

# 半球谐振陀螺平台连续旋转自对准技术研究

陈伟, 刘洁瑜, 周小刚, 孙田川  
(火箭军工程大学控制科学与工程系, 西安 710025)

**摘要:** 针对半球谐振陀螺平台多位置自对准由于可观性较差, 存在失准角(特别是方位失准角)的估计速度较慢、对准精度较差问题, 提出一种平台连续旋转的自对准方法。推导了平台的框架角运动方程, 建立了半球谐振陀螺平台惯导系统连续旋转自对准模型, 并对设计的自对准方法进行了试验验证。结果表明, 提出的自对准方法在对准精度和时间上较普通的多位置静态自对准方法有较大提高, 具有一定的工程应用价值。

**关键词:** 半球谐振陀螺平台; 连续旋转; 自对准; 初始对准

**中图分类号:** V241.5      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2016)10-0075-05

## Continuous Rotation Self-Alignment Technology of HRG Initial Platform

CHEN Wei, LIU Jie-yu, ZHOU Xiao-gang, SUN Tian-chuan

(Department of Control Science and Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that alignment accuracy (especially azimuth misalignment angle) and speed of the Hemispherical Resonator Gyroscope (HRG) platform for multi-location are unsatisfactory due to the poor observability, a platform continuous rotation alignment is put forward. Angular motion equations were derived by using the framework, and HRG INS continuous rotation self-alignment model was established. Experiments were made to verify the designed self-alignment method. The results showed that: the proposed self-alignment method improves the alignment accuracy and speed greatly compared with the conventional static multi-position alignment method, and thus it has the value of engineering applications.

**Key words:** HRG platform; continuous rotation; self-alignment; initial alignment

### 0 引言

半球谐振陀螺(Hemispherical Resonator Gyro, HRG)是一种基于哥氏效应的无转动部件的陀螺仪, 具有精度高、体积小、启动快、寿命长等优点, 而以 HRG 为主要惯性敏感器件的平台系统较普通机械转子陀螺平台而言, 寿命更长, 系统稳定性和可靠性更高。在国外, HRG 已作为成品在飞机导航设备、宇宙飞船和卫星上得到较为广泛的应用<sup>[1]</sup>; 在国内, 对 HRG 在惯性平台上的应用研究则相对较少, 特别是对 HRG 平台自对准的研究, 更是鲜有相关文献报道。

初始对准技术是惯导系统的关键技术之一, 初始对准技术的优劣将直接影响到系统导航精度高低, 因

此提高惯导系统初始对准技术具有重要的理论和实际意义<sup>[2]</sup>。对于平台惯导而言, 初始对准的目的即是确定平台在初始时刻的姿态误差<sup>[3]</sup>。初始对准的两项重要指标是对准时间和对准精度<sup>[4]</sup>, 然而提高对准精度与缩短对准时间却是互相矛盾的<sup>[5]</sup>。目前对惯导系统初始自对准的研究主要集中在 4 个方面, 即自对准误差模型的研究、滤波算法的研究、误差模型及可观性等定性研究<sup>[5-8]</sup>和快速自对准方法的研究<sup>[9]</sup>。在平台自对准方法中, 传统的两位置和四位置自对准作为常用的多位置自对准方法, 均是静态的对准方法, 由于可观性较差, 失准角(特别是方位失准角)的估计速度较慢, 对准精度和对准速度都较差, 为了克服以上不足, 本文提出一种 HRG 平台连续旋转自对准方法。

### 1 HRG 惯导平台连续旋转自对准误差模型

#### 1.1 坐标系定义

1) 平台框架角定义。

收稿日期: 2015-09-11

修回日期: 2015-10-13

基金项目: 总装探索研究基金(2010TC4303); 博士后基金(20090461470)

作者简介: 陈伟(1990—), 男, 四川遂宁人, 硕士生, 研究方向为半球谐振陀螺平台自对准技术。

首先有如下坐标系定义:  $OX_r Y_r Z_r$  为与基座固联的坐标系;  $OX_1 Y_1 Z_1$  为与框架固联的坐标系,  $OX_1$  为外框架轴, 与基座的  $OX_r$  轴重合;  $OX_2 Y_2 Z_2$  为与内框架固联的坐标系,  $OY_2$  为内框架轴, 它与外框架轴的  $OY_1$  轴重合;  $OX_p Y_p Z_p$  为与台体固联的坐标系,  $OZ_p$  为台体轴, 与内框架的  $OZ_2$  轴重合。

