一种机载遥感成像用分布式 POS 传递对准方法

宫晓琳 房建成

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对机载遥感成像用分布式位置姿态测量系统(POS, Position and Orientation System)精确初始对准的问题,结合遥感成像的实际作业情况,在分析影响传递对准精度和速度的误差源的基础上,提出一种利用载机爬升段进行分布式 POS 传递对准的方法,并与多种机动方式进行对比. 半物理仿真结果表明:利用遥感载荷作业现有条件能够获得数学平台失准角和安装误差角的准确快速估计. 研究结果可为机载分布式 POS 传递对准方案的选择和设计提供理论参考.

关 键 词: 捷联惯性导航系统; 传递对准; 分布式; 位置姿态测量系统

中图分类号: V 249.32

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0491-06

Method of transfer alignment of distributed POS for airborne remote imaging

Gong Xiaolin Fang Jiancheng

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the precision alignment of distributed position and orientation system(POS) for airborne remote imaging, the errors which affect the transfer alignment accuracy and velocity were analyzed and the real circumstance of remote imaging was considered. Based on these, a transfer alignment method of distributed POS which uses the climbing course of aircraft was proposed and compared with other maneuver modes. The semi-physical simulation shows that good alignment accuracy can be obtained and the moving condition of aircraft is used efficiently. The investigative results would offer the principle foundation for design and choice of the alignment schemes of airborne distributed POS.

Key words: strapdown inertial navigation system; transfer alignment; distributing; position and orientation system

位置姿态测量系统(POS, Position and Orientation System)为机载遥感载荷提供高精度运动参数[1-2],其主要包括惯性测量单元(IMU, Inertial Measurement Unit)、全球定位系统(GPS, Global Positioning System)接收机和导航计算机. 目前,分布式遥感是机载对地观测的前沿发展方向之一. 例如,在分布式合成孔径雷达(SAR, Synthetic Aperture Radar)中包含多个 SAR 天线,若在每个天线附近均安装一个高精度 IMU,将大大增加成本. 因此,采用 1 个高精度 IMU 和多个低精度 IMU 混合的分布式 POS 成为首选的方案. 由于 POS 的对准精度直接影响 POS 组合的精度[3],如何对低精度惯导进行高精度初始对准成为分布式 POS 初始对准的主要难点.

分布式 POS 中子惯导初始对准的方案主要有:自对准、利用高精度主惯导和 GPS 的数据进行地面传递对准/空中动基座传递对准. 对于自对准,由于子惯导精度低,因此对准的精度有

收稿日期: 2011-01-17; **网络出版时间**: 2012-04-19 16:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120419.1616.001.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61004129, 60825305, 61121003); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(YWF-10-02-084, YWF-12-LZGF-014); 国家 973 计划资助项目(2009CB724002)

作者简介: 宫晓琳(1980 -),女,新疆昌吉人,讲师,gongxiaolin@sina.com.

限[4-5];双位置/多位置对准方法均需进行大角度的转动[6-8]. 地面传递对准中又难以进行机动,主子惯导之间的安装误差无法得到很好的估计. 而动基座传递对准可以通过载机的机动极大程度地提高子惯导状态的可观测度,有效提高对准的精度和速度[9]. 因此,可以在地面静基座对准之后,在载机飞行过程中再进行动基座传递对准.

传递对准匹配方式有计算参数和测量参数匹配法两类[10]. 二者相结合的匹配方式,如姿态 + 速度匹配,具有优势互补的作用. 但无论采用哪种匹配方式,在运动情况下,主子惯导之间都会出现难以建模估计的复杂杆臂、挠曲变形等,不仅增加了传递对准的难度而且严重影响了对准的精度[11-12]. 文献[13]提出采用激光测距器对变形进行测量,但需在每个待测点安装专门的设备.

本文针对机载遥感成像运动补偿用分布式 POS 的初始对准问题,以双天线 SAR 为例,结合实际作业情况,设计一种利用载机爬升段进行分布式 POS 传递对准的方法,并进行半物理仿真试验验证.

