

广义解析式粗对准误差分析与方案优化

郭晓松¹, 张东方¹, 薛海建¹, 王 解², 赵 典³

(1. 第二炮兵工程大学 兵器发射理论与技术国家重点学科实验室, 陕西 西安 710025;

2. 解放军电子工程学院 光电航天系, 安徽 合肥 230037; 3. 中国人民解放军 96113 部队, 辽宁 大连 116105)

摘 要:基于凝固惯性系的广义解析式粗对准方法在捷联惯导晃动基座粗对准中得到广泛应用。根据对准原理, 该文从测量和计算误差 2 个方面分析了该方法的对准误差, 对比分析了陀螺测量误差在传统和广义解析式粗对准中的传播机理, 并利用仿真验证了误差分析的结果。针对实际系统中存在干扰加速度, 严重影响了粗对准精度, 提出了运用低通滤波器和自适应判据消除线晃动干扰, 实验表明该方法具有很好的效果。

关键词:捷联惯导系统; 粗对准; 误差分析; 自适应判据; 线晃动干扰

中图分类号:V249.32 **文献标识码:**A

Error Analysis and Scheme Optimization of Generalized Analytic Coarse Alignment

GUO Xiaosong¹, ZHANG Dongfang¹, XUE Haijian¹, WANG Jie², ZHAO Dian³

(1. State Key Discipline Lab. of Armament Launch Theory and Technology, The Second Artillery Engineering University,

Xi'an 710025, China; 2. PLA Electronic Engineering Institute Photoelectric Department of Aerospace, Hefei 230037, China;

3. The Chinese People's Liberation Army 96113 Troops, Dalian 116105, China)

Abstract: The inertial concretionary generalized analytic coarse alignment has been widely used in initial alignment of moving base in SINS. Based on the alignment principle, the alignment error was analyzed from two aspects: measuring errors and calculation errors. The error propagation of gyros in the generalized analytic coarse alignment was analyzed compared to the propagation in the traditional analytic coarse alignment. The analysis results were verified by the simulation test. The disturbed acceleration in the real system had a badly impact to coarse alignment accuracy. An optimized scheme with low-pass filter and adaptive criterion was proposed to clear the linear vibration interference. The test showed that the optimized scheme could get higher alignment accuracy.

Key words: strapdown inertial navigation system(SINS); initial alignment; error analysis; adaptive criterion; line moving interference

0 引言

传统捷联惯性导航系统解析式粗对准方法是直接利用加速度计和陀螺所测量的重力加速度和地球自转角速度在载体坐标系的投影, 利用双矢量定姿原理求解载体坐标系到导航坐标系的转换矩阵。该方法要求载体保持静止状态, 对于干扰加速度和角速度很敏感。文献[1-4]提出了基于凝固惯性系的广义解析式粗对准方法, 该方法将转换矩阵分解为若干个矩阵相乘, 利用陀螺输出跟踪载体坐标系的运动, 利用 2 个不同时刻的重力加速度非线性相关, 计算 2 个惯性系间的转换矩阵, 有效解决了角晃动的干扰, 达到了对准的目的。该方法取得了较好的应

用效果。本文从测量和计算误差分析了新方法的对准误差。针对干扰加速度严重影响对准精度提出了运用低通滤波器和自适应判据优化对准方案, 实验表明该方案效果明显。

1 凝固惯性系粗对准原理

定义两个坐标系:

1) 初始时刻惯性坐标系(i_0 系)。在初始对准起始时刻, OX_{i_0} 轴在当地子午面内且平行于赤道平面, OZ_{i_0} 轴指向地球自转方向; 初始对准开始后, i_0 系三轴方向相对惯性空间保持不动。

2) 初始时刻载体坐标系(i_{w0} 系)。以初始对准

收稿日期: 2015-01-11

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(41174162)

作者简介: 郭晓松(1957-), 男, 河南镇平人, 教授, 博士生导师, 主要从事定位定向与基准传递等的研究。

起始时刻载体坐标系三轴指向为轴建立坐标系,初始对准开始后, i_{b0} 系的三轴指向不变。

根据上述定义,对于时变的 $C_b^i(t)$ 可表示为

$$C_b^i(t) = C_{i_0}^i(t) C_{i_{b0}}^{i_0}(t) C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) \quad (1)$$

