

引用格式:董亮,臧中原,许东欢,等.一种惯性/卫星容错组合导航系统设计[J].电光与控制,2017,24(9):104-108. DONG L, ZANG Z Y, XU D H, et al. Design of a fault-tolerant SINS/GNSS integrated navigation system[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(9):104-108.

## 一种惯性/卫星容错组合导航系统设计

董亮, 臧中原, 许东欢, 仲科伟, 张晓澈  
(上海航天控制技术研究所,上海 201109)

**摘要:**在高动态情况或城市峡谷中,GNSS卫星接收机容易丢星失锁,在信号干扰的情况下,GNSS卫星接收机会失效。针对上述情况,设计了一种惯性/卫星容错组合导航系统,详细介绍了惯性/卫星容错组合导航系统的设计方案,具体介绍了惯性/卫星组合导航系统可能出现的异常组合,针对不同的异常情况给出了相应的处理策略。该容错组合导航系统在GNSS卫星接收机异常的情况下可以提高组合导航系统的精度和可靠性。设计了仿真试验和跑车试验对该惯性/卫星容错组合导航系统进行验证,取得了较好的效果。

**关键词:**容错组合导航; SINS; GNSS; 丢星; 跑车试验

中图分类号: V249.32<sup>+8</sup>; TN967.1 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2017.09.022

## Design of a Fault-Tolerant SINS/GNSS Integrated Navigation System

DONG Liang, ZANG Zhong-yuan, XU Dong-huan, ZHONG Ke-wei, ZHANG Xiao-che  
(Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** Considering that GNSS satellite receiver is easy to lose stars in high dynamic situation or in urban canyons, and GNSS satellite receiver may fail in the case of signal interference, we designed a fault-tolerant SINS/GNSS integrated navigation system. In this paper, the design scheme of the fault-tolerant integrated navigation system is described in detail. The various types of abnormalities that may occur are analyzed, and the appropriate treatment strategies are given. The fault-tolerant integrated navigation method can improve the reliability and the accuracy of the system in case that GNSS satellite receiver is abnormal. The simulation test and vehicle test designed for the fault-tolerant SINS/GNSS integrated navigation system achieved good results.

**Key words:** fault-tolerant integrated navigation system; SINS; GNSS; lost star; vehicle test

### 0 引言

组合导航系统就是把具有不同特点的导航系统组合在一起,取长补短,以提高导航系统的精度。由于惯性导航系统和卫星导航系统各有优缺点,GNSS卫星导航系统能够在全球提供实时的速度、位置和时间信息,且精度不随时间变化。SINS捷联惯性导航系统是一种完全自主的导航系统,它具有高数据率,且不易受到外界电磁干扰等特点。由于GNSS和SINS具有很强的互补性,对二者进行组合可以使系统具有更好的性能。

对于SINS/GNSS组合导航系统而言,将GNSS子系统输出速度、位置信息与SINS子系统输出信息进行信

息融合,采用卡尔曼滤波估计出导航参数误差等对SINS子系统的误差进行修正。通过卫星辅助惯性方式实现的SINS/GNSS组合导航系统<sup>[1-2]</sup>相比单一的捷联惯性导航系统或者卫星导航系统,其导航性能得到很大的提高。但是SINS/GNSS组合导航系统依然面临很多问题,如抗干扰性、运行可靠性、故障自我诊断能力不足等,通常的惯性/卫星组合导航系统在卫星失锁后,只进行纯捷联惯性导航解算,对于精度比较低的MEMS惯性测量单元,导航误差快速累计,因此设计一种在丢星情况下可提高导航精度的容错组合导航系统<sup>[3-4]</sup>是必要的。

