

基于 ARCH 模型的组合导航缓变故障容错方法

赵 鑫, 秦红磊, 丛 丽, 薛 瑞

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要:为了解决缓变故障的检测和容错问题,针对容错设计中小幅度增长的缓变故障,考虑组合导航系统导航传感器的特点,提出了一种新的组合导航缓变故障容错方法。定义了滤波器观测信息的故障因子,提供了基于自回归条件异方差模型的故障因子模糊评估方法,并利用故障因子来自适应调整观测噪声协方差阵中相应的量值,从而达到抑制缓变故障的作用。通过仿真分析和实验验证了缓变故障容错方法的有效性。实验结果表明,在导航传感器发生缓变故障时,这种缓变故障容错方法可以有效地改善组合导航滤波精度。

关键词:ARCH 模型; 组合导航; 容错; 缓变故障

中图分类号:TN967.2

DOI:10.7666/j.issn.1009-3443.20140314002

Fault-tolerance method of integrated navigation system for gradual changing fault based on ARCH model

ZHAO Xin, QIN Honglei, CONG Li, XUE Rui

(College of Electronic Information and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Addressing the issue of fault detection and fault-tolerance for gradual changing faults, a novel fault-tolerance method of integrated navigation system was proposed for gradual changing fault with smaller extent of difficult fault-tolerance by considering the unique characteristics of the navigation sensor. The concept of fault factor and its fuzzy evaluation based on autoregressive conditional heteroskedastic (ARCH) model were presented, and then fault factor used to correct the observation noise covariance to prevent gradual changing fault from affecting the filter. Simulation and experimental analyses show the effectiveness of the method which can effectively improve the estimating precision of the integrated navigation system when gradual changing faults exist in system.

Key words: ARCH model; integrated navigation; fault-tolerance; gradual changing fault

受复杂环境影响,组合导航系统有可能出现工作异常或导航传感器功能失效,从而导致整个系统性能恶化,或造成实际运用时的严重事故。根据故障的时间特性,导航系统的故障一般分为突变故障和缓变故障^[1]。突变故障是导航传感器输出突然出现很大偏差,事前不可检测和预测的故障;缓变故障是指导航传感器输出产生随时间的推移发生缓慢增长的偏差。在滤波和其他数据处理中,突变故障的检验与容错一般易于完成,传统的容错方法对突

变故障已经达到了很好的容错效果。但是,对于小幅度增长的缓变故障,如果故障幅度未达到一定的程度,系统是无法检测出来的。因此,对于这种缓变故障的检测和容错较为困难^[2,3]。

组合导航系统基于解析模型的容错方法是基于数学模型的方法,利用被容错系统输入输出变量之间固有的解析关系,通过信息处理技术来保证传感器输出的可靠性。目前组合导航系统的容错主要采用基于 χ^2 检验法的容错方法。 χ^2 检验法

收稿日期:2014-03-14

基金项目:国家 973 计划资助项目(2011CB707004);国家自然科学基金资助项目(61101077);国家科技支撑计划资助项目(2011BAH24B02)

作者简介:赵 鑫,博士生,主要研究组合导航技术,85876835@qq.com

通信作者:秦红磊,教授,主要研究卫星导航和综合导航技术,qlhmm@sina.com

通过检验所构造的 n 维高斯分布随机向量的均值和方差阵是否与假设值相符来判断故障是否发生。根据所构造的随机向量的不同有不同的 χ^2 检验法,主要包括残差 χ^2 检验法、状态 χ^2 检验法和双状态 χ^2 检验法。

基于残差 χ^2 检验法的容错方法对于硬故障容错效果比较好,但是对于变化比较缓慢的软故障容错效果较差。这是因为软故障开始很小,不易检测出来,有故障的输出将影响预报值,“跟踪”故障输出时,由于残差一直保持比较小,难以用残差来发现软故障^[4]。因此,整个系统对缓变故障的容错能力较差。

相对残差 χ^2 检验法来说,状态 χ^2 检验法对软故障的检测更灵敏。因此,较之基于残差 χ^2 检验法,基于状态 χ^2 检验法的容错方法对软故障的容错效果更佳。但是,状态 χ^2 检验法也存在一些问题。因为对于 Kalman 滤波器来说,初值误差、系统噪声和建模误差的影响将会由于量测更新而得到抑制,估计误差方差逐渐减小,估计精度随着滤波而提高。但在状态递推器中没有量测更新,所以这些误差将使状态递推器值越来越偏离真实值,直接结果是降低了故障检测的灵敏度^[5]。

为了保持状态 χ^2 检验法的状态递推器的误差不被逐渐扩大,可考虑周期性地用 Kalman 滤波器的估计结果来重置状态递推器。然而,故障从发生到被检测出来通常存在一段时间间隔,因此就存在这样的可能:当故障已经发生却又未被检测出来时,状态递推器由于 Kalman 滤波器的重置就会被污染。为避免用一个已受污染的状态递推器作为故障检测的参考系统,Ren 提出采用 2 个状态递推器^[6],称为双状态 χ^2 检验法,它们交替用 Kalman 滤波器的数据(包括状态估值和协方差阵)重置,交替用作故障检测参考系统。显然,由于 Kalman 滤波器定时交替为 2 个状态递推器重置,状态递推器受故障污染的风险大大减小。虽然基于双状态 χ^2 检验法的容错方法对软故障的容错更灵敏一些,但是对于小幅度增长的缓变故障的容错效果仍然不佳。

