

文章编号: 1001-893X(2011)04-0016-05

SINS/GPS/TACAN 机载综合导航定位系统设计^{*}

马 霞¹, 王永胜²

(1. 中国西南电子技术研究所, 成都 610036; 2. 北京市 9236 信箱, 北京 100036)

摘 要:在现代空战中, 捷联惯性导航系统(SINS)、全球定位系统(GPS)和塔康(TACAN), 单独利用各导航信息都存在着弊端。为此, 提出了 3 种导航源综合的导航系统设计方案。信息融合技术采用广义联邦滤波技术来完成, 状态矢量为导航参数误差, 并建立准确数学模型。各个子滤波器(局部滤波器)采用间接滤波方式工作, 完成状态矢量局部估算; 主滤波器(全局滤波器)进行子滤波器的公共状态矢量融合和时间更新, 输出可靠、准确的导航参数误差的全局最优估计量。利用全局滤波输出作为闭环负反馈校正 SINS 导航源, 实现动态校正(比力方程积分初始条件重新设置)、动态对准(姿态矩阵微分方程积分初始条件重新设置)和动态标定, 从而提高了组合导航系统性能。系统试验表明, SINS/GPS/TACAN 综合导航定位系统获得了良好的定位精度。

关键词:综合导航; 联邦滤波; SINS; GPS; TACAN

中图分类号: TN96 **文献标识码:** A doi: 10.3969/j.issn.1001-893x.2011.04.004

Design of an Airborne Integrated Navigation and Location System Based on SINS/GPS/TACAN

MA Xia¹, WANG Yong-sheng²

(1. Southwest China Institute of Electronic Technology, Chengdu 610036, China;

2. Beijing P.O. Box 9236, Beijing 100036, China)

Abstract: In modern air warfare, independent use of strap-down inertial system(SINS), global position system(GPS) and tactical air navigation system(TACAN) has disadvantages. In this paper the airborne integrated navigation system is proposed based on these three navigation equipment. The information fusion is accomplished by using federated filtering technology, choosing the error of navigation parameter as the state vector, and constructing the mathematics model of state equation about integrated system. Each of sub-filters gains an estimation of state vector by using work method of indirect filter. Primary filter accomplishes the fusion of public state vectors about sub-filters and time updating, and outputs the credible, precise and optimal estimation of navigation parameter error. Using the output of the whole filter as means of closed loop of feeding back, correct inertial navigation parameter, dynamic calibration(reinstalling the integral initial condition of specific force equation), dynamic alignment(reinstalling the integral initial conditions of attitude matrix differential equations), dynamic demarcation are realized, so that the performance of integrated navigation is improved. The experiment results show integrated navigation system based on SINS/GPS/TACAN can gain better location accuracy.

Key words: integrated navigation; federated filter; SINS; GPS; TACAN

1 引 言

捷联惯性导航系统(SINS)是利用惯性元件在载

体内部感测运载体的运动加速度, 通过积分运算, 从而求出导航参数以确定载体速度、位置、姿态等导航信息。SINS 由加速度计和陀螺仪构成, 其缺点是陀

^{*} 收稿日期: 2011-01-30; 修回日期: 2011-03-01

螺旋存在着漂移误差,致使定位精度随时间不断降低,以导航时间 2 h 计算,在 1 h 内导航误差约为 0.8 nmile,2 h 以上时导航误差约为 2 nmile。GPS 系统具有高精度的定位及授时能力,能够全天候、连续实时地提供高精度的三维速度和位置信息,且其定位能力误差不会随着时间的推移而发散。但 GPS 也有弱点,如飞机做高机动时定位不准,数据率低(约 1 Hz)等。塔康(TACAN)^[1]是一种无线电导航系统,具有近程导航定位精度高特点。本文研究了