1 机载分布式 POS 传递对准方案

将高精度 IMU(MIMU,Master IMU)作为传递对准的基准(主惯导),安装于横穿机腹的钢梁中央,钢梁两头各悬挂一个 SAR 天线,在 SAR 天线附近各安装一个低精度 IMU,即 IMU1 和 IMU2(子惯导). 此时,影响子惯导传递对准精度的因素主要有:IMU1 和 IMU2 的惯性器件误差、IMU1(IMU2)相对 MIMU 的固定安装误差角、钢梁挠曲变形及 IMU1(IMU2)与 MIMU 之间的杆臂误差. 一般在传递对准中,将子惯导的各项误差作为滤波状态变量. 较为全面的状态变量有:数学平台失准角、位置误差、速度误差、陀螺常值漂移、加速度计常值偏置、安装误差角(固定和挠曲变形部分)和杆臂长度(固定和变化部分).

针对挠曲变形问题,采用刚性强度较大的钢梁做为安装基座,从而使安装误差角和杆臂中随挠曲变形而变化的部分得到极大降低;同时,固定杆臂可以较为精确的测量,主子惯导相对位置也可认为保持不变. 固定安装误差角和子惯导惯性器件误差必然存在,因此重点考虑二者的精确估计,并将挠曲变形近似为白噪声. 此外,S 型机动、横轴摇摆等大幅的机动能够提高可观测度,但同时加大了挠曲变形从而产生负面效果. 而载机爬升起飞过程存在持续小机动,载机姿态和速度的变化起到提高可观测度的作用,且这一过程充分利用了作业条件,无需额外机动.

综上,将分布式 POS 传递对准的方案设计为:状态变量包括数学平台失准角、速度误差、陀螺常值漂移、加速度计常值偏置和固定安装误差角;机动运动方式为载机起飞运动;匹配方式方面,选择性能较好的姿态 + 速度匹配方式并根据传递对准原理建立量测与状态间的关系.

2 Kalman 滤波传递对准滤波模型

将主惯导位置经固定杆臂补偿后作为子惯导的位置,子惯导的位置误差均可忽略.

2.1 状态方程

姿态误差方程为

$$\left.\begin{aligned}\dot{\phi}_E &= (\omega_{ie}\sin L + V_E\tan L/R_1)\phi_N - \\ &\quad (\omega_{ie}\cos L + V_E/R_1)\phi_U - \delta V_N/R_2 + \varepsilon_E \\ \dot{\phi}_N &= -(\omega_{ie}\sin L + V_E\tan L/R_1)\phi_E - \\ &\quad V_N\phi_U/R_2 + \delta V_E/R_1 + \varepsilon_N \\ \dot{\phi}_U &= (\omega_{ie}\cos L + V_E/R_1)\phi_E + \\ &\quad V_N\phi_N/R_2 + \tan L\delta V_E/R_1 + \varepsilon_U\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

式中,下标 E,N 和 U 分别代表东、北、天;ϕ_E,ϕ_N 和 ϕ_U 为数学平台失准角;V_E,V_N 和 V_U 分别为东、北和天向速度;δV_E,δV_N 分别为东向、北向速度误差,L 为纬度;ε_E,ε_N,ε_U 为陀螺常值漂移在导航系下的分量;ω_{ie}为地球自转角速度;$R_1 = R_N + H$,$R_2 = R_M + H$,R_M 和 R_N 分别为沿子午圈和卯酉圈的主曲率半径,H 为高度.

速度误差方程为

$$\left.\begin{aligned}\delta\dot{V}_E &= -f_U\phi_N + f_N\phi_U + (V_N\tan L/R_1 - V_U/R_1)\cdot \\ &\quad \delta V_E + (2\omega_{ie}\sin L + V_E\tan L/R_1)\delta V_N - \\ &\quad (2\omega_{ie}\cos L + V_E/R_1)\delta V_U + \nabla_E \\ \delta\dot{V}_N &= f_U\phi_E - f_E\phi_U - 2(\omega_{ie}\sin L + V_E\tan L/R_1)\cdot \\ &\quad \delta V_E - V_U\delta V_N/R_2 - V_N\delta V_U/R_2 + \nabla_N \\ \delta\dot{V}_U &= -f_N\phi_E + f_E\phi_N + 2(\omega_{ie}\cos L + V_E/R_1)\cdot \\ &\quad \delta V_E + 2V_N\delta V_N/R_2 + \nabla_U\end{aligned}\right\} \quad (2)$$

式中,δV_U 为天向速度误差;∇_E,∇_N,∇_U为加速度计常值偏置在导航系下的分量;f_E,f_N 和f_U 分别为东向、北向和天向比力.

