



国防特色学术专著·控制科学与工程

National Defense Monograph



捷联式惯导系统动、静基座初始对准

王新龙 著

西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

哈尔滨工程大学出版社

. 014909669

V448.131
04



国防特色学术专著·控制科学与工程

捷联式惯导系统动、静 基座初始对准

王新龙 著



V448.131

04



北航

C1695867

西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社 北京理工大学出版社
哈尔滨工业大学出版社 哈尔滨工程大学出版社

608000410

内容提要

本书主要根据作者与课题组成员多年来的研究成果和国内、外初始对准技术的最新进展撰写而成。全书内容共 13 章,全面阐述了捷联式惯导系统在航空、航天、航海以及地面运载体应用时的初始对准方法,包括捷联惯导静基座初始对准方法、捷联惯导多位置初始对准方法、捷联惯导晃动基座初始对准方法、捷联惯导动基座传递对准方法、神经网络技术在捷联惯导、静基座初始对准中的应用方法以及旋转调制技术在初始对准中的应用等。为便于读者理解、掌握概念内涵,书中提供了大量详细的例题与仿真实例。

本书可作为从事导航技术研究与应用领域的研究者和工程技术人员的参考书,也可作为高等院校相关专业高年级本科生和研究生的教材。

图书在版编目(CIP)数据

捷联式惯导系统动、静基座初始对准/王新龙著. —西安:西北工业大学出版社,2013.9
ISBN 978-7-5612-3822-6

I. ①捷… II. ①王… III. ①捷联式惯性制导—研究 IV. ①V448.131

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 216185 号

捷联式惯导系统动、静基座初始对准

王新龙 著

责任编辑 杨帆 雷军

*

西北工业大学出版社出版发行

西安市友谊西路 127 号(710072) 发行部电话:029-88493844 传真:029-88491147

<http://www.nwpup.com> E-mail: fxb@nwpup.com

陕西向阳印务有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1092 1/16 印张:23 字数:562 千字

2013 年 9 月第 1 版 2013 年 9 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 978-7-5612-3822-6 定价:50.00 元

前言

由于惯性导航系统具有高度的自主性、隐蔽性以及信息完备性等特点,所以随着国民经济建设与国防建设的发展,惯性导航技术的应用日益广泛。目前,惯性导航不仅应用于航空、航天、航海等军事领域,例如飞机、航天器、导弹、舰船、潜艇中,而且已扩展到民用领域,如石油钻井、大地测量、航空测量与摄影、车辆以及移动机器人等的系统中。随着惯性元器件、现代控制理论与计算机技术的发展,捷联式惯性导航系统(简称捷联式惯导系统)以其体积小、质量轻、成本低、结构简单、可靠性高等特点,已成为惯性导航系统发展的主流和方向。初始对准作为捷联式惯导系统的一项关键技术,初始对准的精度关系到武器系统的打击命中精度,初始对准的速度决定了系统的快速反应能力(发射瞄准准备时间)。因此,捷联式惯导系统初始对准技术多年来一直受到国内、外惯导界的重视。

此前,国内、外出版了许多有关惯性导航系统原理的著作与教材,但绝大多数只用有限篇幅讲述了初始对准的基本原理与经典方法,而对广受关注的捷联式惯导系统初始对准部分讲述得不够完整、深入。多年来,笔者在国家自然科学基金(60304006)、航天创新基金、航天支撑基金、航空基金以及国家重点实验室基金等项目的资助下,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。本书即是对笔者这些研究成果的系统汇总。以研究和工程应用为目标,本书对捷联式惯导系统的初始对准问题进行了系统、全面、深入的论述,围绕捷联式惯导系统初始对准技术的有关概念、原理进行了系统阐述,注重从读者易于理解及工程应用的角度出发,反映当前捷联式惯导系统初始对准技术的新成就及今后的发展趋势。

本书共分13章。第1章简述了捷联式惯导系统的基本原理和初始对准的要求与特点;第2章论述了捷联式惯导系统的误差方程、可观测性和可观测度分析方法以及最优估计理论;第3章讲述了捷联式惯导系统静基座初始对准的实现方法;第4章讲述了捷联式惯导系统静基座多位置初始对准方法;第5章讲述了捷联式惯导系统晃动基座的初始对准方法;第6章讲述了捷联式惯导系统动基座传递对准理论与方法;第7章讲述了无初始姿态信息条件下捷联式惯导系统空中对准方法;第8章讲述了舰载武器快速传递对准方法;第9章讲述了双惯组精确传递对准方法;第10章、第11章和第12章分别讲述了神经网络技术在捷联式惯导静基座和动基座初始对准中的应用方法;第13章讲述了旋转调制技术在初始对准中的应用。

本书是笔者与课题组成员多年研究成果的结晶。书中部分内容采用了北京航空航天大学申亮亮硕士、刘志琴硕士、郭隆华硕士和马闪硕士学位论文的研究成果。此外,本书部分内容还参考了国内、外同行专家学者的最新研究成果。在此,对他们为本书做出的贡献表示诚挚的谢意!

