全导式多弹头分导子系统初始对准算法研究

梅春波，秦永元，游金川

（西北工业大学 自动化学院，陕西 西安 710072）

摘 要：提出了一种适用于全导式多弹头分导系统的初始对准算法。以 MEMS IMU/GPS 组合作为子弹头制导系统，对准算法分 3 部分，由陀螺仪积分描述弹体系在惯性空间姿态变化；由 GPS 位置信息描述导航系在惯性空间姿态变化；采用 2 级减速方案及 Quest 算法确定载体系及导航系在对准开始时刻的相对姿态。分析了器件误差、弹体俯仰角初值、弹体机动方式及强度对对准结果的影响。Monte Carlo 仿真表明，采用 10°/h 陀螺和 0.1 m/s GPS 组合时，在弹头 2 级减速机动下，20 s 内水平误差小于 0.12°(1σ)，方位误差小于 0.4°(1σ)，完全满足分导系统初始对准精度要求，为工程应用提供了有益参考。

关 键 词：空中对准，全导式多弹头分导系统，MEMS IMU/GPS，Quest
中图分类号：U666.1 **文献标志码**：A **文章编号**：1000-2758(2014)04-0651-07

多弹头分导系统不仅可以增加攻击目标的数量，而且可以有效提高导弹的突防能力，并在很大程度上提高导弹的效费比[1]。根据分导子弹头是否具有制导功能可以分为 2 类：1 类子弹头无制导，对这类系统需要对子弹头的分导方法、目标打击顺序等进行优化[1-2]；另 1 类也被称为全导式多弹头分导系统，母弹和子弹均有制导、能机动[3]。本文以第 2 类分导子弹头制导系统的初始对准为研究对象。

对配置 MEMS IMU/GPS 组合系统的子弹头，需要在较短时间内完成系统的初始对准，获取弹体的水平和方位信息，施加控制指令将弹体拉平进入机动飞行阶段。由于该对准的直接目的是要辅助控制系统将子弹头拉平，避免坠地，以某型分导系统为例，水平对准精度要求在 1°以内(3σ)，方位对准精度要求在 3°以内(3σ)。

IMU/GPS 组合系统运动中对准算法可以分为 2 类：1 类是基于非线性滤波的方法，如 UKF[4]、H_∞[5]、PF[6] 等；另 1 类是间接解析对准算法[7-8]。第 1 类方法计算量大且存在滤波稳定性问题；第 2 类对准方法则算法简单、计算量小，且稳定性可从理论上得到保证，更适宜工程应用。

文本的对准算法利用 MEMS 陀螺仪输出跟踪弹体系在惯性空间内姿态变化；利用 GPS 位置输出解析求解导航系相对于惯性空间的姿态变化；依据分导子弹头实际的机动限制，设计了 2 级减速机动方案，采用最小均方误差意义下的最优 Quest 算法计算对准开始时刻弹体的姿态，进而完成整个对准过程。同时对该算法的性能进行了详细的理论分析和仿真验证。

