

多传感器可变参数互补滤波算法设计

卢捡森^a, 马龙^a, 裴昕^a, 黄超^a, 周德新^b, 苏志刚^a
(中国民航大学, a. 中欧航空工程师学院; b. 电子信息与自动化学院, 天津 300300)

摘要: 针对互补滤波器在组合导航中无法适应载体运动状态变化和周围磁场干扰问题, 设计一种多传感器可变参数互补滤波算法。首先, 在频域上分析各传感器噪声, 根据其频率互补性设计多传感器互补滤波器; 其次, 通过加速度计和电子罗盘输出监测载体运动状态和磁场环境, 设定可变滤波器参数以降低上述变化引起的估计误差; 最后, 以FPGA为核心, MEMS陀螺仪、加速度计和电子罗盘构建组合导航系统验证算法。实验表明, 与商业级姿态航向参考系(AHRS)测量值对比, 该算法能够确保系统较高精度的输出, 且有效降低载体运动状态变化和磁场干扰影响。

关键词: 组合导航; 多传感器; 互补滤波; 运动状态; 磁场干扰; 可变参数; FPGA

中图分类号: V249.32+8

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2017)02-0030-05

Design of Multi-sensor Complementary Filtering Algorithm with Variable Parameters

LU Jian-sen^a, MA Long^a, PEI Xin^a, HUANG Chao^a, ZHOU De-xin^b, SU Zhi-gang^a
(Civil Aviation University of China, a. Sino-European Institute of Aviation Engineering;
b. College of Electronic Information and Automation, Tianjin 300300, China)

Abstract: Aiming at the problem that the complementary filtering in the integrated navigation system could not adapt to the motion state change and the magnetic field disturbance, a multi-sensor complementary filtering algorithm with variable parameters is designed. Firstly, the sensor noise is analyzed in frequency domain, and the complementary filter is designed according to the spectral characteristics. After that, the motion state and magnetic field are monitored through accelerometer and electronic compass, according which to set the filter parameters to decrease the estimation error. Finally, with FPGA as the core processor, an integrated navigation system of MEMS gyroscope, accelerometer and electronic compass is developed to verify the algorithm. The experimental results show that: Compared with the commercial AHRS, the algorithm can keep a higher system output accuracy, and reduce the influence of the motion state change and the magnetic field disturbance effectively.

Key words: integrated navigation; multi-sensor; complementary filtering; motion state; magnetic field disturbance; variable parameter; FPGA

0 引言

实现组合导航系统的关键技术是数据融合, 系统中常用卡尔曼滤波器对惯性传感器和辅助传感器进行数据融合^[1-8]。但是卡尔曼滤波器要求系统模型的合理建立与噪声精确估计, 且系统模型线性化也是扩展

卡尔曼滤波器发散风险之一。

另一方面, 国内外研究人员对于互补滤波器的研究主要集中于两种传感器数据融合算法^[9-10]不能够有效利用多传感器数据资源。此外, 对于磁场干扰和磁罗盘故障检测, 目前多用陀螺仪辅助完成^[11-12], 其检测过程需要对陀螺仪噪声精确标定, 且对陀螺仪的精度要求较高。

基于上述问题, 设计了一种多传感器可变参数互补滤波算法。根据传感器噪声频域特性设计多传感器互补滤波模型, 并通过加速度计和电子罗盘实时监测载体运动状态和周围环境磁场, 调整互补滤波器参数。

收稿日期: 2016-01-29

修回日期: 2016-03-25

基金项目: 中央高校基本科研业务费中国民航大学专项资助项目(3122015Z003)

作者简介: 卢捡森(1990—), 男, 福建龙岩人, 硕士生, 研究方向为机载导航技术。

最后以 FPGA 为处理单元构建了一套包括 MEMS 陀螺仪、加速度计和电子罗盘在内的组合导航系统验证算法。试验证明了该方法能有效降低载体运动状态变化和磁场干扰影响,保持系统较高精度的输出。

