

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2019.06.019

双轴旋转惯导系统误差自标定技术研究

张金刚¹, 姜述明²

(1. 海军装备部驻北京地区某军事代表室, 北京 100074;

2. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074)

摘要: 惯导系统受限于目前惯性器件长期稳定性水平, 对服役期内武器装备的使用和维护提出了定期标定的保障需求。当前主要有两种标定方式: 不拆卸情况下的武器装备整体标定与拆卸情况下的惯导系统单机标定。上述两种方式能够准确分离和标定的误差参数较少, 且对设备、场地、人力、时间等保障条件提出了较高的要求。基于双轴旋转惯导系统开展自标定技术研究, 设计了一种能够实现绝大部分误差分离和标定的转位方案, 提出了一种大幅缩短标定时间的数据处理方案, 实现了武器装备不拆卸、不转动条件下误差参数的快速、高精度、自动化标定, 大大降低了武器装备的使用维护成本、减轻了部队的保障负担, 试验结果验证了该自标定方法的正确性和有效性。

关键词: 武器装备; 服役期; 惯导系统误差; 标定技术

中图分类号: V249.32 文献标志码: A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号: 2095-8110(2019)06-0124-07



Research on Self-calibration Technology of Two-Axis Rotation Inertial Navigation System

ZHANG Jin-gang¹, JIANG Shu-ming²

(1. Military Representative Office of Naval Equipment Department in Beijing Area, Beijing 100074, China;

2. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China)

Abstract: Subjecting to long-term stability engineering level of inertial meter, inertial navigation system needs to be calibrated at regular intervals in the weapon's term of service. Nowadays, there are two ways of calibration: calibrating the entire weapon by rotation without disassembly, and calibrating the inertial navigation system demounted from weapon on the turntable. In the above two ways, few error parameters can be separated and calibrated accurately, and the requirement is high for equipment, site, manpower, time, etc. This paper studied on Self-Calibration Technology based on two-axis rotation inertial navigation system, devised a plan of rotation with which all error parameters can be separated and calibrated accurately, presented a program of data processing with which calibration time can be shorten substantially. With the proposed solution, most of the error parameters can be separated and calibrated with speediness, high-accuracy and automation without need to rotate or dismount weapon, significantly reducing the costs of maintenance and the burden of the force support. The test results verified the correctness and effectiveness of the solution.

Key words: Weaponary; Term of service; Errors of inertial navigation system; Calibration technology

收稿日期: 2019-09-30; 修订日期: 2019-10-31

作者简介: 张金刚(1969-), 男, 高级工程师, 主要从事武器装备及惯性导航系统的研究。E-mail: 13501112589@139.com

0 引言

惯导系统(Inertial Navigation System, INS)作为武器装备的重要组成部分,其主要作用是提供满足精度指标要求的惯性导航参数,导航参数精度的高低将直接决定武器装备性能的好坏。

而影响导航精度的主要因素是惯导系统的长期稳定性误差,特别是惯导系统随武器装备定型后装备部队,一般服役期在十年甚至几十年以上。在此期间,系统惯性器件误差会随着服役时间的加长而增大。为了消除这种长期稳定性误差,惯导系统一般会提出定期标定的保障需求。

目前定期标定主要有两种形式,一种是将惯导系统从装备上拆卸下来,安装到专门配套的双轴或三轴转台上进行重新标定,需要的保障条件是固定地基、高精度转台、专门配套的测试设备与数据处理软件。另一种形式是采用武器装备整体转动标定台进行转位实现对惯导系统的不拆卸标定,该方式需要的保障条件是体积和质量较大的转动标定台、较大的安放空间及专门配套的测试设备与数据处理软件;且受旋转路径限制,该方法一般只能对加速度计零位及陀螺漂移误差进行标定,而无法对惯性器件的标度因数误差、安装误差角等参数进行准确分离和标定。

上述两种标定方式均对保障设备、场地、人员操作、标定时间等提出了较高的要求,特别是在武器装备大批量装备部队后,惯导系统的定期标定成为了装备维护的主要内容,给部队后勤保障工作造成了较大的负担。