针对容错设计中难容错的小幅度增长的缓变故障,根据组合导航系统导航传感器的特点,本文提出一种新的组合导航缓变故障容错方法,利用滤波器观测信息的故障因子来自适应调整观测噪声协方差阵中相应的量值,从而有效提高组合导航系统对于缓变故障的容错能力。

1 观测信息的故障因子

假设 GPS/SINS 组合导航系统的状态方程和量测方程为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{kl\ k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{W}_{k-1}; \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k. \end{cases}$$

式中: \mathbf{W}_k 的协方差阵为 \mathbf{Q}_k ; \mathbf{V}_k 的协方差为 \mathbf{R}_k ; \mathbf{X}_k 表示 k 时刻($n \times 1$) 维系统状态矢量; \mathbf{X}_{k-1} 表示 $k-1$ 时刻的系统状态矢量; $\Phi_{kl\ k-1}$ 表示 $k-1$ 时刻系统的转移矩阵; \mathbf{W}_{k-1} 表示 $k-1$ 时刻($n \times 1$) 维系统噪声矢量; Γ_{k-1} 表示系统噪声驱动矩阵; \mathbf{Z}_k 表示 k 时刻的($m \times 1$) 维测量矢量; \mathbf{H}_k 表示 k 时刻的($m \times n$) 维观测矩阵; \mathbf{V}_k 表示时刻($m \times 1$) 维量测噪声向量。

同时, \mathbf{W}_{k-1} 和 \mathbf{V}_k 是互不相关的零均值白噪声序列,即

$$\begin{aligned} E[\mathbf{W}_{k-1}] &= 0, \\ \text{Cov}[\mathbf{W}_{k-1}, \mathbf{W}_j] &= E[\mathbf{W}_{k-1} \mathbf{W}_j^T] = \mathbf{Q}_{k-1} \delta_{(k-1)j}, \\ E[\mathbf{V}_k] &= 0, \text{Cov}[\mathbf{V}_k, \mathbf{V}_j] = E[\mathbf{V}_k \mathbf{V}_j^T] = \mathbf{R}_k \delta_{kj}, \\ \text{Cov}[\mathbf{W}_{k-1}, \mathbf{V}_j] &= E[\mathbf{W}_{k-1} \mathbf{V}_j^T] = 0. \end{aligned}$$

则 Kalman 滤波器算法的步骤如下:

(1) 预测

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}_{kl\ k-1} &= \Phi_{kl\ k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}, \\ \mathbf{P}_{kl\ k-1} &= \Phi_{kl\ k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{kl\ k-1}^T + \Gamma_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k-1}^T. \end{aligned}$$

(2) 更新

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{y}}_k &= \mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_{kl\ k-1}, \\ \mathbf{S}_k &= \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{kl\ k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k, \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{kl\ k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1}, \\ \hat{\mathbf{X}}_{kl\ k} &= \hat{\mathbf{X}}_{kl\ k-1} + \mathbf{K}_k \hat{\mathbf{y}}_k, \\ \mathbf{P}_{kl\ k} &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{kl\ k-1}. \end{aligned}$$

式中: $\mathbf{P}_{kl\ k-1}$ 为状态估计的一步预测均方误差阵; $\mathbf{P}_{kl\ k}$ 为状态估计均方误差阵。

Kalman 滤波器中,将 $\hat{\mathbf{y}}_k$ 称为新息,也称为残差,它是观测量 \mathbf{Z}_k 与观测的一步预测值 $\hat{\mathbf{Z}}_{kl\ k-1}$ 之差。

Kalman 滤波方程是以观测噪声为零均值白噪声为基础的。当导航子系统发生缓变故障时,观测噪声的特性不再为零均值白噪声,观测残差表现为一个缓慢漂移的过程。

当 GPS 系统存在渐变漂移时,若用 $\boldsymbol{\zeta}_k$ 表示渐变故障带来的渐变漂移,则系统观测方程可改写为

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k + \boldsymbol{\zeta}_k.$$

而残差

$$\hat{y}_k = \mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_{kl\ k-1} = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{kl\ k-1} - \boldsymbol{\zeta}_k \circ \quad (1)$$

由式(1)可知,残差项相比无渐变故障时的残差 $\hat{y}_k = \mathbf{Z}_k - \hat{\mathbf{Z}}_{kl\ k-1} = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{kl\ k-1}$ 多了一项 $\boldsymbol{\zeta}_k$ 。式(1)表明当系统存在渐变故障时,Kalman 滤波器的残差将跟踪 $\boldsymbol{\zeta}_k$ 。图 1 为 GPS 输出数据存在缓变故障时 GPS/INS 组合滤波器中残差的变化曲线。