在载体无运动的情况下, $C_{i_0}^i(t)$ 可由时间 t 确定:

$$C_{i_0}^i(t) = \begin{bmatrix} -\sin(\omega_{ie}t) & \cos(\omega_{ie}t) & 0 \\ -\sin L \cos(\omega_{ie}t) & -\sin L \sin(\omega_{ie}t) & \cos L \\ \cos L \cos(\omega_{ie}t) & \cos L \sin(\omega_{ie}t) & \sin L \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: L 为纬度; ω_{ie} 为地球自转角速度。

利用陀螺输出的角速度信息 ω_{ib}^b , 可将 $C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t)$ 解算出来, $C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t)$ 微分方程为

$$\dot{C}_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) = C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) [\omega_{ib}^b(t) \times] \quad (3)$$

可见, $C_{i_0}^i(t)$ 和 $C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t)$ 可方便求出, 若要求出 $C_b^i(t)$ 只需已知 $C_{i_{b0}}^{i_0}(t)$ 即可。因 i_0 和 i_{b0} 系在对准开始后三轴指向不变, 所以 $C_{i_{b0}}^{i_0}(t)$ 是定值 $C_{i_{b0}}^{i_0}$, 因此粗对准就转化为求取 $C_{i_{b0}}^{i_0}$ 。实际上, 尽管载车静止, 但随着对准时间的推移, 从地心惯性系看, 重力加速度的方向在发生变化: 重力加速度矢量的起点沿纬线运动, 终点始终指向地心。因此, 2 个不同时刻的重力加速度在 i_0 和 i_{b0} 系的投影是不平行的, 当然, 不同时间段的重力加速度积分也是不平行的。已知不同时刻的 $C_{i_0}^i(t)$ 和 g^i , 不同时刻的 g^{i_0} 为

$$g^{i_0}(t) = C_{i_0}^i(t) g^i \quad (4)$$

在不存在干扰加速度的情况下, 不同时刻重力加速度在 i_{b0} 系的投影矢量满足:

$$g^{i_{b0}}(t) = -C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) f^b(t) \quad (5)$$

假设在 t_1, t_2 时刻获得 $g^{i_0}(t_1), g^{i_{b0}}(t_1)$ 和 $g^{i_0}(t_2), g^{i_{b0}}(t_2)$, 根据式双矢量定姿原理^[2]有:

$$C_{i_{b0}}^{i_0} = \begin{bmatrix} [g^{i_0}(t_1)]^T \\ [g^{i_0}(t_2)]^T \\ [g^{i_0}(t_2) \times g^{i_0}(t_2)]^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [g^{i_{b0}}(t_1)]^T \\ [g^{i_{b0}}(t_2)]^T \\ [g^{i_{b0}}(t_2) \times g^{i_{b0}}(t_2)]^T \end{bmatrix} \quad (6)$$

因为不同时刻重力加速度在 i_0 和 i_{b0} 系的投影不平行, 式(6)右边两项可逆, 等式成立。

最后, 根据式(1)即可求得 $C_b^i(t)$ 。根据原理可知, 广义解析式粗对准有效隔离了角晃动的干扰, 但易受线晃动干扰的影响。

2 误差分析

根据广义解析式粗对准的原理可知, 对准的误

差来自 $C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t)$ 和 $C_{i_{b0}}^{i_0}(t)$ 的计算, 又因为对准的时间很短, $C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t)$ 误差可忽略, 因此重点分析 $C_{i_{b0}}^{i_0}$ 的计算误差。根据文献[3]的阐述, $C_{i_{b0}}^{i_0}$ 和 $\hat{C}_{i_{b0}}^{i_0}$ 的关系可表示为