针对上述问题,对基于双轴旋转式惯导系统的标定技术进行了研究,双轴旋转框架结构为系统的标定提供了便利的条件。本文主要通过对自标定转位方案和标定数据处理方案进行研究,以实现武器装备在库房贮存状态下或装载体停泊状态下,不拆卸、不转动情况下惯导系统的快速、高精度、自动化自标定。

1 双轴旋转式惯导系统基本原理

双轴旋转式惯导系统主要由惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)与双轴转位机构组成,其整体布局如图 1 所示,系统中采用外框架俯仰旋转和内框架航向旋转的布局形式^[1-2]。

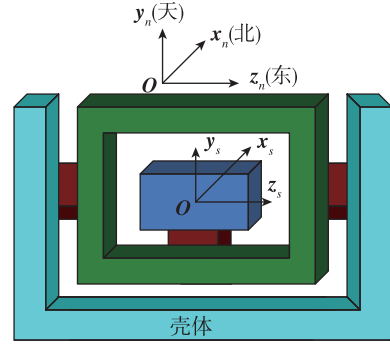


图 1 双轴旋转惯导系统示意图

Fig. 1 Two-axis rotation INS

双轴旋转式惯导系统工作的基本原理如图 2 所示,通过捷联安装于内环框架上的陀螺仪和加速度计敏感加速度和角速度信息,建立数学平台,并实时解算出位置和速度等导航参数;利用双轴旋转机构,通过时间平均技术,使惯性器件误差得以抑制,从而提高惯性导航精度;通过测角机构得到内、外框架轴的旋转角度,最后解调得到载体的姿态。

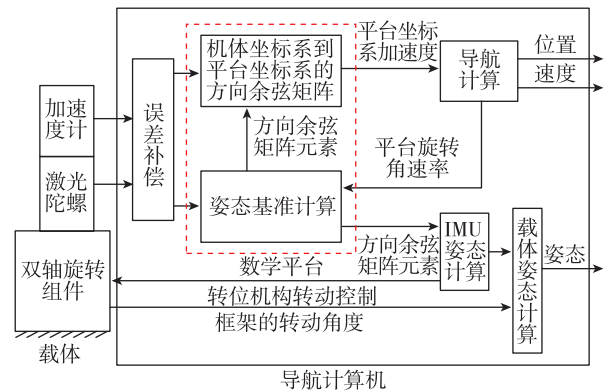


图 2 双轴旋转惯导系统工作原理图

Fig. 2 Two-axis rotation INS working principle

2 自标定方案设计

2.1 自标定参数选取

由于惯导系统具备双轴转位机构,且采用外框俯仰旋转和内框航向旋转的转位形式,IMU 的 3 个轴向的加速计均可以实现指天、指地,3 个轴向的陀螺均可以实现正负 360° 的旋转。因此,其具备对 IMU 绝大部分误差参数进行精确标定的能力,在此选取如表 1 所示的误差量作为自标定的误差状态量^[3]。

表1 自标定参数选取表

Tab.1 Self-calibration parameters

序号	参数名称	符号
1	加速度计零位	$\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$
2	陀螺漂移	$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$
3	加速度计正向标度因数误差	$\delta K_{Ax}^+, \delta K_{Ay}^+, \delta K_{Az}^+$
4	加速度计负向标度因数误差	$\delta K_{Ax}^-, \delta K_{Ay}^-, \delta K_{Az}^-$
5	加速度计安装误差	$\delta A_{yx}, \delta A_{zx}, \delta A_{zy}$
6	陀螺标度因数误差	$\delta K_{Gx}, \delta K_{Gy}, \delta K_{Gz}$
7	陀螺安装误差	$\delta G_{xy}, \delta G_{xz}, \delta G_{yx}, \delta G_{yz}, \delta G_{zx}, \delta G_{zy}$

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & C(\delta K_A^+) & C(\delta K_A^-) & C(\delta A) & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & C(\delta K_G) & C(\delta G) \\ \mathbf{0}_{24 \times 33} \end{bmatrix}$$