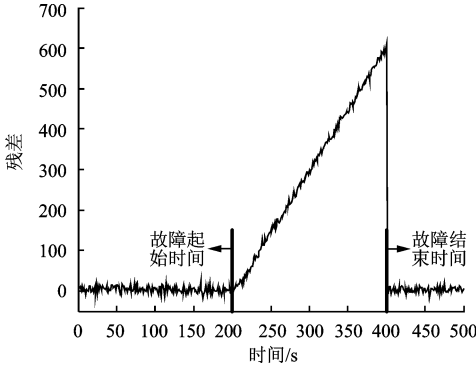


图 1 GPS/SINS 组合滤波器中残差曲线
Fig.1 GPS/INS integrated filter residual series

从图 1 可以看出,残差序列跟踪了传感器输出数据的状态。当传感器输出数据正常时,残差的值相对很小,残差序列近似服从均值为 0 的高斯分布;而在 200 s 后,当传感器输出数据发生缓慢增长的斜坡式故障时,滤波器残差序列跟踪了观测量的故障形式,其均值也缓慢增长。由于系统的状态估计 $\hat{\mathbf{X}}_{kl\ k} = \hat{\mathbf{X}}_{kl\ k-1} + \mathbf{K}_k \hat{\mathbf{y}}_k$, 则系统的状态估计值会进一步跟踪残差序列的变化,进而滤波状态误差逐渐增大^[7]。

对于这种缓变故障发生时噪声特性不确定情况,本文提出一种适用的组合导航缓变故障容错方法。该方法定义了滤波器观测信息的故障因子,并利用故障因子来自适应调整观测噪声协方差阵中相应的量值,从而达到抑制缓变故障的作用。

如前所述,Kalman 滤波器滤波残差序列跟踪了传感器输出数据的状态,即残差中包含了传感器输出数据的故障状况,当传感器输出数据发生故障时,观测数据的故障情况表现在残差序列的统计特性变化中。下面利用残差序列的方差特性来确定传感器输出数据的故障程度,即故障因子定义为:在组合导航系统中,由 Kalman 滤波器滤波残差的条件方差来确定导航系统观测故障程度的一种度量。故障因子反应的是观测信息的故障状况。

令组合导航 Kalman 滤波器在时刻 k 的故障因子为 ξ_k ,滤波残差的条件方差为 σ_k ,则

$$\xi_k = f(\sigma_k) \circ \quad (2)$$

由于观测误差的条件方差本身具有随机性,也具有模糊性,因此 σ_k 也呈现模糊性。所以,对于模糊量,可用模糊的方法来分析研究。首先引入自回归条件异方差 (autoregressive conditional heteroskedastic, ARCH) 模型对残差序列的条件方差进行预测,然后从模糊理论的角度,构建模糊评估方法,用于评估残差序列的条件方差,得到观测信息的故障因子^[8]。

2 基于 ARCH 模型的条件方差预测

§ 1 定义了观测信息故障因子。评估故障因子之前,首先需要得到残差序列的方差信息,因此引入 ARCH 模型来对其建模。

ARCH 是美国著名经济学家 Engle 教授提出的,该模型能准确地反映观测值方差随时间变化的规律。ARCH 对误差的方差进行了进一步的建模,特别适用于金融数据波动性的分析和预测^[9]。一般的 ARCH(q) 模型可以表示为

$$\varepsilon_t = v_t \sigma_t, v_t \sim N(0,1), \\ \sigma_t^2 = \alpha_0 + \alpha_1 \varepsilon_{t-1}^2 + \cdots + \alpha_q \varepsilon_{t-q}^2 \circ$$

式中: $\{\varepsilon_t\}$ 为独立同分布的白噪声过程,且有 $E(\varepsilon_t) = 0, D(\varepsilon_t) = \sigma^2$; ε_t 表示 $\{\varepsilon_t\}$ 在 t 时刻的条件均值; σ_t 表示 $\{\varepsilon_t\}$ 的条件标准差; σ_t^2 表示 $\{\varepsilon_t\}$ 的条件方差; $\alpha_0, \alpha_1, \cdots, \alpha_q$ 为方程的系数。

ARCH(q) 模型中的阶数 q 的识别方法:从较低的阶数进行试探,然后逐个增加阶数进行尝试,直到选出合适的模型,定出 q 之值时为止。所谓合适的模型,指的是在选定 q 以后进行参数估计,然后又根据所估计的参数,对模型进行检验。如果检验合格,则认为此模型合适,否则要继续进行新的尝试。

对于模型是否合格的检验方法有很多,就实现的计算量考虑,这里采用的具体方法是,计算模型估计误差的均方根误差,当值小于门限时,表示模型合适。

均方根误差 R_{RMSE} 的计算公式为

$$R_{\text{RMSE}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (W_i - \hat{W}_i)^2}{N}} \circ$$

式中: W_i 为下一时刻残差序列实际的方差; \hat{W}_i 为 ARCH(q) 模型的估计值; N 为模型识别选择的数据个数。

得到模型阶数后,要对模型参数进行估计。这里将采用最大似然估计方法对 ARCH 模型进行参数估计。

使用最大似然估计方法有 2 个关键步骤：一是找出观测值的联合分布密度函数，它仅依赖有限个未知参数，由此易得其似然函数；二是寻找使似然函数达到极大值的参数，即参数的最大似然估计。

由信息理论可知，残差向量也是零均值高斯白噪声过程。然而，实际系统中，残差项 ε_k 不能满足恒定常值方差的假设。这种依赖于过去时刻观测值的时变方差，被称为条件方差。