$$\hat{C}_{i_{b0}}^{i_0}(t) = (I + S - U) C_{i_{b0}}^{i_0} \quad (7)$$

S 和 U 代表对准的误差, 其形式分别为

$$S = \begin{bmatrix} s_x & \varepsilon_z & \varepsilon_y \\ \varepsilon_z & s_y & \varepsilon_x \\ \varepsilon_y & \varepsilon_x & s_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$U = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_z^{i_0} & \phi_y^{i_0} \\ \phi_z^{i_0} & 0 & -\phi_x^{i_0} \\ -\phi_y^{i_0} & \phi_x^{i_0} & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: s 为刻度误差; ε 为歪斜误差; ϕ 为计算 i_0 系与真实 i_0 系之间的失准角。在计算过程中有

$$\begin{cases} g^{i_0}(t_1) = -\hat{C}_{i_{b0}}^{i_0} \hat{f}^{i_{b0}}(t_1) \\ g^{i_0}(t_2) = -\hat{C}_{i_{b0}}^{i_0} \hat{f}^{i_{b0}}(t_2) \\ g^{i_0}(t_1) \times g^{i_0}(t_2) = \hat{C}_{i_{b0}}^{i_0} (\hat{f}^{i_{b0}}(t_1) \times \hat{f}^{i_{b0}}(t_2)) \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \hat{f}^{i_{b0}}(t) &= \hat{C}_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) \hat{f}^b = [I - \phi^{i_{b0}}(t) \times] C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) \\ (f^b + \nabla^b) &\approx f^{i_{b0}}(t) - (\phi^{i_{b0}}(t) \times) \cdot \\ f^{i_{b0}}(t) + \nabla^{i_{b0}}(t) & \end{aligned} \quad (11)$$

因为 $\dot{\phi}^{i_{b0}} = -C_{b^{i_0}}^{i_{b0}}(t) \varepsilon^b$ 有

$$\phi^{i_{b0}}(t) \approx \varepsilon^{i_{b0}}(t) t \quad (12)$$

$$\hat{f}^{i_{b0}}(t) = f^{i_{b0}}(t) + \nabla^{i_{b0}}(t) - [\varepsilon^{i_{b0}}(t) t] \times f^{i_{b0}}(t) \quad (13)$$

从式(13)可看出, 比力误差包含了 2 个方面, 一是加速度计的偏置, 另外一个陀螺常值漂移引入的计算误差, 加速度计偏置和陀螺常值漂移的误差传播机理不相同。

将式(6)代入式(7), 并根据在没有干扰加速度时^[4], $g^{i_0}(t) = -C_{i_{b0}}^{i_0} f^{i_{b0}}(t)$ 有

$$\begin{cases} V g^{i_0}(t_1) = C_{i_{b0}}^{i_0} \delta f^{i_{b0}}(t_1) \\ V g^{i_0}(t_2) = C_{i_{b0}}^{i_0} \delta f^{i_{b0}}(t_2) \\ V (g^{i_0}(t_1) \times g^{i_0}(t_2)) = C_{i_{b0}}^{i_0} \delta f^{i_{b0}}(t_1) \times g^{i_0}(t_2) + \\ g^{i_0}(t_1) \times C_{i_{b0}}^{i_0} \delta f^{i_{b0}}(t_2) \end{cases} \quad (14)$$

其中 $V = S - U$, 联立有

$$V = [\delta f^{i_0}(t_1) \quad \delta f^{i_0}(t_2) \quad \delta f^{i_0}(t_1) \times g^{i_0}(t_2) + \\ g^{i_0}(t_1) \times \delta f^{i_0}(t_2)] \cdot [g^{i_0}(t_1) \quad g^{i_0}(t_2) \\ g^{i_0}(t_1) \times g^{i_0}(t_2)]^{-1} \quad (15)$$

令

$$[\delta f^i_0(t_1) \quad \delta f^i_0(t_2) \quad \delta f^i_0(t_1) \times g^i_0(t_2) + g^i_0(t_1) \times \delta f^i_0(t_2)] = F \quad (16)$$

有

$$F = \begin{bmatrix} \delta f^i_0(t_1) & \delta f^i_0(t_2) & F_{13} \\ \delta f^i_0(t_1) & \delta f^i_0(t_2) & F_{23} \\ \delta f^i_0(t_1) & \delta f^i_0(t_2) & F_{33} \end{bmatrix} \quad (17)$$

