基于 FD 的微小型姿态系统的姿态估计算法

赵世峰 张 海 范耀祖

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 分别利用微惯性测量单元(MIMU, Micro Inertial Measurement Unit)中的3个加速度计与3个陀螺仪对载体的姿态角进行估计,同时,搭建捷联惯性导航系统,建立姿态误差方程,使用卡尔曼滤波估计载体姿态误差角. 构造残差及统计量,利用状态残差检验的故障检测方法,对载体的运动状态进行分离,判断加速度计估计出的姿态角的可用性,对姿态角进行融合. 既保证了姿态估计系统的动态性能,又提高了估计精度. 由于使用微电子机械系统(MEMS, Micro Electro Mechanical System)惯性器件,使得姿态估计系统的体积小、重量轻、造价低,特别适于微小型载体使用.

关 键 词: 姿态估计; 故障检测; 卡尔曼滤波; 捷联惯性导航系统

中图分类号: V 249.122^{+}.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)03-0336-05

Attitude estimation method for micro attitude estimation system based on FD

Zhao Shifeng Zhang Hai Fan Yaozu

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The attitude of carrier with the tri-accelerometers and the tri-gyros respectively in a micro inertial measurement unit(MIMU) was estimated. Meanwhile, a strapdown inertial navigation system (SINS) was constructed and a Kalman filter was adopted to estimate attitude error derived from the attitude error equation. The remnants and the statistics were constructed to separate motion state of the carrier by fault detection (FD) method based on state remnant detection and to judge if the attitude estimated by accelerometers was credible. Data fusion method was adopted to fuse the attitude estimated by accelerometers and gyros respectively. So the dynamic performance of the attitude estimation system is guaranteed, and the precision of the attitude estimation is improved. Because micro electro mechanical system(MEMS) inertial components are adopted, the attitude estimation system is small, light, low cost, and suit to micro carriers especially.

Key words: attitude estimation; fault detection; Kalman filtering; SINS

目前,微电子机械系统(MEMS, Micro Electro Mechanical System)技术已经进入了全面发展阶段[1],基于 MEMS 惯性器件构建低成本的微型惯性导航系统正在成为当前惯性技术领域的一个研究热点[2]. MEMS 加速度计在精度方面已能满足战略导弹的应用要求,而 MEMS 陀螺仪性能较低,只达到或接近战术级导航的水平[2-4]. 微惯性测量单元(MIMU, Micro Inertial Measurement Unit)将3个加速度计与3个陀螺仪集成在一起,可以作为捷联惯导系统(SINS, Strapdown Inertial Navigation System)使用. 但是由于 MEMS 陀螺仪精度低、漂移大,工作在 SINS 状态的 MIMU 估计出的载体姿态角误差会不断积累,无法长时间工作. 基于惯性数据融合的方法会减小误差的积累[5-7],但是这些方法或者无法满足载体高动态的要求,或者算法复杂,不易实现.

收稿日期: 2006-04-07

作者简介: 赵世峰(1979—),男,黑龙江牡丹江人,博士生,zhaoshifeng@asee.buaa.edu.cn.

本文基于系统故障诊断(FD,Fault Detection)思想,提出了一种融合惯性器件数据的方法,充分利用加速度计精度高的优势,既避免了高动态环境下姿态估计系统的动态误差,又避免了姿态估计系统的误差累积,具体方案如下:配置 3 个加速度计工作在倾角仪状态,利用加速度计的输出估计载体的姿态角;同时,通过 SINS 方案,利用陀螺仪估计载体的姿态角;利用卡尔曼滤波算法,生成残差,构造检验统计量,判断倾角仪是否发生故障,即倾角仪的输出数据是否可信;如果倾角仪无故障,使用倾角仪估计的姿态角更新 SINS 的姿态角;如果倾角仪有故障,使用 SINS 估计的姿态角重置倾角仪;为了避免软故障污染系统,融合周期大于姿态角的更新周期,并利用融合后的检测量统计特性重新评价数据融合的效果.