假设残差项 ε_k 第 j 个值 $\varepsilon_{j,k}$ 的 ARCH(q) 建模

$$\sigma_{j,k}^2 = \alpha_0 + \alpha_1 \varepsilon_{j,k-1}^2 + \cdots + \alpha_q \varepsilon_{j,k-q}^2$$

取 $q = 2$ ，则

$$\sigma_{j,k}^2 = \alpha_0 + \alpha_1 \varepsilon_{j,k-1}^2 + \alpha_2 \varepsilon_{j,k-2}^2$$

因为 $\varepsilon_{j,k}$ 服从高斯分布，根据 ARCH 模型的假定，ARCH 模型的最大似然函数为

$$F(\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2) = \prod_{k=2}^T \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \sigma_{j,k} \exp\left\{-\frac{\varepsilon_{j,k}^2}{2\sigma_{j,k}^2}\right\}。$$

$$\text{对式(3)两边取对数，忽略常数项后有}$$

$$f(\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2) = -\frac{1}{2} \sum_{k=2}^T \left\{ \ln \sigma_{j,k}^2 + \frac{\varepsilon_{j,k}^2}{2\sigma_{j,k}^2} \right\}。$$

式中， $\sigma_{j,k}^2 = \alpha_0 + \alpha_1 \varepsilon_{j,k-1}^2 + \alpha_2 \varepsilon_{j,k-2}^2$ 。因为 $\sigma_{j,1}^2$ 未知，这里用 $E(\sigma_{j,1}^2) = \alpha_0 / (1 - \alpha_1 - \alpha_2)$ 来代替 $\sigma_{j,1}^2$ 作为初值。

为了得到参数 α_0, α_1 和 α_2 的估计值，可以令式(4)对每一个参数的求导式为 0，即 $\partial f / \partial \alpha_0 = 0$ ， $\partial f / \partial \alpha_1 = 0$ 和 $\partial f / \partial \alpha_2 = 0$ ，并通过迭代算法求出具体参数值。

ARCH 预测是在模型的所有的参数即 q 和 α_i 被预测出来的情况下进行的。ARCH 模型可用于预测时间序列的下一时刻的值，之后还可以扩展到向前 k 步值的预测。

3 故障因子的模糊评估方法

得到残差序列当前时刻的条件方差后，还需要由条件方差获得观测信息的故障因子。由于观测误差的条件方差本身具有随机性，也具有模糊性，所以对于模糊量，可用模糊的方法来分析研究。下面将从模糊理论的角度，构建模糊评估方法，用于评估残差序列的条件方差，得到观测信息的故障因子。

对于式(2)，首先确定变量 σ_k 的论域。将观测误差的条件方差分为低、中低、中、中高、高、很高。因此，取 σ_k 的模糊子集为 $\{F_L, F_M, F_N, F_O, F_P, F_Q\}$ 。这里选取 Gauss 型隶属函数来描述各元素对相应的模糊子集的隶属程度。

变量 σ_k 的隶属函数如图 2 所示。对变量 σ_k 设定的 6 个隶属函数中，模糊子集 F_M, F_N, F_O, F_P 的隶属函数均设定为 Gauss 型隶属函数，而模糊子集 F_Q 的隶属函数设定为 S 型隶属函数，目的是为了防止在观测中出现突变故障时， σ_k 的值非常大而超出了预先设定论域中最大值的情况。同理，子集 F_L 的隶属函数设定为 Z 型隶属函数^[10]。

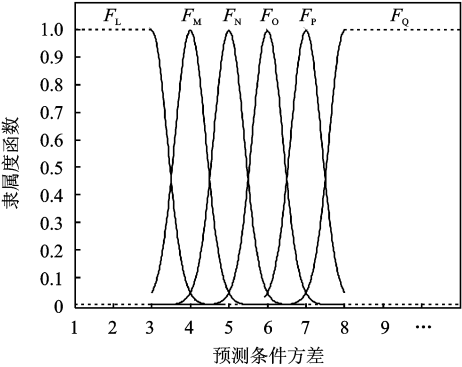


图 2 σ_k 的隶属函数
Fig. 2 Membership function of σ_k

故障因子由观测误差的条件方差 $\sigma_{j,k}$ 模糊评估得到，它表示导航源输出信息的故障程度。 σ_k 先与观测噪声方差值做除法运算，得到预测条件方差与设置的观测噪声方差的倍数关系，然后对此倍数值进行模糊评估，得到故障因子 ξ_k 的评估结果为 $\{N_L, N_M, N_N, N_O, N_P, N_Q\}$ 。

4 GPS/SINS 组合导航系统的容错滤波应用

将本文提出的方法在 GPS/SINS 组合导航系统状态估计中进行仿真分析和实验分析。实验假设卫星导航系统的测量伪距、伪距率中含有缓慢增长的斜坡式故障。首先设计 GPS/SINS 组合容错滤波器。

4.1 容错滤波设计

图 3 详细给出了基于伪距/伪距率组合模式的 SINS/GPS 容错组合滤波器的结构框图。此滤波器采用伪距/伪距率组合模式进行组合，GPS 和 SINS 独立工作，两者输出的伪距、伪距率之差作为组合 Kalman 滤波器的观测量输入，获得位置、速度、姿态角的误差值，对 SINS 输出的结果进行误差修正，获得最终的导航定位结果。SINS 输出的结果的误差修正采用闭环

