

## 输入为角速率的圆锥误差补偿算法

徐梓峰<sup>1</sup>, 卢艳娥<sup>1</sup>, 庞春雷<sup>1</sup>, 王祝欣<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学信息与导航学院, 西安 710077; 2. 中国人民解放军93033部队, 沈阳 110411)

**摘要:** 在捷联系统中将角速率转换成角增量, 再利用传统的基于角增量的圆锥误差补偿算法解算姿态会使精度下降、计算量增大。针对此问题, 推导了以角速率为输入的圆锥误差补偿算法, 详细推出了三子样算法的具体形式, 并在圆锥运动条件下对算法进行优化, 进一步提高了算法的精度和可靠性。在典型圆锥运动条件下将所提算法的解算结果和解析解做了仿真比较, 结果表明算法有效可行, 且优化后的算法精度更高。

**关键词:** 捷联惯导系统; 角速率; 姿态解算; 圆锥误差; 等效旋转矢量

**中图分类号:** V249.32+2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)02-0041-05

## Coning Error Compensation Algorithm Based on Angular Rate Input

XU Zi-feng<sup>1</sup>, LU Yan-e<sup>1</sup>, PANG Chun-lei<sup>1</sup>, WANG Zhu-xin<sup>2</sup>

(1. Information and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

2. No. 93033 Unit of PLA, Shenyang 110411, China)

**Abstract:** In the strap-down inertial navigation system (SINS), if the angular rate is converted into angular incremental and the traditional coning error compensation algorithm based on the angular increment is used, the attitude calculation will have a decreased accuracy and increased calculation cost. To solve the problem, a coning error compensation algorithm that taking directly the angular rate as input was proposed. The concrete form of the three-sample-algorithm was given in detail. In order to further improve the accuracy and reliability, the algorithm was optimized under the condition of coning motion. The result of the proposed algorithm was compared with that of the analytical method by simulation under the condition of typical coning motion. The simulation result showed that the proposed algorithm is effective, feasible and has higher accuracy.

**Key words:** SINS; angular velocity; attitude updating; coning error; equivalent rotation vector

### 0 引言

在捷联惯导系统 (Strap-down Inertial Navigation System, SINS) 中, 姿态更新算法是获得高精度导航结果的关键<sup>[1]</sup>。在实际情况中, 载体转动是有限转动, 具有不可交换性, 存在不可交换性误差 (又称为圆锥误差)<sup>[2-4]</sup>, 它是姿态解算的主要误差<sup>[5-6]</sup>。在等效旋转矢量概念的基础上, 出现了很多利用角增量信息的叉乘项对圆锥误差进行补偿的算法<sup>[4-8]</sup>, 然而, 求解等效旋转矢量微分方程大都是以陀螺输出角增量为前提

的<sup>[9-10]</sup>。目前使用越来越广泛的光纤陀螺和微机械陀螺的输出信号是角速率, 利用传统的基于角增量的姿态算法会使姿态解算精度下降、计算量增加<sup>[5]</sup>。针对该问题, 本文提出了一种基于角速率的圆锥误差补偿算法, 并在圆锥运动条件下对算法进行优化, 验证了算法的有效性和可行性, 并说明了优化后算法的精度明显提高。

### 1 圆锥误差补偿算法

载体的运动状态往往带有随机性和任意性, 其角速度变化是十分复杂的, 不可能用某一确定函数准确地描述, 但是可以用简单曲线分段拟合近似描述。而拟合曲线的系数可以用陀螺输出的角速率表示, 从而确定拟合曲线。

收稿日期: 2013-04-02 修回日期: 2013-05-21

基金项目: 国家自然科学基金 (61273049)

作者简介: 徐梓峰 (1989-), 男, 陕西西安人, 硕士生, 研究方向为惯性导航、组合导航。

这里采用二次抛物线拟合载体的角速率

$$\omega_{nb}^b(t_k + \tau) = a + 2b\tau + 3c\tau^2 \quad (1)$$

式中,  $0 \leq \tau \leq h$ 。设  $\Phi(h)$  为  $[t_k, t_{k+1}]$  时间段内的等效旋转矢量, 其中,  $h = t_{k+1} - t_k$ , 为一个姿态更新周期。

对  $\Phi(h)$  作麦克劳林级数展开

$$\Phi(h) = \Phi(0) + h\dot{\Phi}(0) + \frac{h^2}{2!}\ddot{\Phi}(0) + \dots \quad (2)$$

