

惯性导航初始对准

Initial Alignment of Inertial Navigation

万德钧 房建成 著



东南大学出版社

惯性导航初始对准

Initial Alignment of Inertial Navigation

万德钧 房建成

东南大学出版社

·南京·

内 容 简 介

本书是一本论述航海和航空、航天等领域广泛应用的惯导系统中的关键技术——初始对准的专著。书中在对惯导系统进行误差分析的基础上,介绍了经典的初始对准方法和卡尔曼滤波在静基座和动基座对准中的应用。运用 PWCS 分析方法,深入分析了系统的可观测性与可观测度。对平台式与捷联式两种惯导系统在静基座和动基座上快速精确初始对准的理论与方法作了重点阐述。

本书可作为高等院校导航、控制和精密仪器等专业的研究生教材,也可供从事惯导系统研究开发的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

惯导系统初始对准/万德钧,房建成著. —南京:东南
大学出版社,1998.12

ISBN 7-81050-436-3

I. 惯… II. ①万… ②房… III. 惯性导航-初始瞄准
IV. TN96

中国版本图书馆 CIP 数据核字(1999)第 06252 号

东南大学出版社出版发行
(南京四牌楼 2 号 邮编 210096)

出版人:洪焕兴

江苏省新华书店经销 南京气象学院印刷厂印刷

开本:787mm×1092mm 1/16 印张:12.5 字数:296.4 千字

1998 年 12 月第 1 版 1998 年 12 月第 1 次印刷

定价:25.00 元

前 言

随着国民经济建设与国防建设的发展,惯性导航的应用日益广泛。目前惯性导航系统不仅应用于飞机、舰船、航天器与导弹中,而且已扩展到车辆与移动式机器人等运载体中。惯导系统的初始对准是影响系统使用性能的关键技术之一,对准的精度与速度直接关系到惯导系统的精度与启动特性,因此引起国内外惯导界的重视与关注。许多学者与工程师对初始对准技术进行了精心的研究,取得了卓越的成果。

在过去几年中,国内外出版了一些有关惯性导航的著作与教材,其中只用有限的篇幅讲述初始对准的基本原理与经典方法。近年来,作者在船舶预研基金与航空基金的资助下,会同课题组成员对初始对准技术进行了系统而深入的研究。本书是对这些研究成果的系统总结。

本书共有 8 章。第 1 章简述惯导系统的基本原理和初始对准的要求与发展。第 2 章介绍平台式惯导系统与捷联式惯导系统的误差方程及误差特性分析。第 3 章论述两种惯导系统初始对准的经典方法与卡尔曼滤波方法。第 4 章在介绍 PWCS 可观测性分析理论的基础上,讨论了系统状态变量可观测度分析的特征值方法与奇异值方法。第 5 章详述 PWCS 在两种惯导系统动基座对准中的应用。第 6、7 两章分别讨论惯导系统在静基座与动基座条件下的快速精确初始对准方法。最后一章对初始对准的新技术作一展望。

本书为一本论述惯导系统初始对准的专门著作,既可作为有关专业的研究生教材,也可供从事惯性导航的科技人员参考。

书中部分内容采用了东南大学房建成博士、徐晓苏博士、王庆博士、程向红博士、高炳祥博士和吴秋平硕士的学位论文研究成果,作者对他们为本书作出的贡献表示诚挚的谢意。

东南大学黄林教授对全书进行了审阅,提出了宝贵意见。在本书编写过程中还曾得到陈熙源、吴秋平、马壮和王雷等同志的帮助,在此一并表示衷心的感谢。

作者还要感谢船舶基金和航空基金管理办公室的大力支持。

惯导系统初始对准涉及的学科面宽,工程性强,加之作者水平有限,书中不足之处请予批评指正。

作 者

1998 年 10 月于南京

目 录

1 绪论	1
1.1 惯导系统的发展与现状	1
1.2 惯性导航的基础知识	2
1.2.1 地球形状	2
1.2.2 垂线和纬度	3
1.2.3 导航用坐标系	3
1.3 惯导系统的基本原理	4
1.3.1 平台式惯导系统的基本原理	4
1.3.2 捷联式惯导系统的基本原理	6
1.4 惯导系统的关键技术	7
1.4.1 惯性仪表技术	7
1.4.2 惯性仪表误差补偿技术	8
1.4.3 初始对准技术	9
1.4.4 捷联式惯性系统的姿态矩阵计算	9
1.5 惯导系统的初始对准	9
1.5.1 初始对准的类别	9
1.5.2 初始对准的要求	10
1.5.3 初始对准的发展	10
2 惯导系统的误差方程与误差分析	11
2.1 引言	11
2.2 平台式惯导系统的 Ψ 角误差方程	12
2.2.1 系统的误差方程	12
2.2.2 平台坐标系与真实地理坐标系的误差角 Φ 的计算	15
2.3 平台式惯导系统的 Φ 角误差方程	17
2.3.1 平台姿态误差方程	17
2.3.2 速度误差方程	18
2.3.3 系统的误差方程	19
2.4 平台式惯导系统误差特性及其分析	20
2.4.1 系统误差方程	20
2.4.2 系统误差方块图	21
2.4.3 系统误差特性分析	22
2.4.4 平台式惯导系统误差传播特性	24
2.5 捷联式惯导系统的 Φ 角误差方程	26