1 对准算法描述

对准算法所涉及坐标系包括：

弹体坐标系（b 系），原点位于弹体重心，定义为前-上-右坐标系；

弹体惯性系（i_b 系），定义为惯性坐标系，且与对准开始时刻的弹体系重合；

导航坐标系（n 系），原点位于弹体重心，定义为北-天-东坐标系；

导航惯性系（i_n 系），定义为惯性坐标系，且与对准开始时刻的导航系重合；

地心地固坐标系（e 系），原点位于地心，z 轴沿

收稿日期：2013-11-04
作者简介：梅春波（1985—），西北工业大学博士研究生，主要从事惯性导航与组合导航研究。

地球自转轴方向，x 轴在赤道面内指向零度子午线，y 轴与 x 轴、z 轴构成右手正交坐标系；

地心惯性坐标系（e_0 系），定义为惯性坐标系，且与对准开始时刻的地心地固坐标系重合。

利用四元数乘积法则，将对准姿态四元数 $\boldsymbol{q}_n^b(t)$ 做如下分解

$$\boldsymbol{q}_n^b(t) = \boldsymbol{q}_n^{i_n}(t) \otimes \boldsymbol{q}_{i_n}^{i_b} \otimes \boldsymbol{q}_{i_b}^b(t) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{q}_{i_b}^b(t)$ 描述了对准开始后，弹体系 b 相对于弹体惯性系 i_b 的姿态变化，可以由 MEMS 陀螺仪输出积分进行跟踪解算；$\boldsymbol{q}_{i_n}^{i_b}$ 则描述了对准开始时刻弹体惯性系 i_b 和导航惯性系 i_n 之间的姿态四元数，可用基于矢量观测的姿态求解算法完成该常值姿态四元数的计算；$\boldsymbol{q}_n^{i_n}(t)$ 描述了对准开始后，由于地球自转和弹体对地运动引起的导航系相对于导航惯性系的姿态变化，当已知对准开始时刻弹体重心位置及任意时刻弹体位置信息时，可以解析得到与 $\boldsymbol{q}_n^{i_n}(t)$ 等价的姿态阵 $\boldsymbol{C}_n^{i_n}(t)$ 如下

$$\begin{aligned}\boldsymbol{C}_n^{i_n}(t) &= \boldsymbol{C}_{e_0}^{i_n}\boldsymbol{C}_e^{e_0}(t)\boldsymbol{C}_n^e(t)\\ &\begin{bmatrix} -\sin L_0\cos\lambda_0 & -\sin L_0\sin\lambda_0 & \cos L_0 \\ \sin\lambda_0 & -\cos\lambda_0 & 0 \\ \cos L_0\cos\lambda_0 & \cos L_0\sin\lambda_0 & \sin L_0 \end{bmatrix}\\ &\begin{bmatrix} \cos(\omega_{ie}t) & \sin(\omega_{ie}t) & 0 \\ -\sin(\omega_{ie}t) & \cos(\omega_{ie}t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}\\ &\begin{bmatrix} -\sin L_t\cos\lambda_t & \sin\lambda_t & \cos L_t\cos\lambda_t \\ -\sin L_t\sin\lambda_t & -\cos\lambda_t & \cos L_t\sin\lambda_0 \\ \cos L_t & 0 & \sin L_t \end{bmatrix}\end{aligned} \tag{2}$$