式中,  $\Phi(0)$  为  $[t_k, t_k]$  时间段内的旋转矢量, 由于时间间隔为零, 所以  $\Phi(0) = 0$ 。

由式(1)得角增量为

$$\Delta\theta(\tau) = \int_0^\tau \omega_{nb}^b(t_k + \tau) d\tau = a\tau + b\tau^2 + c\tau^3 \quad (3)$$

由式(1)和式(3)可得

$$\begin{cases} \omega_{nb}^b(t_k) = \omega_{nb}^b(t_k + \tau)|_{\tau=0} = a \\ \dot{\omega}_{nb}^b(t_k) = \dot{\omega}_{nb}^b(t_k + \tau)|_{\tau=0} = 2b \\ \ddot{\omega}_{nb}^b(t_k) = \ddot{\omega}_{nb}^b(t_k + \tau)|_{\tau=0} = 6c \\ \omega_{nb}^{b(i)}(t_k) = \omega_{nb}^{b(i)}(t_k + \tau)|_{\tau=0} = 0 \end{cases}, i=3, 4, 5, \dots \quad (4)$$

$$\begin{cases} \Delta\theta(0) = \Delta\theta(\tau)|_{\tau=0} = 0 \\ \Delta\dot{\theta}(0) = \Delta\dot{\theta}(\tau)|_{\tau=0} = a \\ \Delta\ddot{\theta}(0) = \Delta\ddot{\theta}(\tau)|_{\tau=0} = 2b \\ \Delta\ddot{\theta}(0) = \Delta\ddot{\theta}(\tau)|_{\tau=0} = 6c \\ \Delta\theta^{(i)}(0) = \Delta\theta^{(i)}(\tau)|_{\tau=0} = 0 \end{cases}, i=4, 5, 6, \dots \quad (5)$$

工程上, 常用的等效旋转矢量方程为

$$\dot{\Phi} = \omega_{nb}^b + \frac{1}{2}\Phi \times \omega_{nb}^b + \frac{1}{12}\Phi \times (\Phi \times \omega_{nb}^b) \quad (6)$$

式中,  $\Phi$  为机体坐标系从  $t_k$  时刻到  $t_{k+1}$  时刻角位置变化对应的等效旋转矢量;  $\omega_{nb}^b$  为载体的角速率。由于姿态更新的周期  $h$  一般为 ms 级,  $\Phi$  可视为小量, 因此在根据式(6)计算  $\Phi(\tau)$  在  $\tau=0$  处的各阶导数时, 可将式(6)中的第3项视为  $\Phi$  的二阶小量而略去不计, 并将第2项中的  $\Phi(\tau)$  用角增量代替, 即  $\Phi(\tau) \approx \Delta\theta(\tau)$ 。则式(6)可表示为

$$\dot{\Phi}(\tau) = \omega_{nb}^b(t_k + \tau) + \frac{1}{2}\Delta\theta(\tau) \times \omega_{nb}^b(t_k + \tau) \quad (7)$$

对式(7)在  $\tau=0$  处求各阶导数, 并将式(4)和式(5)代入可得

$$\begin{cases} \dot{\Phi}(0) = a, \ddot{\Phi}(0) = 2b \\ \ddot{\Phi}(0) = 6c + a \times b \\ \Phi^{(4)}(0) = 6a \times c \\ \Phi^{(5)}(0) = 12b \times c \\ \Phi^{(6)}(0) = 0 \\ \Phi^{(i)}(0) = 0 \end{cases}, i=7, 8, 9, \dots \quad (8)$$

将式(8)和  $\Phi(0) = 0$  代入式(2)可得

$$\Phi(h) = ah + bh^2 + ch^3 + \frac{1}{6}a \times bh^3 + \frac{1}{4}a \times ch^4 + \frac{1}{10}b \times ch^5 \quad (9)$$

对陀螺的输出角速率信息在一个更新周期  $h$  内进行3次等间隔采样。设陀螺在  $t_k + 1/3h, t_k + 2/3h, t_{k+1}$  时刻的角速度输出为  $\omega_k(1), \omega_k(2), \omega_k(3)$ , 即对应  $\tau=1/3h, \tau=2/3h, \tau=h$  时刻的角速率, 则

$$\begin{cases} \omega_k(1) = a + \frac{2}{3}bh + \frac{1}{3}ch^2 \\ \omega_k(2) = a + \frac{4}{3}bh + \frac{4}{3}ch^2 \\ \omega_k(3) = a + 2bh + 3ch^2 \end{cases} \quad (10)$$