平台框架角  $\dot{\theta}_x$ ,  $\dot{\theta}_y$  和  $\dot{\theta}_z$  分别为基座相对外框架、外框架相对于内框架、内框架相对于台体的相对角速度, 如图1所示。

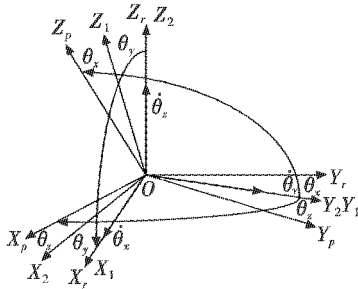


图1 平台框架角

Fig. 1 Framework angle of platform

## 2) 加速度计安装误差角定义。

$I_x I_y I_z$  为加速度计坐标系, 由加速度计输入轴组成, 为非正交坐标系。以  $X$  加速度计敏感轴  $I_x$  为基准轴, 则加速度计安装误差角定义如图2所示。

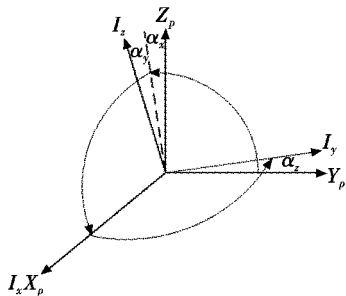


图2 加速度计安装误差

Fig. 2 Accelerometer mounting error

图中:  $\alpha_x$  表示  $Y$  加速度计绕  $Z_p$  轴相对于  $X_p$  轴的安装误差角;  $\alpha_y$  表示  $Z$  加速度计绕  $Y_p$  轴相对于  $X_p$  轴的安装误差角;  $\alpha_z$  表示  $Z$  加速度计绕  $X_p$  轴相对于  $Y_p$  轴的安装误差角。

## 1.2 框架角运动方程

框架角运动方程描述的是台体、框架以及基座间角运动规律<sup>[10]</sup>。

### 1) 当内框架相对于台体绕 $Z_p$ 轴转过 $\theta_z$ 角时

$$\begin{bmatrix} \omega_{px2} \\ \omega_{py2} \\ \omega_{pz2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_z & \sin \theta_z & 0 \\ -\sin \theta_z & \cos \theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px} \\ \omega_{py} \\ \omega_{pz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\omega_{px2}$ ,  $\omega_{py2}$  和  $\omega_{pz2}$  分别表示台体绕  $X_p$ ,  $Y_p$  和  $Z_p$  轴的

绝对角速度;  $\omega_{px}$ ,  $\omega_{py}$  和  $\omega_{pz}$  分别表示内框架绕  $X_2$ ,  $Y_2$  和  $Z_2$  轴的绝对角速度。

### 2) 当外框架相对内框架绕 $Y_2$ 轴转过 $\theta_y$ 角时

$$\begin{bmatrix} \omega_{px1} \\ \omega_{py1} \\ \omega_{pz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & -\sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px2} \\ \omega_{py2} \\ \omega_{pz2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_y \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $\omega_{px1}$ ,  $\omega_{py1}$  和  $\omega_{pz1}$  分别表示外框架绕  $X_1$ ,  $Y_1$  和  $Z_1$  轴的绝对角速度。

### 当基座相对外框架绕 $X_1$ 轴转过 $\theta_x$ 角时

$$\begin{bmatrix} \omega_{px0} \\ \omega_{py0} \\ \omega_{pz0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & \sin \theta_x \\ 0 & -\sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px1} \\ \omega_{py1} \\ \omega_{pz1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中,  $\omega_{px0}$ ,  $\omega_{py0}$  和  $\omega_{pz0}$  分别表示基座绕  $X_r$ ,  $Y_r$  和  $Z_r$  轴的绝对角速度。

