行选定 GBAS 基准站布设方案的布设时,应该如何调整布设方案。

参考文献 (References)

[1] International GBAS Working Group (IGWG). GBAS approach & landing systems, the future of precision approach[EB/OL]. (2017-04-20)[2018-01-10]. http://flygls.net/.

[2] ICAO NSP. Report of the meeting of the GBAS WG (GWG): NSP3 Agenda 1 [R]. Montreal: ICAO, 2016.

[3] GRATTON L R. Orbit ephemeris monitors for category I local area augmentation of GPS[D]. Chicago: Illinois Institute of Technology, 2003.

[4] ICAO NSP/4-WP/18. Proposed change to ICAO DOC 9157 Part 6 to facilitate GBAS ground subsystem siting: NSP4 Agenda 3[R]. Montreal: ICAO, 2017.

[5] FAA. Siting criteria for ground based augmentation system (GBAS): 6884.1[S]. Washington, D. C.: FAA, 2010.

[6] SESAR. Ground architecture and airport installation: D04 03.00.00[R]. Ragusa: SESAR, 2013.

[7] FAA. Ground based augmentation system performance analysis and activities report: Quarter 1-2016[R]. Washington, D. C.: FAA, 2016.

[8] DAUTERMANN T, FELUX M, GROSCH A. Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed[J]. GPS Solutions, 2012, 16(3): 375-387.

[9] RTCA. Minimum operational performance standards for GPS local area augmentation system airborne equipment: DO-253C[S]. Washington, D. C.: RTCA, 2008.

[10] RTCA. Minimum aviation system performance standards for the local area augmentation system (LAAS): DO-245A[S]. Washington, D. C.: RTCA, 2004.

[11] WANG Z, MACABIAU C, ZHANG J, et al. Prediction and analysis of GBAS integrity monitoring availability at LinZhi airport[J]. GPS Solutions, 2014, 18(1): 27-40.

[12] RTCA. GNSS-based precision approach local area augmentation system (LAAS) signal-in-space interface control document (ICD): DO-246D[S]. Washington, D. C.: RTCA, 2008.

[13] PERVAN B, GRATTON L. Orbit ephemeris monitors for local area differential GPS[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2005, 41(2): 449-460.

[14] ICAO NSP. Preliminary review of proposed amendments to Annex 10, Volume I: Item No. 20403[R]. Montreal: ICAO, 2017.

[15] AHN J, LEE Y J, WON D H, et al. Orbit ephemeris failure detection in a GNSS regional application[J]. International Journal of Aeronautical & Space Sciences, 2015, 16(1): 89-101.

[16] KHANAFSEH S, PULLEN S, WARBURTON J. Carrier phase ionospheric gradient ground monitor for GBAS with experimental validation[J]. Navigation, 2012, 59(1): 51-60.

[17] SHIVELY C A. Preliminary analysis of requirements for CAT IIIB LAAS[C]// Proceedings of Annual Meeting of the Institute of Navigation. Albuquerque, NM: ION, 2001: 705-714.

[18] PULLEN S, PARK Y S, ENGE P. Impact and mitigation of ionospheric anomalies on ground-based augmentation of GNSS[J]. Radio Science, 2016, 44(1): 1-10.

[19] LUO M, PULLEN S, WALTER T, et al. Ionosphere spatial gradient threat for LAAS: Mitigation and tolerable threat space[C]// Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation. San Diego, CA: ION, 2004: 490-501.

[20] ICAO NSP. GAST D siting issues paper: WP/34 Agenda 1[R]. Montreal: ICAO, 2010.

[21] HARRIS M,MURPHY T,SAITO S. Further validation of GAST D ionospheric anomaly mitigations[C] // Proceedings of the International Technical Meeting of the Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2011,8034(6):942-949.

[22] DATTA-BARUA S,LEE J,PULLEN S,et al. Ionospheric threat parameterization for local area GPS-based aircraft landing systems[J]. Journal of Aircraft,2010,47(7):1141-1151.

[23] KIM M,CHOI Y,JUN H S,et al. GBAS ionospheric threat model assessment for category I operation in the Korean region[J]. GPS Solutions,2015,19(3):443-456.

[24] ICAO NSP/3. GBAS MC/DF verification exercises preliminary results:IP/14 Agenda 3[R]. Montreal:ICAO,2016.

[25] ICAO NSP/3. Assessment of GNSS repeater impact on GBAS:WP/17 Agenda 3[R]. Montreal:ICAO,2016.

[26] BELABBAS B,REMI P,MEURER M,et al. Absolute slant ionosphere gradient monitor for GAST-D:Issues and opportunities [C] // Proceedings of the International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation. Manassas,VA:ION,2011:2993-3002.

[27] WANG Z,WANG S,ZHU Y,et al. Assessment of ionospheric gradient impacts on ground-based augmentation system (GBAS) data in Guangdong province,China[J]. Sensors,2017,17(10):2313.

作者简介:

张悦　女,硕士研究生。主要研究方向:地基增强系统。

王志鹏　男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:卫星导航民航/军航/通航应用的完好性监测技术。

李强　男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:地基增强系统。

A design and evaluation strategy for GBAS reference station layout scheme

ZHANG Yue, WANG Zhipeng*, LI Qiang

(National Key Laboratory of CNS/ATM, School of Electronics and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The layout of ground-based augmentation system (GBAS) reference stations will directly impact the accuracy and integrity performance of GBAS, and it is closely related to the airport conditions, the satellite constellations used and the local ionospheric environment. However, the published documents such as Federal Aviation Administration (FAA) GBAS siting order only give basic requirements of reference station layout and do not deeply take the impact of the above points into account. Therefore, the study on design and evaluation strategy for GBAS reference station layout is very important. By comparing the different GBAS reference station layouts and the broadcast pseudorange correction error standard deviations of five airports based on collected data, analyzing the impact of the number of reference stations on the GBAS protection levels, and studying the impact of baseline length on the performance of ephemeris fault monitor and anomalous ionospheric gradient monitor, a design and evaluation strategy for GBAS reference station layout is proposed, which is supplemented by four sample schemes for V-shape runways. The proposed strategy can provide a reference for the design and determination of appropriate layouts based on specific airport conditions and the requirements of ephemeris fault monitor and anomalous ionospheric gradient monitor.

Keywords: ground-based augmentation system (GBAS); reference station layout; reference station number; baseline length; ephemeris fault monitor; ionospheric gradient monitor

Received: 2018-02-08; **Accepted**: 2018-08-23; **Published online**: 2018-08-27 17:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180827.0741.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61501010, U1433114, 61501014, 61521091); Aeronautical Science Foundation of China (2015ZC51035)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0344

基于 FPGA 的高光谱异常目标检测 RXD 算法加速方案

郑毓轩，李云松*，师艳子，曲家慧，谢卫莹

（西安电子科技大学 综合业务网理论及关键技术国家重点实验室，西安 710071）

摘 要：高光谱图像在带来丰富光谱信息的同时，其数据量大和维数高的特性也使得各种目标检测算法进行处理时往往产生庞大的运算量，所以采用可以实现高光谱异常目标检测算法的高速处理方案显得尤为迫切和重要。考虑到现场可编程门阵列（FPGA）强大的并行计算能力和极具灵活的设计方式，针对高光谱异常目标检测 RXD 算法中协方差矩阵及其逆的计算量过大的问题，以分块并行和正交三角（QR）分解为主要加速思想，利用高层次综合（HLS）工具对算法进行优化，提出了 RXD 算法在 FPGA 平台上的加速方案。实验结果表明，所提出的基于 FPGA 平台的加速方案可以在保持算法检测性能的同时达到相较于 CPU 实现 7.04 倍的加速，验证了加速方案的正确有效性。

关 键 词：高光谱异常目标检测；RXD 算法；分块并行；正交三角（QR）分解；高层次综合（HLS）；加速方案

中图分类号：TP751

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)12-2556-12

高光谱遥感（hyperspectral remote sensing）兴起于 20 世纪 80 年代，是一种融合光谱学理论与成像技术的前沿技术[1]。相比于传统的单波段或多光谱图像，高光谱遥感图像拥有更为精细的光谱信息，具有“图谱合一”的特性和优势[2]，将反映目标辐射属性的光谱信息和包含目标二维空间的图像信息有机地集于一体，使其不需要过高的空间分辨率就能提供丰富的目标信息，因此能更好地检测和识别传统遥感技术难以辨识的地物，大大提高了目标检测能力[3]。高光谱技术已被广泛应用于农产估计、灾害监测、食品安全以及军事侦察与战场跟踪等领域，对于国家经济与安全有着重要意义，所以发展基于高光谱遥感的目标检测技术成为当今遥感技术研究的热点[4]。

按照感兴趣目标光谱信息使用层次的不同，高光谱图像目标检测可分为光谱匹配检测和异常目标检测[5]。前者需要使用目标光谱的先验信息，而后者不需要任何先验信息，是对图像中与周围背景存在显著差异的异常目标进行检测。目前，由于完备实用的光谱数据库尚未建立，而且反射率反演算法的精确度仍有待提高，导致获取光谱信号的先验信息成为目标检测的难点，因此光谱匹配检测难以应用于实际，而无需目标光谱先验信息的异常目标检测成为高光谱目标检测应用研究的重点[6]。其中由 Reed 和 Yu 提出的 RXD（Reed-Xiaoli Detector）算法是目前研究和应用最为广泛、实用性强的一种高光谱异常目标检测算法，它不需要目标光谱的先验信息而只需统计背

收稿日期：2018-06-11；**录用日期**：2018-07-13；**网络出版时间**：2018-07-26 19:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180725.1742.006.html
基金项目：国家自然科学基金（61502367，61501346，61701360，61571345，91538101）；高等学校学科创新引智计划（“111 计划”）（B08038）；长江学者特聘教授支持计划（CJT160102）
* **通信作者**. E-mail：ysli@mail.xidian.edu.cn

引用格式：*郑毓轩，李云松，师艳子，等. 基于FPGA的高光谱异常目标检测RXD算法加速方案[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(12)：2556-2567. ZHENG Y X，LI Y S，SHI Y Z，et al. Acceleration scheme of RXD algorithm based on FPGA for hyperspectral anomaly target detection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(12)：2556-2567 (in Chinese).*

景协方差矩阵[7]。Liu 和 Chang 在 RXD 算法的基础上进行研究,提出了包括采用嵌套多个大小可变的空域局部窗等方法在内的一系列改进检测算法[8]。Kwon 和 Nasrabadi 利用核函数改进传统的小目标检测算法,将原始已有算法推广到高维特征空间,使得目标与背景更好地分离以降低检测算法的虚警率,取得相对于传统高光谱小目标检测算法更好的性能[9]。针对高光谱图像数据量大和数据维数高的特性,有不少研究机构开展了基于现场可编程门阵列(FPGA)的高光谱图像处理技术方面的研究,如北京理工大学的何光林和彭林科基于 FPGA 采用奇异值分解算法实现了对高光谱图像的降维预处理[10],中国科学院的于涛等基于 Xilinx FPGA 设计了实时的高光谱数据处理系统[11]。目前,基于 FPGA 的高光谱目标检测算法已取得很大进展。Wang 等利用坐标旋转数字计算机(CORDIC)设计 FPGA,可以将矢量的 Givens 旋转转换为移位添加操作,实现了基于约束能量最小化(CEM)的高光谱目标检测算法[12]。赵宝玮等在 FPGA 和多数字信号处理的硬件平台上实现了 RXD 并行处理算法,该平台通过 FPGA 完成高光谱图像的奇异值分解降维,利用多数字信号处理完成 RXD 算法的并行化,实现了高光谱异常目标检测的快速处理[13]。Yang 等提出了以流水式局部背景统计方法(SBS)实现对高光谱目标检测算法的改进,在保证检测效果的同时极大地降低计算难度,而且在同一片 FPGA 上集成了 CEM 和 RXD 算法,分别用于目标检测和异常检测,通过双模式处理节省了大量硬件资源以满足高光谱图像在轨实时处理要求,为解决高光谱数据维数高和实时处理困难等问题探索了新途径[14]。

针对高光谱异常目标检测 RXD 算法实现中协方差矩阵及其逆的计算量过大的问题,本文围绕分块并行的矩阵相乘和正交三角(QR)分解求逆矩阵的加速思想展开,利用高层次综合(HLS)工具实现用于 FPGA 加速的算法并通过添加约束项等方式对 RXD 算法进行优化,进而提出 RXD 算法在 FPGA 平台上的加速方案。实验结果分析表明,所提出的 RXD 算法加速方案可以充分发挥 HLS 工具设计硬件电路的优势并在 FPGA 平台上有效地实现。

1　RXD 算法基本理论

1.1　信号统计检测理论

高光谱异常目标检测通常可以看作一个二元信号检测问题,即观测样本中的待测像素可能是属于目标亦或是属于背景,由二元假设检验表示如下:H_0 表示待测像素不是目标,H_1 表示待测像素是目标,则有

$$\begin{cases} H_0: \boldsymbol{t} = \boldsymbol{n}_{\mathrm{B}} & c = 0 \\ H_1: \boldsymbol{t} = c\boldsymbol{s}_{\mathrm{T}} + \boldsymbol{n}_{\mathrm{B}} & c > 0 \end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{t}$ 为待测样本;$\boldsymbol{n}_{\mathrm{B}}$ 为背景向量;$\boldsymbol{s}_{\mathrm{T}}$ 为目标向量;c 为常数,且 $c \geqslant 0$。当 $c=0$ 时,H_0 假设成立,样本中不存在目标,将 $\boldsymbol{t}$ 判为背景;当 $c>0$ 时,H_1 假设成立,待测样本中存在目标,将 $\boldsymbol{t}$ 判为目标。

广义似然比检验(Generalized Likelihood Ratio Test, GLRT)是通过最大似然的方法估计未知参量用于似然比检验,是信号参量统计检测的重要方法。对于一个待测像素 $\boldsymbol{t}$,可以利用条件概率密度函数来定义似然比函数 $L_{\mathrm{R}}(\boldsymbol{t})$ 为

$$L_{\mathrm{R}}(\boldsymbol{t}) = \frac{p(\boldsymbol{t} \mid H_1)}{p(\boldsymbol{t} \mid H_0)} \tag{2}$$

但在实际的异常检测过程中,式(2)中的条件概率密度函数与背景和目标的分布密切相关,而背景和目标通常都是先验未知的,无法直接求得。于是,假设在 H_0 下,设未知参数为 θ_0,则样本条件概率密度函数为 $p(\boldsymbol{t} \mid \theta_0; H_0)$。同理,假设在 H_1 下,设未知参数为 θ_1,则其条件概率密度函数为 $p(\boldsymbol{t} \mid \theta_1; H_1)$。要得到 $L_{\mathrm{R}}(\boldsymbol{t})$ 的具体形式,需要根据统计学原理中利用最大似然估计量代替未知参量 $\theta_i (i=0,1)$ 的方法,求得条件概率密度函数的逼近值,从而得到利用 GLRT 进行检测的判决式

$$\begin{cases} L_{\mathrm{G}}(\boldsymbol{t}) = \dfrac{p(\boldsymbol{t} \mid \hat{\theta}_1; H_1)}{p(\boldsymbol{t} \mid \hat{\theta}_0; H_0)} > \lambda & H_1 \text{ 成立} \\ L_{\mathrm{G}}(\boldsymbol{t}) = \dfrac{p(\boldsymbol{t} \mid \hat{\theta}_1; H_1)}{p(\boldsymbol{t} \mid \hat{\theta}_0; H_0)} < \lambda & H_0 \text{ 成立} \end{cases} \tag{3}$$

式中:$L_{\mathrm{G}}(\boldsymbol{t})$ 为广义似然比函数;$\hat{\theta}_1$ 和 $\hat{\theta}_0$ 分别为参数 θ_1 与 θ_0 的最大似然估计;λ 为检测阈值。

1.2　RXD 算法检测原理

高光谱异常目标检测 RXD 算法是由 Reed 和 Yu 提出的一种基于 GLRT 的检测方法[7]。该算法假设图像背景服从空间均值快变而方差慢变的多维高斯随机过程[15],适用于背景分布较为简单情形下的异常目标检测。RXD 算法可以表示为

$$\begin{cases} \delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r}) = (\boldsymbol{r}-\boldsymbol{\mu})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{K}^{-1} (\boldsymbol{r}-\boldsymbol{\mu}) > \lambda & H_1 \text{ 成立} \\ \delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r}) = (\boldsymbol{r}-\boldsymbol{\mu})^{\mathrm{T}} \boldsymbol{K}^{-1} (\boldsymbol{r}-\boldsymbol{\mu}) < \lambda & H_0 \text{ 成立} \end{cases} \tag{4}$$

式中:$\delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r})$ 为 RXD 算子,$\boldsymbol{r}$ 为图像中任意 $L \times 1$

北航学报 赠阅

维的像素向量，L 为波段数；$\boldsymbol{\mu}$ 为样本均值向量，定义为 $\boldsymbol{\mu}=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{r}_i$，$N$ 为像素数，$\boldsymbol{r}_i$ 为像素向量；$\boldsymbol{K}$ 为样本协方差矩阵，定义为 $\boldsymbol{K}=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{\mu})(\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{\mu})^{\mathrm{T}}$；$\lambda$ 为检测阈值，一般是小于 1 的正数。

显然，式(4)中的 $\delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r})$ 有着与马氏距离相同的形式。本质上 RXD 算法可以看作是主成分分析(Principle Component Analysis，PCA)的逆过程。PCA 可以根据协方差矩阵 $\boldsymbol{K}$ 的几个最大特征值对应的特征向量求得信息分布的主要方向。恰恰相反，某些图像中出现概率较低的小目标或异常目标将不包含在这些主要分量中[16]，因为其对应的能量很小，很可能会出现在协方差矩阵 $\boldsymbol{K}$ 的小特征值对应的特征向量方向上。由式(4)可知，特征值越小，$\delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r})$ 越大，这正是 RXD 算法可以有效地应用于高光谱异常目标检测的原因所在。考虑到存在目标光谱的一阶统计信息特征明显的情况，Chang 引入了 RXD 算法的一个重要变体[17]，即通过样本自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$ 替换矩阵 $\boldsymbol{K}$，同时由 $\boldsymbol{r}$ 代替式(4)中的 $\boldsymbol{r}-\boldsymbol{\mu}$，得到基于自相关矩阵的 R-RXD 算法，可以表示为

$$\begin{cases}\delta_{\text{R-RXD}}(\boldsymbol{r})=\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{r}>\lambda & H_1\text{ 成立}\\ \delta_{\text{R-RXD}}(\boldsymbol{r})=\boldsymbol{r}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\boldsymbol{r}<\lambda & H_0\text{ 成立}\end{cases}\tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{R}$ 为样本自相关矩阵，定义为 $\boldsymbol{R}=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\boldsymbol{r}_i\boldsymbol{r}_i^{\mathrm{T}}$。

2 基于 FPGA 的 RXD 算法加速方案

高光谱数据量大和维数高的特性使得各种目标检测算法在实现时往往运算量很大，例如 RXD 算法中样本协方差矩阵及其逆的计算[18]。随着电子设计自动化技术的发展，兼具高度灵活性和高性能计算力的 FPGA 在高光谱图像处理方面所起的作用越来越重要。FPGA 具有强大的并行计算能力、灵活的设计方式以及速度和面积互换原则，而 HLS 工具使得用户可以通过编写 C 或 C++ 等高级语言来实现用于硬件加速的算法，克服了传统硬件描述语言开发 FPGA 周期长、调试困难等问题，大大提升了 FPGA 设计和开发的效率[19]。因此，本文主要结合 RXD 算法的实现流程，重点研究协方差矩阵及其逆运算的加速思想，充分发挥高层次综合工具设计硬件电路的优势，通过添加约束项等方式实现算法优化，进而提出 RXD 算法在 FPGA 平台上的加速方案。

2.1 算法加速方案主要思想

2.1.1 矩阵相乘加速思想

分析 RXD 算法流程可知，无论是样本协方差矩阵 $\boldsymbol{K}$ 或是自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$，其维数和计算量都会随着波段数 L 的增加而迅速增大[20]。由于协方差矩阵 $\boldsymbol{K}$ 可以看作是由高光谱数据去除样本均值 $\boldsymbol{\mu}$ 之后再做自相关计算求得，因此本文主要以自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的计算过程为例来讨论矩阵相乘的加速思想。

自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$ 是基于矩阵相乘得到的，所以想要求得自相关矩阵的关键在于矩阵相乘的实现。但是由于高光谱图像的数据量一般都比较大，这使得计算自相关矩阵的难度也随之增加，因为要想在硬件计算中一次性读入所有的图像数据进行运算几乎是不可能实现的，同时也是不科学的。为了能够在 FPGA 平台实现矩阵相乘的加速计算，本文提出了在自相关矩阵计算过程中进行分块并行处理的加速思想。矩阵相乘加速方案的具体步骤如下：

步骤 1 首先进行图像的划分，将预处理后的高光谱图像数据(即 $L\times N$ 维的矩阵，其中 L 为波段数，N 为像素数)划分为每次计算 n 个像素和每次更新 s 个波段的小块，则每次计算生成矩阵相乘的结果为 $s\times L$ 维的小矩阵。

步骤 2 将需要计算的矩阵元素从片外 DDR 导入片内资源，分块地进行矩阵相乘，计算完 n 个像素后，更新之后的 n 个像素再进行计算，并将计算结果与之前的结果进行累加更新，直到所有的 N 个像素累加完毕。

步骤 3 待当前 s 个波段的所有像素更新完毕后，输出并存储结果后更新计算单元，然后开始计算 $s\sim 2s-1$ 部分的波段，直到所有的 L 个波段计算完毕。

步骤 4 输出并存储最终的结果，得到 $L\times L$ 维的自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$。

对于上述步骤，做出更为直观的图形化描述如图 1 所示。分析可知，该方案可分为 2 个计算单元：①划分 $L_0\sim L_s$ 波段、$N_0\sim N_n$ 像素的图像单元；②L_0 波段的 $N_0\sim N_n$ 像素单元。

运算过程中，计算单元②中的数据由波段 $L_0\sim L_L$ 不断进行更新。考虑到 FPGA 强大的并行计算能力，可将计算单元②中的 a 个波段进行并行加速，同时需要扩充 a 个相乘单元存储模块和矩阵相乘模块，而存储相乘结果的 block RAM 需要划分为 a 个 block，此并行结构的示意图如图 2 所示。

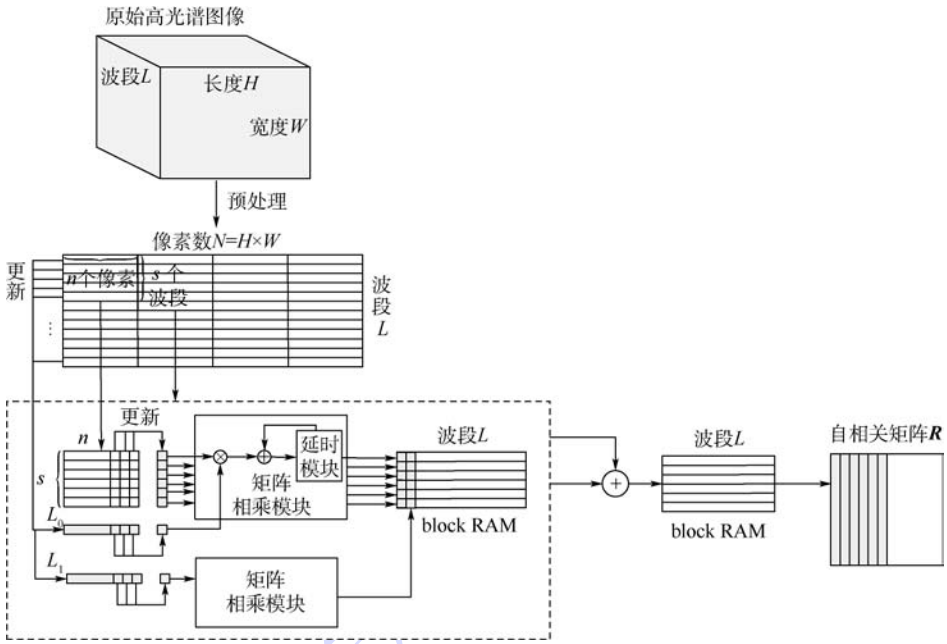


图 1　分块相乘求自相关矩阵的描述

Fig. 1　Description of finding autocorrelation matrix by block multiplication

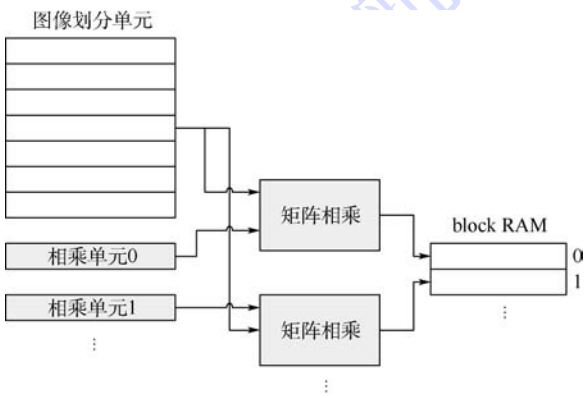


图 2　并行结构示意图

Fig. 2　Schematic diagram of parallel structure

其中,并行的矩阵相乘模块可以存储为间隔 b 个波段的不同波段,并行处理时分别串行向下进行更新以实现加速。即图 2 中的相乘单元 0 更新为 0 ~ b − 1 波段,而相乘单元 1 更新为 b ~ 2b − 1 波段。

2.1.2　矩阵求逆加速思想

结合高光谱数据特性与 RXD 算法流程可知,协方差矩阵 $\boldsymbol{K}$ 和自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的阶数一般都比较高。而伴随矩阵法、初等行列变换法等从数学角度提出的求逆算法只适用于低阶矩阵求逆的计算,在实际的算法实现中是不可行的[21]。为了避免对矩阵直接求逆所导致的巨大运算量,本文采用实际工程中广泛应用的 QR 分解算法来实现矩阵求逆,并通过研究可以降低逆矩阵计算复杂度的 QR 分解过程来讨论矩阵求逆的加速思想。

设 $\boldsymbol{A}$ 为任意的 $m \times n$ 阶矩阵,则 $\boldsymbol{A}$ 可以分解为 $m \times m$ 阶正交矩阵 $\boldsymbol{Q}_1$ 和 $m \times n$ 阶上三角矩阵 $\boldsymbol{R}_1$ 的乘积,即

$$\boldsymbol{A}_{m\times n} = (\boldsymbol{Q}_1)_{m\times m}(\boldsymbol{R}_1)_{m\times n} \tag{6}$$

式(6)称为矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的 QR 分解,接下来采用 Givens 变换来进行分解计算。

对于矩阵 $\boldsymbol{A}$,右乘一个旋转矩阵 $\boldsymbol{G}[2][2]$,只改变矩阵 $\boldsymbol{A}$ 的第 i 行 j 列的元素,而其他行的元素不变,这种变换称为 Givens 变换。在平面几何中,使向量 $\boldsymbol{x}$ 顺时针旋转角度 θ 后变为向量 $\boldsymbol{y}$ 的变换如图 3 所示。

由图 3 可知,旋转变换是不改变向量模值的正交变换,所以 $\boldsymbol{T}$ 是正交矩阵,det $\boldsymbol{T}$ = 1。更一般地,对于 n 维欧氏空间,可令 $\boldsymbol{e}_1, \boldsymbol{e}_2, \cdots, \boldsymbol{e}_n$ 为空间的一个标准正交基。

设实数 c_1 和 c_2 满足 $c_1^2 + c_2^2 = 1$,则称 n 阶方阵为一个初等旋转矩阵,记为 $\boldsymbol{T}_{ij}(c_1, c_2)$。

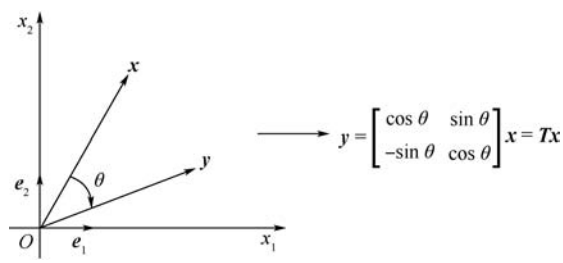


图 3　旋转变换示意图

Fig. 3　Schematic diagram of rotation transformation

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{T}_{ij}=\begin{bmatrix}1 & & & & & & & & \\ & \ddots & & & & & & & \\ & & 1 & & & & & & \\ & & & c_1 & & c_2 & & & \\ & & & & 1 & & & & \\ & & & & & \ddots & & & \\ & & & & & & 1 & & \\ & & & -c_2 & & c_1 & & & \\ & & & & & & & 1 & \\ & & & & & & & & \ddots \\ & & & & & & & & & 1\end{bmatrix}\begin{matrix}\\ \\ \\ \text{第 } i \text{ 行} \\ \\ \\ \\ \text{第 } j \text{ 行} \\ \\ \\ \end{matrix}$$

第 i 列　　第 j 列

显然 $c_1^2+c_2^2=1$，则必存在实数 θ，使得 $c_1=\cos\theta, c_2=\sin\theta$。因为 $\boldsymbol{T}_{ij}$ 的 n 个列向量两两正交，所以 $\boldsymbol{T}_{ij}$ 是正交矩阵。由于 $|\boldsymbol{T}_{ij}|=1$，则

$$(\boldsymbol{T}_{ij}(c_1,c_2))^{-1}=(\boldsymbol{T}_{ij}(c_1,c_2))^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{T}_{ij}(c_1,-c_2) \tag{7}$$

设 $\boldsymbol{x}=(x_1,x_2,\cdots,x_n)^{\mathrm{T}}$，若给列向量 $\boldsymbol{x}$ 左乘初等旋转矩阵，有 $\boldsymbol{T}_{ij}\boldsymbol{x}=(y_1,y_2,\cdots,y_n)^{\mathrm{T}}$，当 $k\neq i,j$ 时，则有 $y_k=x_k$，当 $k=i$ 或 j 时，则有

$$\begin{cases}y_i=c_1x_i+c_2x_j\\ y_j=-c_2x_i+c_1x_j\end{cases} \tag{8}$$

当 $x_i^2+x_j^2\neq 0$ 时，取 $c_1=\dfrac{x_i}{\sqrt{x_i^2+x_j^2}}$，$c_2=\dfrac{x_j}{\sqrt{x_i^2+x_j^2}}$，可使 $y_i=\sqrt{x_i^2+x_j^2}>0$，$y_j=0$，其余分量 $y_k=x_k(k\neq i,j)$。

设非零向量 $\boldsymbol{x}=(x_1,x_2,\cdots,x_n)^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^n$，$\boldsymbol{e}_1=(1,0,\cdots,0)^{\mathrm{T}}$，存在有限个初等旋转矩阵的乘积 $\boldsymbol{T}$，使得

$$\boldsymbol{T}\boldsymbol{x}=\|\boldsymbol{x}\|\boldsymbol{e}_1=[\|\boldsymbol{x}\|,0,\cdots,0]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{T}=\boldsymbol{T}_{1n}\boldsymbol{T}_{1n-1}\cdots\boldsymbol{T}_{12}$。

对于 n 阶矩阵 $\boldsymbol{A}$，存在有限个初等旋转矩阵的乘积 $\boldsymbol{T}$，使得 $\boldsymbol{T}\boldsymbol{A}=\boldsymbol{R}_1$ 为上三角矩阵，即存在正交矩阵 $\boldsymbol{Q}_1=\boldsymbol{T}^{-1}$，使得 $\boldsymbol{A}=\boldsymbol{Q}_1\boldsymbol{R}_1$。对任意的 n 阶上三角矩阵 $\boldsymbol{R}_1$ 求逆，先由原矩阵 $\boldsymbol{R}_1$ 主对角线元素取倒数计算得到所求逆矩阵主对角线上的元素值。然后依次求出平行于主对角线且距离主对角线最近的斜列上的元素值，再通过相同的方法依次求得距离由近及远的斜列上的元素值，直到求出整个逆矩阵 $\boldsymbol{V}$。利用上述方法计算上三角矩阵 $\boldsymbol{R}_1$ 的逆矩阵 $\boldsymbol{V}$ 的公式如式(10)所示。

根据 $\boldsymbol{A}=\boldsymbol{Q}_1\boldsymbol{R}_1=\boldsymbol{T}^{-1}\boldsymbol{R}_1$，可知 $\boldsymbol{A}^{-1}=\boldsymbol{R}_1^{-1}\boldsymbol{T}=\boldsymbol{V}\boldsymbol{T}$。于是可利用 2.1.1 节所介绍的矩阵相乘原理求得 $\boldsymbol{A}^{-1}$，从而实现矩阵的 QR 分解求逆。利用上述加速思想通过 QR 分解实现矩阵求逆的方案描述如图 4 所示。

$$\begin{cases}\boldsymbol{V}_{ii}=\dfrac{1}{(\boldsymbol{R}_1)_{ii}} & i=1,2,\cdots,n\\ \boldsymbol{V}_{ij}=-\dfrac{\sum\limits_{k=i+1}^{j}\boldsymbol{V}_{kj}(\boldsymbol{R}_1)_{ik}}{(\boldsymbol{R}_1)_{ii}} & i=n-1,n-2,\cdots,1;\\ & j=i+1,i+2,\cdots,n\end{cases} \tag{10}$$

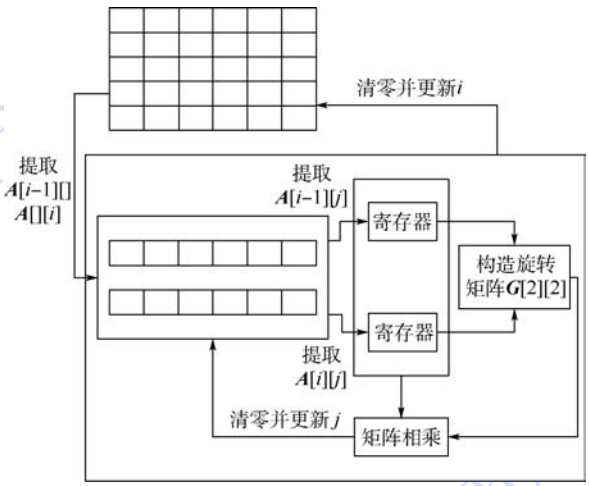


图 4　QR 分解求逆矩阵的实现方案

Fig. 4　Implementation scheme of finding inverse matrix by QR decomposition

2.2　基于 HLS 的算法优化

HLS 工具是 Xilinx 公司推出的新一代 FPGA 设计开发工具。该工具的问世，使得用户通过编写 C 或 C++等程序代码，综合生成寄存器传输级(Register Transfer Level, RTL)代码从而实现所需的硬件功能。该工具的发展突破了传统 FPGA 只能通过硬件描述语言(Hardware Description Language, HDL)设计实现的瓶颈，而且可以根据不同需求来添加约束项，进行算法的优化与加速，具有明显的优势[22]。HLS 的关键优化策略主要包括数组与循环、延迟和吞吐量的处理[23]。

2.2.1　数组的处理

数组是算法实现中一种常见而直观的软件结构，HLS 支持数组分割(array partition)以提高设计吞吐量[24]。数组分割可以将数组分割为更小的单元，且允许分割成任意的维度以实现存储器更加优化的配置。若维数为 0，则表示所有的维数。HLS 工具还提供了 block、cyclic 和 complete 3 种不同的分割类型，相应的处理产生不同的结构，如图 5 所示。

①block 型：将 D 个数据的数组均等分割，分别存储在不同的 BRAM 中，例如 0 ~ (D/2 − 1)存

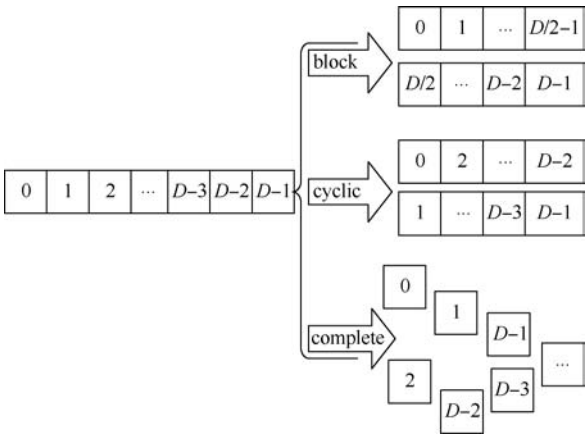


图 5　数组分割的不同类型

Fig. 5　Different types of array partition

在一个 BRAM,而 $D/2$ ~ $(D-1)$ 存于另一个 BRAM,这样做可以使得一个时钟内得到每个 BRAM 中位置相同的数据;②cyclic 型:与 block 型类似地将一个数组等分,但数据的存放方式不同于 block,例如可将第 0,2,4,…,$D-2$ 个数据存入第 1 个 BRAM,而将第 1,3,5,…,$D-1$ 个数据存到第 2 个 BRAM,这样也可以在一个时钟内得到多个数据;③complete 型:将数组中的 D 个数据存入 D 个寄存器,可以在一个时钟内获取任意多的数据,但是当数组元素较多时,这种方式所占用的资源将迅速增加。

2.2.2　循环的处理

HLS 在默认不添加约束的情况下对循环综合时,将循环综合为与软件环境中相同的顺序执行的电路。对于硬件而言,如果每次循环操作彼此独立,则可以利用 HLS 提供的 UNROLL 约束进行并行操作来提高处理速度,由此付出的代价是硬件资源利用率的增大,是一种典型的以面积换取速度的方法。

例如,循环体如下:

```
void foo_top(…) {
    …
    Add: for(k=3; k>=0; k--){
    sum = arr[k] + sum;
                    …}
}
```

其中:arr[k]和 sum 均为数组。

循环体默认结构是折叠起来的,如图 6(a)所示。HLS 工具提供的 UNROLL 约束可以根据用户需求将循环完全展开,如图 6(b)所示,当然也可以按照设计需求只进行部分展开循环。

2.2.3　延迟和吞吐量的处理

延迟是指从输入到输出结果所用的周期数,而吞吐量表示 2 个新输入的数据之间的周期数。HLS 工具提供的 PIPELINE 约束,可以将一个函数或循环设计成具有指定间隔的流水线结构,从而提高吞吐量。

例如,对于图 7(a)所示函数结构,默认不使用流水线的情况下,只有当输入的数据完成所有处理过程并输出后,输入端才能够接收下一组新的数据,此时吞吐量为 3 个周期,如图 7(b)所示;而当添加流水线约束后,吞吐量有了明显提高,减小为 1 个周期,如图 7(c)所示。若对于多重循环使用流水线策略,可以有效地减小整个循环的延迟。一般情况下,添加流水线结构会使得寄存器资源消耗增多,因为流水结构的实现需要寄存前

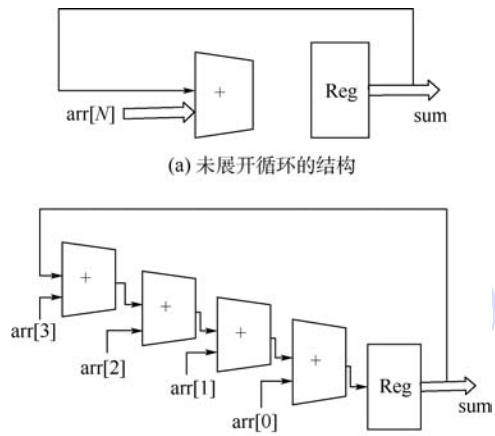


图 6　循环展开示意图

Fig. 6　Schematic diagram of cyclic unrolling

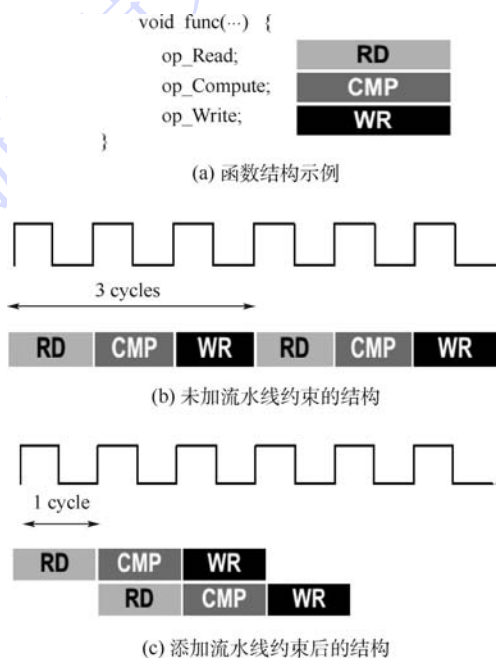


图 7　流水线处理示意图

Fig. 7　Schematic diagram of pipeline processing

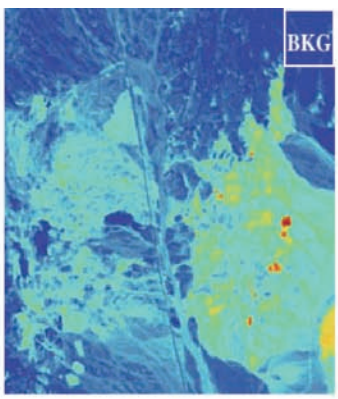
北航学报 赠阅

级流水线所生成的中间数据。

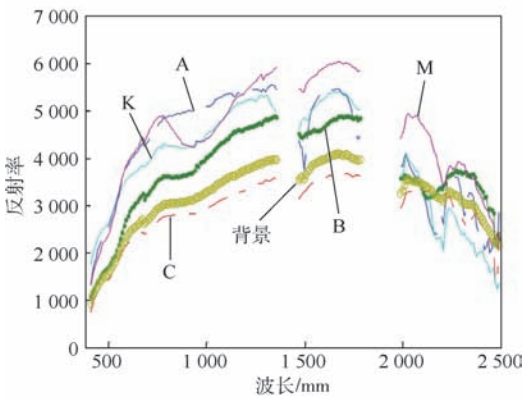
3 实验结果与分析

3.1 高光谱数据描述

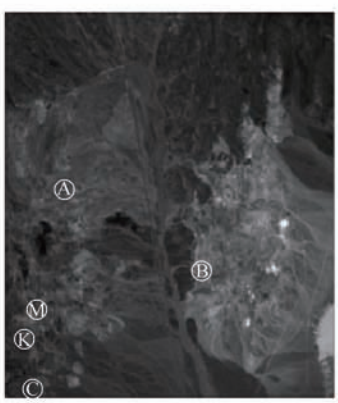
本文所用的模拟高光谱数据 TE 是由 AVIRIS 成像仪拍摄的 Cuprite 数据中的地物光谱信息设计合成的[25]。图 8(a)给出了 Cuprite 图像场景，其中右上角标有“BKG”区域的均值光谱用于后续设计模拟图像场景的背景。该矿区数据集提供的背景和 5 种地物 A(明矾石，Alunite)、B(水铵长石，Buddingtonite)、C(方解石，Calcite)、K(高岭石，Kaolinite)、M(白云母，Muscovite)的光谱曲线如图 8(b)所示。图 8(c)给出了这 5 种地物的位置分布。



(a) Cuprite场景



(b) 背景与5种地物光谱曲线



(c) 5种地物的空间位置

图 8 Cuprite 数据描述

Fig. 8 Cuprite data description

根据图 8(c)中 5 种地物 A、B、C、K、M 的光谱信息(图 8(b))，通过一定方法设计得到包含 25 个异常目标的模拟高光谱图像数据如图 9 所示。其每一列有 5 个大小形状相同但类别不同的异常目标，且每一行的 5 个异常目标由同种地物的光谱特性组成。在这 25 个异常目标中，每一行的第 1 列为大小是 4×4 的纯像素，第 2 列为 2×2 的纯像素，第 3 列为 2×2 的混合像素，第 4 列与第 5 列为 1×1 的亚像素，其中混合像素的大致构成已在图 9 中给出。需要注意的是，这 25 个异常目标是通过将目标像素叠加在大小为 200×200、由背景光谱特性构成的合成图像中来嵌入目标的，并在背景中加入信噪比为 20∶1 的加性高斯噪声。

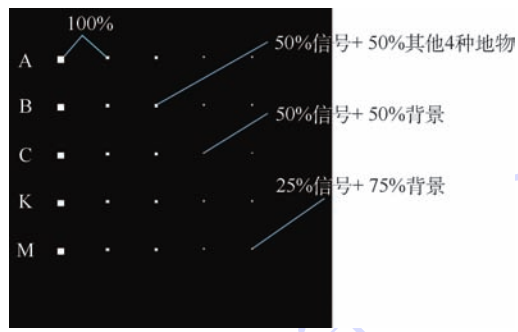


图 9 模拟图像中 25 个异常目标分布

Fig. 9 25 anomaly target distributions in simulated images

3.2 矩阵相乘对比分析

为了验证 2.1.1 节中提出的分块并行矩阵相乘加速思想的有效性，采用模拟高光谱数据 TE 作为数据输入，借助 HLS 工具通过该加速方法实现自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$ 的计算。由于高光谱数据为三维矩阵，首先在 MATLAB 中利用 reshape 函数将其转化为 189×40 000 的二维矩阵，记为矩阵 $\boldsymbol{M}$，其中 189 为波段数，40 000 为像素数。将其导出为文本文件作为 HLS 工具的测试文件，则所求的自相关矩阵 $\boldsymbol{R}$ 为 189×189 的二维矩阵。

为充分体现加速方案的优势，在 HLS 工具中还采用了传统的整体矩阵元素对应相乘并累加求和的方法来实现自相关矩阵的计算。对 2 种实现方法选择相同的目标 FPGA 型号，均为 virtex7 系列的 xc7vx485tffg1761-2，利用 2.2.2 节所述 HLS 优化算法的策略对 2 种方法均添加合适的约束项，得到二者的时序估计结果如表 1 所示。

由表 1 可知，添加优化策略后，加速法综合后的处理时延和数据间隔要比传统法小得多，仅仅

是传统法的 1/6。在处理速度得到大幅提升的同时,还要综合考虑添加约束项后加速法所消耗资源的情况,加速法的综合报告中资源利用情况如表 2 所示。

由表 2 所示的资源利用情况可以看出,由于添加了对数组、循环以及延迟和吞吐量的优化策略,综合后所占用的 BRAM_18K、DSP48E、FF 以及 LUT 资源数均有所上升,这是以面积换取速度的结果。分析可知,对于目标 FPGA 而言,综合后可用的资源数仍比较多,意味着添加约束项后的加速法使用并不多的硬件资源就达到了处理速度的大幅提高,完全可以在 FPGA 平台上有效地实现。

表 1　添加约束项后 2 种方法的时序

Table 1　Timing sequence after adding constraints of two methods

方　法	最小时延/clk	最大时延/clk	最小数据间隔/clk	最大数据间隔/clk
传统法	4 286 520 030	4 286 520 030	4 286 520 031	4 286 520 031
加速法	733 332 624	733 332 624	733 332 625	733 332 625

注:clk——一个时钟周期。

表 2　加速法的资源利用情况

Table 2　Resource utilization results of acceleration scheme

资源利用数	BRAM_18K	DSP48E	FF	LUT
表达式资源数			0	74
实例资源数		131	11 472	27 045
存储资源数	40		0	0
乘法器资源数				1 747
寄存器资源数			203	
总计	40	131	11 675	28 866
可用资源数	2 060	2 800	607 200	303 600
资源利用率/%	1	4	1	9

3.3　矩阵求逆对比分析

为验证 2.1.2 节中提出的降低计算复杂度的 QR 分解矩阵求逆加速思想的可行有效性,采用 3.2 节所求得的 189 × 189 的二维矩阵 $\boldsymbol{R}$ 作为数据输入,借助 HLS 工具通过 QR 分解的方法实现逆矩阵 $\boldsymbol{R}^{-1}$ 的计算。类似地,将矩阵 $\boldsymbol{R}$ 导出为文本文件作为 HLS 工具的测试文件,用于求逆矩阵 $\boldsymbol{R}^{-1}$。

为充分体现加速方案在 HLS 中实现的优势,采用默认的不添加任何约束项与添加优化策略后这 2 种实现 QR 分解求逆的综合结果进行对比分析。同样的,对 2 种实现方法选择相同的目标 FPGA 型号,均为 virtex7 系列的 xc7vx485tffg1761-2,得到二者综合报告中的时序估计结果如表 3 所示,资源利用情况如表 4 所示。表 3 中方案①和方案②分别表示不添加任何约束项和添加优化策略后的时序结果。表 4 中"/"前后分别为不添加任何约束项和添加优化策略后的资源利用情况。

由表 3 可以看出,结合默认不添加约束情况下综合后估计的处理时钟周期为 8.42 ns 这一条件,根据最小和最大时延(分别为 169 502 204 和 354 001 169 个时钟周期)来计算此时最优与最差情况下的处理时间,分别为 1.427 s 和 2.981 s。然后通过添加适当的约束项,如增加并行性提升时序性能,建立流水线结构提高吞吐率等策略进行优化后再次综合,综合后估计的处理时钟周期略有增加,为 8.63 ns。而处理的最小与最大时延均有明显的降低,分别为 57 877 695 和 256 307 850 个时钟周期,相应的优化后的最优与最差情况下的处理时间,分别为 0.499 s 和 2.212 s。由此可见,添加优化策略后的处理速度有了明显的提升,特别是最优情况下的速度达到了默认未加约束时的近 3 倍之多。

由表 4 可知,添加约束项的情况下 BRAM 资源占用有了明显的降低,而 LUT 资源消耗较未添加约束项时有所增加。这是由于对数组添加 PARTITION 约束并建立流水线结构后,会减少 BRAM 资源占用而使用寄存器来寄存中间数据以减少读取造成的延迟。同时,LUT 的资源消耗数也有所上升,是利用以面积换取速度原则将循环并行操作后的结果。综合上述结果的对比分析,再次体现了 HLS 工具设计实现 QR 分解求逆矩阵这一加速方案的优势。

表 3　2 种方案的时序情况对比

Table 3　Comparison of timing sequence between two schemes

方　案	最小时延/clk	最大时延/clk	最小数据间隔/clk	最大数据间隔/clk
①	169 502 204	354 001 169	169 502 205	354 001 170
②	57 877 695	256 307 850	57 877 696	256 307 851

表 4　添加优化前后 2 种方案的资源利用情况

Table 4　Comparison of resource utilization results before and after optimization between two schemes

资源利用数	BRAM_18K	DSP48E	FF	LUT
实例资源数	512/288	94/88	14 512/21 238	20 691/61 334
存储资源数	768/432		0	0
乘法器资源数				58/418
寄存器资源数			9/9	
总计	1 280/720	94/88	14 521/21 247	20 749/61 752
可用资源数	2 060	2 800	607 200	303 600
资源利用率/%	62/34	3/3	2/3	6/20

3.4　多平台算法实现对比分析

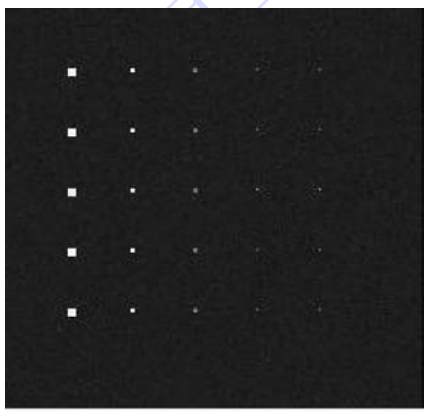
为了验证所提出加速方案的正确有效性,仍

北航学报 赠阅

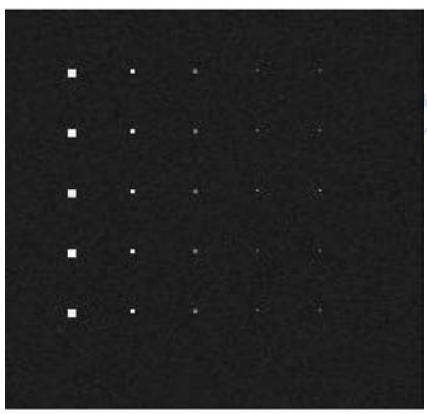
采用模拟高光谱数据 TE 作为数据输入，借助 HLS 工具通过上述加速方案进行 RXD 算法的完整实现。首先在 MATLAB 中利用 reshape 函数将 TE 数据转化为 189 × 40 000 的二维矩阵 $\boldsymbol{M}$，其中 189 为波段数，40 000 为像素数。将其导出为文本文件作为 HLS 工具测试文件的输入，运行 HLS 工具中的 C 语言仿真功能，经过上述加速的 RXD 算法处理后得到包含 200 × 200 个 RXD 算子 $\delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r})$ 值的文本文件即为输出。在此首先给出 MATLAB 仿真实验的结果用于对比分析，如图 10(a)所示。然后将 HLS 中的输出 $\delta_{\mathrm{RXD}}(\boldsymbol{r})$ 值导入 MATLAB 平台并以 JPG 格式保存，实现结果如图 10(b)所示。

对比图 10(a)和图 10(b)不难发现，2 种平台实现的结果对于 TE 数据中 25 个异常目标的检测性能都表现得非常好，几乎看不出任何差别。出于严谨性，计算得到 HLS 实现结果与 MATLAB 仿真结果之间的相对误差，并给出图形化显示如图 11 所示。

从图 11 中可以看出，两者之间最大的相对误差仅为 10^{-13} 数量级，这一结果有力地证明了所提出的 RXD 算法加速方案的正确性。接下来将 189 × 40 000 的矩阵 $\boldsymbol{M}$ 划分为 9 × 200 的单元块进行并行相乘，利用添加约束项的 QR 分解实现矩阵求逆，并对算法不断添加恰当的优化策略后运行 HLS 主界面的 C 语言综合功能，最终得到综合报告的时序估计结果如表 5 所示，资源利用情况如表 6 所示。



(a) MATLAB仿真结果



(b) HLS实现结果

图 10 HLS 与 MATLAB 实现结果对比

Fig. 10 Comparison of implementation results between HLS and MATLAB

结合表 5 和表 6 可以看出，综合后估计的处理时钟周期为 9.78 ns，在此时钟频率下的处理最小时延为 1 552 545 313 clk，而且在硬件资源消耗不是特别多的条件下就可以实现 RXD 算法的加速。

为了进一步验证算法加速方案的有效性，同时还针对 TE 数据在 CPU 平台上进行了 RXD 算

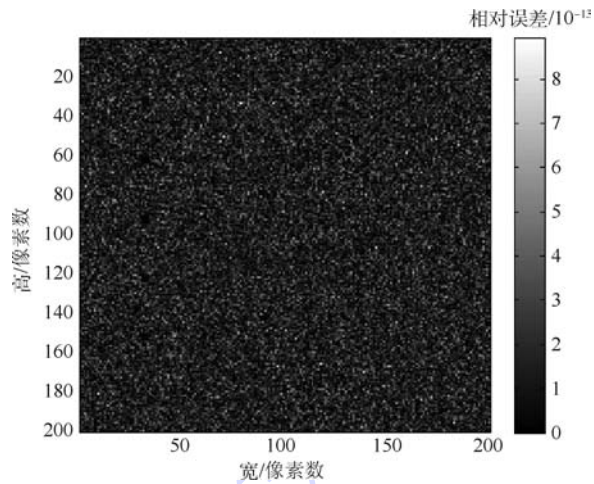


图 11 HLS 与 MATLAB 实现结果的相对误差

Fig. 11 Relative error of implementation results of HLS and MATLAB

表 5 基于 FPGA 的 RXD 算法实现的时序估计结果

Table 5 Timing sequence estimation results for FPGA-based implementation of RXD algorithn

时钟周期/ns	最小时延/clk	最大时延/clk	最小数据间隔/clk	最大数据间隔/clk
9.78	1 552 545 313	1 779 318 286	1 552 545 314	1 779 318 287

表 6 基于 FPGA 的 RXD 算法实现的资源利用情况

Table 6 Resource utilization results for FPGA-based implementation of RXD algorithn

资源利用数	BRAM_18K	DSP48E	FF	LUT
表达式资源数		1	0	5 390
实例资源数	40	244	66 088	92 578
存储资源数	978		0	0
乘法器资源数				10 556
寄存器资源数			4 109	32
总计	1 018	246	70 197	108 556
可用资源数	2 060	2 800	607 200	303 600
资源利用率/%	49	8	11	35

北航学报 赠阅

法的性能测试。算法采用 C 语言在 Visual Studio 2012 软件中实现,其运行环境与 HLS 工具保持一致,均为 Intel Core i5-4210M、主频 2.6 GHz 的 CPU,内存(RAM)为 4 GB。其中 CPU 程序通过 C 语言的计时函数 clock()获取运行时间,FPGA 平台实现算法的时间可通过 HLS 综合报告中的时钟周期与计算获得,从而可以得到对于高光谱数据 TE 采用 RXD 算法分别在 CPU 和 FPGA 平台上的处理时间以及相应的加速比,如表 7 所示。

由表 7 可知,在同一运行环境下针对同样的高光谱数据进行处理,相比于 CPU 平台的 C 语言实现,提出的基于 FPGA 的 RXD 算法加速方案处理速度可以达到其 7.04 倍之多,说明该方案完全可以充分发挥 HLS 工具的优势并在 FPGA 平台上有效地实现。

表 7　CPU 和 FPGA 平台实现 RXD 算法的处理时间对比

Table 7　Comparison of processing time measured for RXD algorithm between CPU and FPGA implementations

CPU 处理时间/s	FPGA			加速比
	时钟周期/ns	最小时延/clk	处理时间/s	
111.29	9.78	1 552 545 313	15.81	7.04

4　结　论

1)针对高光谱异常目标检测 RXD 算法中样本协方差矩阵及其逆的计算量庞大这一难题,提出了分块并行的矩阵相乘和 QR 分解求逆矩阵的加速方案。

2)利用高层次综合工具 HLS 对算法优化后进行设计实现,得到分块并行矩阵相乘加速法的处理时延和数据间隔仅是传统法的 1/6,QR 分解求逆矩阵的速度可以达到默认未加约束时的近 3 倍之多,充分体现了加速方案的优势。

3)RXD 算法在 HLS、MATLAB 和 CPU 多平台实现的对比分析表明,本文提出的加速方案可以在保持算法检测性能的同时达到相较于 CPU 实现 7.04 倍的加速,验证了基于 FPGA 平台的 RXD 算法加速方案的正确有效性。

参考文献(References)

[1] QU J H, LEI J, LI Y S, et al. Structure tensor-based algorithm for hyperspectral and panchromatic images fusion[J]. Remote Sensing, 2018, 10(3): 373-391.

[2] LI Y S, HU J, ZHAO X, et al. Hyperspectral image super-resolution using deep convolutional neural network[J]. Neurocomputing, 2017, 266: 29-41.

[3] 赵兵. 基于 FPGA 的高光谱图像 RX 异常检测研究[D]. 杭州:杭州电子科技大学, 2012: 1-2.
ZHAO B. Research on RX anomaly detection of hyperspectral image based on FPGA[D]. Hangzhou: Hangzhou Dianzi University, 2012: 1-2(in Chinese).

[4] BIOUCAS-DIAS J M, PLAZA A, CAMPS-VALLS G, et al. Hyperspectral remote sensing data analysis and future challenges[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Magazine, 2013, 1(2): 6-36.

[5] 贺霖,潘泉,邸韡,等. 高光谱图像目标检测研究进展[J]. 电子学报, 2009, 37(9): 2016-2024.
HE L, PAN Q, DI W, et al. Research advance on target detection for hyperspectral imagery[J]. Acta Electronica Sinica, 2009, 37(9): 2016-2024(in Chinese).

[6] LIU W H, FENG X P, WANG S, et al. Random selection-based adaptive saliency-weighted RXD anomaly detection for hyperspectral imagery[J]. International Journal of Remote Sensing, 2018, 39(8): 2139-2158.

[7] REED I S, YU X L. Adaptive multiple-band CFAR detection of an optical pattern with unknown spectral distribution[J]. IEEE Transactions on Acoustics Speech & Signal Processing, 1990, 38(10): 1760-1770.

[8] LIU W M, CHANG C I. A nested spatial window-based approach to target detection for hyperspectral imagery[C]// Proceedings of IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2004. Piscataway NJ: IEEE Press, 2004: 266-268.

[9] KWON H, NASRABADI N M. Kernel adaptive subspace detector for hyperspectral imagery[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters, 2006, 3(2): 271-275.

[10] 何光林,彭林科. 基于 FPGA 的高光谱图像奇异值分解降维技术[J]. 中国激光, 2009, 36(11): 2983-2988.
HE G L, PENG L K. FPGA implement of SVD for dimensionality reduction in hyperspectral images[J]. Chinese Journal of Lasers, 2009, 36(11): 2983-2988(in Chinese).

[11] 于涛,胡炳樑,高晓惠,等. 高光谱图像运动误差实时校正处理平台设计与实现[J]. 光谱学与光谱分析, 2012, 32(8): 2275-2279.
YU T, HU B L, GAO X H, et al. Design and implementation of real-time processing platform for movement error correction of hyperspectrual imaging[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2012, 32(8): 2275-2279(in Chinese).

[12] WANG J, CHANG C, CAO M. FPGA design for constrained energy minimization[C]// Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering. Bellingham: SPIE, 2004, 5268: 262-273.

[13] 赵宝玮,相里斌,吕群波,等. FPGA 和多 DSP 系统的并行 RX 探测算法[J]. 西安电子科技大学学报(自然科学版), 2014, 41(3): 152-156.
ZHAO B W, XIANG L B, LÜ Q B, et al. Parallel RX algorithm implementation based on the FPGA and multi-DSP system[J]. Journal of Xidian University, 2014, 41(3): 152-156(in Chinese).

[14] YANG B, YANG M, PLAZA A, et al. Dual-mode FPGA implementation of target and anomaly detection algorithms for real-time hyperspectral imaging[J]. IEEE Journal of Selected Top-

北航学报 赠阅

ics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2015, 8(6): 2950-2961.

[15] 成宝芝. 基于光谱特性的高光谱图像异常目标检测算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2012:45-48.
CHENG B Z. Research on spectral feature based anomaly target detection algorithms in hyperspectral imagery [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012: 45-48 (in Chinese).

[16] 欧阳征平. 高光谱遥感图像局部异常检测算法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2011:14-16.
OUYANG Z P. Study on algorithms of local anomaly detection for hyperspectral remote sensing imagery [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011: 14-16 (in Chinese).

[17] CHANG C I. Hyperspectral imaging: Techniques for spectral detection and classification[M]. New York: Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2003: 89-103.

[18] YANG B, YANG M, GAO L, et al. A dual mode FPGA implementation of real-time target detection for hyperspectral imagery [C]// International Workshop on Earth Observation and Remote Sensing Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 340-344.

[19] LEI J, LI Y S, ZHAO D S, et al. A deep pipelined implementation of hyperspectral target detection algorithm on FPGA using HLS[J]. Remote Sensing, 2018, 10(4): 516.

[20] ZHAO C H, YOU W, WANG Y L, et al. GPU implementation for real-time hyperspectral anomaly detection[C]// IEEE International Conference on Digital Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 940-943.

[21] 倪涛,丁海锋,阮黎婷,等. 基于 QR 分解算法的任意阶复矩阵求逆的 DSP 实现[J]. 电子科技,2010,23(4):99-101.
NI T, DING H F, RUAN L T, et al. Implementation of arbitrary order complex matrix inversion based on the QR decomposition algorithm in DSP [J]. Electronic Science and Technology, 2010, 23(4): 99-101 (in Chinese).

[22] PAPAKONSTANTINOU A. High-level automation of custom hardware design for high-performance computing [D]. Champaign: University of Illinois at Urbana-Champaign, 2012: 5-8.

[23] 何宾. Xilinx FPGA 设计权威指南[M]. 北京:清华大学出版社,2012:183-202.
HE B. Xilinx FPGA: Design and application[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 183-202 (in Chinese).

[24] WANG Y, LI P, ZHANG P, et al. Memory partitioning for multidimensional arrays in high-level synthesis [C]// Design Automation Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-8.

[25] 赵春晖,王立国,齐滨. 高光谱遥感图像处理方法及应用[M]. 北京:电子工业出版社,2016:300-302.
ZHAO C H, WANG L G, QI B. Hyperspectral remote sensing images processing methods and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2016: 300-302 (in Chinese).

作者简介:

郑毓轩 男,硕士研究生。主要研究方向:高光谱遥感图像处理、高性能计算和机器学习。

李云松 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:图像视频压缩编码、图像处理、高性能计算和芯片设计。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Acceleration scheme of RXD algorithm based on FPGA for hyperspectral anomaly target detection

ZHENG Yuxuan, LI Yunsong*, SHI Yanzi, QU Jiahui, XIE Weiying

(State Key Laboratory of Integrated Services Networks, Xidian University, Xi'an 710071, China)

Abstract: Hyperspectral images bring abundant spectral information, but their large size and high dimensionality also lead to huge calculation. Therefore, it is particularly urgent to develop a high-speed processing scheme for anomaly target detection algorithms. Considering that the field programmable gate arrays (FPGA) are of powerful parallel capability and highly flexible design, aiming at the problem that the computation of the covariance matrix and its inverse is too large in the Reed-Xiaoli Detector (RXD) algorithm, we propose an acceleration scheme of block parallel and QR decomposition for the RXD algorithm based on the FPGA platform, which is optimized by high level synthesis (HLS). Experimental results show that the processing speed of FPGA-based acceleration scheme proposed in this paper is 7.04 times faster than that of CPU-based implementations with the detection performance preserved simultaneously, which verifies that the proposed acceleration scheme is correct and effective.

Keywords: hyperspectral anomaly target detection; RXD algorithm; block parallel; QR decomposition; high level synthesis (HLS); acceleration scheme

北京航空航天大学学报

Received: 2018-06-11; **Accepted**: 2018-07-13; **Published online**: 2018-07-26 19:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180725.1742.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61502367, 61501346, 61701360, 61571345, 91538101); 111 Project (B08038); Yangtze River Scholar Bonus Schemes of China (CJT160102)

* **Corresponding author**. E-mail: ysli@mail.xidian.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0202

基于非圆特征恢复的极化敏感辅助阵列波束形成

万鹏程[1], 白渭雄[1,*], 高晓阳[1], 陈红[2]
(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 中国人民解放军 61769 部队, 吕梁 033000)

摘 要: 为了降低极化敏感阵列(PSA)的应用成本,优化极化信息的利用效率,提高导向矢量失配条件下的滤波性能,提出了极化敏感辅助阵列(APSA)模型和基于二相编码信号非圆特征恢复的波束形成算法。在单极化线阵的基础上对部分阵元进行双极化改造,构成 APSA;根据接收信号矢量的协方差阵和共轭协方差阵,按照非圆率最大准则,对构造的新协方差阵进行特征分解以确定权矢量,进而完成数字波束形成。详细分析了阵列模型的性能,并讨论了最小方差无失真响应(MVDR)算法和特征子空间投影(EP)算法。仿真结果表明,二相编码的非圆特征恢复算法不受导向矢量误差的影响,在阵列模型的基础上有主瓣干扰对抗能力,鲁棒性强。

关 键 词: 极化敏感阵列 (PSA); 非圆特征恢复; 自适应波束形成; 辅助阵列; 二相编码

中图分类号: TP957

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2568-07

极化敏感阵列(Polarization Sensitive Array, PSA)[1]能够接收到极化域-空域的多维信息,性能优于传统单极化阵列[2],在雷达电子战领域越来越受到重视,与之相关的极化域-空域联合滤波[3]的研究发展迅速。文献[4-6]研究了四元数理论在 PSA 波束形成中的应用。导向矢量存在误差的情况下,波束形成一般采用对角加载[7]和特征空间投影[8]的方法,文献[9-11]研究了 PSA 在导向矢量失配条件下的鲁棒自适应算法。文献[12]将矢量信号以张量表示,并进行自适应波束形成。

虽然 PSA 性能优良,但极大的成本制约了其在实际雷达中的应用,主要包含:①天线体积限制,极化敏感阵元结构相对复杂,体积相对较大,且多出的信号通路也会占用一定体积;②成本限制,相比于普通阵列,PSA 复杂的天线结构和信号通道数量使其成本翻倍提高,而获得的性能改善却有限,性能价格比有限;③大量已研制完成的单极化雷达无法对天线进行大规模全极化改造或改造成本极高,PSA 无法使数量巨大的单极化雷达拥有极化信息处理能力。针对这个问题,本文提出了一种极化敏感辅助阵列(Auxiliary Polarization Sensitive Array, APSA)。在传统阵列的基础上,只对部分极化阵元进行双极化改造以最大限度节省成本,通过性能仿真证实改造模型的性能,设计空域-极化域导向矢量和优化极化滤波算法,完成对阵列接收信号的联合滤波。该阵列特殊的流型结构使信号无法完全用四元数[4-6]形式表示,因此考虑设计一种更适合该阵列的波束形成方法。

当前大多数自适应滤波算法都假定目标信号导向矢量已知或有一定的误差,而实际上在复杂的电磁环境下,目标信号导向矢量很可能是未知的。文献[13]介绍了根据高阶积累量对导向矢量进行盲辨识的显式方法和根据信号特征调整权

收稿日期: 2018-04-11; **录用日期**: 2018-07-05; **网络出版时间**: 2018-07-26 16:15
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180725.1520.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61601503)
* **通信作者**. E-mail: wxb369@126.com

引用格式: 万鹏程, 白渭雄, 高晓阳, 等. 基于非圆特征恢复的极化敏感辅助阵列波束形成[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2568-2574. WAN P C, BAI W X, GAO X Y, et al. Auxiliary polarization sensitive array beamforming based on non-circularity restoral[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2568-2574 (in Chinese).

