



(英) David H. Titterton John L. Weston

捷联惯性导航技术 (第2版)

Strapdown Inertial Navigation Technology
2nd Edition

张天光 王秀萍 王丽霞 等译



国防工业出版社

National Defense Industry Press

责任编辑：王晓光 bri_wang@163.com

余敬春

文字编辑：贾 艳

责任校对：钱辉玲

封面设计：王晓军 xjwang@ndip.cn



捷联惯性导航技术 (第2版)

Strapdown Inertial Navigation Technology

2nd Edition

► 上架建议：电子技术 ◀

<http://www.ndip.cn>

ISBN 978-7-118-05336-4



9 787118 053364 >

定价：66.00 元

Strapdown Inertial Navigation Technology
(2nd Edition)

捷联惯性导航技术

(第2版)

(英) David H. Titterton John L. Weston

张天光 王秀萍 王丽霞 等译

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

捷联惯导技术是将陀螺和加速度计直接固连在载体上的一种惯性导航技术,广泛应用于军用飞机、导弹、潜艇、战车等。

本书重点介绍捷联惯导技术的基本原理、最新发展和在各种领域的具体应用,如捷联惯导系统的基本原理、陀螺技术、加速度计和多传感器技术、微型惯性传感器、测试、校准和补偿、设计举例,等等。本书的作者多年从事捷联惯导技术在航空工程里的应用工作,因此,书的内容非常新颖、实用,极具参考价值。

读者对象:高年级大学生、研究生和从事惯性技术工作的工程技术人员。

著作权合同登记 图字:军-2006-052号

图书在版编目(CIP)数据

捷联惯性导航技术 / 张天光等译. —2版. —北京:国防工业出版社,2007.12
ISBN 978-7-118-05336-4

I. 捷... II. 张... III. 捷联式惯性制导 IV. V448.131

中国版本图书馆CIP数据核字(2007)第128825号

Strapdown Inertial Navigation Technology (2nd Edition). David H. Titterton and John L. Weston. Original English Language Edition published by The IEE © 2004; The Institution of Electrical Engineers All Rights Reserved.

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100044)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 24 $\frac{3}{4}$ 字数 568千字
2007年12月第2版第1次印刷 印数 1—3000册 定价 66.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

捷联惯性导航技术

(第2版)

翻 译 张天光 王秀萍 王丽霞 宋振峰
曹旭东 刘怀勋 吴永刚 李德纯
李红民 吕长起 位晓峰
统 校 张天光
审 定 鲁 浩 樊会涛

译 序

捷联惯性导航技术是 1970 年以来伴随着军事需求和新型微电子技术的发展而兴起的一项先进技术。和传统的平台式惯性导航系统相比,捷联惯性导航系统具有体积小、质量小、成本低、可靠性高和易维护的特点,没有机械实体平台,被称为“数学平台”。

捷联惯性导航系统(SINS)具有很强的抗干扰能力,在今后的高科技战争中,无论是精确导航、定位和武器制导,还是在防区外实施精确打击,捷联惯性导航系统在各种制导武器中有着不可替代的特殊地位。

近十几年来,小型、低成本的捷联惯性导航系统和卫星导航全球定位系统(GPS)相结合,使精确打击发生了革命性的变化。

为了学习和借鉴国外,特别是美、欧在捷联惯性导航技术领域的先进理论和研究成果,我们引进并组织翻译了《捷联惯性导航技术》(第 2 版)这本最新版的权威专著。本书全面系统地描述了国外捷联惯性导航技术的最新发展成果,包括捷联惯导系统的总体设计与仿真、系统误差分析、捷联算法研究、传递对准技术研究、经典和现代惯性器件的介绍、惯性器件的建模与标定技术、SINS/GPS 组合导航理论以及军用和民用领域的各种应用,同时也给出了许多的工程应用实例,内容十分丰富,是一本特别适合工程技术人员学习与提高的专业参考书。

全书的翻译和审定由我院张天光研究员和首席惯导专家鲁浩研究员负责。前言、第 1 章、第 2 章、第 6 章和第 15 章由张天光翻译,第 3 章由位晓峰翻译,第 4 章和第 5 章由宋振峰翻译,第 7 章由李德纯翻译,第 8 章由刘怀勋翻译,第 9 章由王秀萍翻译,第 10 章由曹旭东翻译,第 11 章由吴永刚翻译,第 12 章由李红民翻译,第 13 章由王丽霞翻译,第 14 章由吕长起翻译。全书由张天光统校(其中吴永刚校对了第 1 章、第 2 章和第 6 章,王秀萍校对了第 15 章),最后由鲁浩和我院副院长兼总设计师樊会涛研究员审定。在本书的翻译过程中,我院的张拥军和孟俊芳等先生/女士在术语翻译的确定等方面提供了帮助,《航空兵器》编辑部的张巧淑在编辑和格式方面提供了帮助并审读了部分稿件,在此一并表示感谢。当然,我们还要特别感谢本书的作者 David H. Titterton 和 John L. Weston 先生,感谢他们为我们提供了一本有价值的专业参考书,同时也特别感谢出版商 The Institution of Electrical Engineers 允许我们翻译出版这本书。最后,我们希望本书的翻译出版对我们了解和掌握国外惯性技术的最新理论和设计方法具有重要的帮助作用,对我国惯性技术的发展和提高具有一定的推进作用。

中国空空导弹研究院院长 荣毅超

2007 年 5 月

原 序

由于一些技术取得了重要进展,近些年惯性传感器和惯性导航的应用获得了迅猛的发展。微机电传感器的快速发展和计算机的优异性能激发了很多新的应用领域。这些新的传感器和性能优异的计算机以及最新的计算方法应用于传统领域,使微型系统的性能不断提高。传统的应用领域包括:

- (1) 运动平台(运载体)的导航;
- (2) 用于飞机、导弹、舰船和地面车辆导引与控制系统的自动驾驶仪;
- (3) 陀螺框架和其他结构的控制。

过去5年,小型、廉价、性能可靠的传感器的出现促使人们对很多新奇的应用进行了探索。很多这样的新应用要么已经投入使用,要么正在开发。其中的例子包括:

- (1) 进行钻探作业时勘测地下管道;
- (2) 高性能运载体的主动控制;
- (3) 导弹滚转被动控制;
- (4) 标定与测量;
- (5) 个人交通。

最近已经出现了高精度传感器,如环形激光陀螺和冷原子传感器。这些器件继续得到开发,为测量运动和表观变异提供了一种独特的方法。结果,这些器件越来越多地用于各种新奇的领域,包括大地测量学和基础物理科学的研究。

尽管基于卫星的导航不是“捷联”技术,但像本书这样的教材,要想忽略卫星导航技术是不现实的。这种导航技术的不断进步已对导航方法和技术以及导航应用范围产生了深刻的影响。特别是,这种技术已与其他传感器一起使用而产生了非常有效、效费比高的导航技术,也就是众所周知的组合导航。在这种情况下,卫星导航将与其他应用一起考虑。另外,本书也对一些非惯性导航辅助器件进行了讨论。

本书的目的是对惯性导航的物理原理进行清晰、简明的描述,并详细讨论惯性传感器技术及其应用的最新发展。这包括最新的微机电器件和对角运动与线运动进行测量的新奇手段。

本书将对各种惯性导航技术提供最新的介绍,主要面向工程师和研究生。本书讨论一系列技术和评估方法,以便使读者对不同技术和器件的适用性做出有根据的判断。本书还提供了各种数据,以展示器件和系统所能达到的性能范围。

本书详细描述了评估不同技术的方法,包括测试、特征描述和标定方法。这些方法用于确保器件和系统实现最佳性能。本书还给出了不少实例,用于突显不同方法之间的相互作用以及它们对性能的影响。

这些方法和技术应用在一个详细的设计实例中,以展示确定和分析问题、推导合适

的技术指标、设计具体方案等方法。设计实例还考虑了计算需求、接口和评估方法。该实例对那些想使一个系统满足某项技术指标的技术人员特别有用,因为它展示了设计过程中潜在的相互影响和指标与性能之间必须做出的协调和让步。

本书第二版增加了一章描述惯性敏感器和惯性技术的现代不寻常应用的内容,目的是激发工程师和技术专家利用大量已有的技术、方法和工艺手段进行更广泛的创新。本章还包括一个简明的设计实例,用以展示系统在恶劣环境中使用的问题。

捷联惯性导航技术使用很多专业术语、行业术语和表达式。本书附录对这些术语进行了解释或定义,以帮助对这项技术的理解。此外,本书还包括了与捷联惯性导航技术有关的概念与技术的一些附录。

要完成这么大的一项工程,没有很多人的帮助是不可能的,对此我们深表谢意。我们特别要对下列人员提供的帮助和鼓励表示感谢:

QinetiQ 公司的 S. K. 戴维森(Davison)先生、P. 格罗夫斯(Groves)博士和 K. 布伦森(Brunsen)博士;

BAE 系统公司的 E. 惠特利(Whitley)先生、R. 方丹(Fountain)博士和 P. G. 穆尔(Moore)先生;

DSTL 的 J. I. R. 欧文(Owen)和 P. 马兰(Marland)先生;

BEI 技术公司 Systron - Donner 惯性分部的 G. 贝克(Baker)先生;

RAE Farnborough 原职员 C. R. 米尔恩(Milne)先生;

Ferranti 原职员、后来是 GEC 航空电子公司职员的 A. D. 金(King)先生;

Charles Stark Draper 实验室公司的 W. D. Coskren 先生;

英国 SULA 系统公司的 G. 维格斯(Vigurs)先生;

Halliburton 能源服务集团 Sperry - Sun 公司的 P. 罗德尼(Rodney)博士和 D. P. 麦克罗比(McRobbie)先生;

瑞典皇家技术学院的 Milan Horemuz 博士;

德国 FGAN - FOM 的 R. Ebert 和 P. 卢茨曼(Lutzmann)博士;

新西兰坎特伯雷大学的 G. E. 斯特德曼(Stedman)教授;

德国慕尼黑技术大学巴伐利亚 Fundamentalstation Wetzell 的 E. U. 施赖伯(Schreiber)教授;

美国印第安纳州 Crane 镇 NSWC 的 B. 瓦戈纳(Waggoner)先生;

德国 SEG 的 D. 戈策(Goetze)先生。

目 录

第1章 引言	1
1.1 导航	1
1.2 惯性导航	2
1.3 捷联技术	2
1.4 本书的编排	3
参考文献	4
第2章 惯性导航的基本原理与发展历程	5
2.1 基本概念	5
2.2 小结	7
2.3 发展历程	8
2.4 当代惯性导航系统	10
2.5 惯性传感器的发展趋势	10
参考文献	11
第3章 捷联惯性导航系统的基本原理	12
3.1 概述	12
3.2 简单的二维捷联导航系统	12
3.3 参考坐标系	14
3.4 三维捷联导航系统的基本分析	15
3.5 捷联系统的机械编排	18
3.6 捷联姿态表达式	24
3.7 详细导航方程	33
参考文献	39
第4章 陀螺技术1	41
4.1 概述	41
4.2 常规传感器	42
4.3 速率传感器	59
4.4 振动陀螺	62

4.5	低温器件	70
4.6	静电悬浮陀螺	73
4.7	其他的角运动敏感器件	74
	参考文献	78
第5章	陀螺技术 2	80
5.1	光学敏感器	80
5.2	冷原子敏感器	99
5.3	陀螺技术小结	102
	参考文献	104
第6章	加速度计和多功能敏感器技术	106
6.1	概述	106
6.2	平移运动的测量	106
6.3	机械敏感器	107
6.4	固态加速度计	112
6.5	多功能敏感器	119
6.6	角加速度计	125
6.7	倾斜仪	127
6.8	加速度计和多功能敏感器技术小结	127
	参考文献	128
第7章	微型惯性敏感器	129
7.1	概述	129
7.2	硅加工	131
7.3	微型陀螺技术	131
7.4	微型加速度计技术	139
7.5	微型光机电系统	144
7.6	多轴/旋转构件	144
7.7	基于微机电系统的惯性测量装置	144
7.8	系统集成	146
7.9	小结	146
	参考文献	147
第8章	测试、标定和补偿	148
8.1	概述	148
8.2	试验原理	148
8.3	试验设备	150

8.4	数据记录设备	150
8.5	陀螺仪试验	151
8.6	加速度计试验	164
8.7	标定与误差补偿	171
8.8	惯性导航系统的测试	173
8.9	半实物仿真测试	175
	参考文献	176
第9章	捷联系统技术	178
9.1	概述	178
9.2	捷联导航系统的组成	178
9.3	仪表组件	179
9.4	仪表的电子部件	183
9.5	姿态计算机	184
9.6	导航计算机	185
9.7	电源调整	186
9.8	减振基座	186
9.9	小结	187
	参考文献	188
第10章	惯性导航系统的对准	189
10.1	概述	189
10.2	基本原理	189
10.3	地面对准	193
10.4	空中对准	198
10.5	海上的对准	206
	参考文献	211
第11章	捷联导航系统计算	212
11.1	概述	212
11.2	姿态计算	212
11.3	加速度矢量变换算法	223
11.4	导航算法	226
11.5	小结	228
	参考文献	229
第12章	广义系统性能分析	231
12.1	概述	231

12.2	二维捷联惯性导航系统误差传播	231
12.3	广义误差方程	236
12.4	分析评估	242
12.5	通过仿真手段进行评估	251
12.6	捷联系统性能的运动相关性	255
12.7	小结	261
	参考文献	261
第 13 章	组合导航系统	263
13.1	概述	263
13.2	基本原理	263
13.3	外部辅助导航设备	264
13.4	机载测量	275
13.5	系统综合	280
13.6	卡尔曼滤波在辅助惯性导航系统中的应用	281
13.7	INS - GPS 组合	287
13.8	多传感器组合导航	293
13.9	小结	294
	参考文献	294
第 14 章	设计举例	296
14.1	概述	296
14.2	需求背景	296
14.3	导航系统要求	297
14.4	选择捷联惯导的原因	299
14.5	导航系统设计和分析过程	300
14.6	试验、标定和补偿要求	308
14.7	用辅助方式提高性能	309
14.8	小结	309
	参考文献	309
第 15 章	惯性敏感器和惯性系统的其他应用	310
15.1	概述	310
15.2	井孔勘探	310
15.3	船舶惯性导航系统(SINS)	318
15.4	运载体的稳定与控制	320
15.5	设备稳定	330
15.6	大地与地球物理测量和基本物理现象的观测	347

15.7 其他应用	350
15.8 小结	355
参考文献	356
附录 A 卡尔曼滤波	358
附录 B 惯性导航系统的误差预估.....	364
附录 C 惯性系统结构形式.....	367
附录 D GPS 与 GLONASS 卫星导航系统的比较	370
符号表	374
术语简介	377

第 1 章 引 言

1.1 导 航

导航是一种古老的技艺,现在它正变成一门复杂的科学。它基本上是关于两地之间旅行和找路的学问;这可以用不同的手段来实现^[1]。

也许导航最简单的方式之一是按照指路说明行事。例如,一个人想从所在的地方到另一个给定的地方,别人可能这样告诉他:在下一个路口向右拐,在“玫瑰和皇冠”向左拐,沿着一个给定路标的右侧走……前面就是。显然,这种导航方法依赖对我们周围环境中已知特征或固定物体的观察和识别,并在它们之间运动。在技术描述中,这些特征物的位置常常被称为“航路点”。

这一过程的延伸是按照地图的导航。在这种情况下,导航员通过观察地图上的地理特征(如道路、河流、山丘和山谷)来确定自己的位置。这些特征可依照网格系统(即坐标系)标志在地图上。例如,地物特征的位置常常由相对于地球赤道和格林尼治子午线的纬度和经度表示。因此,导航员就能确定自己在该坐标系中的位置。随后读者就会清楚,坐标系的使用对导航过程来说是最基本的。

作为另一种方法,导航员也可以通过选择其他物体或自然现象来确定自己的位置。一个广泛使用的古老方法是观测自己相对于固定天体的位置。固定天体有效地确定了一个在空间固定的坐标系。这样的坐标系通常称为“惯性”坐标系,而天体观测可使观测者确定自己相对于该坐标系的位置。在考虑了地球的运动和观测时间之后,导航员就可以利用天体测量来确定自己在地球表面的位置。这种依靠对外部世界的观察来进行导航的系统称为“位置固定”系统。

海上精确导航主要的困难之一,是缺少一个精确的时间坐标来确定经度。只要能看到,纬度可以通过天体确定。但另一坐标取决于观测的时刻。在 18 世纪,英国皇家天体学家组织了一系列研究来解决“经度问题”。该问题最终被约翰·哈里森(John Harrison)解决。他是林肯郡一位没有受过正规教育的木匠。他发明了一种能在船上精确地计量时间的记时计^[2]。

另一种方法是使用“推算法”原理——根据初始位置和速度与方位的测量来计算当前位置。推算过程通过记录最后一次已知位置和获取该位置的时间、随后的平均速度和航向以及当前时间来完成。速度需要通过航向角分解为向北和向东的速度分量。然后每一分量与从上一位置开始经历的时间相乘,获得位置变化。最后,位置变化量与初始位置相加而获得当前位置。

这一过程也可以利用惯性敏感器(陀螺仪和加速度计)测量相对于惯性坐标系的转动和平移运动来完成。这就是所说的惯性导航。

1.2 惯性导航

惯性导航系统建立在牛顿经典力学定律的基础之上。牛顿定律指出,除非受到作用在物体上的外力的干扰,否则,运动的物体将一直进行匀速直线运动。该定律还告诉我们,外力将对物体产生一个成比例的加速度。由于加速度可以测定,所以,通过用加速度对时间进行连续积分就可以计算出速度和位置的变化。加速度可通过一种叫做加速度计的器件来确定。一个惯性导航系统通常包含3个这样的器件,每一个可以检测单一方向的加速度。加速度计的安装通常是让它们的敏感轴相互垂直。

为了在惯性坐标系实施导航,我们需要跟踪加速度计所指的方向。物体相对于惯性坐标系的转动可以利用陀螺传感器来检测;物体的转动用于确定加速度计在每一时刻的方位。有了这些信息,就可以把加速度分解到惯性坐标系,然后开始积分过程。

因此,惯性导航就是用陀螺仪和加速度计提供的测量数据确定所在运载体的位置的过程。通过这两种测量的组合,就可以确定该运载体在惯性坐标系里的平移运动并计算它的位置。

与其他类型的导航系统不同,惯性系统在运载体内是完全自成一体的,也就是说,它不需要从运载体传送信号或者从外部接收信号。但是,惯性导航系统需要精确获取运载体的初始位置。这样,惯性测量值就用于估算运载体随后的位置变化。

1.3 捷联技术

尽管所有类型的惯性导航系统的基本原理都是一样的,但它们的实施却有各种不同的形式。惯性导航技术的原始应用都采用稳定平台技术^①。在这样的系统里,惯性敏感器安装在一个稳定平台上,并与运载体的转动进行隔离。平台系统现在仍然很常用,特别是在需要精确估算导航参数的场合(如船舶和潜艇)。

现代系统通过把敏感器固连(或固定)在运载体的壳体上而去除了平台系统大部分的机械复杂性。和等效的平台系统相比,这种方法的潜在好处是成本降低、尺寸减小、可靠性提高。结果,小型、精确的惯性导航系统现在可以装到小型导弹上,所带来的主要问题是计算复杂性显著增加,而且需要能测量高转速的器件。然而,计算机技术的不断进步与适用敏感器的开发相结合,使这种设计成为现实。

这种惯性导航系统通常称为“捷联”惯性导航系统,是本书讨论的主题。尽管讨论老式的、比较成熟的平台技术的书籍有很多,但清晰地描述捷联系统的书籍还没有。这是出版本书的主要动因。

本书描述惯性导航的基本概念和引发现代捷联系统出现的技术发展。本书给出捷联惯性导航这一主题的概述,面向惯性敏感器和系统的各级供应商以及这些产品的用户,目的是促使他们建立更有效的双向对话。

^① 主要进展发生在1953年,飞行验证了全惯性导航的可行性;验证的系统称为SPIRE(空间惯性参考设备),直径5英尺,质量2700磅。1英尺(ft)=0.3048m,1磅=0.454kg。

通过有选择的阅读,刚进入这一领域的工程师们可以对该主题有一个基本的了解。对那些需要密切参与捷联系统技术各方面工作的人来说,本书对系统结构给出了更全面的描述,对捷联惯性敏感器和计算需求进行了评价,对用于系统分析和评估的各种技术进行了深入的讨论。本书给出了参考文献,供那些想进一步了解该领域不同侧面的读者参考。

捷联惯性导航系统建立在复杂的技术之上。很多技术术语和行业术语变得很常用。本书附录的术语简介给出了这些术语的定义。

一般情况下,我们给出所涉及物理原理和过程的数学描述。那些刚接触本领域的读者,如果只想了解所涉及过程的物理原理,而对其数学细节不感兴趣,可只记下数学推导的结果,或者干脆跳过这部分内容。

1.4 本书的编排

第2章介绍捷联惯性导航系统的基本概念和简化的实例,然后给出系统必须具备的基本功能的定义。本章将表明,转动与平移运动的测量对一个惯性导航系统来说是最根本的问题。接下来对捷联惯性导航系统的发展历程进行了简要回顾,并对系统应用进行了概括。

第3章更详细地讨论了把转动测量与平移运动测量结合起来形成一个惯性导航系统的方法。本章还用一定的篇幅讨论姿态计算和导航方程的概念,两者对捷联惯性导航系统的工作都是最基本的。另外,本章还描述了几种可能的系统结构。

第4章至第7章较详细地讨论了陀螺技术和加速度计技术。这部分内容描述了正在使用的各种器件以及在不久的将来很可能使用的器件。这包括常规的角动量陀螺、光学速率敏感器(如环形激光陀螺和光纤陀螺)、摆式力反馈加速度计、固体器件、冷原子敏感器以及多功能敏感器。本章包括器件的机械与电子性能、测量精度、数学描述和各种应用。第7章专门描述微型加工机电系统(MEMS)敏感器技术及其性能。该技术最近几年在现代导航与稳定系统中的应用越来越广泛。

第8章讨论惯性敏感器与系统的测试、标定和补偿。可以通过算法实施对可预测的误差(来自对系统性能的观测)进行纠正或补偿;这些算法最大限度地接近经典敏感器误差模型的相反过程。

第9章描述捷联惯性系统的基本构件和各种机械编排。

实现精确导航的一个关键因素是导航开始前惯性导航系统的初始化;对飞机导航系统来说,就是起飞前的初始化。这一过程涉及精确确定运载体导航系统相对于所选坐标系的位置、速度和姿态,通常称为惯性导航系统对准。这种对准可能需要在运动的运载体上进行,如机载惯性导航系统的飞行中对准。

第10章重点讨论了在各种运载体上实现精确对准的困难以及解决这些问题的方法。

第11章讨论陀螺与加速度计测量数据的计算机处理。要想完成导航任务,这些处理是必须完成的。本章还较为详细地讨论了各种算法。

为了让设计者评估系统性能,第12章讨论了惯性导航系统性能分析方法。本章主

要讨论了对捷联系统特别重要的一些误差,并重点讨论了用于评估系统性能的仿真方法。

在很多应用中,通常的做法是把惯性导航系统的输出与某些外部测量数据结合起来,实现导航精度的总体改善。例如,独立位置坐标可用于辅助惯性导航系统,使导航精度超过单独使用定位系统或惯性导航系统所能达到的性能。第13章讨论可用的导航辅助设备以及把惯性和外部测量数据结合起来形成所谓的组合惯性导航系统的各种方法。

第14章通过讨论一个设计实例来把前面几章内容结合在一起。由于作者的工作背景主要在导弹系统领域,所以,本章的实例也在这一领域。对那些想设计一个满足给定需求的系统,而且还要评估其潜在性能的工程师来说,该设计实例将非常有用。

最后,第15章描述了惯性导航系统的一系列应用,包括海上、空中、地面与地下的军事与民用系统。本章主要讨论在把惯性导航技术应用到更广的领域后,设计各种导航与稳定系统时遇到的具体问题。

本书的附录介绍了卡尔曼滤波、惯性导航误差分配、惯性系统结构以及GPS与GLO-NASS卫星导航系统的比较。本书的最后列出了用到的主要术语。

参考文献

- 1 ANDERSON, E. W. : 'The principles of navigation' (Hollis and Carter, 1966)
- 2 SOBEL, D. : 'Longitude; the true story of a lone genius who solved the greatest scientific problem of his time' (Penguin Books, 1996)

第2章 惯性导航的基本原理与发展历程

2.1 基本概念

本节概述了惯性导航的基本概念并给出了一些简单的例子。

一个简单的一维导航的例子,是确定平面上两地之间一辆火车的位置。通过测量火车沿铁轨运动的加速度,我们就可以确定火车的瞬时速度和从已知起始点行走的距离。称为加速度计的敏感器能够提供关于自身运动的加速度信息。如果一个加速度计固定在火车上,它就能够提供火车的加速度信息。只要火车的初始速度已知,通过加速度测量值的时间积分就能连续估算火车的瞬时速度;二次积分就可以获取相对于已知起始点的距离。这样,加速度计与计算机或其他能够进行积分的器件一起,就构成了一个简单的一维导航系统。

一般来说,一个导航系统需要给出运载体相对于已知网格系统,即参考坐标系的位置指示。例如,它可能需要用直角坐标系里的 x 和 y 坐标来给出运载体的位置。如图 2.1 所示,再次考虑火车沿铁轨运动的例子,现在需要确定火车相对于图示坐标系的位置。

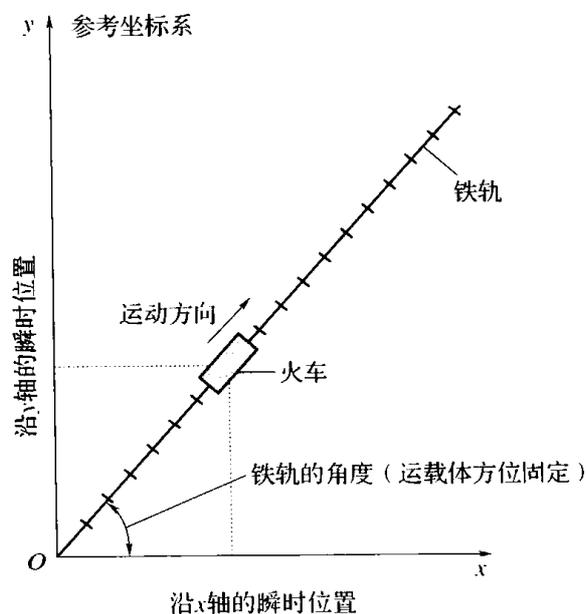


图 2.1 一维导航

由于知道火车沿铁轨的加速度以及铁轨相对于坐标系的角度,这样, x 和 y 坐标位置就可以确定。实现过程是这样的:把测得的加速度沿坐标系分解为 x 和 y 两个分量,然后对分解的信号进行适当的积分就可以得到火车沿坐标轴的速度和位置。在这个简单例

子里,铁轨的角度定义了火车相对于坐标系的方位。

图 2.2 给出了更一般的情况:铁轨有转弯。这时需要连续测定火车沿两个方向的平移运动和运动方向的变化,即火车沿垂直于运动平面的坐标轴的转动。

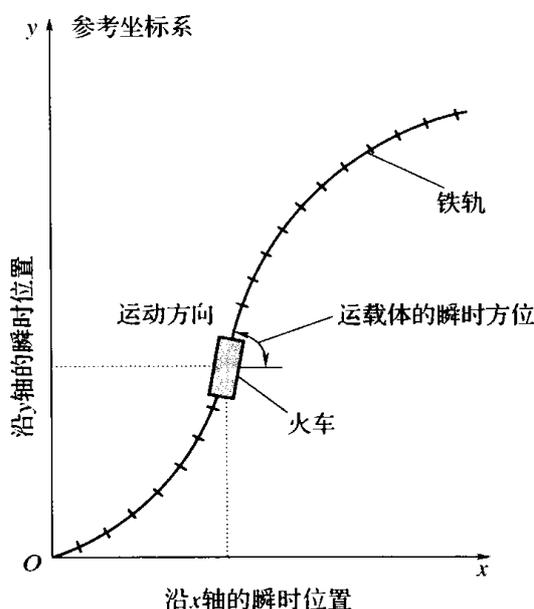


图 2.2 二维导航

现在就需要两个加速度计来测定沿铁轨和垂直于铁轨两个垂直方向的平移运动。适合测定转动的一种敏感器是陀螺仪。根据构造形式的不同,它可以直接测定火车相对于坐标系的方位,或者测定火车的转弯速率。在后一种情况下,只要导航的初始角已知,火车的角度指向可以通过对测量值进行积分而计算出来。有了这些信息,就可以把加速度测量值(由固定在火车上的坐标系获得)与参考坐标系联系起来。这样,加速度的瞬时测量值就可以沿参考坐标系进行分解并对时间进行积分,从而确定运载体相对于参考坐标系的瞬时速度和位置。

显然,用一台陀螺仪、两个加速度计和一台计算机就可以构建一个简单的二维导航系统。实际应用中,惯性敏感器可以安装在一个空间稳定的平台上,因此与运载体的转动隔离开;也可以直接安装在运载体上,构成捷联系统。测量值由计算机进行处理,连续提供火车位置、速度和方位的估算值。需要强调的是,惯性导航是建立在位置、速度和方位的准确初始数据之上的。这是因为它使用的是推算法;这种方法依赖于对初始输入以及随后的估算值的不断更新。

从前面的讨论可以清楚地看到,运载体的成功导航可利用装在运载体上的适用敏感器的特性来实现。通常,需要确定运载体相对于一个三维参考坐标系的位置。这样,如果使用单轴敏感器,就需要3个陀螺来测量运载体绕3个轴的转动速率,而需要3个加速度计来测量运载体沿3个轴的加速度分量。为了方便和准确,所选的3个轴通常相互垂直。

在大多数应用场合,由惯性敏感器敏感轴定义的轴系都与安装敏感器的运载体(机体)轴相一致,后者通常称为运载体坐标系。陀螺仪提供的测量值用于确定运载体相对

于需要导航的参考坐标系的姿态和方位。然后,姿态和方位信息用于把加速度测量值分解到参考坐标系中。分解后的加速度值经两次积分即可获得运载体在参考坐标系里的速度和位置。

陀螺仪测量运载体相对于惯性空间的姿态变化或转动速率。但加速度计并不能把运载体的总加速度(相对于惯性空间)与由引力场引起的加速度分开。实际上,这些传感器能测量空间真实加速度与引力加速度之差^①。该量值是作用在敏感器上的每单位质量的非万有引力,本书简称“比力”^[1]。

这样,为了确定运载体相对于惯性空间的加速度,加速度计给出的测量值必须结合引力场的影响,尤其是当靠近大型天体(如地球)的时候。利用这些信息,就可以推导出运载体相对于天体的加速度。

因此,导航就是把运载体转动和比力的测量值与引力场的影响相结合,估算出相对于预定参考坐标系的姿态、速度和位置。图 2.3 给出了这种惯性导航系统的原理框图。

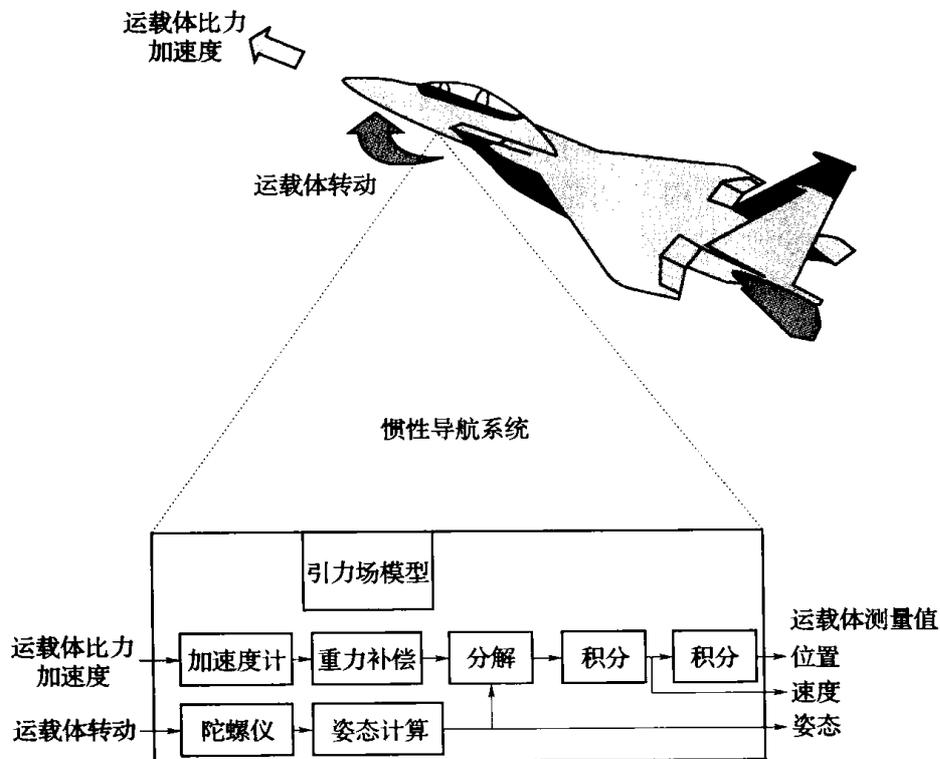


图 2.3 惯性导航系统的原理框图

2.2 小 结

根据前面的讨论,惯性导航系统的基本功能可定义如下:

- (1) 用陀螺敏感器确定运载体的转动,从中可推算出运载体相对于参考坐标系的姿态;

^① 从代数上讲,是相对于惯性空间的加速度与万有引力加速度之和。

- (2) 用加速度计测量比力;
- (3) 利用陀螺提供的姿态信息把比力测量值分解到参考坐标系;
- (4) 评估引力场引起的受力(即地球引力,如果系统工作在地球附近);
- (5) 对分解的比力测量值进行积分,获取运载体速度和位置的估算值。

在随后的几章里,将较为深入地描述惯性导航的原理,并将详细讨论系统编排、惯性敏感器技术、计算问题(包括算法)、设计分析与系统应用。然而,在这之前,有必要先对当前惯性导航系统与技术的发展历程作一简要回顾。

2.3 发展历程

从最早的时候起,人们就通过找路或认路从一个地方走到另一个地方。这需要某种形式的导航。导航最早的应用场合是在陆地上。后来,人们有了探索更远地方的欲望,于是就研制出了用于航海的仪表。最近,在惯性敏感器,用于陆地、空中、海洋、太空、甚至更远星球的惯性导航系统方面都取得了重要的进展。

我们的祖先到处旅行通常是为了在陆地上寻找食物。随着不断进化,他们一般利用地标穿越河流,也就是说,通过观察进行导航。随着定位方法的不断发展,波利尼西亚人在 2000 年前利用他们掌握的天体和地物知识,穿越了太平洋。这些方法只能在天气好的情况下使用。13 世纪,中国人发现了天然磁石的特性并利用磁性原理制造了指南针。他们利用这种仪器成功穿越了南中国海。这种装置的使用虽然和能见度无关,但在恶劣天气情况下使用就很困难。另一项能协助远距离旅行的重要发明是六分仪,它能在陆地上进行准确定位。

17 世纪,牛顿确定了力学定律和万有引力定律。这些定律是惯性导航的基本原理。然而,两个世纪后能演示惯性导航技术的惯性敏感器才研发出来。不过 18 世纪初仍有几项重要进展:瑟森(Serson)演示了一种稳定六分仪^[2],哈里森(Harrison)发明了一种准确的记時計。前者使对天体的观测不需要参考地平线,后者能够准确确定经度。只要能看到天体,再结合表格和天体位置参考表,利用这些仪表就能实现精确导航。

一般认为,1852 年傅科(Foucault)发现了陀螺效应。他肯定是第一个使用这个术语的人。其他人也开发了类似的仪表,如伯内伯格(Bohneberger)、约翰逊(Johnson)和利马勒(Lemarle)。所有这些人都在研究地球的转动和转动动力学的演示验证,他们都在利用转盘的旋转轴能保持空间不变的特性。19 世纪后期,出现很多高质量的陀螺仪。另外,陀螺原理在重型设备方面也有各种创造性的应用(如研磨机)。

1890 年,G. H. 布雷安(Bryan)教授发现了圆筒的振鸣,这一重要现象后来用于固态陀螺仪。

20 世纪初出现了用做方向基准的陀螺罗经。其基本原理是,通过在其摆性效应和携带罗盘的回转座的角动量之间建立平衡关系,来指示真北。最初,该仪表对加速度很敏感。马克斯·舒勒(Max Schuler)教授研制了一种带垂直安装系统的仪表,能确定一个精确的垂直基准^[3]。该仪表调谐到由 $2\pi \sqrt{R/g}$ 确定的无阻尼振荡自然周期,约为 84min。其中 R 是地球半径, g 是地球引力产生的加速度。后来,这种方法被麻省理工学院的沃尔特·里格利(Walter Wrigley)博士称为“舒勒调谐”^[4]。利用这种创造性的方法,人们研

制了用于航海的对加速度不敏感的定向仪。埃尔默(Elmer)和劳伦斯·斯佩里(Lawrence Sperry)改进了陀螺罗经的设计,后来布朗(Brown)和佩里(Perry)又作了进一步的改进。这些仪表构成了后来全天候自动导航的基础。斯佩里兄弟也是20世纪初利用陀螺效应进行制导与控制的先行者。他们研制的导航与自动驾驶仪设备用在了飞机上,研制的陀螺仪用在了鱼雷上。

20世纪20年代产生了用于飞机的转弯速率指示仪、人造地平仪和方向陀螺仪,与此同时,还研制了侧滑传感器(早期的开环加速度计);舒勒也在演示一种陆地使用的指北装置,精度达 22rad/s 。20世纪上半叶取得的重要进展是,研制了舰炮火控系统稳定平台,提出了惯性导航系统的基本概念。博伊科(Boykow)发现,利用加速度计和陀螺仪可构建一个完整的惯性导航系统。但那时,惯性传感器的质量还不足以生产、演示这样一种系统。

第二次世界大战中,德国科学家在V1和V2火箭上演示验证了惯性制导的原理,他们迈出的主要步骤是,使用了带反馈的系统,从而实现了精确导引。此时,世界各地的研究活动非常活跃;研制新型惯性传感器并改进其精度,1949年出版物中首次提出了捷联导航的概念。

20世纪50年代,研制和发明的节奏进一步加快,海上和空中应用都取得了重要进展。研制出了更精确的传感器,陀螺仪的精度大幅度提高。传感器的误差从大约 $15^\circ/\text{h}$ 降低到大约 $0.01^\circ/\text{h}$ 。麻省理工学院的查尔斯·斯塔克·德雷珀(Charles Stark Draper)教授和他的同事们一起,演示了悬浮速率积分陀螺^[5],为很多技术进步做出了主要贡献。与此同时,力反馈原理应用到加速度计的检测质量块上,而产生了一种精确的加速度敏感仪表。

20世纪50年代初,制造出了稳定平台惯性导航系统,紧接着,一架完全采用惯性导航的飞机首次穿越了美国。20世纪60年代,惯性导航系统成为军用飞机、船舶、潜艇的标准配置。所有这些应用场合都采用所谓的稳定平台技术。在这一时期,惯性技术进一步取得重要进展:传感器精度不断提高,器件变得小型化,环形激光陀螺开始研制。这一时期,采用惯性系统技术的主要工程项目是战略导弹计划和太空探索。

在过去20年也发生了类似的技术进步,其中一个主要进展是微型计算机的应用和大动态范围陀螺的研制,这些技术进步使得捷联原理得以实现。这使得在很多应用场合,惯性导航系统的尺寸和复杂性都大大降低。随后我们还将讨论,新奇方法的采用产生了小型、坚固、可靠、相对廉价而又精确的惯性传感器,因而导致了非常广泛的应用。这一时期在固态传感器(如光纤陀螺和硅加速度计)的研制上也取得了重要进展。

最近几年,惯性导航系统发展的主要特征,是逐步从稳定平台技术转向捷联技术(图2.4)。该图表明,由于陀螺技术取得的进展,捷联系统的应用越来越广。由于小型速率积分陀螺、动力调谐陀螺、新近的环形激光与光纤速率传感器以及振动陀螺的出现,惯性技术的发展达到了新的里程碑。所有上述器件将在第4章和第5章讨论。MEMS(微型加工机电系统,简称微机电系统)传感器是一项令人振奋的技术进展,它将使惯性导航的应用范围进一步拓宽。

捷联系统正越来越多地应用于飞机和导弹。最近,这项技术又应用于船舶和潜艇,如图2.4所示。图2.4还示出了捷联技术的其他应用,所需陀螺的精度用其方框的位置和大小表示。

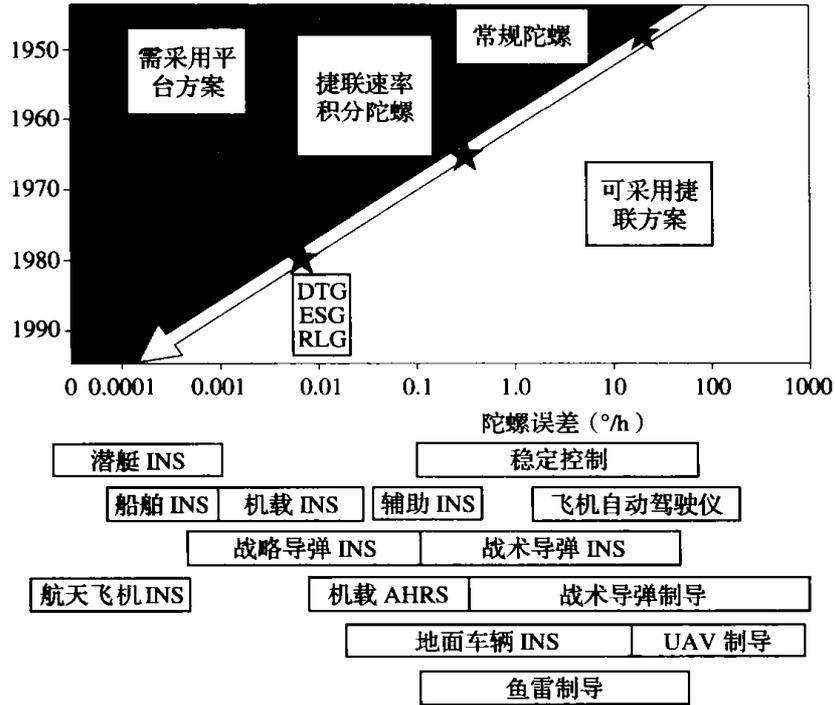


图 2.4 捷联传感器的发展及其某些应用

2.4 当代惯性导航系统

从 2.3 节的讨论中可以清楚地看到,惯性导航系统可应用以及正在应用的领域是非常广泛的,包括舰船、飞机、战术与战略导弹以及航天飞机的导航。另外,还有一些更新奇的应用领域:机器人技术、赛车或高档轿车的主动悬挂系统、地下矿井和管道的勘探。

如此广泛的用途要求导航系统具有很宽的性能范围以及很宽的时间范围;在这个很宽的时间范围内,它们都要能够提供导航数据。例如,战术导弹所需的惯性导航与制导精度为几百米,时间为几分钟或是几秒钟,而另外的机载系统需要工作几个小时,且需要保持飞机的位置精度为一两个海里或更高。在航海或航天领域,这样的系统可能需要提供类似精度的导航数据,但时间长达几周、几个月,在星际探索中可能更长。一个极端的例子是,“旅行者”宇宙飞船在太阳系内外的航行已超过了 25 年。

尽管惯性导航系统的基本原理在各种用途中并没有变化,但惯性传感器的精度和相关计算必须达到的精度,却在前面谈到的各种应用中变化极大。因此,不难理解,仪表技术和实施导航所采用的方法在各种应用中也是变化很大的。本书的目的之一就是对适用于这些不同惯性系统的方法和技术提出一些分析意见。

2.5 惯性传感器的发展趋势

在过去的 10 年,一些不同类型的传感器都取得了重要的进展。微型加工机电系统 (MEMS) 器件取得了引人注目的进展,可达到的性能接近惯性等级,很可能不久就能达到实用。微光学加工系统 (MOEMS) 可望在中期提供很高性能的传感器。

光纤陀螺的不断改进还会继续,可望在近期开始取代较为昂贵的环形激光陀螺。

一些新技术(如冷原子干涉仪)尚在研究之中,主要用于非常专业化的勘探和非常精密的测量,但还远远没有成熟。

从系统应用的角度看,最大的驱动因素是进一步降低成本和复杂性,进而大幅度提高可靠性。

有关惯性敏感器性能的内容,将在第4章至第7章讨论。

参考文献

- 1 BRITTING K. Inertial navigation system analysis New York: Wiley Interscience, 1971
- 2 SORG H W. From Serson to Draper-two centuries of gyroscopic development. Journal of Institute of Navigation, 1976 ~ 1977, 23(4)
- 3 SCHULER M. Die Störung von Pendul-und Kreiselapparaten durch die Beschleunigung der Fahrzeuges. Physikalische Zeitschrift B, 1923,24
- 4 WRIGLEY W HOLLISTER W M, DENHARD W G. Gyroscopic theory, design, instrumentation. MIT Press, 1969
- 5 DRAPER C, WRIGLEY W, HOVORKA J. Inertial guidance. Pergamon Press, 1960

第3章 捷联惯性导航系统的基本原理

3.1 概述

通过第2章的介绍,我们对惯性导航系统所需的基本测量值已经有所了解。为了进一步讨论,假定已知沿相互正交轴的比力和绕这些轴的角速率的测量值。本章重点讨论为实现导航的目的,如何对这些测量值进行组合与处理。

3.2 简单的二维捷联导航系统

本章首先描述一个简单的二维捷联导航系统。尽管二维捷联导航系统在功能上等同于后面将要讨论的完全三维系统,但它用来执行二维导航任务的计算过程要比三维捷联系统简单得多。因此,通过本节的讨论,希望能使读者对捷联系统执行任务的基本解算过程有所了解,而不必深入到三维系统错综复杂的计算任务中。

为了便于后面的讨论,假定安装有导航系统的运载体被限定在一个单一的平面内运动。在第2章中曾对能够完成这种特殊导航任务的二维捷联系统进行过简单的介绍,其原理框图如图3.1所示。

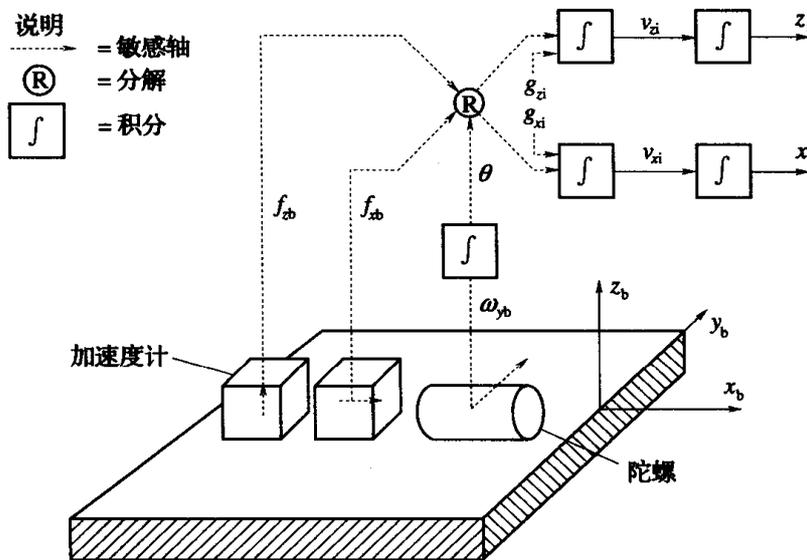


图 3.1 二维捷联惯性导航系统原理框图

该系统包含两个加速度计和一个单轴速率陀螺,它们刚性地固连于运载体上。图3.1中所示的运载体是所有仪表的安装基座。加速度计的敏感轴(沿图3.1中箭头所示的方向)相互垂直,且在运动平面内与运载体的轴向一致,分别表示为 x_b 和 z_b 。陀螺

仪敏感轴(y_b)垂直于加速度计的两个敏感轴安装,它测量绕垂直于运动平面的轴的转动。假定在 x_i 和 z_i 表示的空间固定的参考坐标系中进行导航,参考坐标系和运载体坐标系之间的关系如图 3.2 所示,图 3.2 中 θ 表示参考坐标系和运载体坐标系之间的角位移。

现在参照图 3.1,运载体的姿态角 θ 可以通过角速率测量值 ω_{y_b} 对时间的积分求得。利用 θ 将比力的测量值 f_{x_b} 和 f_{z_b} 分解到参考坐标系中。假定储存在计算机中的重力模型提供了参考坐标系中重力分量的估计值 g_{x_i} 和 g_{z_i} 。这些值与比力在参考坐标系中的分量 f_{x_i} 和 f_{z_i} 组合,就可以计算运载体真实的加速度 \dot{v}_{x_i} 和 \dot{v}_{z_i} 。将这两个导数进行两次积分就可以分别得到运载体速度和位置的估计值。图 3.3 给出了求解所必需的整套方程组。

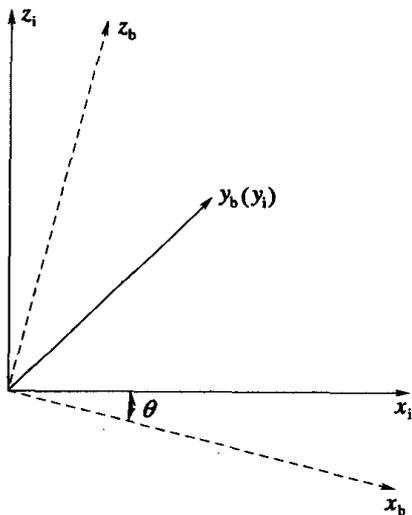


图 3.2 二维导航系统的参考坐标系

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= \omega_{y_b} \\ f_{x_i} &= f_{x_b} \cos \theta + f_{z_b} \sin \theta \\ f_{z_i} &= -f_{x_b} \sin \theta + f_{z_b} \cos \theta \\ \dot{v}_{x_i} &= f_{x_i} + g_{x_i} \\ \dot{v}_{z_i} &= f_{z_i} + g_{z_i} \\ \dot{x}_i &= v_{x_i} \\ \dot{z}_i &= v_{z_i} \end{aligned}$$

图 3.3 二维捷联导航系统方程组

确定了捷联惯性导航系统所执行的基本功能后,接着讨论上述二维系统在旋转参考坐标系中的导航。例如,考虑运载体绕地球子午面运动的情况,如图 3.4 所示。因此,仅考虑系统在垂直平面内的工作,要求这个系统提供相对于地球的速度估计值、沿子午面的位置估计值和地球上空的高度估计值。

虽然上述系统的机械编排可以用来确定这些信息,但它还需要进一步将空间固连坐标系中的速度和位置信息转换到地理坐标系中。另一种常用的方法是直接在当地地理坐标系中进行导航。在这种情况下,通过运载体当前位置的垂线方向来定义坐标系。为了提供所需的导航信息,必须知道运载体相对于当地地理坐标系(表示为 x 和 z)的姿态。这个信息可以通过对陀螺连续测量的运载体相对于惯性空间的转动速率与参考坐标系相对于惯性空间转动速率的当前估计值进行求差得到。对于在球面半径为 R_0 的单一平面内以速度 v_x 运动的运载体,其转动速率为 $v_x / (R_0 + z)$, 这里 z 表示运载体高于地球表面的高度。这个转动速率即通常所说的转移速率。

图 3.4 示出了用于运动参考坐标系的改进二维捷联系统。如图 3.4 所示,利用水平速度估值分量来推导参考坐标系转动速率的估计值。

图 3.5 所示的是该系统所必须解算的方程组。

图 3.5 与图 3.3 所示的空间固连坐标系内的导航方程相比较,有以下不同:如上所

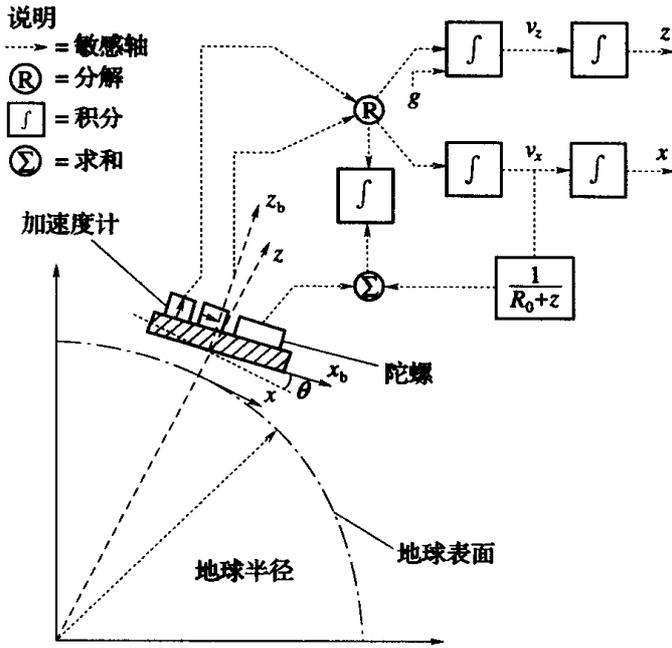


图 3.4 在旋转参考坐标系中导航的二维捷联导航系统

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= \omega_{yb} - v_x / (R_0 + z) \\
 f_x &= f_{xb} \cos \theta + f_{zb} \sin \theta \\
 f_z &= -f_{xb} \sin \theta + f_{zb} \cos \theta \\
 \dot{v}_x &= f_x + v_x v_z / (R_0 + z) \\
 \dot{v}_z &= f_z + g - v_x^2 / (R_0 + z) \\
 \dot{x} &= v_x \\
 \dot{z} &= v_z
 \end{aligned}$$

图 3.5 旋转参考系中简化的二维捷联系统的导航方程

述,考虑了当地垂线参考坐标系的转动速率而对姿态计算进行了修改。因此, θ 方程中减去了图 3.4 所示 $v_x / (R_0 + z)$ 项。考虑到系统在地球表面运动所引起的附加力的作用(哥氏力,见 3.4 节),在速度方程中加入了 $v_x v_z / (R_0 + z)$ 和 $v_x^2 / (R_0 + z)$ 项。假定地球重力加速度精确地沿着当地垂线方向,则重力(g)仅在速度方程 v_z 中出现。

本节利用非常简单的二维形式的捷联惯导系统,对其执行导航任务的基本计算形式进行了概述。本章的其他部分将对由这种简单捷联系统扩展得到的三维系统进行详细描述。读者将会看到,三维系统计算任务的复杂性会显著增加,特别是不能再通过对转动速率进行简单的积分来得到三维系统的姿态信息。

3.3 参考坐标系

惯性导航的基础是精确定义一系列的笛卡儿参考坐标系,每一个坐标系都是正交的右手坐标系或轴系。

对地球上进行的导航,所定义的坐标系要将惯导系统的测量值与地球的主要方向联系起来。也就是说,当在近地面导航时,该坐标系具有实际意义。因此,习惯上将原点位于地球中心、相对于恒星固定的坐标系定义为惯性参考坐标系,如图 3.6 所示。图 3.6 中同时给出了用于陆地导航的固连于地球的参考坐标系和当地地理导航坐标系。

本书所用的坐标系如下。

惯性坐标系(i系)。原点位于地球中心,坐标轴相对于恒星无转动,轴向定义为 Ox_i, Oy_i, Oz_i 。其中 Oz_i 的方向与地球极轴的方向一致(假定极轴方向保持不变)。

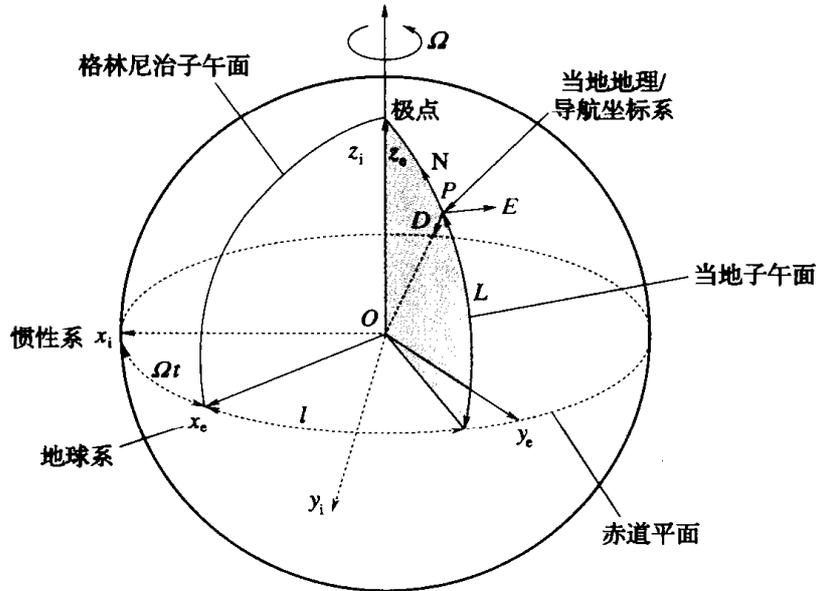


图 3.6 参考坐标系

地球坐标系(e系)。原点位于地球中心,坐标轴与地球固连,轴向定义为 Ox_e, Oy_e, Oz_e 。其中, Oz_e 沿地球极轴方向, Ox_e 轴沿格林尼治子午面和地球赤道平面的交线。地球坐标系相对于惯性坐标系绕 Oz_i 轴以角速度 Ω 转动。

导航坐标系(n系)。是一种当地地理坐标系,原点位于导航系统所处的位置 P 点,坐标轴指向北、东和当地垂线方向(向下)。导航坐标系相对于地球固连坐标系的旋转角速率 ω_{en} 取决于 P 点相对于地球的运动,通常称为转移速率。

游动方位坐标系(w系)。该坐标系的建立是为了避免导航坐标系在极点计算时产生奇点。与导航坐标系类似,它也是当地水平坐标系,并绕当地垂线方向以游动角转动。在 3.5 节将对其进行介绍。

载体坐标系(b系)如图 3.7 所示,它是一个正交坐标系,轴向分别沿安装有导航系统的运载体的横滚轴、俯仰轴和偏航轴。

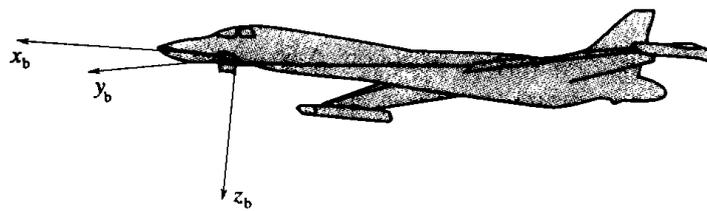


图 3.7 载体坐标系

3.4 三维捷联导航系统的基本分析

3.4.1 相对于固定坐标系的导航

考虑相对于一个固定的,即没有加速度、没有转动的轴系的导航情况。对测得的比力分量和重力场的估计值求和来求解相对于空间固定参考坐标系的加速度分量。得到的加速度分量通过两次积分,即可得到该坐标系中的速度和位置的估计值。

这个过程可以用数学方式表示如下^①。如图 3.8 所示,参考坐标系的原点位于 O 点, r 表示 P 点相对于 O 点的位置矢量。

P 点相对于空间固定轴系 (i 系) 的加速度 (用下标 i 表示) 表示如下:

$$a_i = \left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i \quad (3.1)$$

3 个理想的加速度计可提供 P 点比力的测量值:

$$f = \left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i - g \quad (3.2)$$

式中: g 表示质量引力矢量。

方程(3.2)可表示为如下形式:

$$\left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i = f + g \quad (3.3)$$

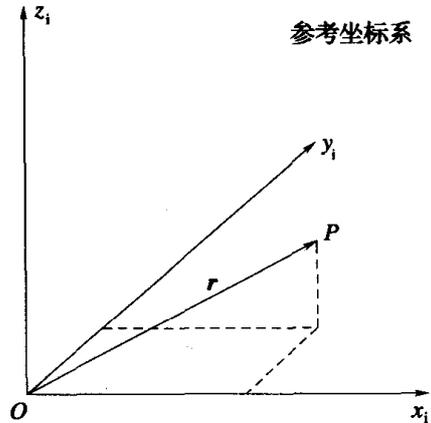


图 3.8 相对于参考系的位置矢量

这个方程称为导航方程。通过适当的积分运算,就可以得到速度和位置的导航值。通过一次积分得到 P 点相对于 i 系的速度:

$$v_i = \left. \frac{dr}{dt} \right|_i \quad (3.4)$$

二次积分得到 P 点在 i 系中的位置。

3.4.2 相对于旋转坐标系的导航

实际上,在近地面导航时,常常需要知道运载体在旋转参考坐标系中的速度和位置的估计值。在这种情况下,由于参考坐标系的转动会产生附加的外部力,由此导致对导航方程的修改。对修改后的导航方程进行积分可直接得到运载体的地速 v_e ,也可以利用哥氏定理从惯性速度 v_i 中求得:

$$v_e = \left. \frac{dr}{dt} \right|_e = v_i - \omega_{ie} \times r \quad (3.5)$$

式中: $\omega_{ie} = [0 \ 0 \ \Omega]^T$ 为地球坐标系相对于 i 系的转动角速度。 \times 表示矢量叉乘。

修改后的导航方程适用于相对地球的导航,这一内容将在 3.5 节进行讨论。

3.4.3 导航坐标系的选择

式(3.3)所示的导航方程,可以在任一选定的参考坐标系中解算。例如,选择地球坐标系作为参考坐标系,导航方程的解将是以前地球坐标系表示的运载体相对于惯性系或地球系的速度估值,分别表示为 v_i^e 和 v_e^e ^②。

3.5 节将介绍一些相对于地球导航的捷联惯导系统机械编排。在各种情况下,根据所选参考系的不同,导航方程的表达方式也不同。

① 矢量和矩阵符号在本书中大量用于捷联惯导系统的数学表达式中,使用这些符号可以使公式简化,并与其他参考书中的符号保持一致。矢量和矩阵用黑斜体字表示。

② 矢量的上标表示该矢量坐标所在的坐标系。

3.4.4 加速度计测量值的分解

加速度计通常提供相对于载体固连轴系的比力的测量值 f^b 。为了进行导航,必须将比力分解到所选定的参考坐标系中。如果选择惯性坐标系为参考坐标系,则可以通过矢量 f^b 左乘方向余弦矩阵 C_b^i 将其分解在 i 系中,即

$$f^i = C_b^i f^b \quad (3.6)$$

式中: C_b^i 是一个 3×3 阶的矩阵,定义了载体坐标系相对于 i 系的姿态。利用陀螺提供的角速度测量值,通过下式求解方向余弦矩阵 C_b^i :

$$\dot{C}_b^i = C_b^i \Omega_{ib}^b \quad (3.7)$$

式中: Ω_{ib}^b 是一个斜对称阵,有

$$\Omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

这个矩阵由矢量 $\omega_{ib}^b = [p \ q \ r]^T$ 的元素构成, ω_{ib}^b 表示由陀螺仪测得的载体相对于 i 系的转动角速度。方程(3.7)的推导见 3.6 节。

利用载体相对于所选参考坐标系的姿态,将比力的测量值分解到所选定的参考坐标系中。姿态可以用许多不同的方法定义。在本节和下一节中,为了方便讨论导航系统的机械编排,姿态的定义将采用方向余弦法。3.6 节将对方向余弦和其他姿态表示方法进行详细讨论。

3.4.5 系统举例

考虑相对惯性空间导航的情况,此时导航解算在 i 系中进行。方程(3.3)在 i 系中的表示如下:

$$\left. \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \right|_i = \mathbf{f}^i + \mathbf{g}^i = C_b^i \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^i \quad (3.9)$$

显然,从前面的讨论中可知,导航方程的积分运算需要利用惯性导航系统中来自陀螺和加速度计的信息。导航系统的方框图如图 3.9 所示。

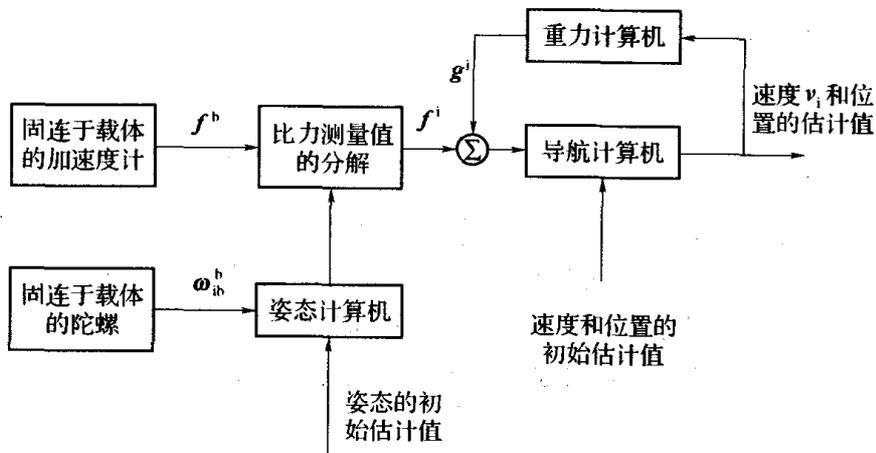


图 3.9 捷联惯性导航系统的方框图

图 3.9 中表示了捷联惯导系统所执行的主要功能;产生载体姿态的角速度测量值的处理、惯性参考系中比力测量值的分解、重力的补偿以及对加速度估计值进行的积分运算(以确定载体的速度和位置)。

3.5 捷联系统的机械编排

本节重点讨论近地面导航的惯性系统。在 3.4 节中已经讨论了如何根据方程(3.3)进行积分得到载体速度和位置的估计值。接下来讨论的这类系统中,需要求解运载体相对于地球固连坐标系的速度和位置的估计值,系统产生的附加外力是参考坐标系运动的函数。本节将对应于所选的不同参考坐标系,来推导导航方程进一步的表达式^[1]。

系统的机械编排与其应用一起叙述。注意,这里所说的机械编排不同,是指捷联计算方法的不同,而不是指敏感器的布局或系统机械设计的不同。

3.5.1 惯性坐标系机械编排

在这种系统中,需要在惯性系中计算运载体相对于地球的速度,即地速,用符号 v_e^i 表示。这可通过在惯性坐标系中表示导航方程(3.3)、推导以地速表示的 $\left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i$ 及其相对于惯性系的时间导数来完成。

根据哥氏方程,惯性速度可以用地速表示如下:

$$\left. \frac{dr}{dt} \right|_i = \left. \frac{dr}{dt} \right|_e + \omega_{ie} \times r \quad (3.10)$$

对上式求导,且 $\left. \frac{dr}{dt} \right|_e = v_e$, 可得

$$\left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i + \frac{d}{dt} (\omega_{ie} \times r) \Big|_i \quad (3.11)$$

将式(3.10)所示的哥氏方程代入式(3.11)的第二项中,则

$$\left. \frac{d^2 r}{dt^2} \right|_i = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i + \omega_{ie} \times v_e + \omega_{ie} \times [\omega_{ie} \times r] \quad (3.12)$$

在上式的推导过程中,假定地球旋转角速度是常值,则 $\frac{d\omega_{ie}}{dt} = 0$ 。

结合式(3.3)和式(3.12),重新整理后得

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i = f - \omega_{ie} \times v_e - \omega_{ie} \times [\omega_{ie} \times r] + g \quad (3.13)$$

在这个方程中, f 表示导航系统所感受的比力加速度, $\omega_{ie} \times v_e$ 是由于运载体在旋转地球表面的速度引起的加速度,通常称为哥氏加速度。在方程(3.13)中, $\omega_{ie} \times [\omega_{ie} \times r]$ 为由于地球的转动,系统感受的向心加速度。它不能从质量引力导致的引力加速度 g 中分离出来。由质量引力和向心力引起的加速度的总和构成了当地重力矢量,即固定于地球上方的铅锤所对准的矢量(图 3.10),用符号 g_1 表示,即

$$g_1 = g - \omega_{ie} \times [\omega_{ie} \times r] \quad (3.14)$$

将方程(3.13)和方程(3.14)合并,给出如下形式的导航方程:

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i = f - \omega_{ie} \times v_e + g_i \quad (3.15)$$

这个方程可以利用前面提到的上标,表示为惯性系中的形式:

$$\dot{v}_e^i = f^i - \omega_{ie}^i \times v_e^i + g_i^i \quad (3.16)$$

加速度计提供的载体坐标系中比力的测量值,用矢量 f^b 表示。为了建立导航方程(3.16),加速度计的输出必须分解到惯性系中,得到 f^i 。这可以通过矢量 f^b 左乘方向余弦矩阵 C_b^i 得到,如 3.4.4 节所述(方程(3.6))。给定导航开始时刻载体的姿态信息后,根据相对于 i 系的载体角速度的测量值 ω_{ib}^b ,利用式(3.7)和式(3.8)对矩阵 C_b^i 进行更新。 ω_{ib}^b 表达式如下:

$$\omega_{ib}^b = [p \quad q \quad r]^T \quad (3.17)$$

用方程(3.6)代替式(3.16)中的 f^i ,得到如下形式的导航方程:

$$\dot{v}_e^i = C_b^i f^b - \omega_{ie}^i \times v_e^i + g_i^i \quad (3.18)$$

方程的最后一项表示惯性系中的重力矢量。

惯性坐标系机械编排框图如图 3.11 所示。

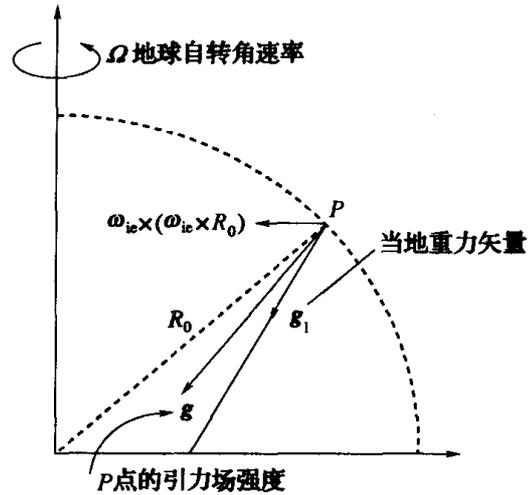


图 3.10 引力场分解图

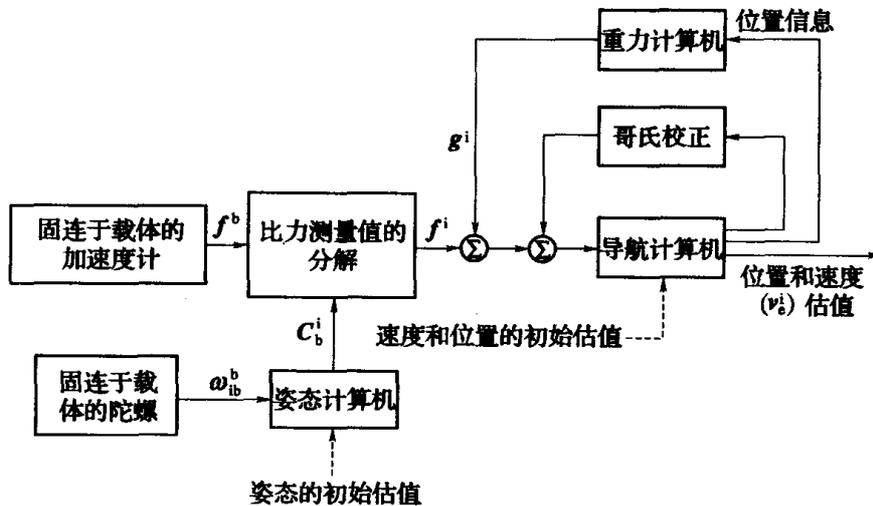


图 3.11 捷联惯性导航系统——惯性坐标系机械编排

3.5.2 地球坐标系机械编排

在这类系统中,地速是在与地球固连的坐标系中表示的,即表示为 v_e^e 。根据哥氏方程,速度相对于地球坐标系的变化率可用惯性系下速度的变化率来表示:

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_e = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i - \omega_{ie} \times v_e \quad (3.19)$$

用公式(3.15)代替 $\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i$,得

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_e = f - 2\omega_{ie} \times v_e + g_1 \quad (3.20)$$

式(3.20)在地球系中表示为

$$\dot{v}_e^e = C_b^e f^b - 2\omega_{ie}^e \times v_e^e + g_1^e \quad (3.21)$$

式中: C_b^e 是方向余弦矩阵,用来将比力的测量值转换到地球坐标系中。这个矩阵的传递依据以下方程:

$$\dot{C}_b^e = C_b^e \Omega_{eb}^b \quad (3.22)$$

式中: Ω_{eb}^b 是由载体相对于地球固连系的角速度 ω_{eb}^b 构成的斜对称阵。 ω_{eb}^b 通过测得的载体角速度 ω_{ib}^b 减去地球自转角速度分量的估计值 ω_{ie}^e 得到,在载体坐标系中表示如下:

$$\omega_{eb}^b = \omega_{ib}^b - C_e^b \omega_{ie}^e \quad (3.23)$$

式中: $C_e^b = C_b^e{}^T$,即矩阵 C_b^e 的转置。

地球坐标系机械编排框图如图3.12所示。

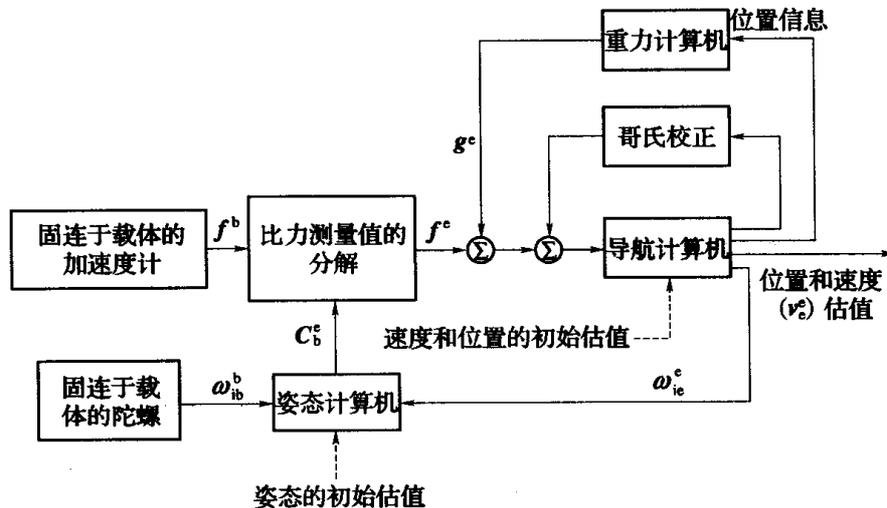


图3.12 捷联惯性导航系统——地球坐标系机械编排

这类系统的一种变化形式,可以用于相对于地球上某一固定点距离较短的导航。这种变化形式的机械编排常应用于战术导弹相对于地面跟踪站进行的导航。在这样的系统中,地面站提供的目标跟踪信息可与导弹上的惯性导航系统的信息进行组合,用来给导弹提供弹道中段的制导指令。为了使导弹制导与地面系统协调一致,所有提供的信息都必须同一参考坐标系中。

在这种情况下,可以定义地球固连参考坐标系。该坐标系原点位于跟踪站,坐标轴分别指向当地垂线和地球表面的切平面,如图3.13所示。

对于时间非常短的导航,如一些战术导弹的应用,可以对这种系统的机械编排作进一步的简化。例如,对于导航周期短(一般为10min或更短)的情况,

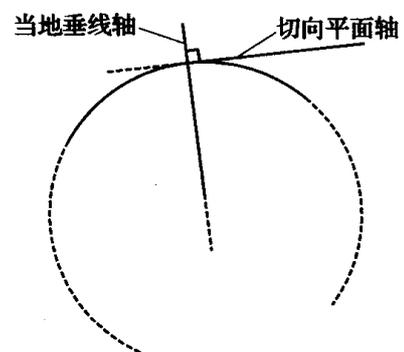


图3.13 切平面坐标系

地球自转对姿态计算过程的影响有时可以忽略;在速度方程中,不进行哥氏校正也能获得足够的导航精度。在这种情况下,姿态角可以仅根据陀螺测得的转动速率进行计算。式(3.21)简化如下:

$$\dot{v}_e^c = C_b^c f^b + g_i^c \quad (3.24)$$

需要强调的是,仅当忽略地球自转和哥氏项所引起的误差处于导航系统允许的误差范围内时,才能进行这样的简化。当允许的陀螺误差超过地球的转动速率,且加速度计的允许零偏大于因忽略哥氏力而产生的加速度误差时,才能使用简化方程。

3.5.3 当地地理导航坐标系机械编排

为了进行绕地球的长距离导航,最需要的是前面所述的当地地理坐标系或导航坐标系中的导航信息。地球上的位置通过纬度(基准点向北或向南的度数)和经度(基准点向东或向西的度数)来表示。图 3.14 所示的即一个球面上的地理坐标系。具有常值纬度和经度的线分别称为纬线和经线(子午线)。

导航数据用北向速度分量和东向速度分量、纬度、经度和距地球表面的高度来表示。当用前面所述的惯性系或地球系机械编排提供的位置估计值来计算这些信息时,需要对速度的矢量值 v_e^i 或 v_e^c 作进一步的转换,而且,在计算机中精确表达地球引力场是非常困难的。因此,当绕地球进行导航时,常选用这里所描述的导航坐标系机械编排。

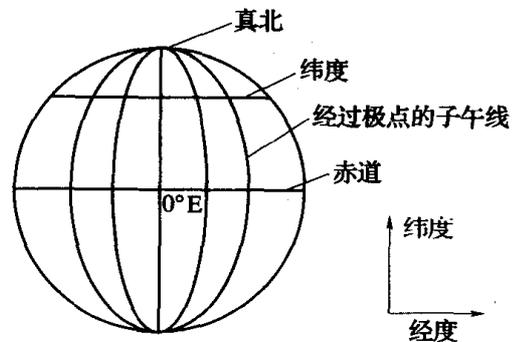


图 3.14 地理坐标系

在这种机械编排中,导航坐标系中表示的地速为 v_e^n ,它相对于导航坐标系的变化率可通过其在惯性系下的变化率表示如下:

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_n = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i - [\omega_{ie} + \omega_{en}] \times v_e \quad (3.25)$$

用式(3.15)代替 $\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i$,则有

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_n = f - [2\omega_{ie} + \omega_{en}] \times v_e + g_i \quad (3.26)$$

表示在导航坐标系中,则

$$\dot{v}_e^n = C_b^n f^b - [2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \times v_e^n + g_i^n \quad (3.27)$$

式中: C_b^n 是方向余弦矩阵,用来将比力的测量值转换到导航坐标系中。这个矩阵的传递依据以下方程:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (3.28)$$

式中: Ω_{nb}^b 是由载体相对于导航系的角速度 ω_{nb}^b 构成的斜对称阵。 ω_{nb}^b 通过测得的载体角速度 ω_{ib}^b 减去导航坐标系角速度分量的估计值 ω_{in}^b 得到。对相对于惯性系的地球自转角速度 ω_{ie} 和导航坐标系相对于地球坐标系的转动角速度 ω_{en} 求和得到 ω_{in} ,即 $\omega_{in} = \omega_{ie} + \omega_{en}$ 。因此有

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - C_b^n [\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \quad (3.29)$$

导航系机械编排的框图如图 3.15 所示。

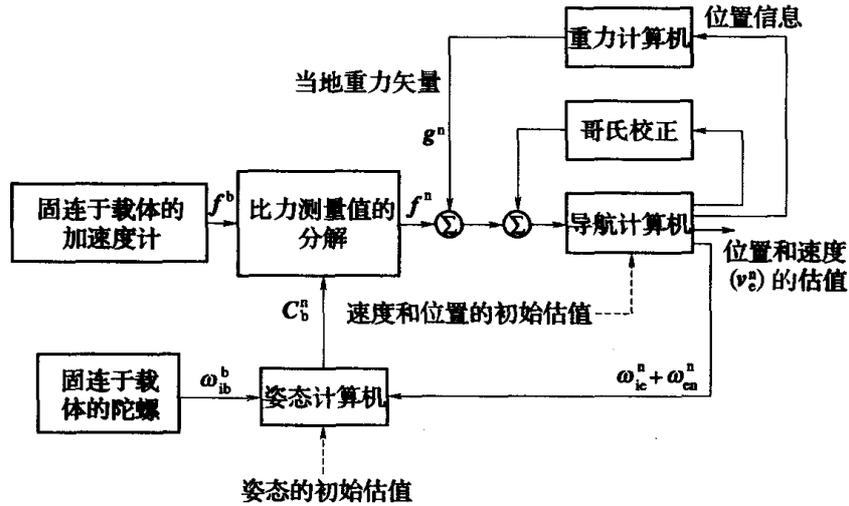


图 3.15 捷联惯性导航系统——当地地理导航坐标系机械编排框图

考虑方程(3.27)中各项的物理意义是有益的。从这个方程中可以看出,相对于地球表面的速度变化率由下列各项构成。

(1) 作用于运载体的比力,分别由运载体上的一组3个加速度计测量得到。

(2) 由旋转地球表面的运载体速度引起的加速度的校正,通常称为哥氏加速度。它在二维情况的影响如图 3.16 所示。当 P 点离开旋转轴时,由于地球的转动,它在空间描绘出一条曲线。

(3) 运载体在地球表面运动导致向心加速度的校正。例如,在地球表面朝着东向运动的运载体,相对于惯性坐标系描绘出的是圆形轨迹。沿着这条轨迹运动的运载体,将受到指向地球中心的力的作用,力的大小等于运载体的质量、运载体的线速度及其相对于地球转动速率的乘积。

(4) 作用于运载体的外部重力的补偿。它包括由质量引力引起的万有引力和由地球转动引起的运载体的向心加速度。由于运载体在空间中的运行轨迹是圆形的,因此即使运载体相对于地球是静止的,后一项也会存在。

用一个简单的例子来说明哥氏效应的重要性。考虑一个运载体从北极发射,飞向纽约的情况。假定运载体以 $3600\text{mile}^{\text{①}}/\text{h}$ 的平均速度飞行。在大约 1h 的飞行过程中,地球将转过大约 15° 角,这在纽约所处的纬度上大约为 900mile 。因此,若在飞行过程中不对其所安装的惯性制导系统进行哥氏校正,运载体将会到达芝加哥地区而不是最初的目的地纽约。

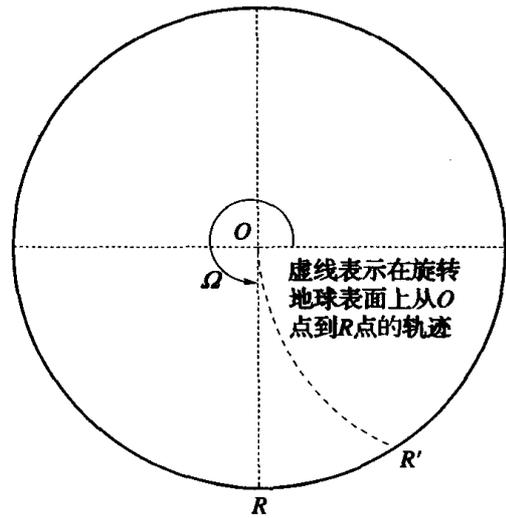


图 3.16 哥氏加速度效应说明

① 1mile(英里) = 1.609km

3.5.4 游动方位导航坐标系机械编排

在上 3.5.3 节描述的当地地理导航系机械编排中,由于导航系统在地球表面运动, n 系必须不停地转动,以保持它的 x 轴与真北方向平行。为了在全球范围内满足这个条件,当导航系统在地球极区表面运动时, n 系必须以比低纬度更高的旋转速率绕 z 轴旋转。图 3.17 所示的近极点导航示意图,对这种情况进行了说明。从图 3.17 中明显看出,在地球极点附近为了保持 x 轴指向极点,当地地理导航坐标系绕 z 轴转动的速率将会变得很大。通过极点附近时,航向很快变化 180° 。在极限情况下——直接穿越极点时,转动速率将会变得无穷大。

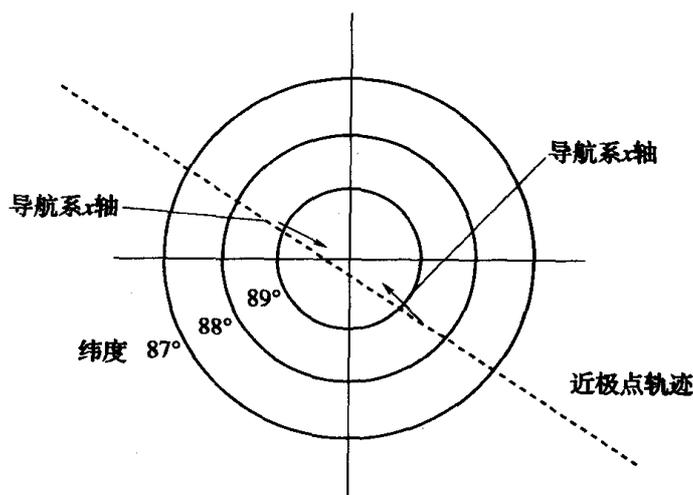


图 3.17 地理参考系在极点异常

下面用数学方法对此作一说明。导航坐标系的旋转速率(即转移速率),可表示成分量形式:

$$\omega_{en}^n = \begin{bmatrix} \frac{v_E}{R_0 + h} & \frac{-v_N}{R_0 + h} & \frac{-v_E \tan L}{R_0 + h} \end{bmatrix}^T \quad (3.30)$$

式中: v_N 为北向速度; v_E 为东向速度; R_0 为地球半径; L 为纬度; h 为距地球表面的高度。

可以看出,在地理极点,转移速率的第三项变得不确定。

避免产生这种奇异的方法之一是采用一种游动方位机械编排,使得 ω_{en}^n 的 z 向分量为零,从而得到具有全球导航能力的导航系统。游动坐标系是一种随运载体在地球表面运动的当地水平坐标系,如图 3.18 所示。然而,正如它名称的含义,真北方向和游动坐标系 x 轴之间的方位角随运载体在地球上的位置而变化。选择这种机械编排的原因,是为了避免当运载体穿越北极或南极时,游动坐标系相对地球方位的不连续性。

游动方位系统的导航方程,在形式上与式(3.27)相似,其构成如下:

$$\dot{v}_e^w = C_e^w f^b - [2C_e^w \omega_e^e + \omega_{ew}^w] \times v_e^w + g_1^w \quad (3.31)$$

对这个方程积分得到运载体在游动方位坐标系中地速的估计值 v_e^w 。然后利用它得到游动方位坐标系相对于地球的旋转速度 ω_{ew}^w 。游动方位坐标系和地球坐标系之间的方向余弦矩阵 C_e^w 可利用下式进行更新:

$$\dot{C}_e^w = C_e^w \Omega_{ew}^w \quad (3.32)$$

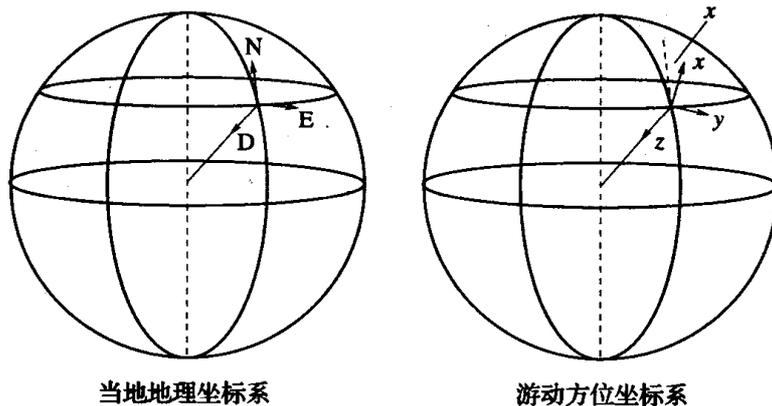


图 3.18 游动方位坐标系说明

式中： Ω_{ew}^w 是由角速度矢量 ω_{ew}^w 的元素构成的斜对称阵。这个过程通过迭代进行实施且能够避免任何奇异。关于游动方位坐标系和机械编排的进一步介绍，见参考文献[1]。

3.5.5 捷联系统机械编排小结

本节对几种可能用到的捷联惯性导航系统机械编排进行了概述。进一步的介绍见参考文献[1]。机械编排的选择取决于系统的应用。虽然所描述的任何一种方式均可用于近地球的导航，但远距离导航普遍选用当地地理导航坐标系机械编排。游动方位坐标系提供了全球的导航能力。这些机械编排提供的导航数据是北向速度、东向速度、纬度和经度，而且可以使用相对简单的重力模型。对于近距离导航，可以采用与地球固连参考坐标系。

3.6 捷联姿态表达式

3.6.1 概述

现在考虑用一套捷联陀螺传感器在运载体内建立参考坐标系的方法，运载体可绕任意方向自由转动。运载体相对于指定参考坐标系的姿态，以一组数字形式储存在运载体的计算机中。利用陀螺提供的转动速率的测量值，储存的姿态信息可以随着运载体的转动而更新。

在下面的讨论中，坐标系是指右手直角坐标系，在这种坐标系中，从原点看，沿每一根轴的顺时针方向定义为这根轴的正向转动，如图 3.19 所示。负向转动正好相反，即为逆时针方向。全书都采用这个约定。

必须记住的是，当绕不同的轴系作一系列转动时，载体姿态的变化不仅是绕每根轴转动角度的函数，而且还是转动顺序的函数，如图 3.20 所示。虽然图 3.20 中所示的情况有些极端，但非常清楚地表明，转动的顺序尤为重要。

如图 3.20 所示，转动的定义相对于右手直角坐标系 $Oxyz$ 。左半图转动的顺序如下：先绕俯仰轴 y 转动 90° ，再绕偏航轴 z 转动 90° ，最后绕俯仰轴 y 转动 -90° 。依次完成转动后，可以看到绕横滚轴 x 发生了 90° 的净转动。在右半图中，转动的顺序正好相反。虽然转动结束时，载体的横滚轴仍对准在原来的方向，但横滚轴 x 发生了 -90° 的净转动。

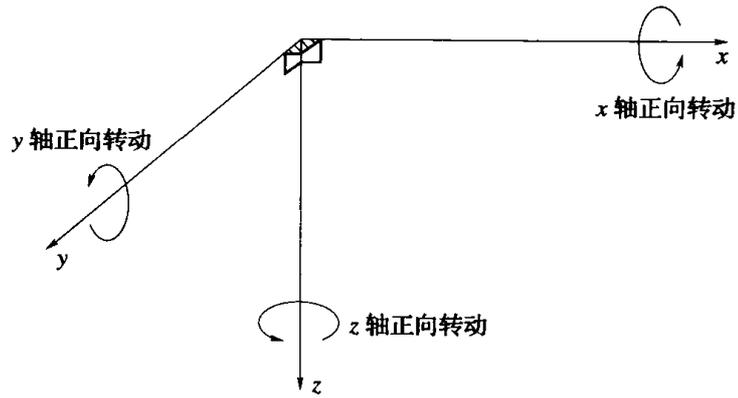


图 3.19 轴系转动的定义

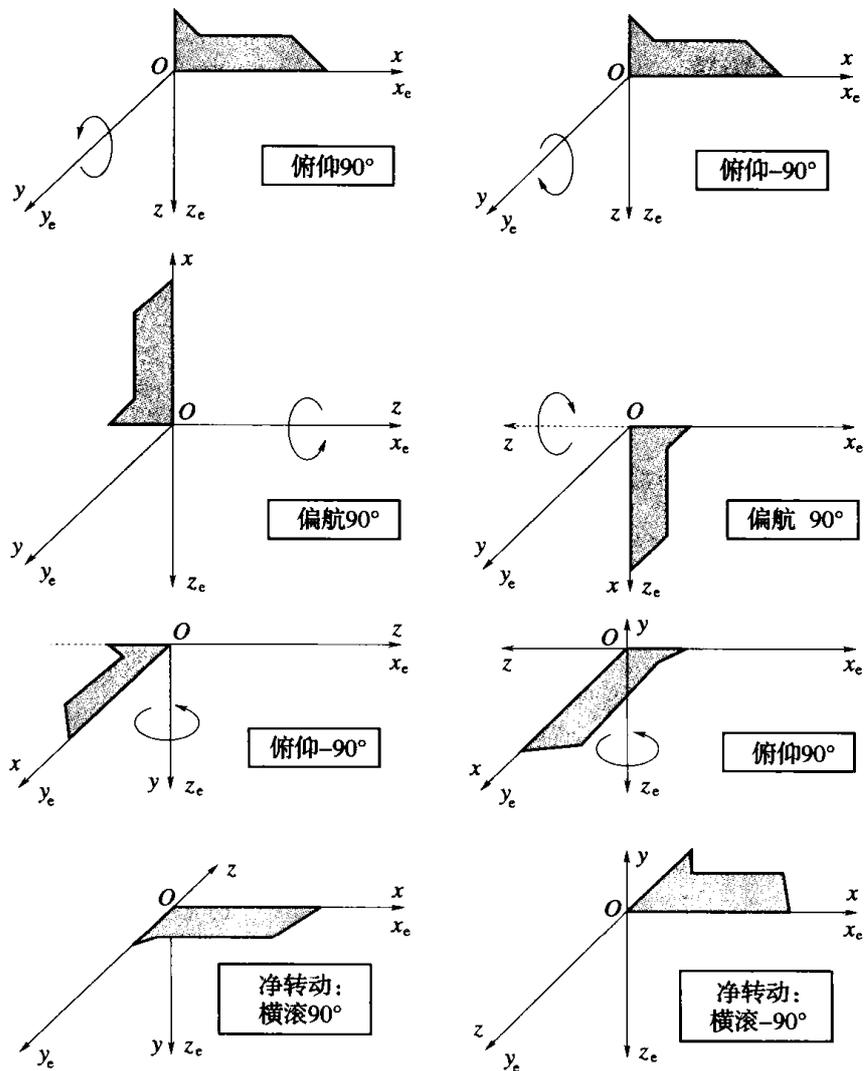


图 3.20 载体转动顺序的影响

因此,各个轴的转动顺序是不可交换的。很明显,如不考虑轴系的转动顺序,在计算姿态时将会引起很大的误差。

载体相对于参考坐标系的姿态可以用不同的数学表达式来定义。每种方法的相关参数储存在计算机中,随着运载体的转动,利用捷联陀螺提供的转动速率的测量值进行

更新。这里叙述 3 种姿态表达式如下。

(1) 方向余弦。在 3.5 节介绍的方向余弦矩阵是一个 3×3 阶的矩阵, 矩阵的列表示载体坐标系中的单位矢量在参考坐标系中的投影。

(2) 欧拉角。从一个坐标系到另一个坐标系的变换可以通过依次绕不同坐标轴的 3 次连续转动来定义。从物理角度看, 欧拉角表示法可能是最简单的方法之一。这 3 个角与稳定平台上一套机械框架^①测量的角度相一致。稳定平台的轴系代表参考坐标系, 平台外框通过轴承与运载体相连。

(3) 四元数。四元数姿态表示法, 通过绕参考坐标系中一个矢量的单次转动来实现一个坐标系到另一个坐标系的转换。四元数是一个具有四个元素的矢量表达式, 各个元素为矢量方向和转动大小的函数。

在下面的小节中, 将对每一种姿态表示法进行详细描述。

3.6.2 方向余弦矩阵

3.6.2.1 概述

方向余弦矩阵, 在此用符号 C_b^n 表示, 是一个 3×3 阶的矩阵, 矩阵的列表示载体坐标系中的单位矢量在参考坐标系中的投影。 C_b^n 的分量形式如下:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

第 i 行、 j 列的元素表示参考坐标系 i 轴和载体坐标系 j 轴夹角的余弦。

3.6.2.2 利用方向余弦矩阵进行矢量变换

在载体坐标系中定义的矢量 r^b , 可以通过该矢量左乘方向余弦矩阵 C_b^n 表示在参考坐标系中:

$$r^n = C_b^n r^b \quad (3.34)$$

3.6.2.3 方向余弦矩阵随时间的传递

C_b^n 随时间的变化率如下:

$$\dot{C}_b^n = \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta C_b^n}{\delta t} = \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{C_b^n(t + \delta t) - C_b^n(t)}{\delta t} \quad (3.35)$$

式中: $C_b^n(t)$ 和 $C_b^n(t + \delta t)$ 分别表示 t 时刻和 $t + \delta t$ 时刻的方向余弦矩阵。 $C_b^n(t + \delta t)$ 可以写成如下两个矩阵的乘积形式:

$$C_b^n(t + \delta t) = C_b^n(t) A(t) \quad (3.36)$$

式中: $A(t)$ 是一个联系 b 系从 t 时刻到 $t + \delta t$ 时刻的方向余弦矩阵。对于小角度转动, $A(t)$ 可以表示如下:

① 框架是一个刚性的机械结构, 它可以绕单根轴自由转动以隔离该轴向的角运动。如果一个稳定平台由 3 个这样的框架支撑, 且框架的回转轴相互垂直, 就能将平台与载体的运动相隔离。

$$A(t) = [I + \delta\psi] \quad (3.37)$$

式中: I 是一个 3×3 的单位阵, 且有

$$\delta\psi = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\psi & \delta\theta \\ \delta\psi & 0 & -\delta\phi \\ -\delta\theta & \delta\phi & 0 \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

式中: $\delta\psi$ 、 $\delta\theta$ 和 $\delta\phi$ 分别表示 b 系绕其偏航轴、俯仰轴和横滚轴在 δt 时间间隔内转动的小角度。在 δt 趋近于零时, 小角度近似是有效的, 而且转动的次序变得不重要。

在式(3.35)中代替 $C_b^n(t + \delta t)$ 后得

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta\psi}{\delta t} \quad (3.39)$$

在 δt 趋近于零时, $\delta\psi/\delta t$ 是角速率矢量 $\omega_{nb}^b = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ 的斜对称阵形式, 表示 b 系相对于 n 系在载体轴系的转动角速率, 即:

$$\lim_{\delta t \rightarrow 0} \frac{\delta\psi}{\delta t} = \Omega_{nb}^b \quad (3.40)$$

代入式(3.39), 得

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (3.41)$$

式中

$$\Omega_{nb}^b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

式(3.41)所示的等式, 可以在捷联惯性导航系统的计算机中解算, 以跟踪载体相对于选定参考坐标系的姿态。它的分量形式如下:

$$\begin{aligned} \dot{c}_{11} &= c_{12}\omega_z - c_{13}\omega_y & \dot{c}_{12} &= c_{13}\omega_x - c_{11}\omega_z & \dot{c}_{13} &= c_{11}\omega_y - c_{12}\omega_x \\ \dot{c}_{21} &= c_{22}\omega_z - c_{23}\omega_y & \dot{c}_{22} &= c_{23}\omega_x - c_{21}\omega_z & \dot{c}_{23} &= c_{21}\omega_y - c_{22}\omega_x \\ \dot{c}_{31} &= c_{32}\omega_z - c_{33}\omega_y & \dot{c}_{32} &= c_{33}\omega_x - c_{31}\omega_z & \dot{c}_{33} &= c_{31}\omega_y - c_{32}\omega_x \end{aligned} \quad (3.43)$$

3.6.3 欧拉角

3.6.3.1 概述

一个坐标系到另一个坐标系的变换, 可以通过绕不同坐标轴的 3 次连续转动来实现。例如, 从参考坐标系到一个新坐标系的变换可以表示如下:

绕参考坐标系的 z 轴转动 ψ 角;

绕新坐标系的 y 轴转动 θ 角;

绕新坐标系的 x 轴转动 ϕ 角。

ψ 、 θ 和 ϕ 称为欧拉转动角。由于欧拉角的物理特性显著, 这种类型的表示方法应用得较为普遍。在平台式惯性导航系统中, 欧拉角可以通过 3 个框架之间的角传感器测量。

3.6.3.2 利用欧拉角进行矢量变换

3次转动可以用数学方法表述成3个独立的方向余弦矩阵,定义如下:

绕z轴转动 ψ 角,有

$$C_1 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

绕y轴转动 θ 角,有

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

绕x轴转动 ϕ 角,有

$$C_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

因此,参考坐标系到载体坐标系的变换可以用这3个独立变换的乘积表示如下:

$$C_n^b = C_3 C_2 C_1 \quad (3.47)$$

同样地,从载体坐标系到参考系的变换可以由下式给出:

$$C_b^n = C_n^{bT} = C_1^T C_2^T C_3^T \quad (3.48)$$

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi & -\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

式(3.49)就是用欧拉角的形式表示的、式(3.33)定义的方向余弦矩阵。

对于小角度转动,有 $\sin\phi \rightarrow \phi$, $\sin\theta \rightarrow \theta$, $\sin\psi \rightarrow \psi$,而这些角度的余弦接近于1。代入式(3.49)中,并且忽略小角度的乘积,则通过欧拉转动所表示的方向余弦矩阵近似简化为斜对称阵形式:

$$C_b^n \approx \begin{bmatrix} 1 & -\psi & \theta \\ \psi & 1 & -\phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

这种形式的矩阵用于第11章,表示在载体姿态实时计算中,连续更新之间姿态发生的微小变化。在第10章和第12章,用来表示估计的方向余弦矩阵的误差。

3.6.3.3 欧拉角随时间的传递

根据前面所述的框架方法, ϕ 、 θ 和 ψ 为框架角, $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\theta}$ 和 $\dot{\psi}$ 为框架角速率。框架角速率与载体角速率 ω_x 、 ω_y 和 ω_z 的关系如下:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_3 \begin{bmatrix} 0 \\ \theta \\ 0 \end{bmatrix} + C_3 C_2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \psi \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

这个等式整理成如下的分量形式:

$$\begin{aligned} \phi &= (\omega_y \sin\phi + \omega_z \cos\phi) \tan\theta + \omega_x \\ \theta &= \omega_y \cos\phi - \omega_z \sin\phi \\ \psi &= (\omega_y \sin\phi + \omega_z \cos\phi) \sec\theta \end{aligned} \quad (3.52)$$

这种形式的等式可在捷联系统中进行解算,用来更新载体相对于所选参考坐标系的欧拉转动。然而,在 $\theta = \pm 90^\circ$ 时,由于 ϕ 和 ψ 方程的解变得不确定,因而式(3.52)的使用受到限制。

3.6.4 四元数

3.6.4.1 概述

四元数姿态表达式是一个四参数的表达式。它基于的思路是:一个坐标系到另一个坐标系的变换可以通过绕一个定义在参考坐标系中的矢量 μ 的单次转动来实现。四元数用符号 q 表示,它是一个具有 4 个元素的矢量,这些元素是该矢量方向和转动大小的函数。

$$q = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\mu/2) \\ (\mu_x/\mu) \sin(\mu/2) \\ (\mu_y/\mu) \sin(\mu/2) \\ (\mu_z/\mu) \sin(\mu/2) \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

式中: μ_x, μ_y, μ_z 是角矢量 μ 的分量, μ 是其大小。

定义 μ 的大小和方向是使参考坐标系绕 μ 转动一个角度 μ ,就能与载体坐标系重合。

四元数也可以用其分量 a, b, c, d 表示成一个具有 4 个参数的复数形式。 a 为其实部, b, c, d 为其虚部。

$$q = a + ib + jc + kd \quad (3.54)$$

这是更常用的具有一个实部和一个虚部的两参数 $x = a + ib$ 复数的扩展,读者可能对该复数形式更为熟悉。

两个 4 元数 $q = a + ib + jc + kd$ 和 $p = e + if + jg + kh$ 的乘积,按照复数运算法则计算,有

$$i \cdot i = -1 \quad i \cdot j = k \quad j \cdot i = -k \quad \dots$$

因此,有

$$\begin{aligned} q \cdot p &= (a + ib + jc + kd)(e + if + jg + kh) = \\ &= ea - bf - cg - dh + (af + be + ch - dg)i + \\ &+ (ag + ce - bh + df)j + (ah + de + bg - cf)k \end{aligned} \quad (3.55)$$

此外,四元数的乘积也可用矩阵形式表示:

$$\mathbf{q} \cdot \mathbf{p} = \begin{bmatrix} a & -b & -c & -d \\ b & a & -d & c \\ c & d & a & -b \\ d & -c & b & a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ f \\ g \\ h \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

3.6.4.2 利用四元数进行矢量变换

在载体系定义的一个矢量 \mathbf{r}^b 可以直接利用四元数将其在参考系中表示为 \mathbf{r}^n 。首先定义一个四元数 $\mathbf{r}^{b'}$ ，它的虚部等于 \mathbf{r}^b 的相应分量，标量分量为零。也就是说，如果：

$$\begin{aligned} \mathbf{r}^b &= ix + jy + kz \\ \mathbf{r}^{b'} &= 0 + ix + jy + kz \end{aligned}$$

参考系中的 $\mathbf{r}^{n'}$ 表示为

$$\mathbf{r}^{n'} = \mathbf{q} \mathbf{r}^{b'} \mathbf{q}^* \quad (3.57)$$

式中： $\mathbf{q}^* = a - ib - jc - kd$ 是四元数 \mathbf{q} 的复共轭。

因此，有

$$\begin{aligned} \mathbf{r}^{n'} &= (a + ib + jc + kd)(0 + ix + jy + kz)(a - ib - jc - kd) = \\ &0 + \{(a^2 + b^2 - c^2 - d^2)x + 2(bc - ad)y + 2(bd + ac)z\}i + \\ &\{2(bc + ad)x + (a^2 - b^2 + c^2 - d^2)y + 2(cd - ab)z\}j + \\ &\{2(bd - ac)x + 2(cd + ab)y + (a^2 - b^2 - c^2 + d^2)z\}k \end{aligned} \quad (3.58)$$

$\mathbf{r}^{n'}$ 也可表示成如下的矩阵形式：

$$\mathbf{r}^{n'} = \mathbf{C}' \mathbf{r}^{b'}$$

式中

$$\mathbf{C}' = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{C} \end{bmatrix}, \mathbf{r}^{b'} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{r}^b \end{bmatrix}$$

且

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (3.59)$$

上式等价于

$$\mathbf{r}^n = \mathbf{C} \mathbf{r}^b$$

与式(3.34)相比可知， \mathbf{C} 等价于方向余弦矩阵 \mathbf{C}_b^n 。

3.6.4.3 四元数随时间的传递

四元数 \mathbf{q} 按如下的等式传递：

$$\dot{\mathbf{q}} = 0.5 \mathbf{q} \cdot \mathbf{p}_{nb}^b \quad (3.60)$$

这个等式可以用 \mathbf{q} 的分量表示成矩阵形式，且 $\mathbf{p}_{nb}^b = [0, \boldsymbol{\omega}_{nb}^{bT}]^T$ ，如下式所示：

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \\ \dot{d} \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} a & -b & -c & -d \\ b & a & -d & c \\ c & d & a & -b \\ d & -c & b & a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3.61)$$

即

$$\begin{aligned}
 \dot{a} &= -0.5(b\omega_x + c\omega_y + d\omega_z) \\
 \dot{b} &= 0.5(a\omega_x - d\omega_y + c\omega_z) \\
 \dot{c} &= 0.5(d\omega_x + a\omega_y - b\omega_z) \\
 \dot{d} &= -0.5(c\omega_x - b\omega_y - a\omega_z)
 \end{aligned} \tag{3.62}$$

在捷联导航系统中解算这个方程,就可以得到定义载体方位的四元数参数。然后可用四元数参数来计算等效的方向余弦矩阵,或直接利用这些参数将测量的比力矢量变换到所选的参考坐标系中(参见式(3.57))。

3.6.5 方向余弦、欧拉角和四元数的关系

如前面几节所述,方向余弦可以用欧拉角或四元数表示如下:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{C}_b^n &= \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} = \\
 &= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi & -\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} = \\
 &= \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \tag{3.63}
 \end{aligned}$$

通过比较上述等式的各个元素,四元数可以直接用欧拉角或方向余弦表示。同样地,欧拉角也可以用方向余弦或四元数表示。下面几节将对它们之间的某些关系进行总结。

3.6.5.1 用方向余弦表示四元数

对于小角度位移,四元数参数可以用下面的关系式推导:

$$\begin{aligned}
 a &= \frac{1}{2}(1 + c_{11} + c_{22} + c_{33})^{1/2} \\
 b &= \frac{1}{4a}(c_{32} - c_{23}) \\
 c &= \frac{1}{4a}(c_{13} - c_{31}) \\
 d &= \frac{1}{4a}(c_{21} - c_{12})
 \end{aligned} \tag{3.64}$$

考虑方向余弦元素的相对大小,谢伯特提出了由方向余弦求解四元数的更全面的算法^[2]。

3.6.5.2 用欧拉角表示四元数

$$\begin{aligned}
 a &= \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\
 b &= \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\
 c &= \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\
 d &= \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2}
 \end{aligned} \tag{3.65}$$

3.6.5.3 用方向余弦表示欧拉角

可以按下述方法直接由方向余弦推导出欧拉角。当 $\theta \neq 90^\circ$ 时, 欧拉角可由下式计算:

$$\begin{aligned}
 \phi &= \arctan \left[\frac{c_{32}}{c_{33}} \right] \\
 \theta &= \arcsin [-c_{31}] \\
 \psi &= \arctan \left[\frac{c_{21}}{c_{11}} \right]
 \end{aligned} \tag{3.66}$$

当 θ 趋近于 $\pi/2$ 时, 由于分子、分母同时趋近于零, 式(3.66)中的 ϕ 和 ψ 变得不确定。在这种情况下, 可以利用方向余弦矩阵的其他元素求解 ϕ 和 ψ 。利用在式(3.66)中未出现的方向余弦矩阵的元素 c_{12} 、 c_{13} 、 c_{22} 和 c_{23} 来解决这个问题, 如式(3.67)所示:

$$\begin{aligned}
 c_{23} + c_{12} &= (\sin\theta - 1) \sin(\psi + \phi) \\
 c_{13} - c_{22} &= (\sin\theta - 1) \cos(\psi + \phi) \\
 c_{23} - c_{12} &= (\sin\theta + 1) \sin(\psi - \phi) \\
 c_{13} + c_{22} &= (\sin\theta + 1) \cos(\psi - \phi)
 \end{aligned} \tag{3.67}$$

当 θ 趋近于 $+\pi/2$ 时, 有

$$\psi - \phi = \arctan \left[\frac{c_{23} - c_{12}}{c_{13} + c_{22}} \right]$$

当 θ 接近于 $-\pi/2$ 时, 有

$$\psi + \phi = \arctan \left[\frac{c_{23} + c_{12}}{c_{13} - c_{22}} \right] \tag{3.68}$$

