捷联惯性导航系统整体标定新方法

张华强 赵 剡 陈 雨

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对不同型号的捷联惯性导航系统(SINS, Strapdown Inertial Navigation System)测量量程及动态性能差异大,而常规标定方法难以提供多动态性信号激励的问题,提出一种利用离心机和转台对 SINS 进行整体标定的新方法. 通过将转台安装在离心机上,调整转台姿态以及离心机旋转速度和旋转半径,可对 SINS 提供多范围、多运动形式的信号激励,实现对不同参数特性 SINS 的标定. 建立了完整的离心机转台控制模型并对其进行了仿真验证,利用转台依次调整 SINS 到 6 个不同位置,控制离心机对每个位置进行正反两次共计 12 次旋转,即可标定出整个系统的 24 个误差参数. 理论分析表明:该标定方法简单易操作,数据利用率高,激励信号设置灵活,具有一定的工程应用价值.

关 键 词: 捷联惯性导航系统; 标定; 离心机; 转台

中图分类号: U 666.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0459-05

New system calibration method for strapdown inertial navigation system

Zhang Huaqiang Zhao Yan Chen Yu

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

Abstract: Focusing on different types of strapdown inertial navigation system (SINS) having great difference on measuring range and dynamic performance, a novel SINS calibration method using centrifuge and turntable was proposed. The turntable was installed on the centrifuge. By adjusting the attitude of the turntable and the control parameter of the centrifuge, signals of different ranges and dynamic parameters would be generated, and this could be used for calibrating different SINS. The complete control models of the centrifuge and turntable were built and simulated. The SINS was rotated 12 times in six positions, and then 24 error parameters of SINS would be determined. The theory analysis shows that the new calibration method is simple and easy to be implemented, the calibration data has high-usage, and the output signals can be set flexibly. Therefore this method has some actual engineering value.

Key words: strapdown inertial navigation system(SINS); calibration; centrifuge; turntable

惯性测量单元(IMU, Inertial Measurement Unit)由陀螺、加速度计、结构体及相关电路组成,是 SINS(Strapdown Inertial Navigation System)的核心部件,其误差包含确定性误差和随机误差两部分,其中前者约占 IMU 总误差的 90% 左右,是 SINS 最主要的误差源[1]. 精确的误差标定方法和技术是提高惯性系统精度的重要基础[2].

静态多位置试验方法和角速率试验方法是传统的标定方法[3-4]. 该方法可以实现 SINS 的精确标定,但是其准备过程复杂、标定时间冗长. 文献[5]研究了机械转子陀螺的 6 位置 24 点不对北免调平静态标定方法,实现了 IMU 在无定向情况下的标定,较之传统的方法只是在陀螺与 g 有关项的标定上有所改善;文献[6]提出一种单纯依

收稿日期: 2011-03-09; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0920.024.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(20100818018)

作者简介: 张华强(1982 -),男,山东东营人,博士生,huaqiang.zhang@163.com.

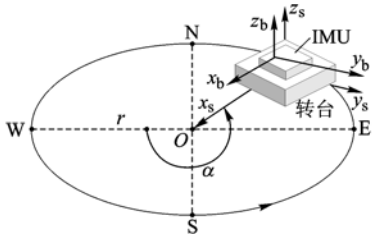
靠位置编排的标定方法,文献[7]提出一种利用双轴转位机构实现光纤陀螺 6 位置静态标定的方法,但两种方法由于地球自转角速率太小,实际标定效果差;文献[8]提出一种模观测标定方法,适合于加速度计标定,对于陀螺标定不是很理想;文献[9]在没有精密转台的现场通过 6 位置旋转实现 IMU 的标定,但只标定了系统中的 15 个参数.

本文提出一种利用离心机和转台对 IMU 进行整体标定的新方法,对利用离心机和转台标定 IMU 的原理和方法进行研究.

1 离心机转台控制及 IMU 误差建模

1.1 离心机转台控制建模

离心机和转台装配及结构关系如图 1 所示.离心机要求水平安装.



$o_b x_b y_b z_b$—IMU 所属坐标系;$o_s x_s y_s z_s$ 转台外框所属坐标系;α—离心机旋转角度,逆时针为正;r—离心机旋转半径;O—离心机旋转中心;E,W,S,N—东西南北 4 个方向.