1　利用加速度计估计载体姿态

传统的摆式、气泡式倾角仪的动态性能差,而 MEMS 加速度计动态范围宽、响应速度快. 本文直接使用 MIMU 中的 3 个加速度计的输出数据,估计 MIMU 的倾斜角,并在以后的叙述中,将这种工作状态的 3 个加速度计统称为倾角仪.

将 MIMU 安装在载体重心,与载体固连,选取导航坐标系为东北天地理坐标系,载体坐标系为右、前、上坐标系,如图 1 所示,O-ENU 为当地地理坐标系,O-xyz 为载体坐标系. 定义 Ox 与水平面的夹角 θ 为载体的横滚角,Ox 指向下时为正;Oy 与水平面的夹角 ϕ 为载体的俯仰角,Oy 指向下时为正. 本文为了叙述方便,认为加速度计的输出不是比力,已经转换为加速度.

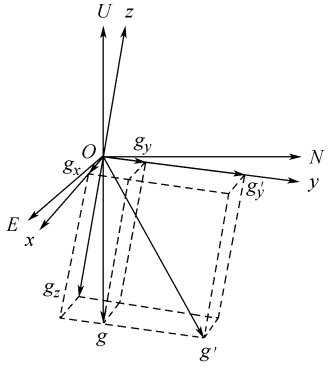

图 1　载体的倾角与加速度

当载体平稳低速运动时,忽略哥氏加速度及其他干扰加速度,认为只有重力加速度作用在载体上,3 个加速度计的输出分别为:g_x,g_y,g_z,可得式(1)和式(2)

$$g=\sqrt{g_x^2+g_y^2+g_z^2} \tag{1}$$

因为重力垂线偏斜一般为角秒数量级,只有在精密惯性导航系统中才考虑[8],所以可以认为 $\bar{g}$ 的方向垂直于当地水平面,则有式(3).

$$\left.\begin{aligned}\theta'&=\arccos\left(\frac{g_x}{g}\right)\\ \varphi'&=\arccos\left(\frac{g_y}{g\cos\theta'}\right)\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

$$\left.\begin{aligned}\theta&=90^\circ-\theta'\\ \varphi&=90^\circ-\varphi'\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

当载体机动运动,或者运动过程中有较大的干扰加速度时,加速度计会测量这些加速度. 如图 1 所示,如果飞行器沿 Oy 轴有加速运动,Oy 方向的加速度计的输出为 g'_y,将 g'_y 代入式(1)得到的 g' 将不是当地的重力加速度,由式(2)、式(3)得到的 θ 和 φ 将带有很大的误差,因此,倾角仪无法估计载体加速运动时的姿态.

2　利用陀螺仪估计载体的姿态

载体机动运动时,用陀螺仪测量载体的姿态角变化率,配置 MIMU 工作在 SINS 状态,通过 SINS 估计出载体的姿态角. 载体的姿态角实际上就是地理坐标系 O-ENU(简称 t 系)与载体坐标系 O-xyz(简称 b 系)之间的方位关系. 定义 ψ 为载体的航向角,则载体的 3 个姿态角 θ,ϕ,ψ 的动态方程可以表示为[8]

$$\begin{bmatrix}\dot{\psi}\\ \dot{\varphi}\\ \dot{\theta}\end{bmatrix}=\frac{1}{\cos\varphi}\begin{bmatrix}\sin\theta & 0 & -\cos\theta\\ \cos\varphi\cos\theta & 0 & \cos\varphi\sin\theta\\ \sin\varphi\sin\theta & \cos\varphi & -\cos\theta\sin\varphi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\omega_{tb}^{bx}\\ \omega_{tb}^{by}\\ \omega_{tb}^{bz}\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中,$[\omega_{tb}^{bx}\quad\omega_{tb}^{by}\quad\omega_{tb}^{bz}]^{\mathrm{T}}$ 为 b 系相对 t 系的角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}_{tb}$ 在 b 系中 x,y,z 3 个坐标轴上的投影. 给定初值$[\psi_0\quad\varphi_0\quad\theta_0]^{\mathrm{T}}$,解微分方程(4)就可以得到载体的姿态角 ψ,θ,φ. 在应用中,通常使用四元数法计算载体的姿态角,具体算法见文献[8].