惯性器件误差方程为

$$\left.\begin{aligned}\dot{\varepsilon}_x &= \dot{\varepsilon}_y = \dot{\varepsilon}_z = 0 \\ \dot{\nabla}_x &= \dot{\nabla}_y = \dot{\nabla}_z = 0\end{aligned}\right\} \quad (3)$$

式中,ε_i 和 $\nabla_i(i = x,y,z)$ 分别为陀螺常值漂移和加速度计常值偏置在载体系下的分量.

固定安装误差角方程为

$$\dot{\lambda}_x = \dot{\lambda}_y = \dot{\lambda}_z = 0 \tag{4}$$

式中,$\dot{\lambda}_x,\dot{\lambda}_y,\dot{\lambda}_z$ 为子惯导相对主惯导的安装误差角在载体系 3 个轴上的分量.

由式(1)~式(4),可得系统状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{F}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{G}^{w}\boldsymbol{w} \tag{5}$$

式中,$\boldsymbol{x} = [\phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \delta V_E \quad \delta V_N \quad \delta V_U \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \lambda_x \quad \lambda_y \quad \lambda_z]^{\mathrm{T}}$ 为状态变量;$\boldsymbol{F}$ 为状态转移矩阵;$\boldsymbol{G}^{w}$ 为过程噪声矩阵;$\boldsymbol{w} = [w_{\varepsilon_x} \quad w_{\varepsilon_y} \quad w_{\varepsilon_z} \quad w_{\nabla_x} \quad w_{\nabla_y} \quad w_{\nabla_z}]^{\mathrm{T}}$ 为过程噪声,并假设其为零均值高斯白噪声,协方差阵为 $E[\boldsymbol{w}\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}] = \boldsymbol{Q}$;$\boldsymbol{F}$ 的具体表达式可由式(1)~式(4)列写;$\boldsymbol{G}^{w}$ 为过程噪声矩阵.

2.2　量测方程

当采用“姿态+速度”匹配方式进行机载分布式 POS 传递对准时,主惯导姿态基准与子惯导姿态角误差是姿态传递对准的基础,下面给出一个直观的推导,以说明姿态传递对准的原理.

记 n 为主惯导的导航坐标系;n_1 为子惯导的计算导航坐标系;a 和 b 分别为主惯导和子惯导的载体坐标系.

n 与 n_1 之间的关系在小角度时可由如下方向余弦阵来确定:

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{n}_1} = \begin{bmatrix} 1 & \phi_U & -\phi_N \\ -\phi_U & 1 & \phi_E \\ \phi_N & -\phi_E & 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{I} - \boldsymbol{\phi}\times \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{\phi}\times$ 为子惯导的 n_1 系相对主惯导 n 系的失准角 ϕ_x,ϕ_y,ϕ_z 组成的斜对称阵.

同理,主、子惯导载体系之间的关系在小角度时可由如下方向余弦阵来确定:

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{a}} = \begin{bmatrix} 1 & -\lambda_z & \lambda_y \\ \lambda_z & 1 & -\lambda_x \\ -\lambda_y & \lambda_x & 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{I} + \boldsymbol{\lambda}\times \tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{\lambda}\times$ 为子惯导相对主惯导的安装误差角 λ_x,λ_y,λ_z 组成的斜对称阵.

传递对准的原理有以下关系成立:

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}_1} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{n}_1}\boldsymbol{C}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{a}} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{b}} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{n}} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{a}} \tag{9}$$

将式(6)、式(7)和式(9)代入式(8):

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{b}} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{\phi}\times)\boldsymbol{T}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{I} + \boldsymbol{\lambda}\times) = \boldsymbol{T}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{\lambda}\times) - (\boldsymbol{\phi}\times)\boldsymbol{T}_{\mathrm{a}} - (\boldsymbol{\phi}\times)\boldsymbol{T}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{\lambda}\times) \tag{10}$$

忽略二阶小量的乘积,取其近似有

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{\lambda}\times) - (\boldsymbol{\phi}\times)\boldsymbol{T}_{\mathrm{a}} \tag{11}$$