以上方程中各参数的含义描述如下： $\delta L, \delta h, \delta \lambda$ 为位置误差； $\delta V_n, \delta V_u, \delta V_e$ 为速度误差； ϕ_n, ϕ_u, ϕ_e 为姿态误差角； W 为系统噪声阵； $F_{11}, F_{12}, F_{21}, F_{22}, F_{23}, F_{31}, F_{32}, F_{33}$ 为状态转移矩阵中的误差关联矩阵； $C(\delta K_A^+), C(\delta K_A^-), C(\delta A), C(\delta K_G), C(\delta G)$ 分别为惯性器件误差的系数矩阵； C_b^n 为载体系向地理系转换的坐标转换矩阵。

2.2.2 观测方程

通过外部装订标定处准确的位置信息即可对式(1)中的各项误差量进行准确估计，其中观测方程如下所示

$$Z = [L - L_r \quad h - h_r \quad \lambda - \lambda_r]^T = HX \quad (2)$$

其中， H 为测量矩阵^[9-11]， $H =$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \mathbf{0}_{3 \times 30} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, L_r, h_r, \lambda_r \text{ 为外部装订标定处的}$$

位置信息。

2.3 自标定转位方案设计

惯导系统在出厂使用前均需要进行事先标定，标定通常是在精密双轴转台上进行，一般采用19位置标定转位方案^[12-13]。该方法可以分离对惯导系统精度影响较大的绝大部分误差源，并通过最小二乘解析方法对标定数据进行处理得到标定参数；但是该标定方法对保障条件有一定的要求：

1) 需要将精密转台安装在特殊建造的隔离地基上，隔离地基周边干扰；

2.2 自标定模型建立

2.2.1 状态方程

利用导航滤波算法对上述自标定参数进行估计，自标定模型中的系统状态方程如下所示

$$\dot{X} = FX + W \quad (1)$$

式中，状态量^[4-8]

$$X = [\delta L, \delta H, \delta \lambda, \delta V_n, \delta V_u, \delta V_e, \phi_n, \phi_u, \phi_e, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, \epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z, \delta K_{Ax}^+, \delta K_{Ay}^+, \delta K_{Az}^+, \delta K_{Ax}^-, \delta K_{Ay}^-, \delta K_{Az}^-, \delta A_{yx}, \delta A_{zx}, \delta A_{zy}, \delta K_{Gx}, \delta K_{Gy}, \delta K_{Gz}, \delta G_{xy}, \delta G_{xz}, \delta G_{yx}, \delta G_{yz}, \delta G_{zx}, \delta G_{zy}]$$

状态转移矩阵^[9-11]

2) 惯导安装于转台上，转台内外环轴均在零位时，惯导3个轴向指向与北天东夹角不能大于1°；

3) 转台转位精度应优于5''。

借鉴上述转位方案可实现绝大部分误差参数标定的优点，将其应用于双轴旋转惯导系统的自标定中，其转位顺序如表2所示；采用2.4节的数据处理方案，无需IMU在每个位置处均要指向正南、正北、正东、正西、正上、正下，仅需保证相对转位路径正确即可，自标定具有以下优势：

1) 无需安装到隔离地基上，对外部干扰不敏感^[14-15]；

2) 摆放位置没有特殊要求，对初始指向无要求；

3) 对转位机构的转位精度要求较低，优于1°即可满足要求。

表2 自标定转路径表

Tab.2 Self-calibration rotation method

序号	外环转角/(°)	内环转角/(°)
1	0	0
2	90	0
3	180	0
4	270	0
5	180	0
6	90	0
7	0	0
8	0	90
9	90	90

续表

序号	外环转角/(°)	内环转角/(°)
10	180	90
11	270	90
12	180	90
13	90	90
14	0	90
15	0	180
16	0	270
17	0	180
18	0	90
19	0	0

综上,武器装备在库房贮存状态或装载体停泊状态下均可以实现对惯导系统的自标定,大大简化了外部保障条件。

2.4 自标定数据处理方案设计

在惯导系统随武器装备大批量交付部队后,为了缩短每套装备的测试和维护时间,减轻部队后勤保障工作负担,对惯导系统提出了缩短自标定时间的迫切需求。然而从标定原理上来说,缩短自标定时间会降低各误差的标定精度。