图 1 离心机、转台和惯导系统结构关系图

IMU 陀螺和加速度计的输出分别记为

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} = [\omega_x^{\mathrm{b}} \quad \omega_y^{\mathrm{b}} \quad \omega_z^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} = [f_x^{\mathrm{b}} \quad f_y^{\mathrm{b}} \quad f_z^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中,$\omega_x^{\mathrm{b}}, \omega_y^{\mathrm{b}}, \omega_z^{\mathrm{b}}$ 为 IMU 的 3 个坐标轴上陀螺输出;$f_x^{\mathrm{b}}, f_y^{\mathrm{b}}, f_z^{\mathrm{b}}$ 为 3 个坐标轴上加速度计输出.

1.1.1 对陀螺的量测量进行分析

陀螺敏感到的角速度由两部分组成:地球自转角速度和离心机旋转角速度,即

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{s}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{t}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ts}}^{\mathrm{s}} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{t}}$ 为地球自转角速率 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}$ 在地理系下的投影;

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{s}} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{t}} = [0 \quad \omega_{\mathrm{ie}}\cos L \quad \omega_{\mathrm{ie}}\sin L]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ts}}^{\mathrm{s}} = [0 \quad 0 \quad \mathrm{d}\alpha/\mathrm{d}t]^{\mathrm{T}}$$

对式(3)进行整理后得陀螺输出角速度为

$$\left.\begin{aligned} \omega_x^{\mathrm{b}} &= (T_{11}\sin\alpha + T_{12}\cos\alpha)\omega_{\mathrm{ie}}\cos L + \\ &\quad T_{13}(\omega_{\mathrm{ie}}\sin L + \mathrm{d}\alpha/\mathrm{d}t) \\ \omega_y^{\mathrm{b}} &= (T_{21}\sin\alpha + T_{22}\cos\alpha)\omega_{\mathrm{ie}}\cos L + \\ &\quad T_{23}(\omega_{\mathrm{ie}}\sin L + \mathrm{d}\alpha/\mathrm{d}t) \\ \omega_z^{\mathrm{b}} &= (T_{31}\sin\alpha + T_{32}\cos\alpha)\omega_{\mathrm{ie}}\cos L + \\ &\quad T_{33}(\omega_{\mathrm{ie}}\sin L + \mathrm{d}\alpha/\mathrm{d}t) \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

1.1.2 对加速度计的量测量进行分析

加速度计量测到的加速度由两部分组成:重力加速度 g 和离心机转动产生的加速度,即

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{s}}\boldsymbol{f}_{\mathrm{it}}^{\mathrm{t}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{f}_{\mathrm{ts}}^{\mathrm{s}} \tag{5}$$

式中

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{it}}^{\mathrm{t}} = [0 \quad 0 \quad g]^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{ts}}^{\mathrm{s}} = \left[r\left(\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right)^2 \quad -r\frac{\mathrm{d}^2\alpha}{\mathrm{d}t^2} \quad 0\right]^{\mathrm{T}}$$

对式(5)进行整理后可得加速度计输出为

$$\left.\begin{aligned} f_x^{\mathrm{b}} &= T_{11}r\left(\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right)^2 - T_{12}r\frac{\mathrm{d}^2\alpha}{\mathrm{d}t^2} + T_{13}g \\ f_y^{\mathrm{b}} &= T_{21}r\left(\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right)^2 - T_{22}r\frac{\mathrm{d}^2\alpha}{\mathrm{d}t^2} + T_{23}g \\ f_z^{\mathrm{b}} &= T_{31}r\left(\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right)^2 - T_{32}r\frac{\mathrm{d}^2\alpha}{\mathrm{d}t^2} + T_{33}g \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

1.2 IMU 误差建模

建立精确的误差模型是研究 IMU 误差标定的基本前提,IMU 的误差模型包括陀螺误差模型和加速度计误差模型[10].