尽管笔者力求使本书能更好地满足读者的要求,但因内容涉及面广,限于水平,书中不足之处在所难免,诚望读者批评指正。

作 者

2013年4月于北京

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 捷联式惯导系统的基本知识	2
1.3 初始对准的任务、要求及分类	4
1.4 初始对准常用的方法	6
1.5 战术导弹惯导系统动基座对准	8
1.6 传递对准不同匹配方法的特点	13
第 2 章 捷联式惯导系统误差方程与最优估计理论	17
2.1 引言	17
2.2 捷联式惯导系统误差方程	18
2.3 捷联式惯导系统静基座初始对准卡尔曼滤波模型	23
2.4 初始对准常用最优估计方法	25
2.5 可观测性和可观测度分析方法	36
2.6 捷联式惯导系统与平台式惯导系统误差模型的等价性	40
2.7 基于控制理论的惯性导航系统可观测性分析	43
2.8 可观测性分析 INS 在地面进行对准时的估计误差	56
2.9 本章小结	62
第 3 章 捷联式惯导系统静基座初始对准	63
3.1 引言	63
3.2 捷联式惯导系统初始对准过程	63
3.3 解析式粗对准	64
3.4 一次修正粗对准	66
3.5 采用卡尔曼滤波器的精对准原理	69
3.6 捷联式惯导系统自对准流程	74
3.7 两种解析粗对准算法精度对比分析	75

3.8	快速对准和标定模型及算法	83
3.9	捷联式惯导陀螺罗经自对准特性的协方差分析	89
3.10	本章小结	97
第4章	捷联式惯导系统静基座多位置初始对准方法	98
4.1	引言	98
4.2	绕正交轴旋转 SINS 可观测性	98
4.3	最优多位置初始对准方法	103
4.4	任意方位多位置对准方法	109
4.5	本章小结	113
第5章	捷联式惯导系统晃动基座初始对准方法	114
5.1	引言	114
5.2	晃动基座粗对准方法设计	114
5.3	微幅晃动基座初始对准方法	119
5.4	大幅度晃动基座初始对准方法	127
5.5	本章小结	133
第6章	捷联式惯导系统动基座传递对准理论与方法	134
6.1	引言	134
6.2	捷联式惯导系统传递对准的卡尔曼滤波器设计	135
6.3	杆臂效应产生机理及其补偿方法	149
6.4	弹性振动理论及建模	154
6.5	传递对准状态误差模型的建立	156
6.6	传递对准量测方程的建立	162
6.7	不同匹配方法特性仿真验证	167
6.8	SINS 动基座传递对准的等价误差模型	181
6.9	典型机动方式的可观测性分析	183
6.10	典型机动方式的可观测度分析及仿真实例	188
6.11	本章小结	191
第7章	无初始姿态信息的捷联式惯导系统空中对准方法	193
7.1	引言	193

7.2	捷联式惯导系统导航方程及其初始化	194
7.3	无初始姿态信息空中对准的滤波器设计	195
7.4	游动方位导航方程的参数校正	201
7.5	仿真实例	202
7.6	本章小结	205
第 8 章	舰载武器快速传递对准方法	206
8.1	引言	206
8.2	摇摆基座的数学模型	207
8.3	舰载武器的杆臂效应	207
8.4	舰体挠曲变形模型	209
8.5	舰载武器 SINS 速度匹配传递对准算法	210
8.6	舰载武器速度加姿态匹配传递对准算法	212
8.7	摇摆基座快速精确传递对准方法	217
8.8	本章小结	224
第 9 章	双惯组精确传递对准方法	225
9.1	引言	225
9.2	双惯组传递对准的线性误差模型	226
9.3	传递对准线性误差模型的可观测度分析及降阶模型	232
9.4	双惯组传递对准的仿真实例	235
9.5	双惯组非线性传递对准模型	243
9.6	非线性传递对准系统的可观测度分析方法	247
9.7	双惯组传递对准的 Monte-Carlo 仿真	249
9.8	本章小结	265
第 10 章	神经网络技术在静基座初始对准中的应用	267
10.1	引言	267
10.2	神经网络技术基础	267
10.3	BP 神经网络及其算法	273
10.4	最优估计理论在神经网络权值训练中的应用	277
10.5	EKF 神经网络学习算法在捷联式惯导静基座对准中的应用	284
10.6	本章小结	289