针对上述矛盾问题,设计了正反向导航和滤波技术对自标定数据进行处理,即部队在进行自标定测试时,数据采集过程的实际时间为 T 。通过正反向导航和滤波可以人为地将标定时间扩展为 n 倍 T 时长,这样就可以在不增加实际测试时间的情况下,得到所需长度的虚拟标定时间。该方案可在缩短自标定时间的同时,保证系统误差的标定精度,其处理流程如图 3 所示。

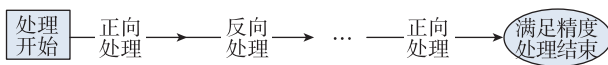


图 3 正反向数据处理流程示意图

Fig. 3 Positive and negative data processing

正向导航和滤波^[9-10,13]是组合导航算法中普遍通用的算法,这里不再赘述;反向导航和滤波原理上与正向导航和滤波相同,不同之处在于正向算法按时间增长解算,反向算法按时间倒退解算;两者在相同时刻上解算的位置、速度、姿态等导航参数应相同,即物理意义相同;在算法实现上,反向算法相对正向算法的最主要变化是导航周期 T_n 由正变负。

2.5 总体实施方案设计

综上所述,双轴旋转式惯导系统的自标定实施方案如图 4 所示,自标定总时间不超过 1h;其具体步骤如下:

- 1)首先装备加电,地面测试设备向配套惯导系统发送自标定命令;
- 2)配套惯导系统按表 2 自标定转位顺序进行转位,每个位置停留 2.5min;
- 3)在自标定转位的同时,实时将 IMU 原始测量数据中的加速度和角速度信息保存于装备配套惯导系统中的 FLASH 中;
- 4)自标定转位结束,采用 2.2 节所建立的滤波模型,利用正反向导航滤波的处理方法对存储于 FLASH 中的自标定出数据进行正负迭代处理,直至满足标定精度要求;
- 5)数据处理结束,向地面测试设备给出自标定结果,同时将结果写入装备惯导 FLASH 中,待下次系统通电时从 FLASH 中读取并补偿;
- 6)自标定结束。

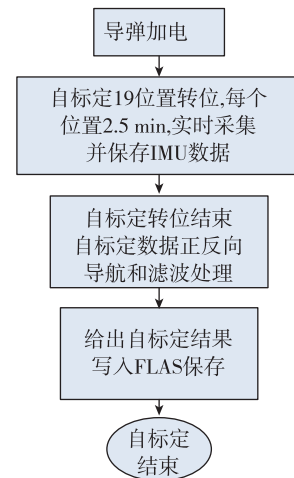


图 4 自标定实施方案示意图

Fig. 4 Implementation solution of self-calibration

3 自标定方案验证

3.1 数学仿真验证

对上述自标定方案进行数学仿真验证,构造自标定轨迹数据,该轨迹数据为 49min,在轨迹数据中加入各项误差源,根据实际系统进行设置,如表 3 所示。

表3 仿真各误差源设置表

Tab. 3 Error parameters setting of simulation

序号	误差名称	符号	设置大小
1	加速度计零位/ μg	$\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$	100
2	陀螺漂移/ $[(^{\circ})/h]$	$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$	0.01
3	加速度计正向标度 因数误差/ 10^{-6}	$\delta K_{Ax}^+, \delta K_{Ay}^+, \delta K_{Az}^+$	100
4	加速度计负向标度 因数误差/ 10^{-6}	$\delta K_{Ax}^-, \delta K_{Ay}^-, \delta K_{Az}^-$	-100
5	加速度计安装误差/ $(^{\circ})$	$\delta A_{yx}, \delta A_{zx}, \delta A_{zy}$	30
6	陀螺标度因数误差/ 10^{-6}	$\delta K_{Gx}, \delta K_{Gy}, \delta K_{Gz}$	30
7	陀螺安装误差/ $(^{\circ})$	$\delta G_{xy}, \delta G_{xz}, \delta G_{yx},$ $\delta G_{yz}, \delta G_{zx}, \delta G_{zy}$	30

经过正向+反向+正向3次迭代处理后,实际物理时间为49min的自标定数据,虚拟延长为 $3 \times 49\text{min} = 147\text{min}$,如图5所示,得到了如图6~图11所示的估计曲线,各项误差估计精度详见表4。