### 1 容错组合导航系统设计

#### 1.1 IMU数据异常判断

本文设计了两级措施来判断IMU数据是否异常。

1) 根据惯性测量单元的角速率采样值以及比力

收稿日期:2016-08-08

修回日期:2017-06-08

作者简介:董亮(1991—),男,安徽宣城人,硕士,工程师,研究方向为导航、制导与控制。

的采样值是否超过阈值来判断 SINS 子系统的工作状态。设角速率阈值为  $\omega_{(\text{axis})\text{max}}$ ，比力阈值为  $f_{(\text{axis})\text{max}}$ ，其中，下标 axis 为陀螺、加速度计 xyz 轴向标识，该阈值通常可根据惯性器件或者飞行器的动态极限设置，判断加速度计采样值  $f_{\text{axis}}$  和陀螺采样值  $\omega_{\text{axis}}$  是否满足

$$\begin{cases} |f_{\text{axis}}| < f_{(\text{axis})\text{max}} \\ |\omega_{\text{axis}}| < \omega_{(\text{axis})\text{max}} \end{cases} \quad (1)$$

式中： $\omega_{(\text{axis})\text{max}}$  的值设为陀螺测量范围是  $200 (^{\circ})/\text{h}$ ； $f_{(\text{axis})\text{max}}$  的值设为加表测量范围是  $10g$ 。

2) 根据采样多次陀螺输出的角速率和加速度计输出的比力，对其进行拟合，通过拟合曲线可以得到下一包数据的拟合值，比较实际得到的数据与拟合得到的值的大小，以角速度为例用四次曲线对其进行拟合，采用滑动窗口的方式，惯导采样一组数据，则将最先一组数据滑出，可以保证拟合的实时性，即

$$\omega(t+\tau) = a + 2b\tau + 3c\tau^2 + 4d\tau^3 + 5e\tau^4 \quad 0 < \tau < H \quad (2)$$

式中： $a, b, c, d, e$  为拟合参数； $\omega$  为三轴角速度； $\tau$  为采样时刻； $t$  为该周期起始时间。将  $t, t+T, t+2T, t+3T, t+H$  时刻角速率采样值代入式(2)，可得

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 2T & 3T & 4T & 5T \\ 1 & 4T & 12T & 32T & 80T \\ 1 & 6T & 27T & 108T & 405T \\ 1 & 8T & 48T & 256T & 1280T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega(t) \\ \omega(t+T) \\ \omega(t+2T) \\ \omega(t+3T) \\ \omega(t+H) \end{bmatrix} \quad (3)$$

即  $\mathbf{Ax} = \mathbf{B}$ ，故  $\mathbf{x} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{B}$  可求得角速度拟合系数。

通过角速度拟合系数可得角速度拟合曲线，而通过拟合曲线又可以得到下一个点的角速度拟合值  $\omega_{(\text{axis})\text{fitting}}$ ，将陀螺仪实际测量值与拟合值进行比较，不超过门限值  $\omega_{(\text{axis})\text{err}}$ ，则认为陀螺仪输出的角速度正常，否则为异常值，即

$$|\omega_{\text{axis}} - \omega_{(\text{axis})\text{fitting}}| < \omega_{(\text{axis})\text{err}} \quad (4)$$

本文试验中， $\omega_{(\text{axis})\text{err}}$  设为  $5 (^{\circ})/\text{h}$ 。

当陀螺仪和加速度计输出的值满足式(1)和式(4)，则输出值正常；否则为异常值，则用前一时间 IMU 测量的值代替当前时刻的值进行捷联惯性导航。

## 1.2 GNSS 异常判断

GNSS 接收机工作是否异常采用内外两层措施判断。

外层采用有效收星数和 PDOP 值判断，即

$$N_{\text{GNSS}} > n, P < p \quad (5)$$

式中： $N_{\text{GNSS}}$  为收星数； $n$  为设定的收星数门限，一般设为 4； $P$  为空间位置精度因子； $p$  为设置的空间位置精度因子门限，设为 5。当满足式(5)时，继续进行内层判断，否则认为 GNSS 异常。

