

文章编号 1004-924X(2017)02-0493-09

## 巡飞弹空中自适应快速初始姿态估计

李增彦<sup>1,3\*</sup>, 李小民<sup>1</sup>, 刘秋生<sup>2</sup>, 周兆英<sup>3</sup>

(1. 军械工程学院 无人机工程系, 河北 石家庄 050003;

2. 军械工程学院 弹药工程系, 河北 石家庄 050003;

3. 清华大学 精密仪器系, 北京 100084)

**摘要:**为了解决巡飞弹空中上电后在无参考姿态条件下的初始姿态确定问题,采用低成本磁力计、陀螺仪和加速度计(MARG)传感器设计姿态航向参考系统(AHRS),并提出了一种自适应参考矢量权重的快速初始姿态估计(AFCE)算法。首先,提出了三轴传感器使用前的快速误差校准方法;然后,采用快速互补滤波算法进行姿态估计,分析了其权重函数对于初始姿态估计及收敛性等的影响;接着,提出自适应参考矢量权重及自适应姿态估计方法;最后,利用高精度MTI(Milliren Technologies, Inc)传感器数据对算法进行了验证,并在低成本 MARG 姿态航向参考系统中对算法进行了实现,对比了改进算法及扩展卡尔曼滤波(EKF)算法的性能。实验结果与分析表明:动态条件下采用 MTI 传感器数据,改进算法能够在初始时刻收敛,比快速互补滤波(FCF)算法提前约 4s;解算精度约为 $\pm 0.6^\circ$ ,初始时刻精度明显优于 FCF;硬件测试则表明改进算法的处理时间为 0.062ms,仅为 EKF 算法的 1/9,解算精度约为 $\pm 1.3^\circ$ ,能够满足姿态测量过程快速收敛、高精度、实时性等要求。

**关键词:**巡飞弹;初始姿态估计;互补滤波;最优矢量估计

中图分类号:V249 文献标识码:A doi:10.3788/OPE.20172402.0493

## Adaptive fast initial attitude estimation for inflight loitering munition

LI Zeng-yan<sup>1,3\*</sup>, LI Xiao-min<sup>1</sup>, LIU Qiu-sheng<sup>2</sup>, ZHOU Zhao-ying<sup>3</sup>

(1. Department of UAV Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

2. Department of Ammunition Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China;

3. Department of Precision Instrument, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

\* Corresponding author, E-mail: Lizy\_THU@163.com

**Abstract:** To solve the problem of initial attitude estimation for inflight loitering munition in the absence of reference attitude, a fast initial attitude estimation algorithm for adaptive reference vector weight (AFCE) was put forward based on the Attitude and Heading Reference System (AHRS) designed by adopting low-cost magnetic, angular rate and gravity MARG sensor. First of all, a fast error calibration method for three-axes sensor was put forward; Then, the attitude estimation was carried out by adopting the fast complementary filtering algorithm, and the impact of weighting function on

收稿日期:2016-09-23;修订日期:2016-11-04.

基金项目:武器装备“十二五”预先研究项目(No. 51325050101)

initial attitude estimation and convergence was analyzed; subsequently the method for adaptive reference vector weight and adaptive attitude estimation was proposed; finally, high-precision MTI sensor data was used to verify the algorithm, then the algorithm was implemented in the low-cost MRAG AHRS, and performance of the improved algorithm was compared with that of the extended Kalman filter (EKF) algorithm. The experiment results and analysis show that the improved algorithm can achieve a convergence at the initial time when MTI sensor data is used under dynamic conditions, approximately 4s earlier than the fast complement filter (FCF) algorithm; the calculation precision is  $\pm 0.6^\circ$ , and the initial precision is obviously better than FCF. Furthermore, the hardware test indicates that processing time for the improved algorithm is 0.062 ms, accounting for 1/9 of the EKF algorithm, with an approximately calculation precision of  $\pm 1.3^\circ$ , which can meet the requirement of fast convergence, high precision and real-time during the attitude measurement.

**Key words:** loitering munition; initial attitude estimation; complementary filter; optimal vector estimation

## 1 引言

作为新型智能化弹药,巡飞弹集无人机技术与弹药技术于一体,通常采用武器平台发射、以开舱与伞降的方式快速进入指定区域,执行侦察监视、火力打击等作战任务<sup>[1]</sup>。受体积、重量、功耗、成本等多方面因素的制约,飞行测控系统常采用 MEMS(Micro-Electro-Mechanical System)微惯性测量单元与 GPS(Global Positioning System)/地磁的组合<sup>[2]</sup>。飞行测控系统在巡飞弹载体空中开舱后开始加电工作,而此时由于无参考姿态数据、GPS 无法快速进行搜星定位等因素的影响,其初始状态仅能通过陀螺仪、加速度计、磁强计等传感器进行估计。

