doi: 10.7690/bgzdh.2013.10.015

高精度捷联惯导系统的系统级标定方法

康宇航 [1]，周绍磊 [1]，匡宇 [2]，祁亚辉 [1]
（1. 海军航空工程学院控制科学与工程系，山东 烟台 264000；
2. 江西农业大学计算机与信息工程学院，南昌 330045）

摘要：针对现有的标定技术存在较大误差、且误差随着位置偏离的增加而增加的问题，提出一种迭代求解的方法。基于高精度捷联惯导系统的一般输出模型，推导出误差模型，通过简单的位置编排，激发出导航速度误差，反推出误差参数，并不断修正输出模型参数，使导航误差不断减小，达到高精度捷联惯导系统标定目的。分析结果证明：该方法标定精度高、方法简单，无需精确的寻平和寻北，能够满足导航需要，具有较高的工程实用价值。

关键词：捷联惯导系统；系统级标定；最小二乘；迭代
中图分类号：TJ861　　**文献标志码**：A

Systematic Calibration Method for High-Precision Strapdown Inertial Navigation System

Kang Yuhang[1], Zhou Shaolei[1], Kuang Yu[2], Qi Yahui[1]
(1. *Department of Control Science & Engineering*, *Naval Aeronautical & Astronautical University*, *Yantai* 264000, *China*;
2. *School of Computer & Information Engineering*, *Jiangxi Agricultural University*, *Nanchang* 330045, *China*)

Abstract: Aiming at the large error of current calibration method, and error is increased when position departure increasing, put forward a iterative solution method. Based on the general output model of the high-precision strapdown inertial navigation system (SINS), the error model of the output can be derived. Then through proper positions and rotations, exciting speed error of the navigation systems, the error parameters can be deduced. Then with iterative algorithm, model parameters can be corrected continuously and navigation error would decrease as well. The analysis results prove that the method is very simple, has high calibration precision and without strictly level and north seeking. It meets requirements of navigation with high practical value in engineering.

Key words: strapdown inertial navigation system(SINS); systematic calibration; least square; iterative

0　引言

标定技术是捷联惯导系统领域的一项关键技术，是惯导系统进行导航解算的基础。目前，广泛使用的标定方法分为分立式标定方法和系统级标定方法；前者一般是依靠高精度转台提供位置和速率参考，一般按所用位置多少分为六位置法、十二位置法、二十四位置法等；后一种方法主要是通过观测导航误差反推出误差模型中的各项参数，具体处理上分为 Kalman 滤波法和最小二乘拟合法。分立式标定方法已经较为成熟，广泛应用于科研生产中，但随着系统本身精度的提高，转台的不水平误差，寻北误差，轴向不正交误差等误差对标定结果产生的误差越来越显著；对于系统级标定，这是当前标定领域的研究热门，因为是基于导航解算的，该方法对转台精度要求很低或者可以不依靠转台，该方法在实际生产中也得到了应用，效果较好，但是该方法原理复杂[1-3]，并且一般标定时间较长。

周章华[1]给出了一种用低精度双轴转台对捷联惯导进行标定的方法，但是标定原理复杂，得到的误差解析解不易明白；谢波[2]给出了一种十九位置的标定方法，原理较为清晰，很有借鉴意义，但是位置编排[4]上要比文献[1]多一倍。对于误差模型参数，文献[1-2]均是一次性标定，即通过导航误差反推出误差模型参数即完成标定。而笔者通过实际仿真发现，仅根据一次导航误差解算出的误差模型参数与真值存在较大误差，并且这种误差随着系统位置编排中与理想位置偏离的增加而增加；因此，笔者提出了迭代求解的方法，能够有效解决这种问题，进一步降低了标定时对转台精度的要求。

1　标定原理

在进行标定原理阐述之前，先对文中用到的载体坐标系 b 系 $OX_bY_bZ_b$ 进行定义如下：坐标系与捷联惯导系统固联，X_b 与 A_x 加速度计的敏感轴重合，

收稿日期：2013-04-10；**修回日期**：2013-05-30
基金项目：国家自然科学基金资助项目(61203168)
作者简介：康宇航(1989—)，男，江西人，硕士，从事导航制导与控制研究。