1 互补滤波器设计

1.1 传感器噪声分析

组合导航系统将 MEMS 陀螺仪、加速度计和电子罗盘姿态解算结果进行数据融合。由于传感器三轴噪声具有相似性,以俯仰角为例进行噪声分析。传感器绕俯仰轴做旋转运动,利用传感器解算数据与 AHRS 数据做差,并进行傅里叶变换得到偏差频谱,图 1 为陀螺仪计算偏差频谱图,图 2 为加速度计计算偏差频谱图,图 3 为电子罗盘输出偏差频谱图,其截取误差能量均在 95% 以上。对比发现,陀螺仪和加速度计噪声频率集中在 0.4 Hz 以下,而电子罗盘噪声则是集中在 0.4 Hz 以上,且在 0.9 Hz 附近出现峰值。

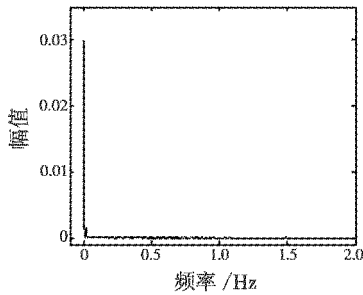


图 1 陀螺仪计算偏差频谱图

Fig.1 Spectrum of pitch angle bias derived from gyroscope

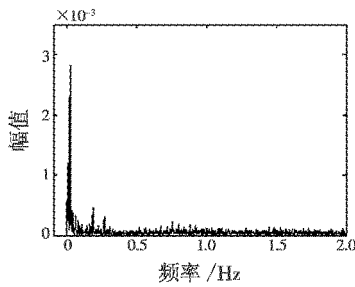


图 2 加速度计计算偏差频谱

Fig.2 Spectrum of pitch angle bias derived from accelerometer

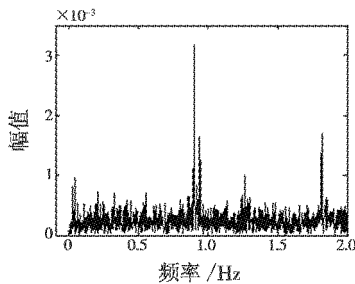


图 3 电子罗盘输出偏差频谱图

Fig.3 Electronic compass pitch angle bias spectrum

1.2 互补滤波器设计

根据 1.1 节可知,陀螺仪、加速度计和电子罗盘的噪声频率具有互补性,故提出一种多传感器互补滤波器进行数据融合。

1.2.1 俯仰角和横滚角互补滤波器设计

由于俯仰角和横滚角的情况一致,故可用同一字母表示这两个角度,记陀螺仪、加速度计和电子罗盘俯仰角与横滚角输出值分别为 $Z_{prg}(s)$, $Z_{pra}(s)$ 和 $Z_{prm}(s)$,理想值为 $\Phi_{pr}(s)$,偏差值为 $N_{prg}(s)$, $N_{pra}(s)$ 和 $N_{prm}(s)$ 。为了抑制 $Z_{prg}(s)$ 及 $Z_{pra}(s)$ 的低频噪声, $Z_{prm}(s)$ 的高频噪声,取高通滤波器传递函数 $G_{prg}(s)$, $G_{pra}(s)$ 和低通滤波器传递函数 $G_{prm}(s)$,使其满足式(1),其中, $Z_{pr}(s)$ 为数据融合后输出的俯仰角和横滚角,由式(1)可推导出式(2)。

$$\begin{cases} Z_{pr}(s) = G_{prg}(s)Z_{prg}(s) + G_{pra}(s)Z_{pra}(s) + G_{prm}(s)Z_{prm}(s) \\ 1 = G_{prg}(s) + G_{pra}(s) + G_{prm}(s) \end{cases} \quad (1)$$

$$Z_{pr}(s) = \Phi_{pr}(s) + G_{prg}(s)N_{prg}(s) + G_{pra}(s)N_{pra}(s) + G_{prm}(s)N_{prm}(s) \quad (2)$$

由式(2)可知,当 $G_{prg}(s)$, $G_{pra}(s)$ 和 $G_{prm}(s)$ 取适当的参数时,输出值 $Z_{pr}(s)$ 可近似为理想值 $\Phi_{pr}(s)$ 。 $G_{prg}(s)$, $G_{pra}(s)$ 和 $G_{prm}(s)$ 的形式如式(3)所示,其中, a, b, c, d 和 e 为滤波器参数,根据式(3)和式(1)可推出式(4)。根据式(4)可得滤波器原理图,如图 4 所示。

$$\begin{cases} G_{prg}(s) = \frac{as^2}{as^2 + bs^2 + cs + ds + e} \\ G_{pra}(s) = \frac{bs^2 + cs}{as^2 + bs^2 + cs + ds + e} \\ G_{prm}(s) = \frac{ds + e}{as^2 + bs^2 + cs + ds + e} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{Z}_{pr}(s) = & \frac{a}{a+b}\dot{Z}_{prg}(s) + \frac{bs}{a+b}Z_{pra}(s) - \frac{c}{a+b}(Z_{pr}(s) - \\ & Z_{pra}(s)) - \frac{1}{a+b}\left(d + \frac{e}{s}\right)(Z_{pr}(s) - Z_{prm}(s)) \end{aligned} \quad (4)$$