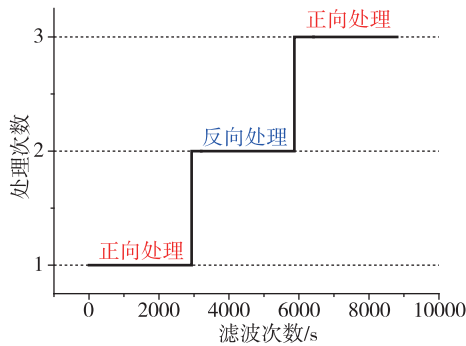


图5 自标定数据正反向处理次数

Fig. 5 Times of positive and negative data processing

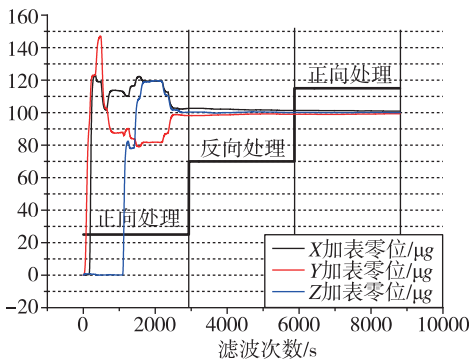


图6 自标定数据处理结果-加速度计零位估计曲线

Fig. 6 Accelerometer bias error estimation of data processing

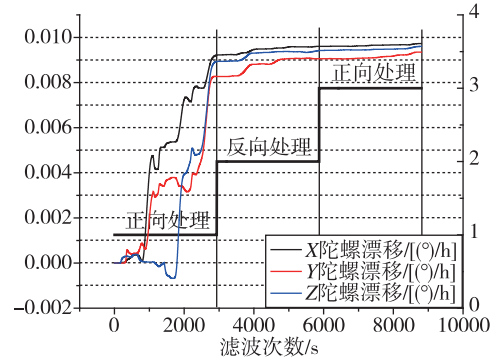


图7 自标定数据处理结果-陀螺漂移误差估计曲线

Fig. 7 Gyroscope drift error estimation of data processing

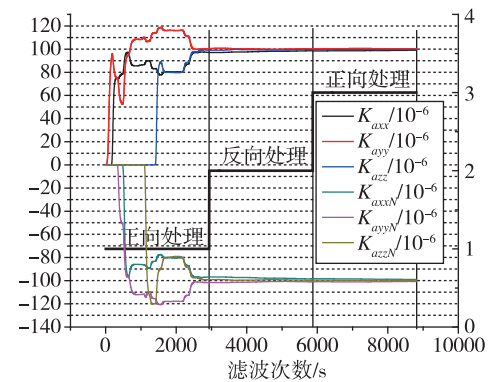


图8 自标定数据正反向处理-加速度计正反向标度因数误差估计曲线

Fig. 8 Accelerometer positive and negative scale factor estimation of data processing

