三轴一体光纤陀螺高精度标定方法

张小跃 杨功流 张春熹

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对三轴一体光纤陀螺,定义了标定转换模型,理论上分析了标定过程中各项参数之间相互影响以及地球转速影响导致标定精度较低的问题. 针对零偏、标度因数和安装误差角提出一种各项分离测试的高精度标定方法,并将此方法实际应用于某三轴一体高精度光纤陀螺捷联系统,得到了陀螺标定结果. 对标定结果进行了误差检验测试以及应用标定结果后进行了系统静、动态测试. 测试结果表明:经过标定过程后陀螺精度以及系统测试结果均达到了预期性能要求,验证了标定方法的正确性和实用性.

关 键 词: 光纤陀螺; 标定; 零偏; 标度因数; 失准角

中图分类号: V 241

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0478-04

High precision calibration method for three-cluster FOG

Zhang Xiaoyue Yang Gongliu Zhang Chunxi

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

Abstract: For three-cluster fiber optic gyro(FOG), calibration model was defined. The calibration error induced by earth rotation and interference among various parameters was analyzed theoretically. A high precision calibration method was presented, in which every parameter was tested separately, including bias, scale factor and misalignment. The calibration method was applied in a three-cluster FOG strapdown inertial navigation system(SINS), and the calibration result was given out. Error test for calibration result and SINS static test, dynamic test was carried out. The test results show that expected precision both of FOG and system performance have been achieved, the availability and utility of the calibration method are validated.

Key words: fiber optic gyro(FOG); calibration; bias; scale factor; misalignment

光纤陀螺经过几十年的发展已成为惯性技术领域的主流陀螺,并在多种场合得到了成功的应用,其主要优点在于:抗冲击、无活动部件、启动时间短、大动态范围和可靠性高等[1-2]. 三轴一体光纤陀螺是一种将惯性导航所需 3 个正交方向的陀螺设计成一体化的光纤陀螺,对光路、电路和结构等方面均进行综合考虑,达到最优化设计,所以三轴一体设计将是光纤陀螺发展和应用的重要方向.

三轴光纤陀螺装配、调试完成后,在出厂前需要对其各轴向标定转换模型参数进行精确测试,得到各轴向陀螺输出角速率值. 本文定义了三轴一体光纤陀螺的标定转换模型,针对零偏、标度因数和安装误差角(失准角)采取各项分离测试的方法完成标定过程,有效避免地球转速分量引起的误差,以及各参数之间相互影响导致测试的准确性较差、测试精度较低的问题,提高了标定精度. 将此高精度标定方法实际应用于某三轴一体高精度光纤陀螺捷联系统,得到了陀螺标定结果和系统测试结果.

1 输出模型

定义三轴一体光纤陀螺各轴输出数字量与角速率之间转换模型如下:

收稿日期: 2011-12-28; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0916.009.html

作者简介: 张小跃(1982 -),男,湖南益阳人,讲师,zhangxiaoyue@buaa.edu.cn.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x & M_{xy}K_x & M_{xz}K_x \\ M_{yx}K_y & K_y & M_{yz}K_y \\ M_{zx}K_z & M_{zy}K_z & K_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中,N_x,N_y,N_z 分别为三轴一体光纤陀螺 3 个方向(X,Y,Z)的输出数字量;B_x,B_y,B_z 分别为 3 个方向的输出零偏值;K_x,K_y,K_z 分别为 3 个方向标度因数值;M_{xy},M_{xz},M_{yx},M_{yz},M_{zx},M_{zy} 分别为 3 个方向中任意一个轴向绕另一个轴朝向第 3 个轴的失准角度值;ω_x,ω_y,ω_z 分别为 3 个方向应敏感到的输入角速率值.

标定过程就是要经过一系列的测试和计算得到式(1)中各项标定转换参数,即需要得到零偏、标度因数、失准角的准确值,三轴一体光纤陀螺基于转换模型经过标定转换计算后得到各轴向输出角速率为

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x & M_{xy}K_x & M_{xz}K_x \\ M_{yx}K_y & K_y & M_{yz}K_y \\ M_{zx}K_z & M_{zy}K_z & K_z \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} N_x - B_x \\ N_y - B_y \\ N_z - B_z \end{bmatrix} \tag{2}$$

2　标定方法

2.1　理论分析

按照以往通常的方法进行各项参数测试时,各项参数之间将相互影响,导致测试结果不准确,影响标定精度.

