

文章编号 1004-924X(2011)12-3007-09

基于低成本多传感器的自适应组合滤波

韩辅君^{1*}, 徐静², 宋世忠³

(1. 鲁东大学 信息与电气学院, 山东 烟台 264025;
2. 济南职业学院 机械制造系, 山东 济南 250001; 3. 济南军区, 山东 济南 250000)

摘要:研究了基于硅微机电系统(MEMS)陀螺、加速度计及磁阻式磁强计组合的微小型飞行器用姿态航向参考系统。针对传统航姿算法无法保证微小型飞行器在长时间、高机动情况下以较高精度保持姿态航向的问题,提出了一种基于低成本多传感器的自适应组合滤波算法。该算法首先通过对运动加速度和磁干扰进行建模并将其引入状态方程来保证载体在长时间高机动情况下依然保持较高的姿态航向精度。其次,采用联邦滤波模式降低运动加速度与磁干扰之间的相互影响,提高算法的精度和可靠性;通过对子滤波器专有状态量的估计方差阵 \mathbf{P} 和量测方差 \mathbf{R} 进行自适应设计,保证不同机动状态切换时算法的稳定性一致。用不同的组合算法进行了半物理仿真试验对比,结果表明,与传统算法相比,该算法在平飞和长时间盘旋飞行条件下均具有较高的精度和鲁棒性。

关键词:微机电系统;磁强计;微航姿参考系统;组合导航;自适应滤波;联邦滤波

中图分类号:V249.32 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20111912.3007

Adaptive attitude estimation filtering with low-cost multi-sensors for MAHRS

HAN Fu-jun^{1*}, XU Jing², SONG Shi-zhong³

(1. School of Information and Electrical Engineering, Ludong University, Yantai 264025, China;
2. Machinery Manufacturing Department, Jinan Vocational College, Jinan 250001, China;
3. Jinan Military, Chinese People's Liberation Army, Jinan 250000, China)
* Corresponding author, E-mail: hanfujun@126.com

Abstract: An integrated Micro Attitude Heading Reference System(MAHRS) based on Micro-electro-mechanical System(MEMS) gyroscopes, accelerometers, and magnetic-sensors was researched for Micro Aerial Vehicles (MAV). As traditional algorithms could not keep the attitude accuracy of the MAV during a long-time maneuvering, an adaptive attitude estimation filtering algorithm with low-cost multi-sensors was presented for the MAHRS. Firstly, this algorithm was used to establish the models of acceleration and magnetic-disturbance and took them into a state equation. In this way, it could maintain the attitude accuracy of loads during the long-time maneuvering. Then, this algorithm adopted the federated filter mode to reduce the interaction between acceleration and magnetic disturbance to improve its precision and reliability. Moreover, the algorithm made the estimation variance (\mathbf{P})

收稿日期:2010-12-01;修订日期:2011-02-15.

基金项目:鲁东大学引进人才项目(No. LY2011014)

and measurement variance (\mathbf{R}) remain steady adaptively during different maneuvering states. By comparing with other different algorithms for the MAHRS, It shows that the presented algorithm is more accurate and reliable than other algorithms during various maneuvering states.

Key words: Micro-electro-mechanical System (MEMS); magnetic sensor; Micro Attitude Heading Reference System (MAHRS); integrated navigation; adaptive filter; federated filter

1 引言

微小型飞行器具有携带方便、机动灵活、隐蔽性强等特点,在灾情评估、国土监测以及军事侦查等方面发挥着越来越重要的作用^[1-2]。要使微小型飞行器实现精确的制导控制,必须以高精度的姿态信息作为保障,姿态的估计精度直接决定了微小型飞行器的稳定性和控制精度。微小型飞行器自身体积小,重量轻,能携带的载荷少,这使其一方面受阵风等外界扰动影响严重,另一方面受到传统高精度导航设备体积、尺寸、成本等限制。因此,如何在保持导航系统体积小、重量轻、功耗低的同时又能提供可靠的、精度较高的姿态信息成为研究的重点。

文献[3]提出仅采用多天线 GPS(Global Position System)系统来确定飞行器的姿态,但是微小型飞行器自身体积小,使得 GPS 系统天线间的基线很短,导致姿态测量精度很低。文献[4-5]提出将视觉导航应用于飞行器定姿,但是视觉导航受外界光线、气候等影响严重,同时视觉导航需要进行图像处理,这对导航计算机提出了极高的性能要求,加重了导航系统的负担。GPS/MINS (Micro Inertial Navigation System)组合导航系统在该方面具有很强的竞争力,MINS 使组合导航系统的输出连续,同时 GPS 可通过位置、速度信息周期性地修正 MINS 的输出^[6]。但 GPS 丢星现象无法避免,易导致 MINS 输出的导航信息随时间发散,可能使载体失控坠毁。

基于微惯性测量单元 (Micro Inertial Measurement Unit, MIMU)和微磁罗盘 (Micro Magnetic Compass, MMC)的微航姿参考系统 (Micro Attitude Heading Reference System, MAHRS)具有体积小、重量轻、完全自主、可靠性高等特点^[7],目前是各国学者研究的热点。选用的数据融合手段和模型描述是否合适,在很大程度上影响微航姿参考系统的精度,是 MAHRS 研究和应