1.2.1 陀螺误差模型

建立陀螺误差模型如下:

$$\frac{\boldsymbol{SP}}{t_{\mathrm{s}}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{D} \tag{7}$$

式中,$\boldsymbol{S} = \mathrm{diag}[S_x \quad S_y \quad S_z]$,$\boldsymbol{P} = [P_x \quad P_y \quad P_z]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{D} = [D_x \quad D_y \quad D_z]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^{\mathrm{T}}$ 分别为陀螺的标度因数、在时间 t_{s} 内输出脉冲数、常值漂移和输入陀螺敏感轴的角速度;

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 1 & M_{xy} & M_{xz} \\ M_{yx} & 1 & M_{yz} \\ M_{zx} & M_{zy} & 1 \end{bmatrix}$$

为陀螺安装误差矩阵.陀螺误差模型中共有 12 个误差参数.

1.2.2 加速度计误差模型

建立加速度计误差模型如下:

$$\frac{\boldsymbol{KN}}{t_{\mathrm{s}}} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{f} + \boldsymbol{B} \tag{8}$$

式中,$\boldsymbol{K} = \mathrm{diag}[k_x \quad k_y \quad k_z]$,$\boldsymbol{N} = [N_x \quad N_y \quad N_z]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{B} = [B_x \quad B_Y \quad B_z]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{f} = [f_x \quad f_y \quad f_z]^{\mathrm{T}}$ 分别为加速度计的标度因数、在时间 t_{s} 内输出的脉冲数、常值偏置和输入加速度计敏感轴的加速度;

$$\boldsymbol{C}=\begin{bmatrix}1 & C_{xy} & C_{xz}\\ C_{yx} & 1 & C_{yz}\\ C_{zx} & C_{zy} & 1\end{bmatrix}$$

为加速度计安装误差矩阵. 加速度计误差模型中共有 12 个误差参数.

2　离心机转台标定 IMU 方法

2.1　离心机转台标定 IMU 方案设计

本文提出一种利用离心机和转台标定 IMU 的新方法,其标定步骤如下:

1) 将离心机水平安装,将小型两轴转台水平安装到离心机上;

2) 将 IMU 安装到转台上,调整转台使 IMU 的 z_b 轴垂直向上,x_b 轴和 y_b 轴位于水平面内,并且使 x_b 轴指向离心机旋转中心;

3) 启动 SINS,待系统稳定后,启动离心机逆时针转动,并达到预先设定的角速度 ω;

4) 对 IMU 陀螺、加速度计的输出数据进行保存,保存数据的时间长度为 $2n\pi/\omega$,即保存离心机旋转 n 整圈过程中 IMU 输出的数据;

5) 结束保存数据后使离心机减速旋转到静止,然后改为顺时针方向旋转,并使其加速到与逆时针转动时相同的角速度 ω;

6) 同样保存时间长度为 $2n\pi/\omega$ 的系统输出数据,保存完成后使离心机减速到静止状态,至此完成第 1 位置的数据采集;

7) 调整转台分别使 IMU 的 $-z_b$,x_b,$-x_b$,y_b,$-y_b$ 轴垂直向上,重复上述实验过程,共 6 个位置,离心机需要 12 次旋转,具体标定方案如图 2 所示.