其中:

$$F_{13} = b(\delta f^i_0(t_1) - \delta f^i_0(t_2)) - a \sin \omega t_2 \delta f^i_0(t_1) + a \sin \omega t_1 \delta f^i_0(t_2) \quad (18)$$

$$F_{23} = a \cos \omega t_2 \delta f^i_0(t_1) - a \cos \omega t_1 \delta f^i_0(t_2) - b \delta f^i_0(t_1) + b \delta f^i_0(t_2) \quad (19)$$

$$F_{33} = a \sin \omega t_2 \delta f^i_0(t_1) - a \sin \omega t_1 \delta f^i_0(t_2) - a \cos \omega t_2 \delta f^i_0(t_1) + a \cos \omega t_1 \delta f^i_0(t_2) \quad (20)$$

令 $[g^i_0(t_1) \quad g^i_0(t_2) \quad g^i_0(t_1) \times g^i_0(t_2)] = G$, 有

$$G = \begin{bmatrix} a \cos \omega t_1 & a \cos \omega t_2 & ab(\sin \omega t_1 - \sin \omega t_2) \\ a \sin \omega t_1 & a \sin \omega t_2 & ab(\cos \omega t_2 - \cos \omega t_1) \\ b & b & a^2 \sin(\omega t_2 - \omega t_1) \end{bmatrix} \quad (21)$$

其中 $a = -g \cos L$, $b = -g \sin L$, $\omega = \omega_e$ 为地球自转角速度。经计算有

$$|G| = 2a^2 \sin^2 \left(\frac{\omega t_2 - \omega t_1}{2} \right) \cdot \left[2b^2 + 2a^2 \cos^2 \left(\frac{\omega t_2 - \omega t_1}{2} \right) \right] \quad (22)$$

令 $m = \omega t_1 + \omega t_2$, $n = \omega t_2 - \omega t_1$, 则

$$|G| = 4a^2 \sin^2 \frac{n}{2} \left(b^2 + a^2 \cos^2 \frac{n}{2} \right) \quad (23)$$

设 G 的伴随矩阵 G^* , 则有

$$G^* = \begin{bmatrix} M_{11} & -M_{12} & M_{13} \\ -M_{21} & M_{22} & -M_{23} \\ M_{31} & -M_{32} & M_{33} \end{bmatrix} \quad (24)$$

经计算有

$$M_{11} = a^3 \sin \omega t_2 \sin(\omega t_2 - \omega t_1) - ab^2 (\cos \omega t_2 - \cos \omega t_1) \quad (25)$$

$$M_{12} = a^3 \cos \omega t_2 \sin(\omega t_2 - \omega t_1) - ab^2 (\sin \omega t_1 - \sin \omega t_2) \quad (26)$$

$$M_{13} = a^2 b \cos \omega t_2 (\cos \omega t_2 - \cos \omega t_1) - a^2 b \sin \omega t_2 (\sin \omega t_1 - \sin \omega t_2) \quad (27)$$

$$M_{21} = a^3 \sin \omega t_1 \sin(\omega t_2 - \omega t_1) - ab^2 (\cos \omega t_2 - \cos \omega t_1) \quad (28)$$

$$M_{22} = a^3 \cos \omega t_1 \sin(\omega t_2 - \omega t_1) - ab^2 (\sin \omega t_1 -$$

$$\sin \omega t_2) \quad (29)$$

$$M_{23} = a^2 b \cos \omega t_1 (\cos \omega t_2 - \cos \omega t_1) - a^2 b \sin \omega t_1 (\sin \omega t_1 - \sin \omega t_2) \quad (30)$$

$$M_{31} = ab(\sin \omega t_1 - \sin \omega t_2) \quad (31)$$

$$M_{32} = ab(\cos \omega t_1 - \cos \omega t_2) \quad (32)$$

$$M_{33} = a^2 \sin(\omega t_2 - \omega t_1) \quad (33)$$

于是有:

$$V = \frac{1}{|G|} \begin{bmatrix} \delta f^i_0(t_1) & \delta f^i_0(t_2) & F_{13} \\ \delta f^i_0(t_1) & \delta f^i_0(t_2) & F_{23} \\ \delta f^i_0(t_1) & \delta f^i_0(t_2) & F_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} M_{11} & -M_{12} & M_{13} \\ -M_{21} & M_{22} & -M_{23} \\ M_{31} & -M_{32} & M_{33} \end{bmatrix} \quad (34)$$