方程(3.67)和式(3.68)提供了当 θ 趋近于 $\pi/2$ 时, ϕ 与 ψ 的和与差。当 $\theta = +\pi/2$ 时, 不能单独求解 ϕ 与 ψ , 因为这两个角变成绕平行轴(垂直轴)的测量, 也就是说, 失去了一个转动自由度。这相当于在一套机械框架中, 由于俯仰框架(内框架)转动 90° , 导致的“框架自锁”的情况。

当 θ 趋近于 $+\pi/2$ 时, 可以任意选择 ϕ 或 ψ 满足其他条件, 而另一个角满足式(3.68)。当 θ 处于 $+\pi/2$ 区域时, 为了避免在连续计算中 ϕ 或 ψ 的值产生突跳, 可“冻结”一个角度(例如 ϕ) 的当前值, 而利用式(3.68)来计算 ψ 。在下一个循环中, “冻结” ψ

而利用式(3.68)来计算 ϕ 。这种在连续的循环中单独更新 ϕ 或 ψ 的过程将一直持续,直到 θ 不再处于 $+\pi/2$ 区域。

3.7 详细导航方程

3.7.1 用分量形式表示的导航方程

对于地球上工作在当地地理坐标系中的导航系统,如3.5.3节所述,导航方程可表示成如下形式:

$$\dot{v}_e^n = f^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v_e^n + g_1^n \quad (3.69)$$

式中: v_e^n 表示运载体相对于地球的速度在当地地理坐标系中的值,坐标轴的方向分别沿真北、东向和当地垂线方向,其分量形式为

$$v_e^n = [v_N \quad v_E \quad v_D]^T \quad (3.70)$$

f^n 是由一组3个加速度计测量的比力矢量,分解到当地地理参考坐标系中为

$$f^n = [f_N \quad f_E \quad f_D]^T \quad (3.71)$$

ω_{ie}^n 是当地地理坐标系中地球的自转角速度:

$$\omega_{ie}^n = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T \quad (3.72)$$

ω_{en}^n 表示当地地理坐标系相对于地球固连坐标系的转动角速率,即转移速率,其值可以用经度和纬度的变化率表示如下:

$$\omega_{en}^n = [\dot{L} \cos L \quad -L \quad -\dot{L} \sin L]^T \quad (3.73)$$

使 $\dot{L} = v_E / (R_0 + h) \cos L$, $L = v_N / (R_0 + h)$,得

$$\omega_{en}^n = \left[\frac{v_E}{R_0 + h} - \frac{v_N}{R_0 + h} - \frac{v_E \tan L}{R_0 + h} \right]^T \quad (3.74)$$

式中: R_0 为地球半径; h 为距地球表面的高度。

g_1^n 是当地重力矢量,它由地球的质量引力(g)和地球转动产生的向心加速度($\omega_{ie} \times \omega_{ie} \times R$)组成。因此,可以写成:

$$g_1^n = g - \omega_{ie} \times \omega_{ie} \times R = g - \frac{\Omega^2 (R_0 + h)}{2} \begin{pmatrix} \sin 2L \\ 0 \\ 1 + \cos 2L \end{pmatrix} \quad (3.75)$$

导航方程可以表示成如下的分量形式:

$$\begin{aligned} \dot{v}_N &= f_N - v_E (2\Omega + \dot{L}) \sin L + v_D L + \xi g = \\ & f_N - 2\Omega v_E \sin L + \frac{v_N v_D - v_E^2 \tan L}{R_0 + h} + \xi g \end{aligned} \quad (3.76)$$

$$\begin{aligned} \dot{v}_E &= f_E + v_N (2\Omega + \dot{L}) \sin L + v_D (2\Omega + \dot{L}) \cos L - \eta g = \\ & f_E + 2\Omega (v_N \sin L + v_D \cos L) + \frac{v_E}{R_0 + h} (v_D + v_N \tan L) - \eta g \end{aligned} \quad (3.77)$$

$$\dot{v}_D = f_D - v_E (2\Omega + \dot{L}) \cos L - v_N L + g =$$

$$f_D - 2\Omega v_E \cos L - \frac{v_E^2 + v_N^2}{R_0 + h} + g \quad (3.78)$$

式中： ξ 和 η 为由于重力异常造成的当地重力矢量方向相对于当地垂线方向的角度偏差，详见 3.7.4 节。

纬度、经度和距地球表面的高度由下列公式给出：

$$L = \frac{v_N}{R_0 + h} \quad (3.79)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_E \sec L}{R_0 + h} \quad (3.80)$$

$$h = -v_D \quad (3.81)$$

在以上的方程中，假设地球是一个理想的球形。此外，假设地球重力场不随导航系统在地球上所处位置或它距地面的高度变化而变化。

为了补偿这些假设引起的误差，以便在地球表面进行精确导航，必须对导航方程进行修正，这将在下面几节进行简单描述。需要知道这些影响更详细的分析的读者可参考布列丁^[3]、史泰勒和温特^[4]的教科书，这些书对这方面的内容进行了详细讨论。

3.7.2 地球的形状

从以上的分析可以明显看出，为了使用惯性装置确定运载体在地球上的位置，必须对地球的形状作一些假设。到目前为止假设的球体模型不能满足高精度导航的要求。由于在两极地球略微扁平，通常把地球视为一个参考椭球，这更接近于地球真实的几何形状。地球上的导航包含确定相对于一个导航网格的速度和位置，这个导航网格是基于参考椭球的，如图 3.21 所示。

相应于这个模型，定义下列参数：

长半轴：	R	
短半轴：	$r = R(1 - f)$	
椭球扁率：	$f = (R - r)/R$	(3.82)
椭球偏心率：	$e = [f(2 - f)]^{1/2}$	

对应于上述定义的参考椭球地球模型，子午面曲率半径(R_N)和横向曲率半径(R_E)可以由下列方程导出：

$$R_N = \frac{R(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 L)^{3/2}} \quad (3.83)$$

$$R_E = \frac{R}{(1 - e^2 \sin^2 L)^{1/2}} \quad (3.84)$$

纬度和经度的变化率可用 R_N 和 R_E 表示如下：

$$L = \frac{v_N}{R_N + h} \quad (3.85)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_E \sec L}{R_E + h} \quad (3.86)$$

在前面的公式中，使用了曲率的平均半径 R_0 ， $R_0 = (R_E R_N)^{1/2}$ 。两极的变平使得球形

地球模型的平均半径和测量的极点半径之间具有大约 20km 的差别。

类似地,传递速度采用下述形式:

$$\omega_{en}^n = \left[\frac{v_E}{R_E + h} \quad \frac{-v_N}{R_N + h} \quad \frac{-v_E \tan L}{R_N + h} \right]^T \quad (3.87)$$

在 3.7.4 节中,将进一步讨论地球的形状和基准参考模型的选择。

在图 3.22 中,说明了地心纬度和大地纬度的区别(见 3.7.4 节)。

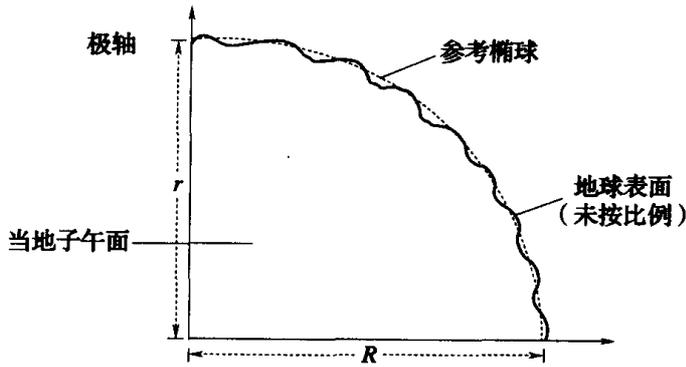


图 3.21 参考椭球

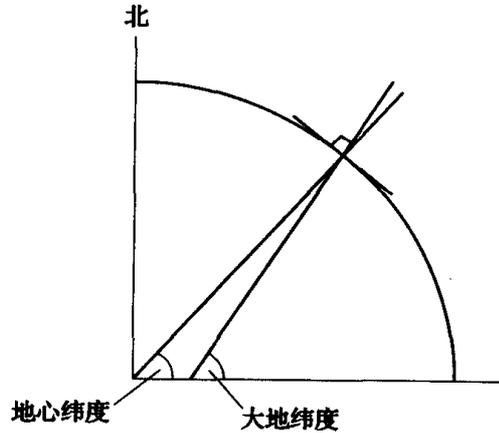


图 3.22 地心纬度和地理纬度

地球表面某一点的地心纬度,是指通过该点和地球中心的直线与赤道平面的夹角。地球表面某一点的地理纬度,是指通过该点,且垂直于参考椭球上该点法线的直线和赤道平面的夹角。

3.7.3 基准参考模型

地球表面形状很不规则,可以通过不同的方法对其建模。

地形学模型表示地球的物理形状和海洋的平均水平面。

大地测量学模型所表示的地球表面,所有点的当地重力矢量都垂直于该表面,即一个“等位面”;这种形状称为大地水准面。

大地测量学是用来研究地球大小和形状的一门学科。这里用大地导航这一术语来表示适当考虑这种形状的导航。大地测量学的相关内容和应用于测绘地图、勘测和导航的大地测量学的基准点将在下面的段落中讨论。如果想对这方面内容和完整的术语定义有更详细的了解,读者可以参考邦福德(Bomford)所著的参考文献[5]。

由于地心和地球表面物质的变化导致当地重力的变化,重力的变化又导致大地水准面,即重力表面的不规则。它虽然比用地形学模型表示的实际的地球物理表面要光滑得多,但仍很不规则,不能用作确定空间坐标的表面。对于地球导航,使用了一种更接近于大地水准面模型的几何学形状——椭球体。本书中,这是一种绕一个椭圆短半轴旋转而成的三维形体。有时用术语扁球来代替椭球。

大地基准点用来定义椭球和它相对于地球的位置关系。与轴的定义相结合,大地基准点定义一个三维的地理坐标系;三维是指大地纬度、经度以及椭球高度(距椭球表面的高度)。

实际上,垂直位置的定义并不是相对于椭球表面的,因为椭球表面不能提供用于测

量的物理参考点。大地水准面(近似于平均海平面)提供了更便利的垂直参考。因此,更常用的是平均海拔高度。对陆基测量^[6],在规定的时间内,作为零基准点的参考水平面定义为选定海岸的平均海平面,或者几个位置平均海平面的平均值。陆地测量应参照所选的垂直基准面。英国的垂直基准面为 ODN(Ordnance Datum Newlyn),美国的是“北美垂直基准面 1988”(NAVD88)。

定义一个接近于整个地球形状的大地基准面是可能的。图 3.23 是由世界大地测量系统委员会 1984 年定义的一个基准面——WGS-84 模型^[7]。图 3.24 讨论了该模型地球速率的值。

长半轴	R	$= 6378137.0\text{m}$
短半轴	$r = R(1-f)$	$= 6356752.3142\text{m}$
椭球的扁率	$f = (R-r)/R$	$= 1/298.257223563$
椭球离心率	$e = [f(2-f)]^{1/2}$	$= 0.0818191908426$
地球自转角速率(见图3.24)	Ω	$= 7.292115 \times 10^{-5}\text{rad/s}$ $(15.041067^\circ/\text{h})$

图 3.23 WGS-84 模型^①

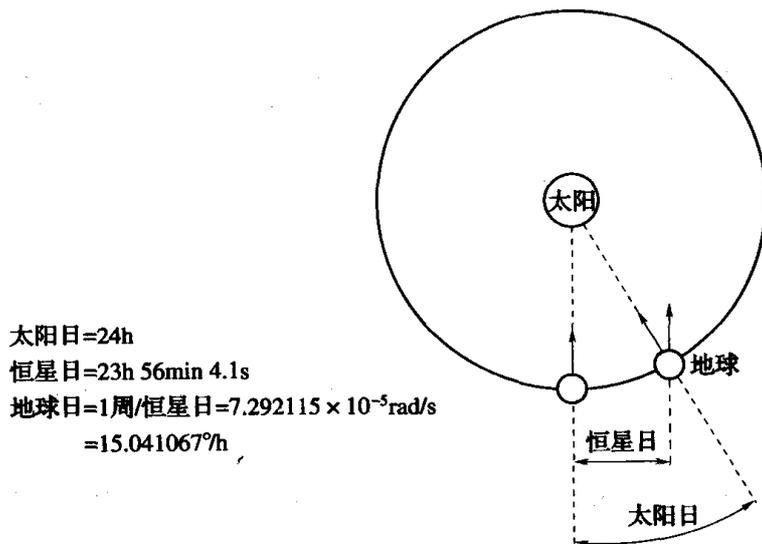


图 3.24 太阳日和恒星日

为了提供某一特定区域的精确模型,定义了许多用于测绘地图、勘测和导航的大地基准点。如英国军用勘测(OSGB 1936),英国国家网格图(British National Grid)。这样的区域性基准点,随时间不断增加,这样,应用区域可能会相互重叠。因此,当根据经度和纬度来确定地球上的一个位置时,还需要指定相应的大地基准面或地理参考坐标系。与一般常识相反,仅靠坐标并不能充分定义一个精确的位置。

一个太阳日持续周期为 24h,是指地球上的一个固定点连续两次指向太阳的时间区间。恒星日表示地球在空间转动到相同的方位所需的时间。恒星日稍短于太阳日,周期为 23h56min4.1s。地球每一个恒星日在几何上转一圈,而不是 24h。这就是地球自转速

① 苏联提出的类似模型 SGS-90 或 PZ-90,在附录 D 中讨论。

率有些奇异的原因。

等纬线和等经线在三维空间里是弯曲的,但可以通过投影描绘在一个平面上。在平面上的直角坐标系叫做坐标网格。利用大地测量学参考椭球作为投影的基础,可用不同的方法将地球表面影射到二维空间。

将这个参考椭球影射到一个圆柱体、圆锥体或平面上可以得到平面网格系统,如图 3.25 所示。它要求 x 和 y 轴必须是正形的,也就是说有相同的比例。

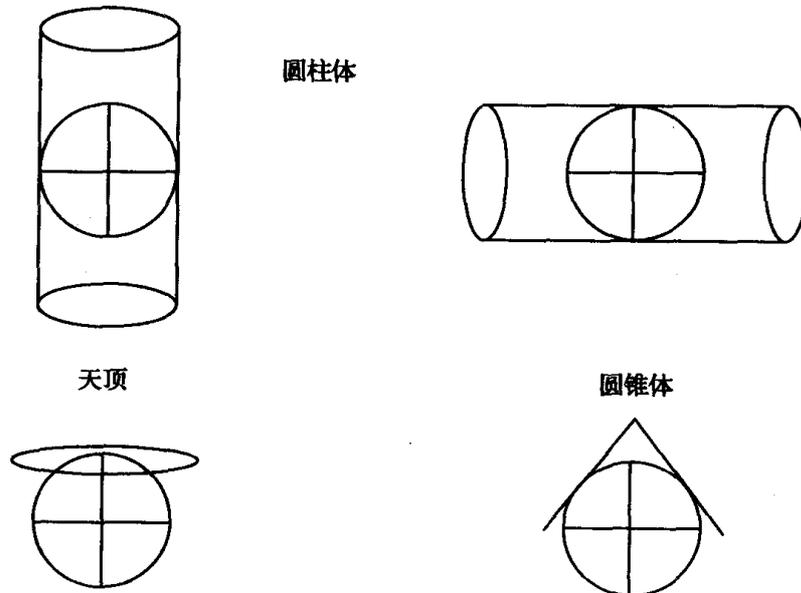


图 3.25 应用于地图绘制的正形投影

图 3.26 是标准麦卡托(Mercator)圆柱投影法,它通过将圆柱体放置在地球上、并在赤道与其相切的方法获得。地球上的某一个点,通过地心和该点的连线将其投影到圆柱体内侧(如图 3.26 中, x 到 x' , y 到 y')。当所有点都投影到圆柱体之后,将它展开放平。这类投影方式形成了最常见的世界地图。

麦卡托法对导航来说是很有用的投影方法,因为地球上的方位指示跟投影的方位指示十分相似。但是,距离和面积在小比例尺地图上会产生变形。麦卡托圆柱投影法以及其他投影法都不能保持比例或者面积不变。例如,利用标准麦卡托圆柱投影法,沿赤道的距离可以精确地表示出来,但是更高纬度地区的距离就会被放大。结果,格陵兰看上去就跟南美洲一样大,而实际上前者只是后者的 $1/3$ 。

可利用各种投影技术来克服区域地图的失真,建立一个适用于所关注的位置的地图或直角网格系统。例如,图 3.27 所示的兰伯特(Lambert)圆锥投影法,准确地表现了圆锥和参考椭球交汇点的周边区域。此外,还可以利用圆柱体或圆锥体,在接近所关注位置的地方将参考椭球分成两部分。这样可以使毗邻交汇点以及交汇点之间区域内的失真减小,并提供两条水平的纬线和最小的垂直失真。

最常用的一种投影方法是通用横向麦卡托(UTM)投影法。它采用的原理与标准麦卡托投影法相同,不同的是圆柱体旋转了 90° ,这使得圆柱体和地球的相交点位于子午线上,如图 3.28 所示。为了使失真最小并保证精度,仅仅在指定的中央子午线附近很小的带状区域内使用这种技术。UTM 投影法在世界范围内广泛使用。

UTM 系统采用横向麦卡托投影法,将区域按照经度宽为 6° 的标准进行划分。UTM 区

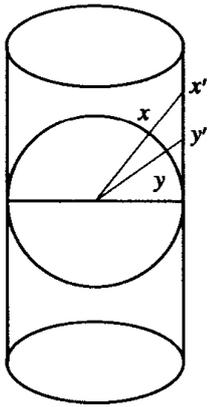


图 3.26 标准麦卡托投影

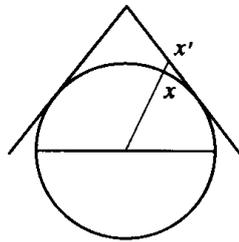


图 3.27 兰伯特圆锥投影法

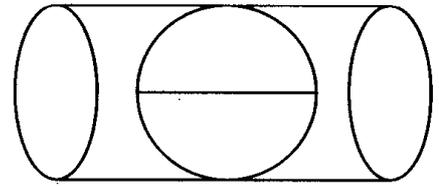


图 3.28 通用横向麦卡托投影

域以字母数字组合的方式进行标志;从 1~60 进行编号。180°W ~ 174°W 区域编号为 1, 往东逐渐增加,一直到 174°E ~ 180°E 区域编号为 60。因此网格 32 即为经度 6° ~ 12° 的区域。UTM 网格进一步将位于 -80° ~ +80° 纬度的区域以每 8° 划分,并依次用从 C ~ X 的字母来标志,其中除去字母 I 和 O (例如 64°S ~ 56°S 用字母 E 表示)。

任何 UTM 网格区域都可以在图 3.29 中表示出来,图中中央子午线是一个奇数,并且是 3 的倍数。网格北向与真北向只有在沿着中央子午线的方向和赤道上才是一致的。其他所有点上都会存在差异,被称为“交会”。值得注意的是,在中央子午线的右边,真北向处于网格北向的西边,而在中央子午线的左边,真北向处于网格北向的东边。

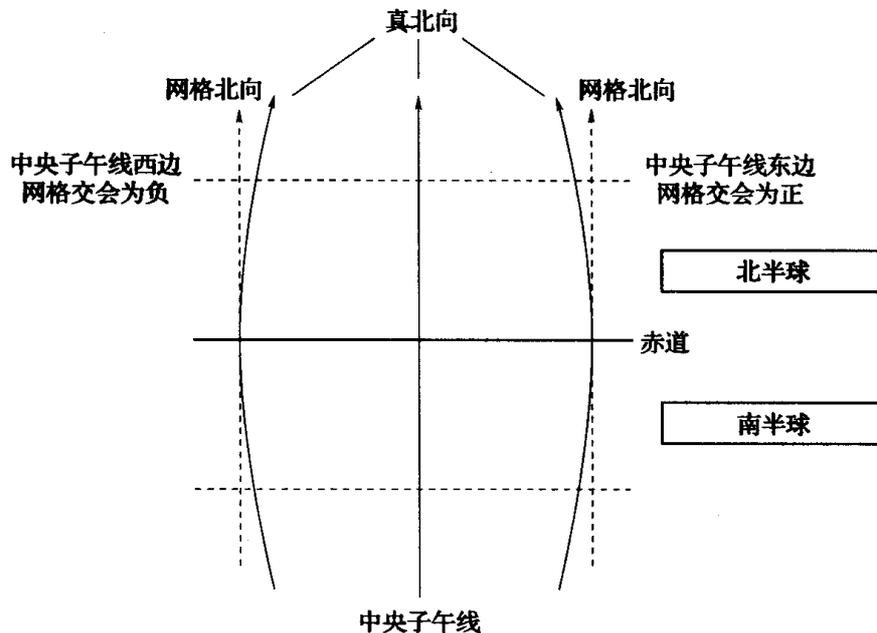


图 3.29 通用横向麦卡托网格区域

3.7.4 地球上万有引力的变化

如前所述,加速度计提供的测量值,是运载体相对于惯性空间的加速度和导航系统所在地万有引力的差值。为了确定满足近地面高精度导航要求的真实加速度的估计值,需要建立精确的地球重力场模型。当然,这同样适用于靠近具有重力场的其他天体的

导航。

在前面导航方程的推导过程中,假设重力矢量垂直向下,即沿参考椭球的法线方向。实际上,重力矢量的大小和方向随着地球表面的位置和高度而变化。这是由于地球质量引力和重力矢量之间的变化造成的;离心加速度成为纬度的函数。此外,由于地球质量分布不均匀,导致重力随地球上的位置而变化。重力矢量的大小和方向与计算值的偏离称为重力异常。

布列丁对地球重力场的数学表达进行了更深入的讨论^[3]。当地重力矢量与垂线之间的偏差,可以用绕当地地理坐标系北向和东向轴的偏差角来表示如下:

$$g_1 = [\xi g, -\eta g, g]^T \quad (3.88)$$

式中: ξ 为子午线偏差, η 为垂直于子午线的偏差。子午面内的偏差如图 3.30 所示。

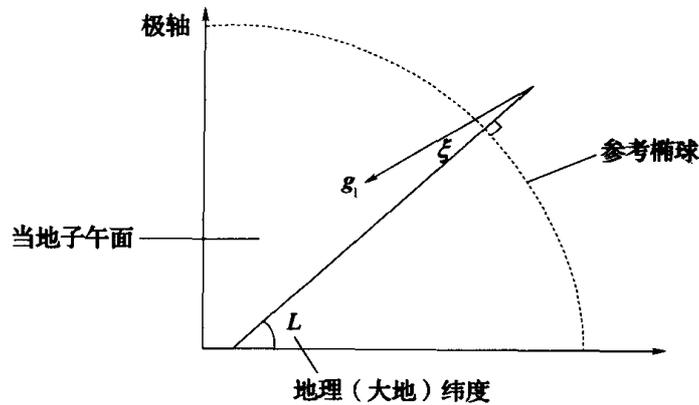


图 3.30 重力异常导致的当地垂线偏差

地球表面的垂线偏差可达 30"。

对某些高精度的应用,重力矢量的精确信息就变得非常重要。例如对于海上导航,垂线偏差是一个影响导航精度的非常重要的因素。重力大小的精确信息对测试高精度的加速度计(零偏小于 $10^{-5}g$)也是至关重要的。同样,大地勘测和重力梯度测量,也要求重力矢量的精确测量。

重力随纬度变化的各种国际模型已在有关文献中给出。史泰勒和温特给出了在海平面内($h = 0$),重力矢量的大小随纬度的变化关系和重力矢量随高度的变化率表达式^[4]:

$$g(0) = 9.780318(1 + 5.3024 \times 10^{-3} \sin^2 L - 5.9 \times 10^{-6} \sin^2 2L) \text{ m/s}^2 \quad (3.89)$$

$$\frac{dg(0)}{dh} = -0.0000030877(1 - 1.39 \times 10^{-3} \sin^2 L) \text{ m/s}^2/\text{m} \quad (3.90)$$

在很多应用中,不需要知道重力的精确信息,利用下式假设的重力随高度的变化关系就足够了:

$$g(h) = g(0)/(1 + h/R_0)^2 \quad (3.91)$$

式中: $g(0)$ 由式(3.89)得到。

参考文献

- WRAY, G. L., and FLYNN, D. J.: 'An assessment of various solutions of the navigation equation for a strapdown inertial system'. Technical report 79017, Royal Aircraft Establishment, January 1979.

- 2 SHEPPERD, S. W. : 'Quaternion from rotation matrix', *AIAA Journal of Guidance and Control*, 1978, 1(3).
- 3 BRITTING, K. : 'Inertial navigation system analysis' (Wiley Interscience, New York, 1971).
- 4 STEILER, B. , and WINTER, H. : 'AGARD flight test instrumentation volume 15 on gyroscopic instruments and their application to flight testing'. AGARD-AG-160-VOL. 15, September 1982.
- 5 BOMFORD, G. : 'Geodesy' (Oxford University Press Inc. , New York City, 1985, 4th edn.)
- 6 WILLIAMSON, H. S. , and WILSON, H. F. : 'Directional drilling and earth curvature', *SPE Drill. & Completions*, 2000, 15(1).
- 7 'Department of Defence World Geodetic System 1984: Its definition and relationship with local geodetic systems'. DMA TR 8350.2, September 1987.

第4章 陀螺技术1

4.1 概 述

陀螺仪有多种功能,它可以测量运载体或者结构件的旋转角度(位移陀螺),也可以测量它们绕某条轴线的旋转角速度(速率陀螺)。这种敏感器可应用于多种场合:

- (1) 稳定;
- (2) 自动驾驶仪的反馈;
- (3) 测量飞行弹道或者实现平台的稳定;
- (4) 导航。

就现代的陀螺仪来说,只要一个敏感器即可完成上述的每一项任务,但实践中往往是两个或者更多的敏感器组合使用。

陀螺仪最基本和最原始的形式就是利用高速自转的轮子(又称转子)的惯性进行工作。大家都熟悉儿童的一种玩具,也就是用两个框架支撑一个用金属做成的沉重转子^[1]。当转子高速自转的时候,不管框架如何转动,转子的轴线总是指向同一个方向。这就是机械式,或者说常规位移陀螺的一个通俗的例子。

捷联惯性导航中所用的机械转轮陀螺还有多种形式,例如单轴速率积分陀螺,双轴“调谐”或挠性陀螺。还有一类陀螺不能按这种方法分类,它们被称为非常规陀螺,其中有些陀螺是固体器件。

非常规陀螺的类别十分广泛,其中包括如下器件:

- (1) 速率传感器,其中包括汞球和磁流体动力敏感器;
- (2) 振动陀螺仪;
- (3) 核磁共振(NMR)陀螺仪;
- (4) 静电陀螺仪(ESG);
- (5) 光学速率敏感器,其中包括环形激光陀螺仪(RLG)和光纤陀螺仪(FOG);
- (6) 微型加工机电系统(MEMS)陀螺仪。

尽管这一类中的许多敏感器严格来说只能算是角速度敏感器,从某种意义上说还不能算是陀螺仪,因为它们并不依赖自转物体的动力学特性,但是它们全都可以测量物体的转动,所以大家已经普遍认为可以把它们称为陀螺仪。

本章中,将首先介绍一些常规的敏感器,接下来的几节介绍上面提到的一些非常规陀螺的工作原理和性能。最后,简要地叙述可以用来检测旋转运动的其他一些仪表和新技术。光学和微型加工机电系统陀螺技术将分别在第5章和第7章中讨论。

本章和后面关于陀螺技术的几章中,论述的重点都将放在已经用于或者有可能用于捷联式惯导系统的那些敏感器上。因此对于光学和微型加工机电陀螺(MEMS)的介绍稍

微详细一些。干涉型光纤陀螺(IFOG)技术的进步为这些器件开辟了更加广阔的应用前景,而微型加工机电陀螺将来非常有可能广泛地应用于捷联式惯性导航。各种陀螺仪的构造详见参考文献[2,3]。

4.2 常规敏感器

4.2.1 概述

常规陀螺仪的工作原理基于高速自转的轮子或转子的惯性[2,3]。这个轮子依靠其角动量矢量,也就是其惯性与转速的乘积,力图保持其转轴在空间的方向不变,也以此定义了一个基准方向。机械式陀螺仪的发展在很大程度上应归功于麻省理工学院的德雷珀(C. S. Draper)教授和他的同事们。不同的机械式陀螺仪性能差异很大,精度高的可以达到 $0.001^\circ/\text{h}$,精度低的可达到几十度每小时。这类器件中有许多是为捷联式惯导研制的,能够测量高达 $500^\circ/\text{s}$ 的角速度。有些结构设计极其坚固,可以在非常严酷的环境下(例如制导武器上)工作。

4.2.2 基本原理

常规的转子陀螺仪的工作依赖于几种现象,其中包括陀螺惯性、角动量和进动现象。在两自由度陀螺中,还有章动、框架自锁和翻转。下面的几节中将逐个加以介绍。

4.2.2.1 陀螺的惯性

陀螺的惯性是所有转子陀螺仪工作的基础,正是依靠这种惯性,在空间中确定了一个方向,它在惯性参考坐标系中稳定不变,或者说在一个相对于“固定恒星”没有加速度的坐标系中保持不变。确定了这个固定的方向之后,就可以以此为基准来测定物体的转动。惯性组件的自转产生了角动量矢量,其方向与转子或者“轮子”的转轴方向一致。只要陀螺的构造精密,这个矢量在空间的方向就会保持不变。

将转子支撑在如图4.1所示的可以相对自由转动的一组框架,或称万向架上,即可构成一个实用的基准仪表。图4.1中所示为一种外框架式陀螺仪。仪表壳体相对于转轴的方位可以用装在框架上的角度传感器测量出来。

4.2.2.2 角动量

自转物体的角动量就是其转动惯量(I)与其绕同一转轴的角速度(ω_s)的乘积,即

$$H = I\omega_s \quad (4.1)$$

式中: I 为构成转子的质量微元与它们到给定转轴距离的平方的乘积的总和。

角动量是根据转子的质量分布及其角速度来定义的。在许多应用场合,角动量选得非常大。这样,作用在转子上并带来误差的干扰力矩的影响就相对很小。当然,只要设计与制造技术得当,陀螺转轴方向的位移就能做到非常小。通常把不希望出现的这种转轴方向的位移称为“漂移”。很明显,要想提高角动量,就需要将转子的大部分质量分布到它的边缘上,因为转动惯量与其质量微元到自转中心的距离的平方成正比。

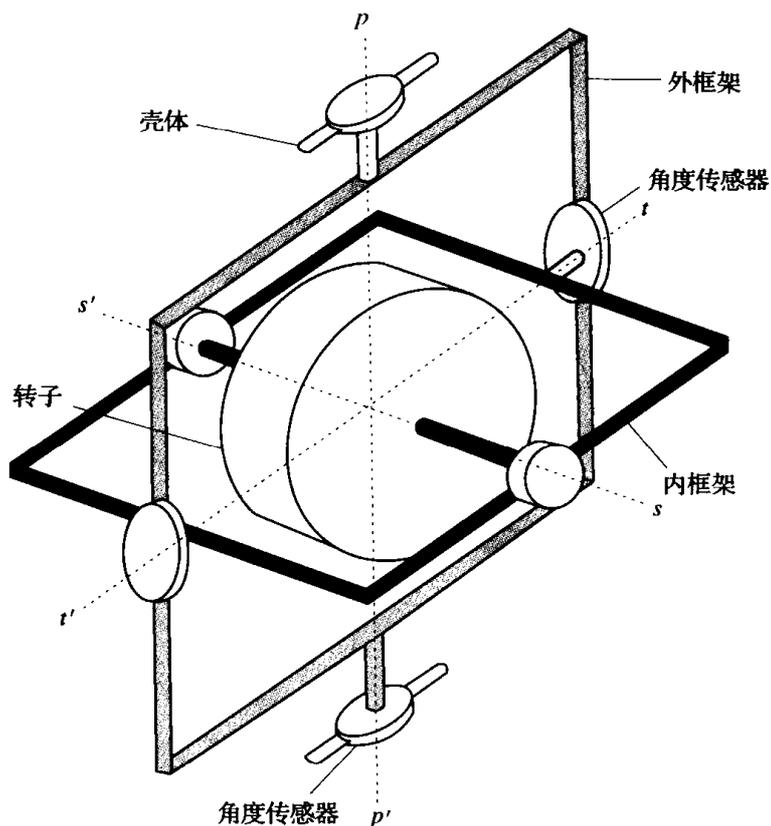


图 4.1 两轴陀螺仪示意图

针对一定的应用场合,必须仔细地选择陀螺仪角动量的值。选择非常大的角动量固然可以使漂移大大减小,但不可避免地也会带来负面影响。这时陀螺肯定会既大又重,要想使陀螺达到其运行速度,不要几分钟也需要几十秒。另外,如果用于捷联惯导的话,相应的控制系统就可能难以记录或者“捕捉”到几十度每秒的角速度。因而,针对一定的用途,陀螺仪的设计必须进行大量的折中选择。

4.2.2.3 进动

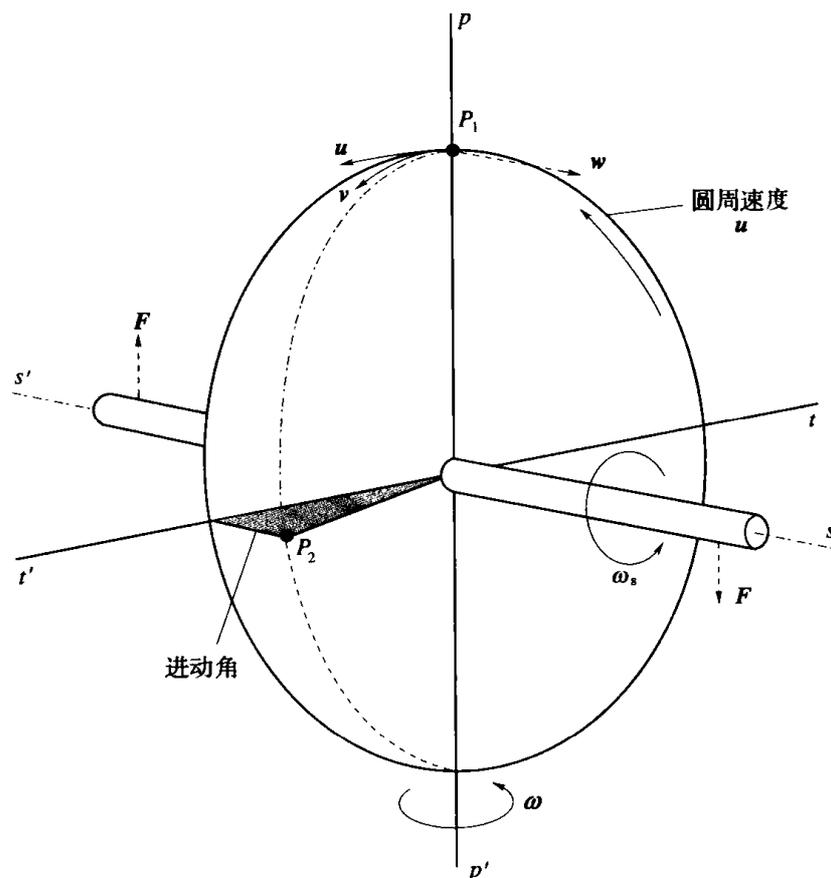
自转体的运动与常识的理解不太一致,很容易造成混淆与误解,需要简单地加以解释。

首先,陀螺的转子安装在万向框架的轴承上,如图 4.2 所示。万向框架的坐标系有一条坐标轴穿过轴承的轴线 ss' ,另外两条相互正交的坐标轴 u' 和 pp' 穿过转子的质心。

自转就是陀螺转子相对于框架的旋转运动。

进动就是陀螺框架相对于惯性空间的运动。在有些情况下,自转体是完全自由的,例如地球(或者静电陀螺仪的转子,参见 4.7 节)不存在事实上的物质框架和自转轴承。这时,必须把进动看成是一个坐标系的运动,它有一个想象中的框架,一条轴线穿过南北极,另外两条相互正交的轴线在赤道平面内。

现在来看图 4.2,图 4.2 中的圆盘绕 ss' 轴自转。如果在圆盘上外加一个绕轴线 u' 的力偶,也就是一个力矩,那么圆盘的自转轴将被迫绕 pp' 轴旋转。这种旋转运动就是进动。请注意,进动轴 pp' 正交于外加力矩的轴线 u' 。这就是出人意料、容易引起混淆的地方。但是如果仔细用牛顿定理进行推导,这个结果就可以定性和定量地得到解释。



· 图 4.2 进动示意图

从 s 向 s' 看, 圆盘绕 ss' 轴作逆时针旋转。假定圆盘为刚体, 且全部质量都集中在边缘上, 轮缘的圆周速度为 u 。现在来看位于最高点的质量微元 P_1 。加上一个脉冲力偶 FF , 从图中由 t 向 t' 看为逆时针方向。

加上一个力偶 FF 就相当于加上一个速度 ω , 质量块的即时速度被改变。结果合成速度 v 就不再是原来的方向。要知道, 轮缘的其他微元的速度改变与它们到 u' 轴的距离成正比。待这个圆盘转过 90° 的时候, 这个质量微元到达 P_2 点, 不是在设想的直线 u' 上, 而是在绕 pp' 轴进动后的一个平面上。

这个简图表明了当加上一个脉冲力偶的时候, 圆盘是如何进动的, 也给出了进动轴和进动的含义。当然这个过程一般是持续的, 而不是脉冲性质的。利用解析几何和牛顿定理可以对其动力学特性进行分析。结果与用矢量方法求得的式(4.5)相同。

构成这个自转物体的那些微元将作如下运动:

- (1) 由于物体质心加速所引起的加速运动;
- (2) 由于物体自转而产生的向心加速度;
- (3) 由于物体进动而带来的哥氏加速度。

简单地说, 所谓哥氏加速度就是当一个物体相对于一个坐标系运动, 而坐标系本身又在惯性坐标系中转动时所产生的附加加速度。进动力矩就是产生各质量微元乘以其哥氏加速度的总和所必需的力矩。

关于进动的数学描述

设有一个如图 4.3 所示的大质量自转圆盘,其角动量为 H ,以矢量 OA 表示,即 Ha ,其中 a 为单位矢量。

将牛顿第一定律应用于旋转运动可知,只要没有力矩作用在这个圆盘上,其角动量矢量 H 将保持不变。假设有一个力矩 T 作用在圆盘上,引起圆盘以速率 $\omega (= \omega c$,其中 c 亦为单位矢量)进动,进动角速度的轴线位于圆盘的平面内,可取为与纸面垂直。过一小段时间 δt 之后,圆盘将围绕单位矢量 c 进动一个角度 $\omega\delta t$,角动量矢量将变为 OB ,即变为 $(H + \delta H)b$,其中 $b = a + \omega\delta t(c \times a)$ 。

这段时间内角动量的变化用矢量 AB 表示,可以表达为

$$\delta H = (H + \delta H)b - Ha = H(b - a) + \delta Hb$$

即

$$\delta H = H\omega\delta t(c \times a) + \delta Hb \quad (4.2)$$

于是,使 $\delta t \rightarrow 0$ 取极限,角动量的变化率可用下式表示:

$$\frac{dH}{dt} = H\omega(c \times a) + \frac{dH}{dt}b$$

即

$$\frac{dH}{dt} = \omega \times H + \frac{dH}{dt}b \quad (4.3)$$

根据牛顿第二定律,角动量的变化率等于加在物体上的力矩 T ,于是

$$T = \omega \times H + \frac{dH}{dt}b \quad (4.4)$$

这个力矩在自转轴 b 方向上的分量导致自转速率产生加速度。在实际陀螺中,这通常可忽略不计,因为它被陀螺自转电机的效应所抵消。与自转轴垂直的分量引起进动 ω ,进动角速度既垂直于力矩,又垂直于自转轴,从图 4.3 中可以看出,进动的方向力图使自转轴向力矩轴靠拢。

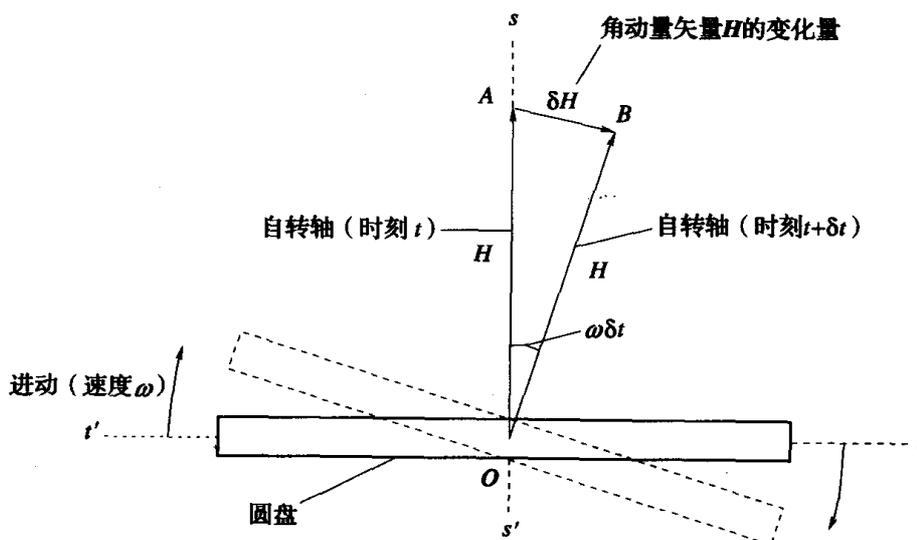


图 4.3 进动图解

忽略自转轴方向上的分量,以矢量形式可以写为

$$T = \omega \times H \quad (4.5)$$

以幅值形式可以写为

$$T = \omega H \quad (4.6)$$

它又被称为陀螺定律。

进动原理的应用

利用进动原理可以非常精确地测量转动角度或转动速率。因为只有当一个力矩加到自转轮,或称转子上时,它才会发生进动,否则靠框架悬挂在仪表壳体上的转子将保持它的自转轴在空间的方向不变。于是框架角度的变化将会反映壳体相对于自转轴方向上的任何变化。

此外,如果把一个可控力矩加到转子上,使它的自转轴保持与仪表壳体所定义的方向一致,那么测量这个力矩即可测出这个仪表的角速度,从而也就测出这个仪表的运载体的角速度。

请注意,当一个力矩加到转子上时,转子发生进动,但同时转子也将向加力机构施加一个大小相等、方向相反的力矩。然而,如果进动被阻止,比方说起支撑作用的框架被一个挡块顶住,反作用力矩就会消失,转子和框架的作用就相当于一个围绕其轴线的非陀螺体。

单轴速率陀螺的原理如图 4.4 所示,这种陀螺的转子被支撑在一个陀螺框架上,框架的转轴垂直于自转轴。一根固定在壳体上的弹簧限制框架绕其转轴的运动,一个角度传感器用以测量框架绕其转轴相对于原位(零位)的位移。

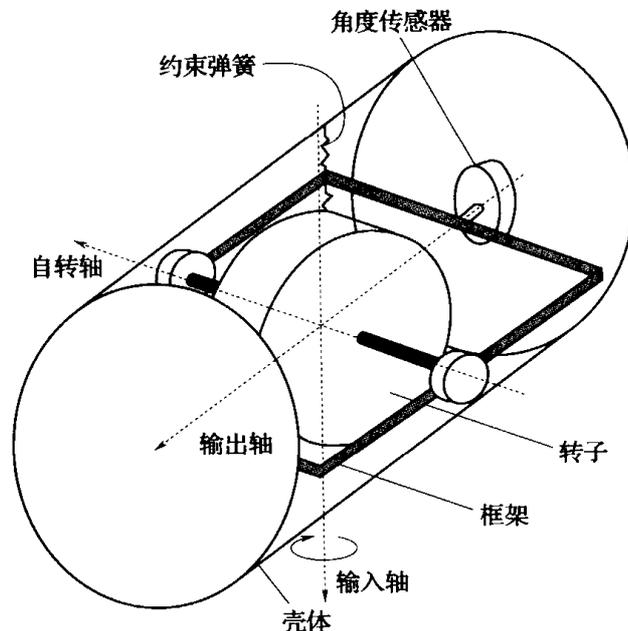


图 4.4 单轴速率陀螺

当仪表绕其输入轴转动,而转子并不以同样的速率进动的时候,速率差就会导致框架枢轴的弹性压缩。这样就在框架上产生了一个力矩(同时在壳体上产生一个反作用力矩),这个绕输入轴的力矩被加到转子上,于是就使得转子首先绕输出轴进动(绕这个轴是可以自由转动的)。由于约束弹簧的存在,绕输出轴的位移就产生了绕这个轴的力矩。

作用在框架和转子上绕输出轴方向的弹簧力矩导致转子绕输入轴进动,直到在稳定状态下,进动速率与壳体转动速率相同,约束弹簧的偏移所提供的力矩正好保持壳体与转子对准。

假设约束弹簧为线性弹簧,框架的偏转量与保持转子随壳体进动所需的力矩成比例,也就是与壳体的旋转速率成比例。

在技术实践中,如果没有先进而昂贵的设备,是很难精确测定角位移的。但是要想精确测定一个固定或者指定的位置,尤其是一个零偏转位置,却相当容易。因而,如果能加上一个适当的力矩使转子的自转轴进动返回到零位,只要能够产生并测量使偏转量归零所需的力矩,便有可能非常精确地测定角度。

这一目标在实践中的实现,是用一个电磁力矩产生器来替代约束弹簧。力矩产生器产生的力矩使得转子进动,而方向与由于壳体绕输入轴旋转而引起的进动正好相反。以简单的技术就能非常精确地测出所需的电流,当系统达到“平衡”时,电流正好与输入角速率成正比。这项技术通常被称为归零技术,它是应用捷联技术的基础。因而可以说,反向进动原理的应用使得精确测量速率陀螺壳体的角位移或者旋转速率成为可能。

常规的单轴陀螺可以被看做具有 3 条正交的轴线:其转子轴或称自转轴、输入进动轴以及输出轴或称力矩轴,也就是说,力矩总是加在输出轴上,引起绕输入轴的进动,以保持与壳体对准。对于所谓二轴或双轴陀螺仪来说,敏感器具有一条自转轴和两条正交的输入轴。在这种情况下,敏感器壳体相对于转子的角运动被陀螺框架上的角度传感器所感测,如图 4.1 所示。每个陀螺框架上都装有力矩机构。

即使最精密的陀螺仪都会有漂移,其自转轴都会进动。这是因为角动量矢量相对于空间坐标系是固定的,相对于地球坐标系并不是固定的。因而对于在地球上定位的有些情况,如果利用陀螺仪作为地球参考坐标系,就需要加上修正力矩使陀螺进动。

4.2.2.4 章动

章动是伴随所谓两自由度陀螺(例如支撑在一个框架结构上的转子)的一种自然现象。简单地说,章动就是转子自转轴的摇摆。它是一种自行振荡,其物理实质就是能量从一个自由度向另一个自由度往返转移的持续过程。与进动相比,章动不需要任何外部的力矩支持。章动具有自振频率 ω_R ,通常被称为章动频率,可用下式表示:

$$\omega_R = \frac{H}{\sqrt{I_{ig}I_{og}}} \quad (4.7)$$

式中: H 为转子的角动量; I_{ig} 为转子和内框架相对于内框架轴的转动惯量; I_{og} 为转子、内框架和外框架相对于外框架轴的转动惯量。

在无摩擦的系统中,章动是可以永久性自我维持的。但是,陀螺轴承中的摩擦力或者有意加进的各种阻尼使得这种有害的运动逐渐减弱。能量的耗散与章动频率成正比。因而,要想减小章动,需要提高 ω_R 。通常总是尽量加大转子的角动量,而尽量减小框架的转动惯量。框架结构力求采用重量轻而刚度大的材料,例如铍合金。

4.2.2.5 框架自锁

所谓框架自锁效应,就是阻碍两自由度陀螺绕其内框架轴和外框架轴的转动,使其

不能达到 360° 的自由度。当转子的自转轴相对于内框架轴转动 90° 而与外框架轴重合的时候,就会发生陀螺自锁效应。此时,陀螺丢失了一个自由度。只要相对于垂直于外框架平面的轴线附加任何运动,就会引起外框架自转。这种自转一旦开始,转子的自转轴与外框架的轴线就会永久性地保持一致。要想使它们分开,唯一的方法就是停止惯性构件的旋转,使两个轴复位。为了防止这种有害的效应,一般使用机械止动装置来限制内框架的运动。止动装置通常将内框架的运动限制在 $\pm 85^\circ$ 以内。陀螺自锁效应也会发生在带有 3 个框架的稳定平台上。

4.2.2.6 翻倒

翻倒就是采用机械止动装置来消除陀螺自锁效应时带来的一项后果。当内框架碰到一个机械止动装置的时候,就会发生这种现象。这将导致外框架围绕它自身的轴线翻转 180°。外框架的这种运动被称为翻倒。一旦翻倒发生,就会失去基准。

4.2.3 机械式陀螺的部件

机械式陀螺的主要部件如下。

(1) 仪表壳体:壳体用以容纳其他的部件,仪表也通过壳体上的相应结构与运载体连接。

(2) 转子(即惯性元件):转子实质上就是一个以很高角速度旋转的飞轮。转子的大部分质量通常集中在它的外缘上,因为转子的转动惯量等于其各部分的质量(m_i)与它们到转动轴的距离(r_i)的平方的和,即 $\sum m_i r_i^2$ 。这样,以同样的角速度可以达到更高的角动量(H),因为正如在前文中介绍的那样, H 等于转动惯量(I)与角速度(ω_s)的乘积。这种方法还能够以最小的总质量达到很高的角动量。转子的质量小有利于减小振动和冲击。

(3) 框架:框架就是一些支撑构件,转子和其他的框架装在这些构件上,这些构件相对于转子可以自由转动,因而使转子与旋转运动隔离。对于具有两个框架的敏感器来说,两个框架和转子的转轴成正交分布,如图 4.1 所示。

(4) 传感器:这种器件用以检测转子与框架之间的相对运动,在有些情况下,用以检测转子与仪表壳体之间的相对运动。传感器输出电信号,显示相对于基准位置的运动方向和运动幅值。以力矩再平衡方式工作的机械陀螺常用的传感器主要有 3 种形式。

① 动圈式:使用一个很小的接收线圈和一个交流激励线圈,两个线圈之间的任何相对运动都会改变接收线圈所感受的磁通量。

② 可变磁阻式:激励线圈和接收线圈都固定在陀螺仪的壳体上,一个软铁组件装在活动部件上,处于激励线圈和接收线圈之间的磁回路中。软铁组件的运动引起激励磁场方向的变化,因而改变了返回到接收线圈的磁通量。

③ 电容式:转子或者活动部件近旁有一个静止的极片,而转子则作为电容器的另一个极片。转子围绕其输入轴运动(或者在两轴敏感器中围绕两条轴运动)将引起两个极板片间距离的变化,从而引起电容量的变化。

像简单速率敏感器那样的开环陀螺仪,通常利用电位器来感测框架的角位移。但一般说来,这种形式的敏感器不能用于导航。

(5) 力矩电机(即电磁力矩器):当一个陀螺仪以闭环或者力矩再平衡方式工作时,

必须在转子上产生一个力矩使转子返回零位。这一目的通过力矩发生器来实现,力矩发生器通常选用以下两种常见形式中的一种。

① 永磁式:这种形式依靠永磁铁产生的磁场与电磁线圈所产生的磁场之间的相互作用来工作。具体到单轴传感器上,线圈“杯”固定在活动部件上,永磁铁装在仪表壳体上。这样具有多种优点,例如,不易受外部磁场的影响,使磁铁位于悬浮流体之外。但是它需要一对挠性的引线通到线圈上,这会产生误差力矩。一般来说,由于其他一些因素的限制,动力调谐陀螺采用相反的布局——永磁铁固定在活动部件上。

② 电磁式:一个软铁部件固定在敏感部件上,线圈固定在仪表壳体上。当电流加到线圈上时,产生的磁场与软铁相互作用,从而在敏感部件上产生力矩。

(6) 再平衡回路:这个术语用于那些接收并使用传感器组件信号的电子线路。这些信号被折算成力矩线圈驱动惯性元件“归零”所需的电流。再平衡回路可以是模拟式电路,也可以是数字式电路。在模拟式再平衡回路中,连续变化的电流通过线圈,使惯性元件返回它的零位。如果没有偏离,便没有电流通过。数字式的再平衡回路产生特定宽度的精确电流脉冲,强制惯性元件返回其零位。在有些应用场合,即使转子没有偏离,也有幅值相等而方向相反的脉冲被输入到力矩发生器。只要加到某个方向的脉冲个数不平衡,便会产生净力矩。

(7) 自转电机:自转电机就是驱动惯性元件旋转,使其产生角动量的电机,它对于机械式的陀螺仪来说是必不可少的。常用的自转电机有磁滞电机和感应式电机。有些工作时间很短的陀螺仪利用冲击气流或者小药柱爆炸驱使惯性元件自转,在需要降低成本且精度要求不高的场合,也可以使用直流电机。

(8) 浮子:将在4.2.5节讨论速率积分陀螺,这种陀螺的转子和自转电机被密封在一个浮筒里,然后浸没在流体中,以减小框架轴承上的载荷。这个浮筒,连同封装在其中的那些部件,一并被称为浮子。精心地选择悬浮流体,可以把转子组件作用在框架上的载荷降低到零。在这种设计中,用膜盒去补偿由于陀螺壳体内温度变化而引起的流体体积变化。浮力中心被调整到浮子的重心附近,并且沿着输出轴的方向,以减小与加速度有关的误差。这对于敏感器性能的影响将在4.2.4节中进一步讨论。

(9) 浮液:也就是充填在浮子式速率积分陀螺中从而对浮子产生浮力的流体。流体还对浮子的运动提供阻尼,为单轴速率积分陀螺提供积分功能。

(10) 轴承:大部分陀螺的转子自转轴上都使用滚道带有轴承保持器的球轴承,并尽量选用具有低噪声特性的产品。这种类型的轴承需要采用具有以下特性的适用的润滑剂。

① 不会分离成固体组分与液体组分。

② 在敏感器的整个工作温度范围内,黏度的变化很小或者可以忽略不计。

③ 润滑剂不会从轴承漏出。

④ 在陀螺仪的整个储存寿命期间,其物理性质和化学性质保持不变。

润滑剂对敏感器的环境性能和储存寿命影响很大。要想克服“球轴承”这些人所共知的缺点,可以采用另外一种形式的轴承——气浮轴承。这种形式的轴承有的采用自动式,也有的采用外泵式。在前一种情况下,轴承将气体(通常是空气)吸入一系列的沟槽中,依靠流体的黏性支撑轴承其他部分的结构。在后一种情况下,流体被泵入沟槽以支撑结构件。气浮轴承的缺点在于要求非常严格的制造公差,约为微米级或者更高,还要

求采用硬度非常高的材料,例如碳化硼,因为在转子起动和停止的时候两个轴承表面会接触并发生摩擦。然而,这种轴承的噪声非常低,可以持续很长的时间,它特别适用于轴承连续运行的场合。图 4.5 中给出了自泵式气浮轴承的示意图。

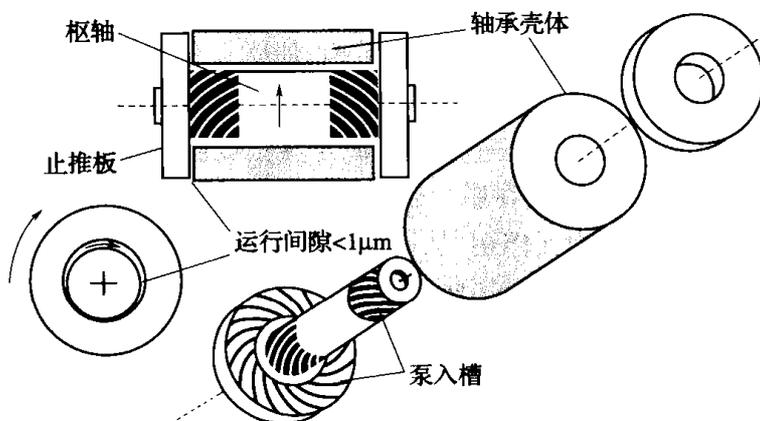


图 4.5 自泵式气浮轴承

4.2.4 敏感器的误差

所有的陀螺敏感器不可避免地都有误差,这就使得它所达到的角度和角速度测量精度受到限制。由于设计的局限性和结构的瑕疵,所有的机械式陀螺中都会有杂散力矩和有害力矩作用在它的转子上。这种缺陷导致转子进动,具体表现为转子自转轴定义的基准方向发生“漂移”。对于一个自由式陀螺,也就是用以测量相对于给定方向的角位移的陀螺来说,通常用角漂移速度来描述这一性能。对于一个约束式陀螺,也就是以“归零”或者“再平衡回路”的方式实现角速度测量的陀螺来说,任何额外力矩的作用都会引起角速度测量值的“零偏”。

“漂移”和“零偏”这两个术语通常可以互换。本书中,约定用“漂移”这个术语来描述自由式陀螺自转轴的运动,而用“零偏”这个术语来描述“归零式”敏感器。实践中,用什么方法来表述这些误差往往取决于敏感器的精度范围,而不取决于陀螺仪的自转轴是固定在空间中,还是以某种方式被约束。

机械式陀螺误差的主要来源在下文中加以说明。具体类型陀螺的进一步描述将在后面的几节介绍,到时将更加详细地讨论引起每种误差的物理效应。

固定零偏:固定零偏是指在无输入转动的情况下敏感器的输出。其产生的原因有多种,其中包括由于敏感器内软导线所带来的残留力矩、杂散磁场及温度梯度。这种零偏的大小与陀螺仪可能发生的任何运动无关,有时被称为与加速度(或者 g) 无关的零偏。它的计量单位一般使用度/小时($(^\circ)/\text{h}$);对于精度较低的陀螺仪来说,可用度/秒($(^\circ)/\text{s}$)。

与加速度相关的零偏(g 相关零偏):即与所承受的加速度的幅值成比例的零偏。在旋转体陀螺仪中,这种误差是由于转子悬挂的质量不平衡而引起的,也就是转子的重心与悬挂机构的中心不一致。这些零偏分量与所承受的加速度之间的关系可用量纲为 $(^\circ)/(\text{h} \cdot g)$ 的系数来表示。一般来说,这个术语将陀螺仪每条主轴上的加速度(即沿着陀螺敏感轴和正交于敏感轴的加速度)与旋转速率的测量误差联系起来。如果有一个稳

定的加速度存在,实测速率中就会产生一个固定的零偏。

非等弹性零偏(g^2 相关零偏):即与两条正交的轴线上的加速度的乘积成正比的零偏。这种零偏产生在旋转陀螺中,因为这种陀螺转子的悬挂机构(尤其是轴承)都有一定的柔性,且不同的方向各不相同。这种非等弹性系数的量纲为 $(^\circ)/(h \cdot g^2)$ 。

非等惯性误差:这种误差产生在旋转陀螺中,它所带来的零偏归因于陀螺相对于不同轴线的转动惯量不相等。如果转子是由磁滞电机驱动的,则非等惯性误差还与频率有关。这是由于转子上的磁环与旋转磁场之间的弹性耦合所造成的。所产生的零偏与加在两条互相正交的轴线上的角速率的乘积成正比。这种非等惯性系数的量纲为 $(^\circ)/(h \cdot (\text{rad/s})^2)$ 。

标度因数误差:标度因数误差就是输出信号的变化与被测输入速率的变化之间的比值的误差。标度因数误差通常表示为输出误差与输入速率的比值,一般为百万分之几,性能较差的传感器可用百分比表示。标度因数的非线性和标度因数的非对称性还会带来附加误差。标度因数的非线性系指相对于最小二乘直线或者拟合到实测值的非线性函数的系统偏差,它使输出信号与输入角速率建立了联系。标度因数的非对称性包括当传感器在相反的方向上作相同的旋转时输出信号幅值的差异。在自旋质量陀螺中,标度因数的非线性与热变化有关,因为热变化导致磁通量的变化。

交叉耦合误差:陀螺仪会敏感绕垂直于输入轴的轴线的旋转速率,由此而带来的输出误差被称为交叉耦合误差。这种误差是由于陀螺轴线的非正交性造成的,可以表示为输入角速率的百万分之几或者百分比。

角加速度灵敏度:这项误差又称为陀螺仪的惯性误差。由于转子的惯性,所有的机械式陀螺仪都对角加速度敏感。这种误差的影响在宽带应用场合变得很突出,它随着输入运动频率的提高而增大。因而如果要保持精度不下降,就必须对此项误差加以补偿。爱德华兹在参考文献[4]中对速率积分陀螺和动力调谐陀螺给出了详细的分析,本书将在4.2.5节和4.2.6节中介绍。

必须注意,上述每一项误差一般来说都将包含下列全部分量或其中一部分:

- (1) 固定或可重复项;
- (2) 温度带来的偏差;
- (3) 多次启动之间的偏差;
- (4) 运行过程中的偏差。

例如,一个陀螺仪所提供的角速率测量值将包括:

- (1) 可以预见到的且传感器每次通电都会出现的零偏项,这是可以修正的;
- (2) 与温度相关的零偏项,可用适当的标定来修正;
- (3) 陀螺仪每次通电都不一样的随机零偏,但它在任何一次运行期间都是不变的;
- (4) 运行中的随机零偏,整个运行过程中都在变化,这种误差的精确形态对每种类型的传感器都不一样。

误差的固定项可以被修正,温度所带来的偏差在很大程度上也可以修正,余下的残留误差可归入每次通电之间的偏差以及运行效应,即陀螺仪自身不稳定所带来的随机效应。假设系统误差可被补偿,剩下的主要是每次通电之间的偏差和运行偏差影响着传感器所在的惯性系统的性能。补偿方法在第8章进一步讨论。

下面介绍捷联惯导中常用的几种不同类型的机械式陀螺仪。

4.2.5 速率积分陀螺

4.2.5.1 概述

这种类型的机械式陀螺的设计思想出现在 20 世纪 50 年代后期,当时打算用于稳定平台,最早的样机出现在 20 世纪 60 年代初期。

这种基本设计方案可以实现的性能范围很宽,而其体积很小,可以装入直径 25mm、长 50mm 的圆柱壳体中。通常,这种敏感器的袖珍型号的漂移在 $1^\circ/\text{h} \sim 10^\circ/\text{h}$ 的量级,而这种敏感器的“顶级型号”尽管体积较大,漂移却能达到 $0.01^\circ/\text{h}$ 或者更好。较小的敏感器可以测量量级为 $400^\circ/\text{s}$ 或更高的旋转速率。由于其性能范围很宽,这种敏感器已经获得了广泛的应用,其中包括飞机、舰船和制导武器的导航系统。

4.2.5.2 敏感器详解

速率积分陀螺有一条输入轴,所以又称为单轴陀螺。除了壳体之外,它还有 3 个主要的部件,如图 4.6 所示。

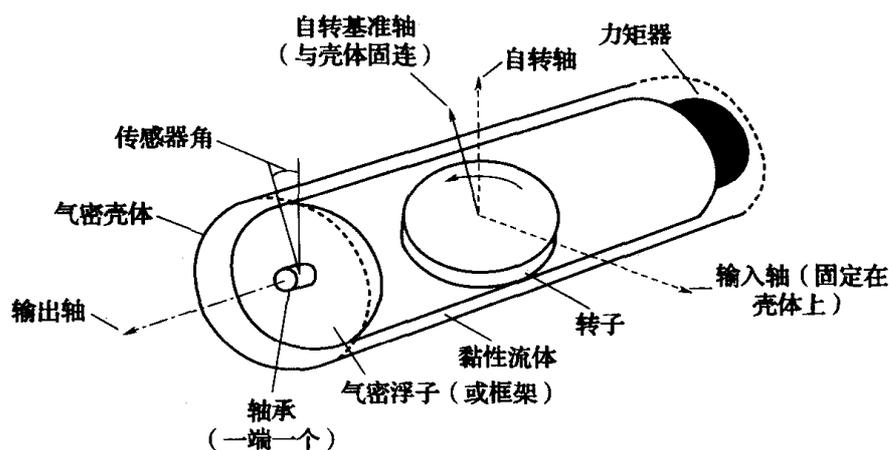


图 4.6 单自由度速率积分陀螺

(1) 浮子:其中装有转子及其电机。浮子被支撑在精密轴承上,因而能够围绕垂直于转子自转轴线的轴旋转。

(2) 角度传感器:用以检测浮子组件的转动。

(3) 力矩电机:用以产生一个精确的力矩,使浮子返回到它的零位。

这些部件被密封在一个壳体中,浮子与壳体之间的间隙很小,其中充填了高黏度的液体。这种液体在轴承中为浮子提供了某种支撑,从而减小了有害力矩,在某些非常特殊的情况下,它可以提供完全的悬浮。浮液还可以提供浮子与壳体之间的黏性阻尼。壳体与浮子之间电信号和电力传输通过精细的柔性导线进行。

如图 4.6 所示,当一个角速率被加到输入轴上的时候,浮子就围绕输出轴产生一个进动速率。由于支撑浮子的液体的阻尼作用,输出轴的速率产生一个围绕输出轴的黏性力矩。这个力矩导致浮子以与输入速率相同的速率绕输入轴进动,从而跟随壳体转动。因而输出轴的速率与输入轴的速率成正比。陀螺以这种方式工作,构成一个精确的速率

积分陀螺。换句话说,传感器所检测到的输出量与输入轴速率的积分成正比,也就是与输入角度的变化成正比。

如果用一个力矩电机加上一个附加力矩,那么传感器的角速率就和输入速率与力矩电机所带来的进动速率的差成正比。于是,传感器的角度就和输入速率与力矩电机速率之差的积分成比例。在捷联式系统中,传感器的输出被反馈到力矩电机,从而使传感器角度“归零”。在这种情况下,输入速率与力矩电机速率之差的时间积分变为零。结果是加到力矩电机上以保持“零位”的电流与输入速率成正比。因为这样使得输入轴的定义更加明晰,转动的测量更加精确,因而这种陀螺就被用做闭环敏感器。

图 4.7 中更加详细地显示了速率积分陀螺的各个部件。

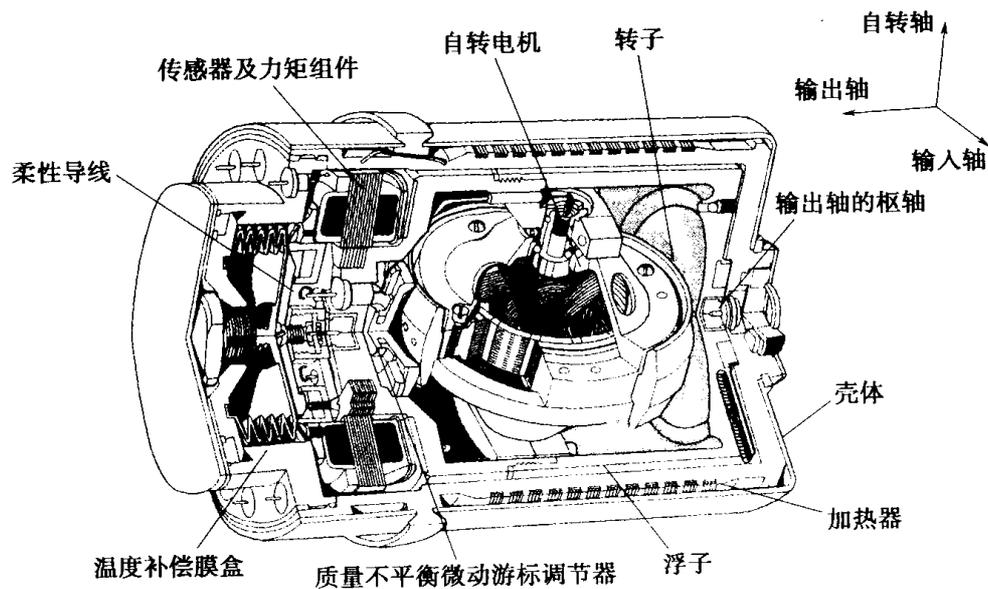


图 4.7 速率积分陀螺

4.2.5.3 误差源

下面简略介绍影响这类陀螺仪性能的主要误差来源。

对 g 不敏感的零偏:产生这种零偏的原因多种多样,其中包括残留的柔性导线力矩、敏感器上的温度梯度和枢轴的静摩擦。温度梯度会导致流体绕浮子组件流动。

对 g 敏感的零偏:这项误差由以下原因引起。

(1) 浮子相对于框架枢轴沿自转电机轴线方向的质量分布不平衡——主要是由于自转电机轴承的柔性导致转子沿着自转轴运动。

(2) 浮子沿输入轴的质量分布不平衡。

非等弹性零偏:其原因在于陀螺的浮子组件沿输入轴和自转轴的柔性不相等。

标度因数误差:起源于传感器和归零部件的机械误差和温度的起伏,可以表达为“固定”误差和一组非线性项的和。

交叉耦合:由于敏感器的结构不完善而产生。

零均值随机零偏:由陀螺的不稳定性引起,例如陀螺的相关时间太短、枢轴中摩擦力的变化以及转子沿自转轴的随机运动等。

这种敏感器的用途在于测量角速率,但不幸的是,它同时也对线加速度、角加速度和

振动敏感,这些因素都会引起测量误差。需要有严密的屏蔽措施来消除由于杂散磁场与力矩发生器相互作用而产生的误差。温度的变化会改变敏感器中磁性材料的特性。如果没有起码的补偿措施,温度的变化就会造成标度因数误差。一般来说,加热效应伴随磁性异常会导致一阶、二阶和三阶标度因数误差。较大的误差源通常都是系统性的,可以方便地修正。

速率积分陀螺所提供的测量值($\tilde{\omega}_x$)可以表达为输入速率真值与下列误差项的总和:

$$\tilde{\omega}_x = (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_{lx} + B_{gx}a_x + B_{gz}a_z + B_{axz}a_xa_z + n_x \quad (4.8)$$

式中: ω_x 为陀螺仪绕其输入轴的旋转速率; ω_y 和 ω_z 分别为陀螺仪绕其输出轴和自转轴的旋转速率; a_x 和 a_z 分别为陀螺沿其输入轴和自转轴的加速度; B_{lx} 为对加速度不敏感的零偏; B_{gx} 和 B_{gz} 为对加速度敏感的零偏系数; B_{axz} 为非等弹性零偏系数; n_x 为零均值随机零偏; M_y 、 M_z 为交叉耦合系数; S_x 为标度因数误差,可以表达为 ω_x 的多项式,以表示标度因数的非线性。

4.2.5.4 典型的性能特性

主要误差源的 1σ 值如表4.1所列。

表4.1 误差源 1σ 值

与加速度无关的零偏	0.05°/h ~ 10°/h
与加速度有关的/质量不平衡零偏	1°/(h·g) ~ 10°/(h·g)
非等弹性零偏	1°/(h·g ²) ~ 2°/(h·g ²)
标度因数误差 (温度效应未经补偿)	可达 400 × 10 ⁻⁶ /°C
标度因数的非线性 (在高旋转速率时)	0.01% ~ 0.1%
带宽	可达 60Hz
最大输入速率	可达 400°/s

在某些场合,其他系统误差的影响可能变得突出,但一般说来,上面给出的这些误差占主要地位。

4.2.6 动力调谐陀螺

4.2.6.1 概述

这种敏感器有时又称作调谐转子陀螺,或者干调谐陀螺。它有两条输入轴,互相正交且处在与陀螺自转轴垂直的平面内。在20世纪40年代末期位于范堡罗的皇家飞机研究所(现在的DSTI和QinetiQ),费尔普特(Philpot)和米歇尔(Mitchell)曾致力于这种技术的演示验证^[5]。尽管调谐现象的演示发生在20世纪50年代初,但只是到了70年代以后,这种类型的陀螺才完整地研制出来。当初的研制目的只是用于稳定平台,但到了70年代中后期,这种陀螺就已应用于许多运载体的捷联系统中。

总体说来,这种陀螺的性能与速率积分陀螺十分接近。为捷联系统研制的这种小型仪表直径只有30mm,长度只有50mm左右。性能稍为逊色一些的超小型器件也已问世,尺寸只有20mm×25mm左右。这种陀螺也与浮子式速率积分陀螺一样,获得了广泛的应用。

4.2.6.2 敏感器详述

这种敏感器有3个主要分组件,如图4.8所示。

- (1) 本体,包括自转电机和角度传感器。
- (2) 转子组件,它又包括力矩器的磁铁和虎克接头支撑装置。
- (3) 壳体和力矩器的线圈组件。

转子通过一对挠性关节与内框架环连接。内框架又通过一对挠性关节与驱动轴连接。两个自由度的轴线相互正交,如图4.9所示。这经常被称为虎克(Hooke)接头或卡丹(Cardan)接头,可以作挠性的扭转。这属于内框架形式,比图4.1所示的外框架形式要紧凑得多。驱动轴的另一端是同步电机。

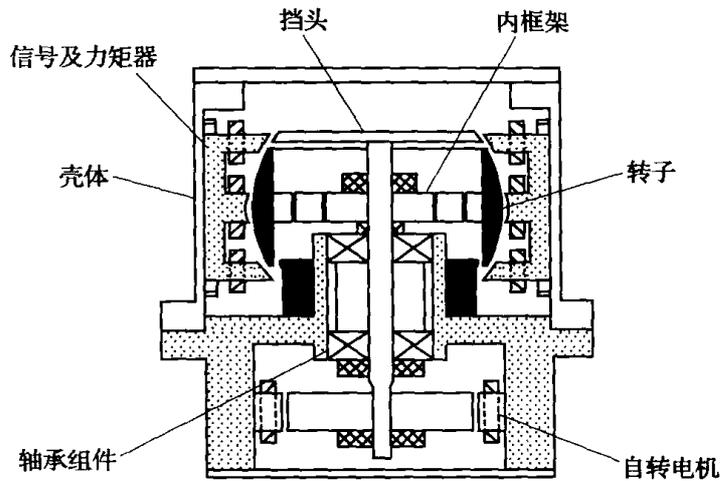


图 4.8 调谐转子陀螺的典型结构

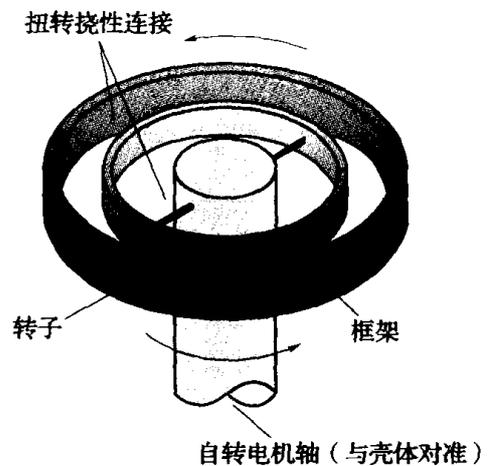


图 4.9 调谐陀螺的转子和驱动轴组件

框架的旋转引起对转子的反作用,这相当于一个负的扭转弹簧刚度。当轴的角动量与转子的角动量不一致的时候,就会发生这种效应,框架的角动量在轴和转子的角动量之间跳来跳去,速度为转子的两倍。因而,仔细地选择框架部件的扭转刚度和转子的旋转速度就可以使转子支撑装置在一个特定的转速上具有净的零弹簧刚度,这个速度称为调谐速度。在这种条件下,转子与敏感器的其他部分的运动解耦,因而成为“自由的”。在实践中,这一条件通过一组旋入内框架环的螺钉来进行调整,使得框架的质量特性有一些较小的变化。

通常,转子的解耦是不完全的,残余的弹性仍然限制着转子的可用角运动范围。因而这种敏感器通常工作在力矩再平衡状态,转子只有非常微小的偏转。在相对于两条正交轴的方向上测定转子的偏转,偏转量分别与陀螺壳体相对于惯性空间中相应轴线的运动成正比。

有时候用一个品质因数来描述动力调谐陀螺的质量。这个品质因数把转子的惯性与框架的惯性联系起来,表达式如下:

$$\text{品质因数} = \frac{C}{I_g + J_g - K_g}$$

式中: C 为转子的自转惯性; I_g 、 J_g 为框架的横向惯性; K_g 为框架的极惯性。

中等性能仪表的品质因数的典型值为50左右。

4.2.6.3 误差源

需要指出的是,动力调谐陀螺的误差具有与速率积分陀螺类似的形式。

对 g 不敏感的零偏:这项误差的主要来源是由于内部产生的杂散磁场,加上再平衡回路的零偏,杂散磁场与装在转子上的力矩电机磁铁相互作用。调谐误差和框架阻尼的影响也常常包括在这一误差内。

对 g 敏感的零偏:由转子组件的质量不平衡和扭转组件几何形状的偏差引起。当沿轴向加载的时候,挠性接头也会产生力矩,导致在与加速度作用的轴线相反的方向产生对加速度敏感的零偏。这被称为正交质量不平衡。

非等弹性零偏:其原因在于陀螺转子组件在 x, y, z 方向上的柔性不相等。

非等惯性零偏:其原因在于陀螺转子组件在 x, y, z 方向上的惯性不相同,这项误差对频率敏感。

标度因数误差:主要由于热效应引起,受热导致再平衡系统中所用的磁铁和线圈发生变化。

零均值随机零偏:由误差力矩引起,例如轴承预加载荷的变化导致自转电机转轴方向的变化,继而产生误差力矩。

与速率积分陀螺一样,这种敏感器对于线加速度、角加速度、振动、杂散磁场以及温度的变化敏感,所有这些因素都会导致测量误差。这种类型的敏感器对自转速度的整倍频率的振动敏感,不仅像单自由度陀螺一样对自转频率的振动敏感,而且对两倍自转频率的振动敏感。相对于输入轴的振动与框架的角动量相互影响,经整流会生成固定零偏。

敏感器所提供的角速率测量值($\tilde{\omega}_x$ 和 $\tilde{\omega}_y$)可用数学的方法表达成如下形式:

$$\begin{aligned}\tilde{\omega}_x &= (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_{tx} + B_{gx}a_x + B_{gy}a_y + B_{axz}a_xa_z + n_x \\ \tilde{\omega}_y &= (1 + S_y)\omega_y + M_x\omega_x + M_z\omega_z + B_{ty} + B_{gy}a_y - B_{gx}a_x + B_{ayz}a_ya_z + n_y\end{aligned}\quad (4.9)$$

式中: ω_x 和 ω_y 为陀螺绕其输入轴的旋转速率; a_x 和 a_y 为沿输入轴的加速度; a_z 为沿自转轴的加速度; B_{tx} 、 B_{ty} 为对加速度不敏感的零偏系数; B_{gx} 、 B_{gy} 为对加速度敏感的零偏系数; B_{axz} 、 B_{ayz} 为非等弹性零偏系数; n_x 、 n_y 表示零均值随机零偏; S_x 、 S_y 为标度因数误差; M_x 、 M_y 、 M_z 为交叉耦合系数。

4.2.6.4 典型性能特性

动力调谐陀螺主要误差源和性能参数的典型值如表 4.2 所列。

表 4.2 动力调谐陀螺主要误差源和性能参数的典型值

与加速度无关的零偏	0.05°/h ~ 10°/h
与加速度有关的/质量不平衡零偏	1.00°/(h·g) ~ 10°/(h·g)
非等弹性零偏	0.1°/(h·g ²) ~ 0.5°/(h·g ²)
标度因数误差 (温度效应未经补偿)	可达 400 × 10 ⁻⁶ /°C
标度因数的非线性 (在高旋转速率时)	0.01% ~ 0.1%
带宽	可达 100Hz
最高输入速率	可达 1000°/s

与速率积分陀螺相比,动力调谐陀螺在很多应用场合表现出许多明显的优点。一般认为这种陀螺零件数量少,没有流体支撑,没有挠性接头力矩,自转电机轴承的设计简单,预热速度快。当然,它还可以测定绕两条轴线的角速度,它的结构本身便于在壳体密封之前进行改装,或者性能优化。它的一个潜在的缺点就是对干扰和调谐频率以及这个频率的谐波敏感。它的悬挂方式类似于悬挂在弹簧上的质量块。因此,需要精心设计,确保不与悬挂装置发生机械谐振而造成损坏。为了能在苛刻的环境中保持可靠的性能,悬挂装置和安装方式务必精心设计。在恶劣环境中,速率积分陀螺一般来说更为“皮实”,因为它自身设计就比较坚固。图 4.10 给出了动力调谐陀螺各种部件的典型布局。

为捷联系统研制的小型动力调谐陀螺一般可达到直径 30mm,长 50mm。超小型器件的尺寸已经达到 20mm × 25mm(图 4.11)。

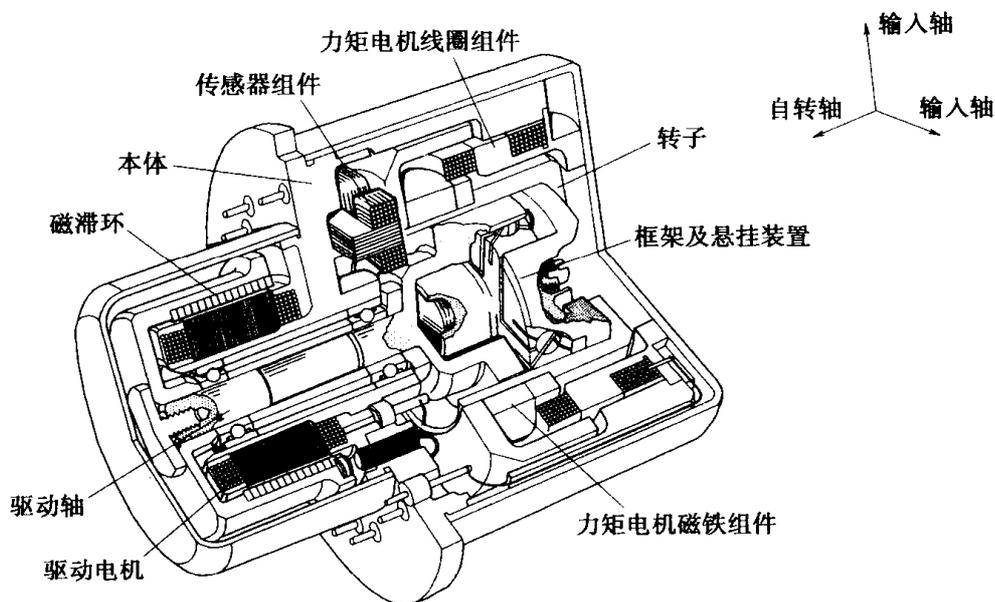


图 4.10 动力调谐陀螺的解剖图

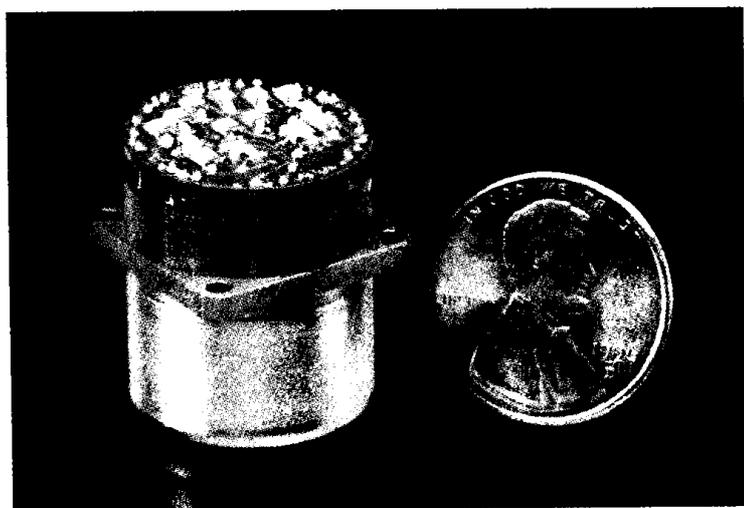


图 4.11 现代动力调谐陀螺照片
(诺斯罗普·格鲁曼公司图片)

4.2.7 挠性陀螺

4.2.7.1 概述

这种敏感器与动力调谐陀螺十分相似,工作方式也类似,其转子作为自由惯性元件,它也有两条敏感输入轴。20世纪70年代中期以来,这种惯性仪表的研究取得了显著的进步。它的结构形式可以做成非常小的尺寸,典型值为直径20mm,长度30mm。这种敏感器已经在航空航天及其他工业部门得到了广泛的应用。

4.2.7.2 敏感器详述

挠性陀螺与动力调谐陀螺之间最主要的结构差别在于它的挠性枢轴不是虎克接头的形式,而是像图4.12所示那样在挠性枢轴处减小驱动轴的直径。

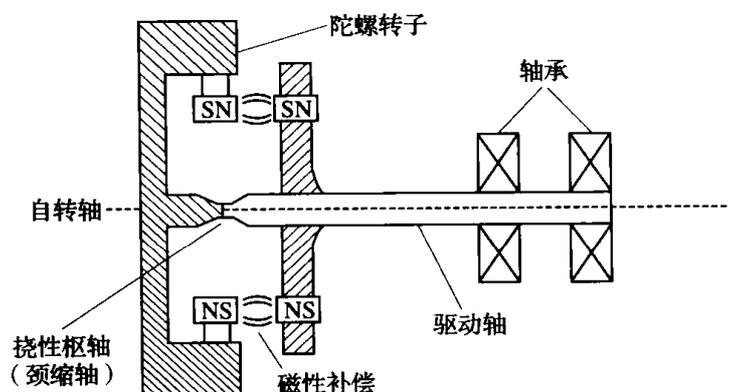


图 4.12 挠性陀螺的轴组件

通常,转子是利用轮毂和支撑结构装在主轴上,由这种悬挂形式带来的挠性接头力矩靠装在转子边缘的几块小的永久磁铁加以补偿,磁铁吸引装在轴上的一块板子上的一组高磁导率螺钉。利用这种铁磁力来平衡挠性枢轴的力矩产生了使转子与驱动轴解耦的效果,如图4.12所示。一般来说,这种敏感器必须采取磁屏蔽,才能保证转子有效的解耦。图4.13给出这种敏感器的示意图。

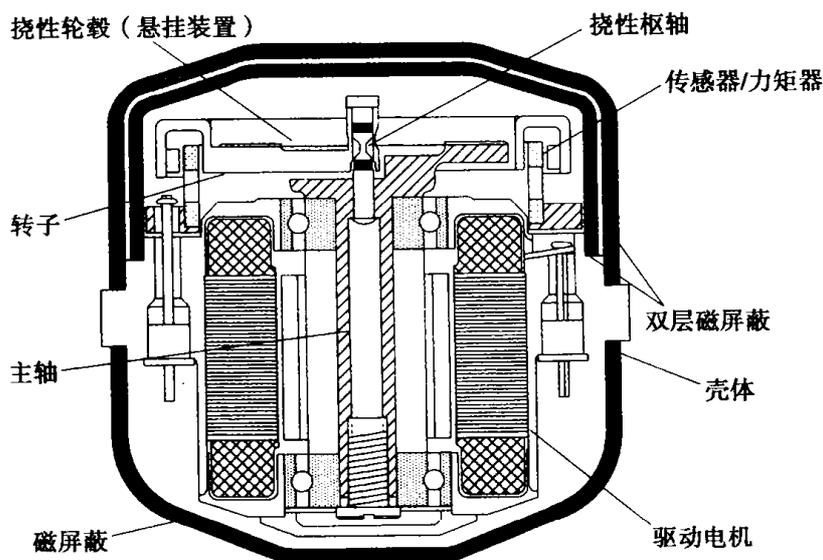


图 4.13 挠性陀螺

4.2.7.3 误差源

这种敏感器的误差机理与前面介绍的动力调谐陀螺十分相似,这里就不再重复。其输出量的数学表达方式也与动力调谐陀螺相同,参见式(4.9)。利用磁性调谐可以为转子选择不同的运行速度,以满足不同的需求或用途。另外,这种悬挂形式还对振动输入提供了很好的吸收效果。

4.2.7.4 典型性能特性

挠性陀螺主要误差源和性能参数的典型值如表 4.3 所列。

表 4.3 挠性陀螺主要误差源和性能参数的典型值

与加速度无关的零偏	$1^\circ/\text{h} \sim 50^\circ/\text{h}$
与加速度有关的/质量不平衡零偏	$1^\circ/(\text{h} \cdot g) \sim 10^\circ/(\text{h} \cdot g)$
非等弹性零偏	$0.05^\circ/(\text{h} \cdot g^2) \sim 0.25^\circ/(\text{h} \cdot g^2)$
标度因数误差 (温度效应未经补偿)	可达 $400 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$
标度因数的非线性 (在高旋转速率时)	0.01% ~ 0.1%
带宽	可达 100Hz
最大输入速率	$> 500^\circ/\text{s}$

可以看出,其误差参数与 4.2.6.4 节介绍的动力调谐陀螺非常相似。典型情况下,这种器件的漂移在 $1^\circ/\text{h} \sim 50^\circ/\text{h}$ 范围内,可测定 $500^\circ/\text{s}$ 以上的旋转速率。另外,非等弹性往往稍小一些,一般为动力调谐陀螺的 $1/2 \sim 1/5$ 。

4.3 速率敏感器

有一类机械式的敏感器,专门利用各种物理现象来检测角速率,它们非常适合用于某些捷联导航系统。这种器件与常规的陀螺仪有类似之处,它们也利用 4.2.2 节介绍过的陀螺惯性和进动原理。这类陀螺适用于某些低精度的捷联系统,尤其是不需要导航数据,只需要稳定的场合。这类器件一般比较坚固,可以检测高达 $500^\circ/\text{s}$ 的旋转速率,典型的漂移精度为每小时几百度。下面的几节中,将介绍几种这类器件。

4.3.1 双轴速率传感器(DART)

4.3.1.1 概述

这种陀螺仪的研发于 20 世纪 60 年代起源于美国。正如它的名称所表明的那样,它可以检测绕两条正交轴的角速率。它的基本性能属于次惯性级,一般漂移在 $0.5^\circ/\text{s}$ 左右或者更少。它的尺寸比速率积分陀螺稍小一些,直径大约为 18mm,长为 40mm。

4.3.1.2 敏感器详述

这种陀螺中的惯性元件是装在一个球形空腔里的一个重液体球,例如汞球。这个空

腔以高速绕壳体的一条轴线旋转,从而使液体球达到很高的角动量。球形空腔的内部刚性安装着一个叶片组件。这些叶片上装有压电晶体,如图 4.14 所示。这种仪表可检测壳体绕与自转轴正交的两条轴线的角速率。

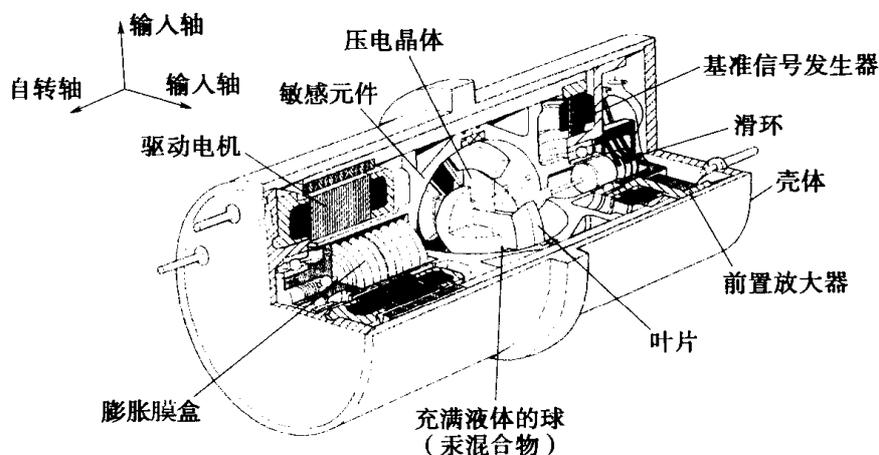


图 4.14 双轴速率传感器

这种敏感器的动态相互作用过程非常复杂,下面只作简单的介绍。当敏感器的壳体绕其一条敏感轴旋转的时候,汞球的自转轴总是倾向滞后于球形空腔(球形空腔随壳体旋转)。由于黏性耦合作用,在旋转的液体球上加上了一个力矩,使其以输入速率进动。液体的运动引起叶片在球体空腔内偏转,使得压电晶体弯曲,从而产生与输入角速率成正比的交流电信号。这个信号相对于转子轴上的基准信号发生器的相位给出了输入速率的轴线。

4.3.1.3 典型性能特性

双轴速率传感器主要误差源和性能参数的典型值如表 4.4 所列。

表 4.4 双轴速率传感器主要误差源和性能参数的典型值

与加速度无关的零偏(含温度效应)	0.1°/s ~ 0.4°/s
与加速度有关的零偏	0.03°/(s·g) ~ 0.05°/(s·g)
与加速度平方有关的零偏	~0.005°/(s·g ²)
标度因数温度灵敏度 (在整个工作温度范围内)	~5%
标度因数的非线性	最高速率的 ~0.5%
带宽	>80Hz
最大输入速率	可达 800°/s

这种敏感器非常坚固,这是由其结构形式决定的。它的误差机理类似于动力调谐陀螺。其温度敏感性是一个相当复杂的函数,很难准确地修正。总的来说,其精度比速率积分陀螺和动力调谐陀螺要低一些,所以它一般不用于惯性导航。但它还是有许多应用场合,例如,用于导引头的稳定,为自动驾驶仪提供反馈信号等。

这种敏感器也派生出来一些改型,球中并不充填任何液体。这些改型的精度比充汞的器件稍低一些。

4.3.2 磁流体动力敏感器

4.3.2.1 概述

这种双轴速率陀螺的研制也起源于美国,与上一节介绍的双轴速率传感器的研制基本上并行发展。它的尺寸与后者类似,性能也接近,其对加速度不敏感的零偏在 $0.05^\circ/\text{s} \sim 0.5^\circ/\text{s}$ 的范围内。

4.3.2.2 敏感器详述

这种器件并不依赖自转质量块的角动量,而是利用旋转的角加速度计来检测相对于敏感器自身两条相互垂直的轴线的角速率。旋转角加速度计的作用相当于一个积分器,它能提供正比于输入角速率的电信号。

这种敏感器由一个角加速度计和一个同步电机组成,如图 4.15 所示。它需要有一个滑环组件来收集角加速度计运动所产生的电信号。其壳体通常以高导磁率的合金制成,以提供必要的磁屏蔽。

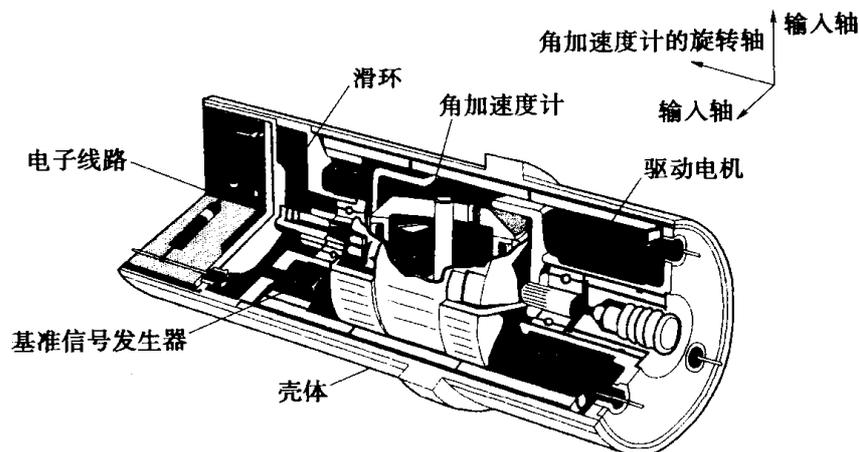


图 4.15 磁流体动力敏感器

敏感器的工作原理如下。当角加速度计以恒定的速率(ω_a)绕与其敏感轴垂直的轴线旋转,且有一个稳定的转速(ω_i)加到与这条转轴垂直的轴线上时,则绕这个角加速度计输入轴的瞬时角速率(ω_0)可由下式给出:

$$\omega_0 = \omega_i \sin \omega_a t$$

从而角加速度为

$$\dot{\omega}_0 = \omega_a \omega_i \cos \omega_a t$$

于是输入速率变成随时间变化的角加速度。旋转的角加速度计产生一个交流信号,其幅值与输入角速率成正比,其频率等于角加速度计的旋转速率。这个输出信号可以解算出相对于两条正交轴线(两条轴线都与角加速度计的转轴垂直)的输入角速率。

图 4.16 给出了这种敏感器中角加速度计的结构布局简图。

角加速度计通常有一个汞环,夹在径向永磁铁和磁性壳体之间,形成一个磁场通道。输入速率的存在导致磁场相对于汞环运动。由于磁动力效应的结果,磁场的运动导致在汞环内产生垂直于运动方向和磁场的电势梯度。图 4.16 中变压器绕组的存在导致次级

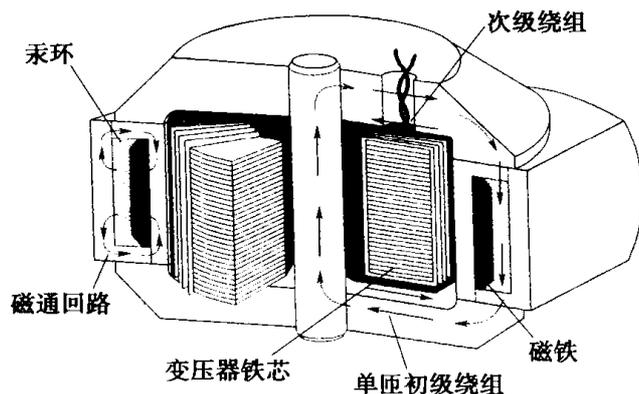


图 4.16 磁流体动力有源组件

绕组中出现电压。

4.3.2.3 典型性能特性

磁流体动力(MHD)敏感器性能参数的典型值如表 4.5 所列。

表 4.5 磁流体动力(MHD)敏感器性能参数的典型值

与加速度无关的零偏(含温度效应)	0.05°/s ~ 0.5°/s
与加速度有关的零偏	~0.05°/(s·g)
与加速度平方有关的零偏	~0.001°/(s·g ²)
标度因数温度灵敏度 (在整个工作温度范围内)	~4%
标度因数的非线性 (在最高速率时)	最高速率的 ~0.1%
带宽	100Hz
最大输入速率	可达 400°/s

这种敏感器非常坚固,可以在非常严酷的环境条件下工作。其性能优良,可以认为是很好的速率敏感器,尤其适用于稳定场合。用以确定其性能的误差方程可以写成与常规机械式陀螺类似的形式,参见 4.2 节。

4.4 振动陀螺

4.4.1 概述

这一类陀螺的起源可以追溯到 19 世纪中期。傅科发现,一根振动的杆件,在随车床转动的时候将保持其振动平面不变。19 世纪末期,布赖恩(Bryan)发现,这一原理可以用来测定角速率和线加速度^[7]。

20 世纪 50 年代,开始研究利用振动元件来检测角速率,主要的工作在美国进行。振动元件取各种不同的形式,例如弦线、空心圆筒、杆件、音叉、梁和半球壳等。自然界中飞虫的稳定器官就是这种形式的陀螺。最早采用振动元件的一种陀螺仪是美国斯佩里(Sperry)陀螺公司制造的。它是根据音叉原理设计的,所以被称为振动陀螺仪。

这类敏感器的基本原理在于,仪表零件的振动产生一个振荡线速度。如果敏感器这

时又绕垂直于线速度的轴线旋转,就会产生一个哥氏加速度。哥氏加速度改变振动元件的运动,如果能把这种运动检测出来,便可得出输入转动的幅值。

这类传感器最常见的设计技术是采用一个稳定的石英谐振器,再加上压电驱动线路。有些设计方案已经产生了零偏较小的传感器,达到 $0.01^\circ/\text{h}$ 左右。但是体积较小的传感器的零偏就会达到 $0.1^\circ/\text{h} \sim 1^\circ/\text{h}$ 。妨碍这种技术在惯性导航系统中应用的主要因素是其漂移率太高、谐振时间常数和灵敏度受环境因素(例如温度的变化和振动)影响较大。然而这类传感器可以做得非常坚固,可以承受几万 g 的加速度。

这些传感器一般都很小,通常直径不足 15mm ,长度 25mm 左右。还有一些比这还小,装入方形壳体中。这些传感器已经应用于许多场合,尤其是在稳定和测量角位置的任务中提供反馈信号。

因为各种振动陀螺仪的性能特性有许多雷同之处,所以在统一介绍完各种不同振动陀螺仪的工作原理之后,再专用一节来介绍它们的性能特性。

4.4.2 酒杯式振动传感器

这种传感器与振动圆筒陀螺仪和振动半球壳陀螺仪的意义相同。这种传感器通常包括封装在密封壳体中的 3 个主要部件。

(1) 具有高 Q 值的谐振器,半球形或圆筒形,用以维持稳定的谐振。谐振器常由陶瓷、石英或钢制成。

(2) 加力或驱动机构,一般用压电材料制成。

(3) 传感器,用以检测运动的变化,通常也用压电器件制成。

图 4.17(a) 简略示出了这些部件。图 4.17(b) 示出了在静态和旋转情况下的谐振振型。

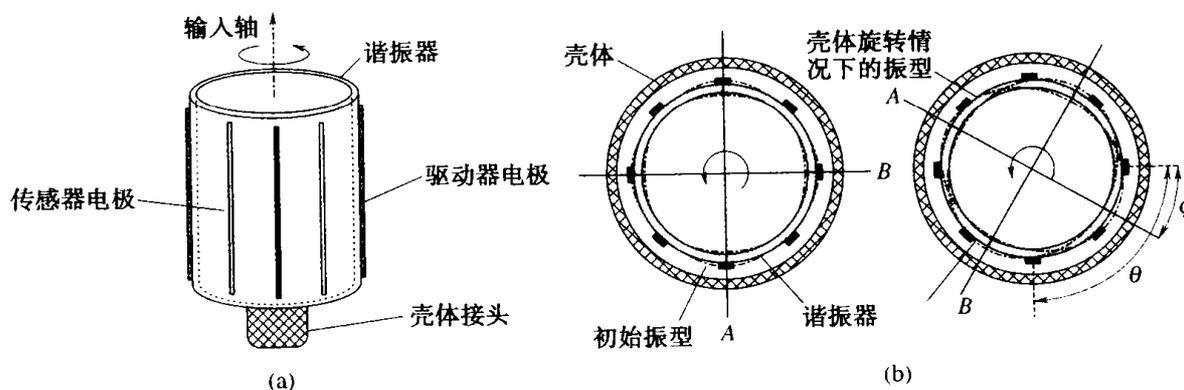


图 4.17 振动陀螺示意图和谐振器的振型

(a) 振动陀螺仪示意图; (b) 谐振器的振型。

注: θ —壳体转角; ϕ —振型进动角; A、B—波腹轴线。

谐振器通常为圆筒形或半球形,其周边牢固地安装着 4 个等距离的压电“驱动晶体”,强迫谐振器以其谐振频率振动。“相对”的一对晶体被振荡信号驱动,使谐振器变形,使周边上的变形振型出现各种振模。另外一对晶体作为反馈敏感器,以控制诱导运动的波节。当圆筒静止不动时,振动的波节正好位于驱动晶体之间,其波腹轴 A 和 B 如图 4.17 所示。如果谐振器以一定的角速度绕垂直于振动平面的轴线旋转,哥氏加速度就会改变振型,结果就在沿谐振器直径方向的振动力上附加了一个切向力,从而使“驱动晶体”之间的中间点的运动发生变化,因为振型相对于壳体移动了一个角度 ϕ 。这时,传

感器晶体检测到谐振器的运动,位移的幅度正比于输入的转动速率。

相对于用以激励驱动晶体的波形解调来自传感器的信号,产生一个直流信号。其幅值正比于输入转动速率,其符号表示旋转的方向。第二对压电晶体理论上与波节的位置重合,它可以用来改变圆筒的振动特性,从而改善敏感器的带宽。这些晶体被反馈信号所激励,反馈信号取自传感器所产生的信号。

这种敏感器也可以采取另一种结构形式,即用陶瓷材料制成谐振器,然后在陶瓷上镀上金属电极。这种设计在可靠性方面具有某些优点,因为导线可以正好设置到静止点。还可以用另一种方法来使圆筒振动,即采用以磁力驱动的铁磁圆筒。可以使用电容式传感器,以减小由于在谐振器上附加导线而产生的谐振阻尼。

必须指出,振动体的形状,例如半球形谐振陀螺的壳体,是机械加工出来的,要求其壁厚尽可能地均匀,然后进行动力学平衡,以补偿材料的不均匀性和机械加工误差。不均匀的壳体对于小的转动量不敏感,因为当壳体以很低的速率绕输入轴转动的时候,波节并不移动。

这种类型的敏感器可以制作得非常坚固,曾有试验证明可以经受超过 20 000g 的振动或冲击。另外,这类器件可以非常快速地启动,但是需要非常精心地选择谐振材料,才能使其对于速率的灵敏度不被其温度灵敏度所淹没。这种形式的器件一般来说不会对加速度表现出任何显著的敏感,因为那种响应仅仅源于谐振器的变形。

酒杯式振动敏感器可以以开环的形式工作,也可以以闭环的形式工作。在开环式结构中,电信号仅仅随角速率的增大而增大。而在闭环结构中,第二组晶体用以消除传感器晶体所感受到的任何位移,这种次级驱动信号与检测到的速率成比例。闭环技术使得输出信号与输入激励保持非常好的线性关系。

4.4.3 半球式谐振陀螺

尽管大部分酒杯式振动陀螺敏感器的精度比较低,零偏达到 $0.1^\circ/\text{s} \sim 1^\circ/\text{s}$,但半球式谐振陀螺(HRG)是其中的一个例外。惯性级的半球式谐振陀螺当初是由台尔柯(Delco)公司(现在的诺思罗普·格鲁曼公司利顿系统部)在 20 世纪 80 年代研制的。它的谐振器为 58mm,主要用于航天设备。这种敏感器的零偏稳定度达到 $0.01^\circ/\text{h}$ 。另外,这种器件的突出特点还在于它非常好的标度因数精度(不确定度低于 1×10^{-6}),以及较低的随机游走漂移率($0.0008^\circ/\sqrt{\text{h}}$)^[8]。

半球式谐振陀螺结构中使用的基础材料是石英。与这一类的其他敏感器一样,它也由 3 个主要部件组成:

- (1) 一个石英加力器,在谐振器中产生和维持一个驻波;
- (2) 具有高 Q 值($\sim 10^7$)的石英谐振器;
- (3) 石英传感器,用以检测波节和波腹在谐振器驻波振型中的位置。

半球式谐振陀螺(HRG)利用石英零件表面金属镀层之间的电容式静电电荷来维持驻波,并检测其位置。图 4.18(a)给出了这种器件的分解图。

图 4.18(b)显示了半球式谐振陀螺的工作原理。当振动元件不动时,振动波节准确地处于驱动晶体之间,波腹轴 A 和 B 如图 4.18 所示。如果谐振体以一定的角速率绕垂直于谐振体振动平面的某条轴线旋转,哥氏加速度就会引起振型的改变。结果就在沿谐

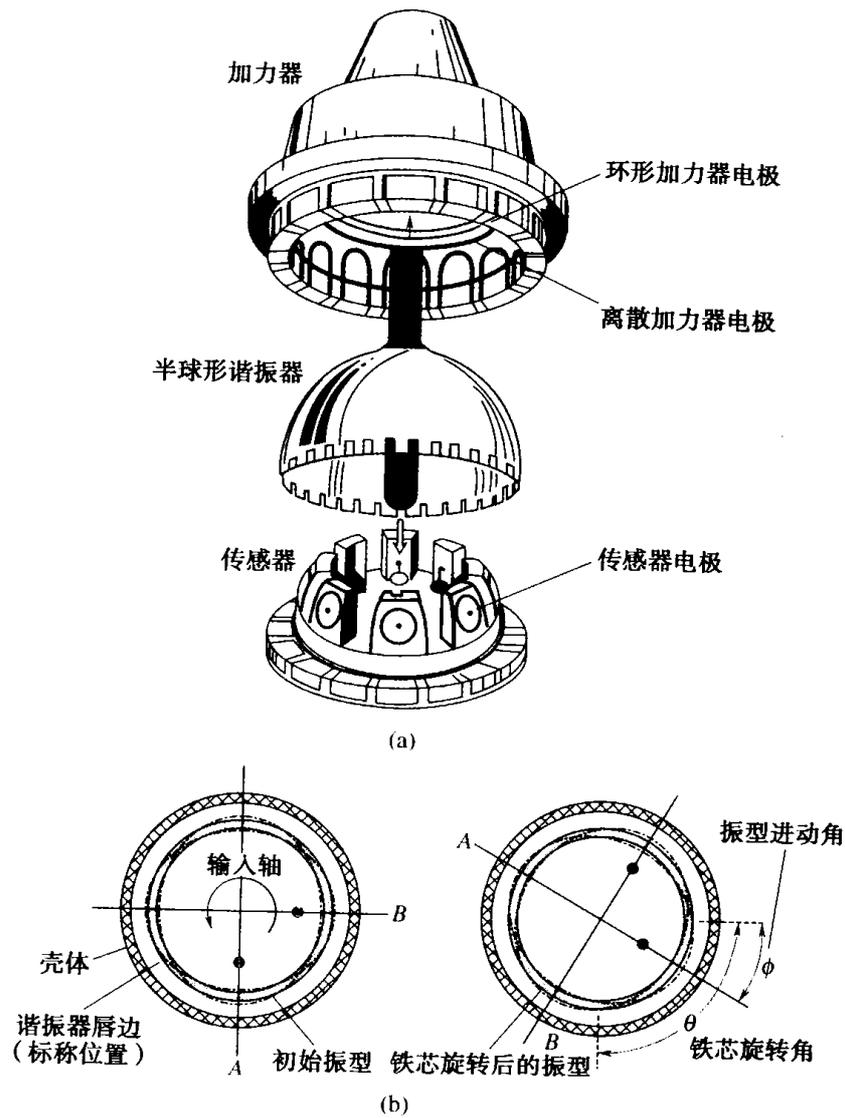


图 4.18 半球式振动陀螺仪的主要部件及工作原理(诺斯罗普·格鲁曼公司资料)

(a)半球式振动陀螺仪的主要部件；(b)工作原理。

振体直径方向的振动力上附加了一个切向力。于是驱动晶体之间的那些中间点的运动发生改变,因为振型已经相对于壳体旋转了一个角度 ϕ 。这样传感器的晶体就可以检测谐振器的运动,位移的幅度与输入旋转速率成正比。