3　基于 FD 的数据融合

由于倾角仪估计出的姿态角 θ 和 φ 精度高,且只受干扰加速度的影响,不积累误差,可以定期地使用倾角仪估计的姿态角更新 SINS 估计的姿

态角,以提高估计的精度.但是由于载体加速运动时倾角仪估计出的姿态角不准确,因此在进行数据融合的时候,必须首先判断倾角仪输出的数据是否可用.在没有外来参考信息的条件下,单纯依靠惯性器件无法将重力加速度与机动加速度分离.本文利用倾角仪与SINS估计出的姿态角的残差进行故障检测,判断数据融合时倾角仪的输出是否有效.

将陀螺漂移简化为一阶马尔科夫过程,SINS姿态角误差的状态方程可以表示为[5]

$$\begin{bmatrix}\dot{\delta\phi}_{Eg}\\ \dot{\delta\phi}_{Ng}\\ \dot{\delta\phi}_{Ug}\\ \dot{\varepsilon}_{Eg}\\ \dot{\varepsilon}_{Ng}\\ \dot{\varepsilon}_{Ug}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & -\Omega\sin L & \Omega\cos L & C_{11} & C_{12} & C_{13}\\ \Omega\sin L & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23}\\ -\Omega\cos L & 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33}\\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{Eg}} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{Ng}} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{Ug}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\phi_{Eg}\\ \delta\phi_{Ng}\\ \delta\phi_{Ug}\\ \varepsilon_{Eg}\\ \varepsilon_{Ng}\\ \varepsilon_{Ug}\end{bmatrix}+\bar{\boldsymbol{w}}_g \tag{5}$$

式中,Ω 为地球自转角速度;L 为载体所在的纬度;$\delta\phi_{ig}$,ε_{ig},τ_{ig}($i=E,N,U$)分别为SINS估计的载体姿态角误差、陀螺仪的漂移及漂移时间常数;$C_{i,j(i,j=1,2,3)}$ 为坐标变换阵 $\boldsymbol{C}_b^n$ 中相应的元素;$\boldsymbol{w}_g$ 为零均值的白噪声向量.将加速度计的误差模型简化为一阶马尔科夫过程,倾角仪与SINS联合估计姿态角的误差状态方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{\delta\phi}_{Eg}\\ \dot{\delta\phi}_{Ng}\\ \dot{\delta\phi}_{Ug}\\ \dot{\varepsilon}_{Eg}\\ \dot{\varepsilon}_{Ng}\\ \dot{\varepsilon}_{Ug}\\ \dot{\delta\phi}_{Ea}\\ \dot{\delta\phi}_{Na}\\ \dot{\varepsilon}_{Ea}\\ \dot{\varepsilon}_{Na}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}^g_{6\times6} & \boldsymbol{0}_{6\times1} & \boldsymbol{0}_{6\times1} & \boldsymbol{0}_{6\times1} & \boldsymbol{0}_{6\times1}\\ \boldsymbol{0}_{1\times6} & \frac{3}{g} & 0 & 0 & 0\\ \boldsymbol{0}_{1\times6} & 0 & \frac{3}{g} & 0 & 0\\ \boldsymbol{0}_{1\times6} & 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{Ea}} & 0\\ \boldsymbol{0}_{1\times6} & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{Na}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\phi_{Eg}\\ \delta\phi_{Ng}\\ \delta\phi_{Ug}\\ \varepsilon_{Eg}\\ \varepsilon_{Ng}\\ \varepsilon_{Ug}\\ \delta\phi_{Ea}\\ \delta\phi_{Na}\\ \varepsilon_{Ea}\\ \varepsilon_{Na}\end{bmatrix}+\bar{\boldsymbol{w}} \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{A}^g_{6\times6}$ 为式(5)中的状态转移矩阵;$\delta\phi_{ia}$,ε_{ia},τ_{ia}($i=E,N$)分别为倾角仪估计的姿态角误差、加速度的漂移及漂移时间常数,$\bar{\boldsymbol{w}}$ 为零均值的白噪声向量.

