

晃动基座下捷联惯导的抗干扰自对准算法

王跃钢, 杨家胜

(第二炮兵工程大学 自动控制系, 西安 710025)

摘要: 针对捷联惯导(SINS)晃动基座下, SINS难以快速实现自对准的问题, 提出SINS的抗干扰自对准算法. 该算法通过将初始对准问题转化为Wahba求解问题来消除角运动干扰的影响; 利用惯性坐标系重力矢量和晃动干扰加速度的频率特点, 通过设计低通滤波器对比力在惯性坐标下的投影进行滤波来消除线振动干扰的影响. 仿真结果表明, 该算法不需要进行粗对准, 能够在角运动干扰和线振动干扰同时存在的情况下快速实现自对准.

关键词: 惯导系统; 晃动基座; 自对准; 抗干扰

中图分类号: V249.3

文献标志码: A

SINS anti-interference self-alignment algorithm for the swaying base

WANG Yue-gang, YANG Jia-sheng

(Department of Automatic Control Engineering, The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China.

Correspondent: YANG Jia-sheng, E-mail: 378769761@qq.com)

Abstract: The conventional methods are difficult to achieve alignment rapidly when the strapdown inertial navigation system(SINS) under swaying base. Therefore, an anti-interference self-alignment algorithm for the swaying base is presented, which transforms the alignment problem into the Wahba problem to remove the angular interrupting, and uses the low-pass filter to filter the special force in inertial reference frame to remove the linear vibration interrupting according to the different frequency characteristics of gravity vector in inertial reference frame and the disturbance. The simulation results show that the presented method can accomplish alignment quickly even in the presence of angular motion and linear vibration interference without the coarse alignment process.

Key words: inertial navigation system; swaying base; self-alignment; anti-interference

0 引言

捷联惯导系统(SINS)在进入导航之前, 必须进行初始对准^[1-3], 对晃动基座下的SINS而言, 由于晃动引起的角运动和线振动干扰, SINS难以快速地实现自对准. 针对该问题, 文献[4]提出了摇摆状态下的罗经对准, 其方位对准精度达到 0.08° 的最长对准时间为600s. 文献[5]提出了动基座下的罗经法, 其在“匀速+晃动”条件下, 方位对准精度达到 $10'$ 需要14.4min. 文献[6]提出了基于重力加速度积分的解析粗对准算法, 其有效性在文献[7]的转台摇摆实验中得到了验证, 该算法从理论上消除了角运动干扰对对准精度的影响, 但也存在对线振动干扰影响抑制能力差的问题. 文献[8]在文献[6]的基础上提出了利用最小二乘法对包含线振动干扰的参考矢量进行拟合, 利用拟合的结果进行粗对准的方法, 该方法具有角运动

干扰和线振动干扰抑制能力. 文献[9]将惯性系对准方案和低通滤波方法相结合, 实现了摇摆基座下旋转捷联系统的粗对准. 文献[6-9]提出的方法均是粗对准方法, 在其完成后仍然需要进行精对准. 文献[10]采用两个不同的IIR滤波器提取惯性系下的地球自转角速度和重力加速度, 用解析的方法实现对准, 克服了传统解析算法在舰船系泊环境下无法使用的缺点, 同时也存在低通滤波过程角速度信号衰减缓慢的弊端, 对准时间较长. 文献[11]提出了直接提取惯性系重力矢量方向的对准算法, 该算法具有角运动干扰抑制能力和几何意义明确的优点, 但它包含惯性空间重力加速度矢量导数项, 为了有效地滤除较低频干扰加速度需选择高阶的FIR滤波器, 导致滤波器稳定输出的时间变长, 影响了初始对准的快速性.

文献[12]提出利用惯性坐标系下的姿态更新实

收稿日期: 2012-12-01; 修回日期: 2013-04-15.

基金项目: 国防预研基金项目(2001D1302).

作者简介: 王跃钢(1958-), 男, 教授, 博士生导师, 从事导航制导与控制、导弹测试技术等研究; 杨家胜(1985-), 男, 博士生, 从事惯性导航及测试技术的研究.