将上述每一个变换矩阵记为

$$\mathbf{A}_{3-2} = \begin{bmatrix} \cos \theta_z & \sin \theta_z & 0 \\ -\sin \theta_z & \cos \theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{A}_{2-1} = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & -\sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{A}_{1-0} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & \sin \theta_x \\ 0 & -\sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix} \quad (6)$$

合并上述3个矩阵, 得到

$$\begin{bmatrix} \omega_{px0} \\ \omega_{py0} \\ \omega_{pz0} \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{1-0} \mathbf{A}_{2-1} \mathbf{A}_{3-2} \begin{bmatrix} \omega_{px} \\ \omega_{py} \\ \omega_{pz} \end{bmatrix} + \mathbf{A}_{1-0} \mathbf{A}_{2-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} + \mathbf{A}_{1-0} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_y \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

用矢量表示为

$$\boldsymbol{\omega}_p = \mathbf{A}_{3-0} \boldsymbol{\omega}_p + \mathbf{A}_{3-0} \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (8)$$

式中,  $\mathbf{A}_{3-0} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta_y \\ 0 & \cos \theta_x & \sin \theta_x \cos \theta_y \\ 0 & -\sin \theta_x & \cos \theta_x \cos \theta_y \end{bmatrix}$ , 表示台体到

基座的变换矩阵。得到台体角速度、框架角速度与基座角速度之间的一般关系式。设台体角速度等于零, 即  $\omega_{px} = \omega_{py} = \omega_{pz} = 0$ , 则

$$\begin{bmatrix} \omega_{px0} \\ \omega_{py0} \\ \omega_{pz0} \end{bmatrix}_{(\omega_p=0)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta_y \\ 0 & \cos \theta_x & \sin \theta_x \cos \theta_y \\ 0 & -\sin \theta_x & \cos \theta_x \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

用矢量表示为

$$\boldsymbol{\omega}_{p0}(\omega_s=0) = \mathbf{A}_{\varepsilon-0} \dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (10)$$

式(10)即为基座角速度与框架相对角速度之间的关系。由于框架的相对角速度是基座角速度的函数,所以通常表示为

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}_{(\omega_s=0)} = \mathbf{A}_{0-\varepsilon} \boldsymbol{\omega}_{p0} \quad (11)$$

$$\mathbf{A}_{0-\varepsilon} = \mathbf{A}_{\varepsilon-0}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \theta_x \tan \theta_y & \cos \theta_x \tan \theta_y \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x \sec \theta_y & \cos \theta_x \sec \theta_y \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix}_{(\omega_s=0)} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \theta_x \tan \theta_y & \cos \theta_x \tan \theta_y \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x \sec \theta_y & \cos \theta_x \sec \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px0} \\ \omega_{py0} \\ \omega_{pz0} \end{bmatrix} \quad (13)$$

当基座角速度  $\omega_{px0} = \omega_{py0} = \omega_{pz0} = 0$  时,得到

$$\dot{\boldsymbol{\theta}}_{(\omega_s=0)} = \mathbf{A}_{\varepsilon-0}^{-1} \mathbf{A}_{3-0} \boldsymbol{\omega}_p = \mathbf{A}_{3-\varepsilon} \boldsymbol{\omega}_p \quad (14)$$

式中,  $\mathbf{A}_{3-\varepsilon} = \begin{bmatrix} -\cos \theta_x \sec \theta_y & -\sin \theta_x \sec \theta_y & 0 \\ \sin \theta_z & -\cos \theta_z & 0 \\ -\cos \theta_z \tan \theta_y & -\sin \theta_z \tan \theta_y & -1 \end{bmatrix}$  表

示台体角速度到框架相对角速度间的变换矩阵。由此得到

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix}_{(\omega_{p0}=0)} = \begin{bmatrix} -\cos \theta_x \sec \theta_y & -\sin \theta_x \sec \theta_y & 0 \\ \sin \theta_z & -\cos \theta_z & 0 \\ -\cos \theta_z \tan \theta_y & -\sin \theta_z \tan \theta_y & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px} \\ \omega_{py} \\ \omega_{pz} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式(15)即为框架相对角速度与台体角速度之间的关系。

