



中华人民共和国国家计量技术规范

JJF 1536—2015

捷联式惯性航姿仪校准规范

Calibration Specification for Strapdown Inertial Flight Attitudes

2015-06-15 发布

2015-09-15 实施

国家质量监督检验检疫总局 发布

捷联式惯性航姿仪校准规范

Calibration Specification for Strapdown

Inertial Flight Attitudes

JJF 1536—2015

归口单位：全国惯性技术计量技术委员会

主要起草单位：北京三驰科技发展有限公司

中航工业北京长城计量测试技术研究所

参加起草单位：中国兵器工业集团公司第 203 所

本规范委托全国惯性技术计量技术委员会负责解释

本规范主要起草人：

刘海涛（北京三驰科技发展有限公司）

董雪明（中航工业北京长城计量测试技术研究所）

参加起草人：

欧阳恒（中国兵器工业集团公司第 203 所）

李东临（北京三驰科技发展有限公司）

张少军（北京三驰科技发展有限公司）

市场监管总局

目 录

引言	(II)
1 范围	(1)
2 引用文件	(1)
3 术语及定义	(1)
3.1 标度因数	(1)
3.2 零偏	(1)
3.3 横滚角	(1)
3.4 俯仰角	(1)
3.5 航向角	(1)
3.6 失准角	(1)
4 概述	(1)
4.1 原理	(1)
4.2 用途	(2)
5 计量特性	(2)
5.1 航姿仪数学模型	(2)
5.2 航姿仪标度因数	(3)
5.3 航向角零偏	(3)
5.4 俯仰角零偏	(3)
5.5 横滚角零偏	(3)
5.6 X 轴分别对 Y 轴和 Z 轴的失准角	(3)
5.7 Y 轴分别对 X 轴和 Z 轴的失准角	(4)
5.8 Z 轴分别对 X 轴和 Y 轴的失准角	(4)
6 校准条件	(4)
6.1 校准用设备	(4)
6.2 校准条件	(4)
7 校准项目和校准方法	(5)
7.1 标度因数	(5)
7.2 零偏	(6)
7.3 失准角	(7)
8 校准结果表达	(8)
9 复校时间间隔	(9)
附录 A 航姿仪测量不确定度评定示例	(10)
附录 B 姿态仪坐标系转换的常用方法	(13)
附录 C 校准证书内页格式	(15)

引 言

根据惯性导航系统的发展趋势和国内研制技术的水平，依据 GJB 1185A—2005《机载惯性导航系统通用规范》编写本规范，对捷联式惯性航姿仪的校准方法做了基础性的规范和明确，并给出了校准参数的不确定度评估示例。

本规范为首次发布。

市场监管总局

捷联式惯性航姿仪校准规范

1 范围

本规范适用于捷联式惯性航姿仪（以下简称航姿仪）和其他原理相同的捷联姿态系统的校准。

2 引用文件

本规范引用了下列文件：

GJB 585A—1998 惯性技术术语

GJB 1185A—2005 机载惯性导航系统通用规范

凡是注日期的引用文件，仅注日期的版本适用于本规范；凡是不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本规范。

3 术语及定义

GJB 585A—1998 确立的以及下列术语和定义适用于本规范。

3.1 标度因数 scale factor

航姿仪输出的变化与输入角速度变化的比值，一般用最小二乘法拟合整个输入速率范围内测得的输出与输入数据求得。

3.2 零偏 zero offset

当航姿仪输入角速度为零时的输出。

3.3 横滚角 roll angle

载体北、天、东三个方向构成右手系，绕向北的轴旋转的角。

3.4 俯仰角 pitch angle

载体北、天、东三个方向构成右手系，绕向东的轴旋转的角。

3.5 航向角 heading angle

载体北、天、东三个方向构成右手系，绕向天的轴旋转的角。

注：无参照物时航向角就是指前进方向和正北方向之间的夹角。

3.6 失准角 misalignment angle

航姿仪的陀螺敏感轴与安装轴的不正交角。

4 概述

4.1 原理

航姿仪的工作原理是将加速度计和陀螺仪直接安装在其腔体内，然后直接固联在载体上，计算机实时计算姿态矩阵，即四元数法计算出载体坐标系与导航坐标系之间的关系，将来自于载体固联的加速度计测量的飞行器沿机体坐标系轴向的加速度信息转换为导航坐标系上的信息，然后从姿态矩阵的元素中提取出姿态和航向信息（详细信息参见