SINS/GNSS/TACAN 机载综合导航定位算法,利用各导航定位子系统提供定位信息,采用广义联邦滤波技术完成信息融合。仿真实验表明,该系统具有较高定位精度。

2 广义联邦滤波器信息融合设计

根据联邦滤波器设计特点^[2],本文根据 SINS、GPS 和 TACAN 3 种导航源特点设计出了如图 1 所示的机载综合导航原理框图。

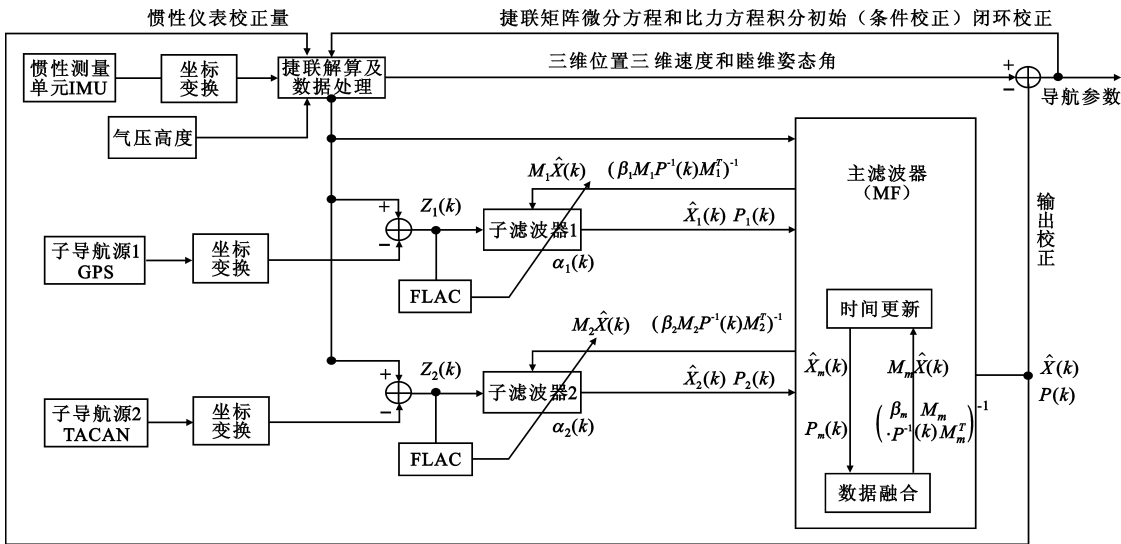


图 1 机载综合导航设计原理框图
Fig. 1 Schematic block diagram of airborne integrated navigation system

共同参考系统选用 SINS 系统,SINS 输出一方面给主滤波器,另一方面输出给各子滤波器。在子滤波器 1 中完成 SINS 和 GPS 局部滤波,并把滤波局部估计值 $\hat{X}_1(k)$ 及其协方差 $P_1(k)$ 给主滤波器;在子滤波器 2 中完成 SINS 和 TACAN 局部滤波,并把滤波局部估计值 $\hat{X}_2(k)$ 及其协方差 $P_2(k)$ 给主滤波器;在主滤波器中完成子滤波器与主滤波器估计值进行全局最优估计,进行子滤波器的公共状态矢量融合和时间更新,输出可靠、准确的导航参数误差的全局最优估计量。根据分散化全局滤波公式^[3],得到全局最优估计为

$$P^{-1}(k) = P^{-1}(k | k - 1) + \sum_{i=1}^N M_i^T P_i^{-1} M_i - \sum_{i=1}^N M_i^T P_i^{-1}(k | k - 1) M_i, N = 2 \quad (1)$$
$$\hat{X}(k) = P(k) P^{-1}(k | k - 1) \hat{X}(k | k - 1) + \sum_{i=1}^N P(k) M_i^T P_i^{-1}(k) \hat{X}_i(k) -$$

$$\sum_{i=1}^N P(k) M_i^T P_i^{-1}(k | k - 1) \cdot \hat{X}_i(k | k - 1), N = 2 \quad (2)$$

根据联邦滤波器信息分配策略不同,本文选用有重置联邦滤波器结构。重置中把由子滤波器与主滤波器合成的全局估计值 $\hat{X}(k)$ 及其相应的协方差阵 $\hat{P}(k)$ 再反馈回到子滤波器(图 1 中子滤波器和主滤波器之间选用双向箭头),以重置子滤波器的估计,即:

$$\begin{cases} \hat{X}_i(k) = \hat{X}(k) \\ P_i(k) = \beta_i^{-1} P(k) \end{cases}$$