将式(13)与式(15)叠加,得到

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \theta_z \sec \theta_y & -\sin \theta_z \sec \theta_y & 0 \\ \sin \theta_z & -\cos \theta_z & 0 \\ -\cos \theta_z \tan \theta_y & -\sin \theta_z \tan \theta_y & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px} \\ \omega_{py} \\ \omega_{pz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & \sin \theta_x \tan \theta_y & \cos \theta_x \tan \theta_y \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x \sec \theta_y & \cos \theta_x \sec \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{px0} \\ \omega_{py0} \\ \omega_{pz0} \end{bmatrix} \quad (16)$$

写成矩阵形式为

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{T}_1 \boldsymbol{\omega}_p + \mathbf{T}_2 \boldsymbol{\omega}_{p0} \quad (17)$$

式(17)即为平台框架角运动方程。它表明在台体角速度  $\omega_{px}, \omega_{py}$  和  $\omega_{pz}$  以及基座角速度  $\omega_{px0}, \omega_{py0}$  和  $\omega_{pz0}$  作用下,平台外框架轴  $OX_1$ 、内框架轴  $OY_2$  以及台体轴  $OZ_p$  之间的相对角速度  $\dot{\theta}_x, \dot{\theta}_y$  和  $\dot{\theta}_z$  的变化规律。其中,  $\omega_{pi0}$  ( $i = x, y, z$ ) 表示基座相对惯性系旋转角速度,  $\omega_{pi}$  ( $i =$

$x, y, z$ ) 表示台体相对基座旋转角速度。

### 1.3 自对准误差模型的建立

HRG 平台惯导系统的输出(姿态角和加速度计输出)包含了平台全部误差信息。选择平台输出(姿态角输出和加速度计输出)作为连续旋转自对准的观测量  $\mathbf{h}$ , 则  $\mathbf{h} = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z \ A_x \ A_y \ A_z]^T$ 。

#### 1.3.1 动力学方程

考虑安装误差时,平台中 HRG 的输出模型为

$$\begin{cases} U_{ox} = D_{x0} + \omega_x + \omega_y \eta_{yx} + \omega_z \eta_{zx} + D_{Rx} \\ U_{oy} = D_{y0} + \omega_y + \omega_x \eta_{xy} + \omega_z \eta_{zy} + D_{Ry} \\ U_{oz} = D_{z0} + \omega_z + \omega_x \eta_{xz} + \omega_y \eta_{yz} + D_{Rz} \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $U_{oi}$  ( $i = x, y, z$ ) 为各个轴 HRG 的输出电压;  $\eta_{ij}$  ( $i, j = x, y, z$ ) 为陀螺的安装误差;  $D_{Ri}$  ( $i = x, y, z$ ) 为 HRG 的 Allan 方差。

HRG 平台惯导系统通过控制计算机向 DSP 发信号,与 HRG 输出信号在 DSP 经过处理后,再将信号输入到平台各轴力矩器中控制平台转动,没有传统意义上的陀螺力矩器误差。

设向 DSP 发出的控制信号是  $\boldsymbol{\omega}_{dsp}$ , 则

$$\boldsymbol{\omega}_{dsp} = \begin{bmatrix} \omega_{dspx} \\ \omega_{dsipy} \\ \omega_{dspz} \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中,  $\omega_{dsp_i}$  ( $i = x, y, z$ ) 表示控制信号在 3 个 HRG 敏感轴上的分量。

各轴陀螺的输出信号  $\boldsymbol{\omega}_p$  为

$$\boldsymbol{\omega}_p = \begin{bmatrix} \omega_{px} \\ \omega_{py} \\ \omega_{pz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{x0} + \omega_{dspx} + \omega_{dsipy} \eta_{yx} + \omega_{dspz} \eta_{zx} \\ D_{y0} + \omega_{dsipy} + \omega_{dspx} \eta_{xy} + \omega_{dspz} \eta_{zy} \\ D_{z0} + \omega_{dspz} + \omega_{dspx} \eta_{xz} + \omega_{dsipy} \eta_{yz} \end{bmatrix} + \mathbf{D}_R \quad (20)$$