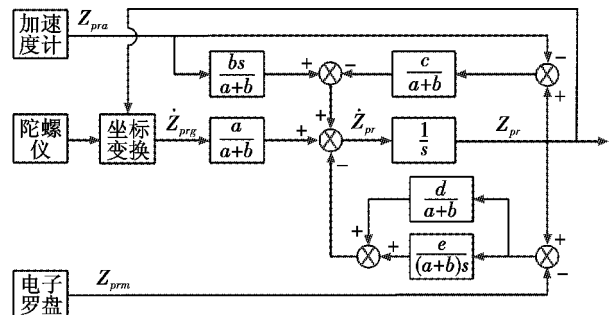


图 4 俯仰角和横滚角互补滤波器原理图

Fig.4 Schematic diagram of pitch and roll complementary filter

1.2.2 航向角互补滤波器设计

航向角互补滤波器设计原理和俯仰角的类似,且

其数据融合传感器只有陀螺仪和电子罗盘。记陀螺仪和电子罗盘输出分别 $Z_{yg}(s)$ 和 $Z_{ym}(s)$, 其对应的高通滤波器 $G_{yg}(s)$ 和低通滤波器 $G_{ym}(s)$ 如式(5)所示, 其中 f 和 g 为滤波参数, 航向角的输出值 $Z_y(s)$ 的表达式如式(6)所示, 将式(5)代入式(6)可得式(7), 由式(7)可推出滤波器原理图, 如图 5 所示。

$$\begin{cases} G_{yg}(s) = \frac{s^2}{s^2 + fs + g} \\ G_{ym}(s) = \frac{fs + g}{s^2 + fs + g} \end{cases} \quad (5)$$

$$Z_y(s) = G_{yg}(s)Z_{yg}(s) + G_{ym}(s)Z_{ym}(s) \quad (6)$$

$$\dot{Z}_y(s) = \dot{Z}_{yg}(s) - f(Z_y(s) - Z_{ym}(s)) - \frac{g}{s}(Z_y(s) - Z_{ym}(s)) \quad (7)$$

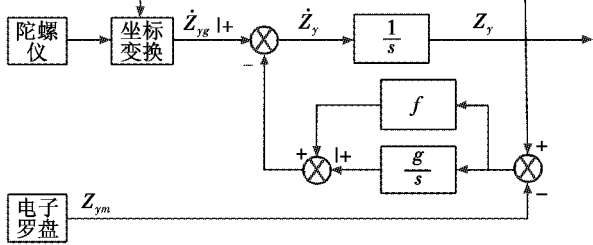


图 5 航向角互补滤波器原理图

Fig. 5 Schematic diagram of yaw complementary filter

1.3 可变参数设计

1.3.1 载体运动状态变化

载体运动状态改变时加速度不等于重力加速度, 加速度计测量的俯仰角和横滚角存在较大误差。而观察图 4 不难发现, 系统可通过参数 b, c, d 和 e 降低加速度计对系统输出的影响权重, 从而达到降低误差引入之目的。载体加速度与重力加速度差值用于判断运动状态改变情况, 如式(8)和式(9)所示。

$$f_a = \sqrt{f_x^2 + f_y^2 + f_z^2} \quad (8)$$

式中: f_a 为载体加速度; f_x, f_y 和 f_z 分别为加速度计三轴输出。

$$|f_a - f_g| \begin{cases} \leq \varepsilon & \text{运动状态未改变} \\ > \varepsilon & \text{运动状态改变} \end{cases} \quad (9)$$

式中: f_g 为重力加速度, 可取载体静止时刻加速度计输出平均值; ε 为判断载体运动状态改变的阈值。实验表明, 载体静止时加速度计采样点为正态分布, 为保证 95% 的采样点满足运动状态未改变条件, 阈值 ε 取 0.02 m/s^2 。