近些年,人们也努力研制出一种缩小的半球式振动陀螺仪,用于钻孔勘探,要求其测量系统在钻井过程中工作,并能承受频繁发生的机械冲击和振动。提出这项研究主要是看重这种传感器的可靠性高、承受冲击和振动的能力强。但是迄今为止,这项研究依然没有得到性能合乎要求、成本可以接受的传感器。目前,工作仍在俄罗斯继续,重点研究谐振器直径为30mm的半球形谐振陀螺仪^[9,10]。

4.4.4 盘式振动敏感器

英国航空航天公司(British Aerospace)推出一种以金属圆盘为基础的敏感器结构^[11]。谐振器由一个合金圆盘构成,圆盘加工成一个圆环,支撑在一个刚性的轮辐上,如

图 4.19 所示。利用交变磁场在圆环中产生变形,从而迫使圆环在圆环平面中作正弦谐振。用电容技术来检测圆环的运动,从而测量从固定极板到圆环边缘的距离。

这种类型陀螺仪的工作原理与 4.4.4 节所介绍的传感器相同。当传感器不动的时候,振型相对于圆环保持不变。但是当传感器绕垂直于谐振器平面的轴线转动的时候,振动波节和波腹的位置便移动一个角度。振型角位移的幅值与输入角速率成比例,用装在谐振器边缘上的电容式传感器进行测量。

需要指出的是,由于所用合金的稳定性较高,所以采用这种结构的传感器的性能要优于圆筒式谐振传感器。

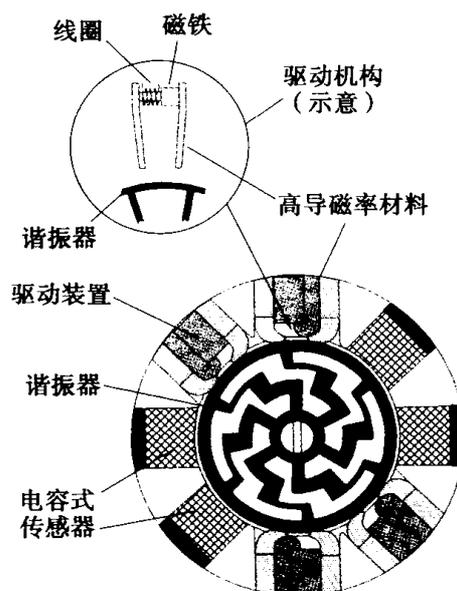


图 4.19 盘式振动陀螺仪的剖面图

4.4.5 音叉式传感器

这种器件与前面介绍的酒杯式传感器十分相似。其敏感元件是平行安装在同一个基座上的两个振动构件,每个构件都有一个位于挠性梁端头的质量块。当这两个构件受激励而反向振动的时候,其效果类似于音叉端部的运动。当绕平行于梁的长度方向的一条轴线旋转时,由于哥氏加速度的影响,围绕这条输入轴产生一个力偶。这个力偶是振荡性的,与端部质量的速度相位相同。振荡的幅度与输入速率成比例。

图 4.20 给出了音叉传感器的示意图,显示了它的工作原理。

有两个特殊的问题妨碍了这种传感器的发展:

- (1) 材料的弯曲弹性模量和扭转弹性模量随温度变化;
- (2) 音叉端部质量中心的横向位移导致零偏不稳定。

采用晶体石英制造音叉的端部可部分解决这些问题。

这种技术的典型应用就是使用一对压电振动梁,每一对包括两个头顶头安装的压电“弯曲”元件。牢固安装在基座上的那个元件被谐振驱动,使第二个元件摆动但不弯曲。这个元件检测角运动。当围绕这个音叉的敏感轴发生角运动的时候,由于哥氏加速度,会发生向垂直平面的动量传输。由于动量传输的结果,这个敏感元件发生弯曲,并产生与输入角速率成比例的电信号。

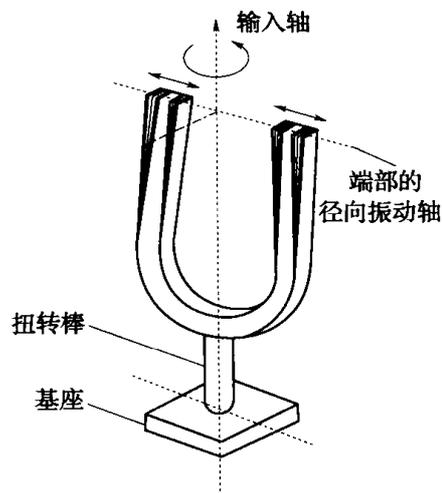


图 4.20 音叉传感器的原理

4.4.6 石英速率传感器

石英速率传感器(QRS)是音叉原理的直接应用。它是一个单自由度、开环的固态敏

感器。在这种器件中,石英被制成“H”型音叉结构,其中一对音叉具有一组电极。这些音叉被激励,以大约 10kHz 的谐振频率振动。

当敏感器以给定的速率绕其输入轴转动的时候,便会产生与音叉质量速度同步振荡的哥氏力矩。这个力矩驱使检测音叉作“游走”运动,方向垂直于被驱动音叉的振动平面。音叉的位移与输入速率成比例,且随时间变化,电容式传感器可以检测这一变化。至关重要是安装构件必须很坚固,能够支撑石英元件,但又能够实现充分的隔离,使进入检测音叉的哥氏耦合力矩尽可能大。激励和检测信号都通过安装构件进出。图 4.21 给出了这种敏感器的总体布局。

如同其他固体器件一样,这种敏感器可以具有不同的速率灵敏度,改变电子线路的增益控制可以改变输出信号的变化范围。这些参数与信号处理器有关,信号处理器控制着输入信号的范围和信号的带宽。另外,振动音叉的尺寸、厚度和电极设置几乎可以有无限多种组合,因而可以实现非常灵活的性能设计。

自从这种敏感器问世以来,由于其敏感组件设计的不断改进、敏感组件制作工艺的改善以及所用信号处理技术和标定技术的进步,石英速率敏感器的性能有了很大提高。与此同时,音叉元件的尺寸也不断减小。这种敏感器采用光刻技术进行微加工,一直处于微型加工机电系统技术的前沿,在第 7 章将详细地介绍。这些技术的进步已经使陀螺敏感器的运行零偏达到 $1^\circ/\text{h}$ 的水平。

4.4.7 硅敏感器

硅材料具有许多优良的性质,使它特别适合制造极小的元件和复杂的单片器件。它价格便宜,弹性好,无磁性,强度重量比高,并且具有卓越的电气性能,可以通过扩散和表面沉积来生成元件。另外,通过电或者化学刻蚀的方法可以达到非常精密的微米级精度。

CSD 试验室 (Charles Stark Draper Laboratories, Inc.)^[12] 的一个小组已经用单晶硅片通过化学刻蚀技术制造出了非常小的陀螺。这种陀螺没有任何持续旋转的零件,但它的一部分结构以很高的频率振动。图 4.22 给出了这种敏感器的示意图。

这种陀螺采用双框架结构,内框架上装有一个镀金的垂直件。框架各自被一套互相垂直的“挠性枢轴”支撑,如图 4.22 所示。这些枢轴允许每个框架绕其各自的支撑轴有小量的扭转变形,但在其他方向上仍保持刚性。利用装在外框架结构上下的几对电极加上一个振荡性的静电力矩,迫使外框架作小角度振动。当整个结构如图 4.22 所示绕垂

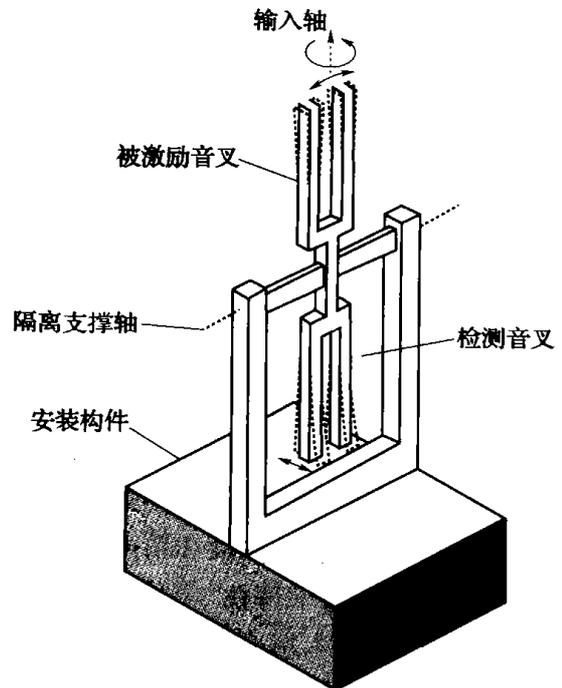


图 4.21 石英速率敏感器的总体布局

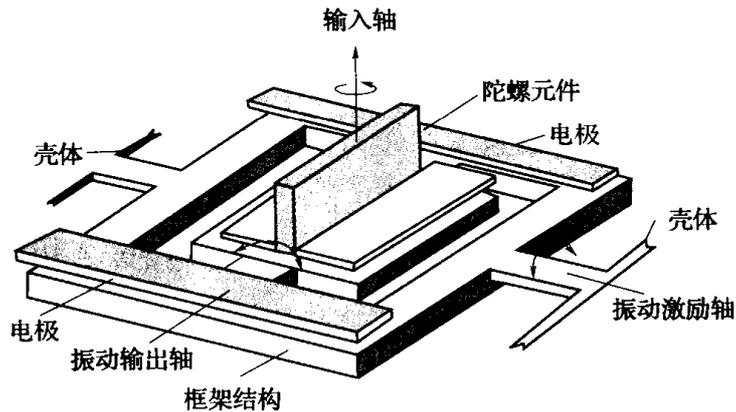


图 4.22 硅陀螺

直于敏感器平面的轴线旋转时,内框架也开始振动。内框架的振动频率与外框架相同,但其幅值与输入角速率成比例。这种运动被一对桥式电极通过静电的方法检测出来。器件的灵敏度与结构的几何布局关系很大。

为了达到较高的灵敏度和精度,这种陀螺以闭环再平衡的方式工作。内框架上加有静电力矩,从而使其维持在“零位”,力矩驱动信号正比于静电传感器所检测到的角位移,因而也就正比于输入角速率。检测信号和再平衡信号经过同样的电极,但使用不同的频率。这种工作方式使陀螺能够容忍振动频率的变化。它还允许振动幅度的增加,而交叉耦合不会变大到不可接受的程度,使输出信号的信噪比得以提高。用以控制陀螺运行的电子回路还可以补偿器件制造中的缺陷和温度的变化。

这种陀螺被封装在密封的壳体中,以保持真空。这样可使谐振结构达到较高的 Q 值(品质因数),进一步提高器件的灵敏度。可以预料,这种敏感器可以达到优于 $100^\circ/\text{h}$ 的运行漂移,能够测量非常高的转动速率。这种器件的长度可以做到远小于 1mm ,可以与硅加速度计(将在 6.4.3 节讨论)联用,构成极小的惯性测量装置。

盘式硅振动敏感器。在 4.4.4 节讨论的盘式振动陀螺的谐振器也可以用硅制成。硅具有许多优良的性质,例如成本低、弹性好、强度重力比高等,是制造这种元件的理想材料。但是,如果采用硅材料,就必须采取另外的办法来强迫结构振动,例如采用压电晶体。硅材料可以提供的显著优点是减小尺寸,预计还能降低制造成本。

4.4.8 弦线式振动陀螺仪

这种器件又称为振动弦陀螺,其壳体中有 3 个主要部件(图 4.23):

- (1) 振动元件,即一根绷紧的导线;
- (2) 激励磁铁;
- (3) 信号磁铁,或称传感磁铁。

其工作原理类似于傅科摆。如果一根线或者一根弦在一个平面内振动,而振动元件的支撑转过一个角度,则振动平面保持在空间的方向不变,尽管弦已随其支撑转动。

将一个选定频率的交流电通入 A 点到 B 点之间的导线中,如图 4.23 所示。导线周围的磁场与激励磁铁的磁场之间的相互作用使得弦线形成一种驻波振动。第二个磁

铁(也就是信号磁铁)的位置进行特意安排,使其磁场与激励磁铁正好成直角关系,如图 4.23 所示。

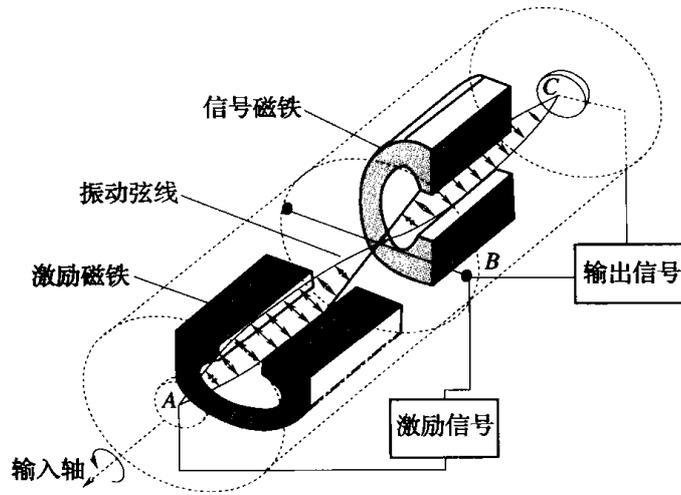


图 4.23 弦线式振动速率传感器示意图

现在来考虑当绕经过 A 点和 C 点的轴线转动时会出现什么效果。当陀螺不绕此轴转动时,信号磁铁两极之间弦线的振动不会对弦线中的电流带来任何变化。因此,当从 C 点输出的信号在适当的解调器中与输入信号进行比较时,合成信号将为零。如果器件绕 AC 轴旋转,信号磁铁将相对于振动平面旋转。这样就导致信号磁铁改变流过弦线的电流,并造成对载波的调制。激励信号与输出信号相比较,即可得出合成信号。这个合成信号就是对绕 AC 轴转动角速度的一种度量。

弦线的固有频率和激励频率通常在 20kHz 或者更高的范围内选择,使它远高于环境振动频率。这样可以避免传感器壳体沿其传感轴线方向的同步振动被误认为输入的旋转运动。

4.4.9 振动传感器的一般特性

所有的振动式传感器的响应时间都很短,也就是说,它们具有快速启动能力,而且有些设计非常坚固。这种器件最主要的误差源就是它们对于环境温度的敏感性以及装在同一结构件上的同类传感器之间可能的交叉耦合。精心设计可以使这些因素的影响以及它们对输出信号带来的误差降至最小。这种器件通常称为固体传感器,它们的储存寿命长、休眠特性好,因为它们没有轴承,壳体中也没有润滑剂和任何其他液体。这类器件只需要一个黏结接头,通过精心设计,电源引线可以被接到不运动的点处,所以可以获得很高的可靠性。这种形式的设计还能降低电源的消耗量。

这类传感器的零偏和标度因数误差与常规陀螺仪相当。小型振动传感器的典型性能无法满足惯性导航系统的要求,但对控制和稳定场合来说可以有很多用途。

这类小型器件的性能范围如表 4.6 所列。

另外,这种传感器可能对振动敏感(尽管只要精心设计,这种影响可被降到最小)。用以定义其性能的误差方程可以写成与常规机械式陀螺类似的形式,请参考 4.2 节。

表 4.6 小型器件的性能范围

与加速度无关的零偏(含温度效应)	0.1°/s ~ 1°/s
与加速度有关的零偏	0.01°/(s·g) ~ 0.05°/(s·g)
标度因数的温度灵敏度 (在整个工作温度范围内)	0.01%/°C ~ 0.05%/°C
标度因数的非线性 (在最高速率时)	0.03% ~ 0.3%
带宽	60Hz ~ 500Hz
抗冲击能力	>25000g

4.5 低温器件

4.5.1 核磁共振陀螺仪

将核磁共振(NMR)现象应用于旋转运动的测量,这项研究起始于20世纪60年代。核磁共振陀螺有许多优点,尤其是它没有任何运动部件。它的性能只与原子材料的特性有关,不要求精密机加技术的特高精度。因而从理论上讲,它是一种很有前途的陀螺仪,无论动态范围还是线性度都没有任何限制,很可能成为捷联惯性导航非常理想的敏感器。

核磁共振是由于某些元素的原子核与外部磁场相互作用而产生的物理现象^[3]。一般来说,原子核具有自转角动量,因而与此相关,也产生了磁性偶极矩。如果存在磁场 H ,自转的原子核就会受到一个力矩的作用,从而导致原子核的自转轴相对于磁场方向产生进动。这就是所谓拉莫尔(Larmor)进动,其特征角频率 ω_L 可用下式表示:

$$\omega_L = \gamma H \quad (4.10)$$

式中: γ 为磁性偶极矩与角动量之间的比值,称为陀螺磁系数,这个值对每一类原子核都是不同的。

当一个角速率 Ω 加到内装进动原子核的样品室上的时候,位于转轴框架上的读出机构就会检测出原子进动频率的明显变化。样品室的运动就相当于在常规陀螺仪中给惯性元件加上一个力矩,而进动原子核的作用就相当于惯性元件。于是,所观察到的进动频率 ω_{obs} 就变为

$$\omega_{obs} = \omega_L + \Omega \quad (4.11)$$

或

$$\omega_{obs} = \gamma H + \Omega$$

于是,要想确定输入速率 Ω ,就必须在敏感元件处建立恒定的磁场并测出核进动频率。

研究人员已经研究过几种方法^[14,15],利用光泵和光学读取系统来检测敏感器的转动所引起的小量频率漂移。光泵技术将使自转组件从平衡状态变为不平衡状态。适当频率的光线沿着磁场的方向激励磁性物质,可以增加观测到自转从一种状态向另一种状态转变的机会。在与静态磁场 H 成90°的方向加上一个微弱的交变磁场,即可促成这种转变。当交

变磁场的频率接近于被激励自转的拉莫尔频率的时候,核自转的方向发生倒转。这一效应可被与静态磁场方向成 90° 的圆偏振光检测到。磁矩的方向会影响这条光线的偏振平面,因而在通过一个检偏器之后,由此而产生的光强调制可被光电检测器检测出来。

对于外部磁场 H 不稳定性的补偿方法涉及到一个样品室中所含的两种磁性物质的拉莫尔频率的测量。

诺斯罗普·格鲁曼公司(原利顿工业公司)推出过一种如图 4.24 所示的设计。核磁共振室中装有铷蒸汽、氦气和氙气。之所以使用这些气体材料是因为它们具有合适的弛豫时间,能够非常精确地测定所观测的进动频率,达到较高的灵敏度。这种设计方案中,光泵和检测均使用一条光束。

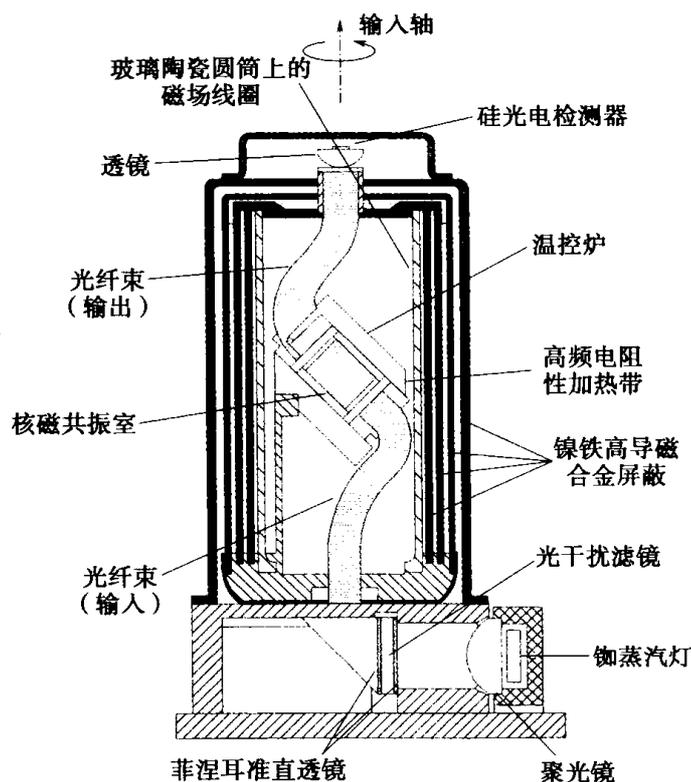


图 4.24 试验性核磁共振陀螺的结构图

很明显,一个实用的器件在活性的材料样品处需要有非常均匀而恒定的磁场。一种方法(可能是唯一可行的方法)是应用独特的超导性质,例如曼斯勒(Meissner)效应^[16,17]。一个用超导材料制成的圆筒工作于低于其临界温度的条件下,即可防止磁力线进入或离开中心区域。于是,这种材料不仅屏蔽核材料,而且随着其温度被冷却到超导体的临界温度以下,能把磁力线封闭在这个空间内。

有一种方法可以测定置于超导管子中的核材料的拉莫尔进动,那就是利用超导量子干涉器件(SQUID)磁强计^[17]。事实上,这种器件在低温核磁共振陀螺的早期研究中就使用过,用以检测超导圆筒中样品物质的自由感应蜕变。所用的样品物质是 ^3He ,它在低温下为气态,具有弛豫时间长的优点。这种技术是不成功的,因为其信噪比特性非常差。

图 4.25 所示的低温核磁共振陀螺具有许多优点,特别是其结构的固态性质以及极低的漂移(可能会低至每年几个角秒)。这种精度及其预期几升的体积表明,它非常有可能应用于船舶的捷联导航系统。

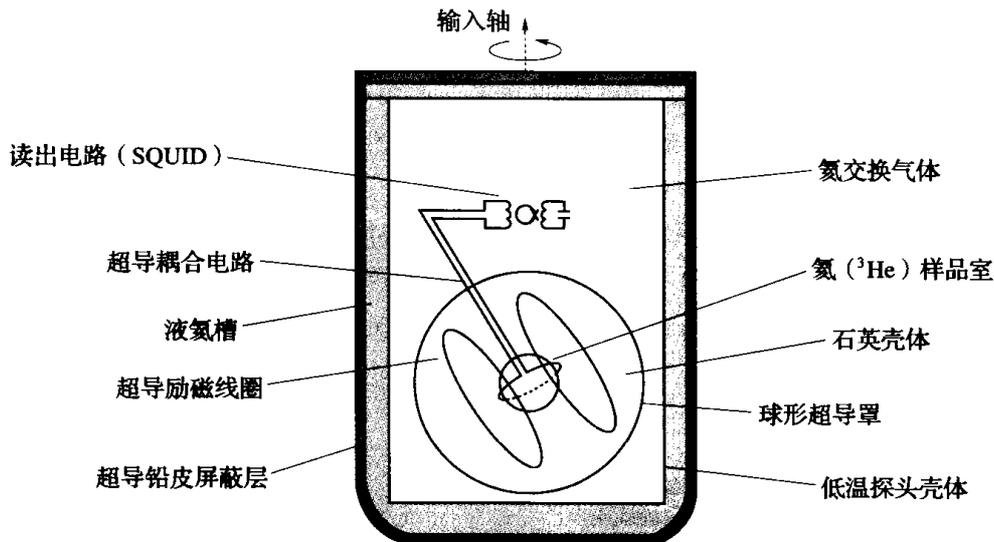


图 4.25 低温核磁共振陀螺

在 20 世纪 70 年代,核磁共振陀螺和环形激光陀螺(将在第 5 章讨论)被认为是高精度导航系统最有可能采用的竞争技术。尽管基于核磁共振技术的敏感器的制造看起来是可行的,但是整个 70 年代到 80 年代,大量的资金投入环形激光技术,激光陀螺在当时被认为更有前途,核磁共振陀螺的研制则受到冷落。据作者了解,近些年来,在核磁共振敏感器的研制方面,投入的人力和资源都很少,结果这种器件的全部潜力始终没有被挖掘出来;研制“超高精度”器件的努力目前主要集中在冷原子敏感器(将在 5.2 节讨论)上。

4.5.2 超导绝对速率测定仪(SARDIN)

布雷迪(Brady)提出了采用超导技术的另一种转动敏感器^[19]。这种敏感器称为超导绝对速率测定仪,英文缩写为 SARDIN。这种器件基本上就是一个圆筒形的超导电容器,其工作特性受以下原理支配,即一个超导环将始终保持与其耦合的磁通量恒定不变。这是因为所产生的超导电流会在超导环中流动无限长的时间,而不会遇到任何电阻。

设有两个超导材料的同心圆筒,一个圆筒相对于另一个圆筒的电位被提高到 V 。如果这一组件绕其中心线以角速度 Ω 旋转,则运动的电荷形成电流,并在两个圆筒之间的区域形成一个净磁通。由于超导体环路中的磁通量是不能改变的,所以这个磁场必须被每个圆筒中所感生的超导电流(I)所抵消。对这一效应进行严格的数学推导^[20]之后,得到如下方程:

$$I = \frac{C_0 V r \Omega}{\varepsilon} \quad (4.12)$$

式中: C_0 为该组件单位长度的电容量; r 为平均半径; ε 为两个圆筒之间电介质的介电常数。

设这个器件的平均半径为 2cm,并与超导量子干涉器件(SQUID)磁强计和一个安培计耦合,给器件加上 225V 的电压,据布雷迪称,角速率灵敏度可达 1rad/s。

在 20 世纪 80 年代初期,曾经有人试图制造这种类型的超导速率敏感器,但由于所产生的输出信号特别小,在检测方面遇到了困难,研制工作没有持续下来。但是,随着更高温度超导体的研制以及信号处理技术的不断改进,将来它有可能成为一种可行的技术。

4.6 静电悬浮陀螺

静电悬浮陀螺又可简称为 ESG,美国于 20 世纪 50 年代就已经开始了这种器件的研制。其目的就是借助于电场的作用,把称为陀螺球的一个旋转球体悬浮在一个真空腔内。这种形式消除了常规陀螺一些结构上的难题,例如轴承、在液体中的悬浮或悬挂。

其工作原理如下:一个通常用金属铍制成的精密球体,开始先自转到非常高的速度,同时以静电的方法悬浮在高真空中。然后使这个球体靠惯性旋转,假如球体及其悬浮装置没有任何缺陷能在球体上产生力矩的话,其自转轴在惯性空间内维持固定方向。陀螺壳体在空间的任何角运动都可以以自转轴为基准用光学或者电的方法来测定。通过测定这条基准轴相对于当地基准方向(例如当地铅垂线)的角度变化,即可实现导航的目的。图 4.26 给出了静电悬浮陀螺的示意图。

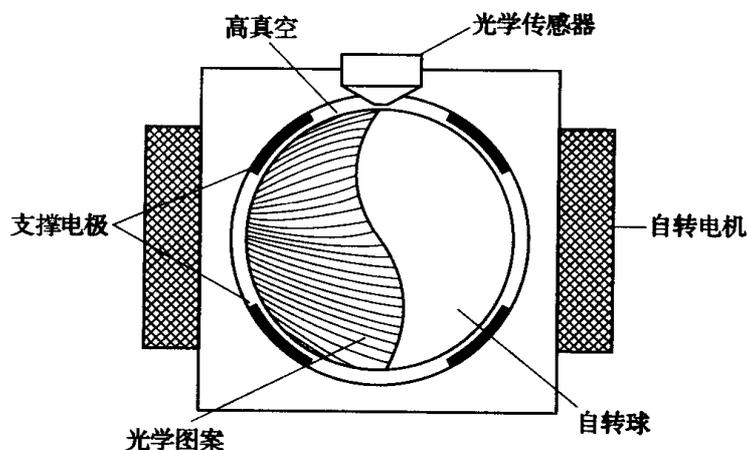


图 4.26 静电悬浮陀螺示意图

静电悬浮陀螺的研制非常成功,曾经制造出精度非常高的敏感器,其漂移可达 $0.0001^\circ/\text{h}$ 的量级。这种敏感器主要用于稳定平台,给出的导航精度达到 $0.1\text{h mile}/\text{h}$ 。但是它们也可以用于捷联系统,尤其在良好的环境下。

这种敏感器的主要难点在于:

- (1) 很难把惯性元件,也就是球体,制作得足够精确,完全消除质量的不平衡;
- (2) 如何制造出不干扰球体运动的读出装置;
- (3) 如何找出一种设计形式能够避免球体坠落,即有时所说的“球体触地”;
- (4) 如何避免停电时自我损坏。

球体必须保持高速旋转,一般要达到 $150\,000\text{r}/\text{min}$,这时球形惯性元件的加工误差就会导致振荡、章动和涡动。因为敏感器的内部为高真空,因而很难向这种有害的扰动提供阻尼。另外,这种敏感器还需要一些特殊的方法来提供冲击和振动保护,因为这种陀螺没有任何内在的机构能够消除球体的线扰动。增加防冲击和防振装置将导致敏感器的尺寸增大。

静电悬浮陀螺具有非常高的精度,已经在飞机、舰船和潜水艇上应用了几十年。有人主张用这种敏感器来检测加速度。因为使球体产生加速度而随同壳体一起运动的力全靠支撑电极提供,所以测得了这个力就等于测得了加速度。

不幸的是,尽管这个概念非常简单,但设计非常复杂,陀螺体积庞大而成本不菲。尽管如此,它仍然是历来所设计和制造的最精密的常规陀螺之一。

美国洛克威尔公司制造过一种类似的敏感器,称为气浮自由转子陀螺。这种敏感器基于一个球轴承,类似于球窝结构,使用一个自作用气体润滑轴承来支撑球体。但是,这种敏感器不同于静电悬浮陀螺,因为它仅仅具有有限的角自由度,并不适用于捷联导航。

4.7 其他的角运动敏感器件

还有其他一些种类的器件,曾被用以或者可被开发用以检测角运动。因为它们难以简单地归入上述任何一类陀螺,而且一般也不是捷联惯导系统中“主要的”敏感器,所以把它们拿出来单独讨论。其中包括流体敏感器和饱和式磁强计,它们都是成熟的技术,适用于各种场合。这些敏感器体积小、性能可靠、结构坚固。流体器件常常用于提供短时间的基准,例如用在稳定系统中,而饱和式磁强计则一般用于系统的长时间辅助功能。

4.7.1 流体(射流)敏感器

这个术语有多种含义,例如利用液体的流动来驱动或支撑转子。另外一种含义,也是与下面要讨论的问题关系更加直接的,就是利用流体来敏感角运动。这一类角运动敏感器有时称为射流敏感器;而流体这个术语一般用以描述以流体来支撑或驱动转子的敏感器。下面将着重介绍利用流体来检测角运动的情形,也就是射流敏感器。

这种敏感器的研制起始于20世纪60年代。它们看起来很可能替代机电式仪表。尽管付出了很大的努力,但至今仍未证明这种敏感器可直接用于惯性导航。主要的难点在于无法达到足够的稳定性,其分辨率不高,对于环境因素,尤其是温度的变化敏感。但是这类敏感器仍有多种用途,包括飞行控制、稳定和飞行安全系统。

这种敏感器的一种形式是射流陀螺。在这种器件中,有一个壁面多孔的球形空腔,空腔中有一个旋转质量或者气体漩涡。当敏感器的壳体旋转时,气体漩涡的方向保持不变,通过检测压力的变化可以测量出位移。图4.27示出了这种敏感器的结构形式。

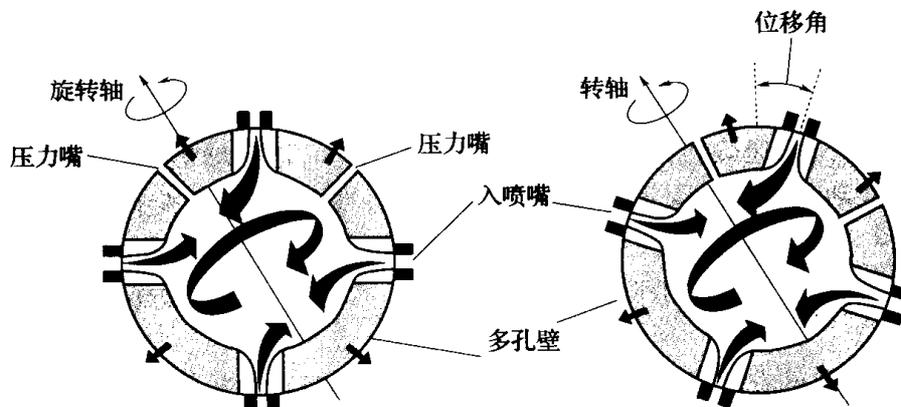


图 4.27 射流姿态敏感器的示意图

这类仪表的另一种形式就是从一个小孔中喷出一股连续的气体层流,喷在一对热线检测器上。当发生绕垂直于气流方向的轴线的角运动时,气流相对于壳体发生横向偏移。这就导致热线的冷却差异,利用桥式电路即可检测出所引起的电阻变化。输出信号与角速率成比例。图 4.28 给出了这种敏感器的示意图。它的性能容易受到温度梯度、加速度、振动和冲击的影响。

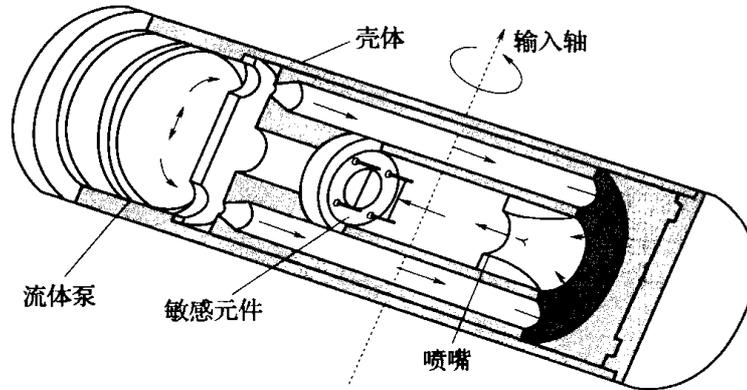


图 4.28 气流敏感器

这种敏感器可以利用从发动机喷出的气体,例如喷气发动机的喷流,也可以用泵维持气体在闭路中循环。

这种敏感器可以以较低的成本提供一个短时间的基准,旋转速率的测量精度达到输入速率的 1%。一般来说,它们对大部分环境因素表现得相当敏感,尤其是对温度的变化。但是某些设计方案非常坚固可靠,能够在很宽的温度范围内工作。

4.7.2 饱和式磁强计

20 世纪 50 年代,位于范堡罗的英国皇家飞机研究所(现在的 DSTI 和 QinetiQ 公司)为进行姿态测量研制了一种机载饱和式磁强计。从那以后,这种类型的敏感器有了多方面的进展^[21,22]。其基础核心部分为磁通门元件。每个磁强计有 3 个这样的敏感元件,以互相垂直的方式安装。安装轴线通常与运载体的主坐标轴线一致。利用这种结构布局,便于以相对于地球磁场矢量来测定运载器的姿态。单用这种磁强计不能给出运载体姿态的明确测量值。用这种敏感器只能给出地球磁场与运载体特定坐标轴之间的角度。但是这条坐标轴可能位于半角等于这个角度的以磁场矢量为转轴的锥面上的任何位置。因而需要补充测量相对于另一条基准轴(例如重力矢量)的姿态。

饱和式磁强计的工作原理类似于一个电力变压器。但是,励磁信号的幅值经过特意的选择,使得在励磁信号达到其交流峰值时,励磁信号与检测信号的耦合铁芯达到饱和。铁芯的导磁率很高,由于励磁线圈中电流变化所导致的磁场(H)变化效果得以放大。图 4.29 简单地示出了饱和式磁强计简图。

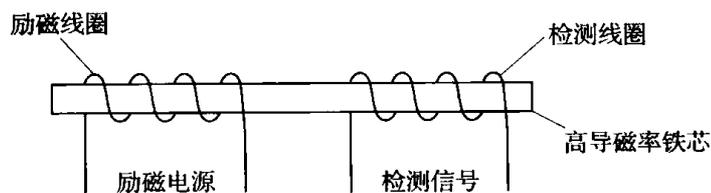


图 4.29 饱和式磁强计简图

铁芯中的磁感(B)随着励磁线圈所产生的磁场的增强而增加,直到激励磁场达到最大值(B_{\max})。这个最大值取决于铁芯的材料。当磁场增强到超过饱和值(H_{sat})的时候,磁感保持不变。请参见图 4.30 中的 $B-H$ 曲线。这种效应是可逆的,当磁场减弱到饱和值之下的时候,磁感便降低,直到达到其负向饱和值($-B_{\max}$)。

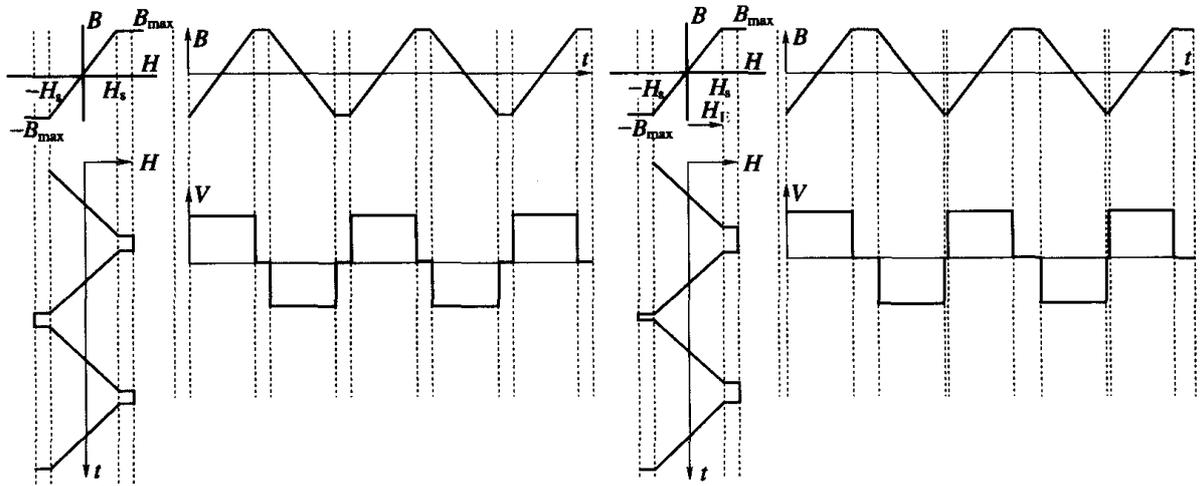


图 4.30 磁强计的波形

只有当铁芯中的磁感发生变化的时候,检测线圈中才会感应出电压信号。因而,在磁感饱和期间检测线圈中是没有信号的。图 4.30 还显示出在铁芯上存在和不存在外加磁场的情况下,方波信号加到励磁线圈上所产生的磁感波形。此外,图 4.30 中还显示了检测线圈上最终得到的电压波形和“激励”磁场的形状。

在不存在外加磁场的情况下,检测线圈两端所出现的电压的正负幅值是相等的,如图 4.30 左侧所示,此时器件没有净信号输出。在存在外加磁场的情况下,这个磁场的作用是增强或者抵消激励线圈中交流电流所产生的磁场。结果,在激励和外部磁场的作用方向相同的激励循环中,铁芯饱和得更快,在饱和状态下保持的时间也稍长。当这两个磁场的方向相反的时候,情况正好相反。如图 4.30 右侧所示,感应波形不再对称,检测线圈的两端出现变形后的电压波形。电压波形超前和滞后的量与外加磁场的强度成比例。

上述简单的方案难以测量出电压波形特性的变化。图 4.31 给出了一种更好的方案,利用它可以较容易地测出大小与外加磁场成比例的信号。

在这个器件中有一对铁芯,其上绕有反向串联的激励线圈。在这种情况下,不存在外加磁场时,两个铁芯中的磁感相互抵消。但是当存在外加磁场时,两个铁芯中的磁感应波形以上述方式变化。图 4.31 的下部给出了每个铁芯最终得到的电压波形。检测线圈的绕制,使它能够对这两个量求和,从而得到如图 4.31 所示的通道总波形。这个信号可加到低通滤波器上,从而得到稳定的输出,显示出外加磁场的大小。

以上对于双铁芯结构的分析必须在铁芯和线圈之间具有理想匹配的前提下才能成立。这是精确测量磁场必须满足的基本要求,但在实际器件中很难达到。对于这个难题最常见的解决办法是使用圆环形的铁芯,其上缠绕励磁线圈。励磁线圈中通以频率为 $1\text{kHz} \sim 1.5\text{kHz}$ 的交流电信号。检测线圈是跨绕在磁环上的单个线圈。第二个线圈可跨绕在磁环上,与检测线圈垂直,用做归零装置。图 4.32 给出了这种磁强计的结构形式。

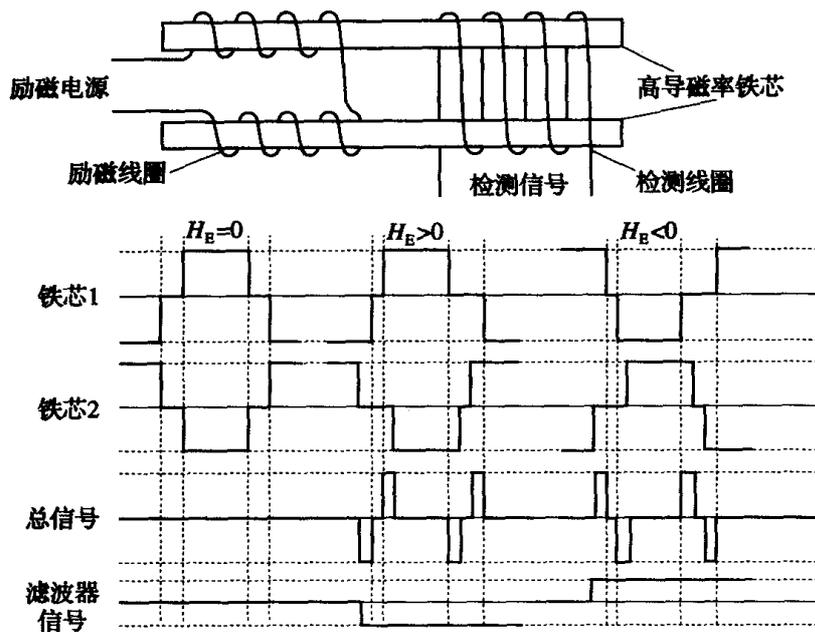


图 4.31 双铁芯饱和式磁强计及其波形

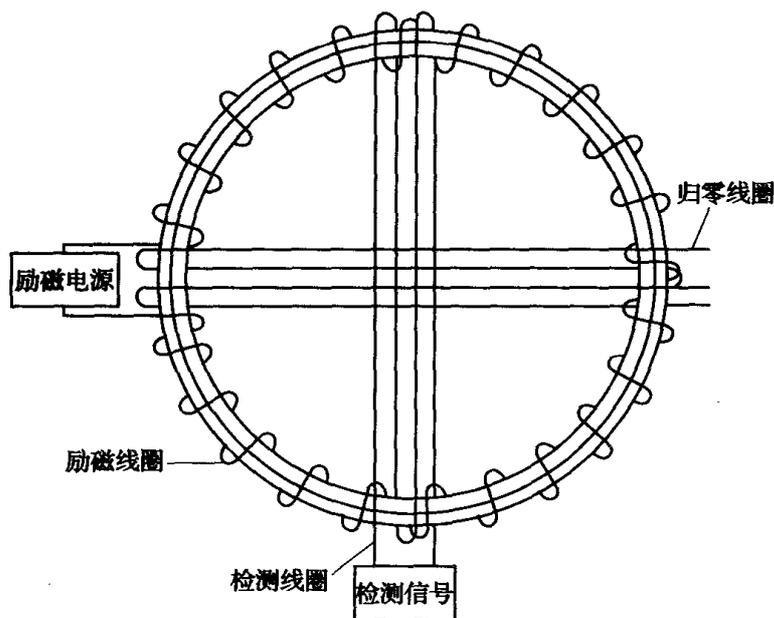


图 4.32 环形饱和式磁强计

以闭环形式(通常又称为闭环第二谐波形式)工作时,电流流过跨绕在磁环上的第二个线圈,以消除检测到的磁通量的影响。正是这个电流的幅值用来给出环境磁场强度的度量。对这个线圈的输出信号进行滤波,从中仅选出第二谐波频率,以防不需要的频率造成放大器的饱和。

这种形式仪表的主要问题是,其角度分辨能力较差,一般只有 0.1° 左右,而且对于磁场畸变的敏感度较高。但如果在其工作区域中磁场的畸变很稳定且已详细地制成图表,对于磁场畸变的灵敏度就很有价值。更加严重的问题是敏感器运载体的结构的影响。运载体通常有铁磁材料存在,电源和其他仪表也会造成磁场的变化。因而,这种外部磁场很可能决定运载体相对于地球磁场矢量的姿态测量精度。所以这种敏感器通常都装

在运载体的端部,尽可能远离外部磁场源。在有些情况下,可以精心安排导线的走向以消除感应磁场,或者在实际运用的运载体上对敏感器进行标定。

在地球磁场的倾角较大的纬度上,滚转飞行器上的捷联导航系统还可能发生另外的问题。滚转运动会引起交变磁场对磁强计的影响。如果磁强计的响应频率不足以“跟踪”磁场强度的变化率,就会导致误差的发生。在有些情况下,可能需要安装另外一个敏感器来检测这种较高的滚转速率,从而对磁强计的输出进行补偿。

一般来说,饱和式磁强计成本低廉,体积紧凑,坚固可靠,而且能在很宽的温度范围内工作。它们通常用在低成本系统中,例如在无人驾驶飞机上提供姿态基准,或者在更加复杂的基准系统中提供长时间的姿态基准。在这种情况下,磁强计提供的数据可以作为对于其他敏感器(例如陀螺)数据的补充,从而对姿态误差加以限制。

可以通过修改高磁导率铁芯的尺寸获得所需的响应特性。例如,较短的铁芯可以获得较高的线性度,而使用细长的铁芯可以在给定的激励功率下获得更高的输出,从而得到更高的灵敏度。

4.7.3 波导线陀螺

已经有人多次演示过利用电磁场的惯性作为转动敏感元件,例如用在环形激光陀螺和光纤陀螺中,下一章将讨论这个问题。有些学者也在考虑利用非传播场,提出了静电陀螺等概念。

一条闭路的平行导线或者同轴传输线,借助于静态或者传播式电磁场适当的激励,即可在其中观测到广义相对论效应。福德(Forder)曾对这一现象进行过分析^[23],可以发现3种截然不同的效应,即静电、静磁和电磁效应,因而这种类型的器件可以以多种不同的方式工作,作为角运动敏感器使用。当半径为 R ,线阻抗为 Z 的圆环形传输线以角速率 Ω 旋转时,其中所检测到的线电压和线电流的变化可用下式表示:

$$\Delta V = - (ZI)\Omega R/c$$

或

$$\Delta V = - (V/Z)\Omega R/c \quad (4.13)$$

式中: V 为充电电位; I 为线电流; c 为光速。

很明显,这一器件技术实现的主要困难之一是如何检测出上面提到的非常微弱的电势和电流变化。然而,将来随着各项技术的进步,以上述理论为基础的实用型敏感器很有可能达到可行而又实用的程度。

参考文献

- 1 CASE, W. : 'The gyroscope: an elementary discussion of a child's toy', *American Journal of Physics*, 1977, 45(11).
- 2 COUSINS, F. W. : 'The anatomy of the gyroscope', in HOLLINGTON, J. H. (Ed.) : 'Agardograph 313, Parts I, II and III' (AGARD, 1990).
- 3 SAVET, P. H. (Ed.) : 'Gyroscopes: theory and design' (McGraw-Hill, 1961).
- 4 EDWARDS, C. S. : 'Inertial measurement units-building blocks into the 1990s'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1986.
- 5 PHILPOT, J. StL., and MITCHELL, J. H. : GB Patent 599826, 1948.
- 6 CRAIG, R. J. G. : 'Theory of operation of an elastically supported tuned gyroscope', *IEEE Transactions on Aerospace and*

- Electronic Systems*, 1972, AES - 8(3), pp. 280 - 297.
- 7 BRYAN, G. H. : 'On the beats in the vibrations of a revolving cylinder or bell', *Proceedings Cambridge Philosophical Society*, 1890, 7(101).
 - 8 LOPER, E. J. , and LYNCH, D. D. : 'Hemispherical resonator gyro status report and test results'. National Technical Meetings, Institute of Navigation, San Diego, CA, January 1984.
 - 9 LOPER, E. J. , LYNCH, D. D. , and STEVENSON, K. M. : 'Projected performance of smaller hemispherical resonator gyros'. *Position, Location and Navigation Symposium Plans 86*, Las Vegas, NV, November 1986.
 - 10 BODUNOV, B. P. , LOPATIN, V. M. , BODUNOV, S. B. , and KOVSHOV, G. N. : 'Gyroinclinometer for surveying during the drilling process'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium, Stuttgart*, 1999.
 - 11 JOHNSON, B. , and LONGDEN, I. M. : 'Vibrating structure gyroscopes and their applications'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium, Stuttgart*, 1994.
 - 12 ELWELL, J. : 'Progress on micromechanical inertial instruments'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium, Stuttgart*, 1991.
 - 13 RUSHWORTH, F. A. , and TUNSTALL, D. P. : 'Nuclear magnetic resonance' (Gordon and Breach, 1978).
 - 14 KARWACKI, F. A. : 'Nuclear magnetic resonance gyro development', *Navigation Journal of The Institute of Navigation*, 1980, 27(1).
 - 15 KANEGSBURG, E. : 'A nuclear magnetic resonance (NMR) gyroscope with optical magnetometer detection', SPIE 157, *Laser Inertial Rotation Sensors*, 1978, 73.
 - 16 ILLINGWORTH: 'Dictionary of physics' (Penguin, 1990).
 - 17 POTTS, S. P. , and PRESTON, J. : 'A cryogenic nuclear magnetic resonance gyroscope', *Journal of Institute of Navigation*, 1981, 34(1), pp. 19 - 37.
 - 18 SHAW, G. L. , and TABER, M. A. : 'The ^3He gyro for an all cryogenic inertial measurement unit'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium, Stuttgart*, 1983.
 - 19 BRADY, R. M. : 'A superconduction gyroscope with no moving parts', *IEEE Transactions*, 1981, MAG - 17, pp. 861 - 2.
 - 20 POTTS, S. P. , and CREWE, P. P. : ASWE Memorandum XTN 82010, 1981.
 - 21 NOBLE, R. : 'Fluxgate magnetometry', *Electronics World and Wireless World*, 1991, 97 (Pt 1666), p. 726.
 - 22 HINE, A. : 'Magnetic compasses and magnetometers' (Adam Hilger, 1968).
 - 23 FORDER, P. W. : 'General relativistic electromagnetic effects in transmission line gyroscopes', *Classical Quantum Gravity*, 1986, 3, p. 1125.

第5章 陀螺技术2

5.1 光学敏感器

5.1.1 概述

光学敏感器指的是利用电磁辐射的性质来检测旋转运动的一类陀螺。这类器件经常使用可见波长,也可能工作于近红外频段。某些机械式陀螺使用光电式传感器来检测角度,但在这里的讨论中并不把它们归入光学陀螺之中。光学陀螺利用干涉仪或者干涉测量的方法来检测角运动。从效果上讲,可以把电磁辐射看做是这类敏感器的惯性元件。

早在19世纪后期,米歇尔逊(Michelson)就率先开始光学干涉仪的研究,尽管他的目的并不是要制造光学陀螺。1913年,有资料报道了萨格纳(Sagnac)效应^[1],这就是光学陀螺的基本工作原理。当两条光束绕一个封闭的环路分别沿相反方向(顺时针和逆时针)传播时,如果环路绕垂直于环路平面的轴线旋转的话,两条路径的视在光学长度便会出现差异。1925年,米歇尔逊和盖尔(Gale)^[2]在芝加哥将这一概念应用到一个周长超过1英里(1.6093km)的环形陀螺上。把普通光送入抽过真空的水管中,他们当时已能测出地球自转所带来的光学偏移。

1960年,麦曼(Maiman)^[3]演示了一种激光器,进一步激发了制造光学敏感器的热情。这种器件产生高度平行及单色性极好的电磁能源,频段在紫外与远红外之间,具体波长取决于激光器的介质。1963年,第一个环形激光器在斯佩里陀螺公司(Sperry Gyroscope)展出^[4]。这标志着环形激光陀螺研发的开端。大约10年之后,光纤陀螺问世^[5]。

很明显,光学陀螺的研制历史远比机械式陀螺更接近现代。研制这些敏感器的原动力因素,除了激光器的出现之外,还包括捷联导航技术的迫切需要,以及充分利用固体惯性敏感器的需要。从陀螺性能的角度看来,影响捷联技术应用的主要障碍之一是机械式敏感器没有足够宽的动态范围,难以达到更高的精度。初步的性能估算表明,环形激光陀螺可以解决这一问题。

光学陀螺的性能范围很宽,最精确的通常是环形激光器,其漂移小于 $0.001^\circ/\text{h}$,精度较低的是较简单的光纤陀螺,漂移可达每小时几十度。因而,光学器件的性能范围非常类似于机械式陀螺。一般来说,所有类型的光学陀螺适用于各种捷联系统,这当然取决于系统的精度要求。

应用光学装置来检测角速率比使用成熟的机械技术有不少的优越性。其主要优点如下:

- (1) 动态范围宽;
- (2) 启动快;

- (3) 数字式输出;
- (4) 输出不受某些环境因素(例如加速度、振动或冲击)的影响;
- (5) 可测量的速率高;
- (6) 便于自检;
- (7) 系统设计灵活;
- (8) 运行寿命长。

5.1.2 基本原理

光学陀螺中有两条光束在一条封闭的环路里反向传播,它的基本原理就是检测两条有效光程的差。下面将给出数学推导,证明当绕垂直于光路平面的轴线输入一个转动速率的时候,光程差是如何形成的。

假设有一个理想的静止环形干涉仪,光束限定在半径为 R 的圆周上传播,如图 5.1 所示。光束从 X 点进入环路,该点处设一分束器,引导两条光束在环路中以相反方向传播,而后在分束器处重新汇合。光束绕整个环路传播一周所需的时间称为传输时间(t),在环路固定不动的情况下,两条光束的传输时间是相同的,可用下式表示:

$$t = \frac{2\pi R}{c} \quad (5.1)$$

式中: c 为光速,在这里认为是不变的。

但是,当干涉仪以角速率 Ω 转动时,每条光束通过圆周的时间就不同了。这是因为在光束通过环路的时候,分束器的位置已经发生了移动。如图 5.1 所示,分束器已经移到位置 Y 。因而,沿顺时针方向传播的光束必须走过比固定不动时更长的路程。对于逆时针传播的光束来说,需要走过的路程则比固定不动时要短。更广义地说,相对于惯性空间而言,与转动方向同向传播的光束必须走过比干涉仪静止时更远的路程。而与转动方向逆向传播的光束则比固定不动情况下走过更短的路程。因而,两条光束各自的传输时间可由下式给出:

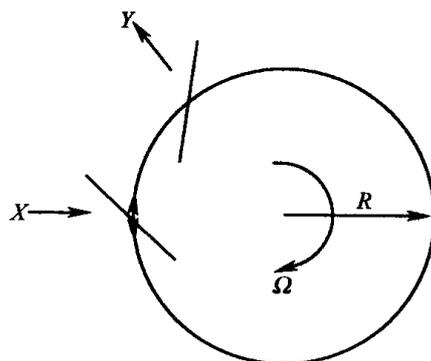


图 5.1 环形旋转(萨格纳)干涉仪

$$\begin{cases} \text{顺时针: } t_1 = \frac{2\pi R + \Delta L_+}{c} \\ \text{逆时针: } t_2 = \frac{2\pi R - \Delta L_-}{c} \end{cases} \quad (5.2)$$

式中: $\Delta L_+ = R\Omega_1$ 和 $\Delta L_- = R\Omega_2$ 分别为光程的增量和减量。阿洛诺维茨(Aronowitz)曾经指出^[6],这也可以解释为两条相反方向传播的光束的光速不同,而光程不变。

根据以上方程,传输时间差 Δt 可用下式表示:

$$\Delta t = t_1 - t_2 = 2\pi R \left[\frac{1}{c - \Omega R} - \frac{1}{c + \Omega R} \right] \quad (5.3)$$

取一阶近似,公式变为

$$\Delta t = \frac{4\pi R^2 \Omega}{c^2} \quad (5.4)$$

光程差 $\Delta L = c\Delta t$, 因而可表示为

$$\Delta L = \frac{4\pi R^2 \Omega}{c} \quad (5.5)$$

光程所包围的面积 (A) 为 πR^2 。因而上式可改写为

$$\Delta L = \frac{4A\Omega}{c} \quad (5.6)$$

阿洛诺维茨给出了一个更加严格的公式, 来描述旋转坐标系中反向传播光束的闭路传输时间差^[6]。公式的推导基础是旋转坐标系与固定坐标系中行走的钟表之间的同步偏差。通过这项研究得出结论, 光程差 $4A\Omega/c$ 与转轴的位置无关。阿洛诺维茨指出, 通过测定光程差使得位于旋转坐标系中的观察者能够测量这个坐标系的所谓绝对旋转运动。

下面介绍的各种光学敏感器的原理都是基于干涉仪所产生的光程差, 它们之间的差异主要表现在光束是怎样产生的, 以及光程差是怎样“观察”的。

5.1.3 环形激光陀螺

5.1.3.1 概述

如上所述, 环形激光陀螺的系统研究起始于 20 世纪 60 年代早期。世界上第一台环形激光陀螺体积很大, 而且有些脆弱。大批资金投入之后, 最终制造出了非常紧凑的器件, 其零偏非常小, 达到 $0.001^\circ/\text{h}$ 或者更好。精密敏感器的典型光程为 300mm 左右。非常小的激光陀螺也已经生产出来, 其光程只有 50mm 左右。一般来说, 这种小型敏感器的零偏在 $5^\circ/\text{h}$ 的范围内。目前, 更加精密的陀螺已经应用在商用飞机以及军用固定翼和旋翼飞机的捷联导航系统中。

5.1.3.2 工作原理

环形激光陀螺的运行基于这样的事实: 用 3 个或者更多的镜面形成连续的光路, 即可把一个光学频率的振荡器组装成一个激光器。典型情况下, 可用 3 面镜子构成三角形的光路。如果在光路的任何一点上产生一条光束, 它便可以沿着这条闭合光路传播, 依次在每个镜面处反射, 然后又回到它的起始点。当返回的光束与发出的光束同相时, 便会发生持续的光学振荡。两条这样的激光束独立形成, 一条沿顺时针方向行进, 另一条沿逆时针方向行进。

当敏感器在惯性空间里固定不动时, 这两条光束具有同样的频率。但是当敏感器绕垂直于光束平面的轴线旋转时, 两条光束的光程便会发生变化。光程较长的光束的频率降低, 而另一条光束的频率提高, 从而使每条光束的频率变化能够维持激光器运行所需的谐振条件。光程的差异是非常小的, 不会超过 1nm, 所以需要有一个光谱纯度和稳定性都非常好的激光源, 例如氦—氖气体激光器, 才能使激光陀螺这样的概念成为可行的方案。

要保持激光器的运行, 要求光束每转一圈之后在给定的镜面处具有不变的相位, 从

而维持谐振条件。

于是,如果 L_a 为逆时针光程, L_c 为顺时针光程,则谐振条件可以表示为

$$\begin{cases} L_a = p\lambda_a \\ L_c = p\lambda_c \end{cases} \quad (5.7)$$

式中: p 为模数,典型值为百万量级。而 λ_a 和 λ_c 为激光器能量的两个波长。当干涉仪以速率 Ω 旋转时,两条光程不再相等,可分别用下式表示:

$$\begin{cases} L_a = p\lambda_a = L + \frac{2A\Omega}{c} \\ L_c = p\lambda_c = L - \frac{2A\Omega}{c} \end{cases} \quad (5.8)$$

式中: L 为周长,光程差为 $\Delta L = 4A\Omega/c$ 。

于是如果 ν_a 和 ν_c 为两条光束的光学频率,则 $\nu_a\lambda_a = \nu_c\lambda_c = c$ 。将波长代入到上面的方程,可得

$$\nu_a = \frac{c}{L_a}, \quad \nu_c = \frac{c}{L_c} \quad (5.9)$$

因而,光程的微小变化导致频率的微小变化 $\Delta\nu$,可用下式表示:

$$\frac{\Delta\nu}{\nu} = \frac{\Delta L}{L} \quad (5.10)$$

代换此式中的 ΔL ,差拍频率可表达成如下形式:

$$\Delta\nu = \frac{4A\Omega}{cL}, \quad \nu = \frac{4A\Omega}{L\lambda} \quad (5.11)$$

式中

$$\lambda = \frac{\lambda_a + \lambda_c}{2}, \quad \nu = \frac{\nu_a + \nu_c}{2} \quad (5.12)$$

根据式(5.11)可知,如果出现了频率差($\Delta\nu$),即可根据频率差求出旋转速率(Ω)。敏感器的标度因数与光路所包围的面积(A)成正比。空腔长度的变化可导致面积 A 的变化。通过主动激光器增益控制和空腔光程的控制,通常可以把大部分设计方案的偏差保持在百万分之几或者更低。

将典型数据代入到式(5.11)可知,差拍频率可以从几个赫到上兆赫。即使旋转速率很低,差拍频率也能检测出来。正如阿洛诺维茨曾经指出的那样,热不稳定性和机械不稳定性都有可能对各条光束的频率变化,这种变化将远远大于旋转带来的差拍频率,从式(5.9)~式(5.11)即可看出这一点。这种敏感器之所以能够成功地运行,是因为两条光束居于同一个激光器空腔中,因而受到的扰动也相同。

为了能检测出旋转运动,有意识地通过一个镜面(把它称为输出镜)使每条光束“逸出”一部分光线,利用一个棱镜使两条光束汇合在一组光电二极管上,形成一个干涉图案。两条光束的频率差引起干涉条纹在检测器上以两条光束频率差的速率移动,此速率也与旋转速率成比例。

因而,一根条纹扫过检测器就对应于一个转动增量 $\Delta\theta$,这里:

$$\Delta\theta = \frac{\lambda L}{4A} \quad (5.13)$$

这个公式可用以求出环形激光陀螺的灵敏度。设一个器件的光路为等边三角形,周长为 L , 则其面积为

$$A = \frac{1}{2} \left(\frac{L}{3} \right)^2 \sin 60^\circ \quad (5.14)$$

将其代入前面的公式, 可知灵敏度与光程成反比, 即

$$\Delta\theta = \frac{3\sqrt{3}\lambda}{L} \quad (5.15)$$

例如, 假设有一个氩—氦激光器, 其光学波长为 $0.6328\mu\text{m}$ (632.8nm), 一个光程为 30cm 的器件的灵敏度为每根条纹 $2.25''$ (角秒)。最小的环形激光陀螺, 其光程只有 50mm , 灵敏度为每根条纹 $13.5''$ (角秒)。

5.1.3.3 闭锁现象

当转动速率非常低的时候, 空腔内的两条激光束不再以不同的频率振荡, 而是采用相同的频率, 或者说“锁在一起”。干涉图案不再变化, 于是没有输出信号。这种频率同步的现象如图 5.2 所示, 称为“闭锁状态”或者简称“闭锁”。它类似于位置贴近、工作频率接近的那些电子振荡器间常见的交互耦合现象。在光学器件中之所以产生这种现象, 是因为一条激光束的辐射被散射到另一条激光束中, 引起主波形频率向反向散射能量的频率靠近, 结果两条光束都趋向于同一频率。实际上存在着许多反向散射源, 但是只要精心设计, 选用质量很高的镜面, 就能把这种效应降到最低, 把闭锁现象限制到零转速附近非常狭窄的区域内。

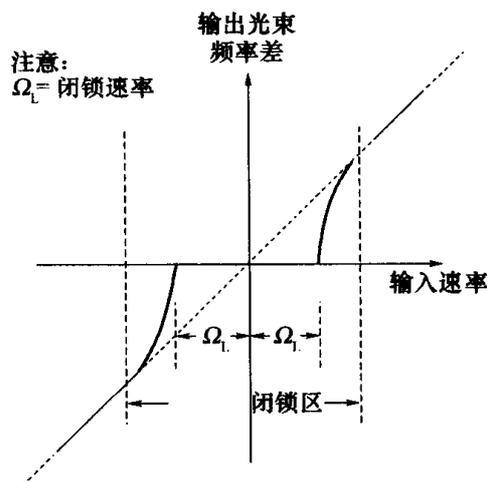


图 5.2 激光陀螺的输入/输出特性

如何解除闭锁?

最常用的一种解除闭锁的方法是利用机械振荡。机械抖动就是给整个腔体加上高频角振动, 幅度很低, 角度很小, 从而防止低频输出。通过使用所谓大抖动积(抖动频率乘以幅度), 即高频小位移的运动, 敏感器在闭锁区内逗留的时间非常短, 丢失很少几个脉冲, 因而能达到较高的精度。

有一个随机频率分量叠加在抖动频率上, 它使得腔体的运动略为随机化。随机化的结果是运动带有随机速率噪声, 而不是腔体件正弦运动产生的平均零偏^[7]。这种运动会产生角度的随机游走, 并且会体现在敏感器的输出上。

采用机械抖动会引起尺寸、重量和复杂性的增加。还必须将抖动从陀螺的输出信号中剔除, 这可以通过光学或者电子的方法来实现。实际输出与补偿输出之间的任何差异都称为抖动漏失, 它将导致标度因数的误差。

目前正使用的另一种方法称为磁镜偏频。这种电光技术利用一种非互易的磁光效应(横向克尔(Kerr)效应^[8])。一个高反射率的镜面在其表面有一个磁镀层。磁镀层在被外加磁场饱和的时候, 就会使两条反向传播的激光束之间产生相位滞后差异, 使频率

偏离闭锁区。为了避免把偏频电压的漂移误认为是转动速率,需要在两个偏频点之间进行切换,这样任何的漂移取平均值后均为零。采用磁镜的一个潜在缺点就是引入了较高的腔体损失,使它难以用于高精度的场合。但是,它却是一种地道的固态敏感器^[9],比机械式抖动的环形激光陀螺体积小,结构简单。

也有人演示过多振荡器的概念^[10-12],即用不止一对的激光束在同一个腔体中传播,通常是4条光束,方形结构。采用左右偏振方式的独立激光沿各自的方向在腔体中传播,于是形成4种振模。避免闭锁现象的措施依然需要,因而需要使这些振模离开闭锁区。右旋与左旋圆极化振模之间的相互分裂可以达到几百兆赫,这要靠使用石英延迟板或者非平面腔体结构来实现。实际的困难在于如何使与方向有关(非互易)的振模之间,即顺时针与逆时针右旋圆极化振模之间(左旋振模也一样)达到足够的偏频。

有3种方法证明是有效的,具有良好前景:第一种是在激光器的腔体中使用法拉第旋转元件;第二种是使用利用偏振或横向克尔效应的镜面,镜面上有磁光镀层;第三种是对放电施加塞曼场(Zeeman Field),以引起频率变化。有时又将腔体中含有法拉第盒的环形激光陀螺称为差分激光陀螺(简称DILAG),它的另一个名称是四频率陀螺仪。这种陀螺仪相对于传统环形激光陀螺仪的突出优点是提高了标度因数,其灵敏度要比相同体积的传统激光陀螺高一倍。

5.1.3.4 敏感器详述

图5.3给出了一种更加常用的环形激光陀螺结构,其中有3个镜面。使用4个镜面的结构也已研制成功。

图5.3所示的这种陀螺仪的主要部件包括:

(1) 激光器本体——以低膨胀率的陶瓷玻璃制成,例如齐洛度(Zerodur)或塞维特(Cervit)玻璃,其中充有激光介质,通常为氦与两种氙同位素的混合物,可保证两种振模互不干涉地传播。

(2) 光学部件——通常是镜片和光电探测器,但在激光器的腔体内也可能有光学偏频元件。镜片有两种,一种是部分反射(半透光)的输出镜片,如上所述;另一种是反射系数极高的镜面。所有的镜片都是在抛光质量极高的基片上,以不同折射率的材料交替形成多层介电叠层,以达到非常低的反向散射率。有一个镜面装在一个压电器件上,因而当温度变化的时候可以移入移出,以保持光程不变(在谐振情况下)。其他的镜面直接牢固地黏结在激光器本体上。光学部件中应用了多种技术,其中包括光学接合(金和钢之类的软金属密封)以及称为烧结密封的黏结技术。

(3) 非光学部件——常用的结构中包括一个阴极和两个阳极,当电极加上高压的时候,就会发生放电。放电成为激光器工作的激励源。激光器常用的波长为电磁波频谱上632.8nm处的红线或者是红外频段上的1.152 μ m线。

(4) 偏频机构——用以克服前文所述的闭锁现象。偏频可用多种方法实现,例如机械抖动、磁镜或者在激光器的腔体中加入光学元件。

图5.4给出了采用机械抖动的环形激光陀螺的照片。

这种技术的主要缺点在于精密加工方面,激光器本体的表面需要精密加工和抛光,

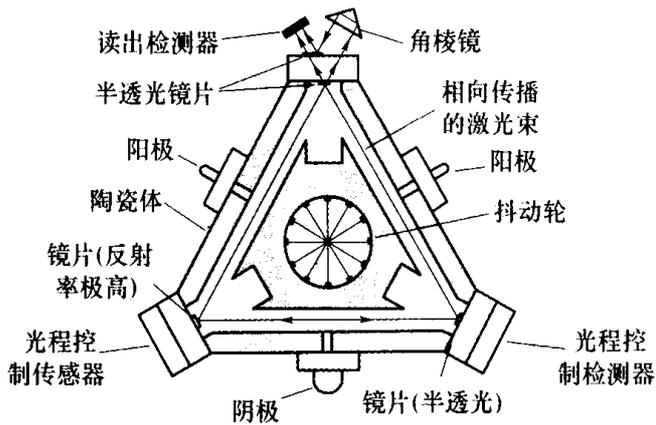


图 5.3 环形激光陀螺示意图

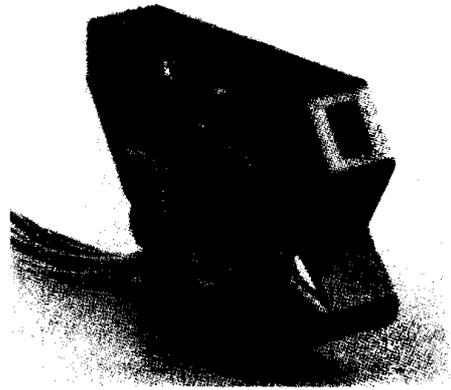


图 5.4 机械抖动式的环形激光陀螺

镜面加工的技术要求也很高。因此尽管想尽了多种办法,敏感器的成本依然居高不下。另外一个可能发生的问题是氦气通过某条密封缝隙从激光器腔体中逸出。有人尝试过利用激光器腔体的射频吸泵,这也不失为减少腔体内元件数量、减少可能发生气体逸出孔缝数量的一种方法。

敏感器组装之前,镜面质量的检验对于器件性能,提高其生产合格率是非常关键的。通常检查镜面的散射率、损失、表面质量和平整度。与敏感器性能关系最为密切的两个镜面参数就是散射率和损失。要想最大限度地延缓镜面质量的变坏,在陀螺运行中,只要能达到可靠的性能,内部激光强度应尽可能地低。

随着光学结构的最新进展,激光器的腔体中有的采用 4 条独立的光束。适当比较不同光束的频率即可消除闭锁现象,而不必使用机械运动(抖动)。图 5.5 显示了诺斯罗普·格鲁曼(前利顿实业)公司的光学偏频四光束环形激光陀螺,其商品名为 Zero-Lock™ (零闭锁)激光陀螺。

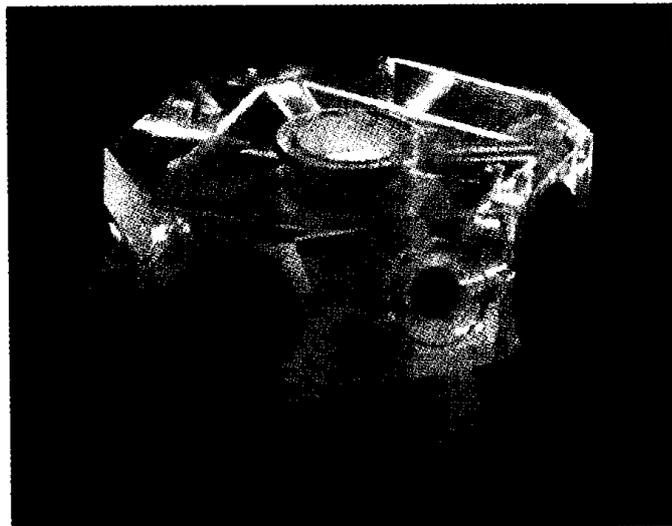


图 5.5 Zero-Lock™ 激光陀螺
(诺斯罗普·格鲁曼(前利顿实业)公司图片)

5.1.3.5 误差源

以下3种类型的误差为环形激光陀螺的特征误差:

- (1) 前面详细讨论过的闭锁现象;
- (2) 零位漂移,即输入/输出特性曲线不通过原点,即使在陀螺仪固定不动的时候敏感器也会从检测器得到某个读数;
- (3) 由振模牵引效应引起的标度因数的变化。

当一条激光束感受到其光程与另一激光束相比有某种不同的时候,就会发生零位漂移。因而利用分裂放电并使两个放电回路的放电电流实现平衡,以保证激光器的腔体尽可能地各向同性或具有互易性。类似地,敏感器常对杂散磁场实行屏蔽,以便将任何有害的磁光效应,尤其是反射镜中的有害效应降至最低。

拉姆(Lamb)曾经深入地研究过振模牵引效应^[13],它引起规则或不规则的频散效应。激光介质频散效应的任何变化都会导致标度因数的不稳定和持续变化。阿洛诺维茨对所有这些误差进行过详细的研究^[6]。

敏感轴的稳定性也是影响系统性能的一个关键参数。它是用激光束所在的平面来定义的,激光器本体内存在的干扰会导致光束平面的运动,这种运动也可由腔体光程控制镜面的非平行运动产生的光束运动所引起。

环形激光陀螺的输出($\tilde{\omega}_x$)可以用数学的方法表示为 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 的函数,其中 ω_x 为输入速率, ω_y 和 ω_z 分别为绕激光平面内的两条轴线的速率:

$$\tilde{\omega}_x = (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_x + n_x \quad (5.16)$$

式中: S_x 为标度因数误差; M_y 和 M_z 为陀螺仪激光平面与标称输入轴线的对准误差; B_x 为固定零偏;而 n_x 为随机零偏误差。

随机零偏包括前面提到的随机游走误差,它会产生角度输出的均方根值,角度输出随时间的平方根而增长。这项误差在机械式陀螺中尽管也在某种程度上存在,但在光学敏感器中,它的影响一般要大一个数量级。在机械抖动式环形激光陀螺中,这一误差主要是由输入速率通过闭锁区时所引入的随机相位角误差引起的。另外还有一个噪声项会产生有界误差,它是由闭锁消除机构中的标度因数误差带来的。

5.1.3.6 典型的性能特性

通过精心设计,这种形式的陀螺仪可以对加速度和振动不太敏感。表5.1给出这种器件可以实现的典型性能范围。

表5.1 环形激光陀螺典型性能范围

与加速度无关的漂移(零偏)	<0.001°/h ~ 10°/h
与加速度有关的零偏	在大多数应用场合通常不明显
与加速度的平方有关的零偏	在大多数应用场合通常不明显
标度因数误差	最大旋转速率的百万分之几 ~ 0.01%
带宽	>200Hz(可以做到非常大)
最大输入速率	几千度每秒
随机游走	0.001°/h ~ 0.01°/h

因而,关键的参数是零偏的重复性、随机噪声、标度因数重复性和敏感轴的稳定性的。

5.1.4 三轴环形激光陀螺的结构

关于如何利用环形激光技术制造出包含3条敏感轴的单个敏感器,已经有人提出并实现了多种方案。这种器件常被称为三轴陀螺。这种结构通常是在一个立方体内设置3个相互垂直的方形激光腔体。这种布局可以使两个激光腔体共享每个镜片,因而一个这种器件只需要6个反射镜^[14]。同样,放电回路也可以共享阴极。将机械抖动加到激光器本体的体对角线上,就可以同时把零偏加到陀螺的每个敏感器上,从而缓解各条轴线的闭锁问题。

对于许多应用场合,采用这种结构具有很大的吸引力,因为它的各条敏感轴之间的相对稳定性非常好。与使用3个独立的敏感器相比,这种结构只使用一套抖动机构,一套放电回路,镜面共享又可减少镜子数量,因而可以降低成本和复杂程度。

这种系统的主要缺点在于,激光器本体的加工要达到所需的精度非常困难,必须十分精心,要想达到较高的成品率,加工过程中要注意避免损伤。另外,它只要出现一处故障,3条角运动轴线上的所有信息都将丢失。

图 5.6 给出了三轴激光陀螺示意图。

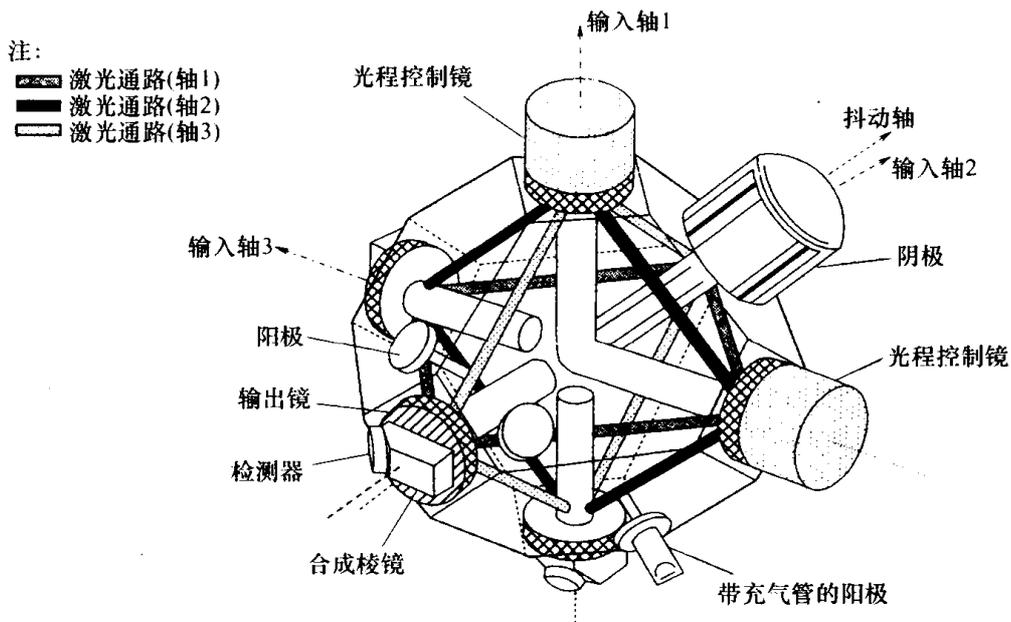


图 5.6 三轴激光陀螺示意图

5.1.5 光纤陀螺

5.1.5.1 概述

20世纪60年代后期,美国海军研究试验室的研究证明,多次环绕的萨格纳干涉仪可以为角运动的检测和度量提供足够的灵敏度。70年代中期,利用被动干涉技术检测角运动的研究取得了长足的进步,光导纤维技术用以构成光束通路^[5]。这种方法被看成是以非常低廉的成本替代环形激光陀螺的一种途径,因为它不需要再把表面加工并抛光到光

学波长的几分之一。但是,当时公认这种方法不大可能制造出具有真正惯性级高性能的敏感器,难于使其漂移值达到 $0.01^\circ/\text{h}$ 以内或者更小。随着现代技术的应用,这一目标已经可以实现。

与环形激光技术不同,光纤陀螺通过检测以相反方向沿光路传播的两条光束之间的相位差来测量角运动。利用集成的光学器件(芯片),这种陀螺可以做成真正的固态敏感器,甚至是闭环形式。使用这项技术意味着这种惯性器件可以做得非常紧凑。然而,为了避免在恶劣的环境中发生故障,光纤连接需要精心地设计和生产。目前,这仍然是世界许多国家各种研究计划的目标^[15]。

这种敏感器已经找到许多用途,尤其是在机器人和汽车工业。航空航天领域的应用正在开发,特别是在稳定和惯性导航方面。

5.1.5.2 工作原理

光纤陀螺的工作基于构成萨格纳干涉仪^[16]的原理。以其最简单的形式为例,宽带光源发出的激光被分成两条光束,在一个光纤线圈中沿相反的方向传播。这两条光束在第二个分束器处被合成,形成一幅干涉图案,合成强度用光电检测器来观察。当干涉仪固定不动的时候,两条反向传播的光束的光程是相同的,不出现相位差,而导致最大的幅值。但是当光纤线圈绕垂直于自身平面的一条轴线旋转时,与旋转方向同向传播的那条光束要比反向传播的那条光束稍微超前一些。所以当两条光束重新汇合时,造成的相位差将导致干涉图案幅值的变化。

设有一个含有单匝线圈的光纤陀螺在旋转,两条反向传播的光束之间的相位差($\Delta\Phi$)可以表示为器件旋转引起的光程差(ΔL)的函数:

$$\Delta\Phi = 2\pi \frac{\Delta L}{\lambda} \quad (5.17)$$

根据式(5.6)代入 ΔL ,得

$$\Delta\Phi = \frac{8\pi A\Omega}{c\lambda} \quad (5.18)$$

式中: A 为光纤线圈所包围的面积; Ω 为输入的旋转速率; c 为光速。

设线圈有 N 匝,则此式变为

$$\Delta\Phi = \frac{8\pi AN\Omega}{c\lambda} \quad (5.19)$$

此式可化为光纤长度($L = 2\pi RN$)的函数:

$$\Delta\Phi = \frac{4\pi RL\Omega}{c\lambda} \quad (5.20)$$

设线圈的半径为 40mm , 光纤长度为 100m 。如果光学波长等于 850nm , 当旋转速率为① $15^\circ/\text{h}$ 和② $500^\circ/\text{s}$ 时,所产生的相位差分别为

$$\textcircled{1} \Delta\Phi = 0.0008^\circ$$

$$\textcircled{2} \Delta\Phi = 98.6^\circ$$

显然,要使一个敏感器能够检测到地球的自转速率或者类似量级的转动,必须使其尺寸达到高度的稳定。因而,沿一个方向穿过光纤线圈的光束所经过的路程必须与反向

传播的光束完全相同。也就是说,必须保持互易性。

将上面的公式与环形激光陀螺的式(5.11)相比较,因为上面公式的分母中有光速一项,两种传感器之间的灵敏度差异是显而易见的。所以要达到很高的性能,必须能够测量微小的相移。这是一项难度很大的任务,但现代技术的应用已能实现这样的测量精度。

5.1.5.3 敏感器详述

图 5.7 所示的光纤陀螺的主要光学部件包括:

(1) 光源,通常为宽带光源,相干长度的选择应保证光纤中的散射损失最小。

(2) 耦合器,将能量引入和引出光纤。通常使用 3dB 的耦合器,因此可作为分束器使用。

(3) 光纤线圈,角运动敏感元件。因为小的单匝线圈不能提供足够的灵敏度,所以采用多匝线圈。根据灵敏度要求的高低,可以选用高双折射单模或者保偏光纤。

(4) 检测器,也就是用以检测条纹图形变化的光电二极管。

非光学部件包括缠绕光纤线圈的骨架及电子部件。

光纤陀螺可以以开环形式运行,也可以以闭环形式运行^[16~18]。当以简单的开环结构工作时,它对任何非互易效应十分敏感,因而降低了器件的灵敏度。

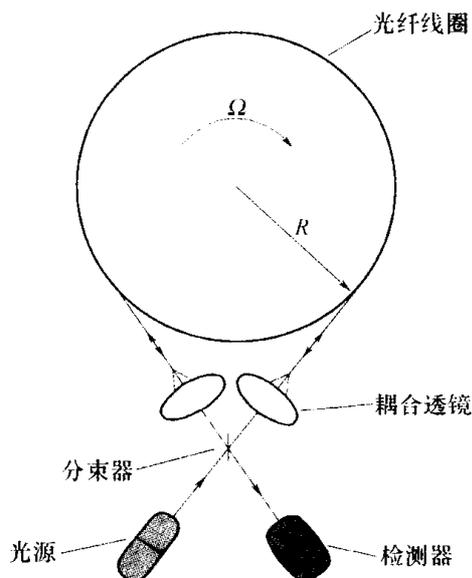


图 5.7 开环光纤陀螺

1. 开环模式

有人曾提出一种方案,能够保证两条方向相反的回波均走过长度相同的光程。具体技术途径是通过一个单模波导,例如单模光纤,把偏振光投射到干涉仪中,观察同一波导滤波后的干涉回波,然后检测。这种结构称为互易性或者简易陀螺,图 5.8 给出了它的示意图。

从光纤线圈返回的光束在第二个分束器处汇合,并从所谓互易性端口射出。当光纤线圈静止不动的时候,这两条光束严格同相,但其合成强度随线圈的角运动速率作正弦变化。这种光纤陀螺的主要缺点是在输入速率较小时灵敏度不够,因为条纹图案为余弦形状,如图 5.8 所示。

如果在光纤线圈的一端加上一个相位调制器,就可以改变条纹图案,从而提高低旋转速率时的灵敏度。这个调制器的作用类似于一条延迟线。它不对称地工作,给出 $\pm \pi/2$ 的相位抖动,抖动出现在检测器上,频率为调制频率的两倍。结果使陀螺(检测器)的输出发生偏置,保证在小转动速率附近的区域内达到最高的灵敏度,但响应依然是正弦型的。请参阅图 5.9,其中还给出了相位偏置光纤陀螺的示意图。

用光导纤维在压电圆筒上缠绕几圈就可以形成一个相位调制器。可以将方波信号加到圆筒上,使其改变形状,并最终改变光纤线圈的光程。

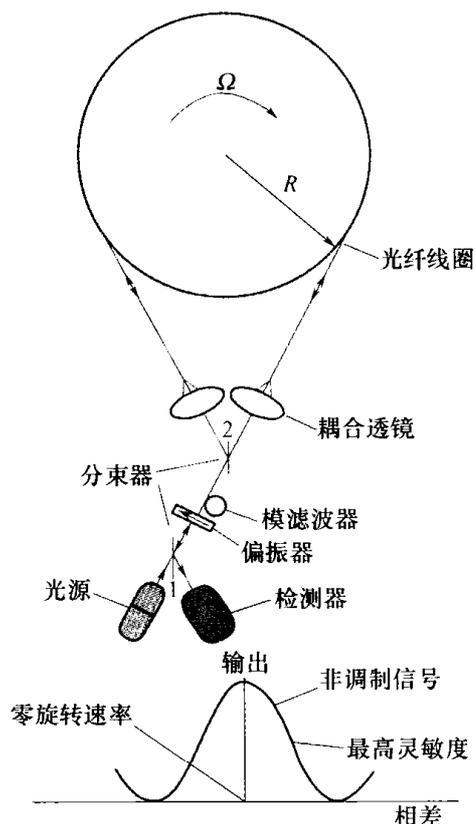


图 5.8 互易型光纤陀螺及其检测器的响应

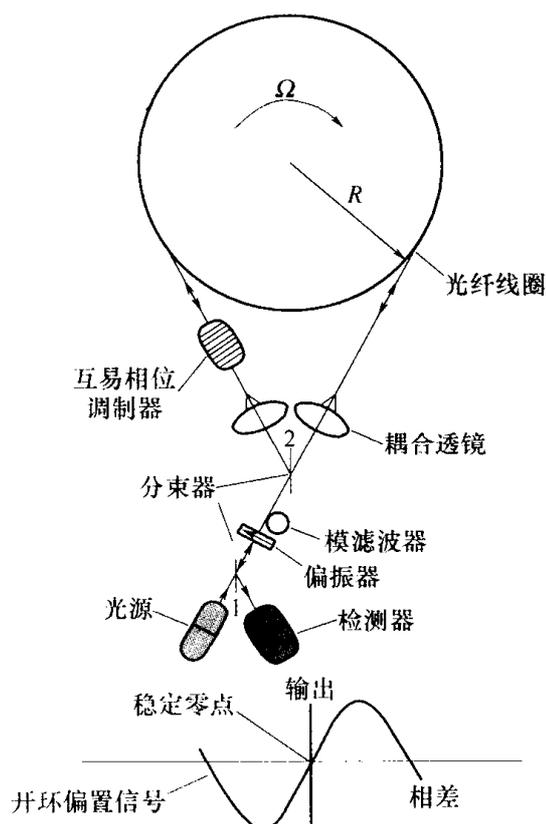


图 5.9 相位偏置型光纤陀螺及其检测器的响应

2. 闭环模式

对于许多应用场合来说,不仅仅要求在“零速率”附近,而且在很宽的角速率范围内具有很高的精度,这个范围可能达到几百度每秒。总体的要求是,表示角运动检测值与实际运动值之间关系的标度因数应当具有很高的稳定性,很好的线性,并且与返回的光学功率无关。利用闭环信号处理的方法可以满足这一要求。有两种方法,或者说两种结构形式,已证实是行之有效的,一种称为相位归零,另一种称为频率归零。

采用相位归零的方法,就是在光纤线圈的另一端加上第二个相位调制器,如图 5.10 所示。它以两倍于抖动(偏置)调制器的频率工作,用以“补偿”或者消除由于光纤线圈转动所产生的萨格纳效应而带来的相移。开环信号被用做误差信号,从而产生一个附加相位差($\Delta\phi_n$),它与转动所引起的相位差符号相反。于是,总的相位差就被调整到零或者非常接近于零,从而使整个系统都工作在灵敏度最高点附近。附加反馈的值($\Delta\phi_n$)就用做转动速率的测量值。系统具有很高的稳定性和线性响应,因为它与返回的光学信号的强度无关,也与检测系统的增益无关。然而,标度因数的精度却与光源波长的稳定性和敏感线圈的几何稳定性有关。

另外一种方法,就是在敏感器线圈的一端放置一个声光调制器,又称为布拉格(Bragg)单元,利用它所产生的频移实现闭环运行。利用这个频移产生一个差分相移,抵消萨格纳效应所产生的相移^[15]。改变加到布拉格单元上的电压,即可改变它所产生的频移。因此,为抵消检测器的输出所需加在布拉格单元上的电压就与输入的角运动成正比。

选择布拉格单元使光束产生的频移保证敏感器工作在对低旋转速率最敏感的区域(如前文所述)。利用一个方波调制器,使布拉格单元所产生的频移在中心频率附近抖

动,并对射入检测器的光束强度进行监测。当敏感器的线圈绕其输入轴转动时,两条光束之间产生一个很小的相移,使两条光束落在检测器上的强度不再一致。结果,来自检测器的输出信号将以抖动频率被调制。有一个相敏检测系统,用来确定布拉格单元的中心频率需要改变多少,才能使其强度返回到初始的匹配状态,从而使敏感器归零。加到布拉格单元上的电压变化量与输入的角运动成正比。

这种结构的主要难点就是如何在调制器中产生一个适当的频带宽度。在敏感器线圈两端设置两个声光调制器,并使它们的频率在中心频率附近抖动,即可达到这一目的。另外一种方法是在光纤线圈的一端相对地使用两个调制器。无论采用哪一种方案,都必须格外小心,使整个组件达到足够的机械稳定性。

当前使用的一种方法称为相位阶梯(利用行波管或速调管的过渡时间调制进行的相位调制)^[16],它基于这样的事实,即频率可以被看作是相位对时间的导数。实践中,用一个锯齿波来调制输入相移,复位时飞快地回零。为了解决“飞快回零”的问题,还可以使用数字式的相位阶梯。在这种情况下,要产生一系列“相位台阶”,其宽度等于连接相位调制器与分束器的长短光程之间的一组延迟时间差。这些“相位台阶”和复位信号可通过方波偏置调制实现同步。数字逻辑的采用使这种技术实现起来很容易。

集成光纤陀螺的出现是当前光纤陀螺的一大进展。在这种器件中,所有体积较大的光学(光纤)部件都被融合到钽酸锂基片中的部件所替代^[16];它用以制造分束器、耦合器和光波导,并对精确测量转速所需的光束进行必要的调制。光纤接头用以把光源和检测器连接到所谓集成光学“芯片”上。这种类型的陀螺有可能做得小巧、坚固,具有很长的储存寿命,同时还保持前文 5.1 节所述的优点。目前这种敏感器的直径约 70mm ~ 80mm,这种尺寸是一种折中,既比较紧凑,又不会因为光纤的弯折半径太小,内部应力导致过大的零偏。图 5.11 给出了一种市售光纤惯性测量装置的照片。

按理说,在类似光纤陀螺这样的光学敏感器中使用互易性的光路,就不应出现环境因素,例如温度、加速度和振动带来的误差。但遗憾的是,这些器件的确表现出对于这些因素的敏感性。所幸经过仔细的设计,尤其是光纤线圈的精心绕制,已将其敏感程度降到最低。这些影响将在下面讨论。

5.1.5.4 误差源

环境温度的变化会带来可以观察到的零偏或漂移,这是敏感器内部多种因素影响的结果,而敏感器内部的温度梯度是一个突出的问题。当环境温度变化时,光源的波长随

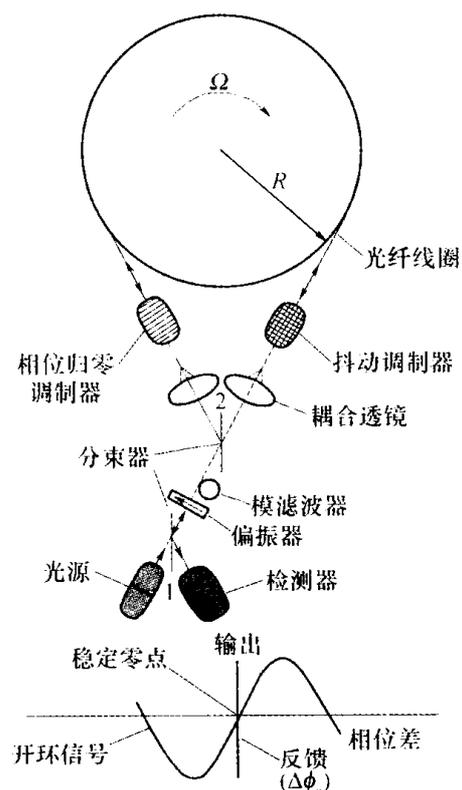


图 5.10 闭环(相位归零)光纤陀螺及其检测器的响应

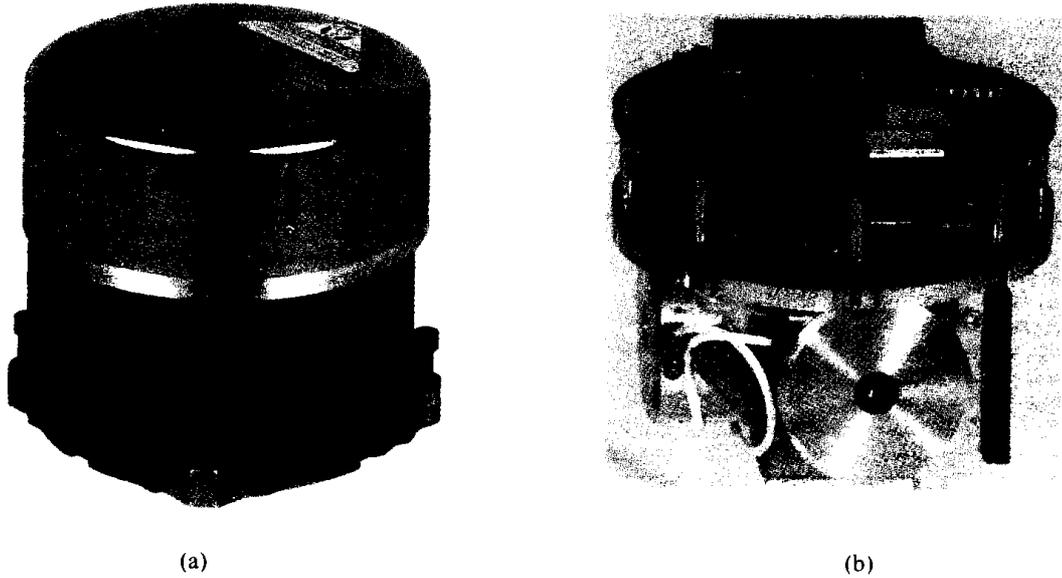


图 5.11 含有光纤陀螺的惯性测量装置(诺斯罗谱·格鲁曼公司图片)
(a) 开盖; (b) 不开盖。

之变化,而敏感器的灵敏度与光源的波长成反比。温度的变化引起光导纤维折射率的变化,从而又导致调制器的变化。如果可能的话,光学纤维与线圈骨架的膨胀系数也应当严格匹配,否则热膨胀引起的应力差就会导致测量误差。温度的变化还会导致线圈尺寸的变化,继而引起陀螺标度因数的变化。

如果线圈上的温度梯度导致沿光导纤维出现随时间变化的温度梯度,就会发生零偏。当反向传播的激光相应的波峰在不同的时间通过同一区域,则会导致非互易性。这就是舒普(Shupe)效应^[19]。有人设计出了抗舒普效应的绕组,即把与线圈中心等距离的那些部分的光纤置于相邻的位置。

当给线圈加上一个加速度的时候,会导致线圈变形,继而导致陀螺标度因数的改变。变形还会改变光导纤维的双折射,进而改变敏感器的零偏。另外,变形还会导致敏感轴方向的改变,如果是三轴结构,还会改变3条输入轴的相对方向或对准情况。

光纤线圈或者一段光纤在受到振动的时候,根据振动的幅度不同,线圈或光纤会发生某些变形。正如前文讨论过的,这会导致敏感器角运动的测量值出现误差。

杂散磁场的存在也会带来负面影响,因为磁场与非光学部件会发生相互作用。通过法拉第效应,磁场还会导致光导纤维中光束的偏振状态发生变化。这种敏感因素使得器件的输出信号出现零偏。使用磁屏蔽可以减轻这种影响。

输出信号的零偏和漂移主要来源于光导纤维的双折射、包层模的传播以及光学信号的偏振调制。问题实质上就是光纤中存在许多振模,各自有不同的相位但缺乏相干性,于是就发生了衰减。选用低相干性的光源,也就是相干长度较短的光源,可以消除寄生相干效应,包括光纤内部的散射。超级发光二极管可以满足这一要求。使用这种光源可以减小克尔电光效应所引起的零偏。两条相向传播的光束强度的变化导致光媒介折射率的变化,从而产生克尔效应。

5.1.5.5 典型性能特性

光纤陀螺的典型性能特性如表 5.2 所列。

表 5.2 光纤陀螺的典型性能特性

与加速度无关的零偏	0.5°/h ~ 50°/h
与加速度有关的零偏	-1°/(h·g)
与加速度平方有关的零偏	-0.1°/(h·g ²)
(通过精心设计,与加速度相关的零偏可以达到忽略不计的程度,但多数情况下不能完全消除)	
标度因数误差	0.05% ~ 0.5%
带宽	> 100Hz
最大输入速率	> 100°/s

已经探索出多种方法可以减轻环境因素对这种敏感器的影响,可以预计,在不久的将来,必然会取得显著的进步。应当指出,这些“问题”比 30 年前机械式陀螺所遇到的困难要简单得多!