附录 B)。

系统原理图如图 1 所示。

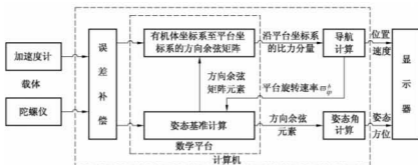


图 1 捷联航姿系统原理图

航姿仪敏感角速度原理如图 2 所示。

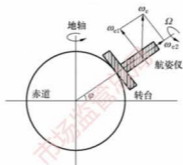


图 2 航姿仪敏感角速度原理图

地球以恒定的自转角速度 ω_e 绕地轴旋转。对于地球上纬度为 ϕ 的某点，在该点地球自转的角速度可以分解为两个分量，水平分量沿地球经线指向地理北极，垂直分量沿重力方向指向地球的质心。

4.2 用途

航姿仪广泛应用于航空、航天、船舶等领域。为运动物体提供三轴姿态信息和速度信息。

5 计量特性

5.1 航姿仪数学模型

航姿仪各轴输出的数字量模型见式 (1)：

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & L_{xy} & L_{xz} \\ L_{yx} & 1 & L_{yz} \\ L_{zx} & L_{zy} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_x T \\ B_y T \\ B_z T \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中：

N_x, N_y, N_z ——三个方向 (X, Y, Z) 上的输出角度, (°)；

- B_x, B_y, B_z ——三个方向上的零偏, ($^{\circ}/s$);
 L_{yx}, L_{zx} ——X轴对Y轴、Z轴的失准角, ($^{\circ}$);
 L_{xy}, L_{zy} ——Y轴对X轴、Z轴的失准角, ($^{\circ}$);
 L_{xz}, L_{yx} ——Z轴对X轴、Y轴的失准角, ($^{\circ}$);
 A_x, A_y, A_z ——三个方向上敏感到的输入角度, ($^{\circ}$);
 T ——校准时间, (s)。

校准的过程就是通过一系列的计算得到式中的转换参数,即零偏和失准角度值,航姿仪基于转换模型经过转换计算后得到各轴向上输出的角度见式(2):

$$\begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & L_{xy} & L_{xz} \\ L_{yx} & 1 & L_{yz} \\ L_{zx} & L_{zy} & 1 \end{bmatrix}^{-1} + \begin{bmatrix} N_x - B_x T \\ N_y - B_y T \\ N_z - B_z T \end{bmatrix} \quad (2)$$

由式(2)可知,各轴输出的数字量为式(3):

$$\begin{aligned} N_x &= A_x + L_{xy}A_y + L_{xz}A_z + B_x T \\ N_y &= A_y + L_{yx}A_x + L_{yz}A_z + B_y T \\ N_z &= A_z + L_{zx}A_x + L_{zy}A_y + B_z T \end{aligned} \quad (3)$$

5.2 航姿仪标度因数

K_x, K_y, K_z 分别为航姿仪三个轴上的标度因数。本规范中航姿仪标度因数沿用陀螺仪标度因数。

5.3 航向角零偏

即航向角在零输入状态下的输出值,由式(3)得到X轴上航向角零偏的数学表达式见式(4):

$$B_x = (N_x - A_x - L_{xy}A_y - L_{xz}A_z) / T \quad (4)$$

5.4 俯仰角零偏

即俯仰角在零输入状态下的输出值,由式(3)得到Y轴上俯仰角零偏的数学表达式见式(5):