北航学报 赠阅

矢量的隐式方法。非圆特征是某些人工调制的信号具有的一种特殊属性,例如 BPSK(Binary Phase Shift Keying)、UQPSK(Unbalanced Quadrature Phase Shift Keying)等,都具有较强的非圆特征。文献[14-15]提出恢复信号非圆特征的波束形成算法,该算法不需要导向矢量先验信息,但是仅适用于单目标情况,未讨论多目标和干扰情况。

事实上,与 BPSK 类似,在雷达中广泛使用的二相编码信号同样具有很好的非圆特征。大多数情况下,雷达缺少准确的目标导向矢量的先验信息,因此考虑将基于非圆特征恢复的波束形成理论应用于雷达信号处理领域,以根据尽可能少的先验信息获得最佳的极化域-空域联合滤波性能。

本文提出了 APSA 天线模型及其极化域-空域导向矢量表示方法,对阵列性能进行了理论分析,并结合干扰情况进行了仿真实验;根据阵列的特殊流型结构,讨论了最小方差无失真响应(Minimum Variance Distortionless Response, MVDR)[16]和特征子空间投影(Eigen-Subspace Projection, EP)[17]等算法,提出了在 APSA 基础上,针对二相编码信号进行非圆特征恢复的波束形成算法,该算法不需要目标信号导向矢量的先验信息,在干扰环境下有很强的适应性。

1　APSA 模型

假设线阵由如图 1 所示方式放置的阵元组成,阵元间距为半个信号波长,第 1 至 $i-1$ 和 $i+L$ 至 N 个阵元指向 x 轴,第 i 至 $i+L-1$ 个阵元由交叉偶极子组成,分别指向 x 轴和 y 轴,其中:N 为天线主极化阵元个数,L 为辅助阵元个数。对于线阵,二维波达角度为($\varphi_f=90°,\theta$),φ 为信号方位角,θ 为信号入射角,极化参量为(γ,η),其空域导向矢量为

$$\boldsymbol{a}_s = [1, e^{j\pi\sin\theta}, \cdots, e^{j\pi(N-1)\sin\theta}]^T \tag{1}$$

根据 $\varphi_f=90°$,可以得到极化域导向矢量

$$\boldsymbol{a}_p = \begin{bmatrix} E_V \\ E_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\varphi_f & \cos\theta\cos\varphi_f \\ \cos\varphi_f & \cos\theta\sin\varphi_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\gamma \\ e^{j\eta}\sin\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\gamma \\ e^{j\eta}\cos\theta\sin\gamma \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中:E_V 和 E_H 分别为天线在垂直和水平极化方向的导向矢量分量。

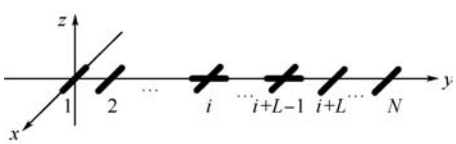


图 1　APSA 模型

Fig. 1　Model of APSA

天线的所有阵元都能够接收到水平极化的信号,而第 i 至 $i+L-1$ 个阵元能够接收到垂直极化的信号,构造其空域-极化域导向矢量为

$$\boldsymbol{a}_d = [E_V\boldsymbol{a}_s^T, E_H\boldsymbol{a}_{s1}^T]^T \tag{3}$$

式中:交叉偶极子阵元的空域导向矢量 $\boldsymbol{a}_{s1} = [e^{j\pi(i-1)\sin\theta}, e^{j\pi i\sin\theta}, \cdots, e^{j\pi(i+L-2)\sin\theta}]^T$。

阵列的接收信号为

$$\boldsymbol{x}(t) = \boldsymbol{a}_d s_d(t) + \sum_{k=1}^{J}\boldsymbol{a}_{jk}s_{jk}(t) + \boldsymbol{n}(t) \tag{4}$$

式中:$s_d(t)$ 为入射的目标信号;J 为干扰源数量;$s_{jk}(t)$ 为第 k 个入射的干扰;$\boldsymbol{a}_{jk}$ 与 $\boldsymbol{a}_d$ 形式类似,为第 k 个干扰在本阵列模型下的空域-极化域导向矢量;$\boldsymbol{n}(t)$ 为加性高斯白噪声矢量。

与常规的 PSA 模型不同,本模型在传统单极化阵列的基础上,改造部分阵元,使阵列具有了一定的极化信号接收能力。与 PSA 相比,改造方法简单,成本相对低廉,其抗干扰性能有待进一步分析。

2　阵列性能分析

以 $J=1$ 为例分析阵列模型的性能。理想情况下,阵列模型通过最优波束形成器的输出信干噪比(Signal to Interference plus Noise Ratio, SINR)ζ_{SINR} 为[18]

$$\zeta_{SINR} = \rho_{s,n}\left[\boldsymbol{a}_d^H\boldsymbol{a}_d - \frac{|\boldsymbol{a}_d^H\boldsymbol{a}_j|^2}{\rho_{i,n}^{-1}+\boldsymbol{a}_j^H\boldsymbol{a}_j}\right] \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{a}_j$ 为干扰导向矢量;$\rho_{s,n}$ 为接收信噪比(Signal to Noise Ratio, SNR);$\rho_{i,n}$ 为接收到的干噪比(Interference to Noise Ratio, INR)。

$$\boldsymbol{a}_d^H\boldsymbol{a}_d = E_V^2\boldsymbol{a}_s^H\boldsymbol{a}_s + E_H^2\boldsymbol{a}_{s1}^H\boldsymbol{a}_{s1} = \frac{\cos^2\gamma(1-e^{j2N\pi\sin\theta}) + e^{j2\eta}(1-e^{j2L\pi\sin\theta})\cos^2\theta\sin^2\gamma}{1-e^{j2\pi\sin\theta}} \approx N\cos^2\gamma + Le^{j2\eta}\cos^2\theta\sin^2\gamma \tag{6}$$

同理可得

$$\boldsymbol{a}_d^H\boldsymbol{a}_j \approx N\cos\gamma\cos\gamma_j + L\cos\theta\cos\theta_j\sin\gamma\sin\gamma_j e^{j\eta+\eta_j} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{a}_j^H\boldsymbol{a}_j \approx N\cos^2\gamma_j + L\cos^2\theta_j\sin^2\gamma_j e^{j2\eta_j} \tag{8}$$

式中:γ_j、θ_j 和 η_j 均为干扰参量,与目标信号参量相对应。

将式(6)~式(8)代入式(5)可知,阵列模型的输出 SINR 诸多条件有关:SNR 越高,干扰与目标极化参量差异越大,INR 越低,同极化和阵元越多,则输出 SINR 越高。

下面考虑 4 种特殊情况:

1)不存在干扰,即 $\rho_{i,n}=0$,SINR 等同于理想

北航学报 赠阅

情况，约为 $\rho_{s,n}(N\cos^2\gamma+\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\eta}L\cos^2\theta\sin^2\gamma)$，与阵列中主极化方向和交叉极化方向的阵元数量以及回波信号的极化方式有关系。

2）存在干扰且干扰与目标空间方向吻合，有极化差异，此时 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{a}_{\mathrm{j}}$ 相对增大；对单极化雷达，其 $L=0$，仅通过空域滤波无法将目标与干扰区分开，输出 SINR 较低，不能满足探测目标的需要；而 APSA 模型中，$L\neq 0$，输出 SINR 仅有所削减，在一定条件下仍然能满足探测目标的需要。事实上，很多针对雷达的自卫式干扰就属于这种情况。

3）干扰极化与目标极化相同，有空间方向上的差异。此时 APSA 性能退化为单极化阵列天线模型，与单极化雷达滤波能力相当。

4）INR 无穷大，只有在干扰与目标的空间角度和极化方式，即干扰与目标的导向矢量，线性相关时，输出 SINR 恒为零。

3 滤波算法描述

3.1 MVDR 算法和 EP 算法

波束形成器的输出为权矢量 $\boldsymbol{w}$ 与各阵元输出矢量 $\boldsymbol{x}$ 的乘积，即 $y(t)=\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{x}(t)$，其中 $\boldsymbol{w}=[w_1,w_2,\cdots,w_{N+L}]^{\mathrm{T}}$。

根据 MVDR，权矢量按照以下准则进行设计：

$$\min_{\boldsymbol{w}}\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{w}\quad \text{s.t. } \boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}=1 \tag{9}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}$ 为导向矢量的估计。

利用拉格朗日乘子法可得最优权值矢量为

$$\boldsymbol{w}_{\mathrm{MVDR}}=\xi\boldsymbol{R}_{xx}^{-1}\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{R}_{xx}=E[\boldsymbol{x}(t)\boldsymbol{x}^{\mathrm{H}}(t)]$，$E[\cdot]$ 表示均值函数；$\xi=(\boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx}^{-1}\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}})^{-1}$。

在信号通道数多的情况下，对 $\boldsymbol{R}_{xx}$ 直接求逆运算复杂且结果存在不确定性，为了防止奇异值且减小计算量，考虑对其进行特征值分解，结果为

$$\boldsymbol{R}_{xx}=\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{D}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{H}}+\boldsymbol{E}_{\mathrm{n}}\boldsymbol{D}_{\mathrm{n}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{H}} \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{D}_{\mathrm{s}}$ 为由 M 个大特征值作为主对角线元素构成的对角矩阵；$\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}$ 为 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{s}}$ 对应的主特征矢量矩阵；同理，$\boldsymbol{D}_{\mathrm{n}}$ 为由 $(N+L-M)$ 个小特征值作为主对角线元素构成的对角矩阵；$\boldsymbol{E}_{\mathrm{n}}$ 为 $\boldsymbol{D}_{\mathrm{n}}$ 对应的特征矢量矩阵。构成噪声子空间，只保留主特征空间进行处理，可得权矢量为

$$\boldsymbol{w}=\xi\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{D}_{\mathrm{s}}^{-1}\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{H}}\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}} \tag{12}$$

事实上，信号导向矢量的估计 $\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}$ 是存在估计误差的，而 MVDR 算法要求 $\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}$ 具有比较高的估计精度，否则可能在信号处形成零陷。

采取对 $\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}$ 向信号的特征子空间投影（EP）的方法以获得精度更高的导向矢量，即 $\bar{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{H}}\hat{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}}$，更新后的权矢量为

$$\boldsymbol{w}_{\mathrm{EP}}=\mu\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}\boldsymbol{D}_{\mathrm{s}}^{-1}\boldsymbol{E}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{H}}\bar{\boldsymbol{a}}_{\mathrm{d}} \tag{13}$$

式中：μ 为拉格朗日乘子。

3.2 二相编码信号非圆特征恢复算法

对于零均值复随机信号 $s(t)$，有

$$\frac{E[s^2(t)]}{E[|s(t)|^2]}=\hbar\,\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varpi} \tag{14}$$

式中：$0\leqslant\hbar\leqslant 1$ 为信号的二阶非圆率（Noncircularity Rate，NCR）；ϖ 为信号的二阶非圆相位。$\hbar$ 的物理意义为信号 $s(t)$ 与其共轭 $s^*(t)$ 的相关程度，$\hbar$ 值越高，则其非圆特性越强。

雷达常用的二相编码信号具有截获概率低、抗干扰能力强等特点，其数学表示为 $s_{\mathrm{d}}(t)=\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi(t)}$，$\varphi(t)=\{0,\pi\}$，根据式（14），其非圆率 $\hbar=1$，而理想情况下高斯白噪声的非圆率 $\hbar=0$。

波束形成器的输出信号非圆率为

$$\hbar(\boldsymbol{w})=\frac{E[y^2(t)]}{E[|y(t)|^2]}=\frac{|\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx^*}\boldsymbol{w}^*|}{\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx}\boldsymbol{w}} \tag{15}$$

按照非圆率最大准则（Noncircularity Rate Maximization，NCRM）确定权矢量：

$$\min_{\boldsymbol{w}}\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx}\boldsymbol{w}\quad \text{s.t. } \boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx^*}\boldsymbol{w}^*=1 \tag{16}$$

通过拉格朗日乘子法求问题的最优解：

$$L(\boldsymbol{w},\mu)=\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx}\boldsymbol{w}+(1-\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}\boldsymbol{R}_{xx^*}\boldsymbol{w}^*) \tag{17}$$

求 $\boldsymbol{w}^*$ 的偏导得

$$\frac{\partial L(\boldsymbol{w},\mu)}{\partial\boldsymbol{w}^*}=\boldsymbol{R}_{xx}\boldsymbol{w}-\mu(\boldsymbol{R}_{xx^*}+\boldsymbol{R}_{xx^*}^{\mathrm{T}})\boldsymbol{w}^* \tag{18}$$

令式（18）等于 0，得

$$\boldsymbol{R}_{xx}\boldsymbol{w}=2\mu\boldsymbol{R}_{xx^*}\boldsymbol{w}^* \tag{19}$$

进而可得

$$\boldsymbol{R}_{xx}\boldsymbol{w}=4|\mu|^2\boldsymbol{R}_{xx^*}(\boldsymbol{R}_{xx}^{-1})^*\boldsymbol{R}_{xx^*}^*\boldsymbol{w} \tag{20}$$

令 $\Re=\boldsymbol{R}_{xx}^{-1}\boldsymbol{R}_{xx}(\boldsymbol{R}_{xx}^{-1})^*\boldsymbol{R}_{xx^*}^*$，则

$$\boldsymbol{w}=4|\mu|^2\Re\boldsymbol{w} \tag{21}$$

对 $\Re$ 进行特征值分解，得到 $\Re=\boldsymbol{E}_{\mathrm{w}}\boldsymbol{D}_{\mathrm{w}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{H}}$，$\boldsymbol{D}_{\mathrm{w}}=\mathrm{diag}(\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_{N+L})$ 为由特征值构成的对角矩阵，$\boldsymbol{E}_{\mathrm{w}}=[\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_{N+L}]$ 为对应的特征矢量矩阵。

$$\Re=\lambda_1\boldsymbol{u}_1\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{H}}+\cdots+\lambda_k\boldsymbol{u}_k\boldsymbol{u}_k^{\mathrm{H}}+\cdots+\lambda_{N+L}\boldsymbol{u}_{N+L}\boldsymbol{u}_{N+L}^{\mathrm{H}} \tag{22}$$

不考虑干扰和噪声的影响，理论上 $\boldsymbol{u}_k$ 与其余的特征矢量正交，可得 $\lambda_k\boldsymbol{u}_k\boldsymbol{u}_k^{\mathrm{H}}\boldsymbol{u}_i=0$，$i\neq k$，因此

$$\Re\boldsymbol{u}_k=\lambda_k\boldsymbol{u}_k\boldsymbol{u}_k^{\mathrm{H}}\boldsymbol{u}_k \tag{23}$$

相当于将 $\boldsymbol{u}_k$ 向 $\boldsymbol{u}_k\boldsymbol{u}_k^{\mathrm{H}}$ 构成的特征空间进行投影，因此可以得到 $\Re\boldsymbol{u}_k=\varepsilon\boldsymbol{u}_k$，$\varepsilon$ 是一个实数。结合式（21），在理想情况下可以得到 $\boldsymbol{w}=\boldsymbol{u}_k$。

为了减小干扰和噪声的影响，将分解得到的

北航学报 赠阅

大特征值对应的特征向量作为目标信号对应的最优权值矢量。如果存在多个目标信号,可以先根据分解得到的主特征值或者通过其他改进方法判定信号源个数,再根据对应的权值矢量分步或同时进行波束形成。完成第 k 个目标信号波束形成的权值矢量为

$$\boldsymbol{w}_k = \boldsymbol{u}_k \tag{24}$$

对第 k 个目标信号的滤波器输出为

$$y_k(t) = \boldsymbol{w}_k \boldsymbol{x}(t) \tag{25}$$

该过程可以利用有源相控阵的优势,在信号处理过程中串行或并行处理,即通过数字多波束[19]实现。

为研究各滤波算法的性能差异,可用式(26)计算不同权值矢量下的输出 SINR[15]:

$$\zeta_w = \frac{\sigma_s^2 \boldsymbol{w}^{\mathrm{H}} \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}} \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{H}} \boldsymbol{w}}{\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}} (\boldsymbol{R}_{xx} - \sigma_s^2 \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}} \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{H}}) \boldsymbol{w}} \tag{26}$$

式中:σ_s^2 为信号功率。值得注意的是,式(26)与式(5)在导向矢量无误差的理想情况下是等价的,而式(26)更适用于一般情况。

4　仿真实验和分析

本节通过计算机仿真验证天线模型的适用性和算法的有效性。通过设计 3 个仿真实验,分别对算法的性能,辅助阵元个数对结果的影响,以及特殊环境下阵列的抗干扰性能进行分析。

4.1　实 验 1

阵列包含 20 个阵元,其中 5 个交叉偶极子组成的极化辅助阵元;信号形式为二相编码信号,其估计出的导向矢量有一定的空间角度误差和极化误差;存在 2 个干扰,其形式为高斯白噪声,在空域和极化域与目标信号有一定的区分。信号 SNR 为 10 dB,信号导向矢量误差 $\Delta\theta = 1.5°$,$\Delta\gamma = 4°$。干扰 1 和干扰 2 的 INR 均为 30 dB,其余的仿真参数设置见表 1。

3 种算法在该仿真条件下的输出 SINR 与信号采样快拍数的关系见图 2。其中,理论 SINR 由式(27)求得,为完全排除干扰影响的结果,只与输入信噪比 $\rho_{s,n}$ 和信号导向矢量有关[20]。

$$\zeta_0 = \rho_{s,n} \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{H}} \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}} \tag{27}$$

表 1　实验 1 详细参数设置

Table 1　Detailed parameter setting in Experiment 1

参　数	信　号	干 扰 1	干 扰 2
θ/(°)	15	14	17
γ/(°)	78	30	45
η/(°)	45	75	25

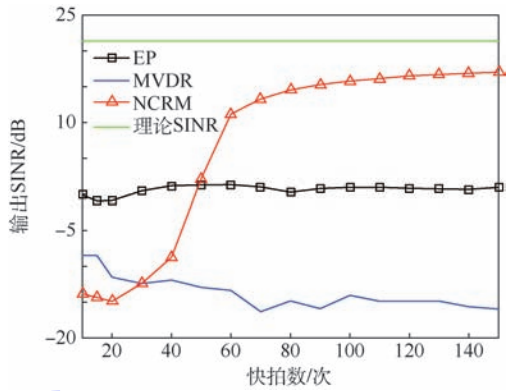


图 2　快拍数对输出 SINR 的影响

Fig. 2　Influence of snapshots on output SINR

根据仿真结果,得以得出以下结论:

1)当信号导向矢量估计存在较大误差时,基于该导向矢量进行波束形成的 MVDR 算法和 EP 算法基本失效;而基于信号非圆特性的 NCRM 算法在快拍数 > 60 时输出 SINR > 10 dB,在较大干扰环境中也能最大程度地接近理论 SINR,基本能够满足抗干扰需要。

2)在导向矢量存在误差的情况下,常规的 MVDR 算法误将信号当干扰加以滤除,从而在信号处形成零陷,该结果与其他阵列结果基本一致。

3)基于二相编码非圆特征恢复的波束形成算法不需要预先知道信号的导向矢量,因此在导向矢量存在较大误差的情况下依然能够较好地完成滤波;但是其对信号的二阶统计特性依赖大,因此在低快拍条件下表现一般,只有满足一定的快拍数时其性能才会迅速提高。本文仿真环境中,快拍数为 40 ~ 60 之间时该算法性能提升明显。固定采样点数为 150,输入 SNR 从 1 ~ 20 dB 变化,其他参数不变,得到输出 SINR 曲线见图 3。

SNR 大于 5 dB 时,NCRM 算法的性能就要优于其他 2 种算法,且随着 SNR 的提升,呈上升趋势;常规的 MVDR 在导向矢量失真的情况下

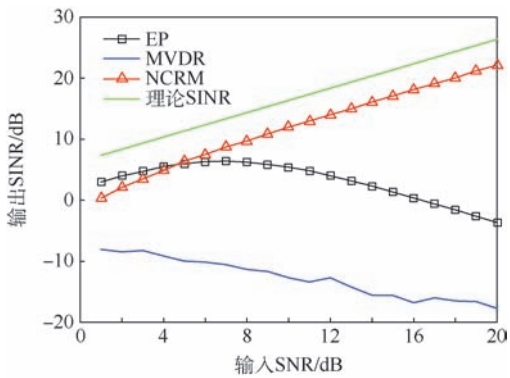


图 3　输入 SNR 对输出 SINR 的影响

Fig. 3　Influence of input SNR on output SINR

北航学报 赠阅

性能恶化;随着输入 SNR 的提高,EP 算法也在错误的导向矢量的牵引下将一部分信号误当成干扰加以滤除。

从图 2 和图 3 可知,导向矢量失真对算法有效性影响极大,为了分析其对系统的影响,将导向矢量估计中空间角度误差从 0° ~6°进行变化,以分析其对输出 SINR 的影响(采样快拍数为 100,输入 SNR 为 15 dB),仿真结果见图 4。

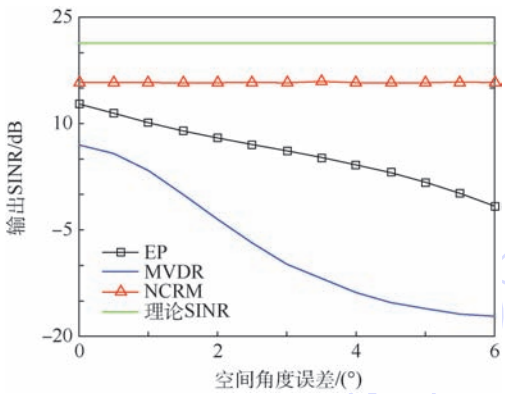


图 4 导向矢量空间角度误差对输出 SINR 的影响

Fig. 4 Influence of steering vector angle error in space on output SINR

空间角度误差为 0°时,NCRM 与 EP 算法结果基本一致;随着空间角度误差增大,EP 算法的输出 SINR 明显下降,而 NCRM 算法由于不需要导向矢量作为先验信息,其结果保持稳定。MVDR 算法由于需要对多维矩阵进行求逆运算,其运算结果存在不稳定性,算法性能较差。

4.2 实 验 2

在本文提出的阵列模型中,极化辅助阵元的个数是影响滤波器结果输出的关键因素之一。采样点数为 100,其他仿真条件不变,仅改变辅助阵元个数,其对输出 SINR 的影响见图 5。

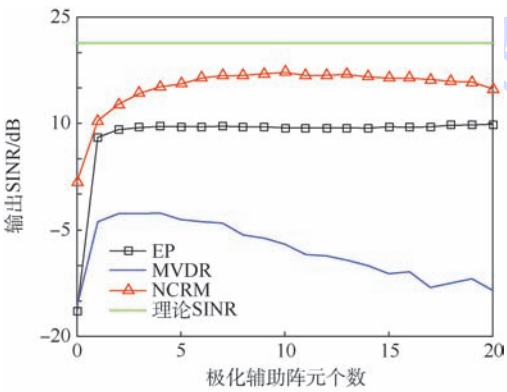


图 5 极化辅助阵元个数对输出 SINR 的影响

Fig. 5 Influence of auxiliary polarization array element number on output SINR

讨论以下几种情况:

1)当极化辅助阵元个数 $L=0$ 时,即阵列模型为单极化阵列,在干扰角度与目标角度相差不大的情况下(干扰 1 与目标信号空间角相差 1°,干扰 2 与其相差 2°),3 种算法的滤波性能都表现一般;由于导向矢量误差的存在,EP 算法和 MVDR 算法直接将目标信号误当成干扰加以滤除。

2)当 $L=1$ 时,由于极化信息的引入,3 种算法的性能均有大幅改善。可见对雷达天线的部分极化改造可以在控制成本的前提下迅速提高系统性能。

3)当 $1<L\leqslant N$ 时,随着极化辅助阵元个数的增加,系统的性能也在不断优化,同时也伴随着信号通路的增加,成本的上升,噪声的增加以及算法复杂度的增加。当 $L=N$ 时,阵列模型等同于 PSA,对 NCRM 算法来说,L 的值增大并不一定就意味着系统性能的提升,过多的通道数量和噪声同样影响系统的性能,因此 NCRM 算法更适用于 APSA 模型。

4.3 实 验 3

下面讨论一种特殊情况,即目标与干扰的空间位置相同,通常讲的雷达主瓣干扰就属于该类情形,其原因是雷达的空间分辨力有限,无法将目标信号与干扰区分开。常规的单极化雷达无法通过纯空间滤波完成对此类干扰的排除,而拥有极化信息处理能力的 APSA 则能够通过极化域滤波进行处理。令干扰 1 的空间角度为 15°,其干扰极化参量 γ 从 0° ~ 90° 变化,干扰 2 置零,取 100 个采样点,其他条件不变。其输出结果见图 6。

在空间角度相同的情况下,系统为纯极化域滤波,当目标与干扰的极化参量 γ 差异足够大时($\gamma>30°$),系统的输出 SINR 可以达到 10 dB 以上,基本满足抗干扰需求,干扰与目标极化差异

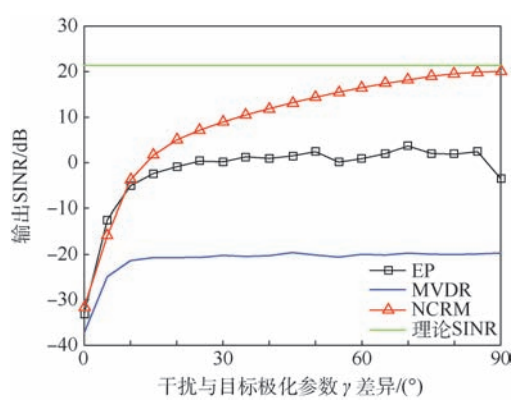


图 6 干扰与目标极化差异对输出 SINR 的影响

Fig. 6 Influence of interference polarization and target difference on output SINR

北航学报 赠阅

越大,滤波性能越好。

与此同时,系统存在一定的局限性,即如果干扰与目标的空间位置相同且极化差异极小,或者在同一位置出现多个不同极化的干扰,单纯依靠极化滤波无法达到抗干扰效果,这与 PSA 是一致的。

5　结　论

1)二相编码信号的 NCRM 算法不需要导向矢量作为先验条件,对接收信号快拍数有一定要求,大于 60 快拍时其性能凸显出来。

2)空间角度先验信息的误差严重影响基于导向矢量估计的滤波算法,但对 NCRM 算法没有影响。

3)在干扰与目标信号存在极化差异的情况下,APSA 由于添加了极化辅助阵元,其抗干扰效果获得极大改善,在辅助阵元个数仿真实验中,输出 SINR 比单极化阵列提高了 15 ~ 30 dB。

4)假设天线模型配合二相编码的 NCRM 算法具有一定的抗主瓣干扰能力。目标与干扰的极化参量 $\gamma > 30°$,系统的输出 SINR 可以达到 10 dB 以上(一个主瓣干扰情况)。

参考文献(References)

[1] WEN D, MING D, GAO L, et al. A low-complexity DOA and polarization method of polarization-sensitive array[J]. Sensors, 2017, 17(5): 1170.

[2] COMPTON R. On the performance of a polarization sensitive adaptive array[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1981, 29(5): 718-725.

[3] WU D, XU Z, ZHANG L. Performance analysis of polarization-space-time three-domain joint processing for clutter suppression in airborne radar[J]. Progress in Electromagnetics Research, 2012, 129: 579-601.

[4] LIU Z W, WANG Y X, ZHANG X R, et al. Spatially smoothed quaternion-Capon beamforming in the presence of coherent interferences[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2016, 25(2): 225-230.

[5] LAN X, LIU W. Fully quaternion-valued adaptive beamforming based on crossed-dipole arrays [J]. Electronics, 2017, 6(2): 34.

[6] JIANG M D, LIU W, LI Y. Adaptive beamforming for vector-sensor arrays based on a reweighted zero-attracting quaternion-valued LMS algorithm[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs, 2016, 63(3): 274-278.

[7] DU L, LI J, STOICA P. Fully automatic computation of diagonal loading levels for robust adaptive beamforming[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2010, 46(1): 449-458.

[8] LU L, LIAO Y. Improved algorithm of mainlobe interference suppression based on eigen-subspace[C]// International Conference on Communication and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 133-137.

[9] ZHANG X, LIU W, XU Y, et al. Quaternion-valued robust adaptive beamformer for electromagnetic vector-sensor arrays with worst-case constraint[J]. Signal Processing, 2014, 104: 274-283.

[10] 虞翔,李旦,张建秋. 鲁棒成形极化敏感阵列波束的方法及极化估计[J]. 航空学报,2017,38(6):320752.
YU X, LI D, ZHANG J Q, et al. A robust beamformer with a polarization sensitive array and polarization estimation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(6): 320752 (in Chinese).

[11] SHERSON T, KLEIJN W B, HEUSDENS R. A distributed algorithm for robust LCMV beamforming[C]// IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 101-105.

[12] ZHANG X R, LIU Z W, XU Y G, et al. Adaptive tensorial beamformer based on electromagnetic vector-sensor arrays with coherent interferences[J]. Multidimensional Systems and Signal Processing, 2015, 26(3): 803-821.

[13] 张贤达,保铮. 通信信号处理[M]. 北京:国防工业出版社,2000:98-101.
ZHANG X D, BAO Z. Communication signal processing[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 98-101 (in Chinese).

[14] XU Y, MA J, LIU Z, et al. A class of diagonally loaded robust Capon beamformers for noncircular signals of interest[J]. Signal Processing, 2014, 94: 670-680.

[15] XU Y, YIN B, MA J, et al. High order noncircularity restoral diagonal loading robust adaptive beamforming: HNRDL[C]// Proceedings of 2015 International Radar Conference. Stevenage: IET, 2016: 3-8.

[16] XIAO Y, YIN J, QI H, et al. MVDR algorithm based on estimated diagonal loading for beamforming [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2017, 2017: 7904356.

[17] HE Y, HONG Q, XIE H, et al. Energy error estimates of subspace method and multigrid algorithm for eigenvalue problems [J/OL]. 2017: 03038. http://arxiv.org/pdf/1705.03038.pdf.

[18] XU Y G, LIU T, LIU Z W. Output SINR of MV beamformer with one EM vector sensor of and magnetic noise power[C]// Proceedings of the International Conference on Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 419-422.

[19] WANG W C, LIU C J, LIU F, et al. A new multi-beamforming method for large array[C]//2009 IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1-4.

[20] TAO J W. Performance analysis for interference and noise canceller based on hypercomplex and spatio-temporal-polarisation processes[J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2013, 7(3): 277-286.

作者简介:

万鹏程　男,硕士研究生。主要研究方向:信息对抗理论与技术。

白渭雄　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:信息对抗理论与技术。

北航学报 赠阅

Auxiliary polarization sensitive array beamforming based on non-circularity restoral

WAN Pengcheng[1], BAI Weixiong[1,*], GAO Xiaoyang[1], CHEN Hong[2]

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. Unit 61769, PLA, Lvliang 033000, China)

Abstract: In order to reduce the application cost of polarization sensitive array (PSA), optimize the utilization efficiency of polarization information and improve the filtering performance under the condition of steering vector mismatch, an auxiliary polarization sensitive array (APSA) model and a beamforming algorithm based on binary phase coded signal non-circularity restoral are proposed in this paper. In APSA, partial elements in single polarization linear array are turned into dual polarized elements; assuming that steering vector is unknown, the received signal covariance matrix and the conjugate covariance matrix are calculated, and a new covariance matrix is eigen-decomposed to determine the weight vector filtering in accordance with the non-circularity maximum criterion. This paper analyzes the performance of the array model, discusses the minimum variance distortionless response (MVDR) algorithm and the eigen-subspace projection (EP) algorithm, and makes a comparative analysis. The simulation results show that the non-circularity restoral algorithm of the binary phase coded signal will not be affected by the steering vector error, and it has excellent anti-jamming performance and strong robustness under the APSA model.

Keywords: polarization sensitive array (PSA); non-circularity restoral; adaptive beamforming; auxiliary array; binary phase coded

北京航空航天大学学报

Received: 2018-04-11; **Accepted**: 2018-07-05; **Published online**: 2018-07-26 16:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180725.1520.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61601503)

* **Corresponding author**. E-mail: wxb369@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0343

兼顾控制流量的软件定义卫星网络路由策略

费长江，赵宝康*，虞万荣，吴纯青
（国防科技大学 计算机学院，长沙 410073）

摘 要：软件定义卫星网络（SDSN）通过解耦数据与控制平面，实现网络态势与控制的逻辑集中，为管理卫星网络提供了一种新的思路。在SDSN中，控制报文和数据报文同时在网络中传输，海量、动态、高优先级的控制流量将对数据报文传输产生极大的干扰。因此，提出了一种数据流退让路由（DFRR）策略。在计算数据报文路由时，DFRR将链路上控制流量大小作为影响链路代价的一个因素，以减少选择控制流量较大的链路；在网络操作控制中心（NOCC）连接的过顶卫星切换导致控制流量分布发生较大变化之前，DFRR预测可能发生拥塞的链路，并选出链路上部分数据流进行重路由，从而避免拥塞。在开发的SDSN研究平台OpenSatNet上对DFRR的性能进行了评估。实验结果表明，DFRR能够有效减少网络中的链路拥塞，以及控制报文和数据报文的分组丢失。

关 键 词：软件定义卫星网络（SDSN）；卫星网络；路由策略；控制报文；拥塞避免
中图分类号：TN929.5
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)12-2575-11

卫星网络具有覆盖范围广、不受地面条件约束和抗毁性强等显著优势，受到世界各国的广泛重视。然而，现有的卫星网络一般定制专用、各成体系，呈现出“烟囱林立”的特点，难以实现网络统一融合、资源动态管理和功能灵活配置。

软件定义卫星网络（Software Defined Satellite Networks，SDSN）采用一种创新的方式来构建卫星网络，受到了国内外的广泛关注[1-4]。其中，谷歌[5]、休斯[6]等国际巨头对SDSN开展了研究，欧洲进行了相关的VITAL研究项目[7-9]。SDSN采用了软件定义网络（Software Defined Networks，SDN）[10]的主要思想，包括控制平面和数据平面分离，网络视图和控制功能的逻辑集中以及网络可编程控制等。因此，SDSN能够通过统一的控制平面实现卫星网络之间以及与地面网络的融合；根据用户和业务的需求以及网络状态灵活动态地分配资源；通过在应用层进行应用程序更新或添加，简单、快速地更新或扩展网络功能。

与对地静止轨道（Geostationary Earth Orbit，GEO）卫星网络相比，低地球轨道（Low Earth Orbit，LEO）和中地球轨道（Medium Earth Orbit，MEO）卫星网络由于能为多媒体业务提供较低的时延和较高的带宽，已经成为关注的焦点。因此，本文关注基于LEO/MEO的SDSN。

在SDSN中，控制报文和数据报文同时在网络中传输，相互干扰，共同抢占星间链路资源。SDSN中的控制报文主要将网络状态从卫星传输到网络操作控制中心（Network Operation and Control Center，NOCC），将控制规则从NOCC传输到卫星，对应的控制流量具有以下显著的特点：

收稿日期：2018-06-08；**录用日期**：2018-07-27；**网络出版时间**：2018-08-22 09:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1030.005.html
基金项目：网络技术创新团队（61202488）
* **通信作者**. E-mail：bkzhao@nudt.edu.cn

引用格式：*费长江，赵宝康，虞万荣，等. 兼顾控制流量的软件定义卫星网络路由策略[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(12)：2575-2585. FEI C J，ZHAO B K，YU W R，et al. A routing strategy for software defined satellite networks considering control traffic[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(12)：2575-2585 (in Chinese).*

1）高优先级。控制报文实时可靠传输是保证网络稳定高效运行的基础。因此，控制报文通常具有较高优先级，甚至最高优先级。

2）海量。当前，卫星网络日益与互联网、蜂窝网、物联网（Internet of Things，IoT）等地面网络融合，形成天地一体化的网络。例如，在与 IoT 融合方面，预计到 2025 年，仅卫星网络连接的 M2M/IoT 网络数量就将达到 596 万个[11]。SDSN 为了采集这些网络的状态并进行控制，将产生海量的控制报文。

3）动态。一方面，为了对网络进行实时动态地控制，SDSN 需要频繁地进行网络状态采集和控制规则上注；另一方面，由于卫星网络拓扑动态变化，控制报文的路由需要进行频繁地更新，尤其是当 NOCC 连接的过顶卫星（以下简称 NOCC 过顶卫星）切换时，控制报文的路由将进行大范围地更新。这两方面原因导致网络中控制流量的分布呈现出明显的动态性。

高优先级、海量、动态的控制流量将大量抢占星间链路资源，造成链路拥塞，对数据报文传输产生极大的干扰。

为了减少控制流量对数据报文传输的干扰，在保证控制报文实时可靠传输的基础上，优化数据报文传输，本文提出了一种数据流退让路由（Data Flow Retreat Routing，DFRR）策略。DFRR 路由策略的主要思路如下：第一，在为数据报文计算路由时，应减少选择控制流量较大的链路。为此，DFRR 将链路上控制流量大小作为影响链路代价的一个因素，使得控制流量越大，链路代价也越大。第二，由于 NOCC 过顶卫星附近会汇聚大量的控制流量，当过顶卫星切换时，新过顶卫星附近将新增大量的控制流量，很可能造成链路拥塞。对此，DFRR 在 NOCC 过顶卫星切换之前，预测可能发生拥塞的链路，并选出这些链路上部分数据流进行重路由，从而避免拥塞。

为了评估 DFRR 路由策略的性能，本文基于笔者团队开发的 SDSN 研究平台 OpenSatNet[12]，在铱星系统中对 DFRR 进行了仿真实现。实验结果表明，DFRR 能够有效减少网络中的链路拥塞，以及控制报文和数据报文的分组丢失。

本文首先介绍了 SDSN 及其路由，其次提出了数据流退让路由策略 DFRR，包括兼顾控制流量的链路代价设计，以及在 NOCC 过顶卫星切换时的链路拥塞避免算法，最后对 DFRR 进行了性能评估。

1 软件定义卫星网络及其路由

1.1 软件定义卫星网络

SDSN 是指基于软件定义思想构造卫星网络，通过设计开放、标准的数据平面接口支撑数据与控制平面解耦，实现网络态势与控制的逻辑集中，进而支持网络业务定制与应用创新。与 SDN 架构[13]类似，SDSN 的架构如图 1 所示，包括基础设施层、控制层和应用层。基础设施层主要由卫星构成，除了进行数据转发外，还需要负责用户接入、波束调整以及软件定义无线电（Software Defined Radio，SDR）相关的配置；控制层位于 NOCC，通过网络状态收集，同时结合卫星轨道数据计算等形成全局网络视图，完成卫星网络路由计算、网络协议配置等各项控制任务；应用层是位于控制层之上的一个抽象层次，通过在应用层开发不同功能的应用程序，可以实现负载均衡、服务质量等不同的控制功能。

SDSN 基本的控制过程为：控制层采集基础设施层的网络状态，形成全局网络视图；根据应用层中应用程序确定的控制功能进行控制决策；控制决策以控制规则的形式发送给基础设施层，基础设施层对相关配置进行更新。控制报文主要在基础设施层和控制层，即卫星和 NOCC 之间传递网络状态和控制规则，如图 2 所示。

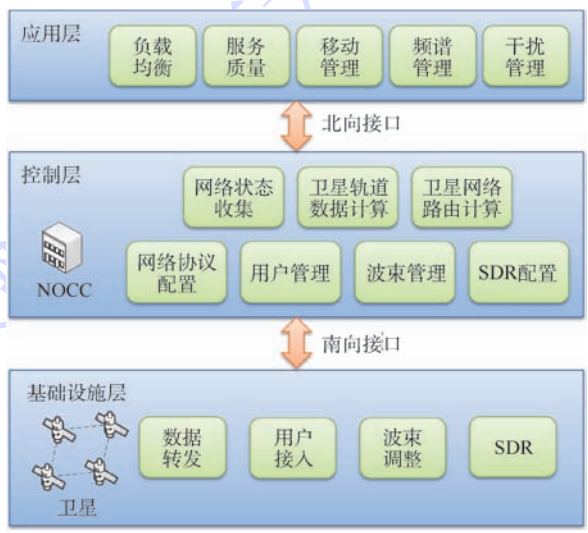


图 1 SDSN 架构

Fig. 1 SDSN architecture

1.2 软件定义卫星网络路由

目前，SDSN 的研究兴起不久，在路由方面开展了少量初步的研究。传统卫星网络的路由算法主要分为静态路由算法[14-16]和动态路由算法两类[17-20]。静态路由算法利用卫星网络拓扑可预

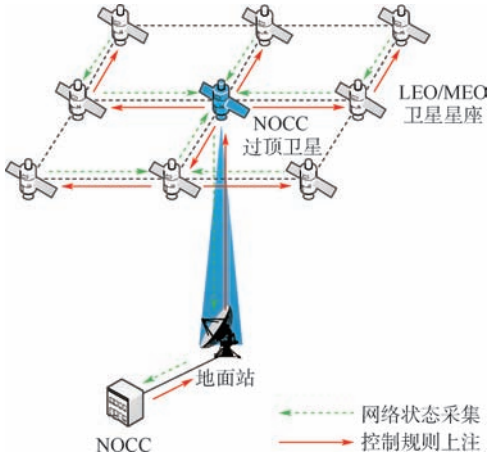


图 2　SDSN 控制报文传输

Fig. 2　Control message transmission in SDSN

测性和周期性的特点静态计算路由，但不能应对不可预测拓扑变化（如卫星节点或星间链路失效等）；动态路由算法根据网络状态动态、分布式地计算路由，但由于卫星网络大尺度和拓扑动态变化的特点，存在收敛时间长和信令开销大的问题。

学者们从服务质量[21-22]、流量工程[23]、多路径路由[24-25]和动态响应路由[25-26]等方面对 SDSN 的路由进行了研究。与传统卫星网络路由算法相比，SDSN 在路由方面具有明显的优势，能够很好地实现动态路由[8]。SDSN 采用动态、集中式路由的方式，路由在 NOCC 集中计算，然后通过相应的控制规则上注到卫星。由于 NOCC 拥有实时的全局网络视图，路由计算能够综合各种因素进行优化，实现细粒度路由，在保证业务服务质量的同时，最大化网络资源利用率。

2　数据流退让路由策略

2.1　兼顾控制流量的链路代价

为了保证控制报文实时可靠地传输，本文设置控制报文的优先级高于数据报文。控制报文优先级较高，会优先抢占星间链路资源。当一条链路上控制流量较大时，数据报文传输会受到一定程度的影响，尤其是链路负载较大时。而反过来，虽然设置为高优先级能在很大程度上保证控制报文的传输，但对于控制流量较大的链路，如果链路负载较大，控制报文的传输仍然会受到一定的影响。因此，本文通过设计兼顾控制流量的链路代价，在计算数据报文路由时，减少选择控制流量较大的链路。

SDSN 空间段 t 时刻的拓扑可以表示为无向图 $G(t)=(V,E(t))$，其中 $V=\{v_1,v_2,\cdots,v_N\}$ 为节点集合，即所有的卫星，下标 N 为网络中卫星的数目，$E(t)$ 为 t 时刻网络中链路 (v_i,v_j) $(i,j=1,2,\cdots,N,i\neq j)$ 的集合。链路是无向的，即 $(v_i,v_j)=(v_j,v_i)$。根据一定的代价标准，每条链路有相应的链路代价 $c_{i,j}(t)$。

设 t 时刻链路 (v_i,v_j) 上的控制流量大小为 $b^{\mathrm{C}}_{i,j}(t)$。在不同时刻，网络中控制流量的分布如图 3 所示，图中链路上的蓝色线条表示控制流量，蓝色线条的宽度表示控制流量的大小。因为所有的控制报文都要经过 NOCC 过顶卫星，所以过顶卫星附近的链路将汇聚大量的控制流量。

通常情况下，链路代价主要考虑链路的时延和剩余带宽，时延越小，剩余带宽越大，链路代价越小。笔者在链路代价计算时同时考虑链路上控制流量的大小，构建兼顾控制流量的链路代价，计算公式为

$$c_{i,j}(t)=\frac{\alpha_1}{b^{\mathrm{R}}_{i,j}(t)+\alpha_2}+\beta d_{i,j}(t)+\gamma b^{\mathrm{C}}_{i,j}(t) \tag{1}$$

式中：$b^{\mathrm{R}}_{i,j}(t)$ 和 $d_{i,j}(t)$ 分别为链路 (v_i,v_j) 在 t 时刻的剩余带宽和时延；$\alpha_1>0$、$\alpha_2>0$、$\beta>0$ 和 $\gamma>0$ 为对应的调节参数，α_2 为一个很小的正数，以避免 $b^{\mathrm{R}}_{i,j}(t)=0$ 时计算出错。

可见，$b^{\mathrm{R}}_{i,j}(t)$ 越小，$d_{i,j}(t)$ 越大，$b^{\mathrm{C}}_{i,j}(t)$ 越大，链路代价越大，链路被选中的可能性越小。

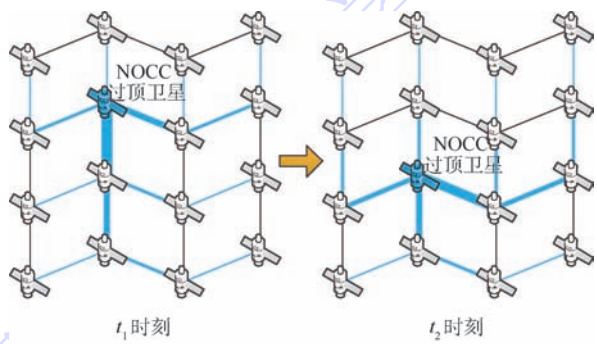


图 3　不同时刻控制流量分布示意图

Fig. 3　Sketch map of control traffic distributions at different time points

2.2　链路拥塞避免算法

由于 NOCC 过顶卫星附近的链路汇聚了大量的控制流量，当过顶卫星切换时，控制报文路由更新，新过顶卫星附近链路上的控制流量会急剧增加（见图 3），很可能出现链路拥塞。因此，本文在 NOCC 过顶卫星切换之前，预测切换后可能发生拥塞的链路，对这些链路上的部分数据流进行重路由，从而避免链路拥塞。

2.2.1　假定条件

在描述链路拥塞避免算法之前，先给出算法的假定条件，它们是算法正确运行的前提。

北航学报 赠阅

假定 1):控制报文路由采用静态路由。

动态路由算法需要动态获取网络状态,通常分布式地计算路由。一方面,网络状态本身需要通过控制报文传输;另一方面,动态路由算法收敛时间长,不能保证控制报文路由及时更新。而静态路由不需要动态获取网络状态,通常采用离线的方式计算路由,更加适用于控制报文路由。因此,假定 1)是合理的。

假定 2):控制报文路由切换的时间可以忽略不计。

由于静态路由计算的路由通常提前存储在卫星节点或者在路由切换前提前发送给卫星节点,路由切换只需要对转发规则进行更新。同时,未来星载交换机将具有强大的处理能力。因此,假定 2)也是合理的。根据假定 2),可以认为控制报文路由切换前后,每颗卫星和 NOCC 之间的控制流量大小不变,所有数据流量大小和路由均不变,空间段网络拓扑不变,各链路的时延不变。

2.2.2 拥塞链路预测

设链路(v_i,v_j)的带宽为$B_{i,j}$,t 时刻链路上控制流量和数据流量需要的带宽分别为$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t)$和$b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t)$,则判定链路拥塞的条件为

$$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t)+b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t)>s_{i,j}B_{i,j} \tag{2}$$

即当链路上流量(包括控制流量和数据流量)需要的带宽大于$s_{i,j}B_{i,j}$时($s_{i,j}$为安全系数),则认为该链路将会出现拥塞。由于链路上的流量大小存在一定的波动性,增加了安全系数$0<s_{i,j}\leqslant 1$。

设某一次 NOCC 过顶卫星切换导致控制报文路由切换的时刻为t_0,记切换前的瞬间为t_0^-,切换后的瞬间为t_0^+。在t_0^-时刻,设卫星$v_n(n=1,2,\cdots,N)$和 NOCC 之间控制流量的大小为$b_n^{\mathrm{C}}(t_0^-)$,链路(v_i,v_j)上的数据流量大小为$b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-)$。

在t_0^+时刻,控制报文路由切换后,根据假定 1),可以知道控制报文的路由路径,设卫星v_n和 NOCC 之间在空间段的路由路径包含的链路集合为$E_n^{\mathrm{C}}(t_0^+)$。根据假定 2),v_n和 NOCC 之间控制流量的大小为$b_n^{\mathrm{C}}(t_0^+)=b_n^{\mathrm{C}}(t_0^-)$。因此,$t_0^+$时刻链路$(v_i,v_j)$上控制流量需要的带宽为

$$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)=\sum_{n=1}^{N}b_n^{\mathrm{C}}(t_0^+)x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+)=\sum_{n=1}^{N}b_n^{\mathrm{C}}(t_0^-)x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+) \tag{3}$$

式中:$x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+)\in\{0,1\}$表示$t_0^+$时刻$v_n$和 NOCC 之间的路由路径是否经过链路$(v_i,v_j)$,即$E_n^{\mathrm{C}}(t_0^+)$是否包含$(v_i,v_j)$。若包含,$x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+)=1$,否则$x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+)=0$。根据假定 2),$t_0^+$时刻链路$(v_i,v_j)$上数据流量需要的带宽为$b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^+)=b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-)$。

因此,根据链路拥塞判定条件,如果满足

$$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)+b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^+)>s_{i,j}B_{i,j} \tag{4}$$

即

$$\sum_{n=1}^{N}b_n^{\mathrm{C}}(t_0^-)x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+)+b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-)>s_{i,j}B_{i,j} \tag{5}$$

则认为链路(v_i,v_j)在 NOCC 过顶卫星切换导致控制报文路由切换后会发生拥塞。

图 4 为一个拥塞链路预测的示例。为了简化起见,这里只考虑 4 个卫星节点,分别为v_1、v_2、v_3和v_4,设所有链路的带宽为 50 Kbit/s,安全系数为 0.9。星间链路上的流量由控制流量和数据流量组成,分别用蓝色数字和黑色数字标注在链路上,单位均为 Kbit/s。在t_0^-时刻,NOCC 过顶卫星为v_3,v_1、v_2和v_4到v_3的路由路径分别为$v_1\rightarrow v_3$,$v_2\rightarrow v_1\rightarrow v_3$和$v_4\rightarrow v_3$(图 4(b))。所有卫星节点和 NOCC 之间的控制流量大小均为 10 Kbit/s。

在t_0^+时刻,NOCC 过顶卫星将切换为v_4,v_1、v_2和v_3到v_4的路由路径分别为$v_1\rightarrow v_3\rightarrow v_4$,$v_2\rightarrow v_4$和$v_3\rightarrow v_4$(图 4(e))。根据假定 2),所有卫星和 NOCC 之间的控制流量大小仍为 10 Kbit/s。预测t_0^+时刻各链路上控制流量需要的带宽如图 4(e)所示。同时,根据假定 2),预测t_0^+时刻各链路上数据流量需要的带宽如图 4(f)所示。因此,预测t_0^+时刻各链路上控制流量和数据流量需要的带宽如图 4(d)所示。

由于链路(v_3,v_4)满足链路拥塞判定条件,即$20+30>0.9\times 50$。因此,预测链路(v_3,v_4)为t_0^+时刻的拥塞链路,而其余链路均不满足条件。

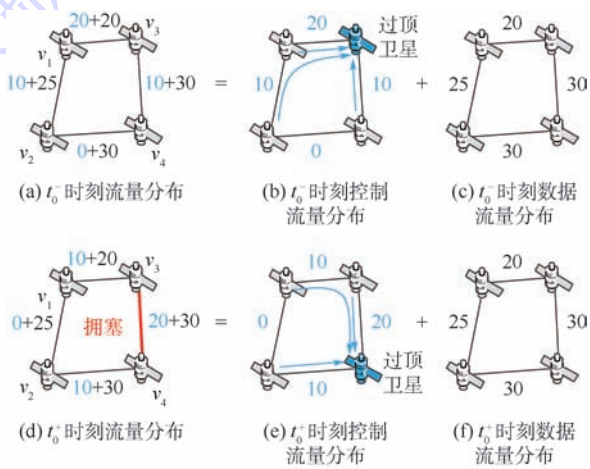


图 4 拥塞链路预测示例

Fig. 4 An example of congestion link prediction

2.2.3　重路由数据流选择

对于可能发生拥塞的链路,需要提前选择部分数据流进行重路由。为了合理地选择需要重路由的数据流,首先定义数据流的速率-满意度函数。

从用户体验角度,对于每条数据流,都存在数据流传输速率到用户体验的服务满意度之间的映射关系。笔者将这种映射关系量化,定义为速率-满意度函数。

定义 1　速率-满意度函数。假设网络中有 M 种业务,数据流 l 属于其中一种业务 $m(m=1,2,\cdots,M)$,其传输速率 b_l 与用户体验的服务满意度 S_l 之间存在某种确定的映射关系,即

$$S_l = f_m(b_l) \tag{6}$$

将这种映射关系称为数据流 l 的速率-满意度函数,函数值 S_l 称为数据流 l 的服务满意度。

同一种业务的不同数据流具有相同的速率-满意度函数,而不同业务的数据流具有不同的速率-满意度函数。

在定义速率-满意度函数之后,就可以确定重路由数据流了。笔者希望在避免链路拥塞的前提下,重路由数据流总的服务满意度尽可能小。因此,重路由数据流选择问题描述如下:已知一条带宽为 $B_{i,j}$,安全系数为 $s_{i,j}$ 的链路 (v_i,v_j)。在 NOCC 过顶卫星切换之前(即 t_0^- 时刻),链路上的控制流量大小为 $b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^-)$,链路上有 $L_{i,j}$ 条数据流,第 l $(l=1,2,\cdots,L_{i,j})$ 条数据流的传输速率为 $b_l^{i,j}$,服务满意度为 $S_l^{i,j}$,服务满意度的权重为 $w_l^{i,j}$($w_l^{i,j}$ 与数据流的优先级等有关)。预测在 NOCC 过顶卫星切换之后(即 t_0^+ 时刻),链路上控制流量需要的带宽为 $b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)$。为了避免 NOCC 过顶卫星切换之后链路 (v_i,v_j) 拥塞,需要选出部分数据流进行重路由。求一种最佳的选择方案,使得重路由数据流总的服务满意度最小,且去除重路由数据流后链路 (v_i,v_j) 不拥塞。

重路由数据流选择问题可形式化描述为:给定 $B_{i,j}>0$,$0<s_{i,j}\leqslant 1$,$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)\leqslant s_{i,j}B_{i,j}$,$b_l^{i,j}>0$,$S_l^{i,j}>0$,$w_l^{i,j}>0$ $(l=1,2,\cdots,L_{i,j})$,求一个 $L_{i,j}$ 元向量 $\boldsymbol{Y}=(y_1,y_2,\cdots,y_{L_{i,j}})$,$y_l\in\{0,1\}$,使得 $\sum_{l=1}^{L_{i,j}} y_l w_l^{i,j}S_l^{i,j}$ 最小,且 $b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)+\sum_{l=1}^{L_{i,j}} b_l^{i,j}-\sum_{l=1}^{L_{i,j}} y_l b_l^{i,j}\leqslant s_{i,j}B_{i,j}$。

下面证明重路由数据流选择问题是 NP 完全问题。

定理 1　重路由数据流选择问题是 NP 完全问题。

证明　已知均分问题为 NP 完全问题。均分问题可以描述为:已知 $A=\{1,2,\cdots,L\}$,对 $\forall l\in A$,$S_l>0$,求是否存在 $A'\subseteq A$,使得

$$\sum_{l\in A'} S_l = \sum_{l\in A-A'} S_l \tag{7}$$

重路由数据流选择问题可以进一步表述为:已知 $C=\{1,2,\cdots,L_{i,j}\}$,对 $\forall l\in C$,$b_l^{i,j}>0$,$w_l^{i,j}S_l^{i,j}>0$,$s_{i,j}B_{i,j}-b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)\geqslant 0$,重路由数据流满意度之和为 $S^*>0$,求是否存在 $C'\subseteq C$,使得

$$\sum_{l\in C'} b_l^{i,j} \geqslant \sum_{l\in C} b_l^{i,j} - s_{i,j}B_{i,j} + b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+) \tag{8}$$

$$\sum_{l\in C'} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \leqslant S^* \tag{9}$$

直到求得 S^* 最小值为止。

首先,重路由数据流选择问题是 NP 完全问题。这是因为重路由数据流的选择以及验证过程为计算 $\sum_{l\in C'} b_l^{i,j}$ 和 $\sum_{l\in C'} w_l^{i,j}S_l^{i,j}$,可以在多项式时间内完成。

当限制对 $\forall l\in C$

$$b_l^{i,j} = w_l^{i,j}S_l^{i,j} \tag{10}$$

$$\sum_{l\in C} b_l^{i,j} - s_{i,j}B_{i,j} + b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+) = \frac{1}{2}\sum_{l\in C} b_l^{i,j} \tag{11}$$

$$S^* = \frac{1}{2}\sum_{l\in C} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \tag{12}$$

时,重路由数据流选择问题变为:已知 $C=\{1,2,\cdots,L_{i,j}\}$,对 $\forall l\in C$,$w_l^{i,j}S_l^{i,j}>0$,求是否存在 $C'\subseteq C$,使得

$$\sum_{l\in C'} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \geqslant \frac{1}{2}\sum_{l\in C} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \tag{13}$$

$$\sum_{l\in C'} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \leqslant \frac{1}{2}\sum_{l\in C} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \tag{14}$$

即

$$\sum_{l\in C'} w_l^{i,j}S_l^{i,j} = \frac{1}{2}\sum_{l\in C} w_l^{i,j}S_l^{i,j} = \sum_{l\in C-C'} w_l^{i,j}S_l^{i,j} \tag{15}$$

重路由数据流选择问题变为均分问题。因此重路由数据流选择问题是 NP 完全问题。　**证毕**

为了求解重路由数据流选择问题,进一步分析其最优解的特性。

定理 2　重路由数据流选择问题的最优解具有最优子结构特性。假设 $(y_1,y_2,\cdots,y_{L_{i,j}})$ $(y_l\in\{0,1\},l=1,2,\cdots,L_{i,j})$ 是重路由数据流选择问题的最优解,$(y_2,y_3,\cdots,y_{L_{i,j}})$ 必然是重路由数据流选择子问题的最优解:$B_{i,j}>0$,$0<s_{i,j}\leqslant 1$,$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)\leqslant s_{i,j}B_{i,j}-\bar{y}_1 b_1^{i,j}$(当 $y_1=0$ 时,$\bar{y}_1=1$;当 $y_1=1$ 时,$\bar{y}_1=0$),$b_l^{i,j}>0$,$w_l^{i,j}S_l^{i,j}>0$ $(l=2,3,\cdots,L_{i,j})$。

证明　如果上述最优子结构特性不成立,设

$(z_2,z_3,\cdots,z_{L_{i,j}})(z_l\in\{0,1\})$是该子问题的一个最优解,而$(y_2,y_3,\cdots,y_{L_{i,j}})$不是该子问题的最优解。由此可知

$$\sum_{l=2}^{L_{i,j}} z_l w_l^{i,j} S_l^{i,j} < \sum_{l=2}^{L_{i,j}} y_l w_l^{i,j} S_l^{i,j} \tag{16}$$

$$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+) + \sum_{l=2}^{L_{i,j}} b_l^{i,j} - \sum_{l=2}^{L_{i,j}} z_l b_l^{i,j} \leqslant s_{i,j}B_{i,j} - \bar{y}_1 b_1^{i,j} \tag{17}$$

因此

$$y_1 w_1^{i,j} S_1^{i,j} + \sum_{l=2}^{L_{i,j}} z_l w_l^{i,j} S_l^{i,j} < \sum_{l=1}^{L_{i,j}} y_l w_l^{i,j} S_l^{i,j} \tag{18}$$

$$b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+) + \sum_{l=1}^{L_{i,j}} b_l^{i,j} - \left[\sum_{l=2}^{L_{i,j}} z_l b_l^{i,j} + (1-\bar{y}_1) b_1^{i,j}\right] \leqslant s_{i,j}B_{i,j} \tag{19}$$

注意到$1-\bar{y}_1=y_1$,因此$(y_1,z_2,z_3,\cdots,z_{L_{i,j}})$是比$(y_1,y_2,\cdots,y_{L_{i,j}})$更优的解,$(y_1,y_2,\cdots,y_{L_{i,j}})$不是重路由数据流选择问题的最优解。这与假设矛盾。因此,$(y_2,y_3,\cdots,y_{L_{i,j}})$必然是相应子问题的最优解。 **证毕**

因此,重路由数据流选择问题可以采用动态规划法进行求解,算法的伪代码如下:

算法 1 重路由数据流选择

输入:$B_{i,j},s_{i,j},b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+),L_{i,j},b_l^{i,j},S_l^{i,j},w_l^{i,j}(l=1,2,\cdots,L_{i,j})$。

输出:$y_1,y_2,\cdots,y_{L_{i,j}}$。

$H^0=\{(0,0)\}$
for each $l\in\{1,2,\cdots,L_{i,j}-1\}$ do
  $H_1^l=\{(B,Q)\mid(B-b_l^{i,j},Q-w_l^{i,j}S_l^{i,j})\in H^{l-1}$ and $B\leqslant s_{i,j}B_{i,j}-b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)\}$
  $H^l=\mathrm{MergePurge}(H^{l-1},H_1^l)$
end for
$(B_1,Q_1)=$ the last step point in $H^{L_{i,j}-1}$
$(B_2,Q_2)=(B+b_{L_{i,j}}^{i,j},Q+w_{L_{i,j}}^{i,j}S_{L_{i,j}}^{i,j})$
$Q=\max\{Q_1,Q_2\}$
if $Q_2>Q_1$ then
  $y_{L_{i,j}}=0$
else
  $y_{L_{i,j}}=1$
end if
Backtrack to calculate $y_{L_{i,j}-1},y_{L_{i,j}-2},\cdots,y_1$

设$g(l,B)$为$s_{i,j}B_{i,j}-b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)=B$,可供选择的数据流为$\{1,2,\cdots,l+1\}$时的最优解值,$H^l(l=0,1,\cdots,L_{i,j})$表示函数曲线$\sum_{l=1}^{L_{i,j}} w_l^{i,j}S_l^{i,j}-g(l,B)$的全部阶跃点的集合,其中$H^0=\{(0,0)\}$。$H_1^l(l=1,2,\cdots,L_{i,j})$表示函数曲线$\sum_{l=1}^{L_{i,j}} w_l^{i,j}S_l^{i,j}-g(l-1,B-b_l^{i,j})$的全部阶跃点的集合。MergePurge()函数合并2个阶跃点集合,并从中舍弃应去除的阶跃点。(B,Q)为$H^{L_{i,j}}$中使得$B+b_{L_{i,j}}\leqslant s_{i,j}B_{i,j}-b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+)$的最大阶跃点。$Q$为最优解值。

2.2.4 数据流重路由

为了避免重路由数据流后仍然出现链路拥塞,对数据流重路由时,链路代价应该根据t_0^+时刻的网络状态进行计算。式(3)给出了t_0^+时刻链路$(v_i,v_j)\in E(t_0^+)$上的控制流量大小。

设t_0^-时刻重路由数据流集合F中的一条数据流$r(r=1,2,\cdots,R)$在空间段的路由路径包含的链路集合为$E_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)$,传输速率为$b_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)$。其中,R为集合F中元素的个数。由假定2),在t_0^+时刻,数据流r的传输速率为$b_r^{\mathrm{RD}}(t_0^+)=b_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)$,若不重路由,数据流$r$在空间段的路由路径包含的链路集合为$E_r^{\mathrm{RD}}(t_0^+)=E_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)$。因此,除去需要重路由的数据流,预测$t_0^+$时刻链路$(v_i,v_j)$上的数据流量大小为

$$b_{i,j}^{\text{D-RD}}(t_0^+) = b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^+) - \sum_{r=1}^{R} b_r^{\mathrm{RD}}(t_0^+)x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^+) = b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-) - \sum_{r=1}^{R} b_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^-) \tag{20}$$

式中:$x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^+)\in\{0,1\}$和$x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^-)\in\{0,1\}$分别表示$t_0^+$时刻和$t_0^-$时刻数据流$r$的路由路径是否经过$(v_i,v_j)$,即$E_r^{\mathrm{RD}}(t_0^+)$和$E_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)$是否包含$(v_i,v_j)$。若包含,则取值为1,否则取值为0。根据假定2),$b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^+)=b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-)$,$x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^+)=x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^-)$。

因此,除去需要重路由的数据流,预测t_0^+时刻链路(v_i,v_j)上的流量大小为

$$b_{i,j}(t_0^+) = b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+) + b_{i,j}^{\text{D-RD}}(t_0^+) = \sum_{n=1}^{N} b_n^{\mathrm{C}}(t_0^-)x_n^{\mathrm{C}_{i,j}}(t_0^+) + b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-) - \sum_{r=1}^{R} b_r^{\mathrm{RD}}(t_0^-)x_r^{\mathrm{RD}_{i,j}}(t_0^-) \tag{21}$$

预测t_0^+时刻链路(v_i,v_j)的剩余带宽为

$$b_{i,j}^{\mathrm{R}}(t_0^+) = B_{i,j} - b_{i,j}(t_0^+) \tag{22}$$

根据假定2),$d_{i,j}(t_0^+)=d_{i,j}(t_0^-)$。因此,重路由数据流时,链路$(v_i,v_j)$的代价为

$$c_{i,j}^{\mathrm{RD}}(t_0^+) = \frac{\alpha_1}{b_{i,j}^{\mathrm{R}}(t_0^+)+\alpha_2} + \beta d_{i,j}(t_0^+) + \gamma b_{i,j}^{\mathrm{C}}(t_0^+) \tag{23}$$

链路拥塞避免算法的伪代码如下:

算法 2 链路拥塞避免算法

北京航空航天大学学报

输入:$G(t_0^-)=(V,E(t_0^-))$,$B_{i,j}$,$s_{i,j}$,$b_{i,j}^{\mathrm{D}}(t_0^-)$ $((v_i,v_j)\in E(t_0^-))$,$E_n^{\mathrm{C}}(t_0^+)$,$b_n^{\mathrm{C}}(t_0^-)$ $(n=1,2,\cdots,N)$,$L_{i,j}$,$b_l^{i,j}$,$w_l^{i,j}$ $(l=1,2,\cdots,L_{i,j})$,f_m $(m=1,2,\cdots,M)$。

输出:F。

初始化:$F=\varnothing$,$G=\varnothing$。

```
1/* 拥塞链路预测 */
2 for each (v_i,v_j) ∈ E(t_0^-) do
3   for each E_n^C(t_0^+) ∈ {E_1^C(t_0^+),…,E_N^C(t_0^+)} do
4     if (v_i,v_j) ∈ E_n^C(t_0^+) then
5           x_n^{C_{i,j}}(t_0^+) = 1
6     else
7           x_n^{C_{i,j}}(t_0^+) = 0
8     end if
9   end for
10  b_{i,j}^C(t_0^+) = Σ_{n=1}^{N} b_n^C(t_0^-) x_n^{C_{i,j}}(t_0^+)
11  if b_{i,j}^C(t_0^+) + b_{i,j}^D(t_0^-) > s_{i,j} B_{i,j} then
12      G = G ∪ (v_i,v_j)
13  end if
14 end for
15 /* 重路由数据流选择 */
16 while G ≠ ∅ do
17     for each data flow l on the first link (v_i,v_j) in G do
18       m = DetectType(l)
19       S_l^{i,j} = f_m(b_l^{i,j})
20     end for
21     {r_1^{i,j},r_2^{i,j},…,r_{R_{i,j}}^{i,j}} = SelectReroute(B_{i,j},s_{i,j},
   b_{i,j}^C(t_0^+),L_{i,j},b_1^{i,j},b_2^{i,j},…,b_{L_{i,j}}^{i,j},S_1^{i,j},S_2^{i,j},…,S_{L_{i,j}}^{i,j},w_1^{i,j},
   w_2^{i,j},…,w_{L_{i,j}}^{i,j})
22       F = F ∪ {r_1^{i,j},r_2^{i,j},…,r_{R_{i,j}}^{i,j}}
23       G = G\{(v_i,v_j)}
24       UpdateG(F)
25 end while
26 return F
```

算法首先进行拥塞链路预测,将可能发生拥塞的链路存入集合 G。对于每条链路(v_i,v_j)依次判断是否可能拥塞(line 2):首先判断在 t_0^+ 时刻各条控制流是否经过(v_i,v_j)(line 3 ~9),计算 t_0^+ 时刻链路(v_i,v_j)上的控制流量大小。然后根据已知的链路上数据流量大小、带宽和安全系数,预测链路(v_i,v_j)是否拥塞(line 11)。

在得到拥塞链路集合 G 后,确定重路由数据流,将需要重路由的数据流存入集合 F。同一条数据流可能经过多条拥塞链路。由于 NOCC 过顶卫星切换导致的拥塞链路很可能集中在新过顶卫星附近,一条数据流经过多条拥塞链路的情况更可能发生。因此,每次选取 G 中的第 1 条链路(v_i,v_j)计算需要重路由的数据流。首先判断链路(v_i,v_j)上每条数据流的类型(line 18),计算服务满意度(line 19),然后通过求解重路由数据流选择问题得到链路(v_i,v_j)上需要重路由的数据流集合$\{r_1^{i,j},r_2^{i,j},\cdots,r_{R_{i,j}}^{i,j}\}$(line 21),添加到集合 F(line 22)。将链路(v_i,v_j)从 G 中删除(line 23),然后对 G 进行更新(line 24)。更新 G 之后,选取 G 中的第一条链路重复上述过程,直到 $G=\varnothing$为止,得到重路由数据流集合 F(line 26)。

函数 UpdateG()更新 G 的具体操作是:G 中的链路如果包含 F 中的数据流,则判断删除这些数据流后链路是否仍然拥塞。如果不拥塞,则从 G 中删除该链路。

3　实验评估

3.1　实验场景与参数设置

为了分析 DFRR 路由策略对网络性能的影响,在笔者团队开发的 SDSN 研究平台 OpenSatNet 上对 DFRR 进行了仿真实现。OpenSatNet 是一个轻量级的平台,可以在个人电脑上模拟整个卫星网络。实验中 OpenSatNet 运行在笔记本电脑(Core i7 处理器,8 GB 内存)Ubuntu 14.04 LTS 虚拟机中。实验场景由典型的 LEO 卫星网络铱星系统、1 个地面站和 1 个 NOCC 组成。仿真界面如图 5 所示。

实验参数设置如表 1 所示。星间链路带宽为 1 Mbit/s,星地链路带宽为 10 Mbit/s。地面站和 NOCC均位于北京。每颗卫星与NOCC之间存在

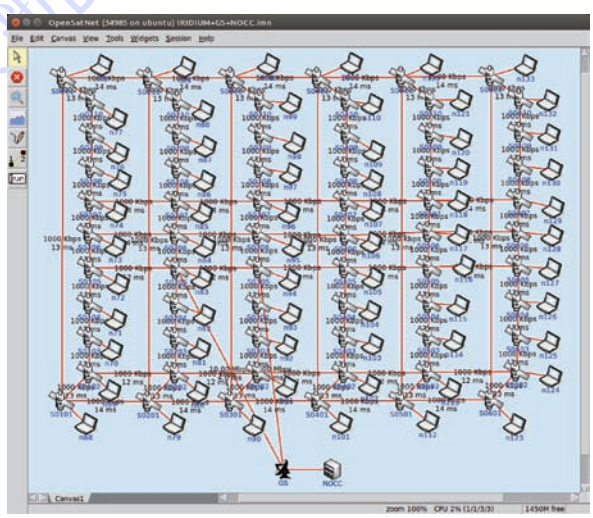


图 5　仿真界面

Fig. 5　Emulation interface

北航学报 赠阅

表 1 实验参数设置

Table 1 Experiment parameter setting

参数		数值
卫星系统参数	卫星轨道面数目	6
	每个轨道内卫星数目	11
	卫星轨道高度/km	780
	极区边界纬度值/(°)	60
	星间链路带宽/(Mbit·s^{-1})	1
	星地链路带宽/(Mbit·s^{-1})	10
	地面站与 NOCC 位置	北京
流量相关参数	每条控制流传输速率/(Kbit·s^{-1})	20
	数据流数目	100
	数据流平均传输速率/(Kbit·s^{-1})	50,60,70,80,90,100
DFRR 与 NONE 相关参数	链路代价参数 $\alpha_1,\alpha_2,\beta,\gamma$	2 000,1,1,0.01
	安全系数	1
	速率-满意度函数	$S_l=100\,\mathrm{th}\,b_l(b_l>0)$
	仿真时间/s	6 034.7

一条大小为 20 Kbit/s 的恒定速率控制流;卫星之间随机分布 100 条数据流,数据流传输速率随机产生。数据流平均传输速率的不同反映了网络负载的不同。由于主要从控制报文和数据报文总体的传输性能方面进行评估,而不是具体控制流和数据流的传输性能。因此,为了简化起见,设置所有数据流类型相同,具有相同的速率-满意度函数。

与 DFRR 对比的基本路由策略在计算数据报文路由时,其链路代价仅考虑链路的剩余带宽和时延,不考虑链路上控制流量的大小;在 NOCC 过顶卫星切换时,不做任何操作。该基本路由策略记为 NONE。NONE 的链路代价计算公式为

$$c'_{i,j}(t)=\frac{\alpha_1}{b^{\mathrm{R}}_{i,j}(t)+\alpha_2}+\beta d_{i,j}(t)$$

链路代价参数对应的剩余带宽、时延和控制流量大小的单位分别为 Kbit/s、ms 和 Kbit/s。控制报文路由采用快照路由算法[15],快照路由算法是一种典型的静态路由。仿真时间为一个轨道周期。

3.2 实验结果与分析

DFRR 路由策略尽量减少控制流量对数据报文传输的干扰,对网络中的链路拥塞进行了优化,在保证控制报文传输的基础上,优化数据报文传输。因此,主要从链路拥塞次数、丢包率和分组时延 3 个方面对 DFRR 的性能进行评估。其中,在丢包率和分组时延方面,同时对控制报文和数据报文进行了分析。

3.2.1 链路拥塞次数

链路拥塞次数统计仿真过程中,拥塞链路出现的次数,如图 6 所示。总体来说,在不同的数据流平均传输速率即不同的网络负载下,DFRR 显著减少了网络中的链路拥塞次数,平均减少了 57.63%。此外,还可以看出,随着网络负载的增大,NONE 和 DFRR 的链路拥塞次数均大幅增加,但 DFRR 减少链路拥塞次数的数量变化不大(有少量增加),减少的比例逐渐下降。例如,当数据流平均传输速率为 50 Kbit/s 时,链路拥塞减少 111 次,减少的比例为 94.07%;而当数据流平均传输速率为 100 Kbit/s 时,链路拥塞减少 287 次,减少的比例为 30.34%。这是由于:一方面,当网络负载较小时,链路拥塞主要是由控制报文路由切换引起,当网络负载较大时,链路拥塞在全网范围出现,而 DFRR 主要避免控制报文路由切换造成的链路拥塞;另一方面,当网络负载较小时,DFRR 可以将拥塞链路上部分数据流重路由到剩余带宽较大的链路,而当网络负载较大时,总体上链路的剩余带宽减少,数据流重路由后仍然出现链路拥塞的概率增加。

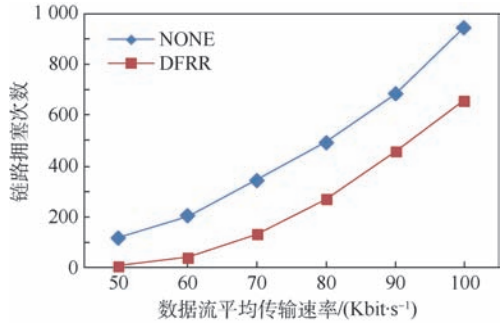


图 6 NONE 与 DFRR 链路拥塞次数对比

Fig. 6 Comparison of link congestion times between NONE and DFRR

3.2.2 丢包率

DFRR 在减少链路拥塞的同时直接减少了拥塞链路上的分组丢失。NONE 和 DFRR 中控制报文和数据报文的丢包率对比如图 7 所示。控制报文的丢包率平均减少了 46.89%,数据报文的丢包率平均减少了 32.08%。控制报文丢包率减少的比例比数据报文高,这是因为 DFRR 避免的链路拥塞大多位于 NOCC 过顶卫星附近,所有的控制报文均要通过 NOCC 过顶卫星转发,而数据报文只有一部分会经过 NOCC 过顶卫星附近的拥塞链路。当 DFRR 重路由部分数据流减少链路拥塞时,几乎所有控制流的分组丢失都会减少,而只有部分数据流的分组丢失会减少。

此外,在 DFRR 中,仍有一定比例的分组丢失,这些分组丢失主要由 3 方面的原因造成:①除了控制报文路由切换导致 NOCC 过顶卫星附近出

北航学报 赠阅

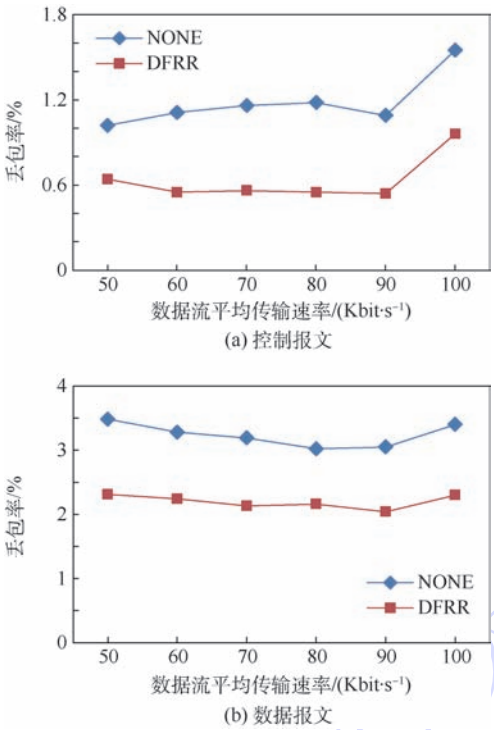


图 7　NONE 与 DFRR 丢包率对比

Fig. 7　Comparison of packet loss rates between NONE and DFRR

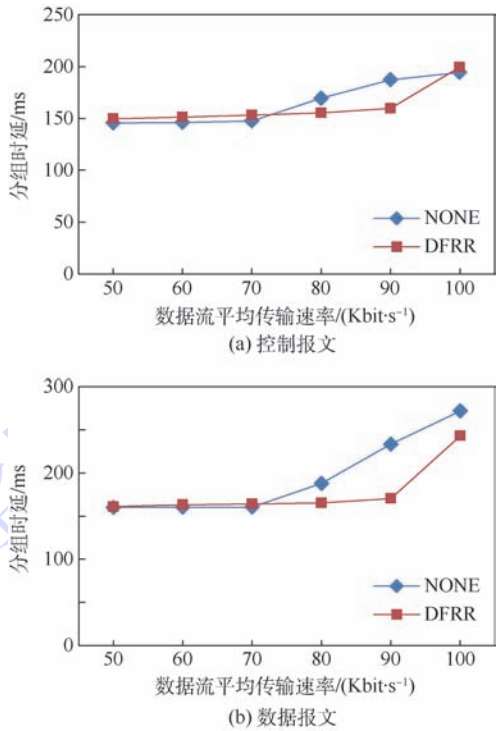


图 8　NONE 与 DFRR 分组时延对比

Fig. 8　Comparison of packet delays between NONE and DFRR

现链路拥塞外,在网络其余部分也可能出现链路拥塞;②数据流重路由后仍然可能出现链路拥塞;③网络拓扑动态变化会导致控制流和数据流重路由,在重路由过程中会出现分组丢失。

3.2.3　分组时延

NONE 与 DFRR 中控制报文和数据报文的分组时延对比如图 8 所示。DFRR 对分组时延的影响主要有 3 个方面:①DFRR 减少链路拥塞,从而降低了 NONE 中经过拥塞链路分组的排队时延;②DFRR 减少分组丢失的同时,使得部分原本丢失的报文被纳入分组时延统计中,这部分报文的分组时延一般比较大,从而可能增加平均分组时延;③当对数据流进行重路由时,为了绕开拥塞链路,通常会选择较长的路径,从而增加重路由数据流的分组时延。对于方面③,当网络中卫星数量和链路数量增加时,同一节点对之间有更多代价相近的替代路径,由此带来的重路由数据流分组时延增加会减小。可见,DFRR 造成分组时延减小或增大取决于方面①和方面②、方面③作用的大小。

从实验结果可以看出,当网络负载较小(数据流平均传输速率小于 70 Kbit/s)时,2 种方法控制报文和数据报文的分组时延相差不大,DFRR 的分组时延略大;当网络负载较大(数据流平均传输速率大于 70 Kbit/s)时,DFRR 的分组时延比 NONE 更小,方面①起主要作用。总体来说,DFRR 中控制报文的分组时延减少了 1.71%,数据报文的分组时延减少了 7.50%。

4　结　论

1)针对 SDSN 中海量、动态、高优先级的控制流量对数据报文传输产生极大干扰的问题,本文提出了一种 DFRR 策略。DFRR 在计算数据报文路由时,将链路上的控制流量大小作为影响链路代价的一个因素,减少选择控制流量较大的链路;在 NOCC 过顶卫星切换导致控制流量分布发生较大变化之前,预测可能发生拥塞的链路,并选出链路上部分数据流进行重路由,从而避免拥塞。

2)仿真实验结果表明:在不同的网络负载下,与未优化的基本路由策略相比,DFRR 的链路拥塞次数平均减少了 57.63%,控制报文和数据报文的丢包率分别平均减少了 46.89% 和 32.08%,控制报文和数据报文的分组时延分别平均减少了 1.71% 和 7.50%,从而验证了 DFRR 策略的有效性。

参考文献(References)

[1] BAO J, ZHAO B, YU W, et al. OpenSAN: A software-defined satellite network architecture[J]. ACM Sigcomm Computer Communication Review, 2014, 44(4): 347-348.

北航学报 赠阅

[2] TANG Z,ZHAO B,YU W,et al. Software defined satellite networks:Benefits and challenges[C]// Computing,Communications and IT Applications Conference (ComComAp). Piscataway,NJ:IEEE Press,2014:127-132.

[3] YUAN D M,REN R W. Research on the SDN-based architecture of space-sky information network[J]. Applied Mechanics & Materials,2014,644-650:2854-2856.

[4] LI T,ZHOU H,LUO H,et al. Using SDN and NFV to implement satellite communication networks[C]//2016 International Conference on Networking and Network Applications. Piscataway,NJ:IEEE Press,2016:131-134.

[5] BARRITT B J,EDDY W. SDN enhancements for LEO satellite networks:AIAA-2016-5755[R]. Reston:AIAA,2016.

[6] GOPAL R,RAVISHANKAR C. Software defined satellite networks:AIAA-2014-4480[R]. Reston:AIAA,2014.

[7] BERTAUX L,MEDJIAH S,BERTHOU P,et al. Software defined networking and virtualization for broadband satellite networks[J]. IEEE Communications Magazine,2015,53(3):54-60.

[8] FERRÚS R,KOUMARAS H,SALLENT O,et al. SDN/NFV-enabled satellite communications networks:Opportunities,scenarios and challenges[J]. Physical Communication,2015,18(2):95-112.

[9] FERRÚS R,SALLENT O,RASHEED T,et al. Enhancing satellite & terrestrial networks integration through NFV/SDN technologies[J]. IEEE Communications Society E-Letter,2015,10(4):17-21.

[10] MCKEOWN N. Software-defined networking[J]. INFOCOM Keynote Talk,2009,17(2):30-32.

[11] M2M and IoT via satellite,7th Edition[EB/OL]. (2016-11-21)[2017-02-28]. http://www.nsr.com/research-reports/satellite-communications-1/m2m-and-iot-via-satellite-7th-edition/.

[12] FEI C,ZHAO B,YU W,et al. A research platform for software defined satellite networks[C]//2017 16th International Conference on Optical Communications and Networks. Piscataway,NJ:IEEE Press,2017:1-2.

[13] 左青云,陈鸣,赵广松,等. 基于 OpenFlow 的 SDN 技术研究[J]. 软件学报,2013,24(5):1078-1097.
ZUO Q Y,CHEN M,ZHAO G S,et al. Research on OpenFlow-based SDN technologies[J]. Journal of Software,2013,24(5):1078-1097(in Chinese).

[14] WERNER M. A dynamic routing concept for ATM-based satellite personal communication networks[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications,1997,15(8):1636-1648.

[15] GOUNDER V V,PRAKASH R,ABU-AMARA H. Routing in LEO-based satellite networks[C]// Procceedings of 1999 Emerging Technologies Symposium on Wireless Communications and Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,1999:22.1-22.6.

[16] EVANS J V. Satellite systems for personal communications[J]. Proceedings of the IEEE,1998,86(7):1325-1341.

[17] TSAI K,MA R P. DARTING:A cost-effective routing alternative for large space-based dynamic-topology networks[C]//Military Communications Conference,1995. Piscataway,NJ:IEEE Press,1995:682-686.

[18] MIHAEL M,MARKUS W,ALEŠ Š,et al. Alternate link routing for traffic engineering in packet-oriented ISL networks[J]. International Journal of Satellite Communications,2001,19(5):463-480.

[19] TALEB T,MASHIMO D,JAMALIPOUR A,et al. Explicit load balancing technique for NGEO satellite IP networks with on-board processing capabilities[J]. IEEE/ACM Transactions on Networking,2009,17(1):281-293.

[20] KORÇAK Ö,ALAGÖZ F,JAMALIPOUR A. Priority-based adaptive routing in NGEO satellite networks[J]. International Journal of Communication Systems,2007,20(3):313-333.

[21] 赵杰. 基于 SDN 的 VDES 卫星网络路由关键技术研究[D]. 成都:电子科技大学,2017:33-45.
ZHAO J. Research on key technologies of VDES satellite network routing based on SDN[D]. Chengdu:University of Electronic Science and Technology of China,2017:33-45(in Chinese).

[22] 袁梦珠. 基于 SDN 的卫星网络关键技术研究[D]. 成都:电子科技大学,2017:42-57.
YUAN M Z. Research on key technologies of SDN based satellite network[D]. Chengdu:University of Electronic Science and Technology of China,2017:42-57(in Chinese).

[23] YU X,LEI W M,SONG L,et al. A routing algorithm based on sdn for on-board switching networks[J]. Journal of Information Science & Engineering,2017,33(5):1255-1266.

[24] 田睿,郁小松,赵永利,等. 基于 SDN 的空间信息网络多路径承载策略[J]. 无线电工程,2016,46(12):1-4.
TIAN R,YU X S,ZHAO Y L,et al. Multi-path carrying strategy in SDN-based space information networks[J]. Radio Engineering,2016,46(12):1-4(in Chinese).

[25] 朱小茹,王兴伟,张爽,等. 基于 SDN 和接触图的空间信息网络路由机制[J]. 计算机科学与探索,2018,12(6):918-927.
ZHU X R,WANG X W,ZHANG S,et al. Routing mechanism for space information network based on SDN and contact graph[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology,2018,12(6):918-927(in Chinese).

[26] JIANG L,FENG J,SHEN Y,et al. Fast recovery routing algorithm for software defined network based operationally responsive space satellite networks[J]. KSII Transactions on Internet & Information Systems,2016,10(6):2936-2951.