5.1.5.6 光纤陀螺技术当前的进展

在过去的 5 年 ~ 10 年间,光纤陀螺技术已经取得了长足的进步。闭环器件干涉式光纤陀螺(IFOG)的性能已经显著提高,它主要得益于如下因素:

- (1) 超级发光二极管技术的进步;
- (2) 光导纤维的性能进一步提高,光学损失更小,散射率更低,均匀性更好;
- (3) 集成电路芯片的功能更加完善,例如光的偏振,将光束分为顺时针和逆时针的两束光,以及频移过程的重组与控制;
- (4) 微处理器技术的进展,微处理器已经可以装入敏感器中实现对于系统误差的实时精确补偿。

现代技术已经能够对每个敏感器进行标定和适当的补偿,尤其是对温度变化效应的补偿。而且不同性能的敏感器还可以使用同样的结构,性能要求较低的敏感器只需选用较短的光纤即可。然而,调制频率仍然必须随光纤的实际长度改变,以便使选定的光纤长度达到最佳的性能。

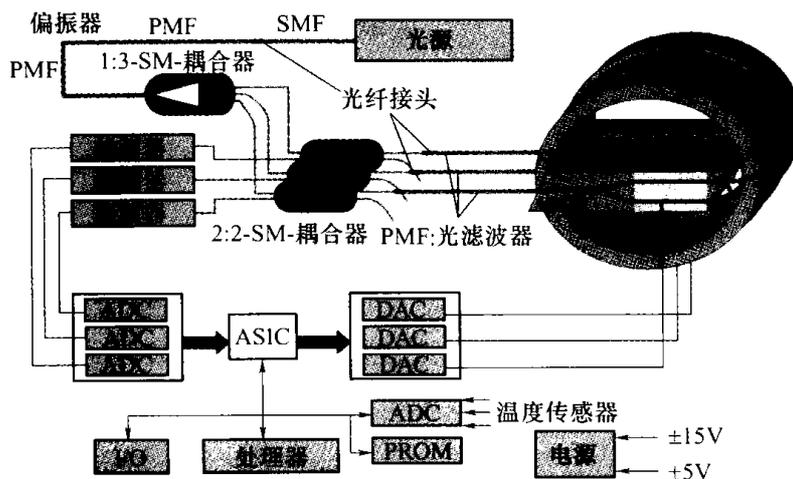
干涉式光纤陀螺(IFOG)的测量精度,如果说目前还不能与标准的惯性级环形激光陀螺相比的话,起码可以说正在接近。由于在环形激光陀螺的工业投资较大,干涉式光纤陀螺在高性能领域还不能替代环形激光陀螺。但随着成本的进一步降低,光纤陀螺很可能取代环形激光陀螺。高性能的干涉式光纤陀螺可具备的特性如表 5.3 所列。

表 5.3 高性能的干涉式光纤陀螺特性

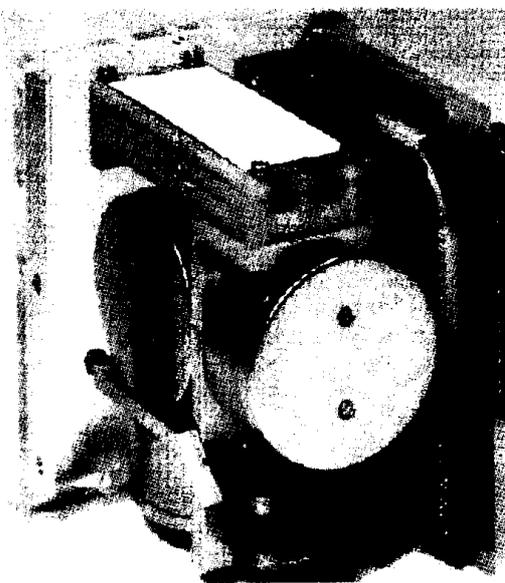
参 数	数 值
零偏稳定性	< 0.0003°/h
随机游走漂移率	< 0.00008°/√h
标度因数误差	< 0.5 × 10 ⁻⁶

干涉式光纤陀螺在许多低端领域获得了应用,例如无人飞行器、无人水下舰艇、多种稳定系统、陀螺罗盘、姿态及航向基准系统。

降低成本和尺寸是研究工作的主要动力。典型的例子是德国利特夫(Litef)公司三轴光纤陀螺系统的研制。在这个系统中,超级发光二极管的成本被确定是造成所有光纤陀螺系统高成本的主要因素。他们于是想出了一个办法,用一个超级发光二极管通过它们的集成光学芯片将光线分送到3个光纤线圈中。据报道,这种光学器件的零偏稳定性达到 $0.05^\circ/\text{h}$ 的级别。改变线圈设计可以实现较低性能,但仍然可以维持极高品质的线性标度因数。图 5.12 为这种陀螺的示意图。



(a)



(b)

图 5.12 三轴光纤陀螺的结构及敏感器本体(利特夫公司图片)

(a) 三轴光纤陀螺的结构; (b) 敏感器本体。

5.1.6 光子晶体光纤陀螺

新的光纤技术正在发展^[20],与传统的突变光纤相比,其光导特性要优异得多。这种新的光导纤维结构中具有周期性的孔洞阵列,提供极高品质的光导性质,而光学损失却极低。事实上,这种光纤有时又称为有孔光纤,根据其芯材结构又可分为两种类型:

(1) 光子晶体光纤,其实芯用以传输光线,实芯周围有许多孔洞,以降低向周围介质的折射率;

(2) 光子带隙器件,用以传输光线的芯材中心有一孔隙或者缺损,于是光纤只能沿着空心的芯材传输。孔洞阵列形成了一个类似于半导体那样的带隙,使光线只能沿着结构的某些部分传播,在其他部分被抑制。

这类光纤对光线的传播提供了极其严格的模限制,而单模可以在许多波长上传播。另外,这种光纤的保偏型号已经表现出 10 倍于传统光纤的双折射特性。

严格的模限制大大降低了弯曲损失,于是线圈可以做得更加紧凑,外形也就更小。另外,更小的包覆结构也易于制造出很小的器件,而且不会影响器件的性能。

这种光导纤维中还可以加入频散补偿,从而降低光线传播时的频谱畸变对于敏感器性能的影响。另外,微结构纤维还可用于波长在 $1\mu\text{m} \sim 2\mu\text{m}$ 波段的光线。

图 5.13 显示了两种微结构的光学纤维。

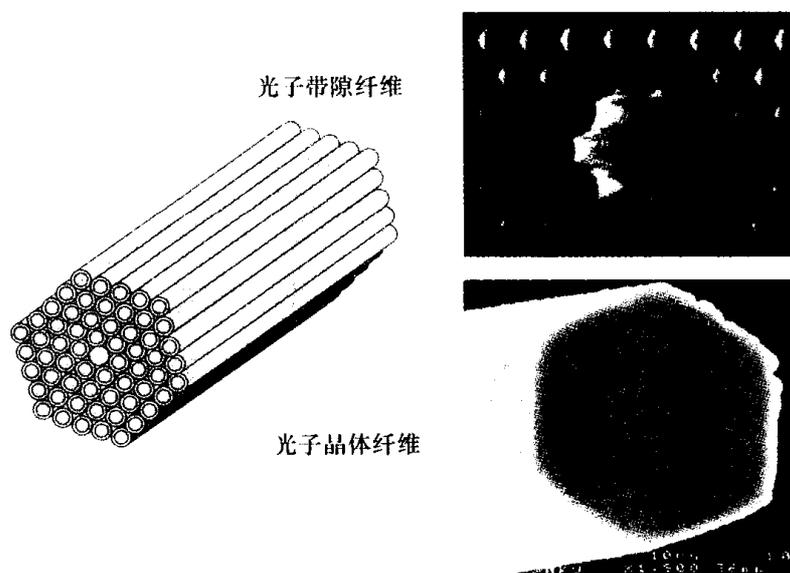


图 5.13 两种微结构光学纤维

5.1.7 光纤环形谐振陀螺

光纤环形谐振陀螺也是萨格纳效应的应用,可以看成是光纤陀螺的一种发展。20 世纪 80 年代早期,多个机构开始了对这种概念的研究。许多开拓性的工作是在麻省理工学院艾兹基(Ezikiel)博士的领导下进行的。

这种陀螺采用再循环的环形谐振腔,来提高敏感器旋转时萨格纳效应所产生的相位

差。环形谐振腔一般是由 10m 或更短的光缆的端部与耦合器连接而形成的,如图 5.14 (a)所示。光纤通过耦合器进出这个环形谐振腔。

环形谐振腔的工作原理非常类似于法布里—珀罗 (Fabry-Perot) 干涉仪^[16],只是在再循环波与谐振腔的入射光线之间有多次干涉。拉伸光纤或者扫描光线的频率,即可在环中实现谐振,于是在环中发生结构干涉,出现最大的光强。

发生谐振时,在输出端口处会出现光线强度的下降,这是因为大部分光线进入了光纤环,然后在环形空腔中作多次循环后因散射而损失。图 5.14(b)显示了检测器处的强度波形。谐振宽度取决于谐振器的域宽比^[21]。这一参数与进入环中的耦合比成反比。因而需要较高的耦合比。腔体的品质及灵敏度取决于其域宽比,它是自由频谱范围与谐振线宽的比。耦合器连接光纤环与光源和检测器,检测由它反射的能量,即可观察到谐振状态。

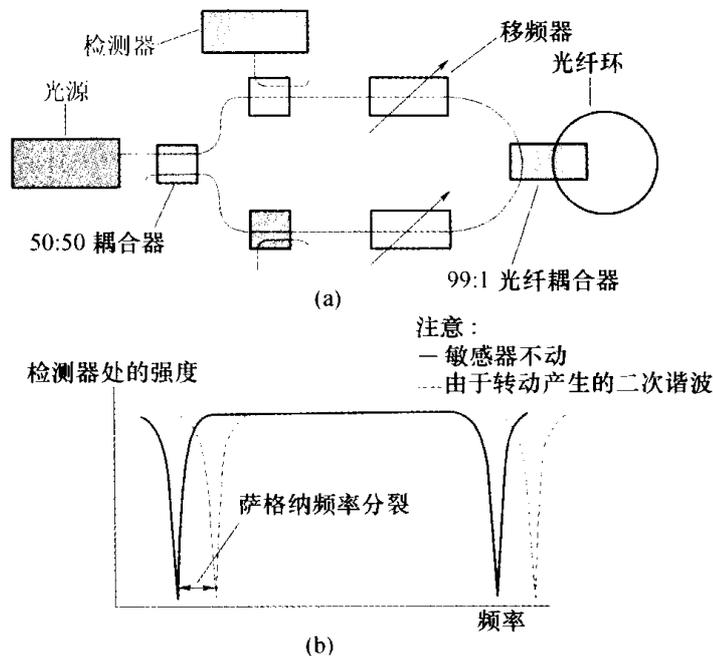


图 5.14 光纤环形谐振陀螺及其强度波形
(a) 光纤环形谐振陀螺; (b) 强度波形。

当传感器固定不动时,两条反向传播的光线的谐振频率是相同的。当环绕其敏感轴旋转时,两条反向传播的光线的谐振频率便不再相同。这样就导致谐振位置的移动,输出端口发出的光强也发生变化。

根据前文对光纤陀螺给出的方程(5.19)可以求出两条光束的相位差。由于两条反向传播的光束经历不同的环路光程,因而在各自方向上产生不同的谐振频率(ν_d)。将 $A(= \pi R^2)$ 和 $L(= 2\pi R)$ 代入到式(5.11)中,把谐振频率写成线圈半径的函数,可得

$$\nu_d = \frac{2R\Omega}{\lambda} \quad (5.21)$$

式中: R 为线圈半径; Ω 为输入速率; λ 为波长。

显然,光纤的匝数不影响其灵敏度,因为在波长和旋转速率给定的情况下,它取决于回路的半径。因而出于实用的考虑,所需的光纤长度很小,典型情况下 10m 左右即可。

传感器以反馈方式工作,当传感器旋转时,两条反向传播的光束发生移频,从而使两

条光束即便在旋转时也同时保持谐振。对于两条反向传播的光线可以加上正弦相位调制加频率调制。使两条光束维持谐振所需的两个调制频率之间的差与输入的旋转速率成比例。

对于敏感器中所用光能的基本要求是带宽要窄,相干性要强。因而要求光源非常稳定,这样才能在环中维持窄带谐振。目前,能满足这一要求的激光器非常昂贵,但是随着量子阱激光器的发展,价格将会下降。要避免从一条光束到另一条光束发生非相干反向散射,或者发生熟悉的“闭锁”现象,必须精心设计。为防止光线的强度衰减,通常在光线进入环路之前对其进行偏振控制。

如同光纤陀螺一样,体积较大的光学元件被使用导波的集成光学材料来替代,再加上光纤的长度很短,一般只有 10m 或者更短,所以能够制成非常小巧的敏感器。

尽管当前有许多公司在从事这种敏感器的研发,但确切的性能和误差数据尚未得到。预计它的性能与光纤陀螺类似;光纤陀螺的数据可参阅 5.1.5.5 节。一般认为这种敏感器比光纤陀螺的灵敏度更高,很可能是 3 倍的关系^[22]。

环形谐振旋转速率敏感器——非线性方式:

目前已经有人开始研究如何利用在环形谐振器的能量中引入的非线性效应来测量转动速率。当环形谐振器中的损失很小,比方只有 5% 左右的时候,就会发生非线性,而导致环内的能量增加 20 倍。非线性现象通常可分为两类:与强度有关的折射率效应和散射现象。在光纤陀螺中,这种非线性效应被看成有害因素,因为它导致敏感器的性能下降。

非线性折射率效应利用的是克尔效应^[8]。在介质中传播的光能的电场导致折射率的变化。于是当工作于谐振状态的环形谐振器转动时,一个方向的强度提高,而另一个方向的强度降低。另外,每一个方向上的折射率也是变化的,使得强度的变化被放大。改变谐振环和克尔材料的参数即可改变放大率,从而改善谐振器的灵敏度。

大功率光束在光密介质中传播,会产生声子;能量被转移到这些声子,导致光束频率的变化。这样就产生了频率变化的散射光波。非线性散射有两种主要的类型,称为布里渊(Brillouin)散射和拉曼(Raman)散射^[23],它们都是一种阈值效应。布里渊散射发生在低功率处,具有特征线宽,要求光源的相干长度小于声子的维持时间。因而相干光源优先产生布里渊散射,而不是拉曼散射。

有人提出^[24],从两个方向泵入发生布里渊散射的环形激光器,将会在布里渊散射能量之间产生与转动速率成正比的频率差。这种敏感器将会产生与环形激光陀螺类似的信号,即与转动速率有关的频率。但是,将不会产生任何闭锁现象,因为两个散射机制是彼此独立的。

也有人提出在拉曼散射现象的基础上,利用来自锁模激光器的高能脉冲来构建敏感器^[25]。其主要缺点似乎是敏感器的尺寸。迄今为止,尚无任何报告证实这类敏感器演示成功。

5.1.8 环形谐振陀螺

环形谐振陀螺与光纤环形谐振器非常相似,但光纤环替换成了可以刻在适当基片上的光学波导^[26]。其工作原理非常类似于前文介绍过的光纤环形谐振器。典型的环直径

约 50mm。因而,当散射和耦合的问题解决之后,所谓“芯片上的陀螺”,以及光学敏感器的所有优点,都将变为现实。

美国的诺斯罗普公司已经研制出这种敏感器^[7],称为微型光学陀螺(MOG)。坚固小巧的敏感器已经制造出来,直径约 25mm,性能在 $1^\circ/\text{h} \sim 100^\circ/\text{h}$ 量级。

5.1.9 集成光学陀螺

集成光学陀螺就是业界期盼已久的所谓“芯片上的陀螺”,其研制已经有所进展。它的敏感元件是基片上的光学波导,光束沿相反的方向传播。检测谐振在环中的相对位置就可以测出围绕与环垂直的轴线的旋转速率。这种器件的工作原理在 5.1.7 节已经进行了详细的叙述。

这种集成光学陀螺制作在晶片上,集微型加工机电系统工艺与集成光学加工工艺于一身。特种镜片用高度专业化的技术制成,例如火焰水解沉积、射频及反应溅射等。利用火焰水解沉积可以控制介质的折射率,在晶片上掺杂稀土激光离子,例如铒、镱或钪,从而在芯片上形成激光器和激光放大器。

波导的技术设计依然是一种严峻的挑战,要将损失降到最低,垂直侧壁的粗糙度必须非常低。显然,刻蚀工艺是一种制约性的加工工艺,因为玻璃很可能有多种组分,掺杂物的浓度也是变化的。

目前的性能目标是满足 $0.1^\circ/\text{h} \sim 1^\circ/\text{h}$ 的漂移要求。这类敏感器能够显著地减小尺寸和重量,与传统的光纤陀螺相比,可达到 1/20 左右。另外,由于减少了光学元件的数量,不仅成本显著降低,耗电量也将降低到 1/5 ~ 1/6 左右。

5.2 冷原子敏感器

5.2.1 概述

这是一种测量惯性的方法或技术,这种器件称为原子干涉仪。它的出现在很大程度上要归功于斯坦福大学楚(Chu)教授的杰出工作。这种技术目前尚处于早期研发阶段,它为我们提供了一个很好的前景和途径,将来有可能研制出最精确的加速度计、陀螺、精密时钟及重力梯度仪,性能可望提高几个数量级。如果能够成功地研制出这种器件,只要精确地了解重力场,不使用全球定位系统(GPS)或其他外部辅助技术,就可能实现误差低于 $10\text{m}/\text{h}$ 的导航能力。

这种敏感器使用激光冷却之类的方法使原子或分子实现超级冷却,它用的是原子的布罗格利(Brogie)波长,大约只有可见光波长的 3 万分之一。其物理原理基于这样的事实:任何介质中的原子都是有质量和内部结构的,而原子干涉仪是极其灵敏的。这种方法在某种程度上类似于 4.5.1 节介绍的核磁共振陀螺,敏感器通过原子沿闭合轨道运动的变化来感受角运动,然后利用萨格纳效应来检测。

在迄今为止的研究中,器件所使用的都是在自由空间内传播的非相干原子。但将来有可能会使用在导媒中传播、通过激光冷却技术得到的相干伯斯—爱因斯坦(Bose-Einstein)冷凝剂。

原子的激光冷却和原子阱技术正在应用于各个科学领域的许多场合。其中一个例子是原子干涉测量技术,即把一个原子置于两个或者更多空间隔离的原子状态的叠加处,如果它们被拉回到很近的地方,便会发生相互干涉。

利用这种技术已经制成原子干涉仪,并确认是检测和度量惯性力非常灵敏的方法。这种敏感器已用以测量重力梯度、当地重力和转动^[27-29]。这些器件仍在实验室内进行研发,它利用激光束来冷却、调整和控制相关的原子波束。

这种技术也可能用来观察重力矢量的极小变化,从而发现地球表面密度的变化。它可用以勘探油层或者监测地下工程的掘进情况。

5.2.2 转动的检测

如同环形激光陀螺中的萨格纳效应一样,原子干涉仪借助于两条反向传播的原子束,已经实现了对转动速率极其精确和稳定的测量^[28]。这种器件利用被激发的拉曼(Raman)跃迁来控制铯原子波束。这种器件使用反向传播的高通量的铯原子束,形成与萨格纳相移正好相反的两个干涉仪,它们共用一些关键部分,例如拉曼原子状态控制激光束。从两条独立的原子束中减去干涉测量信号,可以实现对于寄生噪声源和各种系统效应的共模抑制。

在这种敏感器中,干涉仪被设置成为马赫—曾德(Mach-Zehnder)布局^[30],其中来自热原子束的铯原子被用做干涉粒子。激光脉冲起分束器和原子反射镜的作用,从而形成一个闭合的腔体,使两条反向传播的原子束沿着它们限定的闭合通道行进。利用光脉冲把原子推入两种状态的叠加处,两种状态分别对应于不同的空间轨迹,它们分开又汇合,围成一个特定的萨格纳器件区,如图 5.15 所示。

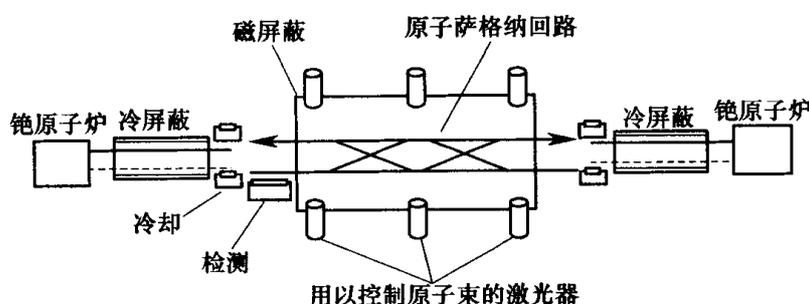


图 5.15 冷原子敏感器——萨格纳回路

两条反向传播的铯原子束先经过横向激光冷却和光学泵送,然后进入真空室的一个 2m 长的磁屏蔽交互作用区。由两次光子激励的拉曼跃迁形成了 3 组光脉冲,对原子波束进行分割、反射和会聚。用谐振荧光检测处于 $F=4$ 基态中的原子个数,即可观察到干涉信号。

这种器件的检测结果显示在 $3 \times 10^{-9} \text{ rad/s}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的区域内具有短时的稳定性。

5.2.3 加速度的测量

以激光冷却的铯原子喷泉为基础,利用激光来“构成”原子光学元件,这样所制成的原子干涉仪已经用以对重力加速度“ g ”进行极其精密的测量。在这种原子干涉仪中,利用光脉冲激励原子在两个内部状态之间发生跃迁,这些原子先是分离,然后在第二个光

脉冲激励原子发生内部状态的第二次跃迁之后,又发生会聚;第二次跃迁是对第一次跃迁的补充。接着,与原子具有适当相位关系的照射脉冲便会激发进一步的互补跃迁。

干涉仪两部分之间的相位差为激光在不同位置的相位、光学脉冲开始时激光在腔体内的时间、光的频率和干涉仪中光程的函数。在这种干涉仪中,光的频率以相位连续的方式变化,从而当原子在重力的影响下加速时仍能保持与原子跃迁的共振。结果,干涉仪中两条光路之间的相位差与重力成比例。

在图 5.16 所示的原子喷泉中,铯原子在 600ms 的时间内从低压的背景蒸汽中提出,投入到磁光陷阱中。磁场被关闭,所俘获的原子被发射到这个敏感器的电子喷泉中,在这里使用了一种特殊技术,称为移动偏振梯度光学糖浆 (Optical Molasses)。在此期间,“发射”的原子用谐振技术进一步冷却,并且在发射的最后阶段,激光的强度在 400 μ s 内被降到零,于是原子被绝热冷却。

发射的原子经受一系列的脉冲,使原子处于一种具体的中间状态,有效垂直温度达到 10nK。这种低速的扩散使得在大约 150ms 的时间内条纹的对比度相当强。干涉仪的测量发生在磁屏蔽区。

用这种器件来测量重力加速度“g”,精度可以达到十亿分之一以上。

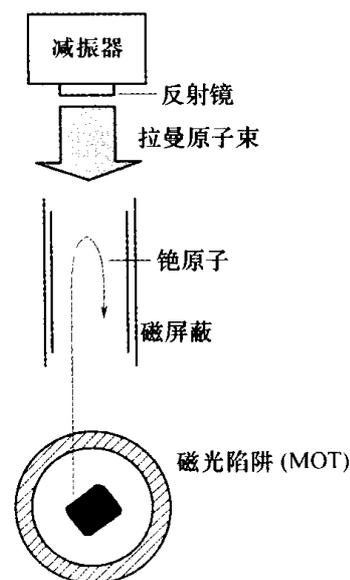


图 5.16 原子干涉仪
——实验装置简图

5.2.4 重力梯度计

重力梯度计是一种非常有用的敏感器,用以检测接近地球表面的重力矢量变化。重力矢量的变化可能预示着地壳由于局部的密度变化而出现某些现象。重力矢量的局部变化可能由许多因素引起;它可能标志着多种特征,例如石油蕴藏、矿物沉积、洞穴或其他现象。

利用原子干涉测量技术已经制成了重力梯度计,如图 5.17 所示,其中采用了两个如上所述的靠激光来冷却和捕获的铯原子源,以及一对垂直传播的激光束。仪器中有两条垂直分离的铯原子束在重力的作用下自由下落,分别获得两个独立的加速度测量值。

铯原子从磁光陷阱发射到垂直抛线上,并利用光学和微波技术把它们调节到特定的内层状态。这些原子于是就适合与重力矢量相互作用,由于重力加速度而引起的原子状态的变化可以用干涉仪检测出来。

冷原子器件由于是利用原子,而不是宏观物体作为检测质量,所以极其灵敏。这样就消除了仪表与仪表之间的差异,且不再对许多环境因素(例如温度梯度和磁场)敏感。而且,这种仪表中使用的两个绝对加速度计以差分的模式工作,也使得性能得以改善。

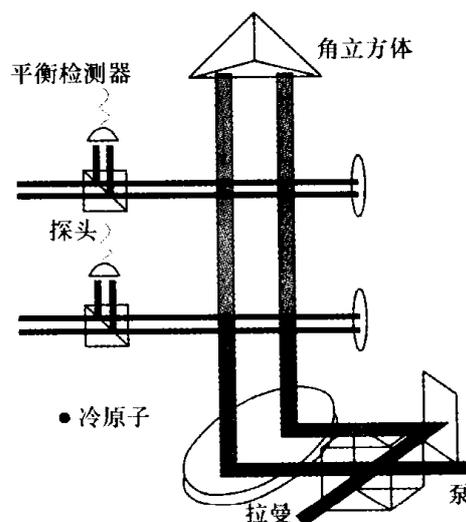


图 5.17 冷原子梯度计

每条原子束相对于询问光学场波锋所定义的参考坐标系的加速度用光脉冲原子干涉法进行测量。重力对两个垂直分开的敏感器的影响,相对于同样的拉曼激光场同时取得两个测量值。具体方法是在测量重力矢量的两个位置同时测出被激光脉冲串所激活的原子的百分率。根据上下原子束之间的相移差即可得出加速度的差。相移的差值与在敏感器两个部分实测的重力加速度“ g ”的平均值的差值成比例。

每条原子束所感受到的实测加速度之间的差,除以两条原子束的间距,就是重力梯度张量同轴分量的度量。由光场波锋所定义的公用参考坐标系的加速度在差分过程中作为共模被去除。

梯度计的标定以测量激光的波长为基准,此波长又对应于原子的一条谱线,因而具有绝对的精确性和长期的稳定性。这些激光束的传播轴线与两条原子束对准。另外,敏感轴是以拉曼传播矢量来定义的,加速度的测量以唯一的一个逆向反射镜为基准,因而,两个加速度计可以相隔一段距离,而不会破坏共模振动抑制特性。如果加大两个加速度计的间距,对重力梯度的灵敏度也会呈线性增加,而且对于近场扰动的灵敏程度也会降低。

要想使干涉仪达到较高的灵敏度,提高信噪比是至关重要的。这种器件使用平衡调制传递技术,以降低激光带来的检测噪声,并将冷原子从热背景原子中识别出来^[31]。另外,在连续的几个观察周期中,每条干涉条纹要记录多次,一般是15次。每次扫描保持较少的点数,以降低对于信号幅度和条纹对比度长期漂移的敏感程度。观测过程中最主要的噪声源是原子的散粒效应噪声,这就是在检测处于相干叠加状态下的原子时所发生的泊松(Poissonian)波动现象。

性能差异具有 $4 \times 10^{-9} g/\sqrt{\text{Hz}}$ 的量级。

用于这种敏感器的其他几种“原子技术”也在探索之中,例如:

(1) 利用拉曼—纳斯(Raman-Nath)状态^[32]衍射现象的干涉器件,即用窄强光脉冲加到原子束上。

(2) 采用绝热动量传输技术的大面积干涉仪^[33],已经用在原理验证试验中,在这种情况下,利用微波脉冲将原子送入两种状态的相干叠加位置。

(3) 将 a. c. 约瑟夫逊(Josephson)效应应用到伯斯—爱因斯坦凝聚原子阵列中^[34],其中凝聚原子从垂直分开的晶格位置阵列经隧道进入,从不同位置进入的原子于是就发生干涉。最后得到的干涉图案就是周期性的原子脉冲串,其频率为重力势强度的函数。

要直接测量梯度时,可以使用以多回路拉曼脉冲为基础的干涉仪,例如双回路或者8字形回路^[29],并通过修改加到原子束上的相位脉冲的顺序来实现。

5.3 陀螺技术小结

有许多类型的敏感器可以用来敏感或测量角运动。在上文中已经介绍了不少,尤其那些当前正在使用或者将来有可能应用于捷联惯导系统中的陀螺,从利用旋转质量块的常规机械式陀螺,到利用原子自旋的非常规陀螺。

科技界过去已经付出了巨大的努力,目前仍在积极开发所谓新颖技术,最终目的是将“陀螺”制作到芯片上。像机器人之类的工业新技术正在支撑和维持这种探索热情。

此外,这种新技术也应用于传统技术,力图保持机械式陀螺的竞争力。

所有这些旋转敏感器件所能达到的精度范围可以跨越好几个数量级。有些敏感器的零偏低于 $0.0001^\circ/\text{h}$,而有些可能只有 $1^\circ/\text{s}$ 或者更差。大部分敏感器都对它们的工作环境表现出一定的敏感性。目前许多研究项目的目标是降低这些仪表的这种敏感度,改善其坚固性,因为许多器件,尤其是有些特别精密的器件,对于振动相当敏感。

表 5.4 概括总结了适用于捷联惯导系统的一系列敏感器的典型性能特性^①。

表 5.4 捷联惯导系统敏感器的典型性能特性

特 性	速率积分陀螺(RIT)	动力调谐陀螺(DTG)	挠性陀螺	双轴速率传感器(DART)/磁流体动力敏感器(MHD)	振动陀螺	环形激光陀螺(RLG)	光纤陀螺(FOG)
与加速度无关的零偏/ $(^\circ)/\text{h}$	0.05 ~ 10	0.05 ~ 10	1 ~ 50	360 ~ 1800	360 ~ 1800	0.001 ~ 10	0.5 ~ 50
与加速度有关的零偏/ $(^\circ)/(\text{h} \cdot g)$	1 ~ 10	0.01 ~ 10	1 ~ 10	180	36 ~ 180	0	<1
非等弹性零偏/ $(^\circ)/(\text{h} \cdot g^2)$	1 ~ 2	0.1 ~ 0.5	0.05 ~ 0.25	18 ~ 40	18	0	<0.1
标度因数的非线性/%	0.01 ~ 0.1	0.01 ~ 0.1	0.01 ~ 0.1	0.5 ~ 0.1	0.2 ~ 0.3	5 ~ 100	0.05 ~ 0.5
带宽 /Hz	60	100	100	100/80	500	>200	>100
最大输入速率/ $(^\circ)/\text{s}$	>400	1000	>500	800/400	>1000	>1000	>1000
抗冲击能力	中等	中等	中等	中等	>25000g	好	好

①表中的数据为相应参数的典型值。在许多情况下,表中给定的值还可以改善。但是,在一个器件中,尤其是传统的敏感器中,不大可能都达到最好的值。这些数据仅供参考

一般说来,只有有了精密制造和高技术的支撑,才能制造出性能良好的惯性器件。随着对敏感器精度要求的提高,其精密度和尺寸也随着提高才能满足要求,尽管并非所有场合都如此。在当前的一些研究项目中,研究人员致力于降低高精度仪表对于超高加工精密度的要求。但是,这通常需要应用高技术,例如超导技术,于是又带来了低温冷却的问题。

图 5.18 显示了近期为需要角运动数据的场合所研制的惯性敏感器的性能。图 5.18 中显示了微型加工机电系统(MEMS,见第 7 章)、光学陀螺(环形激光陀螺(RLG)和干涉光纤陀螺(IFOG))和机械式陀螺在低、中、高精度系统中预期应用的划分。尽管光学敏感器不断取得进展,高性能的应用场合($10^{-4}^\circ/\text{h} \sim 10^{-5}^\circ/\text{h}$)仍然属于机械式陀螺。对标度因数稳定性要求很高的中等精度的应用场合,环形激光陀螺应是首选。从长远角度来看,预计微型加工机电系统(MEMS)的性能将继续提高,在更高性能系统中获得越来越多的应用。

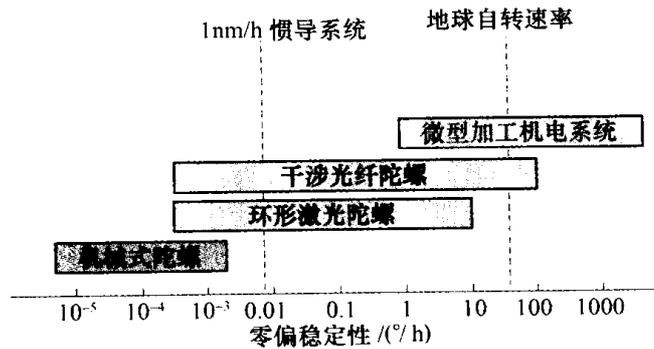


图 5.18 近期陀螺性能的应用范围划分

参考文献

- 1 SAGNAC, G. : ' L' ether lumineux demontre par l' effet du vent relatif d' ether dans un interferometre en rotation uniforme' , *Comptes Rendus de l' Academie des Science*, 1913, 157, p. 708; ' Sur la preuve de la realite de l' ether lumineux par l' experience de l' interferograph tournant' , *Comptes Rendus de l' Academie des Science*, 1913, 157, p. 1410
- 2 MICHELSON, A. H. , and GALE, H. G. : ' The effect of the Earth' s rotation on the velocity of light' , *Astrophysical Journal*, 1925, 61, p. 140
- 3 MAIMAN, T. H. : *Nature*, 1960, 187, p. 493; *Physical Review*, 1961, 123, p. 1145; ' Optical and microwave experiments in ruby' , *Physics Review Letters*, 1960, 4, p. 564
- 4 MACEK, W. M. , and DAVIS, D. T. M. : ' Rotation rate sensing with travelling wave ring lasers' , *Applied Physics Letters*, 1963, 2, p. 67
- 5 VALI, V. , and SHORTHILL, R. W. : ' Fibre ring interferometer' , *Applied Optics*, 1976, 15, p. 1099
- 6 ARONOWITZ, F. : in ROSS, M. (Ed.) : ' Laser applications vol 1-The laser gyro' (Academic Press, 1971)
- 7 LAWRENCE, A. W. : ' Modern inertial technology-navigation, guidance and control' (Springer-Verlag, 1998, 2bd edn.)
- 8 YOUNG, M. : ' Optics and lasers' (Springer-Verlag, 1992)
- 9 PERLMUTTER, M. S. , BRESMAN, J. M. , and PERKINS, H. A. : ' A low cost tactical ring laser gyroscope with no moving parts' . DGON Proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1990
- 10 BRECHMAN, J. , COOK, N. , and LYSOBURY, D. : ' Differential laser gyrodevelopment' , *Journal of the Institute of Navigation*, 1977, 24(2) , p. 153
- 11 DICKINSON, M. R. , and KING, T. A. : ; ' Polarisation frequency splitting in nonplanar ring laser resonators' , *Journal of Modern Optics*, 1987, 34(8) , p. 1045
- 12 KNIPE, C. , ANDREWS, D. A. , and KING, T. A. : ' Mode interactions in fourfrequency degeneracy-lifted ring lasers' , *Journal of Modern Optics*, 1988, 35(3)
- 13 LAMB, Jr. , W. E. : ' Theory of an optical maser' , *Physical Review A*, 1964, 134, p. 1429
- 14 SIMMS, G. J. : ' Ring laser gyroscopes' . US Patent 4 407 583, 1983; UK Patent GB 2076213B4, 1980; ' A triaxial laser gyroscope' , *Proceedings Institute of Mechanical Engineers, Mechanical Technology of Inertial Devices*, 1987, C56/87
- 15 SMITH, R. B. : ' Fibre optic gyroscopes 1991-a bibliography of published literature' , SPIE, 1985 *Fibre Optic Gyros*; 15th Anniversary Conference, 1991, p. 464
- 16 LEFEVRE, H. : ' The fibre-optic gyroscope' (Artec House, 1993)
- 17 BURNS, H. : ; ' Optical fibre rotation sensing' (Academic Press, 1994)
- 18 CULSHAW, B. , and GILES, I. P. : ' Fibre optic gyroscopes' , *Journal Physics E; Scientific Instruments*, 1983, 16, p. 5
- 19 SHUPE, D. N. : ' Thermally induced non-reciprocity in the fibre-optic interferometer' , *Applied Optics*, 1980, 19(5) , p. 654
- 20 YABLANOVIC, E. : ' Inhibited spontaneous emission in solid-state physics and electronics' , *Physical Review Letters*, 1987, 58(20) , pp. 2059 - 2062
- 21 MALVERN, A. R. : ' The optical fibre ring resonator gyroscope' . Symposium proceedings, ' *Technology of inertial sensors and systems*' , Institution of Mechanical Engineers, 1991

- 22 GILES, I. P. : 'Optical fibre ring resonator gyroscopes'. Symposium proceedings, *Lasers and fibre optic gyros*, Royal Aeronautical Society, 1987
- 23 MILLS, D. L. : 'Non-linear optics' (Springer-Verlag, 1991)
- 24 THOMAS, P. J. , VAN DRIEL, H. H. , and STEGEMAN, G. I. A. : 'Possibility of using an optical fibre Brillouin ring laser for inertial sensing', *Applied Optics*, 1980, 19, p. 12
- 25 NAKAZAWA, M. : 'Synchronously pumped fibre Raman gyroscope', *Optics Letters*, 1985, 10, p. 4
- 26 BERNARD, W. , ENGLERT, R. , *et al.* : 'Waveguide ring resonators in glass for optical gyros'. DGON Proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1986
- 27 PETERS, A. , *et al.* : 'Measurement of gravitational acceleration by dropping atoms', *Nature*, 1999, 400, pp. 849 – 852
- 28 GUSTAVSON, T. L. , *et al.* : 'A dual atomic beam matter-wave gyroscope', *Proceedings SPIE*, 1998, 3270, pp. 62 – 69
- 29 McGUIRK, J. M. , *et al.* : 'Sensitive absolute gradiometry using atom interferometry', *Physics*, 2001
- 30 FRANCON, M. : 'Optical interferometry' (Academic Press, 1966)
- 31 McGUIRK, J. M. , *et al.* : 'Low noise detection of ultra cold atoms', *Optics Letters*, 2001, 26(6), pp. 364 – 366
- 32 CAHN, S. B. , *et al.* : 'Time domain de Broglie wave interferometry', *Physical Review Letters*, 1997, 79(5), pp. 784 – 787
- 33 FEATONBY, P. D. , *et al.* : 'Separated-path Ramsey atom interferometry', *Physical Review Letters*, 1998, 81(3), pp. 495 – 499
- 34 ANDERSON, B. P. , and KASEVICH, M. A. : 'Macroscopic quantum interference from atomic tunnel arrays', *Science*, 1998, 282(5394), pp. 1686 – 1689

第 6 章 加速度计和多功能敏感器技术

6.1 概 述

如第 1 章所述,惯性导航基于对加速度的测量,而加速度的测量值经连续积分可获得速度变化和位置变化的估算值。测量加速度而不直接测量速度和位置是因为速度和位置测量需要外部参考系,而加速度可由内部测量。

检测加速度的器件的构造形式可分为机械的和固态的。机械敏感器技术已非常成熟^[1,2],能检测很宽精度范围(从 50g 到几 μg)和类似分辨率的器件目前已投放市场。固态敏感器在最近几年取得了重要进展(尤其是在硅技术进步的推动下)。

用一台仪表测量加速度和角运动一直是过去几十年研究的课题;20 世纪 80 年代,一些机构和公司还对这样的仪表进行了开发。这种器件被称为多功能敏感器,基于振动技术或陀螺质量不平衡技术。对这项技术的评估表明,它一般适用于为次惯性^①导航应用提供线加速度和角运动的估算。

6.2 平移运动的测量

刚体受到外力的作用后,其线性加速度由牛顿第二定律给出。力 F 作用在质量是 m 的物体上会使物体相对于惯性空间作加速运动。其加速度 a 由下式给出:

$$F = ma \quad (6.1)$$

虽然不容易通过测量运载体的总受力来确定运载体的加速度,但可以测量运载体包含的一块小质量所受的力。这块小质量称为检测质量或测震质量,它构成加速度计这种仪表的一部分。最简单的一种形式是,加速度计包含一个通过弹簧与仪表壳体相连的检测质量块,如图 6.1 所示。

当仪表的壳体沿敏感轴有一个加速度时(图 6.1),检测质量块由于自身的惯性,趋于抵制这种运动的变化。结果,该质量块相对于壳体产生一个位移。在稳态条件下,作用在该质量块上的力会与弹簧的拉力构成平衡,弹簧的净伸长就可以用来测量所受的力。该力与加速度成正比。

作用在空间中质量 m 上的力 F 可用下列等式来表示:

$$F = ma = mf + mg \quad (6.2)$$

式中: f 是重力场以外的力产生的加速度。对单位质量来说, $F = a = f + g$ 。加速度 a 可以表示为单位质量所受的力。加速度计对重力加速度 g 不敏感,因而,其输出与沿敏感器敏

① 当描述短时导航系统的系统性能时,有时用“次惯性”这个术语。一般地说,次惯性系统所用陀螺和加速度计的测量零偏分别在 $1^\circ/\text{h}$ 和 $1\text{mg}(1\sigma)$ 。

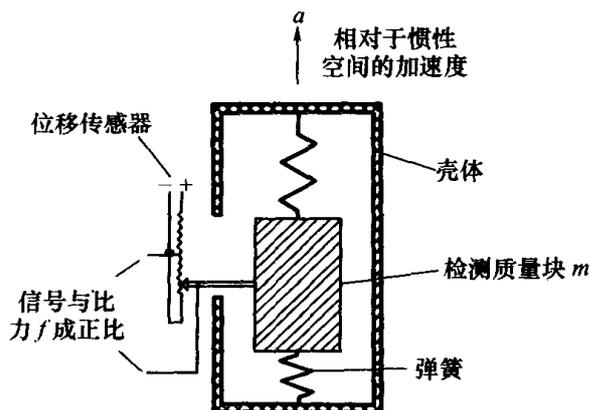


图 6.1 一种简单的加速度计

感轴每单位质量所受的非重力成正比。如第 2 章所述,该力称为作用在敏感器上的比力。

如果加速度计在重力场中自由降落,壳体和检测质量块会一起降落,这样,弹簧就没有净伸长。因此,仪表的输出仍然是零。在这种情况下,相对于一组惯性固定坐标轴来说,根据上述公式,仪表的加速度 $a = g$,而比力等于零。相反,如果仪表被固定, $a = 0$,加速度计将测量阻止其下落的力。根据式(6.2),该力 $mf = -mg$,是补偿重力作用所需的比力。因此,很显然,要想使加速度计的测量与惯性加速度联系起来,对重力场的了解是必不可少的。

当代惯性导航系统中很多用来测量比力的机械器件,其工作原理与上述介绍的简单弹簧和质量块加速度计类似。

如第 3 章所述,为了完成全部导航功能,需要知道沿 3 个轴的平移运动信息。尽管多轴仪表也可以使用,但通常是用 3 个单轴加速度计对比力进行独立测量。实用中,3 个加速度计的 3 个敏感轴一般相互垂直。但后面还会讨论,这并不是必须的。

随后几节将讨论当前加速度计技术的各种工作原理及其性能,包括机械的和固态的。本章的后半部分,将用同样的方式讨论多功能敏感器和角加速度计。线加速度计可以用来测量转动^[3]。但由于需要很高的测量精度和精确的测量时序,这种方法很少使用。

6.3 机械敏感器

6.3.1 概述

这是对 6.2 节讨论的质量块——弹簧类器件较宽泛的分类。这些器件已研制了几十年。针对不同的使用环境会采用不同的构造方法。紧凑、可靠、精度高、动态范围宽的器件已大量生产。最精密的力反馈仪表能非常精确地测量比力,典型分辨率为 μg 或更高。这类机械敏感器既用于惯性系统,也用于次惯性系统。

6.3.2 工作原理

和陀螺的情况一样,加速度计既可以工作在开环结构,也可以工作在闭环结构。下

面将讨论开环器件的基本构造原理。检测质量块通过弹簧悬挂在壳体上并限制在零位。另外,加上了阻尼,使质量块和弹簧系统产生与一个合适的动态传递函数相对应的真实响应。当传感器壳体产生加速度时,质量块相对于其零位产生位移,而由此产生的弹簧力使质量块产生伴随壳体运动所需的加速度。对单轴传感器来说,质量块相对于其零位的位移与其沿输入(敏感)轴的比力成正比。

这种传感器的一种更精确的形式是,消除摆动块的位移,因为零位测量比位移测量更精确。在闭环加速度计里,用电磁装置代替了弹簧。电磁装置给质量块施加一个力,使其保持在零位。通常,一对线圈装在质量块上,并把它们置于强磁场中。当有偏离时,就有电流通过线圈,产生一个力使质量块回到零位。线圈内电流的幅值与沿输入轴感受到的比力成正比。力反馈型器件比开环器件的精度高得多,是目前惯性导航系统中最常用的器件。

6.3.3 传感器误差

所有加速度计都有误差,这些误差限制了测量比力的精度。下面列出了机械式传感器存在的一些主要误差源。本章将在后面针对具体的加速度计,详细讨论引发各种误差的物理原因。

固定零偏:这是加速度为零时,比力测量距零点的偏离或位移。该偏离的大小与加速度计经受的运动无关,根据器件的精度不同,通常以 mg 或 μg 为单位来表示。

标度因数误差:输出信号变化与被测输入加速度变化之比的误差。标度因数误差可以是所测全刻度量值的百分比,或是一个简单的比值;常用每百万分之几(10^{-6})表示。标度因数非线性指的是对最小二乘方直线或其他拟合函数的系统性偏离,它把输出信号与经受的加速度联系起来。

交叉耦合误差:由于加速度计敏感垂直于输入轴的加速度而导致的加速度计输出误差。这些误差源于制造缺陷,即传感器的各轴不完全垂直。交叉耦合误差常用输入加速度的百分比来表示。

摆摆误差:由于摆的角位移,摆式加速度计会产生动态交叉耦合;当处于振动运动时,摆的角位移会产生一个整流输出。这种误差可在任何摆式加速度计里产生,这取决于振动与摆位移之间的相位。当振动出现在与摆动轴垂直的平面内并与敏感轴成 45° ,且摆位移与振动同相时,误差的幅值达到最大。该误差可以 g/g^2 为单位来表示。

与陀螺的情况一样,这种传感器也有重复误差、温变误差、启动偏离和运行误差。即使精心校准,由不可预知的误差因素引起的剩余误差也总是存在的,而使惯性系统的精度受到限制。

6.3.4 力反馈摆式加速度计

6.3.4.1 传感器的详细描述

这些器件也称为约束摆加速度计。这种传感器的主要构件包括:

- (1) 摆。它与检测质量块相连或与检测质量块做成一体。
- (2) 悬挂机构或铰链构件。这个活动构件把摆连在壳体上,它通常要么是铰链,要

么是枢轴结构。

(3) 感应摆运动的传感器。它可以采用光学、电感或电容方法。光学系统可以很简单:用一个检测器测量通过摆上一个缝隙的光束的变化。电感系统测量固定在壳体上的线圈里的电流差。线圈与摆上的一个板片相互作用,从而影响线圈的互感。该系统测量摆在传感器线圈之间的相对位置,而不是零位。在电容系统中,摆的运动引起摆与附近两个电极之间的电容发生变化。这个变化可用桥电路来检测。

(4) 用于阻止检测到的任何摆运动的受力再平衡机构。该机构通常由以检测质量块为中心配置的两个相同极性的磁铁和一对对称安装在摆上的线圈构成。流经线圈的电流产生一个电磁恢复力。该构件常被称为力矩器。

(5) 各种构件通常密封在壳体内。壳体内可充满低黏性油,用以在静止或运动状态对冲击或振动产生阻尼。壳体内也可以充满干燥气体(如空气)。

图 6.2 给出了这种敏感器的示意图。

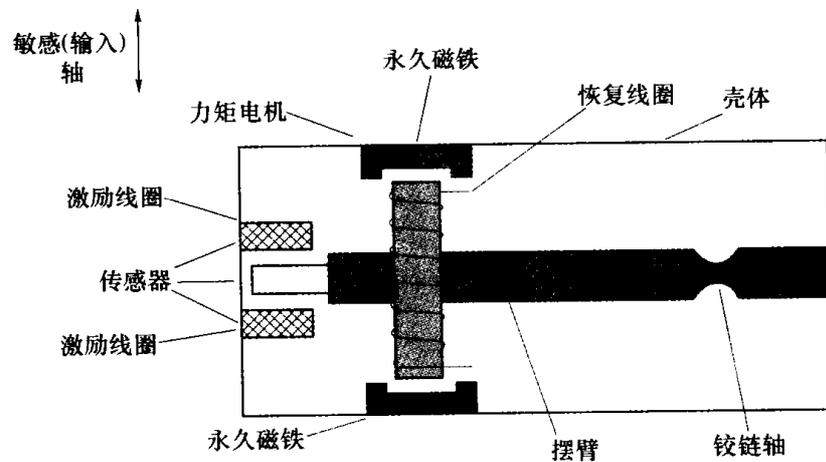


图 6.2 力反馈摆式加速度计示意图

当有加速度输入时,摆的位移由传感器感应。在最简单的器件里,该位移是对输入加速度最直接的测量。但在通常情况下,这种器件用一个电子再平衡回路,把传感器信号反馈给力矩器。力矩器产生的电磁力用于抑制摆的位移并使传感器的输出保持为零。力矩器线圈里的电流与输入的加速度成正比。敏感器在这种模式工作意味着铰链不受任何弯曲应力。

6.3.4.2 误差源

这种加速度计具有很高的性能:线性好、零偏小、动态范围 $10^4 \sim 10^5$ 。这是一个无量纲量值,是由敏感器可测的最大加速度除以其分辨率得到的。其主要误差源如下。

测量零偏:是由剩余弹性力和所用电传感器的零位移动产生的。

标度因数误差:主要由温度影响和非理想构件产生。

交叉耦合:当敏感器在铰链轴或摆轴方向有 g 过载时产生的测量零偏。后者基本上是铰链的相互作用。

振摆误差:在某些条件下,当敏感器同时沿敏感轴和摆轴受到振动时产生的测量零偏。

随机零偏:由传感器组件内部的不稳定引起。

摆式加速度计还有其他测量误差,如迟滞效应误差、非重复性零偏和高阶标度因数误差。由于老化过程,永久磁铁的特性变化也会引起标度因数的变化。这可以通过定期校准来纠正。

传感器 \bar{a}_x 提供的测量可分别用沿其敏感轴 a_x 的加速度以及沿摆轴 a_y 和铰链轴 a_z 的加速度来表示:

$$\bar{a}_x = (1 + S_x)a_x + M_y a_y + M_z a_z + B_f + B_v a_x a_y + n_x \quad (6.3)$$

式中: S_x 是标度因数误差,通常用多项式形式表达,以便包含非线性影响; M_y 和 M_z 是交叉耦合因子; B_f 是测量零偏; B_v 是摆误差系数; n_x 是随机零偏。

6.3.4.3 典型性能特性

中等精度传感器的典型性能指标如下。

输入范围:可达 $\pm 100g$ 。

标度因数稳定性: $\sim 0.1\%$ 。

标度因数非线性: $\sim 0.05\%$ (满量程)。

固定零偏: $0.0001g \sim 0.01g$ 。

零偏重复性: $0.001g \sim 0.03g$ 。

零偏温度系数: $\sim 0.001g/^\circ C$ 。

迟滞误差: $< 0.002g$ 。

阈值: $\sim 0.00001g$ 。

带宽:可达 $400Hz$ 。

对很高精度的加速度计来说,大部分上述指标都有了很大改进。特别精密的传感器,其零偏可低至几个 μg 。对那些在高动态环境中经受高加速度影响的传感器,其零偏通常为几个 mg 。

6.3.5 摆式加速度计铰链构件

摆式加速度计的铰链构件使检测质量块沿垂直于铰链轴的平面运动。它在垂直于轴线方向应是刚硬的,以便在有动态载荷的情况下保持铰链相对于壳体的机械稳定性。但它环绕铰链轴必须是挠性的,且应使不可预测的弹性约束力矩最小;该力矩无法与输入加速度区分。铰链不应受到冲击加速度或振动引起的超负荷。检测质量块出现位移后,它必须回到准确零位,以使传感器具有良好的零位稳定性。有些铰链构件能使检测质量块沿两个相互垂直的方向运动。如 6.3.6 节所述,这基本上是两个单轴构件的复杂组合。

铰链构件有两种基本形式:挠性轴和枢轴。每种形式都有几种变体。

6.3.5.1 挠性铰链

为了最大限度地减小不可预测弹性力矩误差,所选铰链材料应具有较低的机械迟滞。通过选择铰链尺寸来使迟滞效应降至最小;铰链尺寸选择的原则是,在动态载荷和

摆运动的影响下,铰链应力应远小于铰链材料的屈服应力。常用的一种材料是铍铜合金;由于其屈服应力与其弹性模量之比较高^[4],所以它能维持较大的挠度而不会超过其屈服应力。熔凝石英是另一种非常适用的材料。有些器件,摆和铰链都是从石英基片蚀刻而成的。

挠性铰链的主要优点是,它们展现很低的静态摩擦,能提供几乎无限的分辨率和很低的阈值。但这些铰链的零偏受温度的影响很大,对精度要求很高的应用场合需要校准和补偿。另外,这些铰链容易受到冲击加速度的影响,而且,如果要满足所需的挠度,公差要求很高(一般在微米量级)。

6.3.5.2 宝石轴承枢轴铰链

这种铰链把摆支承在带弹簧载荷的一对人造宝石组件之间。弹簧施加的载荷提供了三维冲击保护。这些铰链的温度零偏特性非常好。然而,在非常缓慢的运动条件下,其静摩擦会限制器件的分辨率;而且,恶劣振动环境引起的枢轴磨损也可能成为问题。这个问题可以通过采用很硬的衬面材料(如金刚砂)来缓解。

在很多应用场合,尤其是所需的最大加速度能力较低(不超过 20g)的场合,宝石和枢轴铰链能造就更廉价且更敏感的仪表。但在更高加速度和高振动环境的应用场合,挠性铰链能给出更好的性能。

6.3.6 两轴力反馈加速度计

这种仪表有很多用途,包括要求最高的一些用途,如船舶的惯性导航系统。这种敏感器的摆能绕相互垂直的两个轴转动。像前面谈到的单轴器件一样,它也是被永久磁场里充电的线圈限制在零位。

显然,需要有一个铰链把摆绕两个垂直轴的偏移约束到很小的角度。一般地,摆在顶端与一平板刚性连接,平板由两个片簧与另一平板相连。第二个平板通过另一对类似的铰链与壳体相连;两对铰链成 90°角。壳体内常常充硅油来阻尼摆的运动。

其工作原理与前面描述的单轴敏感器完全一样。其性能与更高等级单轴器件的性能类似。

6.3.7 开环加速度计

这种敏感器的常见形式是 6.2 节描述的质量块—弹簧器件。一般来说,这类仪表无论是稳定性还是精度都比不上闭环加速度计。开环加速度计固有的缺陷包括:对输入电压的变化敏感、由输入加速度引起的位移非线性以及零偏和标度因数的较高热系数。这样,它们一般很少用于惯性导航。因此,不再对其机械改型作进一步的讨论。但目前一种光学开环摆式光纤加速度计正在研发中,其工作原理将在下一节讨论。

光纤加速度计。这种敏感器的基本工作原理与机械器件完全相同,主要区别在于传感器机构和摆动机构的形式;它可以感应绕两个被测轴的加速度。光纤有极好的机械强度和弹性模量,而且在惯性敏感器正常工作范围内其热膨胀可忽略不计;但它需要精心的选择,以便具有等弹性特性。

在这种敏感器里,摆的构成包括一段光缆、光缆底部挂着的检测质量块和微型镜以

及装在光缆顶部的固态激光器光源。当加速度沿垂直于光缆的任何轴加到壳体上时,底部就会偏转。其位移由通过光缆的激光检测并聚焦在两维光敏阵列上。一种适用的阵列是电荷耦合成像器件(CCID),它能提供位移的 x 和 y 坐标。图 6.3 给出了摆式光纤加速度计的示意图。

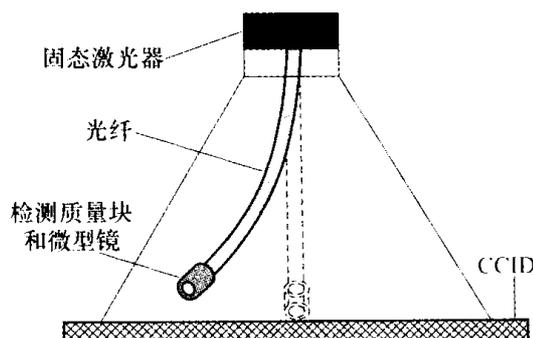


图 6.3 摆式光纤加速度计示意图

下述参数确定了这种传感器的主要性能:

- (1) 检测质量块的尺寸;
- (2) 光缆的直径;
- (3) 光缆的长度;
- (4) 悬挂点距光敏检测器的高度;
- (5) 光敏阵列的尺寸。

目前,其精度受到光敏阵列像素密度的限制。性能数据目前还无法得到。

6.4 固态加速度计

在过去的几年里,很多人都在努力研究可用于制造固态加速度计的各种现象。人们已经演示了各种器件,而表面声波器件、硅器件和石英器件最成功。这些传感器体积小、坚固、可靠且具有捷联用途所需的特性。

下面讨论的很多器件都是概念研究的课题,就作者所知,它们还没有达到具体应用的阶段。因此,没有给出性能数据。

6.4.1 振动器件

振动器件是利用石英晶体技术的开环器件。常用的结构形式包括一对背靠背对称安装的石英晶体梁,每个梁支承一个检测质量块摆。图 6.4 给出了这种器件的示意图。

每个梁以自己的谐振频率振动。沿敏感轴没有加速度时,两梁以同样的谐振频率振动。当加速度加到敏感轴时,由于检测质量块的惯性反应,一梁受压而另一梁受拉。这样,受压的梁频率降低,而受拉的梁频率提高。其频率差可以测得且与所加的加速度成正比。

通过精心设计,与这种技术有关的一些误差常常可以降至最低。两梁的对称布置可以消除只用单梁时存在的多种误差。这种设计一般可以降低或消除的误差效应包

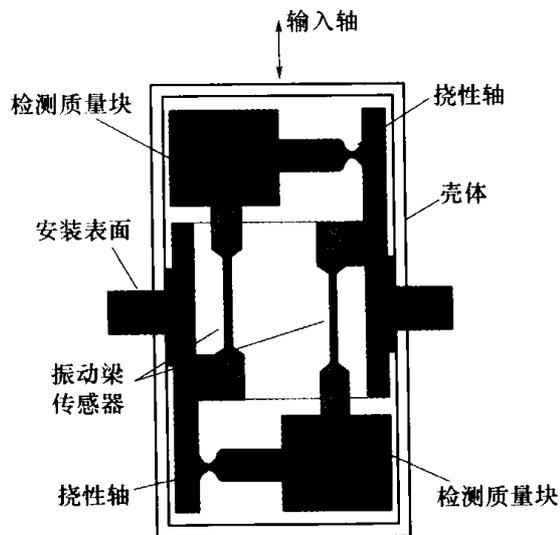


图 6.4 振动梁加速度计示意图

括:由温度变化和石英老化引起的梁标称频率的变化、不对称标度因数非线性、非等惯性误差和振摆效应。

其典型性能数据如下。

输入范围: $\pm 200g$ 。

标度因数稳定性: $\sim 100 \times 10^{-6}$ 。

标度因数非线性: $\sim 0.05\%$ (满量程)。

零偏: $0.1mg \sim 1mg$ 。

阈值: $< 10\mu g$ 。

带宽: $> 100Hz$ 。

6.4.2 表面声波加速度计

这是一种开环敏感器,其压电石英晶体悬臂梁上有一对表面声波谐振器电极^[5,6]。该梁一端刚性地连在壳体上,另一端带有检测质量块且可自由运动。如图 6.5 所示。利用一对金属电极交互数字阵列之间的正向激励,可产生一系列表面声波;其波长由金属电极(常称为叉指)之间的距离决定。

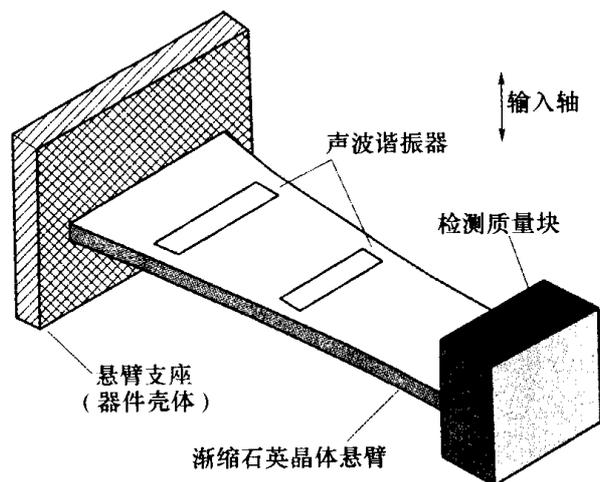


图 6.5 表面声波加速度计

当加速度加在垂直于悬臂梁平面时,该组件的惯性反应引起梁的弯曲。此时,梁的表面出现应变,而表面声波的频率变化与应变成比例。这一变化与基准频率的比较就是对沿敏感轴加速度的直接测量。

由同一梁上第二个振荡器产生基准信号可最大限度降低温度和其他时间因素的影响。确保基准信号频率与所用“敏感”频率稍有不同可以避免同步类影响。

其典型性能数据如下。

输入范围: $\pm 100g$ 。

标度因数稳定性: $0.1\% \sim 0.5\%$ 。

标度因数非线性: $< 0.1\%$ 。

零偏: $< 0.5mg$ 。

阈值: $1\mu g \sim 10\mu g$ 。

带宽: $\sim 400Hz$ 。

6.4.3 硅加速度计

在过去的十来年,一直进行着从硅制造加速度计的研究^[8,9]。作为一种材料,硅有很多其他材料没有的优点^[10]。它廉价、弹性好、没有磁性、强度重量比高、电气性能极好,元器件可通过扩散或表面沉淀来制造。另外,它可以用电气或化学刻蚀的方法做到精度很高的尺寸公差(微米级)。

有一种方案,微型加工技术用来在刻蚀的硅空腔内形成二氧化硅悬臂梁。悬臂梁的端部镀金,形成检测质量块,因而提高仪表的精度。悬臂梁的上表面镀了一层金属,形成电容器的一个板;硅基片形成电容器的另一个板,如图 6.6 所示。这种形式的加速度计既可以做成开环器件,也可以做成闭环器件。在开环模式,金属板之间的电容随悬臂梁的弯曲,即输入的加速度而变化。在闭环模式(图 6.6),有一对电极用来消除悬臂梁的弯曲。闭环模式能提高灵敏度。尽管这类器件精度不很高,但它们尺寸很小、很结实。

20 世纪 80 年代初,美国研制了一种单片加速度计。圆筒式检测质量块由单晶硅膜片支承;膜片铰接在一个塞维特(Cervit)框架上,如图 6.7 所示。该仪表为开环式,当有加速度时,用两端的差分电容传感器测量质量块的运动。材料要精心选择,以便提供热稳定的通路。这种仪表的主要问题包括:材料加工、实现标度因数线性和元器件黏结等方面的困难。目前还无法得到这种敏感器的性能数据。

另一种在研的硅加速度计带有频率敏感谐振系杆,系杆与一个硅检测质量块做成一体。这些系杆保持在机械谐振状态;根据不同的结构,谐振频率一般介于 40kHz ~ 100kHz。当沿敏感轴有加速度时,检测质量块在系杆产生应变,使输入的每单位 g 产生几十赫的频率变化。该频率变化基本上是可测的。图 6.8 给出了这种敏感器的示意图。

其典型性能数据如下。

输入范围: $\pm 100g$ 。

标度因数稳定性: 0.5% ~ 2%。

标度因数非线性: 0.1% ~ 0.4%。

零偏(带补偿): $< 25mg$ 。

阈值: $1\mu g \sim 10\mu g$ 。

带宽: $\sim 400Hz$ 。

在英国,有人研究了用热激励方法取代压电传感器来激励检测质量块。这种热激励

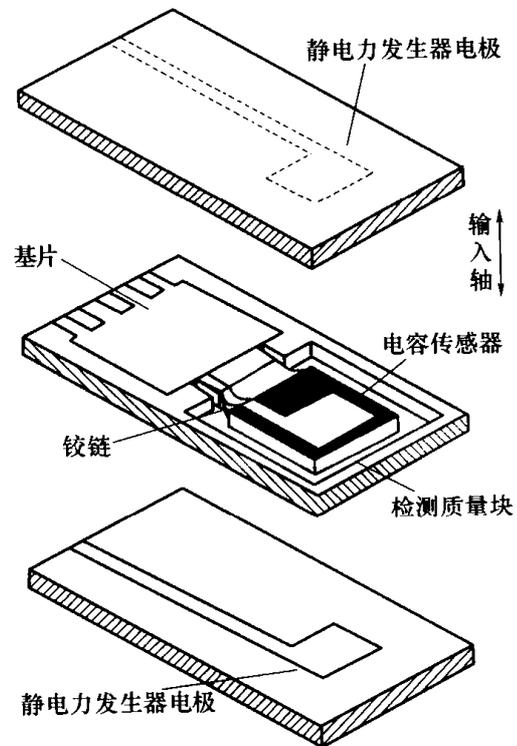


图 6.6 硅加速度计

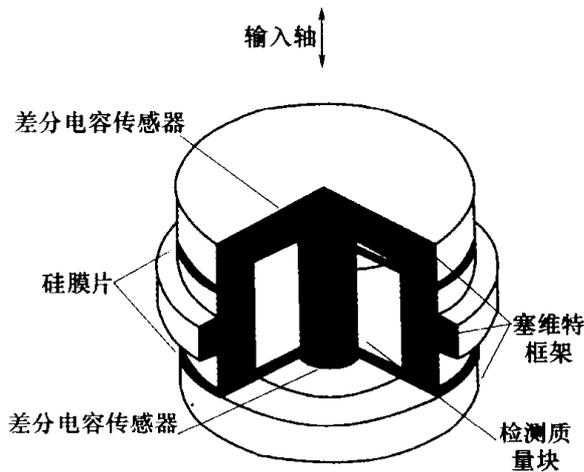


图 6.7 单片加速度计

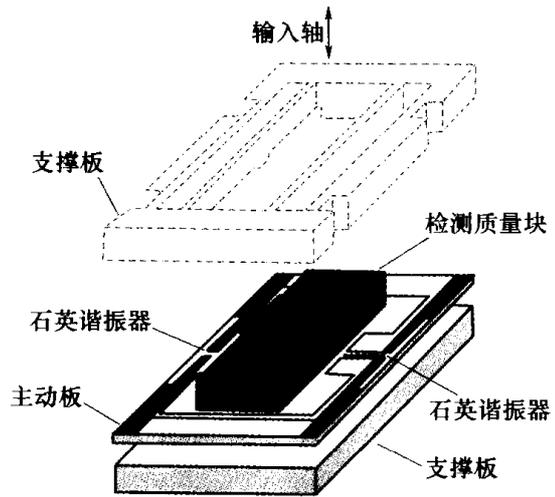


图 6.8 谐振硅加速度计

方法通过在系杆上沉淀一种双金属条(取代压电传感器)来实现。

通过在系杆上表面沉淀一个电阻器来形成双金属元件。给这个电阻负载施加一个电势差可在系杆上表面产生局部加热。这样,热表面相对于冷表面产生延伸,使系杆弯曲。如果交流电势加在了电阻负载上,局部加热就会出现周期性变化,上表面也会相对于下表面不断延伸和收缩(取决于电阻材料的加热周期)。选择所加电流的频率,使其与系杆的某一自然谐振频率一致。由于系杆的周期性弯曲,迫使检测质量块振荡(与前面描述的压电激励方法类似)。

每一驱动系杆上有第二个电阻器,用做检测振荡频率的检测器。它然后又被用做反馈信号,来改变输入交流电流的频率。驱动和控制电子部件也可在硅材料内形成。已经演示验证了品质因数超过 1000 的这种敏感器。

电阻材料在系杆上所产生的加热效应的变化可随交流驱动电流加一个合适的偏差来实现。这样,所加电势极性的变化使电阻材料的热效应按照这个输入电势的频率得到调制。

开发这种激励方法的动机是为了研制全硅敏感器。有几种在系杆上沉淀电阻加热元件的方法。其中的例子包括直接扩散渗杂和多晶硅沉淀。类似的方法也可用来形成检测器。

6.4.4 光纤加速度计

光纤元件在很多场合很有吸引力,因为光纤波导对电磁干扰有免疫力。一种类型的光纤敏感器在前面已经描述过,它与摆式加速度计的工作原理非常类似,只是光纤系统给出了另外一种读出形式。其他形式的光纤加速度计利用电磁辐射来检测元器件内的物理变化。

尽管光纤技术能给出非常精密的位置读数,但要确保这些物理变化与在已知方向上的加速度成比例关系仍是一个研制难题。

6.4.4.1 马赫—曾德尔(Mach-Zehnder)干涉型加速度计

马赫—曾德尔干涉仪^[11]用一条或两条光纤与作为敏感元件的惯性质量相连。当沿

光纤轴有加速度输入时,光纤的长度就会有一个小的变化,其变化与所加的加速度成比例。长度的变化可由干涉仪技术检测;干涉仪技术与前面描述的光纤陀螺类似。用两条光纤可使每一条光纤构成干涉仪的一个臂;结合光纤的温度变化补偿,使用零位消除方法可实现更高的灵敏度。另外,需要约束检测质量只能沿仪表的敏感轴方向运动。

图 6.9 给出了两种可能结构形式的敏感元件的示意图。

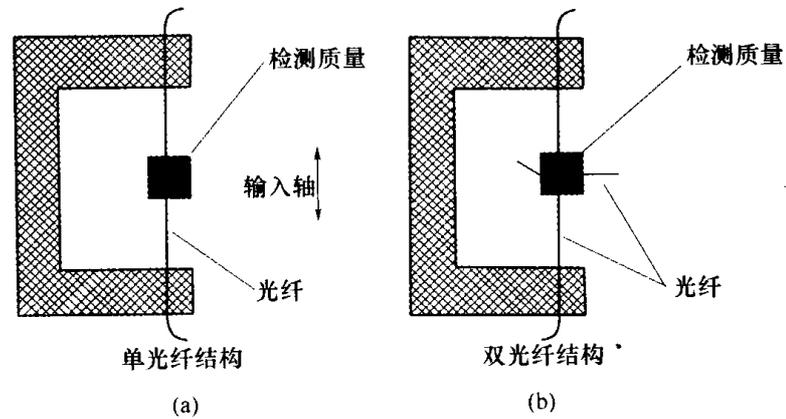


图 6.9 马赫—曾德尔干涉仪加速度计的敏感元件

把光纤绕在一个弹性构件(橡胶圆筒)上可形成灵敏度很高的加速度计感应元件。当加速度作用在感应元件上时,其尺寸发生变化,因而使干涉仪产生与输入加速度成比例的相位变化。器件的灵敏度与光纤的绕组匝数成正比。当器件工作在反馈模式时可获得最大灵敏度,如图 6.10 所示。分别检测干涉仪两路光束的强度,并在差分放大器内进行比较。该元件的输出信号可用于驱动压电器件,以消除感应元件变形引起的相位变化。差分放大器的输出与所加的加速度成正比。同样需要把元件的运动约束在沿器件的敏感轴方向上。其他的技术关注点是弹性构件的长期稳定性和不同热膨胀系数的影响。

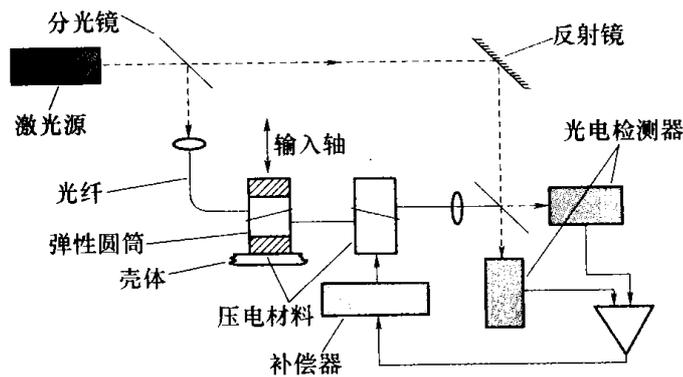


图 6.10 干涉仪加速度计

6.4.4.2 振动光纤加速度计

用一段单模光纤连在刚性结构的两个回转点之间并使其处于拉紧状态。使该结构振动,从而使光纤以基础频率振荡。如果没有外加加速度,其位移是对称的,且最大伸长出现在最大位移处;过中心线时是最松弛的状态。通过光纤的光以 $2f$ 和 f 的高阶偶数谐波作相位调制(f 是基础频率),但敏感元件在平行于振荡平面的方向感受到加速度时,光

纤的位移就不再对称。

此时通过光缆的光将以 f 和 f 的奇次谐波作相位调制。一阶和奇次谐波相位调制的幅值与输入的加速度成比例；其相对于驱动信号的相位取决于输入加速度的方向。这里同样也是利用光纤干涉仪方法来检测相位变化。要注意基础频率和设计的频率选择,以降低垂直加速度灵敏度的影响和环境振动的影响。图 6.11 示出了无输入加速度和有输入加速度时光纤的位移。

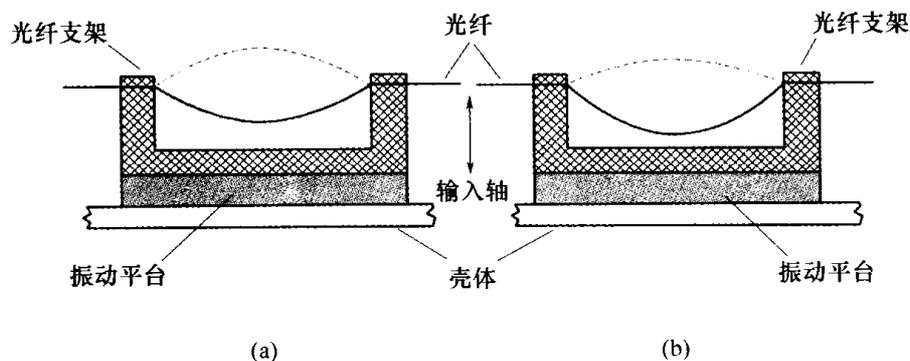


图 6.11 振动光纤加速度计的振荡模式

(a) 无加速度输入(对称变形); (b) 有加速度输入(不对称变形)。

可以利用“有损”多模光纤(微弯损失进行了最优化)构建一种幅值调制系统,如图6.11所示。在这种情况下,沿振动光纤的光,耦合进入围绕支点处光学心线的包层。这种情况发生,是由于光纤的弯曲减少了心线模和包层模之间的势垒。这种系统不需要用干涉仪确定输入加速度的量值,因为这种方法把器件从相位调制器转换为一个幅值调制器。

6.4.4.3 光弹性光纤加速度计

这种器件的敏感元件是一种双折射材料^[11]。用多模光纤将经过适当偏振处理的光,耦合进入敏感元件。当有加速度作用在光弹性材料时,通过它的光传输就会发生变化,这种变化与输入的加速度成比例。这种敏感器的研究还在继续。图 6.12 给出了一种工程方案的示意图。

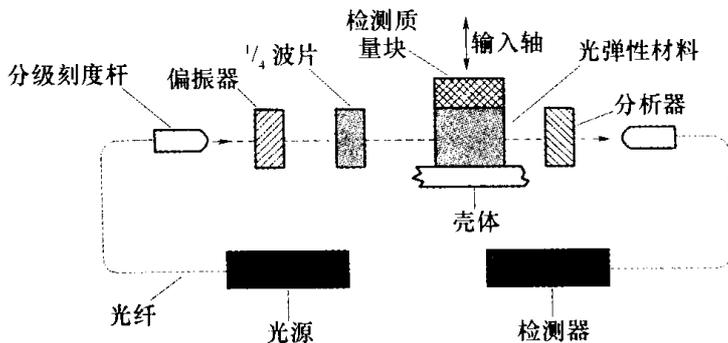


图 6.12 光弹性加速度计

6.4.4.4 布拉格(Bragg) 格栅光纤加速度计

美国和欧洲的丹麦微电子中心的研究工作演示了一种在光学波导中包含布拉格格

栅的加速度计。布拉格格栅的中心波长由格栅的特性决定,但温度变化、加在格栅的应变和压力变化都会使其发生变化^[12,13]。因此,当沿波导有加速度时,包含布拉格格栅的光学波导就会变形,沿波导传输的光的波长也会发生变化。波长的变化与输入的加速度成比例。这种变化很小,但可以利用光学干涉仪检测出来^[14]。

如果光学波导刚性地黏结在一个检测质量块上,输入加速度的作用还可以加强。图 6.13(a)给出了这种敏感器的结构示意图。需要注意的问题是,应确保检测质量块和光纤沿输入加速度的方向运动;当存在跨轴加速度时,它们不会发生偏转。这可利用图 6.13(b)中所示的导轨来完成。显然,应确保检测质量块的运动不会受到导轨的阻碍。性能数据还无法获得,但初步测量显示,这些器件的灵敏度在 μg 级。

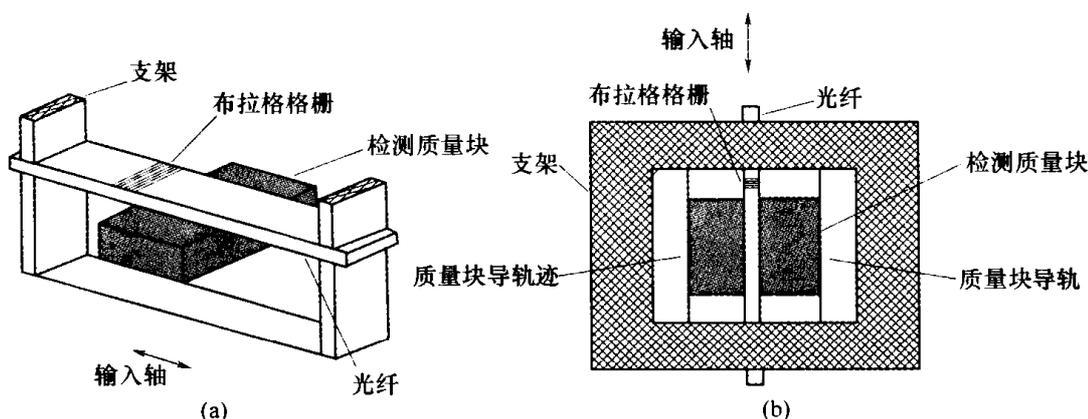


图 6.13 布拉格格栅光纤加速度计
(a) 结构示意图; (b) 截面图。

6.4.4.5 组合光纤敏感器

类似材料(如固态激光器、光电检测器和光纤)和通用制造方法的使用,有可能制造出一体化的器件,也就是用一个器件检测角速率和线加速度。每一敏感器单方面的工作原理前面的章节已有论述,这里不再重复。主要的问题涉及单个器件的集成和器件的共用。另外,还需要隔离某些特别的过程(如调制频率),以便把某些作用单独识别出来。

6.4.5 光学加速度计

这类敏感器的进展似乎不大。光学读出技术的价值已众所周知,特别是灵敏度的提高导致了分辨率和精度的提高。这类器件的分辨率可达 ng 级,对探测地震干扰或重力梯度很有价值。但这种加速度计的其他特性当然应该与这一性能相匹配,特别是输出信号的噪声。这一性能与 MEMS 隧道器件(7.4.4 节)不相上下,可共同竞争类似的用途。

涉及光纤加速度计和布拉格光纤器件的一些研究还在进行,这些器件的物理原理已在 6.4.4 节讨论。

利用光学微球测量输入加速度的器件已经进行了演示。在这种器件里,当微球向一个波导运动时,耦合进入一个光学谐振微球的光就会发生变化。

6.4.6 其他加速度敏感器

在过去的半个多世纪,人们为了测量加速度对很多物理作用进行了探索。为了本书

的完整性,下面将讨论其他两种有趣的方案。一般来说,这两种项目目前并不活跃,但如果相关技术取得重要进展,两者或其中之一有可能活跃起来。

6.4.6.1 固态铁电加速度计

这项研究主要想利用铁磁材料的压电光学效应和介电特性。希望建立输入加速度的量值与这种材料纤维内所产生的应变或压力之间的函数关系。但技术的限制还无法验证这种器件的可行性。

6.4.6.2 电解液加速度计

这是一种固态离子器件,它利用了外部加速度会使溶液的离子发生转移的现象。这种运动使电解质的电势发生变化,而电势的变化与输入加速度成很好的线性比例。但电解质对热很敏感。这种器件原是第二次世界大战期间德国导弹计划的一部分。

6.5 多功能敏感器

6.5.1 概述

本书前面的讨论已经表明,振动着的元件被转动或加速后,其谐振频率会发生变化。另一方面,悬臂压电材料可用做传感器,测量受力变形时通过“晶体”的电荷的变化。实施这些原理的做法,是把几个这样的元件相互之间以一定的方位进行安装。这使得一个敏感器既能产生沿某一轴的加速度信息,也能产生绕该轴的转动速率的信息。这类仪表常被叫做多功能敏感器。

多功能敏感器并不限于悬臂梁或振动梁技术。曾经谈到,一个机械陀螺如果其转子上有不平衡质量,当绕某一合适轴有加速度时,会发生偏移。利用这一现象,把3个两轴敏感器作为一组,与已知的质量不平衡合理配置,来构建一个惯性测量装置,它可以提供关于3个参考轴的线加速度和转动的信息。

多功能敏感器的应用具有独特的优点:减少了运载体所需的测量线性运动和转动的惯性器件数量。对某些敏感器类型来说,只需3个器件就能给出3个轴的所有惯性数据。然而,对每一轴来说,信息通常是混在一起的,需要在某种特别频率上(通常是组件的自转频率)进行分离。在有些应用场合,要想在多功能敏感器的加速度计和陀螺通道获取满意或相匹配的性能,可能会存在问题。另外一类问题是不同通道之间的交叉耦合(尽管精心设计可以使这一效应降至最小)。

6.5.2 转动器件

美国和英国对这类器件的研究始于19世纪70年代末。这类器件的工作原理是检测加在压电传感器上的动态输入(即力)的变化。器件安装在一个悬臂梁上(图6.14),可与一个转动元件刚性地连在一起。压电传感器产生一个与输入成比例的交流电信号。

转动多功能敏感器的两个主要构件是:

- (1) 转动组件。

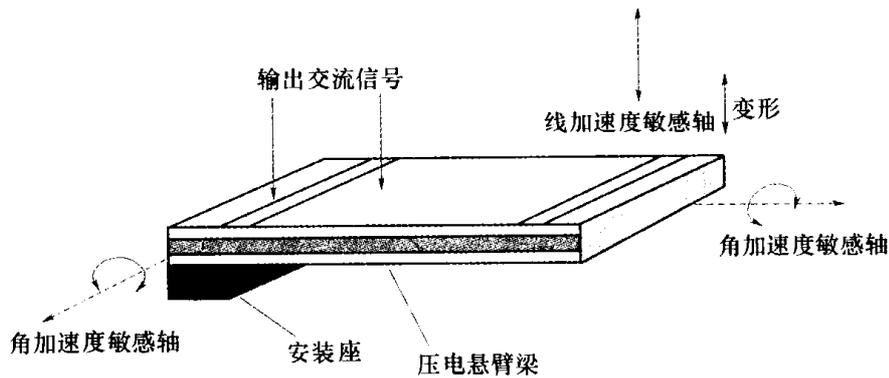


图 6.14 压电加速度计

(2) 压电传感器。

另外,还需要一套滑环把传感器的电信号传到壳体上的电气接头。

压电加速度计没有很低的阈值,也没有很好的逐日稳定特性。如果传感器仅在某一特定频率下工作,再用同步解调消除直流不确定性,这些缺陷可以降低。

一般来说,4个压电传感器作为悬臂梁刚性安装在转动组件上。传感器成对安装,每一对与另一对相互垂直并与转动构件的自转轴垂直,如图 6.15 所示。器件的构建和安装方式,应使一组传感器产生与角速率成比例的信号,而另一组产生与线加速度成比例的信号。

每一个敏感器由多层压电陶瓷构成。它们是非对称晶体铁电材料,有内在电偶极子。在极化状态,结构产生的任何应力会使偶极矩发生变化,而在电极之间产生电压。因此,这种材料能把机械能转换为电信号,反过来也一样。

一个静止的悬臂梁设置好以后,施加加速度会使它变形,并产生一个稳定的电压。可是,如果悬臂梁绕某一轴转动,当它转过 180° 时,变形就会发生在相反的方向,信号的极性就发生变化。如果悬臂梁连续转动,输出信号的电压就是正弦波,其频率就是转动频率,峰值电压与输入的加速度成比例。

如上所述,转动组件上通常安装两个同样的悬臂梁,它们的挠性轴与自转轴共线。

在这种结构里,这些敏感器检测垂直于自转轴的平面里的线加速度。这些转动梁产生一个抑制的载波调制自转频率信号,其峰值与输入加速度的幅值成比例。当这些敏感器检测到总的输入加速度时,幅值最大;当转到 90° 时,幅值最小。角速率的检测原理基于绕某一轴转动的弹性受限物体的陀螺特性。通常,转动组件上悬臂传感器的安装相差 180° ,这是为了同模消除和信号增强。这样安装后,这些传感器元件既用做惯性构件,也

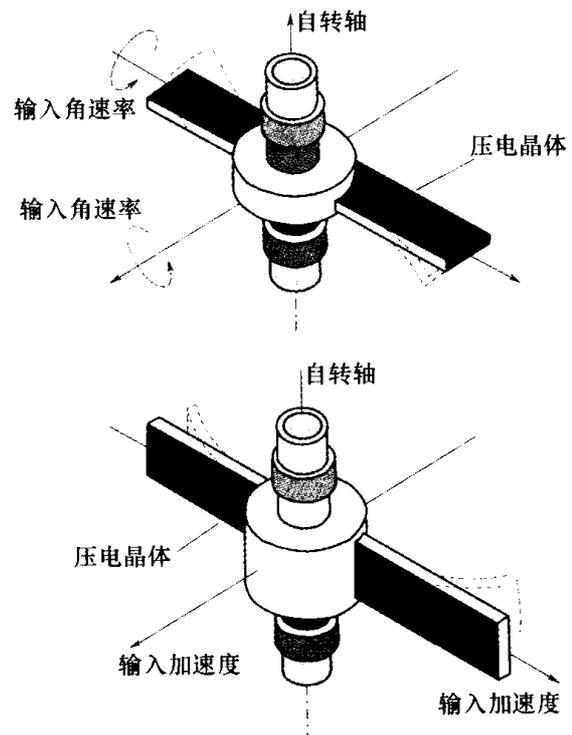


图 6.15 转动多功能传感器的工作原理

用做限制弹簧。

当角速率作用在自转组件垂直于自转轴的轴上时,转动传感器的角动量产生一个加力函数,使传感器弯曲。该加力函数是一个压缩的载频信号,以安装组件的自转频率进行调制。所产生的信号的幅值呈正弦变化,其大小与输入速率的大小成比例。输出信号的相位是这样的:当传感器与输入共线时,信号最大;离开最大信号 $1/4$ 圈时,电压最小。

显然,这种仪表可以检测垂直于自转轴的平面内沿两个轴的加速度。同样,它也可以检测垂直于自转轴的平面内两个轴的角速率。这样,只需安装两个敏感器(只要它们的自转轴不相互平行)就能检测 3 个轴的角速率数据和 3 个轴的线加速度数据。产生的第 4 个轴的冗余信息可用于系统检查。

这类敏感器都是开环器件,因此,与闭环敏感器(如悬浮速率积分陀螺)相比,标度因数特性要差一些。另外,随着压电晶体的老化,标度因数也会发生变化。但这些开环器件在测量高速率转动时,不损耗额外的能量,因而不散热。

这类敏感器能非常精确地测量角速率和线加速度。要想达到惯性导航的高精度要求,需要精心校准和性能优化;通常,温度补偿至关重要。目前,高精度的仪表尺寸都比较大:直径为 35mm,长度达 150mm。但这可以被它的一个优点抵消:一个敏感器能提供导航系统所需的 6 项测量信息中的 4 项。

为了限制某些误差源,需要精心选择某些元件。采用低噪声轴承能使耦合入晶体的噪声(产生背景信号)降至最小。滑环产生的噪声与压电信号同步,因而代表加速度或角速率的误差。敏感器的测量带宽取决于转动组件的自转速度。由于每周期至少需要两个读出数据才能确定一个正弦曲线,因此,转动组件的自转频率至少应是测量带宽的两倍。对高带宽的应用场合,这有可能使轴承产生高噪声,而使电子测量系统饱和。

温度的变化也会引起轴承噪声的变化,因为温度变化会引起轴承特性(如内部载荷、润滑剂的黏性)的变化。另外,温度变化还会改变用来分解加速度和角速率信号的参考电子部件的性能。这类似于标度因数误差。

其典型性能数据如下。

陀螺:

最大输入速率: $300^\circ/\text{s} \sim 400^\circ/\text{s}$ 。

与 g 无关的零偏: $1^\circ/\text{h} \sim 10^\circ/\text{h}$ 。

与 g 有关的零偏/质量不平衡零偏: $5^\circ/(\text{h} \cdot g) \sim 10^\circ/(\text{h} \cdot g)$ 。

非等弹性零偏: $0.1^\circ/(\text{h} \cdot g)^2 \sim 0.2^\circ/(\text{h} \cdot g)^2$ 。

标度因数稳定性: $0.1\% \sim 2\%$ 。

标度因数非线性: $0.03\% \sim 0.1\%$ 。

带宽: $60\text{Hz} \sim 100\text{Hz}$ 。

加速度计:

输入范围: $\pm 100g$ 。

标度因数稳定性: $0.1\% \sim 2\%$ 。

标度因数非线性: $0.03\% \sim 0.1\%$ 。

零偏: $1\text{mg} \sim 10\text{mg}$ 。

阈值: $1\mu\text{g} \sim 10\mu\text{g}$ 。

带宽： $>70\text{Hz}$ 。

最近研究的一个方案,是把转动的表面声波加速度计安装在一个共同轴上,而不是采用压电传感器。敏感器壳体的角速率和线加速度由成对安装在恒速转动物体上的表面声波加速度计作为悬臂梁来检测。当输入角速率或线加速度时,由于各种物理作用的影响(已在前面压电传感器里作了描述),悬臂梁发生变形,同时用类似的方法产生输出信号。

采用表面声波元件有多种好处,多种影响(如温度引起的零偏)可以得到补偿。可在同一个悬臂上使用两个表面声波振荡器来补偿各种影响(如 6.4.2 节所述)。另外,元件可直接产生数字输出并传给滑环,消除噪声对小信号的影响。然而,对这种敏感器的研究似乎并不活跃。

6.5.3 振动多功能敏感器

对这种敏感器的研究在美国最活跃。它是一种基于振动敏感器技术的单轴器件,能测量角速率和线加速度。这种敏感器利用加速度计(处于振动状态)所受的振荡复合向心加速度和与振荡线性速度有关的力来测量连续角速率。一般来说,这种器件的加速度计采用硅固态技术。

这种仪表的主要构件包括:

- (1) 一个加速度计;
- (2) 一个振动器(振动平台)。

其工作原理基本上与摆式加速度计相同,只是这种敏感器沿其铰链轴(枢轴)进行振动(图 6.16)。其结果是,振荡线性速度传给了摆。这样,加速度计就会以振动频率检测到复合向心加速度;该加速度与绕摆轴输入的角运动成比例。另外,加速度计还会测量沿其输入轴的任何线加速度。这种敏感器产生的电信号有一个与输入的线加速度成比例的直流量和一个频率为振动激励频率的交流信号。后者可经过解调产生一个与绕摆轴输入的转动速率成比例的信号。

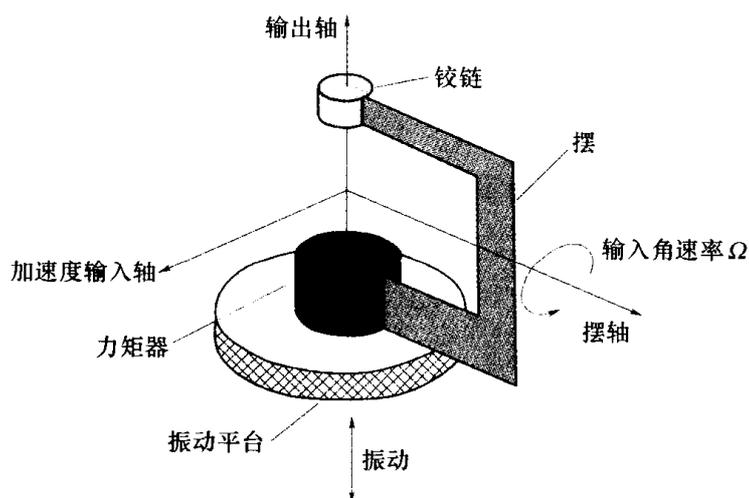


图 6.16 振动多功能敏感器的工作原理

在实际器件上,采用振梁技术的加速度计由压电晶体激励。一般来说,两个加速度计的振动相位相差 180° ,以形成共模抑制,防止振动频率下的随机输入干扰测量。

这种传感器由于取消了转动部件和轴承而具有很多优点。其缺点是,在用于角速率测量时,信噪比较小。有一些方案把3个加速度计以不同方位安装在一个平板上,使它们绕参考坐标轴的体对角线振动或颤动。使用共同的激励轴有多种优点,如可以消除敏感器之间的串扰和分辨误差。它还能共用电子电路,形成很紧凑的三轴惯性测量装置。

这类多功能敏感器预期的性能数据如下。

陀螺:

最大输入速率: $\pm 1000^\circ/\text{s}$ 。

与 g 无关的零偏: $5^\circ/\text{h} \sim 10^\circ/\text{h}$ 。

标度因数稳定性: $\sim 0.1\%$ 。

标度因数非线性: $\sim 0.05\%$ 。

带宽: $> 100\text{Hz}$ 。

加速度计:

输入范围: $\pm 200g$ 。

标度因数稳定性: $\sim 0.05\%$ 。

标度因数非线性: $< 0.1\%$ 。

阈值: $\sim 10\mu g$ 。

带宽: $> 100\text{Hz}$ 。

6.5.4 质量不平衡陀螺

角动量陀螺(如液浮速率积分陀螺和动力调谐陀螺)都是精密仪表,需要精心装配才能达到大部分应用场合所需的性能等级。在制造过程中,应特别注意确保自转转子或速率积分陀螺转子/浮子组合进行了准确平衡。在有垂直于速率积分陀螺浮子轴或垂直于动力调谐陀螺自转轴的线加速度时,任何质量不平衡都会诱导出一个力矩,使转子进动,产生错误的速率测量。但是,如果给这种陀螺引入一个已知数量的质量不平衡,除了可以检测角速率外,还有可能测量仪表经受的加速度。有关这种敏感器的大部分前沿性研究工作都在德国和美国进行,最近法国也在进行研究^[15]。

这一概念始于20世纪50年代,而且基于这个原理的仪表已生产很多年了。霍尼韦尔精密积分陀螺式加速度计(PIGA)就是一种这样的器件。英国的费伦梯(Ferranti)公司(现属于BAE系统公司)也研制了这种器件。PIGA的设计基于单轴悬浮陀螺,其转子相对于仪表的输出轴作摆动。一般来说,这种敏感器用于稳定平台。

最近,人们开始注重动力调谐陀螺的研制;其转子的悬挂中心相对于其重心稍有偏移。

偏移出现在电机驱动轴上,能使垂直于驱动轴的输入加速度(也就是与输入轴平行的加速度)产生力矩,使转子进动,如图6.17所示。和常规动力调谐陀螺一样,器件工作在力矩再平衡模式。但是,这种器件的传感器输出经反馈后消除了输入角速率和加速度引起的进动。

以力矩再平衡模式工作的理想两轴陀螺,其输入速率 ω_x 和 ω_y 与输入的力矩器力矩

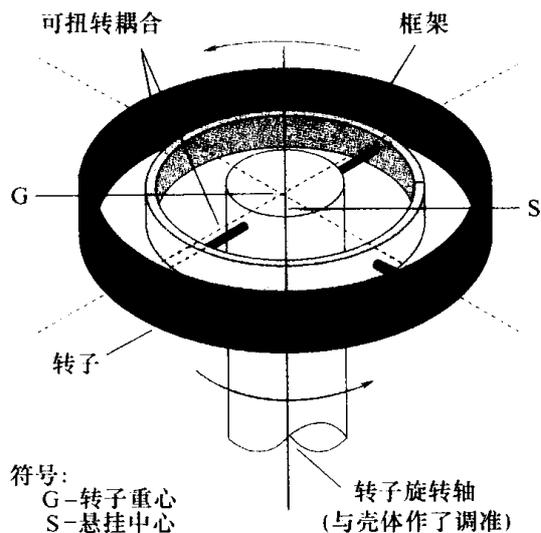


图 6.17 质量不平衡陀螺转子结构

M_x 和 M_y 有如下的稳态关系式:

$$\begin{cases} \omega_x = -\frac{M_y}{H} \\ \omega_y = \frac{M_x}{H} \end{cases} \quad (6.4)$$

式中: H 是转子的角动量。如果除了力矩器力矩以外, 还有转子悬挂不平衡引起的力矩, 则上述公式变成下面的式(6.5)。其中不平衡力矩与输入的加速度 a_x 和 a_y 成比例。

$$\begin{cases} \omega_x = -\frac{M_y + Ba_x}{H} \\ \omega_y = \frac{M_x - Ba_y}{H} \end{cases} \quad (6.5)$$

系数 B 是位移和转动惯量的函数。这里的位移指的是转子重心与其悬挂中心之间位移, 转动惯量指的是转子绕垂直于其自转轴的某一轴的转动惯量。重新整理公式(6.4), 使 $B/H = b$, 由单敏感器提供的测量值 m_1 和 m_2 可用下面的公式表示:

$$\begin{cases} m_1 = -\frac{M_y}{H} = \omega_x + ba_x \\ m_2 = \frac{M_x}{H} = \omega_y + ba_y \end{cases} \quad (6.6)$$

这样, 单个陀螺就能提供绕每一输入轴的角速率和沿每一输入轴的加速度的加权和。常数 b 称为质量不平衡系数, 单位是 $(^\circ)/(s \cdot g)$ 。 b 的选择取决于很多因素, 包括所需的陀螺测量范围和所在运载体的运动。

只要满足下列条件, 把 3 个这样的质量不平衡陀螺组合在一个惯性测量装置上, 就可以估算 3 个相互垂直方向上的角速率和线加速度:

- (1) 每一陀螺的质量不平衡系数相互不同;
- (2) 陀螺的自转轴不在同一个平面内。

采用动力调谐陀螺的常规捷联系统会需要两个这样的陀螺和 3 个加速度计。因此,

人们很容易建议用另外一个陀螺取代 3 个加速度计, 形成一个质量不平衡的“导航”系统。这种系统的好处是所有敏感器都使用相同的再平衡回路电子部件, 且能充分利用每一输入轴的信息。潜在的缺点包括: 与常规系统相比动态范围减小、计算复杂性增大(需要提取单独的角速率和线加速度的估算值)。另外, 这些量值之间的有可能产生额外的交叉耦合。

对质量不平衡系统的零偏、标度因数和交叉耦合误差等效应的分析表明, 每一误差项都会对角速率和线加速度的估值产生误差。而后者的误差是质量不平衡系数 b 的函数。例如, 在一个正交系统中, 两个陀螺的质量不平衡系数相同但符号相反, 第三个陀螺的系数为零。其速率和加速度估值误差 $\delta\omega$ 和 δa 的一般形式由下列矩阵表示:

$$\begin{bmatrix} \delta\omega \\ \vdots \\ \delta a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_f \\ \vdots \\ B_f \\ \frac{B_f}{b} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S & \cdots & bS + B_g \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{S}{b} & \cdots & S + \frac{B_g}{b} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega \\ \vdots \\ a \end{bmatrix} \quad (6.7)$$

式中: B_f 是固定零偏; B_g 是与 g 有关的零偏或质量不平衡系数的不确定性; S 是包含标度因数误差和交叉耦合项的矩阵; a 是输入的线加速度; ω 是输入的角速率。

这种器件在实验室的初步试验表明, 角速率和加速度可达到的测量精度分别远小于 $100^\circ/\text{h}$ 和小于 10mg , 标度因数误差小于 10^{-3} 。加速度测量误差在很大程度上来自轴向不平衡因数, 一般认为在 $5^\circ/(\text{h} \cdot \text{g})$ 范围。除了单独使用陀螺和加速度计时产生的通常的零偏和标度因数误差外, 质量不平衡系统还会在速率和加速度估值之间产生额外的交叉耦合。

6.6 角加速度计

这种形式的惯性敏感器提供了一种检测转动的手段。传统上, 非陀螺转动敏感器利用一个由轴承支撑的平衡质量块, 产生一个与所加角加速度成比例的力矩。当该质量块受到弹簧的约束时, 角位移就是对角加速度的测量。

角加速度计技术已取得重要进展。现在可以制造小型、紧凑、坚固、精确的敏感器并应用于多种场合。这类器件根据结构不同, 可以工作在开环或闭环模式。

6.6.1 液体转子角加速度计

最近, 这类仪表在美国的研制取得了进展, 它从一个笨重、娇贵的器件变成了一个体积小、重量轻的敏感器。和老式设计比起来, 现代器件具有随时可用、坚固、能耗降低、灵敏度提高等特点, 而且取消了转动元件。

图 6.18 给出了液体转子角加速度计的示意图。

这种充液敏感器有一个内含液体(如硅油或速率积分陀螺用的高密度液体)的环形管。液体构成敏感器的检测质量块。环形管由一个圆片阻挡, 圆片与一个运动的电流计相连, 环形管支撑在宝石和枢轴轴承上。这种结构构成了一种伺服力矩发生器。

绕环形管的轴施加一个角加速度会使环形管加速而使惯性质量留下。但圆片会带动液体一起随壳体运动, 而圆片也会受到液体的反作用。这一运动经位置感应机构检测并反馈给电流计力矩器, 后者提供使液体随壳体一起加速所需的力矩。这个反馈信号的

大小与作用在输入轴的角加速度成正比。

这类系统有很好的灵活性,因为其电子增益可以设置,以便为任何给定的圆片位移产生全量程的偏转。其他各种参数,如环形管的截面积、直径、感应面积及液体密度,都可以单独选择,以产生所需的频率响应和灵敏度。

这种传感器的一个共同问题,是温度变化和热梯度的影响,它们对线加速度会产生非线性响应和非线性灵敏度。环境温度的变化可以用体积补偿器来纠正。但需要进行精心设计和热屏蔽,以避免使仪表产生热梯度。

其典型性能数据如下。

输入加速度:达 50rad/s^2 。

标度因数非线性: $\sim 0.1\%$ (满量程)。

零偏: $\sim 0.00\text{rad/s}^2$ 。

零偏温度系数: $\sim 0.0005\text{rad}/(\text{s}^2 \cdot ^\circ\text{C})$ 。

阈值: $\sim 0.005\%$ (满量程)。

带宽:达 60Hz 。

6.6.2 气体转子角加速度计

这种角加速度计的设计与液体转子角加速度计有些类似。只是在这种器件里,一个单管里含有高密度的高压气体,管的端部连有一个压力传感器。一般来说,这种器件工作在开环模式。

当转动加在垂直于充气管平面的轴上时,管与气体之间产生相对运动。这种运动由压力传感器检测;压力传感器在管路内形成一个障碍物,防止气体自由运动。

气体转子产生的压力通常很小,一般在 $10\text{Pa} \sim 100\text{Pa}$ 范围。因此,压力传感器必须有很高的灵敏度。另外,压力传感器必须给系统提供一定的刚度,以使仪表产生所需的动态特性。压力传感器与置于两个圆形电极之间的导电膜片一起,就可构成检测气体运动的简单设计。在这种情况下,当气体运动使膜片两侧产生压力差时,膜片的位移使膜片与电极之间产生电容变化。也可以使用精度更高的压力传感器,但价格更贵一些。

充气管可以做成任何形状,但螺线形最常见。管内产生的压力与螺线管半径的均值、圈数、气体密度以及输入加速度成比例。直径约 40mm 、螺线有几十圈的设计已成功地进行了演示。需要在管内设置约束,为气体的运动提供阻尼。

图 6.19 给出了气体转子角加速度计的示意图。

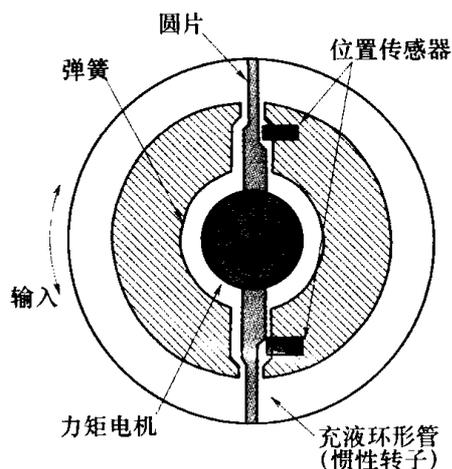


图 6.18 液体转子角加速度计示意图

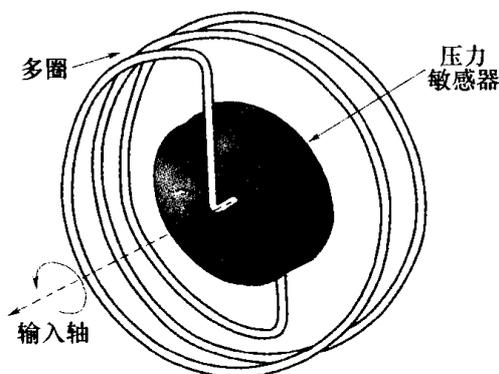


图 6.19 气体转子角加速度计示意图

和液体转子的情况一样,沿敏感器的温度梯度应加以避免。另外,需要对电极和元件进行屏蔽,避免杂散电容干扰输出信号。

从本质上说,这种设计非常坚固,且成本低、寿命长。然而,与液体转子器件比起来,这种器件目前似乎没有什么研制活动。

6.7 倾斜仪

倾斜仪是一种能够检测倾斜度的重力基准器件。这种仪表本质上是一种特殊构造的线加速度计,但其测量的最大加速度能力较低。加速度计的输出经过处理,通常给出一个与倾斜角成正比的直流电压。倾斜仪主要用于目标截获系统和火控系统的平台调平以及惯性元件的测试。

6.8 加速度计和多功能敏感器技术小结

很多不同的惯性敏感器可用于检测“加速”力的大小。这些敏感器有不同的类型和设计形式。本章的讨论包括了采用经典摆式原理的机械敏感器和现代的固态器件。一般来说,所有这些仪表都能用于捷联系统,而且给出的精度范围介于几十 μg 到几分之一 g 之间。

根据摆的铰链机构的不同选择,机械加速度计有各种不同的形式。这些敏感器可以充入液体,以改善摆的运动阻尼。通过力反馈方法,摆位移可以限制在很小的范围内,以实现较高的精度。此外,敏感器也可以工作在开环模式。

固态技术提供了用于制造小型、可靠、相对廉价的仪表的各种方法。本章讨论了多种方法,包括采用光纤、振动器件、表面声波器件和硅材料。这类敏感器一般工作在开环模式,但有些设计也可以采用闭环方法。在闭环模式,“检测质量块”的位移一般不是被返回“零”位,而是消除观测到的效应(如频率变化、或谐振状态的改变)。

各种加速度计的典型性能^①列于表 6.1。

表 6.1 各种加速计的典型性能

特 性	加速度计类型				
	力反馈摆式	振动光纤	振动石英	表面声波	硅
输入范围/ g	± 100	± 20	± 200	± 100	± 100
标度因数稳定性/%	0.1	0.001	0.01	0.1 ~ 0.5	0.5 ~ 2
标度因数非线性(%满量程)	0.05	0.05	0.05	<0.1	0.1 ~ 0.4
固定零偏/ mg	0.1 ~ 10	1	0.1 ~ 1	<0.5	<25
阈值/ μg	10	1	<10	1 ~ 10	1 ~ 10
带宽/Hz	400	100	400	400	400

① 这些是所列参数的典型值。在很多情况下,给出的值可以改善。但一般一个器件内不可能使所有的值都是最佳。这些值只用做一般参考。

需要说明的是,利用力反馈器件可以显著提高性能。现在已经能够制造检测加速度小到几 μg 的精密器件,其标度因数稳定性为 $10^{-5}\%$ 。但这种仪表通常不能用于测量 $\pm 100g$ 的加速度。

自 20 世纪 80 年代以来,多功能敏感器的研制取得了重要进展;它使得一个简单仪表能够检测关于两个轴的线运动和转动。这类敏感器在未来会有很多重要的用途。

最后,在角加速度计的先进制造方面也取得了进展;它在某些应用场合可以取代陀螺。利用液体环形转子来检测输入的运动,可以制造出小型、灵敏、结实、可靠的角加速度计。

图 6.20 示出了为近期加速度测量研制的惯性器件的性能。

我们相信,高精度加速度计的应用场合会继续引入机械敏感器,同时会考虑谐振器件。而在其他领域,MEMS 敏感器(见第 7 章)将会得到最广泛的应用。

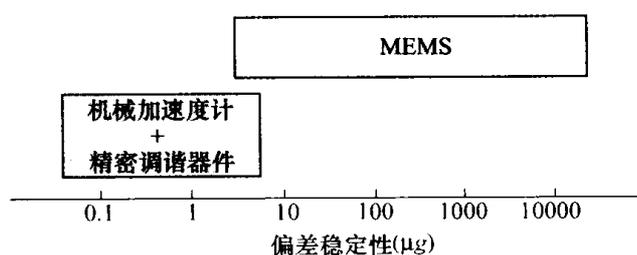


图 6.20 近期加速度计性能小结

参考文献

- 1 McLAREN, I. : 'Open and closed loop accelerometers'. AGARD, Agardograph No. 160,6,1974
- 2 SMITHSON, T. G. : 'A review of the mechanical design and development of a high performance accelerometer'. Proceedings I. Mech. E., *Mechanical Technology of Inertial Sensors*, C49/87, 1987
- 3 SCHULER, A. R., GRAMMATIKOS, A., and FEGBY, K. A. : 'Measuring rotational motion with linear accelerometers', *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1967, AES-3(3), p. 465
- 4 NEWMAN, F. H., and SEARLE, V. H. L. : 'The general properties of matter' (Edward Arnold, 1963)
- 5 PARKER, D. F., and MAUGIN, G. A. (Eds) : 'Recent developments in surface acoustic waves' (Springer Verlag, 1988)
- 6 ACHENBACH, J. D. : 'Wave propagation in electric solids' (North-Holland, 1973)
- 7 INTERNATIONAL SPECIALIST SEMINAR : 'Component performance and system applications of surface acoustic wave devices'. Proceedings, *Institution of Electrical and Electronic Engineers*, 1973
- 8 BARTH, P. W. : 'Silicon sensors meet integrated circuits', *IEE Spectrum*, 1981, 9, p. 33
- 9 MIDDLEHOEK, S., and AUDET, S. A. : 'Silicon sensors' (Academic Press, 1989)
- 10 PETERSEN, K. E. : 'Silicon as a mechanical material'. *Proceedings IEEE*, 1982, 70(5), pp. 420-457
- 11 YOUNG, M. : 'Optics and lasers' (Springer Verlag, 1992)
- 12 LUCKOSZ, W. : 'Integrated optical nanomechanical devices as modulators, switches, and as tunable frequency filters, and as acoustical sensors'. *SPIE*, 1973, *Integrated Optics and Microstructures*, 1992
- 13 MOREY, W. W. : 'Distributed fibre grating sensors'. Proceedings *OFS'90*, 1990, pp. 285-289
- 14 KERSEY, A. D., BERKOFF, T. A., and MORSEY, W. W. : 'Fibre-grating based strain sensor with phase sensitive detection'. Proceedings 1st European Conference on *Smart structures and materials*, 1992, pp. 61-62
- 15 MICHELIN, J. L., and MASSON, P. : 'Strapdown inertial systems for tactical missiles using mass unbalanced two-axis rate gyros'. AGARD Lecture Series No. 133, 1984

第 7 章 微型惯性敏感器

7.1 概 述

需要用低成本敏感器测量加速度和角运动的新应用极大地刺激了微型加工机电系统敏感器(简称微型敏感器)的发展。典型的现代应用之一是在交通工具(如汽车)上使用惯性敏感器,第 15 章中指出了这些器件在这一应用和其他许多实例中的使用程度。

微型器件是过去 25 年惯性敏感器最可喜的发展之一。这些器件克服了阻碍着许多潜在应用中采用惯性系统的众多障碍,尤其是成本、尺寸和功耗成为制约因素的那些应用。对传统惯性仪表的设计和制造,在价值工程和自动化等方面付出了许多努力,并取得了显著成功,但成本仍然很高,主要原因是:

- (1) 零件数量多;
- (2) 许多零件要求高精度公差;
- (3) 复杂和精密的装配技术;
- (4) 精确的测试、特性表征和标定。

用硅作为基片材料制造元件是基本途径,可克服上述的传统机械敏感器涉及的许多问题。这一点归纳在图 7.1 中。此外,可以认为这是在芯片上做敏感器件,并可预期不久即可在芯片上实现精密惯性测量装置敏感器。这将使惯性导航系统(带 GPS 辅助导航)的成本低于 1000 美元。

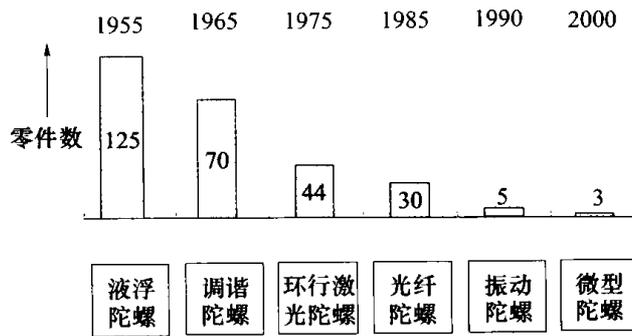


图 7.1 零件数量减少趋势

微型敏感器工艺直接利用集成电路电子工业所用的化学蚀刻和批处理技术。电子工业建立的“加工硅”精密技术一直都用于制造采用硅或石英的极小机械构件。通过采用平面壁蚀刻已使微型加工技术获得了特别的进展。造出的固态敏感器的性能是:

- (1) 尺寸小;
- (2) 质量轻;
- (3) 结构牢固;
- (4) 功耗低;

- (5) 启动时间短;
- (6) 生产成本低廉(大批量时);
- (7) 可靠性高;
- (8) 维护量少;
- (9) 适于在恶劣环境中使用。

这些性能为工程师提供了前所未有的设计灵活性。结果是军用和民用的应用激增,它们都采用这些器件,其中一些应用在第 15 章讨论。

硅的高精度复现元件的特性是将这种敏感器工艺从研究器件向实用的批量生产敏感器转变的关键突破。但是减小敏感元件的尺寸加大了获得良好测量性能和高分辨力的难度。一般来说,尺寸的减小导致灵敏度/标度因数的降低和噪声的增大。此外,还有热敏感度问题,例如,硅的弹性模量随温度的变化大约是 $100 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ 。

尽管有众多限制,性能分别接近 $1^{\circ}/\text{h}$ 和 $50\mu\text{g} \sim 100\mu\text{g}$ 的低成本微型陀螺和加速度计可望在今后几年内进入实际应用。实现微型器件高性能的重要原因之一是能够对这些敏感器呈现出的系统误差进行综合补偿,且补偿可实时进行。综合深度补偿方法依赖于深入认识各类敏感器的误差机理和基本特性,且这种补偿必须包含在实现惯性测量装置级补偿的卡尔曼滤波器的设计中。

此外,最新研究对敏感元件工艺的物理特性以及与这些器件所用的相关电子技术之间的相互作用有了更深的了解。这些进展连同完善的补偿技术使得测量精度急剧提高。过去 10 年表明,技术已达到使最高质量器件的测量精度接近惯性级敏感器的水平,即:

- (1) 微型陀螺的角速率测量精度为 $0.01^{\circ}/\text{h}$;
- (2) 微型加速度计对比力的测量精度优于 1mg 。

因此具有增强性能的这些器件完全可以在 10 年内取代许多战术应用中的环形激光陀螺和光纤陀螺。

微型传感器的最初发展主要是为了生产小型加速度计,对其系统和性能的要求是汽车工业提出的。结果是微型加速度计技术最先达到成熟水平,相当数量的传感器已获商业应用。

与之相反,类似的角度测量传感器的发展缺少激励,因而最初此类器件的商业应用出现得很缓慢。后来微型陀螺传感器的研制已成为欧洲和美国工业和研究机构重点探索和发展的课题,近年来低成本但性能较低的传感器的广泛应用达到了顶峰。过去和今后的研究工作一直集中在两个方面:一是器件的物理性质;二是批处理技术的优化,以满足大批量生产和低费效比制造的需求。

20 世纪的最后 10 年期间,有许多原因尤其是平面壁蚀刻技术使敏感器性能显著提高。这是深入认识到几何结构及其尺寸、电子学及封装对器件的最终性能和可靠性的影响的直接结果。此外,在单一芯片上集成所有敏感器方面的投资一直很大,这导致了許多系统的产生,并提高了性能。

因此,这些微小型器件就是未来的敏感器,理由它们是以固态结构为基础的,通过精心设计采用很少的元件,因而可能成为惯性敏感器工艺长期追求的目标。结果是近年来惯性敏感器工艺发展毫无例外地都集中在微型器件的发展和完善上。

将来进一步增强性能大概也有类似趋势。将来的小型传感器很可能建立在微型光机电系统(MOEMS)基础上。现在还没有关于带有光读出端的 MOEMS 器件制造工艺的报道。

本章将总结微型加工机电系统工艺的进展,此工艺与设计用于测量转动和线加速度的传感器有关。本章还将讨论这些器件的工作原理,预测其未来的技术性能。

7.2 硅加工

用硅制造敏感元件是很有吸引力的,因为采用半导体电子工业芯片加工技术是一条降低成本的成熟思路。该工业已找到了高产出、大批量生产精密廉价元件十分健全有效的方法。结晶硅的机械性能也很有趣,它的断裂极限为 7GPa,这超过了许多合金钢,其密度又比较低,仅为 2390kg/m^3 。因此用于这种用途时结晶硅很坚固和理想。

过去三四十年内,出现和完善了许多制造技术。主要集中在快速准确的蚀刻方法,而不用锯、劈和锉等机械方法。现代方法使元件表面平整无下凹。高效率的化学“加工”方法很有吸引力,可快速生产无应力元件,而且这种技术能够生产公差极小、相同尺寸和特性的多种元件。

硅加工引出了成熟的成形过程。有可能将制造过程简化为三层掩膜。例如, $100\mu\text{m}$ 芯片具有第一层掩膜图形的沉积氧化物层和第二层掩膜图形的溅附沉积金属层,最后再旋压上具有第三层掩膜图形的光刻胶,以便经深槽蚀刻技术形成谐振器结构形状。蚀刻处理后,去掉光刻胶,留下谐振器芯片。

谐振器硅片被黏结到预先成形的玻璃芯片上,再切割成小块得到单个的敏感元件。这种成形技术不需要传统工艺所需的谐振器与周围材料之间留有的小缝隙,于是与静摩擦相关的问题就不突出了。另外,对于诸如仅在一个平面上振动的环形谐振器来说,硅加工全是平面的,因而避免了多层加工。

比较研究表明,采用厚度为 $50\mu\text{m} \sim 100\mu\text{m}$ 的敏感元件可获得最佳的陀螺性能。人们认为,需要对先进微机械加工工艺不断改进,以生产更厚的多种三维零件,这些零件对整个结构的公差要求不太严格,这样可降低敏感器的成本。

除了结晶硅,另外一种合适的材料是石英。后面章节中将讨论石英用做微型惯性敏感器件的基底材料。

7.3 微型陀螺技术

7.3.1 概述

微型陀螺的工作原理与第 4 章叙述的振动式陀螺很相似。但这里还是要按微型陀螺内容叙述一下。

微型陀螺是非旋转器件,它利用哥氏加速度对振动质量检测块的作用来检测惯性转动。这样的敏感器靠检测作用在质量块上的力而工作,质量块在参考系内线性振动,参考系统与线性运动轴相垂直的轴转动。结果产生的哥氏力的方向既垂直于振动轴,又垂

直于转动轴,如图 7.2 所示。

基于这一原理的许多实际敏感器结构通常属于第 4 章讨论过的以下 3 类之一:

- (1) 简单振荡器;
- (2) 平衡振荡器(调谐音叉陀螺);
- (3) 壳式谐振器(酒杯,圆筒,环形振荡器)。

图 7.3 以草图形式示出了这 3 种角敏感器。

简单振荡器构成了最基本的一类振动陀螺;基于这种振荡器的器件可用单个振动质量块模型表示。这种设计的主要缺陷是由于机械不平衡引起的,这将导致振动轴与输出轴(即测量轴)之间的附加耦合,以及敏感外部振动及振动元件与仪表安装构件之间的相互作用。后者由敏感器壳体施加给振动元件的反作用力引起。此类设计中比较成功的敏感器之一是第 4 章 4.4.8 节所述的振动弦敏感器。