校正方式。在容错设计方面,系统在状态一步预测后,对滤波残差用 ARCH 模型进行建模,得到残差序列的条件方差,并对其进行模糊评估后得到观测信息的故障因子,然后利用故障因子调整观测噪声协方差阵,从而抑制缓慢增长的斜坡式故障对滤波结果的影响。图 3 中: f_{ib} 为加速度计的输出; w_{ib} 为陀螺仪的输出; $P_{INS}^e, V_{INS}^e, A_{INS}^e$ 分别为 SINS 输出的位置、速度和加速度信息; $\rho_{GPS}^e, \dot{\rho}_{GPS}^e$ 分别为 GPS 输出的伪距和伪距率信息。

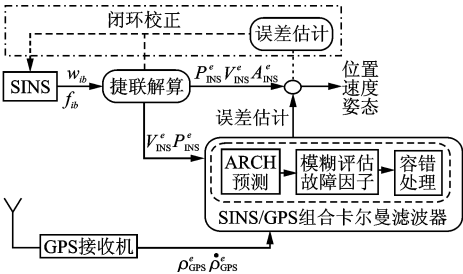


图 3 SINS/GPS 容错滤波器结构

Fig. 3 Structure of SINS/GPS fault-tolerant filter

(1) 状态量和状态方程

组合滤波状态量共 11 维:用户位置误差(三维)、速度误差(三维)、姿态角(三维)、GPS 时钟的钟差和频差(二维),即

$$\boldsymbol{X} = (\phi_e \ \phi_n \ \phi_u \ \Delta\lambda \ \Delta L \ \Delta V_e \ \Delta V_n \ \Delta V_u \ \delta t_u \ \delta f_u)^T。$$

式中:下标 e, r, u 为东、北、天 3 个轴向; ϕ_e, ϕ_n, ϕ_u 为东向、北向、天向平台误差角; $\Delta\lambda, \Delta L, \Delta h$ 为经度、纬度、高度位置误差; $\Delta V_e, \Delta V_n$ 和 ΔV_u 为东向、北向和天向速度误差; δt_u 和 δf_u 为 GPS 接收机的时钟的钟差和频差。

连续状态方程为 SINS 误差传播方程为

$$\boldsymbol{X} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{W}。$$

式中: \boldsymbol{X} 为组合滤波状态量; \boldsymbol{W} 为组合滤波器状态噪声; \boldsymbol{A} 为系数矩阵; \boldsymbol{G} 为驱动噪声系数矩阵。

将连续状态方程离散化,可得到滤波器的离散状态方程为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{X}(k) &= \boldsymbol{\Phi}(k, k-1)\boldsymbol{X}(k-1) + \\ &\boldsymbol{\Gamma}(k, k-1)\boldsymbol{W}(k-1)。$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}(k, k-1)$ 为组合滤波器的状态转移矩阵; $\boldsymbol{W}(k-1)$ 为噪声阵; $\boldsymbol{\Gamma}(k, k-1)$ 为驱动噪声转移矩阵。

$$\boldsymbol{\Phi}(k, k-1) = \boldsymbol{I} + \boldsymbol{A}T,$$

$$\boldsymbol{\Gamma}(k, k-1) = \left\{ \sum_{n=1}^2 [\boldsymbol{A}T]^{n-1} \frac{1}{n!} \right\} \boldsymbol{G}T。$$

式中, T 为离散时间间隔。

(2) 观测量和观测方程

GPS/INS 组合导航系统提供 GPS 测得的伪距 ρ_{G_j} 、伪距率 $\dot{\rho}_{G_j}$ 、SINS 的计算伪距 ρ_{I_j} 和 SINS 的计算伪距率 $\dot{\rho}_{I_j}$, 伪距之差 $\rho_{G_j} - \rho_{I_j}$ 和伪距率之差 $\dot{\rho}_{G_j} - \dot{\rho}_{I_j}$ 作为组合导航系统的观测量。

滤波器的观测方程为

$$\boldsymbol{Z} = \begin{pmatrix} H_\rho \\ H_{\dot{\rho}} \end{pmatrix} \boldsymbol{X} + \begin{pmatrix} V_\rho(t) \\ V_{\dot{\rho}}(t) \end{pmatrix} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{V}。$$

式中: $\begin{pmatrix} H_\rho \\ H_{\dot{\rho}} \end{pmatrix}$ 为观测矩阵; $\begin{pmatrix} V_\rho(t) \\ V_{\dot{\rho}}(t) \end{pmatrix}$ 为观测噪声阵。

(3) 滤波器容错实现流程

得到观测信息的故障因子后,应用其来修正滤波器观测噪声协方差阵中相关的量,抑制缓变故障对滤波结果的影响。

组合导航滤波器容错滤波的实现流程:

- (1) 获得 GPS 输出的伪距、伪距率信息;
- (2) Kalman 滤波时间更新,计算新息;
- (3) 建立残差序列的 ARCH 模型,估计滤波残差序列的条件方差;
- (4) 对估计结果进行模糊评估,得到观测信息的故障因子,然后根据故障因子调整观测噪声协方差阵;
- (5) 进行滤波更新。