式中：L_0、λ_0 为对准开始时刻弹体重心经纬度；L_t、λ_t 为对准开始后 t 时刻弹体重心经纬度。对准算法完整描述如图 1 所示。

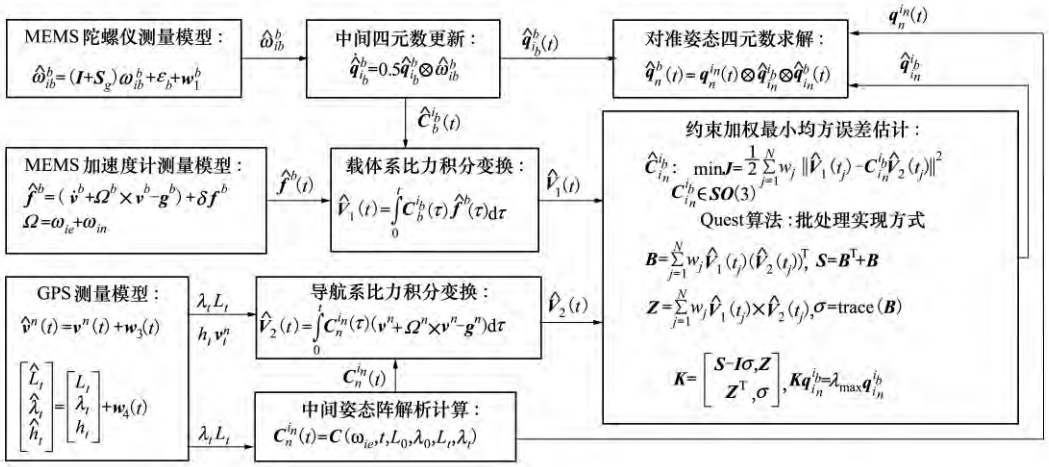


图1 对准算法示意图

2 对准算法精度分析

由（1）式可知，对准四元数 $q_n^b(t)$ 的求解由 3 部分完成，这 3 部分的求解精度也就决定了对准算法的精度。

2.1 $\boldsymbol{q}_{i_b}^b(t)$ 的求解精度分析

由图 1 可知，姿态四元数 $\boldsymbol{q}_{i_b}^b(t)$ 利用 MEMS 陀螺仪输出进行更新，定义该四元数计算误差为

$$\delta\boldsymbol{q}_1 = \boldsymbol{q}_{i_b}^b \otimes (\hat{\boldsymbol{q}}_{i_b}^b)^* \approx [1 \quad (\varphi_1/2)]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

则依据图 1 中所示陀螺仪测量模型及 $\boldsymbol{q}_{i_b}^b(t)$ 积分方程易得

$$\dot{\varphi}_1 = -\boldsymbol{C}_b^{i_b}(\boldsymbol{S}\boldsymbol{\omega}_{ib}^b + \boldsymbol{\varepsilon}^b + \boldsymbol{w}_1^b) \tag{4}$$

式中：S 主要为陀螺仪刻度系数误差；$\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 为陀螺仪随机常值零偏；$\boldsymbol{w}_1^b$ 为陀螺仪测量白噪声。

由（4）式可知，$\boldsymbol{q}_{i_b}^b(t)$ 的计算误差来源于 MEMS 陀螺仪的随机常值零偏、刻度系数误差和弹体角速率的乘积。随机常值零偏会引起姿态误差角 φ_1 随着时间不断增大，增长速度由随机常值零偏大小决定。

经解旋稳定后的弹体角运动可分为 2 类：1 类是绕弹体纵轴的低速自旋角速度，约为 10°/s 大小；

第 2 类是在风阻和减速装置的共同作用下,弹体周期性的摆动。考虑到 S 可视为常值项,因此周期性摆动不会引起较大的累积误差;但是绕弹体纵轴的低速自旋角运动,则会在刻度系数误差作用下,等效引入一个纵轴方向的陀螺常值零偏。

2.2　$q_n^{i_n}(t)$ 的求解精度分析

定义姿态阵 $\boldsymbol{C}_n^{i_n}(t)$ 的计算误差 φ_2 为

$$\hat{\boldsymbol{C}}_n^{i_n} = \boldsymbol{C}_n^{i_n}(\boldsymbol{I} - (\varphi_2 \times)) \tag{5}$$

且定义 GPS 纬度测量误差为 Δ_L,经度测量误差为 δ_λ,对准开始时刻纬度为 L_0,则由(2)式易得 φ_2 为

$$\varphi_2 \leqslant [-\delta_\lambda,\quad -\delta_\lambda,\quad \Delta_L]^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

因此,$\boldsymbol{q}_n^{i_n}(t)$ 的计算误差主要取决于 GPS 位置测量误差,当 GPS 水平位置测量误差在 10 m 量级时,φ_2 误差在 1 角秒以下,该项误差可以忽略不计。

2.3　$q_{i_n}^{i_b}$ 的求解精度分析

由对准算法示意图 1 可知,$\boldsymbol{q}_{i_n}^{i_b}$ 的误差取决于 2 部分:① 矢量对 $\hat{\boldsymbol{V}}_1(t)$、$\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 的计算误差;②基于观测矢量的定姿算法误差。定义该四元数的计算误差为

$$\delta\boldsymbol{q}_3 = \boldsymbol{q}_{i_n}^{i_b} \otimes (\hat{\boldsymbol{q}}_{i_n}^{i_b})^* \approx [1 \quad (\varphi_3/2)]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