以 X 轴向零偏测试为例,由式(1)可知 X 轴陀螺输出数字量为

$$N_x = K_x\omega_x + K_xM_{xy}\omega_y + K_xM_{xz}\omega_z + B_x \tag{3}$$

零偏测试时,通常将待测轴朝东进行测试,所得结果即为此轴向零偏值,由式(3)可知此方法得到的零偏测试误差如下:

$$\Delta B_x = N_x - B_x = K_x\omega_x + K_xM_{xy}\omega_y + K_xM_{xz}\omega_z \tag{4}$$

X 轴朝东时,$\omega_x = 0$,ω_y 和 ω_z 分别为地球转速的水平方向和地垂方向的投影,由于存在 M_{xy} 和 M_{xz},将地球转速分量引入造成的零偏测试误差为

$$\Delta B_x = K_xM_{xy}\omega_y + K_xM_{xz}\omega_z \tag{5}$$

为便于分析,将式(5)进行以下转换:

$$\Delta B_x/K_x = M_{xy}\omega_y + M_{xz}\omega_z \tag{6}$$

进行粗略的估算,假设失准角为 200″、地球转速为 15(°)/h,则由失准角引入的零偏测试误差大约为 0.015(°)/h. 因此若要得到高精度的零偏标定结果,需要采取一定的方法消除失准角引入的地球转速分量的影响.

以 X 轴标度因数测试为例,通常将 X 朝天,先静止测试一段时间,然后以一系列固定速率点进行测试,最后进行数据拟合得到标度因数. 静止测试时 X 陀螺输出数据如下:

$$N_{x0} = K_x\omega_{x0} + K_xM_{xy}\omega_{y0} + K_xM_{xz}\omega_{z0} + B_x \tag{7}$$

式中,N_{x0}为在此静止位置 X 输出数字量;ω_{x0}为此位置 X 陀螺应敏感到的输入角速率即地球转速垂直分量;ω_{y0},ω_{z0}则分别为 Y,Z 陀螺应敏感到的角速率即地球转速水平分量. 以一系列速率点进行测试,X 陀螺输出数据如下:

$$N_{xj} = K_x(\omega_{xj} + \omega_{x0}) + K_xM_{xy}\omega_{yj} + K_xM_{xz}\omega_{zj} + B_x \tag{8}$$

式中,N_{xj}为在第 j 个固定速率点下 X 输出数字量;ω_{xj}为第 j 个固定速率值;ω_{yj},ω_{zj}分别为 Y,Z 陀螺在转动过程中敏感到的角速率即地球转速水平分量. 标度因数拟合方法如下:

$$\bar{K}_x = \frac{\sum_{j=1}^{M}[\omega_{xj}(N_{xj} - N_{x0})]}{\sum_{j=1}^{M}\omega_{xj}^2} \tag{9}$$

由式(7)、式(8)可知:

$$N_{xj} - N_{x0} = K_x\omega_{xj} + K_xM_{xy}\omega_{yj} + K_xM_{xz}\omega_{zj} - (K_xM_{xy}\omega_{y0} + K_xM_{xz}\omega_{z0}) \tag{10}$$

不考虑在各速率点下转动时引入的地球转速水平分量的影响,或者假设各速率点下转动 360° 的整数倍(ω_{yj},ω_{zj}在转动过程中累积和均为零),这样有

$$K_xM_{xy}\omega_{yj} + K_xM_{xz}\omega_{zj} = 0 \tag{11}$$

将式(10)、式(11)代入式(9),取某一速率点(假设第 k 个速率点)进行测试误差分析,可得

$$\bar{K}_x = \frac{\omega_{xk}[K_x\omega_{xk} - (K_xM_{xy}\omega_{y0} + K_xM_{xz}\omega_{z0})]}{\omega_{xk}^2} \tag{12}$$