因为 δf^i_0 的变化是地球自转和车体的晃动引起的, 式(10)表明地球自转信息在计算中需准确, 否则导致误差较大, 因此通过矩阵 $C^i_0(t)$ 用 δf^n 求 δf^i_0 就可准确包含了地球自转的影响:

$$\delta f^i_0(t) = \nabla^i_0(t) - [\epsilon^i_0(t)t] \times f^i_0(t) = C^i_0(t) [\nabla^n(t) - [\epsilon^n(t)t \times f^n(t)]] \quad (35)$$

式中 $f^n(t) = -g^n = [0 \quad 0 \quad g]^T$ 为定值, 又因为对准过程中晃动的幅度较小, 因此可认为 $\nabla^n(t)$, $\epsilon^n(t)$ 也为定值, 于是将式(35)代入式(34)展开并根据三角函数和差化积公式简化, 且根据 m, n 很小, 略去二阶小项, 令 $\cos \frac{m}{2} \approx 1$, $\cos \frac{n}{2} \approx 1$, 3 个方向的估计误差可近似为

$$\phi^i_x = \frac{\sin(m/2) \nabla_N - \epsilon_E}{g} \quad (36)$$

$$\phi^i_y = \frac{-\nabla_N}{g} \quad (37)$$

$$\phi^i_z = \frac{\nabla_E}{g \cos L} - \frac{\epsilon_E \tan L}{\omega_e} \quad (38)$$

式中 $\phi^i_x, \phi^i_y, \phi^i_z$ 为 $C^i_{i_0}$ 的误差引起 i_{i_0} 系到 i_0 系之间的失准角。下面进一步推导载体坐标系到导航坐标系之间的失准角。同样地, 定义:

$$\hat{C}^n_b = (I + S' - U') C^n_b, \text{ 令 } V' = S' - U'. \text{ 因为 } \hat{C}^n_b = C^n_{i_0}(t) \hat{C}^i_{i_0}(t) \hat{C}^i_{i_0}(t), \text{ 忽略导航解算的误差, 则}$$

$$\hat{C}^n_{i_0}(t) = C^n_{i_0}(t) \hat{C}^i_{i_0}(t) = \hat{C}^n_{i_0}(t) (I + S - U) C^i_{i_0}(t) = C^n_{i_0}(t) + (S' - U') C^n_{i_0}(t) \quad (39)$$

于是有

$$V' = C^n_{i_0}(t) V C^n_{i_0}(t) \quad (40)$$

将 $\sin \frac{m}{2}$ 视作小量, 根据式(40), 将式(39)结果

投影到导航坐标系有

$$\phi_E = -\frac{\nabla_N}{g} \quad (41)$$

$$\phi_N = \frac{\nabla_E}{g} \quad (42)$$

$$\phi_U = \frac{\nabla_E \tan L}{g} - \frac{\epsilon_E}{\omega_{ie} \cos L} \quad (43)$$

文献[5]认为传统和广义解析式粗对准本质上都是双矢量定姿,因此两者的误差是一致的,实际上两种方法中使用的参考矢量不同,传统解析式粗对准的2个参考矢量分别是重力加速度和地球角速度在导航坐标系的投影,而广义解析式粗对准的2个参考矢量分别是2个不同时刻的重力加速度在凝固惯性坐标系的投影。粗对准误差是由2个参考矢量的测量值误差确定的,传统解析式粗对准2个矢量的测量分别是加速度计和陀螺测量误差,不同于广义解析式粗对准的2个矢量的误差都是比力在 i_{b0} 系的误差,包含测量误差和计算误差。两种方法中,尽管陀螺测量误差对加速度测量误差有影响,但是误差传播机理完全不同。广义解析式粗对准中,陀螺误差是由于在跟踪载体姿态即求 $C_{p0}^b(t)$ 产生误差,导致计算中 $\hat{f}^b$ 投影到 i_{b0} 系时产生计算误差,与