第 11 章 神经网络在舰载武器动基座传递对准中的应用	290
11.1 引言	290
11.2 舰载武器传递对准误差源建模	291
11.3 传递对准滤波器模型的建立	292
11.4 舰载武器 SINS 的神经网络传递对准原理	294
11.5 舰载武器 SINS 神经网络传递对准的仿真实例	298
11.6 本章小结	304
第 12 章 神经网络在机载武器传递对准中的应用	305
12.1 引言	305
12.2 主、子惯导之间测量误差建模	306
12.3 主、子惯导之间误差源滤波模型的建立	308
12.4 基于神经网络的动基座对准和标定滤波器设计	309
12.5 弹载子惯导初始条件的确定	311
12.6 神经网络动基座传递对准方法仿真实例	312
12.7 基于星敏感器和神经网络的子惯导二次对准与标定方法	316
12.8 二次对准与标定方法仿真实例	322
12.9 本章小结	325
第 13 章 旋转调制技术在初始对准中的应用	326
13.1 引言	326
13.2 旋转调制对系统误差的影响机理	327
13.3 旋转调制系统误差波动特性	331
13.4 速度误差波动对初始对准的影响	340
13.5 连续旋转卡尔曼滤波误差模型的建立	340
13.6 连续旋转初始对准仿真实例	342
13.7 本章小结	345
附录	347
附录 1 平台误差角与姿态误差角之间的关系	347
附录 2 常见的随机误差模型	351
参考文献	355

第1章 绪 论

1.1 引 言

将载体从起始点引导到目的地的技术或方法称为导航。导航所需的最基本导航参数为载体的即时位置、速度和姿态。惯性导航系统是利用惯性敏感器(陀螺仪和加速度计)、基准方位以及初始位置信息来确定载体的方位、位置和速度的自主式航位推算导航系统,通常简称为惯导系统。惯导系统主要由惯性测量装置、专用计算机和控制显示器三部分组成。惯性测量装置又由陀螺仪、加速度计、导航平台以及电子线路组成。

惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)可以分为平台式惯性导航系统(Platform Inertial Navigation System, PINS)和捷联式惯性导航系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)两大类。PINS是将陀螺仪和加速度计安装在一个实体的稳定平台上,以平台坐标系为基准测量载体运动参数的惯导系统;SINS是将陀螺仪和加速度计直接安装在载体上,不需要实体平台,其“平台基准”的寻找和跟踪保持是由计算机来完成的。无论是SINS还是PINS,虽然惯性测量装置的结构和程序编排不同,但其导航计算都是以实现相对选定的空间基准稳定为目标。可以将惯性测量装置看成是一个“黑箱”,它的输入量为来自外部环境的比力、角速度,输出量为位置、速度以及载体相对当地地理坐标系的航向角和水平姿态角。

惯性导航系统的工作原理是根据牛顿力学来实现的。从图 1.1 可以看出,首先要建立一个进行比力测量的导航参考坐标系;其次应精确测量在所选取的导航坐标系中的比力分量,并在测得的比力分量中将惯性加速度分离出来;最后再将分离出来的惯性加速度实时进行两次积分。为了简单明了起见,图中假设运载体仅作简单的平面运动,它要求两个加速度计的输入轴应严格对准导航参考坐标系的两根轴。

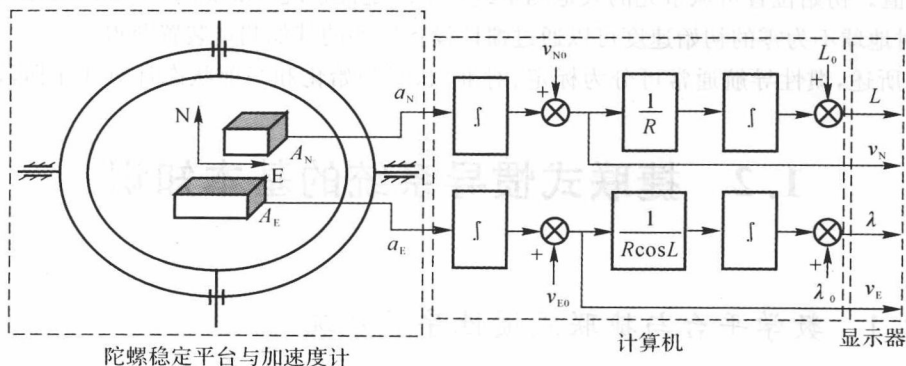


图 1.1 惯性导航系统基本原理

惯导系统是一种不依赖于任何外部信息、也不向外部辐射能量的自主式导航系统,这就决定了惯导系统具有其他导航系统无法比拟的优异特性。首先,它的工作不受外界电磁干扰的影响,也不受电波传播条件所带来的工作环境限制(可全球工作运行)。这就使它不但具有很好的隐蔽性,而且其工作环境不仅包括太空、空中、地面,还包括水面、水下,这对军事应用来说具有非常重要的意义。其次,它除了能够提供载体的位置和速度信息外,还能给出载体的航向和姿态角信息,因此它所提供的导航和制导信息十分完整。此外,惯导系统又具有数据更新率高、短期精度和稳定性好的优点。所有这些,使惯导系统在军用、民用领域中都发挥着越来越大的作用。与其他导航技术相比,惯导系统的特点主要体现在以下几个方面:

- (1)自主性:无需任何导航台站,导航功能完全可由惯导系统自身来完成;
- (2)隐蔽性:不向载体以外发出任何信号,敌方无法搜索或发现它的工作信息;
- (3)抗干扰:不受外部电磁环境影响,敌方也无法实施电磁干扰和控制;
- (4)全球性:不受地域限制,具有全球导航能力;
- (5)连续性:能够提供连续、实时的导航信息;
- (6)完备性:既能提供载体的位置信息,又能提供载体的姿态、速度和时间信息。

随着陀螺仪和计算机性能的不断提高,捷联式惯导系统已成为惯导系统发展的主流。平台式惯导系统体积大、质量大,机械结构复杂,可靠性和维护性较差,系统性能受极限精度制约,系统成本十分昂贵;捷联式惯导系统反应时间短、可靠性高、体积小、质量轻,结构简单,通过适当的冗余度配置,可以提高系统的精度和可靠性。根据有关资料报道,美国军用惯导系统于1984年全部为平台式惯导系统,到1989年有一半改为捷联式,1994年捷联式惯导系统已占90%。目前,捷联式惯导系统已广泛应用于各种需要导航定位的工程领域。

实际上,组成惯导系统的惯性敏感器——加速度计和陀螺仪——必然存在测量误差。在开始进行导航之前,需要对加速度计和陀螺仪分别进行标定(calibration),即在由其组成的惯性测量单元的不同方位,将加速度计和陀螺仪的输出与基准值进行比较,其差值用于在导航中对测量的比力和角速度进行修正。加速度计和陀螺仪的标定要在重力矢量值和地理位置非常精确的地点进行。

标定可以提供正确表达加速度计和陀螺仪输出的系数,但是当导航开始时还要确定每个加速度计输入轴的方向,这就需要通过初始对准(alignment)来实现。导航开始之前的最后一项工作是导航运算参数的初始化。在计算机开始导航积分计算之前,必须向计算机提供初始位置、速度和姿态值。初始位置可从事先的大地测量或从全球定位系统(Global Position System, GPS)获得,而相对地球不为零的初始速度可以通过惯性设备以外的其他测量装置获得。

综上所述,惯性导航通常可分为标定、对准、状态初始化和当前状态计算4个阶段。

1.2 捷联式惯导系统的基本知识

1.2.1 数学平台与捷联式惯性导航系统

如图1.2所示为捷联式惯导系统的原理方框图。由陀螺仪和加速度计所构成的惯性测量

组件(Strapdown Inertial Sensor Assemblies, ISA)直接安装在载体上,它们分别感应出载体坐标系相对于惯性坐标系的角速度矢量 ω_b^i 和载体系的比力矢量 f_b^i 。实际上惯性测量单元(Inertial Measurement Units, IMU)从构造形式上讲,它和平台式惯导系统没有什么区别,所不同的主要是陀螺仪只起感测运载体转动的角速度,没有对惯导平台实施控制。也就是说,惯性测量单元完全与载体的动态状况一样。正因为这样,为了避免系统误差和随机误差对载体陀螺仪和加速度计的影响,计算机首先要根据所接收陀螺仪和加速度计的输出信息,按照陀螺仪和加速度计的误差模型对其误差进行补偿,这样才能得到比较精确的载体相对惯性系所具有的比力 f_b^i 和角速度 ω_b^i 。