由式(12)可知在第 k 个速率点下标度因数测试误差如下:

$$\Delta K_x = \bar{K}_x - K_x = \frac{-(K_xM_{xy}\omega_{y0} + K_xM_{xz}\omega_{z0})}{\omega_{xk}} \tag{13}$$

进行变换如下:

$$\Delta K_x/K_x = \frac{-(M_{xy}\omega_{y0} + M_{xz}\omega_{z0})}{\omega_{xk}} \tag{14}$$

进行粗略的估算,假设失准角为 200″、地球转速水平分量为 11.5(°)/h,在转动角速率为 1(°)/s的情况下,由失准角引入地球转速分量导致的标度测试误差大约为 3×10^{-6}. 因此若要得

到高精度的标度因数标定结果,需要采取一定的方法消除失准角引入的地球转速分量的影响.

2.2 零偏测试

将三轴一体光纤陀螺通过基准工装设置在三轴位置速率转台上,以 X 轴方向的输出零偏的测试为例. 将 X 轴向朝东测试一段时间并计算其输出数字量均值,将三轴一体陀螺绕 X 轴旋转180°,再次将 X 轴向朝东测试一段时间并计算其输出数字量均值,然后将 X 轴向朝西测试一段时间,以及绕 X 轴旋转180°放置后测试一段时间并计算其输出数字量均值. X 轴零偏测试结果如表1所示.

表1 X 轴零偏测试结果

位置	三轴光纤陀螺各轴朝向			X 轴输出数字量均值
	X	Y	Z	
1	东	北	天	N_{x1}
2	东	南	地	N_{x2}
3	西	南	天	N_{x3}
4	西	北	地	N_{x4}

根据表1的测量结果,X 轴输出零偏值为

$$B_x = (N_{x1} + N_{x2} + N_{x3} + N_{x4})/4 \tag{15}$$

X 轴4个位置均朝东或朝西测试,即 $\omega_x = 0$,这样由式(3)可得

$$\left.\begin{aligned} N_{x1} &= K_x M_{xy}\omega_{y1} + K_x M_{xz}\omega_{z1} + B_x \\ N_{x2} &= K_x M_{xy}\omega_{y2} + K_x M_{xz}\omega_{z2} + B_x \\ N_{x3} &= K_x M_{xy}\omega_{y3} + K_x M_{xz}\omega_{z3} + B_x \\ N_{x4} &= K_x M_{xy}\omega_{y4} + K_x M_{xz}\omega_{z4} + B_x \end{aligned}\right\} \tag{16}$$

由地球转速在东、南、西、北4个方向的分量特性可知:

$$\left.\begin{aligned} \omega_{y1} &= -\omega_{y3} \\ \omega_{y2} &= -\omega_{y4} \\ \omega_{z1} &= -\omega_{z2} \\ \omega_{z3} &= -\omega_{z4} \end{aligned}\right\} \tag{17}$$

将式(17)代入式(16),再代入式(15)可发现等式两边相等,即通过放置4个位置的零偏测试,能够有效消除失准角引入的地球转速分量的影响,完成了输出零偏值的精确测试. 同理,Y 轴和 Z 轴方向的输出零偏值可以通过类似的方法进行测试并计算得到.

2.3 标度因数测试

以三轴一体光纤陀螺的 X 轴方向的标度测试为例,将 X 轴方向朝天放置,Y 轴和 Z 轴水平放置,按照以下顺序进行测试:

1) 在初始位置(位置1)静止测试一段时间并计算 X 轴输出数字量均值 N_{x01};

2) 将三轴陀螺绕 X 轴旋转180°放置(位置2),静止测试一段时间并计算 X 轴输出数字量均值 N_{x02};

3) 转台在 X 轴角速率量测范围内选取一系列旋转角速率进行转动,计算各个速率点转动下 X 轴输出数字量均值,在各速率点转动时,转动角度都是360°的整数倍.

根据测试得到的各转动角速率对应的 X 轴输出数字量均值,由下式可计算获得 X 轴方向的标度因数值:

$$K_x = \frac{\sum_{j=1}^{M}\left[\Omega_j\left(N_{xj} - (N_{x01} + N_{x02})/2\right)\right]}{\sum_{j=1}^{M}\Omega_j^2} \tag{18}$$

式中,M 为输入角速率个数(位置1和位置2对应的零速率除外);Ω_j 为 X 轴方向的每个预定角速率值;N_{xj} 为每个预定角速率对应的 X 轴方向输出数字量均值.