1) 矢量积分误差分析

依据图 1 中两矢量各自积分式及 MEMS 加速度计和 GPS 速度测量模型,则不难得到两矢量各自计算误差为

$$\delta\boldsymbol{V}_1(t) = \int_0^t \hat{\boldsymbol{C}}_b^{i_b}\delta\boldsymbol{f}^b \mathrm{d}\tau \tag{8}$$

$$\delta\boldsymbol{V}_2(t) \approx \boldsymbol{w}_3(t) - \boldsymbol{w}_3(0) \tag{9}$$

式中:$\delta\boldsymbol{f}^b$ 为加速度计测量误差,包括加计随机常值零偏、刻度系数误差与比力共同作用引起的等效零偏以及测量噪声项;$\boldsymbol{w}_3(t)$ 为 GPS 速度量测噪声,建模为零均值白噪声。

(8)式的积分结果可近似为时间的一次函数,斜率为加计的等效常值零偏;(9)式中误差项亦为白噪声,均值为 $-\boldsymbol{w}_3(0)$。

矢量对 $\hat{\boldsymbol{V}}_1(t)$、$\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 的方向误差会导致姿态四元数 $\boldsymbol{q}_{i_n}^{i_b}$ 的计算误差。记矢量对 $\hat{\boldsymbol{V}}_1(t)$、$\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 的方向误差等效角描述分别为 $\delta\theta_1(t)$、$\delta\theta_2(t)$,则有如图 2 所示关系。图 2 中 $\delta\boldsymbol{V}_1^*(t)$、$\delta\boldsymbol{V}_2^*(t)$ 分别为 $\delta\boldsymbol{V}_1(t)$、$\delta\boldsymbol{V}_2(t)$ 在 $\hat{\boldsymbol{V}}_1(t)$、$\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 各自垂面内的投影。

解旋稳定后弹体会在减速装置作用下减速下落,因此对准过程中,比力模值大于重力加速度值,

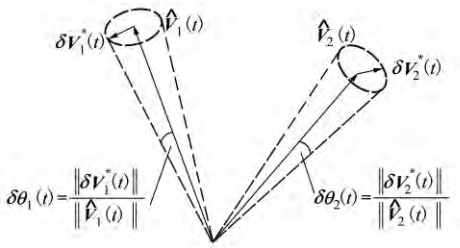


图 2　定姿矢量对等效角误差示意图

等效角误差 $\delta\theta_1(t)$、$\delta\theta_2(t)$ 可近似描述为

$$\delta\theta_1(t) \approx \frac{\nabla}{\alpha g},\quad \delta\theta_2(t) \approx \frac{r}{\alpha g t} \tag{10}$$

式中:α 为大于 1 的常数;∇ 为由加计等效零偏决定的常值误差参数;g 为重力加速度值;r 为有界随机量,其上界由 GPS 速度测量噪声方差决定。

由(10)式可设定图 1 中不同时刻矢量对的权重系数,如取 w_i 与时间 t_i 成正比。

2) 基于矢量观测的定姿算法误差分析

图 1 中最小均方误差估计问题可等价描述为

$$(\boldsymbol{M}_2 + \delta\boldsymbol{M}_2)\boldsymbol{C}_{i_b}^{i_n} = \boldsymbol{M}_1 + \delta\boldsymbol{M}_1,\ \boldsymbol{C}_{i_b}^{i_n} \in SO(3) \tag{11}$$

式中

$$\boldsymbol{M}_i = \begin{bmatrix} \boldsymbol{V}_i^{\mathrm{T}}(t_1) \\ \vdots \\ \boldsymbol{V}_i^{\mathrm{T}}(t_n) \end{bmatrix},\quad \delta\boldsymbol{M}_i = \begin{bmatrix} \delta\boldsymbol{V}_i^{\mathrm{T}}(t_1) \\ \vdots \\ \delta\boldsymbol{V}_i^{\mathrm{T}}(t_n) \end{bmatrix},\quad i = 1,2 \tag{12}$$