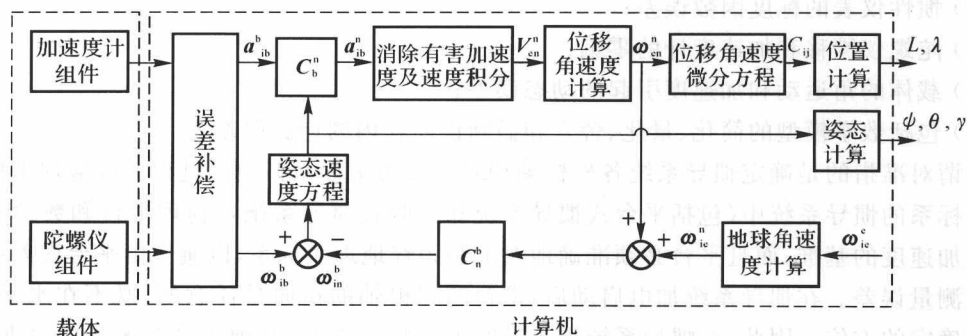


图 1.2 捷联式惯导系统的原理

a_{ib}^b —载体坐标系中的加速度； C_b^n —姿态矩阵； a_{in}^n —导航坐标系中的加速度； V_{en}^n —导航计算中的“地速”；

ω_{en}^n —地理坐标系相对地心坐标系的转动速度； C_{ij} —位置矩阵中的元素； L —纬度； λ —经度；

ω_b^i —载体坐标系相对惯性坐标系的角速度； ω_{in}^n —导航坐标系相对惯性坐标系的角速度；

C_b^n —姿态矩阵 C_n^b 的逆矩阵； ω_{ie}^e —地球角速度； ω_{in}^n —位移角速度； ψ —航向角； θ —俯仰角； γ —横滚角

在捷联式惯导系统中,由于不存在实际代表水平面的实体物理平台,所以为了实现导航以及获得姿态信息,就必须在计算机中用数学模型表示出和物理平台起相同作用的“数学平台”。如果把航向角记作 ψ ,俯仰角记作 θ ,横滚角记作 γ ,并假定开始时载体坐标系 Ox_b, y_b, z_b 与导航坐标系 Ox_n, y_n, z_n 完全重合,然后由于载体运动,经过方位、俯仰和横滚三次旋转实现从 n 系到 b 系的变换,就可得到由3个转角构成的姿态矩阵 C_b^n 。因此,姿态矩阵 C_b^n 的元素都是 ψ, θ, γ 的函数,当载体相对地球运动时,实际上也就是引起姿态矩阵中各姿态角的变化。考虑到地球的自转以及载体相对地球的转动,就可以从捷联式惯性测量单元中陀螺仪所感测的角速度信息中计算出姿态角变化的角速度。然后,由姿态角的变化角速度可以准确计算出姿态矩阵和新的姿态角。

显然,姿态矩阵的作用与平台式惯导系统中的物理平台很相似,因而姿态矩阵也叫作数学平台。因此,把载体上加速度计所感测的加速度信息变换到导航坐标系中,这样捷联式惯导系统也就和平台式惯导系统一样了。对有害加速度和重力加速度进行补偿,进而计算相对地球的速度和载体所处的即时位置。

1.2.2 捷联式惯导系统的误差、初始对准

在平台式惯导系统中,惯性仪表是安装在物理平台台体上的,由于平台对载体角运动的隔

离作用,所以载体的角运动对惯性仪表基本上没有影响。而在捷联式惯导系统中采用数学平台,在所有误差中惯性仪表因载体运动所引起的动态误差和计算误差非常可观。因此,在捷联式惯导系统中必须对陀螺仪和加速度计所输出的信号进行误差补偿,然后再进行姿态矩阵的计算。如图 1.2 所示,陀螺仪和加速度计输出到计算机的信号首先要按其误差模型进行误差补偿。误差补偿的模型和姿态矩阵计算方法可以有不同的形式和内容,一般需根据实际所用陀螺仪和加速度计的具体情况而定。

捷联式惯导系统的主要误差有以下几种:

- (1) 惯性仪表的结构误差;
- (2) 惯性仪表的标度因数误差;
- (3) 陀螺仪漂移和加速度计的零偏;
- (4) 载体的角运动和加速度引起的动态误差;
- (5) 包括数学模型的简化、量化、舍入和截断误差在内的计算误差等。

所谓对准指的是确定惯导系统各坐标轴相对于参考坐标系指向的过程。以地理坐标系为导航坐标系的惯导系统中(包括平台式惯导系统和捷联式惯导系统),物理平台和数学平台都是测量加速度的基准,而且平台必须准确地对准和跟踪地理坐标系,以避免由平台误差引起的加速度测量误差。在惯导系统加电启动后,平台的三根轴的指向是任意的,既不在水平面内,又没有确定的方位。因此,在惯导系统进入导航工作状态之前,必须将平台的指向对准,此过程便称为惯导系统的初始对准。

捷联式惯导系统初始对准的物理实质与平台式惯导系统进行初始对准是一样的。所不同的是,捷联式惯导系统数学平台的水平基准是计算机根据加速度计所感测重力加速度的水平分量用数学平台计算方法来确定,惯性测量组件不会像平台式惯导系统中的惯性测量组件那样相对水平面转动。在完成水平基准的确定以后,根据陀螺仪跟随地球转动所感测的信息,利用与平台式惯导系统计算罗经法相同的关系确定出数学平台所处的方位,也就完成了捷联式惯导系统的初始对准(initial alignment)。至于对准的精度,其水平精度主要取决于加速度计的零位偏置,而方位精度则主要取决于东西向陀螺仪漂移的大小。