由式(11)可知,各速率点下转动角度为360°的整数倍,消除了转动过程中失准角引入的地球转速分量的影响. 通过旋转180°两个静止位置的测试后,类似式(14)的推导过程可得

$$\frac{\Delta K_x}{K_x} = \frac{-(M_{xy}\omega_{y01} + M_{xz}\omega_{z01} + M_{xy}\omega_{y02} + M_{xz}\omega_{z02})}{2\omega_{xk}} \tag{19}$$

由地球转速水平分量的特性可知:

$$\left.\begin{aligned} \omega_{y01} &= -\omega_{y02} \\ \omega_{z01} &= -\omega_{z02} \end{aligned}\right\} \tag{20}$$

将式(20)代入式(19)可得 $\Delta K_x/K_x$ 为零,即消除了静止测试过程中失准角引入的地球转速水平分量的影响.

综合以上分析,在标度因数的测试过程中,通过旋转180°两个静止位置的测试结合各速率点下转动角度为360°的整数倍,有效消除了零偏以及失准角引入的地球转速分量的影响,得到了标度因数的精确测试. 同理,Y 轴和 Z 轴方向的标度因数值可以通过类似的方法测试并计算得到.

2.4 失准角测试

首先测试三轴光纤陀螺中 Y 轴绕 Z 轴偏向 X 轴方向失准角 M_{yx},以及 Z 轴绕 Y 轴偏向 X 轴的失准角 M_{zx}. 将三轴一体光纤陀螺 X 轴向朝天放置,分别取某一高速角速率值(以150(°)/s为例)正负旋转一段时间、且在各速率点下转动角度为360°的整数倍,测试得到正负两个速率点旋转过程中 Y 轴和 Z 轴方向的输出数字量均值,如表2所示.

表 2　*Y*,*Z* 轴偏向 *X* 轴失准角测试结果

旋转轴向	转动角速率/((°)·s^{-1})	与旋转轴垂直方向输出数字量均值	
		Y 轴	*Z* 轴
X	150	N_{yx150}	N_{zx150}
X	−150	N_{yz-150}	N_{zx-150}

根据 *Y* 轴和 *Z* 轴方向的输出数字量均值,由以下公式计算获得 *Y* 轴绕 *Z* 轴偏向 *X* 轴方向,以及 *Z* 轴绕 *Y* 轴偏向 *X* 轴的失准角度值[3]:

$$M_{yx}=[N_{yx150}-(N_{yx-150})]/(2\times150)/K_y \quad (21)$$

$$M_{zx}=[N_{zx150}-(N_{zx-150})]/(2\times150)/K_z \quad (22)$$

通过三轴一体光纤陀螺 *X* 轴方向分别以正负高速转动 360°的整数倍的过程中,*Y* 轴和 *Z* 轴各自输出数据相减的测试方法,有效消除了零偏以及地球转速水平分量对失准角测试的影响,同时由于 *Y*,*Z* 轴输出小角速率因而可以忽略标度因数误差的影响,这样就完成了 M_{yx},M_{zx}的精确测试. 同理,M_{xy},M_{xz},M_{yz},M_{zy}可用类似的方法测试、计算得到.

2.5　标定结果检验

标定过程完成后,需要检验标定结果是否正确,假设各项标定参数误差如下:δB_x,δB_y,δB_z,δK_x,δK_y,δK_z,δM_{xy},δM_{xz},δM_{yx},δM_{yz},δM_{zx}和 δM_{zy},建立输出角速率模型如下[4-6]:

$$\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1+\delta K_x & \delta M_{xy} & \delta M_{xz}\\ \delta M_{yx} & 1+\delta K_y & \delta M_{yz}\\ \delta M_{zx} & \delta M_{zy} & 1+\delta K_z\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\omega_{ibx}\\ \omega_{iby}\\ \omega_{ibz}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\delta B_x\\ \delta B_y\\ \delta B_z\end{bmatrix} \quad (23)$$

式中,ω_{ibx},ω_{iby},ω_{ibz}分别为各轴应敏感的准确输入角速率. 标定结果检验主要是基于上述角速率模型,采用与标定过程类似的方法对各项标定参数误差进行测试.