(11)式问题的估计精度取决于 2 方面的因素[9]:① $\delta\boldsymbol{M}_1$、$\delta\boldsymbol{M}_2$ 的大小及其统计特性,这一点由所选器件的精度参数决定,如(8)式、(9)式、(12)式所示;②$\boldsymbol{M}_2$ 矩阵的结构特性。

矩阵 $\boldsymbol{M}_2$ 的结构特性取决于不同时刻的 $\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 在惯性空间内夹角的大小。重写 $\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 的积分式如下

$$\hat{\boldsymbol{V}}_2(t) = \int_0^t \boldsymbol{C}_n^{i_n}(\tau)(\dot{\boldsymbol{v}}^n + \boldsymbol{\Omega}^n \times \boldsymbol{v}^n - \boldsymbol{g}^n)\mathrm{d}\tau \tag{13}$$

由(13)式可将引起 $\hat{\boldsymbol{V}}_2(t)$ 在惯性空间内方向改变的因素分为 2 类:① 为地球自转角速度和弹体对地角运动所引起,即(13)式中 $\boldsymbol{C}_n^{i_n}(\tau)$、$\boldsymbol{\Omega}^n \times \boldsymbol{v}^n$ 这 2 项。由于这 2 种角运动都非常缓慢,若仅受此因素影响,则在短时对准过程中,矩阵 $\boldsymbol{M}_2$ 将是严重病态,(11)式、(12)式描述的问题的求解精度将无法达到对准的要求。② 为弹体对地加速度和重力加速

度的和矢量所引起，即(13)式中($\dot{v}^n - g^n$)。为了改善M_2的结构特性，必须要求第2类因素能引起$\hat{V}_2(t)$在惯性空间内的方向发生较大的改变，也即是等价要求在对准过程中($\dot{v}^n - g^n$)的方向能发生较大的改变。和矢量($\dot{v}^n - g^n$)中，g^n是常矢量，只有通过改变$\dot{v}^n$的大小或方向来实现和矢量($\dot{v}^n - g^n$)方向的改变。

弹体高速下坠过程中，很难实现较大幅度地改变弹体质心加速度$\dot{v}^n$的方向，而改变$\dot{v}^n$的模值则较易实现，如设计2级减速过程，第1级和第2级减速过程分别提供方向几乎不变但是模值变化很大的负向加速度。

采用2级减速时，($\dot{v}^n - g^n$)的方向改变可用图3近似描述。

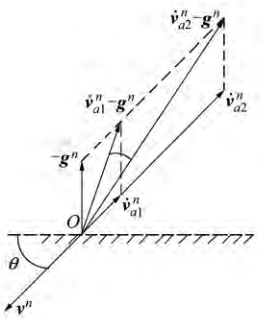


图3 2级减速作用示意图

图3中，在同向不同模值的$\dot{v}^n$作用下，和矢量($\dot{v}^n - g^n$)方向改变量α的解析表达式经推导如下

$$\tan\alpha = \frac{g(a_2 - a_1)\cos\theta}{a_1 a_2 + g^2 - g(a_1 + a_2)\sin\theta} \quad (14)$$

式中：$a_1 = |\dot{v}^n_{a1}|$、$a_2 = |\dot{v}^n_{a2}|$、$g = |-g^n|$；θ为弹体俯仰角模值。

由(14)式可知，俯仰角θ模值的大小及2级减速过程中加速度模值偏差的大小均会对α产生影响。且由(14)式不难得出，当俯仰角$\theta = 90°$时，无论v^n模值如何变化，都有$\alpha = 0°$，因此母弹在释放子弹时应该避开这个奇异点。