2.5.1	数学平台的误差角方程	26
2.5.2	速度误差方程	30
2.5.3	位置误差方程	30
2.5.4	系统误差方程	30
2.5.5	无阻尼捷联惯导系统的误差传播特性及分析	32
2.6	捷联式惯导系统的 Ψ 角误差方程	33
2.6.1	误差方程的建立	34
2.6.2	捷联惯导系统的 Ψ 角误差模型与 Φ 角误差模型之间的关系	35
2.7	本章小结	36
3	惯导系统的初始对准方法	36
3.1	引言	36
3.2	平台式惯导系统的经典初始对准方法	37
3.2.1	静基座条件下指北方位惯导系统误差方程	37
3.2.2	单轴水平回路的初始对准	38
3.2.3	方位罗经对准原理及精度分析	43
3.2.4	陀螺漂移的测定	46
3.3	捷联式惯导系统的经典初始对准方法	48
3.3.1	解析粗对准	49
3.3.2	精对准原理	52
3.4	状态观测器在惯导系统初始对准中的应用	58
3.4.1	状态方程和观测方程的建立	58
3.4.2	水平对准回路	60
3.4.3	方位罗经对准回路	62
3.5	卡尔曼滤波原理	64
3.5.1	卡尔曼滤波与最优估计	64
3.5.2	卡尔曼滤波方程	65
3.5.3	连续系统离散化转移矩阵 $\Phi_{k+1,k}$ 和系统噪声方差阵 Q_k 的计算	69
3.5.4	有色噪声条件下的卡尔曼滤波	71
3.5.5	非线性系统的卡尔曼滤波	72
3.6	惯导系统静基座初始对准的卡尔曼滤波方法	73
3.6.1	平台式惯导系统静基座初始对准的卡尔曼滤波方法	73
3.6.2	捷联惯导系统静基座初始对准的卡尔曼滤波方法	78
3.7	惯导系统动基座初始对准的卡尔曼滤波方法	80
3.7.1	平台式惯导系统动基座对准误差模型的建立	80
3.7.2	捷联惯导系统动基座对准卡尔曼滤波模型的建立	81
3.7.3	平台式惯导系统及捷联式惯导系统动基座初始对准的可观测性分析问题	82
3.8	本章小结	82

4 PWCS 可观测性分析理论与方法	83
4.1 引言	83
4.2 PWCS 的可观测性矩阵	84
4.2.1 系统可观测性的概念及 PWCS 的可观测性矩阵	84
4.2.2 PWCS 的提取可观测性矩阵	88
4.3 PWCS 的可观测性分析步骤	90
4.4 系统状态变量可观测度分析的特征值方法	96
4.4.1 引言	96
4.4.2 误差协方差阵的特征值和特征向量	96
4.4.3 P 阵的规范化	97
4.4.4 举例	98
4.4.5 小结	100
4.5 系统状态变量可观测度分析的奇异值方法	100
4.5.1 可观测性指数	101
4.5.2 奇异值分解有关理论	101
4.5.3 基于奇异值分解理论的系统可观测性分析	103
4.5.4 举例	105
4.5.5 可观测度的定义	105
4.6 本章小结	106
5 PWCS 可观测性分析方法在惯导系统动基座对准中的应用	110
5.1 引言	110
5.2 平台式惯导系统动基座对准的可观测性分析	110
5.2.1 平台式惯导系统动基座对准的误差模型	110
5.2.2 平台式惯导系统动基座对准过程的可观测性分析	112
5.2.3 平台式惯导系统动基座对准过程的可观测性分析结果	114
5.3 捷联式惯导系统动基座对准的可观测性分析	115
5.3.1 捷联惯导系统动基座对准的误差模型	116
5.3.2 捷联惯导系统动基座对准过程的可观测性分析	118
5.3.3 捷联惯导系统动基座对准过程的可观测性分析结果	121
5.4 惯导系统动基座初始对准时状态变量的可观测度分析	122
5.4.1 平台式惯导系统静基座对准时的可观测性和可观测度	123
5.4.2 捷联惯导系统在摇摆基座上初始对准时状态可观测度分析	124
5.4.3 捷联惯导系统在线加速运动对准时的状态可观测度分析	130
5.4.4 捷联惯导系统在组合运动对准时的状态可观测度分析	131
5.5 本章小结	132