1.3 初始对准的任务、要求及分类

1.3.1 初始对准的任务

从惯导系统原理中知道,飞行器的速度和位置是通过测量加速度再积分得到的。而要积分就必须知道初始条件,如初始速度和初始位置。对平台式惯导系统来说,物理平台是测量加速度的基准,要求系统开始工作时,平台处于预定的坐标系内,否则将产生由于平台误差引起的加速度测量误差。对于捷联式惯导系统,数学平台是测量加速度的基准,由于加速度计安装在机体坐标系上,所以要求当系统开始工作时,需要确定机体坐标系相对导航坐标系(数学平台)的初始变换矩阵。该变换矩阵的误差同样会产生加速度测量误差。因此,捷联式惯导系统初始对准的任务有两项:第一,机体起飞前将初始速度和初始位置引入惯导系统;第二,求出

机体坐标系与导航坐标系的初始变换矩阵。另外,有些系统的初始化还包括惯导仪表的校准,即对陀螺仪的标度系数进行测定,对陀螺仪的漂移进行测定并补偿,对加速度计也同样测定标度系数并存入计算机。初始化过程中对惯性仪表的校准是提高系统精度的重要保证。

对于第一项任务,在静基座情况下,初始速度为零,初始位置为当地的经纬度。在动基座情况下,这些初始条件一般应由外界提供的速度、位置和姿态信息来确定。这一过程比较简单,只要将这些初始信息通过控制器送入飞机上计算机中的捷联计算程序便可。至于第二项任务,一般比较复杂,尤其在动基座情况下,必须对基座的晃动、载体的杆臂效应和弹性变形加以考虑,它是捷联式惯导系统初始对准的主要任务。要求初始变换矩阵与实际机体坐标系相对导航坐标系的变换矩阵相一致,这是一项精度指标。此外,对准时间也是一项重要的指标。

1.3.2 初始对准的要求

平台式惯导系统的初始对准过程是由惯性器件或外界参考信息,经计算机中的对准程序处理产生控制信号,施矩于陀螺仪,从而使惯导平台在陀螺仪的控制下趋于导航坐标系;捷联式惯导系统的初始对准根据惯性器件或外界的参考信息,经过计算机的实时运算,不断地将数学平台变换到能精确描述理想机体坐标系到导航坐标系的方向余弦矩阵。

初始对准误差是惯导系统的主要误差源之一,它直接影响惯导系统的性能。初始对准时间是反映系统快速反应能力的重要技术指标,尤其对于军事应用领域。初始对准过程具有两种基本类型:一种是利用陀螺罗经的自对准,另一种是子系统相对主参考基准的对准。不论采用哪种对准方法,都会存在各种系统误差和随机误差,限制惯导系统的对准精度。这些误差主要包括惯性敏感器误差、由传输延迟引起的数据延迟误差、信号的量化误差、其他不希望的运动造成的误差以及振动效应误差等。因此,要求初始对准精度高、对准时间短,即精而快。为了达到这一要求,陀螺仪和加速度计必须具有高的精度和稳定性,系统的鲁棒性要好,对外界的干扰不敏感等。然而,较高的对准精度往往需要较长的对准时间,因此如何解决对准精度和快速性之间的矛盾一直是初始对准的一项关键技术。

1.3.3 初始对准的分类

1. 按照对准的阶段分

捷联式惯导系统按照对准的阶段来分,对准过程分为粗对准和精对准两个阶段。粗对准阶段以重力矢量和地球角速度矢量为信息,利用解析方法进行,其任务是得到粗略的捷联矩阵,为后续的精对准提供基础。此阶段精度可以低一些,但要求速度快。精对准是在粗对准的基础上进行的,通过处理惯性器件的输出信息,精确校正真实导航坐标系与计算的导航坐标系之间的失准角,使之趋于零,从而得到精确的捷联矩阵。

平台式惯导系统通常从频率域角度设计对准回路,并将对准分为水平对准和方位对准,对准过程首先是水平粗对准,然后是方位粗对准。在粗对准之后再精对准,首先是水平精对准,然后是方位精对准。由于对准回路频带低,响应慢,所以整个对准时间比较长。

2. 按照初始对准时载体的运动状态分

按照捷联式惯导系统初始对准时载体的运行状态来分,对准可分为静基座对准和动基座对准。顾名思义,静基座对准时载体是不动的,而动基座对准是在载体运动状态下完成的。通常,飞机或舰船的机动会加速对准的过程,提高对准精度。