4.2 仿真结果分析

为了验证容错方法的有效性,将采用容错方案的组合导航系统在不同缓变故障幅度下进行仿真分析。

基本仿真条件参数设置:INS 输出周期 10 ms, GPS 输出周期 1 s, GPS 伪距均方根误差 6 m, 伪距率均方根误差 0.1 m/s。

SINS 和 GPS 的参数设置如表 1 所示。

表 1 SINS 和 GPS 的参数设置

Tab. 1 Parameters of SINS and GPS	
误差量	标准差
陀螺漂移率/(°·h ⁻¹)	0.05 ~ 0.5
加速度计误差/g	10 ⁻⁵ ~ 10 ⁻³
GPS 伪距误差/m	6
GPS 伪距率误差/(m·s ⁻¹)	0.1

为了验证容错方法用于组合导航系统中的有效性,对组合导航系统的传感器输出数据,人为设置缓变故障状况。故障形式为 $f = Y \times \sigma(t - t_0)$, 它是关于 t 的一次函数,故障值 f 随着时间增长缓慢增大。式中: Y 表示缓变增长幅度; σ 为观测噪声标准差; t_0 表示故障开始时间。为了使故障情况更直观,这

里采用观测量误差的标准差作为故障幅度单位。

当导航传感器的输出在 100 ~ 800 s 测距出现形式为 $0.3\sigma(t - 100)$ 的斜坡式缓变故障时,对采用缓变容错方案、采用基于残差卡方检测的容错方法和没有采用容错方法的组合导航系统定位误差进行比较,仿真时间为 1 000 s。图 4 为采用缓变容错方法、基于残差卡方检测的容错方法和没有采用容错方法的系统定位经度、纬度、高度误差对比图。

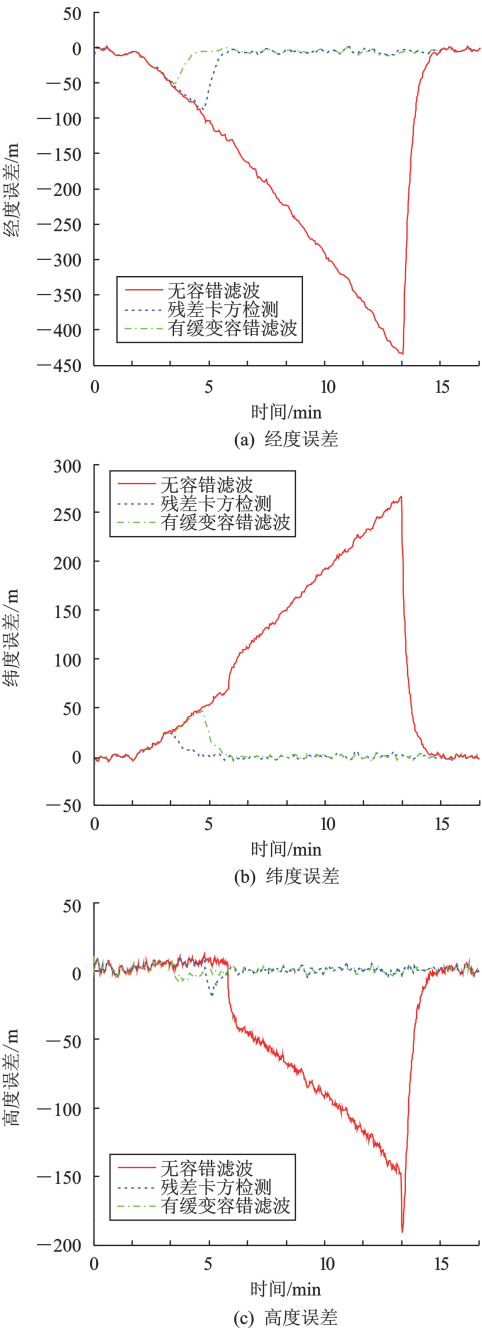


图 4 误差对比

Fig. 4 Error comparison

由实验结果可知,在导航传感器发生小幅度的

缓变故障时,缓变故障容错滤波方案的滤波经度、纬度、高度误差比无容错滤波和基于残差卡方检测的容错滤波有明显改善。当 GPS 在 100 ~ 800 s 测距出现斜坡式缓变故障时,缓变故障容错滤波方案的滤波经度、纬度、高度精度仍能保持在 10 m 以内,组合导航系统的滤波容错性能有明显提高。

4.3 实验结果分析

为了进一步验证容错方法的有效性,将采用容错方案的组合导航系统在实际环境下进行了进一步的实验分析。

本实验使用的是低成本 GPS 接收机与惯导构成的组合导航系统,接收机采用 Novatel 的 SUPERSTAR II,其测码精度为 0.75 m,差分载波相位精度为 0.01 m,输出频率为 1 Hz;惯导为 NovAtel 生产的 IMU-CPT,其陀螺零偏稳定性是 $0.03\text{ }^\circ/\text{s}$,加速度计零偏稳定性为 $2\times 10^{-3}\text{ g}$ (g 为重力加速度),输出频率为 100 Hz。INS/GPS 组合导航系统的输出频率为 1 Hz。