$$B_y = (N_y - A_y - L_{yx}A_x - L_{yz}A_z) / T \quad (5)$$

5.5 横滚角零偏

即横滚角在零输入状态下的输出值,由式(3)得到Z轴上横滚角零偏的数学表达式见式(6):

$$B_z = (N_z - A_z - L_{zx}A_x - L_{zy}A_y) / T \quad (6)$$

5.6 X轴分别对Y轴和Z轴的失准角

将航姿仪X轴朝天放置,分别取某一高转角速度值正、反向旋转 360° 的整数倍,校准得到正、反两个速率点旋转过程中Y轴和Z轴输出的角度值,根据Y轴和Z轴输出的角度值得到输出量。X轴分别对Y轴和Z轴的失准角计算见式(7):

$$\begin{aligned} L_{yx} &= (N_{yx} - N_{-yx}) / 2 \times 360 \times n \\ L_{zx} &= (N_{zx} - N_{-zx}) / 2 \times 360 \times n \end{aligned} \quad (7)$$

式中:

N_{yx} ——X轴正转Y轴角度的输出量, ($^{\circ}$);

N_{-yx} ——X 轴反转 Y 轴角度输出量, ($^{\circ}$);

N_{xz} ——X 轴正转 Z 轴角度输出量, ($^{\circ}$);

N_{-xz} ——X 轴反转 Z 轴角度输出量, ($^{\circ}$);

n ——旋转的整周数。

5.7 Y 轴分别对 X 轴和 Z 轴的失准角

同理, Y 轴分别对 X 轴和 Z 轴的失准角计算见式 (8);

$$L_{xy} = (N_{xy} - N_{-xy}) / 2 \times 360 \times n \quad (8)$$

$$L_{zy} = (N_{zy} - N_{-zy}) / 2 \times 360 \times n$$

5.8 Z 轴分别对 X 轴和 Y 轴的失准角

同理, Z 轴分别对 X 轴和 Y 轴的失准角计算见式 (9);

$$L_{xz} = (N_{xz} - N_{-xz}) / 2 \times 360 \times n \quad (9)$$

$$L_{yx} = (N_{yx} - N_{-yx}) / 2 \times 360 \times n$$

6 校准条件

6.1 校准用设备

校准用设备及性能要求如表 1 所示。

表 1 校准用设备及性能要求

设备名称	技术性能		
	测量指标		扩展不确定度 ($k=2$)
单轴位置 速率转台	角位移	$(0 \sim 360)^{\circ}$	$U = 10''$
	角速度	$(0.001 \sim 1)^{\circ}/s$	角度间隔 1° $U_{rel} = 2 \times 10^{-2}$
		$(\geq 1 \sim 10)^{\circ}/s$	角度间隔 10° $U_{rel} = 2 \times 10^{-3}$
		$(\geq 10 \sim 1000)^{\circ}/s$	角度间隔 360° $U_{rel} = 2 \times 10^{-4}$
线性电源	交流电压	$(110 \sim 230) V$	
	纹波及噪声	$0.3 mV$	
	直流电压	$(0 \sim 30) V$	$U_{rel} = 2 \times 10^{-3}$
注:			
1. 校准设备的测量不确定度应满足校准仪总体要求;			
2. 实验室应有北向。			

6.2 校准条件

6.2.1 环境条件

- 室温: $(20 \pm 3)^{\circ}C$;
- 相对湿度: $(30 \sim 85)\%$;
- 实验室应有接地装置, 接地电阻小于 4Ω ;
- 转台应有隔振地基。

6.2.2 安装条件

- a) 航姿仪的安装定位面和安装夹具工作面应清洁平滑；
 b) 安装的夹具应具有良好的刚性，且各垂直面相互垂直度小于 $5''$ ，平面度小于 0.01 mm 。