由式(10)计算3个拟合系数得

$$\begin{cases} a = 3\omega_k(1) - 3\omega_k(2) + \omega_k(3) \\ b = \frac{1}{h} \left[ -\frac{15}{4}\omega_k(1) + 6\omega_k(2) - \frac{9}{4}\omega_k(3) \right] \\ c = \frac{1}{h^2} \left[ \frac{3}{2}\omega_k(1) - 3\omega_k(2) + \frac{3}{2}\omega_k(3) \right] \end{cases} \quad (11)$$

将式(11)的拟合系数代入式(9), 略去下标并整理得

$$\Phi(h) = h \left[ \frac{3}{4}\omega(1) + \frac{1}{4}\omega(3) \right] + h^2 \left\{ \frac{9}{40}\omega(1) \times \omega(2) - \frac{1}{40}\omega(3) \times [\omega(1) - \omega(2)] \right\} \quad (12)$$

式(12)即为陀螺输出为角速率时解算等效旋转矢量的算式, 称之为等效旋转矢量的三子样算法。同理, 采用3次抛物线拟合角速率, 且在姿态更新周期内等间隔采样4次可推得四子样算法。

由式(12)计算得到等效旋转矢量, 然后利用式

$$q(h) = \cos \frac{|\Phi|}{2} + \frac{\Phi}{|\Phi|} \sin \frac{|\Phi|}{2} \quad (13)$$

确定旋转四元数, 再根据四元数更新方程  $Q(t_k + h) = Q(t_k) \otimes q(h)$  确定姿态四元数, 从而求得载体的姿态和航向。需要说明的是, 拟合曲线的次数越高越能真实反映载体的角运动, 对应算法的子样数就越多, 算法的精度也就越高<sup>[11]</sup>, 但计算量也会增大。在实际应用中应综合考虑精度和计算量的要求。

## 2 圆锥运动条件下算法的优化

载体实际的角运动很复杂, 拟合曲线并不能切实地描述, 式(12)中的角速率叉乘项的系数无法保证算法漂移最小。对捷联系统而言, 圆锥运动是最恶劣的工作环境, 会诱发数学平台的严重漂移, 所以通常将圆锥运动环境作为算法优化的背景条件<sup>[6, 12]</sup>。也就是说, 只要在圆锥运动环境下算法漂移最小, 就能够保证在其他环境下算法的漂移最小。

表征圆锥运动的旋转四元数为

$$Q(t) = \left[ \cos \frac{\alpha}{2} \quad 0 \quad \sin \frac{\alpha}{2} \cos \Omega t \quad \sin \frac{\alpha}{2} \sin \Omega t \right]^T \quad (14)$$

式中:  $\alpha$  为锥运动的半锥角;  $\Omega$  为锥运动的频率。根据四元数更新方程可得圆锥运动条件下旋转四元数的解析解为

$$\mathbf{q}(h) = \begin{bmatrix} 1 - 2\left(\sin \frac{\alpha}{2} \sin \frac{\Omega h}{2}\right)^2 \\ -\sin^2 \frac{\alpha}{2} \sin \Omega h \\ -\sin \alpha \sin \Omega \left(t + \frac{h}{2}\right) \sin \frac{\Omega h}{2} \\ \sin \alpha \cos \Omega \left(t + \frac{h}{2}\right) \sin \frac{\Omega h}{2} \end{bmatrix} \quad (15)$$

根据四元数微分方程可得到圆锥运动条件下载体的角速率为

$$\boldsymbol{\omega}^b(t) = \begin{bmatrix} -2\Omega \sin^2(\alpha/2) \\ -\Omega \sin \alpha \sin \Omega t \\ \Omega \sin \alpha \cos \Omega t \end{bmatrix}^T \quad (16)$$