定义:

$$\left.\begin{aligned}\begin{bmatrix}\varphi_g\\ \theta_g\end{bmatrix}&=\begin{bmatrix}\varphi\\ \theta\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\delta\phi_{Eg}\\ \delta\phi_{Ng}\end{bmatrix}\\ \begin{bmatrix}\varphi_a\\ \theta_a\end{bmatrix}&=\begin{bmatrix}\varphi\\ \theta\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\delta\phi_{Ea}\\ \delta\phi_{Na}\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\Delta_E\\ \Delta_N\end{bmatrix}\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中,$[\varphi_g\quad\theta_g]^{\mathrm{T}}$ 为SINS估计出的载体姿态角;$[\varphi_a\quad\theta_a]^{\mathrm{T}}$ 为倾角仪估计出的姿态角;$[\varphi\quad\theta]^{\mathrm{T}}$ 为载体的真实姿态角;$[\Delta_E\quad\Delta_N]^{\mathrm{T}}$ 为载体加速运动产生的姿态误差角.因为

$$\begin{bmatrix}\varphi_g\\ \theta_g\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\varphi_a\\ \theta_a\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\delta\phi_{Ea}-\delta\phi_{Eg}\\ \delta\phi_{Na}-\delta\phi_{Ng}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\Delta_E\\ \Delta_N\end{bmatrix} \tag{8}$$

式(6)的量测方程可以表示为

$$\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix}1&0&0&0&0&0&-1&0&0&0\\ 0&1&0&0&0&0&0&-1&0&0\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\delta\phi_{Eg}\\ \delta\phi_{Ng}\\ \delta\phi_{Ug}\\ \varepsilon_{Eg}\\ \varepsilon_{Ng}\\ \varepsilon_{Ug}\\ \delta\phi_{Ea}\\ \delta\phi_{Na}\\ \varepsilon_{Ea}\\ \varepsilon_{Na}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\Delta_E\\ \Delta_N\end{bmatrix}+\bar{\boldsymbol{v}} \tag{9}$$

式中,$\bar{\boldsymbol{v}}$ 为观测噪声向量.式(6)、式(9)离散化为

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{X}^a_k&=\boldsymbol{\Phi}^a_{k,k-1}\boldsymbol{X}^a_{k-1}+\boldsymbol{\Gamma}^a_{k-1}\boldsymbol{W}^a_{k-1}\\ \boldsymbol{Z}^a_k&=\boldsymbol{H}^a_k\boldsymbol{X}^a_k+\boldsymbol{V}^a_k\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

利用卡尔曼滤波,可以估计出上式的状态值 $\hat{\boldsymbol{X}}^a_k$.

本文提出一种基于"残差 χ^2 故障检测"理论进行载体加速运动状态检测的方法.对式(10)进行卡尔曼滤波时,残差为

$$\boldsymbol{r}_k=\boldsymbol{Z}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1} \tag{11}$$

将式(8)代入式(11)得到

$$\boldsymbol{r}_k=\begin{bmatrix}\delta\phi_{Ea}+\delta\hat{\phi}_{Ea}-\delta\phi_{Eg}-\delta\hat{\phi}_{Eg}\\ \delta\phi_{Na}+\delta\hat{\phi}_{Na}-\delta\phi_{Ng}-\delta\hat{\phi}_{Ng}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\Delta_E\\ \Delta_N\end{bmatrix} \tag{12}$$

由式(12)可以看到,载体运动加速度引发的倾角仪的估计误差是通过量测值引入卡尔曼滤波方程的.当载体没有运动加速度时,假如干扰加速度已经得到补偿,$[\Delta_E\quad\Delta_N]^{\mathrm{T}}=[0\quad0]^{\mathrm{T}}$,

残差 $\boldsymbol{r}_k$ 是零均值白噪声,方差为

$$\boldsymbol{A}_k = \boldsymbol{H}_k P_{k/k+1} \boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} + R_k \tag{13}$$