7 校准项目和校准方法

7.1 标度因数

7.1.1 标度因数校准方法

- a) 将航姿仪安装在夹具上，X 轴正向朝上固定在单轴位置速率转台上；
 b) 接通电源，待线性电源电流稳定后，打开校准程序，设置采样时间间隔为 1 s ，开始计数；
 c) 根据技术要求在角速度测量范围内选择 $7\sim 11$ 个校准角速率点，分别启动单轴位置速率转台；
 d) 每个角速率输入后，待单轴位置速率转台角速率输出平稳后，采集不少于 20 s 的数据，X 轴向的平均值为该角速率输入下航姿仪 X 轴的输出值；
 e) 断电后，将夹具翻转为 Y 轴朝上固定在单轴位置速率转台上，重新进行 b) ~d) 校准步骤，得到航姿仪 Y 轴的数据；
 f) 断电后，将夹具翻转为 Z 轴朝上固定在单轴位置速率转台上，重新进行 b) ~d) 校准步骤，得到航姿仪 Z 轴的数据。
- #### 7.1.2 标度因数计算

设 \bar{F}_j 为第 j 个输入角速率时航姿仪校准轴输出的平均值，按式(10)计算：

$$\bar{F}_j = \frac{1}{N} \sum_{p=1}^N F_{jp} \quad (10)$$

式中：

F_{jp} ——航姿仪校准轴第 P 个输出值；

N ——采样次数。

转台静止时校准轴输出的平均值按式(11)计算：

$$\bar{F}_r = \frac{1}{2}(\bar{F}_s + \bar{F}_e) \quad (11)$$

式中：

\bar{F}_r ——转台静止时，校准轴输出的平均值；

\bar{F}_s ——校准开始时，校准轴输出的平均值；

\bar{F}_e ——校准结束时，校准轴输出的平均值。

第 j 个输入角速度 Ω_{ij} 时航姿仪校准轴输出值按式(12)计算：

$$F_j = \bar{F}_j - \bar{F}_r \quad (12)$$

式中：

F_j ——第 j 个输入角速度 Ω_{ij} 时航姿仪校准轴输出值。

建立航姿仪校准轴输入输出关系的线性模型为式(13)。

$$F_j = K \cdot \Omega_{ij} + F_0 + v_j \quad (13)$$

式中:

K ——标度因数;

Ω_{ij} ——第 i 组第 j 个角速率;

F_0 ——拟合零位;

v_j ——拟合误差。

用最小二乘法拟合, K 、 F_0 分别按式 (14)、(15) 计算:

$$K = \frac{\sum_{j=1}^M \Omega_{ij} \cdot F_j - \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M \Omega_{ij} \cdot \sum_{j=1}^M F_j}{\sum \Omega_{ij}^2 - \frac{1}{M} \left(\sum_{j=1}^M \Omega_{ij} \right)^2} \quad (14)$$

$$F_0 = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M F_j - \frac{K}{M} \sum_{j=1}^M \Omega_{ij} \quad (15)$$

式中:

M ——输入角速率个数。

用以上方法可以完成 K_x 、 K_y 、 K_z 的计算。

7.2 零偏

7.2.1 四位置法校准

四位置法校准的原理如图 3 所示。

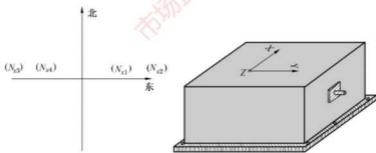


图 3 四位置法校准原理图

利用航姿仪每个轴在相隔 180° 的位置上测量其轴向的角度分量, 然后将四个位置上的输出数据求平均后除以校准时间, 就可以得到航姿仪相对校准轴的零偏。

具体方法:

将航姿仪通过夹具安装在单轴位置速率转台上, 以 X 轴方向的输出零偏为例, 要求数据采样率不少于每秒钟 10 个。

a) 将航姿仪 X 轴朝东, Y 轴保持水平朝北, 校准 30 min 并记录其角度输出值 N_{x1} ;

b) 将航姿仪绕 X 轴旋转 180° , Y 轴保持水平朝南, 再次校准 30 min 并记录其角

度输出值 N_{x2} ;

c) 然后将 X 轴朝西, Y 轴保持水平朝南, 校准 30 min 并记录其角度输出值 N_{x3} ;

d) 将航姿仪绕 X 轴旋转 180°, Y 轴保持水平朝北, 校准 30 min 并记录其角度输出值 N_{x4} 。

注: 校准时间可根据被校航姿仪工作时间确定。

X 轴零偏校准结果如表 2 所示。

表 2 X 轴零偏校准结果记录表

位置	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}

7.2.2 多位置法校准

多位置法在本质上和四位置法是相同的, 原理如图 4 所示。

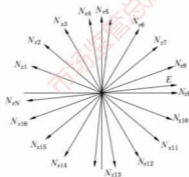


图 4 多位置法校准原理图

在实际测量时, 推荐每隔 30° 测量一组, 每次采集 20 min, 这样一共得到了 12 组数据。具体时间和位置点数可根据等角度等间隔原则确定。

7.2.3 零偏校准结果计算

以四位置法为例, X 轴的零偏按式 (16) 计算:

$$B_x = (N_{x1} + N_{x2} + N_{x3} + N_{x4}) / 4 \times T \quad (16)$$

参照上述方法, 可以完成 Y 轴和 Z 轴零偏的校准。

7.3 失准角

7.3.1 失准角校准方法

a) 航姿仪通过夹具安装在单轴位置速率转台上, 安装状态如图 5 所示。

b) 将航姿仪 X 轴朝天放置, 取某一高角速率值 (角速率值一般根据被校准航姿仪

量程确定, 这里以 $100^\circ/\text{s}$ 为例), 以 $100^\circ/\text{s}$ 的角速率正转 10 周后回到其初始位置, 记录其 Y 轴输出角度值为 N_{yz} , Z 轴输出角度值为 N_{zx} ; 每秒钟采集数据不少于 10 个。

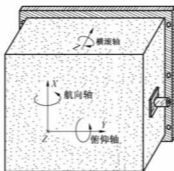


图 5 失准角校准示意图

c) 停止转动后再以 $100^\circ/\text{s}$ 的角速率反方向旋转 10 周, 并回到初始位置, 计算其 Y 轴输出角度值为 N_{-yz} , Z 轴输出角度值为 N_{-zx} 。

注: 转动周数也可以按照具体技术协议确定, 如果没有明确规定, 则按此执行。

校准结果记录如表 3 所示。

表 3 X 轴失准角校准结果记录表

旋转轴向	旋转角速率 ($^\circ$)/s	与旋转轴垂直方向输出角度值	
		Y 轴	Z 轴
X^+	100	N_{yz}	N_{zx}
X^-	100	N_{-yz}	N_{-zx}

7.3.2 失准角校准结果计算

根据 Y 轴和 Z 轴输出的角度值, 按式 (17) 计算 X 轴对 Y 轴的失准角 L_{yz} 以及 X 轴对 Z 轴的失准角 L_{zx} 。

$$\begin{aligned} L_{yz} &= N_{yz} - N_{-yz} / (2 \times 360 \times \pi) \\ L_{zx} &= N_{zx} - N_{-zx} / (2 \times 360 \times \pi) \end{aligned} \quad (17)$$

参照上述方法, 可以完成 L_{zy} , L_{zy} , L_{zx} , L_{yz} 的校准。

8 校准结果表达

校准结果应在校准书或校准报告上反映。校准证书或校准报告至少应包括以下信息:

- 标题, “校准证书”或“校准报告”;
- 实验室名称和地址;
- 证书或报告的编号, 每页及总页数的标识;
- 校准单位校准专用章;
- 送校单位的名称和地址;

- f) 被校对象的名称、制造厂、型号规格、编号；
- g) 被校对象的接收日期和进行校准的日期；
- h) 本次校准所用测量标准的名称、出厂编号、准确度/等级、证书编号；
- i) 校准环境条件的描述，包括：温度、湿度等；
- j) 校准结果及测量不确定度的说明；
- k) 校准证书或校准报告的签发人的签名、职务，以及签发日期；
- l) 校准试验的操作人和核验人签名。