用的重点。

文献[8]提出了一种组合滤波的线性模型,将加速度和磁场强度作为状态量估计姿态角误差,并提出通过加权因子来调节观测量对估计结果的影响,但论文没有考虑运动加速度的影响以及对陀螺漂移的抑制。

文献[9]提出了一种自适应扩展卡尔曼滤波算法,根据对载体机动行为的判断,调节加速度测量噪声方差,对载体短期机动可取得较好的效果,但长期机动时仍不能保持稳定的姿态精度。在此基础上,文献[10-11]将模糊规则应用于对载体机动的判断。

当载体长时间机动时,上述方法难以保证姿态不发散。文献[12-13]针对微小型固定翼无人机的特点,提出了采用空速与转动角速率的乘积来消除飞机转弯时的向心加速度,进而修正加速度计的比力输出获得重力矢量投影。但是比力修正的前提是飞机侧滑角很小,空速等于地速的理想情况。

文献[14-15]对载体运动加速度进行建模,将姿态误差角、运动加速度以及陀螺漂移作为状态量,以加速度计、磁强计输出作为量测量,提出了九态扩展卡尔曼滤波模型,实现了载体长时间的稳定飞行,该方法对长时间机动情况下的定姿具有较大的借鉴意义。但该方法还存在几点不足,首先作者并没有考虑磁干扰的影响;其次运动加速度模型并不能完全涵盖微小型飞行器所有的机动情况;再次该九态集中式滤波方法易存在运动加速度与磁干扰之间的相互影响和相互制约,降低了姿态估计精度和算法的可靠性。

针对微航姿参考系统数据融合中存在的上述问题,本文提出了基于联邦滤波模式的十二态 \mathbf{PR} 自适应组合滤波算法。首先将磁干扰引入状态方程,在估计运动加速度的同时,实时消除磁干扰的影响;其次,当载体处于高动态,不满足运动加速度模型时,一方面通过调整滤波方程的估计方差阵 \mathbf{P} 来加速状态量的估计,另一方面通过增大观

测噪声协方差阵 \mathbf{R} 来降低状态收敛过程中量测误差带来的影响;再次,数据融合算法采用联邦滤波模式,这样,可降低运动加速度与磁干扰之间的相互影响,提高系统可靠性。最后,通过半物理仿真试验验证了所提方法的有效性和实用性。

2 传感器单元建模

在建立滤波模型前,需要对微航姿参考系统中可能存在的各种干扰因素进行分析,建立各传感器的误差模型。

2.1 陀螺输出建模

陀螺信号 $y_{g,t}$ 包含了真实角速率 ω_t , 零偏 $b_{g,t}$ 以及白噪声 $v_{g,t}$, 如式(1)所示:

$$y_{g,t} = \omega_t + b_{g,t} + v_{g,t}. \quad (1)$$

陀螺零偏是通过四元数求解姿态的主要误差源,属于慢变、低频过程, $v_{g,t}$ 为陀螺信号零均值高斯白噪声。

2.2 加速度计输出建模

加速度计信号 $y_{a,t}$ 包括运动加速度 a_t , 重力加速度 g_t 以及加速度 g_t 信号零均值高斯白噪声 $v_{a,t}$, 如式(2)所示:

$$y_{a,t} = a_t - g_t + v_{a,t}, \quad (2)$$

当根据加速度计的输出来求解姿态时,运动加速度 a_t 为干扰因素,为了确保载体长时间的姿态精度,必须周期性的利用重力投影定姿修正陀螺漂移,因此对运动加速度进行建模是非常必要的。

当施加外力驱使刚体的运动加速度变化时,它在下一瞬时的加速度取值范围是有限的,而且只能在当前加速度的邻域内,这样运动加速度的取值范围可以大大减小。并且受载体自身固有频率的约束,运动加速度可以建模为一阶低通滤波器的形式:

$$a_t = c_a a_{t-1} + \omega_{a,t}, \quad (3)$$

式中, a_t 为 t 时刻的运动加速度; a_{t-1} 为 $t-1$ 时刻的运动加速度; $0 \leq c_a \leq 1$ 决定了运动加速度的截止频率; $\omega_{a,t}$ 为建模后的加速度等效白噪声。

2.3 磁传感器输出建模

磁传感器信号 $y_{m,t}$ 包含了真实磁场 m_t , 干扰磁场矢量 d_t 以及磁传感器信号零均值高斯白噪声 $v_{m,t}$, 如式(4)所示:

$$y_{m,t} = m_t + d_t + v_{m,t}. \quad (4)$$

外界磁干扰的影响不是突变的,下一瞬时干

扰磁场的取值范围只能在当前干扰磁场的邻域内。与运动加速度建模方式类似,磁干扰也建模为一阶低通滤波器的形式。

采用非零均值时间相关模型来描述干扰磁场的变化,干扰磁场 2 个相邻时刻之间变化存在如下关系:

$$d_t = c_d d_{t-1} + \omega_{d,t}, \quad (5)$$

式中, d 为 t 时刻的干扰磁场; d_{t-1} 为 $t-1$ 时刻的干扰磁场; $0 \leq c_d \leq 1$ 决定了干扰磁场的截止频率; $\omega_{d,t}$ 为建模后的磁传感等效白噪声。