内层判断主要依靠捷联惯性导航系统短时间内具有较高导航精度的特性，对 GNSS 粗大误差进行判断，即

$$\begin{cases} L_{\text{err}} = |L_{\text{SINS}} - L_{\text{GNSS}}| < \delta L \\ \lambda_{\text{err}} = |\lambda_{\text{SINS}} - \lambda_{\text{GNSS}}| < \delta \lambda \\ H_{\text{err}} = |H_{\text{SINS}} - H_{\text{GNSS}}| < \delta H \end{cases}, \begin{cases} V_{\text{errE}} = |V_{\text{SINSE}} - V_{\text{GNSSSE}}| < \delta V_E \\ V_{\text{errN}} = |V_{\text{SINSN}} - V_{\text{GNSSN}}| < \delta V_N \\ V_{\text{errU}} = |V_{\text{SINSU}} - V_{\text{GNSSU}}| < \delta V_U \end{cases} \quad (6)$$

式中：位置误差阈值设为  $50 \text{ m}$ ；速度误差阈值设为  $3 \text{ m/s}$ 。当满足式(6)时，则认为 GNSS 接收机输出的数据正常，否则 GNSS 接收机输出的信息异常。

## 1.3 导航模式匹配

导航模式匹配是惯性/卫星容错组合导航系统的核心部分，其根据 SINS 和 GNSS 子系统的工作状态进入相应的工作模式，用来增强系统的适应性和鲁棒性。导航模式匹配的具体方法如下：

1) 当 SINS, GNSS 子系统工作均正常时，正常进行组合导航，其中组合滤波周期根据 GNSS 接收机的输出频率合理选择；

2) 当 SINS 子系统工作异常，GNSS 子系统工作正常时，则用前一时间惯导敏感到的角速度和比力代替当前时刻的测量值，即

$$\begin{cases} \omega(k)_{\text{axis}} = \omega(k-1)_{\text{axis}} \\ f(k)_{\text{axis}} = f(k-1)_{\text{axis}} \end{cases}; \quad (7)$$

3) 当 SINS 子系统工作正常，GNSS 子系统工作异常时，则当前时刻不进行组合导航，进入丢星处理算法，具体如下：在丢星或卫星无效期间，正常计算每个组合时刻的状态转移矩阵，通过状态转移矩阵与丢星前正常组合估计出的状态变量(收敛值)相乘，可以得到当前时刻的状态一步预测值，通过状态一步预测值去修正捷联惯性导航系统

$$\begin{bmatrix} \varphi_{t_1} \\ \delta V_{t_1} \\ \delta P_{t_1} \\ \varepsilon_{t_1} \\ \nabla_{t_1} \end{bmatrix} = \Phi_{t_1} \begin{bmatrix} \varphi_{t_0} \\ \delta V_{t_0} \\ \delta P_{t_0} \\ \varepsilon_{t_0} \\ \nabla_{t_0} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中： $\varphi_{t_0}$  为丢星前正常组合估计出的平台失准角，采用反馈校正方式时，校正后清零； $\delta V_{t_0}$  为丢星前正常组合估计出的速度误差，采用反馈校正方式时，校正后清零； $\delta P_{t_0}$  为丢星前正常组合估计出的位置误差，采用反馈校正方式时，校正后清零； $\varepsilon_{t_0}$  为丢星前正常组合估计出的陀螺常值漂移； $\nabla_{t_0}$  为丢星前正常组合估计出的加速度计常值偏置； $\Phi_{t_1}$  为当前时刻的状态转移矩阵； $\varphi_{t_1}$  为当前时刻一步预测估计出的平台失准角，采用反馈校正方式时，校正后清零； $\delta V_{t_1}$  为当前时刻一步预测估计出的速度误差，采用反馈校正方式时，校正后清零； $\delta P_{t_1}$  为当前时刻一步预测估计出的位置误差，采用反馈校正方式时，校正后清零； $\varepsilon_{t_1}$  为当前时刻一步预测估计出的陀螺常值漂移； $\nabla_{t_1}$  为当前时刻一步预测估计出

的加速度计常值偏置。

### 1.4 状态估计值 $X_{1 \times 15}$ 异常判断

惯性/卫星容错组合导航系统信息融合模块采用基于速度和位置的融合方式<sup>[5-7]</sup>。利用捷联惯性导航解算得到的速度和位置以及 GNSS 接收机测量得到的速度和位置构造观测量,进行卡尔曼滤波迭代解算,估计出状态变量  $X_{1 \times 15}$  的值,去修正捷联惯性导航的解算值。