3. 按照初始对准时是否需要外部信息分

按照初始对准时是否需要外部信息分,惯导系统可分为自对准和非自对准。惯导系统利用陀螺罗经的自对准是利用重力矢量和地球自转角速度矢量通过解析的方法实现初始对准的。这种对准方法的优点是自主性强,缺点是所需的对准时间长、精度不高。非自对准可以通过机电或光学方法将外部参考坐标系引入系统,实现惯导系统的初始对准。在捷联式惯导系统的粗对准阶段,可以通过引入主惯导系统的航向姿态信息,经过传递对准,迅速将数学平台对准导航坐标系,减小初始失准角(在数据传递时刻,主惯导系统和子惯导系统之间的任何相对角位移将作为对准误差引入子惯导系统中)。在精对准阶段,可采用受控对准方法,利用其他导航设备(如 GPS,计程仪等)提供的信息(如速度和位置)作为观测信息,通过卡尔曼滤波实现精对准。

4. 按照对准的轴系分

在对准时取地理坐标系为导航坐标系的情况下,初始对准可分为水平对准和方位对准。在平台式惯导系统中,物理平台通常先进行水平对准,然后进行平台的方位对准;捷联式惯导系统中的数学平台,一般情况下水平与方位对准是同时进行的。

1.4 初始对准常用的方法

地面条件下的静基座初始对准常采用自对准方法。对于平台式惯导系统,在平台启动后实际的初始平台坐标系和理想平台坐标系之间的误差角一般是很大的,如果不进行平台对准,整个惯导系统就无法工作。要想使整个惯导系统顺利地进入导航工作状态,从一开始就要调整平台使它对准在所要求的理想平台坐标系内。平台式惯导系统对准的方法可分为两类:

(1) 引入外部基准,通过光学或机电方法,将外部参考坐标系引入平台,使平台对准在外部提供的姿态基准方向;

(2) 利用惯导系统本身的敏感元件——陀螺仪与加速度计——测得的信号,结合系统作用原理进行自动对准,也就是自主式对准。

捷联式惯导系统的初始对准就是确定捷联矩阵的初始值。在静基座条件下,捷联式惯导系统加速度计的输入量为 $-g^b$,陀螺仪的输入量为地球自转角速度 ω_e^b ,因此 g^b 与 ω_e^b 就成为初始对准的基准。将陀螺仪与加速度计的输出引入计算机,就可以计算出捷联矩阵的初始值。

可见,惯导系统在地面对准时可以利用加速度计和陀螺仪测量的重力加速度矢量和地球自转角速度矢量来完成。但当载体运动时,这两种矢量无法测量,因此动基座对准必须借助外部信息来完成。目前,常用的方法有地球率对准、空间率对准、传递对准。

(1)地球率对准。地球率对准是指利用被对准的惯导系统航向角信息分解外速度信息,从而进行对准的方法。过去一般采用环节校正方法。而目前,由于卡尔曼滤波具有适应各种飞行条件和误差统计特性的特点,故一般都是利用差值(如速度差值)作为测量值,以卡尔曼滤波方法计算平台误差角估计值,从而完成空中对准。

(2)空间率对准。载体所能取得的外速度信息一般都需利用惯导系统航向角信息来分解,而外位置信息却经常是与地理坐标系有关(例如经纬度信息),这样就不需再进行分解。因此,把利用外位置信息的空中对准称为空间率对准。

(3)传递对准。传递对准是指当载体航行时,载体上需要对准的子惯导与已对准好的主惯导系统的信息进行比较,估算出子惯导系统相对主惯导系统的相对失准角以解决初始对准问题的一种方法。载体子惯导系统未对准以前,其捷联矩阵的误差相当于平台误差角,对惯导系统各种性能参数都会产生误差影响。因此,主、子惯导系统之间各种性能参数的差值都不同程度地反映失准角的大小。利用这些差值,就能进行传递对准。传递对准方法近年来引起了广泛的关注,也称为惯性测量匹配法。图 1.3 给出了传递对准方法的原理框图。它通过比较两个系统的运动测量值来算出其参考坐标轴的相对指向。初始的粗对准可以用“一次性”对准方法来完成,然后启动传递对准方法。

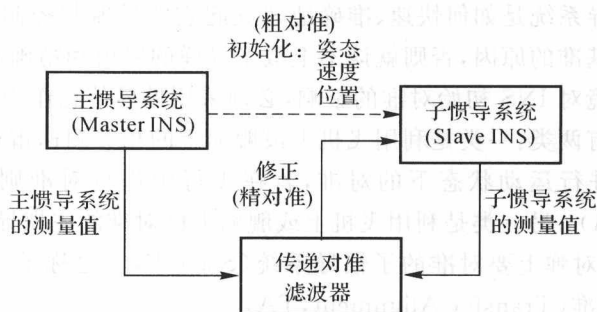


图 1.3 传递对准方法的原理框图

根据所选参数的不同,就形成了不同的匹配方式。传递对准的匹配方法一般分为两大类,即计算参数匹配法和测量参数匹配法。速度和位置是惯导系统计算的两种导航参数,故速度匹配和位置匹配属于计算参数匹配法;加速度和角速度是惯导系统的惯性元件所测量的参数,故加速度匹配和角速度匹配属于测量参数匹配法。姿态匹配利用惯导测量的载体姿态角信息进行对准,也属于测量参数匹配法。一般来说,计算参数匹配法的估计精度较高,但对准速度较慢,而测量参数匹配的速度较快,但其精度受载体弹性变形的影响较大。