Y_b 轴位于由 A_x 和 A_y 加速度计敏感轴组成的平面中，Z_b 轴与 X_b 、构成正交坐标系。

文中标定方法针对高精度捷联惯导系统，可以是光纤陀螺捷联惯导系统，也可以是激光陀螺捷联惯导系统，配合使用的加速度计一般为精度较高的挠性加速度计，因为讨论的是一种通用标定方法，笔者认为加速度计和陀螺输出均为线性模型[5-6]。以陀螺为例，其输出模型为：

$$\begin{bmatrix} N_x^g \\ N_y^g \\ N_z^g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_x^g & 0 & 0 \\ 0 & S_y^g & 0 \\ 0 & 0 & S_z^g \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} k_{xx}^g & k_{xy}^g & k_{xz}^g \\ k_{yx}^g & k_{yy}^g & k_{yz}^g \\ k_{zx}^g & k_{zy}^g & k_{zz}^g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_x^a \\ b_y^a \\ b_z^a \end{bmatrix} \right) \tag{1}$$

其中：$\omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} \omega_x^b & \omega_y^b & \omega_z^b \end{bmatrix}^T$ 是 b 系中的角速率；$N^g = \begin{bmatrix} N_x^g & N_y^g & N_z^g \end{bmatrix}^T$ 是单位时间内的陀螺脉冲输出；S_j^g 和 b_j^g ($j = x, y, z$)分别为 j 轴陀螺的标度因数和零偏，$\boldsymbol{K}^g$ 为安装误差矩阵，因为一般系统安装误差保证小角度，所以 $i = j$ 时，$k_{ij}^g = 1$ 。实际模型中还有噪声项，此处不考虑。

1.1　陀螺和加速度计输出误差模型

标定的目的就是通过适当的方法辨识出输出模型中各参数，用于反向补偿，实际标定过程中无论是系统误差、操作误差还是设备精度误差均会导致参数辨识的不准确。设陀螺输出模型参数真值为：

$$S^g = \mathrm{diag}\left(\begin{bmatrix} S_x^g & S_y^g & S_z^g \end{bmatrix} \right)$$

$$\boldsymbol{K}^g = \begin{bmatrix} 1 & k_{12}^g & k_{13}^g \\ k_{21}^g & 1 & k_{23}^g \\ k_{31}^g & k_{32}^g & 1 \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$B^g = \begin{bmatrix} b_x^g & b_y^g & b_z^g \end{bmatrix}^T$$

经过简单标定，可以通过一般精度转台，或通过手动位置摆放和翻转，得到模型参数实验值为：

$$\tilde{S}^g = \mathrm{diag}\left(\begin{bmatrix} \tilde{S}_x^g & \tilde{S}_y^g & \tilde{S}_z^g \end{bmatrix} \right)$$

$$\tilde{\boldsymbol{K}}^g = \begin{bmatrix} 1 & \tilde{k}_{12}^g & \tilde{k}_{13}^g \\ \tilde{k}_{21}^g & 1 & \tilde{k}_{23}^g \\ \tilde{k}_{31}^g & \tilde{k}_{32}^g & 1 \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\tilde{B}^g = \begin{bmatrix} \tilde{b}_x^g & \tilde{b}_y^g & \tilde{b}_z^g \end{bmatrix}^T$$

实验值与真值之间误差表示如下：

$$\tilde{S}^g = \mathrm{diag}(\begin{bmatrix} \tilde{S}_x^g & \tilde{S}_y^g & \tilde{S}_z^g \end{bmatrix}) = \mathrm{diag}(\begin{bmatrix} l_1 S_x^g & l_2 S_y^g & l_3 S_z^g \end{bmatrix}) = l S^g$$