作者简介:

费长江 男,博士研究生。主要研究方向:软件定义卫星网络。

赵宝康 男,博士,副研究员。主要研究方向:卫星网络。

虞万荣 男,博士,副研究员。主要研究方向:卫星网络。

吴纯青 女,博士,研究员。主要研究方向:卫星网络。

北航学报 赠阅

A routing strategy for software defined satellite networks considering control traffic

FEI Changjiang, ZHAO Baokang*, YU Wanrong, WU Chunqing

(College of Computer, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Software defined satellite networks (SDSN) provides an innovative perspective to manage satellite networks through decoupling the data and control planes to achieve logically centralized network states and controls. In SDSN, control messages and data packets are simultaneously transmitted in the network. Massive, dynamic and high-priority control traffic will cause significant interference to data packet transmission. Therefore, a data flow retreat routing (DFRR) strategy is proposed. When calculating data packet routes, DFRR takes control traffic on a link as a factor affecting the link cost to reduce choosing links with large control traffic; before control traffic distribution changing greatly caused by the handoff of overhead satellite connecting with the network operation and control center (NOCC), DFRR predicts probable congested links and selects some data flows on these links for rerouting to avoid congestions. The performance of DFRR is evaluated on OpenSatNet, a research platform we developed for SDSN. The experiment results show that DFRR can reduce link congestions in the network and the packet losses of control messages and data packets effectively.

Keywords: software defined satellite networks (SDSN); satellite network; routing strategy; control message; congestion avoidance

北京航空航天大学学报

Received: 2018-06-08; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-22 09:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1030.005.html

Foundation item: Network Technology Innovation Team (61202488)

* **Corresponding author**. E-mail: bkzhao@nudt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0124

低存储资源开销的多路快速星点质心提取方法

于文波，江洁*
（北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083）

摘 要：数据更新率是星敏感器的一项重要指标。随着大面阵图像探测器的应用，传统单路质心方法的处理速度已成为更新率的主要瓶颈。为此，提出一种多路快速星点质心提取方法。首先，采用基于目标行方向有效长度的边界目标信息融合技术，能够实现各种形状边界目标信息的正确融合。其次，采用动态双指针循环映射机制，能够对无效信息占用存储资源进行循环利用，大大提高了存储资源的利用效率。最后，对本文方法进行实验测试，并在相同现场可编程门阵列(FPGA)芯片上，与传统单路质心方法的性能进行对比分析。实验结果表明，本文方法处理速度约为传统单路质心方法的3.6倍，但使用的存储资源仅约为后者直接扩展的多路方法的40%，从而验证了本文方法的可行性与有效性。

关 键 词：星敏感器；图像处理；质心提取；多路并行；低存储资源开销
中图分类号：V448.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)12-2586-09

星敏感器通过对视场内捕获的恒星与内置导航星库中的参考恒星进行匹配，进而确定载体姿态，是目前已知的最高精度姿态测量仪器[1-3]，在各类航天飞行器中获得了广泛应用[4-7]。星敏感器的信息处理过程主要包括星图星点提取、星图识别以及姿态解算3个阶段。其中，星点提取是指在星图中将成像星点的位置信息准确有效地提取出来，这是星敏感器后续工作的基础。

目前，星点提取方法主要包括拟合法和质心法2类[8-9]。拟合法[10-11]将感光面上的成像近似看作高斯分布，然后利用高斯曲面对灰度分布进行拟合，获得的高斯能量中心即为星点光斑的中心。但是上述方法均较为复杂，有些改进算法[12]还需要对星图进行2次扫描才能完成高精度的星点提取，因此这类方法不适用于快速星点提取场合。传统质心法[13]结构简单，易于实现，因此获得了广泛的应用。但是，这种方法对噪声较为敏感，且仅适用于规则形状星点的质心提取。针对传统质心法对噪声敏感的问题，魏新国等[8]分析指出，带阈值的质心法具有较高的定位精度和抗噪能力。樊巧云和张广军[14]在传统质心法的基础上，提出了一种简单有效的抗单点像素噪声的质心定位方法，并在现场可编程门阵列(FPGA)硬件系统上予以实现，取得了良好的效果。Wang等[15]提出了一种动态等价树结构记录并完成星点连通域融合的方法，该方法能够有效提取不规则形状星点的质心，从而提高了质心法的鲁棒性。总之，质心法及其各种改进算法由于具有精度高、算法简单、实时性好等优势，因而成为星敏感器领域广泛采用的星点提取方法。

然而，现有质心法在星点提取速度上仍存在一定不足。文献[16]指出，在不改变其他参数情况下，若提高图像探测器的像素分辨率，则星敏感器姿态测量精度相应提高。因此，目前大面阵图

收稿日期：2018-03-12；**录用日期**：2018-06-11；**网络出版时间**：2018-06-25 11:32
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180622.1157.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61725501）
*通信作者. E-mail:jiangjie@buaa.edu.cn

引用格式：于文波，江洁. 低存储资源开销的多路快速星点质心提取方法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(12)：2586-2594.
YU W B，JIANG J. Multichannel fast star centroid extraction method with low memory resource cost[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(12)：2586-2594 (in Chinese).

北航学报 赠阅

像探测器，如分辨率为 2 048 像素 ×2 048 像素，甚至更高的 5 120 像素 ×3 840 像素，已逐步应用于星敏感器领域，这一情况进一步加剧了星点提取的负担，现有方法的星点提取速度已成为限制星敏感器数据更新率提高的主要瓶颈。为此，鉴于 FPGA 具有并行处理能力，本文在传统单路质心方法的基础上，重点对多路快速星点质心提取方法进行研究。该方法在 FPGA 中采用多路扫描方式直接对大面阵星图像素数据进行并行处理，非常适用于快速处理场合，其处理速度是相同主频率下的传统单路质心方法的若干倍。

1　多路快速星点质心提取方法

1.1　基本实现过程

现有的大面阵图像探测器一般均具有多通道像素输出能力。若一幅星图的像素分辨率为 $2m$ 行 ×$2n$ 列，则采用多通道像素传输过程如图 1 所示。图中，星图全像面划分为了 w 个 $2m$ 行 ×l 列像素的子像面，且 $w \times l = 2n$，图像像素按照每行 w 个通道并行输出，即每周期输出一行像素中的 w 个像素，故只需 l 个周期即可输出一行像素，然后继续输出下行像素，直至全部像素数据输出完毕为止。

在将星图全像面划分为 w 个通道进行输出后，每个周期均有 w 个像素需要处理，此时，若采用多路快速星点质心提取方法可以直接对多通道输出像素进行并行处理，而无需进行单行像素的拼接与缓存，从而大大减少了星点提取的处理时间。

图 2 是多路快速星点质心提取方法的基本实现原理框图。由图可知，多路星点质心提取模块由 w 个功能完全相同的单路质心提取子模块组成。其中，每个单路子模块均对应处理一个像素，同时，每一单路模块均与其左右相邻 2 个模块建立了数据交换通道，以便完成边界目标的有效提取。特别地，位于两边的单路模块 CH_1 和 CH_w，均仅存在一个分割边界，但为了保持所有模块的一致性，将其不存在分割边界的交换通道的输入置为零。

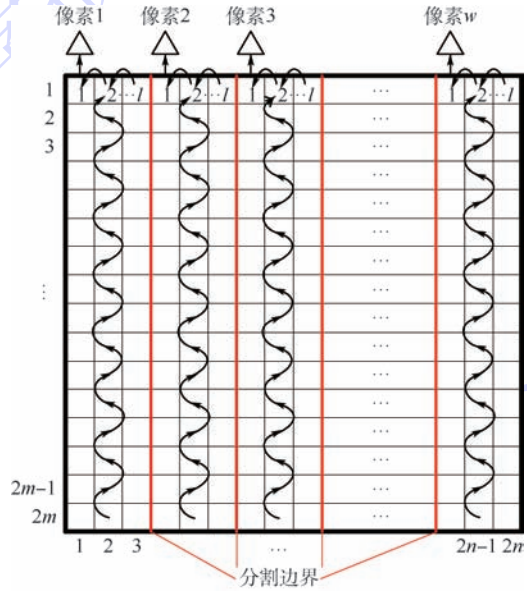


图 1　多通道像素传输过程

Fig. 1　Multichannel pixel transmission process

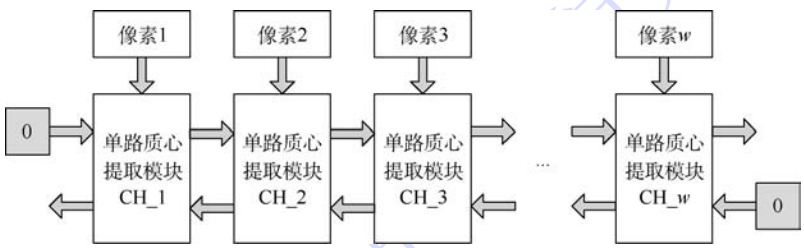


图 2　多路快速星点质心提取基本原理框图

Fig. 2　Block diagram of basic principle of multichannel fast star centroid extraction

1.2　存在的问题

相比于现有的单路质心方法，多路方法能够直接对多通道输出像素数据进行并行处理，从而显著提升星点提取的处理速度。然而，在实际应用中，多路方法不可避免的存在 2 个问题，即边界星点目标融合问题以及冗余存储资源占用问题。图 3 是一幅星图的局部示意图，为了清晰显示，对其进行了阈值化处理。

首先，由图 3 可知，在多路快速星点质心提取过程中，处于通道边界的相邻像素恰好被各自对应的子模块分别扫描计算，从而导致边界上的星点目标被人为分割。因此，必须对边界星点目标的各部分信息进行重新融合，否则将严重降低边界星点的质心定位精度。其次，由于受到背景噪声干扰，图 3 中除包含一个星点目标外，还包含大量单点、双点和多点噪声目标，这些噪声目标将消耗大量存储资源。对于多路快速星点质心提取方法，为确保各单路模块正确完整提取星点信息，各单路模块的存储资源开销应与传统单路质心方法相当，进而使得整个多路方法所使用的总存储资

北航学报 赠阅

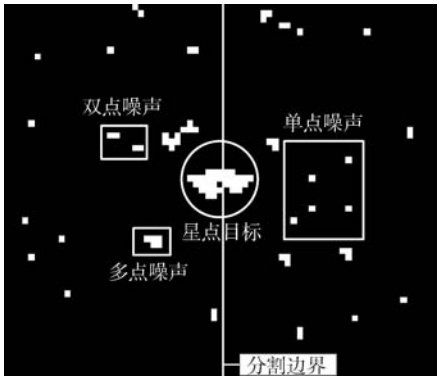


图 3 局部星图的阈值化结果

Fig. 3 Thresholding results of partial star image

源是传统单路质心方法的若干倍。在此情况下，噪声目标占用存储资源的问题将使得多路方法的总存储资源开销急剧增加，严重时甚至由于总存储资源不足而导致多路方法无法综合实现。

针对上述 2 个问题，本文分别提出 2 种技术手段予以解决。首先，提出一种基于目标行方向有效长度的边界目标信息融合方法，该方法通过利用目标行方向有效像素数目信息（即行方向有效长度）实时判定是否启动边界目标信息融合，能够正确完成各种形状边界目标的信息融合。其次，提出一种动态双指针循环映射机制，能够对冗余存储资源进行实时回收利用，大大提高了存储资源的利用效率。

1.3 边界目标融合

当采用多路快速星点质心提取方法时，星图中除了具有传统的内部目标外，还存在一定的边界目标。为了正确融合边界目标信息，本文提出一种基于目标行方向有效长度的边界目标融合方法，该方法将复杂的信息融合过程转化为直观的行方向有效长度特征的判定过程，从而能够正确完成各种形状边界目标的信息融合。

目标的行方向有效长度（以下简称为目标行有效长度），指的是星图实时扫描过程中目标当前行有效像素的个数，记做 L_u，则 L_u 为非负整数。利用 L_u 信息可以对目标进行标记，其具体流程如图 4 所示。图中，记 C_P 为当前像素标记，其左方像素标记为 L_f，新标记值记为 N_f，目标当前行位于上行 L_u 范围内的第 1 个有效像素记为 P1，其对应标记值记为 L_{P1}，其上行 P1 像素对应标记值为 $L_{P1(up)}$。由图 4 可知，行有效长度标记法的本质是通过上行的 L_u 信息确定目标同一行的有效像素均采用相同标记，而与该行有效像素是否连续无关。

当采用多路快速星点提取方法时，若每个单路模块内部均按照图 4 所示的行有效长度标记法对星图中的目标进行标记，则对于图 3 中的边界星点目标，其最终标记结果如图 5 所示。图中，白色像素部分表示星图背景，深色（灰色与黑色）像素部分表示星点目标。其中，为了突出 P1 像素，将各行 P1 像素由灰色加深为黑色显示，其标记值如白色字体所示。$s_1 \sim s_7$ 与 $d_1 \sim d_{13}$ 分别为当前边界星点目标所在位置的像素行号与列号。星点左右2 个部分均采用顺序标记方式，而为了加以区别，左侧部分以阿拉伯数字顺序标记，右侧部分则以大写英文字母顺序标记。

基于行有效长度的边界目标融合方法对于各种形状目标的处理过程是相同的。以图 5 所示星点目标为例，其融合过程的原理如图 6 所示。图 6中，目标处于分割边界时，同一行将会获得左右 2 个行有效长度信息，分别记做 L_{uL}、L_{uR}。

首先，如图 6 中虚线框 Q1 所示，根据连通域特性，当目标在边界 2 侧首次出现连通像素时，表

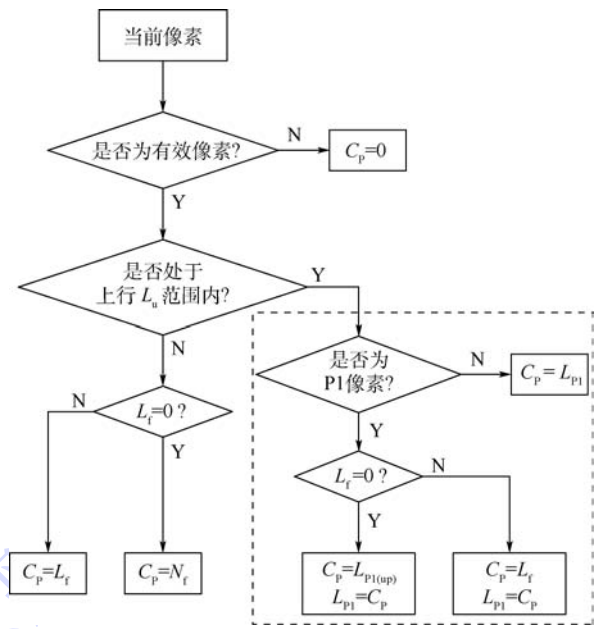


图 4 行有效长度标记法流程图

Fig. 4 Flowchart of marking method based on effective length in scanning direction

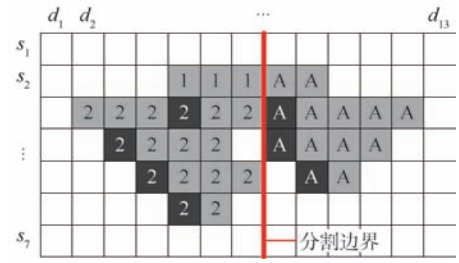
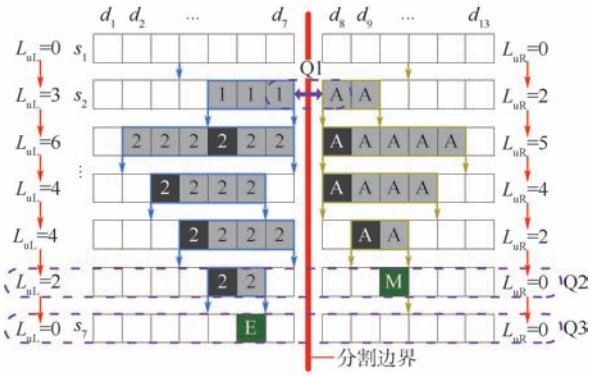


图 5 边界目标标记结果示意图

Fig. 5 Schematic diagram of marking results of boundary target

北航学报 赠阅



Q1表示发现边界目标；Q2表示启动信息融合；
Q3表示边界目标扫描结束。

图 6　边界目标融合原理示意图

Fig. 6　Schematic diagram of fusion principle of boundary target

目标为边界目标。其次，如虚线框 Q2 所示，在发现边界目标后，当扫描至 $L_{uL}=0$ 或 $L_{uR}=0$ 时，表明边界目标在左侧或右侧的部分信息扫描结束，此时在扫描结束一侧的当前行中位于上行有效长度上的最后一个像素（该像素称为融合像素，并记做 M）处进行融合，将 M 像素侧的信息融入至另一侧信息中。最后，如虚线框 Q3 所示，利用式(1)可以对目标扫描是否结束进行判定，当目标左右 2 个行有效长度信息 L_{uL} 和 L_{uR} 均为 0 时，判定目标扫描结束，并将目标当前行中位于其上一行 L_u 上的最后一个像素称为目标扫描结束像素，简记为 E 像素。

$$L_u = L_{uL} + L_{uR} = 0 \tag{1}$$

以上就是利用行有效长度信息进行边界目标融合的基本原理，其本质是将复杂的信息融合判定过程转化为直观的行有效长度特征的判定过程，通过实时判断边界目标 2 侧的 L_{uL}、L_{uR} 信息满足至少一个为零时，即可获得正确的目标融合时刻（M 像素），并在该时刻将目标 2 侧信息进行融合，从而保证融合信息完整正确，且融合过程大为简化。

1.4　存储资源循环利用

在多路快速星点质心提取方法中，除星点目标信息外，还存在大量无效信息占用存储资源。本文从存储资源循环利用的角度出发，提出一种动态双指针循环映射机制，能够实时回收利用无效信息占用的存储资源，当各单路模块采用上述机制时，存储资源开销均大为减少，从而最终使得多路快速星点质心提取方法的总存储资源开销显著减少，保证其在资源受限的 FPGA 芯片上依然可综合实现。

1.4.1　噪声目标判定

由图 3 可知，噪声目标和星点目标在大小上具有显著区别，因而可以采用目标大小特征对噪声目标进行剔除。然而，由于目标的大小、形状存在随机性，在星图实时扫描中，传统方法难以判定目标扫描何时结束；若判定错误，则可能误回收有效星点信息的存储资源，从而严重影响多路星点质心提取方法的性能。因此，准确判定目标扫描是否结束是正确回收无效信息占用存储资源的前提，在准确判定目标扫描结束后，即可利用目标大小特征剔除噪声目标，并回收其占用的存储资源。

由图 6 可知，行有效长度标记法能够准确判定目标扫描是否结束。利用行有效长度信息判定噪声目标扫描结束的结果如图 7 所示，图中 E 像素仍然表示目标扫描结束像素。

由图 6 和图 7 可知，当扫描至目标 E 像素时，判定当前目标扫描结束，此时，利用目标大小特征即可对噪声目标进行剔除。记 K_{min} 为星点目标像素数目最小值，若当前目标大小为 P_{num}，则判定其为有效星点目标的条件如式(2)所示，否则为噪声目标，应回收其占用的存储资源。一般来说，式(2)中的目标大小阈值 K_{min} 由灰度分割阈值大小以及星图中目标数量、大小等确定。

$$P_{num} \geqslant K_{min} \tag{2}$$

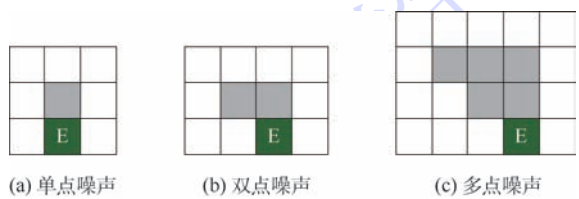


图 7　噪声目标扫描结束的判定结果

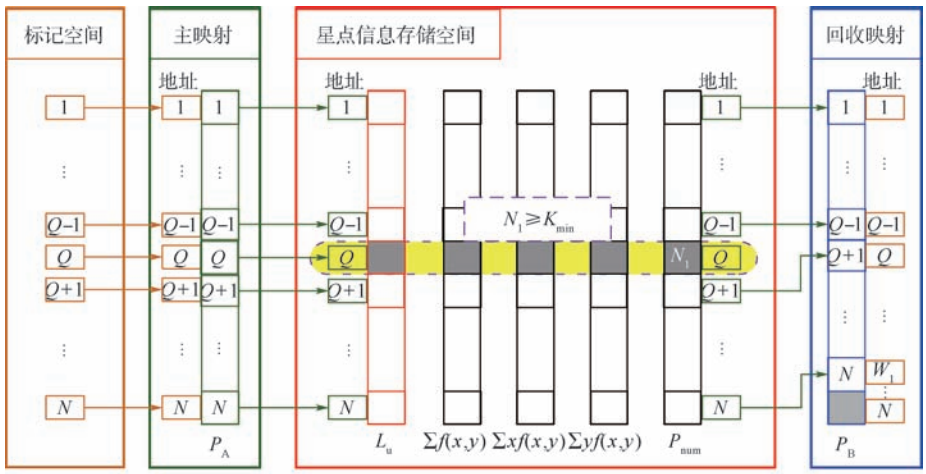
Fig. 7　Decision results of scan ending of noise target

1.4.2　动态双指针循环映射

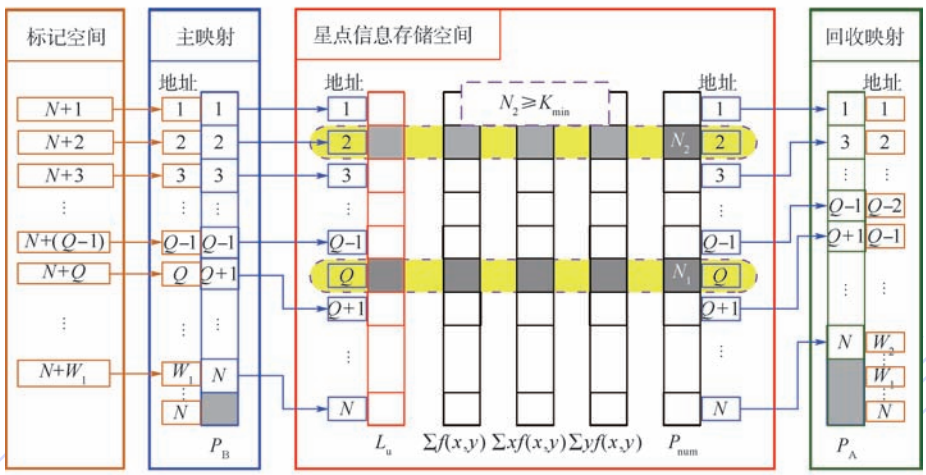
由以上分析可知，利用目标行有效长度 L_u 信息及 P_{num} 信息能够准确判定噪声目标。在此基础上，本文提出一种动态双指针循环映射机制，能够循环利用噪声目标占用的存储资源，从而有效减少各单路模块的存储资源开销，最终使得多路快速星点质心提取方法的总存储资源开销显著减少。值得注意的是，动态双指针循环映射机制不仅能够回收利用噪声目标占用的存储资源，对于单个目标占用多个标记情况，在对该目标各部分信息融合后，同样可以将无效标记对应信息占用的存储资源进行回收。因此，本文后续内容不再对噪声目标信息和无效标记对应信息进行区分，而是统一称为无效信息。

图 8 是动态双指针循环映射机制的工作原理图。如图8所示，目标信息存储在星点信息存储空

北航学报 赠阅



(a) 初始循环映射关系



(b) 第2次循环映射关系

图 8 动态双指针循环映射原理图

Fig. 8 Schematic diagram of dynamic dual-pointer cyclic mapping

间中,该存储空间共可以存储 N 个标记的信息,每个标记包含 5 组信息,即行有效长度 L_u,像素灰度和 $\sum f(x,y)$,横坐标与像素灰度乘积累加和 $\sum xf(x,y)$,纵坐标与像素灰度乘积累加和 $\sum yf(x,y)$,以及当前目标大小信息 P_{num},$\sum f(x,y)$、$\sum xf(x,y)$ 和 $\sum yf(x,y)$ 的值为星点信息存储空间中的对应数据。地址指针 P_A 和 P_B 分别为主映射指针和回收映射指针,其维度与星点信息存储空间相同,即均为 N 维指针,且其功能始终保持动态循环交替转换。随着行有效长度标记法实时标记目标,标记空间中的标记值逐渐以自增 1 方式递增,且标记值始终与主映射指针的地址一一对应,而该地址对应空间的存储内容则指向星点信息存储空间的地址,从而根据主映射指针的上述映射关系,不断将不同标记值的目标信息存入对应的星点信息存储空间中。

图 8(a)为初始循环映射关系示意图。初始状态下,P_A 作为主映射指针,其存储内容与星点信息存储空间的地址一一映射;P_B 作为回收映射指针,其存储内容为回收的无效信息占用星点信息存储空间的地址。假设标记 1、$Q-1$、Q、$Q+1$ 和 N 分别为初始循环映射下的标记值,且满足 $1<Q-1<Q<Q+1<N$,则根据主映射指针 P_A 的映射关系,上述标记值对应的目标信息分别存入星点信息存储空间的对应单元中。若某标记值对应的信息为无效信息,如标记值 1、$Q-1$、$Q+1$ 和 N,则将该标记值对应信息所占用存储单元清空,并将该单元对应地址存储至回收映射指针 P_B 中。当且仅当目标满足条件式(2)时判定其为有效星点目标,如标记值 Q 对应的目标,此时保留此目标信息,如图 8(a)中的虚线框所示。

如图 8(b)所示,当标记值递增至 $N+1$ 时,初始循环映射结束,并开始第 2 次循环映射。此时,交换指针 P_A、P_B 的功能,并按照图 8(b)中主映射指针 P_B 的映射关系对标记值对应目标进行信

北航学报 赠阅

息存储，P_A 则作为回收映射指针。第 2 次循环映射过程中，目标信息占用的存储空间回收或保留的原理与图 8(a)所示初始循环映射过程完全相同。同理，当第 2 次循环映射结束后，再次交换指针 P_A、P_B 的功能，并如此循环往复，直至一帧星图扫描结束时停止。

若每一次循环映射结束后得到的回收地址总数目用 W_j 表示，并为了便于描述，将初始状态时存储空间总数目 N 记做 W_0，则使用 W_j 可以描述第 $j+1$ 次循环映射的可用地址总数目，其中，$j=0,1,2,\cdots,L$。当 $j=0$ 时，表示初始循环映射；当 $j=L$ 时，表示第 $L+1$ 次循环映射，或称为最终循环映射。如图 9 所示，整个动态双指针循环映射过程实质上是对标记空间的动态压缩映射过程。

当整幅星图扫描结束时，利用质心法即可获得星点目标的质心定位结果，(x_c, y_c) 为星点目标的质心坐标，x_c 和 y_c 的表达式为

$$\begin{cases} x_c = \dfrac{\sum xf(x,y)}{\sum f(x,y)} \\ y_c = \dfrac{\sum yf(x,y)}{\sum f(x,y)} \end{cases} \tag{3}$$

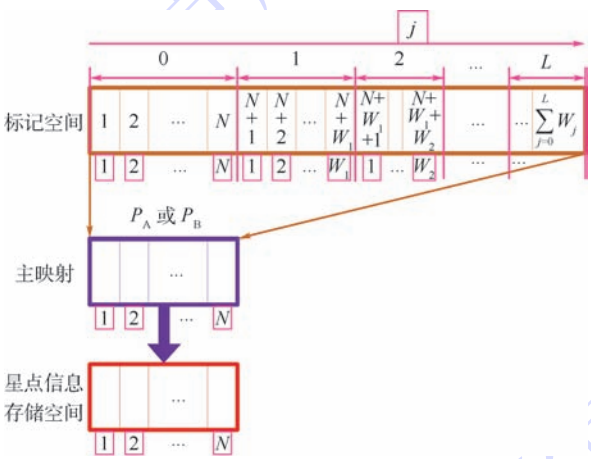


图 9　动态空间压缩映射原理图

Fig. 9　Schematic diagram of dynamic space compression mapping

2　实验测试与分析

为了验证本文提出的多路快速星点质心提取方法(实验中，多路快速星点提取方法以四路模块为例，故此节简称为四路法)的资源使用情况、星图处理速度和星点提取结果正确性等方面性能，本节进行了相关实验测试，并对实验结果进行了分析讨论。

选取 Xilinx 公司 Virtex5 系列 XC5VLX30 型 FPGA 芯片(封装：FF324，速度：1 级)，分别对传统单路质心方法、基于本文方法的改进单路法以及本文提出的四路法进行 FPGA 硬件实现。其中，传统单路质心方法是指现有的采用连通域标记，并且不对存储资源进行高效优化使用的星点提取方法；基于本文方法的改进单路法指的是采用目标行有效长度标记法和动态双指针循环映射机制的改进单路质心方法；本文提出的四路法则是由多个功能完全一致的单路质心提取模块组成，每个单路模块均以上述改进单路法为基础并结合了边界目标融合功能，因此，四路法能够对分割后的星图全像面进行并行星点提取，同时还具有边界星点目标正确融合与存储资源高效循环利用特性。上述 3 种方法综合实现后的 FPGA 资源使用情况如表 1 所示。

表 1　3 种方法的 FPGA 资源使用情况

Table 1　FPGA resource usage of three methods

方　法	资源类型	已使用总数量		使用率/%
传统单路质心方法	Slice Registers	126	19 200	0.7
	Slice LUTs	474	19 200	2.5
	Block RAM/FIFO	12	32	37.5
基于本文方法的改进单路法	Slice Registers	520	19 200	2.7
	Slice LUTs	1 347	19 200	7.0
	Block RAM/FIFO	5	32	15.6
四路法	Slice Registers	1 617	19 200	8.4
	Slice LUTs	5 005	19 200	26.1
	Block RAM/FIFO	19	32	59.4

由表 1 可知，2 种单路方法的逻辑资源(Slice Registers 和 Slice LUTs)均占用较少，但为了有效存储星点信息，存储资源(Block RAM/FIFO)均消耗较多，传统单路质心方法和基于本文方法的改进单路法的存储资源使用率分别为 37.5% 和 15.6%。相比于传统单路质心方法，基于本文方法的改进单路法采用了动态双指针循环映射机制，能够高效循环利用无效信息占用的存储资源，因而总存储资源使用量大为减少，仅为传统单路质心方法的约二分之一。由以上实验结果估算可知，当传统单路质心方法直接扩展为四路星点提取方法时，其需要的总存储资源在 FPGA 总存储资源中的占比约为 $37.5\% \times 4 = 150\% > 100\%$，显然，由于存储资源的瓶颈，所选用 FPGA 芯片已无法完成传统单路质心方法到四路法的扩展实现。同时，由表 1 可知，本文提出的四路法由基于本文方法的改进单路法扩展实现，其逻辑资源与存储资源均为改进单路法的 4 倍左右。其中，在

北航学报 赠阅

存储资源方面,由传统单路质心方法直接扩展的四路法的存储资源使用率约为 150%,而本文提出的多路法为 59.4%,仅占前者的约 40%,表明所选用 FPGA 芯片仍然能够有效实现本文提出的四路法。

表 2 是 3 种方法的处理速度情况表。如表 2 所示,由于基于本文方法的改进单路法占用存储资源大为减少,逻辑复杂度有所降低,因而其最大综合频率较传统单路质心方法略有提高;相比之下,由于四路法的逻辑实现最为复杂,因而其最大综合频率为 3 种方法中最低。在上述最大综合频率条件下,以分辨率为 $2m \times 2n = 2\ 048$ 像素 × 2 048像素的图像探测器为例,可得上述 3 种方法能够处理的极限星图帧率如表 2 所示。由表 2 可知,四路法能够处理的极限星图帧率约为传统单路质心方法的 3.6 倍。

下面对多路方法的星点质心提取结果正确性进行验证,仍然以表 1、表 2 中的四路法为例。整个实验装置如图 10 所示,图中,星敏感器固定在实验平台上,其视轴方向正对于动态多星模拟器视轴,以便能够有效拍摄模拟器生成的星图。

实验中,采用单帧星图曝光模式,然后 FPGA 将拍摄得到的原始星图数据与四路法计算的对应星点质心数据一并上传至上位机。需要注意的是,为了避免FPGA硬件字长的截断误差对质心定位结果的影响,实验中 FPGA 上传至上位机的星点质心数据为 $\sum f(x,y)$、$\sum xf(x,y)$ 和 $\sum yf(x,y)$ 共 3 项数据,以上数据均为整型变量,星点的质心结果 (x_c,y_c) 则在上位机 MATLAB 中根据式(3)计算得到。同时,上位机 MATLAB 软件还对上传的原始星图数据进行处理,首先采用与上述基于 FPGA 的四路法完全相同的全局阈值进行目标分割,再以经典的四连通域标记法进行标记聚类,得到星点目标的 $\sum f(x,y)$、$\sum xf(x,y)$ 和 $\sum yf(x,y)$ 共 3 项信息,最终同样按照式(3)对星图中星点质心进行计算。

实验拍摄了大量不同天区的星图,选取 248 幅星图进行计算,其中恰好包含边界星点目标的星图约占 10%。当对全部 248 幅星图进行计算时,可得基于 FPGA 的四路提取方法得到的星点质心数据 $\sum f(x,y)$、$\sum xf(x,y)$ 和 $\sum yf(x,y)$(实际计算值),与上位机 MATLAB 计算得到的对应星点质心数据(理论计算值)均相同。其中,图 11是任选的一幅某天区的星点质心提取结果示意图,该星图包含一个边界星点目标 R,红线表示四路法的像面分割边界;图 12 是上述边界星点目标 R 的局部放大图。由图 11 和图 12 可知,基于 FPGA 的四路法得到的星点质心与上位机 MATLAB 计算得到的对应星点质心(理论计算值)完全一致,表明本文提出的四路法能够正确提取单路模块内部星点目标以及边界星点目标的质心结果。

表 2 3 种方法的处理速度

Table 2 Processing speed of three methods

方 法	最大综合频率/MHz	极限星图帧率/Hz
传统单路质心方法	84.474	20.1
基于本文方法的改进单路法	90.171	21.5
四路法	75.786	72.3

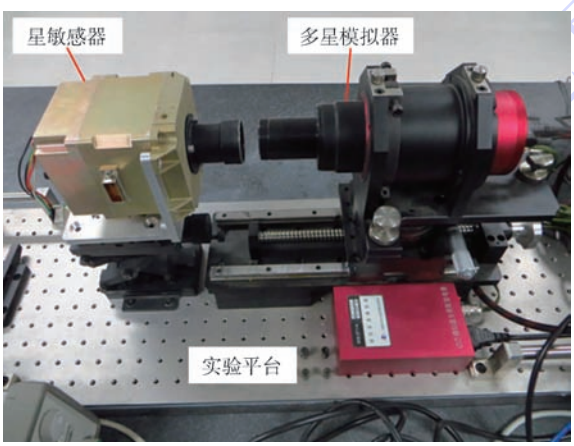


图 10 实验装置

Fig. 10 Experimental setup

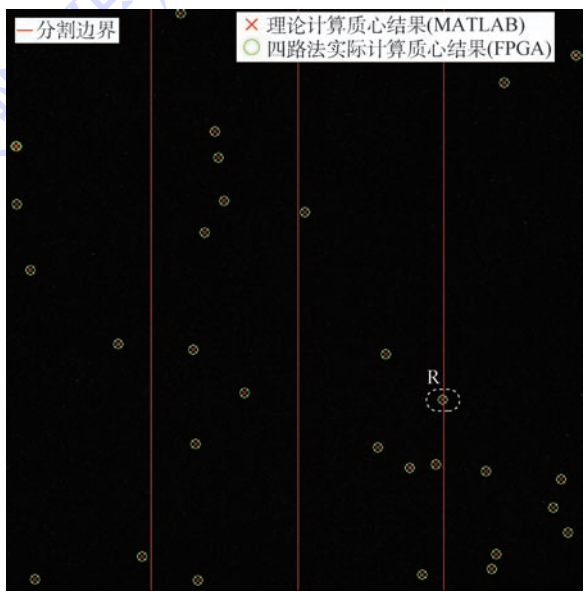
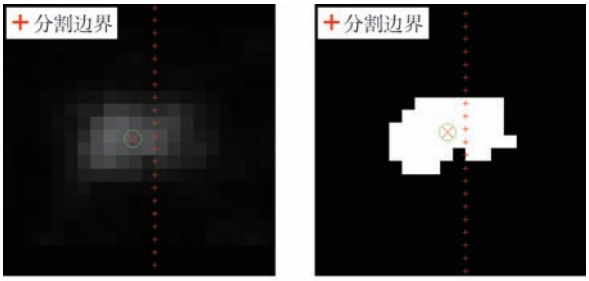


图 11 某天区的星点质心提取结果

Fig. 11 Extraction results of star centroid of sky map

北航学报 赠阅



(a) 灰度图　　(b) 阈值结果图

图 12　边界星点目标 R 的局部放大图

Fig. 12　Partial enlarged drawing of boundary star target R

3　结　论

本文提出了一种多路星点质心提取方法，适用于快速处理场合，其处理速度是相同主频率下的传统单路质心方法的若干倍。为了验证本文方法的性能，选取 Xilinx 公司的 FPGA 芯片进行实验测试。

1）实验结果表明，基于本文方法改进单路法的总存储资源使用量仅为传统单路质心方法的约二分之一；同时，由传统单路质心方法直接扩展的多路快速质心提取方法的存储资源使用率约为 150%，导致所选用 FPGA 芯片无法实现，而本文提出的多路快速质心提取方法仅为 59.4%，表明在所选用的相同 FPGA 芯片上仍然能够实现。

2）在处理速度方面，本文提出的多路快速质心提取方法的极限星图帧率为 72.3 Hz，是传统单路质心方法的约 3.6 倍。

3）在星点提取结果正确性方面，对实际拍摄的 248 幅星图进行计算，其中恰好包含边界星点目标的星图约占 10%，经实验验证，本文的多路快速星点质心提取方法提取方法的质心结果与上位机 MATLAB 计算结果完全相同，从而表明了算法的正确性。

参考文献（References）

[1] SUN T, XING F, WANG X C, et al. An accuracy measurement method for star trackers based on direct astronomic observation [J]. Scientific Reports, 2016, 6: 22593.

[2] MA L H, ZHAN D J, JIANG G W, et al. Attitude-correlated frames approach for a star sensor to improve attitude accuracy under highly dynamic conditions [J]. Applied Optics, 2015, 54(25): 7559-7566.

[3] LIEBE C C. Star trackers for attitude determination [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1995, 10(6): 10-16.

[4] 高自谦，王海涌，王永海，等. 捷联惯性/天文/雷达高度表组合导航 [J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(12)：2505-2512.
GAO Z Q, WANG H Y, WANG Y H, et al. Strapdown inertial / celestial / radar altimeter integrated navigation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2505-2512 (in Chinese).

[5] 李洋，廖志波，穆生博，等. 星敏感器杂散光抑制方法及仿真分析 [J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(12)：2620-2624.
LI Y, LIAO Z B, MU S B, et al. Stray light suppressing technique and simulation for star sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2620-2624 (in Chinese).

[6] 程龙，王栋，谷松，等. 星敏感器支撑结构多目标拓扑优化设计与试验 [J]. 红外与激光工程，2017，46(5)：175-183.
CHENG L, WANG D, GU S, et al. Multi-objective topology optimization design and test for support structure of star sensor [J]. Infrared and Laser Engineering, 2017, 46(5): 175-183 (in Chinese).

[7] 毛晓楠，周琦，马英超，等. 浦江一号卫星星敏感器在轨测量精度分析 [J]. 红外与激光工程，2017，46(5)：117-123.
MAO X N, ZHOU Q, MA Y C, et al. Star tracker accuracy analysis of PuJiang Satellite-1 in orbit [J]. Infrared and Laser Engineering, 2017, 46(5): 117-123 (in Chinese).

[8] 魏新国，张广军，江洁. 星敏感器中星图图像的星体细分定位方法研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2003，29(9)：812-815.
WEI X G, ZHANG G J, JIANG J. Subdivided locating method of star image for star sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(9): 812-815 (in Chinese).

[9] SHORTIS M R, CLARKE T A, SHORT T. Comparison of some techniques for the subpixel location of discrete target images [C] // Proceedings of SPIE on Photonics for Industrial Applications. Washington: SPIE Digital Library, 1994, 2350: 239-250.

[10] WANG H Y, XU E S, LI Z F, et al. Gaussian analytic centroiding method of star image of star tracker [J]. Advances in Space Research, 2015, 56(10): 2196-2205.

[11] DELABIE T, DE SCHUTTER J, VANDENBUSSCHE B. An accurate and efficient Gaussian fit centroiding algorithm for star trackers [J]. Journal of the Astronautical Sciences, 2014, 61(1): 60-84.

[12] ZHOU F Q, ZHAO J X, YE T, et al. Fast star centroid extraction algorithm with sub-pixel accuracy based on FPGA [J]. Journal of Real-Time Image Processing, 2016, 12(3): 613-622.

[13] 郝雪涛，江洁，张广军. CMOS 星敏感器图像驱动及实时星点定位算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2005，31(4)：381-384.
HAO X T, JIANG J, ZHANG G J. CMOS star sensor image acquisition and real-time star centroiding algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(4): 381-384 (in Chinese).

[14] 樊巧云，张广军. 离散噪声图像的光斑质心算法及其硬件实现 [J]. 光学 精密工程，2011，19(12)：2992-2998.
FAN Q Y, ZHANG G J. Spot centroiding algorithm for discrete noise image and its hardware implementation [J]. Optics and Precision Engineering, 2011, 19(12): 2992-2998 (in Chinese).

北航学报 赠阅

[15] WANG X L, WEI X G, FAN Q Y, et al. Hardware implementation of fast and robust star centroid extraction with low resource cost[J]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15(9): 4857-4865.

[16] LIEBE C C. Accuracy performance of star trackers—A tutorial [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(2): 587-599.

作者简介：

于文波 男，博士研究生。主要研究方向：星敏感器技术。

江洁 女，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：实时图像处理、天体敏感器技术等。

Multichannel fast star centroid extraction method with low memory resource cost

YU Wenbo, JIANG Jie*

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

Abstract: The attitude update rate is one of the most important performance indexes of the star sensor. With the application of the large array image detector, the processing speed of the traditional star extraction method has become the main bottleneck of the update rate. Given that, a multichannel fast star centroid extraction method is proposed in this paper. Firstly, the information fusion technology based on the effective length of the target in the scanning direction is proposed to realize the correct information fusion of various shapes of boundary targets. Secondly, the dynamic dual-pointer cyclic mapping technology is utilized to recycle the memory resources occupied by invalid information, thus greatly improving the utilization efficiency of the memory resources. Finally, the experimental test is carried out to verify the performance of the proposed method, and the performance is compared and analyzed with that of the traditional single channel method on the same field-programmable gate array (FPGA) chip. The experimental results show that the processing speed of the proposed method is about 3.6 times as high as that of the traditional single channel method, while the memory resource used by the proposed method is merely about 40% of that used by the multichannel method which is directly extended by the traditional single channel method. Thus the feasibility and effectiveness of the proposed method are verified.

Keywords: star sensor; image processing; centroid extraction; multichannel and parallel; low memory resource cost

Received: 2018-03-12; **Accepted**: 2018-06-11; **Published online**: 2018-06-25 11:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180622.1157.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61725501)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0137

核磁共振陀螺高精度磁场驱动技术

陆麒麟[1,2], 杨丹[1,2], 赵兴华[1,2], 周斌权[1,2,*]

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083;
2. 北京航空航天大学 惯性技术国家级重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 核磁共振陀螺(NMRG)是利用激光与核磁共振气室中的碱金属原子和惰性气体原子的相互作用使核子以拉莫尔频率进动,并通过磁场驱动技术对气室磁场实现闭环控制和对剩磁进行补偿来维持核子的共振状态,进而能够检测载体的角速度信息。磁场驱动技术作为磁场闭环控制的重要部分,直接影响核磁共振陀螺的磁场控制精度和稳定性。为了解决核磁共振陀螺磁场控制精度和稳定性不足的关键问题,采用交直流分离设计的压控电流源方案改善磁场驱动问题,基于噪声分析理论对电路进行建模和噪声分析,并通过实验验证对三轴线圈的横向磁场控制精度达 ±0.046 2 nT,纵向磁场控制精度为 ±0.003 1 nT,实验证明该技术方案具有较强的工程应用价值。

关 键 词: 核磁共振陀螺(NMRG); 磁场驱动控制; 数字程控电流源; 低噪声电路建模与分析; 三轴磁场线圈

中图分类号: TM93; TL62+2

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2595-10

随着惯性导航系统的快速发展,陀螺仪作为惯性导航系统的核心,其性能决定了惯性导航系统的性能。近年来,随着现代物理的快速发展,尤其是量子调控等领域的飞速进步[1],有着高精度、小体积、低功耗和低成本等优点的核磁共振陀螺(Nuclear Magnetic Resonance Gyroscope, NMRG)成为重要研究方向[2-3]。

在核磁共振陀螺中,需要磁场驱动技术对气室磁场实现闭环控制和对剩磁进行补偿,进而反馈给磁共振执行机构维持核子共振状态,使得核子的自旋在外界影响下一直工作于磁共振状态,进而获得载体相对于惯性空间的角运动信息,实现陀螺仪的功能。因此高精度的磁场驱动电路是作为磁场闭环控制的硬件基础。

磁场驱动电路类型主要包括压控电压源(Voltage Controlled Voltage Source, VCVS)和压控电流源(Voltage Controlled Current Source, VCCS)。压控电压源方案易控制、结构简单、尺寸小,但输出电流与输入控制电压线性度关系较差[4],磁场控制精度不高;压控电流源方案抗干扰能力强、电流输出精度高[5],但交直流混叠输出受器件性能影响,无法同时实现高精度的直流和低噪声的交流输出。

与传统恒流源和恒压源电路所不同的是,在核磁共振陀螺中,磁场驱动电路既要保障高精度的直流电流输出,用于磁屏蔽中的剩磁补偿;同时还要满足较好的增益平坦度和较小的相位失真交流输出,用于维持核子共振和构建三维原子磁强计测量剩磁[6-7]。本文采用压控电流源模型,根据核磁共振陀螺磁场控制需求设计了交直流分离

收稿日期: 2018-03-16; **录用日期**: 2018-06-15; **网络出版时间**: 2018-07-10 19:06
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180709.1526.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61627806); 国家"863"计划(2014AA123401)
* **通信作者**. E-mail: bqzhou@buaa.edu.cn

引用格式: 陆麒麟, 杨丹, 赵兴华, 等. 核磁共振陀螺高精度磁场驱动技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2595-2604.
LU Q L, YANG D, ZHAO X H, et al. Nuclear magnetic resonance gyroscope high-precision magnetic field drive technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2595-2604 (in Chinese).

北航学报 赠阅

的压控电流源方案,基于噪声分析理论对电路进行建模和噪声分析,并通过实验验证测试电路输出电流精度约为 ±1.5 μA,在 10 Hz ~ 200 kHz 频率范围输出电流噪声小于 10 nA/$\sqrt{\text{Hz}}$,0 ~ 1 MHz 频率范围内具有良好的增益平坦度,使对三轴线圈的横向磁场控制精度达 ±0.046 2 nT,纵向磁场控制精度为 ±0.003 1 nT。

1 磁场驱动电路工作原理

在核磁共振陀螺中,因为外界磁场会引起核自旋的进动频率发生变化,所以需要屏蔽外界环境磁场,隔离磁场对核自旋进动测量的影响。一般采用基于高导磁材料的被动磁屏蔽与基于原子磁强计的主动磁补偿方法实现。在地磁场环境下被动磁屏蔽一般仅能实现 10^5 ~ 10^6 的磁场衰减系数[8]。而原子磁强计的主动磁补偿技术则进一步对磁场进行抑制衰减,两者结合可以使磁场屏蔽实现优于 10^{10} 的磁场衰减[9]。在核磁共振陀螺中,采用磁共振气室构建三轴矢量原子磁强计,通过在三维线圈施加一定的电流,补偿被动磁屏蔽后的残余磁场[8]。磁场驱动电路用于给三维线圈施加相应的电流,其结构框图如图 1 所示。

1.1 数字控制装置

采用 FPGA 与 LabVIEW 实现的数字程控模块,能够完成复杂的、实时性要求较高的磁场驱动控制;采用 LabVIEW 作为上位机,使得操作便捷、人机界面交互友好,此外,其便捷的外部接口的拓展,有助于二次开发与其他实验设备的联调。图 2为数字控制装置的原理框图。

通信接口用于接收 LabVIEW 上位机的信号控制字,并将交流信号控制字(频率、相位、幅值控制字)传递给交流信号控制器;直流信号控制字(幅值控制字)传递给直流信号控制器。

交流信号控制器和直流信号控制器由 FPGA 数字实现。其中,交流信号控制器由相位生成(Phase Generated,PG)模块、Cordic模块和交流DAC

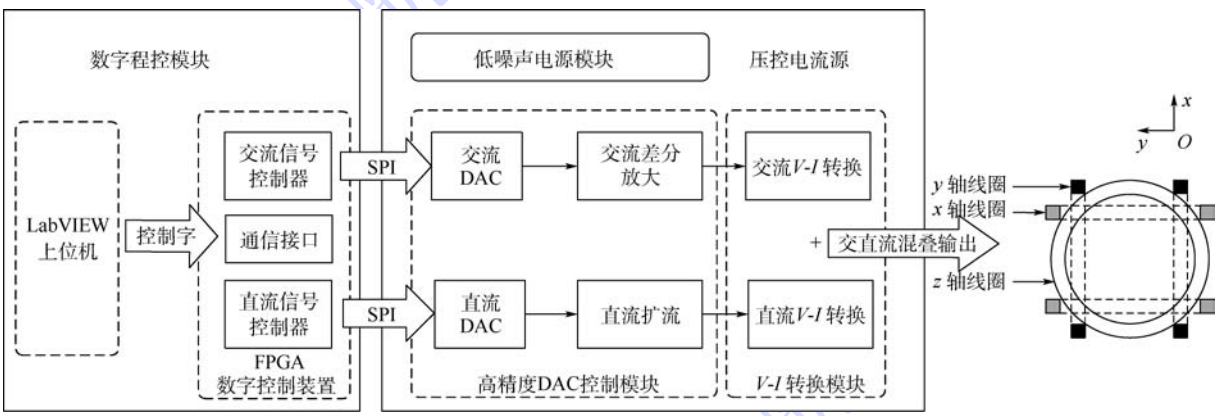


图 1 磁场驱动电路结构框图

Fig. 1 Structure diagram of magnetic field drive circuit

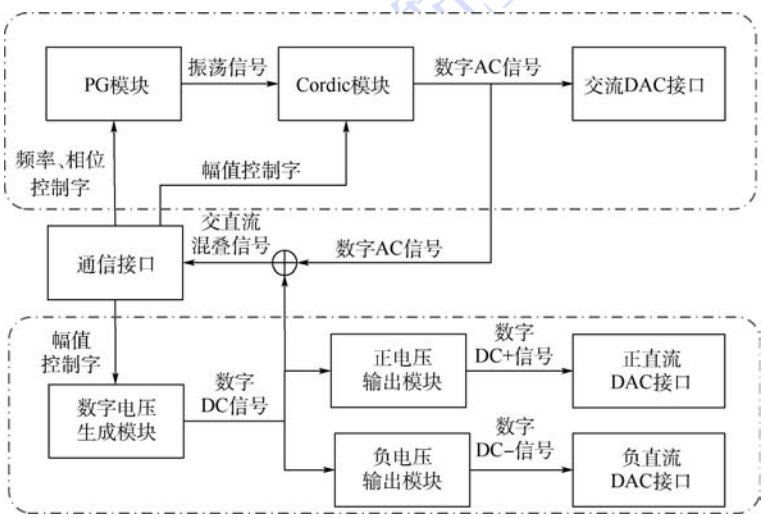


图 2 数字控制装置原理框图

Fig. 2 Principle diagram of digital control device

北航学报 赠阅

接口组成；直流信号控制器由数字电压生成模块、正/负电压输出模块和正/负直流 DAC 接口组成。

Cordic 算法实现的数字交流信号便于对信号的调制解调数字处理，其基本原理采用笛卡儿坐标平面旋转，根据移位相加算法实现三角函数、平方根等复杂运算。Xilinx 公司提供的 Cordic 算法有 2 种操作模式：旋转模式（rotation mode）、向量模式（vector model）[10-11]，本文采用旋转模式实现，以 $z^{(0)}$ 为最终要旋转的角度和，根据其迭代公式可求得旋转角度正/余弦值 $\cos z^{(0)}$ 或 $\sin z^{(0)}$：

$$x^{(n)} = K_n(x^{(0)}\cos z^{(0)} - y^{(0)}\sin z^{(0)}) \tag{1}$$

$$y^{(n)} = K_n(y^{(0)}\cos z^{(0)} + x^{(0)}\sin z^{(0)}) \tag{2}$$

$$z^{(n)} = 0 \tag{3}$$

式中：$x^{(0)}$ 和 $y^{(0)}$ 分别为未旋转时的 x 轴和 y 轴的坐标值；$x^{(n)}$ 和 $y^{(n)}$ 分别为 n 次迭代后的 x 轴和 y 轴的坐标值；K_n 为 Cordic 算法中执行伪旋转的伸缩因子。

直流信号控制器，采用正/负直流输出设计是为了满足压控电流源方案中正/负直流差分输出，提高直流输出零点稳定性。

1.2　压控电流源

核磁共振陀螺的剩磁补偿中，需要稳定的直流输出、较好的增益平坦度和较小相位失真的交流输出。但由于受器件性能的限制，采用单一的压控电流源方案，直流输出性能与交流输出性能难以同时满足剩磁补偿的精度需求。采用交直流分离设计方案，有助于改善受器件限制的影响。

1.2.1　直流电压-电流转换

电流源可以采用双极结型晶体管（Bipolar Junction Transistor，BJT）实现，或者场效应晶体管（Field Effect Transistor，FET）实现，且能够满足大电流输出。一个高质量的 BJT 电流源的可预测性与稳定性要比结型场效应晶体管（Junction Field-Effect Transistor，JFET）电流源好很多[12]。但采用运算放大器实现的电流源性能更好，且运算放大器电流源能够更好地实现电压-电流（V-I）转换[13]，其输出电流可以精确控制。本文采用运算放大器-晶体管相结合的电流源来实现压控电流源方案，以正直流压控电流为例，如图 3 所示，通过 DAC 输出 0～5 V 的控制电压到直流压控电流源的输入端 V_{in}，经过采样电阻 R_S 实现 V-I 转换，最后转换为相应的恒流模式输出 I_{dc+}。电路中晶体管 Q_2 用于扩流处理，增大直流的带负载能力，其电路模型理论分析如下：

对晶体管 Q_1，有

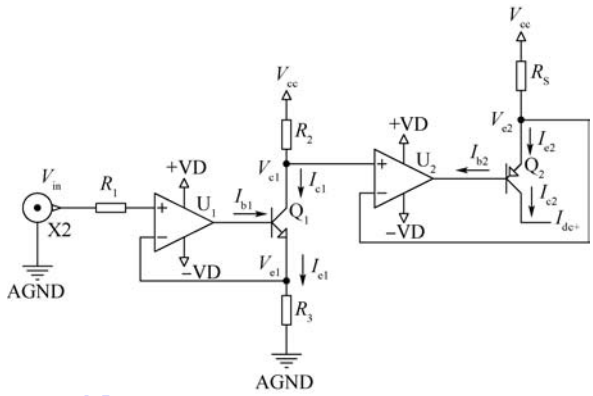


图 3　直流压控电流源模型

Fig. 3　Model of DC voltage-controlled current source

$$\begin{cases} \dfrac{V_{e1} - 0}{R_3} = I_{e1} \\ \dfrac{V_{cc} - V_{c1}}{R_2} = I_{c1} \end{cases} \tag{4}$$

式中：V_{e1} 和 V_{c1} 分别为晶体管 Q_1 的发射极电压和集电极电压；I_{e1} 和 I_{c1} 分别为晶体管 Q_1 的发射极电流与集电极电流；V_{cc} 为直流 V-I 转换的供电电压；R_2 和 R_3 分别为晶体管 Q_1 集电极和发射极串接的电阻。

根据晶体管 $I_{c1} = \beta_1 I_{b1}$，

$$I_{e1} = \left(1 + \frac{1}{\beta_1}\right) I_{c1} \tag{5}$$

式中：β_1 为晶体管 Q_1 的电流增益；I_{b1} 为晶体管 Q_1 的基极电流。

此处将运算放大器看做理想运放，根据“虚短虚断”，有 $V_{in} = V_{e1}$，将式（4）代入式（5），可得

$$\frac{V_{e1}}{R_3} = \left(1 + \frac{1}{\beta_1}\right)\frac{V_{cc} - V_{c1}}{R_2} \tag{6}$$

通过式（6）可以得出

$$V_{e1} = V_{cc} - \frac{\beta_1}{1 + \beta_1} \cdot \frac{R_2}{R_3} V_{in} \tag{7}$$

对晶体管 Q_2，其电流增益为 β_2，且 $V_{c1} = V_{e2}$，根据 $I_{e2} = I_{c2} + I_{b2}$ 可得

$$I_{dc+} = \frac{\beta_2}{1 + \beta_2} \cdot \frac{V_{cc} - V_{e2}}{R_S} \tag{8}$$

式中：I_{b2} 为晶体管 Q_2 的基极电流；I_{c2} 为晶体管 Q_2 的集电极电流。

将式（7）代入式（8）可得

$$I_{dc+} = \frac{\beta_1}{1 + \beta_1} \cdot \frac{\beta_2}{1 + \beta_2} \cdot \frac{R_2}{R_3 R_S} V_{in} \tag{9}$$

式中：R_S 为采样电阻，与晶体管 Q_2 的发射极串接。

通过设计使得 $R_2 = R_3$，根据晶体管电流增益较大（理论上近似 $\beta \gg 1$），最后可简化为

北航学报 赠阅

$$I_{dc+} = \frac{V_{in}}{R_S} \tag{10}$$

这样从理论上实现了 *V-I* 转换，且满足压控电流源的功能。同理，负直流压控电流源方案基本原理与正直流压控电流源大致相同（除晶体管），为了满足负直流压控电流源的负电压输入控制，在输入端增加一路增益 $G=1$ 的反向放大器，便于 DAC 输出电压控制。

1.2.2 交流电压-电流转换

在核磁共振磁补偿中，输出的交流电流主要对噪声、增益平坦度和相位失真要求较高，而对电流输出精度没有直流电流源那样要求较高的精度，且不需要大电流输出，进而可以省去扩流处理。采用简单的场效应管放大电路，由于其频率特性、带宽和噪声性能都优于运算放大器。如图 4所示，以交流正半周期为例，通过交流 DAC 输出的电压信号 V_{ac-in} 经过两级放大后为电压 V_2，其作为正半周期交流 *V-I* 转换的输入电压，经过采样电阻 R_{S1} 后实现 *V-I* 转换，再经隔直电容后得交流输出电流 I_{ac+}，其中场效应管工作在线性放大区。

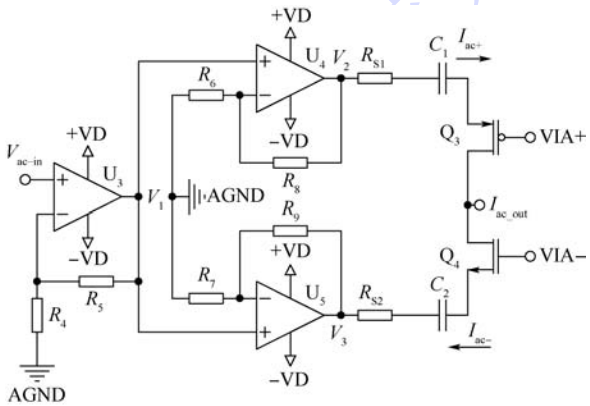


图 4 交流 *V-I* 转换模型

Fig. 4 Model of AC *V-I* transformation

采样互补的 2 个交流 *V-I* 变换电路，组成推挽电路结构，根据正负变换的输入相同，进而交流部分的输出电流 I_{ac} 为

$$I_{ac} = \frac{j\omega C}{j\omega(R_{S1}+R_L)C+1}\left(1+\frac{R_f}{R_0}\right)\left(1+\frac{R_5}{R_4}\right)V_{ac-in} \tag{11}$$

式中：$j\omega$ 为传递函数的频率自变量；C 为隔直电容容值大小，取 $C=C_1=C_2$；R_{S1} 为交流采样电阻阻值；R_L 为负载电阻（线圈阻值）；R_f 为二级放大反馈电阻，取 $R_f=R_8=R_9$；R_0 为二级放大反相端电阻，取 $R_0=R_6=R_7$；R_4 和 R_5 为图 4 中一级放大的反相端电阻。

最后将交直流叠加输出，得到交直流混叠的电流源输出：

$$I_{out} = (I_{dc+} - I_{dc-}) + (I_{ac+} - I_{ac-}) \tag{12}$$

式中：I_{dc+} 和 I_{dc-} 分别为直流 *V-I* 变换后的正直流输出和负直流输出；I_{ac+} 和 I_{ac-} 为交流 *V-I* 变换后正半周期电流输出和负半周期半电流输出。

1.2.3 低噪声电源电路

压控电流源的电源供电好坏将直接影响输出电流的精度和噪声。电源中的噪声归属于电磁干扰，其噪声频率范围一般在 10 kHz ~ 30 MHz，高频噪声的频率甚至达 150 MHz[14]。此外，电源纹波和温度漂移等都可能对系统带来影响。为了更好地满足高精度、低噪声的压控电流源，采用德州仪器公司的 TPS54160A 电源芯片设计专用于压控电流源的低噪声电源电路，如图 5 所示。

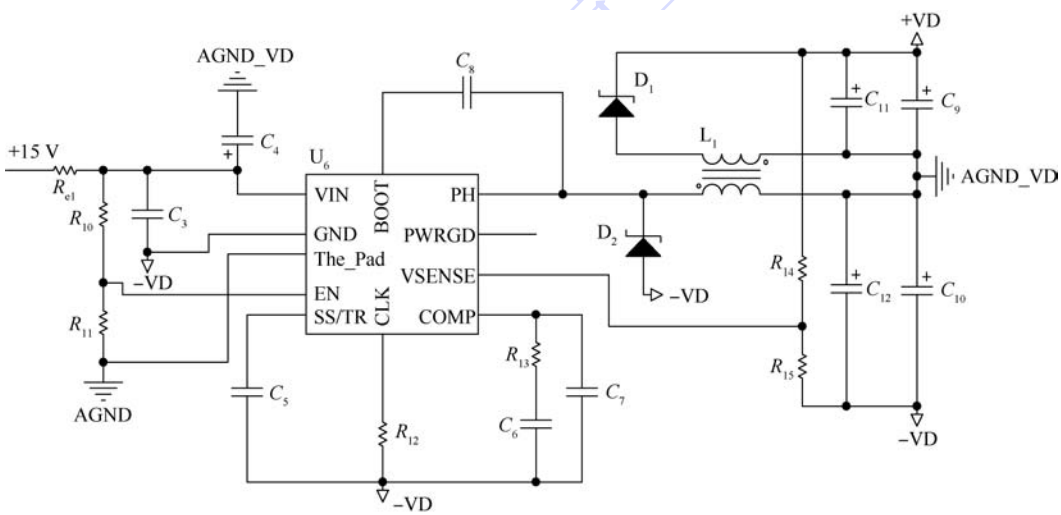


图 5 低噪声电源电路

Fig. 5 Low noise power supply circuit

北航学报 赠阅

设计的该电源电路具有 ±12 V 电源输出能力,输出最大电流正/负端都为 300 mA,开关频率为300 kHz,正/负输出电压纹波 <0.5%。

2　磁场驱动电路输出噪声分析

电流输出精度和噪声将直接影响磁场闭环控制效果,1.2.1 节所述直流压控电流源其精度和噪声主要对剩磁补偿效果具有影响。根据式(9)可知,直流输出不仅仅只与输入电压 V_{in} 相关,还与晶体管 Q_1 与 Q_2 的电流增益 β_1 和 β_2 及电阻 R_2、R_3、R_S 相关。而晶体管的电流增益 β 并不是一个值得信赖的晶体管参数,它随着集电极电流、集电极与发射极间的电压和工作温度都会发生变化。该电路输出电流之所以与晶体管电流增益 β 相关,主要是因为运算放大器稳定的是发射极电流,而负载电阻流过的是集电极电流。

优化该电路的方案,是用场效应管代替双极型晶体管改善此电路,因为场效应管没有栅极电流流过[12]。以正直流压控电流源电路为例通过对直流压控电流源建立噪声模型分析其输出电流噪声,其噪声模型如图 6 所示。

噪声分析主要对电阻热噪声、运放电压噪声和电流噪声进行分析。这些噪声是相对独立、不相关的[15],所以采用平方幅度表示最后总的输出噪声,各自噪声为

$$i_{en1} = \frac{R_2}{R_3 R_S} e_{n1} \tag{13}$$

$$i_{in1} = \frac{i_{n1} R_2}{R_S} \tag{14}$$

$$i_{e1} = \frac{e_1}{R_S} \tag{15}$$

$$i_{e2} = \frac{R_2}{R_3 R_S} e_2 \tag{16}$$

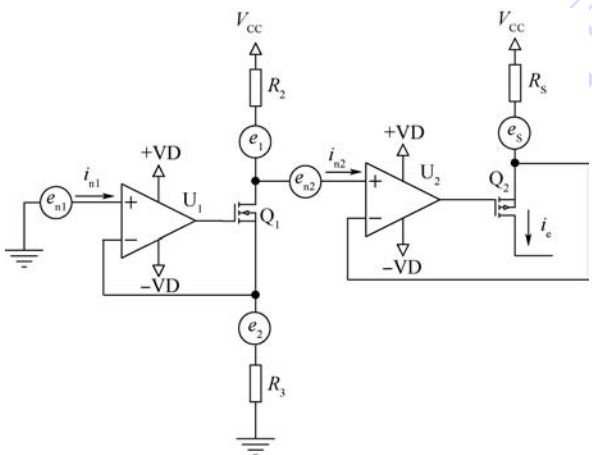


图 6　直流压控电流源噪声模型

Fig. 6　Noise model of DC voltage-controlled current source

$$i_{en2} = \frac{e_{n2}}{R_S} \tag{17}$$

$$i_{in2} = i_{n2} \tag{18}$$

$$i_{es} = -\frac{e_S}{R_S} \tag{19}$$

式中:e_{n1} 为运算放大器 U_1 的输入电压噪声;i_{en1} 为 e_{n1} 对应输出电流噪声;i_{n1} 为运算放大器 U_1 的电流噪声;i_{in1} 为 i_{n1} 对应输出电流噪声;e_1 为电阻 R_2 的约翰逊热噪声,$e_1 = \sqrt{4k_B T R_2}$,其中 k_B 为玻尔兹曼常数,T 为以开为单位的热力学温度;i_{e1} 为 e_1 对应输出电流噪声;e_2 为电阻 R_3 的约翰逊热噪声;i_{e2} 为 e_2 对应输出电流噪声;e_{n2} 为运算放大器 U_2 的输入电压噪声;i_{en2} 为 e_{n2} 对应输出电流噪声;i_{n2} 为运算放大器 U_2 的电流噪声;i_{in2} 为 i_{n2} 对应输出电流噪声;e_S 为电阻 R_S 的约翰逊热噪声;i_{es} 为 e_S 对应输出电流噪声。

选用的电阻阻值 $R_2 = R_3 = 1\ \text{k}\Omega$,运算放大器采用低噪声、高精度的 OPA277 芯片,其输入电压噪声为 0.035 μV(频率范围 $f = 0.1 \sim 10$ Hz),电流噪声为 0.2 pA/$\sqrt{\text{Hz}}$[16]。为了设计 0 ~ 25 mA 的直流输出能力,根据压控电流源输入电压 $V_{in} = 0 \sim 5$ V,选用的采样电阻为 $R_S = 200\ \Omega$(优选高精度、低温漂电阻),最后的等效输出电流噪声 i_A(未考虑低频中场效应管的 1/f 噪声影响)根据

$$i_A = \sqrt{i_{en1}^2 + i_{in1}^2 + i_{e1}^2 + i_{e2}^2 + i_{en2}^2 + i_{in2}^2 + i_{es}^2} \tag{20}$$

可得 $i_A \approx 0.3$ nA。

通过 TINA-TI 仿真软件,对电路输出电流噪声进行仿真测试,测试噪声功率谱如图 7 所示(该仿真图中包括了场效应管的 1/f 噪声)。

根据仿真可以看出输入电压与输出电流特性曲线与推导的关系式吻合,如图 8 所示。理论上满足线性关系。

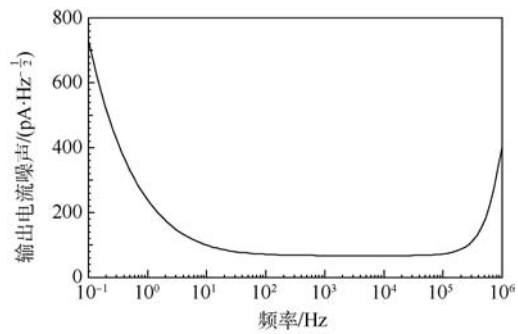


图 7　直流等效输出电流噪声功率谱

Fig. 7　Current noise power spectrum of DC equivalent output

北航学报 赠阅

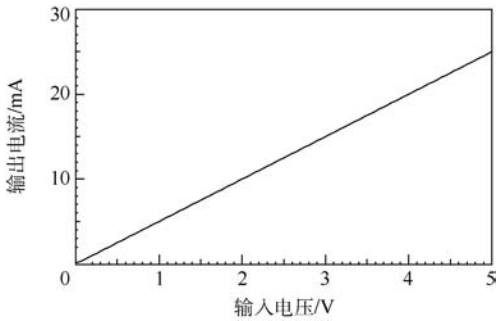


图 8 直流输入输出特性曲线

Fig. 8 DC input-output characteristic curve

3 实验验证

通过 LabVIEW 上位机下发信号控制字，控制 FPGA 与 DAC 生成相应的电压信号，进而控制压控电流源产生电流信号，使得加载在三轴线圈上的电流产生磁场。图 9 为磁场驱动控制器的实验电路装置。图 10 为用于磁场驱动电路实验验证的三轴柔性线圈。

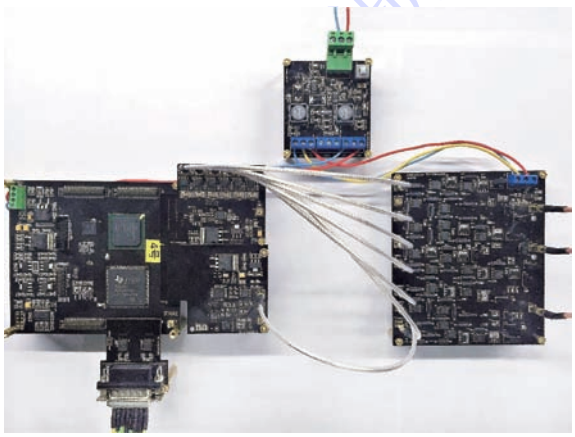


图 9 磁场驱动控制器实验电路

Fig. 9 Experimental circuit of magnetic field drive controller

图 10 三轴柔性线圈

Fig. 10 Triaxial flexible coil

3.1 磁场驱动电路直流输出特性

磁场驱动电路的直流输出精度测试，通过 LabVIEW 上位机以最低有效位（Least Significant Bit，LSB）增减量发送，观察输出电流的变化情况。根据表 1 差值平均可以得出正/负直流电流输出分辨力约为 0.8 μA。

为了提高零点稳定性和抑制共模噪声，采用正/负电流差分输出，将磁场驱动电路输出标定后进行测试，通过六位半万用表检测输出电流，其精度如表 2 所示。由表 2 可知，测试的磁场驱动电路的直流输出精度约 ±1.5 μA。

由于核磁共振陀螺主磁场（z 轴）的直流磁场控制精度需要更加精细，采用电流粗调与精调相结合的方法。即粗调采样电阻使用 200 Ω 的精密低温漂电阻，使得磁场调节范围为 0 ~ 25 mA，精调采样电阻使用 25 kΩ 的精密低温漂电阻，测试的主磁场精调直流电流输出如表 3 所示。由表 3 可知，主磁场直流电流输出的精调精度可以达到 ±0.002 6 μA。

表 1 直流电流输出分辨力

Table 1 DC current output resolution

直流幅值控制字	正直流电流/mA	负直流电流/mA
0000	0.001 816	0.001 992
0001	0.002 708	0.001 506
0002	0.003 464	0.000 856
0003	0.004 256	0.000 194
0004	0.005 038	−0.000 434
0005	0.005 828	−0.001 092
0006	0.006 574	−0.001 746
0007	0.007 346	−0.002 424
0008	0.008 094	−0.003 064
0009	0.008 862	−0.003 722
000A	0.009 624	−0.004 378
000B	0.010 404	−0.005 028
000C	0.011 168	−0.005 674
000D	0.011 930	−0.006 328
000E	0.012 712	−0.000 434
000F	0.013 464	−0.001 092

表 2 直流电流输出精度

Table 2 DC current output accuracy

理论电流/mA	正实测电流/mA	负实测电流/mA
±0.01	0.010 052	−0.010 106
±0.02	0.019 991	−0.020 234
±0.03	0.029 906	−0.029 611
±3	3.000 17	−2.999 57
±4	4.000 53	−3.999 46
±5	5.000 28	−4.999 97
±16	16.002 7	−15.999 8
±17	17.002 2	−16.999 3
±18	18.002 1	−17.999 4

为了更好地反映磁场驱动电路的输出电流漂移对核磁共振陀螺漂移性能的影响,这里主要对主磁场的电流进行测试,通过 NI 采集板卡,每隔 1 s 采集 10 个点,采集 10 h 左右的等效输出电流电压(通过在磁场驱动电路输出端串接 50 Ω 精密低温漂负载电阻,模拟三维磁场线圈约几十欧姆),每分钟平滑输出漂移如图 11 所示,可见主磁场的输出电流漂移 <0.5 nA/h。

表 3　主磁场精调直流电流输出精度

Table 3　Accurately DC current output accuracy of main magnetic field

理论电流/mA	(精调)实测电流/mA
0.005	0.004 999 6
0.006	0.006 001 9
0.007	0.006 998 7
0.008	0.008 004 3
0.01	0.010 005 6
0.02	0.020 003 7
0.03	0.029 997 9
0.04	0.040 003 2
0.05	0.050 008 7

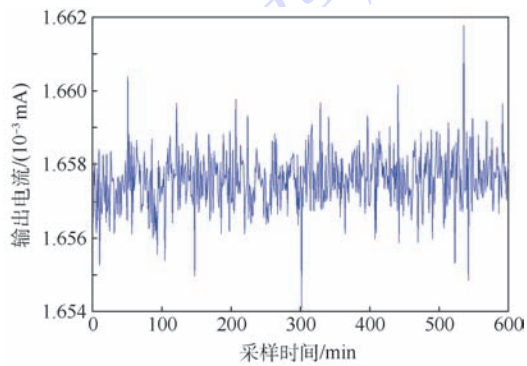


图 11　直流电流漂移测试图

Fig. 11　DC current drift test

3.2　磁场驱动电路磁场控制精度

根据线圈常数 k,采用公式 $B = kI$ 可以将输出电流 I 转换为磁场强度 B。本文采用的三轴线圈的线圈常数所产生的磁场控制精度如表 4 所示。

表 4　三轴线圈磁场控制精度

Table 4　Accuracy of magnetic field control of three-axis coil

线　圈	线圈常数/(nT · mA^{-1})	电流精度/mA	磁场精度/nT
x 轴	30.822 91	±0.001 5	±0.046 2
y 轴	30.822 91	±0.001 5	±0.046 2
z 轴	1 187.647 55	±0.002 6 × 10^{-3}	±0.003 1

3.3　磁场驱动电路交流输出特性

磁场驱动电路的交流输出主要表现在对直流输出偏置量的影响,以及交流输出噪声和频率特性。通过在磁场驱动电路输出加载 50 Ω 精度为 0.01% 的负载电阻,在 LabVIEW 上位机施加一定幅度,频率为 35 kHz 带 5 mA 直流偏置和不带直流偏置的磁场驱动电流,通过采集输出的电压信号,拟合后交直流负载输出曲线如图 12 所示。可以看出交流输出对直流输出影响很小,且交直流信号输出稳定。

通过实验检测输出信号在 0 ~ 1 MHz 频谱范围的幅频特性曲线,选取 10 kHz、50 kHz、500 kHz 和 1 MHz 4 个频率测试点,交流输出的幅频特性曲线如图 13 所示。通过图 13 可以看出,输出电流表现出了良好的增益平坦度,这得益于交直流独立变换的电路结构,依赖于运算放大器实现的电流源由于运放带宽增益积的限制,一般截止频率较低,难以满足交流磁场驱动电流输出要求。

对磁场驱动电路零输入,测试其等效输出电流噪声功率密度,如图 14 所示,在 10 Hz ~ 200 kHz 频率范围,电流噪声小于 10 nA/$\sqrt{\text{Hz}}$,具有较低的噪声输出。

根据核磁共振陀螺进动频率磁场转换关系,可以评估磁场精度对核磁共振陀螺性能影响:

$$\omega = \gamma B \tag{21}$$

式中:γ 为核子旋磁比,对于核子 ^{129}Xe,其旋磁比 $\gamma_{^{129}\text{Xe}} \approx 2\pi \times 11.86$ Hz/μT,对于核子 ^{131}Xe,其旋磁比 $\gamma_{^{131}\text{Xe}} \approx 2\pi \times 3.52$ Hz/μT;ω 为核子进动频率。

为了更好地评估磁场驱动电路施加的磁场对核磁共振陀螺的影响,在此磁场闭环控制中不考虑核磁共振陀螺测量精度对陀螺的核子转动控制频率和陀螺漂移的影响,主要考察 z 轴主磁场对陀螺性能的影响,则根据主磁场精度 ±0.003 1 nT,采用 ^{129}Xe 作为核子,核磁共振陀螺的核子转动控制频率精度能够达到 2.3 × 10^{-4} Hz,磁场驱动电路(开环)对陀螺漂移影响 0.016 (°)/h;采用 ^{131}Xe,核子转动控制频率精度能达到 6.9 × 10^{-5} Hz,

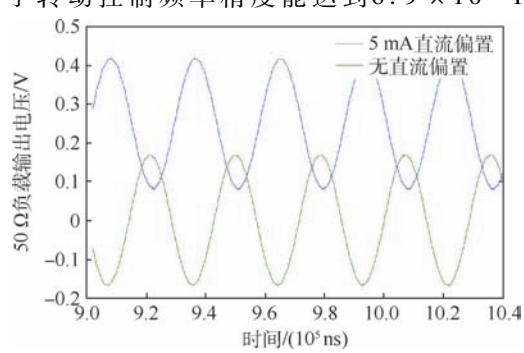


图 12　交直流负载输出曲线

Fig. 12　Load output curves of AC & DC

北航学报 赠阅

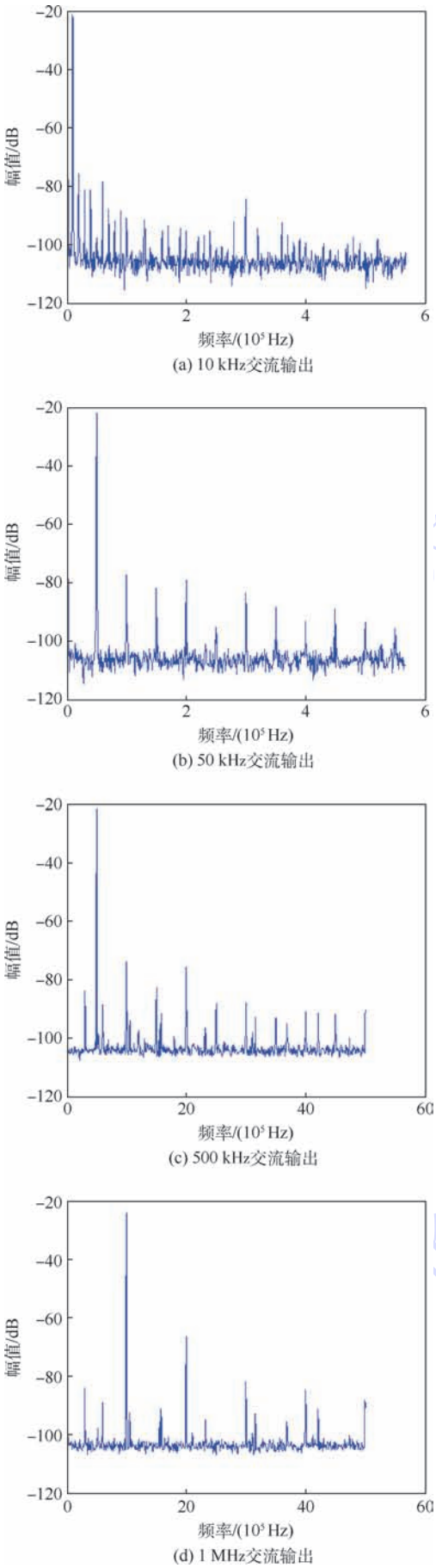


图 13 交流输出幅频特性曲线

Fig. 13 AC output amplitude-frequency characteristic curves

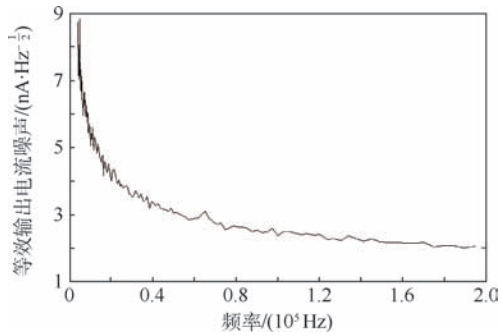


图 14 等效输出电流噪声

Fig. 14 Equivalent output current noise

磁场驱动电路(开环)对陀螺漂移影响 0.004 7(°)/h。

4 结 论

本文利用核磁共振磁场闭环控制所需的高精度磁场驱动控制提出了采用 LabVIEW 上位机与 FPGA 实现数字程序控制、低噪声电源设计和交直流分离设计的压控电流源方案实现高精度的磁场驱动电路,分析了交直流分离设计直流 *V-I* 转换的输入输出函数关系和交流 *V-I* 转换的输入输出函数关系。此外,优化了直流 *V-I* 转换电路,并对其噪声模型进行了噪声分析和仿真。最后,针对设计的高精度磁场驱动电路进行了实验验证,测试其输出特性。结果表明:

1) 采用交直流分离设计的压控电流源电路,可以保证输出电流具有较高的直流精度 ±1.5 μA,同时还具有较好的交流特性。

2) 数字程控装置的设计满足了电流输出控制力,直流输出分辨力为 0.8 μA,通过数字程控装置能够完成复杂的磁场控制。

3) 对磁场驱动电路的直流压控电流源电路进行了噪声分析,发现等效输出电流噪声与输出电流量程范围成比例关系,对于 0 ~ 25 mA 的输出电流量程范围,等效输出电流噪声小于 10 nA/$\sqrt{\text{Hz}}$。

4) 核磁共振陀螺的主磁场精度 ±0.003 1 nT,核磁共振陀螺的核子转动控制频率精度能够达到 2.3×10^{-4} Hz(^{129}Xe),磁场驱动电路漂移对核磁共振陀螺漂移影响 0.016(°)/h(^{129}Xe);采用 ^{131}Xe,核子转动控制频率精度能达到 6.9×10^{-5} Hz(^{131}Xe),磁场驱动电路漂移对核磁共振陀螺漂移影响 0.004 7(°)/h(^{131}Xe),可见该高精度磁场驱动电路满足核磁共振陀螺性能要求。

本文设计的磁场驱动电路不仅可应用于原子陀螺仪和原子磁强计等量子传感器,而且可应用于医工交叉领域、航空航天领域和精密测量领域

北航学报 赠阅

等需要高精度电流输出控制的系统。实际应用中可根据改变采样电阻改变输出电流量程,通过设计数字程控装置的交流信号控制器改变输出波形。

参考文献(References)

[1] 秦杰,汪世林,高溥泽,等. 核磁共振陀螺技术研究进展[J]. 导航定位与授时,2014,1(2):64-69.
QIN J,WANG S L,GAO B Z,et al. Advances in nuclear magnetic resonance gyroscope[J]. Navigation Positioning & Timing,2014,1(2):64-69(in Chinese).