令  $h = 3\Delta T$ ,  $\boldsymbol{\omega}_1, \boldsymbol{\omega}_2, \boldsymbol{\omega}_3$  是姿态更新周期内等间隔采样3次的角速率, 则有

$$\begin{cases} \omega_{1x} = -2\Omega \sin^2 \frac{\alpha}{2} \\ \omega_{1y} = -\Omega \sin \alpha \sin \Omega(t + \Delta T) \\ \omega_{1z} = \Omega \sin \alpha \cos \Omega(t + \Delta T) \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \omega_{2x} = -2\Omega \sin^2 \frac{\alpha}{2} \\ \omega_{2y} = -\Omega \sin \alpha \sin \Omega(t + 2\Delta T) \\ \omega_{2z} = \Omega \sin \alpha \cos \Omega(t + 2\Delta T) \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} \omega_{3x} = -2\Omega \sin^2 \frac{\alpha}{2} \\ \omega_{3y} = -\Omega \sin \alpha \sin \Omega(t + 3\Delta T) \\ \omega_{3z} = \Omega \sin \alpha \cos \Omega(t + 3\Delta T) \end{cases} \quad (19)$$

由式(12)得

$$\boldsymbol{\Phi}(h) = h \left[ \frac{3}{4} \boldsymbol{\omega}(1) + \frac{1}{4} \boldsymbol{\omega}(3) \right] + h^2 \{ k_1 \boldsymbol{\omega}(1) \times \boldsymbol{\omega}(2) - k_2 \boldsymbol{\omega}(3) \times [\boldsymbol{\omega}(1) - \boldsymbol{\omega}(2)] \} \quad (20)$$

由于是利用角速率的叉乘项对圆锥误差进行补偿, 因此只对  $k_1$  和  $k_2$  两个系数进行优化, 优化的标准是锥运动环境下算法漂移量降到最小。

令  $E = -2\Omega \sin^2(\alpha/2)$ ,  $F = \Omega \sin \alpha$ , 将式(17) ~ 式(19)代入式(20)展开得

$$\boldsymbol{\Phi}_x = 3\Delta TE + \Delta T^2 F^2 [(k_1 + k_2) \sin \Omega \Delta T - k_2 \sin 2\Omega \Delta T] \quad (21)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_y = -\Delta TF \left[ \frac{9}{4} \sin \Omega(t + \Delta T) + \frac{3}{4} \sin \Omega(t + 3\Delta T) \right] + \Delta T^2 EF \{ (k_1 - k_2) \cos \Omega(t + \Delta T) - (k_1 - k_2) \cos \Omega(t + 2\Delta T) \} \quad (22)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_z = \Delta TF \left[ \frac{9}{4} \cos \Omega(t + \Delta T) + \frac{3}{4} \cos \Omega(t + 3\Delta T) \right] +$$

$$\Delta T^2 EF \{ (k_1 - k_2) \sin \Omega(t + \Delta T) - (k_1 - k_2) \sin \Omega(t + 2\Delta T) \} \quad (23)$$

设  $t$  时刻到  $t+h$  时刻表征机体坐标系旋转的旋转四元数为  $\mathbf{q}(h)$ , 它由式(15)确定, 实际计算得到的四元数为  $\hat{\mathbf{q}}(h)$ , 它由式(13)计算得到。由于算法存在误差,  $\hat{\mathbf{q}}(h)$  和  $\mathbf{q}(h)$  并不相同。记  $\hat{\mathbf{q}}(h)$  和  $\mathbf{q}(h)$  表征的  $t+h$  时刻的机体坐标系分别为  $b(t+h)$  和  $b'(t+h)$ , 显然, 这两个坐标系不一定会重合, 记  $b(t+h)$  至  $b'(t+h)$  的旋转四元数为  $\tilde{\mathbf{q}}(h)$ , 即为误差四元数。根据四元数更新方程, 将自  $b(t)$  至  $b(t+h)$ , 再自  $b(t+h)$  至  $b'(t+h)$  的两次旋转等效为  $b(t)$  至  $b'(t+h)$  的一次旋转, 即  $\hat{\mathbf{q}}(h) = \mathbf{q}(h) \otimes \tilde{\mathbf{q}}(h)$ 。则误差四元数可表示为

$$\tilde{\mathbf{q}}(h) = \mathbf{q}^*(h) \otimes \hat{\mathbf{q}}(h) = M[\mathbf{q}^*(h)] \hat{\mathbf{q}}(h) \quad (24)$$