$$\tilde{\boldsymbol{K}}^g = \begin{bmatrix} 1 & \tilde{k}_{12}^g & \tilde{k}_{13}^g \\ \tilde{k}_{21}^g & 1 & \tilde{k}_{23}^g \\ \tilde{k}_{31}^g & \tilde{k}_{32}^g & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & k_{12}^g & k_{13}^g \\ k_{21}^g & 1 & k_{23}^g \\ k_{31}^g & k_{32}^g & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \delta k_{12}^g & \delta k_{13}^g \\ \delta k_{21}^g & 0 & \delta k_{23}^g \\ \delta k_{31}^g & \delta k_{32}^g & 0 \end{bmatrix} = K^g - \delta K^g \tag{4}$$

$$\tilde{B}^g = \begin{bmatrix} \tilde{b}_x^g & \tilde{b}_y^g & \tilde{b}_z^g \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} b_x^g & b_y^g & b_z^g \end{bmatrix}^T - \begin{bmatrix} \varepsilon_x^g & \varepsilon_y^g & \varepsilon_z^g \end{bmatrix}^T = B^g - \varepsilon^g$$

补偿是基于脉冲数的，那么真实的 ω_{ib}^b 和经标定补偿得到的 $\tilde{\omega}_{ib}^b$，应满足

$$\left(S^g\right)^{-1}\left(\boldsymbol{K}^g \omega_{ib}^b + B^g\right) = \left(\tilde{S}^g\right)^{-1}\left(\tilde{\boldsymbol{K}}^g \tilde{\omega}_{ib}^b + \tilde{B}^g\right) \tag{5}$$

定义陀螺输出误差：

$$\delta\omega_{ib}^b = \tilde{\omega}_{ib}^b - \omega_{ib}^b \tag{6}$$

将式 (6) 代入式 (5)，整理可得：

$$\boldsymbol{K}^g \delta\omega_{ib}^b = (l - I)\boldsymbol{K}^g \omega_{ib}^b + \delta \boldsymbol{K}^g \omega_{ib}^b + (l - I) B^g + \varepsilon^g \tag{7}$$

因为 $\boldsymbol{K}^g$ 为对角线元素为 1，其他元素为小量，所以 $(\boldsymbol{K}^g)^{-1}(l-1)\boldsymbol{K}^g$ 非对角线元素为二阶小量，而对于一般的标定结果，存在关系 $(l-1)B^g << \varepsilon^g$，所以上式可以做出合理近似为

$$\delta\omega_{ib}^b \approx (l - 1 + \delta \boldsymbol{K}^g)\omega_{ib}^b + \varepsilon^g \tag{8}$$

其中

$$l - I + \delta\boldsymbol{K}^g = \begin{bmatrix} S_x^g / S_x^g - 1 & \delta k_{12}^g & \delta k_{13}^g \\ \delta k_{21}^g & S_y^g / S_y^g - 1 & \delta k_{23}^g \\ \delta k_{31}^g & \delta k_{32}^g & S_z^g / S_z^g - 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_{11}^g & t_{12}^g & t_{13}^g \\ t_{21}^g & t_{22}^g & t_{23}^g \\ t_{31}^g & t_{32}^g & t_{33}^g \end{bmatrix} = \boldsymbol{T}^g \tag{9}$$

则有：

$$\delta\omega_{ib}^b = \boldsymbol{T}^g \omega_{ib}^b + \varepsilon^g \tag{10}$$

同理对加速度计有：

$$\delta f_{ib}^b = \boldsymbol{T}^a f_{ib}^b + \Delta^a \tag{11}$$

根据前文定义的载体坐标系，T^a 应有如下形式

$$\boldsymbol{T}^a = \begin{bmatrix} t_{11}^a & 0 & 0 \\ t_{21}^a & t_{22}^a & 0 \\ t_{31}^a & t_{32}^a & t_{33}^a \end{bmatrix} \tag{12}$$

至此，就由陀螺和加速度计的输出模型得到了其误差模型。

1.2　标定位置编排及原理误差分析

笔者采用“静止-转动-静止”的方法激发导航误差。转动过程分别绕 Z、Y、X 轴分 3 组进行，具体位置和转动编排如表 1 所示。表 1 中位置不要求精确，误差控制在 1°以内即可。