获取高精度、高可靠性的飞行姿态是巡飞弹实现自主飞行的基本条件。目前较常用的传感器融合算法有互补滤波法<sup>[2]</sup>、卡尔曼滤波法<sup>[3,4]</sup>、梯度下降法、高斯牛顿法等。无迹卡尔曼滤波算法(Unscented Kalman filter, UKF)比扩展卡尔曼滤波算法(Extended Kalman Filter, EKF)的测量精度高,但是计算量较大、收敛性变慢<sup>[5]</sup>,在低成本器件传感器噪声较大的情况下,两者测量效果相当。文献[6]采用了“UKF + TRIAD(Three-axis attitude determination)”的测姿方法,获得了较好的估计结果;Markley 以两矢量为参考,提出了最优四元数估计及次优四元数估计方法,次优估计法具有与 TRIAD 算法相同的估计效果,但

是计算时间却减少了,而最优估计法的精度与 TRIAD 相当,而且解决了 TRIAD 算法中 Wahba 代价函数的计算问题。文献[7]提出利用高斯牛顿解的自适应互补滤波法对梯度下降法做了改进<sup>[8,9]</sup>,虽然精度有所提高,但增加了计算时间;文献[10]提出了快速互补滤波法,该方法结合了 Markley 的矢量估计法<sup>[11]</sup>和互补滤波法,使得在精度不变的情况下大大减小了计算量。经过分析可得:梯度下降法、高斯牛顿法、卡尔曼滤波法等通常采用迭代方式,需要进行复杂的雅可比矩阵运算,计算量大;在静态和动态测试中,对于干扰,上述方法均采取了一定的抗干扰门限值<sup>[12]</sup>,虽然经过不断改进,算法的测试精度不断提高,但是上述文献均未考虑算法初值及收敛性的影响,姿态初始值对于以上迭代算法的影响程度不同<sup>[13]</sup>。

巡飞弹的伞降段时间较短,控制系统在加电启动后立即对飞行器及光电设备等进行实时控制,当姿态解算值收敛慢时无法进行快速控制,解算精度较差时会对飞行器转平飞过程产生影响,从而损失落高,因此初始姿态的收敛性及误差对控制系统影响很大,需研究收敛快( $\leq 5$  s)、初始姿态估计精度高( $\leq 3^\circ$ )、计算速度快( $\geq 2$  kHz)的姿态解算算法。

本文设计了一种由加速度计、陀螺仪、磁强计组成的姿态航向参考系统,并提出了一种实用的快速误差校准方法。该方法采用以互补滤波为主的融合算法,在介绍快速互补滤波法的基础上,针对姿态估计初值、收敛性、抗干扰性等方面进行了

分析及改进,在此基础上,进一步提出了自适应参考矢量权重及自适应姿态估计方法,并采用高精度 MTI 传感器及硬件验证算法的精度及可靠性。

## 2 传感器误差校准

MEMS 传感器在使用前必须进行误差补偿校准,通常对各传感器单独校准。本文采用基于重力场的六面校准法<sup>[9]</sup>,以简化校准流程。根据 MARG(Magnetic Angular Rate and Gravity)传感器的特性,设置校准误差阈值。自动校准流程如下:

(1) 设加速度计各轴向的测量均值分别为  $\bar{a}_x, \bar{a}_y, \bar{a}_z$ , 当  $i(i=x, y, z)$  轴均值与重力差小于阈值  $\Delta_a$  时,可检测到该轴向校准标志位,进入校准状态。

$$|\bar{a}_i - g| \leq \Delta_a, (i=x, y, z). \quad (1)$$

加速度计的校准模型<sup>[2]</sup>为:

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x & K_{xy} & K_{xz} \\ K_{yx} & K_y & K_{yz} \\ K_{zx} & K_{zy} & K_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

其中,  $\mathbf{K}, \mathbf{B}_a$  分别为对应轴的比例因子及零偏,  $\mathbf{a}$  为测量值。以水平静置( $z$  轴为敏感轴)为例,设各轴正反向测量值分别为  $a_{i+}$  和  $a_{i-}$ ,  $i=x, y, z$ , 则有

$$\begin{bmatrix} K_{zx} \\ K_{zy} \\ K_z \\ B_{az} \end{bmatrix} = \frac{1}{2g} \begin{bmatrix} a_{x+} - a_{x-} \\ a_{y+} - a_{y-} \\ a_{z+} - a_{z-} \\ a_{z+} + a_{z-} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

(2) 此时模块正处于静置状态,自动获取该轴陀螺仪的测量值  $\omega_i$ , 校准标志为均值  $\bar{\omega}_i$  小于阈值  $\Delta_w$ , 即

$$|\bar{\omega}_i| \leq \Delta_w, (i=x, y, z). \quad (4)$$

采用三轴一体陀螺仪进行校准 1, 受现场仪器条件的限制,仅考虑零偏并忽略传感器的安装误差<sup>[9]</sup>,可自动完成校准,校准值为测量值与校准前均值的差:

$$\omega_i = \omega_i - \bar{\omega}_i. \quad (5)$$

(3) 当加速度计、陀螺仪完成校准后,自动进入磁强计校准状态。具体是使模块沿敏感轴逆时针匀速旋转  $360^\circ$  并采集数据点,完成一面校准。之后,提醒进入其他面校准,并回到步骤(1),待六面校准结束后,利用椭球最小二乘拟合法实现磁强计校准。