6 惯导系统静基座快速精确初始对准方法	142
6.1 引言	142
6.2 平台式惯导系统的静基座快速初始对准方法	142
6.2.1 平台式惯导系统静基座对准的误差模型及可观测性分析	142
6.2.2 平台式惯导系统静基座初始对准的仿真结果及精度分析	143
6.2.3 一种快速有效的平台式惯导系统静基座初始对准方法	144
6.2.4 快速初始对准方法的精度分析及计算机仿真结果	145
6.3 捷联惯导系统的静基座快速初始对准方法	146
6.3.1 捷联惯导系统静基座对准的卡尔曼滤波模型及可观测性分析	146
6.3.2 捷联惯导系统静基座快速初始对准方法	147
6.3.3 快速初始对准方法的计算机仿真结果与精度分析	148
6.4 捷联惯导系统静基座最优多位置对准	149
6.4.1 引言	149
6.4.2 捷联惯导系统的误差模型	149
6.4.3 可观测性分析	150
6.4.4 最优多位置对准	152
6.4.5 小结	154
6.5 陀螺随机常值漂移的多级标定法及其在初始对准中的应用	155
6.5.1 陀螺随机常值漂移的多级标定法	155
6.5.2 仿真及实验结果	157
6.5.3 陀螺常值漂移多级标定方法在惯导系统初始对准中的应用	157
6.6 本章小结	158
 7 惯导系统动基座快速精确对准方法	 160
7.1 引言	160
7.2 快速初始对准方法在平台式惯导系统动基座(匀速平直运动)对准中的应用	160
7.2.1 平台式惯导系统在匀速平直运动情况下的初始对准误差模型及可观测性分析	160
7.2.2 平台式惯导系统在匀速平直运动时的快速初始对准方法	161
7.3 平台式惯导系统动基座对准的仿真研究	162
7.4 快速初始对准方法在捷联惯导系统动基座(匀速平直运动)对准中的应用	165
7.4.1 捷联惯导系统在载体匀速平直运动情况下的初始对准误差模型及可观测性分析	165
7.4.2 捷联惯导系统在匀速平直运动时的快速初始对准方法	168
7.5 捷联惯性系统动基座对准的仿真研究	169
7.5.1 捷联系统传感器仿真	169
7.5.2 捷联系统算法仿真	170
7.5.3 捷联系统卡尔曼滤波器仿真	170

7.5.4	捷联系统在静基座对准时卡尔曼滤波仿真	170
7.5.5	捷联系统在摇摆运动时初始对准的卡尔曼滤波仿真	171
7.5.6	捷联惯性系统在线加速运动对准时的卡尔曼滤波仿真	174
7.5.7	捷联惯性系统在组合运动时的卡尔曼滤波仿真	178
7.6	本章小结	178
8	初始对准的展望	183
8.1	引言	183
8.2	自适应卡尔曼滤波器在惯导系统动基座对准中的应用	183
8.3	H_∞ 滤波器在惯导系统初始对准中的应用	184
8.4	神经网络技术在惯导系统初始对准中的应用	185
8.5	GPS 信息辅助惯导系统运动基座快速精确对准方法	186
	参考文献	187

1 绪 论

1.1 惯导系统的发展与现状

将舰船、飞机、车辆、导弹、鱼雷或宇宙飞行器等运载体按预定的计划与要求,从起始点引导到目的地的过程称为导航。用来完成上述引导任务的设备称为导航系统。

惯性导航系统(简称惯导系统)为一种利用加速度计测得的运载体的运动加速度、经过运算求出运载体即时位置的导航设备。实现此种导航定位计算所需的基准坐标系(导航坐标系)则依靠陀螺仪来建立。惯导系统可以工作于两种不同的状态:第一种工作状态是向驾驶员提供运载体(舰船、飞机等)的位置与速度等导航参数,然后由驾驶员依据这些参数,靠人工将运载体按照预定的航线引导至目的地;第二种工作状态是在提供导航参数的基础上,通过控制系统将运载体自动地按预定的航线引导至目的地,而驾驶员仅起监控作用。在无人操纵的运载体(鱼雷、导弹、火箭等)上,惯性导航与自动控制相结合,将运载体自动导向预定的目标。此时,它的功能与工作在自动导航状态的惯性导航系统(inertial navigation system)相似,但习惯上称之为惯性制导系统(inertial guidance system)。

惯导系统求得导航参数无需依赖任何外界信息,而只依靠陀螺仪与加速度计这两种惯性仪表,因此是一种自主式的导航系统。这种系统不受外界的干扰,隐蔽性好。惯导系统还能方便地提供运载体的三维姿态参数,这些参数都是舰艇与飞机上观通系统和火控系统所必需的。惯导系统由于具有上述一系列优点而受到海陆空军、航天和交通运输等部门的青睐和重视。

第二次世界大战末期,德国首次将初级的惯性系统装备 V-2 火箭。其中,利用陀螺仪稳定火箭的姿态与航向,沿着纵轴安装的陀螺积分加速度计提供火箭入轨的初始速度。20 世纪 50 年代初,美国研制成具有三轴陀螺稳定平台的惯导系统,使其向完善化跨上一个新台阶。50 年代至 60 年代,惯导系统开始广泛应用于火箭、潜艇和军用飞机上。70 年代,惯导系统已步入成熟阶段,逐步推广应用于舰船、飞机、导弹、宇宙飞行器以及大地测量等领域。80 年代,在计算机与现代控制理论发展的推动下,由数学平台取代机电式平台的捷联式惯导系统迅猛发展。进入 90 年代,以惯导系统为主的组合导航系统在各种运载体中的应用不断扩大。