设主、子惯导计算出的航向角、俯仰角及横滚角分别为 ψ,θ,γ 和 $\psi_{\mathrm{s}},\theta_{\mathrm{s}},\gamma_{\mathrm{s}}$. 记

$$\boldsymbol{T}_i = \begin{bmatrix} T_i^{(11)} & T_i^{(12)} & T_i^{(13)} \\ T_i^{(21)} & T_i^{(22)} & T_i^{(23)} \\ T_i^{(31)} & T_i^{(32)} & T_i^{(33)} \end{bmatrix} \quad i = \mathrm{a},\mathrm{b} \tag{12}$$

$$\left.\begin{aligned} \delta\psi &= \psi_{\mathrm{s}} - \psi \\ \delta\theta &= \theta_{\mathrm{s}} - \theta \\ \delta\gamma &= \gamma_{\mathrm{s}} - \gamma \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

则有

$$\tan\psi_{\mathrm{s}} = -T_{\mathrm{b}}^{(12)}/T_{\mathrm{b}}^{(22)} = -\frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)} + T_{\mathrm{a}}^{(22)}\phi_U - T_{\mathrm{a}}^{(32)}\phi_N - T_{\mathrm{a}}^{(11)}\lambda_z + T_{\mathrm{a}}^{(13)}\lambda_x}{T_{\mathrm{a}}^{(22)} - T_{\mathrm{a}}^{(12)}\phi_U + T_{\mathrm{a}}^{(32)}\phi_E - T_{\mathrm{a}}^{(21)}\lambda_z + T_{\mathrm{a}}^{(23)}\lambda_x} \tag{14}$$

$$\tan\gamma_{\mathrm{s}} = -T_{\mathrm{b}}^{(31)}/T_{\mathrm{b}}^{(33)} = -\frac{T_{\mathrm{a}}^{(31)} + T_{\mathrm{a}}^{(11)}\phi_N - T_{\mathrm{a}}^{(21)}\phi_E + T_{\mathrm{a}}^{(32)}\lambda_z - T_{\mathrm{a}}^{(33)}\lambda_y}{T_{\mathrm{a}}^{(33)} + T_{\mathrm{a}}^{(13)}\phi_N - T_{\mathrm{a}}^{(23)}\phi_E + T_{\mathrm{a}}^{(31)}\lambda_y - T_{\mathrm{a}}^{(32)}\lambda_x} \tag{15}$$

$$\sin\theta_{\mathrm{s}} = T_{\mathrm{b}}^{(32)} = T_{\mathrm{a}}^{(32)} + T_{\mathrm{a}}^{(12)}\phi_N - T_{\mathrm{a}}^{(22)}\phi_E - T_{\mathrm{a}}^{(31)}\lambda_z + T_{\mathrm{a}}^{(33)}\lambda_x \tag{16}$$

将式(14)左边按台劳级数展开并取前两项,得

$$\tan\psi + (1+\tan^2\psi)\delta\psi = -\frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}}{T_{\mathrm{a}}^{(22)}} + \frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(12)} + T_{\mathrm{a}}^{(22)}T_{\mathrm{a}}^{(22)}}{T_{\mathrm{a}}^{(22)}T_{\mathrm{a}}^{(22)}}\delta\psi \tag{17}$$

将式(14)右边按台劳级数展开,取前两项并忽略二阶小量得

$$\begin{aligned} &-(T_{\mathrm{a}}^{(12)} + T_{\mathrm{a}}^{(22)}\phi_U - T_{\mathrm{a}}^{(32)}\phi_N - T_{\mathrm{a}}^{(11)}\lambda_z + T_{\mathrm{a}}^{(13)}\lambda_x)\left[\frac{1}{T_{\mathrm{a}}^{(22)}} + \frac{(T_{\mathrm{a}}^{(12)}\phi_U - T_{\mathrm{a}}^{(32)}\phi_E + T_{\mathrm{a}}^{(21)}\lambda_z - T_{\mathrm{a}}^{(23)}\lambda_x)}{(T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\right] = \\ &-\frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}}{T_{\mathrm{a}}^{(22)}} + \frac{T^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(32)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\phi_E - \frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(12)} + T_{\mathrm{a}}^{(22)}T_{\mathrm{a}}^{(22)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\phi_U + \frac{T_{\mathrm{a}}^{(32)}}{T_{\mathrm{a}}^{(22)}}\phi_N + \\ &\frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(23)} - T_{\mathrm{a}}^{(13)}T_{\mathrm{a}}^{(22)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\lambda_x + \frac{T_{\mathrm{a}}^{(11)}T_{\mathrm{a}}^{(22)} - T_{\mathrm{a}}^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(21)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\lambda_z \end{aligned} \tag{18}$$