时地记录载体在晃动干扰下的姿态变化, 结合初始姿态的最优估计实现晃动基座下的初始对准方法, 该方法不需要进行粗对准, 由于它减轻了角晃动干扰对初始对准的影响, 使初始对准在角晃动条件下仍然能够快速、精确地实现, 但是该文献没有考虑线振动对初始对准的影响, 因此当存在线振动时, 对准精度有限. 本文在此基础上, 利用惯性坐标系重力矢量和晃动干扰加速度具有的不同频率特点, 通过设计低通滤波器消除线振动干扰的影响, 从而增强对准算法的抗线振动干扰能力.

1 晃动基座下的初始对准的基本算法

算法涉及到以下几个坐标系, 包括导航坐标系 (n 系)、载体坐标系 (b 系)、地心坐标系 (e 系)、惯性坐标系 (i 系) 等, 具体含义见文献 [12]. 为了减少角晃动干扰的影响, 本文利用惯性坐标系下的姿态更新实时地反映载体在角晃动干扰下的姿态变化, 同时, 对开始对准前的姿态进行最优估计, 结合这两部分结果完成初始对准, 基本原理如下.

在对准开始时刻, 由于 i 系与 b 系重合, $\mathbf{q}_i^b(0) = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, 根据四元数运算关系

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_n^b(t) &= \mathbf{q}_i^b(t) \otimes \mathbf{q}_n^i(t) = \\ \mathbf{q}_i^b(0, t) \otimes \mathbf{q}_i^b(0) \otimes \mathbf{q}_n^i(t) &= \\ \mathbf{q}_i^b(0, t) \otimes \mathbf{q}_i^b(0) \otimes \mathbf{q}_n^i(0, t) \otimes \mathbf{q}_n^i(0) &= \\ \mathbf{q}_i^b(0, t) \otimes \mathbf{q}_i^b(0) \otimes \mathbf{q}_n^i(0, t) \otimes \mathbf{q}_i^b(0) \otimes \mathbf{q}_n^b(0) &= \\ \mathbf{q}_i^b(0, t) \otimes \mathbf{q}_n^i(0, t) \otimes \mathbf{q}_n^b(0). \end{aligned} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{q}_n^i(0)$ 为初始时刻由 i 系至 n 系的四元数; $\mathbf{q}_i^n(0, t)$ 为四元数 \mathbf{q}_i^n 由初始时刻到 t 时刻的变化; $\mathbf{q}_i^b(0, t)$ 为四元数 \mathbf{q}_i^b 由初始时刻到 t 时刻的变化. 由此可得

$$\mathbf{q}_i^n(0, 0) = \mathbf{q}_i^b(0, 0) = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T.$$

$\mathbf{q}_i^b(0, t)$ 可以由如下微分方程求得:

$$\dot{\mathbf{q}}_i^b(0, t) = \frac{1}{2} \mathbf{q}_i^b(0, t) \otimes \boldsymbol{\omega}_{bi}^i. \quad (2)$$

$\mathbf{q}_i^n(0, t)$ 可以由如下微分方程求得:

$$\dot{\mathbf{q}}_i^n(0, t) = \frac{1}{2} \mathbf{q}_i^n(0, t) \otimes \boldsymbol{\omega}_{ni}^i. \quad (3)$$

由比力方程得

$$\mathbf{f}^n = \dot{\mathbf{V}}_{en}^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{V}_{en}^n - \mathbf{g}^n,$$

从而有

$$\begin{aligned} (\mathbf{q}_b^n(0))^* \otimes (\mathbf{q}_i^n(0, t))^* \otimes [\dot{\mathbf{V}}_{en}^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \\ \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{V}_{en}^n - \mathbf{g}^n] \otimes \mathbf{q}_i^n(0, t) \otimes \mathbf{q}_b^n(0) = \\ (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \mathbf{f}^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t). \end{aligned} \quad (4)$$

令

$$\boldsymbol{\beta}(t) = (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \mathbf{f}^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t), \quad (5)$$

$$\boldsymbol{\alpha}(t) = (\mathbf{q}_i^n(0, t))^* \otimes [\dot{\mathbf{V}}_{en}^n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times$$

$$\mathbf{V}_{en}^n - \mathbf{g}^n] \otimes \mathbf{q}_i^n(0, t). \quad (6)$$

根据式 (4) 有

$$\boldsymbol{\beta}(t) = (\mathbf{q}_b^n(0))^* \otimes \boldsymbol{\alpha}(t) \otimes \mathbf{q}_b^n(0),$$