由此通过连续的自动循环校准过程一次完成分步校准。

## 3 姿态估计

### 3.1 陀螺仪四元数姿态解算

传感器上电后,由陀螺仪微分方程可知:

$$\dot{\mathbf{q}}_t = 0.5 \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^b & -\omega_y^b & -\omega_z^b \\ \omega_x^b & 0 & \omega_z^b & -\omega_y^b \\ \omega_y^b & -\omega_z^b & 0 & -\omega_x^b \\ \omega_z^b & \omega_y^b & -\omega_x^b & 0 \end{bmatrix} \mathbf{q}_0 = 0.5 \mathbf{W}_\omega \mathbf{q}_0, \quad (6)$$

其中  $\mathbf{q}_t$  为通过陀螺仪积分得到的四元数值,  $\omega_i^b$  为机体坐标系下的角速率,测量矩阵可简写为  $\mathbf{W}_\omega$ 。在无参考姿态条件下,由于初值四元数一般为  $\mathbf{q}_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$ , 则陀螺仪的解算结果为相对于初始位置的积分,因此仅通过陀螺仪无法进行姿态估计,必须选取合适的参考量。

### 3.2 快速互补滤波法

地球重力和磁场为传感器提供了两方向参考矢量,设在机体坐标系下加速度计和磁强计的测量值分别为  $\mathbf{a}^b, \mathbf{m}^b$ , 在 NED 坐标系下分别为  $\mathbf{a}^g$  和  $\mathbf{m}^g$ , 它们满足如下关系:

$$\begin{cases} \mathbf{a}^b = (a_x, a_y, a_z)^T \\ \mathbf{a}^g = (0, 0, 1)^T \\ \mathbf{m}^b = (m_x, m_y, m_z)^T \\ \mathbf{m}^g = (m_n, 0, m_d)^T \\ \mathbf{a}^b = \mathbf{C}_g^b \mathbf{a}^g \\ \mathbf{m}^b = \mathbf{C}_g^b \mathbf{m}^g \end{cases}, \quad (7)$$

其中  $\mathbf{C}_g^b$  为大地坐标系到机体坐标系的转换矩阵:

$$\mathbf{C}_g^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

在任意初始姿态  $\mathbf{q}_0$  下,通过加速度计的测量值即可求出当前时刻四元数  $\mathbf{q}_a$ <sup>[10]</sup>,设加速度矩阵  $\mathbf{W}_a$  为:

$$\mathbf{W}_a = \begin{bmatrix} a_z & a_y & -a_x & 0 \\ a_y & -a_z & 0 & a_x \\ -a_x & 0 & -a_z & a_y \\ 0 & a_x & a_y & a_z \end{bmatrix}, \quad (9)$$

则有

$$\mathbf{q}_a = \frac{\mathbf{W}_a + \mathbf{I}_{4 \times 4}}{2} \mathbf{q}_0. \quad (10)$$

将加速度计与陀螺仪测量值进行一次互补滤波,可得估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{awc}$  为:

$$\hat{\mathbf{q}}_{awc}(t) = ((1 - \mu_a)(\mathbf{I} + \frac{\Delta t}{2} \mathbf{W}_w) + \mu_a \frac{\mathbf{W}_a + \mathbf{I}}{2}) \cdot \hat{\mathbf{q}}_{awc}(t-1), \quad (11)$$

其中  $\mu_a$  为加速度计的测量值权重。

采用四元数最优矢量估计方法<sup>[11]</sup>,仅需加速度计测量值及磁强计测量值即可实现初始姿态估计,具有无迭代、计算速度快等优点。但在低精度传感器中采用该方法时估计精度不高,需要结合陀螺仪数据进行误差补偿。具体如式(12)所示:

$$\hat{\mathbf{q}}_{am} = \begin{cases} \left[ \frac{(\gamma + \alpha)(\mathbf{b} \times \mathbf{r}) + \beta(\mathbf{b} + \mathbf{r})}{2 \sqrt{\gamma(\gamma + \alpha)(1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})}} \right], & \alpha \geq 0 \\ \left[ \frac{(\gamma + \alpha)(1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})}{2 \sqrt{\gamma(\gamma + \alpha)(1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})}} \right] \\ \left[ \frac{\beta(\mathbf{b} \times \mathbf{r}) + (\gamma - \alpha)(\mathbf{b} + \mathbf{r})}{2 \sqrt{\gamma(\gamma - \alpha)(1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})}} \right], & \alpha < 0 \\ \left[ \frac{\beta(1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})}{2 \sqrt{\gamma(\gamma - \alpha)(1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})}} \right] \end{cases}, \quad (12)$$