为验证基于 ARCH 模型的组合导航缓变故障容错方法的性能,将组合导航系统固定于汽车载体上进行动态跑车实验,实验地点为北京市大屯路,时间为 10 min 左右。图 5 为 INS/GPS 组合导航系统输出的本次跑车实验路线图,其与实际的跑车路线是相符合的。

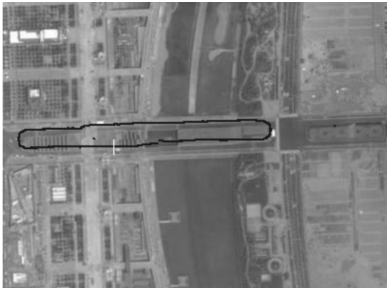


图 5 SINS/GPS 组合导航系统输出的跑车路线图

Fig. 5 Car route from SINS/GPS integrated navigation system output

接下来分析 GPS/SINS 组合导航滤波后的位置精度。为了说明容错方法用于组合导航系统中的有效性,对组合导航系统的传感器输出数据,人为设置缓变故障状况。故障形式为 $f = Y \times \sigma(t - t_0)$ 。图 6 中的“无故障”曲线分别为本次跑车实验中 MEMS-INS/GPS 组合导航系统输出的位置经度、纬度、高度曲线。“发生缓变故障无容错”曲线表示人为在 100 ~ 300 s 内设置故障形式为 $0.3 \times \sigma(t - 100)$ 的缓变

故障时,不采用容错方法的 MEMS-INS/GPS 组合导航系统输出的位置经度、纬度、高度曲线。“采用新方法容错”曲线表示人为在 100~300 s 内设置故障形式为 $0.3 \times \sigma(t-100)$ 的缓变故障时,采用缓变故障容错方法的 MEMS-INS/GPS 组合导航系统输出的位置经度、纬度、高度曲线。“基于残差卡方的容错方法”曲线表示人为在 100~300 s 内设置故障形式为 $0.3 \times \sigma(t-100)$ 的缓变故障时,基于残差卡方检测进行容错的 MEMS-INS/GPS 组合导航系统输出的位置经度、纬度、高度曲线。

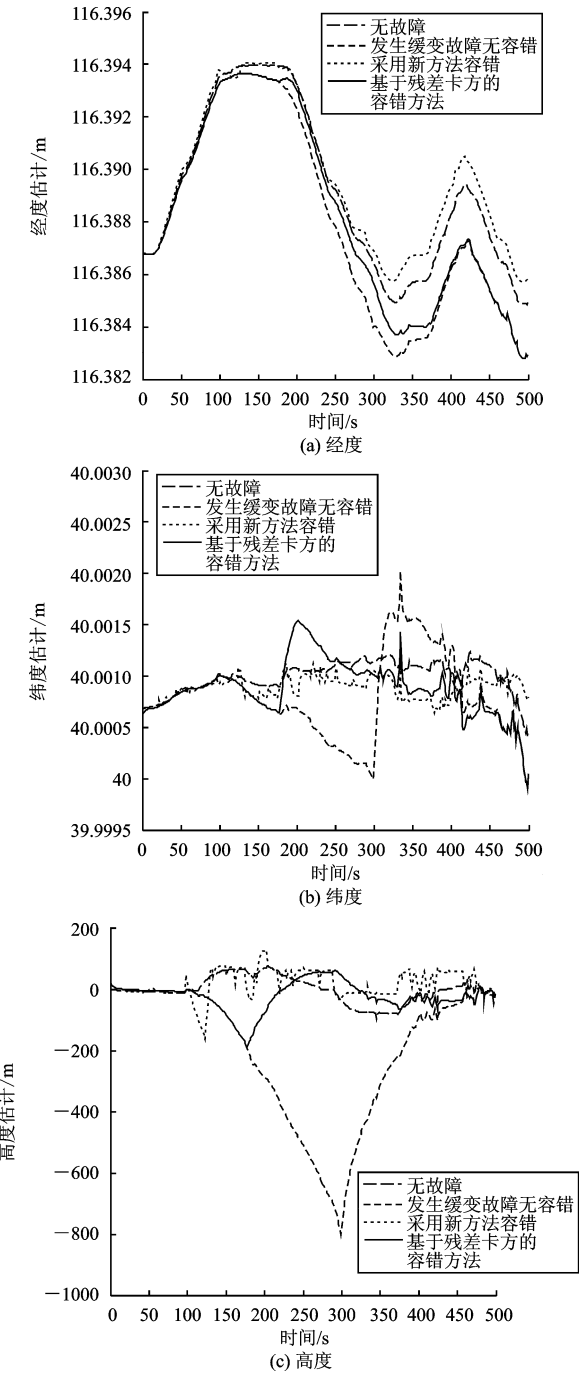


图6 输出位置曲线

Fig.6 Output position curve

由图 6 可知,0~100 s 内,当 GPS 系统任何一颗可见星的测距上无缓变故障发生时,4 种状况下输出的经度、纬度、高度曲线基本重合。当 GPS 在 100~300 s 内测距出现小幅增长的缓变故障时,有缓变故障容错的滤波方案相比较于无容错和基于残差卡方检测容错的滤波方案,其滤波输出的经度、纬度、高度曲线更贴近于跑车实验中 MEMS-INS/GPS 组合导航系统输出的位置经度、纬度、高度曲线。即当 GPS 测距出现斜坡式缓变故障时,采用缓变故障容错方法的 MEMS-INS/GPS 组合导航系统输出的位置经度、纬度、高度精度要明显高于不采用容错和基于残差卡方检测容错的滤波方案。该方法有效地提高了组合导航系统对于缓变故障的容错能力。