式中, $\beta_i (i = 1, 2)$ 称为“信息分配因子”。FLAC(模糊逻辑自适应控制器)用来在线实时估计加权因子 $\alpha(k)$, 增强滤波的鲁棒性。

$$\alpha_i(k) = M_i^T \hat{X}(k) (\beta_i M_i P^{-1}(k) M_i^T)^{-1}, i = 1, 2$$

图 1 中机载综合导航系统对子导航源 SINS 实施闭环负反馈校正,实现动态校正(比力方程积分初始

条件重新设置)、动态对准(姿态矩阵微分方程积分初始条件重新设置)和动态标定(陀螺和加速度计随机误差补偿)的目的,提高导航系统性能。

3 坐标系的定义及坐标转换

对于 SINS,观测量来源于惯性加速度计及陀螺仪。加速度计给出比力向量 f^i 在载体坐标系(b)三轴上的分量;后者观测的是载体坐标系相对于惯性坐标系旋转角速度向量 ω_{ib}^b 在 b 系三轴上的 3 个分量。

GPS 观测量一般是在地心直角坐标系中的值。TACAN 观测量是目标飞机相对于塔康信标台的斜距和反方位角。

针对图 1 中子滤波器 1 中状态方程和观测方程都选用地心直角坐标系,则 SINS 需要一系列坐标转换,即从载体坐标系(b)到地心直角坐标系(e)坐标转换,有关坐标转换公式见文献[4]。

子滤波器 2 中状态坐标系选用直角坐标系,而观测方程中输入量选择大地线长度、飞机方位角和飞机气压高度。

利用塔康的信标位置及塔康设备测得的飞机相对于塔康地面台的斜距、反方位角和飞机实测气压高度求飞机大地线长度和方位角。

$$s = 2R \times \arcsin \sqrt{\frac{D^2 - (H - h)^2}{4(R + H)(R + h)}} \quad (3)$$

式中, R 为塔康所在地地球半径, D 为飞机到塔康的斜距, H 表示飞机大地线高度, h 表示塔康信标台高度。

利用塔康的信标位置及捷联惯性导航提供载体位置,求出飞机大地线长度和方位角。具体坐标系转换见文献[5]。

4 SINS/GNSS/TACAN 机载综合导航定位算法

系统滤波采用卡尔曼滤波平方根分解算法^[6,7],通过对惯性导航系统误差传递和误差分析^[2],可以建立加速度计和陀螺仪误差源误差状态空间模型,得到系统连续状态方程,经过离散化后再应用于卡尔曼滤波方程中。

4.1 主滤波器

主滤波器接收惯性导航数据输出,惯性导航系统状态方程为

$$\dot{X}_{SINS} = F_{SINS} X_{SINS} + G_{SINS} W_{SINS} \quad (4)$$

其中,取滤波器惯性系统状态向量为

$$X_{SINS} = [\delta X_{SINS} \quad \delta Y_{SINS} \quad \delta Z_{SINS} \quad \delta V_{XSINS} \quad \delta V_{YSINS} \quad \delta V_{ZSINS} \quad \varphi_x \quad \varphi_y \quad \varphi_z \quad \delta f_{ax} \quad \delta f_{ay} \quad \delta f_{az} \quad \delta V_{\theta_x} \quad \delta V_{\theta_y} \quad \delta V_{\theta_z}]$$

式中, δX_{SINS} 、 δY_{SINS} 、 δZ_{SINS} 为载机的位置误差, δV_{XSINS} 、 δV_{YSINS} 、 δV_{ZSINS} 为载机的速度误差, φ_x 、 φ_y 、 φ_z 为载机的姿态角误差, δf_{ax} 、 δf_{ay} 、 δf_{az} 为载机的加速度误差, δV_{θ_x} 、 δV_{θ_y} 、 δV_{θ_z} 为载机的姿态角速度误差。其中 F_{SINS} 为连续系统状态转移矩阵, G_{SINS} 为系统噪声矩阵, W_{SINS} 为系统噪声, $F_{SINS} =$

$$\begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_1 & F_2 & F_3 & F_4 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & F_5 & 0_{3 \times 3} & F_6 \\ F_7 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ F_8 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \text{其中:}$$