惯性仪表、计算机、精密机械和电子线路等硬件的不断改进,误差补偿与校正、冗余技术等软件的不断完善,使惯导系统的精度和可靠性显著提高。目前,惯导系统已广泛应用于潜艇、水面舰艇、军用飞机、战略导弹与战术导弹、战车 and 人造卫星等领域。随着惯性技术的普及和惯导系统造价的降低,各种民用飞机、移动机器人及地下管道检测小车等运载体都对惯导系统提出了需求。

近年来,尽管卫星导航、无线电导航和天文导航等技术的发展很快,但是它们不可能完全取代惯性导航的应用。在军用领域内,惯导系统和以惯导为主的组合导航系统始终

居于主导地位。由此,惯导系统的性能不断提高,结构类型日新月异。

惯导系统可以有不同的分类方法。

根据装备对象的不同,可分为舰载、机载和车载惯导系统。

根据系统中有无机电式实体平台,可分为平台式和捷联式惯导系统。

根据陀螺稳定平台相对何种参考系稳定和加速度计安装方式的不同,可分为解析式、半解析式和几何式惯导系统。

惯导系统也可按选用的陀螺仪类型的不同,分为液浮陀螺、三浮陀螺、挠性陀螺、静电陀螺和激光陀螺惯导系统。

80年代以来,有些平台罗经产品具有短期惯导工作状态,生产厂商把它们也称之为平台式惯导系统。

捷联式航向姿态基准系统(strapdown attitude & heading reference system)主要用于提供三维姿态角和三维角速度信息,不提供位置信息,其基本原理和主要结构与捷联式惯导系统没有差别。两者可统称为捷联式惯性系统。

1.2 惯性导航的基础知识

为了便于全书的论述和读者的理解,特对与惯性导航有关的基础知识作一概述。

1.2.1 地球形状

地球的表面形状是不规则的,因此不可能按真实表面来确定地球的形状,而只能以海平面为基准,并把平静的海平面延伸到全部陆地所形成的表面(即大地水准面),由它所包围的几何体称为大地水准体或地球体。由于地球绕其极轴转动,所以在赤道平面内的半径 R_N 比极轴方向的半径 R_M 长,加上地球形状不规则和各处的质量不均匀,大地水准体只能视作一个近似的旋转椭球体。参考椭球的椭圆度(扁率) f 定义为

$$f = \frac{R_N - R_M}{R_N}$$

目前,世界各国采用的参考椭球的参数列于表1.2.1。

表 1.2.1 世界上部分参考椭球的参数

名 称	R_N/m	$1/f$	使用国家或地区
克拉索夫斯基(1940)	6 378 245	298.3	独联体
1975 年国际会议 推荐的参考椭球	6 378 140	298.257	中国
贝塞耳(1841)	6 377 397	299.15	日本及中国台湾省
克拉克(1866)	6 378 206	294.98	北美
海福特(1910)	6 378 388	297.00	欧洲、北美、中近东
WGS-84(1984)	6 378 137	298.257	全球

在简化计算中,地球可近似为圆球体,其半径采用平均半径 R 来代替。国际上惯用的地球平均半径 $R = 6\,367.56\text{ km}$ 。

1.2.2 垂线和纬度

由于地球的形状不规则,垂线和纬度具有不同的概念,所以在研究惯性导航时,必须首先理解地球表面某点的垂线和纬度的定义。

(1) 地心垂线和地心纬度 参考椭球上 P_0 点(图 1.2.1)至地球中心的连线 P_0O 称为地心垂线, P_0O 与赤道平面之间的夹角 L_c 称为地心纬度。

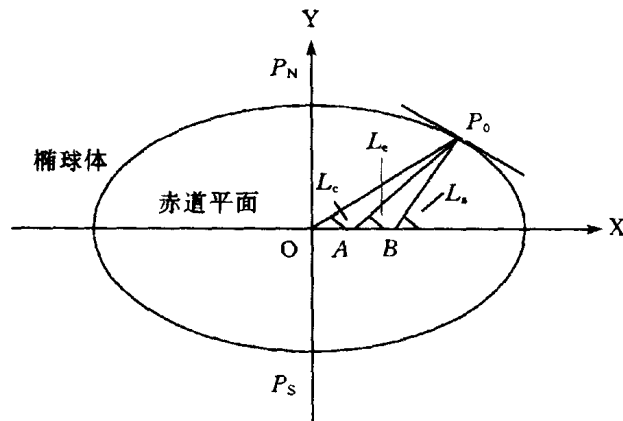


图 1.2.1 垂线和纬度

(2) 地理垂线和地理纬度 参考椭球上 P_0 点的法线 P_0A 称为地理垂线, P_0A 与赤道平面间的夹角 L_e 称为地理纬度。地理纬度是大地测量工作中的重要参数,故又称为测地纬度,地理垂线又称测地垂线。本书除特别说明外,纬度 L 均指地理纬度。

(3) 天文垂线和天文纬度 由天文方法测定的纬度 L_a ,即参考椭球上 P_0 点的重力矢量 P_0B 与赤道平面之间的夹角, L_a 称为天文纬度, P_0B 为天文垂线。