表 1　位置及转动编排

位置序号	位置	转动轴
1-1	北天东	+Z
1-2	天南东	+Z
1-3	南地东	+Z
1-4	地北东	—
2-1	北东地	+Y
2-2	天东北	+Y
2-3	南东天	+Y
2-4	地东南	—
3-1	北天东	+X
3-2	北东地	+X
3-3	北地西	+X
3-4	北西天	—

因为进行标定实验时系统没有线运动，在导航算法中，姿态更新时忽略 ω_{en}^n，速度更新时忽略牵连加速度，那么捷联惯导系统导航误差方程可以简化为：

$$\begin{aligned} \delta v^n &= f^n \times \varphi + \delta f^n \\ \varphi &= -\omega_{ie}^n \times \varphi - \delta\omega_{ib}^n \end{aligned} \tag{13}$$

为便于原理分析，把表 1 中位置为当成理想位置处理，在 1-1 位置，系统进行初始对准，因系统完全静止，采用简单粗对准即可，对准方法如下式：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} (g^n)^T \\ (g^n \times \omega_{ie}^n)^T \\ (g^n \times \omega_{ie}^n \times g^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (f^b \times \omega^b)^T \\ (f^b \times \omega^b \times f^b)^T \end{bmatrix} \tag{14}$$

式中：g^n、ω_{ie}^n 为导航系中的重力加速度和地速；f^b、ω^b 为载体系测量得到的比力和加速率。

由此得到 3 个方向失准角[7]为

$$\begin{bmatrix} \varphi_n \\ \varphi_u \\ \varphi_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{\delta f_e^n}{g} \\ \dfrac{\delta f_e^n}{g}\tan L - \dfrac{\delta\omega_e^n}{\omega_{ie}\cos L} \\ -\dfrac{\delta f_n^n}{g} \end{bmatrix} \tag{15}$$

对于位置1-1，由式 (11)，有

$$\delta f^n = C_{b_{1-1}}^n \delta f^b = T^a C_n^{b_{1-1}} f^n + \varDelta^a = \begin{bmatrix} \varDelta_x \\ t_{22}^a g + \varDelta_y \\ \varDelta_z \end{bmatrix} \tag{16}$$

考虑位置 1-1 到 1-2 的转动过程，因为转动速度远大于地速和陀螺常值零偏，忽略这些项的影响，则转动过程中：

$$\delta\omega_b = \boldsymbol{T}^g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_{13}^g\dot\theta \\ t_{23}^g\dot\theta \\ t_{33}^g\dot\theta \end{bmatrix} \tag{17}$$

设转动前后时刻为 t_0、t_1，则转动整个过程中，失准角的增量为

$$\Delta\phi_0 = -\int_{t_0}^{t_1} C_b^n \delta\omega_b \mathrm{d}t = \int_{t_0}^{t_1} \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} t_{13}^g\dot\theta \\ t_{23}^g\dot\theta \\ t_{33}^g\dot\theta \end{bmatrix} \mathrm{d}t =$$

$$-\int_0^{90} \begin{bmatrix} t_{13}^g\cos\theta - t_{23}^g\sin\theta \\ t_{13}^g\sin\theta + t_{23}^g\cos\theta \\ t_{33}^g \end{bmatrix} \mathrm{d}\theta = \begin{bmatrix} -t_{13}^g + t_{23}^g \\ -t_{13}^g - t_{23}^g \\ -\dfrac{\pi}{2} \end{bmatrix} \tag{18}$$

转动完成后继续进行静态导航，此时因为陀螺输出误差失准角将继续变化，并且有根据式 (10)，有 $\delta\omega_b = \varepsilon$，于是

$$\Delta\phi = \int_{t_1}^{t} -\omega_{ie}^n \times \phi - C_b^n \delta\omega_b \mathrm{d}t =$$

$$\int_{t_1}^{t} -\begin{bmatrix} \omega_{ie}\cos L \\ \omega_{ie}\sin L \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \phi_n \\ \phi_u \\ \phi_e \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} \mathrm{d}t =$$

$$\begin{bmatrix} -\omega_{ie}\sin L \cdot \phi_e + \varepsilon_y \\ \omega_{ie}\cos L \cdot \phi_e - \varepsilon_x \\ \omega_{ie}\sin L \cdot \phi_n - \omega_{ie}\cos L \cdot \phi_u - \varepsilon_z \end{bmatrix} (t - t_1) \tag{19}$$