简单来讲,捷联式惯导系统动基座初始对准的目的是为了得到从载体坐标系到计算机坐标系的初始变换矩阵,并且驱使失准角为零。为了提高捷联式惯导系统的工作精度,还希望初始对准时能够对杆臂效应误差角、载体弹性变形误差角、陀螺仪漂移及加速度计误差进行测定和补偿。要使系统具有较好的抗干扰能力和鲁棒性,还须应用滤波技术将有用信息和干扰信号加以分离。由此可见,捷联式惯导系统的初始对准技术是一个复杂的系统过程,有一系列问题需要综合考虑。

1.5 战术导弹惯导系统动基座对准

1.5.1 动基座对准原理

装备惯导系统的战术导弹,有多种发射平台,它可以在陆地上或战车上发射(陆基机动发射),可以在空中飞机上发射,还可以在海上各种舰船或潜艇上发射。后两种发射方式的发射平台处于各种运动环境下,因此又称为动基座发射。战术导弹在动基座平台发射前,所装备的惯导系统必须在运动条件下实现对准,即建立起一个基准,故称该对准过程为战术导弹惯导系统动基座对准。

机载、舰载战术导弹在发射前,由于安装位置处存在各种振动干扰、弯曲和挠曲变形干扰,因此战术导弹上的惯导系统是很难建立起一个基准的。另外,导弹的载体即发射平台又处于既有线运动(速度和加速度)又有角运动(载体姿态变化)的环境中。那么,未启动也未建立起导航和控制基准的惯导系统是如何快速、准确地建立起它的导航与控制基准呢?这便是惯导系统工作时必须建立基准的原因,否则就谈不上战术导弹的发射和精确制导。

为了克服运动环境对 INS 初始对准的影响,必须采用外界信息作为基准对 INS 进行初始对准。这种信息主要有两类:一类是利用飞机上或舰船上的相关测速雷达、测速仪等提供速度信息,对弹上的 INS 进行运动状态下的对准,若在飞行中进行对准则称之为空中对准(In Flight Alignment, IFA);另一类是利用飞机上或舰船上已对准的主惯导系统(Master INS,也称主 INS)作为信息源对弹上要对准的子惯导系统(Slave INS,也称子 INS)在运动中进行对准,此时称它为传递对准(Transfer Alignment, TA)。

采用 TA 技术时,无论主 INS 是平台式惯导系统还是捷联式惯导系统,都认为它已完全对准。这是由于将主 INS 作为信息源,认为它的精度是足够高的(通常,主惯导系统的精度一般比子惯导系统的精度高几个数量级)。如果主 INS 精度不够高,则必须对它定时或连续地用其他设备加以修正。目前,大量采用的是用 GPS 对主 INS 进行定时采样修正。要对准的子 INS 可以是平台式惯导系统,也可以是捷联式惯导系统。主/子动基座传递对准分为 3 种形式:①平台式惯导系统对平台式惯导系统的对准;②平台式惯导系统对捷联式惯导系统的对准;③捷联式惯导系统对捷联式惯导系统的对准。虽然组合形式不同,但对准原理是类同的。

如图 1.4 所示为机载战术导弹惯性制导系统在发射前的传递对准过程及一个完整的惯性制导系统功能程序。由图 1.4 可以看出,飞机上的惯导系统是已经在地面启动并完全对准好的,它在飞行中的惯导系统参数误差是随时间积累的,因此必须采用其他辅助导航设备修正。目前用得较多的是 GPS 修正或者把惯导系统与 GPS 组合成复合导航系统,即 GPS/惯性系统。当发现目标并准备发射战术导弹时,惯导系统开始启动,载机开始做各种形式的机动飞行(如 S 形),并开始对弹上的子 INS 进行初始对准。当开始对准时,弹上惯性传感器组合(ISA)由陀螺仪分系统和加速度计分系统组成,也称为惯性测量装置(IMU)。它把测量信息传递给信息处理机(也称导航计算机)进行捷联解算,同时由载机主 INS 传递原始数据和对准数据给弹上子 INS 进行初始粗对准。在飞机飞行中,弹上子 INS 不断地把导航参数的数据传递给卡