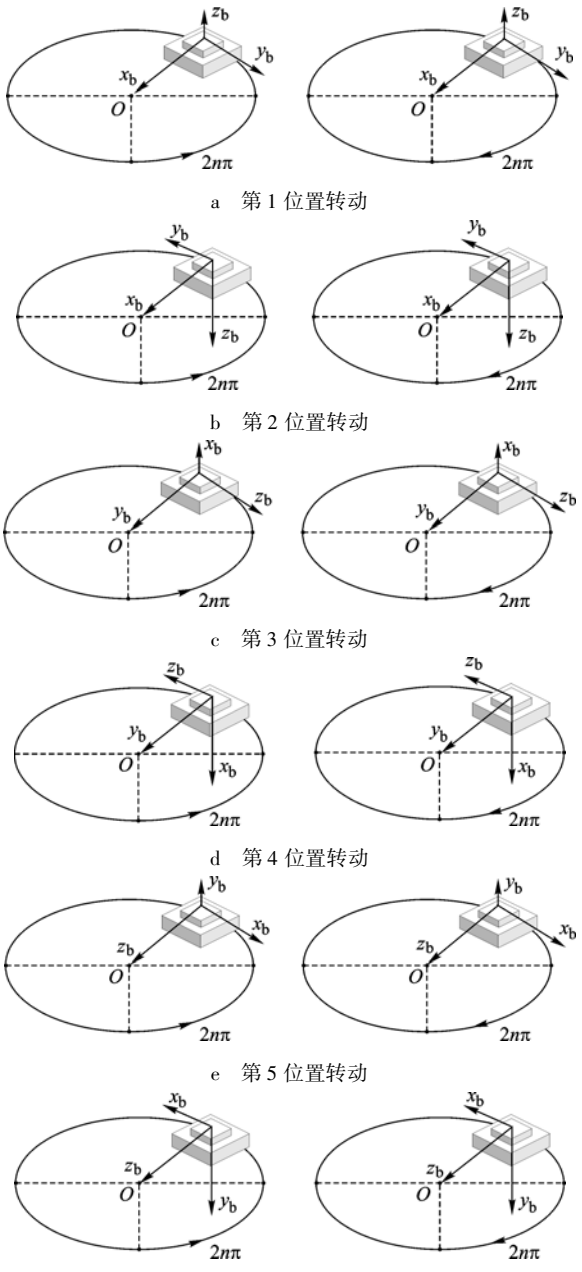


图 2　离心机转台标定 IMU 的标定方案

2.2　陀螺误差参数求解的数学推导

参数上标定义:“u”表示垂直指向上,“d”表示垂直指向下;“+/-”代表逆顺时针旋转.

针对图 2 中第 1 位置,根据 2.1 中标定方案和式(4)可得

$$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{zu+}}=\left[\omega_{\mathrm{ie}}\cos L\sin\alpha\quad \omega_{\mathrm{ie}}\cos L\cos\alpha\quad \omega_{\mathrm{ie}}\sin L+\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right]^{\mathrm{T}}\tag{9}$$

$$\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{zu-}}=\left[\omega_{\mathrm{ie}}\cos L\sin\alpha\quad \omega_{\mathrm{ie}}\cos L\cos\alpha\quad \omega_{\mathrm{ie}}\sin L-\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}t}\right]^{\mathrm{T}}\tag{10}$$

根据式(7)可分别得到正反旋转的陀螺输出方程,将式(9)和式(10)代入正反旋转的陀螺输出方程并对两端进行积分得

$$\left.\begin{aligned}S_xP_x^{\mathrm{zu+}}&=(t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L+2n\pi)M_{xz}+t_{\mathrm{s}}D_x\\ S_yP_y^{\mathrm{zu+}}&=(t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L+2n\pi)M_{yz}+t_{\mathrm{s}}D_y\\ S_zP_z^{\mathrm{zu+}}&=(t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L+2n\pi)+t_{\mathrm{s}}D_z\end{aligned}\right\}\tag{11}$$

$$\left.\begin{aligned}S_xP_x^{\mathrm{zu-}}&=(t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L+2n\pi)M_{xz}+t_{\mathrm{s}}D_x\\ S_yP_y^{\mathrm{zu-}}&=(t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L+2n\pi)M_{yz}+t_{\mathrm{s}}D_y\\ S_zP_z^{\mathrm{zu-}}&=(t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L+2n\pi)+t_{\mathrm{s}}D_z\end{aligned}\right\}\tag{12}$$

同理,可分别求得第 2 位置 IMU 的 z_b 轴垂直向下时正反旋转的陀螺输出方程为

$$\left.\begin{aligned}S_xP_x^{\mathrm{zd+}}&=(-t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L-2n\pi)M_{xz}+t_{\mathrm{s}}D_x\\ S_yP_y^{\mathrm{zd+}}&=(-t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L-2n\pi)M_{yz}+t_{\mathrm{s}}D_y\\ S_zP_z^{\mathrm{zd+}}&=(-t\omega_{\mathrm{ie}}\sin L-2n\pi)+t_{\mathrm{s}}D_z\end{aligned}\right\}\tag{13}$$

$$\left.\begin{aligned} S_xP_x^{zd-} &= (-t\omega_{ie}\sin L + 2n\pi)M_{xz} + t_sD_x \\ S_yP_y^{zd-} &= (-t\omega_{ie}\sin L + 2n\pi)M_{yz} + t_sD_y \\ S_zP_z^{zd-} &= (-t\omega_{ie}\sin L + 2n\pi) + t_sD_z \end{aligned}\right\} \quad (14)$$