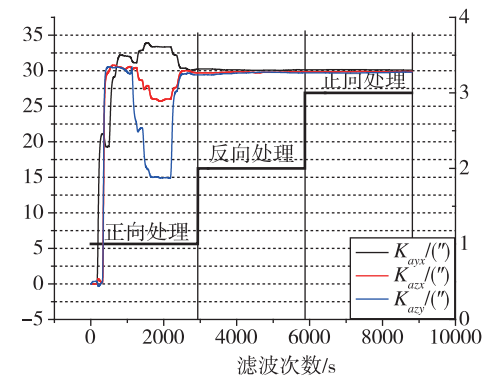


图9 自标定数据正反向处理-加速度计安装误差估计曲线

Fig. 9 Accelerometer installation angular error estimation of data processing

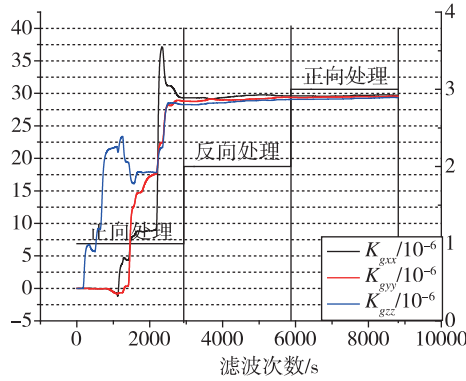


图 10 自标定数据正反向处理-陀螺标度因数误差估计曲线

Fig. 10 Gyroscope scale factor estimation of data processing

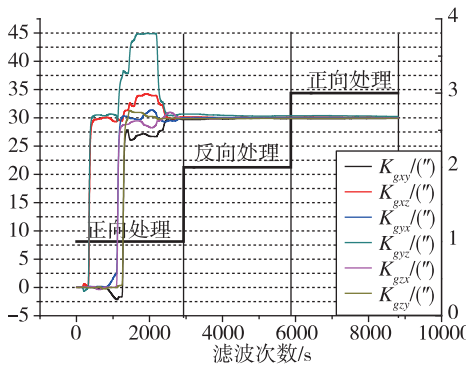


图 11 自标定数据正反向处理-陀螺安装误差估计曲线

Fig. 11 Gyroscope installation angular error estimation of data processing

表 4 各项误差源估计精度

Tab. 4 Estimation accuracy of error parameters

序号	误差名称	符号	估计精度
1	加速度计零位/ μg	$\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$	1
2	陀螺漂移/ $[(^\circ)/h]$	$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$	0.001
3	加速度计正向标度因数误差/ 10^{-6}	$\delta K_{Ax}^+, \delta K_{Ay}^+, \delta K_{Az}^+$	1
4	加速度计负向标度因数误差/ 10^{-6}	$\delta K_{Ax}^-, \delta K_{Ay}^-, \delta K_{Az}^-$	1
5	加速度计安装误差/ $(^\circ)$	$\delta A_{yx}, \delta A_{zx}, \delta A_{zy}$	1
6	陀螺标度因数误差/ 10^{-6}	$\delta K_{Gx}, \delta K_{Gy}, \delta K_{Gz}$	1
7	陀螺安装误差/ $(^\circ)$	$\delta G_{xy}, \delta G_{xz}, \delta G_{yx}, \delta G_{yz}, \delta G_{zx}, \delta G_{zy}$	1

3.2 试验验证

经数学仿真验证后,在实际系统中进行试验验证。以实验室高精度转台对 IMU 各项误差的标定结果作为基准值,将自标定结果与其进行比较得到自标定误差,反复进行该比较试验得到自标定结果

的误差如表 5 所示。试验结果表明,自标定精度与试验室高精度转台标定精度相当。

表 5 自标定试验误差表

Tab. 5 Errors of self-calibration test

序号	误差名称	符号	转台标定	自标定	自标定误差
1	加速度计零位/ μg	∇_x	767	763	4
		∇_y	-505	-500	5
		∇_z	-221	-226	5
2	陀螺漂移/ $[(^\circ)/h]$	ϵ_x	0.0139	0.0134	0.0005
		ϵ_y	-0.0023	-0.0015	0.0008
		ϵ_z	0.0212	0.0203	0.0009
3	加速度计正向标度因数误差/ 10^{-6}	δK_{Ax}^+	162	158	4
		δK_{Ay}^+	327	322	5
		δK_{Az}^+	263	265	2
4	加速度计负向标度因数误差/ 10^{-6}	δK_{Ax}^-	-151	-149	2
		δK_{Ay}^-	-286	-289	3
		δK_{Az}^-	-215	-214	1
5	加速度计安装误差/ $(^\circ)$	δA_{yx}	181	181	0
		δA_{zx}	119	117	2
		δA_{zy}	-314	-313	1
6	陀螺标度因数误差/ 10^{-6}	δK_{Gx}	15	13	2
		δK_{Gy}	9	8	1
		δK_{Gz}	22	25	3
		δG_{xy}	-247	-248	1
		δG_{xz}	1	3	2
		δG_{yx}	111	108	3
7	陀螺安装误差/ $(^\circ)$	δG_{yz}	149	147	2
		δG_{zx}	-72	-71	1
		δG_{zy}	-256	-254	2