地球自转角速度在平台上的投影为

$$\boldsymbol{\omega}_{p0} = \begin{bmatrix} \omega_{px0} \\ \omega_{py0} \\ \omega_{pz0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_e \cos \lambda \sin \theta_A \\ \omega_e \cos \lambda \cos \theta_A \\ \omega_e \sin \lambda \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中:  $\omega_e$  表示地球自转角速度;  $\lambda$  表示当地纬度;  $\theta_A$  表示初始方位角。

#### 1.3.2 量测方程

忽略加速度计的安装误差,则平台中加速度计输出为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} = \mathbf{K}_0 + \mathbf{K}_1 \mathbf{a} = \begin{bmatrix} k_{0x} + k_{1x} a_x \\ k_{0y} + k_{1y} a_y \\ k_{0z} + k_{1z} a_z \end{bmatrix} = \mathbf{Nk}_A \quad (22)$$

式中

$$N = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & a_x & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & a_y & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & a_z \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta_x \sin \theta_z - \cos \theta_x \cos \theta_z \sin \theta_y \\ \cos \theta_x \sin \theta_z + \cos \theta_x \sin \theta_y \sin \theta_z \\ \cos \theta_x \cos \theta_z \end{bmatrix} \quad (24)$$

式中:  $a_x, a_y, a_z$  表示重力加速度在台体各轴上的投影; 定义  $\boldsymbol{\theta} = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$ ,  $[K_0 \ K_1] = \mathbf{k}_A = [K_{0x} \ K_{0y} \ K_{0z} \ K_{1x} \ K_{1y} \ K_{1z}]^T$  表示加速度计误差系数,  $\mathbf{k}_C = [D_{x0} \ D_{y0} \ D_{z0} \ \eta_{yx} \ \eta_{yz} \ \eta_{xy} \ \eta_{zy} \ \eta_{xz} \ \eta_{yz}]^T$  表示陀螺仪误差系数。将加速度计零位误差和 HRG 零位漂移增广为状态向量  $\mathbf{X} = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z \ K_{0x} \ K_{0y} \ K_{0z} \ D_{x0} \ D_{y0} \ D_{z0}]^T$ , 则可以得到平台连续旋转自对准的状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}) + \mathbf{W}_C = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_1 \boldsymbol{\omega}_p + \mathbf{T}_2 \boldsymbol{\omega}_{p0} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} + \mathbf{w}_C \quad (25)$$

观测方程为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{h}(\mathbf{X}) + \mathbf{W}_h = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix} + \mathbf{w}_h \quad (26)$$

至此, 得到完整的连续旋转自对准误差系数辨识模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}) + \mathbf{W}_C = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_1 \boldsymbol{\omega}_p + \mathbf{T}_2 \boldsymbol{\omega}_{p0} + \mathbf{w}_C \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} \\ \mathbf{Z} = \mathbf{h}(\mathbf{X}) + \mathbf{W}_h = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta} + \mathbf{w}_\theta \\ \mathbf{I} + \mathbf{w}_A \end{bmatrix} \end{cases} \quad (27)$$

式中:  $\mathbf{w}_C$  表示动力学噪声,  $E[(\mathbf{w}_C)] = 0$ ,  $E[(\mathbf{w}_C \mathbf{w}_C^T)] = \mathbf{Q} = \sigma_Q^2 \mathbf{I}_3$ ;  $\mathbf{W}_h$  为观测噪声, 具体可以表示为

$$\mathbf{W}_h = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_\theta \\ \mathbf{w}_A \end{bmatrix} \quad (28)$$

式中:  $\mathbf{w}_A$  表示加速度计测量噪声,  $E[(\mathbf{w}_A)] = 0$ ,  $E[(\mathbf{w}_A \mathbf{w}_A^T)] = \mathbf{A} = \sigma_A^2 \mathbf{I}_3$ ;  $\mathbf{w}_\theta$  表示平台姿态角量测量噪声,  $E[(\mathbf{w}_\theta)] = 0$ ,  $E[(\mathbf{w}_\theta \mathbf{w}_\theta^T)] = \boldsymbol{\theta} = \sigma_\theta^2 \mathbf{I}_3$ 。