其中

$$\begin{cases} \alpha = (1 + \mathbf{b} \cdot \mathbf{r})(\sigma_1 \mathbf{a}^b \cdot \mathbf{a}^g + \sigma_2 \mathbf{m}^b \cdot \mathbf{m}^g) + (\mathbf{b} \times \mathbf{r})(\sigma_1 \mathbf{a}^b \times \mathbf{a}^g + \sigma_2 \mathbf{m}^b \times \mathbf{m}^g) \\ \beta = (\mathbf{b} + \mathbf{r})(\sigma_1 \mathbf{a}^b \times \mathbf{a}^g + \sigma_2 \mathbf{m}^b \times \mathbf{m}^g) \\ \gamma = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2} \\ \mathbf{r} = (\mathbf{a}^g \times \mathbf{m}^g) / |\mathbf{a}^g \times \mathbf{m}^g| \\ \mathbf{b} = (\mathbf{a}^b \times \mathbf{m}^b) / |\mathbf{a}^b \times \mathbf{m}^b| \end{cases}. \quad (13)$$

由于  $\mathbf{m}^g$  为未知量,为了获取准确的参考矢量,利用姿态估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{awc}$  进行传感器数据修正,令

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{a}}^b = \mathbf{C}_g^b(\hat{\mathbf{q}}_{awc}) \mathbf{a}^g \\ m_d = (\mathbf{a}^b)^T \mathbf{m}^b \\ m_n = \sqrt{1 - m_d^2} \\ \hat{\mathbf{m}}^g = (m_n, 0, m_d)^T \end{cases}. \quad (14)$$

将估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{awc}$  与最优矢量估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{am}$  经过二次互补滤波可得最终估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{awm}$  为:

$$\hat{\mathbf{q}}_{awm}(t) = (1 - \mu_m) \hat{\mathbf{q}}_{awc}(t) + \mu_m \hat{\mathbf{q}}_{am}(t), \quad (15)$$

其中  $\mu_m$  为磁强计测量值权重。

## 4 快速互补滤波算法分析与优化

### 4.1 算法分析

快速互补滤波法经过了两次互补,其中两个重要的可调参数为  $\mu_a$  和  $\mu_m$ 。由 MARG 传感器的频率特性可知,陀螺仪呈现高频特性,加速度计和磁强计呈现低频特性,通常情况下:

$$\begin{cases} \mu_a \ll 1 \\ \mu_m \ll 1 \end{cases}. \quad (16)$$

假设  $\mu_a$  和  $\mu_m$  趋近于 0,由式(11)和式(15)可知:

$$\hat{\mathbf{q}}_{awm}(t) \approx \hat{\mathbf{q}}_{awc}(t-1) \approx \left[ \mathbf{I} + \frac{\Delta t}{2} \mathbf{W}_w \right] \mathbf{q}_0 \approx \mathbf{q}_0. \quad (17)$$

在初值  $\mathbf{q}_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$  的情况下,初始估计值仍接近于系统初始化参数。实验发现,随着  $\mu_a$  和  $\mu_m$  值的增大,在固定权重时,姿态估计的初始误差有变小的趋势,但姿态估计过程减弱了陀螺仪的积分修正作用,使得后期的姿态估计误差呈现振荡变化,误差幅度甚至超过  $\pm 10^\circ$ ,整体精度呈现降低的趋势。

假设  $\mu_a$  和  $\mu_m$  趋近于 1,由式(11)和式(15)可知:

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{q}}_{awc}(t-1) \approx \frac{\mathbf{W}_a + \mathbf{I}}{2} \mathbf{q}_0 \\ \hat{\mathbf{q}}_{awm}(t) \approx \hat{\mathbf{q}}_{am}(t-1) \end{cases}. \quad (18)$$

由于  $\hat{\mathbf{q}}_{awc}$  为加速度计的一步预估值,且  $\hat{\mathbf{a}}^b$  和  $\hat{\mathbf{m}}^g$  为修正测量值,这就将最优矢量估计法转化为迭代算法,但由上述结果可知,在无陀螺仪修正姿态的过程中,解算结果无法收敛。

另外,算法中均采用了固定的传感器权重值,无法适应外部磁场干扰及载体加速度的影响。

### 4.2 改进算法设计

#### (1) 切换函数设计

由以上分析可知,初始姿态估计时应当使  $\mu_a$  和  $\mu_m$  等于 1,从而得到最优初始姿态估计值,为了提高迭代过程的解算精度,可减小加速度计和磁强计的权重,使  $\mu_a$  和  $\mu_m$  参数满足姿态估计精

度的指标要求。

设计切换函数:

$$\begin{cases} \mu_a = 1 - \tau_a(t) \operatorname{sgn}(t) \\ \mu_m = 1 - \tau_m(t) \operatorname{sgn}(t) \end{cases}, t \geq 0, \quad (19)$$

其中  $\tau_a(t)$  和  $\tau_m(t)$  为随时间  $t$  更新的自适应权重值。

该切换函数通过改变加速度计和磁强计的测量值权重,在初始时刻姿态未知条件下,利用四元数最优矢量估计法解决初始姿态估计问题,并在后续时刻通过调整权重值使其立刻切换至快速互补滤波法,以解决姿态估计的精度问题。