[2] LARSEN M S,BULATOWICZ M D. Nuclear magnetic resonance gyroscope:For DARPA's micro-technology for positioning,navigation and timing program[C]// Frequency Control Symposium. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:1-5.

[3] DONLEY E A. Nuclear magnetic resonance gyroscopes[J]. IEEE Sensors,2010,143(2):17-22.

[4] ANUDEV J,RAGLEND I J. Analytical study of howland current source model[C]//2012 International Conference on Computing,Electronics and Electrical Technologies (ICCEET). Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:314-318.

[5] 王亚,李鹏,徐立军. 一种单极性输入双极性输出压控恒流源[J]. 仪器仪表学报,2001,22(3):366-369.
WANG Y,LI P,XU L J. A new type of voltage control led current source with unipolar input and bipolar output[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2001,22(3):366-369(in Chinese).

[6] EKLUND E J. Microgyroscope based on spin-polarized nuclei[D]. Irvine:University of California Irvine,2008:41-43.

[7] 楚中毅,孙晓光,万双爱,等. 无自旋交换弛豫原子磁强计的主动磁补偿[J]. 光学精密工程,2014,22(7):1808-1813.
CHU Z Y,SUN X G,WAN S A,et al. Active magnetic compensation of spin-exchange-relaxation-free atomic magnetometer[J]. Optics and Precision Engineering,2014,22(7):1808-1813(in Chinese).

[8] 万双爱,孙晓光,郑辛,等. 核磁共振陀螺技术发展展望[J]. 导航定位与授时,2017,4(1):7-13.
WAN S A,SUN X G,ZHENG X,et al. Prospective development of nuclear magnetic resonance gyroscope[J]. Navigation Positioning & Timing,2017,4(1):7-13(in Chinese).

[9] LASER M. Nuclear magnetic resonance and atomic interferometer gyroscopes[C]// Proceedings of the IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems. Paiscataway,NJ:IEEE Press,2015:34-38.

[10] XILINX. LogiCORE IP CORDIC[M]. 4th ed. San Jose:[s. n.],2011:4-6.

[11] 王雷,李玉柏,潘军. CORDIC 算法在跟踪环中的应用与 FPGA 实现[J]. 通信技术,2010,43(7):8-10.
WANG L,LI Y B,PAN J. Application of CORDIC algorithm in tracking loop and FPGA implemenntation[J]. Communications Technology,2010,43(7):8-10(in Chinese).

[12] HOROWITZ P,HILL W. 电子学[M]. 吴利民,余国文,欧阳华,等,译. 2 版. 北京:电子工业出版社,2017:106-110.
HOROWITZ P,HILL W. The art of electronics[M]. WU L M,YU G W,OUYANG H,et al.,translated. 2nd ed. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2017:106-110(in Chinese).

[13] AI-OBAIDI A A,MERIBOUT M. A new enhanced Howland voltage controlled current source circuit for EIT applications[C]//2011 IEEE GCC Conference and Exhibition (GCC). Piscataway,NJ:IEEE Press,2011,2:19-22.

[14] 庞志锋,张苏英. 电源噪声滤波器设计与应用[J]. 电子测量技术,2000,1(1):28-30.
PANG Z F,ZHANG S Y. Design and application of a power noise filter[J]. China Academic Journal Electronic Publishing House,2000,1(1):28-30(in Chinese).

[15] HAMMOND G D,SPEAKE C C,STIFF M. Noise analysis of a Howland current source[J]. International Journal of Electronics,2008,95(4):351-359.

[16] TEXAS I. High precision operational amplifiers OPA277[M]. Dallas:[s. n.],2005:3-4.

作者简介:

陆麒麟　男,硕士研究生。主要研究方向:量子传感技术。

周斌权　男,博士,讲师。主要研究方向:原子陀螺仪技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Nuclear magnetic resonance gyroscope high-precision magnetic field drive technology

LU Qilin[1,2], YANG Dan[1,2], ZHAO Xinghua[1,2], ZHOU Binquan[1,2,*]

(1. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. National Key Laboratory of Inertial Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The interaction of the lasers with the alkali metal atoms and inert atoms in the cell is used to maintain nucleon precessional motion in Larmor frequency, the magnetic field-driven technique is used to achieve closed-loop control of air chamber magnetic field, the resonance state of nucleon is kept by compensating the residual magnetism, and then the system angular rate can be sensed, which is the basic theory of nuclear magnetic resonance gyroscope (NMRG). Magnetic field drive technology, which is an important part of the closed-loop control of magnetic field, directly influences the precision and stability of NMRG. In order to solve the key technical problems of insufficient control accuracy and stability of NMRG magnetic field, a voltage-controlled current source of AC/DC separation design is studied to improve the control precision of the magnetic field. In addition, analysis and modeling of the field drive circuit noise based on noise analysis theory are carried out and the experiment is made for verification. The results show that the control precision of the transverse magnetic field of the 3-axis coil is ±0.046 2 nT and the control precision of longitudinal magnetic field is ±0.003 1 nT. The experiment proves that this technical solution has higher engineering application value.

Keywords: nuclear magnetic resonance gyroscope (NMRG); magnetic field drive control; digital programmable current source; modeling and analysis of low noise circuits; 3-axis magnetic field coil

Received: 2018-03-16; **Accepted**: 2018-06-15; **Published online**: 2018-07-10 19:06

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180709.1526.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61627806); National High-tech Research and Development Program of China (2014AA123401)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0198

基于 Hammerstein 结构的电子节气门动态非线性建模

杨新宇[1], 张臻[1,*], 谭清远[2], 陈翔[2], 周克敏[3]

(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. 温莎大学 电气与计算机工程系, 温莎 N9B 3P4; 3. 山东科技大学 电气与自动化工程学院, 青岛 266590)

摘 要: 为实现对配装于5.7 L汽油发动机的某型汽车电子节气门(ETB)系统的鲁棒控制,需先建立ETB系统的非线性逆模型以抵消动态迟滞非线性对系统控制性能的影响,针对该ETB系统非线性特性进行了研究,基于Hammerstein模型结构对ETB的动态迟滞非线性进行了建模。首先为了描述ETB特殊的迟滞非线性特性,构造了一种新的静态迟滞算子作为Hammerstein系统中的非线性子系统并推导得到了静态迟滞算子的解析逆;然后基于迟滞逆补偿策略估计出Hammerstein系统中的中间不可测变量;最后基于最小二乘估计法辨识得到Hammerstein系统中的线性子系统。建模结果与实验结果对比表明本文模型能够很好地描述ETB的动态迟滞特性。

关 键 词: 电子节气门(ETB); 迟滞非线性; Hammerstein模型; 迟滞逆补偿; 最小二乘估计

中图分类号: TP273

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2605-08

自20世纪80年代以来,电子节气门(Electronic Throttle Body,ETB)在汽车上的应用越来越广泛,与传统的机械式节气门相比,ETB能够快速精准控制节气门的开度,发挥发动机最佳性能,提高车辆动力性和经济性[1]。

ETB系统由直流电机、减速齿轮箱、节流板、复位弹簧、位置传感器等组成,表现出强非线性特性[2-3]。其非线性主要来源于:①复位弹簧扭矩不连续;②部件间存在的黏滞摩擦和库仑摩擦;③齿轮间存在的间隙。与压电陶瓷执行器的迟滞特性成因不同,该系统主要是由于分布的不同元件(齿轮箱、复位弹簧、阀片)之间各自所带有的非线性特性以及惯性特性最终组合在一起导致的一个集总的动态迟滞非线性特性。

对于这样一个强非线性的机电系统,已发表的一些ETB建模研究只能辨识少数易测量的参数,无法获得所有参数的精确值[4-5]。文献[6-9]采用简化模型来近似描述系统中出现的由摩擦和弹簧所引起的非线性行为,但是这种方法很难用来描述不同工况下的ETB响应,更不用说发动机状态转换过程中的瞬态行为[10-11]。文献[12]对参数进行了辨识,由于辨识过程中采用过多近似,仿真结果和实际曲线误差较大。文献[13]采用Wiener结构建立ETB系统模型,模型很好地描述ETB系统的静态特性(0.005 Hz激励信号)和动态特性(0.01 ~ 0.05 Hz激励信号),但是利用该

收稿日期: 2018-04-10; **录用日期**: 2018-07-27; **网络出版时间**: 2018-08-22 09:57
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1137.006.html
基金项目: 国家自然科学基金(61433011)
* **通信作者**. E-mail: zhangzhen@buaa.edu.cn

引用格式: 杨新宇, 张臻, 谭清远, 等. 基于Hammerstein结构的电子节气门动态非线性建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2605-2612. YANG X Y, ZHANG Z, TAN Q Y, et al. Dynamic nonlinear system modeling of electronic throttle body based on Hammerstein structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2605-2612 (in Chinese).

北航学报 赠阅

模型不利于基于模型的线性控制器设计。以上可见,由于 ETB 系统中多种非线性环节与动力学响应之间存在着复杂的相互作用,基于物理机理建立精确的动态非线性的模型有很大困难,所建立的模型往往只能近似描述系统的动态线性特性。因此研究能够同时描述 ETB 系统静态非线性特性和动态特性的模型,且模型结构有利于基于模型的控制器设计,对于 ETB 系统的应用具有重要的意义,这也是本研究所关注的。

本文基于模块化的 Hammerstein 结构,建立了 ETB 系统的动态非线性模型。尽管实际的物理系统是一个 Wiener 模型,但是为了后续对该系统进行控制,将该系统当作黑箱处理,采用 Hammerstein 模型对其进行建模。模型由一个静态非线性子系统与一个线性子系统串联构成。目前包含静态迟滞算子的 Hammerstein 模型辨识工作包括含有 relay 算子、backlash 型算子、stop 型算子的 Hammerstein 模型辨识,针对不同类型的静态迟滞算子学者们提出了保证参数收敛的辨识算法[14-17]。但由于 ETB 系统表现出的特殊静态迟滞非线性特性,其无法由现有的任一种静态迟滞算子所描述,因此也无法使用已有的这些辨识算法。

本文针对 ETB 的特殊迟滞特性建立了新的静态迟滞算子,并提出了相应的辨识算法。首先,通过分析 ETB 实验迟滞曲线的特性构造了一种全新的静态迟滞算子用以描述 ETB 系统的非线性记忆特性并作为静态非线性子系统。然后,推导了静态迟滞算子的解析逆模型并设计了逆补偿器,估计得到 Hammerstein 模型的中间变量。最后,采用最小二乘估计辨识得到线性子系统,并证明了辨识系统的等效性。本文采用模块化 Hammerstein 结构的优势在于:子系统与实际的物理系统或部件之间不需要有物理对应关系[16];模型包含静态非线性子系统和动态线性子系统,能够描述 ETB 系统的静态非线性特性和系统的动力学响应;此外采用了 Hammerstein 模型结构以及静态迟滞算子解析逆的存在,为基于非线性逆补偿策略设计控制器提供了方便。

1 ETB 系统及建模

1.1 ETB 系统

ETB 系统包括以下几个部分:直流电机、减速齿轮箱、节流板、复位弹簧以及用来提供阀门开度信息的位置传感器等,如图 1 所示[18]。

系统的输入信号 $u(t)$ 是 PWM 脉冲信号的占空比。直流电机施加在阀门上的推力与 PWM 脉冲信号占空比 $u(t)$ 成比例。在一定输入信号作用下,由于受到复位弹簧和摩擦力的约束,阀门会维持在某个确定的位置。系统的输出是阀门位置信号 $y(t)$,其输出范围在(0.5,4.8) V,0.5 V 表示阀门完全关闭,4.8 V 表示阀门完全打开。当没有 PWM 脉冲信号作用于系统时,系统的阀门会维持在“跛行回家”的位置,这时位置传感器的读数为 0.85 V。

图 2 给出了 ETB 系统输出阀门位置与输入占空比之间的关系,由图中可见系统输入输出之间存在着显著的滞环特性,随着输入信号频率变化系统的迟滞特性也会变化,即系统迟滞特性是率相关的。此外,系统的输出表现出明显的饱和特性。ETB 系统存在着多个非线性环节:阀在转动中受到黏性摩擦和库仑摩擦的作用,其中,库仑摩擦为静摩擦,而黏性摩擦则与阀门转速有关;节气门复位弹簧采用非线性弹簧,并且弹簧在越过平衡位置后扭矩发生突变;减速齿轮箱中存在着间隙。如图 2 所示的 ETB 系统的非线性特性是上述多个非线性环节与惯性特性共同作用的结果。完整地描述这样复杂的非线性动力学特性和精确的参数辨识有很大困难。

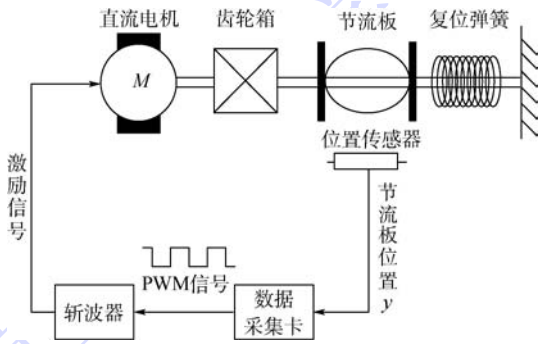


图 1 ETB 系统[18]

Fig. 1 ETB system[18]

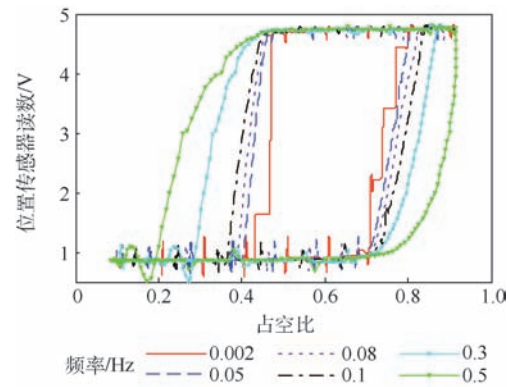


图 2 不同频率正弦信号下的 ETB 系统响应

Fig. 2 ETB system response to sinusoidal signal with different frequencies

北航学报 赠阅

1.2　建模问题重述

鉴于基于物理机理的精确建模和参数辨识很困难，本文采用模块化 Hammerstein 模型结构来描述 ETB 非线性系统[19]。

假设 1　ETB 系统的动态迟滞非线性特性可由图 3 所示的 Hammerstein 模型描述，该模型由一个静态迟滞非线性子系统 $H[\cdot]$ 和一个动态线性子系统 $G[\cdot]$ 串联而成，中间变量 $w(t)$ 无法测量，其中 t 为时间。

基于假设 1，ETB 系统的建模问题就变成图 3 所示 Hammerstein 系统的辨识问题，描述如下：

$$\begin{cases} w(t) = H[u](t) \\ A(z^{-1})y(t) = B(z^{-1})w(t) + \varepsilon(t) \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\varepsilon(t) \in \mathbf{R}$ 为有界零均值平稳各态遍历的随机独立噪声；$A(z^{-1})$ 和 $B(z^{-1})$ 为待辨识的关于单位后移算子 z^{-1} 的多项式，其定义如(2)所示，假设系统阶次 n 为已知，$a_1 \sim a_{na}$ 及 $b_1 \sim b_{nb}$ 分别表示 $A(z^{-1})$ 和 $B(z^{-1})$ 各项系数，且有 $n_a = n_b = n$。

$$\begin{cases} A(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + \cdots + a_{na} z^{-na} \\ B(z^{-1}) = b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \cdots + b_{nb} z^{-nb} \end{cases} \tag{2}$$

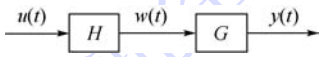


图 3　Hammerstein 模型结构

Fig. 3　Structure of Hammerstein model

2　ETB 系统辨识

为了辨识图 3 系统中的 Hammerstein 模型，本文采用分步法分别辨识其中的静态迟滞非线性子系统 $H[\cdot]$ 和动态线性子系统 $G[\cdot]$。

2.1　非线性子系统辨识

2.1.1　ETB 滞环特性

从图 2 中可以看出，系统在达到最大/最小开度后会出现高频抖动，为了获得更好的辨识精度，辨识前对原始数据进行滤波。图 4 绘制了不同输入幅值的滤波前后准静态信号（指相对于系统动态特性足够低的频率信号，本文中采用 0.002 Hz 正弦信号）作用下，ETB 系统的滞环曲线。

由图 4 可知，ETB 系统的迟滞非线性具有以下特性：

1）准静态信号作用下，系统具有局部记忆性，系统当前的输出只和当前的输入和过往状态有关，即在输入输出关系图中通过某一点的曲线只有一条或两条。

2）准静态信号作用下，滞环具有显著的不对称特性和饱和特性。

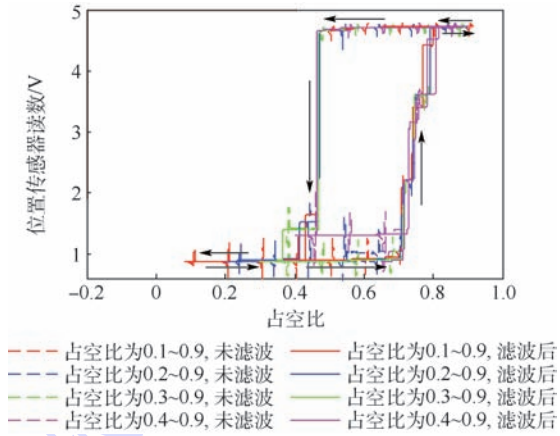


图 4　同一频率不同占空比下的迟滞环

Fig. 4　Hysteresis loops with different duty cycles at the same frequency

3）周期信号作用下，滞环轨迹为逆时针方向。

4）与图 5 所示的经典的具有局部记忆性的迟滞算子相比，包括 relay 算子（阈值为 a）、stop 算子（阈值为 m）和 play 算子（阈值为 r）[20-21]，图 4中的 ETB 的迟滞特性与它们均不同。

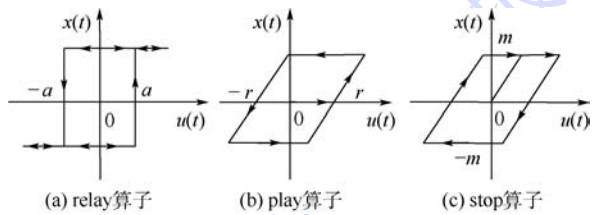


图 5　具有局部记忆的迟滞算子

Fig. 5　Hysteresis operator with local memories

2.1.2　S-stop 算子

由于没有现成的迟滞算子可以描述 ETB 系统的非线性特性，本文构造了新的迟滞非线性算子——类 stop 算子（以下简称 S-stop 算子）来描述 ETB 系统的特殊迟滞特性。值得注意的是，S-stop 算子仅其饱和特性与 stop 算子的滞环形状相似，但具体的滞环特性与 stop 算子的滞环特性是不同的。

所构造的 S-stop 算子如图 6 所示，具体表达式为

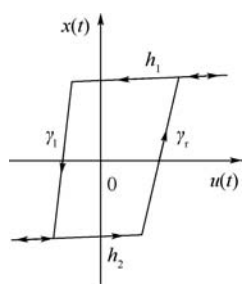


图 6　S-stop 算子

Fig. 6　S-stop operator

北航学报 赠阅

$$H[u](t)=\begin{cases}h(u(0),x_0) & t=0\\ h(u(t),H[u](t_i)) & t_i<t<t_{i+1}\end{cases} \tag{3}$$

式中：

$$h(u,x)=\begin{cases}\max\{x(t)+k\Delta_u,\min\{h_1,\gamma_r\}\} & u(t)\geqslant u(t_i)\\ \min\{x(t)+k\Delta_u,\max\{h_2,\gamma_1\}\} & u(t)<u(t_i)\end{cases}$$

其中：

$\gamma_1=k_2u(t)-r_2$，$\gamma_r=k_1u(t)-r_1$，$h_1=ku(t)-r_{h1}$ 和 $h_2=ku(t)-r_{h2}$ 为 S-stop 算子的各包络线函数，$\gamma_1>\gamma_r$；k_1、k_2、k、r_1、r_2、r_{h1} 和 r_{h2} 为 S-stop 算子需要辨识的参数；$\Delta_u=u(t)-u(t_i)$，t_i 为第 i 次采样的时间。

2.1.3 参数辨识

在一个准静态激励信号作用下，Hammerstein 系统的线性环节被视为一个静态增益 K，由系统的输入输出可以辨识得到 $H^*=KH[\cdot]$ 作为非线性子系统。选取 0.002 Hz 的正弦信号作为激励信号对非线性子系统进行辨识，依据式(3)得到等效非线性子系统 H^* 的参数：$r_1=26.328$，$r_2=35.973$，$r_{h1}=-4.65$，$r_{h2}=-0.861$，$k=0.1$，$k_1=39.94$，$k_2=84.905$。

辨识结果如图 7 所示，与实验结果比较，非线性子系统的相对误差 RE = 5.71%，均方根误差 RMSE = 0.177 3 V。该结果表明，在低频信号下，该模型可以较好地描述系统的静态迟滞非线性特性。

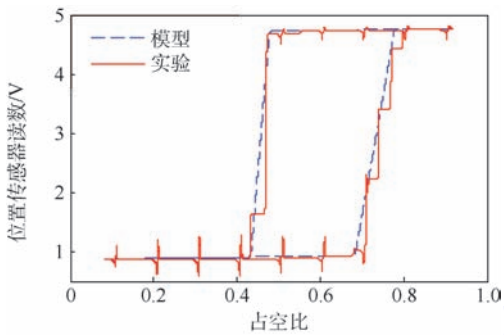


图 7 非线性子系统建模结果

Fig. 7 Modeling result of nonlinear subsystem

2.1.4 S-stop 算子迟滞特性

为了更好地显示所提出的 S-stop 算子的迟滞特性，施加如图 8 所示的按指数衰减的正弦激励信号：$x_{\text{data}}=0.4\sin(0.002\pi t)\,e^{-0.0002t}+0.6$，图 9 给出在相同的输入信号作用下 S-stop 算子、stop 算子、play 算子的输入输出关系图，对比可发现，S-stop 算子的迟滞特性与其他算子显著不同。

根据 2.1.3 节辨识得到的 S-stop 算子的参数，仿真结果如图 9 所示。

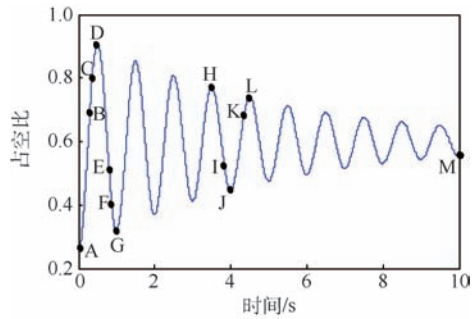


图 8 按指数衰减的正弦信号

Fig. 8 Exponentially damped sinusoidal signals

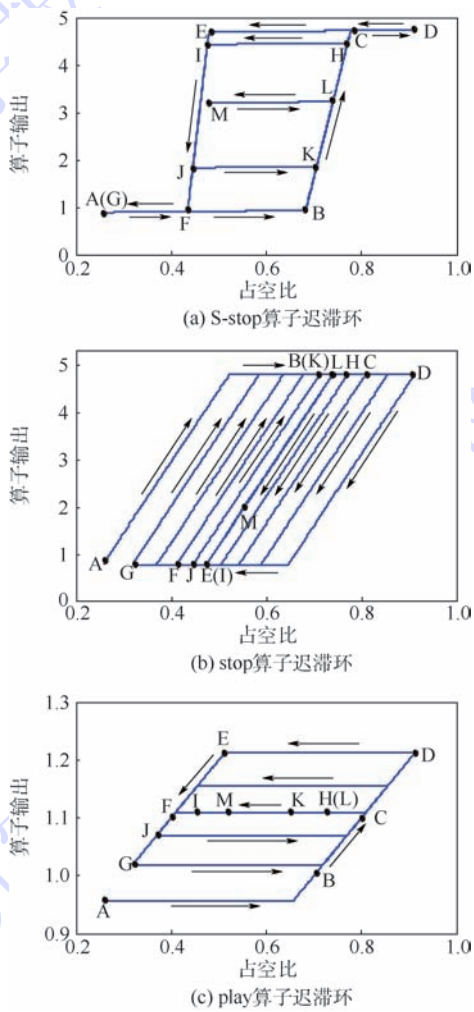


图 9 静态迟滞算子输出

Fig. 9 Output of static hysteresis operator

2.2 非线性子系统逆补偿器设计

令

$$\begin{cases}r_1'=-r_1/k_1\\ r_2'=-r_2/k_2\\ r_{h1}'=-r_{h1}/k\\ r_{h2}'=-r_{h2}/k\\ k'=1/k\\ k_1'=1/k_1\\ k_2'=1/k_2\end{cases} \tag{4}$$

北航学报 赠阅

可以求得式(3)所示的非线性算子的逆模型(见图 10)为

$$H^{-1}[x](t) = \begin{cases} h^{-1}(x(0),u_0) & t = 0 \\ h^{-1}(x(t),H^{-1}[x](t_i)) & t_i < t < t_{i+1} \end{cases} \tag{5}$$

式中：

$$h^{-1}(x,u) = \begin{cases} \min\{u(t)+k'\Delta_x,\max\{h'_1,\gamma'_r\}\} & x(t) \geqslant x(t_i) \\ \max\{u(t)+k'\Delta_x,\min\{h'_2,\gamma'_1\}\} & x(t) < x(t_i) \end{cases}$$

其中：

$\gamma'_r = k'_1 x(t) - r'_1$，$\gamma'_1 = k'_2 x(t) - r'_2$，$h'_1 = k'x(t) - r'_{h1}$ 和 $h'_2 = k'x(t) - r'_{h1}$ 为 S-stop 算子逆模型的各包络线函数，$\gamma'_r > \gamma'_1$；$\Delta_x = x(t) - x(t_i)$。在逆算子中，k'_1、k'_2、k'、r'_1、r'_2、r'_{h1} 和 r'_{h2} 根据算子参数由式(4)计算得到。将 2.1.3 节的参数代入式(4)，可得到等效的非线性逆模型 H^{*-1} 的参数：$r'_1 = -0.659$，$r'_2 = -0.424$，$r'_{h1} = 46.5$，$r'_{h2} = 8.61$，$k' = 10$，$k'_1 = 0.025$，$k'_2 = 0.012$。

为验证所提逆模型的有效性，进行如下仿真：给定输入信号 $v(t)$，使其分别经过非线性逆模型 $H^{*-1}[\cdot]$ 和非线性模型 $H^*[\cdot]$，得到输出信号 $y(t)$，如图 11 所示。

仿真得到输入输出响应曲线如图 12 所示，可见，输入输出曲线的斜率为 1，说明基于逆算子的补偿器很好地消除了迟滞特性。

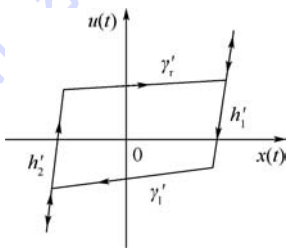


图 10　S-stop 算子逆模型

Fig. 10　Inverse model of S-stop operator

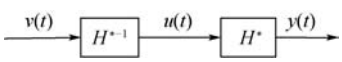


图 11　迟滞逆补偿

Fig. 11　Hysteresis inverse compensation

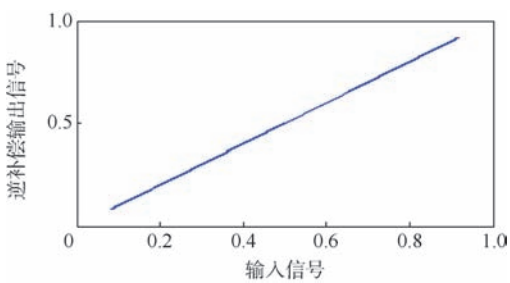


图 12　逆模型验证结果示意图

Fig. 12　Schematic diagram of inverse model verification result

2.3　线性子系统辨识

基于 2.1 节中辨识得到的等效非线性子模型 H^*，经过如图 11 示的迟滞逆补偿后，中间信号可表示为 $w^* = u'/K$，所以输出 $y' = G/Ku'$。采用含有丰富频率信息的正弦衰减扫描信号 u' 作为激励信号，收集输入输出序列，即可由输入输出数据 (u',y') 辨识得到线性子模型 $G^* = G/K$。

待辨识的线性子系统模型表达式为

$$A^*(z^{-1})y'(t) = B^*(z^{-1})u'(t) + \varepsilon(t) \tag{6}$$

式中：$A^*(z^{-1})$ 和 $B^*(z^{-1})$ 为单位后移算子 z^{-1} 的多项式，$z^{-1}y(t) = y(t-1)$，其形式如(2)所示。线性系统各项系数为待辨识参数。根据输入输出数据，利用最小二乘算法[22]得到的线性子系统的离散传递函数为

$$G^*(z) = \frac{-0.0068z + 0.0458}{z^2 - 0.9816z + 0.0204} \tag{7}$$

该线性子系统的 −3 dB 带宽约为 0.6425 Hz。

2.4　辨识算法

给出 ETB 系统 Hammerstein 模型辨识步骤如下：

1）首先给 ETB 系统一个准静态正弦激励信号 $u(t)$，并测量系统的输出 $y(t)$。

2）由输入输出数据 (u,y)，采用所建立的非线性模型式(3)辨识出等效非线性迟滞子系统 H^* 的参数。

3）根据所辨识得到的 H^*，基于式(5)设计逆补偿器 H^{*-1}。

4）将 H^{*-1} 与原系统串联，如图 13 所示，使得静态迟滞非线性环节 H 获得补偿，即可由输入输出数据 (u',y') 辨识出等效线性系统 G^*。

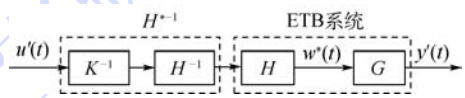


图 13　经过迟滞逆补偿的 ETB 系统

Fig. 13　ETB system with hysteresis inverse compensation

模型等效性证明如下：

易证明所辨识得到的 Hammerstein 系统 (H^*, G^*) 与原系统 (H, G) 是等效的。若 $(A(z^{-1}),B(z^{-1}),H[\cdot])$ 是如图 3 所示系统的解，则 $(A(z^{-1}),\mu B(z^{-1}),H_\mu[\cdot])$ 也是图 3 系统的解，其中实数 $\mu \neq 0$ 且有 $H_\mu[\cdot] = H[\cdot]/\mu$[15]。令 $1/\mu = K$，其中 K 为图 3 中线性动态子系统 G 的增益，可证明基于本文提出的辨识算法得到的辨识结果 $(A^*(z^{-1}),B^*(z^{-1}),H^*[\cdot])$ 有 $H^*[\cdot] = KH[\cdot]$，$A^*(z^{-1}) = A(z^{-1})$，$B^*(z^{-1}) = B(z^{-1})/K$，即所辨识的结果与原系统是等效的[23]。

北航学报 赠阅

3 实验验证

分别采用 0.05、0.08、0.1 和 0.3 Hz 的单频信号作为输入来检验该模型的建模效果。图14给出了单频信号激励下的模型检验曲线。表 1 是各频率下的模型检验均方根误差和相对误差。从图 14 中可以看出，在控制带宽范围内，尤其是 0.002 ~ 0.1 Hz 范围内，相对误差均小于 6%，随着频率的增大，辨识误差逐渐增大，主要是因为 Hammerstein 系统作为一种模块化模型难以准确描述系统的高频动态特性。

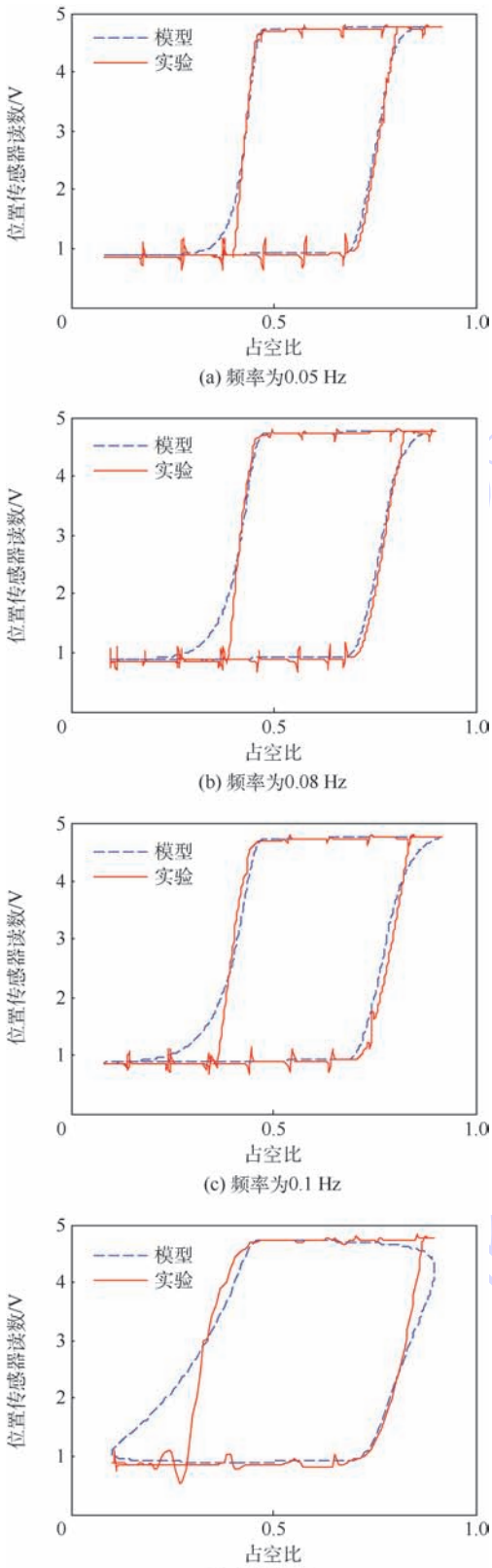


图 14 基于 Hammerstein 模型的 ETB 系统建模效果

Fig. 14 Modeling effect of ETB system based on Hammerstein model

节气阀在实际应用时跟踪阶跃信号，本文给出了所建立的动态非线性模型的开环阶跃响应与实验结果的比较，如图 15 所示，由图中可见开环系统调节时间分布在 1 s 左右。表 2 给出了不同占空比下开环系统的阶跃响应相对误差。从模型结果与实验结果的对比中可以看出，不同幅

表 1 基于 S-stop 算子的 Hammerstein 模型建模效果

Table 1 Modeling effect of Hammerstein model based on S-stop operator

频率/Hz	RMSE/V	RE/%
0.05	0.101 7	3.20
0.08	0.144 2	4.67
0.1	0.162 8	5.14
0.3	0.458 9	14.80

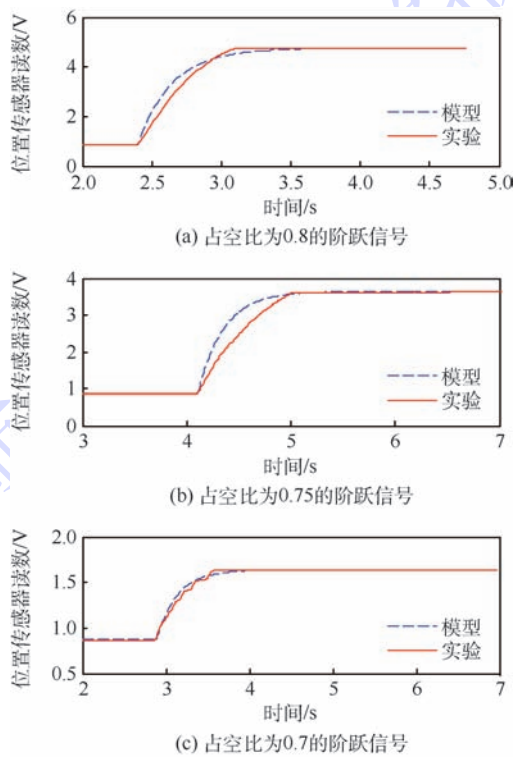


图 15 开环系统的阶跃响应

Fig. 15 Step response of open-loop system

表 2 开环系统的阶跃响应相对误差

Table 2 Step response relative error of open-loop system

占 空 比	0.8	0.75	0.7
RE/%	4.40	6.55	1.23

值阶跃信号下相对误差为 1.23% ~6.55%，所提出的非线性模型可以较好的描述 ETB 系统的阶跃响应。

4 结　论

本文提出一种基于 Hammerstein 模型（非线性环节串联线性环节）的 ETB 系统建模方法：

1）首次提出一种用以描述 ETB 系统特殊的迟滞特性 S-stop 算子，对非线性子系统进行辨识，并求得其解析逆模型。

2）基于算子逆模型设计迟滞逆补偿器对中间状态进行估计。采用最小二乘方法对线性动态子系统进行辨识。

通过实验验证证明，所建立的 Hammerstein 模型可以有效地描述 ETB 系统的动态迟滞特性。

参考文献（References）

[1] 葛晓成，彭忆强. 电子节气门辨识建模方法研究[J]. 车用发动机，2009(3)：5-9.
GE X C，PENG Y Q. Research on modeling method of electronic throttle identification[J]. Vehicle Engine，2009(3)：5-9(in Chinese).

[2] GREPL R，LEE B. Modeling，parameter estimation and nonlinear control of automotive electronic throttle using a rapid-control prototyping technique[J]. International Journal of Automotive Technology，2010，11(4)：601-610.

[3] DEUR J，PAVKOVIC D，PERIC N，et al. An electronic throttle control strategy including compensation of friction and limp-home effects[J]. IEEE Transactions on Industry Applications，2004，40(3)：821-834.

[4] YUAN X F，WANG Y N，WU L H. SVM-based approximate model control for electronic throttle valve[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology，2008，57(5)：2747-2756.

[5] RAJAEI N，CHEN X，ZHENG M. Estimation of spring torque in an electronic throttle valve[C]// Proceeding of IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference. Piscataway，NJ：IEEE Press，2010：1-6.

[6] THOMASSON A，ERIKSSON L. Model-based throttle control using static compensators and pole placement[J]. Oil & Gas Science and Technology，2011，66(4)：717-727.

[7] SALEM A，JENS B，MICHAEL T. Electronic throttle simulation using nonlinear Hammerstein model[C]// SAE 2006 World Congress & Exhibition. Warrendale：SAE International，2007：12-21.

[8] ANSON L，WITT T，JAN S P，et al. Electronic throttle control system：Modeling，identification and model-based control designs[J]. Engineering，2013，5(7)：587-600.

[9] SCATTOLINI R，SIVIERO C，MAZZUCCO M，et al. Modeling and identification of an electromechanical internal combustion engine throttle body[J]. Control Engineering Practive，1997，5(9)：1253-1259.

[10] 肖寿高. 电子节气门控制系统的研究与仿真[D]. 西安：长安大学，2011：1-6.
XIAO S G. The research and simulation of electronic throttle control system[D]. Xi'an：Chang'an University，2011：1-6(in Chinese).

[11] 陈凤祥，刘玲，章桐. 基于自抗扰控制技术的电子节气门控制[J]. 中国科技论文，2014，9(10)：1188-1191.
CHEN F X，LIU L，ZHANG T. Control of electronic throttle based on active disturbance rejection control of technique[J]. China Science Paper，2014，9(10)：1188-1191 (in Chinese).

[12] 宋同好. 基于 Backstepping 的电子节气门控制[D]. 长春：吉林大学，2009：2-5.
SONG T H. Electronic throttle control based on Backstepping [D]. Changchun：Jilin University，2009：2-5(in Chinese).

[13] TAN Q Y，GAO H L，CHEN X，et al. Wiener structure based model identification for an electronic throttle body[C]// Proceeding of the 13th IEEE International Conference on Control and Automation. Piscataway，NJ：IEEE Press，2017：18-22.

[14] BAI E. Identification of linear systems with hard input nonlinearities of known structure[J]. Automatica，2002，38(5)：853-860.

[15] GIRI F，ROCHDI Y，BROURI A，et al. Identification of Hammerstein systems in presence of hysteresis-backlash and hysteresis-relay nonlinearities[J]. Automatica，2008，44(3)：767-775.

[16] GIRI F，BAI E. Block oriented nonlinear system identification[M]. Berlin：Springer Verlag，2010：2-3.

[17] GIRI F，ROCHDI Y，BROURI A，et al. Parameter identification of Hammerstein systems containing backlash operators with arbitrary-shape parametric borders[J]. Automatica，2011，47(8)：1827-1833.

[18] TAN Q Y，CHEN X，ZHENG M. Control of electronic throttle body through extremum seeking approach[C]// Proceeding of 36th Chinese Control Conference. Piscataway，NJ：IEEE Press，2017：1232-1238.

[19] 郭咏新，毛剑琴. 超磁致伸缩作动器的率相关建模与跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报，2013，39(10)：1360-1365.
GUO Y X，MAO J Q. Rate-dependent modeling and tracking control of giant magnetostrictive actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2013，39(10)：1360-1365(in Chinese).

[20] AI JANAIDEH M，RAKHEJA S，SU C Y. A generalized Prandtl-ishlinskii model for characterizing rate dependent hysteresis [C]// Proceeding of IEEE International Conference on Control Applications. Piscataway，NJ：IEEE Press，2007：343-348.

[21] KRASNOSEL'SKII M A，PIKROVSKII A V. Systems with hysteresis[M]. Berlin：Springer Verlag，1983：22-24.

[22] BARONE P，LARI I. On a class of parameters estimators in linear models dominating the least squaresone[J]. Digital Signal Processing，2016，54：27-34.

[23] ZHANG Z，DU C L，GAO T T，et al. Hysteresis modeling and compensation of PZT milliactuator in hard disk drives[C]// Proceeding of 13th International Conference on Control Automation Robotics & Vision. Piscataway，NJ：IEEE Press，2014：980-985.

北航学报 赠阅

作者简介：

杨新宇 女，硕士研究生。主要研究方向：动态迟滞非线性建模与控制。

张臻 男，博士，讲师。主要研究方向：智能结构动力学与控制、迟滞非线性系统建模与控制。

谭清远 男，博士研究生，主要研究方向：非线性系统的建模、控制与优化在内燃机领域的应用。

陈翔 男，博士。主要研究方向：基于网络的控制系统、鲁棒及非线性系统控制、基于视觉的动态控制以及控制在工业和汽车领域的应用。

周克敏 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：鲁棒控制、多目标优化、故障诊断与容错控制、迟滞非线性控制等。

Dynamic nonlinear system modeling of electronic throttle body based on Hammerstein structure

YANG Xinyu[1], ZHANG Zhen[1,*], TAN Qingyuan[2], CHEN Xiang[2], ZHOU Kemin[3]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Department of Electrical and Computer Engineering, University of Windsor, Windsor N9B 3P4, Canada;
3. School of Electrical and Automation Engineering, Shandong University of Science and Technology, Qingdao 266590, China)

Abstract: In order to realize the robust control of an electronic throttle body (ETB) system equipped with 5.7 L gasoline engine, the nonlinear inverse model of the ETB system must be established to counteract the effect of dynamic hysteresis nonlinearity on the control performance of the system. In this paper, the dynamic nonlinear characteristics of the ETB system are studied and a dynamic hysteresis model for the ETB system is proposed and identified based on the structure of Hammerstein system. It is challenging for the existing static hysteresis operators to cover the nonlinear characteristics of the ETB system. Thus, to describe the special hysteresis nonlinear characteristics of ETB system, a new static hysteresis nonlinear operator is constructed as the nonlinear subsystem for the Hammerstein model. The analytical inverse operator of the static hysteresis operator is also derived. The unmeasurable internal state in the Hammerstein system is then estimated based on the hysteresis inverse compensation strategy. Finally, the linear subsystem in the Hammerstein system is identified using the estimation method of least square. The comparison between the modeling results and experimental results shows that the proposed model can describe the dynamic hysteresis nonlinear characteristics of the ETB.

Keywords: electronic throttle body (ETB); hysteresis nonlinearity; Hammerstein model; hysteresis inverse compensation; least square estimation

Received: 2018-04-10; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-22 09:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1137.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61433011)

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

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0264

基于代理模型的空间飞越发射窗口

向开恒[1,*] 李人杰[2], 陈杨[1]
(1. 航天科工空间工程发展有限公司, 北京 100854; 2. 北京电子工程总体研究所, 北京 100854)

摘 要: 为了高效地分析空间飞越过程中航天器的初始位置对发射窗口的影响,研究了空间飞越任务流程,提出了不同初始条件下发射窗口的数值计算方法。在此基础上,为提高计算效率,研究了代理模型技术,包括样本点选取方法、代理模型构造方法和精度校验方法。对比分析了径向基函数(RBF)模型和 Kriging 模型,结果证明前者精度更高。使用 RBF 模型对不同初始条件下的发射窗口进行计算,耗时仅为使用真实模型时的 0.29%,且精度校验满足要求,表明代理模型可以快速有效地分析初始条件对发射窗口的影响,为空间飞越轨道规划与设计提供理论依据和参考。

关 键 词: 空间飞越; 发射窗口; 代理模型; 试验设计; 径向基函数(RBF)
中图分类号: V412.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2613-08

空间飞越是指运行在停泊轨道的航天器,收到指令后沿着设计的转移轨道,从距离目标航天器或天体极近的空间一点(飞越点)掠过,进行短时间观测并远离的过程[1]。对空间飞越的研究具有重要意义。首先,飞越探测是深空探测的一种重要方式,如嫦娥二号对 4179 Toutatis 小行星的飞越探测[2]。其次,在进行在轨服务之前,对目标实施飞越可以对其进行快速有效的观察,获取目标运行状况、故障类别等信息[3]。最后,飞越式接近还可以作为一种安全接近方法,使在轨服务航天器沿一条无碰撞路径到达目标,且保证出现故障时也能安全撤离[4-5]。

飞越轨道的优化设计是实施空间飞越的基础,然而因为各种不确定性因素的存在,航天器难以按照预先设计的最优轨道进行飞越,所以相对于轨道优化设计,更为关注的是在一定初始条件下发射窗口的计算方法。目前对运载火箭的发射窗口计算已较为成熟,但是对从停泊轨道出发的发射窗口研究较少。文献[6]使用遍历搜索方法,研究了嫦娥二号从环日地 L_2 点轨道出发,飞越探测小行星的发射窗口;文献[7]提出了基于发射窗口的天基发射方案,在给定初始条件下计算了发射窗口,研究了轨道规划策略。在进行分析计算时,不同初始条件下的发射窗口不同,初始条件是一个重要的影响因素,所以有必要对此进行研究。

为研究初始条件的影响,需要对若干组不同初始条件下的发射窗口进行分析,而每一组都需要采用数值方法进行遍历搜索来计算,因此计算量大、耗时长,需要研究高效的计算方法。代理模型(surrogate models)技术是一种降低计算成本的有效方法,所谓代理模型是指计算量小、但计算结果与真实模型的结果相近似的分析模型。在研究过程中用代理模型替代真实的高精度模型,可以有效地减少计算量、提高仿真计算的效率[8-9]。代理模型技术是多学科优化领域的重要研究内容之一,但在航天器轨道设计与发射窗口计算中的应用较少。文献[10]通过构建 BP 神经网络

收稿日期: 2018-05-08; **录用日期**: 2018-07-28; **网络出版时间**: 2018-08-08 09:33
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180803.1738.002.html
* **通信作者**. E-mail: xiangkaiheng@spacechina.com

引用格式: 向开恒, 李人杰, 陈杨. 基于代理模型的空间飞越发射窗口[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2613-2620.
XIANG K H, LI R J, CHEN Y. Launch window of space fly-by based on surrogate model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2613-2620 (in Chinese).

北航学报 赠阅

(Back Propagation Neural Network, BPNN)代理模型,进行了空间飞行器可遭遇区与最小速度增量遭遇点的计算。

本文针对空间飞越问题,研究不同初始条件下发射窗口的数值计算方法和代理模型技术,对比分析不同的代理模型构造方法在解决该问题中的效果和适用性,基于代理模型快速分析初始条件对发射窗口的影响。

1 考虑初始条件的发射窗口计算

1.1 空间飞越任务流程

一次空间飞越任务如图 1 所示。

从接收飞越任务指令到完成飞越任务的具体流程如下:

1) t_0 时刻接收指令,此时飞越航天器和目标航天器的位置分别为 $\boldsymbol{r}_{f0}$、$\boldsymbol{r}_{t0}$。

2) 接收飞越任务后,飞越航天器和目标航天器继续飞行 Δt_0 时间,到达 t_1 时刻,$t_1 = t_0 + \Delta t_0$。此时飞越航天器的位置为 $\boldsymbol{r}_f$,目标航天器的位置为 $\boldsymbol{r}_t'$。

3) 在 t_1 时刻,飞越航天器施加脉冲进行变轨。

4) 飞越航天器变轨后,飞行 Δt 时间,到达 t_2 时刻,$t_2 = t_1 + \Delta t$。此时飞越航天器到达飞越点,实现飞越。因为飞越点与目标航天器的距离和该点与地心的距离相比极小,可以忽略,所以假定此时飞越航天器和目标航天器的位置均为 $\boldsymbol{r}_t$。

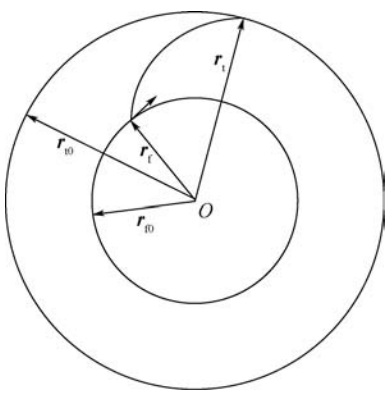


图 1 空间飞越任务示意图

Fig. 1 Schematic diagram of space fly-by mission

完整的飞越任务时序如图 2 所示。定义从接收指令到施加脉冲前的时间 Δt_0 为等待时间,从施加脉冲到完成飞越的时间 Δt 为转移时间,总时间为飞越时间 $\Delta t_s = \Delta t_0 + \Delta t$。

1.2 不同初始条件下发射窗口计算方法

空间飞越发射窗口的计算需要考虑多个约束条件,包括变轨速度增量、飞越时间、飞越点状态、飞越过程燃料等。其中飞越点状态约束包括飞越点位置和速度约束、飞越点光照条件约束等;飞越过程燃料约束是为了保证飞越点精度,进行中途修正所需的燃料约束。

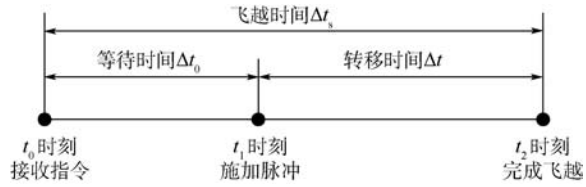


图 2 空间飞越任务时序

Fig. 2 Timing sequence of space fly-by mission

因为本文研究的是空间飞越而非空间交会,所以飞越点速度约束暂不考虑;本文采用二体动力学模型下的 Lambert 变轨,不考虑摄动因素,因而可以保证飞越点位置约束满足要求,且无需考虑中途修正及其燃料约束;在飞越点附近对目标航天器进行观测时要求日光、月光、地气光等不能进入观测设备的视场影响观测效果,仿真结果表明,光照条件在短时间内变化极小,因此本文假设在任务期间飞越点光照条件不变且满足约束。而变轨速度增量和飞越时间是最重要、最基本的 2 个约束,如文献[7,10-11]均在只考虑这 2 个约束的条件下来计算发射窗口。综上,本文重点考虑变轨速度增量约束和飞越时间约束。

将所有满足约束的 t_1 时刻的集合作为发射窗口,发射窗口随 t_0 时刻初始条件的变化而变化。假设不考虑摄动力的影响,飞越航天器和目标航天器的轨道在空间固定不变,则 t_0 时刻两者的初始位置 $\boldsymbol{r}_{f0}$ 和 $\boldsymbol{r}_{t0}$ 只与其平近点角 m_{f0} 和 m_{t0} 有关。所以,研究初始条件对发射窗口的影响即研究平近点角的影响,具体步骤如下:

步骤 1 初始化飞越航天器平近点角 $m_{f0} = 0°$。

步骤 2 初始化目标航天器平近点角 $m_{t0} = 0°$。

步骤 3 初始化等待时间 $\Delta t_0 = \Delta t_{0\min}$,$\Delta t_{0\min}$ 为最小等待时间。

步骤 4 初始化转移时间 $\Delta t = \Delta t_{\min}$,$\Delta t_{\min}$ 为最小转移时间。

步骤 5 根据 m_{f0} 和 m_{t0} 计算飞越航天器和目标航天器的初始位置 $\boldsymbol{r}_{f0}$、$\boldsymbol{r}_{t0}$,然后根据 Δt_0 和 Δt 计算出 $\boldsymbol{r}_f$、$\boldsymbol{r}_t$,使用普适变量法求解 Lambert 问题得到速度增量 Δv;计算飞越时间 $\Delta t_s = \Delta t_0 + \Delta t$;如果 $\Delta v < \Delta v_{\max}$ 且 $\Delta t_s < \Delta t_{s\max}$,则 t_1 时刻属于初始条件为 m_{f0} 和 m_{t0} 时的发射窗口,其中 $\Delta v_{\max}$ 和 $\Delta t_{s\max}$ 分别为变轨速度增量和飞越时间的最大允许值。

北航学报 赠阅

步骤 6　更新 $\Delta t = \Delta t + \Delta t_{\text{step}}$，$\Delta t_{\text{step}}$ 为转移时间的步长；如果 $\Delta t < \Delta t_{\max}$，则返回步骤 5，否则进行步骤 7，其中 $\Delta t_{\max}$ 为最大转移时间。

步骤 7　更新 $\Delta t_0 = \Delta t_0 + \Delta t_{0\text{step}}$，$\Delta t_{0\text{step}}$ 为等待时间的步长；如果 $\Delta t_0 < \Delta t_{0\max}$，则返回步骤 4，否则进行步骤 8，其中 $\Delta t_{0\max}$ 为最大等待时间。

步骤 8　更新 $m_{t0} = m_{t0} + m_{t\text{step}}$，$m_{t\text{step}}$ 为目标航天器平近点角的步长；如果 $m_{t0} < 360°$，则返回步骤 3，否则进行步骤 9。

步骤 9　更新 $m_{f0} = m_{f0} + m_{f\text{step}}$，$m_{f\text{step}}$ 为飞越航天器平近点角的步长；如果 $m_{f0} < 360°$，则返回步骤 2，否则结束。

计算过程如图 3 所示。

可以看出，研究初始条件对发射窗口的影响，需要对 m_{f0}、m_{t0}、Δt_0 和 Δt 4 个变量进行循环计算，计算量极大。

文献[11]研究了一种特殊的情况：飞越航天器和目标航天器的轨道为共面圆轨道时，初始条件对发射窗口的影响。定义初始相位角 θ_0 为 t_0 时刻飞越航天器与目标航天器的地心角，即两者纬度幅角之差，则在共面圆轨道的假设下，初始条件的变化只与初始相位角 θ_0 的变化有关。因此，只需研究初始相位角的变化对发射窗口的影响，即在计算过程中只需 θ_0、Δt_0 和 Δt 3 个变量的循环。研究结果显示，在共面圆轨道情况下计算耗时约为 10 min。而对于一般情况，初始条件与平近点角 m_{f0} 和 m_{t0} 有关，相比于共面圆轨道，计算过程多了一重循环，假设以 1° 为步长，则计算量为原来的 360 倍，预计耗时约 60 h，计算时间过长，因此需要研究提高计算效率的方法。

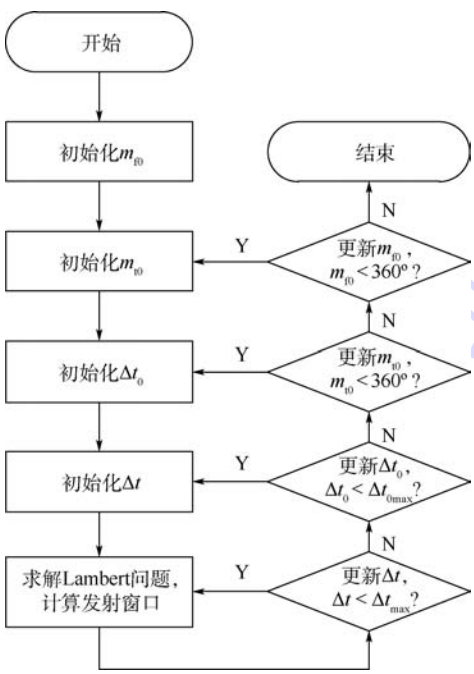


图 3　发射窗口计算过程

Fig. 3　Calculation process of launch window

2　代理模型技术

代理模型是根据真实模型的输入/输出样本数据来构造的一个替代模型。构造代理模型一般需要 3 个步骤：首先，选取样本点，通过真实模型计算出对应的输出值，生成输入/输出样本数据；然后，根据样本数据构造出代理模型；最后，对代理模型的精度进行校验，评估其可信度[12-13]。

2.1　生成样本数据

构建代理模型，首先是选取样本点并计算样本点的输出值。通常使用试验设计作为采样策略，通过科学合理的数学安排，在设计空间内生成能够反映真实计算模型的数值特征的样本点[14]。常用的试验设计方法包括：全析因设计、正交设计、中心复合设计、均匀设计、拉丁超立方设计等。

在试验设计中，输入变量被称为因素，因素所处的状态称为水平[15]。本文选用全析因设计方法，该方法将所有因素的所有水平进行组合来选取样本点，能够全面反映输入变量及其相互间的交互作用对输出值的影响。全析因设计生成的样本点数 n_s 为

$$n_s = (n_1)^{n_v} \tag{1}$$

式中：n_v 为因素数，即输入变量的个数；n_1 为水平数。

通过试验设计得出样本点 $\boldsymbol{x} = [\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2, \cdots, \boldsymbol{x}_{n_s}]$ 之后，需要计算每个样本点所对应的输出值，针对本文研究的问题来说，即为样本点所对应的发射窗口长度。发射窗口长度的计算使用 1.2 节的方法，只是对于每个样本点来说，m_{f0} 和 m_{t0} 确定，只需计算 Δt_0 和 Δt 2 个变量的循环，即步骤 3 ~ 步骤 7。最终得到样本点输出数据 $\boldsymbol{y} = [y_1, y_2, \cdots, y_{n_s}]$。

生成输入/输出样本数据后，可以进行代理模型的构造。

2.2　构造代理模型

常用的代理模型构造方法包括多项式响应面法（Response Surface Method，RSM）、移动最小二乘（Moving Least Square，MLS）、径向基函数（Radial Basis Function，RBF）、Kriging 模型、BPNN 和支持向量回归（Support Vector Regression，SVR）等。文献[14]从近似精度、计算成本、实现难度等方面对典型的代理模型构造方法进行了对比评

北航学报 赠阅

估,得出 RBF 模型和 Kriging 模型的综合性能优于其他代理模型。因此,本文研究这 2 种代理模型在空间飞越发射窗口计算中的应用。

2.2.1 RBF 模型

径向函数是以未知点与样本点之间的欧氏距离为自变量的一类函数。以径向函数为基函数,通过线性叠加构造出来的模型即为 RBF 模型,其基本形式为[14,16]

$$f_{\mathrm{R}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) = \sum_{i=1}^{n_{\mathrm{s}}} \alpha_i g_i(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) \tag{2}$$

式中:$f_{\mathrm{R}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})$ 为未知设计点 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}$ 处 RBF 模型的预测值;$\boldsymbol{\alpha}=[\alpha_1,\alpha_2,\cdots,\alpha_{n_{\mathrm{s}}}]^{\mathrm{T}}$ 为权重系数向量;$g_i(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})$ 为径向函数,常用的径向函数有

$$g_i(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) = \begin{cases} (r+c)^3 & \text{三次函数} \\ r^2\ln(rc) & \text{薄板样条函数} \\ \exp(-cr^2) & \text{高斯函数} \\ (r^2+c^2)^{\frac{1}{2}} & \text{多二次函数} \\ (r^2+c^2)^{-\frac{1}{2}} & \text{逆多二次函数} \end{cases} \tag{3}$$

式中:$r=\|\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}-\boldsymbol{x}_i\|$ 为两点之间的欧氏距离,$\boldsymbol{x}_i$ 为第 i 个样本点;c 为形状系数,可通过经验公式或优化求得。

构建 RBF 模型的重点是求解权重系数 $\boldsymbol{\alpha}$,$\boldsymbol{\alpha}$ 应满足插值条件,使样本点处的预测值与真实值相等,即

$$f_{\mathrm{R}}(\boldsymbol{x}_j) = \sum_{i=1}^{n_{\mathrm{s}}} \alpha_i g_i(\boldsymbol{x}_j) = y_j \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{x}_j$ 为第 j 个样本点;y_j 为第 j 个样本点的输出。式(4)的矩阵形式为

$$\boldsymbol{G}\boldsymbol{\alpha} = \boldsymbol{y} \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{G}$ 为径向函数矩阵

$$\boldsymbol{G} = \begin{bmatrix} g_1(\boldsymbol{x}_1) & \cdots & g_{n_{\mathrm{s}}}(\boldsymbol{x}_1) \\ \vdots & & \vdots \\ g_1(\boldsymbol{x}_{n_{\mathrm{s}}}) & \cdots & g_{n_{\mathrm{s}}}(\boldsymbol{x}_{n_{\mathrm{s}}}) \end{bmatrix} \tag{6}$$

则权重系数

$$\boldsymbol{\alpha} = \boldsymbol{G}^{-1}\boldsymbol{y} \tag{7}$$

2.2.2 Kriging 模型

Kriging 模型是由南非地质学者 Krige 提出的一种针对空间分布数据的无偏最优估计插值模型,由全局模型和局部偏差模型叠加而成,其基本形式为[14,17]

$$f_{\mathrm{K}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) = w(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) + Z(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) \tag{8}$$

式中:$w(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})$ 为多项式全局近似模型,反映近似对象在设计空间内的总体变化趋势,可取常数 μ;局部偏差项 $Z(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})$ 是一个随机过程,其均值为零、方差为 σ^2、协方差非零。Kriging 模型的近似能力主要由局部偏差项 $Z(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})$ 决定,其协方差矩阵可表示为

$$\mathrm{Cov}[Z(\boldsymbol{x}_i),Z(\boldsymbol{x}_j)] = \sigma^2\boldsymbol{Q}[q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)] \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{Q}$ 为对称相关矩阵;$q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)$ 为高斯相关函数

$$q(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j) = \exp\left(-\sum_{k=1}^{n_{\mathrm{v}}}\theta_k|x_i^k-x_j^k|^2\right) \tag{10}$$

式中:x_i^k 为第 i 个样本点中的第 k 个变量;θ_k 为相关参数,为了降低复杂度,通常 θ_k 可以取常值 θ。

对任一设计点 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}$,引入相关向量 $\boldsymbol{p}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})$ 为

$$\boldsymbol{p}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) = [q(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}},\boldsymbol{x}_1),q(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}},\boldsymbol{x}_2),\cdots,q(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}},\boldsymbol{x}_{n_{\mathrm{s}}})]^{\mathrm{T}} \tag{11}$$

由此,Kriging 模型可以表示为

$$f_{\mathrm{K}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}}) = \mu + \boldsymbol{p}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{u}})\boldsymbol{Q}^{-1}(\boldsymbol{y}-\boldsymbol{d}\mu) \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{d}$ 可设为元素全为 1 的 n_{s} 维列向量。模型中存在 3 个未知量:μ、θ 和 σ^2,其中 μ 和 σ^2 都是 θ 的函数,两者的最小二乘估计可通过式(13)和式(14)求出:

$$\mu = (\boldsymbol{d}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{d})^{-1}\boldsymbol{d}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{y} \tag{13}$$

$$\sigma^2 = \frac{(\boldsymbol{y}-\boldsymbol{d}\mu)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}^{-1}(\boldsymbol{y}-\boldsymbol{d}\mu)}{n_{\mathrm{s}}} \tag{14}$$

将 μ 和 σ^2 的表达式代入式(15)所示的一维优化问题可求解得到相关参数:

$$\max\left\{-\frac{(n_{\mathrm{s}}\ln\sigma^2)+\ln|\boldsymbol{Q}|}{2}\right\}$$
$$\text{s.t. } 0 \leqslant \theta \leqslant \infty \tag{15}$$

2.3 校验代理模型精度

代理模型构建完成之后,需要对其精度进行评估和校验。通常根据以下 2 个准则来判断代理模型的精度[8]:复相关系数 R^2 和均方根误差(Root Mean Square Error,RMSE),其表达式为

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n_{\mathrm{t}}}(y_i-\hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{n_{\mathrm{t}}}(y_i-\bar{y})^2} \tag{16}$$

$$\mathrm{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n_{\mathrm{t}}}\sum_{i=1}^{n_{\mathrm{t}}}(y_i-\hat{y}_i)^2} \tag{17}$$

式中:n_{t} 为进行精度校验的测试样本点个数;$\hat{y}_i$ 为测试样本点通过代理模型预测得到的输出值;$\bar{y}$ 为样本点真实输出值的均值。

R^2 越接近 1,表示代理模型的全局近似程度越好,一般认为大于 0.9 即满足要求,此处 R^2 为统计学符号,并非平方,其值可能为负;RMSE 越接近 0,表示最大的局部误差越小,一般认为小于 0.2 即满足要求。

3 两种代理模型方法的对比

针对本文研究的空间飞越过程中初始条件对

发射窗口影响的问题,利用 1.2 节提出的数值计算方法,根据代理模型技术构造 RBF 模型和 Kriging 模型,对 2 种模型的精度进行对比分析。

设 t_0 时刻飞越航天器和目标航天器的轨道根数如表 1 所示。表中,a 为半长轴,e 为偏心率,i 为轨道倾角,Ω 为升交点赤经,ω 为近地点幅角。

采用全析因试验设计方法选取样本点。本文研究的是初始条件对发射窗口的影响,因此输入变量设为飞越航天器和目标航天器的平近点角 m_{f0} 和 m_{t0},因素数为 2;在设计空间[0°,360°)内以 10°为步长取值,因素数为 36;因此是一个 2 因素 36 水平的试验设计问题,样本点数 $n_s = 36^2 = 1\,296$。

计算出每个样本点所对应的输出值,利用输入/输出样本数据 $\boldsymbol{x}$、$\boldsymbol{y}$ 构建 RBF 模型和 Kriging 模型。

为校验代理模型的精度,在设计空间内随机选取 200 个测试样本点,计算 2 个代理模型的 R^2 和 RMSE。计算结果如表 2 所示。

从表 2 可以看出,以 R^2 和 RMSE 2 个准则来判断,RBF 模型的精度都高于 Kriging 模型。测试样本点的预测值与真实值的对比如图4所示,图中的点越靠近对角线,表示该点的预测值与真实值越接近。可以看出,相对于 Kriging 模型,RBF 模型的点在对角线附近更集中,精度更高。

因此,本文采用 RBF 模型研究空间飞越过程中初始条件对发射窗口影响。

表 1　t_0 时刻轨道根数

Table 1　Orbit elements at moment t_0

航 天 器	a/km	e	i/(°)	Ω/(°)	ω/(°)
飞越航天器	6978	0.06	97.1	180	0
目标航天器	7878	0.15	102.0	180	90

表 2　两种代理模型精度对比

Table 2　Accuracy comparison of two surrogate models

模　型	R^2	RMSE
RBF 模型	0.993	0.018
Kriging 模型	0.952	0.049

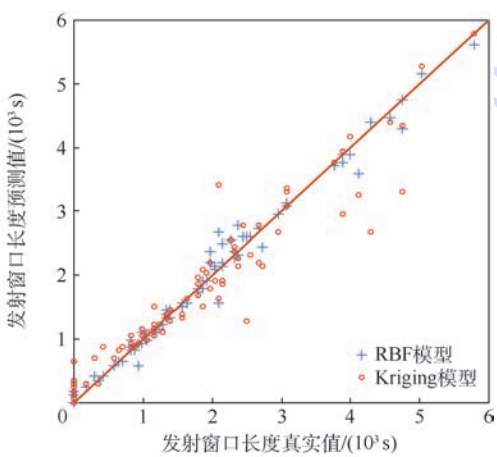


图 4　测试样本点分布

Fig. 4　Distribution of test sample points

4　实例验证

以表 1 中的轨道根数为例,基于 RBF 模型进行分析。计算发射窗口时,变轨速度增量约束 $\Delta v_{max} = 500$ m/s,飞越时间约束 $\Delta t_{smax} = 9\,000$ s。

提高计算效率、减小计算耗时是本文研究代理模型的初衷和目的,因此首先检验应用代理模型后计算时间上的变化。根据第 1 节中的分析,在设计空间内以 1°为步长使用真实模型进行计算,预计耗时约 60 h,计算时间过长。因此以 2°为步长使用真实模型和代理模型分别进行计算,计算时间如表 3 所示。

从表 3 可以看出,使用 RBF 模型计算发射窗口耗时仅为使用真实模型的 0.29%,计算效率得到极大提高。使用代理模型之前需要先进行构建,因为在构建和校验精度时需要大量样本数据,而这些样本数据是通过使用真实模型计算得出的,所以需要花费一定的时间。但总计算时间也仅为使用真实模型的 6.31%,相比而言效率还是较高。而且代理模型的构建是一次性的,一旦构建完成,对于相同轨道根数情况的计算就可以重复使用,无需再次构建。

代理模型除了极大地提高计算效率外,还需要满足一定的精度要求。表 2 中的数据显示,RBF 模型的 $R^2 > 0.9$,RMSE < 0.2,均满足要求。为直观显示其应用效果,绘制发射窗口长度相对于平近点角 m_{f0} 和 m_{t0} 的等值线图,如图 5 所示。可以看出,应用 RBF 模型计算得到的等值线图与使用真实模型得到的结果基本相同,可以反映出初始条件对发射窗口的影响。

通过对等值线图分析可以看出:

1) 对于飞越航天器和目标航天器为非共面圆轨道的情况,发射窗口长度取决于初始时刻两者的平近点角,平近点角之差相同并不能保证发

表 3　代理模型和真实模型计算时间对比

Table 3　Comparison of calculation time between surrogate model and true model　s

模　型	代理模型构建时间	发射窗口计算时间	总计算时间
真实模型		57 688	57 688
RBF 模型	3 473	168	3 641

北航学报 赠阅

射窗口长度相同。图 6 中的虚线为两者平近点角之差为零的点的集合，这些点对应的发射窗口长度不等，最长为 2 204.4 s，最短为 0 s。

2）对于任意的 m_{f0}，都存在对应的可行 m_{t0} 区间，使发射窗口存在，即当目标航天器位于该区间内时，飞越航天器在速度增量和时间约束下能够实现飞越。不同的 m_{f0} 对应的 m_{t0} 区间不同，区间长度 108°～172°；同样，对于任意的 m_{t0}，都存在 m_{f0} 区间，区间长度 108°～188°。如图 7 所示，当 $m_{f0}=160°$ 时，可行 m_{t0} 区间为[40°，158°]，区间长度 118°；当 $m_{t0}=160°$ 时，可行 m_{f0} 区间为[162°，288°]，区间长度 126°。

3）从图 5 能够直观地看出发射窗口长度的分布情况和变化趋势，可以选取发射窗口较长的点，在实施空间飞越任务时将其作为初始条件。从图 5(b)可以看出，当以 $m_{f0}=112°$、$m_{t0}=72°$ 为初始条件时发射窗口最长，为 5 743.1 s。而飞越航天器的轨道周期为 5 801.1 s，这意味着在一个周期之内基本都可以实施飞越。

4）对任意一点，可以根据图 5 直接判断其是否具备飞越条件及其发射窗口长度；若以某点为初始条件的发射窗口为 0，则可以判断出多长时间后可以具备飞越条件。如图8所示，A点对应的

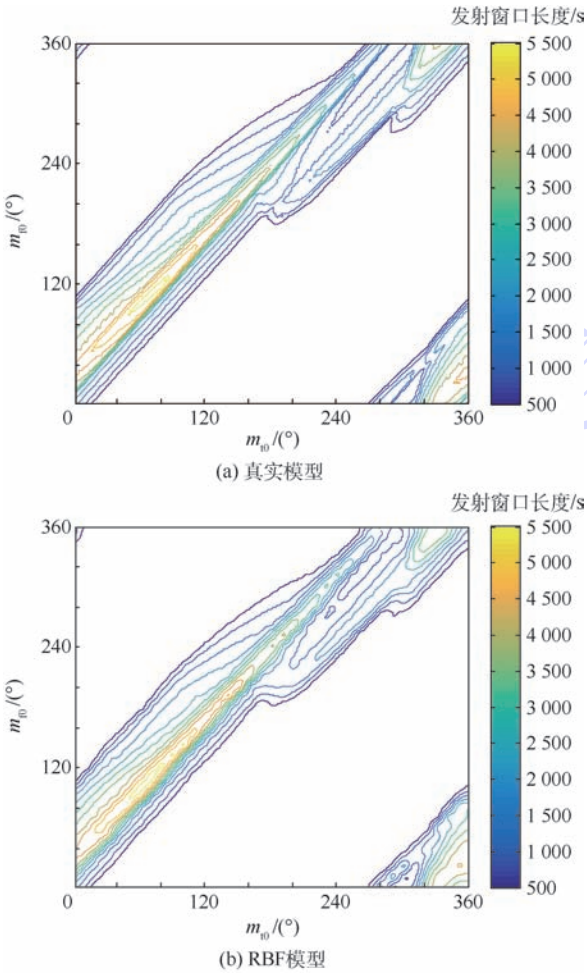


图 5 真实模型和 RBF 模型的发射窗口长度等值线图

Fig. 5 Contour map of launch window length of true model and RBF model

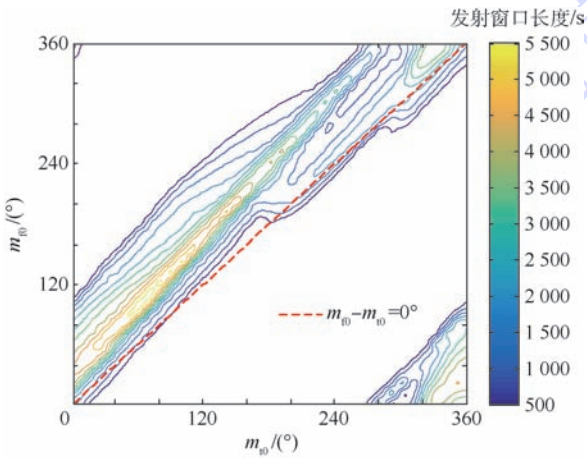


图 6 平近点角相等时的发射窗口长度

Fig. 6 Launch window length of equal mean anomalies

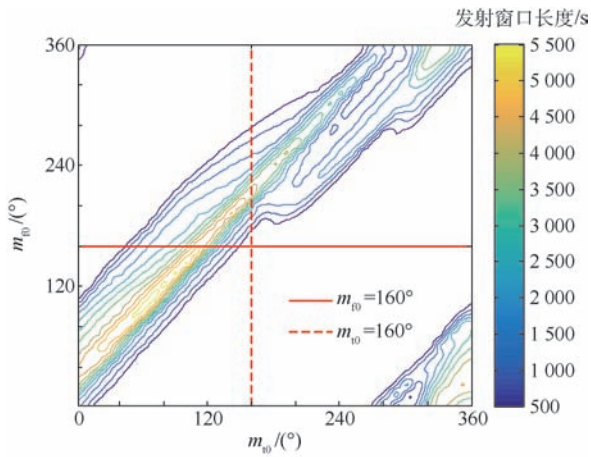


图 7 可行的平近点角区间示意图

Fig. 7 Schematic diagram of feasible region of mean anomaly

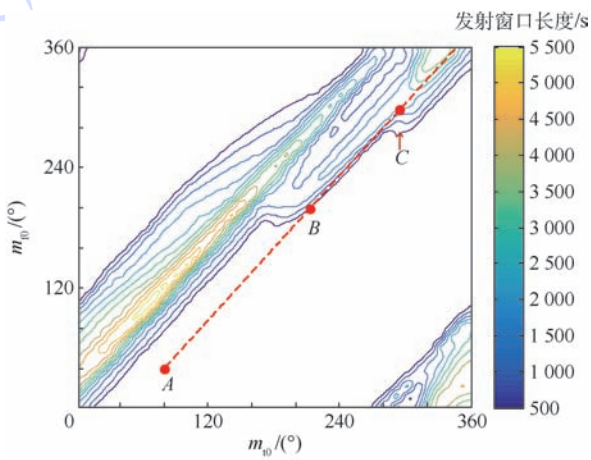


图 8 任意一点的发射窗口分析

Fig. 8 Analysis of launch window of one point

北航学报 赠阅

m_{f0}和 m_{t0}为(40°,80°),以其为初始条件,发射窗口为0,根据飞越航天器和目标航天器的轨道根数,两者平均角速度 $n_1/n_2=1.2$,则两者的位置随时间的变化在图上表示为以 A 为起点、斜率为1.2的线段,如图中的虚线所示。可以看出,经过2 526.2 s后虚线与等值线图首次相交于 B 点,以该点为初始点发射窗口长度为500 s;若要求发射窗口长度不少于某值,如2 000 s,则需要从 A 点起经过4 124.6 s后到达 C 点,以 C 点为初始条件开始飞越。以 A 点为起点,发射窗口长度随时间变化如图9所示。

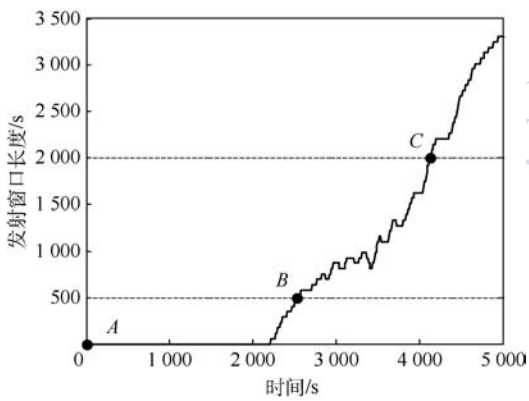


图9　发射窗口长度随时间的变化

Fig. 9　Change of launch window length with time

5　结　论

1)本文分析了空间飞越任务流程,建立了用于分析初始条件对发射窗口影响的数值计算模型,该模型包含4个变量的循环,计算耗时约60 h,效率较低。

2)研究了代理模型技术,采用全析因试验设计方法生成样本数据,构建了RBF模型和Kriging模型,以 R^2 和RMSE准则对比了2种模型的精度,结果表明RBF模型精度较高。

3)应用RBF模型计算发射窗口长度,计算耗时仅为真实模型0.29%,而且精度校验满足要求。根据发射窗口长度的等值线图,分析了初始条件对发射窗口的影响。

4)后续可以在2个方面进一步开展研究:一方面,提高发射窗口计算模型的精度,如采用高精度轨道动力学模型,考虑飞越点状态约束、飞越过程燃料约束等;另一方面,提高代理模型的效率和精度,如改善样本点选取方法来减少构建代理模型的成本,研究代理模型的更新和修正方法来提高模型精度等。

参考文献(References)

[1] 田野. 空间目标飞越式抵近观察制导方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2010:1-2.
TIAN Y. Study on guidance methods of fly-by approaching observation of space target[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2010:1-2(in Chinese).