3 蒙特卡罗仿真分析

对准过程中，弹体俯仰角θ、方位角ψ及滚转角γ变化规律设置如下：

$$\theta_t = \theta_0 + \theta_A\sin(2\pi f_1 t + a)$$
$$\psi_t = \psi_0 + \psi_A\sin(2\pi f_2 t + b), \quad \gamma = \gamma_0 + \omega t$$

式中：摆动角运动初值：$\psi_0 = 30°$、$\gamma_0 = 20°$；弹体周期摆动频率：$f_1 = 0.6$、$f_2 = 0.8$(Hz)；周期摆动初相位：$a = \pi/3$、$b = \pi/5$；摆动角运动幅度：$\theta_A = 15°$、$\psi_A = 15°$；自旋角速度：$\omega = 10°/s$；俯仰角初值θ_0在仿真中说明。

对准过程中，假定存在2级减速，速度初值：$v_0 = 500$ m/s

第1级减速阶段加速度模值变化规律如下

$$a_1(t) = 50\exp(-0.070\,6t)$$

第2级减速阶段加速度模值变化规律如下：

$$a_2(t) = 10\exp(-0.085\,2t)$$

对准开始时刻弹体位置：

纬度40°，经度120°，高度8 000 m

所有仿真中对准总时长为20 s；MEMS器件采样周期为0.01 s；GPS更新周期为1 s；其他参数在下文仿真中具体给出。

3.1 MEMS陀螺仪误差对$q^b_{i_b}(t)$求解精度影响仿真结果

考虑陀螺零偏和刻度系数误差，俯仰角初值$\theta_0 = 60°$，仿真3个不同精度等级陀螺仪误差对姿态四元数$q^b_{i_b}(t)$求解精度的影响，仿真条件及仿真结果如表1所示。

表1 φ_1受陀螺仪精度影响仿真结果

		对准结束时刻φ_1(°)	
		均值	标准差(1σ)
陀螺1	零偏重复性50 °/h 刻度系数误差500 ppm	[-0.073 -0.005 -0.045]	[0.266 0.170 0.152]
陀螺2	零偏重复性10 °/h 刻度系数误差200 ppm	[-0.014 0.037 0.010]	[0.051 0.029 0.033]
陀螺3	零偏重复性1 °/h 刻度系数误差100 ppm	[-0.045 0.008 0.005]	[0.005 0.003 0.003]

3.2　MEMS 加速度计误差对 $q_{i_n}^{i_b}$ 求解精度影响结果

选取表 1 中 2 号陀螺仪,加计精度如表 2 所示,忽略 GPS 测量误差,俯仰角初值设定为 60°,得到 $q_{i_n}^{i_b}$ 求解误差 φ_3 如表 2 所示。

表 2　φ_3 受陀螺仪精度影响仿真结果

		对准结束时刻 φ_3(°)	
		均值	标准差(1σ)
加计 1	零偏重复性 3 mg 刻度系数误差 200 ppm	[−0.054　0.125　−0.029]	[0.172　0.428　0.066]
加计 2	零偏重复性 1 mg 刻度系数误差 100 ppm	[−0.023　0.069　−0.002]	[0.075　0.173　0.033]
加计 3	零偏重复性 0.5 mg 刻度系数误差 60 ppm	[0.023　−0.015　0.008]	[0.046　0.102　0.021]

3.3　GPS 速度测量误差对 $q_{i_n}^{i_b}$ 求解精度影响仿真结果

加计 1、2、3 精度如表 2 所示,GPS 1、2、3 精度如表 3 所示,选取表 1 中 2 号陀螺仪,俯仰角初值为 60°,得到 $q_{i_n}^{i_b}$ 的求解误差 φ_3 如表 3 所示。

表 3　φ_3 受 GPS 精度影响仿真结果

		对准结束时刻 φ_3(°)	
		均值	标准差(1σ)
加计 1 GPS 1	0.3,0.3,0.5 (m/s) 20,20,30 (m)	[−0.220　0.691　0.031]	[0.423　1.509　0.167]
加计 2 GPS 2	0.1,0.1,0.2 (m/s) 10,10,15 (m)	[−0.032　0.098　−0.018]	[0.097　0.258　0.051]
加计 3 GPS 3	0.03,0.03,0.05 (m/s) 3,3,6 (m)	[0.036　−0.031　0.002]	[0.072　0.203　0.032]