联合式(17)、式(18)得

$$\delta\psi = \frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(32)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(12)})^2 + (T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\phi_E - \phi_U + \frac{T_{\mathrm{a}}^{(22)}T_{\mathrm{a}}^{(32)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(12)})^2 + (T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2}\phi_N + \frac{T_{\mathrm{a}}^{(12)}T_{\mathrm{a}}^{(23)} - T_{\mathrm{a}}^{(13)}T_{\mathrm{a}}^{(22)}}{(T_{\mathrm{a}}^{(12)})^2 + (T_{\mathrm{a}}^{(22)})^2} \cdot$$

$$\lambda_x + \frac{T_a^{(11)}T_a^{(22)} - T_a^{(12)}T_a^{(21)}}{(T_a^{(12)})^2 + (T_a^{(22)})^2}\lambda_z + v_1 \quad (19)$$

同理可得

$$\delta\theta = \frac{T_a^{(12)}}{\sqrt{1-(T_a^{(32)})^2}}\phi_N - \frac{T_a^{(22)}}{\sqrt{1-(T_a^{(32)})^2}}\phi_E - \frac{T_a^{(31)}}{\sqrt{1-(T_a^{(32)})^2}}\lambda_z + \frac{T_a^{(33)}}{\sqrt{1-(T_a^{(32)})^2}}\lambda_x + v_2 \quad (20)$$

$$\delta\gamma = \frac{T_a^{(31)}T_a^{(13)} - T_a^{(11)}T_a^{(33)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2}\phi_N + \frac{T_a^{(21)}T_a^{(33)} - T_a^{(31)}T_a^{(23)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2}\phi_E - \frac{T_a^{(31)}T_a^{(32)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2}\cdot\lambda_x + \lambda_y - \frac{T_a^{(32)}T_a^{(33)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2}\lambda_z + v_3 \quad (21)$$

式中，v_1, v_2, v_3 为姿态量测噪声. 由式(19)～式(21)构成了姿态角误差部分的量测方程.

取主、子惯导的姿态角误差和速度误差作为量测，并在速度误差中补偿主子惯导安装位置造成的杆臂误差. 完整的量测方程为

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{v} \quad (22)$$

式中，$\boldsymbol{y} = [\delta\psi \quad \delta\theta \quad \delta\gamma \quad \delta V'_E \quad \delta V'_N \quad \delta V'_U]^T$ 为量测变量；$\boldsymbol{v}$ 为量测噪声，假定其为零均值的高斯白噪声，其协方差为 $E[\boldsymbol{v}\boldsymbol{v}^T] = \boldsymbol{R}$；量测矩阵 $\boldsymbol{H}$ 的内容可由式(19)～式(21)获得.

3 半物理仿真试验

为验证本文提出的机载遥感成像用分布式 POS 传递对准方法，基于以上数学模型并按照 Kalman 滤波基本递推公式进行半物理仿真试验.

3.1 仿真条件

3.1.1 轨迹设置

设计 3 种运动方式：匀速直线运动、匀速直线 + 横轴摇摆和模拟起飞运动. 其中，模拟起飞运动是根据机载 SAR 作业数据参数生成.

1) 运动方式 1：匀速直线运动. 匀速直线运动 300 s. 初始位置为东经 116°，北纬 40°，高度 7 km；初始航向角(北偏东)、俯仰角、横滚角分别为 45°，0°，0°；速度为 100 m/s.

2) 运动方式 2：匀速直线 + 横轴摇摆运动. 匀速直线运动 2 s 后，20 s 内横轴摇摆一次，继续匀速直线运动，共计 300 s. 初始位置、初始姿态和速度同运动方式 1. 横滚角变化如图 1 所示.

3) 运动方式 3：模拟起飞运动. 模拟载机起飞过程，俯仰角连续变化，共计 300 s. 初始位置为东经 116°，北纬 40°，高度 0 m；初始姿态和速度同运动方式 1. 模拟起飞运动的高度变化和俯仰角变化如图 2、图 3 所示.