加速度计和磁强计的权重确定方法为:首先根据传感器的特点估计权重的大概范围(主要由传感器参数及组合决定),实验发现  $\mu_a$  和  $\mu_m$  的取值约为 0.001~0.1,将其与高精度传感器做数据对比,根据精度指标要求确定权重值。

### (2) 变区间函数设计

为了降低姿态解算过程中载体加速度及外界磁场环境的干扰,设置变区间函数:

$$\tau_a(t) = \frac{| \| \mathbf{a}^b \| - g |}{g} = A \begin{cases} 1, & e \in [0, 0.1] \\ 2 - 10e, & e \in [0.1, 0.2] \\ 0, & e \in [0.2, 16] \end{cases}, \quad (20)$$

$$\tau_m(t) = \frac{| \| \mathbf{m}^b \| - m_0 |}{m_0} = M \begin{cases} 1, & e \in [0, 0.1] \\ 2 - 10e, & e \in [0.1, 0.2] \\ 0, & e \in [0.2, 16] \end{cases}, \quad (21)$$

其中  $A$  和  $M$  为陀螺仪对于加速度计及磁强计的权重,重力参考量为  $g$ ,磁场参考量为初始时测得的磁场强度  $m_0$ ,  $e$  为可调整门限区间,一般通过实验获得。

因此可知,以合加速度  $\| \mathbf{a}^b \|$  为例,当  $\| \mathbf{a}^b \|$  与参考量  $g$  偏差较小时,认为载体不存在加速运动,对姿态估计影响较小;当  $\| \mathbf{a}^b \|$  与参考量  $g$  偏差不断增大时,加速度对于姿态估计的影响也越大,应该减弱其姿态修正能力;当偏差过大时,应当剔除其修正作用。该变区间函数可有效降低载体加速度对于姿态估计结果的影响。

### (3) 改进算法流程

改进算法的运算流程如下:

①初始化任意姿态初值  $\mathbf{q}_0$ ,通常情况下  $\mathbf{q}_0 =$

$[1 \ 0 \ 0 \ 0]$ ;

②通过传感器采集陀螺仪测量值  $\omega^b$ 、加速度测量值  $\mathbf{a}^b$  及磁强计测量值  $\mathbf{m}^b$ ,并对  $\mathbf{a}^b$  和  $\mathbf{m}^b$  进行归一化处理;

③根据测量值决定权重系数  $\tau_a(t)$  和  $\tau_m(t)$ ,并根据当前时刻  $t$  确定  $\mu_a$  和  $\mu_m$ ;

④由公式得出当前时刻的四元数估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{\text{acc}}(t)$ ;

⑤根据估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{\text{acc}}(t)$  及重力参考值  $\mathbf{a}^g$  依次得出  $\hat{\mathbf{a}}^b$ 、 $\hat{\mathbf{m}}^g$  及四元数矢量估计值  $\hat{\mathbf{q}}_{\text{ami}}(t)$ ;

⑥采用二次互补滤波由第 4 至 5 步结果最终求得  $\hat{\mathbf{q}}_{\text{amm}}(t)$ 。

## 5 实验与分析

为了验证改进算法的精度、收敛性及计算时间,开展了以下实验。

### 5.1 改进算法解算精度测试实验

将荷兰 Xsens 公司的高精度微型集成姿态测量系统 MTI-G-700 作为数据来源及姿态参考值,该模块在动态条件下,俯仰角及滚转角测量精度为  $\pm 0.3^\circ$ ,航向角精度为  $\pm 1^\circ$ 。为了使传感器处于动态条件下,将传感器进行大角度摆动。设置采样频率为 100 Hz,并采集约 12 s 实验数据(包括加速度计值、陀螺仪值、磁强计值、姿态参考值及时间序列)。

以第 4 s 作为姿态估计初始时刻,姿态数据参考值及经过解算得到的姿态值对比结果如图 1 所示,其中互补滤波参数  $\mu_a$  和  $\mu_m$  均为 0.01。

由图 1 可知,当载体处于运动过程时,初始姿态参考值不为零,采用 FCF 进行姿态解算时,由于初始四元数定义为  $\mathbf{q}_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$ ,且参考矢量权重较小,因此经过多步迭代后姿态值才能收敛。而 AFCF 在初始时刻采用了两矢量最优估计解,使姿态估计值与实际参考值误差较小,因此可以快速收敛,其误差曲线如图 2 所示。

当初始姿态  $(\phi, \theta, \psi) = (32.82, 42.72, 5.07)$  时,由图 2 可知, AFCF 的误差为  $(-2.36, -5.25, 3.57)$ ,初值时刻即收敛,而 FCF 的误差为  $(-33.61, -42.2, -13.37)$ ,远远偏离真实值,且收敛时间大于 4 s。为了验证算法的精度,本文取各姿态角分量的均方根误差(RMSE)作为评价