3.4　对准开始时刻俯仰角初值 θ 对 $q_{i_n}^{i_b}$ 求解精度影响仿真结果

采用表 1 中 2 号陀螺、表 2 中 2 号加计、表 3 中 2 号 GPS 进行组合,得到不同俯仰角初值条件下 $q_{i_n}^{i_b}$ 计算误差 φ_3 如表 4 所示。

表 4　对准开始时刻俯仰角初值对 φ_3 影响仿真结果

	对准结束时刻 δq_2 对应姿态偏差角(°)	
	均值	标准差(1σ)
$\theta_0 = 10°$	[0.025　0.009　−0.021]	[0.088　0.056　0.049]
$\theta_0 = 40°$	[−0.013　0.043　−0.011]	[0.103　0.139　0.048]
$\theta_0 = 60°$	[−0.032　0.098　−0.018]	[0.097　0.258　0.051]
$\theta_0 = 80°$	[3.6　−0.02　2.7]	[0.091　0.165　0.84]

3.5 对准算法整体性能仿真结果

采用表1中2号陀螺、表2中2号加计、表3中2号GPS进行组合，俯仰角初值设定为60°，得到对准结果如图4所示。

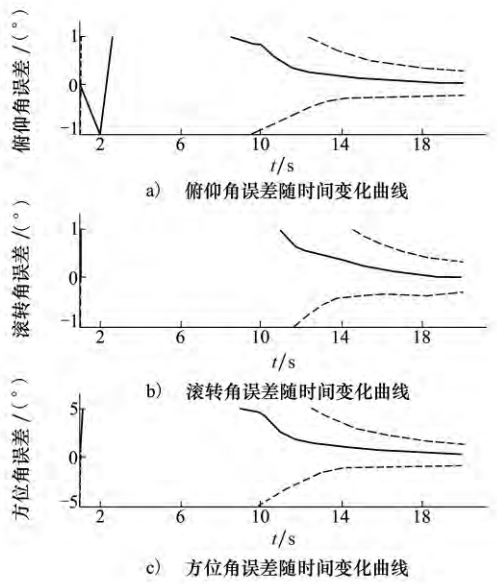


图4 对准算法仿真结果

3.6 仿真结果分析

表1～表4及图4中所用到的均值和标准差均由相应的100次蒙特卡罗仿真结果计算得到。

表1～表3结果表明，MEMS IMU和GPS的器件精度是影响对准精度的一个主要原因，仿真结果与理论分析一致，器件精度越高，相应的解算误差越小。选择器件时，需要综合考虑成本和指标要求。

表4结果表明，对准开始时刻俯仰角值是影响对准精度的另一个原因。俯仰角越接近－90°，对准效果越差。事实上，当俯仰角等于－90°时，滚转角和方位角无法分离。因此，从提高对准精度角度出发，子弹在抛撒过程中需要避开这个奇异点。

图4示出了完整对准算法仿真的收敛过程，在对准结束时刻，俯仰角误差均值为0.03°，3倍标准差为0.24°；滚转角误差均值为0.01°，3倍标准差为0.32°；方位角误差均值为0.27°，3倍标准差为1.13°，完全满足初始对准指标要求。也即表明，当俯仰角不大于－60°时，通过选择合适的MEMS IMU/GPS组合系统，设计合理的减速机动即可实现多弹头分导系统子弹头的快速初始对准。

4 结 论

全导式分导系统的子弹头在抛出后近似处于自由落体状态，子弹头制导系统中加速度计组合感测的比力很小。理论分析表明，要实现满足精度要求的快速对准，必须通过辅助措施改变对准过程中子弹头的比力方向，且方向改变越大，对对准越有利。文中设计了一种2级减速方案，通过改变减速装置来得到不同模值的负向加速度，进而实现改变子弹头的比力方向，在实际工程中也较易实现，仿真结果也表明了这种机动方式的有效性。