为了保证系统的可靠性,在用状态估计值  $X_{1 \times 15}$  去修正捷联惯性导航系统之前,需对状态估计值的有效性进行判断,根据理论分析,对状态估计值  $X_{1 \times 15}$  中的各个变量设定门限,保证系统的可靠性,不会引入粗大误差。本文试验中对速度误差状态量和位置误差状态量的估计值进行了判断,位置误差状态估计值门限设为 10 m,速度误差状态估计值门限设为 0.5 m/s。

## 2 卡尔曼滤波

常规卡尔曼滤波<sup>[8]</sup>离散化系统状态方程和观测方程

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \\ Z_k = H_k X_k + V_k \end{cases} \quad (9)$$

其递推过程主要包括状态估值计算、状态一步预测、滤波增益、一步预测均方误差和估计均方误差等 5 步,具体如下所述。

状态估值计算方程为

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \quad (10)$$

状态一步预测方程为

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (11)$$

滤波增益方程为

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (12)$$

一步预测均方误差方程为

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \quad (13)$$

估计均方误差方程为

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k/k-1} [I - K_k H_k]^T + K_k R_k K_k^T \quad (14)$$

式(10)~式(14)是离散型卡尔曼滤波的基本方程。

只要给定状态估计量  $\hat{X}_0$  和状态均方误差阵  $P_0$  的初值,根据  $k$  时刻的计算得到的量测值  $Z_k$ ,就可以估计出  $k$  时刻的状态估计  $\hat{X}_k$ 。

## 3 试验与分析

### 3.1 仿真试验

为了验证本文设计的容错组合导航方法与传统组合方法在卫星失效情况下的导航效果,采用一组弹道轨迹进行了仿真试验,仿真条件设置:陀螺零偏为 100 (°)/h,陀螺白噪声为 200 (°)/h;加速度计零偏为 5 ×

$10^{-3}g$ ,加速度计白噪声为  $5 \times 10^{-3}g$ ;GNSS 接收机速度误差(3 $\delta$ )为 0.1 m/s,GNSS 接收机位置误差(3 $\delta$ )为 10 m。初始位置:纬度为 38.758°,经度为 105.61°,高度为 6000 m。初始速度:东向速度为 0 m/s,北向速度为 239.2 m/s,天向速度为 -4 m/s。初始姿态:俯仰角为 0°,滚转角为 -180°,航向角为 0°。弹道轨迹见图 1。

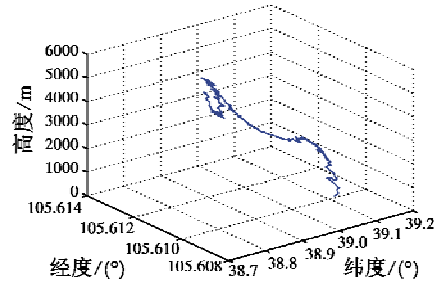


图 1 弹道轨迹

Fig. 1 Ballistic trajectory

仿真结果如图 2~图 4 所示。曲线 1 为卫星接收机在 100~150 s 失效,传统组合导航方法结果曲线;曲线 2 为卫星接收机在 100~150 s 失效,本文设计的容错组合导航方法结果曲线;曲线 3 为全程卫星不失效,正常组合导航结果曲线。