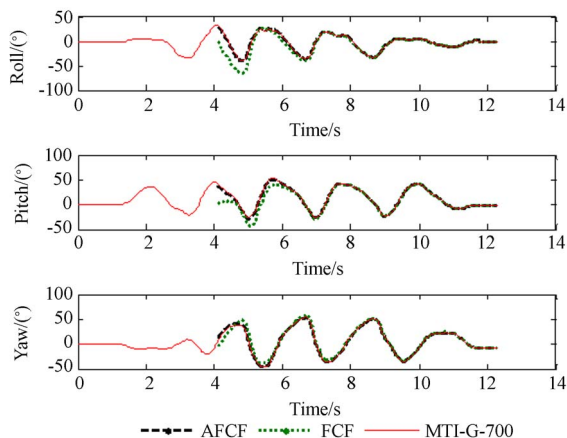


图 1 姿态解算值与 MTI 传感器参考值对比

Fig. 1 Comparison of attitude calculation values and reference values from MTI sensor

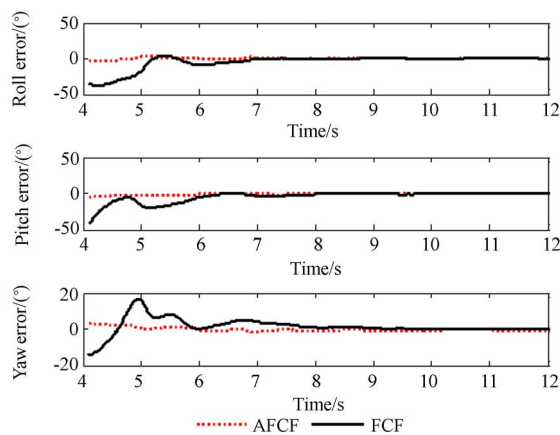


图 2 姿态估计误差

Fig. 2 Attitude estimation error

指标,计算公式为:

$$X = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\hat{X}_{AFCF,i} - X_{MTI,i})^2}, \quad (22)$$

其中,  $\hat{X}_{AFCF,i}$  和  $X_{MTI,i}$  分别为第  $i$  个采样点的姿态估计值和姿态参考值,以第 8 s 开始(姿态收敛后)计算 RMSE 值,结果如表 1 所示。

表 1 AFCF 和 FCF 的滚转角、俯仰角和航向角均方根误差

Tab. 1 Root mean square errors of roll, pitch and yaw for AFCF and FCF (°)

	AFCF 标准差	FCF 标准差
滚转角	0.514 4	0.539 1
俯仰角	0.362 7	0.472 4
航向角	-0.433	0.243 7

由此可知,AFCF 的精度在动态条件下能够保证在  $\pm 0.6^\circ$  以内。

### 5.2 硬件测试实验

采用 ARM 处理器中集成浮点运算的 STM32F405 作为主控芯片,设计低成本 AHRS 模块,MARG 传感器为 MPU6000(集成三轴陀螺仪和三轴加速度计)和 HMC5883(集成三轴磁强计),如图 3 所示。其中 STM32F405 主频为 168 MHz,传感器关键参数如表 2 所示。

表 2 传感器参数对比

Tab. 2 Comparison of sensor parameters

传感器	参数	MTI	MARG
陀螺仪	非线性度(%)	0.01	0.2
	噪声密度( $^\circ/s/\sqrt{Hz}$ )	0.01	0.005
加速度计	非线性度(%)	0.03	0.5
	噪声密度( $\mu g/\sqrt{Hz}$ )	80	400
磁强计	非线性度(%)	0.1	0.1
	噪声密度( $\mu Gauss/\sqrt{Hz}$ )	200	-



图 3 低成本 MARG 模块实例

Fig. 3 Prototype of low-cost MARG module

令姿态航向参考系统(AHRS)做大姿态运动,并在模块中同时运行 FCF、AFCF、EKF 算法,以进行对比分析,将 EKF 作为参考值,采样时长为 20 s,设置间隔时长为 4 s 的姿态初值数据清零方式模拟上电过程,并将解算结果保存至 SD 卡以进行数据分析。实验过程中传感器原始数据如图 4 所示,其中加速度计的采样数据经过归一化处理,陀螺仪采样数据以弧度为单位。

姿态解算结果如图 5 所示,AFCF 算法中互补滤波参数  $\mu_a$  为 0.01,  $\mu_m$  为 0.3,由图 5 可知,在更新初值状态后 AFCF 仍能以较高精度估计初始姿态且收敛速度较快。姿态解算误差值如图