联立式(11)~式(14)求解并整理可得

$$\left.\begin{aligned} S_z &= \frac{8n\pi}{P_z^{zu+} - P_z^{zu-} + P_z^{zd-} - P_z^{zd+}} \\ D_z &= \frac{(P_z^{zu+} + P_z^{zu-} + P_z^{zd-} + P_z^{zd+})}{4t}S_z \\ M_{xz} &= \frac{P_x^{zu+} - P_x^{zu-} + P_x^{zd-} - P_x^{zd+}}{8n\pi}S_x \\ M_{yz} &= \frac{P_y^{zu+} - P_y^{zu-} + P_y^{zd-} - P_y^{zd+}}{8n\pi}S_y \end{aligned}\right\} \quad (15)$$

对第 3 位置到第 6 位置,采用上述相同的方法,可求出陀螺其他误差参数表达式,最后对其综合整理并将 $t = 2n\pi/\omega$ 代入可得陀螺 12 个误差参数的求解表达式如下:

$$S_i = \frac{8n\pi}{P_i^{iu+} - P_i^{iu-} + P_i^{id-} - P_i^{id+}} \quad i = x,y,z \quad (16)$$

$$D_i = \frac{(P_i^{iu+} + P_i^{iu-} + P_i^{id-} + P_i^{id+})\omega}{8n\pi}S_i \quad i = x,y,z \quad (17)$$

$$M_{ij} = \frac{P_i^{ju+} - P_i^{ju-} + P_i^{jd-} - P_i^{jd+}}{8n\pi}S_i \quad i,j = x,y,z;i \neq j \quad (18)$$

2.3 加速度计误差参数求解的数学推导

针对如图 2 中第 1 位置,根据 2.1 中标定方案设计和式(6)可得

$$\boldsymbol{f}^{zu+} = [r\omega^2 \quad 0 \quad g]^T \quad (19)$$

$$\boldsymbol{f}^{zu-} = [r\omega^2 \quad 0 \quad g]^T \quad (20)$$

根据式(8)可分别得到正反旋转的加速度计输出方程,将正反旋转的加速度计输出方程两端相加后将式(19)和式(20)代入,记 $N_i^{zu} = N_i^{zu+} + N_i^{zu-}$ $(i = x,y,z)$,对其整理得

$$\left.\begin{aligned} \frac{k_xN_x^{zu}}{2t} &= r\omega^2 + gC_{xz} + B_x \\ \frac{k_yN_y^{zu}}{2t} &= r\omega^2C_{yx} + gC_{yz} + B_y \\ \frac{k_zN_z^{zu}}{2t} &= r\omega^2C_{zx} + g + B_z \end{aligned}\right\} \quad (21)$$

同理,可分别求得第 2 位置 IMU 的 z_b 轴垂直向下时正反旋转的加速度计输出方程为

$$\left.\begin{aligned} \frac{k_xN_x^{zd}}{2t} &= r\omega^2 - gC_{xz} + B_x \\ \frac{k_yN_y^{zd}}{2t} &= r\omega^2C_{yx} - gC_{yz} + B_y \\ \frac{k_zN_z^{zd}}{2t} &= r\omega^2C_{zx} - g + B_z \end{aligned}\right\} \quad (22)$$

联立式(21)和式(22)可解得

$$\left.\begin{aligned} k_z &= \frac{4gt}{N_z^{zu} - N_z^{zd}} \\ C_{xz} &= \frac{N_x^{zu} - N_x^{zd}}{4gt}k_x \\ C_{yz} &= \frac{N_y^{zu} - N_y^{zd}}{4gt}k_y \\ B_z &= \frac{g(N_z^{zu} + N_z^{zd})}{N_z^{zu} - N_z^{zd}} - r\omega^2C_{zx} \end{aligned}\right\} \quad (23)$$