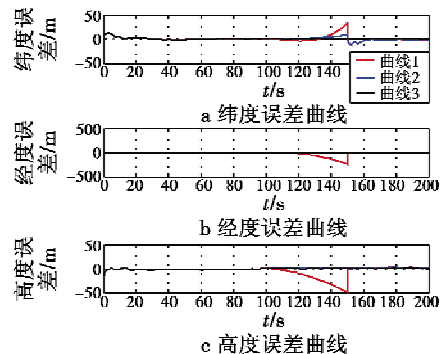


图 2 位置误差

Fig. 2 Position error

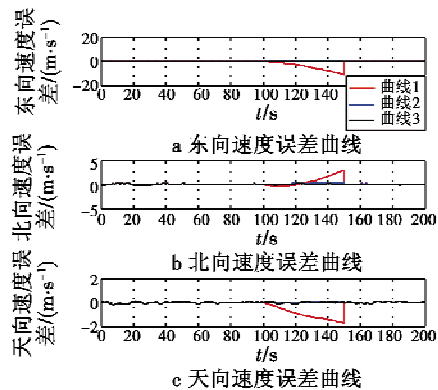


图 3 速度误差

Fig. 3 Velocity error

由图 2~图 4 可以看出,在卫星失效后,此时传统的组合导航方法不能工作,进行纯捷联惯性导航,误差

较大;本文设计的容错组合导航系统,在卫星失效后,通过丢星处理模块可以校正惯导陀螺和加速度计的零偏,减少系统的累计误差,在采用低精度惯性测量单元的情况下,可以很大程度地提高系统的导航精度。因此,本文设计的惯性/卫星容错组合导航系统在卫星失效的情况下取得了较好的效果。

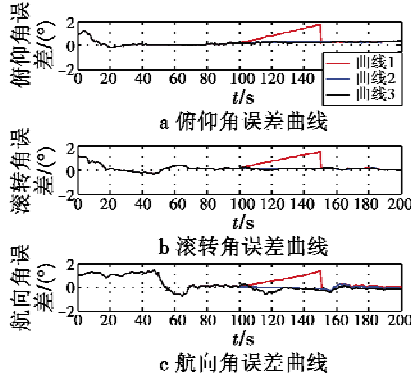


图4 姿态角误差  
Fig.4 Attitude error

### 3.2 跑车试验

为了进一步验证本文设计的惯性/卫星容错组合导航系统在 GNSS 卫星接收机失效情况下的导航精度,进行了跑车试验,且将跑车试验过程中采集到的数据进行离线仿真试验。跑车试验中,惯性测量单元采用 ADIS16488A,实测陀螺零偏小于  $100 (^{\circ})/h$ ,陀螺白噪声小于  $200 (^{\circ})/h$ ;加速度计零偏小于  $5 \times 10^{-3} g$ ,加速度计白噪声小于  $5 \times 10^{-3} g$ ;GNSS 接收机由成都盟升公司提供,位置误差小于 20 m,速度误差小于 1 m/s。跑车实物图如图 5 所示。



图5 跑车实物图  
Fig.5 Vehicle experiment physical figure

跑车过程中试验车的位置二维曲线如图 6 所示。

半实物仿真试验结果如图 7 ~ 图 9 所示。曲线 1 为 GPS 接收机的测量值,单天线 GPS 接收机不能测量姿态,故姿态结果曲线没有曲线 1;曲线 2 为 GPS 接收机在 250 ~ 300 s 失效,传统组合导航方法结果曲线;曲线 3 为卫星接收机在 250 ~ 300 s 失效,本文设计的容错组合导航方法结果曲线;曲线 4 为全程卫星不失效,正常组合导航结果曲线。