当载体加速运动时,残差 $\boldsymbol{r}_k$ 的均值就不再为零,因此,可以通过对残差均值的检验判断载体是否有运动加速度.根据状态 χ^2 检验法原理,对 $\boldsymbol{r}_k$ 作以下二元假设

$$\left.\begin{aligned} H_0:\ &\text{无故障} \quad E\{\boldsymbol{r}_k\}=0, E\{\boldsymbol{r}_k \boldsymbol{r}_k^{\mathrm{T}}\}=\boldsymbol{A}_k \\ H_1:\ &\text{有故障} \quad E\{\boldsymbol{r}_k\}=u, E\{(\boldsymbol{r}_k-u)\cdot \\ &\qquad (\boldsymbol{r}_k-u)^{\mathrm{T}}\}=\boldsymbol{A}_k \end{aligned}\right\} \tag{14}$$

可以证明 $\lambda_k = \boldsymbol{r}_k^{\mathrm{T}} \boldsymbol{A}_k^{-1} \boldsymbol{r}_k$ 服从自由度为 2 的 χ^2 分布,即 $\lambda^k \sim \chi^2(2)$.由奈曼－皮尔逊准则可知,当限定误警率 $P_f=\alpha$ 时,由 $P_f = P[\lambda_k > T_D / H_0] = \alpha$ 可以解出门限 T_D,使漏检率达到最小.一旦解出 T_D,根据以下准则

$$\left.\begin{aligned} &\text{若 } \lambda_k > T_D, \text{载体有运动加速度} \\ &\text{若 } \lambda_k \leqslant T_D, \text{载体没有运动加速度} \end{aligned}\right\} \tag{15}$$

可以判断载体的运动状态[9].

在载体运动过程中,定期将 SINS 估计出的姿态角与倾角仪估计出的姿态角进行融合,以提高姿态估计的精度,融合策略为:

1) 载体运动过程中,式(2)、式(4)分别计算 SINS 与倾角仪的姿态,式(10)进行卡尔曼滤波,两者同时进行,计算周期为对惯性器件输出数据采样周期,显然,两式算出的结果在时间上同步.

2) 在数据融合时刻,先根据如上所述的故障检测方法判断载体的运动状态,如果载体没有运动加速度,则用融合时刻倾角仪的姿态角估值代替 SINS 的姿态角估值.

3) 如果融合时刻载体有运动加速度,使用 SINS 的估值代替倾角仪的估值,同时式(10)的卡尔曼滤波误差方差阵置成初值,重新滤波.

使用残差 χ^2 检验法进行系统的运动状态检测时,"软故障"不易检测[9],当载体加速运动不剧烈,而且维持时间较长时,包含运动加速度误差的输出将影响状态预报值 $\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k+1}$,使他"跟踪"误差,残差 $\boldsymbol{r}_k$ 一直比较小,难以发现软故障,本文提出以下融合策略解决系统的"软故障".

4) 系统的融合周期大于姿态估计的计算周期,通过一段时间的积累,软故障积累到比较大的时候再进行运动状态检测,可提高监测的灵敏度.

5) 在数据融合时刻,先保存载体当前由 SINS 估计出的姿态角,再进行融合,在数据融合的下一个采样时刻,利用状态 χ^2 检验法判断载体的运动状态,如果系统存在软故障,由于前一时刻使用倾角仪的数据代替 SINS 的数据,会导致 $\boldsymbol{A}_{6\times 6}^{g}$ 的不连续变化,下一时刻由上述残差检验法会检测出这种故障,此时,取消数据融合,恢复数据融合时刻之前保存的姿态角,等待下一次融合.

4　算法仿真

将本文的微小型姿态估计系统应用于某型微小型飞行器,飞行器的仿真飞行数据为:

1) 匀速平飞 25 s;

2) 飞行速度不变,以 5°/s 的速度横滚 15 s;

3) 变加速飞行 15 s,加速度由 g 减到 0,同时以－5°/s 的速度横滚;

4) 变减速飞行 15 s,加速度由 0 减到－g,同时以 5°/s 的速度横滚;

5) 飞行速度不变,以－5°/s 的速度横滚15 s;

6) 飞行速度不变,平飞 60 s.