9 复校时间间隔

在一般情况下建议复校的时间间隔为两年，送校单位也可根据实际使用情况自行确定。

市场监管总局

附录 A

航姿仪测量不确定度评定示例

A.1 标度因数不确定度

A.1.1 标度因数测量模型

标度因数的数学表达式为式 (A.1)。

$$K = \frac{F - F_0 - v}{\Omega} \quad (\text{A.1})$$

式中：

K ——标度因数；

F ——航姿仪输出；

F_0 ——拟合零位；

v ——拟合误差；

Ω ——输入角速率。

标度因数的测量不确定度传播模型为式 (A.2)：

$$u_c^2(K) = c^2(F)u^2(F) + c^2(F_0)u^2(F_0) + c^2(\Omega)u^2(\Omega) \quad (\text{A.2})$$

其中：

$$c(F) = \frac{1}{\Omega} ;$$

$$c(F_0) = -\frac{1}{\Omega} ;$$

$$c(\Omega) = -\frac{F - F_0}{\Omega^2} .$$

式 (A.2) 可以转化为： $u_c^2(K) = \frac{1}{\Omega^2}u^2(F) + \frac{1}{\Omega^2}u^2(F_0) + \frac{(F - F_0)^2}{\Omega^4}u^2(\Omega)$

A.1.2 标准不确定度评定

A.1.2.1 标度因数测量不确定度的来源

- 1) 位置速率转台引入的不确定度分量 u_1 ；
- 2) 数据采集系统引入的不确定度分量 u_2 ；
- 3) 测量重复性引入的不确定度分量 u_3 。

A.1.2.2 标度因数测量不确定度分量

- 1) 位置速率转台引入的不确定度分量 u_1

位置速率转台测量不确定度为 $U = 2 \times 10^{-4}$ ， $k = 2$ ，则 $u_1 = \frac{2 \times 10^{-4}}{2} = 1.0 \times 10^{-4}$ ；

- 2) 数据采集系统引入的不确定度分量 u_2

数据采集系统量化误差为式 (A.3)：

$$\delta = \frac{1}{2^N} \quad (\text{A.3})$$

式中:

δ ——数据采集系统的量化误差;

N ——数据采集系统的有效位数。

按 B 类评定, 取 $N=12$, 假设服从均匀分布, 带来的测量不确定度为:

$$u_2 = \frac{\delta}{\sqrt{3}} = 1.41 \times 10^{-4}$$

3) 测量重复性引入的不确定度分量 u_3

以某型航姿仪为例, 由大量实验数据得到, $u_3 = 1.22 \times 10^{-4}$ 。

A.1.3 合成标准不确定度

合成标准不确定度为:

$$u_c(K) = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2} = 2.12 \times 10^{-4}$$

A.1.4 扩展不确定度

取包含因子 $k=2$, 包含概率 95%, 则扩展不确定度 $U_{95} = k \cdot u_c(K) = 4.3 \times 10^{-4}$ 。

A.2 零偏不确定度

A.2.1 零偏测量模型

零偏测量模型如式 (A.4) 所示。

$$B_x = (N_{x1} + N_{x2} + N_{x3} + N_{x4}) / 4 \times 60 \times 30 \quad (\text{A.4})$$

式中:

B_x ——零偏;

N_{x1} 、 N_{x2} 、 N_{x3} 和 N_{x4} ——航姿仪在四个位置的输出。

零偏的测量不确定度传播率为式 (A.5):

$$u_c^2(B_x) = c^2(N_{x1})u^2(N_{x1}) + c^2(N_{x2})u^2(N_{x2}) + c^2(N_{x3})u^2(N_{x3}) + c^2(N_{x4})u^2(N_{x4}) \quad (\text{A.5})$$