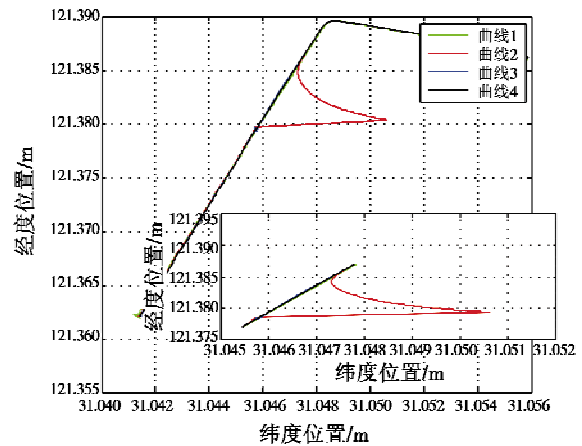


图6 试验车位置二维曲线

Fig.6 Two-dimensional curve of vehicle

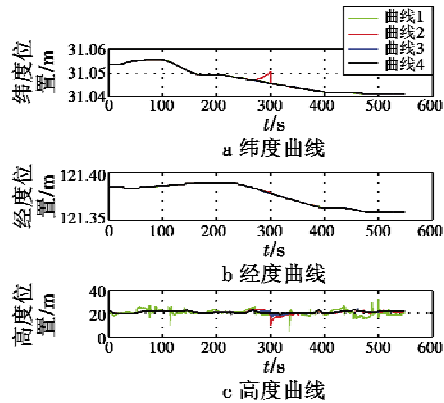


图7 位置曲线  
Fig.7 Position curve

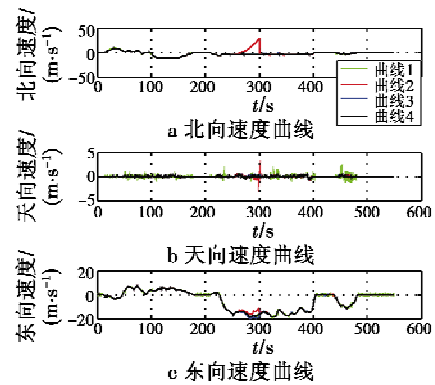


图8 速度曲线  
Fig.8 Velocity curve

由图 7 ~ 图 9 可以看出,在卫星失效后,此时传统的组合导航方法不能工作,进行纯捷联惯性导航,误差较大;本文设计的容错组合导航系统,在卫星失效后,通过丢星处理模块可以校正惯导陀螺和加速度计的零偏,精度良好,且本方法可以剔除惯性测量单元和 GNSS 接收机的一部分野值,增加了系统的可靠性。卫星失效后,传统组合导航方法和本文容错组合导航方法的误差

(GPS为基准)比较见表1。

表1 传统方法和本文方法的误差比较

Table 1 Error of traditional method and our method

	纬度 误差/ m	经度 误差/ m	高度 误差/ m	东向速 度误差/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	北向速 度误差/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	天向速 度误差/ ( $m \cdot s^{-1}$ )
传统方法	534	66	9	5.5	32.7	1.0
本文方法	14	47	4	1.8	0.4	0.2

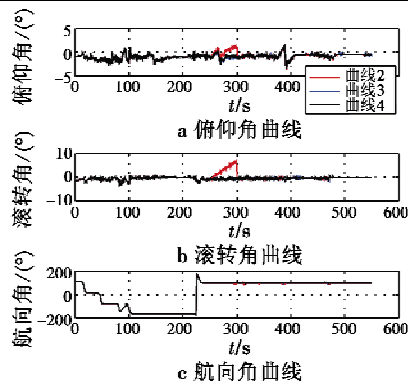


图9 姿态角曲线

Fig.9 Attitude curve

#### 4 结束语

本文针对GNSS卫星接收机丢星失锁或失效,设

计一种惯性/卫星容错组合导航系统,采用低精度惯性测量单元时,该容错组合导航系统在GNSS卫星接收机异常的情况下可以提高组合导航系统的精度和可靠性。最后,通过仿真试验和跑车试验对本文设计的惯性/卫星容错组合导航系统进行了验证,取得较好的效果。

#### 参考文献

- [1] 张晓亮. GPS/SINS 组合导航系统应用研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [2] 陈帅. 精确制导炸弹低成本惯导/卫星组合导航方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.
- [3] 孙丽. 激光捷联惯导/星光/卫星容错组合导航系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [4] 雷浩然, 陈帅, 程晨. 一种弹载多级容错组合导航系统设计[J]. 航天控制, 2013, 31(5): 19-24.
- [5] 王朋辉. 高动态 GPS/INS 组合导航系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [6] 李端勇. 基于信息融合的组合导航系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- [7] 马云峰. MSINS/GPS 组合导航系统及其数据融合技术研究[D]. 南京: 东南大学, 2006.
- [8] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.