3　实用结果

将上述标定方法实际应用于某三轴一体高精度光纤陀螺捷联惯性导航系统,陀螺预期精度要求如表 3 所示.

表 3　三轴一体光纤陀螺精度

参数	指标
零偏误差/((°)·h^{-1})	0.01
标度因数误差/10^{-6}	20
失准角/(″)	10

按上述介绍的标定方法对三轴光纤陀螺各项零偏、标度因数和失准角进行测试,并重复多次、取多次结果的平均值,得到各参数值如表 4 所示.

表 4　三轴光纤陀螺标定结果

标定项	B_x	B_y	B_z
标定值	−60.113 613	−4.379 526	26.216 418
标定项	K_x/((°)·s^{-1})$^{-1}$	K_y/((°)·s^{-1})$^{-1}$	K_z/((°)·s^{-1})$^{-1}$
标定值	1 922 681.51	1 952 421.02	1 934 500.60
标定项	M_{xy}/rad	M_{xz}/rad	M_{yx}/rad
标定值	0.001 948	−0.000 148	−0.001 684
标定项	M_{yz}/rad	M_{zx}/rad	M_{zy}/rad
标定值	0.000 496	0.001 029	0.000 080

采用与标定过程类似的测试方法对完成标定转换后输出角速率值进行了各误差项检验测试,并重复多次、取 1σ 值,得到各参数值如表 5 所示.

表 5　三轴光纤陀螺标定检验结果

测试项	δB_x/((°)·h^{-1})	δB_y/((°)·h^{-1})	δB_z/((°)·h^{-1})
测试值	0.010	0.004	0.003
测试项	δK_x/10^{-6}	δK_y/10^{-6}	δK_z/10^{-6}
测试值	12	3	4
测试项	δM_{xy}/(″)	δM_{xz}/(″)	δM_{yx}/(″)
测试值	4	2	1
测试项	δM_{yz}/(″)	δM_{zx}/(″)	δM_{zy}/(″)
测试值	4	1	1

从上述结果可以看出,完成标定转换后陀螺输出各项误差参数性能满足陀螺精度性能要求,验证了标定结果的准确性.

将标定结果应用于系统测试中,对完成标定后的捷联系统进行了静态精度测试,结果如下:

单位置静态对准精度:优于 3.6′;

静态纯惯性导航精度:优于 1 n mile/h.

同时,对完成标定后的光纤捷联系统进行了三轴联动摇摆测试,各轴摇摆运动幅度与频率设置如下:

内框:频率 0.05 Hz,幅度 ±3°;

中框:频率 0.2 Hz,幅度 ±6°;

外框:频率 0.1 Hz,幅度 ±3°.

系统动态摇摆运动纯惯性导航精度为 1.25 nm/h.

从上述对准和静、动态导航测试结果可知:系统对准精度和纯惯性导航精度均达到了高精度光纤捷联惯导系统的预期结果,进一步验证了标定结果的准确性.

(下转第 486 页)

m^2 内将保证测量结果具有较高的精度.

由于此透射率测量系统仍然处于实验室原理样机阶段,工作环境温度基本稳定.由于实验室条件所限,未进行温度变化下的试验,样机在变温环境下的工作情况还有待研究.

4 结束语

本文设计了基于三结太阳电池的透射率测量系统,给出了系统的基本测量原理以及硬件设计方案.该系统利用比对测试法实现了样片在太阳电池响应谱段内的整体透射率测量,克服了传统透射率测试过程中插入样片前后光源强度变化的问题.经实验证明:在 1 376 W/m^2 的光源辐照度下,系统的测试相对误差小于0.1%,测量不确定度小于0.15% .该系统结构紧凑,使用方便,在玻璃样片的透射率测量领域有一定的应用价值.