1.3.2 磁场干扰

周围磁场受干扰会影响电子罗盘输出的准确性。由图 5 可知, 当磁场受到干扰时, 可通过参数 f 和 g 下调电子罗盘对于系统影响的权重。对于磁场干扰的判断如式(10)和式(11)所示。

$$m_{tot} = \sqrt{m_x^2 + m_y^2 + m_z^2} \quad (10)$$

式中: m_{tot} 为地磁场强度; m_x, m_y 和 m_z 分别为电子罗盘输出的三轴磁场强度。

$$|m_{tot} - m_{ave}| \begin{cases} \leq \xi & \text{磁场正常} \\ > \xi & \text{磁场受到干扰} \end{cases} \quad (11)$$

式中: m_{ave} 为载体静止时刻的平均地磁场强度, 对于长航程载体而言, 也可通过经纬度及高度查表得到; ξ 为磁场干扰判断阈值, 类似运动状态变化判断阈值的取值方法, 磁场干扰判断阈值 ξ 取 0.02 mGauss ($10\,000 \text{ Gauss} = 1 \text{ T}$)。

综上所述, 系统完整的互补滤波器模型如图 6 所示。

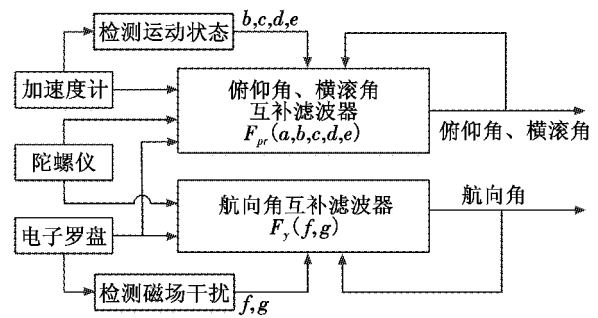


图 6 组合导航系统互补滤波器原理框图

Fig. 6 The complementary filter diagram of integrated navigation system

2 组合导航系统构建

图 7 为组合导航硬件系统模块图, 该系统包括控制运算模块、传感器模块、通信模块和电源模块。传感器模块包含 MEMS 惯性传感器 ADIS16385 和电子罗盘 HMR3500, ADIS16385 内置三轴陀螺仪和三轴加速度计, HMR3500 内置三轴加速度计和三轴磁强计, 可输出姿态角和磁场强度。控制运算模块包含 FPGA 芯片和 FLASH 芯片, FPGA 芯片为 Xilinx Spartan6 XC6SLX9-TQG144。

FPGA 为实现系统控制、数据接收发送和数据处理等功能, 需要对其内部可编程门阵列资源进行配置, 构建小型流水线处理系统和各传感器通信接口。图 8 为软核系统结构框图, 其中, FPGA 内部配置 MicroBlaze 作为小型流水线处理核心。