3 微航姿参考系统算法设计

3.1 微航姿参考系统组合导航联邦滤波模式

微航姿参考系统组合导航算法的核心在于采用加速度计、磁传感器输出对陀螺四元数积分的姿态进行校正。传统的航姿系统采用集中式滤波算法虽然可以实现全局信息的最优化,但存在状态维数高,计算负担重,容错性能差,可靠性低等缺点^[16],特别是采用集中式滤波会造成运动加速度与磁干扰之间相互影响,降低定姿精度和可靠性,因此本文采用联邦式滤波进行数据融合。

微航姿参考系统中,陀螺四元数积分求解姿态是唯一一个受外界影响小,误差因素来自自身的导航系统,本文研究的微航姿参考系统是以陀螺四元数为主导航子系统,微加速度计和微磁强计为子导航子系统的组合导航系统。组合导航联邦滤波是一个两级的分散化滤波方法,由两个数据处理阶段组成,结构如图 1 所示。在本文中,将陀螺四元数积分求解姿态记为 MINS,其与真正 MINS 的不同在于,只采用四元数计算姿态,不涉及加速度计计算速度和位置的过程。MSINS/加速度计子滤波器 1 和 MSINS/磁强计子滤波器 2

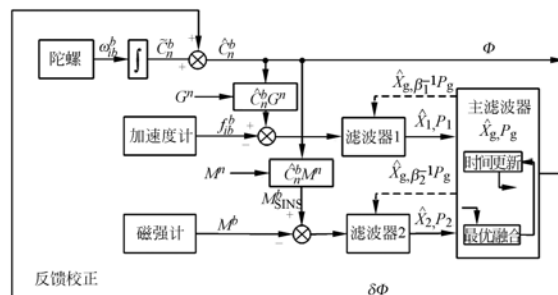


图 1 MAHRS 组合导航系统联邦滤波结构

Fig. 1 Structure of federated filter in navigation system

的数据输出到主滤波器中进行信息融合,实现全局的状态估计。

由图 1 可以看出,MAHRS 组合导航系统采用的联邦滤波结构,主滤波器状态方程无信息分配,即主滤波器信息分配系数 $\beta_m=0$,也就是 $\beta_m^{-1}Q$ 为无穷,不需要用主滤波器进行滤波,主滤波器只对两个子滤波器的公共状态进行融合并反馈。

3.2 状态方程

根据惯性器件的误差方程和各传感器的误差特性分别对两个子滤波器建立状态方程如下:

3.2.1 MINS/加计子滤波器状态方程

MINS/加计子滤波器的状态量为:

$$\mathbf{X}_1 = [\delta\Phi \quad \mathbf{b} \quad \mathbf{a}]^T, \quad (6)$$

其中 $\delta\Phi = [\delta\psi \quad \delta\theta \quad \delta\gamma]^T$, 为姿态角误差; $\mathbf{b} = [b_x \quad b_y \quad b_z]^T$, 为陀螺零偏; $\mathbf{a} = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T$ 为运动加速度。

根据惯性器件的误差方程和公式(3)建立状态方程如下:

$$\dot{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{F}_1(t) \mathbf{X}_1(t) + \mathbf{G}z_1(t) \omega_g(t), \quad (7)$$

其中, $\mathbf{F}_1(t) = \begin{bmatrix} 0 & C_b^n & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_a \end{bmatrix}$, $F_a = \text{diag}[c_{a,x} \quad c_{a,y}$

$c_{a,z}]$, $\omega_g(t)$ 为陀螺仪随机误差, $\mathbf{G}z_1(t) = [C_b^n \quad 0 \quad 0]^T$ 。

3.2.2 MINS/磁强计子滤波器状态方程

MINS/磁强计子滤波器的状态量为:

$$\mathbf{X}_2 = [\delta\Phi \quad \mathbf{b} \quad \mathbf{d}]^T, \quad (8)$$

其中 $\delta\Phi = [\delta\psi \quad \delta\theta \quad \delta\gamma]^T$, 为姿态角误差; $\mathbf{b} = [b_x \quad b_y \quad b_z]^T$, 为陀螺零偏; $\mathbf{d} = [d_x \quad d_y \quad d_z]^T$ 为磁干扰。

根据惯性器件的误差方程和公式(5)建立状态方程如下:

$$\dot{\mathbf{X}}_2 = \mathbf{F}_2(t) \mathbf{X}_2(t) + \mathbf{G}z_2(t) \omega_g(t), \quad (9)$$

其中, $\mathbf{F}_2(t) = \begin{bmatrix} 0 & C_b^n & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_m \end{bmatrix}$, $F_m = \text{diag}[c_{m,x} \quad c_{m,y}$

$c_{m,z}]$, $\omega_g(t)$ 为陀螺仪随机误差, $\mathbf{G}z_2(t) = [C_b^n \quad 0 \quad 0]^T$ 。

3.3 量测方程

分别采用加速度计、磁强计的输出作为量测量建立两个子滤波器的量测方程如下:

3.3.1 MINS/加计子滤波器量测方程

假设微小型飞行器在飞行范围内地球重力矢

量 $\mathbf{G}^n = [0 \quad 0 \quad g]^T$ 的变化很小,相对于运动加速度的影响可以忽略。

由 MEMS-SINS 姿态计算得到的 $\sigma\text{-}x_b y_b z_b$ 下的三轴重力矢量 $\mathbf{G}_{\text{SINS}}^b$ 为:

$$\mathbf{G}_{\text{SINS}}^b = \begin{bmatrix} \hat{g}_{bx} \\ \hat{g}_{by} \\ \hat{g}_{bz} \end{bmatrix} = \hat{C}_n^b \mathbf{G}^n. \quad (10)$$

载体系下加速度计的输出为 \mathbf{G}_{AC}^b , 其为载体系中重力矢量 \mathbf{G}^b 、运动加速度 \mathbf{a} 以及量测噪声 v_a 之和,加速度计的零偏可以归结到运动加速度 \mathbf{a} 中,如下式所示:

$$\mathbf{G}_{\text{AC}}^b = \mathbf{G}^b + \mathbf{a} + v_a, \quad (11)$$

取 $\mathbf{G}_{\text{SINS}}^b$ 与 \mathbf{G}_{AC}^b 之差作为量测值,即:

$$\begin{aligned} z_1(t) &= \mathbf{G}_{\text{SINS}}^b - \mathbf{G}_{\text{AC}}^b = \hat{C}_n^b \mathbf{G}^n - (C_n^b \mathbf{G}^n + \mathbf{a} + v_a) = \\ &= \delta C_n^b \mathbf{G}^n - \mathbf{a} - v_a = C_n^b (\delta\Phi \times) \mathbf{G}^n - \mathbf{a} - v_a = \\ &= -C_n^b (\mathbf{G}^n \times) \delta\Phi - \mathbf{a} - v_a, \end{aligned} \quad (12)$$

式中, $[\mathbf{G}^n \times] = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ 为由地理系内重力

矢量 \mathbf{G}^n 构成的反对称阵。

MINS/加速度计的量测方程如下:

$$\mathbf{Z}_1(t) = \mathbf{H}_1(t) \mathbf{X}_1(t) + v_a(t), \quad (13)$$

式中, $\mathbf{H}_1 = [-C_n^b [\mathbf{G}^n \times] \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{I}_3]^T$, $v_a(t)$ 为加速度计量测噪声, $\mathbf{0}_3$ 为 3×3 的零矩阵, \mathbf{I}_3 为 3×3 的单位矩阵。

3.3.2 MINS/磁强计子滤波器量测方程

同样假设微小型飞行器在飞行范围内地球磁场矢量 $\mathbf{M}^n = [m_x^n \quad m_y^n \quad m_z^n]^T$ 的变化很小,相对于磁干扰的影响可以忽略。

由 MEMS-SINS 姿态计算得到的 $\sigma\text{-}x_b y_b z_b$ 下的三轴磁场强度 $\mathbf{M}_{\text{SINS}}^b$ 为:

$$\mathbf{M}_{\text{SINS}}^b = \begin{bmatrix} \hat{m}_{bx} \\ \hat{m}_{by} \\ \hat{m}_{bz} \end{bmatrix} = \hat{C}_n^b \mathbf{M}^n, \quad (14)$$

式中, $\mathbf{M}^n = [m_x^n \quad m_y^n \quad m_z^n]^T$ 为 $\sigma\text{-}x_n y_n z_n$ 下的地球磁场强度。

载体系下磁传感器的输出为 $\mathbf{M}_{\text{MMC}}^b$, 其为载体系中地球磁场矢量 \mathbf{M}^b 、干扰磁场矢量 \mathbf{d} 以及量测噪声 v_m 之和,磁传感器的零偏可以归结到干扰磁场矢量 \mathbf{d} 中,如下式所示:

$$\mathbf{M}_{\text{MMC}}^b = \mathbf{M}^b + \mathbf{d} + v_m, \quad (15)$$

取 $\mathbf{M}_{\text{SINS}}^b$ 与 $\mathbf{M}_{\text{MMC}}^b$ 之差作为量测值,即:

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_2(t) &= \mathbf{M}_{\text{SINS}}^b - \mathbf{M}_{\text{MMC}}^b = \hat{\mathbf{C}}_n^b \mathbf{M}^n - (\mathbf{C}_n^b \mathbf{M}^n + \mathbf{d} + \mathbf{v}_m) = \\ &= (\hat{\mathbf{C}}_n^b \mathbf{M}^n - \mathbf{C}_n^b \mathbf{M}^n) - \mathbf{d} - \mathbf{v}_m = \delta \mathbf{C}_n^b \mathbf{M}^n - \mathbf{d} - \mathbf{v}_m = \\ &= \mathbf{C}_n^b (\delta \Phi \times) \mathbf{M}^n - \mathbf{d} - \mathbf{v}_m = -\mathbf{C}_n^b (\mathbf{M}^n \times) \delta \Phi - \mathbf{d} - \mathbf{v}_m, \end{aligned} \quad (16)$$

式中, $[\mathbf{M}^n \times] = \begin{bmatrix} 0 & m_z^n & -m_y^n \\ -m_z^n & 0 & m_x^n \\ m_y^n & -m_x^n & 0 \end{bmatrix}$ 为由地理系内地球磁场矢量 \mathbf{M}^n 构成的反对称阵。