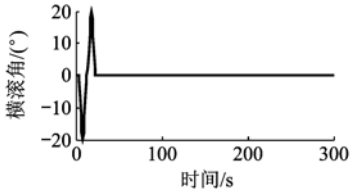


图 1 匀速直线 + 横轴摇摆运动时横滚角变化曲线

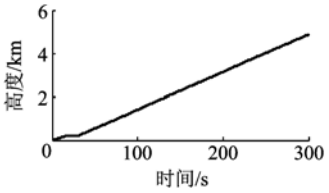


图 2 模拟起飞运动时高度变化曲线

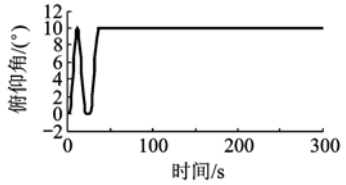


图 3 模拟起飞运动时俯仰角变化曲线

3.1.2 数据生成

子惯导惯性器件精度：陀螺常值、随机漂移均为 0.2(°)/h，加速度计常值偏置为 100 μg、随机偏置为 50 μg. 采样频率为 100 Hz. 根据实测挠性陀螺 IMU(陀螺随机漂移约为 0.2(°)/h，加速度计随机偏置约为 50 μg)静态数据获取陀螺和加速度计的随机噪声.

主惯导航向、俯仰、横滚量测精度分别为 0.05°，0.02°，0.02°，速度量测噪声为 0.1 m/s，数据输出频率为 1 Hz. 初始误差：初始航向角、俯仰角和横滚角误差均为 1°(将主惯导姿态赋予子惯导)；初始东向、北向和天向速度误差均为 0.1 m/s. 固定安装误差：$\lambda_x = \lambda_y = \lambda_z = 1°$.

由轨迹发生器生成 3 种运动方式下的位置、速度、姿态，以及陀螺、加速度计的理论数据. 在位置、速度和姿态上叠加主惯导量测噪声作为主惯导输出数据；在经固定安装角转换后的陀螺和加速度计理论数据上叠加相应的子惯导器件常值和随机噪声，将结果作为子惯导输出数据.

采用基于姿态 + 速度匹配的 Kalman 滤波进行 POS 传递对准滤波. 滤波周期为 1 s.

3.2 仿真结果与分析

3 种运动方式下，子惯导航向角、俯仰角和横滚角估计误差曲线如图 4～图 6 所示.

从图 4～图 6 可以看出，匀速直线运动的航向角估计速度缓慢且误差大，约 300 s 才趋于稳

定;运动方式 2 和运动方式 3 的航向估计均能在 50 s 内趋于稳定,二者估计精度相当,其中模拟起飞的航向估计速度略慢;3 种运动方式下,俯仰角和横滚角的估计速度和估计误差差别不大.

3 种运动方式下,x 轴、y 轴和 z 轴安装误差角估计曲线如图 7 ~ 图 9 所示.