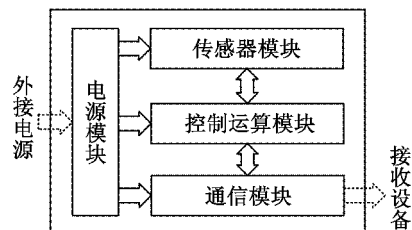


图 7 组合导航硬件系统模块图

Fig. 7 Hardware modules of integrated navigation system

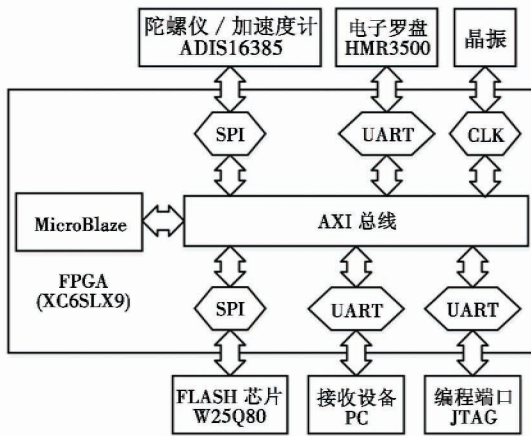


图8 软核系统结构框图
Fig. 8 Soft-core system structure diagram

3 实验结果与分析

根据各传感器对系统影响权重分析,滤波器参数设置如表1所示。

表1 滤波器参数设置

Table 1 Filter coefficients setting

俯仰角滤波参数					
运动状态	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>	<i>e</i>
不变	2.03×10^{-1}	10^{-3}	4.95×10^{-1}	5×10^{-3}	2×10^{-3}
改变	2.03×10^{-1}	10^{-6}	4.95×10^{-4}	5×10^{-5}	2×10^{-5}
横滚角滤波参数					
运动状态	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>	<i>e</i>
不变	1.95×10^{-1}	10^{-3}	4.86×10^{-1}	4.5×10^{-3}	2.1×10^{-3}
改变	1.95×10^{-1}	10^{-6}	4.86×10^{-4}	4.5×10^{-5}	2.1×10^{-5}
航向角滤波参数					
磁场情况	<i>f</i>			<i>g</i>	
正常	3×10^{-2}			10^{-5}	
受干扰	3×10^{-5}			10^{-8}	

3.1 姿态测量实验

姿态测量实验转台运动参数如表2所示,载体在运动前后分别静止60s用于采集重力加速度和地磁场强度。图9为系统滤波输出俯仰角与AHRS数据偏差频谱图,相比于图3~图5,实验结果表明系统能够有效降低传感器噪声,验证了此互补滤波器的可行性。图10为数据融合后3个姿态角与AHRS数据偏差值,其中,俯仰角和横滚角偏差值保持在 $\pm 0.35^\circ$ 之间,航向角偏差值则保持在 $\pm 0.7^\circ$ 之间,可见该数据融合算法具有较高的准确性。

表2 姿态测量实验转台运动参数

Table 2 Rotating platform motion parameters for attitude measurement experiment

旋转轴	旋转角度/ $^\circ$	周期/s	周期数	时间/s
俯仰轴		49		620
横滚轴	± 15	34	10	470
航向轴		13		250

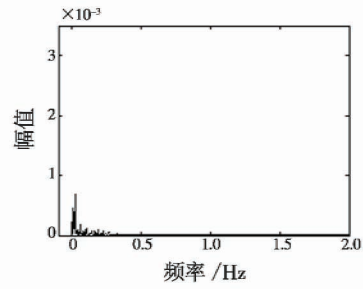


图9 滤波后俯仰角偏差频谱

Fig. 9 Pitch bias spectrum of filtering

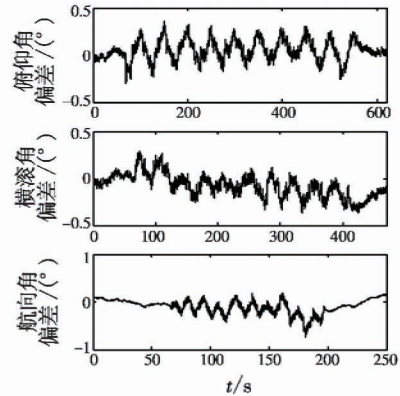


图10 数据融合后姿态角偏差

Fig. 10 Attitude angle bias after data fusion

3.2 可变参数试验

3.2.1 运动状态变化

取3.1节表2俯仰轴转动参数设计实验。图11为载体在323.2~324s内运动状态从运动变为静止过程中滤波器参数调整与否俯仰角输出和AHRS数据比较图。从图中可看出,运动状态发生变化时调整参数的滤波器能准确输出载体姿态角,偏差小于 0.03° ,而未调整参数的滤波器输出偏差大于 0.12° 。实验表明,该可变参数滤波器能有效降低由载体运动状态变化所引起的误差。

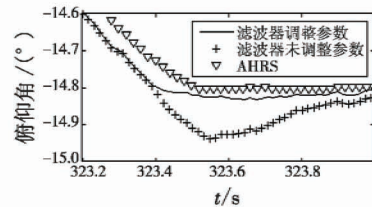


图11 运动状态变化滤波参数调整对比实验

Fig. 11 Contrast test for filter parameters setting with motion state changed

3.2.2 磁场干扰

以表2中航向角运动参数设计磁场干扰实验,在119~133s内人为施加磁场干扰,滤波器参数调整对比实验中航向角偏差如图12所示,图中显示,当互补滤波器参数未根据磁场情况做调整时,其输出值严重