对于第 3 位置到第 6 位置,采用上述相同的方法,可求出加速度计其他误差参数表达式,对其综合整理并将 $t = 2n\pi/\omega$ 代入,可得加速度计 12 个误差参数的求解表达式如下:

$$k_i = \frac{8n\pi g}{(N_i^{iu} - N_i^{id})\omega} \quad i = x,y,z \quad (24)$$

$$B_i = \frac{g(N_i^{iu} + N_i^{id})}{N_i^{iu} - N_i^{id}} - r\omega^2C_{ij} \quad i = x \text{ 时 } j = y,\ i = y \text{ 时 } j = z,i = z \text{ 时 } j = x \quad (25)$$

$$C_{ij} = \frac{(N_i^{ju} - N_i^{jd})\omega}{8n\pi g}k_i \quad i,j = x,y,z;i \neq j \quad (26)$$

2.4 误差参数求解精度的数学分析

陀螺误差参数求解如式(16)~式(18),12 个误差参数只与离心机旋转圈数、离心机旋转速度及陀螺输出的脉冲数有关,当离心机旋转圈数 n 较大时,误差参数求解表达式的分子分母取值较大,因此相对于采用地球自转角速率和 g 做信号激励的标定方法能够提高标定精度.

加速度计误差参数求解表达式如式(24)~式(26),其标定精度提高原理类似于陀螺. 本文所提出的标定方法与传统标定方法最大不同在于引入了离心机,因此会引入其安装误差、转台在离心机上的安装误差以及离心机旋转误差等[11],但由于采用对称位置正反对称旋转的方法,通过正负相消后由离心机引入的误差基本可以忽略.

3 离心机对 IMU 控制仿真及分析

3.1 离心机对 IMU 控制仿真

由式(4)知陀螺输出角速度包括地球自转角速度及离心机转动角速度,而与离心机旋转半径无关. 本文将离心机转速从 9(°)/s 匀加速到 360(°)/s,对陀螺输出的影响进行仿真,角加速度为 3.6(°)/s^2,按照 2.1 中的标定方案进行安装和标定,以第 1 位置离心机逆时针旋转为例,设纬度 $L = 39°$,$r = 100$ cm,得陀螺输出与离心机转速之间的关系如图 3 所示.

由式(6)可知,加速度计输出的加速度与 g、

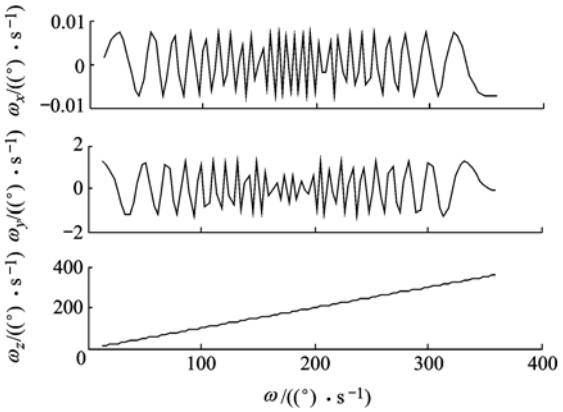


图 3　陀螺输出与离心机转速关系

离心机转动角速度、离心机转动角加速度及 r 有关. 本文以第 1 位置逆时针旋转为例,对加速度计输出与离心机转速及 r 的关系进行仿真. r 的调整范围为 0 ~ 400 cm,旋转速度为 $\pi/20 \sim 2\pi(°)/s$. 按照 2.1 节中的方案进行安装标定,设 $L = 39°$,结果如图 4.

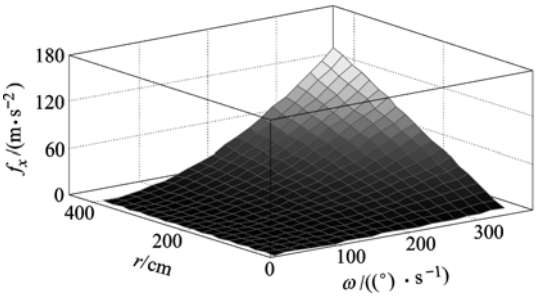


图 4　加速度计输出与离心机转动半径和转速关系

3.2　仿真结果分析

由图 3 知,x_b 轴和 y_b 轴陀螺受离心机转速影响很小,这与式(4)中 x_b 轴与 y_b 轴陀螺只与地球自转及离心机转动过的角度有关的结论是一致的. 而 z_b 轴陀螺输出值约等于离心机转速,因此可通过调整离心机转速以达到陀螺的量测范围.