即

$$\mathbf{q}_b^n(0) \otimes \boldsymbol{\beta}(t) - \boldsymbol{\alpha}(t) \otimes \mathbf{q}_b^n(0) = \mathbf{0}. \quad (7)$$

令 $\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t))$ 和 $\mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t))$ 分别为

$$\begin{aligned} \mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) &= \begin{bmatrix} 0 & \boldsymbol{\beta}^T \\ \boldsymbol{\beta} & -\boldsymbol{\beta} \times \end{bmatrix}, \\ \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t)) &= \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\alpha}^T \\ \boldsymbol{\alpha} & \boldsymbol{\alpha} \times \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

其中: $\boldsymbol{\beta} \times$ 为以向量 $\boldsymbol{\beta}$ 构成的反对称阵; $\boldsymbol{\alpha} \times$ 为以向量 $\boldsymbol{\alpha}$ 构成的反对称阵. 则式 (7) 可以改写为

$$(\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t)))\mathbf{q}_b^n(0) = \mathbf{0}.$$

此时, 将初始对准问题转化成著名的 Wahba 姿态确定问题^[13]

$$\begin{aligned} \min \int_0^t \|(\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t)))\mathbf{q}_b^n(0)\|^2 dt = \\ (\mathbf{q}_b^n(0))^T \int_0^t (\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t)))^T \times \\ (\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t))) dt \mathbf{q}_b^n(0) = \\ \min_{\mathbf{q}_b^n(0)} (\mathbf{q}_b^n(0))^T \mathbf{K} \mathbf{q}_b^n(0), \end{aligned}$$

约束条件为 $(\mathbf{q}_b^n(0))^T \mathbf{q}_b^n(0) = 1$, 其中

$$\mathbf{K} = \int_0^t (\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t)))^T (\mathbf{M}(\boldsymbol{\beta}(t)) - \mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}(t))) dt.$$

取 $\mathbf{q}_b^n(0)$ 为 \mathbf{K} 矩阵最小特征值所对应的特征向量即可求出 $\mathbf{q}_b^n(0)$, 推导过程如下: 令代价函数为

$$J(\mathbf{q}_n^b(0)) = \mathbf{q}_n^b(0)^T \mathbf{K} \mathbf{q}_n^b(0),$$

目标是确定 $\mathbf{q}_n^b(0)$ 值使代价函数最小, 其中 $\mathbf{q}_n^b(0)$ 满足

$$g(\mathbf{q}_n^b(0)) \equiv \mathbf{q}_n^b(0)^T \mathbf{q}_n^b(0) - 1 = 0.$$

定义拉格朗日函数

$$L(\mathbf{q}_n^b(0), \lambda) = J(\mathbf{q}_n^b(0)) - 2\lambda(\mathbf{q}_n^b(0)^T \mathbf{q}_n^b(0) - 1),$$

其中 λ 为拉格朗日乘法算子. 要达到最小, 必须满足

$$dL/dq = 0, \quad dL/d\lambda = 0,$$

即

$$\mathbf{K} \mathbf{q}_n^b(0) = \lambda \mathbf{q}_n^b(0), \quad (8)$$

$$\mathbf{q}_n^b(0)^T \mathbf{q}_n^b(0) - 1 = 0. \quad (9)$$

当式 (8) 和 (9) 满足时, $\min J(\mathbf{q}_n^b(0)) = \lambda$, 因此选取 \mathbf{K} 阵的最小特征值 λ_{\min} 可以确保 $J(\mathbf{q}_n^b(0))$ 最小, 最小特征值所对应的特征向量即为 $\mathbf{q}_n^b(0)$.