偏离真实姿态角,偏差可达 2° 。对比实验结果表明,系统所设计的可变参数方法能有效消除环境磁场干扰的影响。

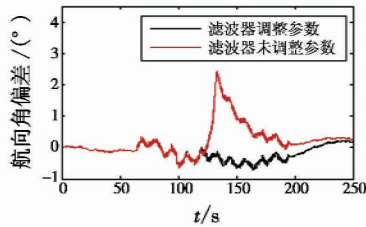


图 12 磁场干扰滤波参数调整对比实验

Fig. 12 Contrast test for filter parameters setting with magnetic field changed

4 结束语

根据传感器噪声频率互补特性设计多传感器互补滤波器,并针对载体运动状态变化和周围磁场干扰设定可变滤波参数,提高系统抗干扰能力,同时构建了一套包括 MEMS 陀螺仪、加速度计和电子罗盘在内的 FPGA 组合导航系统验证此算法。实验结果表明,与商业级 AHRS 数据相比,系统输出俯仰角和横滚角偏差值保持在 $\pm 0.35^\circ$ 以内,航向角偏差值则是保持在 $\pm 0.7^\circ$ 以内,并且该互补滤波算法能够适应运动状态变化和周围磁场干扰情况,确保系统输出精度。

参考文献

[1] 赵琳,王小旭,丁继成,等. 组合导航系统非线性滤波算法综述[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(1): 46-58.
 [2] 刘晓光,胡静涛,王鹤. 基于自适应 H_∞ 滤波的组合导航方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2014, 35(5): 1013-1020.
 [3] 高勇,曹娟娟,唐海红,等. 磁强计辅助基于 MEMS 惯性

器件 SINS 的初始对准方法研究[J]. 航天控制, 2013, 31(3): 50-54.
 [4] 蔡体菁,刘莹,宋军,等. 嵌入式 GPS/MIMU/磁罗盘组合导航系统[J]. 仪器仪表学报, 2010, 31(12): 2695-2699.
 [5] GREWAL M S, ANDREWS A P. Applications of Kalman filtering in aerospace 1960 to the present[J]. IEEE Control Systems, 2010, 30(3): 69-78.
 [6] 张勤,田增山. INS/GPS/电子罗盘组合导航系统研究[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(5): 1225-1227.
 [7] MARINS J L, YUN X, BACHMANN E R, et al. An extended Kalman filter for quaternion-based orientation estimation using MARG sensors [C]//International Conference on Intelligent Robots and Systems, Maui, Hawaii, USA, 2001: 2003-2011.
 [8] RIGATOS G G. Nonlinear Kalman filters and particle filters for integrated navigation for unmanned aerial vehicles[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2012, 60: 978-995.
 [9] 张勇刚,张云浩,李宁. 基于互补滤波器的 MEMS/GPS/地磁组合导航系统[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(11): 2272-2279.
 [10] TAE S Y, SUNG K H, HVOK M Y, et al. Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system[J]. Sensor, 2011, 11: 3816-3830.
 [11] 冯毅博,李希胜,张晓娟. 一种陀螺与罗盘组合导航系统的故障检测方法[J]. 仪器仪表学报, 2015, 36(10): 2381-2388.
 [12] PARK S G, JEONG H C, KIM J W, et al. Magnetic compass fault detection method for GPS/INS/magnetic compass integrated navigation system[J]. International Journal of Control, Automation, and System, 2011, 9(2): 276-284.

下 期 要 目

动态威胁下的合作型无人机自主防撞控制
 一种复杂条件下编队姿态协同控制方法
 单脉冲雷达检测概率计算及性能评估
 倾转三旋翼无人机过渡模式走廊曲线研究
 多无人机编队自主重构的内点算法
 针对含噪信号的自适应跟踪微分器改进研究
 基于合成相关函数的 $BOC(n, n)$ 型信号捕获算法
 对地打击武器-目标分配问题的粒子群算法
 一种改进的重叠式三子样圆锥误差补偿算法

GPS/北斗组合卫星导航系统快速选星算法
 某型伺服机构健康评估方法研究
 基于能耗约束的控制力矩陀螺可重构性分析
 基于热光阑的大 F 数制冷型红外光学系统
 一种基于情感智能的无人机自主决策方法
 基于 USB 的软件综合安全模块设计及应用
 一种混沌萤火虫算法的 WSN 节点分布优化研究
 大气传输及目标反射对圆偏振光特性影响研究
 空投鱼雷发现概率的解析模型研究