地理垂线和天文垂线之间的偏差一般不超过 $30''$,因此地理纬度和天文纬度之间可不加区别。

1.2.3 导航用坐标系

宇宙间任何物体的运动都是相对的,因此运载体的运动和导航定位,均需研究它们相对某坐标系的运动与位置。在惯性导航中常用的坐标系有下列 8 种:

(1) 地心惯性坐标系(简称 i 系) 坐标系原点为 O ,设在地球的中心, X_i 轴和 Y_i 轴在地球赤道平面内, X_i 轴指向春分点, Z_i 轴指向地球极轴。春分点为天文测量中确定恒星时的起点。由此构成的右手直角坐标系 $OX_iY_iZ_i$ 即为地心惯性坐标系。

(2) 地球坐标系(简称 e 系) 坐标系的原点取在地球中心,与地球固联, Z_e 轴指向地球极轴, X_e 轴和 Y_e 轴位于赤道平面,且 X_e 轴通过零子午线。由此构成的右手直角坐标系 $OX_eY_eZ_e$ 即为地球坐标系。

(3) 地理坐标系(简称 g 系) 坐标系的原点取在运载体的重心。 X_g 轴指向北,即 N ; Y_g 轴指向东,即 E ; Z_g 轴指向地,即 D 。此时的地理坐标系常表示为右手直角坐标系 $ONED$,即北东地坐标系。有时采用 $OENZ$ 坐标系,即东北天坐标系, Z_g 轴指向天顶。本书除特别说明外,均采用 $ONED$ 坐标系。

(4) 游动方位坐标系(简称 w 系) 某些运载体在导航定位或导航计算过程中,需采用与地理坐标系在水平面内相差一个固定角度 α 的坐标系。该坐标系的原点与 g 系相同, α 角定义为 X_w 轴反时针偏离 X_g 轴为正。由此, X_w 轴和 X_g 轴均在水平面内,并相对 X_g 轴和 Y_g 轴分别偏离 α 角。 α 角称为游动方位角。

(5) 运载体坐标系(简称 b 系) 坐标系的原点设在运载体的重心,并与运载体固联。 Y_b 轴指向运载体的纵轴方向; Z_b 轴指向运载体的竖轴方向,由此构成的右手直角坐标系 $OX_bY_bZ_b$ 为运载体坐标系,可简称为载体坐标系。运载体为舰艇时, b 系即为舰艇坐标系。

(6) 平台坐标系(简称 p 系) 与惯导系统中的物理平台(平台式系统)或数学平台(捷联式系统)固联的右手直角坐标系 $OX_pY_pZ_p$ 称为平台坐标系。

(7) 导航坐标系(简称 n 系) 导航坐标系为惯导系统在求解导航参数时所采用的坐标系。对平台式惯导系统来说,理想的平台坐标系就是导航坐标系。指北半解析式惯导系统中平台的理想指向为地理坐标系,则该系统中的导航坐标系即采用地理坐标系。对捷联式惯导系统来说,导航参数并不一定在运载体坐标系内求解,可将加速度计的信号分解到某个求解导航参数较方便的坐标系内进行计算,则该坐标系即为导航坐标系。显然,地理坐标系是捷联式惯导系统常用的导航坐标系之一。

(8) 计算坐标系(简称 c 系) 此种坐标系是为了便于研究惯导系统而人为引进的一种虚拟坐标系,是以计算所得的经纬度(λ_c, L_c)为原点 O 建立起来的地理坐标系 $OX_cY_cZ_c$,它与运载体实际位置 O 点上建立的地理坐标系 $OX_gY_gZ_g$ 不一致。两个坐标系之间的夹角为惯导系统的定位误差。平台坐标系 $OX_pY_pZ_p$ 相对于地理坐标系 $OX_gY_gZ_g$ 的夹角为平台的姿态角 Φ 。平台坐标系 $OX_pY_pZ_p$ 相对于计算坐标系 $OX_cY_cZ_c$ 的夹角称为 Ψ 角。

1.3 惯导系统的基本原理

对于靠近地球表面航行的运载体(如舰船、飞机、车辆和导弹等)来说,所需的主要导航参数为其相对于地球的即时位置、即时速度和三维姿态角。以舰载惯导系统为例,所提供的导航参数为舰艇相对于地球的即时位置,通常用经度 λ 、纬度 L 和深度(对潜艇、潜水器而言) h 来表示,还可提供舰艇的即时速度 V_N 、 V_E 、 V_D 以及航向角 θ_h 、纵摇角(飞机中称俯仰角) θ_p 、横摇角(飞机中称横滚角) θ_r 。这些参数均可由平台式惯导系统或捷联式惯导系统提供。

1.3.1 平台式惯导系统的基本原理

平台式惯导系统(图 1.3.1)主要由陀螺稳定平台、导航计算机和控制显示器等部分组成。其中陀螺稳定平台用来在运载体上实体地建立所选定的导航坐标系,为加速度计提供精确的安装基准,使 3 个加速度计(水面舰艇用平台式惯导系统一般只需 2 个加速度计)的测量轴始终沿着导航坐标系的 3 根坐标轴,以测取导航计算所需的运载体沿导航坐标系 3 根轴的加速度。