其中, $c(N_{x1}) = c(N_{x2}) = c(N_{x3}) = c(N_{x4}) = 450$ 。

A.2.2 标准不确定度评定

1) 位置速率转台引入的不确定度分量 u_1

位置速率转台测量不确定度为 $u_1 = 1.0 \times 10^{-4}$;

2) 数据采集系统引入的不确定度分量 u_2

数据采集系统引入的不确定度分量 $u_2 = \frac{\delta}{\sqrt{3}} = 1.41 \times 10^{-4}$

3) $u(N_{x1})$ 与 $u(N_{x2})$ 、 $u(N_{x3})$ 及 $u(N_{x4})$ 的不确定度是一样的, 由实验数据得到: $u(N_{x1}) = u(N_{x2}) = u(N_{x3}) = u(N_{x4}) = 3.41 \times 10^{-5}$

则: $u_3 = u(N_{x1}) + u(N_{x2}) + u(N_{x3}) + u(N_{x4}) = 1.36 \times 10^{-4}$

A.2.3 合成不确定度

$$u_c(B_x) = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2} = 2.20 \times 10^{-4}$$

A.2.4 扩展不确定度

取包含因子 $k=2$, 包含概率 95%, 则扩展不确定度 $U_{95}=k \cdot u_c(B_x)=4.4 \times 10^{-4}$ 。

A.3 失准角不确定度

A.3.1 失准角测量模型

失准角测量模型如式 (A.6) 所示。

$$\begin{aligned} L_{yx} &= (N_{yx} - N_{-yx}) / (2 \times 360 \times n) \\ L_{zx} &= (N_{zx} - N_{-zx}) / (2 \times 360 \times n) \end{aligned} \quad (\text{A.6})$$

式中:

L_{yx} —— X 轴对 Y 轴的失准角;

L_{zx} —— X 轴对 Z 轴的失准角;

N_{yx} —— X 轴朝天正向旋转时 Y 轴输出;

N_{-yx} —— X 轴朝天负向旋转时 Y 轴输出;

N_{zx} —— X 轴朝天正向旋转时 Z 轴输出;

N_{-zx} —— X 轴朝天负向旋转时 Z 轴输出;

n —— 为旋转周数, 一般选 $n=10$ 。

这里以 L_{yx} 为例, L_{zx} 等其他失准角类似。失准角的测量不确定度传播率为式 (A.7):

$$u_c^2(L_{yx}) = c^2(N_{yx})u^2(N_{yx}) + c^2(N_{-yx})u^2(N_{-yx}) \quad (\text{A.7})$$

其中, $c(N_{yx}) = \frac{1}{7200}$, $c(N_{-yx}) = \frac{-1}{7200}$ 。

A.3.2 标准不确定度评定

1) 位置速率转台引入的不确定度分量 u_1

位置速率转台测量不确定度为 $u_1 = 1.0 \times 10^{-4}$;

2) 数据采集系统引入的不确定度分量 u_2

数据采集系统引入的不确定度分量 $u_2 = \frac{\delta}{\sqrt{3}} = 1.41 \times 10^{-4}$

3) 测量重复性引入的不确定度分量 u_3

$u(N_{yx})$ 与 $u(N_{-yx})$ 的不确定度是一样的, 由实验数据得到: $u(N_{yx}) = u(N_{-yx}) = 2.51 \times 10^{-3}$, 则: $u_3 = u(N_{yx}) + u(N_{-yx}) = 5.02 \times 10^{-3}$

A.3.3 合成不确定度

$$u_c(L_{yx}) = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2} = 5.02 \times 10^{-3}$$

A.3.4 扩展不确定度

取包含因子 $k=2$, 包含概率 95%, 则扩展不确定度 $U_{95} = k \cdot u_c(L_{yx}) = 1.1 \times 10^{-2}$ 。

附录 B

姿态仪坐标系转换的常用方法

导航系统通过导航计算主要是求取飞行体所处的位置、速度及姿态等，没有参考基准就无法确定三维位置、姿态等信息。因此，先介绍几种导航中常用的坐标系。

a) 地心坐标系 $O_c X_c Y_c Z_c$ 。

原点 O_c 在地球中心， $O_c Z_c$ 轴沿地轴指北极方向， $O_c X_c$ 轴通过子午线， $O_c Y_c$ 由右手规则确定，如图 B.1 所示。