参考文献(References)

[1] Buie D, McCann M J, Weber K J, et al. Full day simulations of anti-reflection coatings for flat plate silicon photovoltaics[J]. Solar Energy Materials & Solar Cells, 2004, 81: 13 - 24

[2] Brandhorst H, Smith T I, Lichtenhan J D. POSS coating as replacements for solar cell cover glasses[C]// 2006 IEEE 4th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion. Piscataway, NJ: IEEE, 2006: 26 - 29

[3] Wells B, Brandhorst H, Lichtenhan J, et al. Radiation tolerant POSS solar cell cover glass replacement material[C]// 5th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). St Louis, Missouri: AIAA, 2007: 25 - 27

[4] GB/T 2680 - 94 建筑玻璃可见光透射比、太阳光直接透射比、太阳能总透射比、紫外线透射比及有关窗玻璃参数的测定[S]
GB/T 2680 - 94 Determination of light transmittance, solar direct transmittance, total solar energy transmittance and ultraviolet transmittance for glass in building and related glazing factors[S] (in Chinese)

[5] Lee A L. Effects of contamination on solar cell cover glass[C]// AIAA Materials Specialist Conference. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992: 29 - 34

[6] 毕卫红,张保军,张宇,等.一种新颖的镀膜玻璃可见光透射比测量方法[J].光电工程,2008,35(4):53 - 57
Bi Weihong, Zhang Baojun, Zhang Yu, et al. Novel measurement of coated glass visible light transmittance[J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(4): 53 ~ 57 (in Chinese)

[7] 张献逢.多结太阳能电池光谱响应测试系统中光学系统研究[D].天津:河北工业大学测控技术与仪器系,2007
Zhang Xianfeng. Research of optical system in spectral response measurements of multi-junction solar cells[D]. Tianjin: Measurement & Control Technology and Instrument, Hebei University of Technology, 2007 (in Chinese)

[8] 李景天,刘祖明,廖华,等.太阳电池光谱响应测试中负载电阻的选择[J].太阳能学报,2004,25(3):350 - 352
Li Jingtian, Liu Zuming, Liao Hua, et al. Load resistance selection in spectral response test of solar cells[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2004, 25(3): 350 - 352 (in Chinese)

(编 辑:刘登敏)

(上接第 481 页)

4 结束语

本文针对三轴一体光纤陀螺提出了一种各项分离测试的高精度标定方法,有效消除了标定过程中地球转速分量的影响和各参数之间的相互影响,提高了标定精度,同时简化了标定计算过程.将此方法实际应用于某高精度光纤捷联系统,给出了标定结果和系统测试结果,验证了此方法的正确性和工程实用性.

参考文献(References)

[1] 张炎华,王立端,战兴群,等.惯性导航技术的新进展及发展趋势[J].中国造船,2008,49(183):134 - 144
Zhang Yanhua, Wang Liduan, Zhan Xingqun, et al. The new advancement and trend of inertial navigation technology[J]. Shipbuilding of China, 2008, 49(183): 134 - 144 (in Chinese)

[2] 王新龙,马闪.光纤陀螺温度与标度因数非线性建模与补偿[J].北京航空航天大学学报,2009,35(1):28 - 31
Wang Xinlong, Ma Shan. Nonlinearity of temperature and scale factor modeling and compensating of FOG[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 28 - 31 (in Chinese)

[3] GJB 2426A-2004 光纤陀螺仪测试方法[S]
GJB 2426A-2004 Test methods for fiber optic gyroscope[S] (in Chinese)

[4] Bar-Itzhack I Y, Harman R R. Implicit and explicit spacecraft gyro calibration[R]. AIAA-2004-5343, 2004

[5] 陈雪芹,耿云海.一种利用星敏感器对陀螺进行在轨标定的算法[J].系统工程与电子技术,2005,27(12):2112 - 2116
Chen Xueqin, Geng Yunhai. On-orbit calibration algorithm with star sensors of gyros[J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(12): 2112 - 2116 (in Chinese)

[6] 贾大玲,李连仲,严卫钢.基于星敏感器的弹载陀螺工具误差分离研究[J].计算机仿真,2006,23(2): 40 - 43
Jia Daling, Li Lianzhong, Yan Weigang. Missile borne gyroscope error separation based on star-sensor[J]. Computer Simulation, 2006, 23(2): 40 - 43 (in Chinese)

(编 辑:刘登敏)