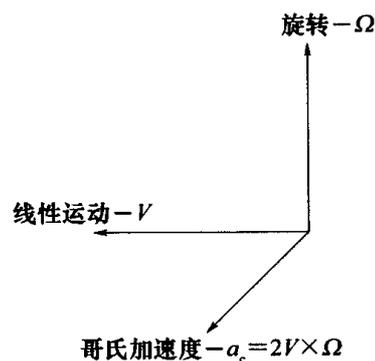


图 7.2 哥氏力的形成

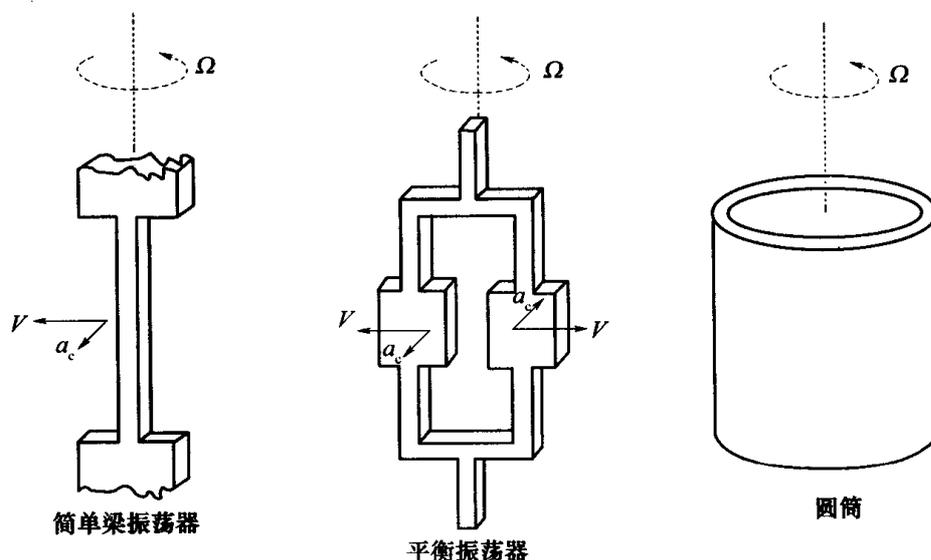


图 7.3 微型振荡器分类

采用平衡振荡器可大部分克服简单振荡器敏感外部振动的问题。过去多年来已得到相当受重视的此类器件是调谐音叉陀螺(TFG),基于这一原理的一种微型敏感器已采用了石英或硅构件。正如本章后面要讨论的,近年来正是基于 TFG 原理的发展导致了显著的性能改进。

第三种此类敏感器是振动壳或环形器件,它相对转动轴是对称的。此类敏感器包括酒杯式陀螺和基于振动圆筒或环的器件。这种器件很容易做到高精度。

基于振动环结构的微型器件已经实现。这种环的挠性振动分为两种模态:共面的与非共面的。它们以相互夹角为 $90/p$ 度的筒并对的形式出现,其中 p 是模态直径。现有器件都利用平面模态间的哥氏耦合来测量绕与环平面垂直轴的角速率。一种模态维持等幅振动。电磁的、静电的和压电的许多方法都可能激励载波模态。

这种敏感器的振动特性远比前述较简单的单一质量块或平衡振荡器器件复杂。但这种器件对外来振动及振动元件与其安装构件间相互作用的影响不太敏感。

如上所述,作为微机电系统发展焦点的振动型敏感器都是以调谐音叉陀螺和振动环器件原理为基础的。下面几节描述这方面工艺发展的几个例子。

7.3.2 调谐音叉微型陀螺

7.3.2.1 硅敏感器

美国德雷珀实验室一直都是发展先进性能硅调谐音叉陀螺的焦点单位。1992年,工程师团队已成功地完成了哥氏振动陀螺,采用了微机电系统工艺,即利用来自电子工业并经适应性改进的硅芯片光刻和化学蚀刻工艺。自那时起,工艺在不断发展,所生产陀螺的运行零偏的稳定度在军用温度范围内为 $3^{\circ}/\text{h} \sim 10^{\circ}/\text{h}$,采用深度补偿技术时在受控环境温度内,此值减小到每小时 0.1° 。可以预期今后5年内性能将进一步显著改进。

这种发展大多朝向军事应用,推动了对更高性能器件的需求,但也授权用于民用开发。此工艺有助于大批量、低成本(每轴10美元)生产,因而更适用于要求普通性能的场所。近期的最大用户是汽车工业,主要是用于防滑制动、操纵控制、滚动检测和地图导航显示的各种陀螺。

1. 工作原理

图7.4所示的德雷珀微机电陀螺包含一个悬挂在玻璃基片之上的硅构件。硅构件含有两个由一系列梁悬挂着的质量块,这些梁在特定点上连接到基片上。通过加到外梳齿电机上的驱动电压使这两个质量块振荡时相位相差 180° 。这一特性把敏感器归入调谐音叉陀螺,参见第4.4节。

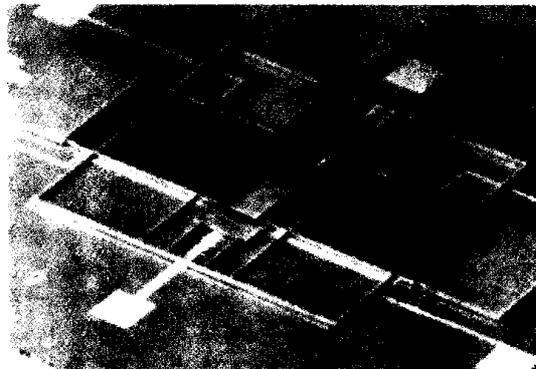


图7.4 梳齿驱动调谐音叉微型陀螺(德雷珀实验室公司图片)

在绕与质量块速度矢量垂直的输入轴上施加角速率将引起哥氏力,它推动质量块进入和跳出振荡平面。由于相关质量块的瞬时速度矢量大小相等、方向相反,将引起反平行移动以响应哥氏力。最终的运动由两个质量块的上、下电容板测量,给出的信号与施加的输入速率成比例。图7.5以草图形式示出了陀螺的工作元件。

图7.6还示出了一个简化草图以进一步说明工作原理。图7.6中示出了当器件绕其输入轴转动时质量检测块的振动方向。

这种器件也被称为平面式敏感器件^①,用硼硅酸耐热玻璃上的单晶硅制成,质量检测

^① 定义“共面”和“非共面”器件的含义时应十分小心。“共面”指敏感器敏感轴的取向与敏感元件平面平行。应注意的是引起的敏感元件哥氏运动与器件平面垂直(非共面)。

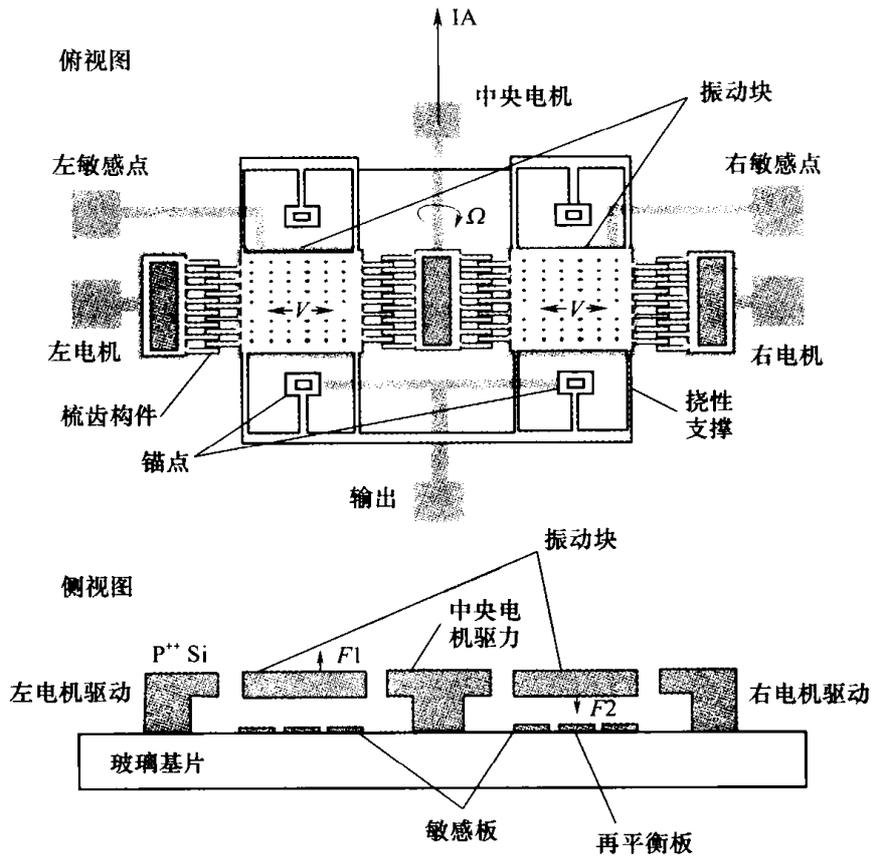


图 7.5 调谐音叉微型陀螺的工作元件(德雷珀实验室公司资料)

块元件的尺寸为 $1000\mu\text{m} \times 1000\mu\text{m} \times 20\mu\text{m}$ 。工作频率约为 12kHz ，加给质量检测块的运动幅度最大为 $10\mu\text{m}$ 。传感器靠静电驱动，采用电容式传感器测量检测质量块的移动输出。

为了了解微型陀螺的测量精度，给出了以下数值。对于典型器件， 1rad/s 的输入将产生大约 $9 \times 10^{-8}\text{N}$ 的哥氏力，沿敏感轴移动的最大值为 10^{-9}m ，电容值最大变化为 3aF (aF 为微微法， $1\text{aF} = 10^{-18}\text{F}$)，产生 15000 个 ~ 65000 个电子电荷。

就所有陀螺而言，用于驱动和控制敏感器的电子线路是一个关键的子系统。此“元件”需要认真进行最佳化以便给出稳定和可重复的输出，从而获得良好和可靠的性能。对于此处所述的特定器件来说，驱动电机回路和敏感电子线路特别重要。驱动电机回路含有自驱动振荡器，用于提供电压，以产生使每个质量检测块移动的静电力。此移动被敏感和控制，以维持驱动的大小不变。用高灵敏度的电容式传感器完成对哥氏力所感应的移动的探测。前置放大器

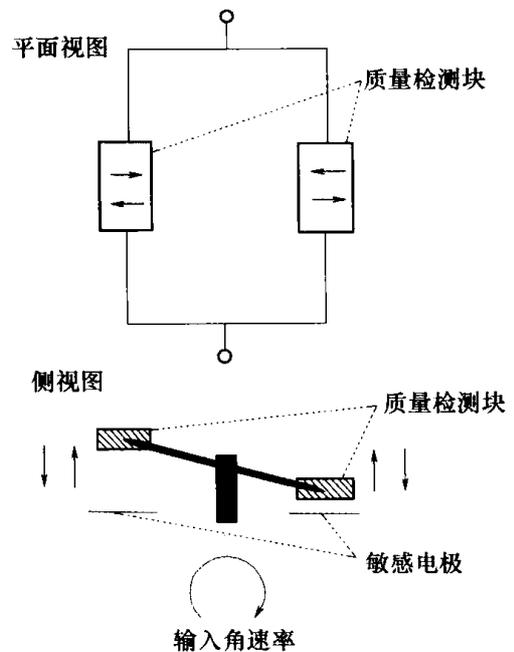


图 7.6 调谐音叉微型陀螺
质量检测块的运动

检测质量检测块位移变化所产生的电荷。现有的器件工作于开环模式,敏感电子装置的输出信号与输入速率成正比。图7.7示出了微型陀螺电子装置的方框图。

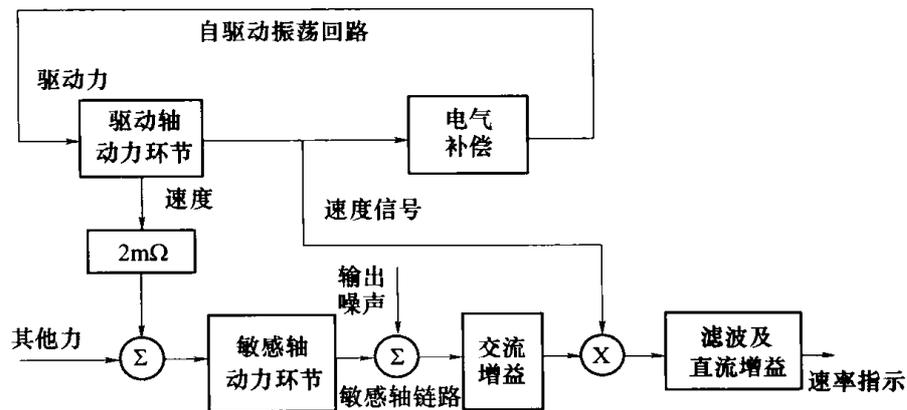


图 7.7 微型陀螺电子装置的方框图(德雷珀实验室公司资料)

2. 敏感器制造与封装

如图 7.8 所示,敏感器是通过溶解晶片工艺生产的。第一步(掩膜 1)是在涂过漆的硅片上刻蚀凹槽,这就决定了玻璃基片上硅的高度以及电容性敏感平板之间的间距。接下来是扩散硼,这就决定了构件的厚度。掩膜 2 规定了图形特征,而后用活性离子蚀刻工艺对此图形进行微机械加工。玻璃基片分开处理,掩膜 3 规定玻璃凹槽和金属电极的图形。硅基片反转后黏结到玻璃基片上。此后是最终蚀刻处理,将未涂漆的硅溶解掉,留下自由状态的器件。在单片上可做数百个敏感器。

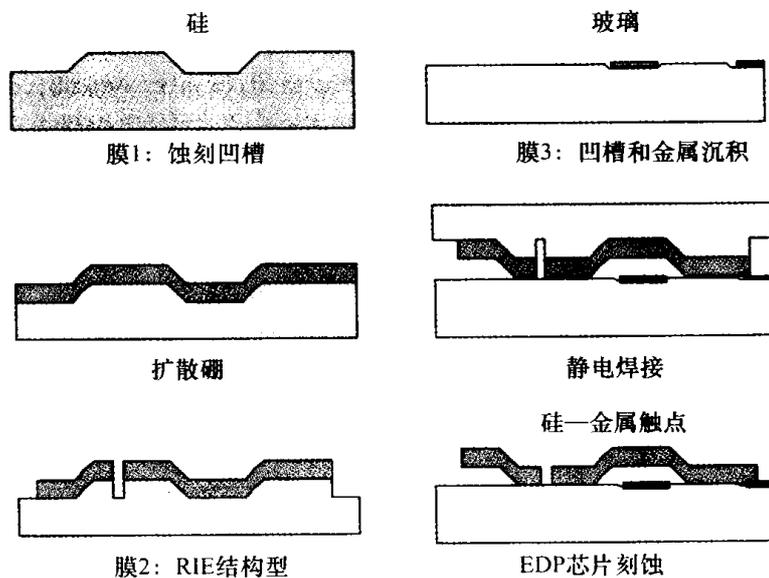


图 7.8 用于制造陀螺的溶解单片、玻璃上罩硅工艺(德雷珀实验室公司资料)

器件气密封装,其内部保持真空以确保获得高 Q 值谐振,达到所需工作特性。试生产时使用了带有密封铜焊罩的无引线芯片底座(LCC)。敏感器芯片安装在外封装内,外封装采用压焊和导线焊接连接。然后将封装好的敏感器机械定位到含有电子线路的印制电路板上。所得到的 LCC 尺寸为: $0.25\text{in}^2 \times 0.1\text{in}$ ^①(高)。

① $1\text{in} = 25.4\text{mm}$

最近在制造微型陀螺中所用的活性离子蚀刻工艺的进步形成了新设计,可引入厚达 $50\mu\text{m}$ 的硅质量检测块。增加硅质量检测块的厚度可望增大稳定性和改善器件性能。此外,近期器件包含了上、下玻璃敏感平板,以提高信噪比。文献[1~3]中介绍了有关制造这些器件及其驱动电子线路的更多细节。

3. 性能

这里所述的微型陀螺能够测量每秒几千度的转动速率,同时检测分辨力可达每小时零点几度。典型性能数值列于表 7.1 中。

表 7.1 微型调谐音叉陀螺性能值

	当前敏感器	性能目标	备注
使用范围/ $(^\circ)/\text{s}$	100 ~ 6000	100 ~ 6000	可选
启动零偏稳定度/ $(^\circ)/\text{h}$	10 ~ 150	<1	全环境
工作零偏稳定度/ $(^\circ)/\text{h}$	3 ~ 30	<1	$-40^\circ\text{C} \sim +85^\circ\text{C}$
	0.3 ~ 10	<0.1	5°C 温度范围
启动标度因数稳定性/ 10^{-6}	500 ~ 1500	<100	全环境
工作标度因数稳定性/ 10^{-6}	300 ~ 1500	<100	$-40^\circ\text{C} \sim +85^\circ\text{C}$
	100 ~ 300	<10	5°C 温度范围
角度随机游走漂移率/ $(^\circ)/\sqrt{\text{h}}$	0.01 ~ 0.3	0.01 ~ 0.03	当输入的最大速率较低时随机游走漂移率也较低
加速度灵敏度/ $(^\circ)/(\text{h} \cdot g)$	10	0.5	

应该强调的是当今的微型敏感器非常依赖于启动前的特性表征和随后的标定以去除启动误差,获得高性能。

正如其他固态技术一样,这种仪表能经受严重的机械冲击和振动,因此适于工作在恶劣环境下。微型陀螺和加速度计已应用于制导弹药中,它们必须能经受数千个 g 的发射过载并正常工作。这一特点再加上对转动的精密测量能力,开辟了许多新的应用领域,其中不少领域需要深入探索。

因为这是一项崭新技术,有必要给出一些性能预期值,如表 7.1 给出的性能指标那样。可以预料,使用更厚更大的元件和零件,即增加硅质量检测块的厚度,可改进陀螺的性能。由于活性离子蚀刻技术的近期改进,使得直的边壁和平坦度公差满足要求,从而使上述改进成为可能。这就降低了对制造公差敏感度,获得了较高的标度因数,敏感器稳定性更高。虽然由于上述发展导致更高性能器件的外形更大,但这些变化仍能产生尺寸十分小的敏感器,能够满足典型用途的尺寸要求。

7.3.2.2 石英敏感器

许多微型陀螺用石英作为敏感元件的基础材料。采用压电石英材料使敏感元件得以简化,结果生成了可靠且耐久的敏感器,它们对于温度和时间都是稳定的。

这类器件的一个实例就是 4.4.5 节所述 BEI 技术有限公司 Systron Donner 惯性分部生产的石英速率敏感器(QSR)^[4]。图 7.9 示出了基于 H 形石英晶体的此种器件。已大量生产了这种器件的微机电系统型,用于汽车业,也用于平台稳定和灵巧弹药中,并为后一用途生产了大过载型。

该器件由一对互耦调谐音叉(驱动叉尖和传感叉尖)及其支承挠性件和框架组成,成批做在单晶压电石英薄片上。压电驱动叉尖由振荡器驱动,以规定的精确幅度振动,使驱动叉尖相互间以很高的频率靠近或远离。这一振动使得驱动音叉敏感沿其驱动叉尖平行轴的角速率,从而确定了敏感器的真实输入轴。

驱动叉尖的振动类似于旋转着的滑冰者的双臂,收紧双臂时,滑冰者旋转速率增快,伸开双臂时,旋转速率降低。当驱动叉尖振动时,在与驱动叉尖平行的轴上施加转动速率时,将在器件的敏感轴上产生力矩,该力矩以驱动叉尖振荡频率正弦变化。传感叉尖响应于此振荡力矩,以驱动叉尖频率上下移动,与音叉组件非共面。传感叉尖的移动被敏感到,产生交变的电信号,经解调后得到与施加的转动速率成正比的直流输出。

另一种采用石英元件的敏感器是 Sagem Quapason 陀螺,它有 4 个石英叉尖,都是从同一基片向上外延的。这种器件的优点是降低了驱动通道与敏感通道间不需要的交叉耦合^[5]。

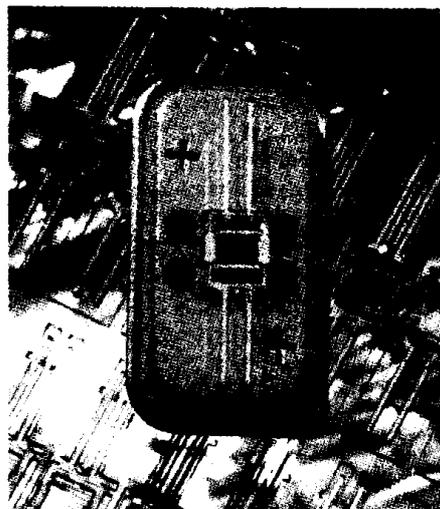


图 7.9 石英速率敏感器
(BEI Systron Donner 惯性分部图片)

7.3.3 谐振环微型陀螺

振动环构件已成功用于检测加到与环平面相垂直的轴上的转动速率,它利用了共面位移间耦合的哥氏力。这种敏感器的优点是环构件在同一平面内保持驱动和敏感振动能量。其缺点是振动质量较小,因而标度因数小。

在此类陀螺的早期研制中,采用的设计靠压电陶瓷圆筒陀螺振动元件敏感角运动。后来工艺改进的器件用金属环或盘形谐振器作为敏感元件,如图 4.17 所示和 4.4.3 节所述。进一步的改进设计用硅取代了金属^[6~9]。

这类工艺的微机电系统方案的实例是 BAE 系统的硅振动构件(SiVSG),它由硅环构成,硅环由 8 根径向变形辐条支承,如图 7.10 所示。

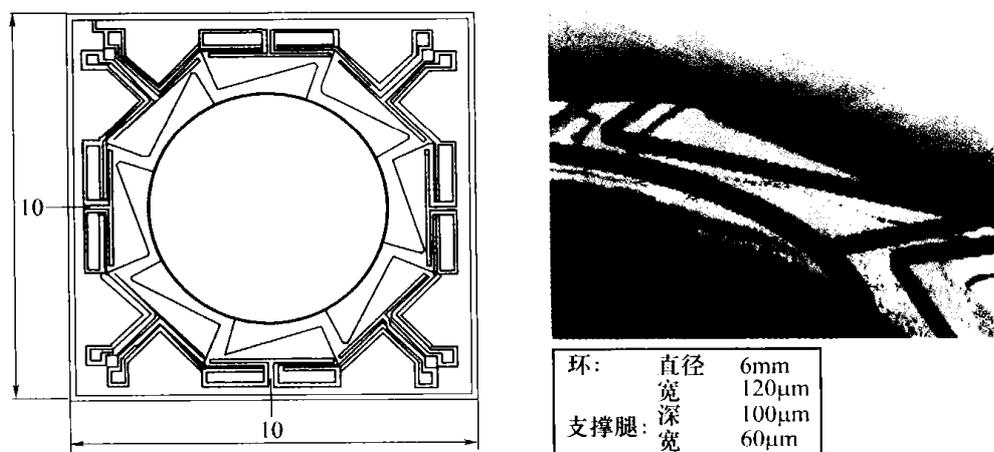


图 7.10 硅振动构件陀螺敏感元件(BAE 系统公司资料)

硅陀螺产生和维持构件的谐振,原理是综合利用沿环表面金属条流动的电流与垂直于敏感器平面的磁场。这类似于驱动系统的电机和传感器的信号发生器。环的直径为6mm,所关心的基础振动模态发生于14.5kHz。敏感芯片黏结在支承玻璃构件上,其热膨胀系数与硅匹配。

敏感元件有8个相同的导电环路,均是沿着硅表面上金属条那样的类似通路。这些激励及传感电路通过黏结点,沿着支承腿顶部,转过硅环的1/8,再沿下一个支承腿的长度回到黏结点。每个支承腿沿其长度有3个导体,两个来自相邻的环路,其间的1个导体用来使电容耦合减到最小。通过与硅基片相连,在此器件内生成接地平面。

这些传导通路,连同与硅环平面垂直的磁场组成了敏感器的驱动和传感元件。这些传感元件通常间隔180°成对安装。4个传感器分别是初模驱动、次模驱动、初模传感和次模传感。磁场是由钐钴磁铁、磁路和两个磁极提供的,它被限制在环的大小内。磁路使环上的磁场最强。布局图如图7.11所示。

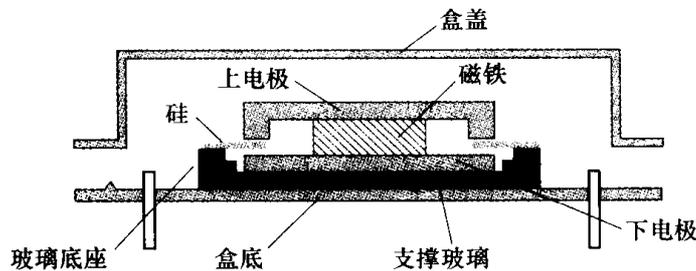


图 7.11 微型陀螺横剖面图(BAE 系统公司资料)

设计敏感元件使最低阶振模大于5kHz;这是相对于基座的整环运动。因此,此类振动式敏感器对众多应用中经受的环境振荡运动的典型带宽不敏感。而且当受到角运动时,平面环结构的设计使所有振荡运动均在同一平面内,因而不存在从一个晶体平面向另一个晶体平面的振动耦合。因此,频率、模频分裂和Q值等性能参数在很宽的温度范围内均很稳定。

敏感元件以闭环模式工作,实现了高性能。初级振动模态由初级振动回路控制,保证振动模态是谐振的;还有一个自动增益控制回路控制位移幅度。当敏感器受到角扰动时,能量就从初级模态向次级模态耦合。这一运动由次级传感器感知,此信号代表角速率值,也就是说,这是开环器件结构。但在此设计中,次级驱动回路用来对此运动归零,此驱动电流就代表相关角速率值。

组成反馈控制的目的是保证在角运动过程中,振动敏感器保持不变的模态。这将改善标度因数的线性度,减小零偏。自动增益控制(AGC)回路连同次级驱动回路可消除标度因数对“Q”(品质因数)的依赖关系。次级回路十分复杂,它具有速率回路和正交回路两部分,后者用于对谐振器内的正交运动进行归零。对所谓正交运动效应的控制有助于减小对输入轴施加的角运动的测量误差,此误差是由初级模态与次级模态之间的频差引起的。

需要指出的是,在开环结构中,标度因数与 Q^2 有依赖关系。

可以看出,标度因数正比于 $\frac{\omega v_{agc}}{g_{ds} g'_p B^2}$ 。速率等效噪声由下式给出:

$$\frac{K_1 f_n V_n}{g_d Q B^2 V_{pd}} \sqrt{\frac{4 f_{BW}^3}{3}}$$

式中: V_{pd} 是加到初级的电位; V_n 是传感器噪声; v_{agc} 是 AGC 回路电位; f_n 是谐振频率 ($\omega/2\pi$); f_{BW} 是输出带宽; ω 是角频率; Q 是谐振品质因数; B 是磁场; K_1 (布瑞安因数) 是涉及谐振器尺寸和模态形状系数; g_d 是电流放大器增益; g_{ds} 是次级放大器增益; g'_p 是传感放大器增益的导数。

上述理论表明, 具有 40Hz 带宽的敏感器, 其噪声系数的均方根值为 $0.2^\circ/s$ 量级, 而带宽为 0Hz ~ 10Hz 的敏感器, 其噪声系数的均方根值则减小到 $0.025^\circ/s$ 。

这种敏感器已被 BAE 系统公司和 Sumitomo 精密产品有限公司投入了民用。用硅制造的器件适于批量生产, 且制造起来相当便宜。虽然这种敏感器有众多的民用场合, 特别是汽车业, 但它也已设计用于经受军用和空间应用的典型环境。

表 7.2 归纳了关键性能参数。

表 7.2 硅振动构件 (SiVSG) 性能参数

参数	数值	备注
使用范围/ $(^\circ)/s$	± 1000	
启动零偏稳定度/ $(^\circ)/s$	< 0.06	1σ
工作零偏稳定度/ $(^\circ)/s$	0.05	1σ (0min ~ 30min)
标度因数稳定性温度灵敏度/%	$< \pm 1$	$-40^\circ C \sim +85^\circ C$
标度因数线性度 (满量程的%)	< 1	输入速率 $\pm 100^\circ/s$
噪声/ $(^\circ)/s$ rms	< 0.5	0Hz ~ 45Hz

最新研究已探索了用共面位移与非共面位移之间的哥氏耦合来检测加到 3 个互相垂直的轴上的角速率的可能性。

除 BAE 系统公司外, 其他公司如 Delphi^① 和 QinetiQ 公司也在研制环形陀螺元件, 用静电驱动技术激励初级环模。这种方案未来将显示出明显的优势, 如降低了功耗, 简化了装配, 减小了元件尺寸。

对于多轴使用场合, 已验证了由加在环平面两个轴上的角速度所引起的环的额外响应。与单轴环型谐振器陀螺相似, 载波模态幅度不变。载波模态可能是共面模态或非共面模态。当有转动速率时, 在载波模态与一个或多个共面或非共面的响应模态之间感应哥氏耦合, 而是否共面取决于速率的施加轴。所感应的响应的幅度与外加速率成比例。实现可敏感两轴和三轴速率的敏感器的许多思路已成为当今继续研究的课题。

7.4 微型加速度计技术

7.4.1 概述

如前所述, 用硅制造加速度计的微型零件来测量施加到输入轴的比力的技术已非常成熟。当前已发展到整个敏感器可以完全用硅制成, 只是气密壳体仍用金属。现代设计

① 早期是与美国密歇根大学共同研制的。

及精密微加工使精密传感器只包含 5 部分。

根据对加于器件壳体上的加速度的感知方式,微型器件可分为不同的两类:

(1) 当外加加速度时,受铰链或挠性轴支撑的质量检测块发生位移,此为采用硅元件的机械敏感器;

(2) 当元件承受加速度时,由于机械载荷引起元件内张力改变,从而引起振动元件的频率改变。

这些微型器件类似于第 6 章描述的摆式开环和力反馈加速度计和振动梁式敏感器。

作为这两类不同惯性敏感器技术发展现状的一般描述,可以认为:

(1) 摆式微型加速度计对加速度的测量精度相当于惯性质量级($25\mu\text{g}$)或次惯性质量级(1mg);

(2) 振动梁器件或谐振敏感器趋于具有更高的精度,接近 $1\mu\text{g}$ 。

7.4.2 摆块微型加速度计

非共面(有时称为 Z 平面)及共面摆式器件都获得了发展,并已批量生产。图 7.12 示出了典型的非共面微型加速度计,当受到垂直于敏感器平面的加速度时,由玻璃基片上的扭簧挠性件所支撑的铰接摆式质量检测块就会转动。这种敏感器主要令人感兴趣之处是封装的多样性,可使敏感器平面安装。

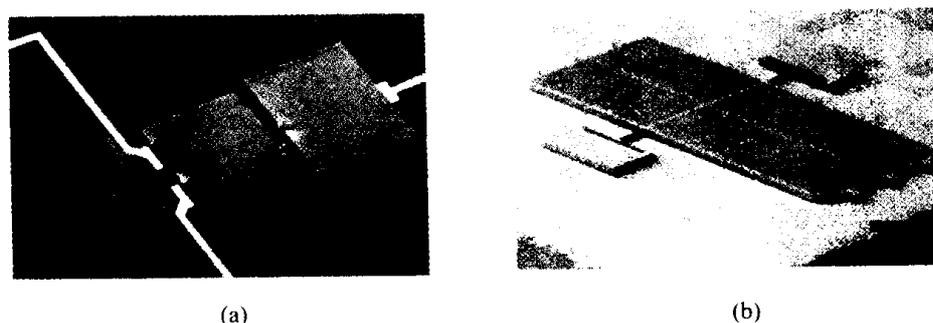


图 7.12 微型非共面摆式加速度计

(a) $10\text{g} - 100000\text{g}$ 加速度计(开环); (b) $100\mu\text{g} - 2\text{g}$ 加速度计(闭环)。

图 7.12 中示出的器件是动态范围为 $100\text{mg} \sim 2\text{g}$ 的闭环敏感器。闭环和开环器件均获得了发展,能够测量 100000g 的开环器件已可供使用。

用绝缘基片上的电极,通过质量检测块与基片之间电容性缝隙的改变检测运动。在 1g 加速度下,质量块角度变化典型值为 $70\mu\text{rad}$,引起敏感缝改变约为 $3 \times 10^{-8}\text{m}$,相应的电容量最大变化为 15fF ($1\text{fF} = 10^{-15}\text{F}$)。典型测量范围为 $100\text{mg} \sim 15\text{g}$ 。为了获得这一动态范围,必须分辨 $3 \times 10^{-12}\text{m}$ 的运动,即在每个载波周期内质量检测块上大约 22.5 个电子电荷变化。

因为标度因数随温度升高而减小,此类敏感器要求认真进行特性表征^[1]。温度依从关系是系统性的和近似线性的,因此很容易建模和通过补偿程序来校正。

这类器件,如诺斯罗普·格鲁曼公司的 SiAc^{TM} 在众多的军事领域已得到广泛应用,生产了战术级和惯性级的敏感器。通过德雷珀实验室有限公司与霍尼韦尔公司的技术合作已生产了类似的器件。这些硅器件已在增程的制导弹药应用中得到鉴定。

图 7.13 示出了横向式共面加速度计,它用梳状齿构件作为敏感元件。通过检测梳状齿

之间电容量变化来测量加速度。这类“机械”传感器对水平面上(如图 7.13 所示,即由左到右)施加的加速度比对正交方向上(即从上到下)施加的加速度的灵敏度要高得多。

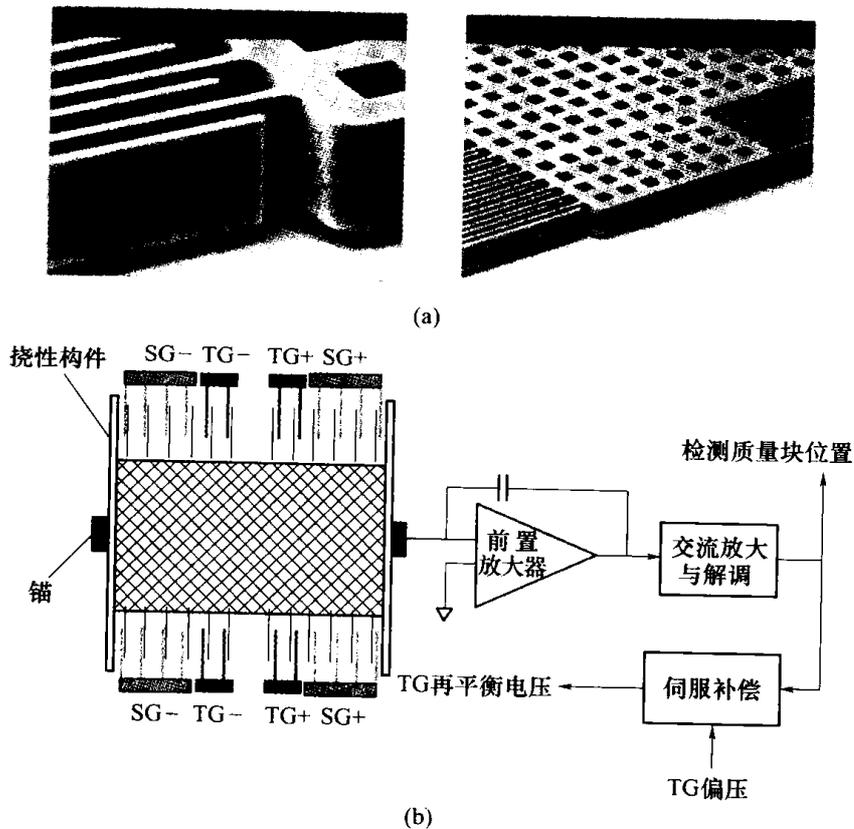


图 7.13 微型横向式共面加速度计(德雷珀实验室公司资料)
(a) 共面加速度计; (b) 共面加速度计示意图。

显然,在需要小封装时,组合使用这两类摆式加速度计可实现很小的平面封装,并能敏感沿两轴或三轴的加速度。例如,采用一个非共面元件和两个横向的共面敏感器,并使它们的输入轴正交,则可得到单片上的三轴敏感器。

模拟器件 ADXL150 和 ADXL250 是典型的此类加速度计。应注意到,这里所述的共面和非共面器件组合式器件使系统能够测量沿互相垂直的三轴加速度,且可装到很小容积的封装内。

7.4.3 谐振式微型加速度计

这类敏感器包括了通用的振动梁式加速度计,既能敏感方向与敏感器共面的加速度,又能敏感方向与敏感器平面相垂直的加速度。加速度的敏感靠的是在质量检测块惯性载荷下,梁式振荡器谐振频率的变化而不是质量检测块的位移。

对结构中至少一个挠性构件进行微加工构成压电谐振器就可制成非共面谐振器件。构件刻蚀位置定在其模态中预计谐振器具有高应力的一个或多个区域上。当质量块位移使挠性构件弯曲时,构件的谐振频率就发生变化。

已生产出硅和石英器件。图 7.14 示出了德雷珀实验室公司研制的硅振荡器加速度计(SOA)的共面(横向)振动梁结构。其基本组成是一个带有大的硅质量检测块的单片振动调谐音叉结构,由静电驱动。当在振荡运动平面(即芯片平面)施加了加速度时,梁

被轴向加载,因而谐振频率变化。如图 7.14 所示,利用硅梳状驱动构件实现了振荡器的谐振和检测功能。

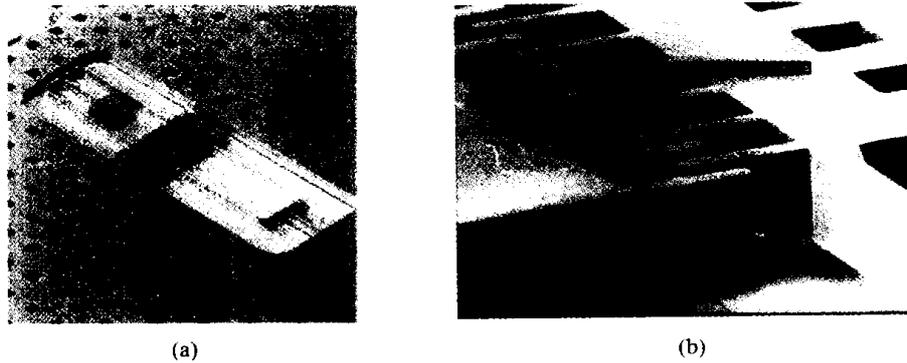


图 7.14 硅振荡加速度计(德雷珀实验室公司资料)

(a) 电容式驱动谐振器; (b) 梳齿驱动。

硅振荡加速度计(SOA)式微型加速度计制造就是在玻璃上加工硅;硅具有完美的伸缩性,保证了高精度的频率控制和稳定。敏感器安装在陶瓷真空封装内,这将实现振荡器的高 Q 值(典型值大于 100000)。额定振荡频率为 20kHz、标度因数为 100Hz/g 的器件, 5×10^{-9} 的频率稳定度给出的零偏稳定度为 $1 \mu g$ 。

法国 ONERA(国家航空航天研究发展局)研制的器件特别值得一提。该敏感器有一机械隔离系统,它可实现振动梁与安装底座之间的热隔离,从而保护敏感元件不受由于石英与壳体材料不同的热膨胀系数引起的热应力的影响。此类加速度计具有惯性级性能:据报道精度已达到 $1 \mu g$ 的零偏稳定度。

7.4.4 隧道式微型加速度计

新近发展的此类微型加速度计显著改进了前述采用基于测量电容量变化作为读出方法的器件。此类加速度计的读出灵敏度极高,因而分辨率较高、带宽较宽、尺寸较小。

控制电极利用静电力将悬臂梁偏转到叫做隧道位置之处,此偏转少于 $1 \mu m$ 。该器件有一伺服系统保持梁的位置,以保持隧道端部与梁平面的间隙,从而保持隧道电流,此电流典型值为 1nA 量级。当施加加速度时,该器件力图移动梁,而伺服系统改变电极电位,这一变化就是对外加加速度的度量。这种敏感器的示意图如图 7.15 所示。结构构件采

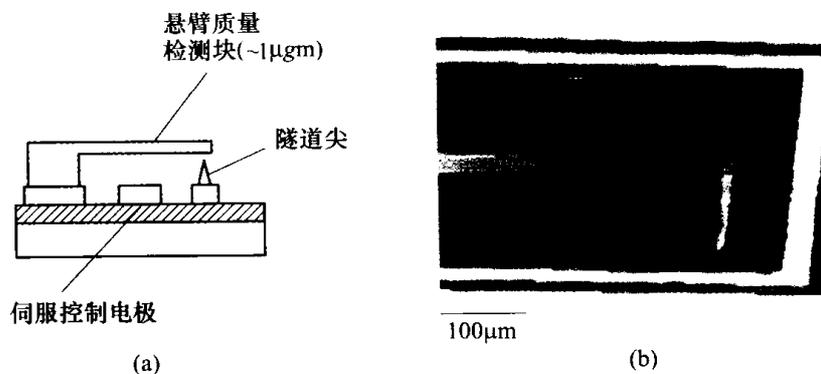


图 7.15 微型隧道式加速度计示意图(德雷珀实验室公司资料)

(a) 为保持在加速时悬臂梁处于固定的隧道位置,需要输出电压;

(b) 三角形氮化物悬臂和隧道尖的扫描电子显微镜圈。

用了质量为 $1\mu\text{g}$ 量级的低谐振频率质量检测块悬臂梁,读出电路的分辨率优于 1A° 。

设计出的这类敏感器的分辨率为 ng 范围。但其动态范围一般约为 10^6 ,因此加速度最大输入值为 1mg 范围。

7.4.5 静电悬浮微型加速度计

已有各种各样的研究和发展瞄准了去除弹性件限制和支承机构的非线性响应。动力调谐陀螺(见 4.2.6 节)和质量非平衡敏感器(见 6.5.4 节)是两种特别成功的器件。但敏感元件的自由运动范围仅在很小角度内。核磁共振器件(见 4.5.1 节)和静电悬浮敏感器(见 4.6 节)是另外两个非常专用的例子。

涉及微机电系统工艺和静电悬浮的新方案力图生产出高灵敏度、很高分辨率、很容易适应的响应带宽、不需修改结构的高性能加速度计。另外,采用小型悬浮质量检测块可放宽对某些制造公差的要求。所有这些新方案使得设计难点转移到控制环路上,使之复杂化。然而,利用现代计算技术和电子系统,这将不是难以克服的问题。

这种新方案的小球直径为 1mm ,由静电场支承的质量块为 1.2mg 。由电容量的变化可敏感小球的位置,闭环的伺服系统通过控制作用在敏感元件上的静电力保持小球的位置。这种敏感器的示意图如图 7.16 所示。

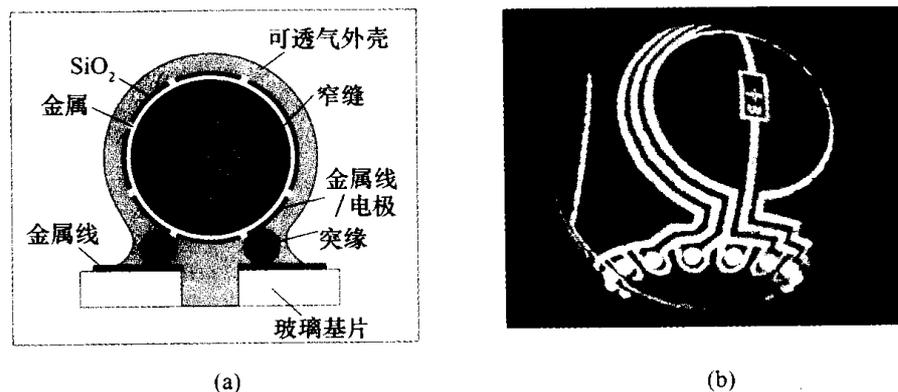


图 7.16 悬浮式加速度计(德雷珀实验室公司资料)

(a) 加速度计剖面图(直径为 1mm 的质量检测块); (b) 电极图形。

通过蚀刻外壳结构去除多晶硅的一层,可形成小球与外壳之间的间隙。

英国南安普敦大学正考虑用悬浮盘的方案。带有悬浮旋转质量块的这类技术可制造出极好的惯性敏感器。

这类敏感器的用途是在空间进行微重力测量,预计其噪声值在 $40\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ 范围内。

7.4.6 抖动式加速度计

长期以来一直需要使用同一类惯性敏感器完成惯性测量装置所有的测量。已获某种成功的方案包括:

- (1) 使用多个加速度计,但难点是要求实时处理;
- (2) 使用质量非平衡的调谐转子陀螺,这也要求十分复杂的处理,并且敏感器封装十分大,见第 6.5.4 节;
- (3) 使用多功能敏感器,体积仍然比较大,见 6.5 节。

从多功能传感器方案发展出了用加速度计敏感角速率的新技术。在这种传感器中3对反向单片谐振梁加速度计围绕振动构件轴进行高频抖动。从器件振动梁的谐振频率变化可敏感沿输入轴施加的加速度。通过对作用于加速度计上的哥氏力的同步解调即可敏感角运动。

这种器件已被研制成微型加工哥氏惯性速率及加速度硅传感器(μ SCIRAS)的形式^[13]。

7.5 微型光机电系统

微加工传感器的新方案是微光机电系统(MOEMS)。这种工艺给出了带有光读出的真正固态传感器,因而消除了微型器件采用电容式技术测量小位移的性能限制。

各式光学传感器技术已成为当今的研究课题。这些课题包括干涉仪方案和衰减方法,前者噪声低、分辨力高,后者涉及到二极管光束中断。当认识到噪声的特性和起源且可完全进行特性表征时,就有可能对这些方案和其他方案进行应用。光读出的另一重要方面是光源及其检测器的安装和校准,特别要考虑低成本安装和维护性。

7.6 多轴/旋转构件

在旋转的陶瓷安装块上安装共面传感器并利用解调技术从数量减少的传感器中提取多轴惯性数据,大大减小了多轴系统的尺寸。用离轴传感器可测量正交性。

采用更先进的共面和非共面传感器很可能导致惯性测量装置的尺寸进一步减小,而使旋转构件对许多应用来说成为多余。

7.7 基于微机电系统的惯性测量装置

正在发展的许多项目都是在芯片上制造多轴传感器,用于估计角速率及线加速度。两个共面微型传感器与一个非共面微型传感器组合在单块芯片上就是一例。这些方案的优点是:

- (1) 便于生产;
- (2) 体积大为减小;
- (3) 功耗可忽略不计;
- (4) 单次操作即可完成完全的特性表征。

7.7.1 硅惯性测量装置

德雷珀实验室报告了一个芯片有两个调谐音叉陀螺和一个非共面陀螺。已生产了带有3个加速度计的互补芯片,这种集成传感器也有两个共面加速度计传感器和一个非共面器件。组成的惯性测量装置的体积约为 3.3cm^3 ^[1]。但在得到高性能惯性测量装置之前还需要进一步做工作。

BAE系统公司已研制了基于硅传感器的惯性测量装置,用于各种用途^[12]。惯性测量装置有3个敏感轴,按右手直角轴系排列。每个敏感轴均有一套相关器件,敏感绕该轴的角速率、沿该轴的加速度和传感器的温度。这些元件的布局剖视图如图7.17所示。

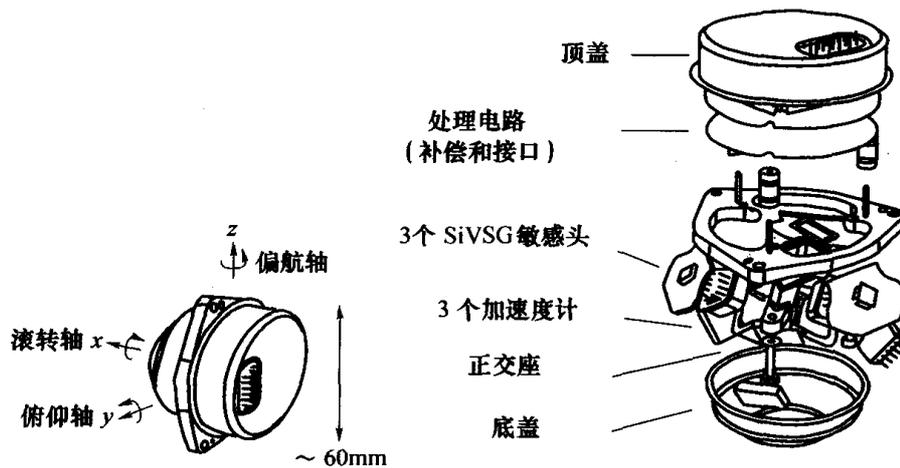


图 7.17 硅惯性测量装置 SiIMU[®] (BAE 系统公司资料)

这种惯性测量装置设计用于高角速率环境。惯性传感器安装在立方体的边缘上组成右手直角轴系。此轴系偏离铅垂方向,但传感器相互之间的相对方向不变。本结构中各敏感器的输入轴与铅垂方向夹角均为 54.73° ,在水平面上每个传感器之间的夹角均为 120° 。

用方向余弦矩阵将每个传感器敏感的运动转换到壳体参考坐标系。这样做的必要性在于传感器轴如此设置时,没有一个传感器对准壳体轴参考坐标系。

这种斜交或偏转轴结构可实现:

(1) 当沿壳体其他两个正交轴的输入速率为零时,运载体的 x 轴可敏感陀螺最大输入角速率的 $\sqrt{3}$ 倍,加速度计亦是如此;

(2) 传感器零偏等共模误差在 x 轴上被放大 $\sqrt{3}$ 倍,但在正交轴上却被减小了。

这种结构的缺点是,若装有惯性测量装置的运载体同时经受同样的最大速率,则此结构要求传感器的最大速率能力比无转动组件所需值更高。

为了从这些小型传感器获得高导航数据能力,工作内容之一是对传感器进行特性表征和建模。这种传感器要求设备至少在两个独立轴上能够施加最高温度、加速度和速率。因此单轴速率平台不适用,因为需要独立观测标度因数误差和非对准值;因而在特性表征时应采用双轴速率平台。

这种惯性测量装置补偿下列系统误差:

- (1) 传感器零偏;
- (2) 传感器标度因数误差;
- (3) 硅陀螺的“与 g 相关”零偏;
- (4) 由于协调误差和非正交性引起的轴非对准误差;
- (5) 尺寸效应。

用于补偿上述误差的补偿程序实时运行。这会使测量装置的运行间零偏为 $200^\circ/\text{h}$ (1σ),“与 g 相关”零偏为 $7^\circ/(\text{h} \cdot g)$ (1σ)。加速度测量的相应性能为 20mg (1σ)。

7.7.2 石英惯性测量装置

7.3.2.2 节所述的石英速率敏感器 (QRS) 与振动石英加速度计都已做在 Systron Donner 的数字石英惯性测量装置 (DQI) 中。这是一个固态六自由度惯性测量系统,测量

沿 3 个正交轴的角速率和线加速度^[4]。这个集成装置包括惯性传感器组件、惯性传感器组件电路和执行数字滤波和补偿算法的处理器。

惯性传感器组件由一个铝块机械加工成一立方体,其设计消除了与传感器任何驱动模态一致的结构谐振。为了进一步消除各传感器之间的耦合,每个传感器工作在各自的驱动频率上。使用石英传感器的优点之一是此种材料的稳定性,这可使每个陀螺加工在给定频率上并能精确保持。

MIGITS™ 是用于制导、导航和控制的产品系列。图 7.18 所示的 C-MIGITS™ III 系统是一紧凑的轻型系统,它包含 Systron Donner 的 DQI 和民用 GPS 接收机。惯性系统和 GPS 测量是用紧耦合集成结构组合在一起的,这将在 13.7 节另外讨论。

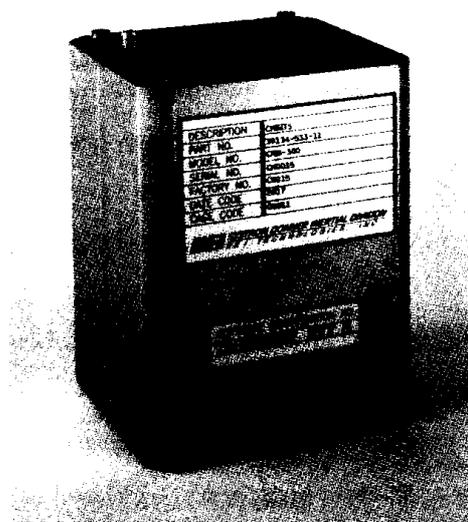


图 7.18 BEIC-MIGITS III 微型 INS/GPS 集成系统

7.8 系统集成

把一组微型传感器集成到一块芯片上可实现对惯性运动的多个独立测量。这种技术的明显优点是在单个气密封装内传感器可采用专用集成电路(ASIC)结构直接集成到电子控制电路上。可采用现场可编程门阵列实现逻辑控制。

微型器件的特性趋向于采用一种形式,它易于修改成可牢固安装在运载体上的子系统。这些器件已用于加农炮弹上,在武器发射期间经历数千个“g”。器件的功耗需求适中,与一般电子电路适配。

微型器件很适于与其他导航系统集成,既利用了互补的误差特性,且体积小,可在恶劣作战条件下使用。

7.9 小 结

在过去 15 年里微型传感器在许多方面得到了实质性发展。众多的新方案非常成功,造出了高性能器件。微型加工工艺的进步显著改进了这一技术,导致成本显著降低。

随着技术的进步,更深刻认识到了误差机理的产生原因及其影响以及把敏感元件与电子控制电路紧密集成起来的需要。

在过去 10 年左右时间里,微型器件的性能已提高了多个数量级,这要归功于研制项目的成功。其结果是微型加速度计和陀螺可在远距离导航系统中对加速度和角运动进行惯性级测量。

已经证明,某些技术能够把惯性测量装置的敏感器做在单块芯片上,满足较低级的需求。系统误差的特性表征和补偿方法已获验证,并已成功用于许多系统。但仍然存在进一步改进的空间。

值得乐观的是,随着更深认识到几何布局、尺寸、封装和电子电路的干扰对微型器件性能的影响,进一步改进是完全可能的。放在优先地位的是改进运行的可重复性,缩短初始响应时间,尤其是在快速反应的应用场合。其他需改进的性能包括以下方面:减小噪声,提高制造精度,改进电子控制和降低对封装的敏感度。

微光机电系统器件的发展很可能使性能进一步改进,这归功于器件真正的固态性质。

参考文献

- 1 BARBOUR, N. : 'Inertial navigation sensors', NATO RTO Lecture Series-232, 'Advances in Navigation Sensors and Integration Technology', Oct. 2003
- 2 BARBOUR, N., ANDERSON, R., CONNELLY, J., *et al.* : 'Inertial MEMS system applications', NATO RTO Lecture Series-232, 'Advances in Navigation Sensors and Integration Technology', Oct. 2003
- 3 GAIBER, A., FRECH, J., SCHUMACHER, A., *et al.* : 'Evaluation of DAVED-microgyros realised with a new 50 μ m SOI-based technology'. Presented at DGON symposium, *Gyro Technology*, Stuttgart, 2003
- 4 BAKER, G. : 'Quartz MEMS GPS/INS technology developments'. Presented at DGON symposium, *Gyro Technology*, Stuttgart, 2003
- 5 LEGER, P. : 'Quapason-a new low cost vibratory gyroscope'. Presented at DGON symposium, *Gyro Technology*, Stuttgart, 1996
- 6 ELEY, R., FOX, C. H. J., and Mc WILLIAM, S. : 'The dynamics of a vibrating-ring multi-axis rate gyroscope', *Proc. Institution of Mechanical Engineers*, 2000, 214, Part C
- 7 ROURKE, A. K., FOX, C. H. J., and Mc WILLIAM, S. : 'Development and testing of novel, multi-channel vibrating structure rate sensor'. Presented at DGON symposium, *Gyro Technology*, Stuttgart, 2003
- 8 FOX, C. H. J., ROURKE, A. K., ELEY, R., FELL, C., and Mc WILLIAM, S. : 'Multi-channel and multi-axis inertial sensor concepts based on vibrating structures'. Presented at SPIE conference, *Structures and Materials*, San Diego, CA, March 2003
- 9 ROYLE, C. M., and FOX, C. H. J. : 'The mechanics of an oscillatory rate gyroscope with piezoelectric film actuation and sensing', *Proc. Institution of Mechanical Engineers*, 2001, 215, Part C
- 10 FOUNTAIN, J. R. : 'Characteristics and overview of a silicon vibrating structure gyroscope', NATO RTO Lecture Series-232, 'Advances in Navigation Sensors and Integration Technology', Oct. 2003
- 11 HOULIHAN, R. : 'Modelling of an accelerometer based on a levitated proofmass', *Journal of Micromechanics and Micro-engineering*, 1992, 13(4), pp. 495 - 503
- 12 FOUNTAIN, J. R. : 'Silicon IMU for missile and munitions applications', NATO RTO Lecture Series-232, 'Advances in Navigation Sensors and Integration Technology', Oct. 2003
- 13 HULSING, R. : 'MEMS Inertial rate and acceleration sensor', ION National Technical Meeting, CA, January, 1998

第 8 章 测试、标定和补偿

8.1 概 述

为确定惯性传感器对给定应用的适应性,需要对其进行评估测试,以保证这些器件满足该应用的全部性能要求。

惯性传感器和惯性系统的设计及制造面对非常广泛的应用范围,包括提供像船舶和潜艇中所需要的极高精度的导航到短时间飞行的导弹飞行控制用的参数测量。这些诸多的应用所需的性能范围差别达 8 或 9 个数量级。同样,传感器及系统要求所处的工作环境变化范围也很大,从较为平静的海上使用,到高敏捷地对空和空空导弹在超声速或高超声速飞行时所承受的极高动态作用力的应用。

测试和标定方法需要反映应用的类型,同时且非常重要是要反映传感器和系统的实际工作环境。至关重要的一点是要确定传感器不仅能够经受主运载体产生的振动、冲击和加速度,且能可靠工作,而且要保证它们对测试和标定过程具有足够的耐久性和承受能力。

惯性传感器的特性或性能可以采用第 4 章 ~ 第 6 章所描述的数学表达式来表示。惯性传感器测试的目的之一是求取这些方程的系数及各种误差项,从而可以预测其在特定情况下的性能。在建立传感器的性能指标或性能特征后,各类系统误差可以加以补偿,从而提高其精度。其他的测试目的是对输出信号加以标定,并掌握该器件在各种状态和环境下的性能。

尽管常常被忽视,但传感器和系统的测试与标定对主运载体的造价和性能具有极其重要的影响,测试不充分或过分严格都会造成不良的后果。由于测试项目不同的条件和要求,则有很多不同的方法可以遵循。

对传感器的测试一般有 3 种不同的分类:鉴定测试、验收测试和可靠性测试。鉴定测试倾向于对传感器进行最大范围和最为严格的测试。这些测试通常由厂商在传感器投产前进行,用于表明某一设计能够满足用户的需求并具有合适的生产公差范围。这些测试可能包括在后面章节所讨论的全部检查内容。验收测试是在传感器的生产阶段进行,用于检查选定的参数并确定传感器标定所需的数据。试验可能要对生产的传感器逐个进行,也可能对一次生产过程进行批次抽样,测试的数量根据一定的统计规则来确定。可靠性测试通常是指在某个生产批次中以随机抽样方式选择一个传感器的样本并对其进行标准工作条件下的测试,以建立平均无故障时间。

8.2 试验原理

根据被测的传感器或系统以及所需的评价方式,可以采用静态或动态测试方

法。在静态测试情况下,器件保持固定并观测其对一定的自然效应或现象的响应。例如,由地球重力产生的比力可以通过一加速度计放在不同的方向来进行观测。当进行动态测试时,使被测传感器运动,监视器件对该扰动的响应并与施加的激励进行比较。

确定传感器或系统的特性可以采取下列的3步方法:

(1) 采用非常简单的测试进行粗检或粗评价,如在试验台上进行单一的静态位置测试以确定其响应是否与设计者或制造者的预测相一致。

(2) 从8.5和8.6节定义的多位置测试进行静态测试和/或标定以获得器件的性能参数。

(3) 进行动态测试。测试时器件处于运动状态,如旋转或具有加速度的线性运动。这种形式的测试需要专门的测试设备,如速率转台或振动台。

惯性传感器和系统在整个开发阶段要经受不同的测试和标定。在样机或初始研究开发阶段,要设计测试策略用以估计器件的性能边界,确定对什么有好处,且不会造成对器件的损坏,这是因为样机通常非常昂贵且紧缺!根据传感器类型,测试可以在测试平台上进行,而不是在专门的实验室中测试。测试通常的安排是在系列试验中的一项试验中,每次只改变诸多环境激励中的一个,以便了解传感器的响应并确定其特性。在此阶段及后续阶段的测试过程中,至关重要的是坚持进行完整的记录,以记录全部测试的详细内容 and 获得的结果。

许多项目制定所谓的组合测试方案。其概念是建立一个测试方案,采用最少量的测试确定系统的性能和可靠性,原因是测试往往耗时且昂贵。因此,在测试方案中,从鉴定测试和验收测试中记录的数据可以作为组合测试方案的输入,特别是关于运行数据及与时间有关的性能的变化。所有这些数据可以帮助估计该系统潜在的可靠性及平均故障间隔时间。

随着惯性传感器或系统研究和开发阶段的不断进展,测试愈加深入以进一步研究其性能包线。一般而言,对传感器进行更为精确的评估则需要复杂的测试实验室和专用测试设备上。某些器件将被测试到破坏的程度,但这通常是在严格控制 and 谨慎的方式下进行。评价尽可能多的传感器对于建立被测参数的置信水平是非常重要的。

当传感器的生产量较大时,厂家的测试通常是要确定传感器符合制造规范并同时对其进行标定。对于传感器大批量生产中可能存在性能大范围变化的情况,测试可以用于对传感器的性能进行分级,从而将它们列到合适的应用中。这种方法已经被很多厂商所采用。

验收测试的原则通常是确定某个或某一类传感器(但更为广义地讲,是一个惯性系统)对主运载体的适用性。这些测试要保证该器件(不论处于任何形式)在运载体上能满意工作,而不会影响其系统完整性或安全性。同时要确定器件能安装到特定的位置并且能取得所需的精度。一般来说,器件要经过非常专门的测试以确定其与项目应用所期望的目标相一致。

用户和厂商可以查阅各类标准^[1~8]以保证常用术语的使用。同时给出了推荐的测试方法。

8.3 试验设备

惯性传感器及系统经过多年的发展,很多不同的测试方法和规程得以完善^[2-7]。如果说不是大多数,也可说许多测试需要非常专用、精密和贵重的设备,它们通常安装在为这些专用设备建造的实验室内。一般还需要特殊的地基来隔离周围环境引起的冲击、振动和其他扰动对测试设备的影响。虽然在热循环测试时一般才使用环境箱,但环境温度通常还是要严格控制。在过去的30年中,数字计算机在设备控制和测试数据分析等测试领域的应用极大地推动了测试方法的进步。

测试不仅要符合应用所需的规程和方法,而且保证测试设备与期望的测试精度相适应也很重要。这样才能够给惯性器件或系统施加给定和已知的激励并对其响应加以观测。一般来说,测试设备应能够给出明显超出传感器被测量的精度,典型的量级为5倍~10倍。类似地,数据采集系统及处理这些数据的算法也必须与传感器或其应用所期望的精度相适应。另外,测试设备应定期进行必要的校准和检查,以保证给被测器件提供期望的激励或扰动。

振动台作为测试设备的一个例子,它能够提供例如沿垂直于水平面的轴线方向的振荡运动。由于设备性能随使用而降低,可能造成运动轴线按锥形运动。这样,被测的陀螺仪将根据其精度和调准情况有可能敏感到这一角运动,从而对探测到的这种运动产生相应的输出信号。如果检查人员未能意识到测试设备的这一缺陷,则该陀螺仪被报告为具有某种振动灵敏度,当然这是由测试设备的缺陷带来的。同样,这种缺陷可能会掩盖或补偿该陀螺仪的真实灵敏度。

8.4 数据记录设备

惯性传感器或惯性系统产生的电气信号可以有多种形式,如直流或交流、连续或脉冲等形式。信号的形式取决于传感器的类型、所用的传感器及其再平衡回路的特性。根据被监视的信号及所需的精度,需要采用曲线记录仪或某种形式的数字表。曲线记录仪常用来显示传感器的性能变化趋势。

另一种方法,最常用于精密测试中,是采用数字电压表或者是数字安培表来监视这些信号。这些信号常在一定的时间周期内累计,其时间长度取决于测试,并以适当的形式进行记录,一般是通过数据总线形式到计算机。很多年来,小型计算机在测试中起着极为重要的作用,包括测试的监控与实施、数据采集、后续的处理及最终的报告。

关于数据监视和记录设备精度的要求与前一节描述的测试设备有关的要求相似。重要的是整个配套的数据记录设备的分辨率要超过被测传感器给定的分辨率,最好能超出一个数量级或更高。同样,监视及记录设备的动态范围和稳定性,包括数据总线都应该超过被测仪表的相应性能。必须要注意保证各类瞬态效应不会因数据记录设备性能不足或在后续的数据处理中被掩盖掉。

8.5 陀螺仪试验

陀螺仪一般安装在测试夹具上进行测试,通常该夹具为一立方体,其端面经过精密加工以保证在测试设备上具有很高的安装精度。这样能使敏感器在测试计划中所用的多种测试设备间进行转换,同时允许不同设计的敏感器共用同一设备。对于更高精度的敏感器,即指那些零偏在 $0.01^\circ/\text{h}$ 范围内,安装精度量级需要达到 $10''$ (角秒)。

在进行一系列陀螺仪性能评估试验前通常要进行一定的初步检测。这种检测包括电气阻抗、绝缘强度、极性、转子达到工作速度的时间、转动停止时间及耗电量。

IEEE 发表了许多文献^[2~6],详细说明了测试各类陀螺仪所采用的方法。后面的内容主要集中在捷联式陀螺仪的通用测试技术、测试设备实例以及能够对被评估的仪表进行性能分析的方法。

8.5.1 稳定性测试——多位置测试

稳定性测试的目的一般是评估陀螺仪逐次运行或逐次启动的漂移及持续运行的漂移特性。陀螺仪被放置在一个基座上,分别指向一系列相对于地理轴和地球当地重力矢量的固定方向。或者,可以采用一套 Graseby 转台将陀螺仪精确地放置到需要的方向,该设备是一种稳定框架系统,具有可控并可测的框架角,如图 8.1 所示。对于更高精度的测试,台体或被测的陀螺仪被安装在大理石平台上,该平台具有单独的地基与实验室分开并加以振动隔离。



图 8.1 Graseby 转台(由 QinetiQ 提供)

陀螺仪要在固定的温度范围内工作,并且放置于表 8.1 给出的 8 个(也可能多达 12 个)标准方向之一。陀螺仪加电并在预定的时间内使温度达到稳态,并对陀螺仪的信号进行记录。该项测试要重复多次,重复的次数和持续时间取决于测试所需的精度,并由通常的有关置信水平的统计规则^[9~11]来确定,并按照预定的通电间隔时间使陀螺冷却。

表 8.1 陀螺仪稳定性测试轴向设置图

位置	轴 向			轴向加速度			沿轴向的地球旋转分量	
	自转	输入 1	输入 2	自转	输入 1	输入 2	输入 1	输入 2
1	Up 上	N 北	W 西	+1	0	0	$\Omega\cos L$	0
2	Up 上	W 西	S 南	+1	0	0	0	$-\Omega\cos L$
3	Up 上	S 南	E 东	+1	0	0	$-\Omega\cos L$	0
4	Up 上	E 东	N 北	+1	0	0	0	$\Omega\cos L$
5	N 北	E 东	Down 下	0	0	-1	0	$-\Omega\sin L$
6	N 北	Up 上	E 东	0	+1	0	$\Omega\sin L$	0
7	N 北	W 西	Up 上	0	0	+1	0	$\Omega\sin L$
8	N 北	Down 下	W 西	0	-1	0	$-\Omega\sin L$	0

对次惯性级传感器,在一次这类的测试中,传感器的一组通电可能要持续达 1h。对于更高等级的传感器,持续时间可能要许多小时和更长。

当对陀螺仪进行在某一特定轴线位置的一组操作时,再选择一新的取向并重复测试过程。从不同的数据集中,各种系统误差效应和地球旋转效应可以被消除掉。对于每次的测试运行要进行数据分析,找出该值的平均漂移率及其方差或散布。

陀螺仪逐次运行的稳定性要根据每一次工作过程中陀螺输出的平均值散布来评估。在这些测试中,重力矢量与陀螺的输入轴不同轴。

陀螺漂移率的运行稳定性由测量得到的陀螺仪输出漂移值的平均散布来导出,该漂移值是相对于陀螺仪一次工作中的平均值,对于一组操作中的每一次测试均计算该散布值。该值可以由整个一组测试进行平均,但要注意避免包含任何无法解释的奇异数据。

图 8.2 表示出在单次工作时间内采集的原始数据形式。

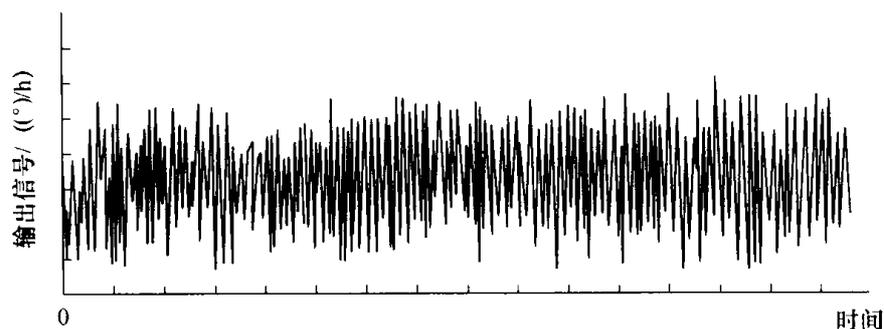


图 8.2 稳定性测试中采集的原始数据

表 8.1 列出了双轴陀螺仪稳定性测试时典型的轴向设置,同时表明了沿每个矢量轴上的重力分量和绕每个轴的地球旋转。在表 8.1 中,N、S、E、W 分别为水平方向上的北、南、东及西, Ω 是地球速率,15.041°/h, L 为当地纬度角, $\Omega\cos L$ 是地球速率的水平分量, $\Omega\sin L$ 是地球速率的垂直分量。

地球引力被认为是作用于垂直向上的表观加速度,且其方向在本规定中为正。从这

些测试得到的数据用于求解一组联立方程组,该方程组表达了与每个位置上的外部激励有关的陀螺漂移。

例如,根据这一组测试结果,通过对传感器输入轴与重力矢量相互垂直和同轴不同的情况下所得到的信号平均值进行比较,就有可能确定与加速度有关的陀螺漂移(g 相关漂移)值。这在下面的分析中说明。

在静态条件下,假定考虑地球速率分量存在,陀螺仪的输出(ω_0)可以表示为

$$\omega_0 = B_f + B_{gx}a_x + B_{gy}a_y + B_{gz}a_z \quad (8.1)$$

式中: B_f 是 g 无关零偏; B_{gx}, B_{gy}, B_{gz} 是由分别作用在传感器 x, y 和 z 轴上的加速度 a_x, a_y, a_z 引起的 g 相关零偏。对于常规速率积分陀螺仪,这些轴对应于陀螺仪的自转轴、输入轴和输出轴。

如果将陀螺的 x 轴置于与重力矢量一致且指向为向上和向下,则得到相应的测量结果 m_1 和 m_2 可以表示如下:

$$\begin{cases} \text{对于输入轴向上: } m_1 = B_f + B_{gx}g \\ \text{对于输入轴向下: } m_2 = B_f - B_{gx}g \end{cases} \quad (8.2)$$

系数 B_f 和 B_{gx} 可以从这两次测量结果的和与差中计算得到。同样, g 相关零偏系数可以通过将 y 和 z 轴与重力矢量对准进行测量来确定。

8.5.2 速率传递试验

速率传递试验的目的是检查把陀螺仪输出信号与输入运动相关联的标度因数的各种特性及陀螺仪能够测量或“捕获”的最大和最小角速率。图 8.3 给出了此特性的示意图。该图也显示了标度因数、分辨率、死区及阈值是如何定义的。

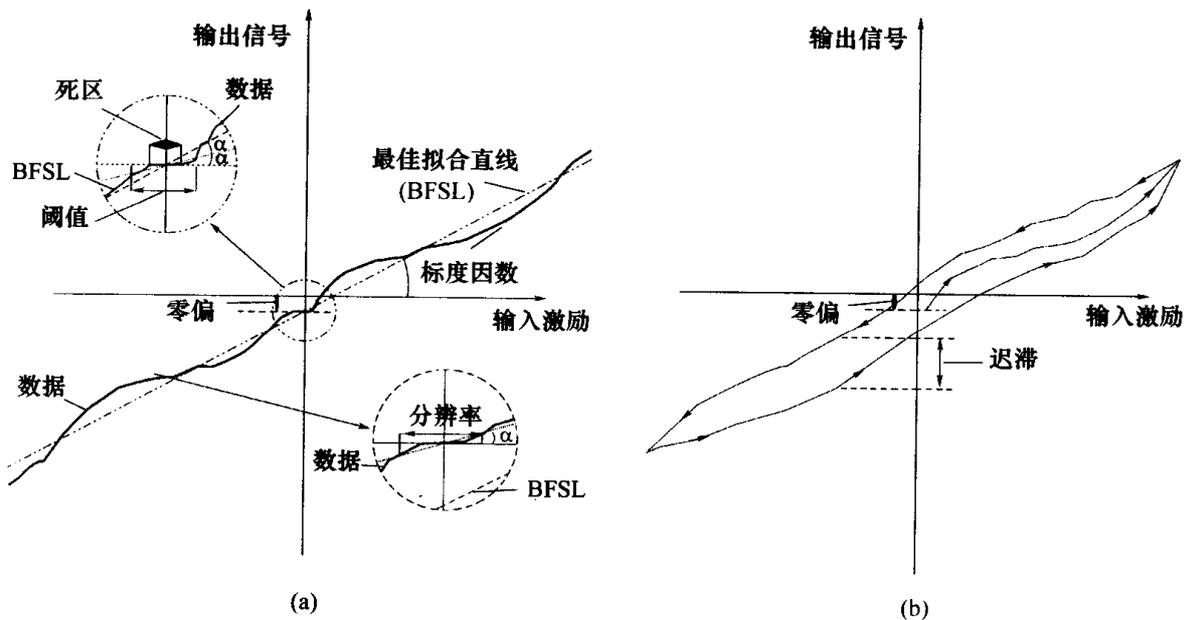


图 8.3 陀螺仪的标度因数特性

(a) 无显著迟滞效应; (b) 有明显迟滞效应。

在这些测试中,被评估的标度因数一般特性为:

- (1) 标度因数的均值及其散布;
- (2) 速率转台的角速率改变时均值的变化,即其线性度;
- (3) 环境温度改变时标度因数的均值变化;
- (4) 陀螺仪响应的滞后。

对于“双轴”陀螺仪,如动力调谐陀螺,该形式的测试也可以评估两个输入或敏感轴的正交性。这些试验采用精密转台来进行,该转台称为速率转台,如图 8.4 所示。

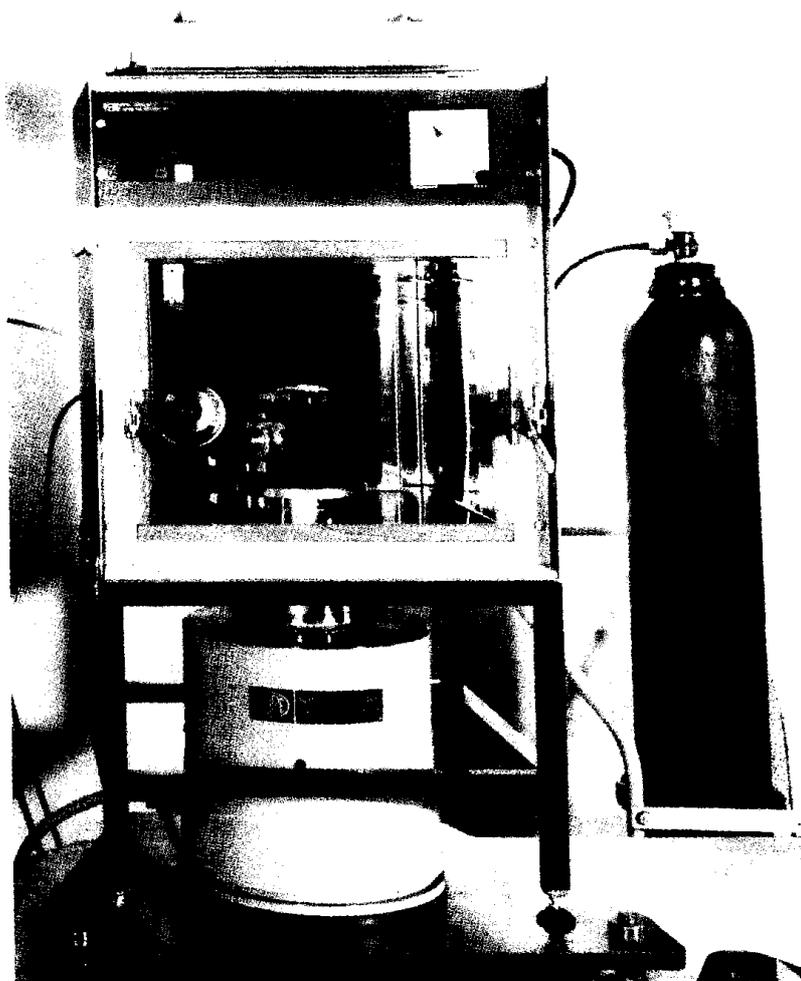


图 8.4 带有可控环境箱的速率转台(QinetiQ 提供)

这种设备有一能够安装陀螺仪的圆形台面。该台面能够以非常精确的角速度绕与台面垂直的轴旋转,并受到非常精确的监视和控制。该角速度可以从每小时零点几度到每秒几百度的范围变化。厂家目前提供的速率转台最大角速率约 $3000^\circ/\text{s}$ 。该设备一般安装在大理石平台上,其旋转轴垂直于该台面,以提供隔离和稳定;对于工作速率很高的设备常常加装笼罩以保证安全。测试台也可能安装在环境箱内用于热评估,见 8.5.3 节。

在速率传递测试中,陀螺仪牢固地安装在转台上,使其敏感轴(或者是双轴敏感器情况下输入敏感轴之一)与速率转台的旋转轴尽管不必同轴,但要与其平行。

速率转台有多种使用方式,但基本原理是将陀螺仪测量得到的角速率或角位移与速

率转台给定值相比较。必须注意保证速率转台对于任何给定的测量不会“超出”规定的角速率。速率转台典型的使用方式如下。

(1) 在一典型的测试计划中,速率转台的转动速率从零开始,逐级分成一系列角速率值,同时记录每一级的数据。旋转速度对于每一级设定的周期上保持常量,使得敏感器的输出在记录前已处于稳定状态。施加的角速率在最大和最小的期望值之间递增变化,如图 8.5 所示。在每一级,当敏感器处于平衡时,对陀螺仪信号进行记录。

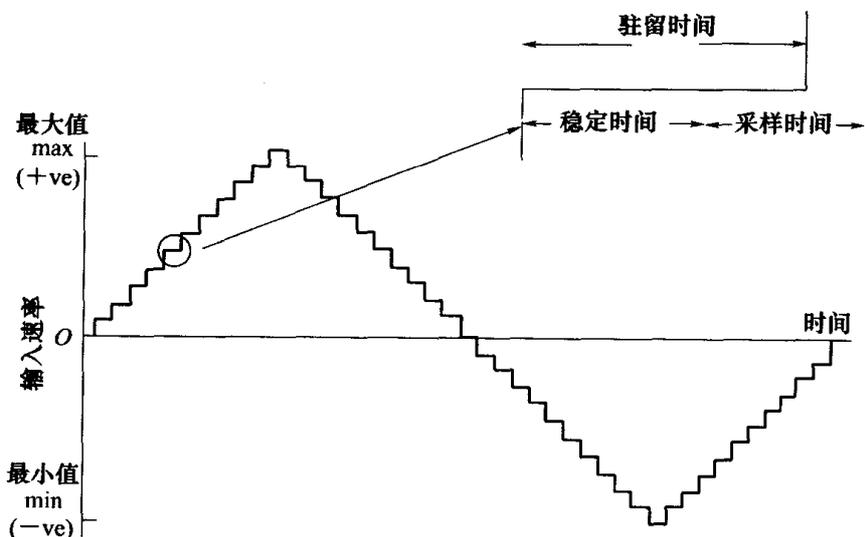


图 8.5 速率转台步进序列

通过在期望的敏感器测量范围内施加周期性变化速率,此种形式的测试可以对标度因数的滞后效应进行观测,有时称为蝴蝶领结或蝴蝶效应,它起因于陀螺仪的显示速率相对于实际转台旋转速率的误差曲线的形状,如图 8.6 所示。

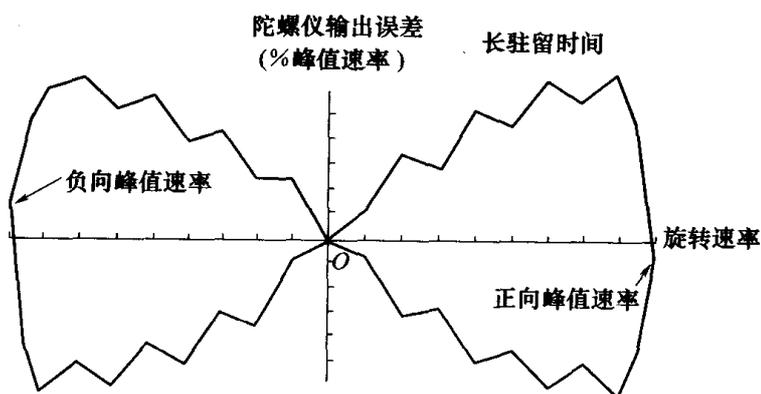


图 8.6 速率传递试验的采样数据

(2) 这种方式其实是方法(1)的变异。在此方法中,旋转速率成阶梯状快速在一个方向上从静止到最大旋转速率,然后逐步降低直到静止,之后以相反方向到最大值,然后逐步到静止。在这种情况下,在每一步的“驻留”为几百毫秒以使转台达到稳定并记录陀螺仪的输出信号。对于这种测试,在准确时刻采集数据是至关重要的,该时刻由控制计算机进行协调。

当评估战术导弹应用的陀螺仪时通常采用这种速率传递试验方法。因为此试验能

够以与导弹飞行相对应的时间内完成。这种所谓的快速的速率传递试验在一定情况下可以在小到10s以内完成。这类测试的典型数据如图8.7所示。

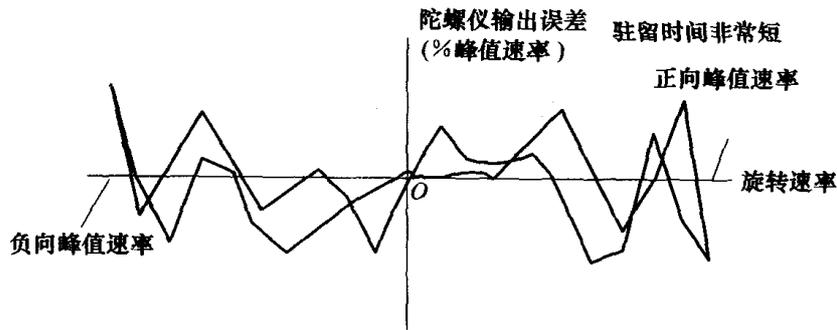


图8.7 快速速率传递试验的采样数据

(3) 速率转台设定在恒定的角速率且在给定的完整圈数内采集数据。转台的旋转由光学方法进行监控以给出高精度读数输出及控制。此方法用于高精度陀螺仪,如环形激光陀螺仪,它们通常具有与一般的速率转台控制系统同样高的精度。

双轴敏感器的轴向正交性可以通过记录上述测试中第二个输入轴的数据进行检查,该输入轴规定为垂直于表观旋转轴。对该轴的数据进行了系统误差修正后,残余速率为输入轴非正交性造成的结果。

对速率传递试验所得数据的分析,一般是通过将陀螺仪的输出信号与其对应的转台旋转速率相比较来进行,转台速率信号通常由测速电机测得。对一次测试序列中采集的全部数据重复进行此过程,并采用最小二乘近似法通过这些数据构造一条直线。该直线的斜率即为该陀螺仪的标度因数。为考虑任何的非线性趋势,可以用曲线来拟合数据。这在数学上由多项式来表示,其系数确定了陀螺仪的标度因数非线性度。处理的输入输出特性的典型曲线如图8.6和图8.7所示。这些曲线显示出与理论的线性输入/输出曲线的偏差。尽管有些理想化,但这些曲线说明了时间对记录的陀螺仪输出信号的影响。对于较长的停留时间,就有足够长的时间使各种现象达到平衡,特别是热效应。此外,采取较长的停留时间,通常有可能观测到力矩器的标度因数中的迟滞。然而,这对于非常短的测量周期就不太容易。

陀螺仪可以利用速率传递试验提供的数据进行标定。从传感器得到的输出信号与精确施加的已知旋转速率进行比较,可定义其标度因数,例如每度每秒转速多少毫伏($\text{mV}/(^{\circ}) \cdot \text{s}$)。

8.5.3 温度试验

陀螺仪性能随其壳体内温度改变造成的变化,可以通过将转台封闭在环境箱内来加以观测,如图8.4所示。箱内温度一般从“零下”大约 -55°C 升至 75 或 80°C 。制冷一般采用二氧化碳来实现,因此要注意废气的排放。典型的实验设备组成示意图如图8.8所示。

温度试验有多种方式可以采用,如允许陀螺仪的温度稳定,即“吸收”试验,或允许在给定的周期内进行有控制的增加或降低,即热梯度试验。上面所提的速率试验在各种温度下重复进行并记录陀螺仪的输出信号。采用此方法,陀螺仪标度因数可以在传感器工

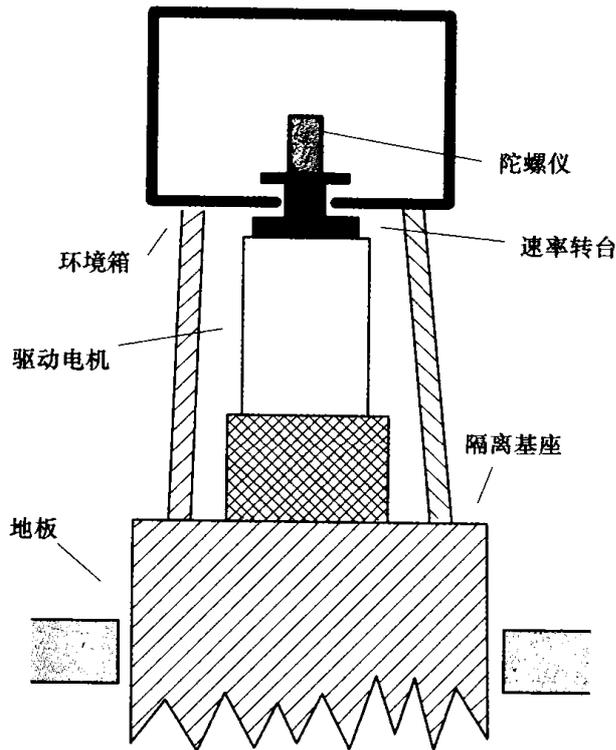


图 8.8 温度试验设备示意图

作范围内的各种温度下进行评估。典型的曲线如图 8.9 所示。随温度变化的关系可以由数学表达式来表示,它可以存储于计算机中;如果陀螺仪安装有热传感器,该表达式可以用来进行对温度变化的在线补偿。

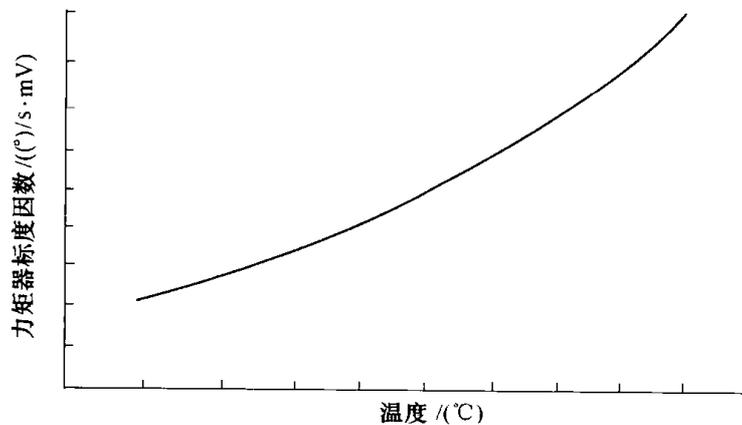


图 8.9 力矩器标度因数随温度的典型变化曲线

陀螺仪的其他性能参数随温度的变化可以类似地加以评估,即通过将陀螺仪放置于环境箱内进行特定的测试,如多位置测试,并对陀螺仪的响应进行记录。必须要注意施加的热变化不会影响测试设备本身。

8.5.4 摇摆速率转台试验

此类试验的目的是确定陀螺仪及其相关电子控制电路对施加于敏感器输入轴的振荡旋转的频率响应特性。通常,敏感器响应的带宽和固有频率都是在此测试中进行评

估。测试设备与速率变换测试中所述的速率转台非常类似。在该情况下,转台同样安装在合适的基座上以提供稳定性,并施加各种预先设定频率的角运动。转台需要在旋转轴上具有较低的惯性。摇摆速率转台的图片如图 8.10 所示。

被评估的陀螺仪安装并固定到转台上,其敏感轴与转台的旋转轴平行。要选择一个给定的最大旋转速率和最大的摆动频率。摆动频率以预先确定的幅度增量提高,直到最大值。在该序列每一频率点上记录陀螺仪的响应值,一直到最大值;然后,频率值降低到起始状态。对各种不同的输入速率最大值,一般要重复进行该测试。

由此类试验得到的结果通常画成增益和相位图,对陀螺仪产生的信号的幅值和相位与转台施加的扰动的实际幅值和相位进行比较。典型的响应如图 8.11 所示,从中可以推出带宽和阻尼因数。

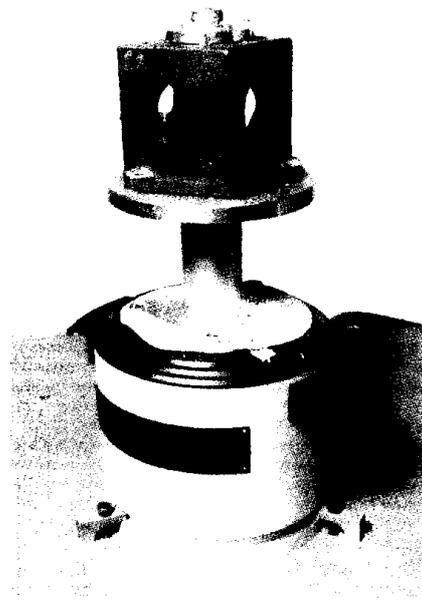


图 8.10 摇摆速率转台(QinetiQ 图片)

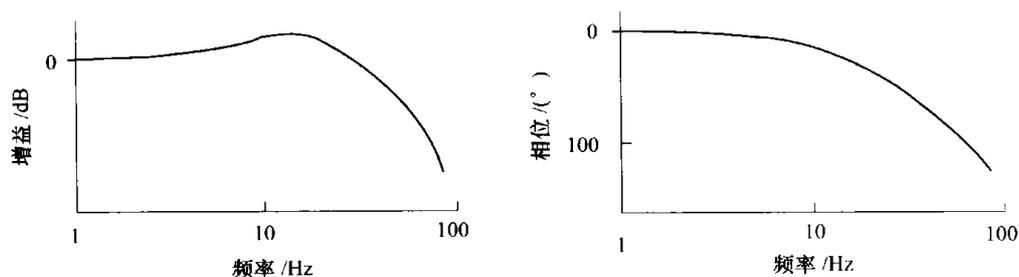


图 8.11 典型的陀螺仪频率响应

这种信息用来确定敏感器的响应速度。这对于敏感器被用于提供反馈控制的场合特别重要,如在导弹的自动驾驶仪中的应用。

8.5.5 磁灵敏度测试

此类测试的目的是检查和量化外部磁场对敏感器“漂移”特性可能造成的影响。测试的形式与前面描述的多位置测试相同,另外加装一对亥姆霍兹(Helmholtz)线圈,如图 8.12 所示,能够在沿着被测敏感器的每个主轴方向上施加磁场。

初始时,使敏感器对准一特定的地理取向,线圈不通电,记录一定时间的陀螺数据。然后给线圈施加适当的电流以产生期望的磁场强度,重复此测试。一般来说,要对相对于陀螺仪轴不同的磁场方向进行完整的系列测试,在这些轴向上,磁场强度以合适的变化幅值逐步增加到最大值。通常保持陀螺仪在试验中处于工作状态以消除任何逐次加电效应,并且类似地,陀螺仪在首次测试记录前要使其处于稳定状态。

对记录数据要进行分析以确定每一系列测试的漂移速率的平均值。通过对每个磁场的方向存在和不存在磁场情况下的平均值进行比较,确定漂移速率与施加的磁场强度和方向的相关程度。常规陀螺仪的典型灵敏度如图 8.13 所示。

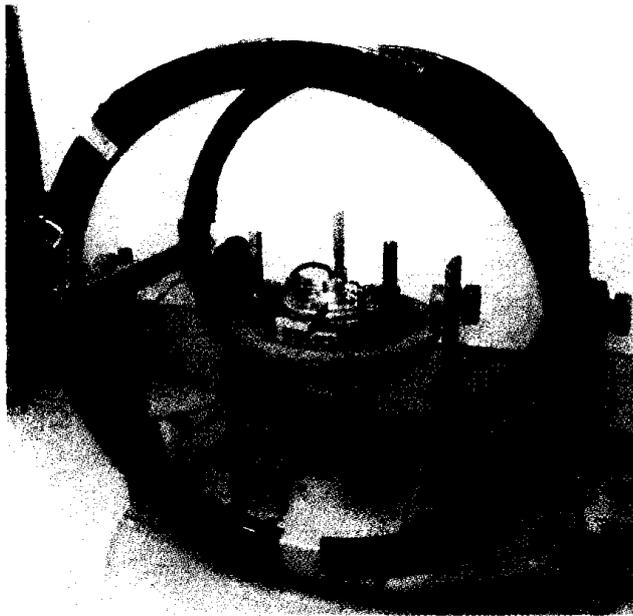


图 8.12 亥姆霍兹 (Helmholtz) 线圈 (QinetiQ 图片)

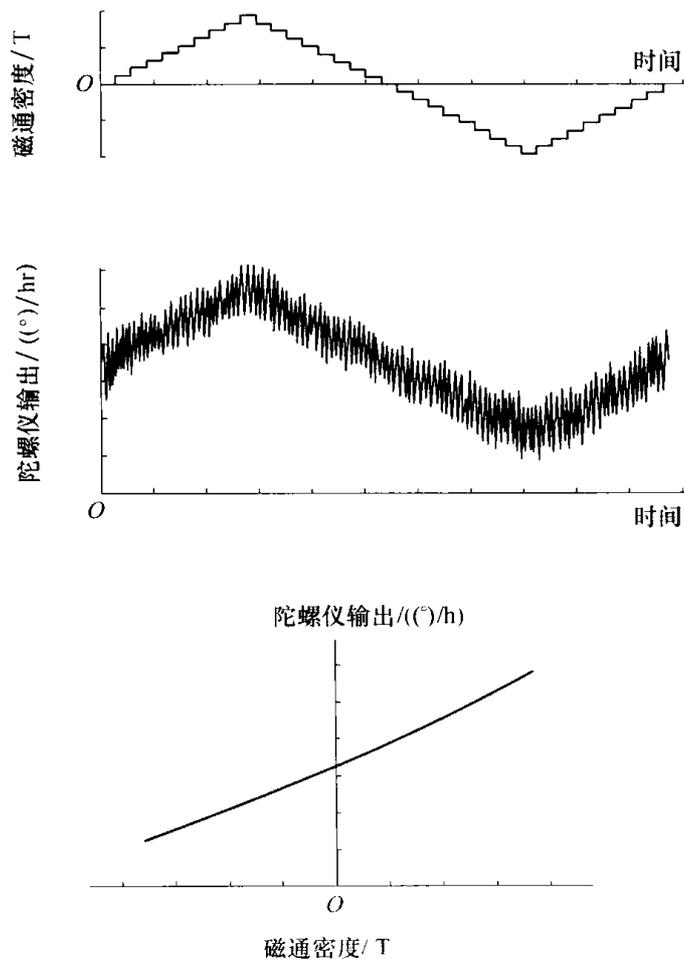


图 8.13 磁性敏感度示意图

8.5.6 离心试验

离心机给陀螺仪提供一种大的稳定或波动式加速度。一种离心机照片如图8.14所示。离心试验的目的是研究陀螺仪对大加速度的响应以及确定敏感器处于工作状态或静态状态时其承受大的连续或波动加速度的能力。

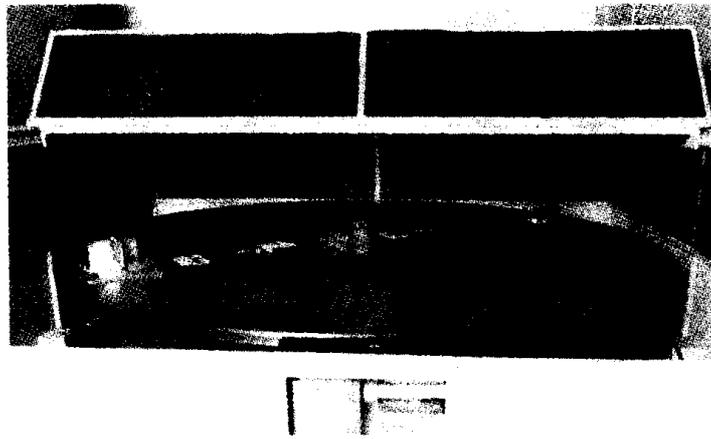


图 8.14 用于敏感器试验的离心机(QinetiQ 图片)

此类试验通常为对惯性敏感器进行的一系列测试中的最后项目之一,因此要特别注意避免对敏感器的永久性破坏。研究陀螺仪性能包线的极限值时尤其如此。必须要注意对敏感轴或多个轴进行对准,以便不超过陀螺仪最大转动速率,且对由陀螺仪敏感的输入速率留有余量。此外,敏感器可以安装在逆向旋转转台上以消除离心机的旋转效应。在此情况下,施加的加速度为与转台旋转频率一致的正弦形式。作用在陀螺每个轴的加速度大小可以由旋转速度或敏感器离旋转中心的距离(即半径臂)进行控制。测试时在陀螺仪附近增加一加速度计来提供对作用在敏感器上的加速度的精确测量。

为检查陀螺仪的加速度敏感度,施加的加速度逐步增加至给定的最大值。此过程对陀螺仪不同的安装方向进行重复测试,目的是检查其沿不同轴的加速度敏感度。然后对于施加在陀螺仪的每一项加速度值,对其产生的加速度输出信号的均值进行比较,并由此可以计算出敏感器的加速度敏感度。该值可以与前面描述的多位置测试中得到的值进行比较。在多位置测试中,加速度敏感度是在低加速度状态下估算出的。

在静态测试情况下,要对陀螺仪的一个特定参数或一系列参数先进行测试前的估计。然后,该敏感器经受到如前所述的期望的平稳状态加速度,或加速度曲线,但敏感器处于断电状态。然后对陀螺仪进行重新评估,以确定性能是否发生任何变化。

8.5.7 冲击试验

此类试验的目的是测量陀螺仪对于施加的冲击的响应,并确定该敏感器对于施加的极短周期(一般为毫秒级)的加速度的恢复能力。正如离心测试的情况,陀螺仪在测试过程中可能处于工作状态或静态状态。

陀螺仪可以采用冲击台或振动台施加冲击。当使用冲击台时,敏感器要安装到一重的金属台上,并将该台从给定的距离上落到一合适形状的铅块上。而对于后者的情况,给振动台施加一短周期单向位移,敏感器刚性安装在台面上^[12]。

为测量陀螺仪在工作条件下对施加冲击的响应,敏感器按照适当的方向非常牢固地安装到测试设备的台面上。在施加冲击前,先记录给定时间的敏感器输出信号。如有可能,在施加冲击过程中且同样在冲击后的一定时间内记录输出信号。陀螺仪在冲击前后漂移均值的对比能够表明该陀螺仪特性的瞬态或永久性变化。

当陀螺仪在静态状态下测试时,一般按照上面静态离心测试所描述的方法进行。同样对被测敏感器在施加冲击加速度前后的有关特性进行比较。

8.5.8 振动试验

振动试验一般为陀螺测试的最后项目,这是由于测试对敏感器具有永久破坏的高风险。必须特别注意要确保安装夹具的谐振不会放大所施加的加速度。建议在开始进行随机振动试验前,一定要对用于振动台面上安装陀螺仪的结构件模态性能进行全面的检查。

此类形式测试的目的通常有 4 个方面:

- (1) 调查敏感器出现谐振响应处的频率及其量值。
- (2) 评估陀螺仪的非等弹性或加速度平方相关性。
- (3) 检查敏感器在特殊振动环境下的适应性和抗毁性。敏感器可以是静态也可以是工作状态,这取决于具体试验的目的。
- (4) 估计敏感器在振动环境中输出信号的噪声特性变化。

振动台提供一种给敏感器施加各种形式振动运动的途径。这种设备有多种不同的形式。通常,振动器具有一安装敏感器的台面。此台面通过电磁铁沿着确定的轴加以驱动,电磁铁中通有所需频率和波形的电流。该台可以垂直振动或者旋转 90°并连接到一滑动台上进行水平振动。一种典型振动台如图 8.15 所示。

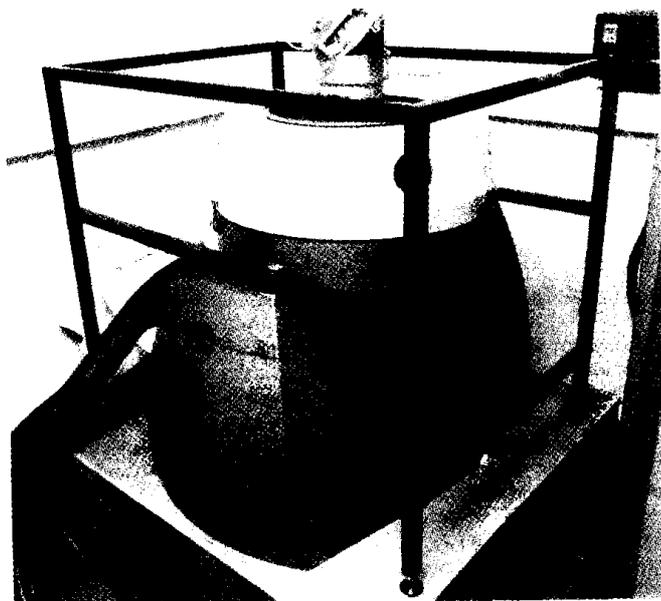


图 8.15 用于敏感器测试的振动台照片(QinetiQ 图片)

有两种形式的运动可以施加于试验台,即正弦振动或随机振动。对前一种情况,台面的位移按照给定的频带作正弦变化,其加速度大小不会超过预先设定的值。而对于后

一种情况,根据给定的功率谱密度和频率带宽给台面施加随机振动。

在振动试验过程中,可能有必要使用去磁线圈,这是由于某些振动试验设备产生非常大的磁场。这些磁场会改变陀螺仪的漂移性能,如 8.5.5 节磁敏感度测试中所指出的。因此,必须要注意保证正确地观测和分析真实的效应,而不仅仅是由测试设备引起的假象。

最好先对陀螺仪在工作状态下进行低加速度量值的测试,目的是确定敏感器内部是否产生谐振及发生谐振的这些频率。这样在检查被测的敏感器时,每个检测点的频率就能远离那些辨识出的任何谐振点。敏感器要以合适的取向牢靠地固定到振动台上。测试过程中,要在被测敏感器或其安装夹具上安装一小的反馈加速度计以测量施加在敏感器上的加速度值。振动台工作在反馈模式以保证测试时敏感器上施加的加速度的幅值均匀合适。通常选择 $1g$ 范围的小的峰值加速度并且给敏感器施加正弦位移。振动频率的变化从初始值的几赫慢变到上限值,通常在 10kHz 范围。这通常称为“正弦扫频”。在此扫频过程中,陀螺仪的输出信号要连续监视以保证遇到的任何谐振不会破坏敏感器,且记录出现谐振时的频率。对于陀螺仪其他的取向,这种试验可以重复进行以确定无谐振频率区。

当测试机械式陀螺仪时,通常将其两个轴以相对于台面运动轴 45° 的方向安装,目的是使非等弹性零偏的效应最大化并使其易于辨识。在此情况下,陀螺仪的第三个轴则垂直于该运动轴,且与主地理轴的一个轴对准。对陀螺仪进行测试,确定在所选的方向上和适当时间内的平均和标准漂移偏差。给敏感器施加正弦运动,其振荡频率选择为远离在初步“正弦扫频”测试中探测的谐振点。给陀螺仪施加预先选择的最大加速度并采集其振动周期内的输出信号,振动时间一般为好几分钟。这种测试要对多个频率点上不同峰值的加速度重复进行。对这些测试过程中采集的陀螺仪数据的统计值进行评估,并与无振动条件下得到的均值零偏进行比较,以便对敏感器的加速度平方相关性加以评估。非等弹性零偏系数可以通过确定每个频率上由振动引起的输出零偏的平均增加量,除以适当的加速度平方进行计算。然后将此偏差的不同值进行平均以给出加速度平方(g^2)漂移率的估计值。

正交效应可通过重复上面试验推导出来,但要使陀螺仪的输入轴与运动轴相垂直。引入到陀螺仪输出信号的噪声分析可以通过检查振动试验中敏感器产生的信号的统计值并与静止状态得到的相应值进行比较来完成,也就是说对试验前后的值进行比较。

为测试敏感器的耐久性、抗损伤性及可恢复性,通常采用振动台的随机运动。试验方法如前所述,但运动的频率和幅度在一定的频谱范围内连续地随机变化,该频谱由功率谱密度的频率带宽来确定,功率谱密度用来表征该振动形式。该功率谱密度还确定了安装在振动台上的敏感器在任意频率上所承受的最大的加速度。这就是所谓的随机振动试验。

根据所检查的敏感器的使用情况,敏感器可以处于通电状态也可以不通电。例如,如果是检查运输过程中的抗损伤性,敏感器可以在不加电状态振动几周或几个月。在这种情况下,正如前面关于不加电情况的离心或冲击试验所述,要确定敏感器在测试前后的特征,并进而确定其性能变化。如果是检查战术导弹某种特定的飞行状态,如气动力较大时,敏感器在测试时将处于工作状态,但相关的振动谱施加的持续时间就会较短,可

能仅 10s 或更短。在此种形式的测试中,要记录振动前后陀螺仪的输出信号,从而确定在振动试验过程中传感器响应的变化所产生的影响。

当评估机械抖振式环形激光陀螺仪时,必须要仔细进行,以防止振动运动与传感器之间出现任何非代表性的相互影响,导致虚假的零偏误差。重要的一点是要将传感器连接到刚性底盘上,而且对这些传感器要进行单独试验。

8.5.9 综合测试

在分析了传感器对单一干扰如旋转或加速度的响应基础上,可以通过组合方式进行某些有限的传感器评估,例如:

(1) 旋转和加速度组合方式。通过在大型的离心机上安装一结实的速率台,陀螺仪可以绕其输入轴转动且同时在该轴上施加一加速度。

(2) 振动和加速度组合。通过在一大的离心机上安装一小的振动台来实现,能给传感器施加一加速度,同时在其一个或几个正交坐标轴上施加振动。

(3) 旋转与振动组合。可以通过在振动台上加装一耐抗振的速率转台来实现,并且沿一个轴施加振动运动而同时再施加一旋转扰动,或者是在相互正交的多个轴上同时施加这些干扰。

还有各种其他可能的组合形式,包括在这些组合试验中给传感器施加冲击加速度或热循环。

当评估陀螺仪经历主运载体可能经受的全环境时的响应时,这种形式的测试通常很有价值。将组合激励所产生的传感器响应与单一激励(如组合测试中采用的线加速度或旋转)的期望值进行比较是很有用的。在实验室内可以检查任何异常现象,并且可以在最终的组合测试进行之前,如实际的试飞前,确定基本的特性。必须要保证在实验室中采用的扰动组合是真实的,并且不会超出主运载体的能力,从而也不超过传感器规定的的能力。

试飞能够得到定性的评估而非确定性的分析,这是由于很难非常精确地确定全部的输入激励。一般不可能用与通常的单一激励(如旋转或多位置测试)相同的精度来确定该激励。

8.5.10 老化与储存试验

许多应用要求陀螺仪具有多年的“储存寿命”,一般为 15 年。并且在该周期最后仍具有规范要求的性能。除了通过多次热循环和加强的振动测试来模拟运输以外,要提供真实的加速老化或储存试验并非容易。评估老化的一种方法是通过类比或参照其他装置中类似的已知元器件的特性,如永久磁铁,并确定传感器在寿命周期内预计的磁通量变化。这就使设计者对预计的性能下降留有适当的裕度。

评估老化的另一种方法是采用诸如多位置测试确定大量陀螺仪的特性,然后将其储存到特定的环境中。按照 1 年或 2 年间隔时间,周期性抽取几个进行重新评估,这样可以对传感器性能的老化形式或性能变化提供指导,从而能够与预计的变化进行比较。在随后的各种测试中,必须采用同样的测试程序以及同样标定条件的测试设备。

8.6 加速度计试验

加速度计性能的检查通常采用一系列静态和动态测试程序,类似于前面描述的有关陀螺仪的试验。然而,确定此类器件的特性所需的测试规模要减小^[13]。例如,一般不需要速率转台测试,并且多位置测试采用精密分度头即可完成。这种设备一般具有约 1' (角秒)的定位精度,能够使加速度计敏感轴(输入轴)相对于重力矢量进行旋转。因此,作用在敏感器输入轴的重力分量可以非常精确地改变。这种设备的图片如图 8.16 所示。