对于位置 2-2，根据位置转换矩阵和式 (11) 有：

$$\begin{bmatrix} \delta f_n \\ \delta f_u \\ \delta f_e \end{bmatrix}_2 = C_{b_{1-2}}^n \left(\begin{bmatrix} t_{11}^a & 0 & 0 \\ t_{21}^a & t_{22}^a & 0 \\ t_{31}^a & t_{32}^a & t_{33}^a \end{bmatrix} C_n^{b_{1-2}} \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varDelta_x \\ \varDelta_y \\ \varDelta_z \end{bmatrix} \right) =$$

$$\begin{bmatrix} -t_{21}^a g - \varDelta_y \\ t_{11}^a g + \varDelta_x \\ t_{31}^a g + \varDelta_z \end{bmatrix} \tag{20}$$

由此可以得到从 t_1 时刻开始的导航速度误差，计 t_1 为 0 时刻

$$\begin{bmatrix}\delta v_n\\ \delta v_u\\ \delta v_e\end{bmatrix}=\int_0^t\begin{bmatrix}\delta\dot v_n\\ \delta\dot v_u\\ \delta\dot v_e\end{bmatrix}\mathrm{d}t=\int_0^t\left(\begin{bmatrix}0\\ g\\ 0\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}\dfrac{\Delta_z}{g}+t_{32}^a-t_{13}^g+t_{23}^g\\ \left(\dfrac{\Delta_z}{g}+t_{32}^a\right)\tan L-\dfrac{t_{31}^g\omega_n+t_{32}^g\omega_u+\varepsilon_z^g}{\omega_{ie}\cos L}-t_{13}^g-t_{23}^g-\\ \dfrac{\Delta_x}{g}-\dfrac{\pi}{2}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-t_{21}^a g-\Delta_g\\ t_{11}^a g+\Delta_x\\ t_{31}^a g+\Delta_z\end{bmatrix}\right)\mathrm{d}t+$$

$$\int_0^t\left(\begin{bmatrix}0\\ g\\ 0\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}-\omega_{ie}\sin L\bullet\phi_e+\varepsilon_y\\ \omega_{ie}\cos L\bullet\phi_e-\varepsilon_x\\ \omega_{ie}\sin L\bullet\phi_n-\omega_{ie}\cos L\bullet\phi_u-\varepsilon_z\end{bmatrix}t\right)\mathrm{d}t \tag{21}$$

不难发现，北向和东向速度的一次、二次项，天向速度的一次项均为误差参数的线性函数，那么通过一次转动导航解算，可以得到 5 个关于误差模型参数的方程，共 9 次转动，对 45 个方程利用最小二乘求解可以辨识出误差模型中的所有参数。关于这方面的论述文献[2]讲解较为详细，这里不再论述；此外，北向速度的二次方项因为引入了对准时的天向失准角分析较为复杂，实际仿真表明不考虑相应的方程项不影响辨识结果。

对于文中理论分析中的近似是合理的，因为位置不准确，转动角度不准确带来的误差均是二阶小量，这在文献[6]中有所提及，并且实际仿真也表明这样处理没有问题。

1.3　标定初值和迭代求解

对于上述标定方法，从原理分析上看没有问题，但是既然要用于导航，初始补偿数怎么得到；另外，文中虽然指出各种非理想位置误差的影响为二阶小量，可以忽略，但毕竟还是有影响的，经过这种方法修正后能到达更高精度[8]。

针对以上问题第一点，可以根据位置信息中天向一个 g 的基准，转动过程中 90° 基准标定出加速度计和陀螺标度因数的粗略值，对于高精度的惯导系统，安装误差和零位都很小，用该标定因数进行补偿得到的补偿数已经接近真值，可以用于导航。