(上接第87页)

simultaneous localization and mapping problem with unknown data association [D]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2003.

- [15] MONTEMERLO M, THRUN S. Simultaneous localization and mapping with unknown data association using FastSLAM [C]//International Conference on Robotics and Automation, 2003, 1985-1991.
- [16] MONTEMERLO M, THRUN S, KOLLER D, et al. Fast-

SLAM 2.0: an improved particle filtering algorithm for simultaneous localization and mapping that provably converges [C]//International Joint Conference on Artificial Intelligence, 2003, 1151-1156.

- [17] BAILEY T, NIETO J, NEBOT E. Consistency of the FastSLAM algorithm [C]//International Conference on Robotics and Automation, 2006, 424-429.
- [18] 董小萌, 张平. 反正切形式跟踪微分器设计及相平面分析[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(4): 533-537.

(上接第103页)

- [3] 李行善, 左毅, 孙杰. 自动测试系统集成技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2004.
- [4] Altera Corporation. Cyclone III device handbook [EB/OL]. (2012-08-01) [2016-04-02]. [https://www.altera.com/content/dam/altera-www/global/en\\_US/pdfs/literature/hb/cyc3/cyclone3\\_handbook.pdf](https://www.altera.com/content/dam/altera-www/global/en_US/pdfs/literature/hb/cyc3/cyclone3_handbook.pdf).
- [5] 中国国家标准化管理委员会. GB/T 14282.3-2006 仪表着陆系统(ILS)第3部分: 航向信标性能要求和测试方法[S]. 北京: 中国国家标准化管理委员会, 2006.
- [6] Analog Devices, Inc. AD9915 data sheet [EB/OL]. (2012-2013) [2016-04-02]. [http://www.analog.com/media/cn/technical-documentation/data-sheets/AD9915\\_CN.pdf](http://www.analog.com/media/cn/technical-documentation/data-sheets/AD9915_CN.pdf).

- [7] 孙亚伟, 黄家成, 曹乃森. 甚高频全向信标(VOR)/仪表着陆系统(ILS)标准信号源设计[J]. 电子测量技术, 2008, 31(7): 59-62.
- [8] 侯翔昊, 杨尧, 王民钢. 基于DSP与FPGA多路ARINC429数据通信系统设计[J]. 电力电子技术, 2013, 47(8): 107-108.
- [9] 白居宪. 直接数字频率合成[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2007.
- [10] 邓耀华, 吴黎明, 张力锴. 基于FPGA的双DDS任意波发生器设计与杂散噪声抑制方法[J]. 仪器仪表学报, 2009, 30(11): 2255-2261.
- [11] 杨皓翔. 基于FPGA的无相位截断误差DDS研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2015.

1970~2017

ISSN 1671-637X

CN 41-1227/TN

# 电光与控制

DIANGUANG YU KONGZHI

中文核心期刊

中国科技论文统计源期刊

RCCSE中国核心学术期刊(核心版)

英国《科学文摘》

河南省一/二届自然科学二十佳期刊

美国《剑桥科学文摘》

美国《乌利希国际期刊指南》收录期刊

《电光与控制》是由中国航空工业集团公司主管、中国航空工业集团公司洛阳电光设备研究所主办、中国航空学会航空武器系统专业分会协办的跨电子、光学、自动控制 and 计算机等多学科的综合性和技术类刊物，涉及综合航空电子系统、航空武器—火力控制总体理论与应用、光学与电子显示技术、自动控制技术、雷达、激光与红外技术等专业领域。

本刊为中文核心期刊、中国科技论文统计源期刊、RCCSE中国核心学术期刊、中国知识资源总库中国科技期刊精品数据库收录期刊，被中国学术期刊综合评价数据库、“万方数据—数字化期刊群”、信息产业部电子科技文摘等收录，并入选美国《剑桥科学文摘》(CSA)、英国《科学文摘》(SA,INSPEC)。



通讯地址: 河南洛阳017信箱《电光与控制》编辑部 邮编: 471000

电话: 0379-63327293 传真: 0379-63938146

网址: <http://www.dgykz.com> E-mail: [dgykz@vip.163.com](mailto:dgykz@vip.163.com)