粗对准陀螺输出误差直接导致对准误差的作用机理不同。

3 粗对准仿真与实验

3.1 仿真分析

根据粗对准误差分析的结果,通过几组仿真验证上述结论。仿真过程中产生两类数据:

1) 含有误差和噪声的加速度计和陀螺实际输出数据。

2) 加速度计和陀螺的理论输出值。

根据这两类数据分别计算出 $\hat{C}_{p0}^b$ 和 C_{p0}^b ,然后根据式(9)计算出实际的对准误差,而理论值由式(13)计算,对比两种结果就能验证误差分析的正确性。仿真时初始姿态为 $[-0.5 \quad 0.5 \quad -10]^\circ$, $L=34.24^\circ$,分别加入频率为10 Hz,幅度为 4° 的横滚和俯仰晃动。

仿真时间为20 min,仿真步长为0.1 s, t_1 为0~50 s, t_2 为50~100 s,然后计算500个结果的平均对准误差和误差标准差。表1为不同常值漂移和噪声时实际对准误差平均值,对准误差标准差和理论误差。

表1 广义解析式粗对准仿真结果

$\nabla_x^b, \nabla_y^b, \nabla_z^b / \mu g$	100, -100, 100	50, 50, 50	-50, 50, -50	100, 100, -100
$\epsilon_x^b, \epsilon_y^b, \epsilon_z^b / [^\circ]/h$	0.01, 0.01, -0.01	0.02, -0.02, 0.02	0.01, 0.01, 0.01	-0.02, 0.02, 0.02
$\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b / [^\circ]/h$	100, 100, 100	50, 50, 50	50, 50, 50	100, 100, 100
$\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b / [^\circ]/h$	0.01, 0.01, 0.01	0.01, 0.01, 0.01	0.01, 0.01, 0.01	0.01, 0.01, 0.01
理论误差/ $^\circ$	-2.80, 0.49, -2.48	1.12, 0.07, 1.29	-3.38, -0.24, -2.81	-2.29, 0.11, -1.39
实际误差平均值/ $^\circ$	-2.25, 0.49, -1.93	1.43, 0.07, 1.25	-3.15, -0.24, -2.80	-2.2, 0.10, -1.29
实际误差方差/ $^\circ$	28.69, 1.10, 24.44	14.63, 0.55, 12.78	14.14, 0.55, 12.69	29.80, 1.08, 25.37

由表可看出,粗对准的实际误差和理论误差相差很小,证明在仅有角晃动的基座上广义解析式粗对准的精度与在静基座上传统解析式粗对准的精度一致。

3.2 粗对准方案优化与实验

根据误差分析结果,加速度计的理想输出在 i_{b0} 系的投影和重力加速度在 i_{b0} 系的投影满足式(5)表示的等式关系,3.1节分析了由加速度计偏置和陀螺常值漂移引起的对准误差。实际上,在应用中载体受干扰的情况下不仅产生了角晃动,且产生了线晃动,即产生了干扰加速度,由于线晃动干扰产生的有害加速度也是影响对准精度的重要因素。消除线晃动引起的误差才能取得理想的对准效果,传统的

优化方案仅利用低通滤波器来消除干扰^[5-6],本文针对存在部分低频高强度干扰的实际,又提出了利用自适应判据消除此类干扰,取得了较好的效果。

由于线晃动干扰很难测量,通过外部测量器件来消除线晃动产生的加速度是不可行的。考虑到 $g^{i_{b0}}(t)$ 是周期为24 h的正弦信号, $C_{p0}^b(t)f^b(t)$ 也是具有相同周期的低频信号,而车载系统中干扰加速度的频率远高于 $g^{i_{b0}}(t)$,因此可利用低通滤波器将高频信号滤去,抑制线晃动的干扰。其次对于滤波不能消除的强干扰,由于位置已知,因此重力加速度大小也是已知的,利用这一点可剔除信号中的强干扰,进一步提高精度,尽可能的缩短对准时间。其中用于剔除信号中的强干扰设置的自适应判据如下:

$$\|\hat{f}^{\infty}\| < (1+a)\|g^{\infty}\| \quad (44)$$

式中 a 为阈值调节参数。根据惯性器件的精度设置 a , 惯性器件精度越高, a 可设置越小; 惯性器件精度越低, a 需设置越大。具体优化处理的流程图如图 1 所示。其中本文实验中低通滤波器设置的截止频率为 0.05 Hz, 其初始输出设置为理论值, 加快滤波器的响应速度; 而自适应判据中的阈值调节参数设置为 0.003。