$$F_1 = \begin{bmatrix} \frac{\mu}{r^3}(-1 + \frac{3}{r^2}x^2) & \frac{\mu}{r^3}(\frac{3}{r^2}xy) & \frac{\mu}{r^3}(\frac{3}{r^2}xz) \\ \frac{\mu}{r^3}(\frac{3}{r^2}yx) & \frac{\mu}{r^3}(-1 + \frac{3}{r^2}y^2) & \frac{\mu}{r^3}(\frac{3}{r^2}yz) \\ \frac{\mu}{r^3}(\frac{3}{r^2}zx) & \frac{\mu}{r^3}(\frac{3}{r^2}zy) & \frac{\mu}{r^3}(-1 + \frac{3}{r^2}z^2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -\omega^2 & 0 \\ 0 & -\omega^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

μ 为地球引力常数,即 $\mu = 3.986\ 005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$;

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2};$$

$$F_2 = -2 \times \begin{bmatrix} 0 & -\omega^2 & 0 \\ 0 & -\omega^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$F_3 = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

为比力矢量的反对称阵;

$F_4 = A_{-C_{-be}}$; $F_6 = -A_{-C_{-be}}$ 其中 $A_{-C_{-be}}$ 表示从载体坐标系 b 到地心直角坐标系 e 变换矩阵^[4];

$$F_5 = -\begin{bmatrix} 0 & -\omega & 0 \\ 0 & \omega & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$F_7 = \begin{bmatrix} g - a - m(0) & 0 & 0 \\ g - a - m(1) & 0 & 0 \\ g - a - m(2) & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$F_8 = \begin{bmatrix} b - m(0) & 0 & 0 \\ b - m(1) & 0 & 0 \\ b - m(2) & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$\omega = 7.2921151467\text{e}^{-5}$;
 $g_a_m = \{0.00436, 0.00258, 0.0009\}$;
 $b_m = \{0.063288, 0.01489, 0.07588\}$;
 g_a_m 、 b_m 分别为加速度计和陀螺仪常数误差。

4.2 局部滤波器 1

GPS/SINS 子滤波器采用位置和速度进行组合方式,卡尔曼滤波的量测量为惯性导航 SINS 的相应输出信息与 GPS 导航信息相减,得到测量输入值:

$$\mathbf{Z1} = \begin{bmatrix} X_{\text{GPS}} - X_{\text{SINS}} \\ Y_{\text{GPS}} - Y_{\text{SINS}} \\ Z_{\text{GPS}} - Z_{\text{SINS}} \\ V_{X\text{GPS}} - V_{X\text{SINS}} \\ V_{Y\text{GPS}} - V_{Y\text{SINS}} \\ V_{Z\text{GPS}} - V_{Z\text{SINS}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta X_{\text{GPS}} - \delta X_{\text{SINS}} \\ \delta Y_{\text{GPS}} - \delta Y_{\text{SINS}} \\ \delta Z_{\text{GPS}} - \delta Z_{\text{SINS}} \\ \delta V_{X\text{GPS}} - \delta V_{X\text{SINS}} \\ \delta V_{Y\text{GPS}} - \delta V_{Y\text{SINS}} \\ \delta V_{Z\text{GPS}} - \delta V_{Z\text{SINS}} \end{bmatrix} + \mathbf{W}_{\text{GPS}}$$

(5)

则 GPS/SINS 子滤波器的状态方程为式(4),量测方程为

$$\mathbf{Z}_{\text{GPS}} = \mathbf{H}_1 \times \mathbf{X}_{\text{INS}} + \mathbf{W}_{\text{GPS}}$$

式中, $\mathbf{H}_1 = [\mathbf{I}_{6 \times 6} \quad \mathbf{0}_{6 \times 9}]^T$ 。

4.3 局部滤波器 2

SINS/TACAN 子滤波器采用大地基线长、载飞到塔康方位角和载机的大气高度进行组合方式。根据图 2 中球面三角形 N1P1P2 可以得到大地线长和大地线方位角误差模型。惯性导航 SINS 的相应输出信息与 TACAN 导航信息相减,得到测量输入值:

$$\mathbf{Z2} = \begin{bmatrix} S_{\text{SINS}} - S_{\text{TACAN}} \\ \alpha_{\text{SINS}} - \alpha_{\text{TACAN}} \\ H_{\text{SINS}} - H_{\text{TACAN}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta S \\ \delta \alpha \\ \delta H \end{bmatrix} + \mathbf{W}_{\text{TACAN}}$$