以选取地理坐标系为导航坐标系的平台式惯导系统为例,其中陀螺稳定平台为由 3 个单自由度陀螺仪或 2 个二自由度陀螺仪所构成的三轴稳定装置。借助于稳定回路使平

台绕3根轴保持空间方位稳定;借助于修正回路使平台始终跟踪当地地理坐标系。由此,安装在平台上的3个加速度计能够精确地测得运载体相对地球运动的北向(即南北方向)加速度 a_N 、东向(即东西方向)加速度 a_E 和地向(即天地方向)加速度 a_D 。

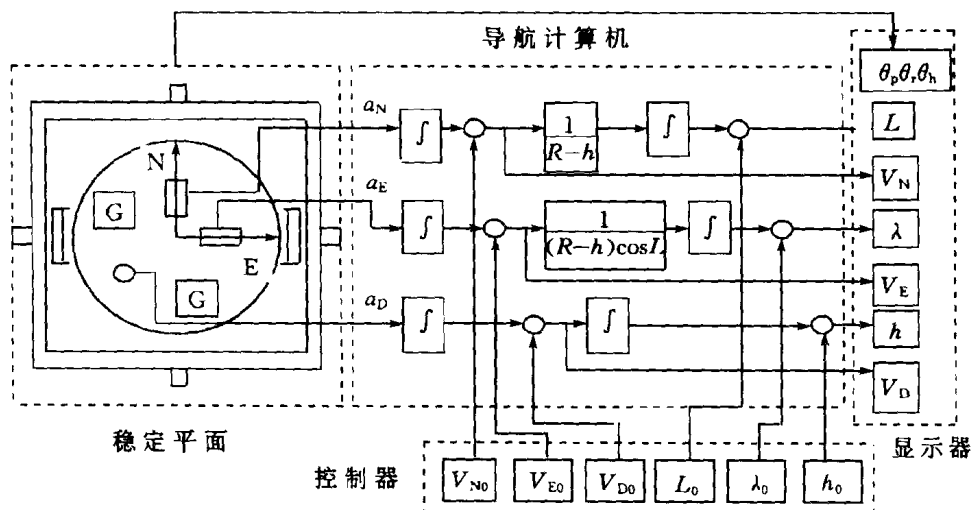


图 1.3.1 平台式惯导系统原理框图

对上述3个加速度分量积分,可求得运载体的北向速度 V_N 、东向速度 V_E 和地向速度 V_D :

$$\left. \begin{aligned} V_N &= V_{N0} + \int a_N dt \\ V_E &= V_{E0} + \int a_E dt \\ V_D &= V_{D0} + \int a_D dt \end{aligned} \right\} \quad (1.3.1)$$

式中, V_{N0} 、 V_{E0} 、 V_{D0} 分别为沿北向、东向和地向的初始速度。

对3个速度分量积分,可求得运载体相对起始点的北向位移 S_N 、东向位移 S_E 和深度(高度)变化 h_c :

$$\left. \begin{aligned} S_N &= \int V_N dt \\ S_E &= \int V_E dt \\ h_c &= \int V_D dt \end{aligned} \right\} \quad (1.3.2)$$

对 S_N 和 S_E 进行球面运算,可求得运载体相对起始点的纬度变化 L_c 和经度变化 λ_c :

$$\left. \begin{aligned} L_c &= \frac{S_N}{R-h} = \frac{1}{R-h} \int V_N dt \\ \lambda_c &= \frac{S_E}{(R-h)\cos L} = \frac{1}{(R-h)\cos L} \int V_E dt \end{aligned} \right\} \quad (1.3.3)$$

式中: R 为地球半径; h 为潜水器在水面下的深度。

设运载体起始点的初始纬度为 L_0 , 初始经度为 λ_0 , 初始深度为 h_0 , 则运载体所处的纬

度 L 、经度 λ 和深度 h 可按式确定:

$$\left. \begin{aligned} L &= L_0 + \frac{1}{R-h} \int V_N dt \\ \lambda &= \lambda_0 + \frac{1}{(R-h)\cos L} \int V_E dt \\ h &= h_0 + \int V_D dt \end{aligned} \right\} \quad (1.3.4)$$

上述导航参数的计算均由惯导系统内的导航计算机来实现。输出的导航参数包括纬度 L 、经度 λ 、深度 h 以及北向速度 V_N 、东向速度 V_E 、地向速度 V_D 等。它们均可显示在控制显示器上。稳定平台测出的姿态参数,包括航向角 θ_h 、纵摇角 θ_p 和横摇角 θ_r ,既可输送给需用这些信息的火控系统,也可在控制显示器上显示出来。

在导航计算机中,还需进行有害加速度的计算、陀螺仪与加速度计的误差及其误差补偿计算,计算出平台跟踪地理坐标系的角速度,并以此作为控制信号来修正稳定平台的姿态与方位。除此以外,导航计算机往往还需执行系统工作状态转换、故障检测等任务。