姿态更新周期越小, 引入的不可交换性误差就越小, 一般  $h$  都取得很小(为 ms 级), 则可做如下简化:  $\cos(|\boldsymbol{\Phi}|/2) \approx 1$ ,  $\sin(|\boldsymbol{\Phi}|/2) \approx |\boldsymbol{\Phi}|/2$ 。将上式展开得

$$\begin{bmatrix} \tilde{q}_0 \\ \tilde{q}_1 \\ \tilde{q}_2 \\ \tilde{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 + 0.5(q_1 \Phi_x + q_2 \Phi_y + q_3 \Phi_z) \\ -q_1 + 0.5(q_0 \Phi_x + q_3 \Phi_y - q_2 \Phi_z) \\ -q_2 + 0.5(-q_3 \Phi_x + q_0 \Phi_y + q_1 \Phi_z) \\ -q_3 + 0.5(q_2 \Phi_x - q_1 \Phi_y + q_0 \Phi_z) \end{bmatrix} \quad (25)$$

由式(17) ~ 式(19)和式(25)可发现, 仅  $\tilde{q}_0$  和  $\tilde{q}_1$  存在直流分量。  $q_0$  中的第2项是远小于1的高阶小量, 因此可以忽略不计, 则

$$\bar{q}_1 = -q_1 + 1/2 \Phi_x \quad (26)$$

设误差四元数  $\tilde{\mathbf{q}}(h)$  对应的误差旋转矢量为  $\boldsymbol{\Phi}_e$ , 则

$$\tilde{\mathbf{q}}(h) = \cos \frac{|\boldsymbol{\Phi}_e|}{2} + \frac{\boldsymbol{\Phi}_e}{|\boldsymbol{\Phi}_e|} \sin \frac{|\boldsymbol{\Phi}_e|}{2} \quad (27)$$

又  $|\boldsymbol{\Phi}_e|$  为小量, 且只考虑直流分量, 对比式(25)和式(27)的矢量部分并求模可得

$$|\bar{\boldsymbol{\Phi}}_e| = 2|\bar{q}_1| = |2q_1 - \Phi_x| \quad (28)$$

将式(15)和  $\Phi_x$  代入上式并整理得

$$|\bar{\boldsymbol{\Phi}}_e| = a^2 \left| \frac{3}{2} \Delta T \Omega - \Delta T^2 \Omega^2 [(k_1 + k_2) \sin \Omega \Delta T - k_2 \sin 2\Omega \Delta T] - \frac{1}{2} \sin 3\Omega \Delta T \right| \quad (29)$$

对上式中的三角函数作麦克劳林级数展开, 合并同类项得

$$|\bar{\boldsymbol{\Phi}}_e| = a^2 \left| \left[ -k_1 - k_2 + 2k_2 + \frac{9}{4} \right] (\Delta T \Omega)^3 + \left[ \frac{1}{6} k_1 + \frac{1}{6} k_2 - \frac{4}{3} k_2 - \frac{81}{80} \right] (\Delta T \Omega)^5 + \dots \right| \quad (30)$$

由于  $\Omega \Delta T \ll 1$ , 所以为了尽量减小  $|\bar{\boldsymbol{\Phi}}_e|$ , 应确保  $\Omega \Delta T$  的低次幂为零。有两个未知数, 则令三次和五次幂为零, 得

$$\begin{cases} -k_1 - k_2 + 2k_2 + \frac{9}{4} = 0 \\ \frac{1}{6}k_1 + \frac{1}{6}k_2 - \frac{4}{3}k_2 - \frac{81}{80} = 0 \end{cases} \quad (31)$$

解得  $k_1 = \frac{129}{80}, k_2 = -\frac{51}{80}$ 。将  $k_1$  和  $k_2$  代入式(20)可得优化后的等效旋转矢量的三子样公式为

$$\Phi(h) = h[\frac{3}{4}\omega(1) + \frac{1}{4}\omega(3)] + h^2\{\frac{129}{80}\omega(1) \times \omega(2) - \frac{51}{80}\omega(3) \times [\omega(1) - \omega(2)]\} \quad (32)$$

优化后的算法在补偿了圆锥误差的基础上保证了算法漂移最小。

### 3 仿真验证

圆锥运动是捷联系统最恶劣的运行环境,直接将圆锥运动作为载体的机动运动来测试算法的性能。按照本文的方法求解等效旋转矢量,然后更新姿态四元数,求解出圆锥运动条件下载体的姿态和航向角。将求得的姿态和航向与解析求得的姿态和航向进行仿真比较。仿真条件为:1)圆锥运动的半锥角  $\alpha = 0.5^\circ$ ,频率  $\Omega = 2 \text{ rad/s}$ ,姿态更新周期  $h = 10 \text{ ms}$ ,仿真时间为  $30 \text{ s}$ ;2)圆锥运动的半锥角  $\alpha = 1.5^\circ$ ,频率  $\Omega = 8 \text{ rad/s}$ ,姿态更新周期  $h = 10 \text{ ms}$ ,仿真时间为  $20 \text{ s}$ 。