(6)

式中, S_{SINS} 为 SINS 计算出大地线长度, S_{TACAN} 为 TACAN 计算出大地线长度, α_{SINS} 为 SINS 计算出大地线方位, α_{TACAN} 为 TACAN 计算出大地线方位。

量测方程为

$$\mathbf{Z}_{\text{TACAN}} = \mathbf{H}_2 \times \mathbf{X}_{\text{TACAN}} + \mathbf{W}_{\text{TACAN}}$$

式中, $\mathbf{H}_2 = [\mathbf{F}_T \quad \mathbf{0}_{3 \times 12}]$,

$$\mathbf{F}_T = \begin{bmatrix} -\cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \frac{1}{m}\sin\alpha & \frac{1}{m}\cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ -\sin L & \cos L & 0 \\ -\cos B \cos L & -\cos B \sin L & -\sin B \end{bmatrix},$$

α 为捷联惯导提供大地线反方位角度, B 和 L 为捷

联惯导提供飞机的纬度和经度。

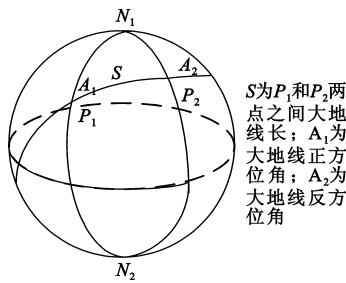


图 2 大地线示意图
Fig.2 Illustration of geodesic line

4.4 SINS/GNSS/TACAN 机载综合滤波算法

对式(4)进行离散化后得到卡尔曼滤波系统状态方程为

$$\mathbf{X}(k+1) = \phi_{k+1,k} \mathbf{X}(k) + \tau_{k+1,k} \mathbf{W}(k)$$

(7)

卡尔曼滤波系统观测方程为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H} \times \mathbf{X} + \mathbf{W}$$

(8)

组合导航融合算法则采用式(1)和式(2)。

融合规则如下:

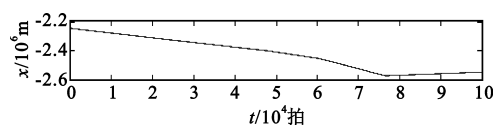
- (1)假设 SINS 数据一直有效,即 SINS 设备一直工作;
- (2)当 GPS 数据有效、TACAN 有效时,选用三者组合导航滤波算法,即规则(1)、(2)。
- (3)当 GPS 数据有效、TACAN 无效时,则局部滤波器 1 作为全局输出;
- (4)当 GPS 数据无效、TACAN 有效时,则局部滤波器 2 作为全局输出;
- (5)当 GPS 数据无效、TACAN 无效时,则 SINS 的滤波输出结果作为全局输出。

5 仿真研究与结果分析

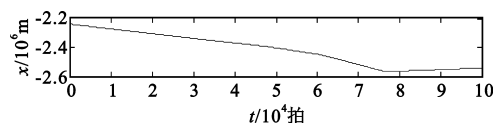
仿真条件为:SINS 数据输出率为 50 Hz,加速度计常值偏置误差在载体坐标系三维上分别为 0.004 36、0.002 58、0.000 9;陀螺常值偏置误差在 3 个姿态上误差分别为 0.063 288°/h、0.014 89°/h、0.075 88°/h;GPS 数据输出率为 1 Hz,在地心坐标系下常值误差分别为 2 m、-11 m、-6 m,相关的随机误差分别为 5 m、33.126 6 m、17 m;TACAN 数据输出率为 1 Hz, TACAN 地面台的经度为 108.854 9°,纬度为 34.109 9°,高度为 140 m,从飞机到塔康地面台的斜距偏置误差为 36 m,反方位角偏置误差为 0.95°;仿真中主滤波器滤波周期为 6 s,每隔 6 s 进行一次闭