请扫描二维码  
关注我刊



# 《电光与控制》第十四届编委会名单

顾问委员: 顾诵芬 (中国科学院院士) 侯洵 (中国科学院院士) 刘颂豪 (中国科学院院士)  
(中国工程院院士) 金国藩 (中国工程院院士) 陈一坚 (中国工程院院士)  
周寿桓 (中国工程院院士) 周立伟 (中国工程院院士) 冯培德 (中国工程院院士)  
马伟明 (中国工程院院士) 何友 (中国工程院院士) 孙聪 (中国工程院院士)  
杨伟 卢广山 魏金钟 王建刚 万里青 车宏 孙隆和 秦继荣 董志荣  
郭振华 姜长生 王祖典 朱诚 高晓光 陆南燕

名誉主任: 李明锁

编委主任: 丁全心

编委副主任: 吴庆宪 任章 黎湘 周德云 张安 汪健甄 王永生 刘刚

委员: (以姓氏笔画为序)

于雷 王合龙 王宏伦 王彤 王明皓 刘旭 刘红漫 刘怀勋 刘金星  
刘晓宏 孙晓泉 尧放哉 朱荣刚 江爱伟 羊毅 吴刚 张海 张善文  
李京生 李相民 李锋 杨建文 杨晨 沈为民 苏建刚 邵咏松 陈永光  
陈炜 陈凌 陈骊醒 陈哨东 陈谋 周建江 武国庆 罗景青 胡昌华  
袁涛 高志山 夏佩伦 涂泽中 龚诚 谢剑斌 雷迅 熊华钢 蔡猛  
滕克难

主编: 丁全心

编辑部成员: 刘红漫 陈凌 杨慧 苗煜 赵巧红 赵宁

- 中文核心期刊 · 中国科技论文统计源期刊(中国科技核心期刊)
- RCCSE 中国核心学术期刊(核心版) · 河南省一/二届自然科学二十佳期刊、一级期刊
- 中国知识资源总库、中国科技期刊精品数据库收录期刊 · 美国《乌利希国际期刊指南》收录期刊
- 英国《科学文摘》(SA, INSPEC) 来源期刊 · 美国《剑桥科学文摘》(CSA) 来源期刊

电光与控制 (月刊 1970 年创刊)

第 24 卷 第 9 期(总第 231 期)

出版日期 2017 年 9 月 1 日

Electronics Optics & Control

(Monthly, Founded in 1970)

Vol. 24 No. 9 (Ser. No. 231)

Publication Date Sep. 1, 2017

主管单位: 中国航空工业集团公司

主办单位: 中国航空工业洛阳电光设备研究所

协办单位: 中国航空学会航空武器系统专业分会

编辑出版: 《电光与控制》编辑部

(河南省洛阳市凯旋西路 25 号)

邮编: 471000

电话: (0379) 63327293

传真: (0379) 63938146

执行主编: 刘红漫

执行副主编: 陈凌

印刷: 洛阳东帆印刷有限公司

发行: 中国邮政集团公司洛阳市分公司

Responsible Organ: AVIC

Sponsored by: Luoyang Institute of Electro-Optical Equipment of AVIC

Jointly Sponsored by: Technical Committee of Weapon and Fire Control, CSAA

Edited & Published by: The Editorial Office of

*Electronics Optics & Control*

No. 25 West Kaixuan Road, Luoyang, Henan

(471000), China

Tel: (86-379) 63327293

Fax: (86-379) 63938146

Executive Chief Editor: LIU Hongman

Deputy Chief Editor: CHEN Ling

Printed by: Luoyang Dongfan Printing Co. Ltd.

Distributed by: Luoyang Branch, China Post Group Corporation

发行范围: 公开发行

国内邮发代号: 36-693

国际标准刊号: ISSN 1671-637X

国内统一刊号: CN 41-1227/TN

定价: 20.00 元

http://www.dgykz.com

E-mail: dgykz@vip.163.com