1.3.2 捷联式惯导系统的基本原理

捷联式惯导系统与平台式惯导系统的区别,在于前者没有实体的稳定平台,而代之以导航计算机产生的数学平台,陀螺仪和加速度计直接与运载体固联。此种惯导系统(图 1.3.2)主要由惯性测量组件(简称 IMU)、导航计算机和控制显示器等组成。IMU 包括陀螺仪组件和加速度计组件。陀螺仪组件测取沿运载体坐标系 3 个轴的角速度信号,并被送入导航计算机,经误差补偿计算后进行姿态矩阵计算。加速度计组件测取沿运载体坐标系 3 个轴的加速度信号,并被送入导航计算机,经误差补偿计算后,进行由运载体坐标系至“平台”坐标系的坐标变换计算。

姿态矩阵一方面用于坐标变换,即把沿运载体坐标系的加速度信号变换成“平台”坐标系(即导航坐标系)各轴的加速度信号,以便于导航参数计算;另一方面,利用姿态矩阵的元素可以提取水平姿态角与航向角信息。这样,由捷联惯导系统中的矩阵计算、加速度计信号的坐标变换计算以及姿态与航向计算实现了平台式惯导系统中稳定平台的功能,从而构成所谓“数学平台”。

与平台式惯导系统相比,捷联式惯导系统省却了结构复杂的实体平台,减少了系统中精密的机械零件、电子线路和电气元件,因而可靠性高、体积小、重量轻、功耗小、维修方便和成本低。但是,捷联系统中的陀螺仪与加速度计系直接固连于运载体上,运载体的角运动会直接传递到这些惯性仪表上,从而引起动态误差,所以对惯性仪表的动态性能要求高。其次,捷联系统中的导航计算机除了必须承担平台式系统所需完成的计算任务外,尚需进行姿态矩阵计算和动态误差补偿计算,因此系统对计算机的容量和速度的要求均比平台式系统高。综上所述,捷联式惯导系统的精度略低,价格便宜;平台式系统的精度较高,价格较贵。两种系统各有自己的应用领域。

平台式惯导系统以其高精度与全自主式为特点,始终在核潜艇和战略武器中独占鳌头。如美国的俄亥俄级导弹核潜艇中采用 MK2 Mod7 三浮陀螺平台式惯导系统,其定位精度为 1 n mile/30 h,航向精度为 0.5',水平精度为 5" ~ 8",重调周期为 4 天(与静电陀螺监控器组合后的重调周期可延长至 15 天)。又如美国的射程为 11 000 km 的 MX 战略导弹(其

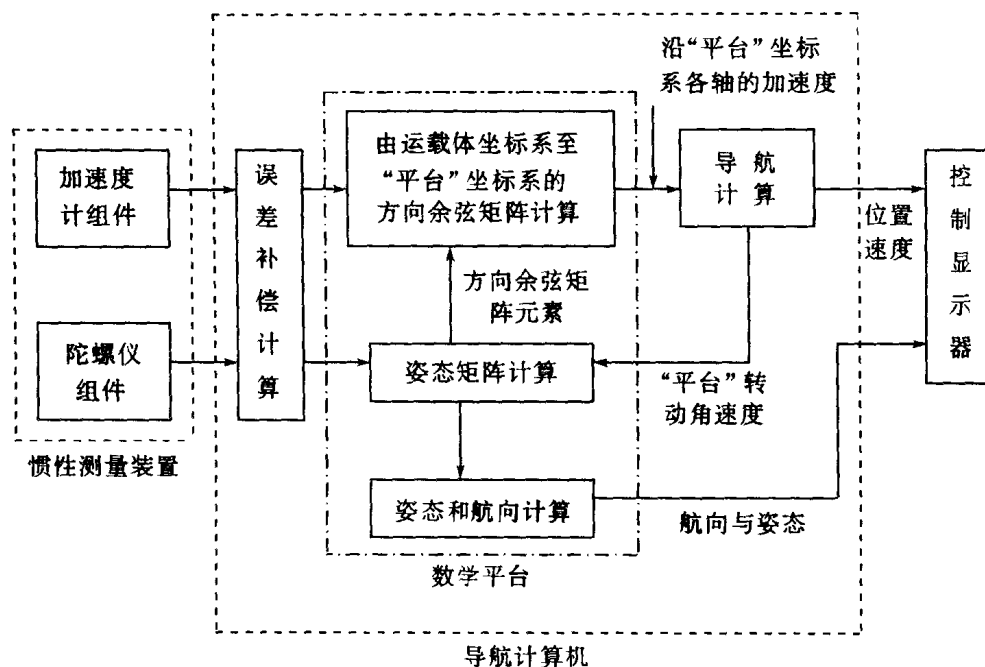


图 1.3.2 捷联式惯导系统原理框图

中采用浮球平台惯导系统)的命中精度为 122 m(CEP)。捷联式惯性系统具有中等精度,因而在舰艇、飞机、战车的导航和战术武器的制导中占优势。如德国的舰载 LSR-85G 型挠性捷联航姿系统的航向、水平精度分别为 2.5 mrad 和 0.5 mrad。由它派生出来的 LSR-85-DTC 型船体动态变形校正系统的校正精度为 1 mrad。德国新研制成的 PL41 MK4 型捷联惯导系统,以数学平台和环形激光陀螺取代了 PL41 MK3 型中的物理平台和液浮陀螺,航向精度与水平精度分别为 0.058° 和 0.01°,位置精度优于 1 n mile/5 h(CEP)。