MINS/磁强计的量测方程如下:

$$\mathbf{Z}_2(t) = \mathbf{H}_2(t) \mathbf{X}_2(t) + \mathbf{v}_m(t), \quad (17)$$

式中, $\mathbf{H}_2 = [-\mathbf{C}_n^b [\mathbf{M}^n \times] \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{I}_3]^T$, $\mathbf{v}_m(t)$ 为磁传感器量测噪声, $\mathbf{0}_3$ 为 3×3 的零矩阵, \mathbf{I}_3 为 3×3 的单位矩阵。

3.4 公共状态信息分配因子的确定

微航姿参考系统组合导航算法的两个子滤波器各自独立地以加速度计、磁传感器输出作为量测量进行滤波,两个子滤波器的公共状态(姿态误差角 $\delta \Phi$ 以及陀螺零偏 \mathbf{b}) 最终需要通过主滤波器进行融合实现最优估计。联邦滤波采用方差阵加权的最优信息融合准则,主滤波器的信息融合公式为:

$$\mathbf{P}_g = (\mathbf{P}_1^{-1} + \mathbf{P}_2^{-1})^{-1} = \frac{\mathbf{P}_1 \mathbf{P}_2}{\mathbf{P}_1 + \mathbf{P}_2}, \quad (18)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_g = \mathbf{P}_g (\mathbf{P}_1^{-1} \hat{\mathbf{X}}_1 + \mathbf{P}_2^{-1} \hat{\mathbf{X}}_2) = \frac{\mathbf{P}_2}{\mathbf{P}_1 + \mathbf{P}_2} \hat{\mathbf{X}}_1 + \frac{\mathbf{P}_1}{\mathbf{P}_1 + \mathbf{P}_2} \hat{\mathbf{X}}_2. \quad (19)$$

根据各子滤波器的估计精度确定自适应信息反馈系数的滤波结构,能够更好地反映子系统估计精度的变化,减小子系统失效或精度降低带来的影响。由于主滤波器信息分配系数 $\beta_m = 0$, 所以按照信息守恒原理式,子滤波器信息分配系数满足下式:

$$\beta_1 + \beta_2 = 1, \quad (20)$$

由于在组合滤波中,方差阵包含了估计误差信息,因此可以反映滤波性能。方差阵对角线上的元素的绝对值反映了对应的状态量的误差的平方,因而采用方差阵对角线上的元素进行信息动态分配的算法,以便在信息分配和融合时充分考虑子系统的估计值特点。使两个子滤波器系统的动态信息分配系数 $\beta_1(k)$ 和 $\beta_2(k)$ 与其方差阵的对角线上的元素的绝对值和的平方根成正比,即:

$$\beta_1(k) = \frac{\|\mathbf{P}_1(k)\|_p}{\|\mathbf{P}_1(k)\|_p + \|\mathbf{P}_2(k)\|_p}, \quad (21)$$

$$\beta_2(k) = \frac{\|\mathbf{P}_2(k)\|_p}{\|\mathbf{P}_1(k)\|_p + \|\mathbf{P}_2(k)\|_p}, \quad (22)$$

式中, $\|\cdot\|_p$ 定义为,对于任意矩阵 $\mathbf{A} = [a_{ij}] \in$

$$\mathbf{R}^{n \times n} \text{ 有, } \|\mathbf{A}\|_p = \sqrt{\sum_{i=j=1}^n |a_{ij}|}.$$

按上式进行信息动态分配的优点在于:当两个子滤波器系统的估计效果较好时(即 $\mathbf{P}_i(k)$ 较小),则其对数据融合的效果越明显,进而由主滤波器分配来的信息就越多。应用动态信息分配方案时,由于初始时刻子系统无信息,故可以对 β_i 取平均值。在正常导航的第 k 个计算周期内,信息分配按上式进行。

得到信息分配因子之后,两个子滤波器系统的状态估计值和估计方差矩阵按照下面的公式进行重置:

$$\mathbf{P}_1(k) = (\beta_1(k))^{-1} \mathbf{P}_g(k), \quad (23)$$

$$\mathbf{P}_2(k) = (\beta_2(k))^{-1} \mathbf{P}_g(k), \quad (24)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_1(k) = \hat{\mathbf{X}}_2(k) = \hat{\mathbf{X}}_g(k). \quad (25)$$

3.5 专有状态自适应算法

自适应算法很早就被应用于航姿算法中,但传统的航姿算法根据加速度判据 $|\sqrt{(f_x^b)^2 + (f_y^b)^2 + (f_z^b)^2} - g| < \delta_a$ 和磁干扰判据 $|\sqrt{(m_x^b)^2 + (m_y^b)^2 + (m_z^b)^2} - m| < \delta_m$ 来调整滤波量测方差 R 进而修正信息对估计状态的贡献,其中 g, m 分别为地球磁场矢量、重力矢量的大小。但当飞行器作长时间机动时,加计和磁对惯导的修正很小,造成导航发散。