由推导过程可知, $\mathbf{q}_i^b(0, t)$ 和 $\mathbf{q}_i^n(0, t)$ 从对准开始便不断地进行着更新, 在得到 $\mathbf{q}_i^b(0, t)$ 后, 根据加速度的输出, 可以得到 $\boldsymbol{\beta}(t)$; 在得到 $\mathbf{q}_i^n(0, t)$ 后, 对于只

有角晃动干扰的情形而言,假设速度和加速度为0,可以得到 $\alpha(t)$,由 $\alpha(t)$ 和 $\beta(t)$ 可以得到 \mathbf{K} 矩阵,求取 \mathbf{K} 矩阵最小特征值所对应的特征向量,最终得到 $\mathbf{q}_b^n(0)$ 的估计值.由于 \mathbf{K} 矩阵所含的信息随着对准过程变得越来越多,从而使得 $\mathbf{q}_b^n(0)$ 的估计更加准确.同时,载体受到晃动干扰引起的姿态变化也反映在 $\mathbf{q}_i^b(0, t)$ 和 $\mathbf{q}_i^n(0, t)$ 中,结合 $\mathbf{q}_b^n(0)$ 的估计值,可以得到导航前一时刻的姿态,从而完成对准.

2 基本算法的局限性

由第1节算法可知,当系统只有角晃动,没有线振动时, $\dot{\mathbf{V}}_{en}^n = 0$, $\mathbf{V}_{en}^n = 0$,由比力方程可得 $\tilde{\mathbf{f}}_{sf}^n = -\mathbf{g}^n$, $\beta(t)$ 由下式确定:

$$\begin{aligned} \beta(t) &= (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \mathbf{f}^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t) = \\ & (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes (\tilde{\mathbf{f}}_{sf}^b) \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t). \end{aligned} \quad (10)$$

当系统存在线振动时,由比力方程可得

$$\mathbf{f}_{sf}^n = \tilde{\mathbf{f}}_{sf}^n + \tilde{\mathbf{f}}_D^n = \dot{\mathbf{V}}_{en}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{V}_{en}^n - \mathbf{g}^n. \quad (11)$$

从而可知,线振动($\dot{\mathbf{V}}_{en}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{V}_{en}^n$)引起了附加比力 $\tilde{\mathbf{f}}_D^n$ 的输出,在实际对准过程中,由于 $\dot{\mathbf{V}}_{en}^n$ 和 \mathbf{V}_{en}^n 难以测量,只能将其忽略,即 $\alpha(t)$ 计算为

$$\alpha(t) = (\mathbf{q}_i^n(0, t))^* \otimes (-\mathbf{g}^n) \otimes \mathbf{q}_i^n(0, t). \quad (12)$$

由于

$$\begin{aligned} \tilde{\beta}(t) &= (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \mathbf{f}^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t) = \\ & (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes (\tilde{\mathbf{f}}_{sf}^b + \tilde{\mathbf{f}}_D^b) \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t) = \\ & \beta(t) + (\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \tilde{\mathbf{f}}_D^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t), \end{aligned} \quad (13)$$

$(\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \tilde{\mathbf{f}}_D^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t)$ 由线振动($\dot{\mathbf{V}}_{en}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{V}_{en}^n$)引起,若根据 $\alpha(t)$ 和 $\tilde{\beta}(t)$ 求解Wahba问题,则得到的 $\mathbf{q}_b^n(0)$ 将含有误差.

综上所述,线振动是对准的重要误差源,若将其影响减少到最小,则对准精度最高.

为了验证第1节提出的对准算法在角晃动干扰和线振动干扰均存在的情况下的对准性能,进行仿真实验,结果如图1所示.由图1可见,线振动干扰对对准精度影响较大,为了提高对准精度,有必要研究具

有线振动干扰抑制能力的对准算法.