根据文献[2],MIMU 的性能为:陀螺仪的零偏稳定性为 0.5°/s,加速度计的零偏稳定性为 0.0015g.考虑到无人机飞行时的震动以及气流的影响,加速度计的零偏稳定性取为 0.15g.

图 2 所示为 MIMU 加速度计输出数据.为了方便叙述,图中将比力输出表示为加速度输出.图 3所示为SINS估计出的姿态角.可以看出,估计

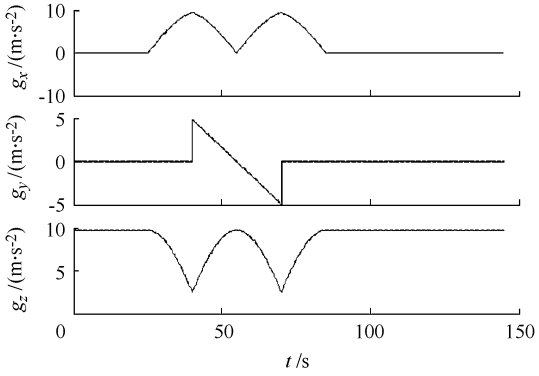

图 2　MIMU 加速度计输出

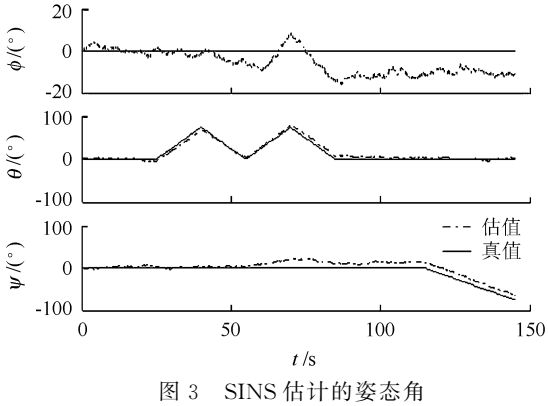

图 3　SINS 估计的姿态角

出的姿态角误差随着时间的增加不断积累,误差很大.利用倾角仪估计出的姿态角见图 4.从图 4

可以看出，在没有机动飞行时（0～40 s、70～145 s），估计的姿态误差很小. 当飞行器机动飞行产生加速度（40～70 s），估计出的姿态开始产生大的误差，特别是加速度很大时（40～50 s，60～70 s），倾角仪根本无法使用.

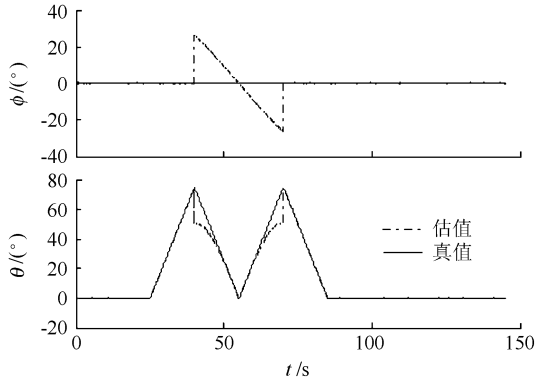

图 4 倾角仪估计的姿态角

使用本文提出的算法进行姿态估计时，$\tau_{ig}=100\ \mathrm{s}(i=E,N,U)$，$\tau_{ia}=50\ \mathrm{s}(i=E,N)$，卡尔曼滤波方程中 $\boldsymbol{X}_0=[0.01\quad 0.01\quad 0.01\quad 0\quad 0\quad 0\quad 0.001\quad 0.001\quad 0\quad 0]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{P}_0$，$\boldsymbol{Q}_k$，$\boldsymbol{R}_k$ 见文献[9]的典型值，误警率 $\alpha=0.1$，门限 $T_{\mathrm{D}}=2.71$，MIMU 采样时间 $T_{\mathrm{s}}=0.01\ \mathrm{s}$，数据融合时间 $T_{\mathrm{f}}=6\ \mathrm{s}$. 估计结果见图 5.