虽然本文将运动加速度误差和磁干扰误差作为状态量进行估计可以在长时间机动时保证姿态精度,但由于微小型飞行器自身动力学方程非常复杂,构造的运动加速度误差、磁干扰误差模型很难满足所有的机动情况。同时 Kalman 滤波估计属于递推估计,当机动状态发生变化时,滤波会受先验信息的影响,将运动加速度误差、磁干扰误差引入到姿态角误差。因此当两个子滤波器的机动状态变化时,需要重新调整滤波器专有状态量的估计方差 $\mathbf{P}_a, \mathbf{P}_m$, 如下:

$$\delta a = |\|\mathbf{f}^b - \hat{\mathbf{a}}\| - g|, \quad (26)$$

$$\mathbf{P}_a = \alpha_a * \text{diag}[\delta a \quad \delta a \quad \delta a],$$

$$\delta m = |\|\mathbf{M}_{\text{MMC}}^b - \hat{\mathbf{d}}\| - m|, \quad (27)$$

$$\mathbf{P}_m = \alpha_m * \text{diag}[\delta m \quad \delta m \quad \delta m],$$

式中, δa 为估计的运动加速度误差平方和; δm 为估计的磁干扰误差平方和; $\mathbf{P}_a, \mathbf{P}_m$ 分别为调整的

运动加速度、磁干扰估计误差的协方差； α_a 、 α_m 分别为调整系数，该系数由先验知识决定，通过判断扰动因素的方向确定调整系数矩阵的构成。

同时，为了保证机动状态变化时的姿态精度，需要适当地调整量测方差如下：

$$\mathbf{R}_a = \gamma_a * \text{diag}[\delta a \quad \delta a \quad \delta a], \quad (28)$$

$$\mathbf{R}_m = \gamma_m * \text{diag}[\delta m \quad \delta m \quad \delta m]. \quad (29)$$

4 半物理仿真试验

4.1 半物理仿真试验系统

半物理实验系统采用了 BEI 公司 LCG50 MEMS 陀螺仪、Silicon Design 公司 1221 加速度计以及 Honeywell 公司 HMC1021Z、HMC1022 磁传感器输出的误差特性，通过轨迹发生器软件产生飞行标称轨迹数据叠加真实噪声特性进行仿真。陀螺仪常值漂移约为 $50(^{\circ})/h(1\sigma)$ ，加速度计常值偏置约为 $0.5mg(1\sigma)$ ，磁传感器测量误差 $80 \text{ nT}(1\sigma)$ ， $\delta\Phi$ 的初始值分别为 1° 、 1° 、 1° 。

在此，不考虑微小型飞行器作特技的情况，认为飞行器常态飞行主要包含直线飞行和转弯，而长时间盘旋情况下保证姿态精度是传统航姿算法难以达到的。因此，我们设计的飞行轨迹为 200 s 平飞-600 s 盘旋-200 s 平飞，如图 2 所示。

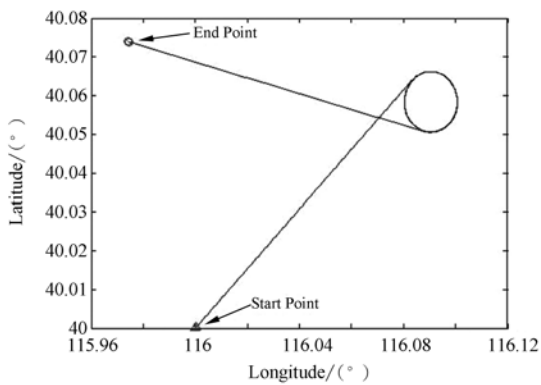
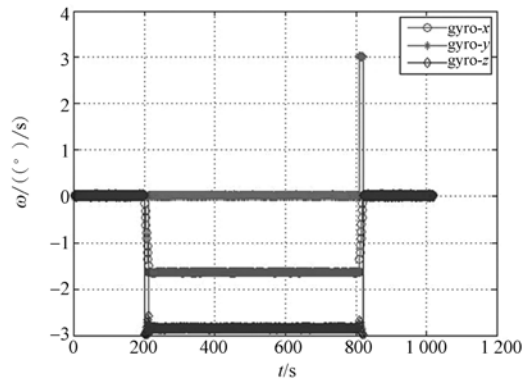


图 2 设计飞行轨迹

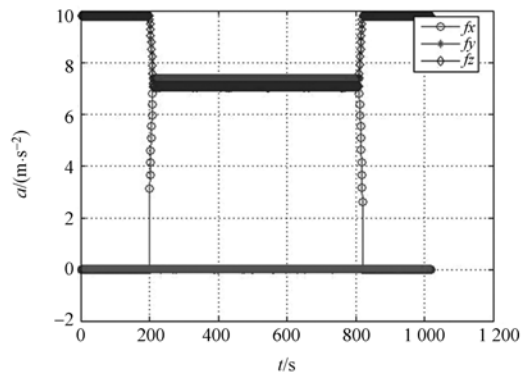
Fig. 2 Designed flighting path

考虑到磁罗盘虽然经过校准，但机载设备仍然会产生磁干扰影响，因此在生成的磁数据中加入了 $1 \times 10^{-6} \text{ T}$ 的磁干扰。由轨迹发生器产生的轨迹数据叠加噪声和干扰后生成的传感器数据如图 3 所示。