[2] 黄江川,王晓磊,孟林智,等. 嫦娥二号卫星飞越4179小行星工程参数分析[J]. 中国科学:技术科学,2013,43(6):596-601.
HUANG J C,WANG X L,MENG L Z,et al. Analysis of engineering parameters of CE-2 fly-by 4179 asteroid[J]. Science China:Technology Science,2013,43(6):596-601(in Chinese).

[3] 李广华. 近旁飞越航天器末制导方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2011:1.
LI G H. Study on terminal guidance of flyby spacecraft[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2011:1(in Chinese).

[4] MATSUMOTO S,DUBOWSKY S,JACOBSEN S,et al. Fly-by approach and guidance for uncontrolled rotating satellite capture[C]// AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston:AIAA,2003:1-10.

[5] 郝瑞,孟云鹤,郭胜鹏. 多约束航天器飞越式接近的两级运动规划方法[J]. 上海航天,2015,32(3):16-21.
HAO R,MENG Y H,GUO S P. Two-stage motion planning method for fly-by approach of spacecraft with multiple constraints[J]. Aerospace Shanghai,2015,32(3):16-21(in Chinese).

[6] 刘磊,刘勇,曹建峰,等. "嫦娥二号"探测小行星任务转移轨道设计[J]. 宇航学报,2014,35(3):262-268.
LIU L,LIU Y,CAO J F,et al. Mission design of the CHANG'E-2 asteroid exploration[J]. Journal of Astronautics,2014,35(3):262-268(in Chinese).

[7] 闫循良,廖守亿,张金生,等. 天基发射方案与规划策略仿真研究[J]. 计算机仿真,2013,30(9):83-87.
YAN X L,LIAO S Y,ZHANG J S,et al. Space-based launch scheme and planning strategy simulation[J]. Computer Simulation,2013,30(9):83-87(in Chinese).

[8] 王宇. 基于不确定性的优化方法及其在飞机设计中的应用[D]. 南京:南京航空航天大学,2010:18.
WANG Y. Uncertainty-based optimization method and its application in aircraft design[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010:18(in Chinese).

[9] 王琦,丁运亮,陈昊. 基于多级代理模型的优化算法[J]. 南京航空航天大学学报,2008,40(4):501-506.
WANG Q,DING Y L,CHEN H. Simulation optimization based on multilevel-surrogate models[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2008,40(4):501-506(in Chinese).

[10] 周须峰,唐硕,高小五. 空间目标可拦截区与可遭遇区确定[J]. 航天控制,2006,24(1):33-38.
ZHOU X F,TANG S,GAO X W. Determination of interceptable section and encounter section for space target[J]. Aerospace

Control,2006,24(1):33-38(in Chinese).

[11] 李人杰,陈杨,向开恒.考虑初始相位角影响的空间飞越发射窗口研究[J].现代防御技术,2018,46(3):171-176.
LI R J,CHEN Y,XIANG K H. Study of launch window of space fly-by under influence of initial phase angle[J]. Modern Defense Technology,2018,46(3):171-176(in Chinese).

[12] 王琦. MDO 优化算法研究[D].南京:南京航空航天大学,2008:39.
WANG Q. Research on arithmetic of MDO[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2008:39(in Chinese).

[13] 胡添元.飞翼布局飞机总体多学科设计优化研究[D].南京:南京航空航天大学,2010:30.
HU T Y. Multidisciplinary design optimization for flying wing aircraft preliminary design[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010:30(in Chinese).

[14] 龙腾,刘建,WANG G G,等.基于计算试验设计与代理模型的飞行器近似优化策略探讨[J].机械工程学报,2016,52(14):79-105.
LONG T,LIU J,WANG G G,et al. Discuss on approximate optimization strategies using design of computer experiments and metamodels for flight vehicle design[J]. Journal of Mechanical Engineering,2016,52(14):79-105(in Chineses).

[15] 姚雯.不确定性 MDO 理论及其在卫星总体设计中的应用[D].长沙:国防科学技术大学,2007:27-28.
YAO W. Research on uncertainty multidisciplinary design optimization theory and application to satellite system design[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2007:27-28(in Chinese).

[16] LIANG B. Radial basis functions for solving PDEs[J]. Mathematic Applicata,2004,17(2):227-233.

[17] 李靖.基于改进量子粒子群算法的运载火箭弹道优化[D].湘潭:湘潭大学,2014:19-23.
LI J. Launch vehicle trajectory optimization based on improved quantum particle swarm algorithm[D]. Xiangtan:Xiangtan University,2014:19-23(in Chinese).

作者简介:

向开恒 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:航天器总体设计、航天器轨道动力学与控制。

李人杰 男,博士研究生。主要研究方向:航天器轨道动力学与控制。

陈杨 男,博士,高级工程师。主要研究方向:航天器轨道动力学与控制。

Launch window of space fly-by based on surrogate model

XIANG Kaiheng[1,*], LI Renjie[2], CHEN Yang[1]

(1. CASIC Space Engineering Development Co., Ltd., Beijing 100854, China;
2. Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China)

Abstract: In order to analyze the influence of initial positions on the launch window in space fly-by problem efficiently, the process of space fly-by was studied firstly in this paper. Then, a numerical method to calculate the launch window under different initial conditions was proposed. For improving calculation efficiency, surrogate model technology was studied, including sample points selection methods, surrogate models construction methods, and accuracy assessment methods. On the basis, two models, radial basis function (RBF) model and Kriging model, were compared. The results show that RBF model is more accurate for the problem in this paper. So it was applied to calculate launch windows under different conditions, which costs only 0.29% of the time that the true model costs, and the accuracy meets requirement. The results prove that using surrogate models can efficiently analyze the influence of initial conditions on the launch window, which will provide valuable theoretical foundation and reference for the orbital planning and design of space fly-by missions.

Keywords: space fly-by; launch window; surrogate model; design of tests; radial basis function (RBF)

Received: 2018-05-08; **Accepted**: 2018-07-28; **Published online**: 2018-08-08 09:33
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180803.1738.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: xiangkaiheng@spacechina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0241

一种高效利用天基激光能量清除空间碎片的方法

石乾乾，张艳*，赵鹏，王成林
（北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094）

摘 要：针对日益增长的空间碎片污染太空环境问题，建立了天基激光能量清除空间碎片的降轨模型。重点讨论了速度增量与空间碎片速度的夹角对近地点高度降低的影响，并考虑到天基平台与空间碎片作用距离的影响，从能量利用率的角度出发，提出了能量分配系数（CEA）的概念。基于CEA，设计出关于脉冲激光能量分配的策略，并与脉冲激光能量平均方式清除空间碎片的方式进行对比分析，说明了脉冲激光能量分配策略的有效性，提高了天基激光能量利用能力，达到了高效清除空间碎片的目的。

关 键 词：天基激光；空间碎片；降轨模型；多脉冲；清除策略
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2018)12-2621-07

空间碎片主要是指分布在地球轨道上一切丧失功能的人造物体以及因其碰撞或爆炸而产生的碎片[1]。随着人类航天活动的日益发展，空间碎片的数量在不断地增加，已经对太空环境造成了严重污染，其中动能撞击是对在轨航天器的主要威胁[2]。

为了能有效地控制和清除空间碎片，近年来世界上各研究机构提出多种针对空间碎片的处理方法[3-8]。其中处于1～10 cm之间厘米级空间碎片由于跟踪编目困难，动能又相对较大因而对航天器的威胁最大。因此，主动清除厘米级空间碎片是必然选择[9-10]。20世纪90年代，美、德、日等国相继提出利用高能激光清除空间碎片的概念[11-16]，其中最著名的是ORION计划[13,16]。高能激光辐照空间碎片产生等离子体羽流，利用等离子体羽流反喷产生的反冲冲量使空间碎片降轨进入到大气环境烧毁进而达到清除的目的。但是目前主要倾向于地基激光清除空间碎片技术的研究，并且已经进入关键技术攻关阶段，取得了一定的进展。然而地基激光清除技术不可避免地会受到地理位置和作用距离的影响，有效工作的空间和时间范围有限，同时大气层对激光吸收损耗较大，对清除效果产生很大影响。利用天基平台搭载高能激光器，无大气和气候干扰，可忽略传播损耗，没有折射、散射等传播误差影响，且激光对碎片作用距离短，所需激光功率低，有望成为激光主动移除空间碎片的主流方式[17]。但受到工作平台尺寸的限制，可提供给激光器的能量较小，如何高效利用激光能量也是亟须考虑并解决的问题。

本文针对如何高效利用激光器能量清除空间碎片的问题，讨论了激光作用时机的选择和脉冲激光能量分配的问题，建立了天基激光能量清除空间碎片的降轨模型并进行了仿真验证。

1 理论与仿真分析

1.1 天基激光能量清除空间碎片模型

天基平台和空间碎片一样做绕地运动，天基平台搭载的激光器作用空间碎片产生速度增量的

收稿日期：2018-04-27；**录用日期**：2018-07-13；**网络出版时间**：2018-07-26 18:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180725.1552.003.html
*通信作者. E-mail：zhyan1227@sina.com

引用格式：石乾乾，张艳，赵鹏，等. 一种高效利用天基激光能量清除空间碎片的方法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(12)：2621-2627. SHI Q Q，ZHANG Y，ZHAO P，et al. A method of efficiently using space-based laser energy to remove space debris [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(12)：2621-2627 (in Chinese).

北航学报 赠阅

最远距离为 l_{max}，把距离小于 l_{max} 的范围称之为天基激光的作用区域。根据任务需要，将天基激光部署在空间碎片附近的轨道上，如图 1 所示。假设空间碎片最初运行的轨道为 A，某一时刻，空间碎片运行到天基激光的作用区域内，同时被天基激光瞄准并精确打击，此时空间碎片会在瞬时获得一个速度为 Δv 的速度增量，在速度增量的作用下，空间碎片的轨道发生改变，其近地点轨道高度能够降低至大气层内，最终的运行轨道为 B，在大气层的作用下，空间碎片被烧蚀清除。显然，激光作用出射角度的不同，最终对降轨的效果也不一样。因此，分析速度增量与空间碎片速度的夹角（为叙述方便，后文简称为“冲量作用角”）对近地点降低幅度的影响显得至关重要，借此给激光能量清除空间碎片的具体的策略设计提供参考，以达到提高激光器能量的利用效率，高效清除空间碎片的目的。

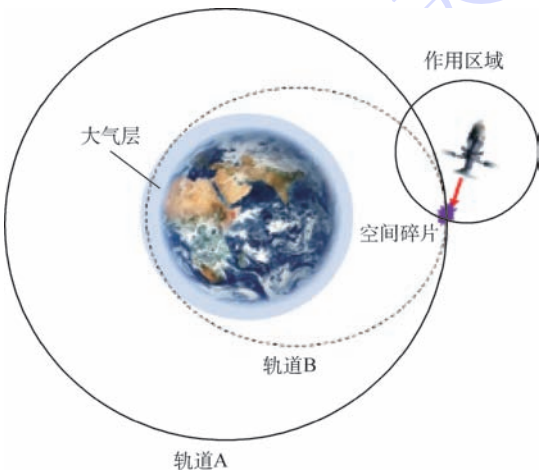


图 1 天基激光能量清除空间碎片模型

Fig. 1 Model of space debris removal by space-based laser energy

1.2 冲量作用角对碎片降轨效果的影响

在分析冲量作用角对降轨效果的影响中，以碎片轨道近地点高度的降低幅度为指导依据。近地点高度下降幅度越大，离大气层的距离也就更近，说明激光作用空间碎片的清除效果越明显。近地点高度可以根据近地轨道上空间碎片在某一时刻位置 $\boldsymbol{r}$ 和速度 $\boldsymbol{v}$ 来推导。

由 $\boldsymbol{r}$、$\boldsymbol{v}$ 可得此刻的比角动量常矢量为

$$\boldsymbol{h} = \boldsymbol{r} \times \boldsymbol{v} \tag{1}$$

由此可以求出 Laplace 常矢量：

$$\boldsymbol{L} = \boldsymbol{v} \times \boldsymbol{h} - \mu \frac{\boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{r}|} \tag{2}$$

式中：μ 为地球引力常数。那么此刻轨道偏心率为

$$e = \frac{|\boldsymbol{L}|}{\mu} \tag{3}$$

则轨道的半通径为

$$p = \frac{|\boldsymbol{h}|^2}{\mu} \tag{4}$$

最终可以求得近地点高度为

$$H_p = \frac{p}{1+e} - R_e \tag{5}$$

式中：R_e 为地球半径。

如图 2 所示，定义激光作用空间碎片产生的速度增量与空间碎片速度的夹角为冲量作用角 θ，以空间碎片速度方向为基准顺时针旋转表示速度增量的方向，即 $0 \leqslant \theta < 360°$。为分析冲量作用角对碎片近地点高度降低的影响，令激光产生的速度增量大小为常值 $|\Delta \boldsymbol{v}|$，那么可以用 $\boldsymbol{v}$、θ 来表示速度增量：

$$\Delta \boldsymbol{v} = (\Delta v_x, \Delta v_y, 0) \Rightarrow$$

$$\begin{cases} \Delta v_x = \dfrac{|\Delta \boldsymbol{v}|}{|\boldsymbol{v}|}(v_x \cos\theta + v_y \sin\theta) \\ \Delta v_y = \dfrac{|\Delta \boldsymbol{v}|}{|\boldsymbol{v}|}(v_y \cos\theta - v_x \sin\theta) \end{cases} \tag{6}$$

某一时刻，空间碎片受到来自激光器的作用产生了速度增量，轨道发生了改变。由于激光脉冲作用时间极短，在纳秒量级，可以假定，激光作用时刻，空间碎片的位置不变，速度发生瞬变。空间碎片初始时刻的位置和速度坐标为 $\boldsymbol{r}$、$\boldsymbol{v}$，激光作用空间碎片产生的速度增量为 $\Delta \boldsymbol{v}$：

$$\begin{cases} \boldsymbol{r} = (x, y, 0) \\ \boldsymbol{v} = (v_x, v_y, 0) \\ \Delta \boldsymbol{v} = (\Delta v_x, \Delta v_y, 0) \end{cases} \tag{7}$$

激光作用后的位置和速度分别为

$$\begin{cases} \boldsymbol{r}_t = \boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{v}_t = \boldsymbol{v} + \Delta \boldsymbol{v} \end{cases} \tag{8}$$

对于轨道为椭圆的空间碎片，用偏近点角 E 来表示其位置和速度：

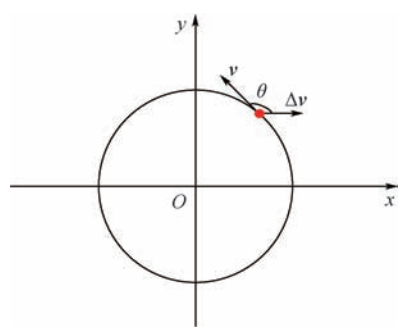


图 2 空间碎片轨道坐标系

Fig. 2 Orbital coordinate system of space debris

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} \boldsymbol{r} = a(\cos E - e)\boldsymbol{i}_x + a\sqrt{1-e^2}\boldsymbol{i}_y \sin E \\ \boldsymbol{v} = -\dfrac{\sqrt{\mu a}}{|\boldsymbol{r}|}\boldsymbol{i}_x \sin E + \dfrac{\sqrt{\mu p}}{|\boldsymbol{r}|}\boldsymbol{i}_y \cos E \end{cases} \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{i}_x$ 和 $\boldsymbol{i}_y$ 分别为 x 轴和 y 轴的单位向量;a 为轨道半长轴。当 $E=0$ 时,对应的位置为近地点。

联立式(6)、式(8)和式(9),代入近地点高度求解过程中,从而可以分析出冲量作用角对近地点高度降低的影响。

1.3　仿真分析

仿真分析过程中,天基激光单次脉冲产生速度增量的大小设置为 $|\Delta \boldsymbol{v}| = 2$ m/s[9],激光作用于椭圆轨道上不同的点会对近地点的高度产生影响,因此选取偏近点角分别为 $E=0°$(近地点),$E=90°$,$E=180°$(远地点),$E=270°$ 4 个点来研究冲量作用角的影响,仿真中椭圆轨道的远地点高度设为 910 km,近地点高度设为 900 km,仿真结果如图 3 所示。不同位置下的最佳冲量作用角及其作用时近地点降低的最终高度,如表 1 所示。

从仿真结果中可以看出,冲量作用角必须满足一定条件才能使得近地点高度降低,否则会提升近地点高度。由图 3 可以看出,在空间碎片轨道的近地点进行激光清除时,空间碎片近地点高度的降低效果不明显。当作用点越远离近地点或者说越接近远地点,同时满足冲量作用角在 180°附近时,近地点降低效果越好。

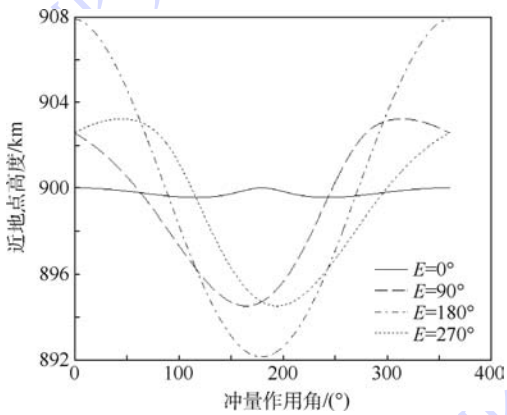


图 3　椭圆轨道上空间碎片近地点高度变化趋势

Fig. 3　Perigee height variation tendency of space debris on elliptical orbit

表 1　不同位置下的最佳冲量作用角和近地点最终高度

Table 1　Optimal impulse angle and final perigee height at different positions

偏近点角/(°)	最佳冲量作用角/(°)	近地点最终高度/km
0	117.1 或 242.1	899.6
90	165.3	894.5
180	180.0	892.1
270	194.7	894.5073

2　脉冲激光能量分配策略与仿真

2.1　能量分配系数

天基激光与空间碎片必须满足以下条件,天基激光才有条件清除空间碎片:空间碎片必须进入激光的作用范围内,才能够在激光辐照的作用下产生等离子体羽流进而产生速度增量;从 1.3 节的仿真分析中可知,天基激光出射方向与碎片速度方向的夹角满足一定关系,而且冲量作用角在 180°附近,近地点降低幅度最为明显;反冲冲量与碎片轨道面的夹角尽可能得小,共面情况为最佳,这样能保证激光作用空间碎片产生的有限的速度增量去尽可能地用于改变空间碎片轨道的形状,从而降低近地点高度,而不是改变轨道面的夹角。

近地点降低幅度不仅和冲量作用角相关,而且和速度增量的大小相关。考虑到传播的激光光束存在发散角,激光能量密度与传播距离的平方成反比[18]。高能激光清除厘米级空间碎片,到靶光斑完全覆盖空间碎片,在靶目标接收面积不变的情况下,其所接收的激光能量也随着传播距离的平方成反比。为方便分析,在激光能量密度大于烧蚀阈值的情况下,冲量耦合系数为常数,空间碎片受到的反冲冲量与激光能量成正比[19-20],即在激光作用范围以内的速度增量与距离的平方成反比。

设单次脉冲在其最远作用距离 $l_{\max}$ 处产生的速度增量为 $|\Delta \boldsymbol{v}|_{\min}$,那么在 l 处产生的速度增量为

$$|\Delta \boldsymbol{v}| = \frac{l_{\max}^2}{l^2}|\Delta \boldsymbol{v}|_{\min} \quad l \leqslant l_{\max} \tag{10}$$

为了提高天基激光能量清除空间碎片的能量利用能力,结合冲量作用角对降轨效果和距离对速度增量大小的影响,提出能量分配系数(Coefficient of Energy Assignment, CEA)的概念,令 CEA 的值为 S_{CEA},表达式为

$$S_{\mathrm{CEA}} = |\cos\theta|\frac{l_{\max}^2}{l^2} \quad l < l_{\max} \tag{11}$$

归一化后的 CEA 表达式为

$$S_{\mathrm{CEA}} = |\cos\theta|\frac{l_{\max}^2}{l^2}/\max S_{\mathrm{CEA}} \quad l < l_{\max} \tag{12}$$

在满足降轨条件内,$|\cos\theta|$ 值越大,说明冲量作用角在 180°附近,近地点高度降低会越明显;l 越小,说明距离越近,速度增量也会越大。因此,CEA 的值越大,对激光能量的利用能力也

就越强，意味着天基激光能量清除空间碎片更高效。

因此，根据 CEA 来设计脉冲的打击策略。基本思路为：CEA 的值越大，可以增加脉冲激光发射能量；相反，CEA 值越小，适当减小脉冲激光发射能量。基于这种思路，本文设计出“高效利用天基激光能量清除空间碎片”的策略。

2.2 天基激光与空间碎片仿真运动的实现

天基激光能量清除空间碎片的过程中，天基激光和空间碎片都在做高速绕地运动，两者的位置和速度均随着时间不断变化，因此每次进行清除碎片前，天基激光都要进行一次判断，检验空间碎片是否处于天基激光的作用条件内。具体流程如图 4 所示，Δt 为仿真时间的步长。

步骤 1 根据初始轨道根数，确定天基激光及空间碎片的位置和速度等初始数据。

步骤 2 根据天基激光与空间碎片的位置和速度，判断此刻是否满足激光清除空间碎片作用条件。

步骤 3 如果是，天基出射激光作用于空间碎片，空间碎片的位置不变，速度瞬变，更新空间碎片的轨道根数。如果否，直接进入步骤 4。

步骤 4 求出空间碎片的近地点高度是否满足要求，作为仿真结束的条件。

步骤 5 计算天基和碎片下一时刻的位置和速度，返回步骤 2，直到满足仿真结束的条件。

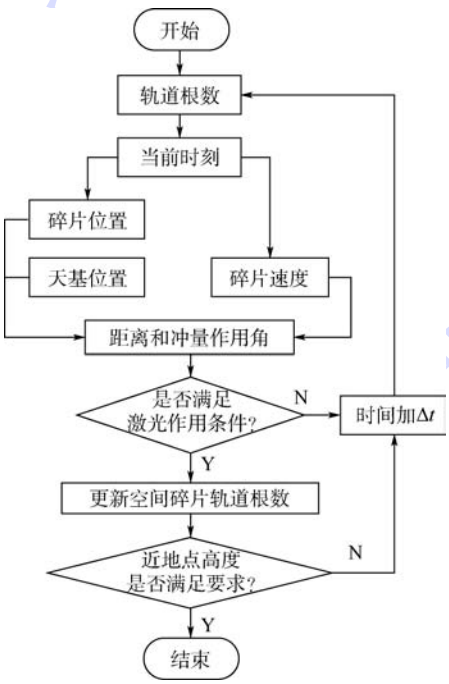


图 4 天基激光能量清除空间碎片的仿真流程

Fig. 4 Simulation flowchart of space-based laser energy removing space debris

2.3 高效利用天基激光能量策略

由于天基激光能量受限，不能一次作用就能满足降轨要求。因此，一般采用多脉冲打击的方式清除空间碎片[21]。而一般的多脉冲清除空间碎片方式只要满足激光清除空间碎片的作用条件，均以恒定的频率和不变的脉冲能量出射激光。这样使得有些条件下，即使降轨效果不明显，天基激光器也要消耗能量，导致天基平台有限的能量不能够得到充分利用。因此，本文采用“高效利用天基激光能量清除空间碎片”的策略，并将仿真结果与脉冲激光能量平均方式进行比较，天基激光和空间碎片的轨道参数如表 2 所示。

天基激光采用脉冲激光能量平均方式的参数设计：参考文献[21]天基激光和空间碎片的参数设计，设定本文所用空间碎片的质量为 0.1 kg，碎片在天基激光最远作用距离 $l_{max}=200$ km 处所受单个脉冲辐照的能量为 1 kJ，设定天基激光脉冲的出射频率为 1 Hz，出射能量为 E_{single}。取冲量耦合系数[22] $C_m=20\ \mu N\cdot s/J$，根据文献[21]速度增量计算方法，天基脉冲激光作用在空间碎片 $l_{max}=200$ km 距离处可以产生的速度增量为 0.2 m/s。

“高效利用天基激光能量清除空间碎片”的策略参数设计：脉冲出射频率为 1 Hz，当满足激光作用条件时，根据 CEA 值的大小决定脉冲激光出射的能量，如表 3 所示。其他计算参数和脉冲激光能量平均方式的参数一致。

当空间碎片的近地点高度下降到 200 km 及以下时，其会在大气层的作用下烧毁[23]。因此，本文将程序运行的结果设置为碎片近地点高度降至200 km，仿真结果如图5～图7所示。图5给出

表 2 天基激光和空间碎片的轨道参数

Table 2 Orbital parameters of space-based laser and space debris

轨道参数	天基激光	空间碎片
近地点高度/km	900	800
远地点高度/km	900	810
轨道倾角/(°)	30	30
近地点辐角/(°)	0	0
升交点赤经/(°)	80	80

表 3 基于 CEA 的脉冲激光能量分配

Table 3 Pulse laser energy assignment based on CEA

CEA 值	脉冲激光能量	l_{max}处速度增量/(m·s^{-1})
0.9～1.0	$2E_{single}$	0.4
0.5～0.9	E_{single}	0.2
0～0.5	$0.5E_{single}$	0.1

北航学报 赠阅

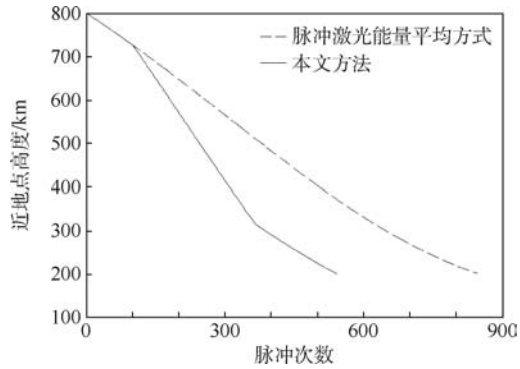


图 5　近地点高度随脉冲次数的变化趋势

Fig. 5　Variation of perigee height with number of laser pulses

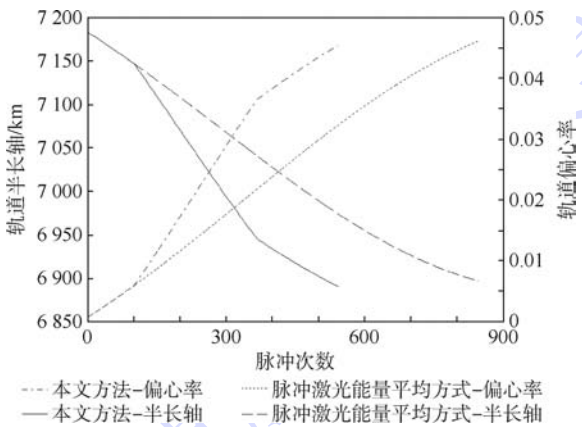


图 6　轨道偏心率与半长轴随脉冲次数的变化趋势

Fig. 6　Variation of orbital eccentricity and semi-major axis with number of laser pulses

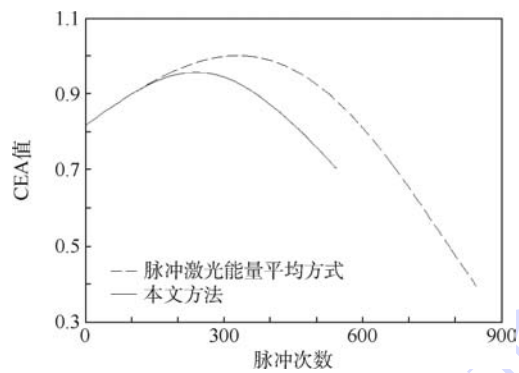


图 7　CEA 值随脉冲次数的变化趋势

Fig. 7　Variation of CEA values with number of laser pulses

了脉冲激光能量平均方式和高效利用激光能量策略这 2 种方法在清除碎片过程中的降轨效果,图 6给出了典型轨道偏心率和半长轴在碎片降轨过程中随脉冲次数的变化趋势,图 7 则给出了 CEA 值在碎片降轨过程中的变化趋势。

脉冲激光能量平均方式的激光作用次数为 844 次,所消耗的激光总能量为 $844E_{\text{single}}$;高效利用激光能量策略的作用次数为 542 次,其中脉冲能量为 $2E_{\text{single}}$ 的作用次数为 266 次,脉冲能量为 E_{single} 的作用次数为 276 次,脉冲能量为 $0.5E_{\text{single}}$ 的作用次数为 0 次,所消耗的激光总能量为 $2E_{\text{single}} \times 266 + E_{\text{single}} \times 276 + 0.5E_{\text{single}} \times 0 = 808E_{\text{single}}$,能量节省了 $844E_{\text{single}} - 808E_{\text{single}} = 36E_{\text{single}}$,说明本策略能够保证在天基清除空间碎片的过程中更高效更充分地利用激光能量。

因为脉冲的频率均设定为 1 Hz,高效利用激光能量策略清除空间碎片的耗时为 542 s,脉冲激光能量平均方式的耗时为 844 s,说明与脉冲激光能量平均方式相比,本策略使得空间碎片近地点降低到同样高度所需时间更少,激光作用次数更少,意味着清除空间碎片也就更快,效率更高。

从 CEA 值变化趋势中分析,空间碎片刚开始满足激光作用条件时,尽管冲量作用角接近 180°,但并不是最佳作用条件,这是因为此刻的距离比较远。随着天基激光与空间碎片的距离不断拉近,当 CEA 到达极点后开始下降,说明冲量作用角也开始影响 CEA,通过以上分析,更能说明 CEA 的有效性及在空间碎片降轨中合理分配脉冲激光能量的可靠性。

3　结　论

本文针对空间碎片的清除问题,建立了天基激光能量清除空间碎片的仿真模型,重点讨论了冲量作用角对近地点高度降低幅度的影响,并提出了 CEA 的概念,设计出高效利用激光能量清除空间碎片的策略,得出以下结论:

1)当冲量作用角在 180°附近时,近地点降低幅度最明显,降轨效果最好。

2)激光在空间碎片轨道近地点作用时,降轨效果不明显,越靠近远地点降轨效果越好。

3)本文方法能够提高天激光能量的利用能力,更高效地实现空间碎片的降轨清除。

本文研究为后续开展天基激光能量清除空间碎片策略研究提供一定的参考。

参考文献(References)

[1] 李春来,欧阳自远,都亨. 空间碎片与空间环境[J]. 第四纪研究,2002,22(6):540-551.
LI C L, OUYANG Z Y, DU H. Space debris and space environment[J]. Quaternary Sciences, 2002, 22(6): 540-551 (in Chinese).

[2] 徐浩东,李小将,李怡勇,等. 地基激光空间碎片清除技术研究[J]. 装备学院学报,2011,22(3):71-75.
XU H D, LI X J, LI Y Y, et al. Research on technology of space debris removal using ground-based laser[J]. Journal of the

北航学报 赠阅

Academy of Equipment Command & Technology, 2011, 22(3): 71-75(in Chinese).

[3] BORJA J A, TUN D. Deorbit process using solar radiation force [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2015, 43(3): 685-687.

[4] ASLANOV V, YUDINTSEV V. Dynamics of large space debris removal using tethered space tug[J]. Acta Astronautica, 2013, 91(10): 149-156.

[5] IKI K, KAWAMOTO S, MORINO Y. Experiments and numerical simulations of an electrodynamic tether deployment from a spool-type reel using thrusters[J]. Acta Astronautica, 2014, 94(1): 318-327.

[6] FORWARD R L, HOYT R P, UPHOFF C W. Terminator tether (TM): A spacecraft deorbit device[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2000, 37(2): 187-196.

[7] NISHIDA S I, KAWAMOTO S, OKAWA Y, et al. Space debris removal system using a small satellite[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1): 95-102.

[8] 陈小前. 航天器在轨服务技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 200-212.
CHEN X Q. Spacecraft on-orbit service technology[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009: 200-212 (in Chinese).

[9] 王成林, 张艳, 王鲲鹏. 地基激光清除空间碎片的策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(11): 2137-2143.
WANG C L, ZHANG Y, WANG K P. Strategy of removing space debris using ground-based lasers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2137-2143(in Chinese).

[10] 张玉军, 冯书兴. 主动式空间碎片清理研究[J]. 装备学院学报, 2010, 21(6): 78-82.
ZHANG Y J, FENG S X. Research on active space debris removal[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2010, 21(6): 78-82(in Chinese).

[11] MONROE A D K. Space debris removal using high-power ground-based laser[C]// International Society for Optics and Photonics. Bellingham: SPIE, 1994: 30264.

[12] CHO M. Removal of orbital debris from low earth orbit by laser-generated drag[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1994, 31(5): 920-922.

[13] PHIPPS C R, ALBRECHT G, FRIEDMAN H, et al. ORION: Clearing near-earth space debris using a 20-kW, 530-nm, earth-based, repetitively pulsed laser[J]. Laser & Particle Beams, 1996, 14(1): 1-44.

[14] SCHALL W O. Removal of small space debris with orbiting lasers[C]// High-Power Laser Ablation. International Society for Optics and Photonics. Bellingham: SPIE, 1998: 564-574.

[15] BOHN W L. Pulsed COIL for space debris removal[J]. Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering, 1999, 3612(6): 79-84.

[16] CAMPBELL J W. Project ORION: Orbital debris removal using ground-based sensors and lasers: NASA-TM-108522 [R]. Hampton, VA: NASA Technical Memorandum, 1996.

[17] 康博琨, 金星, 常浩. 空间碎片天基激光辐照下的轨道特性仿真分析[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(3): 36-45.
KANG B K, X JIN X, CHANG H. Simulation analysis of orbit characteristics of space debris irradiated by space-based laser system[J]. Infrared and Laser Engineering, 2017, 46(3): 36-45(in Chinese).

[18] 张阔, 陆君, 杨贵龙, 等. 大功率 TEA CO_2 激光远场发散角评估方法[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(8): 2286-2291.
ZHANG K, LU J, YANG G L, et al. Estimation of far-field divergence of high power TEA CO_2 laser[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(8): 2286-2291(in Chinese).

[19] 王成林, 张艳, 王鲲鹏. 冲量耦合系数对激光辐照空间碎片冲量矢量的影响[J]. 激光与光电子学进展, 2016, 53(12): 165-173.
WANG C L, ZHANG Y, WANG K P. Effect of impulse coupling coefficient on impulse vector of laser irradiating space debris [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2016, 53(12): 165-173 (in Chinese).

[20] WANG C, ZHANG Y, WANG K. Impulse calculation and characteristic analysis of space debris by pulsed laser ablation[J]. Advances in Space Research, 2016, 58(9): 1854-1863.

[21] 温泉, 杨丽薇, 赵尚弘, 等. 天基激光清除小尺度空间碎片变轨模型研究[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(3): 28-35.
WEN Q, YANG L W, ZHAO S H, et al. Research on de-orbiting model of small scale space debris removal using space-based laser[J]. Infrared and Laser Engineering, 2017, 46(3): 28-35 (in Chinese).

[22] PHIPPS C, BIRKAN M, BOHN W, et al. Review: Laser-ablation propulsion[J]. Journal of Propulsion & Power, 2010, 26(4): 609-637.

[23] 杨武霖, 牟永强, 曹燕, 等. 天基激光清除空间碎片方案与可行性研究[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(4): 361-365.
YANG W L, MOU Y Q, CAO Y, et al. Active removal of space debris by space-based laser system and its feasibility analysis [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(4): 361-365(in Chinese).

作者简介:

石乾乾 男, 硕士研究生。主要研究方向: 强激光作用空间碎片的效应与应用。

张艳 女, 博士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 空间目标探测和识别。

北航学报 赠阅

A method of efficiently using space-based laser energy to remove space debris

SHI Qianqian, ZHANG Yan*, ZHAO Peng, WANG Chenglin

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In view of the growing space debris pollution of space environment, the deorbit model of space-based laser removal of space debris is established. In this model, the effect of the angle between the speed increment and the space debris velocity on the height reduction of perigee is emphatically analyzed, and taking into account the influence of the distance between them, the concept of coefficient of energy assignment (CEA) is proposed from the perspective of energy utilization. According to the CEA, a pulsed laser energy assignment strategy is designed, and it can improve the energy utilization ability to remove space debris more efficiently compared with the way of average energy laser pulse cleaning space debris, illustrating the effectiveness of our removal strategy.

Keywords: space-based laser; space debris; deorbit model; multi-pulse; removal scheme

北京航空航天大学学报

Received: 2018-04-27; **Accepted**: 2018-07-13; **Published online**: 2018-07-26 18:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180725.1552.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: zhyan1227@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0335

基于数据挖掘方法的空间大气模型修正

廖川, 白雪, 徐明*
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对经验的空间大气模型会在轨道预报中造成较大的误差,以某型号卫星作为基准航天器,提出2种不同精度的轨道预报模型作为仿真基础,以产生训练数据和测试数据。利用3种数据挖掘中的分类方法,如支持向量机(SVM)、神经网络(NN)、随机森林(RF)等方法,对空间大气模型在轨道预报时造成的误差进行监督学习,借此反演误差简化模型中大气模型的偏差并进行修正。分类器的训练结果表明,随机森林方法由于随机选择决策树、随机选择分类项目,按照最大概率反演的大气模型误差准确率高达99.99%,支持向量机次之,最大准确率仅为50.7%,前馈负向传播神经网络容易出现不学习的情况,应用效果最差。相比传统数理统计方法,本文方法具有快速处理大数据集、能够挖掘隐藏在轨道预报微小误差中的潜在信息等优势。

关 键 词: 数据挖掘; 随机森林; 神经网络; 支持向量机; 大气模型
中图分类号: V423.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2628-09

数据挖掘(又称从数据中发现知识)起源于20世纪80年代后期,在20世纪90年代有了突飞猛进的发展,数据挖掘提供了发现隐藏在大型数据集中的模式的技术,关注可行性、有用性、有效性和可伸缩性问题[1]。大数据指的是以不同形式存在于数据库、网络等媒介上蕴含丰富信息的规模巨大的数据。大数据是一个宽泛的概念,其基本特征可以用4个V(Volume、Variety、Value和Velocity)来总结,随着大数据的发展,也有演变成5个甚至6个V(Volume、Variety、Value、Velocity、Veracity和Variability)的趋势[2]。

近年来,随着各行业从业人员和产品的开发应用,数据挖掘技术得到了长足的发展。例如:金融证券行业利用大数据预测股票价格的波动和走势,分析用户投资习惯;电力行业利用大数据进行电力负载情况的统计,加强分时分流管理;互联网行业利用大数据挖掘上网用户的使用习惯,为用户推荐相应优质内容。而在航天领域,国内外也有相当多的学者进行了深入研究。

Chen等[3]站在数据库研究人员的角度,对数据挖掘技术做出了综合性阐述,调查各类数据挖掘新技术,包括挖掘关联规则的Apriori算法、数据立方体方法、基于决策树(Decision Tree,DT)的数据分类方法等内容。Tanner等[4]提出了星上数据挖掘的概念,将传感器数据进行星上处理,可以提升网络通信能力,并降低成本,可适用于无人自主航天器、火星表面测绘卫星、生物识别系统等。Sánchez-Sánchez等[5]通过大数据和神经网络(Neural Network,NN)学习连续确定非线性系统的状态反馈最优控制问题,利用深度神经网络对最优控制问题生成的轨道进行有监督学习。最终利用得到的神经网络求解Hamilton-Jacobi-Bellman方程,借此直接在星上实时生成近优控制行为。Hennes等[6]考虑航天器在主带小行星间的

收稿日期: 2018-06-07; **录用日期**: 2018-07-27; **网络出版时间**: 2018-08-22 15:40
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1017.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(11772024, 11432001); 上海航天科技创新基金(SAST2017-033)
* **通信作者**. E-mail: xuming@buaa.edu.cn

引用格式: 廖川, 白雪, 徐明. 基于数据挖掘方法的空间大气模型修正[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2628-2636.
LIAO C, BAI X, XU M. Correction of space atmospheric model based on data mining method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2628-2636 (in Chinese).

小推力最优转移问题，针对相位值、最大初始质量和最大最终质量，采用计算智能技术（包括分解框架的多目标进化算法、超体积指标和机器学习回归），分别对 3 个目标函数进行最优设计。

李德仁等[7]分析了空间数据挖掘和知识发现（Spatial Data Mining and Knowledge Discovery，SDMKD）的内涵和外延，利用 SDMKD 从空间数据库中自动或半自动地挖掘事先未知却潜在有用的空间模式。宫辉力等[8]针对国内缺乏对海量卫星遥感数据的有效数据挖掘和知识发现技术，设计了一种面向地学应用的卫星多源遥感图像数据挖掘系统框架和原型。Peng 和 Bai[9]针对空间目标编录中通常缺失的面质比信息，利用随机森林（Random Forest，RF）方法学习一致性误差和面质比间的关系，从而确定空间目标的面质比类型。

异常检测与模式挖掘作为数据挖掘的一个重要分支，也逐渐成为研究热点方向。胡小平等[10]分析了液体火箭发动机的工作和故障特点，提出利用数据挖掘方法从数据仓库的角度对液体火箭发动机进行故障检测和诊断的策略。徐宇航和皮德常[11]为了及时发现卫星故障情况并提取异常模式，提出一种基于 PrefixSpan 算法，对卫星异常数据集进行模式挖掘。肇刚和李言俊[12]研究时间序列数据挖掘技术现状，提出一种基于时间序列数据挖掘的航天器故障诊断方法，包括 7 个步骤：确定诊断对象、遥测数据选取、数据再处理、时间序列特征表示、数据挖掘方法执行、挖掘结果的解释与评估、软件系统开发。对促进航天器故障诊断技术的发展和完善有重要意义。

某型号卫星是一颗典型的低轨卫星，在其轨道预报和实际运行中，大气阻力是最主要的非保守力。本文基于以上现状，将利用基于决策树的随机森林方法、神经网络、支持向量机（Support Vector Machine，SVM）这 3 类数据挖掘的方法，学习大气阻力在不同误差情况下导致的轨道预报的偏差，借此对所使用的大气模型进行修正，并评估 3 种方法的修正性能，以及给出方法间的对比。本文的创新点如下：1）针对有监督学习方法需要先验类标签的问题，利用 2 种不同精度的轨道预报模型作为仿真环境，产生训练数据和测试数据。2）采用了大数据处理技巧中的 3 种数据挖掘方法与传统数理统计方法相比，具有快速处理大数据集（本文中数据点达到 18 万左右，甚至更多）、能够挖掘隐藏在轨道预报微小误差中的潜在信息等优势，验证了数据挖掘方法的应用可行性，为未来在实际运行环境下进一步修正大气模型提供参考。

1　轨道动力学模型

高精度轨道预报需要对空间环境进行精确建模，轨道预报的主要摄动因素包括地球引力、太阳引力、太阳光压和大气阻力。首先，对各摄动因素进行了精确的数学建模；然后，提出 2 种轨道动力学模型，作为轨道预报和产生训练数据的基础。

1.1　高阶地球引力场

根据参考文献[13]给出的相关内容，地球引力势可以写成

$$U = \frac{GM_e}{R_e}\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}(C_{nm}V_{nm} + S_{nm}W_{nm}) \tag{1}$$

式中：

$$\begin{cases} V_{nm} = \left(\dfrac{R_e}{r}\right)^{n+1} P_{nm}\sin\varphi\cos(m\lambda) \\ W_{nm} = \left(\dfrac{R_e}{r}\right)^{n+1} P_{nm}\sin\varphi\sin(m\lambda) \end{cases} \tag{2}$$

GM_e 为地球引力常数，G 为万有引力常数，M_e 为地球质量；$\boldsymbol{r}$ 为地心固连坐标系中的航天器位置矢量；φ 和 λ 分别为航天器的地心纬度和地心经度；R_e 为地球的赤道半径；P_{nm} 为 n 阶 m 次缔合勒让德多项式；C_{nm} 和 S_{nm} 分别为相应的重力势系数。

这种形式的引力场模型可以扩展至任意阶次，而不仅仅限制在带谐项，因此可以用以精确描述地球引力场。

因此，地心引力加速度 $\ddot{\boldsymbol{r}}$ 可以由式（2）中的 V_{nm} 和 W_{nm} 计算得到，即

$$\begin{cases} \ddot{x} = \sum\limits_{n,m}\ddot{x}_{nm} \\ \ddot{y} = \sum\limits_{n,m}\ddot{y}_{nm} \\ \ddot{z} = \sum\limits_{n,m}\ddot{z}_{nm} \end{cases} \tag{3}$$

式中：

$$\begin{cases} \ddot{x}_{nm} = \begin{cases} \dfrac{GM_e}{R_e^2}(-C_{n0}V_{n+1,1}) & m = 0 \\ \dfrac{GM_e}{2R_e^2}\left[-(C_{nm}V_{n+1,m+1} + S_{nm}W_{n+1,m+1}) + \dfrac{(n-m+2)!}{(n-m)!}(C_{nm}V_{n+1,m-1} + S_{nm}W_{n+1,m-1})\right] & m > 0 \end{cases} \\ \ddot{y}_{nm} = \begin{cases} \dfrac{GM_e}{R_e^2}(-C_{n0}W_{n+1,1}) & m = 0 \\ \dfrac{GM_e}{2R_e^2}\left[-(C_{nm}W_{n+1,m+1} + S_{nm}V_{n+1,m+1}) + \dfrac{(n-m+2)!}{(n-m)!}(-C_{nm}V_{n+1,m-1} + S_{nm}W_{n+1,m-1})\right] & m > 0 \end{cases} \\ \ddot{z}_{nm} = \dfrac{GM_e}{R_e^2}[(n-m+1)(-C_{nm}V_{n+1,m} - S_{nm}W_{n+1,m})] \end{cases} \tag{4}$$

式(1)~式(4)得到的是地心固连坐标系中的加速度,为统一各摄动加速度,后文所有其他加速度也将转换到地心固连坐标系下,如式(5)所示:

$$\begin{cases} \boldsymbol{r}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{U}(t)\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}} \\ \ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{e}} = \ddot{\boldsymbol{U}}(t)\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}} + 2\dot{\boldsymbol{U}}(t)\dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{s}} + \boldsymbol{U}(t)\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{s}} \end{cases} \tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{U}(t)$为坐标转换矩阵,用以刻画地球自转,实际计算中还需考虑岁差和章动效应;$\boldsymbol{r}$ 为航天器位置矢量,下标 e 和 s 分别表示地心固连坐标系和空间固定坐标系。

1.2 非地球引力摄动

太阳引力引起的摄动加速度可在地心惯性坐标系下表示为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_i = \frac{GM_{\mathrm{S}}(\boldsymbol{s}-\boldsymbol{r}_i)}{|\boldsymbol{s}-\boldsymbol{r}_i|^3} - \frac{GM_{\mathrm{S}}\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|^3} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{r}_i$ 和 $\boldsymbol{s}$ 分别为航天器和太阳的地心坐标;M_{S} 为太阳的质量。

由于太阳辐射光压导致的摄动加速度可以表示为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_j = -P_{\mathrm{S}}\frac{1\ \mathrm{AU}^2}{|\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}|^2}\cdot\frac{A}{m}\cos\theta[(1-\varepsilon)\boldsymbol{e}_{\mathrm{S}} + 2\varepsilon\boldsymbol{n}\cos\theta] \tag{7}$$

式中:P_{S} 为太阳辐射压;1 AU 为一个天文单位,1 AU = 1.496 × 10^8 km;$|\boldsymbol{r}_{\mathrm{S}}|$为太阳地心矢量;$\boldsymbol{n}$ 为航天器表面的单位法线矢量,A 为航天器的迎风面积;$\boldsymbol{e}_{\mathrm{S}}$ 为太阳方向单位矢量;θ 为矢量 $\boldsymbol{n}$ 和矢量 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{S}}$ 间的夹角;ε 为航天器所用材料的反射率。卫星在运行过程中,由于存在太阳光遮挡的问题,本文在进行轨道预报的过程中,将采用参考文献[14]中的地影预报算法,计算卫星当前是否处于地影区,从而判断当前状态是否存在太阳光压摄动。

对于低轨卫星而言,大气阻力是最主要的非保守力。大气阻力引起的摄动加速度可表示为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{a}} = -\frac{1}{2}C_D\frac{A}{m}\rho|\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}|^2\boldsymbol{e}_{\mathrm{v}} \tag{8}$$

式中:C_D 为阻力系数;m 为航天器质量;ρ 为航天器所处位置的大气密度,本文采用 MSISE86 大气密度模型[15];$|\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}|$为航天器相对于大气的速度;$\boldsymbol{e}_{\mathrm{v}}$ 为相对速度的单位矢量,即 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{v}} = \boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}/|\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}|$。

1.3 精确模型和误差简化模型

1.1 节和 1.2 节已经给出了航天器轨道动力学模型,该模型可以用于航天器轨道预报。为产生分类器的训练数据和测试数据,本节将给出 2 种模型,精确模型将作为航天器轨道预报的基准,模拟航天器在轨"真实"情况;不同的误差模型将人为对大气模型施加误差,从工程实践角度出发,$C_D(A/m)\rho$ 可以被视作一个阻力系数 C_S,因此本文实际上是对 C_S 进行修正,因此式(8)在误差简化模型中可写成如下形式:

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{a}} = -\frac{1}{2}(1+\varepsilon)C_D\frac{A}{m}\rho|\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}|^2\boldsymbol{e}_{\mathrm{v}} = -\frac{1}{2}(1+\varepsilon)C_{\mathrm{S}}|\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}|^2\boldsymbol{e}_{\mathrm{v}} \tag{9}$$

通过精确模型产生的轨道,与误差简化模型产生的轨道的各项数据差值,即可作为分类器的训练数据和测试数据。2 种模型具体的参数设置由表 1 所示。

表 1 精确模型与误差简化模型参数

Table 1 Parameters of accurate model and error simplified model

参 数	精确模型	误差简化模型
地球形状	WGS84	WGS84
阶数	50 × 50	5 × 5
第三体引力摄动	太阳	
太阳光压	精确地影预报	
大气阻力	MSIS	MSIS + (-100% ~ 100%)误差

2 数据挖掘方法

数据挖掘能够从大量杂乱的数据中挖掘出有价值的信息,但是其过程是相当复杂的。针对本文的研究内容及数据的特性,本节将介绍 3 种分类方法,利用这 3 种分类方法就能够学习第 1 节得到的训练数据,并通过测试数据对 3 种分类方法进行准确度检验。

2.1 决策树与随机森林

决策树又称分类树,是应用最为广泛的分类方法之一。如图 1 所示,决策树是一种监督学习方法,通过不断地划分数据,使依赖变量的差别最大,最终目的是将数据分类到不同的组织或不同的分枝,在依赖变量的基础上建立最强的归类,其训练结果是类似流程图的树结构。

但是决策树是一种"贪心算法",在应用过程中,每一步的判断,仅是针对当前测试做出最优

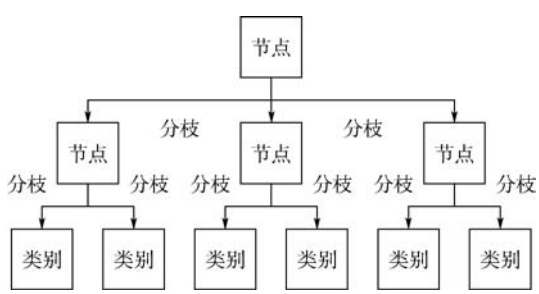


图 1 决策树

Fig. 1 Decision tree

选择,并不考虑全局结果。如果将多棵树以某种关系结合起来,对数据进行分类,以解决单一决策树泛化能力弱的缺点,这就是随机森林。

随机森林实际上是套袋法与决策树的结合,如图 2 所示,随机森林的随机性体现在:

1)从样本中随机选择 n 个样本。

2)从所有属性中随机选择 k 个属性。

3)选择最佳分割属性作为节点建立决策树;

4)以上步骤重复 j 次,即得到 j 棵决策树,进而完成随机森林训练。

5)分类问题中,通过投票决定数据的类别。回归问题中,由 j 棵决策树预测结果的均值作为最后的预测结果。

随机森林的优点很多,对于多种数据,随机森林可以产生高精度的分类器;建造森林时,随机森林可以在内部对于一般化后的误差产生不偏差的估计;在决定类别时,可以评估变数的重要性等等。当然随机森林的缺点也是显而易见的,因为要训练 m 棵决策树,其训练过程会是训练单棵决策树的数倍。

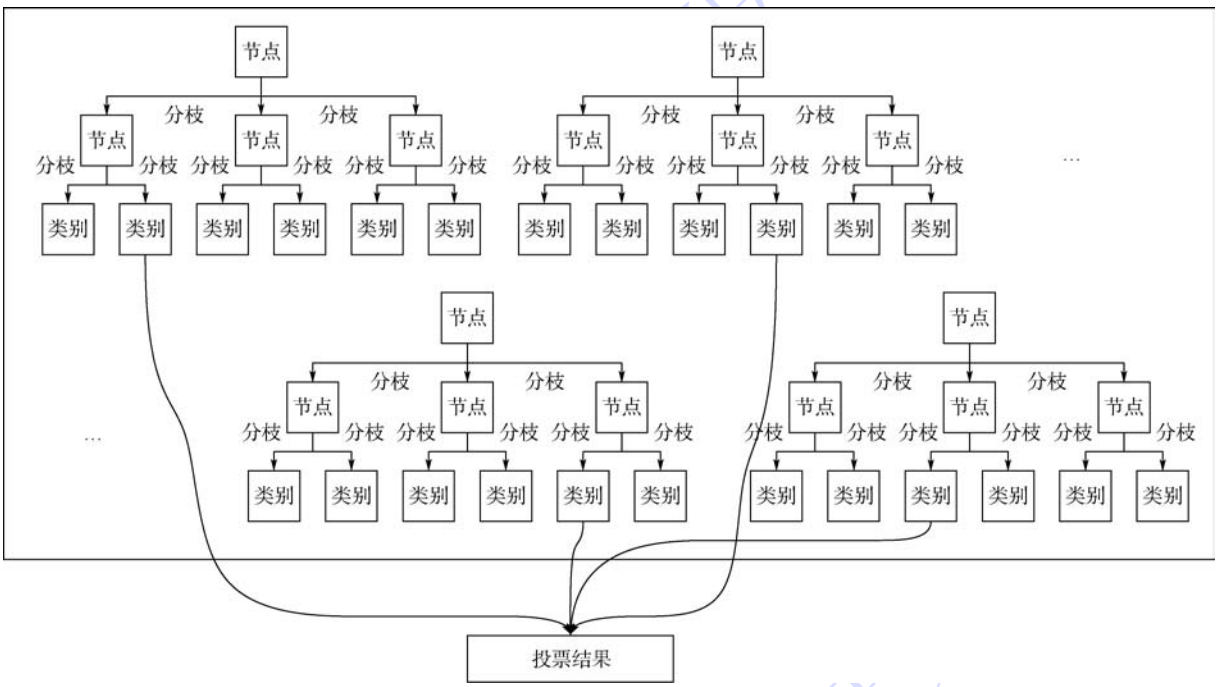


图 2　随机森林

Fig. 2　Random forest

2.2　神经网络

神经网络是应用类似于人脑神经突触连接的结构进行信息处理的数学模型。在早期对人脑的理解中,人脑主要由称为神经元的神经细胞组成,神经元通过轴突的纤维丝连接在一起,当一个神经元受到刺激时,神经脉冲通过轴突从一个神经元传递到另一个神经元。一个神经元通过树突连接到其他神经元的轴突,树突是神经元的延伸物。树突与轴突之间的连接点叫做神经键。人脑通过在同一脉冲反复刺激下改变神经元之间的神经键连接强度来进行学习。类似于人脑的结构,神经网络也是由一组相互连接的节点和有向链构成。

图 3 为神经网络最简单的模型——感知器,包含多个输入节点、一个输出节点,节点即是神经元。在感知器中,每个输入节点通过一个加权的链连接到输出节点,该加权链用以模拟神经元之间神经键的连接强度,如人脑一样,训练一个感知器就是不断调整链的权值,直到能拟合出输入输出间的关系为止。

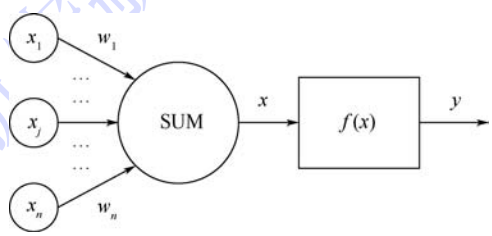


图 3　神经网络感知器

Fig. 3　Neural network perceptron

本文将采用前馈负向传播神经网络,前馈是指:每一层的神经元仅与前一层连接,且输出给下一层,各层之间没有反馈,不对网络的参数进行调整。负向传播是指:误差会进行方向传播,用以调整权值和阈值。至少含有一个隐藏层的多层神经网络可以用来拟合任何目标函数,且可以处理冗

北航学报 赠阅

余特征,但是神经网络对于噪声十分敏感,训练过程也很耗时。

2.3 支持向量机

支持向量机是建立在统计学习理论基础上的机器学习方法。支持向量机通过构建分割多类的超平面,在构建过程中,会试图将多类之间的分割达到最大化(如图 4 所示)。

支持向量机的理论包括 3 个要点:最大化间距、对偶理论和核函数。“最大化间距”实际上是一个优化问题,该优化问题,可以利用拉格朗日对偶理论变换到对偶变量的优化问题。然而在输入空间中,数据可能是不可分的,支持向量机就需要通过非线性映射,将数据映射到某个其他点积空间。本文所使用的支持向量机将采用高斯核函数:

$$k(X,Y) = \exp\left(-\frac{\|X-Y\|^2}{2\sigma^2}\right) \tag{10}$$

式中:X 为空间中任一点;Y 为核函数中心;σ 为函数的宽度参数。高斯核函数对于噪声有着较好的抗干扰能力,但是其参数决定了函数作用范围,超过了这个范围,数据的作用就“基本消失”。

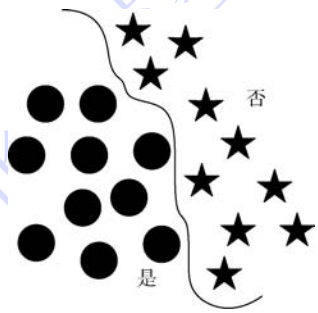


图 4 支持向量机分类方法示意图

Fig. 4 Schematic diagram of classification method of SVM

3 分类器训练与评估

首先,将利用第 1 节提出的 2 种轨道动力学模型进行轨道预报,并生成训练数据;然后,将训练数据导入第 2 节中介绍的各分类方法,进行适当参数调整后完成训练。

某型号卫星是中国第一代传输型立体测绘卫星,于 2010 年 8 月 24 日发射成功,其轨道高度为 500 km 左右,运行过程中,大气阻力对其造成较大的轨道衰减。因此本节将以该卫星在轨实际状态作为轨道预报起点,从而生成一系列训练数据。

3.1 训练数据生成

仿真起始时刻为 2016 年 5 月 31 日 21:07:05,卫星真实在轨状态如表 2 所示,其中:a 为半长轴;e 为偏心率;i 为轨道倾角;Ω 为升交点赤经;ω 为近地点幅角;M 为平近点角;r_x、r_y、r_z 为卫星在惯性系下的位置三轴分量;v_x、v_y、v_z 为卫星在惯性系下的速度三轴分量。

表 2 仿真初始状态

Table 2 Initial state of simulation

参 数	数 值
a/km	6 871.209 3
e	0.002 5
i/(°)	97.560 4
Ω/(°)	-74.218 7
ω/(°)	95.295 7
M/(°)	21.168 3
r_x/km	-1 611.425 2
r_y/km	2 731.717 4
r_z/km	6 081.641 7
v_x/(km·s^{-1})	-1.426 1
v_y/(km·s^{-1})	6.690 5
v_z/(km·s^{-1})	-3.372 2

向后进行 1 d 轨道预报可以得到多条卫星轨道,预报间隔为 10 s,每一个点都对应一定时间后由 25 个变量组成的卫星在轨状态 $\boldsymbol{X}_i$:

$$\boldsymbol{X}_i = \begin{bmatrix} \Delta t_i & a_i & e_i & i_i & \Omega_i \\ \omega_i & M_i & r_{x_i} & r_{y_i} & r_{z_i} \\ v_{x_i} & v_{y_i} & v_{z_i} & \Delta a_i & \Delta e_i \\ \Delta i_i & \Delta\Omega_i & \Delta\omega_i & \Delta M_i & \Delta r_{x_i} \\ \Delta r_{y_i} & \Delta r_{z_i} & \Delta v_{x_i} & \Delta v_{y_i} & \Delta v_{z_i} \end{bmatrix} \tag{11}$$

式中:Δt 为该点的预报时长;前标 Δ 表示误差简化模型与精确模型间的差值;下标 i 表示该组状态的编号。

因此可以得到 181 440 组卫星的在轨状态,且每一组状态都对应一个人为施加在大气模型上的误差值 ε_i,即可以得到 181 440 个样本数据及其类别属性的组合[$\boldsymbol{X}_i$ ε_i]作为训练数据,训练数据的如表 3 所示。

由表 3 可以看出,不同误差值的模型进行轨道预报,得到的在轨状态数据相差很小,无法用传统方法得到这些值与误差值间的关系,更无法通过这些值准确得到误差值大小,因此本文采用数据挖掘的技巧,对以上数据进行处理、分类,这也是本文的创新点之一。

3.2 分类器训练

将 3.1 节得到的训练数据导入各分类模型,并适当设置参数,即可完成分类器训练的初始化。各分类模型的训练参数设置如表 4 ~ 表 6 所示。

3.3 训练结果与评估

随机森林方法分类结果如图5所示,横坐标

北航学报 赠阅

表 3　部分训练数据

Table 3　Partial training data

ε_i/%	Δt/d	a/km	e	i/(°)	Ω/(°)	ω/(°)	M/(°)
-50	0.301	6 871.102	0.002 5	97.565	-73.712	94.707	229.007
-40	0.600	6 871.051	0.002 5	97.563	-73.605	93.301	72.578
-30	0.300	6 871.102	0.002 5	97.565	-73.912	94.701	227.745
-20	0.600	6 871.048	0.002 5	97.563	-73.605	93.299	73.216
-10	0.500	6 871.142	0.002 5	97.561	-73.707	94.098	243.763
0	0.900	6 871.174	0.002 5	97.563	-73.301	93.709	278.117
10	0.800	6 871.061	0.002 5	97.565	-73.403	93.410	87.899
20	0.200	6 871.072	0.002 5	97.564	-74.014	95.067	39.982
30	0.300	6 871.096	0.0025	97.565	-73.912	94.703	228.378
40	0.500	6 871.135	0.002 5	97.561	-73.707	94.097	243.766
50	0.600	6 871.036	0.002 5	97.563	-73.605	93.298	73.220

表 4　随机森林训练参数设置

Table 4　Training parameter setting of random forest

分类模型	决策树数量
随机森林	50

为 181 440 组状态的编号,纵坐标为该组状态对应的大气模型误差值。因为随机森林的训练和预测中采用投票机制决定最终结果,所以图 5(b)的结果是通过选择图5(a)的最大概率取值得到的。

表 5　神经网络训练参数设置

Table 5　Training parameter setting of neural network

分类模型	神经网络层数	隐藏层神经元数	训练函数	适应性学习函数	最大验证失败次数	最小性能梯度	性　能
神经网络	8	10	列文伯格算法	LEARNDM	10	1×10^{-9}	均方差

表 6　支持向量机训练参数设置

Table 6　Training parameter setting of SVM

分类模型	核函数	核尺度	特征选择
支持向量机	高斯	1.3	主成分分析法

可以看到,5(a)中颜色越接近红色,表示概率越大,因为随机性和投票机制,最终的精确度高达 99.99%。

神经网络训练结果如图 6 所示,图 6(a)为在 5 461次循环中,神经网络通过不断调整神经键上的权值,逐步减小性能函数的取值,于 5 451 次循环时达到最小值 0.014 55,并在第 5 461 次循环后达到最大验证数据失败的次数,停止循环;图 6(b)为在 5 461 次循环中,性能梯度、动量和验证数据失败次数的变化,性能梯度于 5461 次循环时达到最小值 0.022 783,动量于 5 461 次循环时达到最小值 1×10^{-7},验证数据失败次数于 5 461 次循环时达到最大值 10 次。

图 7 横坐标为 181 440 组状态的编号,纵坐标为该组状态对应的大气模型误差值,可以看到训练结果相比随机森林已经有了较大的降幅,精确率仅有 0.011 6%。而且通过图 8 可以看出,在预报时长较小时,因为不同模型得到的在轨状态差值很小,这一段内的结果误差尤其剧烈,甚至超过了 100%,随着预报时长的增加,误差将会逐步减小。支持向量机分类结果如图9所示,结果误差较

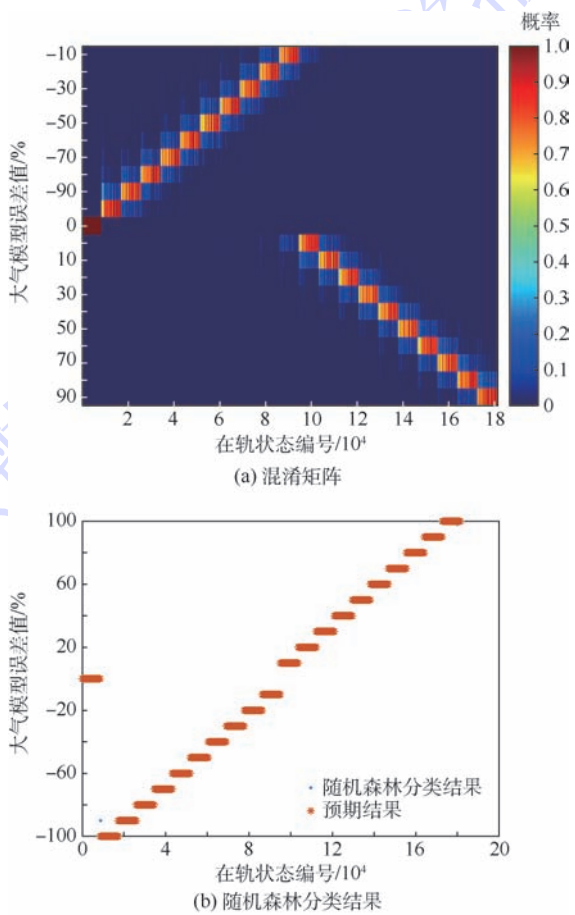
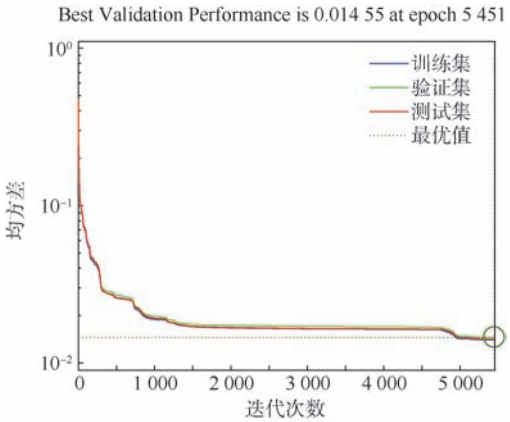


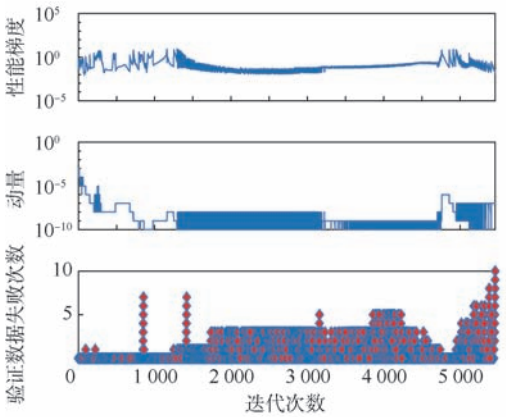
图 5　混淆矩阵和随机森林分类结果

Fig. 5　Classification results of confusion matrix and random forest

北航学报 赠阅



(a) 均方差变化图



(b) 性能梯度、动量和验证数据失败次数变化

图 6 神经网络训练过程

Fig. 6 Training process of neural network

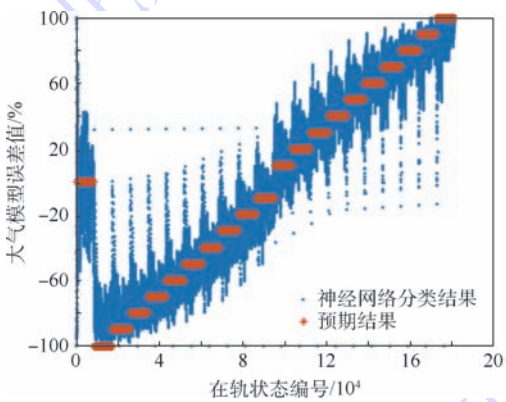


图 7 神经网络分类结果

Fig. 7 Classification results of neural network

大,其精确度仅为 50.7%。对比图 7,神经网络分类结果仅在一定范围内波动,而支持向量机的结果可能在全域内离散波动。

对比 3 种方法的性能(见表 7),随机森林训练时长最短,精确度最高,因此该方法的性能最佳,考虑到森林中包含决策树的数量为 50 棵,减少决策树的数会进一步缩短训练时长。而神经网络和支持向量机的应用结果都不理想,原因在于本文中使用的在轨状态和大气模型误差值的训练

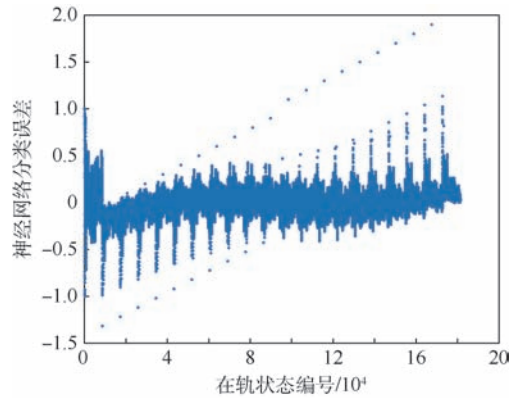


图 8 神经网络分类误差变化

Fig. 8 Classification error variation of neural network

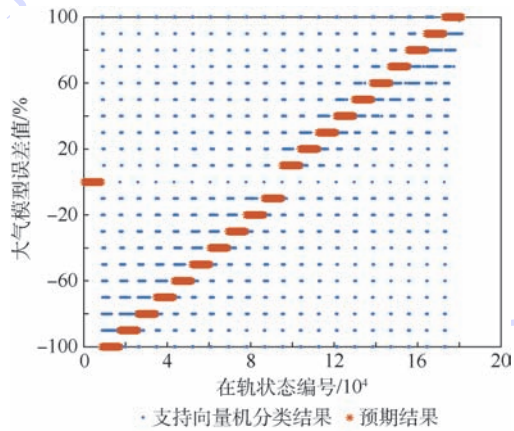


图 9 支持向量机分类结果

Fig. 9 Classification results of SVM

表 7 3 种分类方法性能对比

Table 7 Performance comparison of three classification methods

分类模型	训练时长/s	精确度/%
随机森林	241.434 2	99.99
神经网络	2 102	0.011 6
支持向量机	29 167.627 4	50.7

数据,对于这 2 种方法来说学习较为困难,尤其是神经网络,容易出现过拟合以及不学习,即过早达到最大验证失败次数的情况。

4 结 论

本文以某型号卫星的轨道预报及数据挖掘方法作为切入点,完成了以下内容的研究分析:

1) 对卫星在轨的空间环境进行数学建模,基于各个摄动力因素,提出了 2 种轨道动力学模型,精确模型用于模拟卫星在轨真实情况,误差简化模型通过人为对大气模型施加 -100% ~100% 的误差,作为生成训练数据的基础。

2) 对本文利用到的支持向量机、神经网络、

随机森林 3 种分类方法进行了概述和总结，阐明了 3 种方法的原理及特点。

3）利用 2 种模型向后进行 1 d 的轨道预报，预报结果作差，由此产生 181 440 组训练数据，并导入 3 种分类模型训练。

4）从训练结果可以看出，数据挖掘方法能够对大气模型的误差进行较好的反演，尤其是随机森林的方法，反演的结果高达 99.99%。

本文的结果为卫星轨道预报以及大气模型的建立提供了新思路，结合时下热门的大数据概念，将数据挖掘方法应用至传统的航天领域，具有良好的参考意义，为航天领域应用人工智能、大数据等技术奠定了基础。

参考文献（References）

[1] 周英，卓金武，卞月青. 大数据挖掘：系统方法与实例分析[M]. 北京：机械工业出版社，2016：4-7.
ZHOU Y，ZHUO J W，BIAN Y Q. Big data mining：System method and instance analysis[M]. Beijing：China Machine Press，2016：4-7(in Chinese).

[2] 韩家炜，KAMBER M. 数据挖掘：概念与技术[M]. 北京：机械工业出版社，2012：1-9.
HAN J W，KAMBER M. Data mining：Concepts and techniques[M]. Beijing：China Machine Press，2012：1-9(in Chinese).