环反馈矫正。

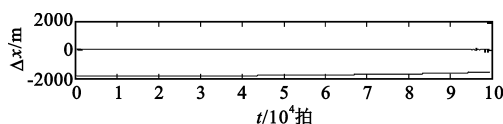
仿真结果见图 3。从图 3 中看出,系统运行了 1 h 25 min, SINS/GNSS/TACAN 机载综合后导航有效地抑制了惯导误差随时间累积,同时定位精度也得到了很大提高,在地心直角坐标中三维上误差分别为 3.368 0 m、25.513 4 m、5.628 8 m, CEP 误差为 26.343 1 m,满足导航定位精度要求。



(a)地心直角坐标系下 X 轴综合导航与原始曲线比较图



(b)SINS/GPS/TACAN 综合导航定位曲线



(c)地心直角坐标系下 X 轴误差对比曲线(1 拍 = 20 ms)

图 3 系统运行 1 h 25 min 载机轨迹和误差图

Fig.3 Airborne trace and error figure during running system for 1 hour 25 minute

6 结 论

将 GPS 和 TANCAN 作为 SINS 误差校准参考源,在 1 s、2 s、3 s、4 s、5 s 时采用 SINS/TANCAN 子滤波器结果校准 SINS 误差,在主滤波器滤波周期即 6 s 时,选用三者(SINS/GNSS/TACAN)综合导航滤波结果校准 SINS 误差。仿真结果表明,此系统能有效地校准惯导漂移误差,使惯性导航误差控制在一定误差范围之内,满足了定位误差要求。在实际战场环境中,GPS、TACAN 某些时候受到干扰不可用,由于系统采用了联邦滤波器,可以很好隔离不可用导航源,使得系统具有更好的容错性和抗干扰性。

参考文献:

[1] 张忠兴,李晓明,张景伟,等.无线电导航理论与系统

[M].西安:陕西科学技术出版社,1998:1-8.

ZHANG Zhong-xing, LI Xiao-min, ZHANG Jing-wei, et al. Radio Short-range Navigation Theory and System[M]. Xi'an: Shaanxi Science and Technology Press, 1998. (in Chinese)

[2] 张国良,曾静.组合导航原理与技术[M].西安:西安交通大学出版社,2008:134-136.

ZHANG Guo-liang, ZENG Jing. The principle and Technology of Integrated Navigation[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2008:134-136. (in Chinese)

[3] 顾启泰,王颂.联邦滤波器的最优性[J].清华大学报告(自然科学版),2003,43(11):1460-1463.

GU Qi-tai, WANG Song. Optimized federated filter[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology Edition), 2003, 43(11):1460-1463. (in Chinese)

[4] 左安元,刘刚.一种机载定位坐标转换方法误差分析及仿真[J].电讯技术,2006,46(6):58-62.

ZUO An-yuan, LIU Gang. Error Analysis and Simulation of a Coordinate Conversion Scheme for Airborne Position[J]. Telecommunication Engineering, 2006, 46(6):58-62. (in Chinese)

[5] 吕晓华,杨国平.大型 GIS 中方位距离的量算方法[J].测绘学院学报,2004,21(2):138-140.

LU Xiao-hua, YANG Guo-ping. Algorithms of the Measurements of Azimuth and Distance in Large Area GIS[J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2004, 21(2):138-140. (in Chinese)

[6] Carlson N A. Federated Square Root Filter for Decentralized Parallel Processes[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, AES-26(3):517-525.

[7] 张树春,胡广大.平方根滤波及其在目标跟踪方面的应用[J].哈尔滨工业大学学报,2008,40(5):700-704. ZHANG Shu-chun, HU Guang-da. Square-root filtering and its applications in target tracking[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(5):700-704. (in Chinese)

作者简介:

马霞(1978—),女,山西人,2004年获西安电子科技大学硕士学位,现为工程师,主要研究方向为多传感器数据融合、多目标跟踪、组合导航等;

MA Xia was born in Shanxi Province, in 1978. She received the B.S. degree from Xidian University in 2004. She is now an engineer. Her research interests include data fusion based on multiple sensors, multiple moving targets tracking and integrated navigation.

Email: maxiaobei@163.com

王永胜(1979—),男,山西运城人,硕士,工程师,主要研究方向为通信导航技术。

WANG Yong-sheng was born in Yuncheng, Shanxi Province, in 1979. He is now an engineer with the M. S. degree. His research concerns communication and navigation technology.