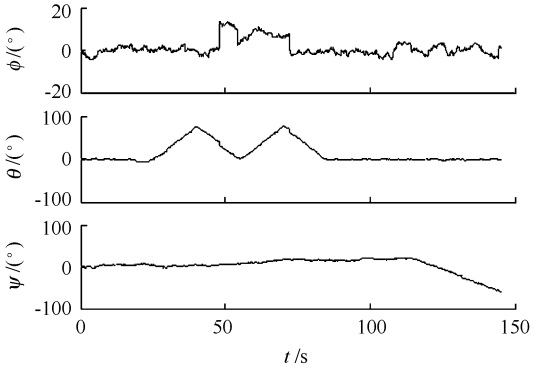

图 5 本文提出的算法估计的姿态角

5 结 论

由仿真结果可以看出，应用本文提出的算法进行姿态角估计，载体的运动加速度变化剧烈时，故障检测函数值超过了门限，系统没有进行数据融合，避免了倾角仪的动态误差；在第 48 s，由于软故障的积累，数据融合时并没有提高姿态估计的精度，但是下一个融合时刻，融合后的精度又恢复到倾角仪的估计精度；载体机动时的姿态误差没有剧烈增加，无机动时的姿态误差围绕真值小幅摆动. 可见，本算法既能解决 SINS 估计姿态角发散的问题，又保证了姿态估计系统的动态性能，充分利用了倾角仪与陀螺仪的特性，而且算法简单，具有使用价值，目前已在某型微小型飞行器的航姿系统中使用.

本文提出的算法能有效地抑制系统的横滚角和俯仰角的发散，但是由于倾角仪无法估计航向角，载体的航向还是发散.

参考文献（References）

[1] 张文栋. 微传感器与微执行器全书[M]. 北京：科学出版社，2003
Zhang Wendong. Micromachined transducers sourcebook [M]. Beijing: Press of Science, 2003 (in Chinese)

[2] 李荣冰，刘建业，曾庆化，等. 基于 MEMS 技术的微型惯性导航系统的发展现状[J]. 中国惯性技术学报，2004，6(12)：88－94
Li Rongbing, Liu Jianye, Zeng Qinghua, et al. Evolution of MEMS based micro inertial navigation systems[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2004, 6(12): 88－94 (in Chinese)

[3] Bernstein J. An overview of MEMS inertial sensing technology [DB/OL]. Sensors, 2003. http://www.sensorsmag.com/sensors/article/articleDetail.jsp?id=334974&searchString=an%20overview%20of%20mems

[4] Hopkins R E, Borestein J T, Antkowiaketal B M, et al. The silicon oscillating accelerometer: a MEMS inertial instrument for strategic missile guidance [C] //AIAA Reprinted, with Permission from the Missile Science Conference Held in Monterey. Califoria, USA: [s.n.], 2000:7－9

[5] Vaganay J, Aldon M J, Fournier A. Mobile robot attitude estimation by fusion of inertial data[J]. Robotics and Automation, 1993, 1(1): 277－282

[6] Baerveldt, A J, Klang R. A low－cost and low－weight attitude estimation system for anautonomous helicopter[C]// Intelligent Engineering Systems, INES '97 Proceedings. Budapest, Hungary: [s.n.], 1997: 391－395

[7] Sung Kyung Hong. Fuzzy logic based closed-loop strapdown attitude system for unmanned aerial vehicle (UAV) [J]. Sensors and Actuators A, 2003, 107: 109－118

[8] 张树侠，孙静. 捷联式惯性导航系统[M]. 北京：国防工业出版社，1992
Zhang Shuxia, Sun Jing. Strapdown inertial navigation system[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1992(in Chinese)

[9] 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
Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Kalman filtering and integrated navigation system[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998 (in Chinese)

（责任编辑：娄 嘉）