## 2 算法试验验证及分析

旋转的初始条件为  $\theta_x = \theta_z = 0$ , 外框架轴固定, 台体轴旋转, DSP 控制平台的加矩角速率为  $1(^{\circ})/s$ , 旋转角度为  $2\pi$ , 即  $\theta_z = 2\pi$ 。此时, 当旋转对准结束后, HRG 平台刚好回到初始位置, 对准结束后即可开始导航解算。由于连续旋转自对准辨识模型是一个非线性系统, 采用 EKF 滤波算法对 HRG 平台失准角进行估计, 两位置自对准和三位置自对准均采用卡尔曼滤波,

滤波器初始条件设置为:  $\mathbf{P}(0) = \text{diag}\{(0.05 \text{ m/s})^2, (0.05 \text{ m/s})^2, (6')^2, (6')^2, (30')^2, (10^{-4} \text{ g})^2, (10^{-4} \text{ g})^2, (0.1(^{\circ})/h)^2, (0.1(^{\circ})/h)^2, (0.1(^{\circ})/h)^2\}$ ;  $\mathbf{Q} = \text{diag}\{(0.5 \times 10^{-4} \text{ g})^2, (0.5 \times 10^{-4} \text{ g})^2, (0.05(^{\circ})/h)^2, (0.05(^{\circ})/h)^2, (0.05(^{\circ})/h)^2, 0, 0, 0, 0, 0\}$ ;  $\mathbf{R} = \text{diag}\{(0.1 \text{ m/s})^2, (0.1 \text{ m/s})^2\}$ 。

初始失准角为  $6', 6'$  和  $30'$ , 陀螺仪漂移为  $0.02(^{\circ})/h$ , 加速度计零偏为  $50 \times 10^{-6} \text{ g}$ , 初始速度误差为  $0.1 \text{ m/s}$ , 对准结果分别如图 3 ~ 图 5 所示。

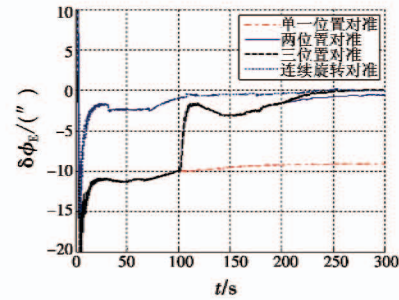


图3 东向水平失准角估计曲线

Fig. 3 The misalignment estimation of east horizontal angle

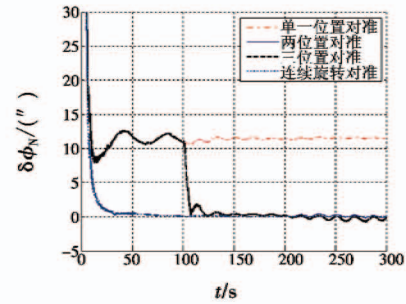


图4 北向水平失准角估计曲线

Fig. 4 The misalignment estimation of north horizontal angle

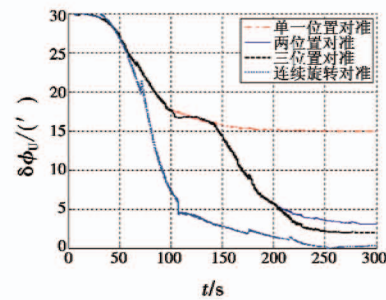


图5 方位失准角估计曲线

Fig. 5 The misalignment angle estimation curve of the azimuth

从图3、图4中可以看出, 平台的水平对准, 无论是对准精度还是对准速度, 连续方位旋转方法均优于传统的单位置、两位置及三位置对准方法。当采用固定位置对准时, 由于  $\nabla_E$  和  $\nabla_N$  的不可观性, 水平失准角估计精度分别为  $21''$  和  $20.8''$ , 而采用双位置对准后,  $300 \text{ s}$  时水平失准角的估计精度达到  $3.2''$  和  $2.3''$ , 继续引入三位置对准后对水平失准角的估计精度没有显著提