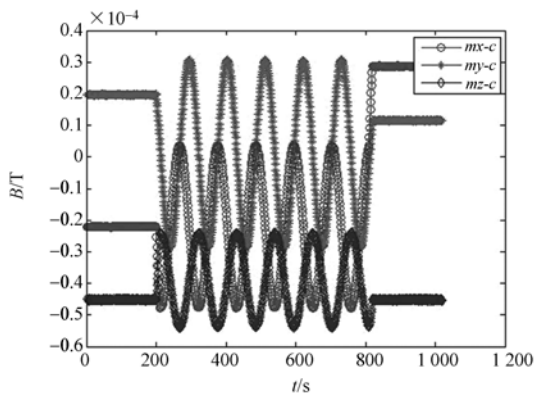
(a) 陀螺角速率数据

(a) Angular rate data of gyro



(b) 加速度计比力数据

(b) Acceleration data of accelerometer



(c) 磁传感器数据

(c) Data of magnetic sensor

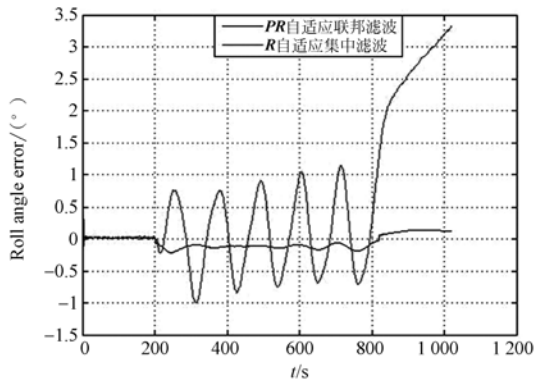
图 3 飞行过程中的传感器数据

Fig. 3 Sensor data of flight process

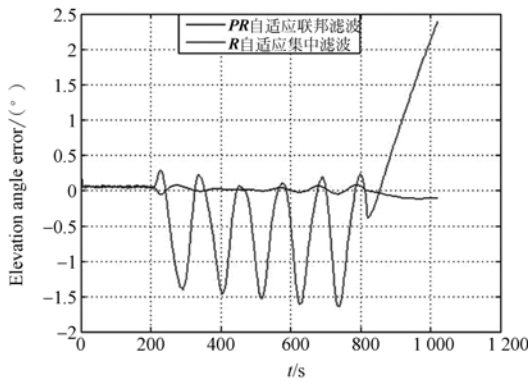
4.2 半物理仿真试验结果

分别采用十二维的 \mathbf{R} 自适应集中式 Kalman 滤波和本文提出的 \mathbf{PR} 自适应联邦滤波器对上述标称轨迹数据求解姿态，分别得到横滚角、俯仰角

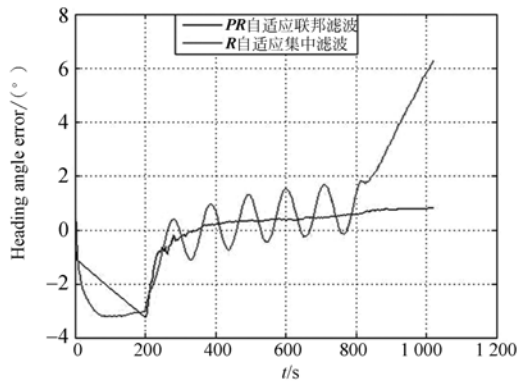
和航向角的误差估计曲线如图 4 所示。



(a) 横滚角误差对比曲线图
(a) Error curves of roll angle



(b) 俯仰角误差对比曲线图
(b) Error curves of elevation angle



(c) 航向角误差对比曲线图
(c) Error curves of heading angle
图 4 不同组合方法精度对比图

Fig. 4 Contrast diagrams using different algorithms

参考文献:

[1] 李荣冰, 刘建业, 赖际舟, 等. 微小型飞行器惯性组合姿态确定与航路导航研究[J]. 航空学报, 2008,

上图 1 000 s 的仿真结果表明,十二维 **R** 自适应集中式滤波方法由于运动加速度和磁干扰存在相互影响导致估计的姿态精度较低,同时在 800 s 时刻当飞机机动状态发生变化时,十二维 **R** 自适应滤波加速度误差和磁干扰误差估计不准造成姿态角精度变差。相反,采用本文介绍的 **PR** 自适应联邦滤波器在不同的机动条件下均有很好的鲁棒性,姿态估计精度较高。

在计算实时性方面,滤波算法的运算量主要是矩阵乘法,九维矩阵乘法消耗的计算机资源不及十二维矩阵乘法的一半。采用 ADSP 处理器的导航计算机进行算法仿真,联邦滤波算法滤波周期略小于十二维集中式滤波算法,满足微小型飞行器 50 Hz 的滤波需求。

5 结 论

本文在总结前人航姿算法优点的基础上,针对传统算法存在的问题,提出了一种 **PR** 自适应的联邦滤波组合导航算法,通过将该算法与十二维 **R** 自适应集中式滤波算法进行半物理仿真试验比较,得出以下结论:

- (1)该算法对载体运动过程中存在的运动加速度和磁干扰进行建模,保证了载体在长时间高机动情况下姿态信息保持较高精度;
- (2)该算法采用联邦滤波方式降低了运动加速度与磁干扰之间的相互影响,提高了姿态估计精度;
- (3)该算法引入了判断载体机动状态变化的判据,通过调整子滤波器专有状态估计方差 **P**,保证了不同机动条件下的姿态估计精度。

29(S1):178-183.