[3] CHEN M S，HAN J，YU P S. Data mining：An overview from a database perspective[J]. IEEE Transactions on Knowledge and data Engineering，1996，8(6)：866-883.

[4] TANNER S，STEIN C，GRAVES S J. On-board data mining[M]// GABER M M. Scientific Data Mining and Knowledge Discovery. Berlin：Springer，2009：345-376.

[5] SÁNCHEZ-SÁNCHEZ C，IZZO D，HENNES D. Learning the optimal state-feedback using deep networks[C]// 2016 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI). Piscataway，NJ：IEEE Press，2016：1-8.

[6] HENNES D，IZZO D，LANDAU D. Fast approximators for optimal low-thrust hops between main belt asteroids[C]// 2016 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI). Piscataway，NJ：IEEE Press，2016：1-7.

[7] 李德仁，王树良，李德毅，等. 论空间数据挖掘和知识发现的理论与方法[J]. 武汉大学学报(信息科学版)，2002，27(3)：221-233.
LI D R，WANG S L，LI D Y，et al. Theories and technologies of spatial data mining and knowledge discovery[J]. Geometrics and Information Science of Wuhan University，2002，27(3)：221-233(in Chinese).

[8] 宫辉力，赵文吉，李京. 多源遥感数据挖掘系统技术框架[J]. 中国图象图形学报，2005，10(5)：620-623.
GONG H L，ZHAO W J，LI J. The technological framework of data mining from the polygenetic remotely sensed data[J]. Journal of Image and Graphics，2005，10(5)：620-623(in Chinese).

[9] PENG H，BAI X. Recovering area-to-mass ratio of resident space objects through data mining[J]. Acta Astronautica，2018，142：75-86..

[10] 胡小平，张丽娟，王艳梅，等. 液体火箭发动机故障检测和诊断中数据挖掘策略的分析[J]. 国防科技大学学报，2005，27(3)：1-5.
HU X P，ZHANG L J，WANG Y M，et al. The analysis of data mining strategy in fault detection and diagnosis of the liquid rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology，2005，27(3)：1-5(in Chinese).

[11] 徐宇航，皮德常. 卫星异常模式挖掘方法[J]. 小型微型计算机系统，2015，36(9)：1988-1992.
XU Y H，PI D C. Method to mine satellite abnormal patterns[J]. Journal of Chinese Computer Systems，2015，36(9)：1988-1992(in Chinese).

[12] 肇刚，李言俊. 基于时间序列数据挖掘的航天器故障诊断方法[J]. 飞行器测控学报，2010，29(3)：1-5.
ZHAO G，LI Y J. Spacecraft fault diagnosis method based on time series data mining[J]. Journal of Spacecraft TT & C Technology，2010，29(3)：1-5 (in Chinese).

[13] MONTENBRUCK O，GILL E. Satellite orbits：Models，methods and applications[M] Berlin：Springer Science & Business Media，2012.

[14] JIA X H，XU M，PAN X，et al. Eclipse prediction spaceborne algorithms for low-earth-orbiting satellites[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems，2017，53(6)：2963-2975.

[15] HDEIN A E. MSIS-86 thermospheric model[J]. Journal of Geophysical Research：Space Physics，1987，92(A5)：4649-4662.

作者简介：

廖川　男，硕士研究生。主要研究方向：航天器轨道动力学与控制、轨道大数据挖掘与反演。

徐明　男，博士，副教授，博士生导师。主要研究方向：哈密顿系统及其轨道动力学应用、编队飞行、卫星工程计算任务分析及系统设计。

北航学报 赠阅

Correction of space atmospheric model based on data mining method

LIAO Chuan, BAI Xue, XU Ming*

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

Abstract: The empirical atmospheric model would cause great error in orbital prediction. This paper, taking a typical satellite as the benchmark spacecraft, proposes two orbital prediction models with different precision to generate training data and test data. Using three supervised classification methods in data mining technology, i.e. support vector machine (SVM), neural network (NN), and random forest (RF), to learn the errors caused by atmospheric model in orbital prediction. In this way, the deviation between the atmospheric model and its real value can be recovered and then corrected. Classification training results show that due to the randomness and voting mechanism, RF makes the highest accuracy in recovering the known deviation of atmospheric model close to 99.99% through choosing maximum probability, which is followed by SVM with the maximum accuracy of 50.7%. It is often the case that feedforward backpropagation neural network fails to learn, so the application performance is poor. Compared with traditional statistical methods, the method proposed in this paper has the advantages of rapidly processing big datasets and the ability of mining potential knowledge in tiny orbital prediction errors.

Keywords: data mining; random forest; neural network; support vector machine; atmospheric model

北京航空航天大学学报

Received: 2018-06-07; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-22 15:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.1017.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11772024, 11432001); Shanghai Space Science and Technology Innovation Foundation (SAST2017-033)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0356

基于智能手机 APP 的非合作目标三维重建与交互

翟敏[1,2], 刘华平[1,*], 张天昱[2,3], 卢山[4], 许静文[2,3]

(1. 清华大学 计算机科学与技术系, 北京 100084; 2. 西安卫星测控中心 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710041;
3. 西安交通大学 电子与信息工程学院, 西安 710072; 4. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘 要: 基于"软件定义卫星"的思想,设计并实现了一套利用天基观测序列对非合作目标进行三维重建的软件系统。考虑卫星与地面用户的交互性,该软件系统由2部分组成:星上云节点软件以及地面用户软件。在该软件系统中,普通用户可以通过地面用户软件,实时观测太空中非合作目标的三维结构,加强对太空的了解;对科研人员而言,对非合作目标的三维重建是对非合作目标进行抓取、捕获、提供在轨服务等进一步研究的基础。为了满足对非合作目标定轨、定姿的进一步需求,软件系统提供了三维重建中生成的匹配特征点的位置信息以及非合作目标与摄像机本体之间的向量信息。针对利用运动恢复结构(SFM)恢复三维结构存在的点云稀疏、可视化效果差的问题,采用 SFM 稀疏重建获得点云的基础上,进行泊松表面分布重建,获得致密、均匀的网格表面。由于缺乏空间非合作目标成像数据,采用地面仿真数据进行实验,结果表明,使用该方法可以完成对非合作目标的三维重建,重建效果好,并且三维重建中获得的匹配特征点数据可以对非合作目标的定姿、定轨提供数据支持。

关 键 词: 非合作空间目标; 三维重建; 运动恢复结构 (SFM); CMVS/PMVS; 软件系统; 智能手机 APP

中图分类号: TP391.4

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2637-07

"软件定义卫星"这一概念的提出是基于软件最大化、硬件最小化的思想,以降低卫星软硬件之间的紧耦合关系为目的,通过开源、开放模式构建航天应用(APP)商店,利用星载 APP 灵活改变、扩充或提升卫星功能。有助于降低研发成本、缩短卫星研发周期,为提高卫星智能化程度、发展智能卫星提供了更多可能。基于软件定义卫星,可以在轨验证新算法,快速进行新技术试验,加快卫星技术研发迭代周期;普通用户借助智能手机、平板或 PC 可以访问星载 APP,让卫星为自己服务。

随着航空航天技术的进一步发展,各国向太空发射的卫星数量不断增长,对空间资源的抢夺越来越激烈。然而,由于卫星自身的制造问题以及太空环境的影响,每年都有不同数量的卫星发生故障,被迫停用。这些失效的卫星不仅占用太空资源,对于在轨正常运行的卫星也会产生威胁。因此,以对于地球轨道上故障航天器的维护、对报废航天器和太空垃圾的清理为目的非合作目标在轨服务逐渐成为了各航天大国的热门研究方向。对于非合作目标而言,由于目标上未预先安装合作标志与特征块,目标星的运动状态又未知,同时

收稿日期: 2018-06-13; **录用日期**: 2018-07-27; **网络出版时间**: 2018-09-06 13:52
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180905.0946.001.html
* **通信作者**. E-mail: hpliu@tsinghua.edu.cn

引用格式: *翟敏, 刘华平, 张天昱, 等. 基于智能手机 APP 的非合作目标三维重建与交互[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2637-2643. ZHAI M, LIU H P, ZHANG T Y, et al. Space non-cooperative target 3D reconstruction and interaction based on smartphone APP[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2637-2643 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

跟踪星与目标星之间无法进行交流。其余的航天器难以通过与其建立信息传输或通过感知识别装置等方式来获取目标的位置或姿态等状态信息。因此,对非合作目标进行三维重建是解决在轨服务的一个关键问题,不仅具有重要的理论研究价值,而且具有重要的工程实践意义。

运动恢复结构(Structure From Motion,SFM)方法是利用多幅图像进行三维重建的一个主要方法,国内外学者对此进行了大量的研究。Nistér[1-3]提出了一种基于 SFM 三维重建的方法,并实现了三维自动重建系统。光束平差法(Bundle Adjustment,BA)[4]是 SFM 方法的一个重要优化方法,利用 LM(Levenberg-Marquardt)算法,使得重投影误差的函数最小化,获得稀疏点云。考虑到稀疏点云计算量大、不适用于大规模重建这一缺点,有学者利用稀疏性这一特点,提出了稀疏光束平差法(SBA)[5],降低计算规模与复杂度。在稀疏点云重建的基础上,利用 CMVS/PMVS(Clustering views Multi-View Stereo/Patch-based Multi-View Stereo)算法[6],得到稠密点云,最终的三维重建效果良好。在国内,唐永鹤[7]对于空间非合作目标三维重建中涉及到的关键技术——空间摄像机的快速标定、快速图像匹配以及快速精确的基本矩阵计算进行了研究;张浩鹏等[8]将序列图像的成像时间顺序作为迭代的先验信息,提出了利用改进的 SFM 进行三维重建的方法;何豫航和岳俊[9]对于 CMVS/PMVS 算法进行三维重建进行研究,表明该算法对室外重建具有非常好的效果;曾蔚等[10]在利用单幅影像的明暗恢复形状三维重构算法的基础上,提出利用外界辐射源以及自身辐射源的红外-自阴影重建(Infrared Shape From Shading,IR-SFS)方法进行三维重构,整体效果得到明显改善。

基于“软件定义卫星”的思想,本文利用 SFM 方法,对非合作目标进行稀疏点云重建;在稀疏点云的基础上,利用 CMVS/PMVS 算法稠密点云重建,针对存在的稠密点云分布不均匀、存在空洞的缺点,进一步采用泊松重建进行优化。在此基础上,本文设计并实现了一套软件系统。该软件系统由 2 部分构成:星上云节点软件以及地面用户软件。星上云节点软件主要具备以下功能:①存储卫星相机采集目标的图像;②完成不同模式下的三维重建以及生成三维文件。地面用户软件可部署在用户手机上,主要具备以下功能:①选择三维重建模式,并对星上云节点软件发布重建指令;②读取星上云节点生成的三维文件,展示三维重建效果,实现卫星与地面用户的交互;③读取并展示星载摄像机获取的图片。通过该软件系统,用户可以清晰、直观地观测到非合作目标的三维结构,实现了普通用户观测太空的功能。对于科研人员而言,非合作目标三维重建过程中生成的三维数据,为非合作目标的定轨、定姿提供了数据支撑[11]。

1 本文方法

本文实现了一套针对非合作目标三维重建的系统,体系结构如图 1 所示。利用星载摄像机获取非合作目标图像序列,存储在卫星上,地面用户可以通过手机 APP 访问数据库,读取图像;同时,地面用户通过手机 APP 下发三维重建指令,星上云节点软件根据接收到的指令,利用星载摄像机采集的图片,计算完成三维重建,生成三维文件。地面用户通过访问该三维文件,即可在手机 APP 上展示非合作目标的三维结构。真正实现地面普通用户与卫星之间的交互。

图 2 展示了本文所采用的三维重建流程。主要分以下 3 个步骤:

步骤 1 对所输入的每幅图像提取特征点,并进行匹配,建立特征点匹配集合,做为SFM重

图 1 系统工作流程

Fig. 1 System workflow

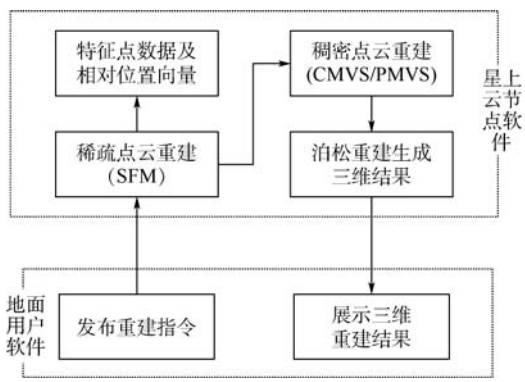


图 2 三维重建流程

Fig. 2 3D reconstruction workflow

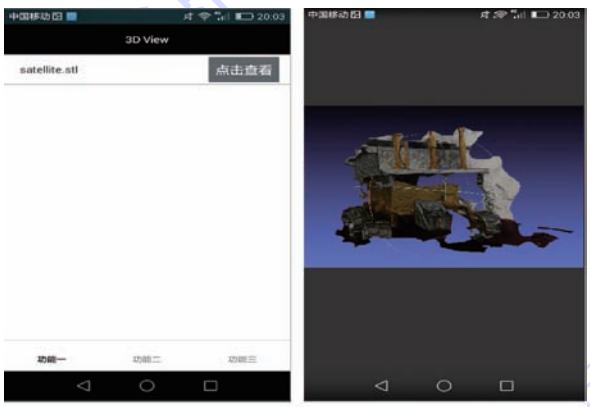
北航学报 赠阅

建所需的输入。

步骤 2　利用步骤 1 获取的匹配特征点集,计算摄像机的投影矩阵,并利用光束平差法对投影矩阵进行优化,得到稀疏点云。

步骤 3　将步骤 2 中得到的稀疏点云做为种子输入,利用 CMVS 算法对图像进行聚类,获得图像面片,再利用 Furukawa 和 Ponce[6] 提出的 PMVS 算法,进行匹配、扩展、过滤后,完成稠密点云重建。由于稠密点云重建后由于生成的面片分布不均匀[12],进一步采用泊松重建[13]的方法,生成致密、均匀的物体表面,获得良好的可视化效果。

其中,三维重建的计算功能在星上云节点软件中完成,采用 C + + 语言开发,部署在卫星上,无图形界面。星上云节点软件可完成稀疏点云重建和稠密点云重建。三维重建结果的图形化展示由部署在地面用户移动终端上的 APP 完成。APP 采用 C + + 语言进行开发。用户通过读取星上云节点软件生成的三维文件,即可在手机、PC 等移动端展示重建生成的非合作目标的三维结构。同时,地面用户可以对重建结果进行缩放、旋转等操作,多角度、全方位观察非合作目标的三维结构。如图 3 所示,图 3(a)展示了地面用户软件从星上云节点软件下载生成的三维可视化文件,点击“查看”按钮,即可展示三维重建的结果。



(a) 三维可视化文件　　(b) 三维重建结果

图 3　地面用户软件

Fig. 3　Software for ground users

1.1　稀疏点云重建

SFM 方法本质是一个求解摄像机投影矩阵的过程,利用摄像机的相对位置信息,反演出目标点的三维信息,通过不断的迭代匹配,获得目标的三维点云以及摄像机的位姿信息。对于三维空间中的点 $\boldsymbol{P}$,其在两幅图像中的投影点为 $\boldsymbol{p}_1$、$\boldsymbol{p}_2$,$\boldsymbol{p}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}\boldsymbol{p}_1=0$,满足对极几何约束,通过对 $\boldsymbol{F}$ 矩阵的计算,最终可以求得摄像机的内参数矩阵以及外参数矩阵(包括旋转 $\boldsymbol{R}$ 和平移 $\boldsymbol{t}$),也就是求得投影矩阵,结合三角定位的知识,就可以反演出 $\boldsymbol{P}$ 点的三维坐标。

求得初始的投影矩阵后,不断加入新的图像,进行迭代计算。最终的三维坐标以及投影矩阵通过最小化式(1)中的函数得到:

$$\min_{\boldsymbol{R}_i,\boldsymbol{T}_i,\boldsymbol{X}_j}\sum_{i=1}^{2}\sum_{j}\left\|\boldsymbol{p}_{ij}-\boldsymbol{K}[\boldsymbol{R}_i\mid\boldsymbol{T}_i]\boldsymbol{P}_j\right\|^2 \tag{1}$$

式中:$(\boldsymbol{p}_{1j},\boldsymbol{p}_{2j})$为三维点 $\boldsymbol{P}_j$ 在两幅图像中的匹配特征点对;$\boldsymbol{K}$ 为摄像机的内参数矩阵;$[\boldsymbol{R}_i,\boldsymbol{T}_i]$为对应摄像机的外参数矩阵。

实验采用逐步添加摄像机的方法,而不是一次性估计所有参数。首先,选取 2 个匹配特征点最多的摄像机,采用 RANSAC(五点法)[14]估计摄像机参数,然后通过三角测量计算通过这 2 个摄像机可观测到的特征点的三维坐标,并利用光束平差法,进行优化。接着逐步添加新的摄像机,并将新摄像机所能观测到的特征点加入目标优化函数中,添加完这些后,再对整个模型进行光束平差。整个过程不断重复,直到剩余摄像机没有观测到新的特征点。

基于速度和鲁棒性的考虑,对上述过程,本文进行了如下调整:

1)每做一次优化以后,去掉那些包含高投影误差的奇异点,然后重新做优化,直到没有奇异点为止;

2)一次初始化多个摄像机。首先加入包含最大匹配点数 λ 的摄像机,然后至少加入所有包含0.75λ匹配特征点的摄像机。

1.2　稠密点云重建

在稠密点云重建中,利用 CMVS 算法对 SFM 生成的稀疏点云进行聚类,减少 SFM 的输入量,获得图像面片,然后利用 PMVS 算法进行匹配、膨胀、过滤,实现稠密点云的三维重建。PMVS 算法主要分为以下几个步骤:①通过 SIFT 提取特征点;②通过图像集进行特征点匹配,找到一组与图像区域相关的面片;③膨胀:通过初始匹配的传播来获得邻近像素和紧密贴片模型;④滤波:通过可见性这一约束条件,过滤掉误匹配的面片。步骤③和步骤④的不断重复,得到最终的面片模型。

1.3　泊松重建

稠密重建[15]生成的空间点云分布不均匀且存在一些空洞,经过扩散处理仍然有一部分场景区域得不到稠密的点云,因此进一步采用泊松重建,填补空洞,生成致密均匀的物体表面。

泊松重建利用泊松方程,通过求解指示面的等值函数,实现对点云的表面重建[16]。其本质属

北航学报 赠阅

于一种隐函数方法,将有向点集的表面重建转化为空间泊松问题。假设输入点集 S 是点云数据的采样集 $s \in S$,每个样本包含一个点和一个向内的法向量。假设点集在模型的表面上或其附近,通过估计模型的指示函数得到模型的近似表示,然后重建等值面,得到对模型表面一个无缝的三角逼近。重建过程分以下几个步骤:

步骤 1 定义八叉树。八叉树是一种用于表述三维空间信息的数据结构。本文利用输入点集 S 构造八叉树,八叉树的最大深度为 D,对于八叉树的每一个节点 O,设置函数 F_O 来表示每个节点的函数。对于每个节点 O,用 O.C 表示节点 O 的中心,O.W 表示节点 O 的宽度,q 表示子节点。F_O 展开为

$$F_O(q) = F\left(\frac{q - \text{O.C}}{\text{O.W}}\right)\frac{1}{\text{O.W}^3} \tag{2}$$

为使 $\boldsymbol{V}$ 能表示为节点函数的线性求和,在选择基函数 F 时,采用盒滤波器的 n 阶卷积,随着 n 的增大,性能趋近于高斯滤波器。

步骤 2 计算向量场。通过式(3)来计算子节点的指示函数梯度场的近似值:

$$\boldsymbol{V}(q) = \sum_{s \in S}\sum_{O \in \text{Ngbr}_D(s)} \alpha_{O,s} F_O(q)\,\text{s.N} \tag{3}$$

式中:$\text{Ngbr}_D(s)$ 为样本点 s.p 的最邻近 8 个深度为 D 的节点;$\alpha_{O,s}$ 为三次线性插值的权;**s.N** 为法向量。采用该方法,生成向量场 $\boldsymbol{V}$。

步骤 3 泊松方程求解。利用式(3)中求得的向量场 $\boldsymbol{V}$,反解泊松方程以得到表面的指示函数 χ,具体求解采用拉普拉斯迭代矩阵求解。

步骤 4 构造等值面。重建表面的过程实质上就是提取等值面的过程。为了获得表面 ∂M,需要对采样点的位置进行估计,并求取平均值,利用式(4)和式(5)提取等值面:

$$\partial M = \{q \in \mathbf{R}^3 \mid \chi(q) = r\} \tag{4}$$

$$r = \frac{1}{|S|}\sum_{s \in S}\chi(\text{s.p}) \tag{5}$$

式中:$|S|$ 表示点集中的点的数目。

步骤 5 生成表面模型。

2 实 验

2.1 实验数据

非合作目标成像数据缺乏以及“天智一号”卫星尚处在地面验证阶段,因此,本文采用地面数据进行软件系统的功能进行验证。图 4 为实验采用的“玉兔号”登月车模型。

为了方便起见,本实验所用图片都利用地面用户 APP 部署的手机进行拍摄。手机型号为 IPhone 6S,像素为 1 200 万,三维重建计算以及重建结果可视化软件都基于 C++语言开发,操作系统为 Windows,处理器为 Intel i5 处理器,转速7 200 r/min。

在图像采集的过程中,本文模拟卫星间的图像采集角度,利用手机对月球车进行了图像采集。由于卫星间的相对运动,本文连续采集了一定角度的月球车的序列图像,作为软件平台的图像输入,一共采集了大约 15 张图片,图 5 展示了其中的 6 张。

图 4 “玉兔号”登月车模型

Fig. 4 “Rabbit” lunar rover model

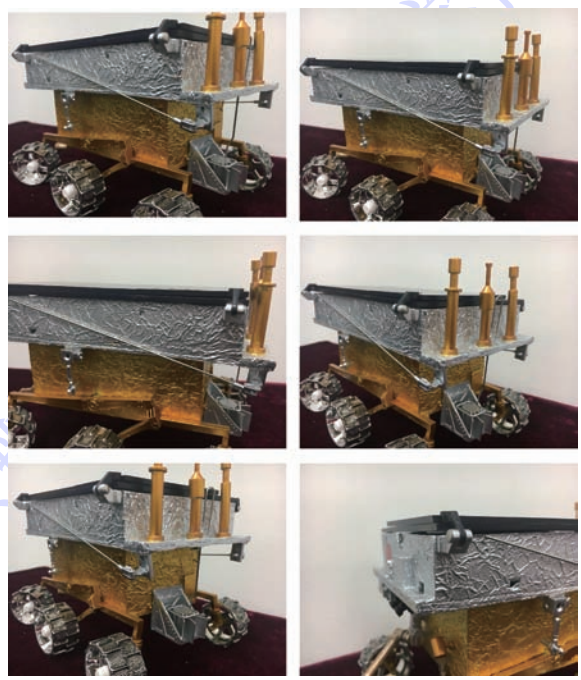


图 5 “玉兔号”图像序列

Fig. 5 “Rabbit” image sequence

2.2 实验结果及分析

实验通过地面用户软件分别向星上云节点软件发送稀疏重建以及稠密重建指令,读取生成的以 PLY 格式存储的三维重建文件,实现三维重建结果在手机、PC 等 APP 上的展示。稀疏点云重建、稠密点云重建以及泊松重建结果都利用

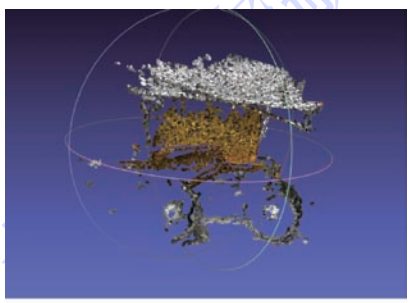
北航学报 赠阅

MeshLab 进行展示。图 6 展示了对非合作目标三维重建过程中特征点提取的信息。

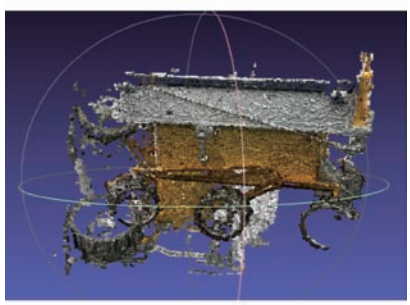
为了确定实验图片数量对重建效果的影响,我们分别选取了 10、15、20 张图片进行三维重建重建效果(如图 7 所示)。由图 7 可以看出,当图片数量为 10 时,三维重建效果相对较差;图片数量为 15 和 20 时,三维重建效果好。而随着图片数量的增长,三维重建需要的时间越长。图片数量为10时,重建时间约在17 min;图片数量为15 时,重建时间约在 30 min;图片数量为 20 时,重建时间约在 40 min。因此综合考虑,采用 15 张图片进行三维重建。由图 7 还可以看出,稠密点云重建存在可视化差、生成点云稀疏的缺点,因此需要对稠密重建进一步进行优化,以获得更好的可视化效果。

图 6　特征点提取

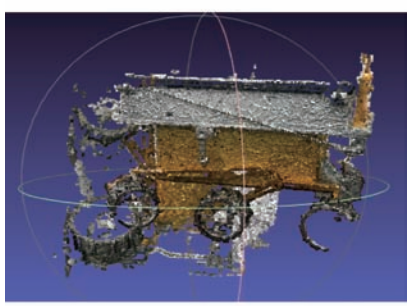
Fig. 6　Feature point extraction



(a) 10张图片重建



(b) 15张图片重建



(c) 20张图片重建

图 7　稠密点云重建效果

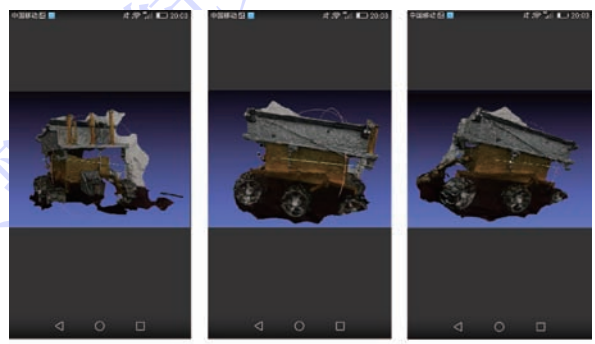
Fig. 7　Dense point cloud reconstruction results

本文选取 15 张图片进行三维重建,在图 7 展示的重建效果的基础上,进一步采用了泊松重建[16]的方法,进行优化。将初始生成的稠密点云网格化,进一步填补稠密点云重建中的空洞,生成均匀紧密的表面。重建结果如图 8 所示。与原始图片(见图 4)相比,可以看出,该软件系统对登月车的结构恢复完整,几乎与原图无差别,重建效果非常好。

用户在笔者设计的手机 APP 上,可以对生成的非合作目标三维结构进行缩放、旋转,从不同的角度,全方位的对非合作目标进行观测。图 9 展示了用户经过旋转操作以后,从不同角度观测到的非合作目标。

图 8　泊松重建结果

Fig. 8　Possion reconstruction results



(a) 底端图　　(b) 正面图　　(c) 侧面图

图 9　三维重建不同角度展示

Fig. 9　3D reconstruction from different perspectives

3　结　论

1) 本软件基于卫星上的光学相机对于非合作目标的图像采集,进行特征点提取、特征点匹配、相机位置求解、稀疏三维模型重建、完整三维模型重建等操作;同时,提供数据接口,生成相应

北航学报 赠阅

数据文件对非合作目标的定轨、定姿、捕获提供数据支持。同时本项目中设计有进行三维模型读取展示的安卓 APP 软件,实现了普通用户通过手机平台,借助卫星相机观看太空目标的功能。

2)本软件由特征点提取匹配模块、稀疏点阵和相机坐标求解模块、完整模型优化模块组成。其中特征点提取匹配模块可以对非合作目标不同时刻的姿态特征点进行匹配,以确定其不同时刻的姿态。稀疏点阵和相机坐标求解模块可以求解本卫星同非合作目标之间的向量关系用于轨道确定。完整模型优化模块可以对非合作目标进行高精度的三维重建,以满足人眼观察和目标捕获。

3)本软件功能全面,可以实现对于几十甚至上百公里的非合作目标进行高精度的三维重建,为利用视觉对非合作目标进行定轨、定姿提供数据支撑,可以实现通过手机读取相关数据并观察其三维结构,具有广阔的商业前景和科技前景。

下一步研究方向是利用三维重建获得的数据实现对非合作目标的定轨、定姿,完成一套完整的基于视觉进行非合作目标定轨、定姿的系统。

参考文献(References)

[1] NISTÉR D. An efficient solution to the five-point relative pose problem[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2004,26(6):756-771.

[2] NISTÉR D. Calibration with robust use of cheirality by quasi-affine reconstruction of the set of camera projection centres[C]// 8th IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV2001). Piscataway,NJ:IEEE Press,2001:116-123.

[3] NISTÉR D. Frame decimation for structure and motion[C]// 2nd European Workshop on 3D Structure from Multiple Images of Large-Scale Environments. Berlin:Springer,2000:17-34.

[4] TRIGGS B,MCLAUNCHLAN P F,HARTLEY R I,et al. Bundle adjustment—A modern synthesis[C]// International Workshop on Vision Algorithms. Berlin:Springer,1999:298-372.

[5] LOURAKIS M I,ARGYROS A A. SBA:A software package for generic sparse bundle adjustment[J]. ACM Transactions on Mathematical Software(TOMS),2009,36(1):1-30.

[6] FURUKAWA Y,PONCE J. Accurate,dense,and robust multiview stereopsis[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2010,32(8):1362-1376.

[7] 唐永鹤. 基于序列图像的空间非合作目标三维重建关键技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2012:13-36.
TANG Y H. Researches on 3D reconstruction technologies for non-cooperative space targets using image sequences[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2012:13-36(in Chinese).

[8] 张浩鹏,魏全茂,张威,等. 基于序列图像的空间目标三维重建[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(2):273-279.
ZHANG H P,WEI Q M,ZHANG W,et al. Sequential-image-based space object 3D reconstruction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(2):273-279(in Chinese).

[9] 何豫航,岳俊. 基于 CMVS/PMVS 多视角密集匹配方法的研究与实现[J]. 测绘地理信息,2013,38(3):20-23.
HE Y H,YUE J. Research and implementation based on multi-view dense matching by applying CMVS/PMVS[J]. Journal of Geomatics,2013,38(3):20-23(in Chinese).

[10] 曾蔚,王汇源,刘莹奇,等. 基于 IR-SFS 算法空间目标红外影像 3D 重建[J]. 中国光学,2014,7(3):376-388.
ZENG W,WANG H Y,LIU Y Q,et al. 3D reconstruction of space target IR image based on IR-SFS algorithm[J]. Chinese Optics,2014,7(3):376-388(in Chinese).

[11] 曹彩秀. 非合作航天器位姿在轨测量方法的研究[D]. 北京:北京邮电大学,2015:25-34.
CAO C X. Pose on-orbit measurement of non-cooperative spacescraft[D]. Beijing:Beijing University of Posts and Telecommunications,2015:25-34(in Chinese).

[12] 郑恩,成耀天,林靖宇. 采用去抖动模糊算法的稠密三维重建[J]. 计算机工程与应用,2018,54(1):217-223.
ZHENG E,CHENG Y T,LIN J Y. Dense 3D reconstruction based on removing camera-shake fuzzy algorithm[J]. Computer Engineering and Applications,2018,54(1):217-223(in Chinese).

[13] VALENTIN J P C,SENGUPTA S,WARRELL J,et al. Mesh based semantic modelling for indoor and outdoor scenes[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2013:2067-2074.

[14] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints[J]. International Journal of Computer Vision,2004,60(2):91-110.

[15] FORSYTH D. Computer vision:A modern approach[J]. Prentice Hall Professional Technical Reference,2002,14(1):294-299.

[16] BOLITHO M,KAZHDAN M M,BURNS R C,et al. Parallel Poisson surface reconstruction[C]// International Symposium on Visual Computing. Berlin:Springer,2009:678-689.

作者简介:

翟敏 女,硕士研究生。主要研究方向:机器学习、目标检测、计算机视觉。

刘华平 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:多模态融合,机器人感知、学习与控制,计算机视觉。

北航学报 赠阅

Space non-cooperative target 3D reconstruction and interaction based on smartphone APP

ZHAI Min[1,2], LIU Huaping[1,*], ZHANG Tianyu[2,3], LU Shan[4], XU Jingwen[2,3]

(1. Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. State Key Laboratory of Aerospace Dynamics, Xi'an Satellite Monitoring Center, Xi'an 710041, China;
3. Department of Electronic Information and Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710072, China;
4. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: In this paper, a software system is designed and implemented, which uses space-based observation sequence to reconstruct the 3D non-cooperative target based on the thought of software defined satellites. Considering the interaction between the satellite and the ground users, the system consists of two parts: software on the satellite cloud node and an APP on the ground users. In this system, normal users can watch the 3D structure of the space targets in real time and improve their knowledge of the space. For researchers, the 3D reconstruction of non-cooperative targets is the basis for further research such as capturing and providing on-orbit services. In order to meet the further requirements of non-cooperative target orbit and pose determination, the system provides the position information of matching feature points generated in 3D reconstruction and the vector information between non-cooperative target and camera ontology. In order to solve the problem of sparse point clouds and poor visualization in 3D reconstruction using structure from motion (SFM), Poisson surface distribution reconstruction is carried out on the basis of sparse point cloud reconstruction using SFM to obtain dense and uniform grid surface. Owing to the lack of the non-cooperative space target imaging data, the ground imaging simulation is carried out to verify the algorithm. The results show that this method can be used to reconstruct the 3D non-cooperative target and the reconstruction is accurate. Meanwhile, the recovery 3D point cloud can be used to determine the orbit and attitude of the non-cooperative space target.

Keywords: space non-cooperative target; 3D reconstruction; structure from motion (SFM); CMVS/PMVS; software system; smartphone APP

Received: 2018-06-13; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-09-06 13:52
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180905.0946.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: hpliu@tsinghua.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0346

纳卫星电磁对接机构技术

慕忠成[1], 叶东[2], 吴树范[1,*]

(1. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 在轨服务是未来卫星主要发展趋势之一,在轨软件重构和硬件重构技术是其主要核心技术。基于此,首先创新移植电磁原理和"笔帽式"锁紧原理,提出了一种适用于立方体纳卫星的1U微型电磁对接硬件重构设计方案。然后,基于所设计的电磁对接机构,通过电磁力和力矩精确模型和远场模型的比较分析,明确了远场模型适用范围为对接距离大于0.1 m。最后,利用数值仿真方法,分析得到单个线圈和含铁芯的通电螺线管比值约在10^{-8}~10^{-4}量级,为远场模型的修正提供参考。

关 键 词: 纳卫星; 在轨重构; 电磁对接; 螺线管线圈; 非线性
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2644-07

随着微电子、微机械系统和集成电路的快速发展,卫星小型化技术有了大幅进步。在此背景下,1999年,斯坦福大学的Bob Twiggs提出立方星,引起了广泛关注[1]。立方星形状如名,是边长为10 cm的立方体,输出功率相当于手机,在几瓦范围内,重量不足1.3 kg[1-2]。立方星大量采用货架产品,具有成本低、研制周期短、扩展性强等特点,一般应用于小型试验、对地观测和业余无线电通信等。统计显示,2013—2015年,274颗立方星已成功发射。2014年,立方星被《科学》杂志评选为10大科学突破之一。一方面,随着载荷技术的提升,立方星空间应用得到拓展,已经开始由"试验应用型"向"业务服务型"转变[3-5],另一方面,在轨重构和在轨组装引起越来越多研究人员的关注。然而传统的在轨交汇对接技术主要通过推力器配合相应敏感器实现,在近距离对接阶段,为避免碰撞,控制精度要求相对比较高,并且容易产生羽流污染和冲击力等方面的问题。对此,利用电磁技术实现在轨交汇对接成为近几年研究热点,尤其是针对电磁对接中的动力学及控制问题[6-10]。对比基于推力器的对接方式,电磁对接技术不需要消耗燃料,且无对接冲击和羽流污染等优势[11]。但是,在现有技术条件下,由于其所能够提供的电磁力量级较小,仅适用微小型航天器的对接驱动需求[12-13]。

综上所述,电磁对接技术与立方星技术的结合,不仅弥补了当前电磁对接技术的缺陷,而且进一步促进了立方星空间应用,增强立方星空间重构特性,一定程度上补偿软件重构的不足。利用电磁对接技术,具有模块化标准化特性的立方星可以像乐高积木一样,进行空间自主分离和重组。本文以此为背景,首先,结合立方星自身约束,设计出一种适用于立方星的低成本电磁对接机构。然后,通过理论分析,给出了适用于工程应用的电磁力和电磁力矩模型,并通过数值仿真方法,研究了铁芯的影响,以此来弥补理论分析的不足。

1 电磁对接机构设计

电磁对接的主要特征是电磁体之间的作用力

收稿日期: 2018-06-11; **录用日期**: 2018-09-03; **网络出版时间**: 2018-09-10 16:42
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180907.0959.001.html
基金项目: 上海市青年科技英才扬帆计划(SHKW15YF01); 中国科学院国防科技创新基金(Y423931262)
* **通信作者**. E-mail: shufan.wu@sjtu.edu.cn

引用格式: 慕忠成, 叶东, 吴树范. 纳卫星电磁对接机构技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2644-2650.
MU Z C, YE D, WU S F. Technology of electromagnetic docking mechanism using nanosatellites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2644-2650 (in Chinese).

北航学报 赠阅

随距离的增加而减小,其量级与电磁体材料与结构密切相关[8]。在距离范围、功耗、质量等约束下,适用于微纳卫星编队飞行与交会对接所需大小的电磁力/力矩,当前主要存在 2 种电磁力产生方式:一是采用“超导线圈”;二是在普通线圈中加铁芯以增加电磁力[14-15]。

超导体材料对热环境的要求比较苛刻,在地面试验中需要采用液氮冷却,在太空中需要设计专门的热系统进行制冷,从而增加额外的制冷设备和功耗,不适用立方星。螺线管中插入铁芯可以增加磁场磁通量,并且结构简单、功耗小,适用于立方星。对此,本文以螺线管电磁铁作为电磁对接机构的设计基础,设计了一种适用于 1U 立方星结构的电磁对接机构。

电磁对接机构由 2 部分组成,一部分为能够产生对接驱动力的电磁装置,另一部分为用于对接和锁紧的对接端口。考虑到立方星尺寸限制,2 部分均秉承结构简单、占用空间小设计原则。电磁装置采用含铁芯的直流螺线管式电磁铁结构,选择软磁材料 1J50 作为铁芯,其具有低矫顽力和高磁导率、易于磁化和退磁等优势,减少了由于剩磁原因对卫星姿控系统的影响。

螺线管电磁铁直径、长度、线圈匝数等主要通过卫星本身体积约束、功耗约束以及发热平衡约束迭代设计获得,主要设计过程如图 1 所示。

首先,利用经验公式(1)~式(4),获得圆形铜导线基本参数:

$$In \approx 5\sqrt{\frac{PA_0}{l_{av}}} \tag{1}$$

$$A_a = 0.02\frac{Inl_{av}}{U} \tag{2}$$

$$d_d = 0.16\sqrt{\frac{Inl_{av}}{U}} \tag{3}$$

$$n = 0.64\frac{A_0}{d_d^2} \tag{4}$$

式中:In 为安匝数,I 为线圈电流,n 为线圈匝数;P 为线圈额定功率;A_0 为线圈窗口截面积;l_{av} 为线圈平均长度;U 为线圈电压;A_a 为线圈带绝缘导线截面积;d_d 为线圈带绝缘导线线径。

其次,通过发热平衡约束设计磁棒参数,磁棒参数包括磁芯材料、直径、长度及绕线后的外径。其中磁芯直径由纳卫星的重量和体积限制,长度由线圈长度确定,发热方程为

$$P_t = a_1 S_a + a_2 S_M \tag{5}$$

式中:P_t 为发热平衡功率;S_a 和 S_M 分别为与空气和金属接触的散热面;a_1 和 a_2 分别为单位散热面上所散出的功率,是由线圈厚度和类型得到的经验值。

再次,基于上述约束,最终确定螺线管电磁铁设计参数:磁芯直径为 10 mm,长度为 97 mm。线圈直径为 0.65 mm,绕线长度为 88 mm,线圈匝数为 975 ±5,线圈厚度为 5 mm。绕制完成的螺线管电磁铁如图 2 所示。

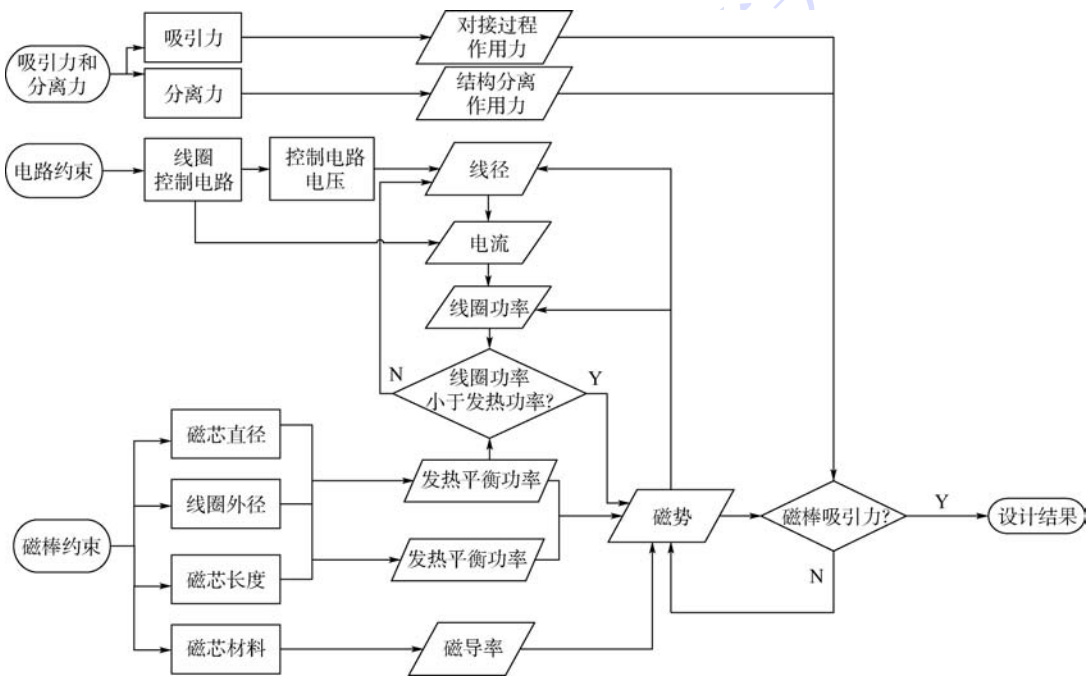


图 1　螺线管电磁铁设计参数获取过程

Fig. 1　Gaining process of solenoid electromagnet design parameters

北航学报 赠阅

电磁对接机构采用“类杆-锥式”对接方式，此类对接方式对比异体同构周边式对接机构，结构更加简单、质量较轻、使用可靠且应用广泛，适用于纳卫星。对接端口分为对接杆和接纳锥 2 部分，分别安装于主动卫星和被动卫星，如图 3 所示。对接杆与接纳锥通过螺线管电磁铁所产生的磁力驱动近距离对接过程。采用“笔帽式”锁紧方式进行锁紧，对接杆外部有一圈球状挡位，接纳锥的内部有 3 个半球状卡扣，当对接杆进入接纳锥内部时，在轴向力的控制下，对接杆外部与接纳锥内部可通过球面接触实现对接锁定与脱离。卡扣与挡位均由弹性材料制备，当对接杆进入接纳锥后，对接杆上的挡位与接纳锥内的卡扣相互接触挤压，发生弹性变形。变形后的挡位和卡扣在材料恢复力的作用下使对接杆上的挡位与接纳锥内的卡扣相互夹紧。该锁紧原理机械结构简单、质量轻、体积小、对控制精度要求低，适用于纳卫星，对接过程如图 4 所示。

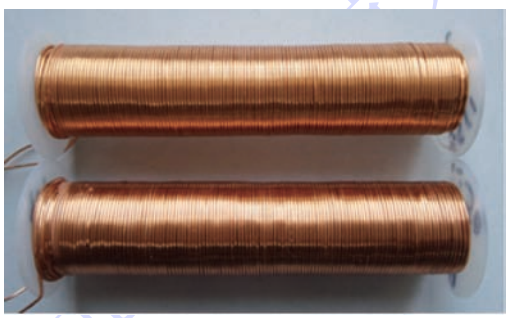


图 2 含铁芯的螺线管电磁铁

Fig. 2 Solenoid electromagnet with iron core

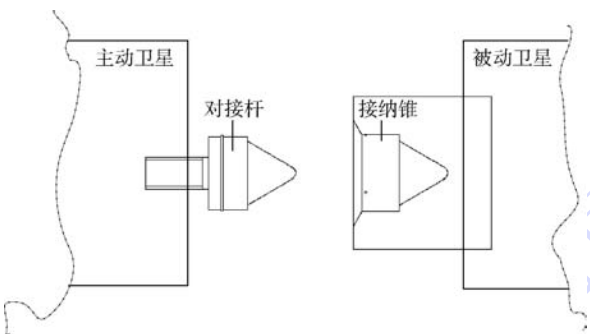


图 3 锁紧机构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of locking mechanism

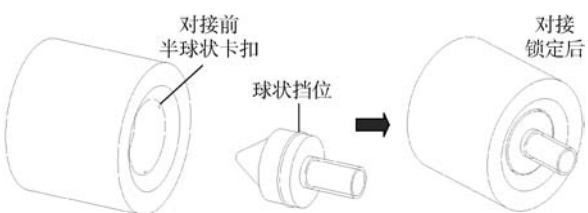


图 4 对接锁紧过程

Fig. 4 Docking locking process

最后，基于自由度约束准则，采用 3 组对接端口分布于同一圆周设计布局，实现主动卫星与被动卫星之间 6 个自由度的动力学约束，如图 5 所示，F 为自由度。

综上所述，基于螺线管电磁铁、对接端口以及 1U 立方星优化布局 3 个方面的分析设计，实现了 1U 电磁对接机构的设计，如图 6 所示。

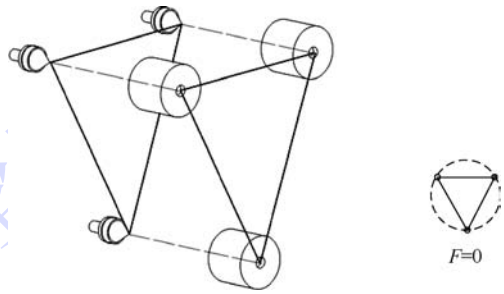


图 5 自由度约束设计

Fig. 5 Freedom degree constraint design

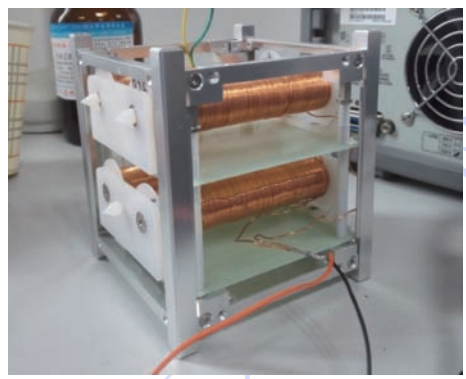


图 6 1U 电磁对接机构实物图

Fig. 6 Picture for 1U electromagnetic docking mechanism

2 电磁力/力矩模型简化

2.1 通电螺线管模型的简化

针对第 1 节电磁对接机构，对电磁力/力矩模型进行简化，将有限长通电螺线管模型简化为单匝线圈模型，通电线圈与通电螺线管模型如图 7 所示。

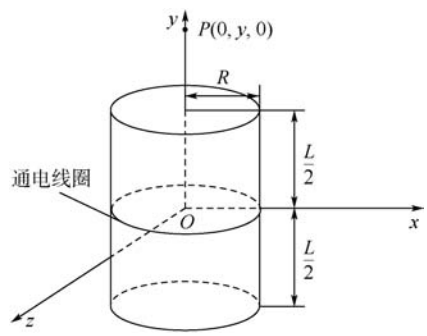


图 7 通电线圈与通电螺线管模型

Fig. 7 Electrified coil and solenoid model

对单匝线圈与通电螺线管在轴线上所产生的磁场进行对比分析。单个线圈轴线上磁场表达式为

$$B_1 = \frac{\mu_0 n I R^2}{2|\boldsymbol{z}-\boldsymbol{R}|^3} \tag{6}$$

通电螺线管轴线上磁场表达式为

$$B_2 = \frac{\mu_0 n I}{2}\left[\frac{z+\frac{L}{2}}{\sqrt{R^2+\left(z+\frac{L}{2}\right)^2}} - \frac{z-\frac{L}{2}}{\sqrt{R^2+\left(z-\frac{L}{2}\right)^2}}\right] \tag{7}$$

式中：$\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7}\ \mathrm{N/A^2}$ 为真空磁导率；R 为电流线圈的半径；L 为通电螺线管长度。

分析结果表明：在距离较远时，两者相差不大，在距通电螺线管端部中心距离 d 在 0.2 ~ 1 m 之间，可以认为两者的比值 $c = B_1/B_2 = 0.2$，如图 8所示。

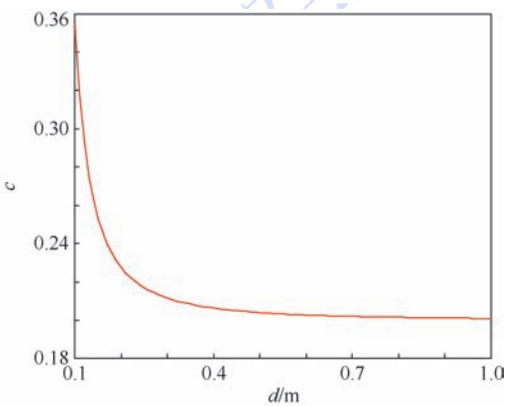


图 8　通电螺线管与单个线圈轴线上磁场比值

Fig. 8　Magnetic field ratio between electrified solenoid and single coil axis

2.2　精确模型和远场模型

通过毕奥-萨伐尔定理，利用多重积分可得到精确的单个线圈电磁力模型，但该模型非解析，因此本文采用泰勒一阶展开式进行简化近似。电磁对接机构空间位置示意图如图 9 所示，a_1、a_2、a_3、a_4 为航天器 a 的 4 个通电螺线管，b_1、b_2、b_3、b_4 为航天器 b 的 4 个通电螺线管，d_1 为每一个螺线管间距，2 个航天器间距相同。

精确电磁力和电磁力矩为

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}_{a1} = \dfrac{\mu_0 n^2 I_a I_b}{4\pi}\oint\left(\oint \dfrac{\boldsymbol{r}\times \mathrm{d}\boldsymbol{l}_b}{r^2}\right)\times \mathrm{d}\boldsymbol{l}_a \\ \boldsymbol{\tau}_{a1} = \dfrac{\mu_0 n^2 I_a I_b}{4\pi}\oint \boldsymbol{R}\times\left[\left(\oint \dfrac{\boldsymbol{r}\times \mathrm{d}\boldsymbol{l}_b}{r^2}\right)\times \mathrm{d}\boldsymbol{l}_a\right] \end{cases} \tag{8}$$

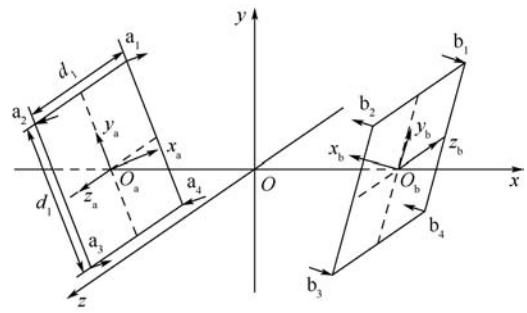


图 9　电磁对接机构空间位置示意图

Fig. 9　Schematic diagram of spatial position for electromagnetic docking mechanism

式中：$\mathrm{d}\boldsymbol{l}_a$ 和 $\mathrm{d}\boldsymbol{l}_b$ 为线圈矢量微元；$\boldsymbol{r}$ 为线圈微元到空间点的距离。

通过泰勒一阶展开而简化的远场电磁力和电磁力矩为

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}_{a2} = \dfrac{3\mu_0}{4\pi}\left[\dfrac{\boldsymbol{\mu}_a\cdot\boldsymbol{\mu}_b}{\boldsymbol{d}_{ba}^5}\boldsymbol{d}_{ba} + \dfrac{\boldsymbol{\mu}_a\cdot\boldsymbol{d}_{ba}}{\boldsymbol{d}_{ba}^5}\boldsymbol{\mu}_b + \dfrac{\boldsymbol{\mu}_b\cdot\boldsymbol{d}_{ba}}{\boldsymbol{d}_{ba}^5}\boldsymbol{\mu}_a - 5\dfrac{(\boldsymbol{\mu}_a\cdot\boldsymbol{d}_{ba})(\boldsymbol{\mu}_b\cdot\boldsymbol{d}_{ba})}{\boldsymbol{d}_{ba}^7}\boldsymbol{d}_{ba}\right] \\ \boldsymbol{\tau}_{a2} = \dfrac{\mu_0}{4\pi}\boldsymbol{\mu}_a\times\left[\dfrac{3\boldsymbol{d}_{ba}(\boldsymbol{\mu}_b\cdot\boldsymbol{d}_{ba})}{\boldsymbol{d}_{ba}^5} - \dfrac{\boldsymbol{\mu}_b}{\boldsymbol{d}_{ba}^3}\right] \end{cases} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{d}$ 为两航天器的相对距离矢量，下标 ba 表示从航天器 b 指向航天器 a；$\boldsymbol{\mu}$ 为磁矩矢量，下标 a 和 b 分别表示航天器 a 和航天器 b。

为比较分析 2 种模型，本文从强度和角度 2 方面进行误差特性分析，基本方程如式(10) ~ 式(13)所示，其中 Δ_1 和 Δ_2 分别表示电磁力强度误差和角度误差，Δ_3 和 Δ_4 分别表示电磁力矩强度误差和角度误差。

$$\Delta_1 = \frac{\|\boldsymbol{F}_{a1}-\boldsymbol{F}_{a2}\|}{\|\boldsymbol{F}_{a1}\|} \tag{10}$$

$$\Delta_2 = \arccos\left(\frac{\|\boldsymbol{F}_{a1}-\boldsymbol{F}_{a2}\|}{\|\boldsymbol{F}_{a1}\|}\right) \tag{11}$$

$$\Delta_3 = \frac{\|\boldsymbol{\tau}_{a1}-\boldsymbol{\tau}_{a2}\|}{\|\boldsymbol{\tau}_{a1}\|} \tag{12}$$

$$\Delta_4 = \arccos\left(\frac{\|\boldsymbol{\tau}_{a1}-\boldsymbol{\tau}_{a2}\|}{\|\boldsymbol{\tau}_{a1}\|}\right) \tag{13}$$

一方面，针对电磁力，对 2 种模型进行比较分析，仿真分析结果表明，电磁力强度以及角度的误差相对于卫星之间距离呈现递减趋势(见图 10 ~ 图 13)。2 个卫星的角度在 10° 以内时，在 $d \geqslant 0.1$ m的条件下，强度和方位的误差分别在 2% 和 1°以内。则存在以下合理的假设：远场电磁力模型成立的条件为 $d \geqslant 0.1$ m。需要特别说明的是：α 和 β 分别为 2 个螺线管线圈截面在 y 方向和

北航学报 赠阅

z 方向的初始夹角,坐标系的定义如图 9 所示。

另一方面,针对电磁力矩模型,对其进行了同样的误差分析,结果表明,远场模型的电磁力矩强度误差随着相对距离的减小而逐渐增大,呈现出与精确模型一样的趋势。2 颗卫星的角度在 10°以内时,当 $d \geqslant 0.1$ m,强度误差 Δ_3 均小于 3%。方位误差的变化具有比较大的波动,但在距离满足 $d \geqslant 0.1$ m 的条件下,误差均小于 1.5×10^{-6}°。

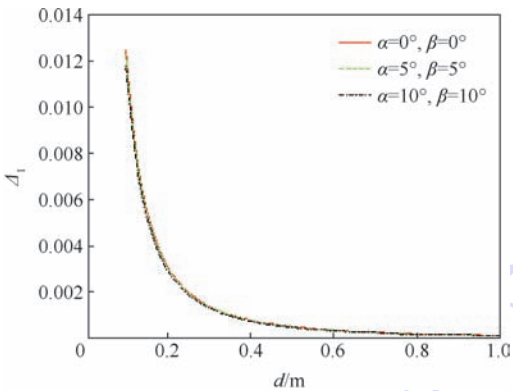


图 10 电磁力强度误差与距离及角度的关系

Fig. 10 Change of strength error of electromagnetic force with distance and angle

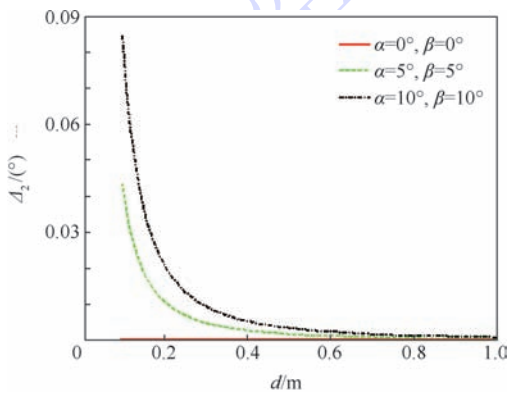


图 11 电磁力角度误差与距离及角度的关系

Fig. 11 Change of angle error of electromagnetic force with distance and angle

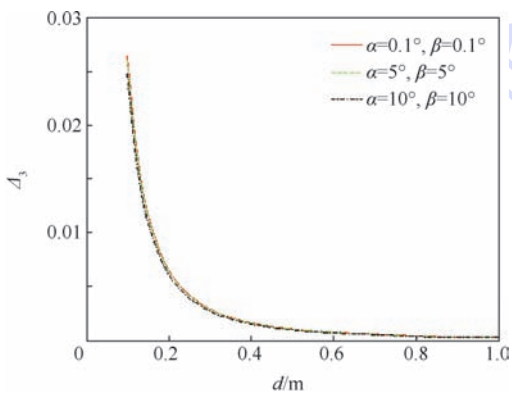


图 12 电磁力矩强度误差与距离及角度的关系

Fig. 12 Change of strength error of electromagnetic moment with distance and angle

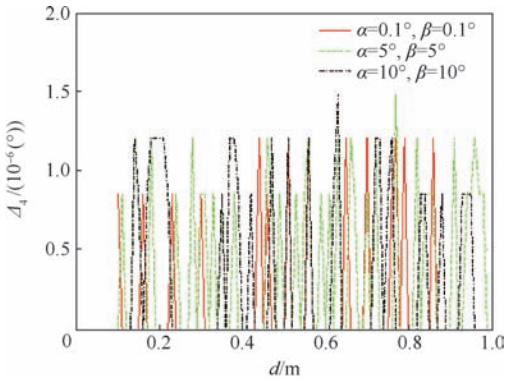


图 13 电磁力矩角度误差与距离及角度的关系

Fig. 13 Change of angle error of electromagnetic moment with distance and angle

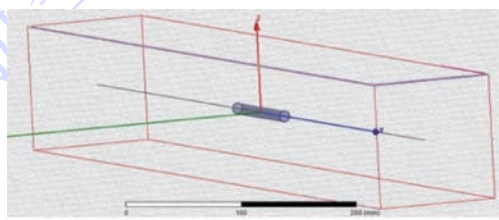
综上分析,当对接距离大于 0.1 m 时,远场模型与精确模型的误差是在工程应用可接收范围内,而本文设计的电磁对接机构,在完成对接情况下,中心距离恰为 0.1 m,进而说明远场模型适用于本文所设计的电磁对接机构。

3 铁芯对螺线管电磁铁的影响

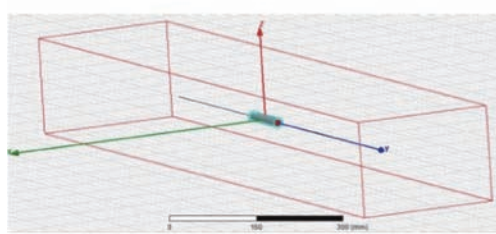
由于理论推导的复杂性,在第 2 节分析中并没有考虑铁芯的影响,对此本文进一步通过数值仿真分析方法,对铁芯的影响进行了分析。

图 14 给出了 Maxwell 3D 仿真模型。分析结果表明(见图 15),单一螺线管在轴线方向磁场强度分布均匀,但对于含铁芯的螺线管在轴线方向磁场强度峰值现象明显,成对称式分布。两者电磁强度相差明显,插入铁芯的螺线管电磁强度显著增加。

同时,为了定量的给出2种模型磁感应强度



(a) 单一螺线管模型



(b) 含铁芯的螺线管模型

图 14 2 种螺线管 Maxwell 3D 仿真模型

Fig. 14 Two kinds of Maxwell solenoid 3D simulation model

的不同,本文对单个线圈和含铁芯的通电螺线管进行了比较分析,分析结果如图 16 所示。在距离对接中心较近时,两者比值约在 10^{-4} 量级;随着距离的增加,2 个模型的比值约在 10^{-8} 量级。此分析结果可对远场模型进行修正,弥补远场模型没有考虑铁芯而产生的误差。

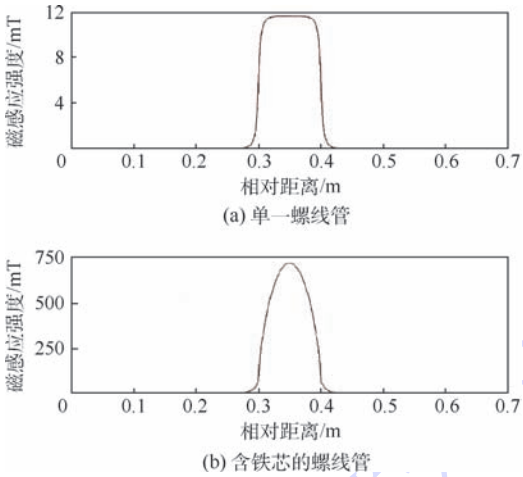


图 15　单一螺线管和含铁芯螺线管轴线上磁感应强度分布

Fig. 15　Magnetic induction intensity distribution in axial direction for electrified solenoid with single solenoid and iron core

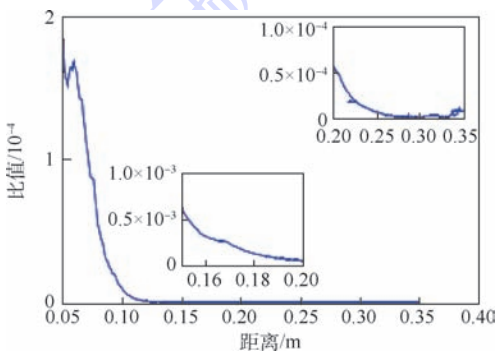


图 16　单个线圈与通电螺线管磁感应强度比较分析

Fig. 16　Magnetic induction intensity comparison analysis between single coil and electrified solenoid

4　结　论

1)本文基于电磁原理,在立方星约束条件下,设计了一种 1U 立方星电磁对接机构。

2)创新性提出了一种“笔帽式”锁紧对接端口。

3)通过对电磁力和力矩精确模型和远场模型的比较分析,明确了远场模型的范围。

4)进一步,利用数值仿真分析方法,给出了铁芯对磁感应强度的影响,为理论分析的经验纠正奠定了基础。

参考文献(References)

[1] WOELLERT K, EHRENFREUND P, RICCO A J, et al. Cubesat: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations [J]. Advances in Space Research, 2011, 47(4): 663-684.

[2] SELVA D, KREJCI D. A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for earth observation [J]. Acta Astronautica, 2012, 74(27): 50-68.

[3] SHIMMIN R, SCHALKWYCK J, PEREZ A D, et al. Small spacecraft state of the art report 2015 [C] // NASA Technical Memorandum. Washington, D. C: NASA, 2016.

[4] SCHOL Z, JUANG J N. Toward open source CubeSat design [J]. Acta Astronautica, 2015, 115: 384-392.

[5] 苏瑞丰,张科科,宋海伟. 甚小型卫星发展综述[J]. 航天器工程,2012,22(6):104-111.
SU R F, ZHANG K K, SONG H W. Summarization of very small satellite development [J]. Spacecraft Engineering, 2012, 22(6): 104-111(in Chinese).

[6] KONG E M C, KWON D W, SCHWEIGHART S A, et al. Electromagnetic formation flight for multisatellite arrays [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(4): 659-666.

[7] MILLER D W, SEDWICK R J, KONG E M C, et al. Electromagnetic formation flight for sparse aperture telescopes [C] // Aerospace Conference Proceedings. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 729-742.

[8] FEHSE W. Automated rendezvous and docking of spacecraft [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2003: 200-201.

[9] RINGELBERG J. Docking assembly techniques and challenges [C] // AIAA Space Conference & Exposition. Reston: AIAA, 2007: 1-5.

[10] JOSEPH P S. Dynamics of reconfigurable multibody space systems connected by magnetic flux pinning [D]. New York: Cornell University, 2011: 4-10.

[11] 朱仁璋,王鸿芳,丛云天,等. 中外交会对接技术比较研究[J]. 航天器工程,2013,22(3):8-15.
ZHU R Z, WANG H F, CONG Y T, et al. Comparative study of chinese and foreign rendezvous and docking technologies [J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(3): 8-15(in Chinese).

[12] 张元文,杨乐平. 空间电磁对接控制问题[J]. 控制理论与应用,2010,27(8):1069-1074.
ZHANG Y W, YANG L P. The control of spatial electromagnetic docking [J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(8): 1069-1074(in Chinese).

[13] ZHANG Y, YANG L, ZHU Y, et al. Self-docking analysis and velocity-aimed control for spacecraft electromagnetic docking [J]. Advances in Space Research, 2016, 57(11): 2314-2325.

[14] 张三慧. 大学物理学-电磁学 [M]. 北京:清华大学出版社,1999:120-130.
ZHANG S H. University physics-electromagnetism [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1999: 120-130(in Chinese).

[15] 张元文,杨乐平. 空间电磁对接的非线性控制[J]. 控制理论与应用,2011,28(8):1181-1186.
ZHANG Y W, YANG L P. Nonlinear control of space electro-

北航学报 赠阅

magnetic docking[J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(8): 1181-1186(in Chinese).

作者简介:

慕忠成 男,博士,助理研究员。主要研究方向:微纳卫星系统设计、微纳卫星结构设计。

吴树范 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:微纳卫星系统设计、导航制导与控制以及空间技术与应用。

Technology of electromagnetic docking mechanism using nanosatellites

MU Zhongcheng[1], YE Dong[2], WU Shufan[1,*]

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: On-orbit service is one of the main developing trends of future satellites, where on-orbit software reconfiguration and hardware assembly are the key technologies. In this paper, combined with the electromagnetic technology and "pen cap" docking mechanism, an autonomous rendezvous and docking control mechanism with 1U dimension was designed to be used in the cubesat field. And based on the designed electromagnetic docking mechanism, the comparison between precise model and distant field model of electromagnetic force and moment was conducted, and the application range for distant field model with docking distance more than 0.1 m was gained. Using simulation analysis method, it is found that the ratio of without iron core and with iron core is in the range of 10^{-8} ~ 10^{-4}, which provides reference for distant field model correction.

Keywords: nanosatellite; on-orbit reconfiguration; electromagnetic docking; solenoid coil; nonlinear

Received: 2018-06-11; **Accepted**: 2018-09-03; **Published online**: 2018-09-10 16:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180907.0959.001.html

Foundation items: Shanghai Sailing Program (SHKW15YF01); CAS National Defense Science and Technology Innovation Fund of CAS (Y423931262)

* **Corresponding author**. E-mail: shufan.wu@sjtu.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0357

基于深度强化学习的软件定义卫星姿态控制算法

许轲, 吴凤鸽*, 赵军锁
(中国科学院软件研究所, 北京 100190)

摘 要: 深度强化学习(DRL)作为一种新型的基于机器学习的控制算法,在机器人和无人机等智能控制领域展现出了优异的性能,而卫星姿态控制领域仍然在广泛使用传统的PID控制算法。随着卫星的小型化、智能化以至软件定义卫星的出现,传统控制算法越来越难以满足姿态控制系统对适应性、自主性、鲁棒性的需求。因此对基于深度强化学习的姿态控制算法进行了研究,该算法使用基于模型的算法,比非基于模型的算法拥有更快的收敛速度。与传统控制策略相比,该算法无需对卫星的物理参数和轨道参数等先验知识,具有较强的适应能力和自主控制能力,可以满足软件定义卫星适应不同硬件环境,进行快速研发和部署的需求。此外,该算法通过引入目标网络和并行化启发式搜索算法之后,在网络精度和计算速度方面进行了优化,并且通过仿真实验进行了验证。

关 键 词: 强化学习; 深度学习; 智能控制; 卫星姿态控制; 软件定义卫星
中图分类号: V448.22+3; TP273+.2
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2651-09

近年来,随着卫星软硬件技术的迅速发展,卫星逐渐向小型化、低成本化、快速设计及部署的方向发展,每年有过百颗小卫星成功发射,这些小卫星有着不同的载荷和任务目标、物理参数和轨道等,因此对其姿态控制系统的要求也不尽相同。而随着软件定义卫星概念的提出,利用可重组的动态载荷和智能性更强的姿态控制算法,有助于研发出更加通用的姿态控制系统。此外,随着卫星数量的增加,地面测控系统也越来越难以满足需求,太空环境的不稳定性[1]和卫星本身可能出现的故障[2-3]等因素也对卫星姿态控制系统的自主性和适应性提出了更高的要求。因此,有必要研发新型的卫星姿态智能控制系统。

基于深度学习和强化学习算法已经成功地解决了很多具有挑战性的问题,如围棋程序和机器人学习[4]。AlphaZero[5]作为基于深度强化学习的围棋程序新版本,在棋类游戏的离散状态空间下已经体现出了其在没有棋谱等先验知识的情况下学会多种棋类游戏并且超越人类的能力。引导策略搜索(Guided Policy Search,GPS)[4]作为一种基于模型(model-based)的算法,可以在机器人控制这种高维连续状态空间下重复实验中不断优化控制效果,完成机器人拾取物体等动作。而深度确定性策略梯度(Deep Deterministic Policy Gradient,DDPG)算法[6]作为一种非基于模型(model-free)的算法,也在OpenAI Gym[7]仿真平台上实现了多种控制任务的自主学习,完成传统控制算法难以完成的复杂控制目标,如自主学习双足行走等。这些实验结果表明深度强化学习(Deep Reinforcement Learning,DRL)算法可以达到软件定义卫星

收稿日期: 2018-06-13; **录用日期**: 2018-08-14; **网络出版时间**: 2018-08-21 21:11
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.0923.002.html
* **通信作者**. E-mail: fengge@iscas.ac.cn

引用格式: 许轲, 吴凤鸽, 赵军锁. 基于深度强化学习的软件定义卫星姿态控制算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2651-2659. XU K, WU F G, ZHAO J S. Software defined satellite attitude control algorithm based on deep reinforcement learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2651-2659 (in Chinese).