从发展趋势来看,基于惯导系统(INS)的组合导航系统,例如 INS/GPS 组合系统,以其高精度、高可靠性和经济性而具有广阔的应用前景。

1.4 惯导系统的关键技术

一套优良的惯导系统应该具有精度高、可靠性与维护性好、启动对准时间短、尺寸小、功耗低、环境适应性强、操作简便和成本低等一系列特征。为了保证惯导系统达到高性能指标,必须解决下列关键技术。

1.4.1 惯性仪表技术

陀螺仪与加速度计是惯导系统硬件中最关键的部件,其性能直接关系到系统的一系列性能指标。

惯性仪表根据其偏置稳定性的大小可分为高、中、低 3 种精度。高精度陀螺仪的偏置稳定性在 $1.5 \times 10^{-3} \text{ } ^\circ/\text{h}$ 以下,刻度因数稳定性在 100×10^{-6} 以下,目前的三浮陀螺仪和静电陀螺仪可以达到上述指标。高精度加速度计的偏置稳定性在 $10 \text{ } \mu\text{g}$ 以下,刻度因数稳定

性在 10×10^{-6} 以下,目前的液浮、三浮陀螺加速度计(PIGA)与脉冲积分加速度计(PIPA)能满足上述要求。高精度的陀螺仪与加速度计有时称为战略级惯性仪表,主要用于核潜艇与战略导弹中的平台式惯导系统。

中等精度陀螺仪的偏置稳定性为 $1.5 \times 10^{-3} \sim 15^\circ/\text{h}$,刻度因数稳定性为 $1 \times 10^{-6} \sim 1000 \times 10^{-6}$,目前的动力调谐陀螺仪、环形激光陀螺仪和光纤陀螺仪均符合上述要求。中等精度加速度计的偏置稳定性为 $10 \sim 100 \mu\text{g}$,刻度因数稳定性为 $1 \times 10^{-6} \sim 100 \times 10^{-6}$,力平衡摆式与振梁式为两种常用的中等精度加速度计。这些陀螺仪与加速度计有时可称为战术级或导航级惯性仪表,主要用于舰艇、飞机、战车的导航系统和战术武器中。由于捷联式惯导系统要求陀螺仪具有良好的动态性能,因此激光陀螺仪与光纤陀螺仪等固态陀螺仪的应用前景更为广阔。

低精度陀螺仪的偏置稳定性在 $15^\circ/\text{h}$ 以上,刻度因数稳定性在 100×10^{-6} 以上。硅微机械陀螺仪和低精度光纤陀螺仪属于此范围。偏置稳定性在 $100 \mu\text{g}$ 以上和刻度因数稳定性在 100×10^{-6} 以上的加速度计属于低精度范畴,例如硅微机械加速度计等。此类陀螺仪与加速度计有时称为低成本惯性仪表,主要用于战术导弹中程制导系统、智能弹药和民用领域。

设计惯导系统时,必须根据其应用对象与性能要求,合理选用惯性仪表,同时不断开发新型仪表和提高仪表的性能。

1.4.2 惯性仪表误差补偿技术

惯性仪表的误差是影响惯性系统精度的主要因素。单纯依靠仪表的结构设计与制造工艺来减小其误差,常会受到技术上与经济上的制约,而采用计算机进行误差补偿是提高惯性系统精度行之有效的途径。

陀螺仪的漂移误差,一般包括常值漂移、确定性漂移和随机漂移等部分。常值漂移可在陀螺仪装入系统前通过实验测试后确定,并加以补偿。确定性漂移又可分为静态误差和动态误差两种,前者由运载体的线运动引起的,后者由运载体的角运动引起的。确定性漂移可以通过离线测试,建立陀螺仪的静态误差模型和动态误差模型,编制成误差补偿软件装入导航计算机,根据运载体的线运动与角运动,进行实时补偿。陀螺仪的刻度因数误差与温度误差也可通过离线测试、建模与补偿。

陀螺仪随机漂移中的常值部分有时称作随机常值漂移,在同一次启动后的工作过程中保持为常值,它在随机漂移中所占的比例较大,因此在惯导系统启动后进入工作状态前,需对陀螺仪的随机常值漂移进行测漂和补偿。在平台式惯性系统中,可以采用稳定平台转位法(如相对于地理坐标系从 ONED 定向转至 OWND 定向)求得水平陀螺与方位陀螺的随机常值漂移后再加以补偿。利用陀螺监控技术也可以实现陀螺漂移的自行补偿,但需增加实施平台旋转、陀螺壳体旋转或陀螺反转的结构与控制线路。上述陀螺漂移的测漂与补偿方法无需向系统提供外部信息。

在捷联式惯性系统中,陀螺仪的随机常值漂移可以利用 IMU 的转位法进行测漂,但需增加一套精密的转台及其控制装置。也可在系统启动以后,利用外观测信息(如运载体的速度与位置等)和卡尔曼滤波估计出陀螺仪的随机常值漂移。在组合导航技术日益发展和计算机容量不断增大、速度不断提高的条件下,该方法的实现已无技术上的困难。