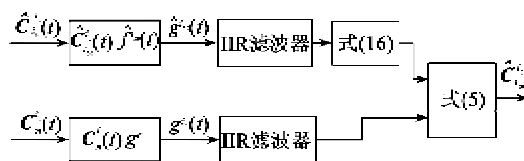


图1 粗对准方案优化处理流程

在载车发动机怠速转动, 人员正常车上操作状态下采集车载陀螺和加速度计输出信号, 利用采集得到的数据进行粗对准, 为比较仅采用低通滤波消除对准误差和利用低通滤波和自适应判据消除干扰加速度的影响, 图 2、3 分别为两种优化方案的对准结果。对比图 2、3 可知, 利用低通滤波和自适应判据优化后对准精度明显提高, 3 个姿态角标准差由 2.198 4'、3.149 6'、551.554 9' 分别减小到 1.514 4'、2.150 3'、208.538 0', 方位角对准精度明显提高, 改进后对准结果可直接应用于精对准。

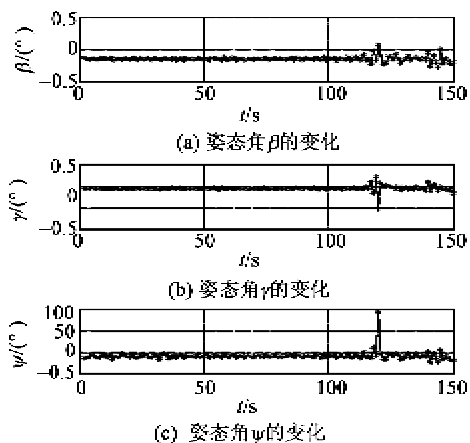


图2 利用低通滤波器优化后对准结果

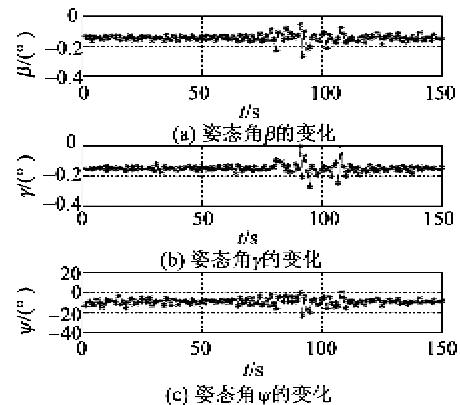


图3 利用低通滤波器和自适应判据优化后粗对准结果

4 结束语

根据基于凝固惯性系广义解析式粗对准原理, 从测量误差和计算误差量方面分析了该方法的对准误差。分析过程表明, 加速度计的测量误差直接作用于参考矢量造成对准误差, 而陀螺误差通过姿态解算产生的计算误差导致参考矢量中含有计算误差, 进而产生了对准误差。最后针对实际系统存在低频高强度干扰, 提出了利用低通滤波器加自适应判据消除干扰加速度, 实验结果表明该方法效果明显, 对准结果可直接用于下一步的精对准。

参考文献:

- [1] 秦永元, 严恭敏. 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.
- [2] 吕振铎, 雷拥军. 卫星姿态测量与确定[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [3] JIANF Y F. Error analysis of analytic coarse alignment methods[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 334-337.
- [4] 严恭敏, 白亮, 翁浚, 等. 基于频域分离算子的 SINS 抗晃动干扰初始对准算法[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1486-1490.
- [5] 孙枫, 曹通. 基于重力信息的惯性系粗对准精度分析[J]. 仪器仪表学报, 2011, 32(11): 2409-2415.
- [6] SUN Feng, SUN Wei. Mooring alignment for marine SINS using the digital filter[J]. Measurement, 2010, 43: 1489-1494.