条件1)下的仿真结果如图1、图2所示,条件2)下的仿真结果如图3、图4所示。

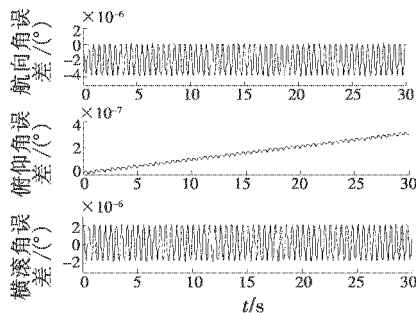


图1 条件1)下普通算法姿态误差

Fig. 1 Attitude errors of ordinary algorithm under condition 1)

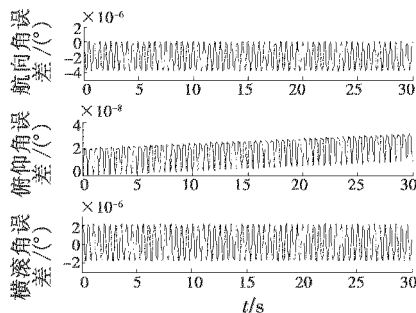


图2 条件1)下优化算法姿态误差

Fig. 2 Attitude errors of optimized algorithm under condition 1)

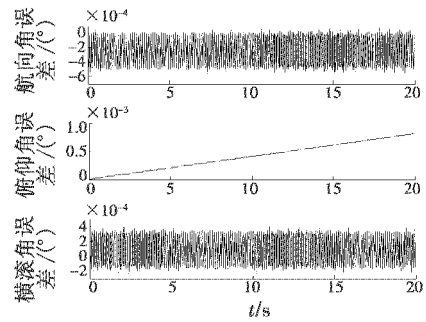


图3 条件2)下普通算法姿态误差

Fig. 3 Attitude errors of ordinary algorithm under condition 2)

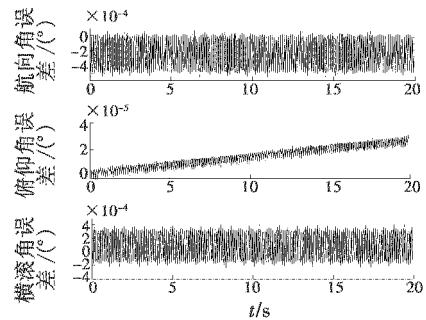


图4 条件2)下优化算法姿态误差

Fig. 4 Attitude errors of optimized algorithm under condition 2)

对比图1和图2可发现,在圆锥运动不剧烈的情况下,普通算法和优化算法的精度均较高,且优化算法的精度略高于普通算法。这是由于圆锥运动不剧烈,拟合曲线能较好地描述载体的角运动。分别对比图1和图3、图2和图4可发现,随着载体运行条件的恶化,各算法的解算精度均下降。对比图3和图4可发现,当锥运动比较剧烈时,优化算法相比于普通算法,对精度改善程度达到两个数量级,比条件1)下对精度的改善程度要好。这是由于当锥运动比较剧烈时,拟合曲线对载体角运动的描述与实际相差较大。

### 4 结束语

本文针对传统的基于角增量的姿态算法不再适用于输出为角速率的捷联系统的问题,研究了一种基于角速率的姿态解算方法,直接用角速率叉乘项对圆锥误差进行补偿,推导了三子样算法的具体形式,并在圆锥运动条件下对算法进行优化,进一步提高了算法的精度。仿真结果表明该算法有效可行,且优化后算法对精度有明显的改善。

### 参考文献

[1] 张天光,王秀萍,王丽霞. 捷联惯性导航技术[M]. 北京:国防工业出版社,2010.  
ZHANG T G, WANG X P, WANG L X. Strap-down inertial navigation technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2010.