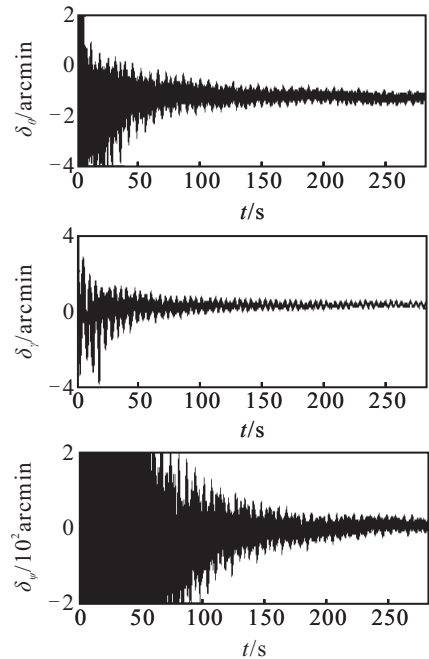


图1 角晃动和线振动干扰下的自对准误差

3 抗干扰自对准算法

由第2节可知,抗线振动干扰的关键在于削弱 $(\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \tilde{\mathbf{f}}_D^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t)$ 对 $\tilde{\beta}(t)$ 的影响,使其最大限度地反映出 $\beta(t)$ 的理想值.

由于地球自转周期为24小时(频率约为 1.16×10^{-5} Hz), $\mathbf{q}_i^n(0, t)$ 与地球自转角速度相关, \mathbf{g}^n 是一个常数,由 $\alpha(t) = (\mathbf{q}_i^n(0, t))^* \otimes (-\mathbf{g}^n) \otimes \mathbf{q}_i^n(0, t)$ 可知, $\alpha(t)$ 是一个低频信号.又因为

$$\beta(t) = (\mathbf{q}_b^n(0))^* \otimes \alpha(t) \otimes \mathbf{q}_b^n(0),$$

$\mathbf{q}_b^n(0)$ 为常数,所以可知, $\beta(t)$ 也是一个低频信号.在实际应用中,线振动的频率一般都远大于 1.16×10^{-5} Hz,容易从频域上将 $\beta(t)$ 和 $(\mathbf{q}_i^b(0, t))^* \otimes \tilde{\mathbf{f}}_D^b \otimes \mathbf{q}_i^b(0, t)$ 分离开,因此,设计低通滤波器对投影在惯性坐标下的比力($\beta(t)$)进行滤波可以达到抑制线振动干扰的目的.结合第1节算法和本节的分析,得到如图2所示的抗干扰自对准算法.

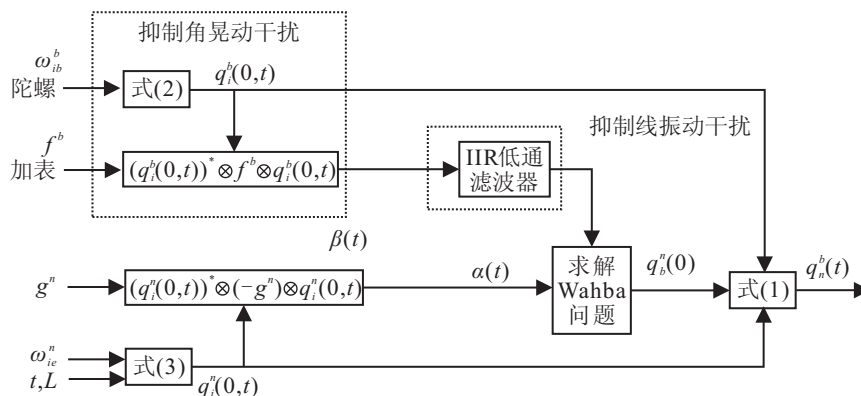


图2 抗干扰自对准算法

由图2可见, 文献[12]算法只含有“抑制角晃动干扰”的功能(左边虚线框中部分), 本文提出的抗干扰自对准算法在此基础上加入了“抑制线振动干扰”功能(右边虚线框中部分), 从而使得对准算法具有抑制角运动干扰和线振动干扰的能力。

4 仿真结果及分析

4.1 仿真参数设置

设陀螺常值漂移 $\varepsilon_{\text{cnst}}^b = 0.02^\circ/\text{h}$, 陀螺随机漂移 $\varepsilon_{\text{rnd}}^b = 0.01^\circ/\text{h}$, 加速度计常值零偏 $\nabla^b = 100 \mu\text{g}$, 加速度计的随机漂移 $\nabla_{\text{rnd}}^b = 50 \mu\text{g}$. 在晃动基座下, 载体受到周期性干扰和随机性角晃动干扰的同时作用, 俯仰角 θ 、滚转角 γ 和偏航角 ψ 作如下变化:

$$\begin{bmatrix} \theta \\ \gamma \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 7^\circ \cos(0.3\pi t) \\ 10^\circ \cos\left(0.4\pi t + \frac{2}{3}\pi\right) \\ 30^\circ + 5^\circ \cos\left(0.5\pi t + \frac{4}{3}\pi\right) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \theta_{\text{randn}} \\ \gamma_{\text{randn}} \\ \psi_{\text{randn}} \end{bmatrix}.$$