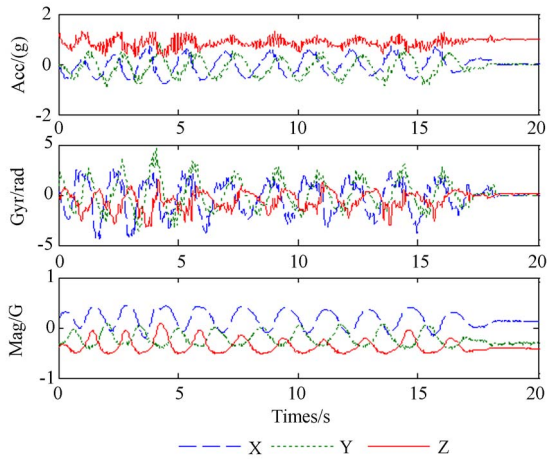


图 4 传感器原始数据

Fig. 4 Raw data from sensor

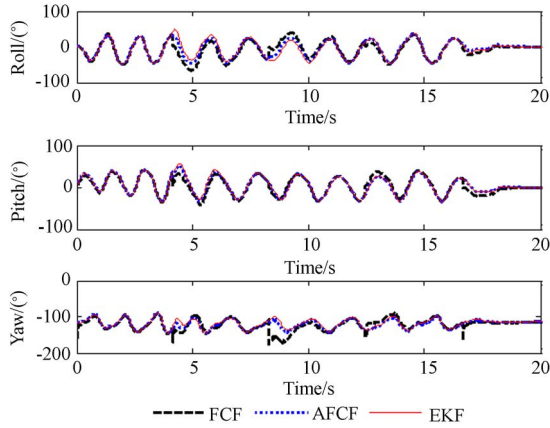


图 5 硬件测试姿态估计值对比

Fig. 5 Comparison of attitude estimation values in hardware test

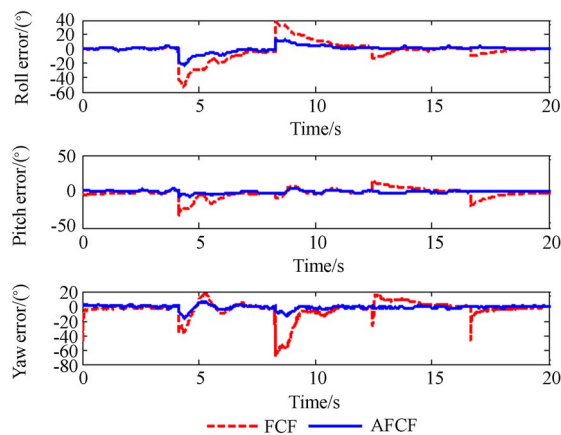


图 6 硬件测试姿态估计误差对比

Fig. 6 Comparison of attitude estimation errors in hardware test

6 所示,经过初值更新,AFCF 算法能以一步迭代过程跟踪真实姿态,而 FCF 算法因陀螺仪积分权重较大,姿态收敛滞后约 4 s。

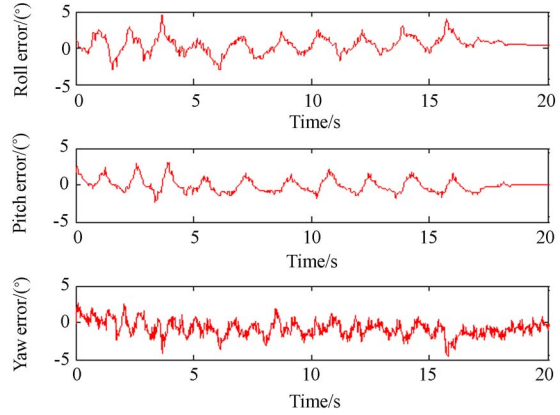


图 7 硬件测试 AFCF 姿态估计误差

Fig. 7 Attitude estimation error of AFCF in hardware test

而未经过初值清零的 AFCF 算法的误差如图 7 所示,仍以 RMSE 作为评价指标,动态条件下姿态解算误差(0~20 s 内)如表 3 所示,可见姿态估计误差能够达到  $\pm 1.3^\circ$ 。

表 3 硬件测试 AFCF 均方根误差

Tab. 3 Root mean square error of AFCF in hardware test (°)

	AFCF 标准差
滚转角	1.150 3
俯仰角	0.846 8
航向角	1.269 6

由记录下来的硬件解算时间分析可得出算法

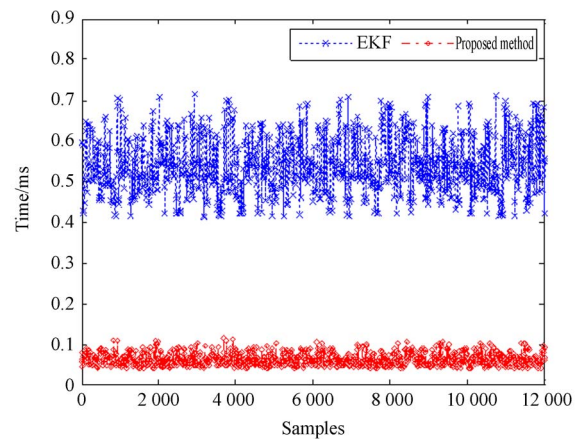


图 8 算法运行时间对比

Fig. 8 Comparison of running times for different algorithms

运行时间,如图 8 所示。由图 8 可知,EKF 算法每个周期的运算速度平均约为 0.55 ms,而 AFCF 约为 0.062 ms,后者的计算速度较前者约提高了 9 倍。