4 结论

本文基于双轴旋转式惯导系统,对自标定技术进行了针对性研究,设计了一种自标定转位及数据处理方案,该方案相比于以往惯导系统标定方案具有以下优点:

- 1) 无需将惯导系统从武器装备上拆卸下来,保证了装备结构的稳定性;
- 2) 无需拆卸和转动,省去了转台和转动标定台等复杂昂贵的保障设备;
- 3) 缩短了自标定时间;
- 4) 一键式自标定命令可简化人员操作,实现标定的全自动化;

5)可实现对惯导系统绝大部分误差的高精度自标定。

综上,该自标定方案可大大简化标定的保障条件,显著减轻部队后勤保障工作负担,具有重要的工程应用价值。

参考文献

- [1] Chang G, Xu J, Li A, et al. Error analysis and simulation of the dual-axis rotation-dwell autocompensational strapdown inertial navigation system[C]// Proceedings of 2010 International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation. IEEE, 2010.
- [2] Yang Y, Miao L. Fiber-optic strap down inertial system with sensing cluster continuous rotation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, 40(4): 1173-1178.
- [3] 于飞, 孙骞, 张亚, 等. 双轴旋转式惯导系统自标校技术[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2015, 47(1): 118-123.
Yu Fei, Sun Qian, Zhang Ya, et al. Self-calibration in dual-axis rotary inertial navigation system [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2015, 47(1): 118-123(in Chinese).
- [4] 杨国梁, 王玮. 基于双轴旋转的惯导系统误差自补偿技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 519-524.
Yang Guoliang, Wang Wei. Error auto-compensation technology of inertial system based on double-axis rotation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 519-524(in Chinese).
- [5] 陆志东, 王晓斌. 系统级双轴旋转调制捷联惯导误差分析及标校[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(2): 149-153.
Lu Zhidong, Wang Xiaobin. Error analysis and calibration of systematic dual-axis rotation-modulating SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(2): 149-153(in Chinese).
- [6] 雷宏杰, 王晓斌, 刘放. 机载双轴旋转调制激光惯导系统误差特性及关键技术分析[J]. 导航定位与授时, 2016, 3(4): 13-18.
Lei Hongjie, Wang Xiaobin, Liu Fang. Analysis on error characteristics and key technology of airborne double-axis rotation-modulating RLG INS[J]. Navigation Positioning and Timing, 2016, 3(4): 13-18(in Chinese).
- [7] Rogers R M. Large azimuth INS error models for in-motion alignment[C]// National Technical Meeting Paper, 2001.
- [8] Blankinship K G. A general theory for inertial navigation error modeling[C]// PLANS 2008 IEEE/ION. Monterey, CA, 2008: 1152-1166.
- [9] 袁保伦, 饶谷音. 光学陀螺旋转惯导系统原理探讨[J]. 国防科技大学学报, 2006(6): 58-60.
Yuan Baolun, Rao Guyin. On the theory of optical gyro rotating inertial navigation system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006(6): 58-60(in Chinese).
- [10] 高钟毓. 惯性导航系统初始对准与标定最优化方法[J]. 中国惯性技术学报, 2009(1): 1-7.
Gao Zhongyu. Optimum method for initial alignment and calibration of inertial navigation systems [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009(1): 1-7 (in Chinese).
- [11] 高钟毓. 惯性定位系统卡尔曼滤波器设计[J]. 中国惯性技术学报, 2000(4): 6-10.
Gao Zhongyu. Kalman filter design of inertial positioning system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2000(4): 6-10(in Chinese).
- [12] Diesel J W. Calibration of a ring laser gyro inertial navigation system[C]// Proceedings of 13th Biennial Guidance Test Symposium. Holloman AFB, NM, 1987: 87.
- [13] Lefferts E J. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Control, and Dynamics, 1982: 417-429.
- [14] Pittelkau M E. Kalman filtering for spacecraft system alignment calibration [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Control, and Dynamics, 2001: 1187-1195.
- [15] Ben Y, Wu X, Chai Y, et al. Research on error modulating of SINS based on single-axis rotation[C]// Proceedings of International Conference on Complex Medical Engineering. Harbin, China, 2011: 293-297.