其中: θ_{randn} 为均值为 0° 、标准差为 0.5° 的白噪声; γ_{randn} 为均值为 0° 、标准差为 1° 的白噪声; ψ_{randn} 为均值为 0° 、标准差为 0.25° 的白噪声. 同时, 载体受到线振动干扰, 由线振动引起的线速度为

$$V_{D_i} = A_{D_i} \omega_{D_i} \cos(\omega_{D_i} t + \varphi_{D_i}), \quad i = x, y, z.$$

其中

$$A_{D_x} = 0.02 \text{ m}, \quad A_{D_y} = 0.03 \text{ m}, \quad A_{D_z} = 0.3 \text{ m},$$

$$\omega_{D_x} = 2\pi/T_{D_x}, \quad T_{D_x} = 7 \text{ s}, \quad T_{D_y} = 6 \text{ s}, \quad T_{D_z} = 8 \text{ s},$$

φ_{D_i} 为 $[0, 2\pi]$ 上服从均匀分布的随机相位。

4.2 结果分析

根据第4.1节的参数设置, 分别利用晃动基座下的初始对准基本算法和本文提出的抗干扰自对准方法进行对准. 为了叙述方便, 将前者称为原算法, 后者称为抗干扰算法. 抗干扰算法中, 设计的IIR低通滤波器对于频率高于 0.03 Hz 的信号具有 30 dB 的衰减, 仿真时间为 280 s , 仿真结果如图3所示。

由图3可见, 原算法在角晃动干扰和线振动干扰均存在的情况下, 对准的误差不断波动且变化幅度较大, 对准时间较长. 本文所提出的抗干扰算法的对准误差波动幅度小于原算法, 且对准时间明显缩短. 从对准精度来看, 原算法的水平对准精度为 $4.3'$, 方位对准精度为 $15.7'$, 抗干扰算法的水平对准精度为 $1.1'$, 方位对准精度为 $6.5'$. 这是由于新算法继承了原算法能抑制角晃动干扰的优点, 又在原算法的基础上采取了抑制线振动干扰的措施。