北航学报 赠阅

姿态控制系统对自主性、智能性、适应性的要求。

然而机器学习算法普遍对计算平台的计算能力和存储能力有较高的要求，卫星姿态控制系统往往使用的是 PID 控制[8-9]、滑模控制[10]、模糊控制[11-12]等传统控制算法。PID 控制算法易于理解和实现，需要的计算资源少，仍然是目前卫星姿态控制使用的主流基础控制算法，然而该算法需要针对不同的硬件系统和软件进行调节，无法快速适应空间环境的变化和空间任务的变化。滑模控制的主要目的是处理控制系统的非线性，和 PID 控制一样，有自适应能力的问题。智能控制算法如模糊控制，提升了系统的适应能力，然而模糊控制系统需要专家知识进行系统设计，而不是根据实时生成的数据进行调节。软件定义卫星搭载的超算平台大大提升了卫星的计算能力，因此使得基于机器学习的控制算法成为可能，从而进一步提升控制算法的自适应能力和自主性。

本文使用了基于模型的深度强化学习算法来建立姿态控制系统。该算法主要由 3 部分构成：动力学模型网络、控制策略网络以及基于启发式搜索的优化方法。其中，动力学模型网络使用深度学习网络、可以根据地面仿真和在线生成数据的学习生成动力学模型，使用基于模型的算法比非基于模型的算法收敛速度更快，可以更快的速度找到优化策略。控制策略网络同样使用深度学习网络，可以根据地面仿真和启发式搜索优化的效果来学习控制策略，同时为启发式搜索的优化提供具有一定效果的初始策略，加速算法的收敛。启发式搜索根据动力学模型和强化学习原理进行策略迭代，在每一步实际执行控制策略时寻找更优的策略。通过这种深度强化学习算法，姿态控制系统可以在卫星物理参数未知、执行机构和传感器不同、卫星轨道不同的情况下根据在线生成的数据不断优化姿态控制的效果。

1 基本理论

背景分为 3 个部分，包括姿态仿真系统、传统控制算法和强化学习算法。首先介绍姿态仿真系统，由于卫星发射成本较高，在进行姿态控制算法实验时，需要在仿真环境下进行仿真实验，仿真系统主要考虑到卫星姿态动力学、运动学模型和空间干扰力矩。卫星的姿态动力学介绍卫星角速度随执行机构控制力矩的变化规律，运动学模型介绍卫星姿态四元数随角速度的变化规律。卫星姿态动力学和运动学模型是进行卫星姿态控制的基础模型。然后介绍传统控制算法，PID 控制算法仍然是卫星姿态控制的主流算法，因此主要介绍基于 PID 的卫星姿态控制算法相关研究进展。最后介绍强化学习算法的基础，主要介绍应用较为广泛的 Q 学习算法，以及在 Q 学习基础上结合深度学习发展起来的深度强化学习。

1.1 卫星姿态动力学和运动学模型

如图 1 所示，卫星姿态动力学模型的输入为卫星所受的空间环境力矩，输出为卫星姿态角速度，动力学模型主要依赖于卫星的动力学方程。

如果假设卫星为刚体，那么卫星姿态的动力学模型表达式为

$$\boldsymbol{M} = \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{H}}{\mathrm{d}t} = \dot{\boldsymbol{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{H} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{M}$ 为卫星的控制力矩，为 3 维空间矢量；$\boldsymbol{H}$ 为卫星的角动量；$\boldsymbol{\omega}$ 为卫星的角速度；t 为时间。式(1)表示了卫星的角速度和控制力矩根据转动惯量变化的关系。

以四元数表示卫星的姿态，那么卫星姿态运动学表达式为

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega(\boldsymbol{\omega})q \tag{2}$$

式中：q 为卫星的姿态四元数；$\dot{q}$ 为卫星姿态四元数的变化速度；$\Omega(\boldsymbol{\omega})$ 为根据角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 产生的转动方程，定义如下：

$$\Omega(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中：ω_x、ω_y 和 ω_z 分别为卫星姿态角速度在三维坐标轴的分量。

此外，卫星的姿态还会受到空间干扰力矩的影响，主要包括重力梯度力矩、空气阻力力矩、太阳光压力矩和潮汐力矩等。

根据文献[13]的摄动力数据，结合经验公式推算出干扰力矩如表 1 所示，可见在不同的轨道高度下，不同类型的干扰力矩对姿态的影响也有所不同。在低轨状态下，地球重力梯度力矩和空气阻力力矩是主要的干扰力矩；在中轨状态下，地

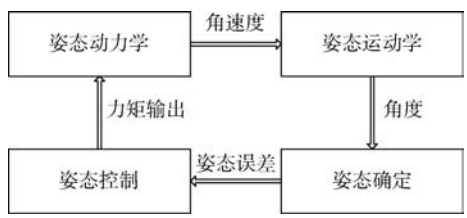


图 1 卫星姿态控制系统过程图

Fig. 1 Procedure chart of satellite attitude control system

北航学报 赠阅

表 1　3 种经典轨道状态下的干扰力矩

Table 1　Disturbance torque under three classic orbit states　　N·m

干扰力矩	低轨(200 km)	中轨(1 000 km)	地球同步轨道(35 800 km)
地球重力梯度	10^{-3}	10^{-3}	10^{-7}
空气阻力	0.4×10^{-5}	10^{-9}	0
太阳光压	0.2×10^{-8}	10^{-9}	0.4×10^{-9}
太阳重力梯度	0.3×10^{-7}	0.5×10^{-7}	0.2×10^{-6}
月球重力梯度	0.6×10^{-7}	0.1×10^{-6}	0.5×10^{-6}
太阳潮汐	0.4×10^{-7}	0.4×10^{-7}	10^{-11}
月球潮汐	0.5×10^{-7}	0.3×10^{-7}	0.8×10^{-11}

球重力梯度力矩依旧是主要的干扰力矩,而空气阻力力矩已经大幅下降,太阳光压力矩、月球和太阳重力梯度力矩影响增大;而在地球同步轨道状态下,地球重力梯度力矩也大幅下降,空气阻力力矩则可以忽略不计。

主要考虑了 3 种干扰力矩的影响:地球重力梯度力矩、空气阻力力矩和太阳光压力矩。每种干扰力矩的影响主要依据文献中使用的经验公式进行仿真计算。

地球重力梯度力矩计算式为[14]

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{g}}=\frac{3\mu}{\|\boldsymbol{R}\|^{3}}(R_{3}\times I R_{3}) \tag{4}$$

式中:μ 为地球重力参数;$\|\boldsymbol{R}\|$为卫星到地球中心的距离;I 为卫星的转动惯量;R_3 为卫星轨道参数。

空气阻力力矩计算式为[14]

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{a}}=\frac{1}{2}C_{D}\rho V_{\mathrm{r}}^{2}A(\boldsymbol{C}_{p}\times\boldsymbol{v}) \tag{5}$$

式中:C_D 为空气阻力参数;ρ 为大气密度参数,由标准大气模型计算得到;V_{r} 为卫星相对于大气的速度;A 为卫星的迎风面积;$\boldsymbol{C}_p$ 为压力中心相对于卫星中心距离的向量;$\boldsymbol{v}$ 为风速的单位方向向量。这些参数可以根据经验进行初始化。

太阳光压力矩计算式为[15]

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{s}}=-PA\cos\alpha(C_{n}\boldsymbol{e}_{n}+C_{t}\boldsymbol{e}_{t}) \tag{6}$$

式中:P 为距离 1 AU 的太阳辐射压力常数,1 AU≈1.496×10^{11} m;$\boldsymbol{e}_n$ 和 $\boldsymbol{e}_t$ 分别为卫星的法向和切向向量;α 为太阳角度;C_n 和 C_t 表达式分别为

$$C_{n}=(1+c_{\mathrm{r}}c_{\mathrm{s}})\cos\alpha+B_{\mathrm{f}}c_{\mathrm{r}}(1-c_{\mathrm{s}})+\frac{e_{\mathrm{f}}B_{\mathrm{f}}-e_{\mathrm{b}}B_{\mathrm{b}}}{e_{\mathrm{f}}+e_{\mathrm{b}}}(1-c_{\mathrm{r}})$$

$$C_{t}=(1-c_{\mathrm{r}}c_{\mathrm{s}})\sin\alpha$$

其中:c_{r} 为表面反射率;c_{s} 为镜面反射系数;e_{f} 和 e_{b} 分别为前向和后向辐射系数;B_{f} 和 B_{b} 分别为前向和后向的非朗伯系数。

将 3 种干扰力矩和控制力矩 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}$ 相叠加,可以给出卫星所受的合力矩的影响,即本节所述的卫星姿态动力学方程中的 $\boldsymbol{M}$ 值:

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{g}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{s}} \tag{7}$$

1.2　基于 PID 的卫星姿态控制算法

虽然 PID 控制有前面所述的缺点,但因为其实现简单,计算资源要求较低,仍然被大量卫星姿态控制系统所使用。PID 控制算法的定义如下[16]:

$$a(t)=K_{\mathrm{p}}e(t)+K_{\mathrm{i}}\int_{0}^{t}e(\tau)\,\mathrm{d}\tau+K_{\mathrm{d}}\frac{\mathrm{d}e(t)}{\mathrm{d}t} \tag{8}$$

式中:K_{p}、K_{i} 和 K_{d} 是非负参数,分别为比例、积分和微分系数;$e(t)$ 为当前状态和目标状态的误差值;τ 为积分中间变量。PID 控制算法的原理如图 2 所示,反馈环节通过对 3 种误差的调节实验控制过程,$y(t)$ 表示当前状态,$r(t)$ 表示目标状态。

通常使用比例(P)和微分(D)环节设计卫星姿态控制算法,用式(9)表示:

$$\boldsymbol{a}=K_{\mathrm{p}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}+K_{\mathrm{d}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}$ 为卫星姿态四元数的误差;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}$ 为卫星角速度的误差;$\boldsymbol{a}$ 为执行机构的控制力矩输出。忽略积分环节可以增加控制算法对误差的反应速度,但可能会导致控制的稳定度下降。

PID 控制算法的性能会受到传感器误差和空间环境的干扰力矩的影响,导致卫星的姿态确定系统稳定性降低。因此一种平滑角速度观测器[9]的方法被提出以提升卫星姿态的估计精度:

$$\boldsymbol{a}=K_{\mathrm{p}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{e}}+K_{\mathrm{d}}C(q)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}} \tag{10}$$

式中:$C(q)$ 为根据卫星姿态对角速度的补偿矩阵。这类改进方法提升了控制算法输入的精度和稳定度,从而提升了算法的性能。

PID 控制算法的性能同样会受到执行机构误差的影响,导致卫星的姿态控制稳定性下降。因此一种非线性模型[2]被提出,用来处理执行机构饱和,死区非线性和动量轮速度限制的问题。一种基于最优控制的方法[8]被提出,使用磁力矩器

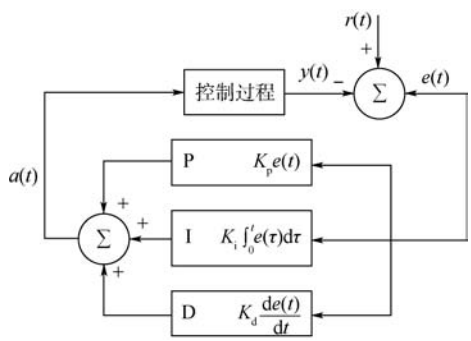


图 2　PID 控制算法原理图

Fig. 2　Schematic diagram of PID control algorithm

帮助动量轮进行动量卸载,防止其到达速度上限。这一类改进可以提升控制系统输出的性能。

为了提升控制系统的整体性能,一种基于量化控制的方法[17]被提出用来改进 PID 控制的反馈机制。此外,一种使用线性二次型控制算法的方法被提出,能够比传统 PID 控制降低 8% 的能量消耗[18]。在能量有限的太空环境中,节约能源可以让卫星整体的运行更加稳定。

这些在传统 PID 控制基础上改进的方法需要对不同问题分别建模分析并且加以改进,然而基于机器学习的深度强化学习姿态控制算法可以根据实时生成的数据利用神经网络的泛化能力对这些问题进行整体优化。例如在输入不稳定的情况下,状态观测器的补偿矩阵可以通过深度强化学习中的模型网络进行学习优化,同时执行机构的非线性误差也可以通过深度强化学习中的策略网络进行自适应的学习改进;此外,能量消耗也可以通过强化学习的价值函数给出,让强化学习算法在优化控制效果的同时尽量降低系统的能量消耗。

1.3 强化学习算法

PID 控制仍可作为智能控制算法的基础策略,为强化学习控制提供初始化功能。强化学习包含以下几个部分:智能体、智能体所处的环境和所执行的动作。在每个离散时间步长 t 内智能体会观测其所处的环境得到 t 时刻的状态 $\boldsymbol{s}_t$,根据该状态执行动作 $\boldsymbol{a}_t$,并且获得此时的奖励值 $\boldsymbol{r}_t$ 以及达到下一时刻的状态 $\boldsymbol{s}_{t+1}$。在一个具有随机性的环境中,包含一个初始状态分布 $p(\boldsymbol{s}_0)$,状态转移模型 $p(\boldsymbol{s}_{t+1}|\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t)$ 和奖励函数 $\boldsymbol{r}$。

Q 学习[19]作为强化学习里的一类基本算法,使用:

$$Q(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t) = \boldsymbol{r} + \gamma \sum_{\boldsymbol{s}_{t+1}} p(\boldsymbol{s}_{t+1}|\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t) \max_{\boldsymbol{a}_{t+1}} Q(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t) \tag{11}$$

式中:$Q(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t)$ 为智能体在时间 t 时的状态 $\boldsymbol{s}_t$ 下执行动作 $\boldsymbol{a}_t$ 所产生的效用;$\gamma \in (0,1)$ 为对未来奖励函数的折扣因子,防止时序过长时奖励函数过大。Q 学习生成的策略需要最大化 Q 值 $\mu(\boldsymbol{s}) = \arg\max_{\boldsymbol{a}}\left(\sum Q(\boldsymbol{s},\boldsymbol{a})\right)$。

随着深度学习技术的发展,神经网络对高维度且高度非线性的函数拟合能力越来越强,神经网络对复杂 Q 值的表示能力也越来越强,因此在 DDPG 算法中,使用了神经网络拟合 Q 值,加强了强化学习算法对高维空间内复杂任务的学习能力。假设拟合函数为 θ^Q,那么损失函数的定义如下:

$$L(\theta^Q) = E[Q(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t|\theta^Q) - \boldsymbol{r}_t - \gamma Q(\boldsymbol{s}_{t+1},\boldsymbol{a}_{t+1}|\theta^Q)] \tag{12}$$

式中:$Q(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t|\theta^Q)$ 为 t 时刻网络对 Q 值的估计;最后两项为 t 时刻执行动作之后的效果。DDPG 算法通过最小化损失函数来拟合 Q 值。该算法同时使用神经网络来拟合策略函数 $\mu(\boldsymbol{s}|\theta^\mu)$,该函数会根据当前状态和网络中的参数确定执行的策略,因此网络同时需要对策略网络进行学习,更新算法定义如下:

$$\nabla J = E[\nabla_{\theta^\mu} Q] = E[\nabla_a Q \nabla_{\theta^\mu} \mu(\boldsymbol{s}|\theta^\mu)] \tag{13}$$

式中:∇J 为策略的变化引起的 Q 值变化。该公式的含义是根据策略的变化引起的 Q 值变化来确定参数 θ^μ 的更新。策略函数使用高斯白噪声进行改变,定义如下:

$$\mu'(s) = \mu(\boldsymbol{s}|\theta^\mu) + \mathcal{N} \tag{14}$$

式中:$\mathcal{N}$ 为随着时间衰减的噪声值。不同于传统有监督学习的是,直接对 Q 值网络和策略网络的更新收敛性能不佳,需要设计额外的目标网络来稳定网络参数,具体介绍在 2.1 节中。

机器学习算法通常使用梯度下降算法进行算法收敛的计算,但在模型梯度不可靠的时候,也会采取其他方案进行优化计算。对应于梯度下降算法,启发式搜索类的算法是另一种对神经网络等机器学习算法进行优化的方案。梯度下降算法的优点是收敛速度快,缺点是容易陷入局部最优。而启发式搜索类的算法收敛速度较慢,但是一种全局性的优化算法。因此,在很多实际应用中,也会采用基于启发式搜索的优化方法进行机器学习算法收敛过程的计算。

常用的启发式搜索算法有很多种,如粒子群优化、人工蜂群算法、蚁群算法、萤火虫算法、模拟退火算法和进化策略等。每种算法的优缺点和应用场景都有所不同。本文对启发式搜索算法的具体选取在 2.3 节中介绍。

2 深度强化学习姿态控制算法

基于模型的深度强化学习算法由以下 3 个部分组成:模型网络、策略网络和启发式搜索。如图 3所示,模型网络为启发式搜索提供动力学模型,并且从实际执行的数据中学习,提高模型的精度。策略网络为模型预测控制提供根据经验优化的初始策略,并且从实际执行的数据中学习,优化初始策略。模型策略根据模型网络提供的动力学模型和策略网络提供的初始策略进行优化,通过

北航学报 赠阅

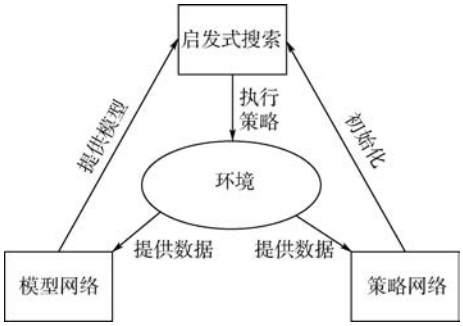


图 3　基于模型的深度强化学习算法原理图

Fig. 3　Schematic diagram of model based deep reinforcement learning algorithm

强化学习寻优，进一步优化策略，并且实际执行控制输出。此外，本文算法在初始化时可用 PID 控制等对策略网络和模型网络进行初始化。

本文算法的运行过程如下：

步骤 1　随机初始化模型网络和策略网络，或者通过迁移学习等进行预初始化。

步骤 2　由策略网络根据当前状态计算出当前策略，然后使用模型网络预测下一状态并给出 Q 值，交给启发式搜索进行下一步优化。

步骤 3　使用启发式搜索在当前策略的邻域进行搜索，以找到具有更高 Q 值的策略。

步骤 4　执行启发式搜索给出的优化后的策略，并且获取真实的状态输出和 Q 值，计算出模型预测误差。

步骤 5　如果得到的 Q 值比初始化策略更好，则将此次结果作为策略网络的训练集。

步骤 6　如果到达的状态空间超出了安全阈值，则使用如 PID 控制等引导策略使其回归到安全区域。

步骤 7　每一次执行的结果都可以作为模型网络的训练集。

步骤 8　如果状态达到且稳定在控制目标，则训练结束，否则返回步骤 2。

2.1　模型网络

机器学习算法已经被应用于卫星姿态动力学构建。本文使用深度学习神经网络构建动力学模型。模型网络 $\boldsymbol{s}_{t+1}=f_{\theta^s}(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t)$ 使用前一时间点的动作-状态对作为输入，下一时间点的状态作为输出，θ^s 为网络中的参数。系统状态 $\boldsymbol{s}_t$ 包括四元数 q 和三维角速度 $\boldsymbol{\omega}$，策略输出 $\boldsymbol{a}_t$ 为三维力矩。参数可以随机初始化，也可以通过地面仿真或事先获取的数据进行初始化，使用迁移学习等方法进行应用。使用经过预训练的网络可以提高算法的在线性能。

模型网络的损失函数为 $L(\theta^s)=\|\boldsymbol{s}'_t-\boldsymbol{s}_t\|^2$，$\boldsymbol{s}'_t$ 为模型网络的输出，$\boldsymbol{s}_t$ 为下一时间点的实际状态，$L(\theta^s)$ 为二者的均方误差，作用是最小化误差值，从而使得预测更加准确。网络的激励函数可以使用 sigmoid 函数、relu 函数或者 tanh 函数，并且通过实验筛选出性能最好的使用。

为了提高模型网络的精度，本文算法从 DDPG 算法中引入了目标网络（target network），将非基于模型的优化应用在基于模型的算法之中，优化了算法的收敛精度。目标网络 $\boldsymbol{s}'_{t+1}=f_{\theta's}(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t)$ 与原网络定义基本相同，但不随着原网络的优化算法优化，每次原网络参数优化之后使用 $\theta'=\tau'\theta+(1-\tau')\theta'$ 对网络参数进行优化，其中 $0<\tau'\ll1$，可理解为参数更新权重。在 DDPG 中目标网络是为了减缓网络的优化速度，从而解决 Q 学习无法收敛的问题。将此方法应用在模型网络中也可以提高模型的精度。

加入模型网络的算法比非基于模型的算法可以更快地收敛，因为模型网络可以根据每次得到的数据进行优化，而非基于模型的算法在找到合理的解之前会进行漫长的探索，从而收敛得更慢。而且模型网络在使用其他控制算法时也可以进行优化，让算法的适应性更强。

2.2　策略网络

策略网络同样使用深度网络构建网络模型：$\boldsymbol{a}_t=g_{\theta^a}(\boldsymbol{s}_t)$，当前状态 $\boldsymbol{s}_t$ 为模型的输入，θ^a 为网络参数，生成的策略 $\boldsymbol{a}_t$ 为模型的输出。类似地，模型参数可以随机初始化，也可以通过 PID 控制等引导策略进行初始化，从而加快算法的收敛速度，并且降低算法进入发散不可控区域的可能性。

策略网络的损失函数为 $L(\theta^a)=\|\boldsymbol{a}'_t-\boldsymbol{a}_t\|^2$，$\boldsymbol{a}'_t$ 为策略网络根据当前状态得到的输出，$\boldsymbol{a}_t$ 为数据中实际执行的策略，$L(\theta^a)$ 是二者的均方误差，作用是最小化误差值，从而可以使策略网络尽可能模仿实际执行的策略，并且根据神经网络的泛化能力使策略网络可以给出合理的初始化策略。网络的激励函数同样可以使用结合了目标网络的 sigmoid、relu 和 tanh 函数。

与模型网络不同的是，数据中的策略并不是一个“正确的策略”，实际执行的策略也是在不断优化中生成的，无法保证每次学习都让策略得到优化。因此，需要使用模型预测控制作为优化方法使得生成的数据可以保证不断优化，从而让策略网络的学习进一步优化。策略网络的输出也并不直接给出控制输出，而是作为模型预测控制的输入给出合理的初始策略。

北航学报 赠阅

和 GPS 算法不同的是,基于深度学习的策略网络可以给出一个全局的初始化策略,和任务路径无关,并且可以根据不同的任务学习模仿新的引导策略,提升在线适应的能力。

2.3 启发式搜索

启发式搜索包括多种性能优异的算法,如:模拟退火算法[20]、粒子群算法[21]和进化策略[22]算法等。它们使用策略网络的输出作为输入,输出奖励值最高的动作作为最优策略。每个时间点内的奖励函数为

$$\boldsymbol{r}(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_t) = -\|\boldsymbol{s}_{t+1}-\boldsymbol{s}_{\mathrm{T}}\|^2$$

t 时刻的奖励函数为状态 $\boldsymbol{s}_t$ 下执行动作 $\boldsymbol{a}_t$ 导致的状态 $\boldsymbol{s}_{t+1}$ 和目标 $\boldsymbol{s}_{\mathrm{T}}$ 之间的二次差值。负号代表二者距离越近奖励值越高。

模拟退火算法和 AlphaGo 中使用的蒙特卡罗搜索树同属于蒙特卡罗-马尔可夫链(Monte Carlo-Markov Chain,MCMC)方法,较适合于应用在多维连续空间的控制算法中。然而该算法的随机游走过程不利于并行化实现,因此本文使用易于并行化且同样在强化学习中被证明有效的自然进化策略算法来进行优化,以提高算法的收敛速度。

自然进化策略计算式为

$$\nabla_{\theta^a}E_{\epsilon:N(0,I)}F(\theta^a+\sigma\epsilon) = \frac{1}{\sigma}E_{\epsilon:N(0,I)}\{F(\theta^a+\sigma\epsilon)\epsilon\}$$

式中:左边为参数的更新梯度;右边为计算方法;θ^a 为策略网络的参数,也可以直接对动作输出进行直接优化;$\boldsymbol{N}(0,\boldsymbol{I})$ 为标准差为 0,方差为单位矩阵的正态分布矩阵,目的是生成一个与 θ 维度相同的随机变量;σ 为该随机变量的标准差;ϵ 为一个小量的正数;F 函数是强化学习的价值函数,该更新公式可以使得 θ 参数朝 F 值最大的方向移动。

通过并行化执行该过程,同时生成 n 个随机正态分布,并且统一对 θ 参数执行更新过程:

$$\theta^a \leftarrow \theta^a + \alpha\frac{1}{n\sigma}\sum_{j=1}^{n}F_j\epsilon_j$$

该并行化更新算法可以大幅降低运行时间。

算法 1 基于模型的深度强化学习算法

初始化:θ^a 和 θ^s。

while 未到控制目标 do

  生成初始策略 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{in}}\leftarrow g_{\theta^a}(\boldsymbol{s}_t)$ 和最优策略 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{opt}}$

  while 启发式搜索 do

    在范围内搜索:$\boldsymbol{a}_{\mathrm{out}}\leftarrow\boldsymbol{a}_{\mathrm{in}}+\mathrm{rand}()$

    状态预测:$\boldsymbol{s}_{t+1}\leftarrow f_{\theta^s}(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_{\mathrm{out}})$

    $Q(\boldsymbol{s}_t,\boldsymbol{a}_{\mathrm{out}})\leftarrow\|\boldsymbol{s}_{t+1}-\boldsymbol{s}_t\|^2\cdot\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{s}}$

    进化策略更新:$\boldsymbol{a}_{\mathrm{opt}}$

  end while

  执行 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{opt}}$ 并得到数据

  根据数据优化 θ^a 和 θ^s

end while

3 实验结果

本文使用基于 STK(Satellite Tool Kit)开发的卫星姿态控制仿真系统进行仿真实验,仿真系统结构如图 4 所示,卫星轨道和空间环境参数由 STK 生成,并且传递给仿真系统。控制器会根据当前姿态,控制指令和控制目标确定当前策略输出给执行器执行,执行器会输出控制力矩,卫星的姿态动力学会根据控制力矩和空间干扰力矩得到新的姿态信息,传感器会将带有测量误差的姿态信息交给姿态确定系统,并且返回给控制器,进行下一次控制循环。

基于强化学习的算法计算过程如图 5 所示。纵轴的均方误差为卫星姿态四元数的误差与卫星角速度的误差之和,用于衡量模型网络的学习效果,因此不含单位。图 5(a)展示了当 PID 参数调节出问题,或卫星受到干扰力矩影响等因素导致控制算法无法稳定达到控制目标。图 5(b)引入强化学习控制,算法在一开始仍使用 PID 控制作为引导策略使姿态控制系统进入可控范围内,而后交给强化学习控制算法进行控制学习,由于强化学习算法初期无法很快收敛,为防止控制系统失控,算法在均方误差增大时会继续切换回引导策略,保证算法始终可控。实际执行切换操作时,可以认为状态空间 $\boldsymbol{s}_t$ 中的四元数 q 对控制系统的稳定性影响较小,而角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 会对控制系统稳定性产生更大的影响,因此算法会根据角速度的大小进行切换。当 $\|\boldsymbol{\omega}\|>A_1$ 时,会从强化学习策略切换到引导策略,而当 $\|\boldsymbol{\omega}\|<A_2$ 时,会从引导策略切换回强化学习策略,一般取 $A_1>A_2$,以让控

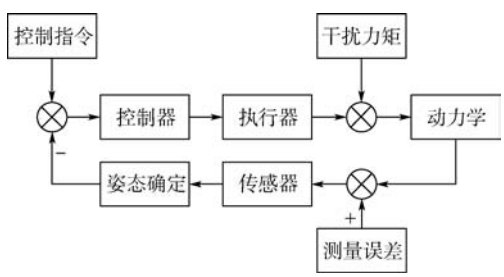


图 4 卫星姿态控制仿真系统结构

Fig. 4 Satellite attitude control simulation system structure

北航学报 赠阅

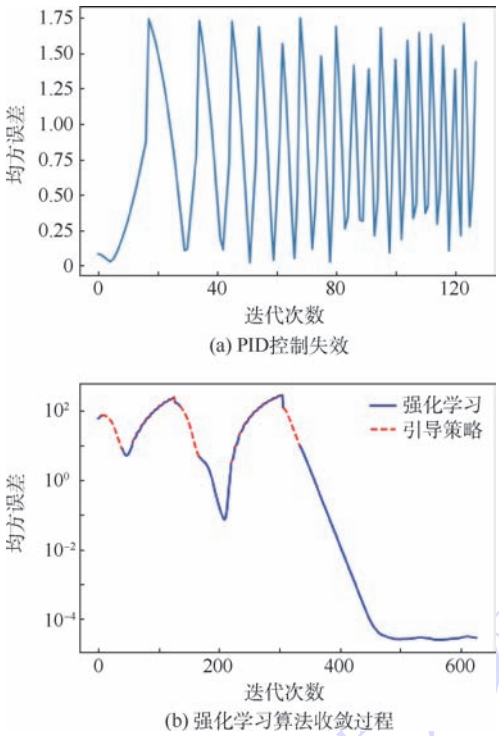


图 5　控制算法比较

Fig. 5　Comparison of control algorithms

制系统更平滑地运行,防止过于频繁的切换影响姿态的稳定度,仿真实验中选取了 $A_1 = 1.0, A_2 = 0.5$,也可根据系统的实际运行情况选取合适的切换区间。如图 5 所示,在经过若干次的迭代之后,本文算法最终会收敛到较小的误差值。

姿态仿真实验对比了全连接网络和基于目标网络的模型网络精度,同时对比了并行化前后算法的执行时间。使用 tanh 作为激活函数,3 层全连接网络神经元个数分别为 64、128 和 64,5 层全连接网络神经元个数分别为 32、128、512、128 和 32,目标网络使用的神经网络设置与 3 层全连接网络相同,学习速率设置为 0.000 1。此外,进化策略使用 1 024 个线程同时进行策略计算,学习速率设置为 0.01,为了提高搜索精度,算法的搜索范围会随着迭代过程而减小。

实验结果如图 6 所示,分别对比了 3 层全连接网络,5 层全连接网络和目标网络的模型网络收敛精度。每组实验进行了 20 次,图中圆点代表均值,直线的两端分别为模型收敛之后的最后 100 次模型预测误差的最大值和最小值。图 6(a)为 3 层全连接网络的实验结果,可见均值基本在 1.0 以上,其中可见多次均值贴近最小值,因为模型最后基本稳定在最小值处,但仍然有小概率会出现模型效果变差的情况出现。图 6(b)为 5 层全连接网络的实验结果,均值已经能达到 1.0以下,相比于3层网络有小幅改进,同样出现

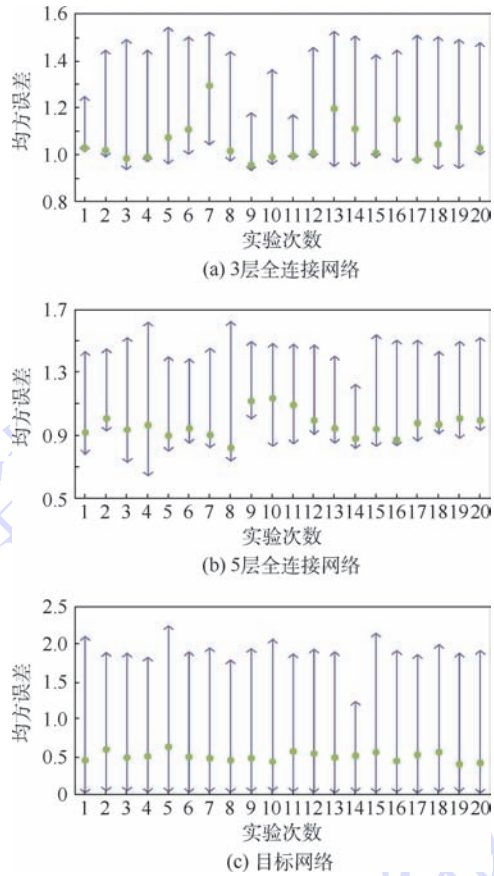


图 6　不同网络设置下的均方误差

Fig. 6　Mean square error with different networks

了均值贴近最小值的情况。图 6(c)为目标网络的实验结果,可见均值已经可以达到 0.5 左右,而最小值已经可以接近于 0,相比于全连接网络有了明显的提高。而最大值接近 2.0,说明网络的稳定程度还需要改进。

对比图 6(a)~(c)可知,全连接网络可以相对稳定地收敛,然而网络的最小值和均值无法降低,证明了不带目标网络的算法的理论精度要低于目标网络。而带目标网络的算法收敛的稳定程度有所不足,最小值和均值之间的间距偏大,但这一段距离都在全连接网络的收敛精度之下,可见整体的收敛性能明显高于全连接网络,在实际应用时使用目标网络会取得更好的预测结果。

总体统计结果如表 2 所示,结果表明,仅使用更深层的网络对于动力学模型精度提升有限,且增加了系统的计算量。而使用基于目标网络的算法能够显著提高动力学网络的平均收敛精度,尤其是均值和最小值,均值平均收精度从 0.913 提升到 0.448,最小值平均收精度从 0.745 提升到 0.014。此外,经过并行化的进化策略也使得收敛速度提高了 10 倍左右,大大提升了算法的在线运行能力。

北航学报 赠阅

表 2 不同算法收敛精度及速度对比

Table 2 Comparison of convergence accuracy and speed among different algorithms

网络设置	均方误差			收敛耗时/s
	最小值	最大值	均值	
3 层全连接	0.931	1.515	1.047	301.05
5 层全连接	0.745	1.510	0.913	440.15
目标网络	0.014	1.908	0.448	28.10

4 结 论

本文使用深度强化学习算法学习动力学模型和全局策略,并且使用模型预测控制优化控制策略。该算法框架下,可以使用不同的神经网络模型和策略优化方法。得益于软件定义卫星的发展,机器学习的算法可以在轨运行甚至于在轨学习,卫星姿态控制算法可以脱离传统姿态控制算法使用机器学习算法,从而为整星提供更好的姿态控制服务。本文算法可以在卫星物理参数未知的情况下学习得到优化的控制策略,并且在引导策略效果变差时通过学习生成优化的控制策略,使得卫星姿态控制系统更加智能化、自主化,对环境的适应性也有所提高。

实验结果表明,基于目标网络的动力学模型网络可以明显提升算法的收敛精度,而基于进化策略的启发式搜索并行化算法可以大大提升算法的收敛速度,从而提高强化学习姿态控制系统在轨运行在线计算的能力。

本文所使用的强化学习算法为贪心算法,在面对可能具有多个局部最优解的复杂控制问题如路径跟踪、目标追踪等问题时较容易陷入局部最优解。因此需要使用动态规划或模型预测控制等全局优化算法进一步提升算法的性能。神经网络目前使用的是全连接网络,泛化能力有限,在较为简单的仿真环境中可以取得不错的效果,然而实际空间环境更为复杂,需要使用泛化能力更强的卷积神经网络构建学习算法,并且可以使用递归神经网络拟合实际控制系统中的时间滞后效应。

参考文献 (References)

[1] WILLIAMS T W, SHULMAN S, SEDLAK J, et al. Magnetospheric multiscale mission attitude dynamics: Observations from flight data[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Reston: AIAA, 2016.

[2] HU Q, LI L, FRISWELL M I. Spacecraft anti-unwinding attitude control with actuator nonlinearities and velocity limit[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(10): 1-8.

[3] MAZMANYAN L, AYOUBI M A. Takagi-Sugeno fuzzy model-based attitude control of spacecraft with partially-filled fuel tank[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Reston: AIAA, 2014.

[4] LEVINE S, FINN C, DARRELL T, et al. End-to-end training of deep visuomotor policies[J]. Journal of Machine Learning Research, 2016, 17(1): 1334-1373.

[5] SILVER D, HUBERT T, SCHRITTWIESER J, et al. Mastering chess and shogi by self-play with a general reinforcement learning algorithm[EB/OL]. (2017-12-05)[2018-06-13]. http://cn.arxiv.org/abs/1712.01815.

[6] LILLICRAP T P, HUNT J J, PRITZEL A, et al. Continuous control with deep reinforcement learning[J]. Computer Science, 2015, 8(6): A187.

[7] BROCKMAN G, CHEUNG V, PETTERSSON L, et al. OpenAI Gym[EB/OL]. (2016-01-05)[2018-06-13]. http://cn.arxiv.org/abs/1606.01540.

[8] GROSS K, SWENSON E, AGTE J S. Optimal attitude control of a 6u cubesat with a four-wheel pyramid reaction wheel array and magnetic torque coils[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2015.

[9] AKELLA M R, THAKUR D, MAZENC F. Partial Lyapunov strictification: Smooth angular velocity observers for attitude tracking control[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Reston: AIAA: 2015: 442-451.

[10] XIAO B, HU Q, ZHANG Y, et al. Fault-tolerant tracking control of spacecraft with attitude-only measurement under actuator failures[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3): 838-849.

[11] WALKER A R, PUTMAN P T, COHEN K. Solely magnetic genetic/fuzzy-attitude-control algorithm for a CubeSat[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2015, 52(6): 1627-1639.

[12] GHADIRI H, SADEGHI M, ABASPOUR A, et al. Optimized fuzzy-quaternion attitude control of satellite in large maneuver[C]// International Conference on Space Operations. Reston: AIAA, 2015.

[13] 卢伟. 基于阻力参数估计的低轨卫星轨道确定与预报[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008.
LU W. Orbit determination and prediction of low earth orbit satellites based on estimating drag parameters[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008(in Chiense).

[14] WANG P, ZHENG W, ZHANG H B, et al. Attitude control of low-orbit micro-satellite with active magnetic torque and aerodynamic torque[C]// 2010 3rd In International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics. Reston: AIAA, 2010: 1460-1464.

[15] YOO Y, KOO S, KIM G, et al. Attitude control system of a cube satellite with small solar sail[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2013.

[16] FRANKLIN G F. Feedback control of dynamic systems[M]. Beijign: Posts and Telecom Press, 2007.

[17] WU B L. Spacecraft attitude control with input quantization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(1): 176-181.

[18] TURKOGLU K, GONG A. Preliminary design and prototyping of a low-cost spacecraft attitude determination and control setup

北航学报 赠阅

[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston:AIAA,2015.

[19] WATKINS C J C H, DAYAN P. Q-learning[J]. Machine Learning,1992,8(3-4):279-292.

[20] KIRKPATRICK S, VECCHI M P. Optimization by simulated annealing[M]// MEZARO M, PARISI G, VIRASORO M. Spin glass theory and beyond:An introduction to the replica method and its applications. Singapore: World Scientific Press, 1987: 339-348.

[21] KENNEDY J, EBERHART R. Particle swarm optimization [C]// Proceedings of ICNN'95-International Conference on Neural Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 1942-1948.

[22] SALIMANS T, HO J, CHEN X, et al. Evolution strategies as a scalable alternative to reinforcement learning[EB/OL]. (2017-12-07). [2018-06-13]. https://arxiv.org/abs/1703.03864.

作者简介:

许轲　男,博士研究生。主要研究方向:智能信息处理。

吴凤鸽　女,博士,副研究员。主要研究方向:智能信息处理。

Software defined satellite attitude control algorithm based on deep reinforcement learning

XU Ke, WU Fengge*, ZHAO Junsuo

(Institute of Software, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Deep reinforcement learning (DRL) technique is a new kind of machine learning based control algorithm, which shows its outstanding performance in the area of robotics and unmanned aerial vehicle. Meanwhile, in the area of satellite attitude control, traditional PID control algorithm is still widely used. As satellites become smaller and more intelligent and software defined satellite emerges, traditional control methods are even harder to meet the needs of adaptability, autonomy and robustness. To deal with these problems, a deep reinforcement learning based attitude control algorithm is proposed. It is a kind of model-based algorithm, which has much faster convergence speed than model-free algorithm. Compared with traditional method, this algorithm does not need prior knowledge of satellite's physical or orbit parameters and has better adaptability and autonomy, which make it possible for software defined satellite to adapt to different hardware environments and to be developed and deployed much faster. Furthermore, through introducing target network and parallelized heuristic search algorithm, the proposed algorithm has higher network accuracy and faster computation speed. The simulation experiment verifies these improvements.

Keywords: reinforcement learning; deep learning; intelligent control; satellite attitude control; software defined satellite

Received: 2018-06-13; **Accepted**: 2018-08-14; **Published online**: 2018-08-21 21:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180820.0923.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: fengge@iscas.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0342

一种仿生附着装置柔顺关节的优化设计

崔永灿[1], 宋婷[2], 孙俊[2], 楚中毅[1,*]

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083;
2. 上海航天控制技术研究所 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)

摘 要: 为提高仿生附着装置在捕获空间非合作目标物时对目标运动参数的适应性,设计了一种3自由度串联柔顺关节,可通过关节嵌入系统后的协调运动来辅助装置被动适应运动目标物姿态,并在运动过程中基于弹簧、阻尼缓冲器组成的关节柔顺机构及其能量耗散原理来降低目标物动能。为验证、优化关节性能,通过ADAMS虚拟样机软件建立了基于柔顺关节的仿生附着装置捕获过程运动学与动力学模型,分析了柔顺关节3组弹簧刚度系数、黏滞阻尼系数对非合作目标物捕获状态的影响,并利用ADAMS-iSIGHT联合仿真平台,通过多岛遗传算法对上述弹簧、阻尼器的重要参数进行了优化,极大提高了柔顺关节的能量耗散效果,同时保证了可捕获目标物运动参数达到规定要求。

关 键 词: 在轨捕获; 非合作目标; 柔顺关节; 仿生附着装置; 参数优化
中图分类号: V444; TP242
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2018)12-2660-07

随着空间技术的快速发展,航天器自身的组织结构及组成部分日趋复杂。为保证航天器的稳定运行,需要大力发展在轨捕获技术,以实施卫星的维修维护、零件回收和空间碎片清理等操作。在运用诸如刚性臂杆捕获、空间电磁对接、专用对接等传统捕获方式实施目标捕获时,需保证目标物提供合作捕获接口,并依据合作目标物的结构、运动特性实现捕获装置精准控制[1]。然而对于废弃卫星、火箭箭体及空间碎片这类非合作目标,不仅缺少专用的对接机构,而且其结构、运动特性未知,无法为精准控制提供必要参数,难以利用上述传统方式完成捕获。

为解决非合作目标的捕获难题,需发展一种新型的捕获方式。针对这一需求,科研人员通过近几年研究发现,壁虎脚掌表面微小的刚毛阵列在接触物体时可依靠范德华力效应,黏附在物体表面,无需目标物提供特殊接口[2],因此可将这种黏附方式运用到非合作目标物的捕获中,弥补传统捕获方式的局限性。国内外研究人员相继开展了基于这种仿壁虎黏附机理的捕获装置研究(仿生附着装置)[3]。美国斯坦福大学Hawkes等于2013年研制了基于范德瓦尔斯力效应的仿生附着装置[4-5],该装置通过腱加载方式控制黏附脚掌实现对平面目标物的附着和脱附,但未考虑目标物的运动特性对捕获过程的影响。来自同一实验室的Estrada等在2017年研制了一种基于同样机理的曲面目标抓取器[6],带有3自由度柔顺腕关节,可捕获运动中的曲面物体,并将运动参数对捕获过程的影响进行定量分析,利用穷举方法确定关节柔顺单元参数。同年,斯坦福大学Jiang等将上述平面和曲面抓取方法结合[7],研制了带有2自由度腕关节的整合附着装置,可捕获平面或曲面运动目标物,腕关节包含4根形状记忆合金,其目的是利用柔顺性耗散目标物能量并提供

收稿日期: 2018-06-08; **录用日期**: 2018-07-27; **网络出版时间**: 2018-08-08 15:54
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180804.1217.001.html
* **通信作者**. E-mail: chuzy@buaa.edu.cn

引用格式: *崔永灿, 宋婷, 孙俊, 等. 一种仿生附着装置柔顺关节的优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 2660-2666. CUI Y C, SONG T, SUN J, et al. Optimization design of compliant joints of bionic adhesive device[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 2660-2666 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

操作时的过载保护,但其局限是关节位移小且缺乏对关节柔顺参数的优化设计。在国内,北京航空航天大学和北京工业大学的研究人员也开展了仿生附着装置的研究,于 2017 年设计了基于恒力弹簧和串联滑轮组进行黏附力加载的附着装置[8-10],通过负载均担机制将阵列化扩展的仿生黏附单元黏附效果最大化,并建立静力学模型,分析和优化了附着装置对目标不同表面特性的适应能力。但空间中非合作目标的运动、姿态特性各异,上述装置并未考虑对不同运动目标的适应性,没有制定捕获不同运动目标的针对性方案,捕获运动目标物的能力有限,难以实现真正的在轨捕获。

考虑到以上问题,本文在实验室研制的附着装置基础上[8-10],利用多自由度柔顺关节辅助附着机构适应运动目标物,首先完成了柔顺关节构型设计,并提出在捕获中利用柔顺单元能量耗散原理降低目标物动能以提高附着装置对于目标运动参数适应性的方法。基于 ADAMS/View 建立了集成柔顺关节的仿生附着装置参数化模型,针对运动中的平面目标物捕获过程进行仿真,分析了关节运动规律,并通过 ADAMS-iSIGHT 联合仿真完成对关节柔顺单元弹簧刚度系数、黏滞阻尼系数等参数优化,进一步提高了装置对运动目标物的捕获能力,其结果可为样机制作提供参考。

1　仿生附着装置柔顺关节构型设计

该仿生附着装置整体由 2 部分组成:上部的多自由度柔顺关节和下部的附着机构,如图 1 所示。

附着机构部分用于黏附力的加载与卸载控制[8-10],其位姿的改变由上部连接的多自由度柔顺关节运动配合完成。柔顺关节由 1 个平移关节和 2 个转动关节串联组成,其中平移关节一端连接基座,使用压缩弹簧及直线阻尼器作为柔顺单元;另一端使用铰链依次连接 2 个连杆,形成转动关节 1 和转动关节 2,各使用一组旋转弹簧及旋转阻尼器作为柔顺单元,转动关节 2 下部连杆通过机械接口刚接在附着机构框架上。在捕获运动目标物时,机构工作过程可分为碰撞、对齐、实施捕获 3 个阶段:

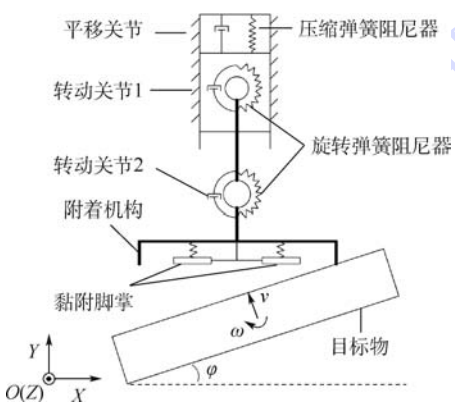


图 1　仿生附着装置组成原理图

Fig. 1　Schematic diagram of bionic adhesive device composition

1)碰撞:空间微重力环境下待捕获目标物处于自由漂浮状态,各关节均处于弹簧未发生形变的起始位置。运动目标物以一定相对速度和偏航角逐渐贴近附着机构,直到与附着机构刚性外伸支撑架碰撞(见图 1),目标物及附着机构受碰撞力和摩擦力的影响后相对姿态发生改变。

2)对齐:受到冲击力后附着机构姿态发生改变,其中转动关节 1 与转动关节 2 以相反方向发生转动,扭转弹簧扭转,旋转阻尼器根据关节转速输出力矩,同时平移关节产生 Y 向位移,弹簧压缩,直线阻尼器根据关节移速输出阻尼力。通过 3 个关节自适应运动,使附着机构姿态逐渐适应目标物偏航角,最终附着机构底部黏附脚掌与目标物表面实现对齐(见图 2),这是仿壁虎黏附脚掌进行黏附力加载的特殊前提条件[11]。在此过程中目标物因柔顺单元持续产生的弹簧阻尼力作用,其动能逐渐被耗散。

3)实施捕获:在被动对齐完成后,通过附着机构内部控制模块和加载模块进行黏附力加载,保证黏附脚掌与目标物稳定锁合[8-10],完成捕获。

根据以上 3 部分机构工作原理,可实现装置对运动目标的适应,以上部分作为运动学与动力学建模的基础。

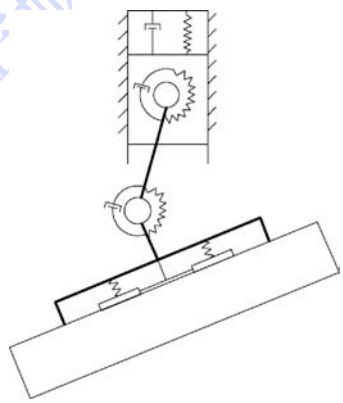


图 2　对齐示意图

Fig. 2　Schematic diagram of alignment

2　仿生附着装置柔顺关节建模

2.1　运动学和动力学建模

为验证柔顺关节有效性,利用虚拟样机分析软件 ADAMS(Automatic Dynamic Analysis of Me-

北航学报 赠阅

chanical Systems),建立基于柔顺关节的附着装置捕获运动目标物的运动学和动力学模型[12],相比于纯数学建模方式可节省大量的建模时间和成本,模型整体组成如图 3 所示。

ADAMS 模型中,使用大质量漂浮基作为连接基座。平移关节用滑块表示,一端使用弹簧连接在基座上并添加移动副约束,另一端依次用转动副连接两连杆,形成 2 个转动关节。附着机构框架模型与连杆 2 刚性连接,底部黏附脚掌使用一对通过弹簧连接在框架上的刚体替代,模拟机构进行腱加载的柔性脚掌阵列[8-10]。此外,添加漂浮状态的长方体作为待捕获的目标物,以便进行下一步的仿真。以上模型运动约束目前只考虑在 XY 平面内的运动,零件关键物理参数如表 1 所示。

通过在模型中添加载荷,建立动力学模型。目标物与附着机构框架和黏附脚掌间碰撞力在 ADAMS/View 中根据 Hertz 接触理论,由 IMPACT 函数提供的非线性等效弹簧阻尼模型计算,如式(1)所示:

$$F_N = kx^e + \mathrm{STEP}(x,0,0,d_{max},C_{max})\dot{x} \tag{1}$$

式中:F_N 为构件碰撞产生的正压力;k 为材料等效刚度;x 为碰撞物体挤压变形量;e 为力的非线性指数;STEP 为阶跃函数;d_{max} 为构件最大变形深度;C_{max} 为材料最大等效阻尼系数。

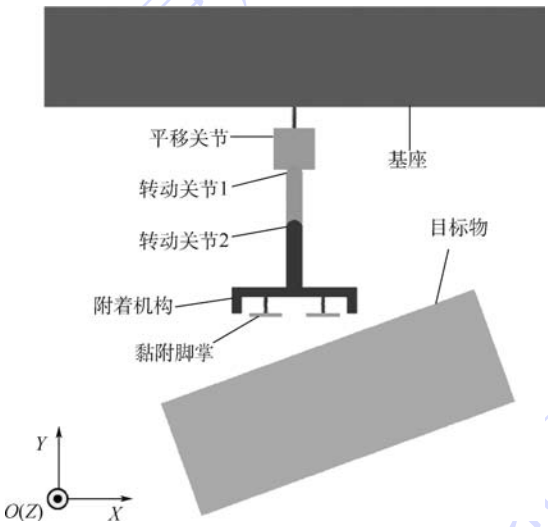


图 3 ADAMS 模型整体组成

Fig. 3 Overall composition of ADAMS model

表 1 零件关键物理参数

Table 1 Parts' key physical parameters

零 件	质量/kg	绕质心转动惯量/(kg·mm²)
基座	224.67	3.27×10^{6}
平移滑块	1.80×10^{-2}	2.37
连杆 1	0.29	0.28
连杆 2 + 附着机构框架	0.562	13.65
目标物	31.37	1.58×10^{5}

构件间摩擦力使用 Coulomb 干摩擦模型表征,摩擦力计算式为

$$F_f = \begin{cases} -\mu_d F_N \mathrm{sgn}(v_\tau) & v_\tau \neq 0 \\ -\mu_s F_N \mathrm{sgn}(\dot{v}_\tau) & \dot{v}_\tau = 0 \end{cases} \tag{2}$$

式中:μ_d 和 μ_s 分别为物体间动摩擦系数和静摩擦系数;v_τ 和 $\dot{v}_\tau$ 分别为物体间切向速度和切向加速度;$\mathrm{sgn}(v_\tau)$ 和 $\mathrm{sgn}(\dot{v}_\tau)$ 函数表达式分别为

$$\mathrm{sgn}(v_\tau) = \begin{cases} 1 & v_\tau > 0 \\ -1 & v_\tau < 0 \end{cases} \tag{3}$$

$$\mathrm{sgn}(\dot{v}_\tau) = \begin{cases} 1 & \dot{v}_\tau > 0 \\ [-1,1] & \dot{v}_\tau = 0 \\ -1 & \dot{v}_\tau < 0 \end{cases} \tag{4}$$

根据以上接触和摩擦模型,在 ADAMS 中将必要参数做相应设置,如表 2 所示。

关节柔顺性通过在 ADAMS 中对各关节施加柔性连接力实现,平移关节处添加一对压缩弹簧阻尼器,作用力计算式为

$$F = -C\frac{\mathrm{d}R}{\mathrm{d}t} - K(R - R_0) + F_0 \tag{5}$$

式中:R 为弹簧两端相对位移;t 为时间;C 为黏滞阻尼系数;K 为弹簧刚度系数;R_0 为初始相对位移;F_0 为弹簧预紧力。2 个转动关节处各添加一对旋转弹簧阻尼器,作用力矩计算式为

$$T = -C_T\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} - K_T(\theta - \theta_0) + T_0 \tag{6}$$

式中:θ 为弹簧扭转角;C_T 为旋转弹簧阻尼系数;K_T 为旋转弹簧刚度系数;θ_0 为初始相对角位移;T_0 为弹簧预紧力矩。3 个关节处的初始位移与预紧都设置为零值,因此影响关节柔顺性的参数为 3 个关节各自的柔顺单元弹簧刚度和阻尼系数。

表 2 接触和摩擦模型参数

Table 2 Contact and friction model parameters

参 数	数 值
材料等效刚度 k/(N·mm^{-1})	100 000
非线性指数 e	2.2
材料最大等效阻尼系数 C_{max}/(N·s·mm^{-1})	10
构件最大变形深度 d_{max}/mm	0.1
静摩擦系数 μ_s	0.3
动摩擦系数 μ_d	0.1
静摩擦临界速度 v_s/(mm·s^{-1})	100
动摩擦临界速度 v_d/(mm·s^{-1})	1 000

2.2 捕获条件和状态分析

捕获模型建立后,考虑到不同的运动情况,捕获过程可能发生如下 3 种结果:

1) 通过柔顺关节带动附着机构自适应运动,

底面仿壁虎黏附脚掌完成与目标物表面的充分对齐,可成功通过黏附力加载实施捕获。

2）关节在运动中达到自身极限位移,未能在有效行程内辅助附着机构与目标物对齐,不满足黏附力加载条件,无法实施捕获。

3）关节柔顺性差,目标物与附着机构发生初始碰撞后受到过度冲击,造成目标逃逸,捕获失败。

将以上 3 种可能发生的结果均作为 ADAMS 中捕获仿真结束条件,在软件中设置捕获工况如表 3 和表 4 所示,通过仿真,对关节运动状态进行分析。

目标物在 0.22 s 与附着机构外伸框架发生碰撞后,多自由度柔顺关节开始配合目标物运动,平移关节压缩,2 个转动关节以相反方向扭转,位移变化趋势如图 4 所示,最终在 0.53 s 实现黏附脚掌与目标物的对齐,仿真停止,模型状态如图 5 所示。

由于柔顺关节的能量耗散作用,目标物动能由 156.85 mJ 降低到 139.51 mJ,且经观察得知由于初始偏航角的存在,目标物在被动对齐过程中角速度变化呈上升趋势,结果如图 6 所示。

在上述工况下,柔顺关节可以辅助机构完成对齐过程,但随着柔顺单元参数组合的改变,对

表 3　柔顺单元相关参数

Table 3　Related parameters of compliant units

参　数	数　值
平移关节压缩弹簧刚度系数/(N·mm^{-1})	0.1
平移关节黏滞阻尼系数/(N·s·mm^{-1})	0.1
转动关节 1 旋转弹簧刚度系数/(N·mm·(°)$^{-1}$)	0.1
转动关节 1 黏滞阻尼系数/(N·mm·s·(°)$^{-1}$)	0.1
转动关节 2 旋转弹簧刚度系数/(N·mm·(°)$^{-1}$)	0.1
转动关节 2 黏滞阻尼系数/(N·mm·s·(°)$^{-1}$)	0.1

表 4　目标物运动参数

Table 4　Target motion parameters

参　数	数　值
线速度/(m·s^{-1})	0.1
角速度/((°)·s^{-1})	0.1
偏航角/(°)	20

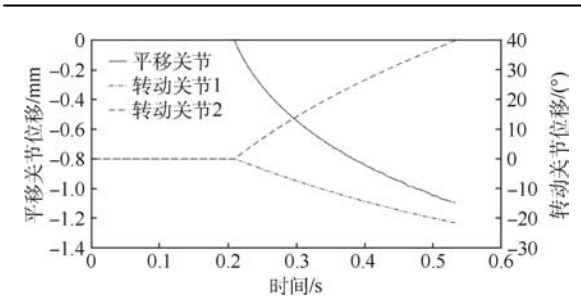


图 4　柔顺关节位移曲线

Fig. 4　Curves of compliant joint displacement

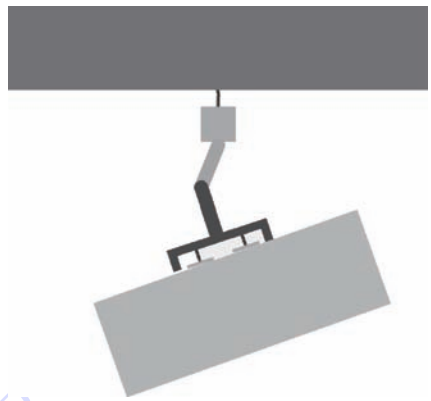


图 5　对齐完成时刻模型状态

Fig. 5　Model state at alignment completion moment

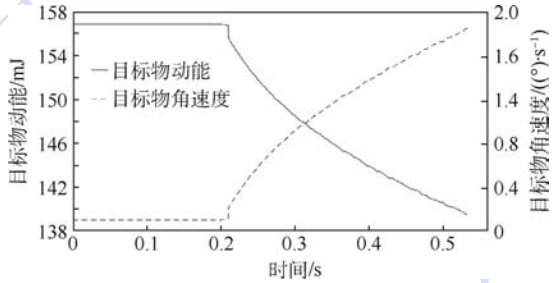


图 6　目标物状态参数变化

Fig. 6　Change of target state parameters

齐时刻的目标物角速度和残余动能各有差异。若目标物角速度超出黏附脚掌材料能承受的极限[13],则对应的柔顺单元参数不可取,并且按照设计预期,目标物残余动能应尽量小,才能尽可能减少捕获后目标物扰动,为捕获后的目标物操控提供便利。此外,不同的参数组合还会导致第 2、3 种捕获失败的结果,例如若平移关节柔顺单元系数取值过小,则会在捕获中过早达到位移极限,使对齐无法完成;又或当转动关节柔顺单元取值过大,关节柔顺性差,碰撞后未配合目标物初始偏航角实现被动姿态适应,使目标物所受反作用力过大,经过度撞击后发生逃逸。综上,受限于黏附脚掌与目标物需完成对齐这一捕获前提,以及对齐时的目标物角速度,为达到最优的能量耗散效果,提高附着装置捕获运动目标物的能力,须对关节柔顺单元参数进行优化。

3　仿生附着装置柔顺关节参数优化

3.1　优化模型建立

为提高附着装置对目标运动参数的适应性,应能通过对柔顺关节的参数优化,使其可捕获的目标物运动参数达到一定包络范围,本次优化中规定该范围:线速度 $v \leqslant 0.1$ m/s,角速度 $\omega \leqslant 0.1$(°)/s,偏航角 $\varphi \leqslant 20°$。即对于运动参数在上

北航学报 赠阅

述范围以内的目标,都能通过柔顺关节的被动姿态调整与黏附脚掌完成被动对齐,并保证目标对齐时刻角速度在黏附脚掌动态模型允许范围内,且被耗散动能尽可能大,详细模型的数学表述如下[14]。

优化函数目标:使柔顺关节的能量耗散效果最优,即经过能量耗散后目标物残余动能 E(由线动能和角动能之和表示)最小:

$$\min\{E\} = \min\left\{\frac{1}{2}mv_{\text{align}}^2 + \frac{1}{2}I\omega_{\text{align}}^2\right\} = \min\{f(\boldsymbol{x})\} \tag{7}$$

式中:v_{align}和 ω_{align}分别为对齐时刻目标物质心线速度和角速度;m 和 I 分别为目标物的质量和转动惯量;向量 $\boldsymbol{x}$ 为设计变量。

设计变量:影响关节柔顺性的变量为各关节的弹簧刚度系数和黏滞阻尼系数,写成向量形式为

$$\boldsymbol{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_6] \tag{8}$$

$$x_i^{\text{low}} \leqslant x_i \leqslant x_i^{\text{up}} \quad i = 1,2,\cdots,6 \tag{9}$$

式中:x_i 为每个关节的弹簧刚度或黏滞阻尼系数。本次优化中,根据满足实际关节尺寸、可供选择的弹簧阻尼器设定变量范围如表 5 所示。

约束条件:以目标物平面分别与左、右黏附脚掌的距离 l_{left}、l_{right}同时为 0 表征被动对齐时刻:

$$\begin{cases} l_{\text{left}}(\boldsymbol{x}) = 0 \\ l_{\text{right}}(\boldsymbol{x}) = 0 \end{cases} \tag{10}$$

ω_{align}为对齐时刻的目标物角速度:

$$\omega_{\text{align}}(\boldsymbol{x}) \leqslant \omega^{\text{up}} \tag{11}$$

本次优化中假定黏附脚掌可允许最大对齐角速度即 $\omega^{\text{up}} = 5(°)/\text{s}$。

表 5 设计变量范围

Table 5 Design variable range

变量	变化区间
平移关节压缩弹簧刚度系数 x_1/(N·mm^{-1})	[0,1]
平移关节黏滞阻尼系数 x_2/(N·s·mm^{-1})	[0,1]
转动关节 1 旋转弹簧刚度系数 x_3/(N·mm·(°)$^{-1}$)	[0,1.5]
转动关节 1 黏滞阻尼系数 x_4/(N·mm·s·(°)$^{-1}$)	[0,1.5]
转动关节 2 旋转弹簧刚度系数 x_5/(N·mm·(°)$^{-1}$)	[0,1.5]
转动关节 2 黏滞阻尼系数 x_6/(N·mm·s·(°)$^{-1}$)	[0,1.5]

3.2 优化方法

由于 ADAMS 自身参数优化功能有限,且仅提供广义梯度下降法和序列二次规划法,经试验发现运用这 2 种算法对于本优化模型求解均会产生早熟现象,无法找到真正全局最优解,且 ADAMS 进行优化求解占用资源大,优化周期较长。因此,本文借助多学科优化软件 iSIGHT 集成 ADAMS/View 的方式进行参数优化[14],可大量减少优化时间,并且 iSIGHT 优化器中可供选择的优化算法更为丰富,运行流程如图 7 所示。首先,利用 simcode 方式编写输入文件,与 ADAMS 模型中的变量建立映射关系;然后,调用 ADAMS 模型脚本进行仿真,将每次仿真输出的文件送入 iSIGHT 优化器进行分析完成一次优化求解。

为避免早熟现象,选择 iSIGHT 中的多岛遗传算法(multi-island genetic algorithm)作为本次参数优化算法,该算法本质上是 Kaneko、Miki 和 Hiroyasu 等对并行分布遗传算法(Parallel Distributed Genetic Algorithms,PDGAs)的改进[15],优点是对初值不敏感,鲁棒性强,相比传统遗传算法,在全局求解能力和计算效率上更具优势[16],且不容易陷入局部极值状态[17]。

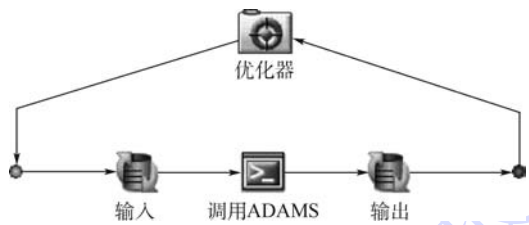


图 7 iSIGHT 集成 ADAMS 优化流程

Fig. 7 Flowchart of iSIGHT integrated ADAMS optimization

3.3 优化结果分析

优化后得到 126 组目标函数即目标物残余动能迭代过程,结果如图 8 所示。图中:违约解表示目标物无法完成对齐或者对齐角速度超出极限,其余点为可行解,其中使目标函数达到最小值的参数组合即最终优化结果。优化前后参数对比如表 6 所示。

取目标物运动参数处于极端工况时(线速度 $v = 0.1$ m/s,角速度 $\omega = 0.1(°)/\text{s}$,偏航角 $\varphi = 20°$ 观察优化效果,装置通过柔顺关节的自适应运动,完成黏附脚掌与目标物表面的对齐,其动能由自由漂浮状态下的 156.85 mJ 耗散至 108.58 mJ,柔顺单元的能量耗散效果在参数优化后得到显著提

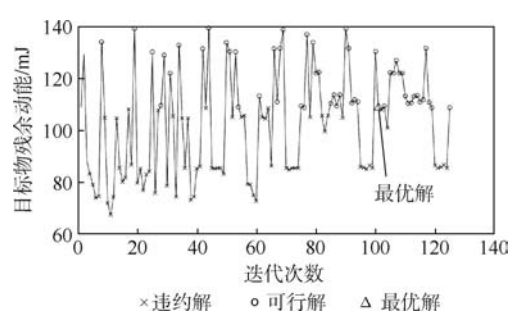


图 8 目标函数迭代过程

Fig. 8 Objective function iterative process

北航学报 赠阅

升,优化前后目标物动能的变化趋势如图 9 所示,详细参数如表 7 所示。

因此,通过参数优化,附着装置对目标运动参数的适应性得到提升,能够捕获运动参数在规定包络范围内变化的目标物,并且多自由度柔顺关节对目标物的能量耗散效果显著提高。

表 6　优化变量对比

Table 6　Optimized variable comparison

变　量	初始值	优化值
$x_1/(\mathrm{N\cdot mm^{-1}})$	0.1	0.103 66
$x_2/(\mathrm{N\cdot s\cdot mm^{-1}})$	0.1	0.897 07
$x_3/(\mathrm{N\cdot mm\cdot (°)^{-1}})$	0.1	0.176 26
$x_4/(\mathrm{N\cdot mm\cdot s\cdot (°)^{-1}})$	0.1	0.211 61
$x_5/(\mathrm{N\cdot mm\cdot (°)^{-1}})$	0.1	0.117 29
$x_6/(\mathrm{N\cdot mm\cdot s\cdot (°)^{-1}})$	0.1	0.397 71

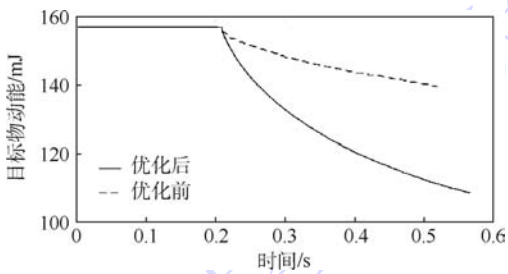


图 9　优化前后目标物动能变化对比

Fig. 9　Comparison of target kinetic energy before and after optimization

表 7　优化目标对比

Table 7　Optimization target comparison

参　数	优化前	优化后
目标物初始动能/mJ	156.85	156.85
目标物残余动能/mJ	139.51	108.58
动能耗散量/mJ	17.34	48.27
对齐角速度/$((°)\cdot s^{-1})$	1.8	4.9

4　结　论

1) 通过多自由度柔顺关节构型设计,提高了实验室研制的仿生附着装置对运动目标物的适应能力,根据设计构型,在 ADAMS 软件中建立了运动学与动力学模型,并进行了捕获仿真,通过附着装置及目标物相关参数变化趋势,对附着装置柔顺关节运动规律进行了分析。

2) 通过多学科优化软件 iSIGHT 集成 ADAMS 的方式,采用多岛遗传算法对多自由度柔顺关节参数进行优化设计,优化后附着装置能够捕获运动参数在线速度 $v\leqslant 0.1$ m/s,角速度 $\omega\leqslant 0.1(°)/s$,偏航角 $\varphi\leqslant 20°$的包络范围内变化的平面目标物,且能量耗散效果显著提高,优化结果可为样机制作提供参考。

参考文献 (References)

[1] 王超,董正宏,尹航,等. 空间目标在轨捕获技术研究综述[J]. 装备学院学报, 2013,24(4):63-66.
WANG C,DONG Z H,YIN H,et al. Research summarizing of on-orbit oapture technology for space target[J]. Journal of Academy of Equipment, 2013,24(4):63-66 (in Chinese).

[2] 陈罗婧,傅丹膺,袁春柱,等. 仿生壁虎微纳米黏附阵列的空间应用[J]. 航天器环境工程, 2013,30(6):616-622.
CHEN L J,FU D Y,YUAN C Z,et al. Biomimetic gecko micro/nano-structure adhesive array in space application[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013,30(6):616-622(in Chinese).

[3] 张昊. 大壁虎运动行为研究及仿壁虎机器人研制[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010:7-11.
ZHANG H. Research on gecko's moving behavior and developing gecko-like robot[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautic and Astronautics,2010:7-11(in Chinese).

[4] HAWKES E W, EASON E V, ASBECK A T, et al. The gecko's toe:Scaling directional adhesives for climbing applications[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics,2013,18(2):518-526.

[5] HAWKES E W,CHRISTENSEN D L,EASON E V,et al. Dynamic surface grasping with directional adhesion[C]// IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2013,8215(2):5487-5493.

[6] ESTRADA M A,JIANG H,NOLL B,et al. Force and moment constraints of a curved surface gripper and wrist for assistive free flyers[C]// IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 2824-2830.

[7] JIANG H,HAWKES E W,FULLER C,et al. A robotic device using gecko-inspired adhesives can grasp and manipulate large objects in microgravity[J]. Science Robotics,2017,2(7):n4545.

[8] 叶家宇. 空间仿生附着机构的设计与实现[D]. 北京:北京工业大学,2017:25-41.
YE J Y. Design and implementation of spatial biomimetic adhesive device[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2017:25-41(in Chinese).

[9] 崔晶,楚中毅,叶家宇,等. 一种基于复合恒力弹簧加载的仿生干黏附机构:2016108360112[P]. 2017-03-15.
CUI J,CHU Z Y,YE J Y,et al. A biomimetic dry adhesion mechanism based on composite constant force spring loading: 2016108360112[P]. 2017-03-15(in Chinese).

[10] YE J Y,CHU Z Y, CUI J. Optimization design of microstroke table for gecko adhesives actuating[C]// IEEE International Conference on Nanotechnology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017:330-333.

[11] HAWKES E W. Applying dry adhesives to the real world[D]. Palo Alto:Stanford University, 2015:7-9.

[12] 刘坤明, 徐国艳, 余贵珍. 驾驶机器人机械腿动力学建模与仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016,42(8):

北航学报 赠阅

1709-1714.
LIU K M, XU G Y, YU G Z. Dynamic modeling and simulation analysis of robot driver's mechanical legs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1709-1714(in Chinese).

[13] KATO H. Anisotropic adhesion model for translational and rotational motion[C]// IEEE/SICE International Symposium on System Integration. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 385-391.

[14] 吴建云,王春洁,汪翰. 月球着陆器模型参数修正[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(10):1366-1369.
WU J Y, WANG C J, WANG H. Model parameters updating of lunar lander[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1366-1369(in Chinese).

[15] 赖宇阳,姜欣. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2012:139-140.
LAI Y Y, JIANG X. Isight parameter optimization theory and example explanation[M]. Beijing: Beihang University Press, 2012: 139-140(in Chinese).

[16] 赵德建,王延奎,周平,等. 基于多岛遗传算法的二维翼型吸气减阻优化[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(5):941-946.
ZHAO D J, WANG Y K, ZHOU P, et al. Optimization of drag-reduction by suction using multi-island genetic algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 941-946(in Chinese).

[17] 张鼎逆,刘毅. 基于改进遗传算法和序列二次规划的再入轨迹优化[J]. 浙江大学学报(工学版),2014,48(1):161-167.
ZHANG D N, LIU Y. Reentry trajectory optimization based on improved genetic algorithm and sequential quadratic programming[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2014, 48(1): 161-167(in Chinese).

作者简介:

崔永灿 男,硕士研究生。主要研究方向:空间机器人技术。

楚中毅 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:空间机器人技术。

Optimization design of compliant joints of bionic adhesive device

CUI Yongcan[1], SONG Ting[2], SUN Jun[2], CHU Zhongyi[1,*]

(1. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. Shanghai Key Laboratory of Space Intelligent Control Technology, Shanghai Spaceflight Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to improve the adaptability of the bionic adhesive device to target motion parameters when capturing non-cooperative objects in space, a 3-degree-of-freedom series compliant joint is designed. When the joints are embedded in the system, the device can passively adapt to the moving object posture through the coordinated movement of the joints. Meanwhile, the kinetic energy of the target is gradually reduced based on the joints' compliant mechanism consisting of springs, dampers and their energy dissipation function. In order to verify and optimize the joints' performance, a kinematics and dynamics model are established for bionic adhesive device's capture process based on compliant joints using virtual prototyping software ADAMS. The effects of spring stiffness coefficient and damping coefficient on the capture state of non-cooperative objects in the three groups of compliant joints are analyzed. By the ADAMS and iSIGHT co-simulation method, a multi-island genetic algorithm is used to optimize the spring stiffness and damping coefficient of compliant joints. Through parameter optimization, the energy dissipation effect of the bionic adhesive device compliant joints is improved. The motion parameters of the target that can be captured reach the specified envelope range.

Keywords: on-orbit capture; non-cooperative target; compliant joint; bionic adhesive device; parameter optimization

Received: 2018-06-08; **Accepted**: 2018-07-27; **Published online**: 2018-08-08 15:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20180804.1217.001.html

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

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报

2018年 第44卷 总目次

(总第299期~总第310期)

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 1 期(总第 299 期)

7092 地标自主导航的高精度地标库建立方法 …… 杨博，张典律，赵晓涛 (1)
7093 考虑单元界面关联特性的微定位平台刚度建模 …… 宫金良，郑洋洋，张彦斐 (10)
7094 基于 TVP-VAR 模型的多模式交通需求耦合分析 …… 马晓磊，孙硕，丁川，王云鹏 (18)
7095 面向高分辨率遥感影像的地形辐射校正方法 …… 丁一帆，尤红建，张浩，陈双军，许斌，孙韬 (27)
7096 原子自旋陀螺气室加热电磁噪声抑制实验研究 … 周斌权，郝杰鹏，梁晓阳，全伟，刘刚 (36)
7097 实时单核和谐周期分区系统时间窗口分配算法 …… 尚利宏，谭特，周密 (43)
7098 共轴刚性双旋翼非定常气动干扰载荷分析 …… 谭剑锋，孙义鸣，王浩文，林长亮 (50)
7099 基于抛物方程的低空空域监测雷达城市环境地杂波强度分布建模 …… 雷鹏，冉志强，王俊，刘晓敏 (63)
7100 基于分布式动力的翼身融合飞机整流罩气动设计 …… 项洋，吴江浩，熊峻江 (71)
7101 频率步进 SAR 虚拟阵列模型成像方法 …… 冉达，尹灿斌，贾鑫 (82)
7102 飞翼无人机机动飞行非线性鲁棒控制方法 …… 李继广，陈欣，李亚娟，张榕 (89)
7103 液氮贮箱常压停放实验与数值仿真 …… 李佳超，梁国柱 (99)
7104 星载 GNSS-R 辅助海洋盐度探测方法 …… 王峰，杨东凯 (108)
7105 一种增量并行式动态图异常检测算法 …… 韩涛，兰雨晴，肖利民，刘艳芳 (117)
7106 GNSS 海面反射信号的三维建模方法 …… 祁永强，张波，杨东凯，张彦仲，张健敏 (125)
7107 纠错输出编码的留一误差界估计 …… 薛爱军，王晓丹 (132)
7108 纤维金属层板金属层应变测量及应力预测方法 …… 孟维迎，谢里阳，胡杰鑫，吕骁，秦波，王博文 (142)
7109 基于傅里叶域卷积表示的目标跟踪算法 …… 朱日东，杨小远，王敬凯 (151)
7110 基于 CT 的泡沫铝三维细观模型重建及应用 …… 李侯贞强，张亚栋，张锦华，姜春琳 (160)
7111 脉冲星角位置对脉冲模板的影响及其削弱策略 …… 信世军，郑伟，王奕迪 (169)
7112 无人机室内视觉/惯导组合导航方法 …… 王亭亭，蔡志浩，王英勋 (176)
7113 孔边倒角裂纹当量初始缺陷尺寸的确定方法 …… 孙晓娜，贺小帆，李玉海 (187)
7114 基于空间混联机构的人体肩部骨骼运动模型 …… 聂超，宋智斌，戴建生 (196)
7115 随机优化的改进交叉熵方法 …… 任超，张航，李洪双 (205)

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 2 期 (总第 300 期)

7116 非绝热单孔容腔瞬态响应的零维建模 …… 丁水汀，于航，邱天 (215)
7117 微藻航空燃料的热氧化安定性与热沉 …… 杨晓奕，王智超，刘子钰，赵晶 (223)
7118 压电纤维材料驱动下复合板扭曲变形效率分析 …… 李琳，薛铮，范雨 (229)
7119 基于 ITD 和改进形态滤波的滚动轴承故障诊断 …… 余建波，吕靖香，程辉，孙习武，吴昊 (241)
7120 基于效用价值驱动的旅客出行动力学研究与建模 …… 邢志伟，文涛，罗谦，丛婉，魏志强，廖必凯 (250)
7121 基于北斗 GEO 卫星反射信号的渤海海冰检测 …… 张云，谢向芳，孟婉婷，杨树瑚，高强，王炜 (257)
7122 新型台阶缝冷却结构的气动及冷却特性 …… 吴宏，杨登文 (264)
7123 带碰撞角约束的三维有限时间滑模制导律 …… 赵曜，李璞，刘娟，陈喆，刘向东 (273)

北航学报 赠

7124 一种爬壁机器人动力学建模方法 …… 徐亚茹，刘荣（280）
7125 飞翼布局飞机低阶等效拟配方法 …… 丛斌，王立新（286）
7126 基于变步长离散随机集的风险不确定性分析方法 …… 段永胜，赵继广，陈鹏，赵蓓蕾，吕潇磊（295）
7127 基于 QPSO 混合算法的变循环发动机建模方法 …… 肖红亮，李华聪，李嘉，王淑红，彭凯（305）
7128 基于 SST 和 Bayes 的初始备件需求确定方法…… 董骁雄，陈云翔，项华春，白洋（316）
7129 涡轮泵流体静压轴承性能计算与试验研究 …… 杜家磊，闫攀运，梁国柱（322）
7130 气动参数对闭环飞机短周期模态特性的影响 …… 徐王强，王立新（333）
7131 力传感器惯性质量的改进 Monte Carlo 校准方法 … 江文松，王中宇，张力，杨军，吕京（342）
7132 一种新的胚胎电子细胞阵列测试结构 …… 李丹阳，蔡金燕，孟亚峰，朱赛（349）
7133 非对称因素对舰载机弹射起飞安全的影响 …… 林佳铭，张轶，乐挺，王立新（363）
7134 大挠性机动飞行器改进型正向位置反馈振动控制 …… 袁秋帆，霍明英，齐乃明，曹世磊，肖余之（375）
7135 岸基 GNSS-R 海上溢油探测方法 …… 贾紫樱，张波，吴军，杨东凯，洪学宝（383）
7136 平衡摇臂式移动机器人姿态控制算法 …… 刘本勇，高峰，姜惠，张彬（391）
7137 基于距离徙动修正的近程大斜视成像算法 …… 尹凤琳，尚晓舟，李志平，苗俊刚（399）
7138 考虑真实时变环境应力的系统可靠性评估 …… 兰杰，袁宏杰，袁铭，夏静（406）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 3 期（总第 301 期）

7139 基于模糊逻辑的交互式多模型滤波算法 …… 周卫东，刘璐，唐佳（413）
7140 高速撞击梯度电势靶板产生等离子体诱发的放电 …… 唐恩凌，刘美，韩雅菲，王睿智，贺丽萍，刘淑华（420）
7141 多外力柔性微动机构输出位移求解方法 …… 宫金良，贾国朋，张彦斐（429）
7142 基于故障行为的惯导产品贮存寿命试验设计 …… 许丹，林坤松，陈云霞（437）
7143 火星沙尘环境光学图像增强方法 …… 李海波，曹云峰，丁萌，庄丽葵（444）
7144 产生匀强磁场的圆柱形线圈组设计方法 …… 胡朝晖，穆维维，吴文峰，周斌权（454）
7145 多星对合作目标的分布式协同导航滤波算法 …… 李兆铭，杨文革，丁丹，廖育荣（462）
7146 一种跨声速定常流场求解加速方法…… 乔磊，白俊强，邱亚松，华俊，张扬（470）
7147 磁悬浮控制敏感陀螺转子前馈解耦内模控制 …… 夏长峰，蔡远文，任元，武登云，王英广（480）
7148 基于改进积分视线导引策略的欠驱动无人水面艇路径跟踪 …… 陈霄，刘忠，张建强，董蛟，周德超（489）
7149 基于 K-V 阻尼模型的铁木辛柯梁振动响应分析 …… 张夏阳，祝明，武哲（500）
7150 超流体陀螺相位波动噪声自适应抵消系统分析 …… 赵玉龙，沈怀荣，任元（508）
7151 基于数字虚拟飞行的民机侧风着陆地面航向操稳特性评估 …… 刘海良，王立新（516）
7152 充气展开自支撑臂振动模态分析 …… 马瑞强，卫剑征，谭惠丰（526）
7153 基于 $L_{1/2}$ 范数正则化的塑性回声状态网络故障诊断模型…… 逯程，徐廷学，王虹（535）
7154 基于 Kriging 模型的浮空器氦气昼夜温差最优化 …… 林康，马云鹏，武哲，王强（542）
7155 调频引信谐波时序检测抗干扰方法及实现 …… 孔志杰，郝新红，栗苹，闫晓鹏（549）
7156 高超末段机动突防/精确打击弹道建模与优化 …… 李静琳，陈万春，闵昌万（556）
7157 一种新型并联灌注机器人运动学分析和多目标优化 …… 杨会，房海蓉，李典，方跃法（568）
7158 一种基于 SVM 的低空飞行冲突探测算法 …… 韩冬，张学军，聂尊礼，管祥民（576）
7159 基于 BDS-GD 的低截获概率雷达信号识别 …… 王星，吴鹏程，田元荣，王玉冰（583）
7160 基于多态系统的总线胚胎电子阵列可靠性分析 …… 王涛，蔡金燕，孟亚峰，朱赛（593）
7161 大前置角拦截攻击时间控制导引律…… 王斌，雷虎民，李炯，叶继坤，李宁波（605）

7162 探测器触地关机软着陆稳定性分析…… 丁宗茂，王春洁，吴宏宇，沈建中，郭璠（614）
7163 基于深度学习的航空发动机故障融合诊断 …… 车畅畅，王华伟，倪晓梅，洪骥宇（621）
7164 基于三站点库存组织的备件转运策略分析 …… 薛佩，王乃超，肖波平，马麟（629）
7165 一种多运动模式下自适应阈值零速修正算法 …… 张健敏，修春娣，杨威，杨东凯（636）
7166 一种带移动副平面六连杆机构分支识别方法 …… 龚雅静，王君，汪泉，毕树生，任军，孙金凤（645）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 4 期（总第 302 期）

7167 高速柔性转子系统非线性振动响应特征分析 …… 洪杰，于欢，肖森，马艳红（653）
7168 基于双模式驱动的飞行汽车起飞阶段动力匹配分析 …… 徐斌，田富刚（662）
7169 基于稀疏傅里叶变换的快速捕获方法 …… 张春熹，李先慕，高爽（670）
7170 气象因素对飞机进近飞行燃油效率的影响 …… 胡荣，吴文洁，陈琳，张菲菲（677）
7171 BDS/GPS 组合导航接收机自主完好性监测算法 …… 王尔申，杨福霞，庞涛，曲萍萍，蓝晓宇，姜毅（684）
7172 放飞过程中平流层飞艇运动与受力分析 …… 张泰华，姜鲁华，周江华（691）
7173 基于 Rao-Blackwellized 蒙特卡罗数据关联的检测跟踪联合优化 … 陈唯实，闫军，李敬（700）
7174 轴向间距对转子叶片颤振特性的影响机理 …… 郑赟，余永博（709）
7175 基于滚动时域优化的旋转弹解耦控制器设计 …… 陈伟，孙传杰，冯高鹏，拜云山（717）
7176 面向装备 RUL 预测的平行仿真技术 …… 葛承垄，朱元昌，邸彦强（725）
7177 基于输入成形的太阳能帆板自适应滑模控制 …… 周通，郭宏，徐金全（737）
7178 基于模块化的缠绕机设计方法 …… 徐小明，张武翔，丁希仑（746）
7179 行星三体引力摄动对卫星探测器大气制动的影响 …… 江玲，王悦，徐世杰（759）
7180 RP-3 航空燃油中 CO_2 扩散系数实验分析 …… 李超越，冯诗愚，邵垒，潘俊，刘卫华（765）
7181 基于 LSTM 循环神经网络的故障时间序列预测 …… 王鑫，吴际，刘超，杨海燕，杜艳丽，牛文生（772）
7182 基于波导缝隙天线的 TEM 室频率扩展方法 …… 宋春江，冯骁尧，戴飞（785）
7183 基于半监督集成学习的多核设计空间探索…… 李丹丹，姚淑珍，王颖，王森章，谭火彬（792）
7184 基于测试性 ***D*** 矩阵的多故障诊断与维修策略 …… 田恒，段富海，樊亮，桑勇，史萌（802）
7185 基于拉普拉斯变换的空间目标碰撞概率计算方法 …… 霍俞蓉，李智，韩蕾（810）
7186 月基平台对地观测数据传输链路方案设计及分析 …… 陈国强，阮智星，郭华东，刘广，丁翼星，张严心（820）
7187 多模函数优化的改进花朵授粉算法 …… 郭庆，惠晓滨，张贾奎，李正欣（828）
7188 基于自适应通信拓扑四旋翼无人机编队重构控制 …… 马思迁，董朝阳，马鸣宇，王青（841）
7189 基于八叉树的简化构型三角片等值面削减算法 …… 徐雷，王华锋，潘海侠，林广艳，陈栎曦（851）
7190 Ni 晶界上金属和非金属元素的相互作用 …… 方淑娟，石松鑫，祝令刚，周健（862）
7191 高纯 V_2AlC 的无压烧结制备及表征 …… 高少华，缪奶华，周健（868）
7192 Zn-Cr_2AlC 复合材料的制备与摩擦磨损性能 …… 李志，赵文月，缪奶华（874）
7193 可吸收胶原膜的体内免疫反应评价 …… 张林，孙磊，徐梦洽，牛旭锋（879）
7194 基于竞争博弈的多目标可靠性优化设计方法 …… 冯嘉珍，张建国，邱继伟（887）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 5 期（总第 303 期）