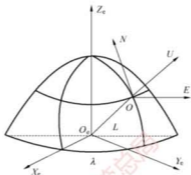


图 B.1 地心坐标系 $O_c X_c Y_c Z_c$ 和导航坐标系 $O E U N$

b) 当地地理坐标系 $O X_g Y_g Z_g$

原点 O 在运动载体的质心上， $O Z_g$ 沿引力场垂直线向上， $O Y_g$ 沿子午线向北， $O X_g$ 由右手规则确定，即东北天坐标系。

c) 导航坐标系 $O E U N$

原点 O 在运动载体的质心上， $O U$ 沿引力场垂直线向上， $O N$ 沿子午线向北， $O E$ 由右手规则确定，如图 B.1 所示。在初始点，不考虑初始安装误差，当地地理坐标系与导航坐标系重合。

在姿态仪算法中主要涉及两个坐标系，载体坐标系 $O x_b y_b z_b (b)$ 与导航坐标系 $O E U N (n)$ (也称地理坐标系)。导航坐标系 $O E U N (n)$ 通过航向角 (也称“偏航角”) ψ 、俯仰角 θ 、横滚角 γ 来实现转换到载体坐标系 $O x_b y_b z_b (b)$ ，如图 B.2 所示。

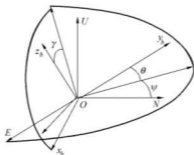


图 B.2 载体坐标系与导航坐标系关系示意图

载体坐标系到导航坐标系的坐标变换的方向余弦矩阵 $T = C_b^n$ ，又称捷联矩阵，它是航向角、俯仰角、横滚角的函数，转换矩阵 C_b^n 为式 (B.1)：

$$C_b^n(\psi, \theta, \gamma) = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\gamma - \sin\psi\sin\theta\sin\gamma & -\sin\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\gamma + \sin\psi\sin\theta\cos\gamma \\ \sin\psi\cos\gamma + \cos\psi\sin\theta\sin\gamma & \cos\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\gamma - \cos\psi\sin\theta\cos\gamma \\ -\cos\theta\sin\gamma & \sin\theta & \cos\theta\cos\gamma \end{bmatrix} \quad (\text{B.1})$$

载体坐标系到导航坐标系的转换方程为式 (B.2)：

$$\begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (\text{B.2})$$

矩阵表达式为式 (B.3)：

$$T = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (\text{B.3})$$

从式 (B.3) 可以知道，只要实时解算出捷联矩阵，就能求出航向角 ψ 、俯仰角 θ 、横滚角 γ ，见式 (B.4)。

$$\begin{cases} \psi = \arctan\left(\frac{T_{12}}{T_{22}}\right) \\ \theta = \arcsin(T_{32}) \\ \gamma = \arctan\left(\frac{T_{31}}{T_{33}}\right) \end{cases} \quad (\text{B.4})$$

附录 C

校准证书内页格式

C.1 航姿仪校准结果格式见图 C.1。

航姿仪校准结果	
1 标度因数	
X 轴标度因数 (K_x):	
Y 轴标度因数 (K_y):	
Z 轴标度因数 (K_z):	
2 零偏	
航向角零偏 (B_x):	
俯仰角零偏 (B_y):	
横滚角零偏 (B_z):	
3 失准角	
X 轴对 Y 轴失准角 (L_{xy}):	
X 轴对 Z 轴失准角 (L_{xz}):	
Y 轴对 X 轴失准角 (L_{yx}):	
Y 轴对 Z 轴失准角 (L_{yz}):	
Z 轴对 X 轴失准角 (L_{zx}):	
Z 轴对 Y 轴失准角 (L_{zy}):	

图 C.1 航姿仪校准结果格式