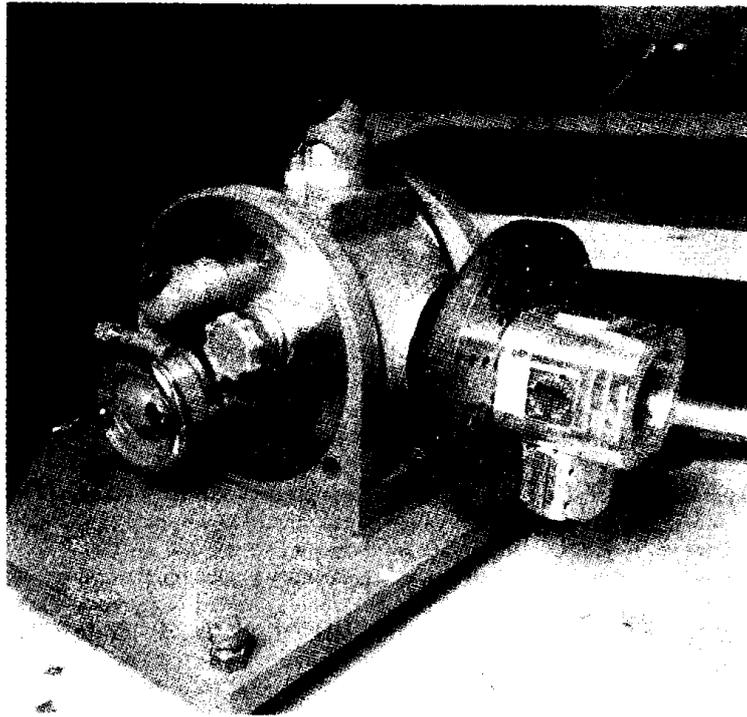


图 8.16 精密分度头照片(QinetiQ 公司图片)

当进行摆式加速度计测试时,要仔细安装敏感器,尽可能保证铰链轴不处于垂直状态。这样可避免铰链处摩擦力的效应影响输出信号。在进行一系列评价加速度计性能的测试之前,通常要进行初步测试,以保证加速度计功能符合厂家的设计。典型测试包括通电后短时间(10min ~ 20min)观测输出以检查加温趋势并确定产生输出信号的加速度阈值的大小。可以采用上述的精密分度头沿着敏感器的输入轴施加小的加速度。

如同陀螺仪的测试情况,IEEE 已经发布许多加速度计测试方法的文献^[7,8,14]。下面章节集中在加速度计的一般测试技术、测试技术举例及分析方法上,以便对仪表的性能进行评估。

8.6.1 多位置测试

这类测试的目的是确定加速度计的下列参数:

- (1) 标度因数;

- (2) 标度因数线性度;
- (3) 零偏误差;
- (4) 轴对准误差;
- (5) 逐次启动重复性。

被测器件要牢固地安装到精密分度头上,并且一般来说,要记录加速度计敏感轴4种不同姿态时的输出信号,分别对应于作用在该轴 $0g$ 、 $1g$ 、 $0g$ 、 $-1g$ 的加速度值。在每个位置上,记录一系列数据点,且整个测试可能要重复数次,根据此数据可以计算上述的性能参数。对于某个固定温度下重力矢量的计算值与测量值之间残差的典型数据如图8.17所示。

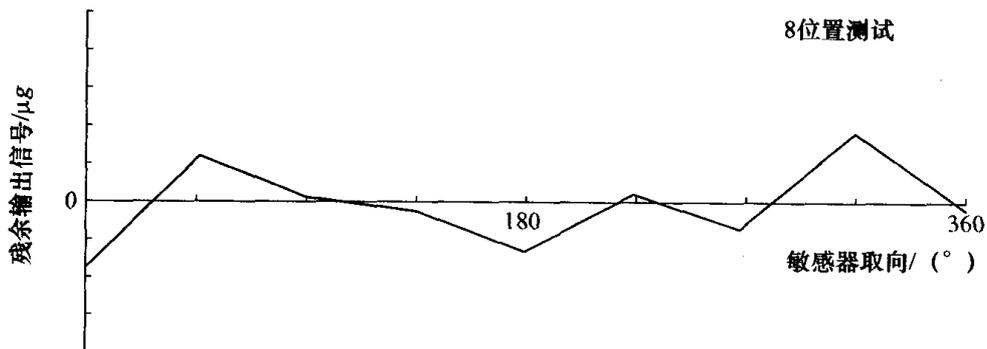


图 8.17 多位置测试采样数据

对于逐次启动重复性评估,在一个给定位置上的测试至少要重复12次,对于测试中所含的每个固定位置通常重复整个过程。一次加电稳定性测试的采样数据如图8.18所示。通常要监视传感器在图8.18中所示的预热阶段的温度。这些测试有时称为“墓碑”测试。

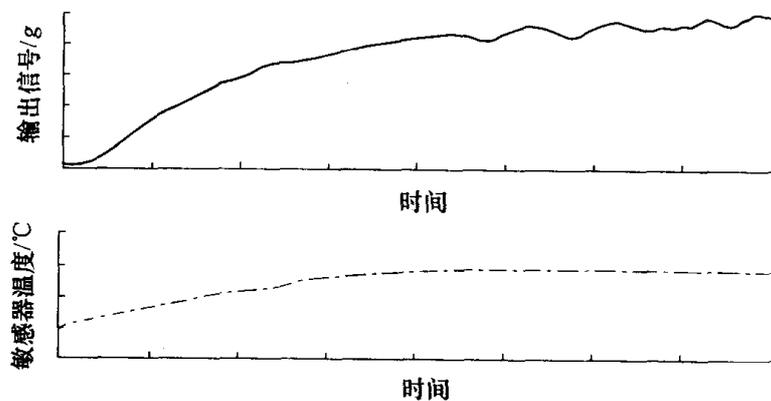


图 8.18 逐次启动稳定性测试采样数据

8.6.2 长期稳定性

对于这类测试,将传感器固定在一特定的取向,记录加速度计的输出信号。测试的持续时间可能是几小时、几周或甚至更长。如同陀螺仪测试的情况,在对加速度计一个或多个不同的取向重复测试过程前,传感器要关断一定时间。在每个位置上都要检测试验过程中的环境温度并做好记录,以便能够对加速度计输出信号进行修正,如图8.19所示。

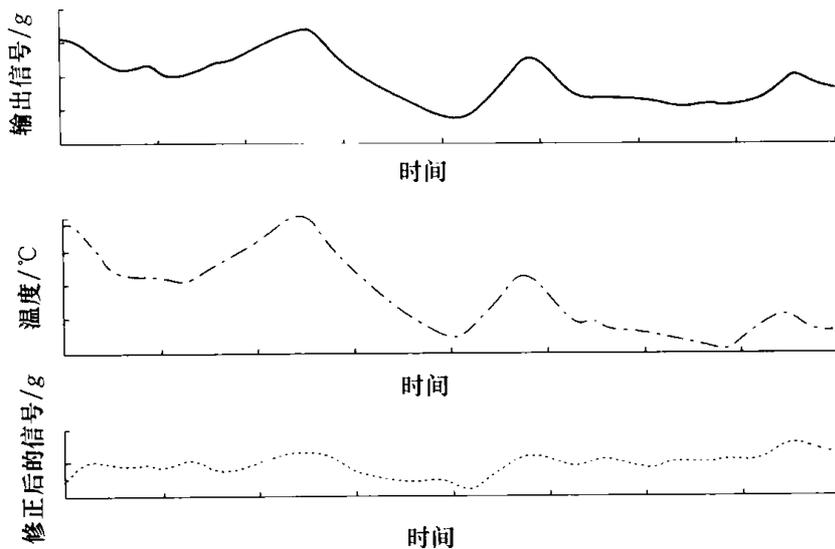


图 8.19 长期稳定性测试采样数据

8.6.3 温度试验

温度试验的目的是确定用于描述加速度计性能的基本参数随温度的变化;敏感器或者处于均匀温升或温降(称为“保温”)或者敏感器内具有温度梯度。在精密分度头上被测的敏感器一般封闭在环境箱内,试验温度可低至零下,一般到 -55°C ,并能升到高温,通常为 75°C 或 80°C 。图 8.20 给出了一种典型的试验方案。当加速度计处于高低温“保温”状态时,进行各种测试以观测加速度计的特性,并记录加速度计在 4 种主要姿态时的输出信号。这样就能够对测试过程中性能参数的变化进行估计,且在可能情况下,得到其与敏感器温度的相关性。采样数据如图 8.21 所示。

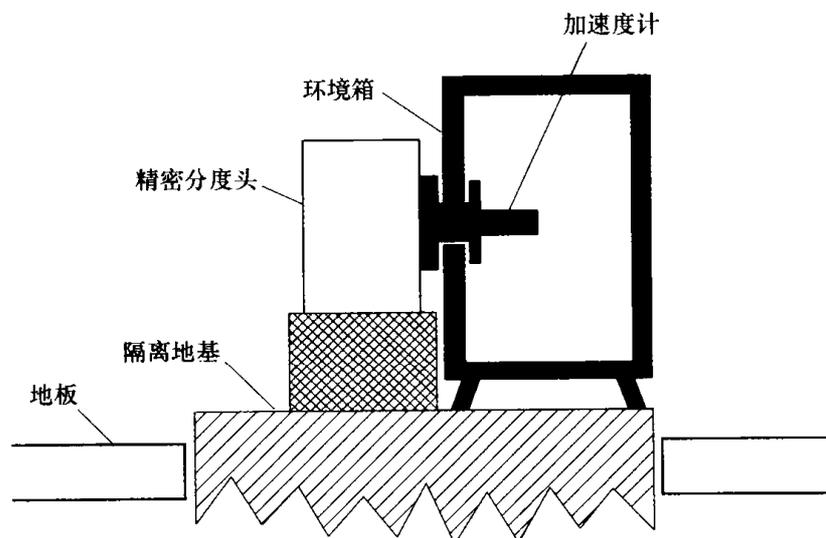


图 8.20 热测试设备原理图

另外,加速度计的响应可以在不同的温度下降或上升率时加以检测。在这种情况下,加速度计安装在给定的方位上,并且环境温度在给定的时间周期内及给定的范围内线性变化。在此周期内,对温度进行记录,并对加速度计不同的安装方向,重复试验过程。

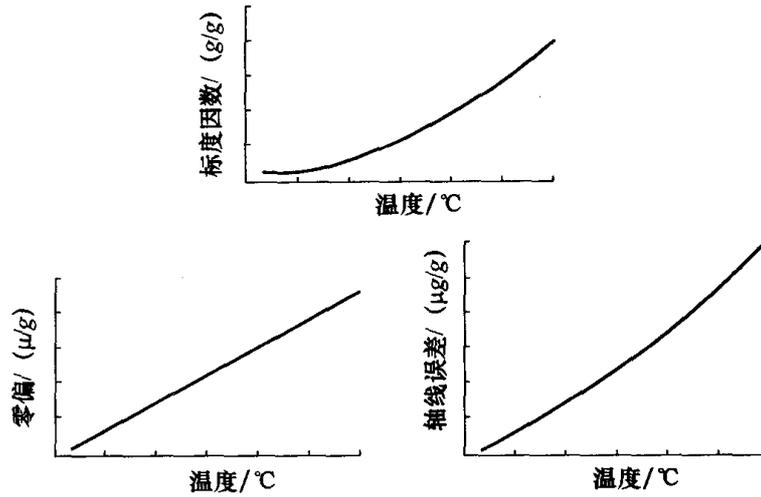


图 8.21 加速度计参数的温度灵敏度

8.6.4 磁灵敏度测试

这些测试的目的是确定外部磁场对加速度计性能所产生的影响。测试采取与 8.5.5 节中陀螺测试类似的形式。敏感器安装在相对于重力矢量所期望的取向上,并且放置一对亥姆霍兹线圈,使其在加速度计所选择的方向上施加一磁场。加速度计的响应要在施加磁场之前、过程中及之后分别进行记录。对加速度计相对于重力矢量和磁场不同的方向以及磁场不同的场强通常要进行一系列重复测试。从这些测试中,加速度计在有磁场存在时的性能以及它可能显示的特性变化,可以通过性能的变化与施加的磁场矢量间的相关性加以评估。图 8.22 给出了一个磁灵敏度的示例。

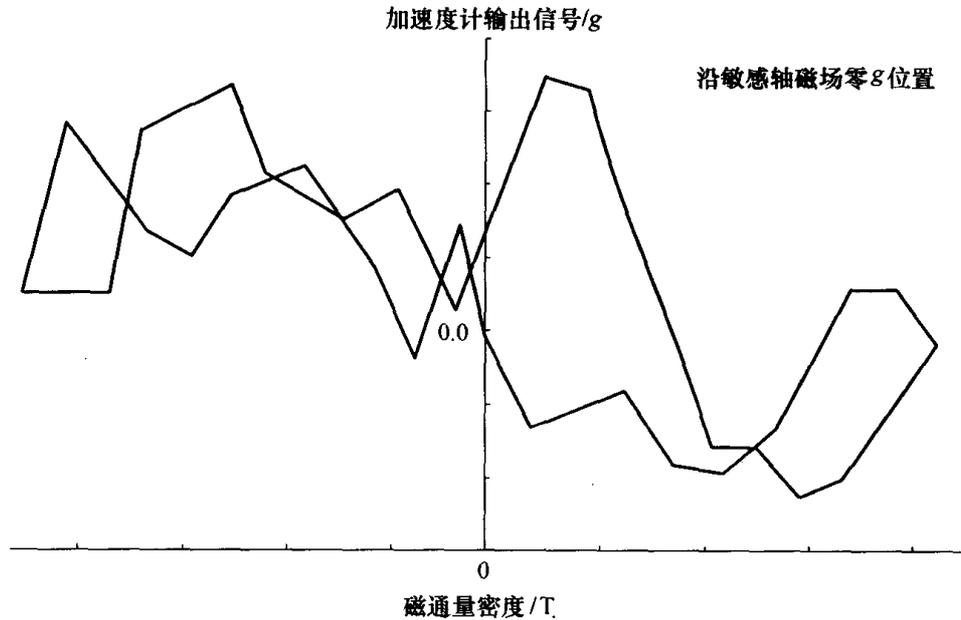


图 8.22 一种加速度计的磁灵敏度

8.6.5 离心试验

如同陀螺仪的离心测试情况,这类试验必须小心进行。一般这些试验安排在测试计

划的后期进行。这些测试的目的是记录加速度计对于比重力加速度更大的加速度值的响应,并对输入加速度最大值时的标度因数的线性度进行评估^[14]。这种设备同样可以用于检查传感器对于施加的加速度超过输入轴推荐或设计的测量最大值情况下的恢复性能及容限。这种形式的测试称为过量程测试。对于后面这些测试要特别小心,以避免造成被测传感器的永久性损坏。

采用的设备和测试形式与 8.5.6 节所描述的陀螺仪离心测试非常类似,其中传感器或者处于通电状态或者为断电状态。此外,将被测传感器刚性地固紧到测试平台上也是至关重要的。对于标度因数线性度响应测试,可将敏感轴与施加的加速度平行。表明残余误差,即测量值与实际值差别的采样数据如图 8.23 所示。

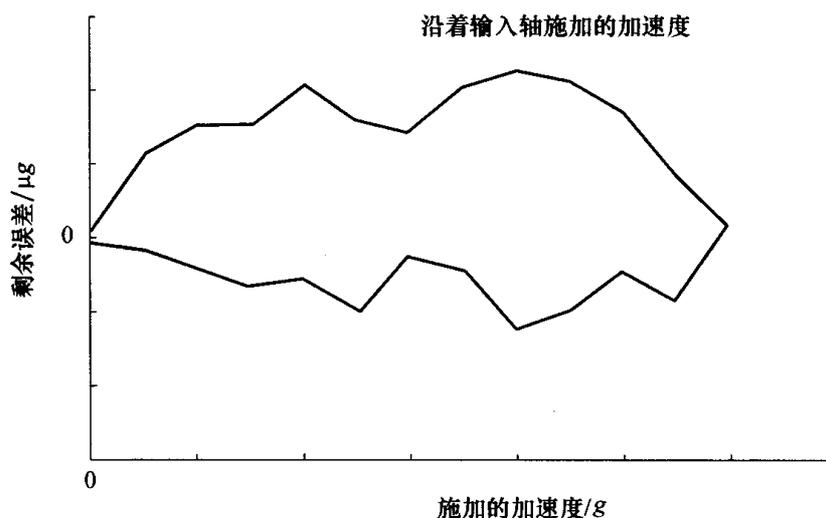


图 8.23 离心测试的加速度计数据

当传感器轴垂直于施加的加速度时,则可以检查不同轴间的干扰或正交性。在这些情况下,加速度计将工作在通电状态,并且施加给传感器的加速度以小步长增加,直到它可以测量的最大值,然后逐步减小到零。在此循环中的每一步,加速度计的响应要按给定的周期进行记录,并且将此响应与在分度头上进行的多位置测试的响应加以比较。这种循环根据产生数据可信度所需的次数重复进行,并且在合适时,把传感器旋转 180°,以记录加速度计对于沿敏感轴相反方向加速度的响应。

传感器在进行过量程测试时同样也处于工作状态,此时施加的加速度在标准允许最大值以上以小增加量增加,并记录每一步增加后的加速度计响应。通常,如果测试传感器的目的不是到破坏的程度,在这些试验中一般使用的加速度为超出最大值 10% ~ 20% 的范围内。在过量程测试后,一般要重复至少部分的多位置测试,以确定加速度计未被过量程测试造成永久性损坏。如果测试目的是损坏该传感器,则多位置测试可以确定传感器损坏后的新的特性。

当在正交的两个轴上同时施加一大的加速度时,传感器可以按照相对于施加的加速度矢量成 45° 的角度安装到离心机上,从而确定其响应。如同常规的轴向安装一样,传感器在施加的加速度逐步递增至最大值过程中,要记录每一步的响应,然后逐步减小至零。通过这种形式的测试,并将记录数据与之前测试中得到的预测值加以比较,可以对大加速度状态时的轴交叉灵敏度进行估值。

对于某些类型的恢复性测试,传感器将不工作。在此情况下,通过诸如多位置测试来确定传感器的特性,然后对传感器进行断电状态下的离心测试。进而重新确定传感器特性,以确定加速度计性能特征的变化形式。

另一种形式的动态测试是将加速度计安装到一楔形物上,通常为 30° 或 60° ,使斜面法线的指向远离旋转轴。传感器输入轴的取向要进行对准,使得在离心机静止时,它能敏感特定的或期望的重力矢量分量。当加速度计旋转时,该重力矢量分量可以通过施加加速度进行归零,因此,加速度就可以动态地从零位取值。

8.6.6 冲击试验

这些试验的目的是检查加速度计对施加的冲击的响应,或评估器件对施加的这种持续时间非常短的加速度的恢复性能,持续时间一般为毫秒级^[12]。如同上面描述的离心测试情况,加速度计在测试过程中可能工作也可能不工作。

所使用的测试形式和设备与 8.5.7 节所描述的评估陀螺仪对于施加冲击时的响应情况非常相似,此处不再重复。

8.6.7 振动试验

如同陀螺仪测试,振动一般是对传感器进行的最后一类测试,原因在于它对加速度计可能会造成永久和不可逆的损坏。所用的设备类型与 8.5.8 节所讨论的相同。

这些测试的目的通常包含 5 个方面:

- (1) 调查传感器的谐振响应;
- (2) 评估加速度计的振摆误差;
- (3) 检测仪表的频率响应;
- (4) 检测器件在特定振动环境时的恢复性,根据测试的目的,加速度计可能通电也可能不通电;
- (5) 评估加速度计在振动环境下产生的信号噪声特性的变化。

测试采用的设备与 8.5.8 节关于陀螺仪振动环境试验中所采用的设备相同。另外,如同该节所述,传递给传感器的运动可能是随机的也可能是正弦形式。

通常,要对加速度计进行一系列通电状态的初始测试,目的是确定传感器可能激发的任何谐振频率及幅度。这使得进行传感器检查时,能远离仪表可能产生谐振的频率点。进行这种所谓的谐振搜索与 8.5.8 节描述的陀螺测试的方式相同,即采用所谓的正弦扫频。要注意 8.5.8 节给出的有关提醒,包括关于将夹具或安装底座可靠地栓接到测试台上,并且还要对安装底座进行全面检查以检测各种谐振。

振摆校正是当摆式加速度计经受线性振动运动时,由于摆的强迫运动而产生的零偏。当沿着与输入轴成 45° 方向施加运动,且处于包含输入轴和摆轴的平面时,就会出现此零偏。此误差大小的评估通过调整对被测加速度计的指向来进行,使得沿着如上所述的一个轴施加振动运动,从而能够对此零偏加以观测。调整时必须仔细进行,通常把加速度计安装到一个精密加工的夹具上,并对传感器按照规定取向进行定位。

安装的精度可以在传感器通电状态下检查,将振动台精确地旋转 45° ,使敏感轴即输入轴处于水平,并且保证其指示为零 g 输出。调整传感器的定位以给出精确的零 g 输

出。然后,振动台再精确回转 45° 。为监控施加的运动,还要加装一控制加速度计;也可以在测试底座上加装其他传感器来监控各正交轴向的运动。

首先,通过采集短时间数据对加速度计的零偏加以观测。然后再给传感器施加给定频率及加速度的振动运动。记录加速度计的输出信号,记录时间一般为 1min ,必要时对信号进行滤波。对零偏的变化加以评估,并且除以峰值加速度平方以给出振摆误差值。测试重复进行多次以给出该误差估计的置信水平,并且以不同的频率和峰值加速度进行重复。选择的每个频率应远离任何谐振频率。最后,根据计算值矩阵可以估计出平均值。

加速度计的频率响应通过将加速度计牢固地安装到振动台上,并在敏感轴方向上施加正弦振动来确定。在任意一次测试中,峰值加速度保持常值,而频率在给定的带宽范围内变化,一般为 $25\text{Hz} \sim 2\text{kHz}$ 。对加速度计的输出信号进行记录,并采用传递函数分析仪与压电晶体得到的参考信号进行比较。这样能够得出增益和相位的响应,如图 8.24 所示。

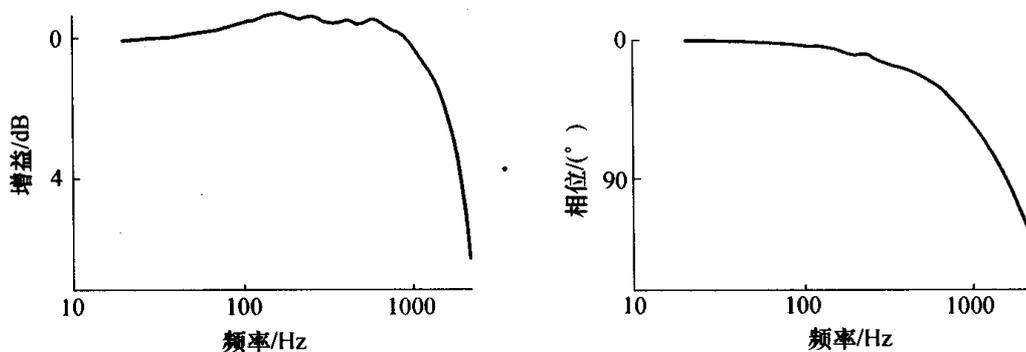


图 8.24 加速度计动态响应

评估加速度计振动环境的恢复性能可以采用与已经描述过的有关陀螺仪评估相同的方法。这在 8.5.8 节中进行过详细讨论。利用记录数据以及计算的统计数据结果,能够对该器件经受振动运动所产生的噪声特性的变化进行估计。

8.6.8 组合测试

这类测试有时对估计加速度计在真实环境下的性能是合适的,此时传感器上作用有各种力或干扰的组合。对这种形式的测试,其基本原理已在 8.5.9 节针对陀螺仪的评估进行了描述,这里不再重复。8.5.9 节关于超出应力范围时对传感器造成损害的问题所给出的提示在此也同样重要。

8.6.9 老化与储存试验

8.5.10 节对陀螺仪此类测试中所描述的问题、基本原理和限制条件等适用于加速度计测试。有可能某个机构代表项目对这些问题进行研究,对特定的运载体所采用的加速度计和陀螺仪同时进行评估。一般来说,与摆式加速度计有关的储存与老化问题集中在永久磁铁的性能退化上。所以,标度因数的变化可以根据采用的磁性材料的知识进行预测。

8.7 标定与误差补偿

8.7.1 概述

传感器通过对其产生的模拟或数字信号与已知的输入运动加以比较进行标定。这样,从速率变换测试中,陀螺仪的输出信号可以与精确已知的旋转速率进行比较,且标度因数可以确定到如多少毫伏/(度·秒)的旋转速率。类似地,采用重力矢量作为精确的标准,也可以确定加速度计的标度因数。

误差补偿有几种不同的级别可以采用。但是,基本的思路都是相同的,即修正可预测的一种或多种系统误差对传感器精度的影响。另外,基本的要求是误差过程可以用方程来表示并进而加以数学建模,并且可以得到对应于干扰作用(如温度或加速度)的信号,而且可以按照需要的精度进行测量。

可预测的误差分量可以从性能观测值中进行估计,并以相反的意义用于对传感器性能缺陷的修正或补偿。这种方法经常取决于误差表达式中使用的常数系数,但对于要求更高的应用或复杂的误差特性,通常采用多项式表示。

可能的误差补偿范围可以从采用一个常数对整批仪表进行单一误差参数的修正,到采用复杂的时变多项式进行单个仪表的多参数补偿。前种类型的补偿采用从例如“生产线”评估得到的平均数据,并且它主要对特定的一类或设计的传感器呈现的系统性误差趋势进行补偿。另一种极端情况需要通过一系列实验室测试,确定每个传感器的特性,然后根据测试结果对每个传感器的性能进行修正。在这种情况下,对每个传感器观测误差的误差系数进行定量评估,从而对观测的测量值进行已知的系统性误差加以修正。利用现代计算机和数据存储技术,这种方法已变得更为可行,并且已经用于 MEMS 传感器技术来获得高性能的器件。

前一类型的误差补偿在系统级上通常非常容易实现,特别是当每个器件被视为相同时更是这样。对于后一种情况,补偿处理较为复杂和困难,这是由于补偿的程度从一个系统到另一个系统会有所不同。当然,每个传感器都会有其自身的一套误差系数,必须读到系统处理器中。用于修正的系数可以以电子形式存储到每个传感器内的“芯片”中。但是,这种方法确实为每个传感器性能的显著改善提供了较大的余地,从而也给它们所组成的系统带来明显的改善。补偿方法的选择通常是各种因素间的折中,但主要是在实现的难易程度与传感器精度改善所获得的好处之间的平衡。当然,另一个考虑在于确定详细特性需要的额外成本与使用更为精确仪表所付的代价之间的折中。

陀螺仪与加速度计中产生的常见误差类型曾在第 4 章~第 6 章进行了描述。下面给出了一些例子来说明在采用不同类型传感器的系统中如何对这种误差进行建模,并加以补偿。

8.7.2 陀螺仪误差补偿

如第 4 章所述,常规陀螺仪提供的旋转速率的测量值(ω_x),可以根据绕其输入轴施

加的速率(ω_x)用下列表达式表示:

$$\tilde{\omega}_x = (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_f + B_{gx}a_x + B_{gz}a_z + B_{axz}a_ya_z + n_x \quad (8.3)$$

式中: a_x 和 a_z 为陀螺仪分别沿其输入轴和自转轴的加速度; B_f 为与 g 无关的零偏; B_{gx} , B_{gz} 为与 g 有关的零偏系数; B_{axz} 为非等弹性零偏系数; n_x 为零平均值随机零偏; M_y , M_z 为交叉耦合系数; S_x 为标度因数误差, 它可以用 ω_x 的多项式形式来表示标度因数的非线性。

如第 4 章所述, 每项误差系数都具有可重复分量和不可重复部分。 S_x , M_y , M_z , B_f , B_{gx} , B_{gz} 和 B_{axz} 的可重复分量为可测量量, 因此, 对它们的效应可以进行补偿。 试图对工作时的随机误差进行补偿是不实际的, 这种效应只能由敏感器的精心设计和制造来加以控制。

对双轴陀螺仪(如动力调谐陀螺仪)产生的零偏和标度因数误差也可以采用上述类似形式的表达式进行建模。 对于光学陀螺仪, 如环形激光陀螺仪, 加速度敏感误差可以忽略不计, 且速率测量值对于很多应用可以建模如下:

$$\tilde{\omega}_x = (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_f + n_x \quad (8.4)$$

与机械传感器一样, 固定零偏、交叉耦合及安装固定标度因数误差一般可以测量到足够的精度, 以进行某种有效的补偿。 其他的误差可预测性较弱, 因此不能通过此处所考虑的形式进行在线修正。

8.7.3 加速度计误差补偿

按照第 6 章所述, 由加速度计产生的测量值(\tilde{a}_x)可以根据施加的加速度和传感器误差系数用下列表达式表示:

$$\tilde{a}_x = (1 + S_x)a_x + M_ya_y + M_z a_z + B_f + B_v a_x a_y + n_x \quad (8.5)$$

式中: a_x 表示施加在敏感轴方向上的加速度; a_y 和 a_z 为施加在垂直于敏感轴方向的加速度; S_x 为标度因数误差, 一般用多项式形式表示以包括非线性效应; M_y 和 M_z 为交叉轴耦合因数; B_f 为测量零偏; B_v 为振摆误差系数; n_x 为随机零偏。

一般来说, 固定零偏、交叉耦合及标度因数误差系数可以测量, 因此可以采用修正方法补偿这些误差的可重复分量。 在存在慢变的加速度时由振摆效应引起的误差也可以在很大程度上进行补偿。 但是, 随机零偏和振动相关的误差则无法精确补偿。

8.7.4 关于误差补偿的进一步说明

补偿技术旨在通过测量适当的误差系数, 并利用这些值对测量值加以修正, 以除去惯性传感器中可预测的误差项。 这些通常在系统软件中实现。 除了传感器误差补偿外, 通常对各种系统误差也要进行补偿, 如传感器安装误差等。 这些误差可以量测, 因此, 它们对系统性能的影响也是可以预测的。

从第 4 章 ~ 第 6 章的讨论中知, 测量的系数随时间、温度、振动、施加的运动以及逐次工作而变化, 而正是这些变化最终决定了系统的性能。 当不可能对大多数的这些误差加以补偿时, 温度补偿常常是获得给定的性能目标的主要因素。

热效应对零偏和标度因数误差的影响可能会非常明显且经常难以精确建模。这是由于在某些传感器中,特别是机械陀螺仪,传感器内部的温度梯度会改变其许多元器件性能。这样,通常对于非常精确的惯性系统,要极为严格地控制其传感器的温度。因此,这种系统可能会具有较长的预热时间。但是,这当然缓解了对复杂且困难的热补偿的要求。

应用补偿方法所能得到的精度取决于“误差”方程中的系数代表实际传感器误差的精确程度。这个表达式通常作为时间、传感器的使用环境及使用频度的函数而变化。对于更为苛刻的应用,可能有必要定期对传感器进行重新标定,以保证补偿程序对特定应用需求的有效性。

8.8 惯性导航系统的测试

根据惯性导航系统的形式和种类,可以对整个惯性导航系统或只是惯性测量装置进行实验室测试。通常,当系统的开发达到实验室测试程度时,对采用的组件级传感器的特性已非常了解,测试的目的与“组件级测试”也有所不同。经常要进行类似的测试,但目的是检测系统性能,例如,系统性能与根据分组件惯性传感器性能知识所预测的结果一致。有时,这些分组件间存在不利的相互作用。这类实例包括振动传感器间的串扰或安装到同样结构上的机械抖振式环形激光陀螺仪的闭锁特性变化。制造厂家希望检查生产线上制造的器件是否满足设计规范,而用户也希望确认惯性系统能满足其特定的使用要求。

一般来说,这类测试包括将惯性测量装置或一套完整的导航系统。安装到多轴台或测试设备上。然后可能对该组件转动一系列精确已知的角度,并定位到相对于当地重力矢量的不同取向上,如图 8.25 所示。主要的传感器误差则可以从该组件在每个方向上得到的加速度和旋转速率的静态测量值确定。朱斯(Joos)和克洛格曼(Krogmann)^[15]描述了此类方法在一个有关采用常规传感器的系统中的应用实例。被测组件放置在一台精密三轴台上,采用一系列常值速率测试和多位置测试实现对主要误差源的辨识。

还有另一种方法,系统误差的估计可以通过对组成整个捷联惯性导航系统的惯性测量装置进行测试而获得。在此情况下,在导航参考坐标系中由导航系统得到的旋转角度和/或者线性加速度的估值可以用于导出下面讨论的各种系统误差。对于后一种方法,布朗等人^[16]描述了一种针对含有环形激光陀螺仪的惯性系统测试的例子。在所述的方案中,该装置通过两自由度转台顺序进行转动。在每次转动即将开始前,系统完成一次相对于导航坐标系的自对准。然后系统本身跟踪转台每次的转动。利用计算的姿态信息,通过将测量加速度转换到导航参考坐标系中,在每一次旋转完成后,立即计算加速度在导航参考坐标系中的分量。计算加速度中的误差可能是加速度和角速率测量误差的组合的结果。通过对装置进行专门选取的一组旋转,就有可能获得主要传感器误差的估计。这类方法的一个可能的优点,是不需要采用高精度和昂贵的测试台,因为装置相对于当地重力矢量的定位并非特别严格。

旋转序号	起始位置	转动	测试位置
1		绕y转90°	
2		绕x转90°	
3		绕x轴转-180°	
4		绕x转90°	
5		绕y轴转-180°	
6		绕y轴转90°	
7		绕x轴转90°	
8		绕z轴转90°	
9		绕z轴转-180°	
10		绕z轴转90°	
11		绕z轴转-90°	

图 8.25 捷联惯性测量装置的测试旋转方案

下面给出了一个建议的测试方案,能够对惯性测量装置或整个惯性导航系统进行详细检查。

静态加速度测试。将导航系统安装到水平台上,使其每个敏感轴分别指向上和下(六位置测试),有可能得到相对于一组基准安装面的加速度计零偏、标度因数误差和敏感轴安装误差的估计。这些估计值可以通过对各种组合的加速度计测量值求和及求差计算得到。

静态速率测试。通过检测系统在预先设定的时间周期内,以及该装置多个不同的安装方向所给出的角速率测量值,有可能从中得出陀螺仪固定零偏和与 g 相关的零偏。如同前面的测试,求和及求差的方法可以用来分离各种误差分量。

角度测试。采用一台精密多位置测试台,惯性测量装置可以转动非常精确的已知角度。通过对这些已知的旋转角度与由陀螺仪给出的速率输出积分导出的这些旋转角度的估值进行比较,就可以求出陀螺仪测量值各种误差的估值。例如,如果转台顺时针和逆时针方向旋转过相同的角度,陀螺仪对于壳体安装误差的估值连同陀螺仪零偏和标度因数误差就可以求出。

惯性导航系统多位置测试。此方法把敏感器缺陷的传播,作为在导航参考坐标系中导出的加速度分量的误差。只要进行足够数量的旋转测试,这种方法就可用于求取含有常规陀螺仪的捷联系统中大部分主要敏感器误差的估计。

在对特定装置的测试选择合适的一组旋转中,通常包含绕每个轴旋转 90° 和 180° 。对于包含常规陀螺仪的系统测试,符合此要求使得陀螺仪的固定零偏、与 g 相关的误差和安装误差以多种不同的线性组合出现在测量方程中,并因此变为可观测量。此外,在各单独的方向测试时,必须保证装置的每个轴与当地垂直线对准,包括向上和向下两个位置,以便对加速度计零偏、标度因数误差和安装误差加以辨识。满足这些要求并可以采用两自由度测试台来实现的一组旋转示例如图 8.25 所示。

实际上,上面描述的一组测试可以按照递归的方式实现,利用一次测试得到的误差估值来更新或修正下次测试使用的误差模型。可以采用不同的信号处理方法求取系统误差的估值。对于这里所述类型的实验室测试,一般使用最小二乘法来计算误差的幅值就够了。卡尔曼滤波技术常常用来作为最小二乘法的另外一种选择。

完成这些测试过程后,通常还要单独进行速率、离心及振动测试,目的是在符合实际使用所期望的动态条件范围内对的系统性能进行评估。

8.9 半实物仿真测试

目前导弹设计师和工程师广泛采用的一种评估形式称为半实物仿真测试,这是计算机技术巨大发展的结果。这种形式的测试通常用于项目的研发阶段,目的是确定诸如导弹性能的准确估计。有时将惯性敏感器,但通常为完整的惯性系统,安装到测试设备上。这通常为一多轴测试台,如图 8.26 所示,它可以精确地再现系统在工作寿命期内可能经受的角运动,如导弹的飞行。一般说来,测试设备仅限于作角运动。被测器件的信号输出通过合适的接口连接到仿真运载体的运动和性能的计算机上。计算机上的数学模型同样产生输出信号以控制测试设备,从而形成一种采用实际的硬件并实时运行的仿真,

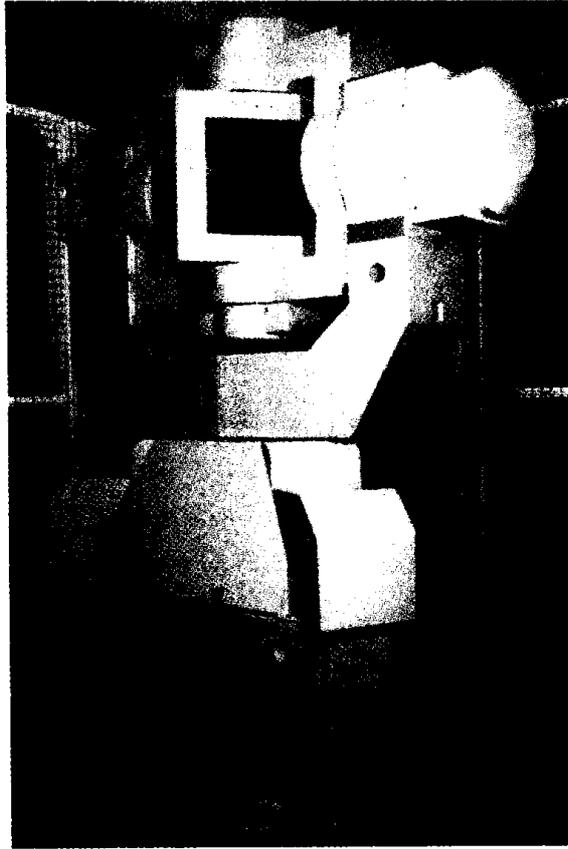


图 8.26 用于导航系统测试的三轴转台(CPE 图片)

能够对复杂系统在各种飞行状态下真实的性能进行评估。

参考文献

- 1 ANDREWS, T. R. : 'Standard gyro and accelerometer terminology' (Compiled by the Gyro and Accelerometer Panel, Aerospace and Electronic Systems Society, IEEE, 1975)
- 2 'IEEE test procedure for single-degree-of-freedom spring restrained rate gyros'. ANSI IEEE Standard 293, 1969
- 3 'IEEE standard specification format guide and test procedure for single-degree-of-freedom rate-integrating gyros'. IEEE Standard 517, 1974
- 4 'Supplement for strapdown applications to IEEE standard specification format guide and test procedure for single-degree-of-freedom rate-integrating gyros'. IEEE Standard 529, 1980
- 5 'IEEE specification format guide and test procedure for two-degree-of-freedom dynamically tuned gyros'. ANSI IEEE STANDARD 813, 1988
- 6 'IEEE specification format guide and test procedure for single axis laser gyros'. ANSI IEEE Standard 647, 1981
- 7 'IEEE standard specification format guide and test procedure for linear single axis, pendulous, analogue, torque balance accelerometer'. IEEE Standard 337, 1972
- 8 'IEEE standard specification format guide and test procedure for linear, singleaxis, digital torque-balance accelerometer'. IEEE Standard 530, 1978
- 9 KIRKPATRICK, E. G. : 'Introductory statistics and probability for engineering science and technology' (Prentice-Hall, 1974)
- 10 TOPPING, J. : 'Errors of observation and their treatment' (Chapman and Hall, 1975)
- 11 BOX, G. E. P., HUNTER, W. G., and HUNTER, J. S. : 'Statistics for experimenters' (Wiley, 1978)
- 12 HAARRIS, C. M., and CREDE, C. E. (Eds.) : 'Shock and vibration handbook vol. 1' : Basic theory and measurements.

vol. 2; Data analysis, testing and methods of control. vol. 3; Engineering design and environmental conditions' (McGraw-Hill, 1961)

- 13 SMITHSON, T. G. ; ' A review of the mechanical design and development of a high performance accelerometer ' , *Proceedings Institute of Mechanical Engineers. Mechanical Technology of Inertial Devices*. 1987 , c49/87
- 14 ' IEEE recommended practice for precision centrifuge testing of linear accelerometers ' . IEEE Standard 836 , 1991
- 15 JOOS, D. K. , and KROGMANN, U. K. ; ' Estimation of strapdown sensors for inertial system error compensation ' . AGARD Symposium, *Precision positioning and inertial guidance sensors. Technology and operational aspects* , October 1980
- 16 BROWN, A. , EBNER, R. , and MARK, J. ; ' A calibration technique for a laser gyrostrapdown inertial navigation system ' . DGON Proceedings, *Gyro Technology Symposium* , Stuttgart, 1982

第9章 捷联系统技术

9.1 概 述

在前几章,已经叙述了捷联导航系统的基本原理,以及提供必要的角速率和比力加速度的测量值所需的敏感器。本章将讨论捷联系统技术的其他方面。

9.2 捷联导航系统的组成

正如前面讨论中所指出的,捷联惯性导航系统大体上由一组惯性仪表和一台计算机组成。然而,由于随后就会明白的一些原因,这种系统可以再分解为以下组成部件:

- (1) 仪表组件;
- (2) 仪表的电子部件;
- (3) 姿态计算机;
- (4) 导航计算机。

这些部件是构成一个完整捷联导航系统的基本组成部分,其示意图如图 9.1 所示。这些部件将与必需的电源和接口电子部件一起安装在壳体上,然后再安装到要求机载导航能力的运载体上。尽管常常假设捷联导航系统是刚性固定在运载体上,但通常还必须把该系统安装在减振基座上,以便与运载体在该系统特别敏感的某些频率的振动相隔离。

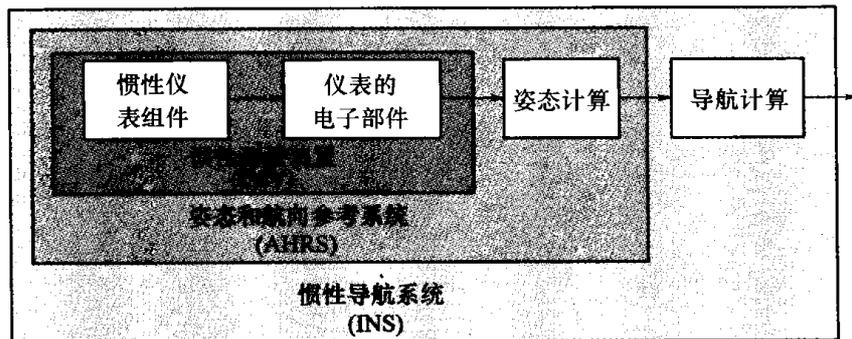


图 9.1 捷联惯性导航系统的组成

尽管这里主要关注一个完整惯性导航系统的工作过程,但是在一些应用中并不需要全部的导航功能。例如,在一些近距导弹应用中,一般只需要用角速率和比力的惯性测量值来进行飞行控制。在这种情况下,仪表组件和仪表电子部件这两个部件就可以构成所谓的惯性测量装置(IMU)。对于只要求姿态和航向信息的其他应用,就需要把惯性测量装置与解姿态方程式的一个处理器相结合。结合后的系统称为姿态与航

向参考系统(AHRS),这里把处理器称为姿态计算机。有时,AHRS与多普勒雷达相结合就形成一个导航系统。最后,再增加一个解导航方程式的计算机就构成完整的惯性导航系统。

在下面几节中,将分别详细介绍上述捷联惯性导航系统的各组成部分,并对是否需要内部电源和减振基座进行讨论。

9.3 仪表组件

9.3.1 正交的敏感器结构

仪表组件通常包括分别提供角速率和比力测量值的陀螺和加速度计。捷联惯导系统包含3个单轴陀螺(或2个双轴陀螺)和3个单轴加速度计。这些仪表全部装在一个刚性块上,该刚性块可直接或通过减振基座安装在运载体的机体内。大多数情况下,仪表的敏感轴在笛卡尔坐标系中是相互正交的,如图9.2所示。

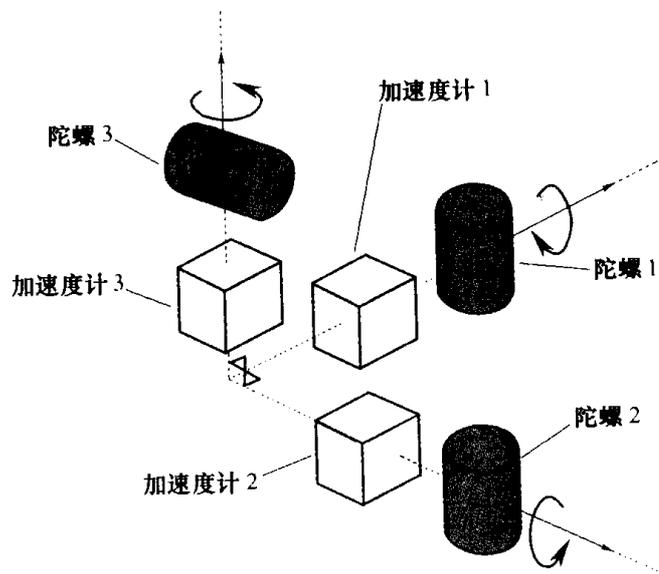


图 9.2 正交的仪表组件结构

正交的敏感器结构使角速率和比力在3个相互垂直的正交方向的分量能被直接测量出来,提供执行捷联计算任务所需的信息。

如上所述,采用双轴敏感器(如动力调谐陀螺仪)代替单轴速率积分陀螺仪的系统就可以少装一个敏感器。双轴敏感器结构还可提供一个额外的速率测量值。通过仔细选择2个双轴敏感器的相对方向,其中1个陀螺提供的冗余测量值就可用于监测另一个陀螺的性能,因而可以作为自检设备的一部分。当然在实践中,对这两种陀螺进行选择时还要考虑许多其他因素,而且它们的各种不同性能已在第4章进行了讨论。

现代敏感技术提供了各种各样的新途径,因而出现了其他一些仪表结构形式。例如,一对正交安装的多功能敏感器或单个的3个一组激光器配上合适的加速度计就可构成一个仪表组件。这种敏感器已在第5章和第6章加以介绍。

9.3.2 斜置的敏感器结构

从理论上讲,还可以把这些仪表定位在其他方向,不同于图 9.2 所示的正交结构。只要测量值可以表示为角速率和比力的正交分量的独立线性组和,这种结构形式就起作用。然后,正交分量可以作为捷联处理任务的一部分从测量值中提取。这样的仪表结构形式称为斜置的敏感器结构形式,在某些应用场合有优势。一个应用实例是 7.7.1 节中讨论的硅器件。

斜置的敏感器结构主要应用于需要在线故障检测和故障保险工作的场合,这些将在 9.3.4 节中予以讨论。然而,这种结构还可用于以下这些情况,即一个运载体的单轴旋转速率超过一个陀螺的额定工作范围,而这种陀螺具有适合于特定用途的性能特征。安装陀螺时通过使其敏感轴与运载体的高速率轴形成一个夹角的方法,就可以确保该旋转速率的解算分量不超过敏感器的最大值。在斜角给定的情况下,就可利用斜置敏感器提供的测量值来计算运载体的高速率轴的旋转速率。下节讨论采用这种结构形式的一个实例,实例中系统采用 2 个双轴陀螺。

9.3.3 采用双轴陀螺的一个斜置敏感器结构

2 个双轴陀螺可以以对称形式布置,如图 9.3 所示。图中给出运载体的轴坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 与陀螺的两个轴 $Ox_1 y_1 z_1$ 和 $Ox_2 y_2 z_2$ 。陀螺的自转轴位于 $Ox_b y_b$ 平面,在 Ox_1 和 Ox_2 方向,与 Ox_b 的夹角为 Φ 。

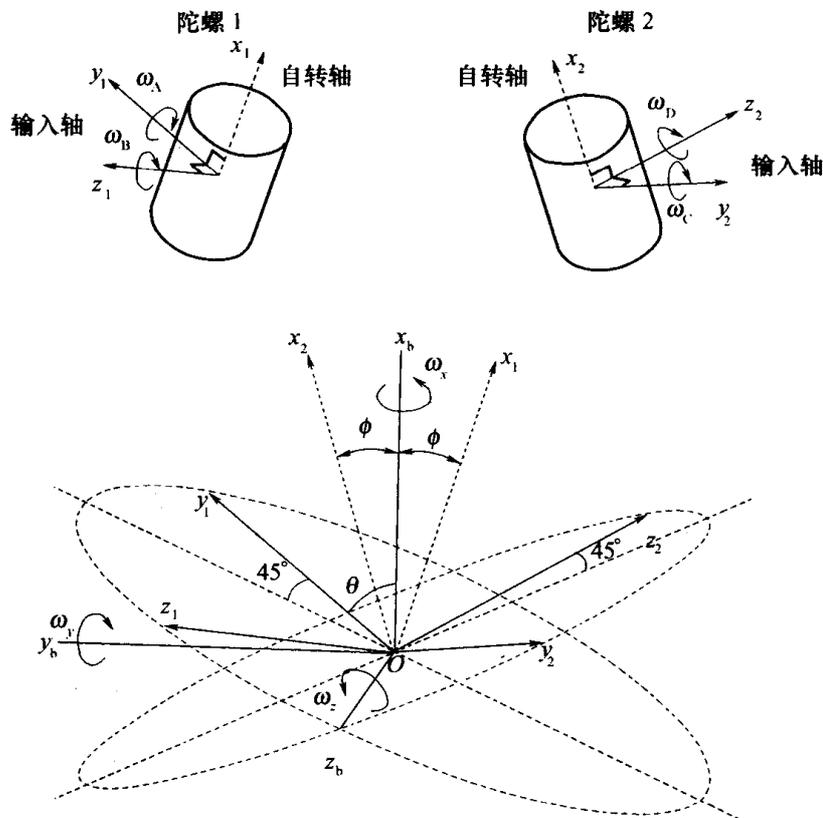


图 9.3 双轴陀螺的斜置结构形式

绕运载体各轴的旋转速率分别用 ω_x 、 ω_y 和 ω_z 来表示。这种特定的结构形式可用于绕 x_b 轴的旋转速率 (ω_x) 超过陀螺的额定工作范围时的情况。对于图 9.3 中所示的这种结构,陀螺所敏感的旋转速率 ω_A 、 ω_B 、 ω_C 和 ω_D 可以用运载体的各个速率来表示:

$$\begin{aligned}
 \text{陀螺 1:} \quad \omega_A &= \frac{(\omega_x \sin\Phi + \omega_y \cos\Phi)}{\sqrt{2}} - \frac{\omega_z}{\sqrt{2}} \\
 \omega_B &= \frac{(\omega_x \sin\Phi + \omega_y \cos\Phi)}{\sqrt{2}} + \frac{\omega_z}{\sqrt{2}} \\
 \text{陀螺 2:} \quad \omega_C &= \frac{(\omega_x \sin\Phi - \omega_y \cos\Phi)}{\sqrt{2}} + \frac{\omega_z}{\sqrt{2}} \\
 \omega_D &= \frac{(\omega_x \sin\Phi - \omega_y \cos\Phi)}{\sqrt{2}} - \frac{\omega_z}{\sqrt{2}}
 \end{aligned} \tag{9.1}$$

式中: Φ 是每个陀螺的自转轴和运载体轴 x_b 之间的角位移的绝对值。运载体速率的估算值可通过加减陀螺提供的旋转速率测量值求出,如式(9.2)所示,式中 $\hat{\omega}$ 符号用来表示估算的量。

$$\begin{aligned}
 \hat{\omega}_x &= \frac{(\omega_A + \omega_B + \omega_C + \omega_D)}{2\sqrt{2} \sin\Phi} \\
 \hat{\omega}_y &= \frac{(\omega_A + \omega_B - \omega_C - \omega_D)}{2\sqrt{2} \cos\Phi} \\
 \hat{\omega}_z &= \frac{(-\omega_A + \omega_B + \omega_C - \omega_D)}{2\sqrt{2}}
 \end{aligned} \tag{9.2}$$

此公式实际上是测量值方程式(9.1)的最小二乘解。

每个陀螺所敏感的 ω_x 的分量等于 ω_x 乘以方向角 θ 的余弦, θ 是运载体轴 x_b 与陀螺输入轴之间的夹角。对于这里考虑的仪表结构形式:

$$\theta = \cos^{-1} \left\{ \frac{\sin\Phi}{\sqrt{2}} \right\} \tag{9.3}$$

如果绕 x_b 轴的运载体最大速率是 $1200^\circ/\text{s}$,陀螺能测量的最大速率是 $600^\circ/\text{s}$,那么在绕其他轴没有运动的情况下, θ 角必须大于 60° ,也就是说,图 9.3 所示的自转轴 (Φ) 的角位移量不应超过 45° 。一般说来,考虑到绕运载体其他轴的旋转速率, Φ 的值还要再小于这个数字。

为了利用这种斜置敏感器结构形式来满足一些特定的性能要求,与常规捷联结构形式相比,必须采用更高品质的陀螺仪或者更精确地补偿敏感器。可以证明,在采用斜置敏感器结构的惯性系统中,对敏感器所提供的旋转速率测量值的零偏与安装对准精度的要求更为严格。

从公式(9.2)可以看出,用 $\delta\omega_A$ 、 $\delta\omega_B$ 、 $\delta\omega_C$ 、 $\delta\omega_D$ 表示的 4 个速率测量值的零偏以及斜角 Φ 的误差会引起绕运载体轴的速率估算值的零偏 $\delta\omega_x$ 、 $\delta\omega_y$ 和 $\delta\omega_z$,用下式表示:

$$\begin{aligned} \delta\omega_x &= \frac{(\delta\omega_A + \delta\omega_B + \delta\omega_C + \delta\omega_D)}{2\sqrt{2}\sin\Phi} - (\omega_A + \omega_B + \omega_C + \omega_D) \frac{\cos\Phi}{2\sqrt{2}\sin^2\Phi} \delta\Phi \\ \delta\omega_y &= \frac{(\delta\omega_A + \delta\omega_B - \delta\omega_C - \delta\omega_D)}{2\sqrt{2}\cos\Phi} + (\omega_A + \omega_B - \omega_C + \omega_D) \frac{\sin\Phi}{2\sqrt{2}\cos^2\Phi} \delta\Phi \quad (9.4) \\ \delta\omega_z &= \frac{(-\delta\omega_A + \delta\omega_B + \delta\omega_C - \delta\omega_D)}{2\sqrt{2}} \end{aligned}$$

结果显示,采用斜置传感器结构形式可以放大测量零偏对在 x 或 y 方向的旋转速率估算值的影响。此外,该系统还对传感器的安装误差特别敏感。因此,为了获得运载体速率的精确估算值,需要知道斜角的精确值。在图 9.3 所示的情况下,即陀螺的敏感轴相对于潜在的高速率轴有较大的角度时,这一点特别重要。

一般说来,基于传统角动量陀螺仪的斜置系统主要用于运载体速率只在短时间内超过传感器的最大角速率测量能力的情况。在高旋转速率有可能持续存在的许多应用情况下,光学速率传感器,如环形激光陀螺或光纤陀螺,被认为是现在的最佳解决方案,因为它们具有测量高旋转速率的能力,而且可以提供极好的标度因数线性度,尤其是环形激光陀螺,它可提供优异的标度因数性能。

9.3.4 冗余的传感器结构形式

由于安全和可靠性的原因,在许多应用中要求导航系统具有在线故障检测和故障保险工作能力^[1-3]。为了利用捷联系统来满足这一目的,需要增加传感器来提供冗余的测量值。采用正交结构形式,通过增加传感器来探测运载体每个轴的旋转速率和加速度,就可实现这一目的。另一个更常用的方法是采用斜置传感器结构形式。例如,一个采用 4 个双轴陀螺和 8 个加速度计的斜置传感器系统可用于向飞机的飞控和航电传感器装置提供 4 倍的冗余度。为满足这一目的,陀螺的输入轴应平均分布在一个圆锥体上,该圆锥体的轴要与飞机的俯仰轴重合。加速度计可按相同的方式确定方位。

表 9.1 列出这种系统提供的 4 个独立速率信息源,表中 ω_{ix} 和 ω_{iy} 是绕第 i 个陀螺的 x 和 y 输入轴测量的速率, K_1 和 K_2 是几何常数。对这里所考虑的仪表结构形式来说, $K_1 = 1/\sqrt{2}$, $K_2 = 1/2$ 。对于飞机机体各轴上的加速度,也可写出类似的方程式。传感器的这种配置形式可提供高的可靠性,具有“带故障工作和故障保险”的故障容忍能力。在参考文献[1]中对这种配置形式给予了详细讨论。带故障工作是指故障必须被检测到并被确定位置,而且该系统能够动态地进行重新配置。故障保险是指检测故障的能力,并确保不影响系统的安全。为了用一个正交传感器结构来达到相同程度的冗余度,就需要 8 个双轴陀螺和 12 个加速度计。

表 9.1 由采用 4 个双轴陀螺的斜置传感器系统提供的速率信息源

信息源		
俯仰速率	滚转速率	偏航速率
$K_1(\omega_{1x} + \omega_{1y})$	$K_1(\omega_{1x} - \omega_{1y})$	$K_1(\omega_{3x} - \omega_{3y})$
$K_1(\omega_{2x} + \omega_{2y})$	$(\omega_{2x} - \omega_{2y}) - K_1(\omega_{3x} - \omega_{3y})$	$(\omega_{2x} - \omega_{2y}) - K_1(\omega_{1x} - \omega_{1y})$
$K_1(\omega_{3x} + \omega_{3y})$	$K_2(\omega_{2x} - \omega_{2y}) - K_2(\omega_{4x} - \omega_{4y})$	$(\omega_{4x} - \omega_{4y}) + K_1(\omega_{1x} - \omega_{1y})$
$K_1(\omega_{4x} + \omega_{4y})$	$(\omega_{4x} - \omega_{4y}) + K_1(\omega_{3x} - \omega_{3y})$	$K_2(\omega_{2x} - \omega_{2y}) + K_2(\omega_{4x} - \omega_{4y})$

对冗余捷联传感器结构形式感兴趣的读者可参阅有关这一主题的许多优秀论文,包括本章结尾给出的参考文献[2]和参考文献[3]。冗余传感器结构形式将在叙述 Segway 机器的 15.4.5 节中作进一步讨论。

9.4 仪表的电子部件

仪表的电子部件是指操作惯性传感器所需的专用电子部件。典型情况下,该部件包括仪表电源和读出电子电路,后者以导航处理器和计算机(若有的话)所需的形式提供信号。确切的要求取决于所用仪表的类型及所需性能的高低。

对于大多数应用来说,要求惯性传感器提供的电子信号是数字格式,以便直接输入到计算机。尽管许多传感器本身提供的输出信号就是数字形式,但是并非全都如此。提供模拟输出时,就需要把信号转换成数字形式。此模数转换过程构成仪表电子部件的一部分。

来自惯性传感器的输出信号通常以增量形式提供,也就是说作为分别对应短时间 τ 内所测角速率和线加速度积分的增量角和增量速度的测量值。由陀螺提供的增量角输出($\delta\theta$)在数学上可表示为

$$\delta\theta = \int_i^{i+\tau} \omega dt \quad (9.5)$$

式中: ω 是所测量的旋转速率。同样,来自加速度计的增量速度输出(δv)可写成:

$$\delta v = \int_i^{i+\tau} f dt \quad (9.6)$$

式中: f 是所测量的加速度。

传感器以这种形式输出信号非常方便,因为它使更新姿态和速度的任务变得容易了。当代的许多传感器,例如环形激光陀螺,本身就提供这种形式的输出信号,而对于其他传感器来说,要得到这种结果,还需要在惯性测量装置内进行数字化过程。增量测量值的使用方法将放在第 11 章与捷联处理任务的其他方面一起加以讨论。

许多传统的传感器,如自转体陀螺仪和摆式加速度计,一般以归零或再平衡回路模式工作,以获得精确的线性响应特性。在这种情况下,仪表的再平衡电子部件就与陀螺自转电机和传感器电源一起构成仪表电子部件的组成部分。

正如第 8 章所讲,计算机在惯性测量装置(IMU)^[4]内部的应用,使我们能够根据在实验室或生产测试期间获得的仪表特性数据对仪表输出进行某种形式的在线补偿。因为这种计算任务对所采用的特定仪表类型来说非常明确,所以在线补偿适合在这里完成,而不适合作为后续姿态和导航处理任务的一部分。

因为仪表特性通常与温度有关,所以还需要根据温度变化补偿仪表输出,以获得满意的性能。因此,还需要进行仪表温度的监控。至于在哪里监控温度,通常是一个进退两难的课题。许多传感器的性能随温度的变化是由传感器中心所使用的磁性材料对温度敏感造成的。因此,在仪表组的外面或者仅仅在仪表的壳体附近测量温度是不合适的。

最后,建议在大多数应用中对惯性传感器和相关电子部件进行某种形式的在线测试。这可能包括一些必要的测试,以确保它们在运行的同时,把传感器的输出保持在与

该应用相适应的某些已知极限范围内,并确保这些输出继续以预期的方式变化。例如,一个敏感器的输出在较长时间内保持在一个固定值,就说明故障已经发生,应该给出警告。这些任务也可以在惯性测量装置的处理单元内进行,该处理单元可能构成惯性测量装置内自检设备的一部分。

从上述可以得出,仪表电子部件一般包括下列部件:

- (1) 仪表电源;
- (2) 再平衡回路电子部件;
- (3) 温度监控电子部件;
- (4) 仪表补偿处理;
- (5) 模数转换电子部件;
- (6) 输出接口调整;
- (7) 自检设备。

图 9.4 给出这些部件的示意图,图中的惯性测量装置包括 2 个双轴陀螺和 3 个加速度计。

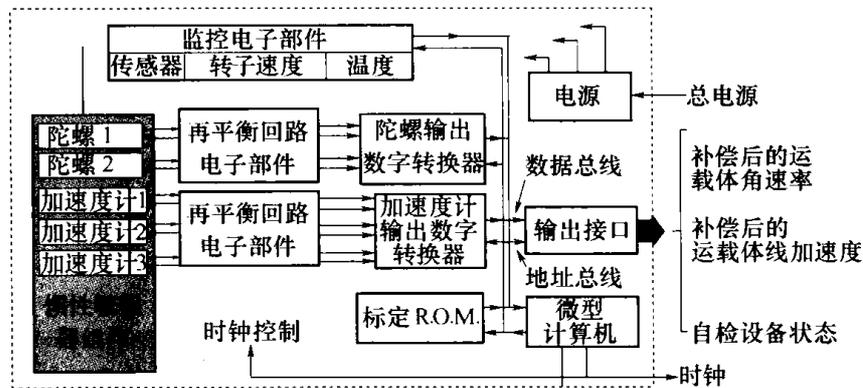


图 9.4 惯性测量装置的功能

9.5 姿态计算机

姿态计算机实质上就是获取惯性测量装置所提供的运载体相对于 3 条正交坐标轴的速率测量值,而且利用这些信息通过“积分”运算求出运载体姿态的估算值。正如第 3 章所讨论的,在计算机中,姿态通常用一组方向余弦或者四元数参数来表示。方向余弦和四元数均适于进行在线姿态计算。第 3 章介绍的欧拉角表示法,一般不宜在捷联系统中使用。由于方程中大多数是三角函数项,加上在俯仰角等于 $\pm 90^\circ$ 时有奇点存在,欧拉方程式不能在运载体上的导航处理器中实时求解。然而,应该记住的是,在一些应用中,需要从方向余弦或四元数参数中提取欧拉角以用于控制目的。

假设四元数参数将用于定义运载体相对于导航参考坐标系的姿态,那么在姿态计算机中要解的方程式总结如下。四元数可表示为一个四元矢量 $[a \ b \ c \ d]^T$, 其中的各元可通过解下列微分方程组来计算:

$$\dot{a} = -0.5(b\omega_x + c\omega_y + d\omega_z)$$

$$\dot{b} = 0.5(a\omega_x - d\omega_y + c\omega_z)$$

$$\begin{aligned} \dot{c} &= 0.5(d\omega_x + a\omega_y - b\omega_z) \\ \dot{d} &= -0.5(c\omega_x - b\omega_y - a\omega_z) \end{aligned} \quad (9.7)$$

式中： ω_x, ω_y 和 ω_z 是运载体旋转速率相对于导航参考坐标系的分量的估算值。这些量可通过对惯性测量装置输出的运载体速率测量值和导航计算机中计算出的导航坐标系的旋转速率的估算值进行差分来计算。

四元数参数可用来构建方向余弦矩阵，该矩阵将运载体坐标系与导航坐标系 (C_b^n) 联系起来：

$$C_b^n = \begin{pmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{pmatrix} \quad (9.8)$$

在大多数捷联姿态计算算法中，通常要进行一致性自检。对于四元数来说，一致性自检就是要证明单个四元数元素的平方和等于1，即

$$a^2 + b^2 + c^2 + d^2 = 1 \quad (9.9)$$

对于一个给定应用来说，在运载体以最大速率旋转，而且运载体所有运动（包括振动）都存在的情况下，它所使用姿态计算算法必须能够保持跟踪运载体的方位。在这些运动存在的情况下可用来执行姿态计算功能的算法将在第11章予以介绍。

9.6 导航计算机

导航方程式的求解是在导航计算机中进行的。为实施导航功能，首先必须把加速度计提供的比力测量值（本文用矢量 f^b 表示）转换或分解到导航参考坐标系。这种转换可以利用姿态计算机提供的姿态信息来完成。例如，利用姿态的方向余弦表达式，通过下式就可得到所需要的转换：

$$f^n = C_b^n f^b \quad (9.10)$$

式中： f^n 是在导航坐标轴中表示的比力； C_b^n 是前面所叙述的方向余弦矩阵。比力和方向余弦矩阵都是随时间变化的量。因此，应注意确保在计算机求解此方程的过程中，把运载体的所有较大的运动（包括旋转速率和振动）都考虑进去。

解算得出的比力分量是导航方程式的输入，该方程式用来计算运载体的速度和位置。导航方程式在第3章已经介绍过，但是为完整起见，在此还要重复一下。对于要求在地球附近具备导航能力以提供北向和东向速度、纬度、经度以及离地高度的系统，要解的方程式可写成如下形式：

$$\dot{v}_N = f_N - v_E(2\Omega + \dot{l})\sin L + v_D\dot{L} \quad (9.11)$$

$$\dot{v}_E = f_E + v_N(2\Omega + \dot{l})\sin L + v_D(2\Omega + \dot{l})\cos L \quad (9.12)$$

$$\dot{v}_D = f_D - v_E(2\Omega + \dot{l})\cos L - v_N\dot{L} + g \quad (9.13)$$

$$\dot{L} = \frac{v_N}{R_0 + h} \quad (9.14)$$

$$\dot{l} = \frac{v_E \sec L}{R_0 + h} \quad (9.15)$$

$$\dot{h} = -v_D \quad (9.16)$$

式中： v_N, v_E, v_D 是运载体速度相对于地球的北向、东向和垂直分量； f_N, f_E, f_D 是在当地地理坐标系中解算的比力分量； L 是运载体的纬度； l 是运载体的经度； h 是运载体的离地高度； R_0 是地球的平均半径； Ω 是地球的旋转速率； g 是地球引力加速度。

这些方程的进一步细化需要考虑地球的形状和地球表面引力的变化，这在第 3 章结尾部分进行了叙述。

进行上述姿态计算所需要的运载体相对于当地地理导航坐标系的旋转速率 $\omega_{nb}^b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 可用下式求出：

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - C_n^b \omega_{in}^n \quad (9.17)$$

式中： ω_{ib}^b 是运载体相对于惯性坐标系的旋转速率，由惯性测量装置中的捷联陀螺测出； ω_{in}^n 是导航坐标系相对于惯性坐标系的旋转速率，可按下列式计算：

$$\omega_{in}^n = \begin{pmatrix} \Omega \cos L + \frac{v_E}{R_0 + h} \\ -\frac{v_N}{R_0 + h} \\ -\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_0 + h} \end{pmatrix} \quad (9.18)$$

可用于执行导航功能的算法在第 11 章加以叙述。

9.7 电源调整

主运载体，不管是飞机、舰船还是陆地车辆，其上的原始电源通常不是太稳定，或者不能提供惯性导航系统所需的特定电压。因此，在系统中必须装有电源调整装置以产生所需的电源电压，该电压要相当平稳，而且可以根据需要加以控制，确保导航系统的工作令人满意。

9.8 减振基座

捷联惯导系统通常安装在减振基座上，以隔离运载体对该系统特别敏感的某些频率的振动。在许多应用情况下，捷联系统需要与运载体振动频谱中的某些频率相隔离，因为这些频率在惯性传感器内会引起共振，或者产生计算误差。设计合适的减振基座通常是一个复杂的问题，要求仔细匹配减振基座的设计、系统内惯性传感器的特性以及主体平台干扰特性的范围和频率。振动所造成的影响将在第 12 章论述仪表误差和系统总体

性能时加以详细讨论。

9.9 小 结

提供三维导航的捷联惯导系统包括下列部件,这些部件可以有不同的结构形式。

- (1) 仪表组件:敏感平移运动和转动。
- (2) 仪表的电子部件:控制敏感器并产生测量信息。
- (3) 姿态计算机:计算运载体的姿态,用于解算比力测量值。
- (4) 导航计算机:解算比力数据、求解导航方程式以得出位置和速度的估算值。
- (5) 重力模型:能够对重力对平移运动测量值的影响进行补偿。
- (6) 电源调整:提供令人满意的系统工作所需要的可控平稳电压。
- (7) 输入/输出接口:与主运载体进行通信。

把这些部件安装到一个壳体中,然后再把壳体安装到运载体中。壳体通常借助于减振基座安装到运载体中。

为产生姿态和航向参考装置或单平面导航装置,可以简化系统结构。图 9.5 示出一个装有动力调谐陀螺的捷联导航系统照片。

图 9.6 示出基于微机电系统(MEMS)敏感器技术的现代捷联导航系统。

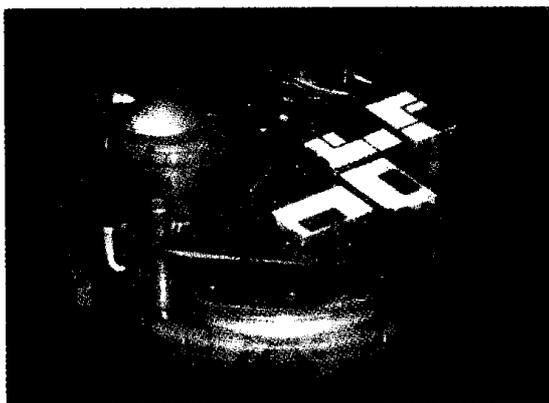


图 9.5 装有动力调谐陀螺的捷联导航系统照片

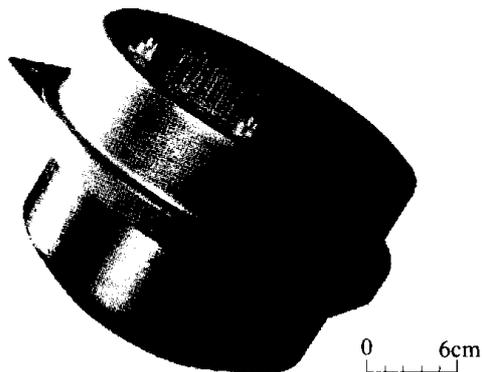


图 9.6 装有微机电系统(MEMS)敏感器的捷联导航系统照片

在捷联系统中,惯性敏感器提供相对于轴线的角速率和比力测量值,这些轴线通常与运载体的主轴重合。斜置敏感器结构可应用于一些设计中,这些设计或者要求仪表能够测量相对于某个轴非常高的角速率,或者采用多个敏感器以提供故障容忍所需的冗余度。惯性测量值必须转换到适于导航的坐标系。根据应用情况可采用各种不同的参考坐标系。典型情况下,采用当地地理坐标系以提供在地球附近导航所需的纬度、经度及高度的估算值。

关于坐标系的转换,现有各种方法。方向余弦矩阵或四元数参数是最常用的方法,因为这两种方法均不涉及在俯仰角等于 $\pm 90^\circ$ 时的奇点。因为四元数可保证一致性自检,所以一般比方向余弦更常用。

比力转换所需的算法、重力补偿以及导航方程式的求解均在导航计算机中进行。该

导航处理器在运载体用于导航的坐标系中输出运载体速度和位置的估算值。

参考文献

- 1 KROGMANN, U. : 'Optimal integration of inertial sensor functions for flight control and avionics'. AIAA-DASC, San Jose, October 1988
- 2 KROGMANN, U. : 'Design considerations for highly reliable hard- and software fault tolerant inertial reference systems' DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1990
- 3 HARRISON, J. V. , and GAI, E. G. : 'Evaluating sensor orientations for navigation performance and failure detection', *IEEE Transactions*, 1977, AES - 13(6)
- 4 EDWARDS, C. S. and CHAPLIN, R. J. : 'Strapdown dynamically tuned gyroscopes and the use of microprocessors to simplify their application', DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1979

第 10 章 惯性导航系统的对准

10.1 概 述

所谓对准指的是确定惯性导航系统各坐标轴相对于参考坐标系指向的过程。惯性导航系统对准的概念简单明了,然而,由于许多复杂因素的存在,使得惯性导航系统的对准既耗时又复杂。因此,在没有任何辅助措施的情况下,要在很长的时间内保持导航精度,精确对准是至关重要的。

除了确定初始姿态以外,对准过程还需要对导航系统定义的速度和位置进行初始化。由于角度对准通常是惯性导航系统对准的主要难点,本章主要讨论这方面的问题。

在许多应用场合,惯性导航系统在很短的时间内完成精确对准是非常重要的。尤其是在许多军事应用中,常常把反应时间短(即使不是零)作为一项主要技术要求,以便系统能快速作出反应。

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基准的对准。不论采用哪种方法,都会存在各种系统误差和随机误差,限制惯性导航系统的对准精度。这些误差包括惯性传感器误差、由传输延迟引起的数据延迟误差、信号的量化误差、振动效应误差以及其他不希望的或无法量化的运动造成的误差等。

人们已经研究出各种方法来克服随机误差和系统误差的影响,从而实现诸如挂在飞行中飞机机翼下或航行中军舰发射舱内导弹子系统的对准。进行子系统对准可以采用不同的方法,如角速率匹配和速度匹配,采用哪种方法对准精度更高取决于实际的应用场合。通常,飞机或舰船的机动会加速对准的过程,提高可达到的对准精度。

10.2 节将给出固定平台和运动平台对准的基本原理,10.3 节、10.4 节和 10.5 节将分别讨论地面、空中和海上对准各自所遇到的特殊问题。

10.2 基本原理

需要对准的惯性系统通常包含仪表组合,其中陀螺仪和加速度计提供 3 个相互垂直方向上的三轴角速率信息和三轴比力信息。在常规传感器布局中,陀螺仪的各个敏感轴与加速度计的各轴是对准安装的。对准过程主要是确定由加速度计轴定义的直角坐标系相对于给定的参考坐标系的指向角。

理想情况下,我们希望导航系统一开机就能自动完成对准,而不需要借助任何外部测量信息。由下一节的讨论可知,对于安装在刚性静止运载体上的对准系统而言,仅利用惯性系统提供的角速率和比力信息确实可以实现系统自行对准。

10.2.1 固定平台上的对准

现在考虑惯性导航系统与由真北和当地垂线定义的当地地理坐标系对准的情况。为了分析方便,假设该导航系统相对于地球静止不动。在这种情况下,加速度计测量出克服地球引力所需要的比力在3个正交方向上的分量,陀螺仪测量出地球转动角速率在这3个方向上的分量。

为了便于分析,首先考虑稳定平台系统的对准,稳定平台可以转动仪表组合实现与当地地理参考坐标系的对准。在这种情况下,通常把敏感轴与参考坐标系的北向、东向和垂直向对准的加速度计分别称为加速度计的北向、东向和垂直向。类似地,把与地理参考坐标系的3个轴对准的陀螺仪分别称为北向、东向和垂直向陀螺仪。

在稳定平台机械编排中,平台的对准可以通过调整平台的指向角来实现,当测出的比力和地球角速率分量等于某一期望值时,对准便已经完成。作用于北、东方向上的地球引力水平分量理论上为零。因此,仪表组合旋转到北向和东向加速度计的输出为零时,平台便被调平。由于地球角速率的东向分量也是零,所以,当平台绕垂直轴旋转直到东向陀螺仪的输出为零时便实现了方位对准。这种对准过程称为陀螺平台指北法,在文献[1]中有详尽的描述。下面讨论一种被称为分析陀螺平台指北法的等效对准过程,该方法可用来进行捷联惯性导航系统的对准。

正如第3章所描述的那样,在捷联系统中,姿态信息可以以方向余弦矩阵的形式或者以四元数的形式储存下来。角度对准的目的是确定方向余弦矩阵或者四元数,这些参数定义了惯性敏感器轴与地理坐标系轴之间的关系。利用运载体姿态相对于当地地理坐标系的当前最佳估值可以将处于运载体坐标系的惯性敏感器的测量值解算到当地地理坐标系中。然后,将解算后的传感器测量值与期望的转动角速率和加速度进行比较,从而正确计算出方向余弦或者四元数参数。下面用几个单平面的例子来说明这种方法的工作原理,这些例子主要说明如何从惯性测量数据中提取出捷联惯性敏感器相对于当地地理坐标系的姿态参数。

由于重力在北向和东向上的分量理论上为零,所以,解算到北向和东向上的加速度计测量参数如果不是零,则说明存储的姿态数据存在误差,特别是当地地理地垂线方向的数据存在误差。图10.1给出了单平面上与重力矢量对准的例子。

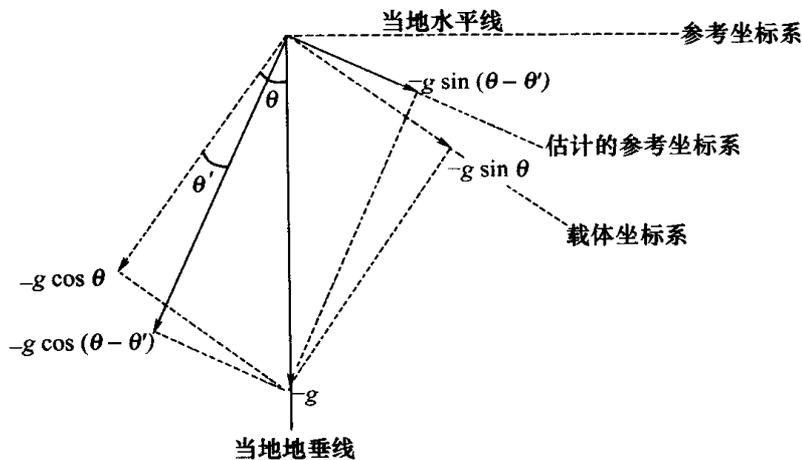


图 10.1 单平面上与重力矢量的对准

加速度计给出了运载体坐标系真实加速度的测量值,它们分别为 $-g\sin\theta$ 和 $-g\cos\theta$ 。所有这些测量值都通过角度 θ' 来解算。如图 10.1 所示, θ' 是运载体真实角度 θ 的估值或者说是运载体与估计的参考坐标之间的夹角。从图 10.1 中可以看出,在估计的水平面上分解的分量 g_x 可以表示为

$$g_x = -g\sin(\theta - \theta') \quad (10.1)$$

调整 θ' 直到 g_x 变成零,此时 $\theta' = \theta$,也就是运载体的角度估值等于它的真实角度,此时,估计的参考坐标系与真实的参考坐标系指向一致。

如果给出比力加速度的精确测量值,该方法便可以准确确定加速度计轴系相对于当地地垂线的指向,这与调平一个惯性导航系统平台稳定参量的过程类似。

在定义了当地水平面,并实现了对准过程中的调平以后,需要确定惯性仪表坐标系在水平面上的方位指向,也就是说,要确定惯性仪表坐标系相对于真北向的指向。在知道了地球速度在当地地理坐标系的真实分量后便可以做到这一点。假设陀螺仪具有足够的精度,能够准确检测出地球的转动速率,就可以不断调整存储的姿态数据,直到测出的速率分解到东向上的分量减小为零。图 10.2 给出了方位对准的图示说明。

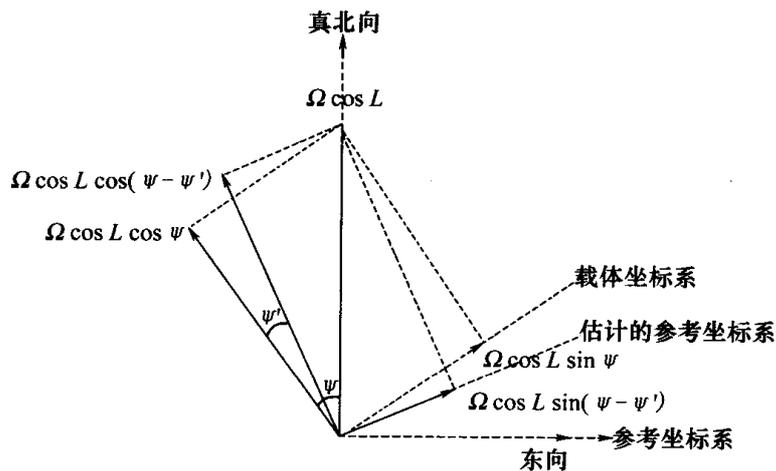


图 10.2 方位对准

在这种情况下, ψ 是仪表坐标系的 x 轴相对于真北向的指向真值,而 ψ' 是该指向真值的估值。图 10.2 中所示的由 x 轴和 y 轴陀螺仪测出的地球速率(Ω)分量分别为 $\Omega\cos L\cos\psi$ 和 $\Omega\cos L\sin\psi$,这里 L 是对准系统的纬度。由导航系统确定的地球速率东向分量 ω_E 可以用下式表示:

$$\omega_E = \Omega\cos L\sin(\psi - \psi') \quad (10.2)$$

调整 ψ' 直到 ω_E 等于零,此时 $\psi' = \psi$ 。

10.2.2 运动平台上的对准

为了实现运动载体上捷联惯性导航系统的对准,可以采用原理上与上述类似的方法。但是,当在运动载体上进行对准时,系统受到的加速度和转动速率不再像静止系统那样可以准确地确定。因此,必须提供某些独立测量值,以便与对准系统的测量值进行比较。

现在考虑图 10.3 的情况,捷联传感器轴系在一个平面内相对于导航坐标系旋转 θ 角度。

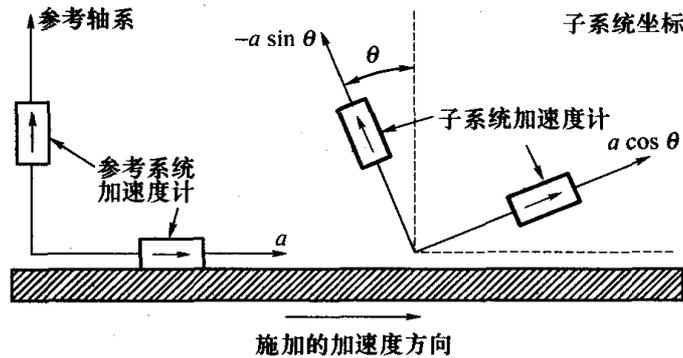


图 10.3 单平面内测量值匹配对准

如果运载体在基准 x 方向的加速度是 a ,那么由捷联系统加速度计敏感到的加速度由下式给出:

$$a_x = a \cos \theta \quad (10.3)$$

$$a_y = a \sin \theta$$

当不存在任何仪表测量误差时,可以这样来实现捷联系统的对准:用角度 θ' 来解算加速度计的测量值,通过一个反馈过程来调整其大小使随动系统测量值的解算分量与参考系统的加速度测量值之差为零。

数学上表示为,调整 θ' 使下面的关系式成立:

$$a_x \cos \theta' - a_y \sin \theta' = a \quad (10.4)$$

$$a_x \sin \theta' + a_y \cos \theta' = 0$$

式中的 a_x 和 a_y 用式(10.3)代入,得

$$a \cos(\theta - \theta') = a \quad (10.5)$$

$$a \sin(\theta - \theta') = 0$$

可以看出,当 $\theta' = \theta$ 时,上述恒等关系成立。

因此,通过比较分解到参考坐标系的加速度计测量值与这些量的独立测量值,可以确定捷联敏感器的指向。类似地,通过比较角速率测量值,可以得到 θ 的估值。应当注意,无论采用哪种方法,绕一给定轴的对准依赖于与存在失准角的轴正交的轴上的加速度或角速率的测量值。

与上述过程不同的另一种对准方法是,把捷联系统产生的速度和位置估值与一段时间内外部源提供的速度和位置估值进行比较来实现系统的对准。速度和位置误差随着时间的不断增加将导致角度对准误差。因此,在一段时间内对准系统与外部源之间的速度和位置的任何差异都部分地由对准误差引起。在后面讨论机上和船上对准时将详细讨论这种方法。

对于机载或舰载系统,独立的外界信息可能来自运载体上一个独立的惯性导航系统。通过比较两组惯性测量值,可以不间断地导出两个坐标系间的相对方位。所能达到的测量精度取决于机载或舰载参考系统的机械编排。通常,稳定平台导航系统只给出位置、速度、姿态和航向的估值。捷联参考系统具有较大的灵活性,除了给出上述通常的导

航数据外,还可以提供线性加速度和角速率信息。此外,还可以通过运载体上的仪表接收无线电信标或卫星发射的信号来计算出位置参数。

10.3 地面对准

10.3.1 概述

现在将注意力转向陆基运载体上惯性导航系统的对准。显然在这种应用场合,为了辅助对准过程而进行机动和运动的范围十分有限。本节主要讨论实际对准过程中经常要解决的问题,即确定一组传感器轴系相对于当地地理坐标系的指向。为方便起见,当地地理坐标系常被选做参考坐标系。

过去为建立北向基准需要进行现场测量,然后把航向数据通过经纬仪和装在对准系统上的棱镜传给对准导航系统。尽管用这种方法可以获得高的精度,但它既耗时间又耗人力。下面讨论的方法通常实现起来更方便,可以避免这一问题。

10.3.2 地面对准方法

从原理上讲,10.2节概要描述的用于进行静止平台捷联惯性系统自对准的方法可以用于陆地对准。现在仔细看一下实现这种对准过程所需要的一些数学计算。如上所述,角度对准过程的目的是确定方向余弦矩阵 C_n^b , 或者确定它的等效四元数, 这些参数描述了运载体与地理参考坐标系间的关系。装在运载体上的传感器测量出克服重力所需要比力的各个分量和地球角速率分量, 它们分别用矢量 \mathbf{g}^b 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^b$ 表示。这些矢量分别与重力矢量和地球角速率矢量有关, 在当地地理坐标系中重力矢量和地球角速率矢量分别记为 \mathbf{g}^n 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$, 它们之间服从如下关系:

$$\mathbf{g}^b = C_n^b \mathbf{g}^n \quad (10.6)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{ie}^b = C_n^b \boldsymbol{\omega}_{ie}^n \quad (10.7)$$

式中: $\mathbf{g}^n = [0 \quad 0 \quad -g]^T$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T$, 其中 Ω 和 L 分别代表地球角速率和纬度。如果给定这些值, 方向余弦矩阵各元素的估值可以按下式直接从测量值 $\mathbf{g}^b = [g_x \quad g_y \quad g_z]^T$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^b = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ 计算出来:

$$\begin{aligned} c_{31} &= -\frac{g_x}{g} & c_{11} &= \frac{\omega_x}{\Omega \cos L} - \frac{g_x \tan L}{g} \\ c_{32} &= -\frac{g_y}{g} & c_{12} &= \frac{\omega_y}{\Omega \cos L} - \frac{g_y \tan L}{g} \\ c_{33} &= -\frac{g_z}{g} & c_{13} &= \frac{\omega_z}{\Omega \cos L} - \frac{g_z \tan L}{g} \end{aligned} \quad (10.8)$$

式中: $c_{11}, c_{12}, \dots, c_{33}$ 是方向余弦矩阵 C_n^b 的元素。方向余弦矩阵其余的元素可以用方向余弦矩阵的正交特性来确定:

$$\begin{aligned} c_{21} &= -c_{12}c_{33} + c_{13}c_{32} \\ c_{22} &= c_{11}c_{33} - c_{31}c_{13} \\ c_{23} &= -c_{11}c_{32} + c_{31}c_{12} \end{aligned} \quad (10.9)$$

由式(10.9)可以看出,只要 L 不等于 $\pm 90^\circ$, 方向余弦矩阵可以被唯一地确定,也就是说,只要对准系统不是处在地球的北极或南极,它的方向余弦矩阵就是唯一的。这也说明,方程中的奇异点将导致方向余弦矩阵中某些元素的值无法确定。然而,在地球表面的大部分区域,一组惯性测量数据可以给出计算方向余弦矩阵所需要的全部信息,从而实现捷联系统的对准。

这种对准方法的精度在很大程度上取决于测量的精度和仪表的分辨率。由于仪表存在零偏,上述方法的方向余弦矩阵 \tilde{C}_b^n 估值中包含有误差。正如第 11 章所述, \tilde{C}_b^n 可以表示为真实矩阵 C_b^n 和 B 矩阵的乘积,这里 B 矩阵代表实际的地理坐标系与计算的地理坐标系间的失准程度:

$$\tilde{C}_b^n = BC_b^n \quad (10.10)$$

对于小角度失准,可以用斜对称阵表示:

$$B = I - \psi \quad (10.11)$$

式中 I 是 3×3 的单位矩阵,

$$\psi = \begin{bmatrix} 1 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 1 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 1 \end{bmatrix} \quad (10.12)$$

$\delta\alpha, \delta\beta$ 和 $\delta\gamma$ 分别是关于地理坐标系的北向、东向和垂直向的失准,等效于稳定平台导航系统仪表组的物理失准。“倾斜”误差($\delta\alpha$ 和 $\delta\beta$)主要由加速度计的零偏来确定,而方位或航向误差($\delta\gamma$),正如下节要讲的那样,则是陀螺仪零偏的函数。

方向余弦矩阵 \tilde{C}_b^n 可以通过对准过程进行调整,直到加速度计零偏在北、东方向上的剩余分量被每个方向上的 g 分量对消,等效为将这些方向上的加速度估值调零。最终的姿态误差对应于稳定平台系统对准时出现的“倾斜”误差。在方位上,平台绕垂直轴旋转到使地球水平速率的一个分量($\Omega \cos L$)出现在绕东向轴的位置上,以便抵消东向轴上陀螺仪的零偏。在捷联系统中,通过适当地调整方向余弦矩阵也可以等效使用上述对准过程。

最终的姿态和航向误差在运载体坐标系与地理坐标系对准的特定情况下,即 $C_b^n = I$ 时,可以表示为

$$\begin{aligned} \delta\alpha &= \frac{B_y}{g} \\ \delta\beta &= \frac{-B_x}{g} \\ \delta\gamma &= \frac{D_y}{\Omega \cos L} + \frac{B_y \tan L}{g} \end{aligned} \quad (10.13)$$

更一般地,当系统未与地理坐标系对准时,上述方程中的传感器零偏将由 3 个陀螺仪零偏或 3 个加速度计零偏的线性组合构成。

10.3.2.1 方位误差 $\delta\gamma$ 的推导

可以用矢量形式表示传感器测出的关于 x, y, z 轴的角速率,其量值为地球角速率在

每个坐标轴上的分量与剩余陀螺零偏之和:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 1 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega\cos L \\ 0 \\ -\Omega\sin L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}$$

陀螺指北过程起着将测量的角速率东向轴分量调零的作用; ω_y 项为

$$\omega_y = \delta\gamma\Omega\cos L + \delta\alpha\Omega\sin L + D_y = 0$$

将式(10.13)中的 $\delta\alpha$ 代入上式并整理,得

$$\delta\gamma = \frac{D_y}{\Omega\cos L} + \frac{B_y \tan L}{g}$$

与前面导出的公式相同。

方位失准项($\delta\gamma$)包含两个分量:第一项是剩余陀螺零偏作用于东向的结果,第二项是北向轴的调平或倾斜误差的作用结果,它使得地球速率的垂直分量($\delta\alpha\Omega\sin L$)等效成为关于东向轴的另外的零偏。

由式(10.13)可以看出,1mg 的加速度零偏将引起 1mrad(约 3.4'(角分))的水平对准误差,而 0.01°/h 的陀螺漂移在 45°纬度上将导致 1mrad 的方位对准误差。图 10.4 给出了陀螺零偏与方位误差的关系。显然为了实现精确的方位对准,需要有高精度的陀螺。应当注意,对于有些应用场合的惯性系统,惯性敏感器的技术指标由对准精度的要求来决定,而不是由导航过程中传感器误差的传播方式来决定。

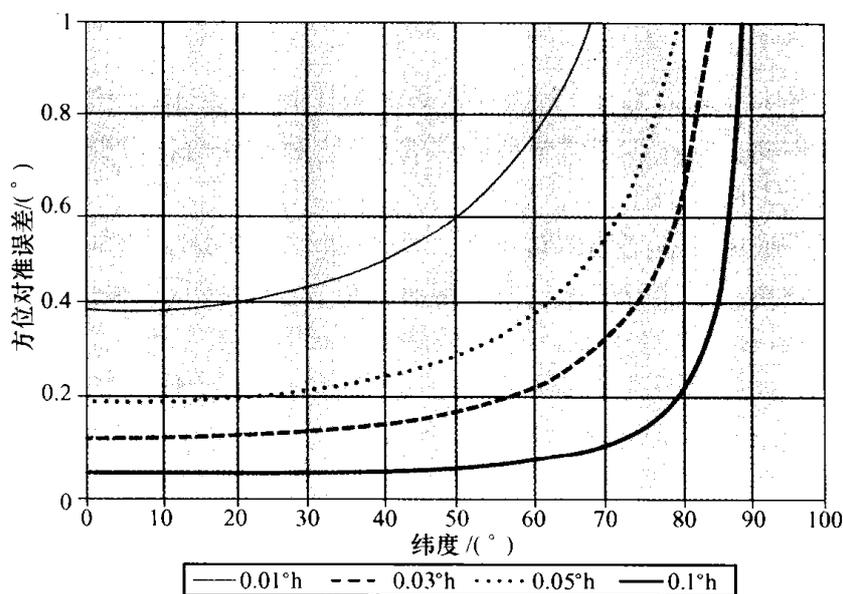


图 10.4 方位对准误差随纬度变化曲线(为东向陀螺剩余零偏的函数)

上述用一组测量数据进行对准的方法只能进行粗对准。为了得到方向余弦矩阵更精确的估值,需要进行后继连续测量方可实现一段时间内的自对准。在这种情况下,通常对测量数据进行卡尔曼滤波。

除了上述对准误差产生机理以外,方位误差也可能来自陀螺的随机噪声和加速

度计的零偏不稳定性(b)。陀螺仪输出信号中的噪声(角度的随机游走),尤其是在采用机械抖动环形激光陀螺仪的系统中,将引起与对准时间(t_a)的平方根成反比的均方根对准误差,即 $\delta\gamma = n/\Omega\cos L \sqrt{t_a}$ 。因此,如果随机游走误差为 $0.005^\circ/\sqrt{h}$,在纬度 45° 的地方可以实现 15min 内 1mrad 的对准精度。通过延长对准时间可以减小这种噪声的影响,即延长滤除噪声的时间。加速度计零偏(b)北向分量随时间的微小变化等效于东向陀螺仪的漂移。因此,这种误差也可以引入方位对准误差,表示为 $\delta\gamma = b/g\Omega\cos L$ 。 $1\mu\text{g/s}$ 的零偏漂移将在 45° 纬度上导致 20mrad 的对准误差。在这种影响显著的应用场合,最大限度地减小零偏随温度的漂移和缩短启动的过渡过程是至关重要的。

10.3.2.2 运载体的扰动

当运载体不是绝对静止,而是受到扰动时,其上的惯性导航系统的对准可以采用与上述非常类似的方法。例如,在跑道上准备起飞的飞机受到风吹而产生抖动以及发动机振动引起的扰动。在这种情况下,对准系统的平均姿态角相对于当地地理坐标系是固定的,对准系统承受的比力和角速率通常也是固定的。此时,为了从敏感器测量的比力和转动速率中导出对准误差,需要进行某种形式的基座运动隔离^[1]。

采用包含基座扰动模型的卡尔曼滤波可用于存在小扰动时的自对准。不考虑干扰引起的滤波测量值的差异将会导致不正确的对准,因为干扰的测量值会被错误地认为源自对准误差。卡尔曼滤波技术在捷联惯性导航系统对准中的应用将在讨论空中和海上对准的 10.4 节和 10.5 节进行更加全面的讨论。

10.3.3 寻北技术

鉴于上述两种方法的局限性,人们制造出各种专用设备,用来确定陆基运载体上当地垂线和真北的方向。这些装置常常称为寻北仪,它利用相对比较便宜的惯性敏感器在短时间内找到真北方向。

一种可能的机械编排利用地球转动角速率的两个正交分量测量值来求出壳体预先确定的参考坐标系相对于北向的方位角。敏感元件是一个两自由度的陀螺,如动力调谐陀螺(DTG),它的自转轴垂直安装。DTG 组件由一根金属丝吊起,以便两个成直角的输入轴自动地调平。以此保证两个输入轴处在水平面内。两个输入轴置于力矩再平衡回路中,从而可以测出每一个轴的转动速率。摆组件安装在一个装满液体的密闭容器中,液体起阻尼作用。

在这种结构中,陀螺仪测出地球旋转速率的两个水平分量,如图 10.5 所示。

陀螺仪测出的关于它的两个输入轴的角速率(ω_x 和 ω_y)可以表示为

$$\begin{aligned}\omega_x &= \Omega\cos L\cos\psi \\ \omega_y &= \Omega\cos L\sin\psi\end{aligned}\tag{10.14}$$

式中: Ω 是地球速率; L 是纬度; ψ 是陀螺仪相对于真北的指向。

取陀螺仪两个独立测量值之比,可以将纬度相关项消掉,从而计算出陀螺仪的航向角 ψ 。

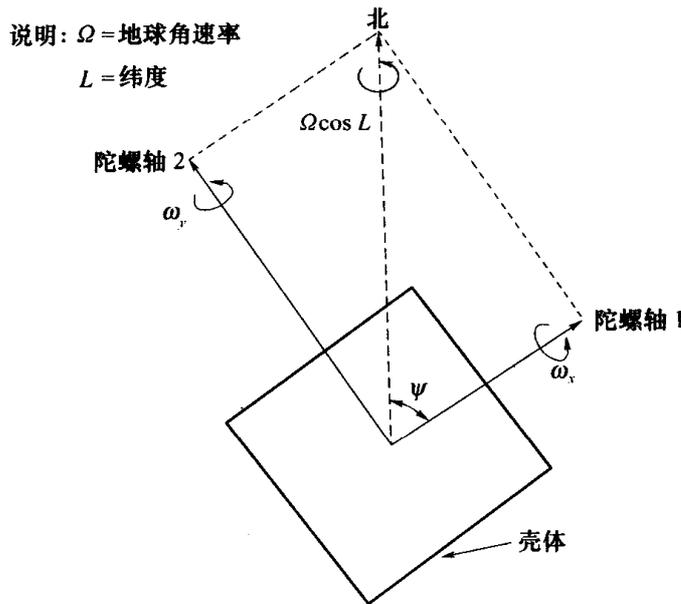


图 10.5 寻北仪

$$\frac{\omega_y}{\omega_x} = \frac{\Omega \cos L \sin \psi}{\Omega \cos L \cos \psi} = \tan \psi \quad (10.15)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{\omega_y}{\omega_x}\right)$$

当 $\omega_x \neq 0$ 时,可以用式(10.15)算出航向角。当 ω_x 的值接近零时,可以用下式计算出 ψ :

$$\psi = 90 - \arctan\left(\frac{\omega_x}{\omega_y}\right) \quad (10.16)$$

由此可见,寻北仪并不需要知道纬度或任何特定方向的初始指向来算出航向角。

为了使这种装置的测量精度达到实用水平,要求陀螺仪的测量精度达到或优于 $0.005^\circ/\text{h}$ 。不过采用敏感器整体旋转的办法可以避免使用高精度陀螺仪,即:在不关闭电源的情况下,将敏感器组件整体绕垂直轴旋转 180° ,在新的指向位置进行第二对参数的测量。然后,将两个位置的测量值相减,从而基本上消除测量中的任何初始零偏。再用测量差值之比来计算出航向角。这种方法与用于提高惯性系统精度的“转换角度方法”是相同的。

敏感器的旋转由一个小直流电机来驱动,整个组件有两个相距 180° 的机械挡块。挡块位置这样来设置:当进行测量时,陀螺仪输入轴与壳体参考轴对准或成 90° 。在敏感器完成旋转(一般为 5s)和参数测量的短时间内,除陀螺运行随机测量误差以外的所有其他误差都可以被消除。这种方法也能帮助消除陀螺敏感轴不是绝对水平而引起的任何误差。

这种寻北方法有许多派生方法,其中之一是将陀螺的自转轴安装在水平面内,一个输入轴置于垂直位置。在陀螺相隔 90° 的两个指向位置上完成对地球转动角速率水平分量的两次测量。与上述方法相同,通过两次测量的比值可以得到航向角的估值。这种方法可以在航向角确定后把寻北仪作为方向陀螺仪使用。另外一些派生方法要用到加速度计,它们不仅可以定出航向角,还可以确定相对于地垂线的倾角。

10.4 空中对准

10.4.1 概述

空射导弹在离开飞机平台前常常需要对其惯性导航系统进行对准。飞机自身的惯性导航系统可以为对准提供简便的参考基准。因而,这样一种导弹系统的对准可以通过将飞机导航系统的数据传递给导弹来实现,这种方法叫传递对准。可以简单地把数据从飞机导航系统直接复制到导弹导航系统中,也可以用更精确的方法,即 10.2.2 节概要描述的惯性测量匹配方法。此外,利用卫星或机载雷达提供位置信息也可以实现导弹惯性系统的飞行中对准。以下将讨论所有这些对准方法,但重点放在传递对准方法上。

应当注意,有时人们不希望也不可能早早地使制导导弹中的惯性系统运行起来并对准完毕,等待发射命令,而是要求在导弹发射前一时刻快速地完成导弹惯性导航系统的对准。

10.4.2 误差源

飞机上不同安装位置的物理失准角限制了从一处传递到另一处的惯性数据的精度。惯性数据的传递误差可分为静态误差和动态误差。

静态误差产生的原因是制造公差以及机上各个设备的安装不精确导致的安装失准。

动态误差产生的原因是机身并不是绝对的刚性,当机翼和导弹发射架出现气动过载时机身会发生弯曲变形。这种影响在飞机机动时会更加显著。振动也会导致较大的动态误差。

下节讨论减小这些误差影响的方法。

10.4.3 空中对准方法

本节集中讨论挂在载机机身或机翼外挂架上的空射导弹惯性导航系统的对准。

10.4.3.1 “一次性”传递对准

在这种情况下,可以采用的最简单的对准方法之一是把位置、速度和姿态信息从载机导航系统中直接复制到导弹的导航系统中。有时把这种方法叫做“一次性对准方法”。图 10.6 给出这种方法的框图。

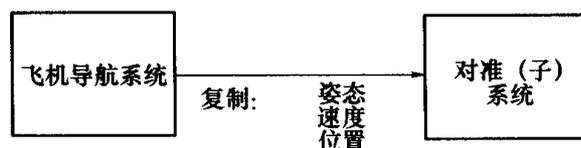


图 10.6 “一次性”传递对准

显然,在数据传递时刻飞机和导弹间任何相对角位移将作为对准误差引入导弹的导航系统中。因此,这种对准方法能否成功取决于两个系统物理位置的协调校准精度,或者需要知道对准那一时刻两个系统之间准确的相对指向。对于后一种情况,飞机导航系

统的数据在传给导弹导航系统之前可精确地解算到导弹的坐标系中。

一般说来,一个系统相对于另一个系统是否精确地协调校准是不知道的,其原因上节已经做了解释。而且,飞机导航系统距导弹上需要对准的导航系统有一段距离,如果飞机转弯或机动,两系统间就有相对运动,即所谓的杆臂运动。在这种情况下,传给导弹的速度信息是有误差的。因此,利用“一次性”对准方法的对准精度十分有限,通常需要寻求更加精确的方法。

10.4.3.2 空中惯性测量匹配

另一种传递对准方法近年来引起了广泛的注意^[2~5],称为惯性测量匹配法。这种方法的基本原理在 10.2 节已经进行了讨论,图 10.7 给出了这种方法的框图。这种方法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,然后启动下面的测量匹配方法。

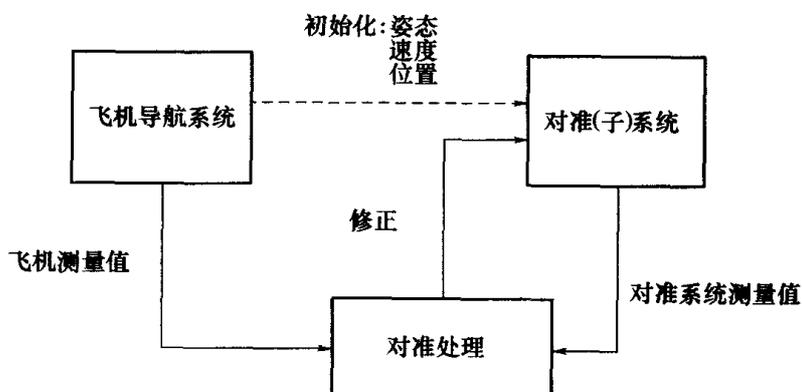


图 10.7 惯性测量匹配对准框图

理论上,飞机上两个惯性导航系统间的传递对准可以通过比较飞机和导弹系统的测量值很快地完成,所比较的这些测量值是解算到一个公共坐标系的基本导航量:比力加速度和角速率。如果不存在测量误差,并且假设两个系统并排安装在一个绝对刚性平台上,那么,两套系统测量值的差异就只来自对准误差。在这种条件下,就有可能精确地得到两个系统的失准角。

在实际应用中,由于多种原因这种方法常常并不实用。参考系统可以采用“平台”技术,此时线性加速度和转动角速率并不是标准输出。在许多老式军用飞机中情况更是如此。现在情况有所改变,捷联技术在现代战斗机的惯性导航系统中得到了较为广泛地应用。

也有一些技术的原因,使得利用线性加速度和角速率匹配法进行机载传递对准的方案不可行。当参考系统和对准系统相距很远,存在很大的挠曲变形时,情况更是如此。由于挠曲运动的存在,参考系统和对准系统各自测出的转动角速率和线性加速度不同。这些差异会被系统错误地认为是存储的姿态数据中的误差,从而降低了可能达到的对准精度。加速度匹配和角速率匹配对挠曲效应特别敏感。尽管在理论上有可能建立挠曲运动的模型,从而把挠曲运动引起的测量差异与引起对准误差的分量分离开来,但是现实中适用的挠曲运动模型还没有建立起来。

即便是在一个绝对刚性的机身上进行对准,当飞机滚动时,由于杆臂效应,在参考系

统和对准系统各自位置上检测到的平移运动也是不同的。飞机机动时杆臂运动引起的两个系统的测量值差异也会被系统错误地认为是对准误差,因而妨碍了对准过程的完成。这些附加的测量值差异是飞机转动速率、角加速度和两个系统间的物理距离的函数。尽管理论上有可能在进行测量值比较之前对其中的一组测量数据进行校正,但是这种校正依赖于能否得到这些测量量的足够精确的估值。虽然可以假设距离能够精确地知道,实际转动角速率可以由捷联系统直接提供,但是角加速度测量值通常不能得到,而且不用角加速度计很难估算出来。

由于上述原因,即使参考系统和对准系统都具有捷联工作方式,加速度和角速率匹配法也通常不适用于机载惯性系统的对准。一种替代方法是将在 10.4.3.3 中讨论的速度匹配方法。对准误差和惯性仪表的缺陷会引起速度误差在惯性导航系统中传播。通过比较参考系统和对准系统提供的速度估值,有可能得到对准误差的估值,在某种情况下,也可能得到传感器零偏的估值。因而,对传感器进行校准可作为对准过程的一部分。

在仪表原始数据测量值和惯性导航系统内部速度估值之间存在积分过程,由于积分过程的平滑效应,对准过程中的挠曲变形和传感器噪声的影响比加速度匹配方法中遇到的要小得多。而且,速度匹配法可以较容易地实现杆臂校正,这种在“速度”上的校正仅是转动角速率和相距距离的函数。

10.4.3.3 速度匹配对准

正如前一节建议的那样,飞行对准可以通过比较对准系统与载机导航系统各自的速度估计值来实现。对准问题主要包括利用测量值来识别出许多彼此相关的且随时间变化的误差源,但测量值本身又受到了噪声的负面影响。鉴于对准问题的这一性质,它非常适合应用统计建模技术。这些技术包括卡尔曼滤波技术,其主要工作原理放在附录 A 中进行讨论。

本节讨论构造卡尔曼滤波器所要求的系统方程和测量方程,构造出的卡尔曼滤波器用于处理速度数据,从而得到对准误差的估值。为了清楚地说明这种卡尔曼滤波器,在公式中做了一些简化假设,下面对这些假设进行说明。

1. 系统方程

系统对准要求精确确定对准系统相对于指定的参考坐标系的姿态和速度。通常,参考坐标系是飞机的载体坐标系或当地地理导航坐标系。对准系统坐标系和参考坐标系分别用上标 b 和下标 n 来表示。遵循第 3 章使用的符号表示方法,反映对准系统敏感器轴与参考坐标系之间关系的方向余弦矩阵(C_b^n)满足如下微分方程:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (10.17)$$