对于问题第二点，随着系统实际位置偏离理想位置，上述方法对参数的修正效果确实变差，但是考虑到前文给出的误差模型一直适用，可以迭代修正，直到前后 2 次修正值或导航误差小于一定的理想值为止。对于每次最小二乘得到的结果，对补偿数进行如下修正

$$\begin{aligned}\omega_b&=(I-T^g)\tilde\omega_b-\varepsilon\\ f_b&=(I-T^a)\tilde f_b-\Delta\end{aligned}\tag{22}$$

对模型参数进行如下修正

安装误差：

$$\begin{aligned}k_{ij}^a&=\tilde k_{ij}^a+t_{ij}^a\\ k_{ij}^g&=\tilde k_{ij}^g+t_{ij}^g\end{aligned}\tag{23}$$

式中，$i,j=1,2,3$，对加速度计 $i>j$，对陀螺 $i\neq j$。

标度因数：

$$\begin{aligned}S_i^a&=\tilde S_i^a/(1+t_{ii}^a)\\ S_i^g&=\tilde S_i^g/(1+t_{ii}^g)\end{aligned}\tag{24}$$

式中，$i=1,2,3$。

零位：

$$\begin{aligned}B^a&=\tilde B^a+\Delta\\ B^g&=\tilde B^g+\varepsilon\end{aligned}\tag{25}$$

以上模型参数中，下角标1,2,3与 x,y,z 等价。

2　仿真及实验验证

2.1　仿真条件

根据文中位置编排发生加速度计和脉冲数，为了证实此标定方法对标准位置、角速率、角度低依赖性，加入误差如下：起始位置各角与标准位置各加入 0.4° 随机误差，每次转动角速率(仿真时为正弦曲线)加入 0.004 的随机误差，即每次转动角度在 90° 基础上有千分之四的波动；此外，考虑转轴的非平行误差，在绕某一轴转动时，其他两轴各加入 0.004 倍的角速率误差；最后对加速度计输出加入 50 μg 的随机误差，对陀螺加入 0.01 (°) / h 的随机误差。数据发生时序为：静止 100 s，转动 10 s[9]，静止 100 s，……。

2.2　仿真结果

按照前文原理，标定出系统初始标度因数，并在此基础上迭代求解，误差收敛如表 2。

表 2　模型参数仿真结果及真值

迭代次数	辨识参数 1	辨识参数 2	辨识参数 3	设定值
$M_x/(\mathrm{m/s^2})$	0.005 347 214 767	0.005 049 624 417	0.005 064 133 158	0.005 063 470 000
$M_y/(\mathrm{m/s^2})$	−0.028 786 810 654	−0.028 817 056 167	−0.028 841 766 869	−0.028 839 800 000
$M_z/(\mathrm{m/s^2})$	0.011 157 040 585	0.010 861 584 936	0.010 822 160 558	0.010 822 480 000
$S^a{}_x/(\mathrm{m/s})$	0.000 364 253 957	0.000 364 231 408	0.000 364 231 529	0.000 364 231 500
$K^a{}_{yx}/\mathrm{rad}$	−0.000 366 623 069	−0.000 317 349 547	−0.000 314 098 040	−0.000 314 301 860
$S^a{}_y/(\mathrm{m/s})$	0.000 340 283 221	0.000 340 275 524	0.000 340 276 757	0.000 340 276 700
$K^a{}_{zx}/\mathrm{rad}$	0.000 271 923 562	0.000 362 694 390	0.000 360 703 089	0.000 360 643 580
$K^a{}_{zy}/\mathrm{rad}$	0.001 014 593 590	0.001 262 288 591	0.001 255 952 970	0.001 255 605 200
$S^a{}_z/(\mathrm{m/s})$	0.000 344 084 766	0.000 344 056 256	0.000 344 055 079	0.000 344 055 100
$B_x/(\mathrm{rad/s})$	0.000 000 491 248	0.000 000 484 832	0.000 000 485 345	0.000 000 485 353
$B_y/(\mathrm{rad/s})$	0.000 000 568 193	0.000 000 549 332	0.000 000 549 205	0.000 000 550 175
$B_z/(\mathrm{rad/s})$	0.000 000 736 864	0.000 000 741 353	0.000 000 741 011	0.000 000 741 223
$S^g{}_x/(°)$	0.000 005 644 874	0.000 005 644 797	0.000 005 644 817	0.000 005 644 819
$K^g{}_{xy}/\mathrm{rad}$	−0.001 453 165 261	−0.001 289 542 202	−0.001 292 338 417	−0.001 292 036 000
$K^g{}_{xz}/\mathrm{rad}$	−0.000 429 642 688	−0.000 370 744 255	−0.000 369 903 189	−0.000 369 747 600
$K^g{}_{yx}/\mathrm{rad}$	−0.000 253 673 171	−0.000 208 472 320	−0.000 206 408 420	−0.000 206 333 200
$S^g{}_y/(°)$	0.000 005 642 494	0.000 005 642 155	0.000 005 642 163	0.000 005 642 165
$K^g{}_{yz}/\mathrm{rad}$	0.000 694 960 279	0.000 498 856 410	0.000 503 040 490	0.000 503 555 730
$K^g{}_{zx}/\mathrm{rad}$	0.000 645 866 542	0.000 607 229 321	0.000 608 359 578	0.000 608 439 500
$K^g{}_{zy}/\mathrm{rad}$	0.002 679 671 925	0.002 538 662 163	0.002 538 520 589	0.002 538 200 100
$S^g{}_z/(°)$	0.000 005 713 127	0.000 005 713 368	0.000 005 713 371	0.000 005 713 372