由图 4 可知,按照仿真假设条件,通过调整离心机转速和 r,可以输出约 $15g$ 范围内的加速度信号. 因此可以根据陀螺的测量范围首先设定离心机的最高转速,再根据加速度计的测量范围和已设定的最高转速设定旋转的最大半径,设定好离心机的上限参数后即可根据实际需要在此范围内进行标定. 从陀螺和加速度计的误差参数求解表达式来看,在条件允许情况下可适当增加 n 的取值和采样数,可提高误差参数标定精度.

4　结 束 语

针对不同型号的 SINS 测量量程及动态性能差异大,常规标定方法难以提供多动态性信号激励的问题,进行了如下研究:推导了利用离心机和转台对 SINS 进行整体标定的新方法,给出详细标定步骤及误差参数求解表达式. 离心机转台控制关系仿真试验表明本方法可以实现大量程惯性导航系统的标定,并在一定程度上可提高标定精度,具有一定的工程应用价值.

参考文献(References)

[1] Shi Zhen, Yang Jie, Yue Peng, et al. A new calibration and compensation method for installation errors of accelerometers in gyroscope free strap-down inertial navigation system[C]// International Conference on Information and Automation. Harbin, China: IEEE, 2010: 924 - 930

[2] 刘锡祥,徐晓苏. 惯性测量组件整体标定技术[J]. 中国惯性技术学报,2009,17(5):568 - 576
Liu Xixiang, Xu Xiaosu. System calibration techniques for inertial measurement units[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(5): 568 - 576(in Chinese)

[3] Seong Y C, Chan G P. A calibration technique for a redundant IMU containing low-grade inertial sensors[J]. ETRI Journal, 2005, 27(4): 418 - 425

[4] Randeniya D I B, Gunaratne M, Sarkar S, et al. Calibration of inertial and vision systems as a prelude to multi-sensor fusion[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2008, 16(2): 255 - 274

[5] 肖龙旭,魏诗卉,孙文胜. 惯测组合快速高精度标定方法研究[J]. 宇航学报,2008,29(1):172 - 177
Xiao Longxu, Wei Shihui, Sun Wensheng. Research on the high accuracy rapid test method of IMU[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 172 - 177(in Chinese)

[6] 谷宏强,袁亚雄,摆卫兵. 捷联惯性测量组合快速位置标定[J]. 南京理工大学学报,2007,31(6):719 - 722
Gu Hongqiang, Yuan Yaxiong, Bai Weibing. Missile strap-down inertial measuring unit fast position demarcation[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2007, 31(6): 719 - 722(in Chinese)

[7] 孙枫,孙伟. 基于双轴转位机构的光纤陀螺标定方法[J]. 控制与决策,2011,26(3):346 - 350
Sun Feng, Sun Wei. Reasearch on calibration of IFOG based on two-axis indexing[J]. Control and Decision, 2011, 26(3): 346 - 350(in Chinese)

[8] Zhang Hongliang, Wu Yuanxin, Wu Wenqi, et al. Improved multi-position calibration for inertial measurement units[J]. Measurement Science and Technology, 2010, 20(1): 1 - 11

[9] 刘百齐,房建成. 光纤陀螺 IMU 的六位值旋转现场标定新方法[J]. 光电工程,2008,35(1):60 - 65
Liu Baiqi, Fang Jiancheng. Novel field calibration through rotation in six-position for FOG-IMU[J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(1): 60 - 65(in Chinese)

[10] Bonnet S, Bassompierre C, Godin C, et al. Calibration methods for inertial and magnetic sensors[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2009, 156(2): 302 - 311

[11] Zoval J V, Madou M J. Centrifuge-based fluidic platforms[J]. Proceedings of the IEEE, 2004, 92(1): 140 - 153

(编　辑:刘登敏)