参考文献：

[1] 谭守林，张大巧，滕和平，等. 基于目标打击顺序的多弹头导弹分导方法[J]. 弹道学报，2006，18(4)：89-92
Tan Shoulin，Zhang Daqiao，Teng Heping，et al. Research on Separation Sequence of MIRV Missile Based on Target Attacking Sequence[J]. Journal of Ballistics，2006，18(4)：89-92 (in Chinese)

[2] 谭守林，张大巧，于志军. 分导式多弹头导弹子弹头分导顺序优化与评估[J]. 弹道学报，2006，18(3)：29-33
Tan Shoulin，Zhang Daqiao，Yu Zhijun. The Optimization and Evaluation of the Warhead Separation Sequency of Multiple Independent Reentry Vehicle Missile[J]. Journal of Ballistics，2006，18(4)：29-33 (in Chinese)

[3] 凌德海. 全导式多弹头分导制导的研究[J]. 国防科技大学学报，1980，4：107-132
Ling Dehai. Study about Guidance for Genuine MIRV[J]. Journal of National University of Defence Technology，1980，4：107-132 (in Chinese)

[4] Kim K，Park C G. Non-Symmetric Unscented Transformation with Application to in Flight Alignment[J]. International Journal of Control，Automation，and Systems，2010，8(4)：776-781

[5] Sam M S，Fang J C. Navigation and Self Alignment of Inertial Systems Using Nonlinear H^{∞} Filters[J]. World Academy of Science，Engineering and Technology，2011，59：692-697

[6] Mao B, Wu J T. An Adaptive Particle Filter for MEMS Based SINS Nonlinear Initial Alignment [C] //Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Information and Automation, Harbin, China, 2010

[7] 秦永元,严恭敏,顾冬晴,等. 摇摆基座上基于信息的捷联惯导粗对准研究 [J]. 西北工业大学学报,2005,23(5):681-684
Qin Yongyuan, Yan Gongmin, Gu Dongqin, et al. A Clever Way of SINS Coarse Alignment Despite Rocking Ship [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 681-684 (in Chinese)

[8] Wu Y X, Pan X F. Velocity/Position Integration Formula Part Ⅰ: Application to In-Flight Coarse-Alignment [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(3):1006-1023

[9] 秦永元,梅春波,白亮. 捷联惯性系粗对准误差及数值问题分析 [J]. 中国惯性技术学报,2010, 18(6):331-335
Qin Yongyuan, Mei Chunbo, Bai Liang. Error and Calculation Problem Analysis of Coarse Alignment Method with Inertial Frame for SINS [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(6): 331-335 (in Chinese)

In-Flight Alignment for Guided Warheads of Genuine MIRV System

Mei Chunbo, Qin Yongyuan, You Jinchuan

(Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An effective in-flight alignment algorithm for the guided warheads accompanied with MEMS IMU/GPS integrated system, suitable for genuine multiple reentry vehicle (MIRV), is proposed. The attitude quaternion is decomposed into three quaternions: the first one describing the warheads' inertial angular motion is updated by integrating gyros measurement; the second one reflecting the warheads' position change is analytically solved with GPS postion measurement; the last one is the warheads' attitude at the time of the alignment start-up, and solved with Quest algorithm. Influence of sensors' errors, initial pitch angle, and the warhead motion on the alignment precision is analyzed. Monte Carlo simulation results and their analysis indicate preliminarily that for 10°/h gyro and 0.1 m/s GPS, under two-stage deceleration motion, the level error is less than 0.12° (1σ) and the yaw error is less than 0.4° (1σ) within 20 seconds; this can satisfy the requirement.

Key words: in-flight alignment; genuine multiple reentry vehicle; MEMS IMU/GPS; Quest