7195 基于统计 α 算法的过程挖掘 …… 余建波，董晨阳，李传锋，程辉，孙习武（895）
7196 基于形态学的自动驾驶仪振动信号基线漂移去噪 …… 张景元，何玉珠（907）
7197 微小空间内电磁干扰要素检测与辨识方法 …… 凌波，林赟，孙宏涛，苏东林（914）
7198 强噪声环境下自适应 CRPF 故障诊断方法…… 王进花，曹洁，李伟，黄玲（923）

7199 基于 CPS 方法的工业机器人系统 …… 陈友东，常石磊，冯强国（931）
7200 航空燃油柱塞泵滑靴副混合润滑特性数值仿真 …… 符江锋，李华聪，曾夏青，刘显为（939）
7201 采用 FRM 的窄过渡带奇型排列结构改进方法 …… 张文旭，赵文童，陈涛，陈亚静（951）
7202 基于欧拉壁面液膜模型的三维热气防冰腔数值仿真 …… 李延，郭涛，常红亮（959）
7203 随机和区间变量共存条件下的模型确认指标 …… 赵录峰，吕震宙，阚丽娟（967）
7204 基于系统 PSN 曲线的齿轮箱疲劳可靠度评估 …… 马洪义，谢里阳（975）
7205 基于自适应强跟踪 CQKF 的目标跟踪算法 …… 刘畅，杨锁昌，汪连栋，张宽桥（982）
7206 基于混合地图的护理机器人室内导航方法 …… 张立志，陈殿生，刘维惠（991）
7207 基于 RS-TOPSIS 的空中目标威胁评估 …… 杨远志，于雷，周中良，阮铖巍（1001）
7208 两种典型低空风切变对火箭弹弹道特性的影响 …… 陈健伟，王良明，李子杰（1008）
7209 脉冲多普勒引信抗周期调制干扰性能研究 …… 刘少坤，闫晓鹏，栗苹，于洪海（1018）
7210 基于标校源辅助的不相交多目标到达时差定位 …… 秦兆涛，王俊，陶磊岩，魏少明（1026）
7211 直线驱动电静液作动器的匹配设计规则 …… 王子蒙，焦宗夏，李兴鲁（1037）
7212 导航卫星双频复用信号模拟失真的仿真 …… 蔚小龙，寇艳红（1048）
7213 基于 PCE 的谐波减速器动态精度不确定性分析 …… 张金洋，张建国，彭文胜，刘育强，汪龙（1056）
7214 硒掺杂锗碲相变存储材料的第一性原理研究 …… 方治乾，缪奶华，周健（1066）
7215 一种基于深度学习的交互式电话号码识别方法 …… 韩京冶，许福，陈志泊，刘辉（1074）
7216 基于 Wiener 过程的发动机多阶段剩余寿命预测 …… 黄亮，刘君强，贡英杰（1081）
7217 一种考虑共因失效的 PMS 可靠性建模分析方法 …… 吴欢，焦健，赵廷弟（1088）
7218 多维力加载装置动力学建模及加载试验 …… 侯立果，王丹，安大卫，郭江真，陈五一，樊锐（1095）
7219 来流导致的高超声速气动热不确定度量化分析 …… 张伟，王小永，于剑，阎超（1102）
7220 龙卷风维持特性的探索 …… 邸浩宇，徐晶磊，高歌（1110）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 6 期（总第 304 期）

7221 基于卷积神经网络的手势动作雷达识别方法 …… 王俊，郑彤，雷鹏，张原，樵明朗（1117）
7222 基于 FRFT 域特征差异的压制干扰检测与分类算法 … 王国宏，白杰，张翔宇，孙殿星（1124）
7223 新型单轴柔性铰链拓扑结构设计与柔度分析 …… 邱丽芳，陈海翔，吴友炜（1133）
7224 Co 和 P 掺杂对 α-Fe_2O_3 光电化学催化分解水的影响 …… 朱珊，俞有幸，郝维昌（1141）
7225 基于 Cartwheel 构型的微推力卫星高精度编队系统 …… 杨博，赵晓涛，苗峻，刘旭辉，龙军（1147）
7226 结构输出响应概率密度估计中分数矩求解方法 …… 李宝玉，张磊刚，师娇，余雄庆（1156）
7227 纵列式双扇翼气动特性数值模拟与试验 …… 杜思亮，唐正飞，赵文静，陈荟，王英宇（1164）
7228 基于干扰重构和峭度最大化的 SMSP 干扰抑制方法 …… 李欣，王春阳，原慧，金珊珊（1176）
7229 基于仿射变换 S 盒的轻量级杂凑函数 …… 杜培，王维克，何展宏，李林，王翔（1185）
7230 磁屏蔽装置与磁场模拟器的耦合分析 …… 吕志峰，张金生，王仕成，宋忠国，席晓莉，李婷（1194）
7231 直升机尾桨完全失效后自转着陆轨迹优化 …… 严旭飞，陈仁良（1203）
7232 自适应 FLP 滤波在激光陀螺 IMU 标定中的应用 …… 卢兆兴，房建成，王仕成，李建利，党鹏飞（1213）
7233 不同增长机制下航空网络自愈特性 …… 傅超琦，王瑛，李超，孙赟（1221）
7234 基于单胞有限元的波纹板等效刚度特性 …… 王远，臧勇，管奔，秦勤（1230）
7235 GNSS 多径信号模型及测高方法 …… 李惟，朱云龙，王峰，杨东凯（1239）
7236 有替换Ⅰ型截尾试验无失效时设备可靠性分析 …… 赵权，葛红娟，张璐，陈舒文，薛建良（1246）

北航学报

7237 一种疲劳损伤参数确定新方法 …… 刘潇潇，王银兵，张铮 （1253）
7238 沿多孔壁面流动的液膜线性稳定性分析 …… 赵越，杨立军 （1258）
7239 预燃级旋流数对 TeLESSⅡ燃烧室贫油熄火性能影响 …… 肖荣洪，林宇震，张弛 （1265）
7240 基于 Eshelby-Stroh 公式各向异性弹性体接触问题研究 …… 颜灯灯，李成刚，申景金，王艳，王春明，宋伟山 （1273）
7241 临近空间环境下封闭方腔内耦合换热特性 …… 宇贵才，贺卫亮 （1283）
7242 连接界面变形对转子动力特性影响的力学模型 …… 金海，刘继兴，张大义，洪杰 （1294）
7243 非线性多项式模型结构与参数一体化辨识 …… 贾伟州，彭靖波，谢寿生，刘云龙，李腾辉，何大伟 （1303）
7244 稀疏多小波时变系统辨识及脑电信号时频分析 …… 雷梦颖，魏彦兆，李阳，王丽娜 （1312）
7245 激光测距传感器光束矢向和零点位置标定方法 …… 曹双倩，袁培江，陈冬冬，史震云 （1321）
7246 干扰观测器在一种非线性刚度驱动器中的应用 …… 高冬，宋智斌，赵亚茹 （1328）
7247 基于 TruckSim 的装载工况影响下弯道安全车速阈值 …… 王传连，胡月琦，李平 （1337）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 7 期 （总第 305 期）

7248 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）
7249 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）
7250 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）
7251 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）
7252 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）
7253 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）
7254 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）
7255 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）
7256 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 （1419）
7257 毫米级微型涡轮发动机性能仿真模型 …… 刘传凯，李艳茹 （1430）
7258 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）
7259 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）
7260 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）
7261 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）
7262 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）
7263 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）
7264 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）
7265 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）
7266 中国空间磁层线辐射现象探究 …… 盛雪莲，吴静，张翀 （1504）
7267 BLDC 电机温度退化多段 Wiener 过程建模 …… 袁庆洋，叶建华，李晓钢 （1514）
7268 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）
7269 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）
7270 温度扰动对 ODW 结构影响的数值模拟 …… 陈楠，Sudip BHATTRAI，唐豪 （1537）
7271 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）
7272 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）
7273 多参照点联合概率地形误匹配判断准则 …… 张堃薇，王可东 （1562）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 8 期 （总第 306 期）

7274 一种电磁层析图像快速重建算法 …… 刘泽，肖君，刘向龙，赵鹏飞，李勇，霍继伟 （1569）

北航学报
赠阅

7275 同轴旋转圆台环隙流动机制及实验研究 …… 鲍锋，曾华轮，邹赫，刘锦生，刘志荣，朱睿 (1577)
7276 基于 UR-MTPGERT 网络模型的复杂装备风险传导分析 …… 孙赟，王瑛，李超 (1587)
7277 电动静液作动器热力学建模方法及油液温升规律 …… 王岩，郭生荣，杨乐 (1596)
7278 三床型机载制氧系统控制设计与实验验证 …… 蒋东升，卜雪琴，林贵平，孙兵，黄俊，方玲，赵宏韬 (1603)
7279 面向航天器综合测试系统的 Web 缓存替换策略 …… 杜建海，吕江花，高世伟，李倩倩，李勤勇，马世龙 (1609)
7280 基于 MIV 的碳钢大气腐蚀速率影响因子权重分析 …… 杨斌，李敬洋，文磊 (1620)
7281 考虑壁板刚度匹配的大型飞机复合材料机翼气动弹性优化设计 …… 肖志鹏，钱文敏，周磊 (1629)
7282 基于非线性规划的室内 TOA 测距值优化方法 …… 孙健，付永领，何杰，谭林，李胜广，许文鹏 (1636)
7283 一种快速测试线缆终端共模阻抗的方法 …… 刘洪颐，陈尧，苏东林 (1643)
7284 基于 SAGWO 算法的 UCAVs 动态协同任务分配 …… 魏政磊，赵辉，黄汉桥，王骁飞，周瑞 (1651)
7285 适于时变幅值分析的直升机黏弹减摆器模型 …… 吴靖，胡国才，刘湘一 (1665)
7286 压力传感器动态特性参数不确定度评定 …… 姚贞建，王中宇，王辰辰，左思然 (1672)
7287 基于仿真的小型数据中心气流组织研究 …… 周成龙，杨春信，王超，张兴娟 (1682)
7288 基于近邻传播聚类的航空电子部件 LMK 诊断模型 …… 张伟，许爱强，平殿发，夏菲 (1693)
7289 半球型动压气浮轴承陀螺仪的静态误差模型 …… 李岩，段富海 (1705)
7290 一种用于移动机器人的多段变形轮 …… 杨洋，张容哲，广晨汉，王扬 (1712)
7291 载荷作用下 5A06 铝合金焊接试样的腐蚀敏感性 …… 王帅，刘慧丛，李卫平，朱立群，石文静，施丽铭 (1720)
7292 快速精确调节稳频点的远共振线激光稳频方法 …… 房子善，全伟，翟跃阳 (1727)
7293 金刚石 ^{13}C 核子定位用参数可调动态解耦序列 …… 张刚源，袁珩，范鹏程 (1733)
7294 无人机集群编队控制演示验证系统 …… 朱创创，梁晓龙，张佳强，何吕龙，刘流 (1739)
7295 短距离起飞加速度对飞行员操作影响的分析 …… 朱垣洁，刘笑宇，耿晓琪，霍洪强，柳松杨，樊瑜波 (1748)
7296 一种新型陀螺的力矩器非圆性误差补偿方法 …… 陈国越，王华，任元，辛朝军 (1755)
7297 基于置信度的 TOF 与双目系统深度数据融合 …… 孙哲，张勇，常衢通 (1764)
7298 固-膏体燃气发生器热结构分析和仿真 …… 罗叶刚，邢玉明，刘鑫，梁材 (1772)
7299 客车铝合金车架设计与典型工况分析 …… 王凯，何勇灵，孟广威 (1780)

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 9 期 (总第 307 期)

7300 基于振动特性的机场刚性道面传荷性能 …… 张献民，刘小兰，张子文 (1787)
7301 基于时变增益 ESO 的多航天器 SO(3) 姿态协同控制 … 马鸣宇，董朝阳，王青，周敏 (1797)
7302 海洋环境下三电极的电偶腐蚀仿真 …… 陈跃良，王安东，卞贵学，张勇 (1808)
7303 基于多分类 AdaBoost 的航空发动机故障诊断 …… 曹惠玲，高升，薛鹏 (1818)
7304 大气层外拦截弹建模与攻防效能分析 …… 谢经纬，陈万春 (1826)
7305 基于风险预测的飞行安全操纵空间构建方法 …… 李哲，徐浩军，薛源，裴彬彬 (1839)
7306 一种单压电叠堆驱动的回转冲击超声波钻 …… 王印超，全齐全，于红英，柏德恩，邓宗全 (1850)
7307 纳米复合相变材料熔化过程数值模拟研究 …… 赵亮，邢玉明，吕倩，罗叶刚，刘鑫 (1860)
7308 基于 BoF 模型的多特征融合纹理图像分类 …… 汪宇玲，黎明，李军华，张聪炫，陈昊 (1869)
7309 环面蜗轮滚刀螺旋槽前刀面设计及修正方法 …… 杨杰，李海涛，芮成杰，董学朱 (1878)

北航学报

7310 能量最优与燃料最优 Lambert 交会问题 …… 徐利民赠张涛，陶佳伟（1888）
7311 基于混沌吸引子的飞轮故障检测 …… 李磊，高永明，吴止锾（1894）
7312 基于创新力-适应度的 O2O 电商知识网络构建 …… 高长元，闫健，由扬（1903）
7313 基于空间隔离的低轨卫星系统频谱共享方法 …… 张泓浞，蒋伯峰（1909）
7314 水下机械手不确定遥操作自适应双边控制 … 张建军，刘卫东，高立娥，李乐，李泽宇（1918）
7315 基于军民融合的全局飞行流量协同优化方法 …… 吴文浩，张学军，顾博，朱晓辉（1926）
7316 一种多钉铆接连接件的疲劳寿命分析方法 …… 张天宇，何宇廷，陈涛，杜旭，谭翔飞，刘凯（1933）
7317 基于样本类别确定度的半监督分类 …… 高飞，朱福利（1941）
7318 基于双特征的丘陵山区耕地低空遥感图像配准算法 …… 宋飞，杨扬，杨昆，张愫，毕东升（1952）
7319 基于增益调度的航空发动机分散鲁棒控制 …… 潘慕绚，曹良进，黄金泉（1964）
7320 基于截断误差的改进脉冲星导航观测方程 …… 许强，王宏力，何贻洋，由四海，冯磊（1974）
7321 基于柔性铰链的二自由度微动平台分析及优化 …… 周睿，周辉，桂和利，董虎，曹毅（1982）
7322 基于构形平面的冗余机械臂轨迹规划方法 …… 王安琪，魏延辉，韩寒，徐丽学（1991）
7323 基于改进相关向量机的锂电池寿命预测方法 …… 王春雷，赵琦，秦孝丽，冯文全（1998）
7324 基于 HCKS-EM 的战斗机蛇形机动目标跟踪算法 …… 卢春光，周中良，刘宏强，寇添，杨远志（2004）
7325 基于本征正交分解的平流层风场建模与预测 … 李魁，邓小龙，杨希祥，侯中喜，周新（2013）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 10 期（总第 308 期）

7326 非均质壁面对液滴俘获能力的数值模拟研究 …… 张莹，卢敏，李培生，许术方，刘强，黄杰（2021）
7327 离子推力器羽流热效应仿真分析 …… 张建华，李晶华，尤凤仪，郑鸿儒（2028）
7328 流动应力计算对铝合金板材充液热成形性能影响 …… 蔡高参，武传宇，郎利辉，高泽普（2035）
7329 基于自适应二阶终端滑模的 SRM 直接转矩控制 … 刘勇智，鄯成龙，林博闻，宋金龙（2043）
7330 一种自冷却结构燃油泵滑动轴承润滑特性分析 …… 符江锋，李华聪，樊丁，刘显为，朱嘉兴，李昆（2052）
7331 基于 UMAC 的 RBF 神经网络 PID 控制 …… 李明，封航，张延顺（2063）
7332 基于信息熵和粗糙集的空中目标威胁评估方法 …… 杨远志，周中良，刘宏强，寇添，范翔宇（2071）
7333 表面触觉再现技术现状和评估方法 …… 燕学智，李瑞格，武秋爽（2078）
7334 鸸鹋起飞阶段的脚蹼力学建模及运动学计算 …… 巩潇，黄晋国，陈泓宇，王田苗，梁建宏（2096）
7335 基于冷库环境下的涡扇发动机叶片冰脱落试验 …… 陈功，杨坤，王利平，孔维梁，王福新（2106）
7336 一种在复杂环境中支持容错的高性能规约框架 …… 李超，赵长海，晏海华，刘超，文佳敏，王增波（2115）
7337 舰载机牵引系统路径规划方法 …… 张竞，吴宇，屈香菊（2125）
7338 钝头旋成体背涡迎角效应的分区性态 …… 齐中阳，王延奎，曹鹏（2134）
7339 基于星下点机动的再入飞行器离轨规划 …… 史树峰，师鹏，赵育善（2141）
7340 着陆器变阻尼缓冲器性能分析及参数优化 …… 刘学翱，吴宏宇，王春洁，丁宗茂，丁建中（2149）
7341 基于耦合气动参数的 HGV 多模型估计 …… 张凯，熊家军，付婷婷，席秋实（2156）
7342 线性伪谱模型预测能量最优姿态机动控制方法 …… 冯逸骏，陈万春，杨良（2165）

7343 变幅多轴疲劳寿命分析方法对比 …… 刘天奇，时新红，张建宇，贲斌军（2176）
7344 多模型 GGIW-GLMB 算法跟踪机动群目标 …… 甘林海，刘进忙，王刚，李松（2185）
7345 时变环境下 RCS 测量中的精确背景抵消处理技术 …… 原赛赛，梁丽雅，许小剑（2193）
7346 基于非线性模型预测的绳系系统系绳摆振控制 …… 张宇靖，钟睿（2200）
7347 一种三维激光扫描系统的设计及参数标定 …… 蔡军，赵原，李宇豪，解杨敏（2208）
7348 FTN 传输条件下极化码帧间物理层安全结构设计 …… 张晨宇，刘荣科（2217）
7349 微重力下相变储能单元融化过程数值模拟 …… 阮世庭，张济民，曹建光，王江，徐涛（2224）
7350 复杂背景下目标散射信号测量与提取技术 …… 梁丽雅，原赛赛，许小剑（2232）
7351 改进 BA 优化的 MKSVDD 航空发动机工作状态识别 …… 何大伟，彭靖波，胡金海，宋志平（2238）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 11 期（总第 309 期）

7352 基于多目标优化与强化学习的空战机动决策 …… 杜海文，崔明朗，韩统，魏政磊，唐传林，田野（2247）
7353 连续信号交叉口网联自动驾驶车速控制 …… 鹿应荣，许晓彤，丁川，鲁光泉（2257）
7354 激波诱导推力矢量喷管不同气体喷注时的性能分析 …… 王晓明，刘辉，韩龙柱，袁修干（2267）
7355 行车环境下钢轨轮廓自动配准方法 …… 王昊，王胜春，王卫东（2273）
7356 一种复合方法抑制叶尖泄漏的试验及模拟研究 …… 胡建军，张铎，张香兰，孔祥东（2283）
7357 HRV 在管制员疲劳检测中的适用性 …… 靳慧斌，张静，吕川（2292）
7358 二维海面上三维电大尺寸舰船目标电磁散射仿真 …… 葛志闪，鲜宁，王津申，李阳（2299）
7359 Udwadia-Kalaba 方程构建操作臂名义模型的违约消除 …… 吕桂志，刘荣（2305）
7360 热处理及测量方式对纵波声速评价材料硬度的影响 …… 门平，董世运，闫世兴，康学良，李恩重（2312）
7361 MSCSG 转子不平衡振动原理分析与建模 …… 夏长峰，蔡远文，任元，王卫杰，樊亚洪，尹增愿（2321）
7362 电力线谐波辐射对电离层高能电子的影响 …… 张翀，吴静，马齐爽，郭强（2329）
7363 一种基于指数积公式的空间机械臂自标定方法 …… 王业聪，危清清，胡成威，丁希仑（2336）
7364 带吊挂负载的四旋翼无人机滚动纳什控制 …… 郭民环，苏岩，朱欣华（2343）
7365 基于薄板样条函数的电磁定位系统位姿校正方法 …… 关少亚，孟偲，万元宇，贾佳，王田苗，郑莉芳（2350）
7366 基于混合整数规划的机场地面运动扰动恢复 …… 张天慈，丁萌，左洪福（2356）
7367 电离对高超声速热化学非平衡气动热环境的影响 …… 杨建龙，刘猛（2364）
7368 MEMS 陀螺阵列的 RCC-OBE 估计融合方法 …… 沈强，刘洁瑜，赵乾，王琪（2373）
7369 不确定条件下贮箱区间凸模型可靠性评估 … 辛腾达，王华，崔村燕，赵继广，韩向阳（2380）
7370 基于可调度性排序的时间触发调度表生成方法 …… 宋梓旭，李峭，汪晶晶，熊华钢（2388）
7371 舰载机弹射起飞安全性的影响因素分析 …… 董阿鹏，李书，朱文国，吴伟潇（2396）
7372 基于偏轴转位的捷联惯导系统快速标定方法 …… 苗继松，邵琼玲，任元，陈晓岑，王卫杰（2405）
7373 非封闭舱室内电场统计均匀测试方法 …… 裴朝，苏东林，石国昌，廖意（2416）
7374 基于双锥砂轮的环面蜗轮滚刀前刀面成形方法 …… 杨杰，李海涛，芮成杰，龙新佳妮，魏文军（2423）
7375 FDSOI 背偏与体硅体偏电路的功耗性能对比 …… 王剑，于芳，赵凯，李建忠，杨波，徐烈伟（2430）
7376 基于双层规划模型的滑行道与停机位再指派联合调度 …… 姜雨，徐成，蔡梦婷，陈丽丽（2437）

北航学报

7377 基于特征交叉检验的实时视觉里程计方法 …… 范维思，尹继豪，赵宏宇，朱红梅（2444）
7378 大型铁磁性物体近场磁异常场数值仿真 …… 张梦颖，王华，葛霖，程浩（2454）

北京航空航天大学学报 2018 年第 44 卷第 12 期（总第 310 期）

7379 基于软件定义微纳卫星的多模式计算光学成像技术 …… 刘扬阳，吕群波，谭政，裴琳琳，李伟艳，王建威（2463）
7380 时序数据挖掘节点级并行与优化方法 …… 鲍军鹏，杨科，周静（2470）
7381 基于边缘保持滤波和结构张量的遥感图像融合 …… 曲家慧，李云松，董文倩，郑毓轩（2479）
7382 采用矢量调制器实时消除模拟相关偏置 …… 辛灿伟，胡岸勇，刘凯，苗俊刚（2489）
7383 相控阵近场初始相位快速实时校准方法 …… 辛灿伟，胡岸勇，刘凯，苗俊刚（2496）
7384 一种软件定义卫星网络的多波束切换机制 …… 张佳乐，钱红燕，成翔，陈兵（2503）
7385 基于图像分割和密度聚类的遥感动目标分块提取 …… 林翊钧，吴凤鸽，赵军锁（2510）
7386 基于多普勒频移的光学大气测速系统设计 … 龙彦志，梁应剑，黄巧平，孙筱逸，吴梅（2521）
7387 单平台成像目标运动特性反演方法 …… 谌炳汉，左峥嵘，夏鲁瑞（2528）
7388 基于 CSI-XGBoost 的高精度 WiFi 室内定位算法 …… 张玄黎，修春娣，王延昭，杨东凯（2536）
7389 GBAS 基准站布设方案设计与评估方法 …… 张悦，王志鹏，李强（2545）
7390 基于 FPGA 的高光谱异常目标检测 RXD 算法加速方案 …… 郑毓轩，李云松，师艳子，曲家慧，谢卫莹（2556）
7391 基于非圆特征恢复的极化敏感辅助阵列波束形成 …… 万鹏程，白渭雄，高晓阳，陈红（2568）
7392 兼顾控制流量的软件定义卫星网络路由策略 …… 费长江，赵宝康，虞万荣，吴纯青（2575）
7393 低存储资源开销的多路快速星点质心提取方法 …… 于文波，江洁（2586）
7394 核磁共振陀螺高精度磁场驱动技术 …… 陆麒麟，杨丹，赵兴华，周斌权（2595）
7395 基于 Hammerstein 结构的电子节气门动态非线性建模 …… 杨新宇，张臻，谭清远，陈翔，周克敏（2605）
7396 基于代理模型的空间飞越发射窗口 …… 向开恒，李人杰，陈杨（2613）
7397 一种高效利用天基激光清除空间碎片的方法 …… 石乾乾，张艳，赵鹏，王成林（2621）
7398 基于数据挖掘方法的空间大气模型修正 …… 廖川，白雪，徐明（2628）
7399 基于智能手机 APP 的非合作空间目标三维重建与交互 …… 翟敏，刘华平，张天昱，卢山，许静文（2637）
7400 纳卫星电磁对接机构技术 …… 慕忠成，叶东，吴树范（2644）
7401 基于深度强化学习的软件定义卫星姿态控制算法 …… 许轲，吴凤鸽，赵军锁（2651）
7402 一种仿生附着装置柔顺关节的优化设计 …… 崔永灿，宋婷，孙俊，楚中毅（2660）

北航学报
增阅

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2018 Vol. 44 Total Contents

(Sum 299 ~ Sum 310)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 1 (Sum 299)

7092 A building method of high-precision landmark library for landmark autonomous navigation
…… YANG Bo, ZHANG Dianlyu, ZHAO Xiaotao (1)

7093 Stiffness modeling of micro-positioning platform considering unit interface relevance characteristics
…… GONG Jinliang, ZHENG Yangyang, ZHANG Yanfei (10)

7094 A coupling analysis of multimodal transportation demands based on TVP-VAR models
…… MA Xiaolei, SUN Shuo, DING Chuan, WANG Yunpeng (18)

7095 Topographic correction method for high-resolution remote sensing images
…… DING Yifan, YOU Hongjian, ZHANG Hao, CHEN Shuangjun, XU Bin, SUN Tao (27)

7096 Experimental study on electromagnetic noise suppression of atomic spin gyroscope heating chamber
…… ZHOU Binquan, HAO Jiepeng, LIANG Xiaoyang, QUAN Wei, LIU Gang (36)

7097 Time windows distribution algorithm for real-time harmonic-period partition system on uniprocessor platform
…… SHANG Lihong, TAN Te, ZHOU Mi (43)

7098 Analysis of rigid coaxial rotor unsteady interactional aerodynamic loads
…… TAN Jianfeng, SUN Yiming, WANG Haowen, LIN Changliang (50)

7099 Parabolic equation based land clutter power map modeling for low-altitude surveillance radar in urban areas
…… LEI Peng, RAN Zhiqiang, WANG Jun, LIU Xiaomin (63)

7100 Aerodynamic design of nacelle of blended-wing-body aircraft with distributed propulsion
…… XIANG Yang, WU Jianghao, XIONG Junjiang (71)

7101 Imaging approach for frequency-stepped SAR with virtual array model
…… RAN Da, YIN Canbin, JIA Xin (82)

7102 Nonlinear robust control method for maneuver flight of flying wing UAV
…… LI Jiguang, CHEN Xin, LI Yajuan, ZHANG Rong (89)

7103 Experiment and numerical simulation of liquid nitrogen tank atmospheric ground parking
…… LI Jiachao, LIANG Guozhu (99)

7104 Sea surface salinity determination method assisted by spaceborne GNSS-R
…… WANG Feng, YANG Dongkai (108)

7105 Incremental and parallel algorithm for anomaly detection in dynamic graphs
…… HAN Tao, LAN Yuqing, XIAO Limin, LIU Yanfang (117)

7106 Three-dimensional modeling method of GNSS sea surface reflection signal
…… QI Yongqiang, ZHANG Bo, YANG Dongkai, ZHANG Yanzhong, ZHANG Jianmin (125)

7107 Leave-one-out error bounds estimation for error correcting output codes
…… XUE Aijun, WANG Xiaodan (132)

7108 Strain measurement and stress prediction methods of metal layer in fiber metal laminates
…… MENG Weiying, XIE Liyang, HU Jiexin, LYU Xiao, QIN Bo, WANG Bowen (142)

7109 Convolution representation-based object tracking algorithm in Fourier domain
…… ZHU Ridong, YANG Xiaoyuan, WANG Jingkai (151)

7110 Reconstruction and application of three-dimensional mesoscopic model of aluminum foam based on CT
…… LI Houzhenqiang, ZHANG Yadong, ZHANG Jinhua, JIANG Chunlin (160)

7111 Impact of pulsar angular position on pulse template and its compensation method
…… XIN Shijun, ZHENG Wei, WANG Yidi (169)

7112 Integrated vision/inertial navigation method of UAVs in indoor environment
…… WANG Tingting, CAI Zhihao, WANG Yingxun (176)

7113 Determination method of equivalent initial flaw size for crack initiated at hole chamfering
…… SUN Xiaona, HE Xiaofan, LI Yuhai (187)

7114 A shoulder skeletal kinematic model based on spatial hybrid mechanism
…… NIE Chao, SONG Zhibin, DAI Jiansheng (196)

7115 Stochastic optimization method based on improved cross entropy
…… REN Chao, ZHANG Hang, LI Hongshuang (205)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 2 (Sum 300)

7116 Zero-dimensional modeling for transient response of non-adiabatic cavity with single opening

…… DING Shuiting, YU Hang, QIU Tian (215)
7117 Thermal stability and heat sink of microalgae aviation fuels
…… YANG Xiaoyi, WANG Zhichao, LIU Ziyu, ZHAO Jing (223)
7118 Efficiency of twist deformation of composite plate actuated by MFC
…… LI Lin, XUE Zheng, FAN Yu (229)
7119 Fault diagnosis for rolling bearing based on ITD and improved morphological filter
…… YU Jianbo, LYU Jingxiang, CHENG Hui, SUN Xiwu, WU Hao (241)
7120 Utility value driven passenger travel dynamic study and modeling
…… XING Zhiwei, WEN Tao, LUO Qian, CONG Wan, WEI Zhiqiang, LIAO Bikai (250)
7121 Bohai coastal sea ice detection using BeiDou GEO satellite reflected signals
…… ZHANG Yun, XIE Xiangfang, MENG Wanting, YANG Shuhu, GAO Qiang, WANG Wei (257)
7122 Aerodynamic and cooling performance of a novel step-shaped slot film cooling geometry
…… WU Hong, YANG Dengwen (264)
7123 Finite-time sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints
…… ZHAO Yao, LI Pu, LIU Juan, CHEN Zhe, LIU Xiangdong (273)
7124 An approach for dynamic modeling of climbing robot
…… XU Yaru, LIU Rong (280)
7125 Low-order equivalent matching methods for aircraft with flying wings
…… CONG Bin, WANG Lixin (286)
7126 Analysis method on risk uncertainty based on variable step discrete random set
…… DUAN Yongsheng, ZHAO Jiguang, CHEN Peng, ZHAO Beilei, LYU Xiaolei (295)
7127 Modeling method of variable cycle engine based on QPSO hybrid algorithm
…… XIAO Hongliang, LI Huacong, LI Jia, WANG Shuhong, PENG Kai (305)
7128 Determination method of initial spares requirement based on SST and Bayes theory
…… DONG Xiaoxiong, CHEN Yunxiang, XIANG Huachun, BAI Yang (316)
7129 Performance calculation and experimental study on a hydrostatic journal bearing for turbopumps
…… DU Jialei, YAN Panyun, LIANG Guozhu (322)
7130 Influence of aerodynamic parameters on short-period mode characteristics of closed-loop aircraft
…… XU Wangqiang, WANG Lixin (333)
7131 Inertia mass of force transducers based on a modified Monte Carlo calibration method
…… JIANG Wensong, WANG Zhongyu, ZHANG Li, YANG Jun, LYU Jing (342)
7132 A novel testing architecture for embryonics array
…… LI Danyang, CAI Jinyan, MENG Yafeng, ZHU Sai (349)
7133 Effect of asymmetric factors on carrier-based aircraft catapult launch safety
…… LIN Jiaming, ZHANG Yi, YUE Ting, WANG Lixin (363)
7134 Vibration control for large flexible maneuvering spacecraft using modified positive position feedback
…… YUAN Qiufan, HUO Mingying, QI Naiming, CAO Shilei, XIAO Yuzhi (375)
7135 Shore-based GNSS-R method for marine oil spill detection
…… JIA Ziying, ZHANG Bo, WU Jun, YANG Dongkai, HONG Xuebao (383)
7136 Attitude control algorithm of balancing-arm mobile robot
…… LIU Benyong, GAO Feng, JIANG Hui, ZHANG Bin (391)
7137 Short-range high squint imaging algorithm based on range migration modification
…… YIN Fenglin, SHANG Xiaozhou, LI Zhiping, MIAO Jungang (399)
7138 System reliability assessment under real time-varying environmental stress
…… LAN Jie, YUAN Hongjie, YUAN Ming, XIA Jing (406)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 3 (Sum 301)

7139 Interactive multiple model filtering algorithm based on fuzzy logic
…… ZHOU Weidong, LIU Lu, TANG Jia (413)
7140 Discharge induced by plasma during high-velocity impact on target plate with gradient potential
…… TANG Enling, LIU Mei, HAN Yafei, WANG Ruizhi, HE Liping, LIU Shuhua (420)
7141 Method for output displacement solving of compliant micro-motion mechanism with multi-input forces
…… GONG Jinliang, JIA Guopeng, ZHANG Yanfei (429)
7142 Failure behavior based storage life test design for inertial navigation products
…… XU Dan, LIN Kunsong, Chen Yunxia (437)
7143 Optical image enhancement method in dust environment on Mars
…… LI Haibo, CAO Yunfeng, DING Meng, ZHUANG Likui (444)
7144 Design method of cylindrical coil systems for generating uniform magnetic field
…… HU Zhaohui, MU Weiwei, WU Wenfeng, ZHOU Binquan (454)
7145 Distributed coordinated navigation filtering algorithm for cooperative target by multi-satellite
…… LI Zhaoming, YANG Wenge, DING Dan, LIAO Yurong (462)

北航学报
赠阅

7146 High-efficiency solving method for steady transonic flow field
…… QIAO Lei, BAI Junqiang, QIU Yasong, HUA Jun, ZHANG Yang (470)
7147 Feedforward decoupling and internal model control for rotor of magnetically suspended control and sensing gyroscope
…… XIA Changfeng, CAI Yuanwen, REN Yuan, WU Dengyun, WANG Yingguang (480)
7148 Path following of underactuated USV based on modified integral line-of-sight guidance strategies
…… CHEN Xiao, LIU Zhong, ZHANG Jianqiang, DONG Jiao, ZHOU Dechao (489)
7149 Response analysis of Timoshenko beam based on K-V damping model
…… ZHANG Xiayang, ZHU Ming, WU Zhe (500)
7150 Phase fluctuation noise adaptive cancellation system of superfluid gyroscope
…… ZHAO Yulong, SHEN Huairong, REN Yuan (508)
7151 Evaluation of directional ground stability and control characteristics in crosswind landing for civil airplane based on digital virtual flight
…… LIU Hailiang, WANG Lixin (516)
7152 Vibration modal analysis of inflatable self-supporting booms
…… MA Ruiqiang, WEI Jianzheng, TAN Huifeng (526)
7153 A fault diagnosis model of plasticity echo state network based on $L_{1/2}$-norm regularization
…… LU Cheng, XU Tingxue, WANG Hong (535)
7154 Optimization of aerostat helium temperature differences between day and night based on Kriging model
…… LIN Kang, MA Yunpeng, WU Zhe, WANG Qiang (542)
7155 Harmonic timing sequence detection anti-jamming method and its implementation for FM fuze
…… KONG Zhijie, HAO Xinhong, LI Ping, YAN Xiaopeng (549)
7156 Terminal hypersonic trajectory modeling and optimization for maneuvering penetration and precision strike
…… LI Jinglin, CHEN Wanchun, MIN Changwan (556)
7157 Kinematics analysis and multi-objective optimization of a novel parallel perfusion robot
…… YANG Hui, FANG Hairong, LI Dian, FANG Yuefa (568)
7158 A conflict detection algorithm for low-altitude flights based on SVM
…… HAN Dong, ZHANG Xuejun, NIE Zunli, GUAN Xiangmin (576)
7159 LPI radar signal recognition based on BDS-GD
…… WANG Xing, GUO Pengcheng, TIAN Yuanrong, WANG Yubing (583)
7160 Reliability analysis of bus-based embryonic electronic array based on multi-state system
…… WANG Tao, CAI Jinyan, MENG Yafeng, ZHU Sai (593)
7161 Impact time control guidance law for large heading errors
…… WANG Bin, LEI Humin, LI Jiong, YE Jikun, LI Ningbo (605)
7162 Stability analysis of explorer in soft landing mode of engine shutdown at touchdown
…… DING Zongmao, WANG Chunjie, WU Hongyu, DING Jianzhong, GUO Fan (614)
7163 Fault fusion diagnosis of aero-engine based on deep learning
…… CHE Changchang, WANG Huawei, NI Xiaomei, HONG Jiyu (621)
7164 Spares transshipment strategy analysis based on a three-site inventory system
…… XUE Pei, WANG Naichao, XIAO Boping, MA Lin (629)
7165 Adaptive threshold zero-velocity update algorithm under multi-movement patterns
…… ZHANG Jianmin, XIU Chundi, YANG Wei, YANG Dongkai (636)
7166 A method for branch identification of planar six-bar linkages with sliding pairs
…… GONG Yajing, WANG Jun, WANG Quan, BI Shusheng, REN Jun, SUN Jinfeng (645)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 4 (Sum 302)

7167 Nonlinear vibration response characteristics of high-speed flexible rotor system
…… HONG Jie, YU Huan, XIAO Sen, MA Yanhong (653)
7168 Power matching of flying cars during takeoff stage based on dual-mode driving
…… XU Bin, TIAN Fugang (662)
7169 Fast acquisition methods based on sparse Fourier transform
…… ZHANG Chunxi, LI Xianmu, GAO Shuang (670)
7170 Influence of meteorological factors on aircraft fuel efficiency in approach flight
…… HU Rong, WU Wenjie, CHEN Lin, ZHANG Feifei (677)
7171 BDS/GPS combined navigation receiver autonomous integrity monitoring algorithm
…… WANG Ershen, YANG Fuxia, PANG Tao, QU Pingping, LAN Xiaoyu, JIANG Yi (684)
7172 Kinematic and mechanical analysis on launch process of stratospheric airship
…… ZHANG Taihua, JIANG Luhua, ZHOU Jianghua (691)
7173 Joint optimization of detection and tracking with Rao-Blackwellized Monte Carlo data association
…… CHEN Weishi, YAN Jun, LI Jing (700)
7174 Influence mechanism of axial spacing on rotor blade flutter characteristics
…… ZHENG Yun, YU Yongbo (709)

北航学报
赠阅

7175 Design of decoupling controller for spinning missile based on receding horizon optimal
…… CHEN Wei, SUN Chuanjie, FENG Gaopeng, BAI Yunshan (717)
7176 Equipment RUL prediction oriented parallel simulation technology
…… GE Chenglong, ZHU Yuanchang, DI Yanqiang (725)
7177 Adaptive sliding mode control of solar array with input shaping
…… ZHOU Tong, GUO Hong, XU Jinquan (737)
7178 Modular design method for filament winding machine
…… XU Xiaoming, ZHANG Wuxiang, DING Xilun (746)
7179 Effect of planet's third-body gravitational perturbation on aerobraking of moon's explorer
…… JIANG Ling, WANG Yue, XU Shijie (759)
7180 Experimental analysis of carbon dioxide diffusion coefficient in RP-3 jet fuel
…… LI Chaoyue, FENG Shiyu, SHAO Lei, PAN Jun, LIU Weihua (765)
7181 Exploring LSTM based recurrent neural network for failure time series prediction
…… WANG Xin, WU Ji, LIU Chao, YANG Haiyan, DU Yanli, NIU Wensheng (772)
7182 Frequency extension method of TEM cells based on slotted waveguide antenna
…… SONG Chunjiang, FENG Xiaoyao, DAI Fei (785)
7183 Multicore design space exploration via semi-supervised ensemble learning
…… LI Dandan, YAO Shuzhen, WANG Ying, WANG Senzhang, TAN Huobin (792)
7184 Multiple fault diagnosis and maintenance strategy based on testability ***D*** matrix
…… TIAN Heng, DUAN Fuhai, FAN Liang, SANG Yong, SHI Meng (802)
7185 Computation method of collision probability of space object based on Laplace transformation
…… HUO Yurong, LI Zhi, HAN Lei (810)
7186 Moon-based platform data transmission link scheme design and analysis
…… CHEN Guoqiang, RUAN Zhixing, GUO Huadong, LIU Guang, DING Yixing, ZHANG Yanxin (820)
7187 Improved flower pollination algorithm for multimodal function optimization
…… GUO Qing, HUI Xiaobin, ZHANG Jiakui, LI Zhengxin (828)
7188 Formation reconfiguration control of quadrotor UAVs based on adaptive communication topology
…… MA Siqian, DONG Chaoyang, MA Mingyu, WANG Qing (841)
7189 Octree based decimation algorithm for triangle isosurface using simplified patterns
…… XU Lei, WANG Huafeng, PAN Haixia, LIN Guangyan, CHEN Yuexi (851)
7190 Interaction between metallic and nonmetallic elements on grain boundary of nickel
…… FANG Shujuan, SHI Songxin, ZHU Linggang, ZHOU Jian (862)
7191 Synthesis and characterization of high purity V_2AlC prepared by pressureless sintering
…… GAO Shaohua, MIAO Naihua, ZHOU Jian (868)
7192 Preparation and tribological properties of Zn-Cr_2AlC composites
…… LI Zhi, ZHAO Wenyue, MIAO Naihua (874)
7193 Immunological response evaluation of absorbable collagen membrane in vivo
…… ZHANG Lin, SUN Lei, XU Menghan, NIU Xufeng (879)
7194 Multi-objective reliability design optimization approach based on competition game
…… FENG Jiazhen, ZHANG Jianguo, QIU Jiwei (887)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 5 (Sum 303)

7195 Process mining based on statistical α-algorithm
…… YU Jianbo, DONG Chenyang, LI Chuanfeng, CHENG Hui, SUN Xiwu (895)
7196 Removing baseline drift in vibration signal of autopilot based on morphology
…… ZHANG Jingyuan, HE Yuzhu (907)
7197 Detection and identification method of electromagnetic interference elements in limited-space
…… LING Bo, LIN Yun, SUN Hongtao, SU Donglin (914)
7198 An adaptive CRPF fault diagnosis method under strong noise condition
…… WANG Jinhua, CAO Jie, LI Wei, HUANG Ling (923)
7199 Industrial robot system based on CPS approach
…… CHEN Youdong, CHANG Shilei, FENG Qiangguo (931)
7200 Numerical simulation of hybrid lubrication characteristics of slipper pair of aviation fuel piston pump
…… FU Jiangfeng, LI Huacong, ZENG Xiaqing, LIU Xianwei (939)
7201 An improved approach for odd-arrangement structure with narrow transition band based on FRM
…… ZHANG Wenxu, ZHAO Wentong, CHEN Tao, CHEN Yajing (951)
7202 Numerical simulation of 3D hot-air anti-icing chamber based on Eulerian wall film model
…… LI Yan, GUO Tao, CHANG Hongliang (959)
7203 A validation metric for model with mixture of random and interval variables
…… ZHAO Lufeng, LYU Zhenzhou, KAN Lijuan (967)
7204 Assessment of gearbox fatigue reliability based on system PSN curve
…… MA Hongyi, XIE Liyang (975)

北航学报
赠 阅

7205 Target tracking algorithm based on adaptive strong tracking CQKF
…… LIU Chang, YANG Suochang, WANG Liandong, ZHANG Kuanqiao (982)
7206 Care robot indoor navigation method based on hybrid map
…… ZHANG Lizhi, CHEN Diansheng, LIU Weihui (991)
7207 Air target threat evaluation based on RS-TOPSIS
…… YANG Yuanzhi, YU Lei, ZHOU Zhongliang, RUAN Chengwei (1001)
7208 Influence of two typical kinds of low-level wind shear on ballistic performance of rockets
…… CHEN Jianwei, WANG Liangming, LI Zijie (1008)
7209 Anti-periodic modulation jamming performance of pulse Doppler fuze
…… LIU Shaokun, YAN Xiaopeng, LI Ping, YU Honghai (1018)
7210 TDOA localization of multiple disjoint sources based on a calibration emitter
…… QIN Zhaotao, WANG Jun, TAO Leiyan, WEI Shaoming (1026)
7211 Matching design rules of linear-driven electro-hydrostatic actuator
…… WANG Zimeng, JIAO Zongxia, LI Xinglu (1037)
7212 Simulation of analog distortion of dual-frequency multiplexing signal generated by navigation satellite
…… YU Xiaolong, KOU Yanhong (1048)
7213 Dynamic accuracy uncertainty analysis of harmonic reducer based on PCE
…… ZHANG Jinyang, ZHANG Jianguo, PENG Wensheng, LIU Yuqiang, WANG Long (1056)
7214 First-principles study of Se doped GeTe phase-change material
…… FANG Zhiqian, MIAO Naihua, ZHOU Jian (1066)
7215 A deep learning based interactive recognition method for telephone numbers
…… HAN Jingye, XU Fu, CHEN Zhibo, LIU Hui (1074)
7216 Multi-phase residual life prediction of engines based on Wiener process
…… HUANG Liang, LIU Junqiang, GONG Yingjie (1081)
7217 A reliability modeling and analysis method for PMS considering common cause failure
…… WU Huan, JIAO Jian, ZHAO Tingdi (1088)
7218 Dynamic modeling and loading experiment of multi-dimensional loading device
…… HOU Liguo, WANG Dan, AN Dawei, GUO Jiangzhen, CHEN Wuyi, FAN Rui (1095)
7219 Uncertainty quantification analysis in hypersonic aerothermodynamics due to freestream
…… ZHANG Wei, WANG Xiaoyong, YU Jian, YAN Chao (1102)
7220 Exploration of tornado maintenance features
…… DI Haoyu, XU Jinglei, GAO Ge (1110)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 6 (Sum 304)

7221 Hand gesture recognition method by radar based on convolutional neural network
…… WANG Jun, ZHENG Tong, LEI Peng, ZHANG Yuan, QIAO Minglang (1117)
7222 Detection and classification algorithm of suppression interference based on characteristic differences of FRFT domain
…… WANG Guohong, BAI Jie, ZHANG Xiangyu, SUN Dianxing (1124)
7223 Topological structure design and compliance analysis of a new single-axis flexure hinge
…… QIU Lifang, CHEN Haixiang, WU Youwei (1133)
7224 Effect of Co and P doping on α-Fe_2O_3 photoelectrochemical catalysis water splitting
…… ZHU Shan, YU Youxing, HAO Weichang (1141)
7225 Micro-thrust high-precision satellite formation system based on Cartwheel configuration
…… YANG Bo, ZHAO Xiaotao, MIAO Jun, LIU Xuhui, LONG Jun (1147)
7226 Solution method of fractional moments involved in probability density estimation of structural output response
…… LI Baoyu, ZHANG Leigang, SHI Jiao, YU Xiongqing (1156)
7227 Numerical simulation and test on aerodynamic characteristics of tandem fan wing
…… DU Siliang, TANG Zhengfei, ZHAO Wenjing, CHEN Hui, WANG Yingyu (1164)
7228 SMSP jamming suppression method based on jamming reconstruction and kurtosis maximum
…… LI Xin, WANG Chunyang, YUAN Hui, JIN Shanshan (1176)
7229 Lightweight hash function based on affine transformation S-box
…… DU Pei, WANG Weike, HE Zhanhong, LI Lin, WANG Xiang (1185)
7230 Coupling analysis between magnetic shielding device and magnetic field simulator
…… LYU Zhifeng, ZHANG Jinsheng, WANG Shicheng, SONG Zhongguo, XI Xiaoli, LI Ting (1194)
7231 Helicopter autorotation landing trajectory optimization after tail-rotor total failure
…… YAN Xufei, CHEN Renliang (1203)
7232 Application of adaptive FLP filter to ring laser gyro IMU calibration
…… LU Zhaoxing, FANG Jiancheng, WANG Shicheng, LI Jianli, DANG Pengfei (1213)
7233 Self-healing characteristics of aviation network under different growth mechanisms
…… FU Chaoqi, WANG Ying, LI Chao, SUN Yun (1221)
7234 Equivalent stiffness property of dimpled sheet based on unit cell finite element
…… WANG Yuan, ZANG Yong, GUAN Ben, QIN Qin (1230)

北航学报
赠 阅

7235 GNSS multipath signal model and altimetry method
…… LI Wei, ZHU Yunlong, WANG Feng, YANG Dongkai (1239)
7236 Reliability analysis of equipment for zero-failure of type-Ⅰ censoring test with replacement
…… ZHAO Quan, GE Hongjuan, ZHANG Lu, CHEN Shuwen, XUE Jianliang (1246)
7237 A novel method for determining fatigue damage parameters
…… LIU Xiaoxiao, WANG Yibing, ZHANG Zheng (1253)
7238 Linear stability analysis of liquid films flowing down a porous wall
…… ZHAO Yue, YANG Lijun (1258)
7239 Effect of swirl number of pilot stage on TeLESSⅡ combustor's lean blow-out performance
…… XIAO Ronghong, LIN Yuzhen, ZHANG Chi (1265)
7240 Study on contact problem of anisotropic elastic body based on Eshelby-Stroh formalism
…… YAN Dengdeng, LI Chenggang, SHEN Jingjin, WANG Yan, WANG Chunming, SONG Weishan (1273)
7241 Conjugate heat transfer characteristics of enclosure cavity in near space environment
…… ZI Guicai, HE Weiliang (1283)
7242 Mechanical models of influence of interface deformation on rotor dynamic characteristics
…… JIN Hai, LIU Jixing, ZHANG Dayi, HONG Jie (1294)
7243 Nonlinear polynomial model's structure and parameter integration identification
…… JIA Weizhou, PENG Jingbo, XIE Shousheng, LIU Yunlong, LI Tenghui, HE Dawei (1303)
7244 Sparse multi-wavelet-based identification of time-varying system with applications to EEG signal time-frequency analysis
…… LEI Mengying, WEI Yanzhao, LI Yang, WANG Lina (1312)
7245 Calibration method for laser beam direction and zero point of laser displacement sensor
…… CAO Shuangqian, YUAN Peijiang, CHEN Dongdong, SHI Zhenyun (1321)
7246 Disturbance observer applied in a nonlinear stiffness compliant actuator
…… GAO Dong, SONG Zhibin, ZHAO Yaru (1328)
7247 Safe driving speed threshold on curve section of road under different loading conditions based on TruckSim
…… WANG Chuanlian, HU Yueqi, LI Ping (1337)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 7 (Sum 305)

7248 Research status and development trend of robot safety
…… ZHAO Jing, ZHANG Ziqiang, ZHENG Qiang, CHEN Diansheng, GUI Shun (1347)
7249 Maneuvering target tracking technology under speed deception interference
…… WANG Guohong, BAI Jie, SUN Dianxing (1359)
7250 Exploration of engine VSV regulation law using support vector regression
…… CAO Huiling, KAN Yuxiang, XUE Peng (1371)
7251 A high-precision attitude coordinated control method using MEMS thruster for pico- and nano-satellite
…… YANG Bo, LI Jiaxing (1378)
7252 Blade design and aerodynamic performance numerical simulation on ram air turbine
…… JI Fenzhu, ZHANG Mengjie, WANG Rui, WANG Yan, DU Farong (1387)
7253 Acoustic emission source location for composite plate based on empirical wavelet transform
…… YUAN Mei, SHANG Fukai, DONG Shaopeng (1395)
7254 Effectiveness analysis of pupil diameter detection for air traffic controller's fatigue
…… JIN Huibin, YU Guihua, LIU Haibo (1402)
7255 Hypersonic air inlet performance based on engineering transition model
…… YANG Hui, LU Wenrui, LI Hongyang, YUE Lianjie (1408)
7256 Failure effect analysis of uncommand oscillation signals in electromechanical actuation system
…… SUN Xiaozhe, YANG Zhenshu, YANG Jianzhong, WANG Libao (1419)
7257 Performance simulation model of millimeter-scale micro turbine engine
…… LIU Chuankai, LI Yanru (1430)
7258 Situation awareness model based on multi-resource load theory and its application
…… FENG Chuanyan, WANYAN Xiaoru, CHEN Hao, ZHUANG Damin (1438)
7259 Pilot design for compressed sensing based OFDM sparse channel estimation
…… XIAO Shenyang, JIN Zhigang, SU Yishan, WU Jin (1447)
7260 Real-time control method of magnetic field simulation based on advance regulation
…… LYU Zhifeng, ZHANG Jinsheng, WANG Shicheng, LI Ting (1454)
7261 Trajectory tracking control for heterogeneous mobile robots based on UWB ranging
…… WEI Heng, LYU Qiang, WANG Guosheng, LIN Huican, LIANG Bing (1461)
7262 Scheduling algorithm for multi-sensor collaboration tracking and radiation control
…… QIAO Chenglin, DUAN Xiusheng, SHAN Ganlin (1472)
7263 Theoretical research on multi-axis maglev low-frequency vibration sensor
…… YAO Jingjing, ZHENG Dezhi, MA Kang, ZHU Kai, FAN Shangchun (1481)

北航学报
赠 阅

7264 Differential evolution optimization for stuffed Whipple shield ballistic limit equations
…… JIA Guanghui, YAO Guangle, ZHANG Shuai (1489)
7265 Modeling and intensity analysis of GNSS signal link for high-orbit spacecraft
…… CHAI Jiaxin, WANG Xinlong, YU Nengjie, WANG Dun, LI Qunsheng (1496)
7266 Space magnetospheric line radiation above China
…… SHENG Xuelian, WU Jing, ZHANG Chong (1504)
7267 Multistage temperature degradation modeling for BLDC motor based on Wiener process
…… YUAN Qingyang, YE Jianhua, LI Xiaogang (1514)
7268 Design and optimization of automotive composite helical spring
…… ZHAN Bowen, SUN Lingyu, HUANG Bincheng, ZHAO Guanbo, WANG Qian (1520)
7269 Flexural performance of scarf repaired honeycomb sandwich structures
…… GUO Xuan, GUAN Zhidong, QIU Cheng, LI Zengshan (1528)
7270 Numerical simulation of influence of temperature disturbance on oblique detonation wave structure
…… CHEN Nan, Sudip BHATTRAI, TANG Hao (1537)
7271 Intelligent decision making for airport bird-repelling with support vector machine
…… CHEN Weishi, YAN Jun, ZHANG Jie, LI Jing (1547)
7272 Scattering characteristics of slit based on carrier cancellation method in small angular domain
…… ZHAO Jingcheng, YANG Tao, FU Xinru, GAO Xu, CHAI Jianzhong (1554)
7273 Judgement criterion for terrain false matching based on joint probability of multiple reference points
…… ZHANG Kunwei, WANG Kedong (1562)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 8 (Sum 306)

7274 An algorithm for fast reconstruction of electromagnetic tomography images
…… LIU Ze, XIAO Jun, LIU Xianglong, ZHAO Pengfei, LI Yong, HUO Jiwei (1569)
7275 Mechanism and experimental research on fluid flow in annulus of coaxial rotating conical cylinders
…… BAO Feng, ZENG Hualun, ZOU He, LIU Jinsheng, LIU Zhirong, ZHU Rui (1577)
7276 Complex equipment risk conduction analysis based on UR-MTPGERT model
…… SUN Yun, WANG Ying, LI Chao (1587)
7277 A thermodynamic modeling method of electro-hydrostatic actuator and law of oil temperature rise
…… WANG Yan, GUO Shengrong, YANG Le (1596)
7278 Control design and experimental verification of three-bed onboard oxygen generation system
…… JIANG Dongsheng, BU Xueqin, LIN Guiping, SUN Bing, HUANG Jun, FANG Ling, ZHAO Hongtao (1603)
7279 A Web cache replacement strategy for spacecraft comprehensive testing system
…… DU Jianhai, LYU Jianghua, GAO Shiwei, LI Qianqian, LI Qinyong, MA Shilong (1609)
7280 Impact factor weight analysis of atmospheric corrosion rate of carbon steel based on MIV
…… YANG Bin, LI Jingyang, WEN Lei (1620)
7281 Aeroelastic optimization design of composite wing for large aircraft with panel stiffness matching
…… XIAO Zhipeng, QIAN Wenmin, ZHOU Lei (1629)
7282 Indoor TOA ranging value optimization method based on nonlinear programming
…… SUN Jian, FU Yongling, HE Jie, TAN Lin, LI Shengguang, XU Wenpeng (1636)
7283 A method for quick measurement of terminal common-mode impedance of cables
…… LIU Hongyi, CHEN Yao, SU Donglin (1643)
7284 Dynamic UCAVs cooperative task allocation based on SAGWO algorithm
…… WEI Zhenglei, ZHAO Hui, HUANG Hanqiao, WANG Xiaofei, ZHOU Rui (1651)
7285 A model of helicopter elastomeric damper for time varying amplitude analysis
…… WU Jing, HU Guocai, LIU Xiangyi (1665)
7286 Uncertainty evaluation for dynamic characteristic parameters of pressure sensors
…… YAO Zhenjian, WANG Zhongyu, WANG Chenchen, ZUO Siran (1672)
7287 Simulation-based research on airflow organization for small data center
…… ZHOU Chenglong, YANG Chunxin, WANG Chao, ZHANG Xingjuan (1682)
7288 Localized multi-kernel diagnosis model for avionics based on affinity propagation clustering
…… ZHANG Wei, XU Aiqiang, PING Dianfa, XIA Fei (1693)
7289 Static error model of a gyroscope with gas-dynamic hemispherical bearings
…… LI Yan, DUAN Fuhai (1705)
7290 A kind of multistage transformable wheel for mobile robots
…… YANG Yang, CHANG Jungche, GUANG Chenhan, WANG Yang (1712)
7291 Corrosion sensitivity of 5A06 aluminum alloy welded samples under loading
…… WANG Shuai, LIU Huicong, LI Weiping, ZHU Liqun, SHI Wenjing, SHI Liming (1720)
7292 Off-resonance laser frequency stabilization method for fast and accurate adjustment of frequency lock points
…… FANG Zishan, QUAN Wei, ZHAI Yueyang (1727)

北航学报 赠阅

7293 Adjustable-parameter dynamical decoupling protocol for ^{13}C nuclear addressing in diamond ZHANG Gangyuan, YUAN Heng, FAN Pengcheng (1733)
7294 Demonstration and verification system for UAV swarm formation control ZHU Chuangchuang, LIANG Xiaolong, ZHANG Jiaqiang, HE Lyulong, LIU Liu (1739)
7295 Effect of acceleration on pilot operation in short-distance takeoff ZHU Yuanjie, LIU Xiaoyu, GENG Xiaoqi, HUO Hongqiang, LIU Songyang, FAN Yubo (1748)
7296 A new gyro torquer's non-circular error compensation method CHEN Guoyue, WANG Hua, REN Yuan, XIN Chaojun (1755)
7297 In-depth data fusion of TOF and stereo vision system based on confidence level SUN Zhe, ZHANG Yong, CHANG Qutong (1764)
7298 Thermal structure analysis and simulation of solid-gelled propellant gas generator LUO Yegang, XING Yuming, LIU Xin, LIANG Cai (1772)
7299 Design and analysis of an aluminum alloy bus frame under typical conditions WANG Kai, HE Yongling, MENG Guangwei (1780)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 9 (Sum 307)

7300 Rigid pavement load transfer ability of airport based on vibration characteristics ZHANG Xianmin, LIU Xiaolan, ZHANG Ziwen (1787)
7301 Cooperative attitude control on SO(3) for multiple spacecraft with time-varying gain ESO MA Mingyu, DONG Chaoyang, WANG Qing, ZHOU Min (1797)
7302 Simulation of galvanic corrosion of three electrodes in marine environment CHEN Yueliang, WANG Andong, BIAN Guixue, ZHANG Yong (1808)
7303 Aeroengine fault diagnosis based on multi-classification AdaBoost CAO Huiling, GAO Sheng, XUE Peng (1818)
7304 Exo-atmospheric interceptor modeling and penetration and defense effectiveness analysis XIE Jingwei, CHEN Wanchun (1826)
7305 Construction method of flight safety manipulation space based on risk prediction LI Zhe, XU Haojun, XUE Yuan, PEI Binbin (1839)
7306 A rotary-percussive ultrasonic drill driven by single piezoelectric stack WANG Yinchao, QUAN Qiquan, YU Hongying, BAI Deen, DENG Zongquan (1850)
7307 Numerical simulation of melting process of nanoparticle-enhanced phase change materials ZHAO Liang, XING Yuming, LYU Qian, LUO Yegang, LIU Xin (1860)
7308 Texture image classification based on BoF model with multi-feature fusion WANG Yuling, LI Ming, LI Junhua, ZHANG Congxuan, CHEN Hao (1869)
7309 Design and correction method of spiral flute rake face of an hourglass worm gear hob YANG Jie, LI Haitao, RUI Chengjie, DONG Xuezhu (1878)
7310 Energy-optimal and fuel-optimal problems for Lambert rendezvous XU Limin, ZHANG Tao, TAO Jiawei (1888)
7311 Fault detection for flywheels based on chaotic attractor LI Lei, GAO Yongming, WU Zhihuan (1894)
7312 Construction of knowledge network of O2O e-business based on innovation ability-fitness GAO Changyuan, YAN Jian, YOU Yang (1903)
7313 Spatial isolation methodology for spectral coexistence in LEO satellite systems ZHANG Hongshi, JIANG Bofeng (1909)
7314 Adaptive bilateral control for underwater manipulator in uncertainty teleoperation ZHANG Jianjun, LIU Weidong, GAO Li'e, LI Le, LI Zeyu (1918)
7315 A global network flight flow assignment algorithm based on civil-military integration WU Wenhao, ZHANG Xuejun, GU Bo, ZHU Xiaohui (1926)
7316 A fatigue life analysis method for multiple riveted joint ZHANG Tianyu, HE Yuting, CHEN Tao, DU Xu, TAN Xiangfei, LIU Kai (1933)
7317 Semi-supervised classification based on class certainty of samples GAO Fei, ZHU Fuli (1941)
7318 Low-altitude remote sensing image registration algorithm based on dual-feature for arable land in hills and mountains SONG Fei, YANG Yang, YANG Kun, ZHANG Su, BI Dongsheng (1952)
7319 Gain scheduling based decentralized robust control for aircraft engines PAN Muxuan, CAO Liangjin, HUANG Jinquan (1964)
7320 Improved pulsar navigation measurement equation based on truncation errors XU Qiang, WANG Hongli, HE Yiyang, YOU Sihai, FENG Lei (1974)
7321 Analysis and optimization of 2-DOF micro-positioning stage based on flexible hinges ZHOU Rui, ZHOU Hui, GUI Heli, DONG Hu, CAO Yi (1982)

北航学报
赠 阅

7322 Trajectory planning method for redundant manipulator based on configuration plane
…… WANG Anqi, WEI Yanhui, HAN Han, XU Lixue (1991)
7323 Life prediction method of lithium battery based on improved relevance vector machine
…… WANG Chunlei, ZHAO Qi, QIN Xiaoli, FENG Wenquan (1998)
7324 Fighter zigzag maneuver target tracking algorithm using HCKS-EM
…… LU Chunguang, ZHOU Zhongliang, LIU Hongqiang, KOU Tian, YANG Yuanzhi (2004)
7325 Modeling and prediction of stratospheric wind field based on proper orthogonal decomposition
…… LI Kui, DENG Xiaolong, YANG Xixiang, HOU Zhongxi, ZHOU Xin (2013)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 10 (Sum 308)

7326 Numerical simulation of drop capturing capabilities on heterogeneous walls
…… ZHANG Ying, LU Min, LI Peisheng, XU Shufang, LIU Qiang, HUANG Jie (2021)
7327 Simulation analysis of ion thruster plume thermal effect
…… ZHANG Jianhua, LI Jinghua, YOU Fengyi, ZHENG Hongru (2028)
7328 Effect of flow stress calculation on formability of aluminum alloy warm sheet hydroforming
…… CAI Gaoshen, WU Chuanyu, LANG Lihui, GAO Zepu (2035)
7329 Direct torque control of switched reluctance motor based on adaptive second-order terminal sliding mode
…… LIU Yongzhi, SHAN Chenglong, LIN Bowen, SONG Jinlong (2043)
7330 Lubrication characteristics analysis of a type of self-cooling structure fuel pump sliding bearings
…… FU Jiangfeng, LI Huacong, FAN Ding, LIU Xianwei, ZHU Jiaxing, LI Kun (2052)
7331 RBF neural network tuning PID control based on UMAC
…… LI Ming, FENG Hang, ZHANG Yanshun (2063)
7332 Threat evaluation method of air target based on information entropy and rough set
…… YANG Yuanzhi, ZHOU Zhongliang, LIU Hongqiang, KOU Tian, FAN Xiangyu (2071)
7333 Status and evaluation method of surface tactile representation technology
…… YAN Xuezhi, LI Ruige, WU Qiushuang (2078)
7334 Dynamics modeling and kinematics calculation of webbed-feet during cormorant's take-off
…… GONG Xiao, HUANG Jinguo, CHEN Hongyu, WANG Tianmiao, LIANG Jianhong (2096)
7335 Test of ice shedding on turbofan engine blade in refrigeratory environment
…… CHEN Gong, YANG Kun, WANG Liping, KONG Weiliang, WANG Fuxin (2106)
7336 A fault tolerant high-performance reduction framework in complex environment
…… LI Chao, ZHAO Changhai, YAN Haihua, LIU Chao, WEN Jiamin, WANG Zengbo (2115)
7337 Path planning method for traction system on carrier aircraft
…… ZHANG Jing, WU Yu, QU Xiangju (2125)
7338 Zonal behavior of angle of attack effects on vortices over blunt-slender body
…… QI Zhongyang, WANG Yankui, CAO Peng (2134)
7339 Deorbit planning of reentry vehicles using ground track manipulation
…… SHI Shufeng, SHI Peng, ZHAO Yushan (2141)
7340 Performance analysis and parameter optimization of lander with variable damping buffer
…… LIU Xueao, WU Hongyu, WANG Chunjie, DING Zongmao, DING Jianzhong (2149)
7341 Multi-model estimation of HGV based on coupled aerodynamic parameters
…… ZHANG Kai, XIONG Jiajun, FU Tingting, XI Qiushi (2156)
7342 Fuel-optimal attitude maneuver using linear pseudo-spectral model predictive control method
…… FENG Yijun, CHEN Wanchun, YANG Liang (2165)
7343 Comparative study of variable amplitude multiaxial fatigue life analysis methods
…… LIU Tianqi, SHI Xinhong, ZHANG Jianyu, FEI Binjun (2176)
7344 Maneuvering group target tracking with multi-model GGIW-GLMB algorithm
…… GAN Linhai, LIU Jinmang, WANG Gang, LI Song (2185)
7345 Exact background subtraction processing technique in RCS measurement in time-variant environment
…… YUAN Saisai, LIANG Liya, XU Xiaojian (2193)
7346 Tether swing control of tethered system based on nonlinear model prediction
…… ZHANG Yujing, ZHONG Rui (2200)
7347 A 3D laser scanning system design and parameter calibration
…… CAI Jun, ZHAO Yuan, LI Yuhao, XIE Yangmin (2208)
7348 Inter-block physical layer security structure design for polar code under FTN transmission
…… ZHANG Chenyu, LIU Rongke (2217)
7349 Numerical simulation of melting process of phase change energy storage unit under microgravity
…… RUAN Shiting, ZHANG Jimin, CAO Jianguang, WANG Jiang, XU Tao (2224)
7350 Measurement and extraction technique of scattered signals for targets under complex background
…… LIANG Liya, YUAN Saisai, XU Xiaojian (2232)

北航学报 赠阅

7351 Aero-engine working condition recognition based on MKSVDD optimized by improved BA ····· HE Dawei, PENG Jingbo, HU Jinhai, SONG Zhiping (2238)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2018 Vol. 44 No. 11 (Sum 309)

7352 Maneuvering decision in air combat based on multi-objective optimization and reinforcement learning ····· DU Haiwen, CUI Minglang, HAN Tong, WEI Zhenglei, TANG Chuanlin, TIAN Ye (2247)
7353 Connected autonomous vehicle speed control at successive signalized intersections ····· LU Yingrong, XU Xiaotong, DING Chuan, LU Guangquan (2257)
7354 Performance analysis of shock thurst vector nozzle under different gas injections ····· WANG Xiaoming, LIU Hui, HAN Longzhu, YUAN Xiugan (2267)
7355 Automatic registration method of rail profile in train-running environment ····· WANG Hao, WANG Shengchun, WANG Weidong (2273)
7356 Experiment and simulation study on tip leakage suppression by a compound method ····· HU Jianjun, ZHANG Duo, ZHANG Xianglan, KONG Xiangdong (2283)
7357 Application of HRV in air traffic controllers' fatigue detection ····· JIN Huibin, ZHANG Jing, LYU Chuan (2292)
7358 Simulation of electromagnetic scattering from 2D sea surface with 3D electrically large ship target ····· GE Zhishan, XIAN Ning, WANG Jinshen, LI Yang (2299)
7359 Violation elimination of nominal models for manipulators constructed with Udwadia-Kalaba equation ····· LYU Guizhi, LIU Rong (2305)
7360 Influence of heat treatment and measurement methods on material hardness evaluation by longitudinal wave velocity ····· MEN Ping, DONG Shiyun, YAN Shixing, KANG Xueliang, LI Enzhong (2312)
7361 Principle analysis and modeling of rotor imbalance vibration in magnetically suspended control and sensing gyroscope ····· XIA Changfeng, CAI Yuanwen, REN Yuan, WANG Weijie, FAN Yahong, YIN Zengyuan (2321)
7362 Influence of power line harmonic radiation on ionospheric energetic electrons ····· ZHANG Chong, WU Jing, MA Qishuang, GUO Qiang (2329)
7363 A self-calibration method for space manipulators based on POE formula ····· WANG Yecong, WEI Qingqing, HU Chengwei, DING Xilun (2336)
7364 Receding Nash control for quadrotor UAV carrying a cable-suspended payload ····· GUO Minhuan, SU Yan, ZHU Xinhua (2343)
7365 A thin plate spline based method for correction of position and posture of electromagnetic tracking system ····· GUAN Shaoya, MENG Cai, WAN Yuanyu, JIA Jia, WANG Tianmiao, ZHENG Lifang (2350)
7366 Airport ground movement disruption recovery via mixed-integer programming ····· ZHANG Tianci, DING Meng, ZUO Hongfu (2356)
7367 Influence of ionization on hypersonic thermo-chemical non-equilibrium aerodynamic thermal environments ····· YANG Jianlong, LIU Meng (2364)
7368 RCC-OBE estimation fusion approach for MEMS gyro array ····· SHEN Qiang, LIU Jieyu, ZHAO Qian, WANG Qi (2373)
7369 Reliability evaluation of tank under uncertain conditions based on interval convex model ····· XIN Tengda, WANG Hua, CUI Cunyan, ZHAO Jiguang, HAN Xiangyang (2380)
7370 Time-triggered scheduling table generation method based on schedulability ranking ····· SONG Zixu, LI Qiao, WANG Jingjing, XIONG Huagang (2388)
7371 Influence factor analysis of catapult launch safety for carrier-based aircraft ····· DONG Apeng, LI Shu, ZHU Wenguo, WU Weixiao (2396)
7372 Fast calibration method of strapdown inertial navigation system based on partial axis transposition ····· MIAO Jisong, SHAO Qiongling, REN Yuan, CHEN Xiaocen, WANG Weijie (2405)
7373 Testing methods of statistical uniform electric field in non-enclosed aircraft cabin ····· PEI Zhao, SU Donglin, SHI Guochang, LIAO Yi (2416)
7374 Forming method of hourglass worm gear hob rake faces based on double-cone grinding wheel ····· YANG Jie, LI Haitao, RUI Chengjie, LONG Xinjiani, WEI Wenjun (2423)
7375 Comparison of power consumption and circuit performance between back bias in FDSOI and body bias in bulk silicon ····· WANG Jian, YU Fang, ZHAO Kai, LI Jianzhong, YANG Bo, XU Liewei (2430)
7376 Joint scheduling of both taxiway and gate re-assignment based on bi-level programming model ····· JIANG Yu, XU Cheng, CAI Mengting, CHEN Lili (2437)
7377 A real-time visual odometry method based on crosscheck of feature ····· FAN Weisi, YIN Jihao, YUAN Ding, ZHU Hongmei (2444)
7378 Numerical simulation of near-field magnetic anomaly field for large-scale ferromagnetic objects ····· ZHANG Mengying, WANG Hua, GE Lin, CHENG Hao (2454)

北航学报
赠 阅

7379 Multi-mode computational optical imaging technology based on software-defined micro-nano satellite
…… LIU Yangyang, LYU Qunbo, TAN Zheng, PEI Linlin, LI Weiyan, WANG Jianwei (2463)
7380 Node level parallel and optimization method of satellite data mining
…… BAO Junpeng, YANG Ke, ZHOU Jing (2470)
7381 Remote sensing image fusion based on edge-preserving filtering and structure tensor
…… QU Jiahui, LI Yunsong, DONG Wenqian, ZHENG Yuxuan (2479)
7382 Real-time elimination of analog correlator offset value using vector modulator
…… XIN Canwei, HU Anyong, LIU Kai, MIAO Jungang (2489)
7383 Real-time rapid initial phase calibration method of phased array in near field
…… XIN Canwei, HU Anyong, LIU Kai, MIAO Jungang (2496)
7384 A multi-beam handover mechanism in software-defined satellite network
…… ZHANG Jiale, QIAN Hongyan, CHENG Xiang, CHEN Bing (2503)
7385 Image segmentation and density clustering for moving object patches extraction in remote sensing image
…… LIN Yijun, WU Fengge, ZHAO Junsuo (2510)
7386 Design of optical airspeed measurement system based on Doppler shift
…… LONG Yanzhi, LIANG Yingjian, HUANG Qiaoping, SUN Xiaoyi, WU Mei (2521)
7387 Motion characteristic inversion method of single platform imaging target
…… CHEN Binghan, ZUO Zhengrong, XIA Lurui (2528)
7388 High-precision WiFi indoor localization algorithm based on CSI-XGBoost
…… ZHANG Xuanli, XIU Chundi, WANG Yanzhao, YANG Dongkai (2536)
7389 A design and evaluation strategy for GBAS reference station layout scheme
…… ZHANG Yue, WANG Zhipeng, LI Qiang (2545)
7390 Acceleration scheme of RXD algorithm based on FPGA for hyperspectral anomaly target detection
…… ZHENG Yuxuan, LI Yunsong, SHI Yanzi, QU Jiahui, XIE Weiying (2556)
7391 Auxiliary polarization sensitive array beamforming based on non-circularity restoral
…… WAN Pengcheng, BAI Weixiong, GAO Xiaoyang, CHEN Hong (2568)
7392 A routing strategy for software defined satellite networks considering control traffic
…… FEI Changjiang, ZHAO Baokang, YU Wanrong, WU Chunqing (2575)
7393 Multichannel fast star centroid extraction method with low memory resource cost
…… YU Wenbo, JIANG Jie (2586)
7394 Nuclear magnetic resonance gyro high-precision magnetic field drive technology
…… LU Qilin, YANG Dan, ZHAO Xinghua, ZHOU Binquan (2595)
7395 Dynamic nonlinear system modeling of electronic throttle body based on Hammerstein structure
…… YANG Xinyu, ZHANG Zhen, TAN Qingyuan, CHEN Xiang, ZHOU Kemin (2605)
7396 Launch window of space fly-by based on surrogate model
…… XIANG Kaiheng, LI Renjie, CHEN Yang (2613)
7397 A method of efficiently using space-based laser energy to remove space debris
…… SHI Qianqian, ZHANG Yan, ZHAO Peng, WANG Chenglin (2621)
7398 Correction of space atmospheric model based on data mining method
…… LIAO Chuan, BAI Xue, XU Ming (2628)
7399 Space non-cooperative target 3D reconstruction and interaction based on smartphone APP
…… ZHAI Min, LIU Huaping, ZHANG Tianyu, LU Shan, XU Jingwen (2637)
7400 Technology of electromagnetic docking control mechanism using nanosatellites
…… MU Zhongcheng, YE Dong, WU Shufan (2644)
7401 Software defined satellite attitude control algorithm based on deep reinforcement learning
…… XU Ke, WU Fengge, ZHAO Junsuo (2651)
7402 Optimization design of compliant joints of bionic adhesive device
…… CUI Yongcan, SONG Ting, SUN Jun, CHU Zhongyi (2660)

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,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:jbuaa@ buaa. edu. cn
http://bhxb. buaa. edu. cn
http://www. buaa. edu. cn

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报
Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao
（原《北京航空学院学报》）
（月刊　1956 年创刊）
第 44卷 第12期　2018年12月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.44 No.12 December 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　jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922 82314839
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

ISSN 1001-5965
9 771001 596182 12>