5 结 语

传统的容错方法对突变故障已经达到了很好的容错效果。但是,对于小幅度增长的缓变故障,如果故障幅度未达到一定的程度系统是无法检测出来的。因此,对于这种缓变故障的检测和容错较为困难。针对容错设计中难容错的小幅度增长的缓变故障,根据组合导航系统导航传感器特有的特点,本文提出了一种新的组合导航缓变故障容错方法。该方法定义了滤波器观测信息的故障因子,提供了基于 ARCH 模型的故障因子模糊评估方法,并利用故障因子来自适应调整观测噪声协方差阵中相应的量值,从而达到抑制缓变故障的作用。最后为了验证提出的缓变故障容错方法的有效性,进行了仿真分析和实际系统跑车实验。实验结果表明,在导航传感器发生缓变故障时,使用该方法的组合滤波定位误差比采用基于残差卡方检测的容错方法时有明显改善,该方法有效地提高了组合导航系统对于缓变故障的容错能力。

参考文献:

[1] BHATTI U I, OCHIENG W Y, FENG Shaojun. Integrity of an integrated GPS/INS system in the presence of slowly growing errors. Part I: A critical review [J]. GPS Solutions , 2007, 11(3) :173-181.

[2] 赵欣,张金生,刘志国,等. 基于自适应滤波辅助残差 χ_2 法的导航系统故障诊断方法[J]. 解放军理工大学学报:自然科学版, 2012, 13(5) :490-496.

- ZHAO Xin,ZHANG Jinsheng,LIU Zhiguo,et al. Fault diagnosis method based on residual chi-square assisted by adaptive filter for navigation system[J]. Journal of PLA University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2012,13(5):490-496. (in Chinese).
- [3] 彭兴钊,黄国荣. GPS/SINS 组合导航系统的故障检测与识别[J]. 火力与指挥控制,2012,37(10):153-156.
- PENG Xingzhao,HUANG Gongrong. Failure detection and identification of GPS/SINS integrated navigation system [J]. Fire Control and Command Control,2012,37(10):153-156. (in Chinese).
- [4] BRUMBACK B D,SRINATH M D. A fault-tolerant multi-sensor navigation system design[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 1987,AES-23(6):738-756.
- [5] BRUMBACK B D,SRINATH M D. A chi-square test for fault-detection in Kalman filters[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1987,32(6):552-554.
- [6] REN D. Failure detection of dynamic systems with static chi-square test[J]. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994,17(2):271-277.
- [7] 张国良,曾 静,李 陶,等. 一种联邦 Kalman 滤波渐变型故障容错方法[J]. 航空学报,2005,26(6):743-747.
- ZHANG Guoliang,ZENG Jing,LI Tao et al. Fault-tolerance designing of federal Kalman filter for gradual changing fault[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005,26(6):743-747. (in Chinese).
- [8] 夏家和,秦永元,赵长山. 模糊集理论在组合导航系统数据融合中的应用[J]. 西北工业大学学报,2008,26(5):636-639.
- XIA Jiahe,QIN Yongyuan,ZHAO Changshan. Application of fuzzy set theory to data fusion of the integrated navigation system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008,26(5):636-639. (in Chinese).
- [9] 田益祥,庄作钦. 中国股市短期波动的非线性 ARCH 效应显著性分析及参数估计[J]. 数理统计与管理, 2003,23(4):73-76.
- TIAN Yixiang,ZHUANG Zuoqin. The ARCH effect in the short fluctuation of Chinese stock market and parameter estimate[J]. Mathematical Statistics and Management, 2003,23(4):73-76. (in Chinese).
- [10] 权太范. 信息融合——神经网络、模糊推理理论与应用[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [11] LI Cong,QIN Honglei,TAN Zhanzhong. Intelligent fault-tolerant algorithm with two-stage and feedback for integrated navigation federated filtering[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2011,22(2):274-282.
- [12] LIU Heping,Ergin Erdem,SHI Jing. Comprehensive evaluation of ARMA-GARCH(-M) approaches for modeling the mean and volatility of wind speed [J]. Applied Energy, 2011,88(3):724-732.
- [13] 韩 瑞,秦红磊. JIDS/SINS/GPS 组合导航系统两级故障检测结构设计[J]. 航空电子技术,2008,39(3):43-49.
- HAN Rui,QIN Honglei. A two-stage fault detection structure for JIDS/SINS/GPS integrated navigation system [J]. Avionics Technology,2008,39(3):43-49. (in Chinese).
- [14] DENG Hong,LIU Guangbin,CHEN Haoming,et al. Application of EKF for missile attitude estimation based on "SINS/CNS" integrated guidance system [C]//Systems and Control in Aeronautics and Astronautics (ISSCAA), Harbin:IEEE Press, 2010:1101-1104.

(责任编辑:汤雪峰)