式中: Ω_{nb}^b 为由对准系统相对于参考系统的旋转角速率形成的斜对称矩阵。该旋转速率是对准系统敏感出的角速率(ω_{nb}^b)和参考坐标系的旋转角速率(ω_{nb}^n)之差。方向余弦矩阵(\hat{C}_b^n)利用对准系统旋转角速率的测量值($\hat{\omega}_{nb}^b$)和用于确定 $\hat{\Omega}_{nb}^b$ 的参考坐标系旋转速度估计值($\hat{\omega}_{nb}^n$)来计算得到,并利用式(10.18)根据一些初始值进行更新迭代:

$$\dot{\hat{C}}_b^n = \hat{C}_b^n \hat{\Omega}_{nb}^b \quad (10.18)$$

如 10.3.2 节所说,对于小的失准角,方向余弦矩阵的真值与估计值之间具有如下关系:

$$\hat{C}_b^n = [I - \psi] C_b^n \quad (10.19)$$

式中: I 是单位矩阵; ψ 是斜对称矩阵, 可以写成

$$\psi = \begin{pmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 0 \end{pmatrix}$$

其中非对角线元素 $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 和 $\delta\gamma$ 代表对准系统的姿态误差。

姿态误差的传播服从:

$$\dot{\psi} = \omega_{in}^n \times \psi - C_b^n \delta\omega_{ib}^b + \delta\omega_{in}^n \quad (10.20)$$

式中: $\psi = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T$, 是对准误差矢量; $\delta\omega_{ib}^b = (\tilde{\omega}_{ib}^b - \omega_{ib}^b)$ 是对准系统的陀螺仪测量误差; $\delta\omega_{in}^n = (\tilde{\omega}_{in}^n - \omega_{in}^n)$ 是参考坐标系角速率估值误差; \times 表示两个矢量作叉乘。

为了列写适用于本例的卡尔曼方程, 在滤波器中陀螺仪误差用加性高斯白噪声来建模, 而参考角速率误差假设为零。第 12 章给出了该方程的推导, 并对捷联惯性导航系统的误差传播给予了详细的讨论。

速度方程可以近似表示为

$$\dot{V}^n = C_b^n f^b - g \quad (10.21)$$

式中: V^n 是飞机的速度矢量; f^b 是加速度计敏感的对准系统运载体坐标系的比力; g 是当地重力矢量。对准系统计算出的速度估值的误差传播 (δV^n) 可以表示为

$$\delta\dot{V}^n = f^n \times \psi + C_b^n \delta f^b \quad (10.22)$$

式中: f^n 是对准系统测出的分解到参考轴上的比力; δf^b 代表加速度计测量值的误差。在卡尔曼滤波器建模中, δf^b 用加性高斯白噪声模型。

公式 (10.20) 和公式 (10.22) 可以合并, 用状态方程形式表示为

$$\delta\dot{x} = F\delta x + Gw \quad (10.23)$$

式中: δx 是误差状态矢量; F 是系统误差矩阵; G 是噪声输入矩阵; w 是系统噪声, 它包括仪表噪声和未包含在模型中的零偏。误差状态矢量可以以分量的形式表示为

$$\delta x = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma \ \delta v_N \ \delta v_E]^T \quad (10.24)$$

式中: $\delta\alpha$ 、 $\delta\beta$ 、 $\delta\gamma$ 是姿态误差矢量 ψ 的分量; δv_N 和 δv_E 分别为北向和东向速度误差。

误差方程可以被完整地表示如下:

$$\begin{pmatrix} \delta\alpha \\ \delta\beta \\ \delta\gamma \\ \delta v_N \\ \delta v_E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_D & -\omega_E & 0 & 0 \\ -\omega_D & 0 & \omega_N & 0 & 0 \\ \omega_E & -\omega_N & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -f_D & f_E & 0 & 0 \\ f_D & 0 & -f_N & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta\alpha \\ \delta\beta \\ \delta\gamma \\ \delta v_N \\ \delta v_E \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -c_{11} & -c_{12} & -c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{21} & -c_{22} & -c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{31} & -c_{32} & -c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ 0 & 0 & 0 & c_{21} & c_{22} & c_{23} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} w_{gx} \\ w_{gy} \\ w_{gz} \\ w_{ax} \\ w_{ay} \\ w_{az} \end{pmatrix} \quad (10.25)$$

式中

$$\omega_N = \Omega \cos L + v_E / (R_0 + h)$$

$$\omega_E = v_N / (R_0 + h)$$

$$\omega_D = \Omega \sin L - v_E \tan L / (R_0 + h)$$

Ω = 地球转动角速率

L = 纬度

R_0 = 地球的半径

h = 飞机的高度

f_N, f_E, f_D = 运载体加速度在北、东和垂直方向上的分量

c_{11}, c_{12}, \dots = 矩阵 C_b^v 中的方向余弦元素

$w_{g_x}, w_{g_y}, w_{g_z}$ = 陀螺仪噪声分量

$w_{a_x}, w_{a_y}, w_{a_z}$ = 加速度计噪声分量

从误差方程(10.22)中可以看出,要使方位失准($\delta\gamma$)作为速度误差传播,需要飞机在北向或东向有加速度。

陀螺仪和加速度计误差的显式建模会使误差模型复杂程度增大。例如,为了反映敏感器测量值的固定零偏,模型中应当包括一些附加的状态。

为了使卡尔曼滤波器能够以离散的形式编排,系统误差模型通过连续测量区间的积分转化成差分方程:

$$\delta x_{k+1} = \phi_k \delta x_k + w_k \quad (10.26)$$

式中: $\phi_k = \exp[F_k(t_{k+1} - t_k)]$ 是时刻 t_k 和 t_{k+1} 之间的系统转换矩阵; w_k 是零均值白噪声序列。

2. 测量方程

飞机导航系统的北向和东向速度测量值构成了卡尔曼滤波器的测量值(\tilde{z}):

$$\tilde{z} = \begin{pmatrix} \tilde{v}_N \\ \tilde{v}_E \end{pmatrix} \quad (10.27)$$

由对准系统得到的这些测量值的估值为

$$\hat{z} = \begin{pmatrix} \hat{v}_N \\ \hat{v}_E \end{pmatrix} \quad (10.28)$$

当对准系统与参考系统在飞机上相隔一定距离安装时,就有必要对由回转运动引起的杆臂运动速度分量 v_r 进行补偿。这样的修正计算要用到飞机转动速率的测量值(w_a),和两个系统间的物理距离(r),用公式 $v_r = w_a \times r$ 解算出在参考坐标系中的各速度分量。 w_a 的测量值可以由飞机导航系统或者对准系统来提供,只要有足够的测量精度就可以。

速度测量值要在每次测量更新时进行比较,以生成滤波器测量值差或称更新值,记为 δz :

$$\delta z = \begin{pmatrix} \tilde{v}_N & -\hat{v}_N \\ \tilde{v}_E & -\hat{v}_E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\delta v_N \\ -\delta v_E \end{pmatrix} \quad (10.29)$$

在 t_k 时刻的测量值差(δz_k)可以以误差状态(δx_k)的形式表示:

$$\delta z_k = H_k \delta x_k + v_k \quad (10.30)$$

式中: H_k 是卡尔曼滤波器测量矩阵,其形式如下:

$$H_K = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \quad (10.31)$$

v_k 是测量噪声矢量,代表参考系统的测量噪声和由于飞机挠曲变形和杆臂运动产生的模型失配。

3. 卡尔曼滤波器

有了方程(10.23)和方程(10.30),就有了构造卡尔曼滤波器所必需的系统方程和测量方程。附录 A 给出了滤波器方程的形式。

滤波器给出了姿态误差及北向和东向速度误差的估值,这些估值用于对每次测量更新后的对准系统的姿态和速度估值进行修正。对于把仪表零偏包含进误差模型的情况,生成的零偏估值可用于修正敏感器的输出量,这个过程可以作为对准过程的一部分。图 10.8 给出了这种对准方案的方框图。

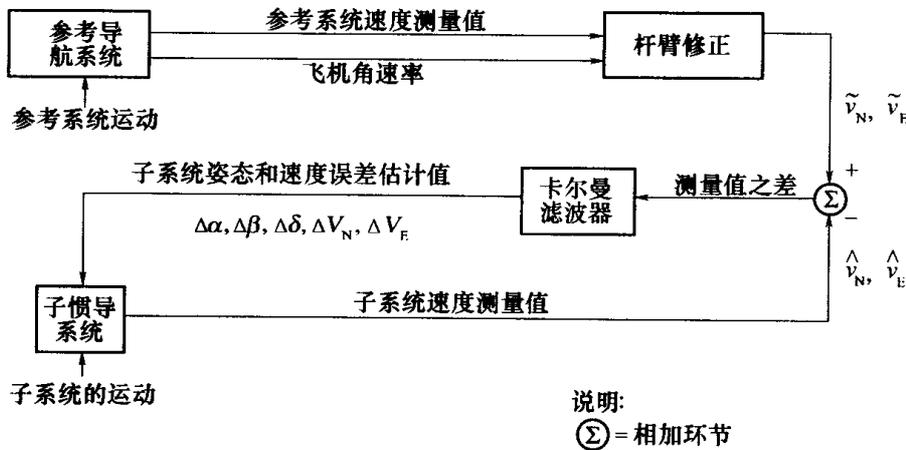


图 10.8 速度匹配对准方法

尽管常常建议飞机应进行预先设定的机动以便辅助对准过程,比如像图 10.9 所示的蛇形航迹,但对该问题的分析表明,系统对准常常可以在存在相对较小的扰动时(比如正常飞行中飞机经受的扰动)来实现。

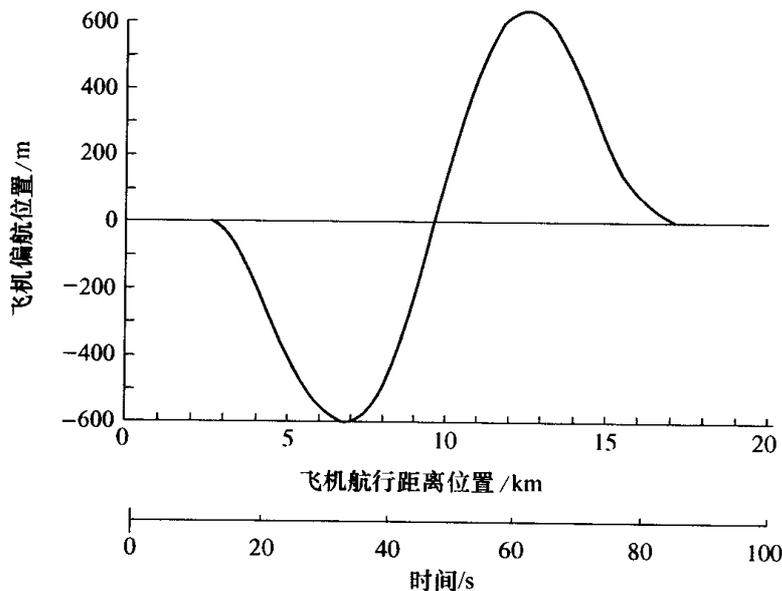


图 10.9 飞机对准/标定机动

4. 举例与结果

图 10.10 给出了利用速度匹配方法进行系统对准的一些仿真结果。这些结果表明采用与上述类似的滤波公式,加进了仪表零偏状态,在 100s 的时间内,当飞机进行蛇形机动时,机载导航系统的对准误差有所减小。这些结果是在一个典型机载系统上利用它所提供的参考测量值得到的。该机载系统的导航精度为 1n mile/h 。对准系统则属于次惯性级产品质量,它采用的陀螺仪和加速度计的 1σ 零偏分别为 $10^\circ/\text{h}$ 和 2mg 。

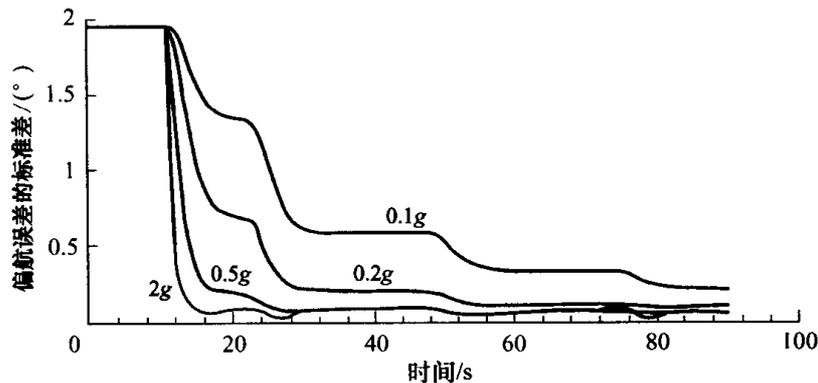


图 10.10 在飞机有蛇形机动时采用速度匹配法的对准

图 10.10 的曲线表明,偏航误差的标准差的减小是时间的函数。横滚和俯仰误差(在图 10.10 中没有给出)随着系统与当地重力矢量的有效自对准能够很快地收敛。水平对准的精度(倾斜误差)受到加速度计测量值中剩余零偏的限制。在本例中,加速度计的零偏是 2mg ,这将引起大约 0.1° 的倾斜误差。偏航对准误差只有在飞机开始机动时才开始收敛,这是因为该误差只作为速度误差传播,而只有当飞机机动时,速度误差才能观测到。图 10.10 中清楚地显示出运载体机动的影响。可以看出当飞机开始改变方向时,偏航对准误差就减小。

当存在更加剧烈的机动时,将会导致与飞机运动相关的平均误差。必须把这些误差与图中所示的标准差相加才能得出总对准误差。零偏项主要是飞机倾斜转弯形成的几何效应的结果。只能导出与输入加速度方向垂直的坐标轴的对准数据。并且,对准数据中对准误差的分布会随着飞机的机动而发生某些变化。

10.4.3.4 位置更新对准

飞机可能装备有各种能够提供位置信息的敏感器或系统,这些信息可以用来实现机载惯性导航系统在飞行中的对准。合适的信息可由卫星提供^[6],也可以由陆基跟踪雷达或地形参考导航系统(在第 13 章中讨论)提供。

如前所述,由于对准的不准确,位置误差会在惯性导航系统中传播。通过比较外部位置信息与对准导航系统计算的位置估值,可以得到位置误差的估值。根据对准导航系统中的误差模型,有可能从这些位置数据的差异中得出对准误差。图 10.11 给出了这种方案的方框图。

这种对准方法精确地等效于第 13 章讲的惯性辅助法。在组合导航系统或辅助惯性导航系统中,都假设在要求导航系统实施导航的全部或大部分时间内能够获得外部测量

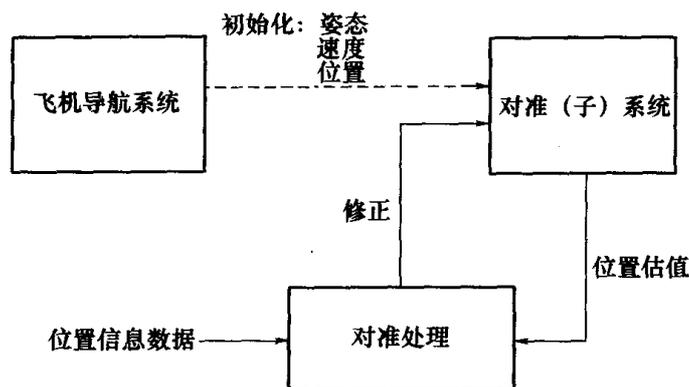


图 10.11 位置更新对准框图

数据。在飞行前的对准中,对准指的是利用外部测量数据只完成实施导航期间之前的对准。这种对准方法的原理将在第 13 章阐述,本章不作更深入的讨论。

10.4.3.5 姿态匹配

近期的研究工作表明,除了速度匹配以外,采用姿态匹配也可以提高惯导系统(INS)姿态误差的可观测性,实现更精确的对准,或者在保证对准精度的前提下缩短对准时间或减小飞机的机动。更重要的是,姿态和速度匹配使得系统可以在仅存在机翼摇摆机动时进行对准。相比之下,只采用速度匹配方法对准通常要求飞机进行一些变航向机动,而这对飞行员构成了战术限制。对准导航系统与参考导航系统间的姿态角之差是对准导航系统的姿态误差与两个导航系统相对物理指向误差之和。为了将这两项误差分离,卡尔曼滤波器必须估计出相对指向角。姿态匹配方法首先由卡因(Kain)和克劳提尔(Cloutier)提出^[7]。这种方法在高速喷气飞机上的飞行试验已经由格雷厄姆(Graham)等人主持完成^[8],在范堡罗的 QinetiQ 也进行了试验^[9]。

姿态匹配法最初是为直升机设计的,在直升机上参考导航系统与对准导航系统之间的杆臂刚性相对更好一些。对于机翼外挂架上挂有武器的飞机,挠曲环境更加严酷。在卡尔曼滤波器中适当地选择低增益可以将杆臂振动的影响平均掉。然而,机翼和武器挂架在飞机机动时的挠曲变形会引起更加严重的问题。这种挠曲变形会严重降低姿态匹配传递对准的性能。一种解决方案是引入一些附加的卡尔曼滤波器状态,用这些状态来模拟机翼受力引起的相对指向的变化,并增大卡尔曼滤波器预先设定的测量噪声,使之成为机翼受力时偏离其稳定状态值的函数。

对惯性仪表误差以及速度和姿态进行估值提高了传递对准的性能。对加速度计和陀螺的零偏进行估值对性能有巨大影响。对于某些类型的惯性测量装置(IMU),通过把零偏分解成静态和动态(马尔可夫)状态偏差,以及通过估计加速度计和陀螺仪交叉耦合误差和标度因数误差,可以进一步改善它们的性能。

传递对准导航系统能够达到的最好导航性能是参考系统的性能,因此,如果飞机装有惯导和 GPS 集成导航系统,它的参考系统便能够提供比纯惯导系统更精确的基准。但是,如果参考系统在被干扰一段时间后,突然重新收到 GPS 信号时(例如干扰机被摧毁),GPS 对惯性漂移进行修正期间飞机速度解算中的瞬态变化会造成传递对准过程的中断。一个粗略的解决办法是,把纯惯导系统用做主传递对准系统,仅在武器发射时用集成导

航方法对武器的位置进行修正。但是,这种方法放弃了采用 GPS 对飞机惯导系统速度和姿态的校准。所以,更好的方法是把 INS-GPS 集成导航系统用做参考,同时采用瞬态变化处理算法。

最好的瞬态变化处理方法是直接检测瞬态值,即通过比较集成惯性导航系统和纯导航系统的解算数据,或者通过从飞机导航滤波器中提取修正信息来检测瞬态值。在这种情况下,瞬态值被用于在卡尔曼滤波器之外处理导弹速度解算,使整个对准处理过程步调一致。当做不到这些时,传递对准算法必须监视瞬态值效应的测量值残差,如果发现测量值残差存在,就要有选择地增大误差的协方差,使得速度误差估值更适合于经修正的飞机速度解算。

10.5 海上的对准

10.5.1 概述

现代舰船上装有许多种传感器和武器系统。为了使舰船能够有效地部署和使用它所配置的武器,所有这些设备必须协同工作。例如,一处传感器检测到的来袭导弹或飞机的信息应能够被用来导引或控制设置在另一处的武器系统。

10.5.2 误差源

一种通常的做法是在舰船周围的战略位置设置基准面和对准标志,当将所有设备安装到舰船上以后,这些设备可以以此为基准。人们希望用这种方法来确保所有设备都工作在一个共用的参考坐标系中。长期以来人们一直以为,在造船时船上设备的校准精度可以做得很高,舰船一旦下水,校准精度就会下降。通过观察舰船在海中航行时以及在各种海情下对舰船弯曲或挠曲变形进行的例行实验结果,可以证实上述观点。这些误差源可以分为以下几类。

长期变形 是老化和阳光暴晒共同作用的结果。随着船只的老化和加载状态的变化,船体结构会发生逐渐的变化。在阳光加热的作用下,可以观察到船体结构的显著弯曲。随着一天内太阳的起落可能会发生 1° 量级的角度变化。

舰船弯曲 产生于恶劣海情下舰船随波浪起伏的运动,任意两个位置间角位移的量值随着两位置间距离的增加而增大。对海中航行船体弯曲量的测量结果表明,在 $0.1\text{Hz} \sim 0.3\text{Hz}$ 的典型运动时,船只会发生显著的角度位移,主要的弯曲运动是船壳绕船滚动轴的挠曲变形。船体变形的量值是海情和作用在船体上海浪方向的函数。当舰船机动或有稳定装置作用时,可能会出现船体的瞬时变形。

其他突然的变化来自水下的冲击(如深水炸弹),或在恶劣海情下舰船在水中颠簸出水、入水形成的撞击。

此外,战斗损伤会引起舰船结构的严重变形,如果不进行静态重新校准,会导致武器系统瘫痪。

10.5.3 船上对准方法

为了解决 10.5.2 节所述的问题,有必要设计一种方法用来在各种工作条件下维持

船上各种设备的协调校准。虽然军舰上可由姿态航向参考系统(AHRS)或更加精确的舰船惯性导航系统(SINS)提供精确基准,但船上基准传递的精度受限于船只的弯曲或挠曲变形。鉴于这种原因,需要寻找舰载设备的其他对准方法。

10.5.3.1 船上传递对准方法

假设作为基准的主系统能够保持精度,子系统便可与此基准进行对准。可以采用多种方法来达到这一目的。最简便的方法是前面讲述过的用于机载系统对准的一次性对准方案,将姿态、速度和位置数据从主系统直接传给子系统。然而,同机载系统对准一样,如果采用这种方法,船只挠曲变形引起的物理失准会直接加入到对准系统误差之中。

克服这种局限性的一种可能方法是用光学对准校准方案直接确定发射平台主系统与导弹系统间的相对指向。固定在一种参考坐标系上的自准直仪可以用来确定固定在另一参考坐标系中的反射镜的偏转角。尽管这种方法已经用到某些场合,但由于两参考坐标系可能会相距一定距离,维持视线接触存在一定的困难,这种方法通常并不可行。比如,导弹发射架可能安装在距惯性系统 50m 甚至更远的地方。另一种方法是,通过比较对准系统与参考系统的惯性测量数据来实现船上系统的对准^[10,11]。10.4 节讲述的用于飞行对准的速度匹配方法用于船上系统的对准会受到限制,特别是当要求在短时间内完成对准的应用场合,因为这种方法依赖于运载体的机动。在许多情况下,这种方法可能会根本行不通。对船上系统对准方法的研究发现,速度和纵摇角速率匹配可能是一种解决办法^[11]。下一节详细讨论这一方法。

10.5.3.2 舰船惯性测量匹配技术

本节讨论利用速度和角速率匹配技术来实现海上系统对准。仅运用速度匹配进行船上系统的对准会受到限制,因为船只显然不能像飞机那样通过机动来辅助对准过程。然而,由于当地垂线的误差会导致克服重力的比力测量被错误地解算并作为北向和东向速度的虚假分量传递,人们可以采用速度匹配来完成水平对准。

如果舰船存在某种纵摇和横摇运动,通过比较角速率的测量数据可以在相当短的时间内完成船上系统的方位对准。正如 10.4 节中对飞行对准的描述那样,测量数据可以用基于对准系统误差模型的卡尔曼滤波器进行处理。下面讨论测量方程的表达式。

假设参考系统和对准系统的转动角速率测量值在当地坐标系中分别表示为 a 和 b 。在每一个位置上装有 3 个一组的捷联陀螺仪,其敏感轴与参考坐标系对准,与第 3 章用的符号一样,它们检测的速率值分别表示为 ω_{ia}^a 和 ω_{ib}^b 。在进行比较前,参考系统和对准系统中陀螺仪的测量值被解算到一个共同的参考坐标系中,比如坐标系 a 中。由此,参考系统测量值可以表示为

$$\hat{z} = \omega_{ia}^a \quad (10.32)$$

假设测量误差可以忽略。对准系统产生的这些测量值的估值用带帽的符号表示:

$$\hat{z} = \hat{C}_b^a \hat{\omega}_{ib}^b \quad (10.33)$$

陀螺仪的输出($\hat{\omega}_{ib}^b$)可以写成真速率(ω_{ib}^b)和测量误差($\delta\omega_{ib}^b$)之和,而估计的方向余弦矩阵可以表示为斜对称误差矩阵 $[I - \psi]$ 和真矩阵 C_b^a 的乘积,写成:

$$\hat{z} = [I - \psi] C_b^a [\omega_{ib}^b + \delta\omega_{ib}^b]$$

展开等式的右边,令 $\psi = [\psi \times]$, 忽略误差乘积项, 得

$$\hat{z} = C_b^a \omega_{ib}^b - \psi \times C_b^a \omega_{ib}^b + C_b^a \delta \omega_{ib}^b = \omega_{ib}^a + \omega_{ib}^a \times \psi + C_b^a \delta \omega_{ib}^b \quad (10.34)$$

对准系统的旋转角速率可以表示为参考系统检测的旋转角速率和任何船体挠曲角速率(ω_f)之和。由此,式(10.34)可以重写如下:

$$\hat{z} = \omega_{ia}^a + \omega_f + \omega_{ib}^a \times \psi + C_b^a \delta \omega_{ib}^b \quad (10.35)$$

测量值的差可以写成:

$$\delta z = \bar{z} - \hat{z} = -\omega_{ib}^a \times \psi - C_b^a \delta \omega_{ib}^b - \omega_f \quad (10.36)$$

在 t_k 时刻测量值的差(δz_k)可以用误差状态(δx_k)表示如下:

$$\delta z_k = H_k \delta x_k + v_k \quad (10.37)$$

式中: H_k 是卡尔曼滤波器测量矩阵,其形式如下:

$$H_k = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & 0 & 0 \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & 0 & 0 \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (10.38)$$

式中: ω_x 、 ω_y 和 ω_z 是矢量 ω_{ib}^a 的分量; v_k 是测量的噪声矢量,它代表测量值中的噪声和由于船体挠曲引起的模型失配。

现在可以用测量方程(10.37)和 10.4.3.3 节的系统方程(10.23)构造一个卡尔曼滤波器,由此得到的对准方案的方框图如图 10.12 所示。

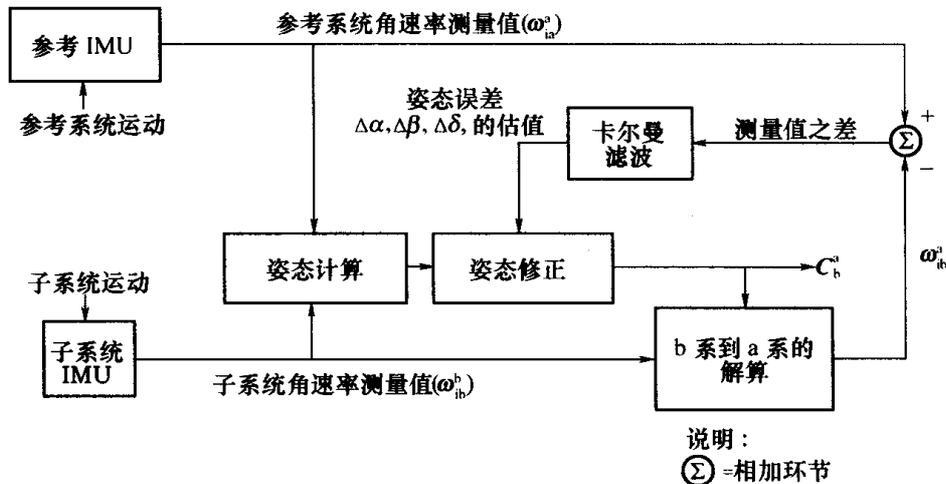


图 10.12 角速率匹配对准框图

1. 举例和结果

仿真结果(图 10.13)给出了速度匹配和角速率匹配组合法所能达到的对准精度。从仿真结果可以看出,在平静海情、中等海情和恶劣海情下(海浪朝着船舷方向运动)方位对准误差的收敛性。

这些结果是在船体的挠曲变形特征未知的情况下得到的。然而,速度测量值已经对由船体转动引起的参考系统与对准系统的相对运动进行了补偿。对准系统装有中等精度惯性传感器,其中加速度计的零偏为 $1mg$,陀螺仪的零偏为 $1^\circ/h$;参考系统则采用更高质量的惯性传感器。所使用的卡尔曼滤波器足以处理 10° 以上的初始对准误差。

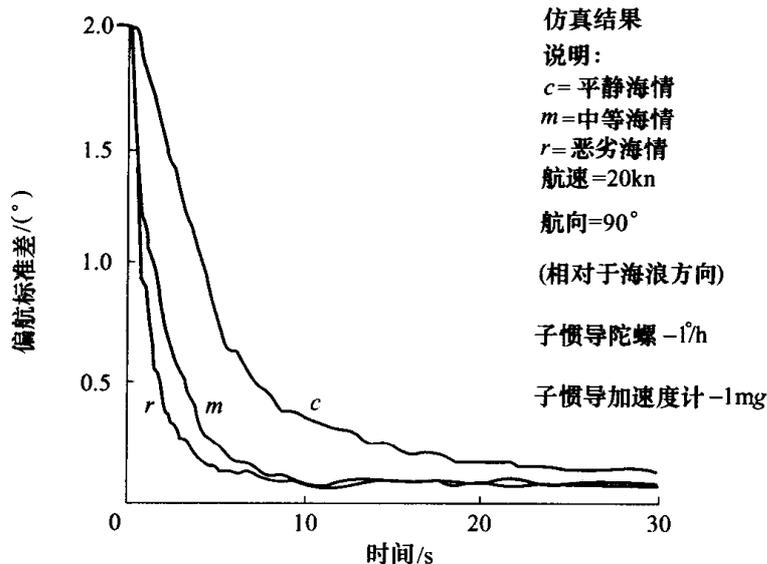


图 10.13 海上测量值匹配对准

2. 船体挠曲变形的影响

虽然从理论上说,人们有可能在卡尔曼滤波器中建立船体挠曲显式模型并由此得出挠曲角速率的估值,但在实际上,得到一个有足够精度的模型是不太可能的。此外,这种模型将使得滤波器具有尖锐的调谐特性,从而对参数的变化非常敏感。基于这些原因,可以采用次最佳卡尔曼滤波,如上面讨论过的那样,用一个噪声过程来代表船体的挠曲变形。下面通过简化的分析来说明采用这种类型的滤波器描述船体挠曲时对对准精度的限制。

如图 10.14 所示,两个坐标系分别代表处于船上不同位置相距较远的参考系统和对准系统的指向。假设参考坐标系与船的横摇轴、纵摇轴和偏航轴理想地对准,对准系统(图 10.14 中表示为子系统)在偏航轴上有一个 $\delta\psi$ 的失准角度。

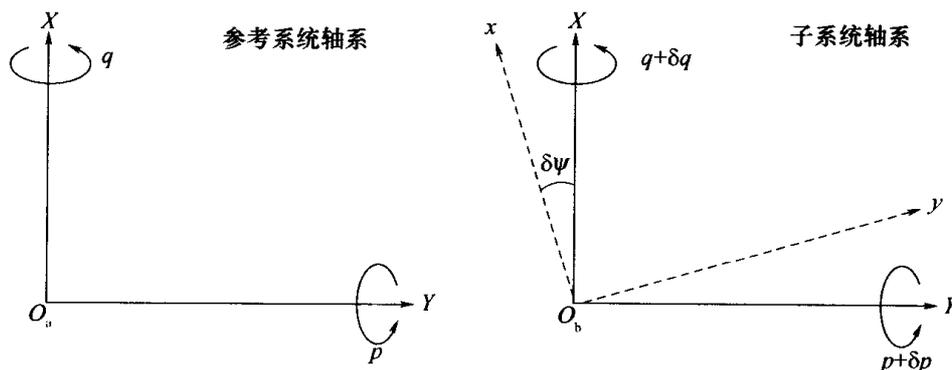


图 10.14 船体挠曲对轴对准的影响

在图 10.14 中, O_aXY 表示位于参数系统原点的参考坐标系; O_bXY 表示位于子系统原点且平行于参考坐标系的坐标系; O_bxy 表示希望与 O_bXY 对准的子系统的坐标系。

参考系统敏感出的关于参考轴的角速率 p 和 q 分别是船体横摇和纵摇的角速率。子系统敏感出分解到子系统坐标轴上的角速率 $p + \delta p$ 和 $q + \delta q$, 这里 δp 和 δq 代表两个系统的相对角速率,即船体的弯曲或挠曲角速率。

首先考虑在没有船体挠曲时的对准机理。运用纵摇角速率匹配方法,将参考系统测出的角速率 q 与子系统角速率 $q\cos\delta\psi - p\sin\delta\psi$ 进行比较,得到一个测量差 δz ,即

$$\delta z = q(1 - \cos\delta\psi) + p\sin\delta\psi \quad (10.39)$$

由上可以看出,当失准量为零时, δz 等于零。因此,通过调整失准量 $\delta\psi$ 可以使测量差为零,从而能够在没有船体挠曲时实现子系统的精确对准。

在存在船体挠曲时,子系统便存在附加的转动角速率 δp 和 δq ,子系统敏感出的关于其纵摇轴的角速率为 $(q + \delta q)\cos\psi - (p + \delta p)\sin\psi$ 。此时测量差为

$$\delta z = q(1 - \cos\delta\psi) + p\sin\delta\psi - \delta q\cos\delta\psi + \delta p\sin\delta\psi \quad (10.40)$$

$\delta\psi$ 进行一阶近似时,上式表示为

$$\delta z = (p + \delta p)\delta\psi - \delta q \quad (10.41)$$

在这种情况下,当下式成立时,测量值为 0:

$$\delta\psi = \frac{\delta q}{p + \delta p} \quad (10.42)$$

上述分析结果清楚地说明,偏航的剩余失准的量值随船体横摇速率的增大而减小,随船体关于测量轴的挠曲(此时为纵摇速率)变小而减小。进行与上面类似的分析可知,采用横摇速率匹配得到的偏航误差估值的精度受限于船体横摇挠曲和纵摇速率的相对大小。因为人们普遍认为船体关于横摇轴的挠曲通常大于纵摇挠曲,船体横摇比纵摇更快,所以纵摇速率匹配是首选的方法。

图 10.15 给出了可实现的方位对准精度随纵摇速率挠曲与横摇速率之比而变化的曲线。与上述理论分析结果一致,随着比值的减小,对准精度得以改善。

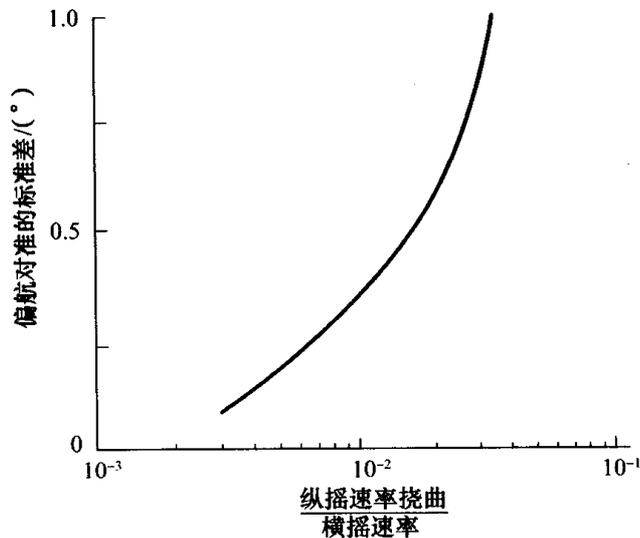


图 10.15 方位对准精度与纵摇速率挠曲和横摇速率之比的函数关系曲线

10.5.3.3 利用位置信息的船上对准

船上各设备间的协调校准可以利用与各设备或系统安装在一起的惯性导航系统来完成,保持一个共同的参考坐标系。这种方法示于图 10.16。

利用各个位置的精确位置坐标(例如,由卫星提供的实时位置坐标),可以使参考基准得以保持。为每一个系统装上 GPS 卫星接收机和天线可以方便这些设备与当地地理

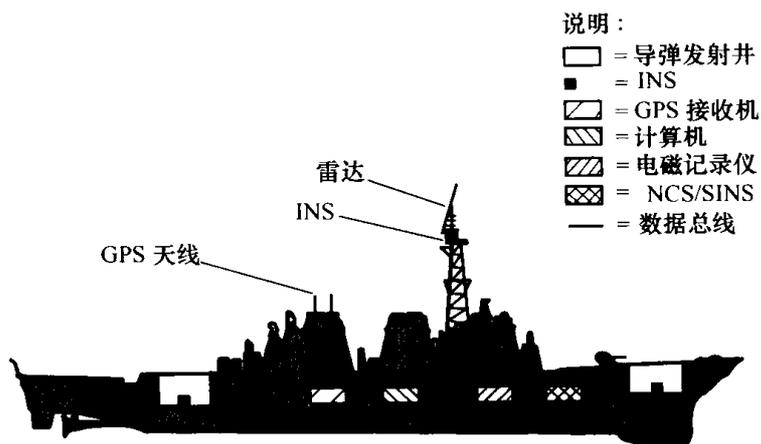


图 10.16 船上协调校准方案

坐标系对准。另一方面,通过适当的滤波和杆臂校正,用一个 GPS 接收机可以为船上所有惯性系统提供位置数据。应当注意,GPS 接收机给出的位置是安装在桅杆顶端的的天线相位中心的位置。

虽然在舰船机动时,对准过程的收敛速度会大大加快,但是各个惯性系统的对准并不依赖于舰船的运动。这种方法可以使每个系统都能实现精确对准,而不必考虑由于船体结构弯曲带来的处于不同位置的各对准系统间的相对运动。显然,这种方法依赖于连续收到卫星信号。在丢失卫星信号期间,维持系统对准的时间长短依赖于每个惯性单元中传感器的质量和特性。

参考文献

- 1 BRITTING, K. R. : 'Inertial navigation system analysis' (John Wiley and Sons, 1971)
- 2 DEYST, J. J. , and SUTHERLAND, AA. : 'Strapdown inertial system alignment using statistical filters: a simplified formulation', *AIAA Journal*, 1973, 11(4)
- 3 HARRIS, R. A. , and WAKEFIELD, C. D. : 'Co-ordinate alignment for elastic bodies', *NAECON 1977*
- 4 SCHULTZ, R. L. , and KEYS, C. L. : 'Airborne IRP alignment using acceleration and angular rate matching'. *Proceedings Joint automatic control conference*, June 1973
- 5 BAR-ITZHACK, I. Y. , and PORAT, B. : 'Azimuth observability enhancement during inertial navigation system in-flight alignment', *Journal of Guidance and Control*, 1980, 3(4)
- 6 TAFEL, R. W. , and KRASNJANSKI, D. : 'Rapid alignment of aircraft strapdown inertial navigation systems using Navstar GPS'. *AGARD conference proceedings on Precision positioning and guidance systems*, 1980
- 7 KAIN, J. E. , and CLOUTIER, J. R. : 'Rapid transfer alignment for tactical weapon applications'. *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 1989
- 8 GRAHAM, W. R. , SHORTELE, K. J. , and RABOURN, C. : 'Rapid alignment prototype (RAP) flight test demonstration'. *Proceedings of the Institute of Navigation National Technical Meeting*, 1998
- 9 GROVES, P. D. : 'Optimising the transfer alignment of weapon INS', *Journal of Navigation*, 2003, 56
- 10 BROWNE, B. H. , and LACKOWSKI, D. H. : 'Estimation of dynamic alignment error in shipboard fire control systems'. *Proceedings of IEE conference on Decision and control*, 1976
- 11 TITTERTON, D. H. , and WESTON, J. L. : 'Dynamic shipboard alignment techniques'. *DGON proceedings, Gyro Technology Symposium, Stuttgart*, 1987

第 11 章 捷联导航系统计算

11.1 概 述

在捷联惯导系统中,为了从陀螺仪以及加速度计提供的惯性测量信息中提取姿态、速度和位置信息,必须要求解在第 3 章中已经描述的解析方程。本章主要考虑这些方程在计算机上的实时求解。在图 11.1 中示出了姿态的确定、比力的分解以及导航方程的求解等主要计算任务。

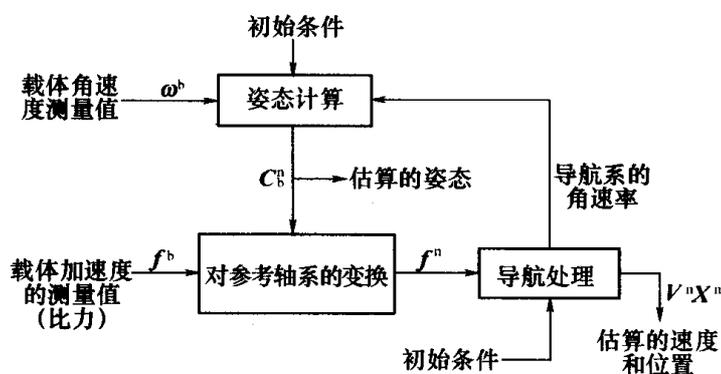


图 11.1 捷联惯导系统计算任务

姿态计算和比力的矢量解算,是对计算机处理能力的最大要求。当有高频运动项存在时,即使使用现代的处理器的实时处理这些任务对捷联惯导系统计算机也是一个很大的计算负担。所有类型的惯导系统,无论是捷联的或是平台的,都需要完成导航处理任务,其计算能力要求要相对小一些。另外,在某些应用中,除了这些任务以外,还需要根据欧拉旋转确定姿态。

早期生产捷联惯导系统时,部分地受到当时的计算机技术的限制。早期计算机的物理尺寸影响了捷联系统的发展(尤其是对机载应用),而计算速度的不足则是实现快速且精确的姿态计算的主要障碍。结果,早期的捷联系统可能获得的性能是有限的,特别是在高频运动条件下。

这样的困难推动人们努力地去发展有效的算法,特别是把低速和高速的任务分开来进行捷联计算的方法。低速计算是用于由运载体机动引起的低频、大振幅运动的计算,而高速计算主要是针对高频、低振幅运载体运动的一种相对简单的算法。现代算法经常采用这一方式,用于姿态计算及比力求解。

11.2 姿态计算

正像前面讲述的,在捷联系统中姿态计算是非常关键的。因此可以在许多文献^[1~5]中发现,它是一个重要的研究内容。在许多应用中,所需角运动的动态范围是很大的,从

每小时几度到每秒 2000° 或更大。另外,在某些应用中,捷联系统可能经受高频动态运动,如导弹弹体的弯曲以及火箭发动机引起的振动。在剧烈的振动环境中,要实现精确导航,捷联算法精确跟踪弹体姿态的能力就是决定其导航性能的关键因素。

确定姿态的常规方法是计算载体坐标系与参考坐标系相关联的方向余弦矩阵,或者使用一种数值积分方法计算等效的四元数。只要计算频率足够高,那么在理论上讲即使出现高频角运动的情况,足够精确地计算载体姿态也是可能的。然而,实际上这可能给处理器造成极大的负担。

由博茨(Bortz)^[1]提出的另一种方法是把姿态变化表示为一种旋转矢量。如下面所述,姿态计算可方便地分成低速和高速两部分,这里表示成 k 循环和 j 循环,低速计算部分用于计算由载体机动引起的相对低频、大幅值的运动,高速计算部分用于计算载体高频、小幅值的运动。后者是一种简单的算法。

利用这种方法,可计算频率接近较低计算速率的圆锥运动,而不需要提高速度来完成大部分计算量。

11.2.1 方向余弦算法

为了更新在第 3 章里作了定义的方向余弦矩阵 C ,需要求解下面形式的矩阵微分方程:

$$\dot{C} = C\Omega \quad (11.1)$$

式中: Ω 是一个由旋转速率矢量 ω 的元素组成的斜对称矩阵。为了清晰起见,在下面的推导中,都省略了前面使用的上标和下标。

从时间 t_k 到 t_{k+1} ,经过一次计算循环,方程的解可以写成如下形式:

$$C_{k+1} = C_k \exp \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Omega dt \quad (11.2)$$

只要旋转速率矢量 ω 的方向在整个更新间隔内,在空间保持固定不变,可以写成:

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} \Omega dt = [\sigma \times] \quad (11.3)$$

因此方程(11.2)就变成:

$$C_{k+1} = C_k \exp[\sigma \times] = C_k A_k \quad (11.4)$$

式中: C_k 表示第 k 次计算循环载体坐标系相对参考轴系的方向余弦矩阵; A_k 表示把一个矢量从第 $k+1$ 次计算循环的载体坐标转变到第 k 次计算循环载体坐标的方向余弦矩阵。变量 σ 是一个具有方向与量值的角矢量,它表示载体坐标系绕旋转量值等于 σ 的角度后,将把载体坐标系的方向由计算循环 k 处转到计算循环 $k+1$ 处的位置。 σ 由分量 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ 表示,它的量值为

$$\sigma = \sqrt{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)} \quad (11.5)$$

以及

$$\sigma \times = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_z & \sigma_y \\ \sigma_z & 0 & -\sigma_x \\ -\sigma_y & \sigma_x & 0 \end{bmatrix} \quad (11.6)$$

方程(11.4)中的指数项展开为

$$A_k = I + [\sigma \times] + \frac{[\sigma \times]^2}{2!} + \frac{[\sigma \times]^3}{3!} + \frac{[\sigma \times]^4}{4!} + \dots \quad (11.7)$$

利用方程(11.6),它可表示为

$$[\sigma \times]^2 = \begin{bmatrix} -(\sigma_y^2 + \sigma_z^2) & \sigma_x \sigma_y & \sigma_x \sigma_z \\ \sigma_x \sigma_y & -(\sigma_x^2 + \sigma_z^2) & \sigma_y \sigma_z \\ \sigma_x \sigma_z & \sigma_y \sigma_z & -(\sigma_x^2 + \sigma_y^2) \end{bmatrix} \quad (11.8)$$

$$[\sigma \times]^3 = -(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)[\sigma \times]$$

$$[\sigma \times]^4 = -(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)[\sigma \times]^2$$

因此,就可以写成:

$$A_k = I + [\sigma \times] + \frac{[\sigma \times]^2}{2!} - \frac{\sigma^2[\sigma \times]^2}{3!} - \frac{\sigma^2[\sigma \times]^2}{4!} + \dots = \\ I + \left[1 - \frac{\sigma^2}{3!} + \frac{\sigma^4}{5!} - \dots\right][\sigma \times] + \left[\frac{1}{2!} - \frac{\sigma^2}{4!} + \frac{\sigma^4}{6!} - \dots\right][\sigma \times]^2 \quad (11.9)$$

式(11.9)还可以写成如下形式:

$$A_k = I + \frac{\sin\sigma}{\sigma}[\sigma \times] + \frac{(1 - \cos\sigma)}{\sigma^2}[\sigma \times]^2 \quad (11.10)$$

只要 σ 为上面所定义的角矢量,方程(11.10)就提供了一个在时间 t_{k+1} 和 t_k 上相关的载体姿态矩阵确切的表达式。如果可以完美地实施这个计算方程,它将会生成一个当需要对测量的比力矢量进行转换的时候才需要对它进行计算的正交矩阵。但在实际应用中,为了产生一种能够实时运算的算法,需要对方程(11.10)中的数学函数进行舍项处理。根据方程(11.9), A_k 可以用下式来计算:

$$A_k = I + a_1[\sigma \times] + a_2[\sigma \times]^2 \quad (11.11)$$

式中

$$a_1 = 1 - \frac{\sigma^2}{3!} + \frac{\sigma^4}{5!} - \dots$$

$$a_2 = \frac{1}{2!} - \frac{\sigma^2}{4!} + \frac{\sigma^4}{6!} - \dots$$

因而,当载体运动被捷联陀螺敏感时,用基于方程(11.4)和方程(11.9)的递归算法可以更新方向余弦矩阵。算法的阶次将由方程(11.9)包含的项数决定。例如,在四阶算法中,两个无穷展开项都要在 σ^2 层次上进行舍项。计算速率应该选择为在最大转动速率时要确保 σ 的量值仍为小量,因此可以避免 A_k 的表达式中包含大量的项数。

11.2.1.1 姿态计算误差的定义

这里计算的姿态矩阵写成 \hat{A} ,它可以用真实姿态矩阵 A 和误差矩阵 E 来表示:

$$\hat{A} = A[I + E] \quad (11.12)$$

重新整理,得

$$E = A^T \hat{A} - I \quad (11.13)$$

依照方程(11.10)和方程(11.11)替代 A 及 \hat{A} ,可以写成:

$$E = \left[I - \frac{\sin\sigma}{\sigma} [\boldsymbol{\sigma} \times] + \frac{(1 - \cos\sigma)}{\sigma^2} [\boldsymbol{\sigma} \times]^2 \right] [I + a_1 [\boldsymbol{\sigma} \times] + a_2 [\boldsymbol{\sigma} \times]^2] - I =$$

$$(\sigma a_1 \cos\sigma - \sin\sigma + \sigma^2 a_2 \sin\sigma) \frac{[\boldsymbol{\sigma} \times]}{\sigma} +$$

$$(1 - \cos\sigma - \sigma a_1 \sin\sigma + \sigma^2 a_2 \cos\sigma) \frac{[\boldsymbol{\sigma} \times]^2}{\sigma^2} \quad (11.14)$$

方程(11.14)的第一项表示一个斜对称矩阵,形式为 $[\boldsymbol{\sigma} \times]$,下面用符号 U 来表示。第二项是对称矩阵,形式为 $[\boldsymbol{\sigma} \times]^2$,可用对称矩阵 S 表示。因此,可以写成如参考文献[5]中表示的那样:

$$E = U + S \quad (11.15)$$

如果方程 $A^T A = I$,那么 A 是一个正交矩阵。对计算的矩阵,可以写为

$$\hat{A}^T \hat{A} = [I + E]^T [I + E] \quad (11.16)$$

忽略二阶和更高阶项,则给出:

$$\hat{A}^T \hat{A} = I + E + E^T \quad (11.17)$$

用它们的对称和斜对称元替代公式中的 E 和 E^T ,并且注意到 $S^T = S, U^T = -U$,则

$$\hat{A}^T \hat{A} = I - 2S \quad (11.18)$$

也可以写成:

$$A^T \hat{A} = I + S + U \quad (11.19)$$

从最后的两个方程,能够给出下面的结论:

S 表示矩阵 \hat{A} 的正交偏差, S 的对角线元素被称为标度误差,而非对角线项表示扭斜误差^[5]。

如果 S 为零, \hat{A} 就变成一个表示坐标系旋转的正交矩阵,它与由 A 定义的旋转不同。 U 为这两个旋转之间的差。

参数 D_{dc} 是 U 的上下非对角线元素和的平方根。它除以计算机更新间隔 δt 可以用来度量计算姿态矩阵中的漂移。参数 D_{dc} 可以用来对各种阶次的姿态算法进行精度的评估。

矩阵 U 定义如下:

$$U = (\sigma a_1 \cos\sigma - \sin\sigma + \sigma^2 a_2 \sin\sigma) \frac{[\boldsymbol{\sigma} \times]}{\sigma} \quad (11.20)$$

在单一的 x 轴旋转情况下, $\boldsymbol{\sigma} = [\sigma \ 0 \ 0]^T$,有

$$D_{dc} = \frac{1}{\delta t} (\sigma a_1 \cos\sigma - \sin\sigma + \sigma^2 a_2 \sin\sigma) \quad (11.21)$$

式中

$$\begin{aligned} a_1 = 1, a_2 = 0 & \quad \text{为一阶算法} \\ a_1 = 1, a_2 = 0.5 & \quad \text{为二阶算法} \\ a_1 = 1 - (\sigma^2/6), a_2 = 0.5 & \quad \text{为三阶算法} \end{aligned}$$

11.2.1.2 举例子

考虑角增量的最大值(σ_{\max})为0.1rad和0.05rad的情况。如果载体的最大角速率为10rad/s,这些值就对应于0.01s和0.005s的计算机更新间隔。

表11.1列出了上述两种情况下计算姿态的漂移误差,这两种情况用的是不同阶次的算法。

表 11.1 用不同阶次的方向余弦算法计算的姿态漂移误差

算法阶次	姿态漂移误差/(°)/h	
	$\sigma_{\max} = 0.1 \text{ rad}$	$\sigma_{\max} = 0.05 \text{ rad}$
1	6870	1720
2	3430	860
3	7	0.4
4	1.7	0.1

可以清楚地看出,减少更新间隔可以显著改善计算精度。由于这种舍项舍去了漂移误差表达式中的三阶和四阶项,包含三阶项所得到的漂移率大大地降低了。在许多应用中,长时间的高旋转速率通常是不能持续的,所期望的平均速率会大大低于上面的分析中所考虑的10rad/s。在这种情况下,由不精确的姿态计算引起的平均漂移误差比表中列出的数据要小得多。因此在某些应用中采用一阶或二阶更新算法可能是可行的。

这里假定上面所描述的姿态计算的主要部分和后面论述的导航处理的其他一些方面,都将在低速 k 循环数据速率状态进行计算。然而,有些计算可能需要在高速率状态下执行,而另外一些计算则相对较慢,这将在后面加以介绍。

11.2.2 旋转角的计算

方向余弦矩阵更新精度的另一个限制因素是可以确定的旋转角 σ 的精度。首先考虑的情况是角速率矢量 ω 的方向在计算更新的整个间隔内在空间保持不变。在这种情况下可相当简单地对 ω 在 k 计算循环内进行积分即可求得 σ :

$$\sigma = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \omega dt \quad (11.22)$$

即 σ 是由某些陀螺在时间间隔 t_k 到 t_{k+1} 内直接提供的增量测量值之和。在这种情况下, σ 和 ω 之间的关系也可以表达成 $d\sigma/dt = \omega$ 。

然而,在一般情况下,简单地相加增量角的测量值来精确地确定 σ 是不可能的。如果 ω 矢量的方向不能在空间保持固定不变,而是在旋转(如锥形运动时),那么根据博茨^[1],可以写成:

$$\dot{\sigma} = \omega + \dot{\epsilon} \quad (11.23)$$

式中: ω 表示惯性可测的角运动, $\dot{\epsilon}$ 是 $\dot{\sigma}$ 的非惯性可测运动的组元称为不可交换旋转矢量。

在一般的运动条件下,即不限于单轴运动, $\dot{\sigma}$ 的表达式可以通过对方程(11.10)求导来得到。使 $dA/dt = A[\omega \times]$ 求得,并如参考文献[1]所述对所得表达式中的矢量进行

处理,给出:

$$\dot{\sigma} = \omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{\sigma^2} \left[1 - \frac{\sigma \sin \sigma}{2(1 - \cos \sigma)} \right] \sigma \times \sigma \times \omega \quad (11.24)$$

由于不可交换性的影响,在一系列的旋转之后,最后的方向取决于各次的旋转和旋转次序两个方面。上面的方程说明先前的各次旋转(σ)以及现时的角速率(ω)是如何影响非交换性项(ϵ)的构成的。

在实际计算中,需要把方程(11.24)的右边表达式作舍项处理。例如正弦和余弦项改写成级数展开式并且略去 σ 的高于三阶的项,则上面的方程可写成:

$$\dot{\sigma} = \omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{12}\sigma \times \sigma \times \omega \quad (11.25)$$

参考文献[3]建议用下面的算法:

$$\delta \alpha_{k+1} = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \alpha \times \omega dt$$

其中

$$\alpha = \int_{t_k}^t \omega dt \quad (11.26)$$

$$\sigma = \alpha_{k+1} + \delta \alpha_{k+1}$$

并且 α_{k+1} 表示陀螺从 t_k 到 t_{k+1} 输出的增量角之和。一般情况下,都存在相当程度的角振动,因此需要用比方向余弦矩阵更新速率更高的速率来求解方程(11.26),即用 j 循环更新速率,且要选择一种足够快的 j 循环更新速率来保证在最大载体旋转速率和振动出现时由方程(11.26)获得的 σ 值能很好地符合方程(11.24)给出的真值。

11.2.3 旋转矢量的补偿

这一节讨论存在圆锥运动时计算姿态($\delta \alpha$)的漂移误差表达式。圆锥运动是指载体的一根轴在空间描绘出一个圆锥或近似一个圆锥时的运动。这种运动是由于系统两个正交轴同时施加角振荡的结果,而这两种角振荡不同相。

这里假定载体围绕 x 轴和 y 轴以频率 f 作振荡,其振幅分别为 θ_x 和 θ_y 。另外,假定在两个通道中存在相位差 ϕ ,那么,可以写出:

$$\omega = 2\pi f [\theta_x \cos 2\pi f t \quad \theta_y \cos(2\pi f t + \phi) \quad 0]^T$$

和

$$\alpha = [\theta_x \{ \sin 2\pi f t - \sin 2\pi f t_k \} \quad \theta_y \{ \sin(2\pi f t + \phi) - \sin(2\pi f t_k + \phi) \} \quad 0]^T$$

在 $\delta \alpha$ 方程中用 α 和 ω 两式代入,得

$$\delta \alpha = \pi f \int_{t_k}^{t_{k+1}} \begin{bmatrix} \theta_x \{ \sin 2\pi f t - \sin 2\pi f t_k \} \\ \theta_y \{ \sin(2\pi f t + \phi) - \sin(2\pi f t_k + \phi) \} \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \theta_x \cos 2\pi f t \\ \theta_y \cos(2\pi f t + \phi) \\ 0 \end{bmatrix} dt$$

由它生成一个 z 轴分量

$$\delta \alpha_z = \pi f \theta_x \theta_y \sin \phi \int_{t_k}^{t_{k+1}} \{ 1 - \cos 2\pi f (t - t_k) \} dt$$

在适当的范围内积分得

$$\delta\alpha_z = \pi f \theta_x \theta_y \sin\phi \left[t_{k+1} - t_k - \frac{\sin 2\pi f(t_{k+1} - t_k)}{2\pi f} \right]$$

设 $t_{k+1} - t_k = \delta t$, 代入得

$$\delta\alpha_z = \pi f \theta_x \theta_y \delta t \sin\phi \left[1 - \frac{\sin 2\pi f \delta t}{2\pi f \delta t} \right] \quad (11.27)$$

因此,虽然 ω 是绕 x 轴和 y 轴循环的,但 $\delta\alpha$ 出现了 z 轴分量。它是一个常值且正比于相位角的正弦和运动的幅值。从上面的方程可以看出,当 $\phi = \pi/2$ 时, $\delta\alpha$ 最大。在这个条件下,由于 z 轴在空间的运动描绘出了一个圆锥形,因此载体的这种运动称为圆锥运动。

在时间间隔 $k\delta t$ 内,如果没有应用上面的修正项,那么计算姿态中的漂移误差可以表示成:

$$\delta\dot{\alpha}_z = \pi f \theta_x \theta_y \sin\phi \left[1 - \frac{\sin 2\pi f \delta t}{2\pi f \delta t} \right] \quad (11.28)$$

如果 $\delta\dot{\alpha}_z$ 与总的系统性能要求相比是一个小量,那么就不需要实施上述修正项。

举例:

考虑载体以 50Hz 作圆锥运动的情况。绕 x 和 y 轴运动的角幅度取 0.1° 。如果姿态的更新频率为 100Hz, 即 $\delta t = 0.01s$, 那么引起的漂移为 $100^\circ/h$ 。如果把计算频率提高到 500Hz, 则漂移量就下降到 $\sim 6^\circ/h$ 。

针对上述方程更一般的情况,在一给定振动频谱下,可计算出 $\delta\alpha_z$ 的均方根值。

11.2.4 载体及导航参考系的旋转

现在回到姿态的连续方程(11.1),矢量 ω 表示载体相对于导航参考系的转动速率,当导航相对于当地地理坐标系时,该方程可用下面的形式(如第3章所述):

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{ib}^b - \Omega_{in}^n C_b^n \quad (11.29)$$

第一项 $C_b^n \Omega_{ib}^b$ 是载体角速率的函数,由捷联陀螺测得,而第二项 $-\Omega_{in}^n C_b^n$ 是较低的导航参考系角速率的函数。如上所述,当考虑到载体运动时,方向余弦矩阵的更新,即方程 $dC_b^n/dt = C_b^n \Omega_{ib}^b$ 的求解可以用方程(11.4)及方程(11.11)来完成。

考虑导航系的旋转可以用一种类似的算法。为了对导航系旋转的方向余弦矩阵进行更新,可以使用与方程(11.4)相似的方程,只是方程中的 A 用导航系旋转的方向余弦矩阵 B 来替代,即

$$C_{i+1} = B_i C_i \quad (11.30)$$

式中: B_i 表示把 t_{i+1} 时刻与 t_i 时刻的导航系相关联的方向余弦矩阵。 B_i 可以用旋转矢量 θ 来表示:

$$B_i = I + \frac{\sin\theta}{\theta} [\theta \times] + \frac{(1 - \cos\theta)}{\theta^2} [\theta \times]^2 \quad (11.31)$$

这里 θ 是具有大小和方向的旋转矢量,它表示导航系旋转了角度 θ ,而它的方向从 t_i 时刻的方向转到了在 t_{i+1} 时刻的位置。这个角 θ 可以写成:

$$\theta = \int_{t_i}^{t_{i+1}} \omega_{in}^n dt \quad (11.32)$$

实际上,导航系转速通常比载体的转速要低很多,因此导航系旋转的方向余弦更新可以

在低得多的速率上执行,即采用1循环更新速率。另外,它的算法所基于的数学函数可以在较低阶次上舍项。

举例:

对方程(11.31)只考虑一阶项,在考虑地球转动的情况时导航系更新的时间间隔为1s,而漂移误差的净值能够保持在一个可以忽略的低水平。在某些近程导弹的应用中,角速率每小时几百度的测量精度是可以接受的。此时再考虑导航系的旋转(如地球15°/h的转动)就成为多余了。

11.2.5 四元数算法

采用四元数的姿态表达式,则需要求解下面的方程:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \cdot \mathbf{p} \quad (11.33)$$

式中: $\mathbf{p} = [0, \boldsymbol{\omega}^T]$ 已在3.4.3.2节中定义。这个方程也可用矩阵形式表示:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{W} \mathbf{q} \quad (11.34)$$

式中

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (11.35)$$

且 ω_x 、 ω_y 和 ω_z 是 $\boldsymbol{\omega}$ 的分量。

如果旋转矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 的方向在整个计算机的刷新间隔内保持不变,则上述方程的解可以写成:

$$\mathbf{q}_{k+1} = \left[\exp \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{W} dt \right] \mathbf{q}_k \quad (11.36)$$

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{W} dt = \boldsymbol{\Sigma} = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_x & -\sigma_y & -\sigma_z \\ \sigma_x & 0 & \sigma_z & -\sigma_y \\ \sigma_y & -\sigma_z & 0 & \sigma_x \\ \sigma_z & \sigma_y & -\sigma_x & 0 \end{bmatrix} \quad (11.37)$$

即

$$\mathbf{q}_{k+1} = \exp\left(\frac{\boldsymbol{\Sigma}}{2}\right) \mathbf{q}_k \quad (11.38)$$

通过展开指数项,用相似上面求解方向余弦的方法,指数项可以用四元数形式写成:

$$\mathbf{q}_{k+1} = \mathbf{q}_k \cdot \mathbf{r}_k \quad (11.39)$$

式中

$$r_k = \begin{bmatrix} a_c \\ a_s \sigma_x \\ a_s \sigma_y \\ a_s \sigma_z \end{bmatrix} \quad (11.40)$$

$$a_c = \cos\left(\frac{\sigma}{2}\right) = 1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{2!} + \frac{(0.5\sigma)^4}{4!} - \dots \quad (11.41)$$

$$a_s = \frac{\sin(\sigma/2)}{\sigma} = 0.5 \left(1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{3!} + \frac{(0.5\sigma)^4}{5!} - \dots \right) \quad (11.42)$$

和

$$(0.5\sigma)^2 = 0.25(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)$$

用第3章方程(3.32)给定的四元数定义作比较,可见 r_k 是表示一个具有幅值为 σ 、绕矢量 σ 旋转的四元数,它是载体坐标系从时间 t_{k+1} 到时间 t_k 的变换,而 q_k 表示载体坐标系与导航轴系在时间 t_k 相关的四元数。因此,对由捷联陀螺敏感到的载体运动,可以循环使用方程(11.39)~方程(11.42)来更新四元数 q 。参数 σ 由 11.2.1 节所述的方程来确定。

至于方向余弦算法,更新间隔的选择要确保在最大载体速率时 σ 保持在小量值上,因此可避免 a_c 和 a_s ,表达式中保有很多项数。四元数更新算法的阶次将由方程(11.41)和方程(11.42)选择的舍项点来确定。

11.2.5.1 姿态误差的定义

为了对四元数更新算法的性能进行量化,可定义漂移参数 D_q ,这与 11.2.1 节的方向余弦更新算法中漂移误差的定义相似。所计算的四元数误差 δ_r 可以分别表示成真实的和计算的四元数项,即 r 和 \hat{r} 如下:

$$\delta r = r^* \cdot \hat{r} \quad (11.43)$$

如果仅 x 轴转动, $r = [\cos(0.5\sigma) \sin(0.5\sigma) 00]$, $\hat{r} = [a_c \sigma a_s 00]$

且

$$\delta r = \begin{bmatrix} a_c \cos(0.5\sigma) + \sigma a_s \sin(0.5\sigma) \\ \sigma a_s \cos(0.5\sigma) - a_c \sin(0.5\sigma) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11.44)$$

这可以依照方程(3.59)表达成方向余弦误差矩阵。依照在 11.2.1 中定义方向余弦漂移的过程,对四元数漂移的表达式可以用误差矩阵的非对角线元素项加以定义,即

$$D_q = \frac{2}{\delta t} \{ a_c \cos(0.5\sigma) + \sigma a_s \sin(0.5\sigma) \} \{ \sigma a_s \cos(0.5\sigma) - a_c \sin(0.5\sigma) \} = \frac{1}{\delta t} \{ 2\sigma a_c a_s \cos\sigma - a_c^2 \sin\sigma + \sigma^2 a_s^2 \sin\sigma \} \quad (11.45)$$

式中 a_c 和 a_s 根据算法所需的阶次来选择,即

$$a_c = 1, a_s = 0.5 \quad \text{是一阶算法}$$

$$a_c = 1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{2}, a_s = 0.5 \quad \text{是二阶算法}$$

$$a_c = 1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{2}, a_s = 0.5 \left(1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{6}\right) \quad \text{是三阶算法}$$

11.2.5.2 举例

使用不同阶次的四元数算法计算的姿态漂移列在表 11.2 中,使用的条件与 11.2.1 节中评估方向余弦算法的性能时完全相同。

表 11.2 用不同阶次的四元数算法计算的姿态漂移误差

算法阶次	姿态漂移误差/(°/h)	
	$\sigma_{\max} = 0.1 \text{ rad}$	$\sigma_{\max} = 0.05 \text{ rad}$
1	1720	430
2	860	215
3	0.4	0.06
4	0.2	0.06

与 11.2.1 节的表 11.1 列出的结果相比较,可见四元数法的漂移值比用方向余弦法得到的结果要小。这主要是因为四元数方程包含有 $\sin(\sigma/2)$ 和 $\cos(\sigma/2)$ 项的展开式,而方向余弦方程则含有 σ 项的相似项。这也说明当 σ 为 0.1rad 时四元数法的漂移数与当 σ 为 0.05rad 时方向余弦法的漂移是一致的。因此,四元数表达式在单轴旋转及给定的舍位阶数下,得到更精确的姿态解。

当导航系旋转时,为了更新四元数,可以采用与方程(11.39)相似的方程,其中 r 用导航系旋转四元数 p 代替,则

$$q_{l+1} = p_l \cdot q_l \quad (11.46)$$

式中: q_l 表示在计算机 l 循环里载体轴相对导航轴的四元数; p_l 是载体轴从时间 t_{l+1} 到时间 t_l 变换的四元数。四元数 p_l 可以用旋转矢量 θ 来表示如下:

$$p_l = \begin{bmatrix} b_c \\ b_s \theta_x \\ b_s \theta_y \\ b_s \theta_z \end{bmatrix} \quad (11.47)$$

式中

$$b_c = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) = 1 - \frac{(0.5\theta)^2}{2!} + \frac{(0.5\theta)^4}{4!} - \dots \quad (11.48)$$

$$b_s = \frac{\sin(\theta/2)}{\theta} = 0.5 \left(1 - \frac{(0.5\theta)^2}{3!} + \frac{(0.5\theta)^4}{5!} - \dots\right) \quad (11.49)$$

正如在方向余弦的情况一样,这些方程可以在比载体运动更新速率低的速率,即 l 循环速率下执行。另外,低阶算法通常足以给出精确的导航系更新。

在选用四元数姿态表达式的情况下,下面的方程可以用于加速度矢量变换算法中方

向余弦矩阵 C_b^n 的计算, 它们的详细情况将在第 11.3 节中讨论。

$$C_b^n = \begin{pmatrix} 1 - 2(c^2 + d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & 1 - 2(b^2 + d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & 1 - 2(b^2 + c^2) \end{pmatrix} \quad (11.50)$$

11.2.6 正交化和归一化算法

在执行捷联姿态算法中通常用自相容性检查来提高方向余弦或四元数参数的计算精度。方向余弦矩阵的所有行表示单位矢量在载体系的每个正交轴上的投影。因此, 方向余弦矩阵的所有行之间总是正交的, 并且每行元素的平方和应该等于 1。在四元数表达式情况下, 自相容性检查是校验 4 个参数的平方和应为 1。

自相容性检查可以作为姿态算法的一部分, 用来保证满足上面的条件。如果需要, 在相对低速下进行这种检查通常是足够的, 也就是说这部分计算可以在 l 循环频率下执行。

11.2.6.1 方向余弦校验

方向余弦矩阵的第 i 行 C_i 和第 j 行 C_j 的正交条件是它们的点积应为 0, 即 $C_i C_j^T = 0$, 实践中, 情况不一定如此, 定义:

$$\Delta_{ij} = C_i C_j^T \quad (11.51)$$

式中: Δ_{ij} 是与 C_i 和 C_j 正交的轴的角误差, 即两行间的正交性误差。

因为两行中任何一行 C_i 或 C_j 可能存在相等的误差, 所以它们的修正可以用下式作均匀分配:

$$\hat{C}_i = C_i - \frac{1}{2} \Delta_{ij} C_j \quad (11.52)$$

$$\hat{C}_j = C_j - \frac{1}{2} \Delta_{ij} C_i \quad (11.53)$$

式中: $\hat{\quad}$ 符号表示修正量。

归一化误差可以由一行元素的平方和与单位量相比来确定, 即

$$\Delta_{ii} = 1 - C_i C_i^T \quad (11.54)$$

且用下式作修正:

$$\hat{C}_i = C_i - \frac{1}{2} \Delta_{ii} C_i \quad (11.55)$$

另外一种方法是对方向余弦的列进行与行相似的处理, 如文献[3]中所述的。

11.2.6.2 四元数归一化

四元数可以由它的元素的平方和与单位量相比的方法作归一化。归一化误差由下式给定:

$$\Delta q = 1 - q \cdot q^* \quad (11.56)$$

四元数归一化也可以用 $\sqrt{(q \cdot q^*)}$ 除以每个元素来完成, 因此可写成:

$$q = \frac{q}{\sqrt{(q \cdot q^*)}} = \{1 - \Delta q\}^{-0.5} q \approx \left\{1 + \frac{1}{2} \Delta q\right\} q \quad (11.57)$$

应该注意,正交化和归一化对在以前的计算中出现的误差是不能修正的。例如,四元数中单一元素的误差,由于归一化修正会在所有元素中“散布”。作者认为,这种技术的使用应当谨慎。重点应该放在基本的姿态更新算法的设计上,而不是依靠这里所讨论的归一化过程,这种过程可能仅会给更新算法附加基本误差。

11.2.7 姿态表达式的选择

采用方向余弦或者四元数参数来表达姿态的相关好处在出版的文献[3]~[5]中已经作了阐明。虽然四元数法由于给出了正交姿态矩阵而具有某些优点,但两种方法优劣的比较现在还无法给出定论。另外,在先前几节中给出的分析表明,用四元数法计算的姿态精度比用方向余弦表达式所能得到的精度要高。这些因素至少部分地说明为什么四元数法在近年比较流行。

然而,姿态算法的最终选择不大可能唯一依据计算精度来作出。在实际应用中,计算量和对存储器的要求将是确定算法的主要因素。在这种情况下,四元数方法仍是一个选择的趋向,这主要是因为它需要更新的参数较少,只要4个四元数而不是9个方向余弦。然而,当考虑到整个捷联计算任务(包括测量的比力矢量求解)时,两种方法的优劣就变得不是那么清晰了。

11.3 加速度矢量变换算法

这一节涉及的是测量的比力加速度分量在导航系中分解的算法。必须注意的是,要考虑出现在计算机更新间隔内载体旋转的变化,并且对在高振动环境里工作的系统可能需要用两种速度的算法^[6]。在许多应用中,求解与载体机动相关的加速度用一种相对低速算法就足够了,然而考虑振荡时就可能需要包括高速修正项。

11.3.1 用方向余弦进行加速度矢量的变换

测量的比力矢量 f^b 在导航坐标系中表示如下:

$$f^n = C_b^n f^b \quad (11.58)$$

式中: C_b^n 是如前所述的从载体变换到参考轴系的方向余弦矩阵。

计算这个函数的算法(接受速度增量测试值)可通过对方程(11.58)的一次积分得到,即

$$u^n = \int_{t_k}^{t_{k+1}} f^n dt \quad (11.59)$$

式中: u^n 表示在导航系中速度经历了计算机周期 t_k 到 t_{k+1} 后的变化量。速度矢量 V^n 可以通过 u^n 在每个周期内所计算出的值之和并且对 11.4 节将要讨论的哥氏加速度及重力加速度影响进行修正后来确定。矩阵 C_b^n 随更新间隔时间连续变化,并且可以用在 C_b^n 时刻 t_k 的值矩阵 C_k 和代表载体轴从 t 时刻变换到更新间隔的起始时刻 t_k 的矩阵 A 来描述,即

$$C_b^n = C_k A \quad (11.60)$$

代入方程(11.58)中的 C_b^n 得

$$u^n = C_k \int_{t_k}^{t_{k+1}} A f^b dt \quad (11.61)$$

按照方程(11.11), A 可以表达成如下形式:

$$A = I + [\alpha \times] + 0.5[\alpha \times]^2 - \dots$$

式中

$$\alpha = \int_{t_k}^t \omega^b dt$$

把 A 代入方程(11.61)中,得

$$u^n = C_k \int_{t_k}^{t_{k+1}} [f^b + \alpha \times f^b + 0.5[\alpha \times]^2 f^b - \dots] dt \quad (11.62)$$

如果二阶以及更高阶次项被忽略,可以写成:

$$u^n = C_k \left[\int_{t_k}^{t_{k+1}} f^b dt + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \alpha \times f^b dt \right] \quad (11.63)$$

如果现在写成:

$$v = \int_{t_k}^t f^b dt$$

且对方程(11.63)中的叉积进行积分,即可表示成:

$$u^n = C_k \left(v_{k+1} + \frac{1}{2} \alpha_{k+1} \times v_{k+1} + \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} (\alpha \times f^b - \omega^b \times v) dt \right) \quad (11.64)$$

这里 α_{k+1} 等于 α 在时间间隔 t_k 到 t_{k+1} 内用角增量测量值之和来评估的值。同样, v_{k+1} 是在同样的时间间隔内由惯性测量装置得到的速度增量测量值之和来评估的值。

方程(11.64)中 u^n 包含3项:

- (1) 由惯性测量单元产生的增量速度测量值之和;
- (2) 从 t_k 到 t_{k+1} 时间间隔内累加的增量角和在同样时间间隔内速度增量变化的叉积(在文献中这项称为旋转修正);
- (3) 动态积分项。

如果 f^b 和 ω^b 在更新间隔内保持常值,则 $\alpha = \omega^b t$, $V = f^b t$, 代入方程(11.48), 则很容易看出,在这种条件下,积分项都为零。然而,如果 f^b 和 ω^b 在更新间隔有很大的变化,为了提供动态运动的补偿,计算这个积分也许是必要的。在这种情况下,计算这个积分的速率需要大大超过动态运动的频率,即上节里所提到的 j 循环更新速率。表示这种效果的例子在下节中给出。

11.3.2 旋转修正

为了说明在应用捷联技术的导弹中旋转修正项的必需性,考虑运载体在横向平面以 $f^b = [0 \ f \ 0]^T$ 和 $\omega^b = [0 \ 0 \ \omega]^T$ 作机动的情况,即在偏航平面内同时发生加速和旋转。

如果加速度变换更新间隔是 δt , 那么真实速度经由 $t=0$ 到 $t=\delta t$ 时间间隔后的变化由方程(11.61)给出下面的形式:

$$\mathbf{u}^n = \int_0^{\delta t} \begin{bmatrix} \cos\omega t & \sin\omega t & 0 \\ -\sin\omega t & \cos\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ f \\ 0 \end{bmatrix} dt = \int_0^{\delta t} \begin{bmatrix} f\sin\omega t \\ f\cos\omega t \\ 0 \end{bmatrix} dt =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{f}{\omega}(1 - \cos\omega\delta t) & \frac{f}{\omega}\sin\omega\delta t & 0 \end{bmatrix}^T$$

如果在更新间隔内没有考虑运载体的旋转,那么计算速度的变化变得非常简单:

$$\mathbf{u}^{n'} = [0 \quad f\delta t \quad 0]^T$$

$\mathbf{u}^{n'}$ 和 \mathbf{u}^n 求差的表达式如下:

$$\delta\mathbf{u}^n = \mathbf{u}^{n'} - \mathbf{u}^n =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{f}{\omega}(1 - \cos\omega\delta t) - f\delta t \frac{(1 - \sin\omega\delta t)}{\omega\delta t} & 0 \end{bmatrix}^T = \quad (11.65)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{f\omega\delta t^2}{2} - \dots & \frac{f\omega^2\delta t^3}{6} - \dots & 0 \end{bmatrix}^T$$

等效的加速度误差可写成:

$$\frac{\delta\mathbf{u}^n}{\delta t} = \begin{bmatrix} \frac{f\omega\delta t}{2} - \dots & \frac{f\omega^2\delta t^2}{6} - \dots & 0 \end{bmatrix}^T \quad (11.66)$$

举例:

设导弹的横向加速度为 $20g$, 而线速度为 800m/s , 相关的旋转速度近似为

0.25rad/s , 替代上式中的 f 和 ω 并且假定更新间隔为 0.01s , 则给出 x 轴的加速度零偏为 25mg 。如果导弹持续机动, 那么这个量值的零偏将会显著增加速度和位置的误差, 特别是对中、远程导弹系统。可以把上面得到的数值与这种应用可接受的加速度测量误差进行比较, 其典型数值范围约为 $5\text{mg} \sim 10\text{mg}$, 有时候更小。

不难看出, 方程(11.64)给定的简单的旋转修正项可以对上面例子中出现的二阶速度误差进行补偿。如果需要, 更高阶的修正项可以应用方程(11.61), 使变换矩阵 A 的展开式包括更多项, 从而求得相应的表达式。

11.3.3 动态修正

在导航坐标系中计算速度在计算机周期内变化时, 可能需要使用下面的修正项:

$$\delta\mathbf{u}^n = \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} (\boldsymbol{\alpha} \times \mathbf{a}^b - \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{v}) dt \quad (11.67)$$

测试矢量变换算法性能的一种好方法是看它处理划摇运动的能力。划摇运动是相对于两个正交轴同时施加角振荡和线振荡的同相分量形成的。如果计算频率太低或者不使用划摇修正, 那么这种运动会严重影响系统性能。

在载体出现绕 x 轴的角振荡同时在 y 方向有线性振荡的情况下, 可以推导出 $\delta\mathbf{u}^n$ 的表达式:

$$\boldsymbol{\alpha} = \int_{t_k}^t \boldsymbol{\omega}^b dt$$

式中

$$\boldsymbol{\omega}^b = [2\pi f\theta_x \cos 2\pi f t \quad 0 \quad 0]^T$$

且

$$v = \int_{t_k}^t a^b dt$$

式中

$$a^b = [0 \quad A_y \sin(2\pi ft + \phi) \quad 0]^T$$

式中: A_y 是振荡加速度的幅值。代入 δu^n 方程中得到 z 轴分量:

$$\begin{aligned} \delta u_z^n &= \frac{1}{2} \theta_x A_y \cos \phi \int_{t_k}^{t_{k+1}} \{1 - \cos 2\pi f(t - t_k)\} dt = \\ &= \frac{1}{2} \theta_x A_y \cos \phi \left(t_{k+1} - t_k - \frac{\sin 2\pi f(t_{k+1} - t_k)}{2\pi f} \right) \end{aligned} \quad (11.68)$$

记 $t_{k+1} - t_k = \delta t$, 则:

$$\delta u_z^n = \frac{1}{2} \theta_x A_y \delta t \cos \phi \left(1 - \frac{\sin 2\pi f \delta t}{2\pi f \delta t} \right) \quad (11.69)$$

可以看出, 当 $\phi = 0$ 时, δu_z^n 为最大。在这种条件下, 载体运动称为划摇运动。在时间间隔 δt 内, 如果上面的修正项没有采用, 就会出现加速度误差, 这个误差可以表示成:

$$\delta \dot{u}_z^n = \frac{1}{2} \theta_x A_y \cos \phi \left(1 - \frac{\sin 2\pi f \delta t}{2\pi f \delta t} \right) \quad (11.70)$$

如果 $\delta \dot{u}_z^n$ 与整个系统性能要求相比是小量, 那么修正项就可不予考虑。

举例:

考虑载体划摇运动的频率 f 为 50Hz 的情况。运动的角幅值 θ_x 为 0.1° , 而相对于一个正交轴的振荡加速度在 $\pm A_y = 10g$ 之间变化。如果姿态更新频率为 100Hz, 即 $\delta t = 0.01s$, 那么加速度误差为 $8.7mg$ 。如果计算频率增加到 500Hz, 则加速度误差就降到约 $0.5mg$, 所需的精度由实际应用和飞行阶段决定。

11.3.4 用四元数法进行加速度矢量的变换

在用四元数法计算姿态的情况下, 可以直接使用四元数参数对加速度矢量进行变换, 即用下式替代方程(11.64):

$$u^n = q \cdot \left(v_{k+1} + \frac{1}{2} \alpha_{k+1} \times v_{k+1} + \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} (\alpha \times f^b - \omega^b \times v) dt \right) \cdot q^* \quad (11.71)$$

此外, 利用方程(11.50)可以用四元数参数计算方向余弦矩阵 C_b^n , 并且如 11.3.1 节所描述的那样完成加速度变换。

11.4 导航算法

确定运载体速度和位置所要求的计算过程不是唯一针对捷联系统的, 在许多标准的惯导教科书内都有叙述。最近的, Bar-Itzhack^[7] 提到对导航计算的不同部分用不同计算速率的优越性。例如, 含有地球转速的项, 就不需要像含有载体速率项那样频繁估算。下面的分析也基于同样的考虑。

第 3 章给出的速度和位置方程可以用下面的积分形式表达:

$$\mathbf{v}^n = \int_0^t \mathbf{f}^n dt - \int_0^t [2\boldsymbol{\omega}_{ie} + \boldsymbol{\omega}_{en}] \times \mathbf{v}^n dt + \int_0^t \mathbf{g} dt \quad (11.72)$$

$$\mathbf{x}^n = \int_0^t \mathbf{v}^n dt \quad (11.73)$$

为了确定运载体速度和位置,在导航处理器中需要估算积分项。在上面方程中的矢量项可以用分量形式表示如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}^n &= [v_N \quad v_E \quad v_D]^T \\ \mathbf{x}^n &= [x_N \quad x_E \quad -h]^T \\ \boldsymbol{\omega}_{ie} &= [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T \\ \boldsymbol{\omega}_{en} &= \left[\frac{v_E}{R_0 + h} \quad \frac{-v_N}{R_0 + h} \quad \frac{-v_E \tan L}{R_0 + h} \right]^T \\ \mathbf{g} &= [0 \quad 0 \quad g]^T \end{aligned}$$

上面的表达式用于在地球附近的当地垂直地理坐标系中的导航。方程(11.72)中的第一个积分项表示经过每一个更新周期后速度变化的和 \mathbf{u}^n :

$$\mathbf{u}^n = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{f}^n dt$$

\mathbf{u}^n 可以用上面推导出的方程(11.48)确定。因为这一项是载体姿态的函数, $\mathbf{f}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b$, 因此它必须考虑运载体动态运动的情况,需用足够高的速率进行计算。包括重力影响的速度矢量可以用下式在时间间隔 t_k 到 t_{k+1} 内进行计算:

$$\mathbf{v}_{k+1}^n = \mathbf{v}_k^n + \mathbf{u}^n + \mathbf{g} \delta t$$

方程(11.72)中的第二个积分项含有哥氏修正项。在一般情况下,它对 \mathbf{v}^n 的贡献与方程的其他项相比比较小。因为哥氏项数值变化的速率相对较低,所以用 11.3 节所提出的相对较低的 l 更新速率对它进行修正就可以了,即

$$\mathbf{v}_{i+1}^n = [\mathbf{I} - 2\boldsymbol{\Omega}_{ie} \delta t_i - \boldsymbol{\Omega}_{en} \delta t_i] \mathbf{v}_i^n \quad (11.74)$$

式中

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\Omega}_{ie} &= [\boldsymbol{\omega}_{ie} \times] \\ \boldsymbol{\Omega}_{en} &= [\boldsymbol{\omega}_{en} \times] \\ \mathbf{v}_i^n &= \text{在 } t_i \text{ 时刻的速度矢量} \\ \delta t_i &= t_{i+1} - t_i \end{aligned}$$

最后,积分速度矢量得到位置,如方程(11.73)所示。

当然,积分形式的选择取决于应用情况。对近程、低精度的应用,低阶方案(如矩形或梯形积分)很可能就可以了。在时间间隔 t_k 到 t_{k+1} 内计算位置更新的方程如下:

矩形积分:

$$\mathbf{x}_{k+1}^n = \mathbf{x}_k^n + \mathbf{v}_k^n \delta t \quad (11.75)$$

梯形积分:

$$\mathbf{x}_{k+1}^n = \mathbf{x}_k^n + \left(\frac{\mathbf{v}_k^n + \mathbf{v}_{k+1}^n}{2} \right) \delta t \quad (11.76)$$

对机载和船载惯导系统,性能要求更高,可能需要较高阶次的积分方案,如辛普森法则或四阶龙格—库塔积分。

辛普森法则:

$$\mathbf{x}_{k+1}^n = \mathbf{x}_k^n + \left(\frac{\mathbf{v}_{k-1}^n + 4\mathbf{v}_k^n + \mathbf{v}_{k+1}^n}{3} \right) \delta t \quad (11.77)$$

常常需要确定相对于地球的海拔位置和现时当地垂直导航参考坐标系相对地球坐标系的角度方向,这通常用经纬度表示。为避免数学上的奇异性,角位置参数可以用导航系(n)相对地球系(e)的方向余弦矩阵来表达,位置方向余弦矩阵及高度的变化由下列微分方程表示:

$$\dot{h} = -v_D \quad (11.78)$$

$$\dot{C}_n^e = C_n^e \Omega_{en}^n \quad (11.79)$$

式中: $\Omega_{en}^n = [\omega_{en}^n x]$, $\omega_{en}^n = [\dot{l} \cos L - \dot{L} - \dot{l} \sin L]^T$ (如第3章所述)。

导航软件执行的算法可以依据上面方程的积分来建立:

$$h_l = h_{l-1} + \Delta h_l \quad (11.80)$$

$$C_{nl+1}^e = C_{nl}^e \Delta C_{l+1}^l \quad (11.81)$$

式中: ΔC_{l+1}^l 表示导航轴系在 t_{l+1} 时刻与在 t_l 时刻相关的方向余弦矩阵。它可以用旋转矢量 θ 表示如下:

$$\Delta C_{l+1}^l = I + \frac{\sin \zeta}{\zeta} [\zeta \times] + \frac{(1 - \cos \zeta)}{\zeta^2} [\zeta \times]^2 \quad (11.82)$$

式中: ζ 是具有幅值和方向的旋转矢量,即导航系统绕 ζ 旋转,其转角等于 ζ 的幅值,此时导航系将从 t_l 时刻的方向转到 t_{l+1} 时刻的位置。

$$\zeta \approx \int_{t_l}^{t_{l+1}} \omega_{en}^n dt \quad (11.83)$$

在位置矢量从计算机循环 l 到 $l+1$ 发生旋转的情况下,为了获得旋转角矢量 ζ 的精确更新,可采用一种用于速度更新计算形式的算法(如文献[9]所述)。导出的算法包括了位置矢量旋转和角速率与比力组合动态影响的补偿项。这里的动态效应会导致校正误差。“滚动”这个术语用来指动态误差的影响^[11,12],它类似于在动态条件下影响速度矢量更新的划播效应。

11.5 小 结

捷联导航计算涉及由紧密安装在运载体上的惯性仪表测得的角速率和比力来确定运载体的姿态、速度和位置。把惯性敏感器的测量值用于各种方程中求得所要求的导航信息。在前面的讨论中描述了捷联计算的3种不同领域,即姿态计算、比力矢量的变换以及导航计算。本章结合某些应用列出了这些功能的实时计算技术。

在这一章中,描述了一些在惯性导航系统处理器内的计算方程。基于给定的方程可以开发各种算法,算法将直接接受和处理增量形式的惯性测量值。为了获得各种算法的实时解,建议捷联计算分成如下的低、中和高频部分。

(1) 低频计算(l -循环)。捷联导航方程的某些部分涉及一些随时间变化非常慢速的项,如“地球转速”。因此,用相对较低的速率来执行算法的这些部分是足够的。特别对导航坐标系旋转情况下的计算姿态更新及导航计算中哥氏修正的应用都可以在低速

率上进行。另外,如果需要姿态的正交化和归一化的算法,也可以在低速率上执行。

(2) 中频计算(k -循环)。大量的计算应该是在中速率上执行。为了处理由于载体机动而产生的大幅度动态运动的计算,需要选用中速率。这包括四元数或方向余弦的计算、加速度矢量的变换以及导航方程主要部分的求解。

(3) 高频计算(j -循环)。为了处理周期运动(例如圆锥运动及划摇运动),需要在高速率上进行某些相对简单的计算。这可以对在较低频率更新周期内发生的角速率和线加速度的变化进行补偿。

需要执行的各种计算功能简要地列于图 11.2。这里假定惯性测量装置具有与所要求的最高计算频率相一致的输出能力。

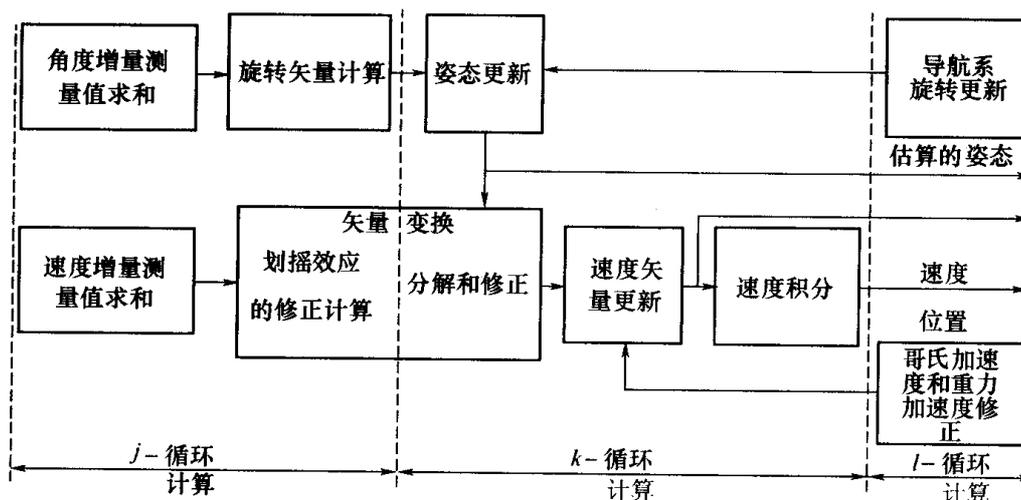


图 11.2 捷联计算任务总结

在现代的捷联系统中,研究重点集中在为求解本章所描述的姿态和导航微分方程更确切的积分解析解而使用的更精确的算法上。计算精度的改善使捷联算法更容易验证,因为在给定的运动条件下,试验结果能够很好地符合解析解。通过现代计算机技术的应用,更精确的算法会得到更广泛应用;计算机的快速处理速度加上长的浮点字长使得这样的算法能够执行。如果希望进一步领会现代捷联算法的数学推导及处理技术,读者可参考保罗·萨维奇(Paul Savage)编写的有关这一主题的各种出版物^[9~12]。

参考文献

- 1 BORTZ, J. E. : 'A new mathematical formulation for strapdown inertial navigation', *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1971, AES-7(1)
- 2 MILLER, R. B. : 'A new strapdown attitude algorithm', *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1983, 6
- 3 SAVAGE, P. : 'Strapdown system algorithms', AGARD Lecture Series No. 133, 'Advances in strapdown inertial systems', May 1984
- 4 NASA: 'A study of the critical computational problems associated with strapdown inertial navigation systems', NASA CR-968
- 5 MORTENSEN, R. E. : 'Strapdown guidance error analysis', *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1974 AES-10(4)
- 6 LEVINSON, E. : 'Laser gyro strapdown inertial system applications'. AGARD Lecture Series No. 95, 'Strapdown inertial systems', June 1978

- 7 BAR-ITZHACK, I. Y. : ' Navigation computation in terrestrial strapdown inertial navigation systems ' , *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1977 , AES - 13 (6)
- 8 JEFFREY, A. : ' Mathematics for engineers and scientists ' (Nelson, 1979)
- 9 SAVAGE, P. G. : ' Strapdown analytics ' , Strapdown Associates, Inc.
- 10 SAVAGE, P. G. : ' Strapdown inertial navigation integration algorithm design, Part 1 : attitude algorithms ' , *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998 , 21 (1) , pp. 19 - 28
- 11 SAVAGE, P. G. : ' Strapdown inertial navigation integration algorithm design, Part 2 : velocity and position algorithms ' , *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998 , 21 (2) , pp. 208 - 221
- 12 SAVAGE, P. G. : ' Strapdown system computational elements ' . NATORTO Lecture Series No. 232 , October 2003

第 12 章 广义系统性能分析

12.1 概 述

在实际应用中,由于在导航系统开始工作之前,传入系统的数据存在误差,并且惯导系统各组成部分也存在缺陷,因此,捷联惯导系统的工作精度受到限制。捷联惯导系统涉及的误差源有以下几种:

- (1) 初始对准误差;
- (2) 惯性敏感器误差;
- (3) 计算误差。

本书第 4 章~第 7 章、第 10 章和第 11 章介绍了导致这几种误差的众多因素。

用于推算定位系统(比如惯性导航系统)的测量值误差一次次向下传播,从而导致系统计算的总误差随时间变化或漂移。通常,惯性导航系统的性能是用相对于初始位置坐标值的导航误差的增长来表征的。在实践中,通用的办法是用平均漂移性能来表示惯性导航系统的特性,比如 1n mile/h 就是常用惯性导航系统的一个典型特性。这是商用飞机使用的一种典型惯性导航系统。

在系统设计和确定技术指标的早期阶段,需要按照惯性导航系统的未来使用条件估算导航系统性能。通常采用分析与仿真相结合的方法来预测导航系统性能。本章将建立误差源与系统性能相互关系的方程。这些方程主要用于阐述各种类型的误差随时间的传播过程。本章后半部分强调了分析技术的局限性,并且概述了用于评估导航系统性能的各种仿真方法。

12.2 二维捷联惯性导航系统误差传播

12.2.1 非旋转坐标系中的惯性导航

在本书第 3 章的开头部分,按照简单的二维惯性导航器件讨论了捷联惯性导航系统误差传播的方式并在图 3.1 中进行了说明。这种系统的误差方框图如图 12.1 所示。

图 12.1 给出了位置、速度和姿态的初始误差,同时也给出了惯性敏感器提供的比力和角速率测量值的零偏。为了简化这种初始分析,忽略了重力场表示法的缺陷。

这些误差通过惯性导航系统传播,导致位置误差随时间而增加。误差传播可以用一组数学微分方程表示,这些微分方程是通过把第 3 章的导航系统方程求偏导推导出来的。对各种系统误差修正到一阶的二维导航系统的微分方程如下所示。

图解：

Ⓡ = 分解

∫ = 积分

⊕ = 求和

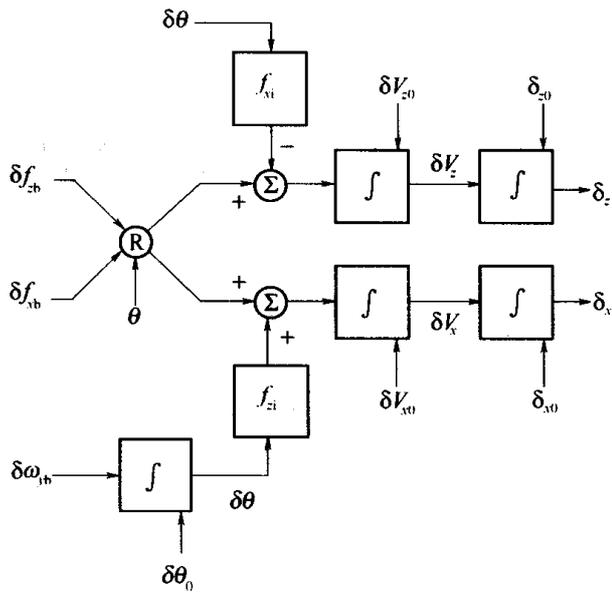


图 12.1 二维惯性导航系统误差方框图

导航误差方程：

$$\delta\dot{\theta} = \delta\omega_{yb}$$

$$\delta\dot{f}_{xi} = (-f_{xb}\sin\theta + f_{zb}\cos\theta)\delta\theta + \delta f_{xb}\cos\theta + \delta f_{zb}\sin\theta = f_{zi}\delta\theta + \delta f_{xb}\cos\theta + \delta f_{zb}\sin\theta$$

$$\delta\dot{f}_{zi} = -(f_{xb}\cos\theta + f_{zb}\sin\theta)\delta\theta - \delta f_{xb}\sin\theta + \delta f_{zb}\cos\theta = -f_{xi}\delta\theta - \delta f_{xb}\sin\theta + \delta f_{zb}\cos\theta$$

(12.1)

$$\delta v_{xi} = \delta f_{xi} \quad \delta v_{zi} = \delta f_{zi} \quad \delta x_i = \delta v_{xi} \quad \delta z_i = \delta v_{zi}$$

现在开始讨论由各种误差源引起的位置误差。位置估算的初始误差只对估算的位置产生一个固定偏差,该偏差在惯性导航系统导航期间保持不变,而初始速度误差经积分后得到位置误差,该位置误差随时间呈线性增加。姿态误差和仪表零偏对导航系统性能的影响更加复杂,因为单个误差在通常情况下会影响导航系统的两个通道。

例如, x 轴加速度计输出的一个零偏 δf_{xb} 就会在坐标系的 x 通道和 z 通道分别产生一个加速度误差分量 $\delta f_{xb}\cos\theta$ 与 $-\delta f_{xb}\sin\theta$ 。随后,这些误差按照位置误差进行传播。因为计算位置的估值需要进行两次积分,该误差与时间平方成正比,分别表示为 $\delta f_{xb}\cos\theta^2/2$ 与 $-\delta f_{xb}\sin\theta^2/2$ 。初始姿态误差的传播方式与此类似,而由陀螺仪输出的零偏引起的位置误差与时间立方成正比,因为确定刚体姿态需要进行再次积分。

由图 12.1 给出的各种误差源引起的位置误差类型如表 12.1 所列。

表 12.1 二维捷联惯性导航系统误差传播

误差源		位置误差	
		x 轴	z 轴
初始位置误差	δx_0	δx_0	—
	δz_0	—	δz_0
初始速度误差	δv_{x0}	$\delta v_0 t$	—
	δv_{z0}	—	$\delta v_{z0} t$

(续)

误差源		位置误差	
		x 轴	z 轴
初始姿态误差	$\delta\theta_0$	$\delta\theta_0 f_{xi} \frac{t^2}{2}$	$-\delta\theta_0 f_{zi} \frac{t^2}{2}$
加速度计零偏	δf_{xb}	$\delta f_{xb} \cos\theta \frac{t^2}{2}$	$-\delta f_{xb} \sin\theta \frac{t^2}{2}$
	δf_{zb}	$\delta f_{zb} \sin\theta \frac{t^2}{2}$	$\delta f_{zb} \cos\theta \frac{t^2}{2}$
陀螺仪零偏	$\delta\omega_{yb}$	$\delta\omega_{yb} f_{xi} \frac{t^3}{6}$	$-\delta\omega_{yb} f_{zi} \frac{t^3}{6}$

通过上述简要的分析,可以看到各种不同误差源在惯性导航系统中的传播方式。显而易见,在比力测量值分解到指定坐标系的过程中,各种误差在导航通道之间存在固有的耦合现象。因此,对各种误差进行简单的精确计算并不切实际。

12.2.2 旋转坐标系中的惯性导航

现在讨论一种具体的情况,即在地球附近进行惯性导航的情形。假定在第3章讨论的当地地理坐标系中进行惯性导航。经过改进的二维导航系统机械编排如图3.3和图3.4所示。

在这种系统中,x轴和z轴分别与当地的水平方向和垂直方向一致,并且惯性导航系统提供在每个方向的速度估算值。用水平方向的速度估算值除以地球半径,可以得到第3章提到的转移速率,然后被反馈回去,并且从测量的载体速率中减去,以此来计算载体相对于当地地理坐标系的姿态。这种反馈的作用是修正系统误差的动态特性,下面将详细介绍。

这里先分析当地地理坐标系的动态误差特性,其前提是载体真实姿态为零,即 $\theta=0$ 。此时,通道之间的耦合名义上为零,从而可以分别分析每个通道。尽管这种方法提供的分析得以简化,但是仍然可以用于分析在垂直通道和水平通道上的误差传播,并且分析结果仍具有普遍意义。此外,假定导航系统安装在地球表面上静止的运载载体上,或者安装在相对地球匀速运动的运载载体上。在这种情况下,作用在运载载体上唯一的力就是比力,它主要用于克服地球引力的影响。此时 $f_{xg}=0, f_{zg}=g$ 。

修正到一阶的垂直通道和水平通道的误差方程,如表12.2所列。

表 12.2 垂直通道和水平通道误差方程

水平通道误差方程	垂直通道误差方程
$\delta\theta = \delta\omega_{yb} - \delta v_x / R_0$	$\delta v_z = \delta f_{zb}$
$\delta v_x = g\delta\theta + \delta f_{xb}$	$\delta z = \delta v_z$
$\delta x = \delta v_x$	

垂直通道的误差随时间的传播方式与前文讨论的在惯性坐标系的误差传播类似。然而,在水平通道有一个闭环存在,如图 12.2 方框图所示。在这个闭环中有两个积分器,所以闭环回路处于振荡状态。

图 12.2 中给出的单轴导航仪是一种虚拟单摆的电子模拟装置,其摆长等于地球半径,这就是舒勒摆。下一小节将介绍舒勒摆的特性。

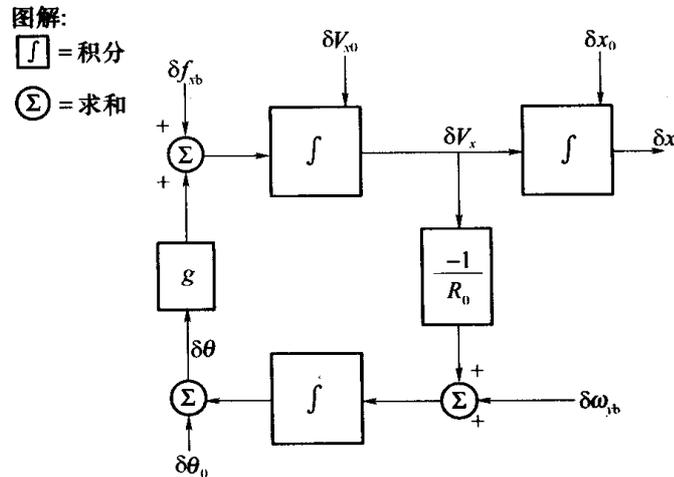


图 12.2 惯性导航系统水平通道舒勒回路

12.2.3 舒勒摆

在地球表面上,垂直方向可以通过一个单摆确定,单摆包括一个摆垂,摆垂通过一根摆线悬挂在一个固定的支撑点上。然而,如果支撑点从静止状态以加速度 a 移动,此时悬挂摆垂的摆线将处于倾斜状态,相对垂直方向的倾斜角 $\theta = \arctan(a/g)$,因此,摆线方向不再表示当地的垂直方向。假定,摆线长度增加到等于地球半径,此时无论支撑点相对地心如何加速,摆线将永远处于垂直状态。这种现象最先由舒勒教授阐明,因此它被称为舒勒摆。一个具有上述特征的单轴导航系统(图 12.2)具有与舒勒摆类似的特征,因而称做舒勒调谐系统,下面将予以阐述。

把测到的比力分解到惯性导航系统的参考坐标系中,对分解的比力分量进行一次积分,得到运载体的速度;接着再积分一次,就得到运载体的位置。用上述速度除以地球半径(R_0)就可以计算出转移角速率。当惯导系统绕地球运动时,这个信号就用于修正存储的姿态参考值。如果存储的姿态参考值有一个角误差 θ ,惯导系统指示的水平方向将相对真实水平方向倾斜,倾斜角为 θ ,同时在已分解的加速度计测量值中将包含一个重力分量,大小等于 $g\theta$ 。由此产生的闭环称为舒勒回路。舒勒回路处于非稳定状态,因为闭环回路上有两个积分器。舒勒回路的动态特性由下列特征方程确定:

$$1 + \frac{g}{s^2 R_0} = 0 \quad (12.2)$$

式中: s 是拉普拉斯算子。

方程(12.2)还可以写成:

$$s^2 + \frac{g}{R_0} = 0$$

或者

$$s^2 + \omega_s^2 = 0 \quad (12.3)$$

这是舒勒摆的简谐运动方程,其固有频率 $\omega_s = \sqrt{\frac{g}{R_0}} = 0.00124 \text{ rad/s}$ 。这就是舒勒频率。舒勒振荡周期由下式计算:

$$T_s = \frac{2\pi}{\omega_s} = 2\pi \sqrt{\frac{R_0}{g}} = 84.4 \text{ min} \quad (12.4)$$

这与摆长为 l 的单摆周期计算公式类似,即

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{l}{g}} \quad (12.5)$$

因此,舒勒振荡可以认为是一种摆长等于地球半径 R_0 的假想摆。只要初始时对准了垂直方向,一个把频率调谐到“舒勒频率”的摆,可以始终指示移动运载体的垂直方向。正是由于这个原因,舒勒调谐系统常常用于靠近地球表面的惯性导航系统。

12.2.4 舒勒调谐系统的误差传播

在单轴导航系统中,系统误差会引起以舒勒频率进行的系统振荡。图 12.2 的方框图分别给出了姿态、速度和位置初始估值误差 $\delta\theta_0$ 、 δv_0 和 δx_0 ,同时也给出了陀螺仪与加速度计测量值的固定零偏 $\delta\omega_{yb}$ 和 δf_{xb} 。这些误差项随时间的传播可以根据表 12.3 所列的微分方程推导。

表 12.3 单轴误差传播

误差源	位置误差	误差源	位置误差
初始位置误差(δx_0)	δx_0	加速度固定零偏(δf_{xb})	$\delta f_{xb} \left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2} \right)$
初始速度误差(δv_0)	$\delta v_0 \left(\frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \right)$	角速率固定零偏($\delta\omega_{yb}$)	$\delta\omega_{yb} R_0 \left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \right)$
初始姿态误差($\delta\theta_0$)	$\delta\theta_0 R_0 (1 - \cos\omega_s t)$		

12.2.5 结果讨论

从上述结果可以看到,经过几个或更多的舒勒周期后,由于舒勒调谐的结果,简单导航系统的误差传播受到限制。除了陀螺仪零偏以外,所有误差源引起的误差都是这样。陀螺仪的零偏会导致随时间呈线性增加的位置误差 $\delta\omega R_0 t$ 和位置误差的振荡分量。显而易见,陀螺仪的性能对实现长期的系统精度至关重要。这就是多年以来,人们付出了很多努力来提高陀螺仪性能的原因之一。

由此可见,完全可以根据陀螺仪的测量精度来粗略推断惯性导航系统的性能。例

如,采用精度为 $0.01^\circ/\text{h}$ 的陀螺仪的惯性导航系统,可以获取的导航精度约为 $1\text{km}/\text{h}$ 。陀螺仪与导航精度的这种关系常常用做评估惯性导航系统性能的“经验法则”。陀螺仪用于存储导航系统的姿态参考值,并且存储的参考值依照陀螺仪的漂移率而变化,明白了这一点就可以正确认识这种影响的物理意义。在地球表面的赤道上,经度 1° 相当于 111km (约 60n mile)。因此, $1'$ (角分)相当于约 1n mile 的距离。

到目前为止,上面的分析只涉及在单一平面中工作的简易惯性导航系统。正如本章下面将要介绍的那样,全三维惯性导航系统的误差分析模型非常复杂,尤其在运载体处于机动状态和系统各通道存在耦合的情况下更加复杂。下节介绍可以用于预测惯性导航系统性能的一组广义误差方程。

12.3 广义误差方程

本节主要分析全三维惯性导航系统的误差增长情况,文中给出的方程基于在地球表面附近工作的惯性导航系统,导航坐标系为当地地理坐标系。

12.3.1 误差方程推导

12.3.1.1 姿态误差

在捷联系统中,仪表组相对于导航坐标系的取向可以用方向余弦矩阵 C_b^n 表示。估算的姿态矩阵 \tilde{C}_b^n 可以用真实的方向余弦矩阵 C_b^n 表示为

$$\tilde{C}_b^n = BC_b^n \quad (12.6)$$

式中: B 表示从真实参考坐标系到估算坐标系的变换矩阵,即存储在惯导系统计算机中的参考坐标系对准误差。对于较小的失准角,矩阵 B 可以近似用如下所示的斜对称矩阵表示:

$$B = [I - \psi] \quad (12.7)$$

式中: I 是一个 3×3 的单位矩阵, ψ 可以用下式表示:

$$\psi = \begin{pmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 0 \end{pmatrix} \quad (12.8)$$