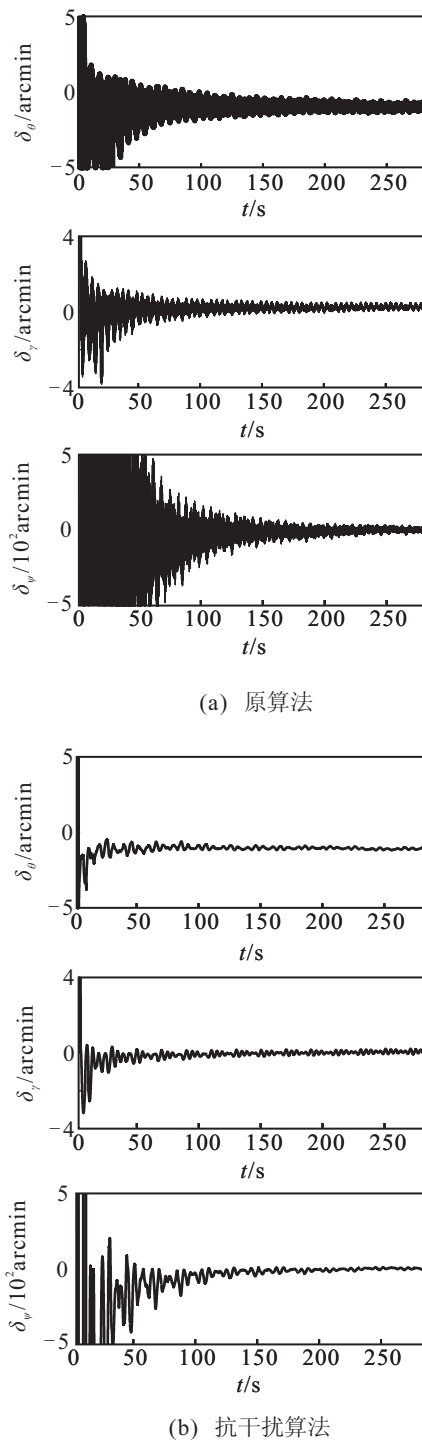


图3 抗干扰算法与原算法的对准误差对比

5 结论

晃动基座带来的角晃动和线振动干扰是影响SINS自对准的重要误差源, 本文将初始对准问题转化为Wahba求解问题, 消除了角晃动干扰的影响. 利用惯性坐标系下重力矢量和晃动干扰加速度的具有不同频率分布的特点, 通过设计低通滤波器对比力在惯性坐标下的投影进行滤波, 抑制了线振动干扰的影响. 这些措施增强了对准算法的抗干扰能力, 使得所提出算法能够在角运动干扰和线振动干扰同时存在的情况下快速精确地实现自对准。

参考文献(References)

- [1] Wei C L, Zhang H Y. SINS in-flight alignment using quaternion error models[J]. Chinese J of Aeronautics, 2000, 14(3): 166-171.
- [2] Acharya A, Sadhu S, Ghoshal T K. Improved self-alignment scheme for SINS using augmented measurement[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(2): 125-128.
- [3] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 327-330.
(Qin Y Y. Inertial navigation[M]. Beijing: Sciences Press, 2007: 327-330.)
- [4] 李瑶, 徐晓苏, 吴炳祥. 捷联惯导系统罗经法自对准[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(4): 387-341.
(Li Y, Xu X S, Wu B X. Gyrocompass self-alignment of SINS[J]. J of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(4): 387-341.)
- [5] 经张俊, 程向红, 王宇. 捷联罗经的动基座自对准技术[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(4): 408-414.
(Jing Z J, Cheng X H, Wang Y. Technology of strapdown gyrocompass self-alignment on moving bases[J]. J of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(4): 408-414.)
- [6] 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 Y Y, Yan G M, Gu D Q, et al. A clever way of SINS coarse alignment despite rocking ship[J]. J of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 681-684.)
- [7] Gu Dongqing, ElSheimy N, Hassan T, et al. Coarse alignment for marine SINS using gravity in the inertial frame as a reference[C]. Position, Location and Navigation Symposium. Monterey: IEEE Press, 2008: 961-965.
- [8] 赵长山, 秦永元, 魏亮. 抗干扰重力加速度积分粗对准算法[J]. 宇航学报, 2010, 31(10): 2335-2339.
(Zhao C S, Qin Y Y, Wei L. A gravity-based anti-interference coarse alignment algorithm[J]. J of Astronautics, 2010, 31(10): 2335-2339.)
- [9] 孙枫, 孙伟. 摇摆基座下旋转捷联系统粗对准技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2010, 31(4): 929-936.
(Sun F, Sun W. Research on coarse alignment of rotary SINS on a swing base[J]. Chinese J of Scientific Instrument, 2010, 31(4): 929-936.)
- [10] 孙枫, 孙伟. 基于数字滤波的系泊对准技术研究[J]. 控制与决策, 2010, 25(12): 1870-1875.
(Sun F, Sun W. Research on mooring alignment with digital filter[J]. Control and Decision, 2010, 25(12): 1870-1875.)
- [11] 练军想, 汤勇刚, 吴美平, 等. 捷联惯导惯性系动基座对准算法研究[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(5): 95-99.
(Lian J X, Tang Y G, Wu M P, et al. Study on SINS alignment algorithm with inertial frame for swaying bases[J]. J of National University of Defense Technology, 2007, 29(5): 95-99.)
- [12] 王跃钢, 杨家胜, 杨波. 纬度未知条件下捷联惯导晃动基座的初始对准[J]. 航空学报, 2012, 33(12): 2322-2329.
(Wang Y G, Yang J S, Yang B. SINS initial alignment of swaying base under geographic latitude uncertainty[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(12): 2322-2329.)
- [13] Wahba G. A least squares estimate of spacecraft attitude[J]. SIAM Review, 1965, 7(3): 409-411.

(责任编辑: 郑晓蕾)