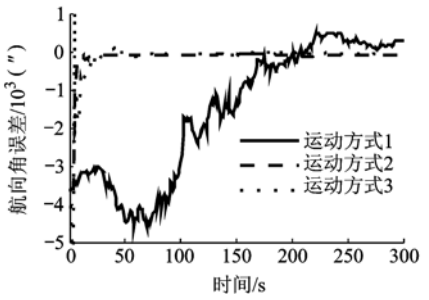


图 4　3 种运动方式时航向角估计误差

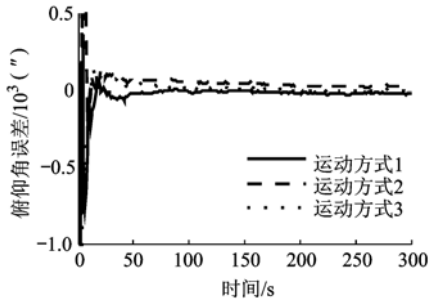


图 5　3 种运动方式时俯仰角估计误差

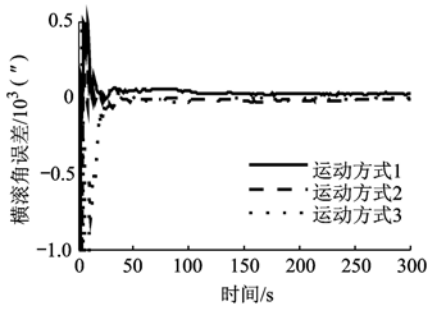


图 6　3 种运动方式时横滚角估计误差

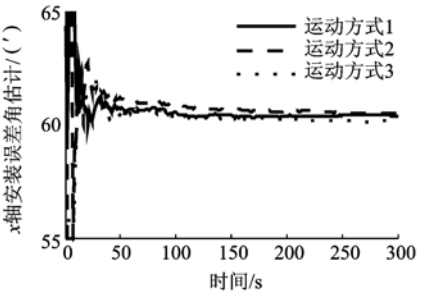


图 7　3 种运动方式时 x 轴安装误差角估计

从图 7 ~ 图 9 可以看出,3 种运动方式下 z 轴安装误差角的估计效果与航向估计误差效果相对应. 其中,匀速直线运动方式下 z 轴安装误差角的估计速度缓慢且误差大,约 300 s 才趋于稳定;模拟起飞和匀速直线 + 横轴摇摆运动方式下的 z 轴

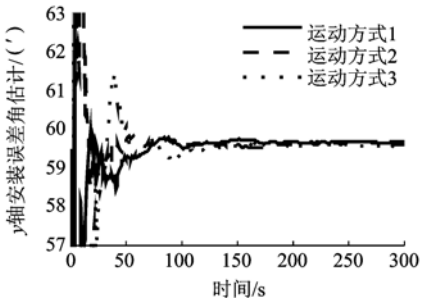


图 8　3 种运动方式时 y 轴安装误差角估计

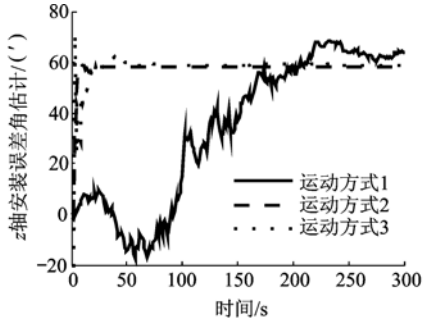


图 9　3 种运动方式时 z 轴安装误差角估计

安装误差角估计均能在 50 s 内趋于稳定,二者估计精度相当,模拟起飞的 z 轴安装误差角估计速度略慢;3 种运动方式下,x 轴安装误差角和 y 轴安装误差角的估计速度和估计误差差别不大.

综上可知:①匀速直线运动时,能够快速估计出水平失准角和水平安装误差角,而航向失准角和 z 轴安装误差角的估计速度缓慢且估计精度低;②匀速直线 + 横轴摇摆运动时,能够快速、准确估计 3 轴的姿态失准角和安装误差;但该运动模式操作复杂,且在摇摆中易引入挠曲变形;③模拟起飞运动时,能够同时估计出 3 轴的姿态失准角和安装误差,估计精度与匀速直线 + 横轴摇摆运动时相似. 可见,该运动模式利用爬升段,无须额外机动也能保证对准的精度.

4　结 束 语

本文针对机载遥感成像用分布式 POS 传递对准的实际情况,设计了一种利用载机爬升段进行 POS 传递对准的方案,并进行多种机动方式的对比. 半物理仿真结果表明:该方法不仅充分利用了遥感载荷作业的现有条件,而且能够同时获得数学平台失准角和安装误差角的准确快速估计,具有很好的工程应用价值.

参考文献（References）

[1] Kim T J. Motion measurement for high-accuracy real-time airborne SAR[C]//The International Society for Optical Engineering, Radar Sensor Technology VIII and Passive Millimeter-Wave Imaging Technology VII. Bellingham: SPIE, 2004, 5410: 36 – 44

[2] 韦立登,向茂生,吴一戎. POS 数据在机载干涉 SAR 运动补偿中的应用[J]. 遥感技术与应用,2007,22(2):188 - 194
Wei Lideng, Xiang Maosheng, Wu Yirong. POS data using for motion compensation of airborne inSAR[J]. Remote Sensing Technology and Application, 2007, 22(2): 188 - 194(in Chinese)

[3] Hong H S, Lee J G, Park C G. Performance improvement of in-flight alignment for autonomous vehicle under large initial heading error[C]//IEE Proceedings of Radar Sonar Navigation. USA, NJ: IEE, 2004, 151(1): 57 - 62

[4] El-Sheimy N, Nassar S, Noureldin A. Wavelet de-noising for IMU alignment[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2004, 19(10): 32 - 39

[5] Ahn H S, Won C H. Fast alignment using rotation vector and adaptive Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(1): 70 - 83