高,而采用连续方位旋转时,水平失准角的估计精度分别达到了  $1.5''$  和  $1.0''$ ,显然采用连续旋转方位对准方案,水平失准角估计精度明显提高。

对于方位失准角的估计,从图 5 中可以看出,固定位置对准时,300 s 处方位角的估计精度约为  $22.3'$ ,采用最优双位置对准方案,300 s 时的估计精度为  $10.1'$ ,而引入最优三位置对准后,300 s 时方位角的估计精度可以达到  $7.7'$ ,采用连续方位旋转对准时,估计精度为  $3.2'$ 。从收敛速度上看,连续方位旋转对准方案收敛速度明显优于传统的两位置、三位置对准方案。表 1 给出了各种不同对准方案下误差角估计精度对比。

表 1 各种对准方法姿态角估计精度及其收敛时间  
Table 1 The precision and time of attitude angle estimation by different alignment method

失准角	对准方式							
	单位置对准		两位置对准		三位置对准		连续旋转对准	
	精度	时间/s	精度	时间/s	精度	时间/s	精度	时间/s
$\phi_E$	$21''$	100	$3.2''$	200	$1.8''$	120	$1.5''$	45
$\phi_N$	$20.8''$	100	$2.3''$	110	$3.0''$	100	$1.0''$	40
$\phi_U$	$22.3'$	210	$10.1'$	250	$7.7'$	260	$3.2'$	240

### 3 结束语

本文利用平台框架角运动方程建立状态方程,选取平台姿态角和加速度计输出作为观测量,通过 EKF 方法估计出平台的失准角。试验表明,本文提出的连续旋转自对准方法的对准精度及对准速度均明显优于传统的多位置对准。

### 参考文献

- [1] ROZELLE D M. The hemispherical resonator gyro: from wineglass to the planets[J]. Spaceflight Mechanics, 2009, 134:1-26.
- [2] 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. (WAN D J, FANG J C. Initial alignment of inertial navigation[M]. Nanjing: Southeast University Press, 1998.)
- [3] 唐江河,付振宪,邓正隆. 基于灵敏度分析的惯导平台参数分步辨识方法[J]. 宇航学报,2008, 29(6):1845-1851. (TANG J H, FU Z X, DENG Z L. The substep identification of inertial platform drift error coefficients base on sensitivity analysis[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6):1845-1851.)
- [4] 刘洁瑜,余志勇,汪立新,等. 导弹惯性制导技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2010. (LIU J Y, YU Z Y, WANG L X, et al. Missile inertial guidance technology[M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press, 2010.)
- [5] BAR-ITZHACK I Y, PORAT B. Azimuth observability enhancement during inertial navigation system in-flight alignment[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1980, 3(4):337-344.
- [6] ANDREW D J. Continuous calibration and alignment techniques for an all-attitude inertial platform[R]. Key Biscayne: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1973.
- [7] 王荣颖,许江宁,卞鸿巍. 基于可观测性分析的方位旋转式惯导初始对准仿真研究[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(1):16-19. (WANG R Y, XU J N, BIAN H W. Initial alignment of azimuth rotating GINS based on observability analysis[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(1):16-19.)
- [8] 杨华波,蔡洪,张士峰,等. 高精度惯性平台连续自标定自对准技术[J]. 宇航学报,2006, 27(4):600-604. (YANG H B, CAI H, ZHANG S F, et al. Continuous calibration and alignment techniques for a high precision inertial platform[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4):600-604.)
- [9] GELLER E S. Inertial system platform rotation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1968, 4(4):557-568.
- [10] 杨立溪. 惯性平台误差快速自标定技术[J]. 中国惯性技术学报,2000,8(4):1-4. (YANG L X. Rapid auto calibration for the error of inertial platform[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2000, 8(4):1-4.)
- [11] 庞守宝,张晓玲,吴堃. 机载下视圆周 SAR 三维 BP 成像[J]. 电子科技,2010, 23(12):14-17. (PANG S B, ZHANG X L, WU K. Imaging of downward-looking 3D circle-SAR by BP algorithm[J]. Electronic Science and Technology, 2010, 23(12):14-17.)

(上接第 74 页)

- [10] LIN Y, HONG W, TAN W X, et al. Extension of range migration algorithm to squint circular SAR imaging[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2011, 8(4):651-655.