从表中可以看出，经 3 次迭代后，加速度计零位误差在小于 0.5 μg，标度因数误差小于 0.5 ppm，安装误差小于 0.2″；陀螺零位误差小于 0.000 3 (°)/h，标度因数小于 0.5 ppm，安装误差小于 0.2″，精度已经很高。

2.3　实际产品验证

试验采用某型光纤捷联惯导系统，惯性器件由 3 个光纤陀螺仪和 3 个石英挠性加速度计组成，陀螺精度在 0.03 (°)/h（1σ）以下，加速度计精度为 50 μg（1σ）。将系统安装在某型双轴转台上，控制转台转动使其到指定位置有一定角度(±1°)偏差，按照文中所提位置编排进行数据采集，然后进行离线导航解算，迭代 3 次，完成标定。利用标定后的参数对系统进行补偿，静态导航 1 h，水平定位误差小于 1 n mile。

3　结论

笔者在现有系统级标定方法的基础上，提出了一种针对高精度捷联惯导系统的系统级标定方法。该方法使标定精度更高；并且该方法位置编排简单，既可以通过编程控制转台实现，又可以仅仅通过手动翻转实现，数据线下处理，标定效率高。数据仿真和实物验证均证明了这种方法的有效性，具有较高的工程实用价值。

参考文献：

[1] 周章华，邱宏波，李延，等. 用低精度双轴转台对捷联惯导进行系统级标定的方法[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(4): 503−507.

[2] 谢波，秦永元，万彦辉. 激光陀螺捷联惯导系统多位置标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(2): 157−162.

[3] 杨晓霞，黄一. 激光陀螺捷联惯导系统的系统级标定方法研究[C]. Zhangjiajie: Proceedings of the 26th Chinese Control Conference, 2007: 26−31.

[4] 杨晓霞，黄一. 外场标定条件下捷联惯导系统误差状态可观测性分析[J]. 中国惯性技术学报，2008，16(16): 657−663.

[5] 张天光，王秀萍，王丽霞. 捷联惯性导航技术[M]. 北京：国防工业出版社.

[6] 张红良. 陆用高精度激光陀螺捷联惯导系统误差参数估计方法研究[D]. 博士学位. 长沙：国防科技大学，2008.

[7] 钟圣. 捷联惯导系统标定与传递对准技术研究[D]. 长沙：国防科学技术大学, 2010.

[8] 骆云志，张春华，吕卫强，等. 无人地面平台多传感器的联合外标定方法[J]. 兵工自动化, 2012, 31(12): 66−75.

[9] 刘峰，徐丹，尚克军，等. 基于导航误差的系统级标定方法中时间参数选取原则分析[J]. 中国惯性技术学报，2009, 17(6): 643−647.