- [2] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.  
QIN Y Y. Inertial navigation[M]. Beijing: Science Press, 2006.
- [3] 杨胜, 房建成. 一种单子样旋转矢量姿态算法[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 780-785.  
YANG S, FANG J C. A single sample rotation vector attitude algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 780-785.
- [4] 郭访社, 于云峰, 刘书盼, 等. 捷联惯性导航系统姿态算法研究[J]. 航天控制, 2010, 28(1): 37-39.  
GUO F S, YU Y F, LIU S P, et al. Study on attitude algorithm for strapdown inertial navigation system[J]. Aerospace Control, 2010, 28(1): 37-39.
- [5] 刘危, 解旭辉, 李圣怡. 捷联惯导系统的圆锥误差补偿算法研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(3): 348-352.  
LIU W, XIE X H, LI S Y. Coning algorithm for strap-down inertial navigation system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(3): 348-352.
- [6] 李宗涛, 吴铁军, 马龙华. 基于陀螺仪误差后验补偿的捷联惯导圆锥效应补偿算法[J]. 上海交通大学学报, 2011, 45(3): 388-392.  
LI Z T, WU T J, MA L H. A SINS coning compensation algorithm based on gyro error post compensation[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45(3): 388-392.
- [7] BROTZ J E. A new mathematical formulation for strap-down inertial navigation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1971, 7(1): 61-66.
- [8] MILLER R B. A new strap-down attitude algorithm[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1983, 6(4): 287-291.
- [9] 万振刚, 周百令, 吴振扬. 一种改进的扩展旋转矢量姿态算法[J]. 火力与指挥控制, 2009, 34(2): 117-119.  
MAN Z G, ZHOU B L, WU Z Y. An improved extended rotation vector attitude algorithm[J]. Fire Control & Command Control, 2009, 34(2): 117-119.
- [10] 周光海, 郑日荣, 钟灵. 小型无人直升机 SINS 的姿态算法研究[J]. 微计算机信息, 2010, 26(19): 167-168.  
ZHOU G H, ZHENG R R, ZHONG L. Research on attitude algorithm of mini unmanned helicopter strapdown inertial navigation system[J]. Microcomputer Information, 2010, 26(19): 167-168.
- [11] 何裔, 任凯升, 南英. 捷联惯导姿态更新的六子样旋转矢量有误差算法研究[J]. 南昌航空大学学报, 2008, 22(2): 35-38.  
HE Y, REN K S, NAN Y. Research on optimal six-sample rotation vector algorithms for SINS attitude updating[J]. Journal of Nanchang Hangkong University, 2008, 22(2): 35-38.
- [12] 魏晓红, 张春熹, 朱奎宝. 一种高精度圆锥误差补偿算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(12): 1312-1316.  
WEI X H, ZHANG C X, ZHU K B. A high accuracy coning compensate algorithm by angular velocity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 2005, 31(12): 1312-1316.

(上接第8页)

导弹协同工作的可靠程度, 检验航电系统在导弹发射前对导弹装订的数据是否正确, 在发射后是否能够对导弹进行正确制导, 并且还能鉴定航电系统与导弹的功能、性能等各项指标是否符合设计要求。多次试验表明, 只要严格按照要求进行试验, 其结果与靶试结果十分接近。

该仿真试验环境不仅能够验证系统的射频性能, 还可以验证系统的动态工作情况。更值得一提的是, 仿真试验环境中的航电系统与导弹已经构成了闭环系统, 闭环系统中的任何环节出了问题, 导弹就会偏离目标。这样的环境能够充分地暴露问题, 它对系统设计验证的支持是一般静态开环的纯数字仿真试验环境所不能比拟的。

## 参考文献

- [1] 王海青. 火控系统综合试验研究[J]. 飞机设计, 2004(3): 65-70.  
WANG H Q. Validation test of fire control system[J]. Aircraft Design, 2004(3): 65-70.
- [2] 梁艳青, 崔彬, 刘晓宁. 阵列式射频目标仿真系统中的目标控制方法[J]. 航空兵器, 2007(1): 36-39.  
LIANG Y Q, CUI B, LIU X N. Target control method in radio frequency target simulation system in antenna array pattern[J]. Aero Weaponry, 2007(1): 36-39.
- [3] 孙少军, 许成君, 江桥. PD 雷达导引头目标信号的射频仿真[J]. 航天电子对抗, 2004(3): 42-44.  
SUN S J, XU C J, JIANG Q. Radio frequency simulation of target signal for PD radar seeker[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2004(3): 42-44.