## 6 结 论

本文采用低成本 MARG 传感器设计了姿态航向参考系统(AHRS)。首先提出了一种实用的三轴传感器使用前的快速误差校准方法,然后提

出了自适应参考矢量权重及自适应姿态估计方法,用于巡飞弹的快速初始姿态估计。实验结果表明:动态条件下,采用 MTI 传感器数据,本文算法能够在初始时刻收敛,比 FCF 算法提前了约 4 s;解算精度约为  $\pm 0.6^\circ$ ,初始时刻精度明显优于 FCF;硬件测试则表明改进算法的处理时间为 0.062 ms,仅为 EKF 算法的 1/9,解算精度约为  $\pm 1.3^\circ$ ,能够满足姿态测量过程快速收敛、高精度、实时性等要求。

### 参考文献:

- [1] 刘畅. 伞降式小型飞行器初始转平飞控制技术研究 [D]. 北京:北京理工大学, 2014.  
LIU CH. *Technical research of initial state to level flight control for parachute-type small aircraft* [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [2] 张勇刚,张云浩,李宁. 基于互补滤波器的 MEMS/GPS/地磁组合导航系统[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(11): 2272-2279.  
ZHANG Y G, ZHANG Y H, LI N. MEMS/ GPS/ geomagnetic integrated navigation system based on complementary filter[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014, 36 (11): 2272-2279. (in Chinese)
- [3] 张欣,白越,赵常均,等. 多旋翼姿态解算中的改进自适应扩展 Kalman 算法[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3384-3390.  
ZHANG X, BAI Y, ZHAO CH J, *et al.*. Improved adaptive extended Kalman algorithm for attitude estimation of multi-rotor UAV [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(12): 3384-3390. (in Chinese)
- [4] 韩辅君,徐静,宋世忠. 基于低成本多传感器的自适应组合滤波[J]. 光学精密工程, 2011, 19(12): 3007-3015.  
HAN F J, XU J, SONG SH ZH. Adaptive attitude estimation filtering with low-cost multi-sensors for MAHRS [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19 (12): 3007-3015. (in Chinese)
- [5] 贾瑞才. 重力/地磁辅助的欧拉角无迹卡尔曼滤波姿态估计[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3280-3286.  
JIA R C. Attitude estimation based on gravity/magnetic assisted Euler angle UKF [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(12): 3280-3286. (in Chinese)
- [6] de MARINA H G, PEREDA F J, GIRON-SIERRA J M, *et al.*. UAV attitude estimation using unscented Kalman filter and TRIAD [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2012, 59 (11): 4465-4474.
- [7] TIAN Y, WEI H, TAN J. An adaptive-gain complementary filter for real-time human motion tracking with MARG sensors in free-living environments [J]. *IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering*, 2013, 21 (2): 254-264.
- [8] MADGWICK S O H, HARRISON A J L, VAIDYANATHAN A. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm [C]. 2011 *IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR)*.
- [9] 彭孝东,张铁民,李继宇,等. 基于传感器校正与融合的农用小型无人机姿态估计算法[J]. 自动化学报, 2015, 41(4): 854-860.  
PENG X D, ZHANG T M, LI J Y, *et al.*. Attitude estimation algorithm of agricultural small-UAV based on sensors fusion and calibration [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2015, 41(4): 854-860. (in Chinese)
- [10] WU J, ZHOU Z B, CHEN J J, *et al.*. Fast complementary filter for attitude estimation using low-cost MARG sensors [J]. *IEEE Sensors Journal*, 2016, 16(18): 6697-7007.
- [11] MARKLEY F L. Fast quaternion attitude estimation from two vector measurements [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2002, 25(2): 411-414.
- [12] 刘兴川,张盛,李丽哲,等. 基于四元数的 MARG

传感器姿态测量算法[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2012,52(5): 627-631.

LIU X CH, ZHANG SH, LI L ZH, *et al.*. Quaternion-based algorithm for orientation estimation from MARG sensors [J]. *J Tsinghua Univ (Sci & Tech)*, 2012,52(5):627-631. (in Chinese)

[13] 赵国荣,黄婧丽,苏艳琴,等. 基于滚动时域估计的

飞行器姿态估计及三轴磁强计在线校正[J]. 物理学报, 2015,64(21): 203-211.

ZHAO G R, HUANG J L, SU Y Q, *et al.*. Attitude estimation and three-axis magnetometer on-line calibration based on moving horizon estimation [J]. *Acta Phys. Sin.*, 2015, 64(21): 203-211. (in Chinese)

#### 作者简介:



李增彦(1987—),男,河北石家庄人,博士研究生,2012年于军械工程学院获得硕士学位,现为军械工程学院博士研究生,主要从事无人机测控与飞行控制方面的研究。E-mail: Lizy\_THU@163.com

#### 导师简介:



李小民(1968—),男,河北保定人,博士,教授,博士生导师,主要从事无人机测控与飞行控制方面的研究。E-mail: lxmfy2000@263.net