[6] 万德钧,房建成. 惯性导航初始对准[M]. 南京:东南大学出版社,1998:152 - 155
Wan Dejun, Fang Jiancheng. Initial alignment of inertial navigation[M]. Nanjing: Southeast University Press, 1998: 152 - 155(in Chinese)

[7] Lee J G. Multi-position alignment of strapdown inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(4): 1323 - 1328

[8] Chung D, Lee J G, Park C G, et al. Strapdown INS error model for multiposition alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32(4): 1362 - 1366

[9] 王新龙,申亮亮,马闪. 摇摆基座 SINS 快速精确传递对准方法[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(6):728 - 731
Wang Xinlong, Shen Liangliang, Ma Shan. Transfer alignment of strapdown inertial navigation systems on rolling bases[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 728 - 731 (in Chinese)

[10] 孙昌跃,王司,邓正隆. 舰载武器惯导系统对准综述[J]. 中国惯性技术学报,2005,13(3):81 - 88
Sun Changyue, Wang Si, Deng Zhenglong. Review on alignment of ship-launched weapon INS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2005, 13(3): 81 - 88(in Chinese)

[11] 王司,邓正隆. 基于 H_∞ 与 Kalman 联合滤波的二次快速传递对准方法研究[J]. 宇航学报,2006,27(6):1266 - 1270
Wang Si, Deng Zhenglong. Study on an approach to two time rapid transfer alignments based on H_∞ filtering associated with Kalman filtering[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1266 - 1270(in Chinese)

[12] Zhao Lin, Gao Wei, Li Pu, et al. The study on transfer alignment for SINS on dynamic base[C]//IEEE International Conference on Mechatronics & Automation. USA, NJ: IEEE, 2005: 1318 - 1322

[13] 解春明,赵剡,王纪南. 传递对准中机翼弹性变形建模与滤波处理[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(8):931 - 935
Xie Chunming, Zhao Yan, Wang Jinan. Modeling of wing flexure and filtering solution in transfer alignment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 931 - 935(in Chinese)

(编 辑:刘登敏)

(上接第 490 页)

2) 固液火箭发动机在体积特性上相对“阿波罗”登月舱液体火箭发动机有较大优势;

3) 固液火箭发动机在质量特性上与“阿波罗”登月舱液体火箭发动机相当甚至更好;

4) 固液推进系统在无毒推进剂方面存在很大优势;

5) 固液推进技术在深空探测应用上也有着巨大潜力和广泛前景.

参考文献 (References)

[1] 管春磊,周鹏,强静. 国外载人登月发展趋势分析[J]. 国际太空,2009,4:22 - 28
Guan Chunlei, Zhou Peng, Qiang Jing. Abroad manned lunar landing development[J]. International Space, 2009, 4: 22 - 28(in Chinese)

[2] Botwin R. Flight performance of the LM ascent and descent [R]. AIAA 70 - 673, 1970

[3] Apollo program summary report[R]. NASA-L B Johnson Space Center, Report JSC-09423, 1975

[4] Paul N E, George R W. Hybrid rocket motor propellant selection alternatives[R]. AIAA 92 - 3592, 1992

[5] Sutton G P. Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets[M]. 5th ed. New York: Wiley, 1986: 168 - 175, 292 - 302

[6] Kelly T J. Manned lunar lander design: the project apollo lunar module(LM)[R]. AIAA 92 - 1480, 992

[7] Elverum G, Staudhammer P, Miller J, et al. The descent engine for the lunar module[R]. AIAA 67 - 521, 1967

[8] Norris J D, Vernon D W. Apollo propulsion-system performance evaluation[R]. AIAA 68 - 586, 1968

[9] 饶大林,郑赟韬,李新田,等. 固液混合火箭发动机仿真与优化设计[J]. 推进技术,2010,31(5):513 - 518
Rao Dalin, Zheng Yuntao, Li Xintian, et al. Simulation and optimization design of hybrid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 513 - 518(in Chinese)

[10] Harmon T J. Apollo lunar module ascent propulsion-No second chance[R]. AIAA 92 - 3125, 1992

[11] Mead F B, Early developments in hybrid propulsion technology at the air force rocket propulsion laboratory[R]. AIAA 95 - 2946, 1995

[12] Austin B L, Heister S D, Dambach E M, et al. Variable thrust, multiple start hybrid motor solutions for missile and space applications[R]. AIAA 2010 - 7121, 2010

(编 辑:张 嵘)