LI R B, LIU J Y, LAI J ZH, et al.. Research on inertial integrated attitude determination and waypoint navigation for micro air vehicles[J]. Acta Aeronau-

- tica Et Astronautica Sinica*, 2008, 29(S1):178-183. (in Chinese)
- [2] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 小型和微型无人机的气动特点和设计[J]. *航空学报*, 2006, 27(3):353-364.
- ZHU Z Q, WANG X L, WU Z CH, *et al.*. Aerodynamic characteristics of small/micro unmanned aerial vehicles and their shape design[J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2006, 27(3):353-364. (in Chinese)
- [3] EGZIABHER G, HWYWARD D, HAYWARD R C, *et al.*. A low cost GPS/inertial attitude heading reference system (AHRS) for general aviation applications[C]. In *proceedings of the IEEE Position Location and Navigation Symposium (PLANS)*, 1998:518-525.
- [4] HONG L, RUAN Y, LI W, *et al.*. Energy-based video tracking using joint target density processing with an application to unmanned aerial vehicle surveillance[J]. *Computer Vision*, 2008, 1(2):1-12.
- [5] CONTE G, DOHERTY P. An Integrated UAV navigation system based on aerial image matching[C]. *Aerospace Conference*, 2008:1-10.
- [6] WENDEL J, MEISTER O, SCHLAILE C, *et al.*. An integrated GPS/MEMS-IMU navigation system for an autonomous helicopter[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10:527-533.
- [7] SABATINI A M. Quaternion-based extended kalman filter for determining orientation by inertial and magnetic sensing[J]. *IEEE Transactions on Biomedical Engineering*, 2006, 53(7):1346-1356.
- [8] ZHU R, SUN D, ZHOU ZH Y, *et al.*. A linear fusion algorithm for attitude determination using low cost MEMS based sensors[J]. *Measurement*, 2007, 40:322-328.
- [9] WANG M, YANG Y CH, RONALD R H, *et al.*. Adaptive filter for a miniature MEMS based attitude and heading reference system [C]. *Record IEEE PLANS, Position, Location and Navigation Symposium, Piscataway, IEEE, Nanjing*, 2004:193-200.
- [10] SUNG K H. Fuzzy logic based closed-loop strap-down attitude system for unmanned aerial vehicle (UAV) [J]. *Sensor and Actuators*, 2003, 107:109-118.
- [11] 杜亚玲, 刘建业, 刘瑞华. 捷联惯性航姿系统中的模糊内阻尼算法研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2005, 37(3):274-278.
- DU Y L, LIU J Y, LIU R H. Fuzzy damped algorithm in strapdown attitude heading reference system[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2005, 37(3):274-278. (in Chinese)
- [12] EUSTON M, COOTE P, MAHONY R, *et al.*. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV[C]. *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System, France*, 2008:340-345.
- [13] LIU CH, ZHOU ZH Y, FU X. Attitude determination for MAVs using a kalman filter[J]. *Tsinghua Science and Technology*, 2008, 13(5):593-597.
- [14] ROETENBERG D, LUINGW H J, BATEN C T, *et al.*. Compensation of magnetic disturbance improves inertial and magnetic sensing of human body segment orientation [J]. *IEEE Transaction on Neural Systems and Rehabilitation Engineering*, 2005, 13(3):395-405.
- [15] 郭鹏飞, 任章, 邱海韬. 机动加速度辅助的航姿系统扩展卡尔曼滤波[J]. *系统工程与电子技术*, 2009, 31(3):625-628.
- GUO P F, REN ZH, QIU H T. Maneuvering acceleration assisted extended kalman filter for attitude and heading reference system [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2009, 31(3):625-628. (in Chinese)
- [16] 付梦印, 邓志红, 张继伟. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用[M]. 北京: 科学出版社, 2003:158-168.
- FU M Y, DENG ZH H, ZHANG J W. *Kalman filtering theory and the applications in navigation system* [M]. Beijing: Science Press, 2003:158-168. (in Chinese)

作者简介:



韩辅君(1975—),男,山东淄博人,博士,讲师,2009年于北京航空航天大学获得工学博士学位,主要从事控制理论与控制工程、先进控制技术等方面的研究。E-mail:hanfujun@126.com



宋世忠(1978—),男,硕士,工程师,主要从事电子与通信工程等方面的研究。E-mail:songshizhong_1978@126.com



徐静(1981—),女,硕士,讲师,主要从事控制理论与控制工程方向的研究。E-mail:xujing_19781@126.com

● 下期预告

测绘相机立方镜与星敏立方镜转换矩阵的标定

王智,吴国栋

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033)

测绘相机立方镜与星敏立方镜转换矩阵的标定是相机研制过程中的关键环节,是确定测绘相机在惯性坐标系中姿态的必不可少的关键技术。该姿态的确定是由星敏感器测量得到星敏测量坐标系在惯性坐标系中的姿态,然后通过星敏测量坐标系与星敏立方镜的转换矩阵、星敏立方镜与测绘相机立方镜的转换矩阵,得到测绘相机测量坐标系在惯性坐标系中的姿态。本文根据两坐标系的关系,利用4台经纬仪测量系统分别建立2个立方镜的坐标系和2坐标系间的转换矩阵。多次测量结果表明,该方法的标定精度优于 $2''(1\sigma)$,满足立体测绘精度的要求。