在该矩阵中, $\delta\alpha$ 与 $\delta\beta$ 表示相对垂直方向姿态误差,即水平误差或倾斜误差;而 $\delta\gamma$ 表示绕垂直方向的误差,即航向或方位误差。这些误差类似于仪表组在稳定平台导航系统的物理偏差,并且对小失准角来讲,近似等于滚转、俯仰和偏航的欧拉角误差。

此时,估算的方向余弦矩阵可以表示为

$$\tilde{C}_b^n = [I - \psi]C_b^n \quad (12.9)$$

把式(12.9)整理后,可以得

$$\psi = I - \tilde{C}_b^n C_b^{nT} \quad (12.10)$$

该方程经过求导计算,可以得到

$$\dot{\psi} = -\dot{\tilde{C}}_b^n C_b^{nT} - \tilde{C}_b^n \dot{C}_b^{nT} \quad (12.11)$$

正如本书第3章所述,方向余弦矩阵 C_b^n 是作为绝对载体速率 Ω_{ib}^b 和导航坐标系速率 Ω_{in}^n 的函数进行传播的,其传播方程为

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{ib}^b - \Omega_{in}^n C_b^n \quad (12.12)$$

同样,估算矩阵 \tilde{C}_b^n 的时间微分方程可以表示为

$$\dot{\tilde{C}}_b^n = \tilde{C}_b^n \tilde{\Omega}_{ib}^b - \tilde{\Omega}_{in}^n \tilde{C}_b^n \quad (12.13)$$

式中: $\tilde{\Omega}_{ib}^b$ 和 $\tilde{\Omega}_{in}^n$ 分别表示测量载体的速率和估算的导航坐标系转动速率。

把 \dot{C}_b^n 和 $\dot{\tilde{C}}_b^n$ 代入方程(12.11),可以得到

$$\begin{aligned} \dot{\psi} = & -\tilde{C}_b^n \tilde{\Omega}_{ib}^b C_b^{nT} + \tilde{\Omega}_{in}^n \tilde{C}_b^n C_b^{nT} + \tilde{C}_b^n \Omega_{ib}^b C_b^{nT} - \tilde{C}_b^n C_b^{nT} \Omega_{in}^n = \\ & -\tilde{C}_b^n [\tilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b] C_b^{nT} + \tilde{\Omega}_{in}^n \tilde{C}_b^n C_b^{nT} - \tilde{C}_b^n C_b^{nT} \Omega_{in}^n \end{aligned} \quad (12.14)$$

把方程(12.9)的 \tilde{C}_b^n 代入方程(12.14),得

$$\dot{\psi} = -[I - \psi] C_b^n [\tilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b] C_b^{nT} + \tilde{\Omega}_{in}^n [I - \psi] C_b^n C_b^{nT} - [I - \psi] C_b^n C_b^{nT} \Omega_{in}^n \quad (12.15)$$

设定 $\delta\Omega_{in}^n = \tilde{\Omega}_{in}^n - \Omega_{in}^n$, $\delta\Omega_{ib}^b = \tilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b$, 并且忽略误差乘积项,可以得到下式:

$$\dot{\psi} \approx \psi \Omega_{in}^n - \Omega_{in}^n \psi + \delta\Omega_{in}^n - C_b^n \delta\Omega_{ib}^b C_b^{nT} \quad (12.16)$$

通过元素的逐项对比,上式可以用矢量形式表示为

$$\dot{\psi} \approx -\omega_{in}^n \times \psi + \delta\omega_{in}^n - C_b^n \delta\omega_{ib}^b \quad (12.17)$$

式中: $\psi = [\delta\alpha \quad \delta\beta \quad \delta\gamma]^T$ 为失准角,且有

$$\psi \times = \psi \quad \omega_{in}^n \times = \Omega_{in}^n \quad \delta\omega_{in}^n \times = \delta\Omega_{in}^n \quad \delta\omega_{ib}^b \times = \delta\Omega_{ib}^b$$

12.3.1.2 速度误差与姿态误差

速度误差方程可表示为

$$\dot{v} = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v + g_1 \quad (12.18)$$

式中: f^b 表示载体轴系的比力。

同样,估算的速度可以假定按照下式进行传播,其中估算值仍用 \sim 号表示:

$$\dot{\tilde{v}} = \tilde{C}_b^n \tilde{f}^b - (2\tilde{\omega}_{ie}^n + \tilde{\omega}_{en}^n) \times \tilde{v} + \tilde{g}_1 \quad (12.19)$$

对方程(12.18)和方程(12.19)进行差分计算,可以得到

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}} = \dot{\tilde{\boldsymbol{v}}} - \dot{\boldsymbol{v}} = \tilde{\boldsymbol{C}}_b^n \tilde{\boldsymbol{f}}^b - \boldsymbol{C}_b^n \boldsymbol{f}^b - (2\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{ie}^n + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{en}^n) \times \tilde{\boldsymbol{v}} + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \boldsymbol{v} + \tilde{\boldsymbol{g}}_1 - \boldsymbol{g}_1 \quad (12.20)$$

把 $\tilde{\boldsymbol{C}}_b^n = [\boldsymbol{I} - \boldsymbol{\psi}] \boldsymbol{C}_b^n$ 代入上式, 并且设定 $\tilde{\boldsymbol{f}}^b - \boldsymbol{f}^b = \delta \boldsymbol{f}^b$, $\tilde{\boldsymbol{v}} - \boldsymbol{v} = \delta \boldsymbol{v}$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{ie}^n - \boldsymbol{\omega}_{ie}^n = \delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^n$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{en}^n - \boldsymbol{\omega}_{en}^n = \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^n$, 展开并忽略误差乘积项, 可以得

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}} = -\boldsymbol{\psi} \boldsymbol{C}_b^n \boldsymbol{f}^b + \boldsymbol{C}_b^n \delta \boldsymbol{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta \boldsymbol{v} - (2\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \boldsymbol{v} - \delta \boldsymbol{g}$$

设定 $\boldsymbol{C}_b^n \boldsymbol{f}^b = \boldsymbol{f}^n$, 并重新整理, 可以得

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}} = [\boldsymbol{f}^n \times] \boldsymbol{\psi} + \boldsymbol{C}_b^n \delta \boldsymbol{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta \boldsymbol{v} - (2\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \boldsymbol{v} - \delta \boldsymbol{g} \quad (12.21)$$

忽略哥氏项误差和重力矢量误差, 方程(12.21)可以简化为

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}} = [\boldsymbol{f}^n \times] \boldsymbol{\psi} + \boldsymbol{C}_b^n \delta \boldsymbol{f}^b \quad (12.22)$$

最后, 位置误差 $\delta \boldsymbol{p}$ 可以表示为

$$\delta \boldsymbol{p} = \delta \boldsymbol{v} \quad (12.23)$$

速度误差和位置误差主要是惯性导航系统承受的比力 \boldsymbol{f}^n 、姿态误差 $\boldsymbol{\psi}$ 以及加速度计提供的比力测量值误差 $\delta \boldsymbol{f}^b$ 的函数。此外, 当地垂直地面导航系统中出现误差有几个因素: 哥氏项误差, 当地重力矢量不精确以及对地球形状的假定。

上述这些方程可以用于分析本书 3.3 节讨论的每一种捷联惯导系统的误差传播。例如, 对在当地地理坐标系工作的捷联惯导系统, $\boldsymbol{\omega}_{in}$ 就表示“地球速率”项与“转换速率”项之和, 而对于工作在空间固定坐标系中的捷联惯导系统, $\boldsymbol{\omega}_{in}$ 就变成零。

12.3.1.3 状态空间形式

方程(12.17)、方程(12.21)和方程(12.23)可以组合为如下的单矩阵误差方程:

$$\delta \dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{F} \delta \boldsymbol{x} + \boldsymbol{G} \boldsymbol{u} \quad (12.24)$$

式中

$$\delta \boldsymbol{x} = [\delta \alpha \quad \delta \beta \quad \delta \gamma \quad \delta v_N \quad \delta v_E \quad \delta v_D \quad \delta L \quad \delta l \quad \delta h]^T \quad (12.25)$$

$$\boldsymbol{u} = [\delta \omega_x \quad \delta \omega_y \quad \delta \omega_z \quad \delta f_x \quad \delta f_y \quad \delta f_z]^T \quad (12.26)$$

$$\boldsymbol{G} = \begin{pmatrix} -c_{11} & -c_{12} & -c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{21} & -c_{22} & -c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{31} & -c_{32} & -c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ 0 & 0 & 0 & c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ 0 & 0 & 0 & c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{pmatrix} \quad (12.27)$$

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix}
0 & -\left(\frac{\Omega \sin L + v_E \tan L}{R}\right) & \frac{v_N}{R} & 0 & \frac{1}{R} & 0 & -\Omega \sin L & 0 & -\frac{v_E}{R^2} \\
\left(\frac{\Omega \sin L + v_E \tan L}{R}\right) & 0 & \Omega \cos L + \frac{v_E}{R} & -\frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{v_N}{R^2} \\
-\frac{v_N}{R} & -\Omega \cos L - \frac{v_E}{R} & 0 & 0 & -\frac{\tan L}{R} & 0 & -\Omega \cos L - \frac{v_E}{R \cos^2 L} & 0 & \frac{v_E \tan L}{R^2} \\
0 & -f_D & f_E & \frac{v_D}{R} & -2 \left(\frac{\Omega \sin L + v_E \tan L}{R}\right) & \frac{v_N}{R} & -v_E \left(2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R \cos^2 L}\right) & 0 & \frac{1}{R^2} (v_E^2 \tan L - v_N v_D) \\
f_D & 0 & -f_N & \left(\frac{2\Omega \sin L + v_E \tan L}{R}\right) & \frac{1}{R} (v_N \tan L + v_D) & 2\Omega \cos L + \frac{v_E}{R} & \left(2\Omega (v_N \cos L - v_D \sin L) + \frac{v_N v_E}{R \cos^2 L}\right) & 0 & -\frac{v_E}{R^2} (v_N \tan L + v_D) \\
-f_E & f_N & 0 & -\frac{2v_N}{R} & -2 \left(\Omega \cos L + \frac{v_E}{R}\right) & 0 & 2\Omega v_E \sin L & 0 & \frac{1}{R^2} (v_N^2 + v_E^2) \\
0 & 0 & 0 & \frac{1}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{v_N}{R^2} \\
0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R \cos L} & 0 & \frac{v_E \tan L}{R \cos L} & 0 & -\frac{v_E}{R^2} \cos L \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0
\end{pmatrix} \quad (12.28)$$

12.3.2 讨论

上一节给出的一组耦合微分方程确定了基于当地地理坐标系的惯性导航系统的误差传播。图 12.3 给出了误差模型的简易方框图,该误差模型用于沿球形地球表面运动的运载体上的导航系统。该图示出了舒勒回路和引起如下所述的较长周期振荡的交叉耦合项。

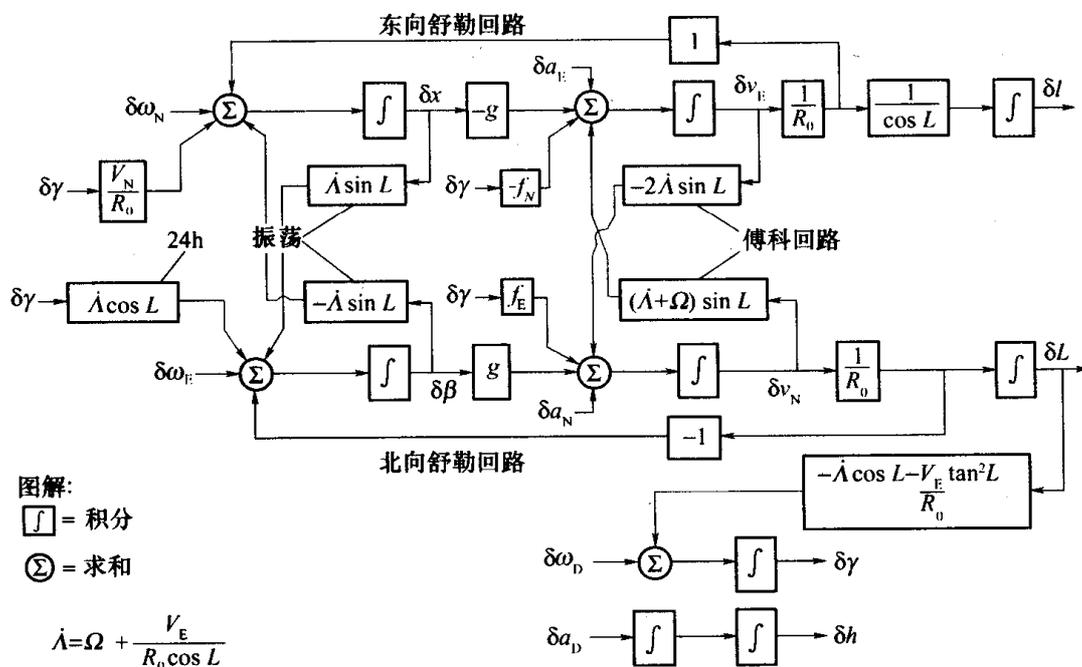


图 12.3 误差方框图

在惯性导航系统中长时间内传播的误差具有 3 个特殊的频率特性：

(1) 舒勒振荡： $\omega_s = \sqrt{g/R_0}$ 出现在每个水平通道。振荡周期大约为 84.4min (如 12.2.3 节所述)。

(2) 傅科振荡： $\omega_f = \Omega \sin L$ 。这是对舒勒振荡的调制,发生在两个水平通道的调制相位相差 90° 。傅科振荡的周期为 $2\pi/\Omega \sin L$,其中 Ω 为地球自转的角频率, L 是系统所处的纬度。傅科振荡在中纬度的周期大约为 30h。

(3) 24h 振荡： ω_e 取决于地球自转周期,主要表现为纬度/方位振荡。

如前文所述,惯性导航系统水平通道的动态特性类似于摆长等于地球半径的单摆运动。悬挂在转动的地球上并且摆长等于 R_0 的自由摆,其舒勒摆动将按照傅科频率进行调制,傅科频率对应于地球转速的垂直分量。傅科振荡是根据物理学家傅科的名字命名的,他采用自由摆验证了地球的自转特性。在一个运动系统中,傅科频率按照导航系统绕地球的运动进行调整。下面将借助一些误差传播例子说明这些效应。

误差传播示例如下。

在图 12.4 中,曲线表示导航系统误差在一个周期为 36h 的期间内随时间的传播过程。假定该导航系统处于静止状态,位于地球表面纬度 4° 处。该导航系统包括下述的几种误差源：

- (1) 相对于垂直方向的初始对准误差 ($\delta\alpha_0, \delta\beta_0$): 0.1 mrad;
- (2) 初始航向误差 ($\delta\gamma_0$): 1.0 mrad;

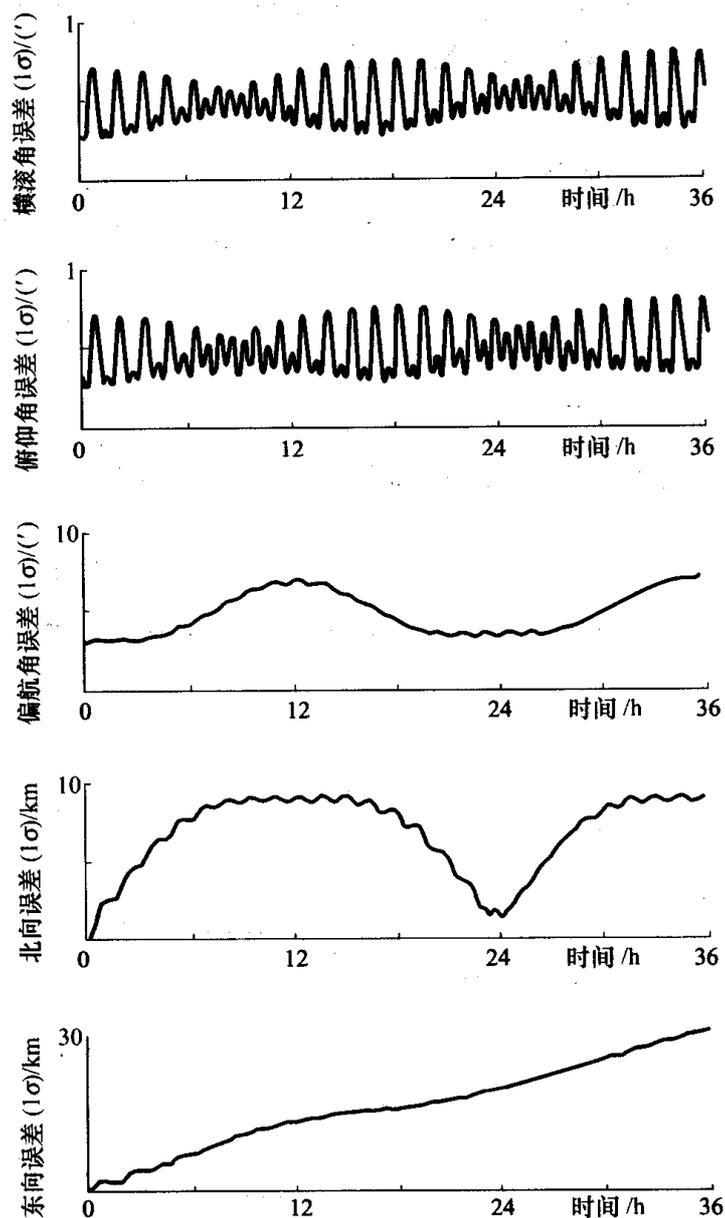


图 12.4 导航精度仿真曲线(36h)

(3) 陀螺仪零偏(δB_g): $0.01^\circ/\text{h}$;

(4) 加速度计零偏(δB_a): 0.1mg 。

假定这些误差服从高斯分布,并且上面的数值表示 1σ 的值,详细内容见附录 B。图 12.4 给出的姿态误差和位置误差也是高斯分布的 1σ 的值,也就是说每种误差落入指定范围的概率为 68%。

图 12.4 清楚地示出了舒勒振荡、傅科振荡以及地球速率振荡。这里考虑的是在 45° 纬度上,傅科振荡周期大约为 34h。姿态误差的舒勒振荡分量就是按照这种频率进行调制的,而对位置误差传播的影响相对次要一些。

通常,上一节介绍的全误差模型只用于评估需要长时间工作(比如几天)的惯性导航系统的性能。而对许多应用系统,比如飞机与导弹系统,飞行时间是按照小时或分钟(而不是按天数)进行计算的。在这种情况下,可以采用简单的误差模型来评估导航系统的

性能,因为导致傅科振荡和24h振荡的误差项经常可以忽略不计,如图12.5所示。该图给出了导航系统误差在4h期间的增长过程。

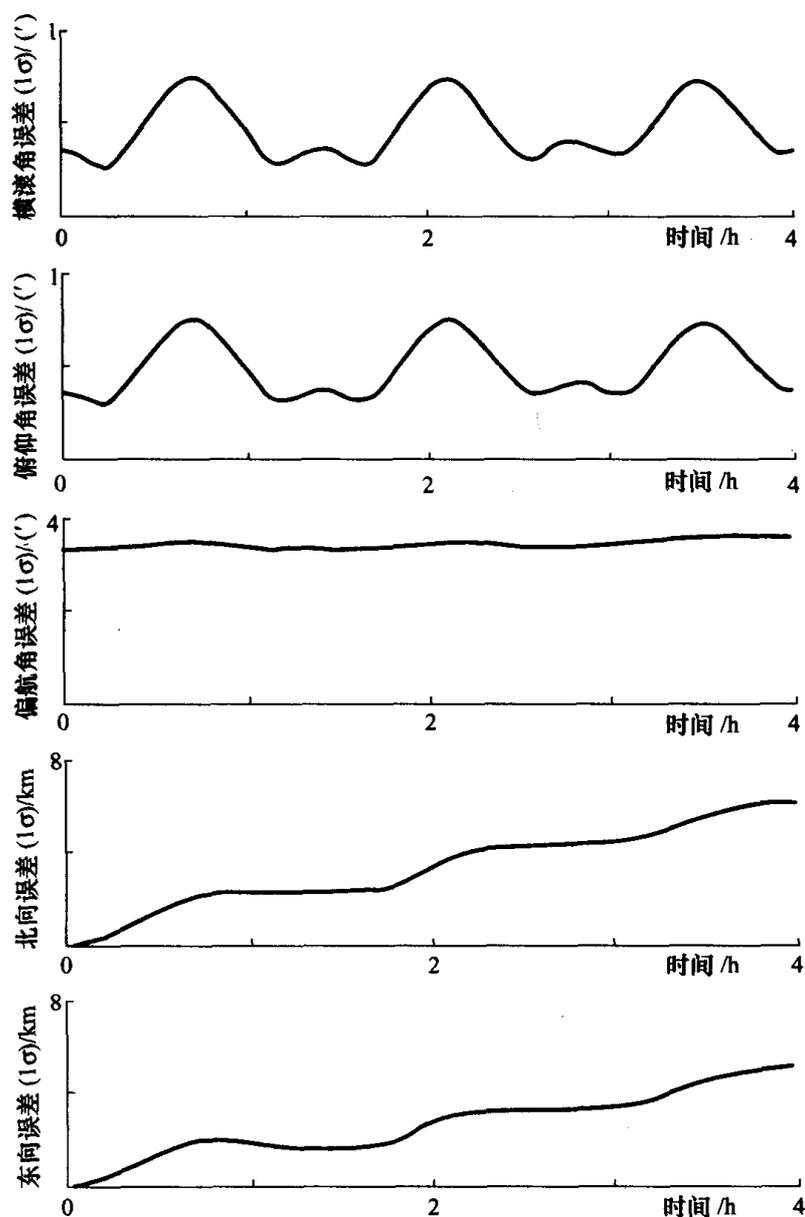


图 12.5 导航精度仿真曲线(4h)

对于工作时间在几个小时或更短时间的导航系统,惯性导航系统在北向、东向与垂直通道之间的误差耦合可以忽略,从而可以单独考虑各通道的误差情况。这样,对这些系统的分析就更容易。下一节详细介绍这些内容。

12.4 分析评估

通过数学方法分析求解12.3节给出的误差方程(12.24)非常复杂,因此常采用计算机来求解该方程。12.5节将详细介绍采用计算机模型求解误差方程(12.24)的过程。然而,对于工作时间只有几个小时的导航系统,傅科振荡与24h振荡的影响在很多应用中

可以忽略不计,因而可以单独考虑惯导系统在北向、东向与垂直通道的误差传播。在这种情况下,可以采用类似于 12.2 节介绍的简易分析方法。为了说明可能用到的这种分析方法,下面只研究导航系统误差在北向通道的传播过程。

12.4.1 单通道误差模型

对于安装在以匀速等高度运动的运载体上的捷联惯性导航系统,根据前面给出的误差方程,北向通道的误差动态性能可以用下面一组耦合微分方程表示:

$$\begin{aligned}\dot{\delta\beta} &= \left(\Omega\cos L + \frac{v_E}{R}\right)\delta\gamma - \frac{\delta v_N}{R_0} - \delta B_{gE} \\ \dot{\delta\gamma} &= -\delta B_{gD} \\ \dot{\delta v_N} &= g\delta\beta + \delta B_{aN} \\ \dot{\delta x_N} &= \delta v_N\end{aligned}\quad (12.29)$$

式中: δB_{gE} 与 δB_{gD} 分别代表作用在东向轴和垂直轴的陀螺仪有效零偏, δB_{aN} 代表作用在北向的加速度计净零偏。这几项可以用陀螺仪测量误差($\delta B_{gx}, \delta B_{gy}, \delta B_{gz}$)和加速度计测量误差($\delta B_{ax}, \delta B_{ay}, \delta B_{az}$)表示为

$$\begin{aligned}\delta B_{gE} &= c_{21}\delta B_{gx} + c_{22}\delta B_{gy} + c_{23}\delta B_{gz} \\ \delta B_{gD} &= c_{31}\delta B_{gx} + c_{32}\delta B_{gy} + c_{33}\delta B_{gz} \\ \delta B_{aN} &= c_{11}\delta B_{ax} + c_{12}\delta B_{ay} + c_{13}\delta B_{az}\end{aligned}\quad (12.30)$$

如果假定陀螺仪与加速度计的误差可以表示为固定零偏,此时仪表零偏的动态特性可以用下列一组微分方程表示:

$$\dot{\delta B}_{gE} = 0 \quad \dot{\delta B}_{gD} = 0 \quad \dot{\delta B}_{aN} = 0 \quad (12.31)$$

这几个方程可以采用矩阵形式表示为

$$\dot{\delta x} = F\delta x \quad (12.32)$$

式中

$$\delta x = [\delta\beta \quad \delta\gamma \quad \delta v_N \quad \delta x_N \quad \delta B_{gE} \quad \delta B_{gD} \quad \delta B_{aN}]^T \quad (12.33)$$

以及

$$F = \begin{pmatrix} 0 & \dot{\Lambda}\cos L & -\frac{1}{R} & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (12.34)$$

在该矩阵中, $\dot{\Lambda} = \Omega + v_E/R\cos L$ 。

可以看到,这里采用距离(x_N)表示位置,而不是采用纬度(L)。仪表误差及其初始状态误差的方框图如图 12.6 所示。

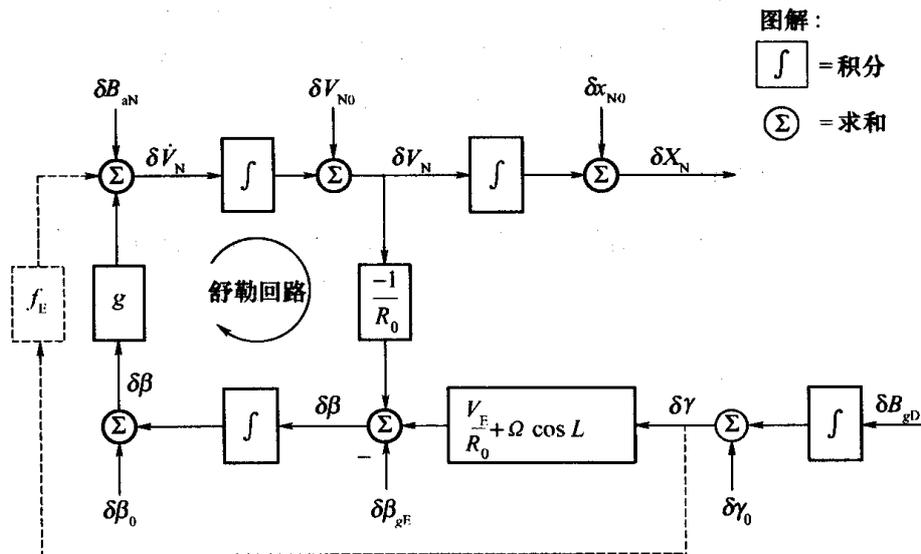


图 12.6 惯性导航系统(中等长度时间导航)北向通道的简易方框图

图 12.6 给出了各种不同的误差源与舒勒回路。从图 12.6 中可以看到,当运载体处于加速状态时,方位角对准误差直接耦合到水平加速度计中,如方框图中虚线所示的附加信号通路。同时也可以看到,这种表示方式类似于前文介绍的简易惯性导航系统使用的误差模型。

如果导航系统工作时间非常短,也就是说,导航时间只有一个舒勒周期的很少一部分,舒勒反馈对误差增长的影响很小,单通道误差模型可以进一步简化,如图 12.7 所示。

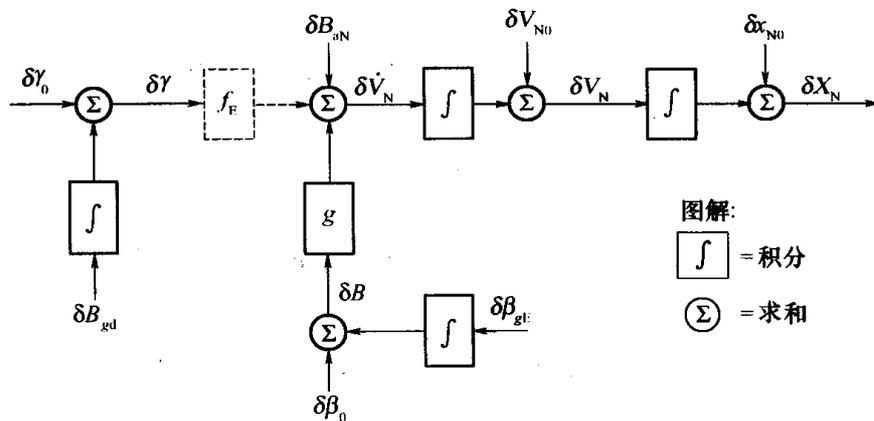


图 12.7 惯性导航系统(短时间导航)北向通道的简易方框图

用于中等时间导航与短时间导航的北向位置误差方程可以采用状态转换矩阵法进行推导,下一节将详细介绍。

12.4.2 单通道误差传播方程的推导

方程(12.32)的解可以用状态转换矩阵 $\Phi(t) = e^{Ft}$ 表示为

$$\delta x(t) = \Phi(t - t_0) \delta x(t_0) \quad (12.35)$$

式中: $\Phi(0) = I$; $x(t_0)$ 表示系统初始状态。

转换矩阵通过下式得到:

$$\Phi(t) = L^{-1}(sI - F)^{-1} \quad (12.36)$$

式中: s 是拉普拉斯算子; L^{-1} 表示拉普拉斯反变换。

状态转换矩阵可以表示为

$$\Phi = \begin{pmatrix} \cos\omega_s t & \dot{A}\cos L\left(\frac{\sin\omega_s t}{\omega_s}\right) & -\frac{\sin\omega_s t}{\omega_s R_0} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ g\frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} & \dot{A}\cos Lg\left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2}\right) & \cos\omega_s t & 0 \\ R_0(1 - \cos\omega_s t) & \dot{A}\cos LR_0\left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s}\right) & \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} & \dot{A}\cos L\left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2}\right) & -\left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{g}\right) \\ 0 & -t & 0 \\ -g\left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2}\right) & -\dot{A}\cos LR_0\left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s}\right) & \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \\ -R_0\left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s}\right) & -\dot{A}\cos LR_0\left\{\frac{t^2}{2} - \left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2}\right)\right\} & \left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2}\right) \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (12.37)$$

式中: $\omega_s = \sqrt{g/R_0}$ 是舒勒振荡频率。转换矩阵某一项的各项表达式描述了每个误差项对某一特定误差状态的动态影响。例如, 状态转换矩阵第四行第一项表达式表示倾斜误差 ($\delta\beta_0$) 将导致一个随时间按照 $\delta\beta_0 R_0(1 - \cos\omega_s t)$ 进行传播的位置误差。同样, 可以得出以下结论:

(1) 一个常值速度误差 (δv_0) 引起的位置误差为

$$\delta v_0 \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s}$$

(2) 作用在北向通道的有效加速度零偏 (δB_{aN}) 导致的位置误差为

$$\delta B_{aN} \left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2}\right)$$

(3) 作用在东向轴线的有效角速率零偏 (δB_{gE}) 引起的位置误差为

$$\delta B_{gE} R_0 \left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s}\right)$$

(4) 同样,航向误差($\delta\gamma_0$)导致的位置误差为

$$\delta\gamma_0 \dot{A} \cos LR_0 \left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \right)$$

(5) 作用在垂直轴线的有效角速率零偏(δB_{gD})引起的位置误差为

$$\delta B_{gD} \dot{A} \cos LR_0 \left\{ \frac{t^2}{2} - \left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2} \right) \right\}$$

如果导航系统工作时间非常短,也就是说,导航时间只有一个舒勒周期的很少一部分,上述这些表达式可以进一步简化。中时间导航和短时间导航的位置误差如表 12.4 所列。

表 12.4 中短时间导航的位置误差

误差源	位置误差	
	中时间导航	短时间导航
初始姿态误差($\delta\beta_0$)	$R_0(1 - \cos\omega_s t)\delta\beta_0$	$g\delta\beta_0 \frac{t^2}{2}$
初始姿态误差($\delta\gamma_0$)	$R_0 \dot{A} \cos L \left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \right) \delta\gamma_0$	$\dot{A} \cos L g \delta\gamma_0 \frac{t^3}{6}$
初始速度误差(δv_{N0})	$\frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \delta v_{N0}$	$\delta v_{N0} t$
初始位置误差(δx_{N0})	δx_{N0}	δx_{N0}
陀螺仪零偏(δB_{gE})	$R_0 \left(t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \right) \delta \dot{B}_{gE}$	$g \delta B_{gE} \frac{t^3}{6}$
陀螺仪零偏(δB_{gD})	$-R_0 \dot{A} \cos L \times \left\{ \frac{t^2}{2} - \left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2} \right) \right\} \delta B_{gD}$	$\dot{A} \cos L \delta B_{gD} g \frac{t^4}{24}$
加速度计零偏(δB_{aN})	$\left(\frac{1 - \cos\omega_s t}{\omega_s^2} \right) \delta B_{aN}$	$\delta B_{aN} \frac{t^2}{2}$

注: $\dot{A} = \Omega + v_E/R_0 \cos L$, 其中 Ω 为地球转速, R_0 为地球半径, v_E 为东向速度, L 是纬度

这些方程可以用于评估惯导系统性能,或者确定某一用途的惯导系统。图 12.8 ~ 图 12.12 给出了每种误差类型随时间的传播过程。在这几个图中,垂直刻度(是相关误差的函数)是根据每条曲线方框插图中的数值确定的。图 12.8 给出的曲线是陀螺仪零偏(δB_{gE})水平分量引起的北向位置误差(δx_N)曲线。

$$\delta x_N = R_0 \left[t - \frac{\sin\omega_s t}{\omega_s} \right] \delta B_{gE}$$

可以看出,最后产生的位置误差包括一个叠加了舒勒振荡的倾斜误差。这几个图给出了位置误差随时间的平均增加情况,同时给出了相关的平均速度误差。从图中可以看到,如果给定陀螺仪的残余零偏为 0.01/h,此时位置误差增加的速度为 0.6n mile/h,对应的平均速度误差大约为 0.3m/s(1ft/s)。^①

① 1ft(英尺) = 0.3048m。

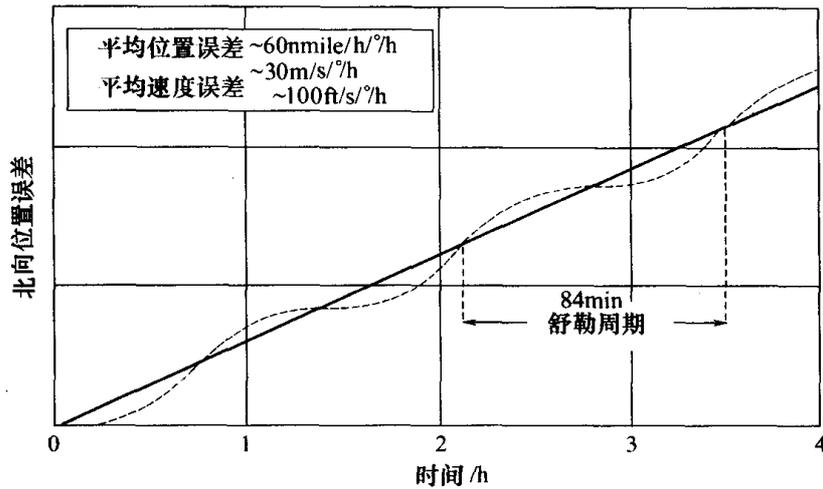


图 12.8 陀螺仪零偏引起的北向位置误差—时间曲线

图 12.9 给出的曲线是初始北向速度误差 (δv_{N0}) 引起的北向位置误差 (δx_N) 曲线。

$$\delta x_N = \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s} \delta v_{N0}$$

这个误差受到舒勒回路的限制,图 12.9 中给出了由 1m/s 初始速度误差引起的最大位置误差值。

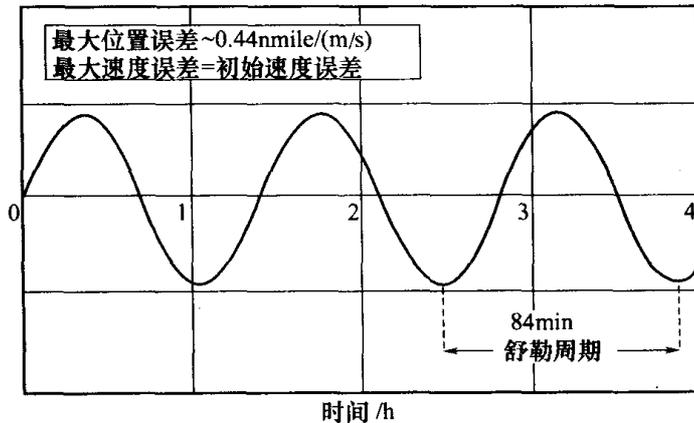


图 12.9 初始速度误差引起的北向位置误差—时间曲线

图 12.10 给出的曲线是加速度计零偏 (δB_{aN}) 引起的北向位置误差 (δx_N) 曲线:

$$\delta x_N = \left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \right) \delta B_{aN}$$

或初始姿态(倾斜)误差 (δB_0) 引起的位置误差:

$$\delta x_N = R_0 (1 - \cos \omega_s t) \delta \beta_0$$

这类误差传播也受到舒勒回路的限制。如果加速度计残余零偏为 0.1mg (对应的初始倾斜误差为 0.1mrad), 其引起的最大位置误差与最大速度误差分别为 0.7n mile 和 0.8m/s (2.6ft/s)。

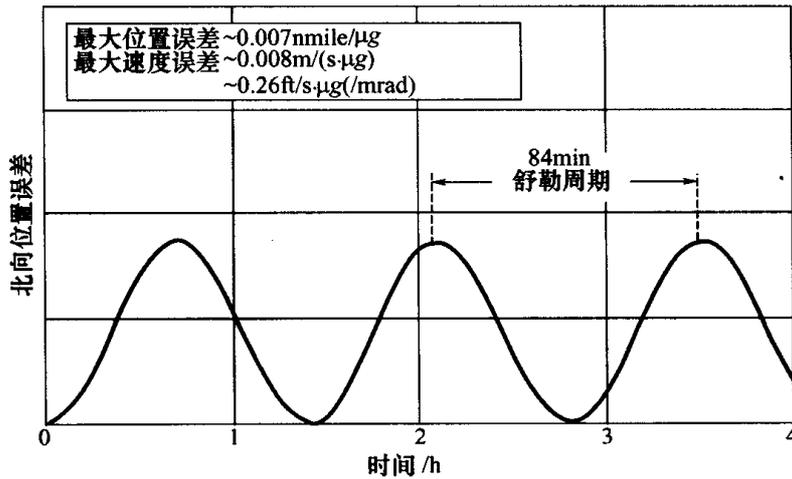


图 12.10 加速度计零偏引起的北向位置误差—时间曲线

图 12.11 给出的曲线是初始方位对准误差 ($\delta\gamma_0$) 引起的北向位置误差曲线。

$$\delta x_N = R_0 \dot{\Lambda} \cos L \left[t - \frac{\sin \omega_s t}{\omega_s^2} \right] \delta \gamma_0$$

从图 12.11 可以看出,最后产生的位置误差包括一个叠加在倾斜误差上的舒勒振荡,误差幅度随系统的纬度和速度变化而变化。给出的误差示例的方位误差为 1 mrad。

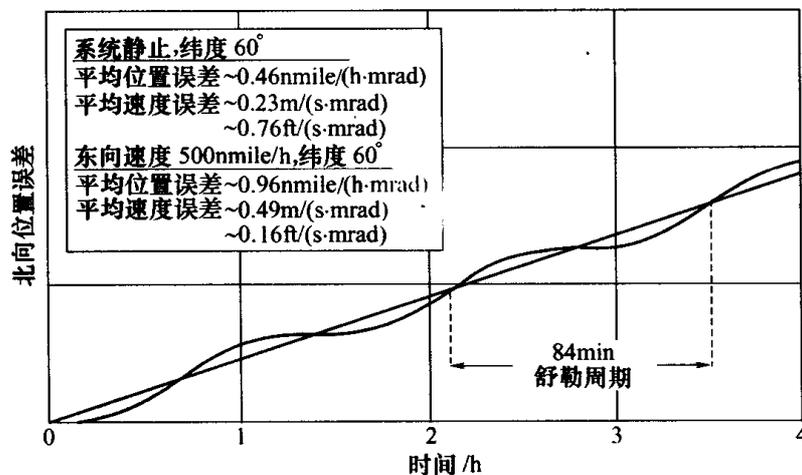


图 12.11 初始方位误差引起的北向位置误差—时间曲线

图 12.12 给出的曲线是陀螺仪零偏垂直分量 (δB_{gD}) 引起的北向位置误差曲线。

$$\delta x_N = -R_0 \dot{\Lambda} \cos L \left[\frac{t^2}{2} - \left(\frac{1 - \cos \omega_s t}{\omega_s^2} \right) \right] \delta B_{gD}$$

该位置误差包括一个二次项,并且叠加了一个舒勒振荡;振荡分量的相对幅值较小,因此在图中不太突出。对应的速度误差包括一个叠加了舒勒振荡的倾斜误差。这种误差传播同样随纬度而变化,图中的示例数值是按照 $1^\circ/h$ 的陀螺仪零偏给出的。

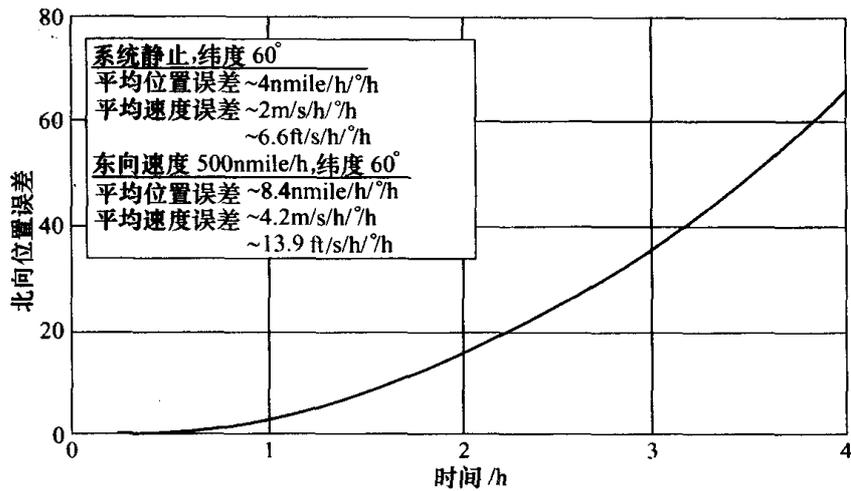


图 12.12 陀螺仪零偏垂直分量引起的北向位置误差—时间曲线

对于惯性导航系统东向通道,也可以推导出类似于表 12.4 列出的表达式。对于北向通道来讲,很多误差的增长受到舒勒调谐的限制。然而,垂直通道却不是这样,垂直通道的误差随时间快速增长。例如,加速度计的垂直零偏引起的位置误差为 $B_{\omega} t^2/2$ 。为此,为了限制垂直通道误差的增长,飞机导航系统通常与气压高度表或雷达高度表一起工作。第 13 章将详细讨论这种辅助惯导系统,尤其是与组合导航系统有关的内容。在第 13 章的讨论中,辅助导航系统主要借助本节介绍的误差模型,预测惯性导航系统误差随时间的增长。

12.4.3 单通道误差传播例子

本节将通过一些计算实例,说明如何采用上一节介绍的单轴误差模型,确定导航系统的误差。下面介绍飞机导航系统与导弹导航系统的计算实例。

12.4.3.1 飞机惯性导航系统误差传播

在良好的飞行条件下,可以根据表 12.4 给出的中时间导航误差方程,估算惯性导航系统误差的增长。图 12.13 给出了几种误差传播曲线,说明飞机惯性导航系统的北向位置误差在 4h 时间内随时间的增长。为了便于说明,假定飞机匀速飞行。同时,水平对准精度设定为 $0.05\text{mrad}(1\sigma)$,方位对准精度设定为 $1\text{mrad}(1\sigma)$,并且仪表性能属于高等级的机载惯性导航系统。陀螺仪的零偏和加速度计的零偏设定为常数,分别为 $0.01^\circ/\text{h}$ 和 $50\mu\text{g}(1\sigma)$ 。

图 12.13 描述了几种不同误差源引起的位置误差传播过程,上面那条曲线代表几种单一误差的综合结果。该曲线是通过计算这几种单一误差的平方和得到的总导航误差传播曲线。从图中可以看到,陀螺仪零偏与方位失准角的影响随时间而增加,而其他几种误差项由于舒勒调谐而受到限制。需要注意的是,这些是对单通道的简化结果。对于全误差模型,傅科效应甚至在第一个舒勒周期就非常明显。

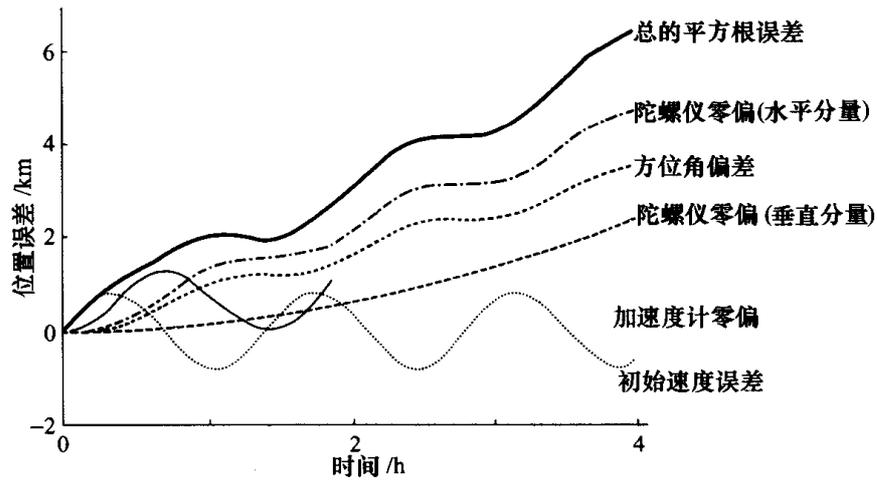


图 12.13 单通道误差传播

如果考虑运载体的实际轨迹和机动状态,分析机载惯性导航系统的性能就变得非常复杂,此时分析人员常常借助仿真手段完成设计。然而,在很多情况下,仍利用一些有用的分析方法获得系统性能的初步结果。

除了图 12.13 中示出的对准误差与传感器零偏的通常影响之外,飞机在起飞过程中的加速也导致了一些误差。在飞机起飞加速期间,加速度计的对准误差和安装失准误差将引起横向速度误差。例如,方位失准角 $\delta\gamma_0$ 将会导致速度误差 $V\delta\gamma_0$,其中 V 是飞机的巡航速度。与初始速度误差的传播方式一样,飞机起飞过程中产生的速度误差将在随后的巡航飞行期间传播。同样,在飞机起飞期间陀螺仪的质量不平衡也会产生倾斜误差;像加速度计零偏的传播一样,这种倾斜误差也会在飞机巡航飞行过程传播。在飞机进行机动飞行时,传感器标度因数的不精确以及与加速度有关的零偏将会引起附加的导航误差。采用仿真手段可以最方便地评估飞机机动的影响。取决于主运载体运动状态的各种误差将在本章后面专门讨论。从后面内容可以看到,其中很多误差对捷联惯性导航系统特别重要。

12.4.3.2 战术导弹惯性导航系统误差传播

如果运载体飞行时间较短,导航误差就作为飞行时间的简单函数进行传递。例如,在导弹不进行机动的情况下,陀螺仪零偏(B_c)的传播方式为 $gB_c t^3/6$ (见表 12.4)。然而,在导弹加速以及转弯时,其他一些误差将对导航系统的性能产生很大影响,下面举例说明。

假定,一枚导弹从静止状态以 200m/s^2 (约 $20g$)的加速度飞行 5s ,此时导弹速度达到,接着导弹以该速度再飞行 10s 。因此,导弹的总飞行时间为 15s ,总飞行距离为 12.5km 。设弹载惯性导航系统陀螺仪与加速度计的 1σ 测量零偏分别为 $50^\circ/\text{h}$ 和 10mg 。表 12.5 列出了导弹飞行期间导致横向位置误差的主要因素,同时给出了误差传播的近似数学表达式。仪表误差和失准角误差都是这类应用的典型数值。

从上述分析可以看到,导致位置误差的最大因素是偏航轴初始失准角与陀螺仪质量不平衡,即 g 相关零偏。

表 12.5 战术导弹惯性导航系统误差分析

误差源	1σ 值	横向位置误差	$t = 15s$ 时横向位置误差/m
初始失准误差			
位置 (δx_0)	1 m	δx_0	1
速度 (δv_0)	1 m/s	$\delta v_0 t$	15
姿态俯仰角 ($\delta \theta_0$)	0.5°	$g \delta \theta_0 t^2 / 2$	10
偏航角 ($\delta \psi_0$)	0.5°	$\int \delta \psi_0 a(t) dt dt$	109
加速度计误差			
固定零偏 (B_A)	10 mg	$0.5 B_A t^2$	11
安装不对准/交叉耦合 (M_A)	0.25%	$\int M_A a(t) dt dt$	31
陀螺仪误差			
固定零偏 (B_G)	$50^\circ/h$	$\int B_G a(t) t dt dt$	7
g 相关零偏 (B_g)	$25^\circ/(h \cdot g)$	$\int B_g a(t)^2 dt dt dt$	72
非等弹性零偏 (B_a)	$1^\circ/(h \cdot g^2)$	$\int B_a a(t)^2 g dt dt dt$	3
1σ 和平方根位置误差			136
注: $a(t)$ 是导弹纵向加速度			

12.5 通过仿真手段进行评估

12.5.1 概述

通过前文介绍的分析技术可以知道,在惯性导航系统各种不同的应用中,导航精度取决于仪表质量和对准精度。但是,这些方法在实际应用中受到了限制,主要原因如下:

(1) 这些方法没有充分考虑惯性导航系统通道之间的耦合;

(2) 在求解出误差方程之前,考虑运载体的实际机动情况非常困难,并且在数学上也难以处理;

(3) 对每一通道的仪表误差需要做出简化假定,通常情况下,在北向、东向和垂直通道的有效角速率误差和比力测量误差是所有 3 个陀螺仪与加速度计的误差的函数。

通过仿真手段,可以进一步研究惯性导航系统误差以及这些误差之间的相互作用。

12.5.2 误差模型建立

用于评估的惯性导航系统模型必须包括所有重要的误差源。因此,一个全仿真过程

必须包含对准误差、惯性敏感器的典型模型及其误差和所采用的计算过程的缺陷。

12.5.2.1 对准误差

如果对准过程没有进行详细建模,对准误差的典型数值在导航开始的时候就会叠加到实际的姿态、速度和位置中,以确定惯性导航系统对这些参数的估值。需要注意的是,对准过程本身会引起初始误差与传感器误差之间的相互作用,如 12.6.1.1 节所述。

12.5.2.2 传感器误差

本节根据第 4 章~第 6 章讨论的陀螺仪误差模型与加速度计误差模型,给出了一些用于仿真分析的通用的传感器误差模型。由一组敏感轴相互垂直的陀螺仪提供的角速率测量误差($\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$),可以用下列数学公式表示:

$$\begin{pmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{pmatrix} = \mathbf{B}_G + \mathbf{B}_g \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \mathbf{B}_{ae} \begin{pmatrix} a_y a_z \\ a_z a_x \\ a_x a_y \end{pmatrix} + \mathbf{B}_{ai} \begin{pmatrix} \omega_y \omega_z \\ \omega_z \omega_x \\ \omega_x \omega_y \end{pmatrix} + \mathbf{S}_G \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + \mathbf{M}_G \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + \mathbf{w}_G \quad (12.38)$$

式中: a_x, a_y, a_z 是作用在通过参考模型确定的运载体主轴上的加速度,而 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 是作用在这些相同轴上的角速率。惯性导航系统陀螺仪的角速率测量值是误差与实际角速率之和。

例如,绕 x 轴的角速率测量值 $\tilde{\omega}_x$ 可以用下式表示:

$$\tilde{\omega}_x = \omega_x + \delta\omega_x$$

在方程(12.38)中:

\mathbf{B}_G 是一个 3 元素矢量,表示实际存在的残余固定零偏;

\mathbf{B}_g 是一个 3×3 矩阵,表示 g 相关零偏系数;

\mathbf{B}_{ae} 是一个 3×3 矩阵,表示非等弹性系数;

\mathbf{B}_{ai} 是一个 3×3 矩阵,表示非等惯性系数;

\mathbf{S}_G 是一个对角矩阵,表示标度因数误差;

\mathbf{M}_G 是一个 3×3 斜对称矩阵,表示安装误差和交叉耦合项;

\mathbf{w}_G 是一个 3 元素矢量,表示运行过程中的随机零偏误差。

在常规的陀螺仪、角速率传感器和振动器件中都或多或少地存在上述这些陀螺仪误差。然而,正如本书第 5 章所述,在光学传感器中,比如环形激光陀螺和光纤陀螺,与加速度相关的零偏通常很小。

有关运行过程中随机误差模型的建立已经由金(King)在文献[1]中进行了详细论述。需要特别关注在光学陀螺仪中产生的随机游走误差的影响,这种误差以时间平方根的函数关系作为角速率误差进行传播。弗林(Flynn)在其著作^[2]中介绍了这类误差的传播过程。

3 个一组的加速度计产生的比力测量误差可以用下式表示,其假定条件是敏感器的敏感轴与运载体的主轴一致:

$$\begin{pmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{pmatrix} = \mathbf{B}_A + \mathbf{B}_V \begin{pmatrix} a_y a_z \\ a_z a_x \\ a_x a_y \end{pmatrix} + \mathbf{S}_A \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \mathbf{M}_A \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \mathbf{w}_A \quad (12.39)$$

在该方程中:

\mathbf{B}_A 是一个 3 元素矢量,表示固定零偏;

\mathbf{B}_V 是一个 3×3 矩阵,表示振摆误差系数;

\mathbf{S}_A 是一个对角矩阵,表示标度因数误差;

\mathbf{M}_A 是一个 3×3 斜对称矩阵,表示安装误差和交叉耦合项;

\mathbf{w}_A 是一个 3 元素矢量,表示运行过程中的随机零偏误差。

上述的加速度计误差尤其适用于目前广泛应用于许多不同捷联惯导系统中的力反馈摆式加速度计。

12.5.2.3 计算误差

如本书第 11 章所述,在捷联惯导系统计算机计算中出现的不准确度由以下原因引起:

- (1) 带宽限制,即受到限制的计算频率;
- (2) 用于捷联姿态和导航算法的数学函数的舍位;
- (3) 选用的数字积分阶次的局限性。

在前向时间步距仿真过程中,通过完整的姿态与导航计算,可以最有效地评估捷联惯导系统计算机计算不完善的影响。然后,可以比较利用这种方式得到的导航估算值与采用参考模型进行更精确计算得到的导航结果。

惯性导航系统的设计人员需要确保,与对准误差和仪表误差导致的误差相比,由于计算缺陷引起的导航误差非常小。在这种情况下,尤其是在项目的前期阶段,往往需要特别关注对准误差和敏感器误差。然而,任何可能引起持续导航误差的计算缺陷,也应该在设计的前期阶段给予考虑。例如,在特定的振动环境中工作的导航系统,可能会导致纯线加速度或角速率零偏。可以用合适大小的零偏对这种影响建模,并且与仪表零偏叠加在一起以近似模拟这种影响。

12.5.3 仿真技术

下面几节介绍用于惯导系统计算机评估的可供选择的一些技术。

12.5.3.1 时间步距仿真

前向时间步距仿真通常用于需要详细评估的惯性导航系统。

使用前向步距仿真时,需要定义一些标准或参考系统,以此评价被仿真惯性导航系统的性能,如图 12.14 所示。参考系统定义惯导系统所在的载体实际或真实的运动。定义这种参考系统时,必须尽可能精确地考虑导航系统计算的各个方面,确保这种计算结果尽可能符合运载体对导致其运动的激励的“真实”响应。因此,可以认为在这个“完善”惯性导航系统中,所有的对准误差、敏感器误差和计算误差都等于零。

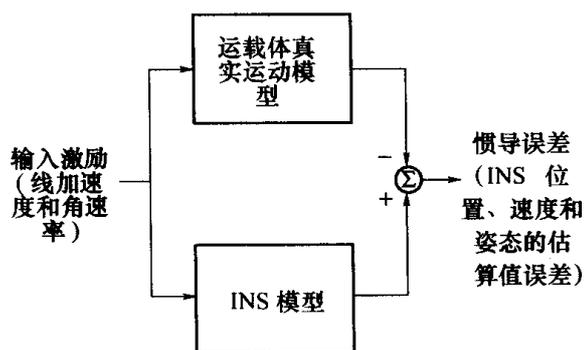


图 12.14 捷联惯导系统仿真方框图

惯导系统敏感其承受的比力加速度和角速率,同时这些相同的激励也用于“驱动”参考模型。比较惯导系统模型的输出结果与参考系统的输出结果,就可以对惯性导航系统的性能进行评估。

采用这种方法,就可以进行所谓的蒙特—卡罗仿真,其中惯性导航系统的每个误差源在误差模型中作为随机过程进行建模。然后进行大量的仿真运算,就可以得到惯导系统提供的位置、速度以及姿态估值方差的估算结果。

12.5.3.2 协方差仿真

采用这种方法,需要把 12.4 节给出的误差模型方程转换为协方差方程。直接求解这些协方差方程,就能够确定作为时间函数的输出结果的方差^[3]。

采用这种技术,避免了为得到系统性能的统计估值而进行的大量单独运算。协方差仿真方法与上节介绍的时间步距仿真方法不同,一次协方差仿真就可以得到由初始对准误差与仪表误差引起的位置、速度和姿态误差的标准偏差。

12.5.3.3 伴随仿真

伴随仿真技术是一种非常适用于计算机的方法,用于确定初始条件误差、确定性误差以及随机输入值对在特定时间由惯导系统许多参数得到的数值的影响^[4~6]。例如,如果一个惯性导航系统存在对准误差和传感器误差,可以采用伴随仿真技术来确定每个误差源在给定时间内对北向或东向位置误差的影响。

通过一次伴随仿真,就可以得到每个独立误差分量对北向或东向位置误差的影响。而采用常规的前向时间步距仿真技术,需要分别对每个误差源进行仿真,才能得到同样的信息。

伴随仿真技术还可以用于评估机动运载体的惯性导航系统性能。

采用伴随仿真技术测试全捷联惯性导航系统的灵敏度时,其计算量会大大少于前向时间步距仿真的计算量。然而,需要注意的是,伴随仿真技术没有提供导航系统的瞬态特性信息,并且无法用于非线性导航系统。因此,通常需要采用前向时间步距仿真技术来测试这些影响。

无论采用何种仿真方法,在进行任何详细分析之前,重要的是要通过演示验证来建立仿真的置信水平。因此,为了验证仿真的正确无误,建议尽量对比仿真结果与理论结果。在有些情况下,把几种方法组合在一起使用将有助于验证整个模型。

12.6 捷联系统性能的运动相关性

12.4 节给出的误差传播方程可以广泛应用于各种类型的惯性导航系统。本节主要讨论与运载体运动有关的系统缺陷,其中很多缺陷涉及捷联惯性导航系统。

捷联惯性导航系统的性能主要取决于运载体的运动。捷联惯性传感器要承受运载体在其全程飞行轨迹上产生的航向和姿态变化以及角速率的影响。这与应用于稳定平台导航系统的惯性传感器明显不同,因为稳定平台导航系统的传感器在选定的坐标系中固定,并且不承受运载体的动态旋转运动。例如,捷联式陀螺仪测量的飞机角速率通常要比平台系统的仪表所承受的当地地理坐标系的惯性速率高出 4 个 ~ 5 个数量级。

惯性传感器需要在相对恶劣的动态环境中工作,又要保证以足够高精度测量运载体姿态的大幅变化,这是选择惯性传感器的主要因素。例如,在捷联惯性导航系统中陀螺仪的标度因数精度和交叉耦合误差必须比同样性能的平台式导航系统更精确地确定。此外,一些对平台式导航系统性能影响不大的误差在早期的教科书中没有提及,而在捷联导航系统中必须给予考虑。下面几节将讨论与运动相关的误差,其中包括与各种机动相关的误差以及运载体的周期或振动运动导致的误差。

12.6.1 与机动有关的误差项

运载体机动时产生的角速率和加速度会引起其捷联惯性导航系统的多种误差源,其中包括陀螺仪与加速度计的标度因数误差、交叉耦合影响和传感器输入轴非正交引起的灵敏度误差。此外,对于使用常规的转子式陀螺仪的导航系统,还有与加速度相关的各种误差,这是由质量不平衡和非等弹性引起的,如本书第 4 章所述。因此,传感器在运载体机动期间测量的角速率与比力精度,比在运载体平稳条件下测得的精度大幅降低。而测量值误差的传播会引起导航系统对运载体姿态、速度以及位置估算值的额外误差。

对于战斗机和灵巧导弹的惯性导航系统,上述这些影响尤其明显。例如,对导弹的惯性导航系统来讲,弹载传感器经常要承受较高的加速度和角速率,从而引起显著的导航误差。图 12.15 举例说明了近距战术导弹导航系统的导航误差增长过程,该导弹装有一个中等精度的捷联惯性导航系统,陀螺仪零偏为 $10^{\circ}/h$,加速度计偏差为 $10mg$ 。姿态误差与位置误差的增长主要取决于与 g 相关的陀螺仪零偏、传感器标度因数误差和弹载系统的初始对准误差。为了进行比较,该图还给出了导弹在相近时间内,进行直线水平飞行所产生的误差。因此,评估惯性导航系统的性能时,考虑运载体的机动性非常重要。

同样,战斗机在执行任务时,也可能需要进行各种机动。例如,战斗机为了避免撞到较低地形或为了战术回避而进行一系列协调转弯,即“闪开”或“S”形机动;战斗机为了执行对地攻击任务而进行的一些机动动作,即“跃升”机动。这些机动对飞机飞行期间的整个导航精度的影响,主要取决于这些机动发生的确切状态和时机^[7]。

图解：—— 机动导弹加速飞行
 ----- 直线水平飞行

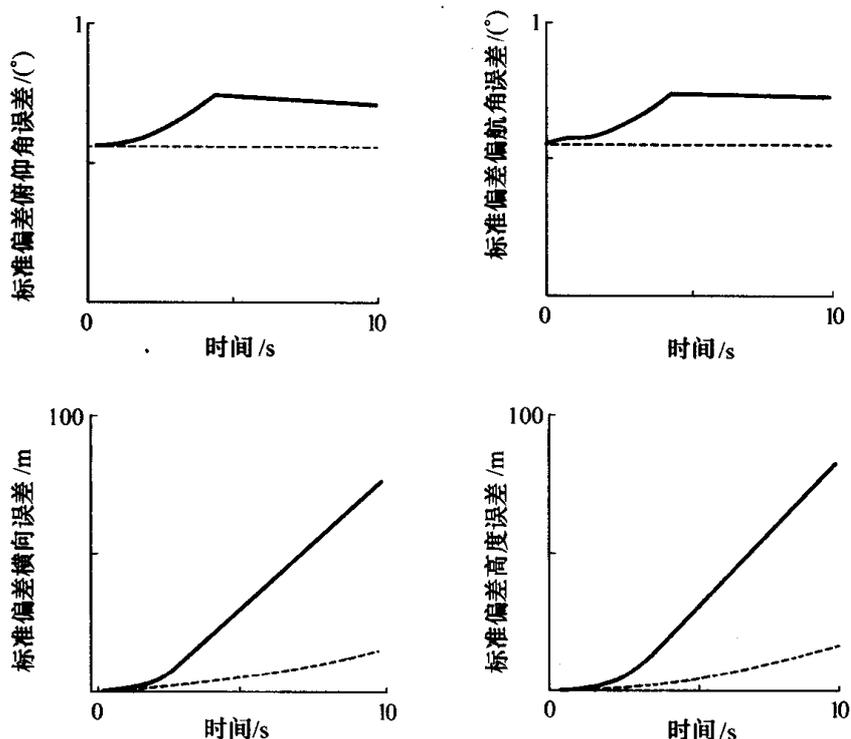


图 12.15 与机动有关的误差传播示意图

12.6.1.1 误差项的非相关性

正如本书第 10 章所述,惯性导航系统采用陀螺罗经技术对准时,由于陀螺仪和加速度计存在零偏,残余的倾斜误差和航向误差仍然存在。例如,进行当地垂直方向的对准,可以通过调整存储的方向余弦矩阵,直到水平方向的比力测量值为零。在此过程中,加速度计测量值的零偏被“倾斜误差”所抵消。因此,可以认为“倾斜误差”和测量值零偏是相关的。

按照这一对准过程,如果惯性传感器相对于导航坐标系(“倾斜”误差就是在这种坐标系中定义的)的方位保持不变,就像在平台式导航系统中一样,此时仪表零偏和“倾斜误差”都不会作为导航误差进行传播。然而,在捷联式导航系统中,由于传感器相对于导航参考坐标系的方位不大可能保持不变,因此这些误差将不会长时间保持相关。一旦运载体在参考坐标系中旋转,仪表的零偏就不再被“倾斜”误差抵消。事实上,运载体绕垂直方向旋转 180° ,将会导致误差增大,而非抵消,因为在这种情况下,“倾斜”误差和仪表零偏的会分别传播,引起导航系统速度与位置估算值的误差。正是这种影响导致了下面将要讨论的“舒勒激励”现象。

12.6.1.2 “舒勒激励”

正如 12.4 节所述,如果飞行时间持续几个小时,惯性导航系统水平通道的误差传播受控于所谓的舒勒回路的特性。舒勒回路可以看做是一个固有周期为 84.4min 的无阻

尼振荡器。可以预料,利用一个频率等于或接近其固有频率的特定误差信号激励舒勒回路,就会导致误差大幅增加。例如,如果飞机以42min的间隔进行一系列180°的转弯,在机载惯性导航系统中就会出现这种误差。这种效应就是“舒勒激励”^[7,8]。虽然“舒勒激励”现象不仅仅在捷联惯性导航系统中出现,但是其在捷联惯性导航系统中出现的概率要高于在其他类型惯性导航系统中出现的概率。这是由于当运载体改变方向时,在某些误差源之间(比如姿态误差和加速度计零偏)的相关性在平台式导航系统中可以保持,而在捷联惯性导航系统中就会失去。

12.6.2 与振动有关的误差项

本节主要讨论振动与摆动对捷联导航系统性能的影响。本节讨论的误差源有以下几类。

(1) 仪表整流误差:正如其名称所示,这种误差是由敏感器对输入的振荡进行整流而产生的,表现为导致对运载体运动测量不准确的零偏。

(2) 系统误差:这些误差是由于捷联计算的带宽限制和缺陷引起的,它们抑制了系统正确跟随角振荡和平移振荡的能力。圆锥运动和划摇运动是讨论的重点。

(3) 伪运动误差:这些误差是由于仪表虚假的输出信号引起的,而导航系统错误地把它当做运载体的真实运动;伪圆锥运动就是一个典型例子。

下面举例简要介绍这几种误差。

12.6.2.1 仪表整流误差

本书12.5节介绍的很多惯性敏感器误差是外加角速率乘积或线加速度乘积的函数,比如非等弹性、标度因数线性度或振摆误差。这些误差效应将对振动运动进行整流,而导致惯性敏感器输出信号产生额外的零偏。

例如,在自旋转子陀螺中,非等弹性可以导致测量零偏($\delta\omega$),而 $\delta\omega$ 是同时作用在正交轴上的线加速度的函数:

$$\delta\omega = B_{ae} a_x a_y \quad (12.40)$$

式中: a_x 和 a_y 分别表示作用在正交的 x 轴和 y 轴上的线加速度; B_{ae} 表示非等弹性系数。当出现持续的振荡运动时,设其频率为 ω ,两个运动轴之间的相位差为 φ ,则有 $a_x = A\sin\omega t$ 和 $a_y = A\sin(\omega t + \varphi)$,零偏 $\delta\omega$ 可以用下式表示:

$$\delta\omega = B_{ae} A^2 \sin\omega t \sin(\omega t + \varphi) = 0.5 B_{ae} A^2 \{ \cos\varphi - \cos(2\omega t + \varphi) \} \quad (12.41)$$

该表达式的均值 $0.5 B_{ae} A^2 \cos\varphi$ 表示固定零偏,当两个通道的加速度同相时其达到最大值。假定一个单轴自旋陀螺承受振幅为10g的持续正弦振动,方向与其自旋轴和输入轴成45°,并且垂直于输出轴。如果非等弹性系数为 $0.5^\circ/(\text{h} \cdot \text{g}^2)$,其产生的角速率偏差为 $25^\circ/\text{h}$ 。

12.6.2.2 系统误差

振荡运动可以引起导航系统误差,其原因为敏感器带宽有限、敏感器之间存在动态失配以及计算速度不够快,这些因素阻碍了导航系统正确识别振荡运动。运载体的周期性角运动(即圆锥运动)或角运动和平移运动的组合运动(即划摇运动)尤其影响导航系

统的性能。如果导航系统不能探测到这些运动,或者不能准确处理在这些运动中获取的惯性测量值,就会导致显著的导航误差。

12.6.2.3 圆锥误差

圆锥运动就是陀螺仪一个输入轴在惯性空间内作圆锥形或近似圆锥形运动,如图 12.16 所示。圆锥运动产生的原因是同时对导航系统的两个正交轴施加了不同相位的角振荡运动。

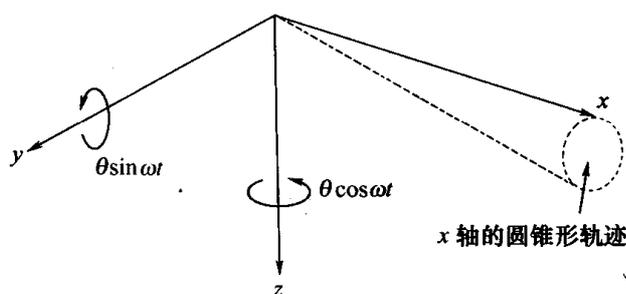


图 12.16 圆锥运动

考虑这样一种情形,即一个单陀螺仪在运动过程中其输入轴沿闭合圆锥运动,此时陀螺仪相对其初始位置的姿态角 σ 在经过一个完整的圆周运动后,可以用下式表示^[9,10]:

$$\sigma = \int_0^T \omega dt + \varepsilon \quad (12.42)$$

式中: ω 是陀螺仪绕圆锥轴线的角速率(就像没有圆锥运动一样); T 是完成一个圆锥运动需要的时间; ε 是输入轴沿闭环运动引起的附加转动。误差项 ε 完全等于输入轴在单位球面上划过的面积,而陀螺仪轴的原点就是单位球体的中心。“误差” ε 是一个能够被陀螺仪正确测量的真实因素,其产生原因是陀螺仪输入轴相对于其理论 x 轴出现了轻微的移动,如图 12.16 所示。结果,如果 $\theta \sin \omega t$ 绕 y 轴产生一个小的转动,陀螺仪就会敏感到一个绕 z 轴的轻微转动 $\theta \cos \omega t$;反过来也是一样。这些小的转动不断地改变大小和符号。如图 12.16 所示,如果绕 y 轴和 z 轴的运动频率相同而相位不同,此时就会出现一个净角度和。

因此,圆锥运动纯粹是由陀螺仪的实际运动引起的几何现象。如果只根据这样一个测量值来计算运载体的姿态角,而不知道其他轴的周期性运动,得到的姿态角 σ 就会出现误差 ε 。因此,似乎可以得出这样的结论:由于存在一个零偏 ε/T ,角速率的测量值就有误差。这种零偏就称为圆锥误差,即使采用没有任何误差的精密陀螺仪,它仍然存在。

如果一个捷联惯性导航系统采用了 3 个单轴陀螺仪或类似配置,并且其安装方式为输入轴相互垂直,这些圆锥运动就可以精确地测出,并且在姿态角计算的整个过程中得到考虑。然而,假如这些陀螺仪的带宽不足以测量或观测所考虑的角运动,或者姿态角计算速度不够高,仍会出现圆锥误差。

现在开始讨论典型的圆锥运动,这是一种绕两条正交轴进行的正弦运动,其相位差 90° 。此外,为了保证运载体在每次圆锥运动周期结束时回到其最初位置,绕第 3 条轴施

加了一个不变的角速率。对于小的转动,运载体的瞬时姿态角可以用下式表示:

$$\sigma = [-\theta \cos \beta t \quad \theta \sin \beta t \quad 0]^T \quad (12.43)$$

式中: θ 是圆锥运动的振幅; β 是频率。运载体转动一个大小为 σ (这里就是 θ) 的角度,就可以随时返回到其初始位置。相关的角速率由下式计算:

$$\omega = \left[\beta \theta \sin \beta t \quad \beta \theta \cos \beta t \quad \frac{\beta \theta^2}{2} \right]^T \quad (12.44)$$

如果惯性导航系统不能记录 ω 的振荡分量,这就意味着被测量的运动 ω' 和要计算的姿态角 σ' 用下式计算:

$$\omega' = \left[0 \quad 0 \quad \frac{\beta \theta^2}{2} \right]^T \quad (12.45)$$

$$\sigma' = \left[0 \quad 0 \quad \frac{\beta \theta^2 t}{2} \right]^T \quad (12.46)$$

也就是说,计算的姿态角绕圆锥轴的漂移速率为 $\beta \theta^2 / 2$ 。

举例来说,一个频率为 50Hz ($\sim 300 \text{rad/s}$)、角度为 0.1° 的圆锥运动,可以引起所计算姿态角的漂移几乎为 $100^\circ/\text{h}$ 。显然,这是一个非常大的误差。参考文献[9]和参考文献[11]详细介绍了圆锥运动对导航系统性能的影响。

进一步的研究表明,如果两个正交转动的相移为 γ ,各自的幅分别为 θ_x 和 θ_y ,由此产生的圆锥误差为

$$\text{圆锥误差} = \frac{1}{2} \beta \theta_x \theta_y \sin \gamma \quad (12.47)$$

由此可见,当 γ 等于 90° 时,漂移误差最大;当 γ 等于 0 时,漂移误差为 0 。

12.6.2.4 划摇运动误差

划摇运动是指在正交轴上进行的等频率线性振荡和角振荡的组合运动。存在这种运动时,误差就会出现在捷联计算任务中,而捷联计算任务是把测量的比力矢量分解到选择的导航坐标系中。如果不考虑在连续的比力矢量分解之间出现的快速姿态变化,就会引起加速度零偏。

例如,如果一个运载体绕 y 轴正弦旋转,且 $\theta_y = \theta \sin(\omega t + \varphi)$;同时沿 z 轴进行线性振荡,且 $a_z = A \sin \omega t$ 。此时,如果这些旋转没有正确检测出来,并且分解到导航坐标系中,就会在 x 轴方向出现加速度分量 ($A_z \sin \theta_y$)。对于小角度扰动, x 轴上出现的加速度分量可以近似用下式表示:

$$a_B = a_z \theta_y \quad (12.48)$$

在上式中代入 a_z 和 θ_y ,就可以得到下列表达式:

$$a_B = 0.5A\theta \{ \cos \varphi - \cos(2\omega t + \varphi) \} \quad (12.49)$$

因此,在 x 轴方向就会出现一个稳定的加速度分量 $0.5A\theta \cos \varphi$ 。需要强调的是,即使采用非常精密的加速度计,这种误差也会出现,它完全是分解过程的不精确引起的。例如,如果 $A = 10g$, $\theta = 0.1^\circ$,并且相位差为零,那么产生的加速度零偏大约为 $9mg$ 。

12.6.2.5 尺寸效应误差

通常采用 3 个一组的线加速度计测量沿 3 个正交轴方向的运动,就可以得到作用在

运载体上的比力。为了进行导航,需要测出作用在运载体特定点的线加速度,比如运载体重心的线加速度。无论惯导系统安装在运载体的重心位置,或是像多数情况那样安装在偏离重心的某个位置,惯导系统都能够提供运载体在该点的测量值。其前提条件是,惯导系统能够精确测出运载体的所有运动,包括运载体旋转引起的切向力和向心力,同时能够精确处理惯性测量值。

在理想情况下,3个加速度计需要准确安装在运载体的同一位置。显然,这是不可能实现的,因为传感器有一定的尺寸,并且硬件安装位置的设计也受到限制。由于加速度计相对于理想位置出现物理偏移,其检测到的切向力和向心力被称做“尺寸”效应。

在图 12.17 中,加速度计的敏感轴在 O 点相交。其中, x 轴加速度计的安装位置距原点 O 的距离为 x_0 ,其敏感轴指向 x 轴方向。如果绕 y 轴和 z 轴分别出现角速率 ω_y 和 ω_z , x 轴的加速度计将承受一个离心加速度:

$$a_x = -(\omega_y^2 + \omega_z^2)x_0 \quad (12.50)$$

同样, y 轴和 z 轴的传感器承受的加速度为

$$a_y = -(\omega_x^2 + \omega_z^2)y_0 \quad (12.51)$$

$$a_z = -(\omega_x^2 + \omega_y^2)z_0 \quad (12.52)$$

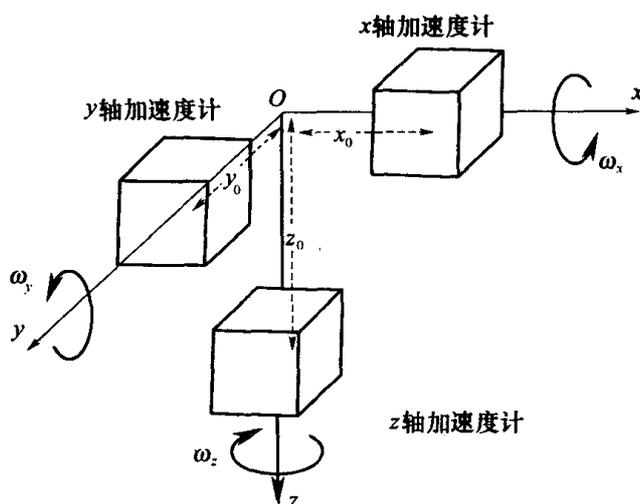


图 12.17 尺寸效应说明图

在持续旋转的情况下,比如自由滚转的导弹,如果加速度计的测量值可以精确分解到惯性坐标系中,那么这些附加加速度的影响在导弹旋转几个周期之后将变为零。在这种情况下,由于捷联计算算法存在缺陷,因此就会出现尺寸效应误差。

这里尤其要注意振荡运动的影响,振荡运动经过整流后,就会给出稳定的加速度误差。例如,如果 $\omega_y = \omega\theta_y \sin\omega t$, $\omega_z = \omega\theta_z \sin(\omega t + \varphi)$, 则

$$a_x = -\{\omega^2\theta_y^2 \sin^2\omega t + \omega^2\theta_z^2 \sin^2(\omega t + \varphi)\}x_0 = -\frac{1}{2}\omega^2(\theta_y^2 + \theta_z^2)x_0 + \frac{1}{2}\omega^2\{\theta_y^2 \cos 2\omega t + \theta_z^2 \cos(2\omega t + 2\varphi)\}x_0 \quad (12.53)$$

因此,尺寸效应引起了一个稳定的加速度零偏,大小为 $0.5\omega^2(\theta_y^2 + \theta_z^2)$ 。例如,如果周期性角运动的幅值为 0.1° 、频率为 50Hz ,那么对 10cm 的位置偏移就会产生约 1.5mg 的零偏。这种误差与加速度计的缺陷无关,即使惯性导航系统采用没有任何误差的精密

传感器,尺寸效应误差仍然会出现。

12.6.2.6 伪运动误差

惯性传感器本身可能会产生彼此关联的虚假信号,因此,导航系统将错误地认为这是圆锥运动或划摇运动引起的信号,而实际上并不存在圆锥运动或划摇运动。这些虚假的运动有时称做伪圆锥运动或伪划摇运动。如果导航系统的计算机把这种运动作为真实的运动来处理,导航系统的性能就会降低。

例如,在使用转子式陀螺仪的导航系统中,由于传感器对角加速度的敏感,从而会产生伪圆锥运动。如果出现一个绕单轴的周期性角速率 $\omega\theta\sin\omega t$,在其垂直轴上就会检测到一个与输入角加速率成正比的虚假角速率 $\omega^2\theta\cos\omega t$ 。因此,按照测得的角速率值,运载体将显示为一种由两个相位差为 90° 的周期性振荡所引发的圆锥运动。对使用速率积分陀螺仪的导航系统,所引起的零偏 ω_b 可用式(12.54)表示^[12]:

$$\omega_b = \frac{I}{2H}\omega^2\theta^2 \quad (12.54)$$

式中: H 是陀螺仪角动量; I 是浮子组件的转动惯量,如第4章所述。

在没有任何实际运动时,也会出现伪圆锥运动,也就是说,陀螺仪自身的缺陷也会引起伪圆锥运动。对于双轴敏感器(例如动力调谐陀螺)转子和传感器之间存在对准误差时,就会出现输出信号;传感器用于测量绕敏感器两条输入轴的角位移。这些输出信号近似为时间的正弦函数。由于传感器与旋转轴相差 90° ,因而两个输出信号的相位差为 90° ,从而给出了一个错误的圆锥运动信号,其频率等于陀螺仪自转频率。如果陀螺仪自转频率为 1000rad/s , $1'$ (角分)对准误差引起的圆锥运动误差为 $1^\circ/\text{h}$ 。

12.7 小 结

惯性导航系统的性能精度可以用一系列方程来表示。初始对准误差、惯性仪表性能缺陷以及计算过程的局限性都会导致惯性导航系统出现误差。这些误差可以被量化,从而使设计人员能够估算拟采用的导航系统性能精度。在有些情况下,可以简化分析,比如飞行时间非常短的系统。在其他一些情况下,尤其是通道之间存在耦合时,就无法得到一个确定的解,这时需要采用仿真来给出系统的精度信息。

惯性敏感器对各种不同的外部激励非常敏感。幸运的是,这些误差源通常具有很好的行为特征,因此可以采用确定的方程来表示,每一项的系数表示对给定激励的灵敏度。在出现角运动时,尤其是出现圆锥运动和划摇运动的情况下,必须谨慎处理各种敏感器信号。在这些情况下,敏感器的带宽和计算速度必须足以检测和记录系统的实际运动,否则就会出现明显的误差;即使采用精度非常高的敏感器也是如此。

参考文献

- 1 KING, A. D.: 'Characterisation of gyro in-run drift'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1984
- 2 FLYNN, D. J.: 'The effect of gyro random walk on the navigation performance of a strapdown inertial navigator'. DGON proceedings, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1982
- 3 LIN, C. - F.: 'Modern navigation, guidance and control processing' (Prentice-Hall, 1991)

- 4 LANING, J. H. , and BATTIN, R. H. : 'Random processes in automatic control' (McGraw-Hill, New York, 1956)
- 5 NESLINE, F. W. , and ZARCHAN, P. : 'Miss distance dynamics in homing missiles'. AIAA Paper 84 - 1845, August 1984
- 6 ALPERT, J. : 'Miss distance analysis for command guidance missiles'. *Journal of Guidance*, 1988, 11(6)
- 7 WATSON, N. F. , and CAMPBELL, E. A. F. : 'Cost-effective strapdown INS design and the need for standard flight profiles'. Proceedings DGON, *Gyro Technology Symposium*, Stuttgart, 1987
- 8 FENNER, P. J. : 'Requirements, applications and results of strapdown inertial technology to commercial airplanes'. AGARD Lecture Series No. 133, 'Advances in strapdown inertial systems', May 1984
- 9 GOODMAN, L. E. , and ROBINSON, A. R. : 'Effect of finite rotations on gyroscopic sensing devices', *Journal of Applied Mechanics*, 1958
- 10 FLYNN, D. J. : 'A discussion of coning errors exhibited by inertial navigation systems'. Royal Aircraft Establishment Technical Memorandum, Rad-Nav 243, 1984
- 11 CRAIG, R. J. G. : 'DTGs in strapdown systems'. AGARD conference proceedings, No. 116, AD - 758 127, February 1973
- 12 NASA: 'A study of the critical computational problems associated with strapdown inertial navigation systems'. NASA CR - 96, 1968

第 13 章 组合导航系统

13.1 概 述

对于很多需要导航能力的运载体来说,设计者需考虑两项基本的、但又相互矛盾的要求,即高精度和低成本要求。本章通过采用捷联惯性导航系统和其他导航辅助设备相结合的组合导航系统对如何满足所要求的问题进行了研究。目前可以利用的多种现代导航辅助设备,以及估算处理技术和高速计算机处理器方面的进展,使得组合导航系统在近几年得到了更加广泛的应用。

如第 12 章所述,惯性导航系统的性能特点是它所提供的位置估算精度会随时间而漂移。在长时间范围内,导航误差增长的速度主要由初始对准精度、系统所使用的惯性敏感器缺陷和运载体运动轨迹的动态特性决定。虽然采用更精确的敏感器可以提高精度,但惯性系统的成本会变得极为昂贵,且提高的精度也是有限的。除了那些不容易替代的特殊战略系统,如潜艇导航系统或其他战略平台和导弹系统外,大多数情况下不宜使用昂贵的惯性导航系统。但是,如第 15 章所述,可以在维持系统性能的同时,采用其他的机械编排方法来降低对敏感器性能的要求。

近年来颇受关注且适于多种应用的一种方法是组合导航技术。该技术采用某些来自导航系统以外的附加导航信息源以提高惯性导航系统的精度。对器件基本特性进行认真选择可以降低导航成本,提高导航精度和可靠性。

13.2 基本 原理

在辅助惯性系统中,一个或多个惯性导航系统的输出信号与源自一个外部源相同量的独立测量值进行比较,如图 13.1 所示。然后根据这些测量值的差推算出对惯性导航系统的修正。结合该信息,有可能比单独使用惯性系统获得更高的导航精度。

举一个简单的例子,当飞机飞过地面的信标时,它可以探测到无线电信号。只要飞机知道信标的准确位置,在它飞过信标的同时就可以获取精确的位置坐标,并根据该坐标修正机载惯性导航系统。如果在离散时间间隔内有许多这样的位置坐标,就有可能修正惯性系统内的其他无法直接测量的量。例如,有可能修正和改进惯性系统的速度和航向估值。

这种组合导航系统通常采用两种具有互补特性的独立信息源:通常是用一种信息源提供时间短精度高的数据,而第二种信息源提供时间长稳定性高的数据。例如,无线电信标可以在离散时间间隔内提供精确的位置坐标,因此就限制了惯性导航系统的长时间漂移。同时,惯性系统提供各坐标之间的低噪声连续导航数据,这些数据在短时间内是

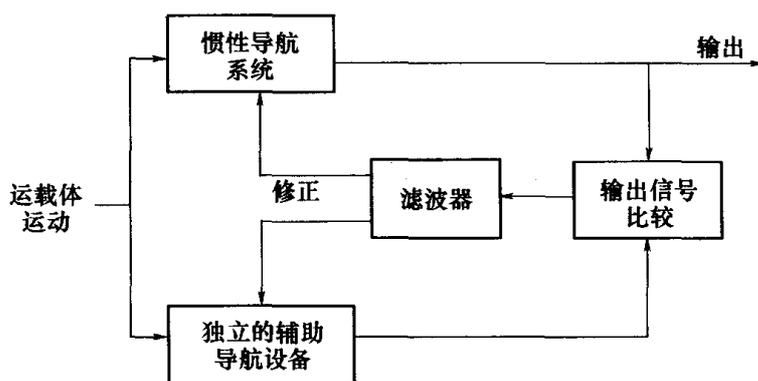


图 13.1 组合导航系统的基本原理

精确的,且不受外部干扰的影响。

概括地说,现有的各种辅助导航设备可以分为以下几类:

(1) 外部测量值:接收信号或观察需要导航的运载体外面的物体所获得的测量值。如,由无线电辅助导航设备、卫星、星体跟踪器或地面雷达跟踪器提供的观察结果。有的情况下,数据可以在运载体行进过程中传递给运载体,有的时候要有“接收机”或“观察器”接收观察结果。这种辅助导航设备通常提供一个位置坐标,该位置坐标可以用运载体的经度和纬度或相对当地参考坐标系的坐标值来表示。

(2) 机载测量值:需要导航的运载体上的附加敏感器给出的测量值。这种辅助导航可以由高度表、多普勒雷达、空速表、磁敏感器和雷达或光电成像系统提供。这些敏感器可以用于提供姿态、速度或位置修正,其中每一种修正都可以用于改进惯性导航系统的工作质量。

下面两节将介绍属于这两种类型的辅助导航设备。后面几节介绍将不同导航敏感器或系统提供的测量数据进行合成以形成组合导航系统的方法。

13.3 外部辅助导航设备

13.3.1 无线电辅助导航设备

无线电导航是以地面发射台为基础的,它可能是最早的现代导航辅助设备。船舶与飞机的无线电测向设备的发展使得可以确定已知位置的任何无线电发射台的方位并且将其用于导航。给出已知位置的两个或多个地面台的方位测量值,用三角测量法可以计算出运载体的位置。

许多通信设备和广播电台采用低电磁波频段和中电磁波频段以获得大的覆盖范围,并且可以在远远超出视线范围的距离内使用这些发射台。但是,在这些频段的无线电传播会受大气条件的影响,在夜间使用时也需要注意。虽然发射台在较高频段的使用距离更受限制,但是可以获得更精确的测量值。

为了克服使用简单的测向设备所产生的某些问题,许多以调制无线电波束为基础的系统被开发出来。在这些系统中,飞机所接收的调制与运载体在波束中的位置有关,因此提供了导航信息。广泛采用的方法是甚高频全向无线电信标(VOR)。

甚高频全向无线电信标:

甚高频全向无线电信标是一种近距辅助导航设备,主要用于飞机。地面台有一个全向天线,它发射一个由基准信号调幅的甚高频(VHF)载波。在基准天线周围有另一组天线,这组天线发射一个可以在其天线之间进行转换的恒定的载频,以模拟一个心脏形的波束,该波束以每个基准信号周期旋转一次,如图 13.2 所示。在接收机处,给出了以旋转频率调制的调频载波。

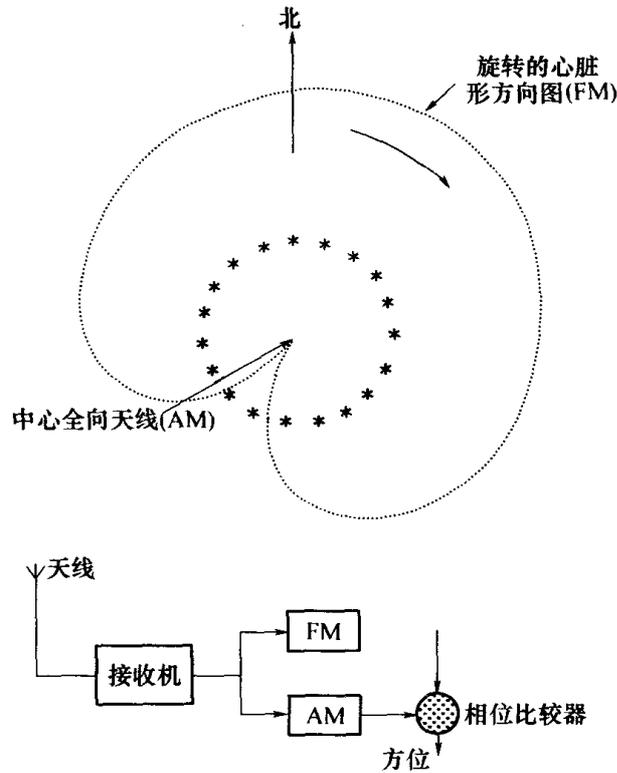


图 13.2 甚高频全向无线电信标系统

调整旋转波束的时序以使 VOR 地面台正北方的接收机的调频与调幅同相。这时任何位置的调制相位等于接收机位置与正北方向之间的夹角。因此,通过测量该相位角,飞机就能够确定地面台与其自身之间的方位。VOR 地面台的基准方向是磁北方向。

VOR 辅助导航设备的工作取决于保持飞机与地面台之间的视线接触。因此,作用距离随着飞机高度的变化而改变。例如,高度为 300m 时,有效作用距离约为 75km;当高度为 6km 时,有效作用距离增至 350km。典型的方位测量精度约为 2° 。利用 VOR 推算出的定位误差随着距地面台距离的增大而增大。

如果能够确定距无线电台的距离,就有可能显著提高导航的精度。这一点可以通过在已知的时间发射信号,并在接收机处测量出到达的时间来实现。由于传播速度是已知的,所以可以从所测的时间延迟确定距离。这实际上是包括诸如 GPS 卫星导航系统在内的所有现代无线电导航系统的基础,卫星导航系统将在后文进行介绍,其不同之处在于定时方法和传输频率的不同。

为了测量无线电信号发射和接收之间的时间延迟,发射机和接收机必须装有同步到共同时间的时钟。这并不是特别容易实现,因为一个 $3\mu\text{s}$ 的定时误差相当于约 1km 的测

距误差。假设时钟恢复同步只能每小时进行一次,则相当于时间测量值的漂移为 $1/10^9$ 。这样的精度在原子钟发明之前是无法达到的。此外还找出了其他的测距方法以克服该困难。

下面介绍一些测距系统。

1. 测距器(DME)

许多 VOR 地面台都装有微波应答器,它可以提供距离信息以响应飞机发出的信号。飞机发射具有特殊间隔和重复速率的成对脉冲。地面台接收信号,经过固定时间延迟后转发这些信号。飞机接收转发的信号,测量发射和接收之间的时间延迟,扣除地面台的固定延迟,就确定了双向距离,即往返地面台的距离。然后通过测量到两个或多个 DME 地面台的距离就可以确定位置。DME 观测数据一般可以精确到 300m 以内。这种方法的原理如图 13.3 所示。

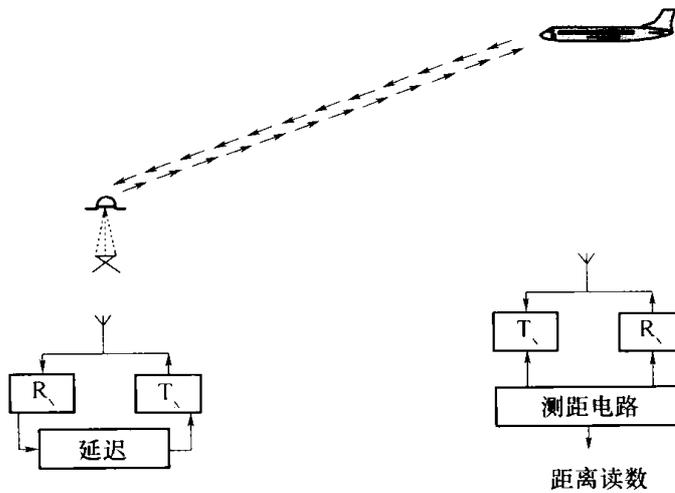


图 13.3 测距器

2. 战术空中导航系统(TACAN)

战术空中导航系统提供与上述采用 VOR 和 DME 所获得的相同类型的测量值,但是由于采用 1GHz 频段的超高频(UHF)发射,其测量值更加精确。典型的方位精度为 $\pm 0.5^\circ$,测距误差通常优于飞机与信标之间距离的 $\pm 1\%$ 。由于超高频无线电波的传输特性,其最大作用距离与高度有关。

3. 双曲线系统

如果从两个或多个地面台同步发射信号,并且测量了信号到达接收机的时间间隔,则不需要接收机有精确的绝对时间。在基于该原理的系统中,主台发射的信号由飞机或船舶接收,也被地面的副发射台接收。副台将其时钟锁定主台的信号,同时考虑主、副台之间的固定距离的传输时间,然后用修正的时钟产生副台的发射信号。

在接收机中,其时钟可以锁定所接收的主台信号,并用于测量接收到副台信号的时间间隔。现在的长期稳定性由主台时钟的稳定性决定,而对于时差测量来说,晶体时钟的短期稳定性是完全足够的。来自两个地面台的信号之间的时间间隔给出了地面台的距离差。如图 13.4 所示,给出的读数表示接收机的位置,接收机在一条双曲线上,两个地面台在双曲线的两个焦点上。通过测量 3 个地面台之间的时间间隔,可以得到两条双曲线,从而获得一个坐标。

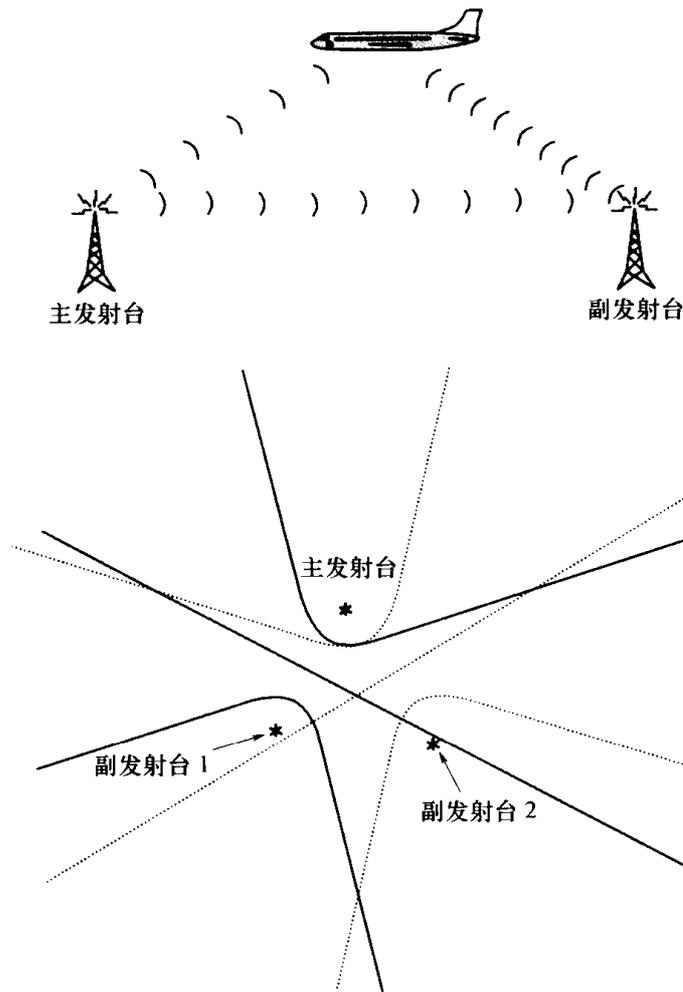


图 13.4 双曲线导航

陆上双曲线无线电导航设备采用两种测量距离差的方法,即:

- (1) 连续波相位测量;
- (2) 脉冲传输直接时间测量。

4. 台卡(Decca)导航系统

台卡导航系统是一个典型的双曲线系统,它采用连续波和相位测量以确定双曲线位置。在 70kHz 至 130kHz 的低频段传输,使用距离约为 250km。由一个主台和 3 个副台组成的 4 个地面台形成了一个发射台链。副台的发射是锁相的,与主台的发射相协调。

在比较频率上,一个完整的 360° 相位周期表示在地面台之间基线上的距离为 500m 至 800m。因此, 10° 的测量相位精度可以给出大约 5m 的分辨力。但是,由于每个周期或每 500m 就会重复一次相同的相位测量,所以得出的位置是不明确的。必须引入可以在合成产生的较低频率上进行相位比较的专用设备来解决这种不明确性。

该系统在第二次世界大战期间最初引入时,需要上面印有特殊叠合的地图以获得经度和纬度信息。采用计算机后取消了这一限制,产生了可以自动提供经度和纬度信息的系统。

5. 奥米伽(Omega)系统

奥米伽是一种工作在甚低频的远程双曲线导航系统。该系统是以分布在全球的 8

个地面发射台为基础的,每个发射台的标称作用距离为 8000nmile。因此,全球任何地点的飞机或船舶都有望接收到至少 3 个台的信号,能够用上述方式由接收到的信号相位推算出其位置。通常情况下,位置坐标的精度为几海里。

虽然奥米伽系统最初是为海上使用而研制的,但它已经广泛用做机载导航辅助设备,特别是用在越洋航线上。

6. 远程导航(LORAN)

远程导航是一种采用 100kHz 脉冲无线电波的低频电子定位系统。它是一种远程(1500km 或以上)辅助设备,采用脉冲传输而非连续波。与奥米伽系统相比,该系统具有更高的精度,但不能全球覆盖。

LORAN C 系统有一个主发射台和两个或多个副台,形成一个台链。在北半球有多个台链。该系统是通过测量主台和副台的脉冲到达的时间差进行工作的。从发射机发出的地面波的行进距离可达 2000km,实际距离取决于发射机的功率、接收机的灵敏度和大气的衰减程度。定位精度取决于观察者距台链的距离,从近距离、特别是小于 500km 的距离内的几十米到大约 2000km 的远距离内的 100m 或更大。这种传输也会产生天波,能够干扰地面波,使接收的信号产生失真,并使该系统提供的位置估算产生误差。

同奥米伽系统一样,LORAN 系统最初也是为船只使用而研制的,但是已经广泛用做机载导航辅助设备,最近也用做陆地车辆的定位设备。

随着卫星导航系统的出现,某些地面无线电导航系统,如奥米伽和台卡系统,就变得过时了。但是,由于卫星系统不能满足某些应用(包括民用航空)所要求的完整性和可靠性,地面无线电导航系统仍将用做基本的备用系统。然而,由于建立了卫星增强系统(见 13.3.2.1 节),对 VOR/DME 和 LORAN-C 系统的需求会越来越来少。

13.3.2 卫星导航辅助设备

利用卫星传输也能获得与上一节所述类似的无线电定位。第一个卫星导航系统是为美国海军研制的,1964 年 1 月投入使用^[1]。该系统称做 TRANSIT,可以提供:

- (1) 24 小时使用;
- (2) 全天候使用;
- (3) 二维定位精度。

但是,由于进行导航估算需要进行多次观察,而且在卫星相继通过之间有平均达 100min 的间隔,所以位置更新是不连续的。此外,每个位置坐标要求观察卫星信号 10min ~ 16min,这样会由于船只的运动而降低精度。因此,该系统不适用于其他平台,如要求近乎连续修正的飞机。

这种首创的卫星导航系统于 1996 年停止使用。TRANSIT 系统早已被全球定位系统(GPS)取代,GPS 将在下面进行叙述。

13.3.2.1 全球定位系统

全球定位系统,即 GPS,也被称做 Navstar(导航星)^①,它是一种无线电定位系统,现

^① Navstar——卫星计时和测距导航。

在已经完全达到使用状态,可提供全球导航能力^[2-5]。

GPS 是一种卫星导航系统,其设计是为全球或附近任何地点的用户提供非常精确的三维位置和速度数据。系统的用户数量不受限制,每个用户配有一个天线和一台接收机。GPS 包括一个在地球近圆轨道上由 24 颗卫星^①组成的星座(图 13.5)和一个地面控制系统。这些卫星绕地球轨道一周约 12h,排列在 20180km 高空、与赤道面的倾角为 55° 的 6 个轨道平面上。卫星排列的间距一般使用户在任何时刻都可以看到至少 6 颗卫星。

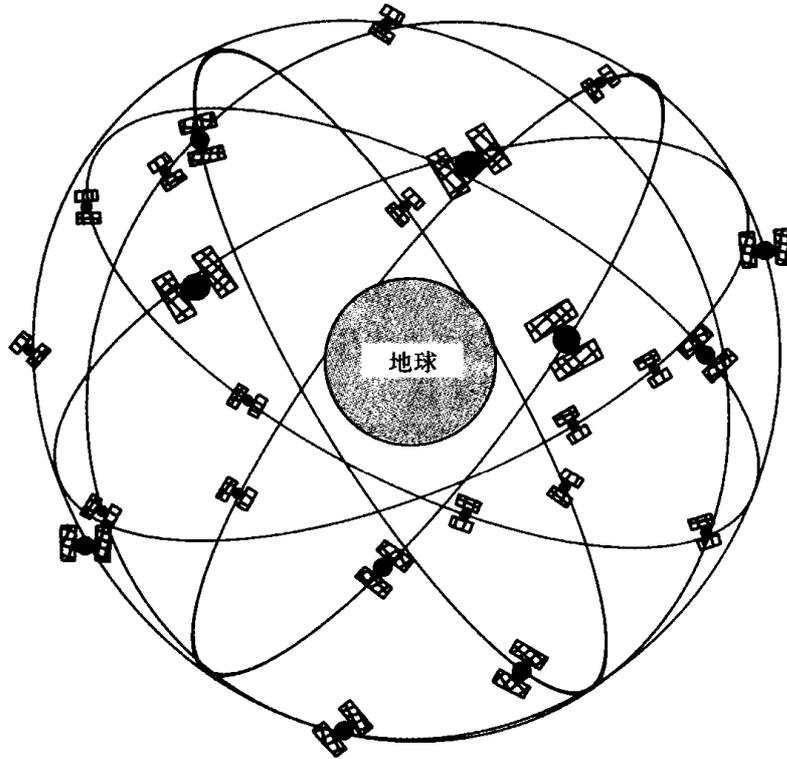


图 13.5 GPS 卫星星座

每颗卫星发射两个 L 波段的载频,称为 L_1 (1575.42MHz) 和 L_2 (1227.6MHz),每个信号都源自一个原子频标。这些信号中的每个信号由精密定位服务(PPS 或 P)信号(10.23MHz)和/或标准定位服务(SPS)信号,也可以称为粗测/捕获(C/A)信号(1.023MHz)进行调制。这种二元信号由 P 码或 C/A 码产生,该码是加到 50b/s 数据上的模 2。P 码和 C/A 码以 90° 相位差加到 L_1 。注意, L_2 信号中只有 P 码。这些技术正在改进的过程之中。

通过测量到每一颗能“看到”的卫星的距离就可以计算出位置。通过测量无线电信号从每颗卫星到 GPS 接收机所用的时间可以测量出距离。假设卫星和 GPS 接收机在正好相同的时间产生相同的编码信号,将卫星信号到达的时间与接收机预期的时间相比较就可以确定距离。GPS 使用的时序信号是伪随机序列,能够明确识别出每颗卫星,并可以进入受控的系统。每颗卫星发射上述的两种码:SPS 码和 PPS 码。由其名称可知,PPS 码可以提供该系统的全部导航精度,但是它只能供选定的用户使用。

为了进行精确的距离测量,卫星和接收机信号的精确定时显然是很重要的。因为卫

① 最初的星座有 21 颗工作卫星和 3 颗备用卫星。可靠性分析表明这种配置可以使系统可用性为 98%。2002 年,改为 28 颗卫星以满足美国联邦航空局(FAA)的要求。

星上有原子钟,所以卫星信号是精确的。接收机中使用的时钟精度较低,它们的定时误差通过测量距4个卫星的距离来修正。需要测量4个距离以确定4个未知量,即3个空间坐标和时间。

如果要准确定位,还需要知道每颗受监控卫星在空间的准确位置。卫星的轨道是可以预报的,但是地面跟踪站仍对发生的微小变化进行定期监控。这些数据被传送给卫星,使它们能够发送先前讨论的时序信号以外,还能发送有关其准确轨道位置的信息。

通过使用上述技术,就有可能获得十分精确的距离测量值。通过测量射频载波的多普勒频移,就可以在接收机中计算出每颗卫星的距离变化率。由于卫星的速度是已知的,使用该信息,就可以确定运载体的速度。

有许多因素可造成测量误差。地球的电离层和大气层会造成GPS信号^①的延迟,虽然它们的影响可通过建模得到一定程度的补偿,但是仍会引起位置测量误差。卫星和接收机的时钟缺陷以及多路径接收也会造成其他误差。此外,在某些时候,被监控卫星的几何排列也会因几何精度因子(GDOP)而放大系统误差。但是,GPS能够使运载体随时在世界上的任何地方确定自己的位置,其精度可达几米,速度优于0.1m/s,只是并非所有的用户都可以获得该精度。详细说明见附录D。

GPS定位测量值含有噪声,由于下列多种原因,该值为 $2m(1\sigma)$:

- (1) 低信号强度;
- (2) 伪随机码长度,约300m;
- (3) 编码跟踪回路分辨率。

另外,多路径是一种相关噪声源,尤其广泛出现在移动运载体上。由于信号强度的变化、多路径条件的改变和接收机时钟的不稳定,速度估值也含有噪声。

1. 差分GPS

有一种与称之为GPS卫星导航系统的标准定位服务所得到的精度相比,大大提高了位置估算精度的技术。这种技术称做差分GPS技术,它需要使用一台位于测定位置的接收机,至少还要有另外一台接收机,且接收机之间要有精确的高速数据链。位于测定位置的接收机应能够将其GPS位置估值与勘测所得到的已知位置进行比较,从而补偿由GPS产生的距离误差。然后将修正信号发送给紧邻的其他接收机,就可以显著减小测量误差。

差分GPS技术的原理利用了这样的事实:GPS测量中导航误差的主要部分是由慢变的零偏引起的。此外,这些零偏在接收机阵列间的距离和时间上是相关的。因此,如果两台或多台接收机在不同地点同时工作,且其中一台接收机的位置是已知的,那么可以对一台接收机的测量值进行实时修正,并将修正应用到其他接收机的测量值。近年来,GPS控制部分的性能已经得到改进,尤其是在星历表和时钟预测方面的性能,因此,这些误差只有 $2m(1\sigma)$;差分GPS系统将减小1/2的误差。

也有可能进行反过程操作,精确跟踪一个协同目标,尤其是要求携带极少量设备的目标。靶场上的试验目标就是一个例子。反向技术的原理是将勘测点所获得的导航数

^① 时间延迟是由信号路径中的自由电子粒子数密度引起的。不同的频率延迟不同,因此使用两个不同的L波段频率;两个频率都接收到以后,可以对延迟进行修正。

据与精确勘测所得到的已知位置进行比较,以确定标准卫星导航误差的修正值,即标准“差分 GPS”。但是,利用这种反向技术,在远距离处所记录的导航数据修正值要在跟踪站实施。

这样,按照靶场的指令而移动的运载体携带一个简单的卫星导航系统接收机和一个发射机,以向跟踪站发送接收的原始导航数据。然后,控制站的跟踪系统可以将计算出的修正值用到运载体接收的数据中。

该技术可以扩展到多个远程运载体上,但重要的是,发射机不能相互干扰且不能扰乱跟踪站。利用合适的扩频传输技术,如窄频段跳频技术,可以解决该问题。

该技术的误差与标准差分 GPS 导航技术所遇到的误差非常类似。如果勘测位置的接收机与“远程接收机”之间的基线较小,则修正效果良好。随着距离的增大,这种修正越来越无效;如果可见的卫星不相同,尤其如此。

2. 相对 GPS

相对 GPS 是指即使并非准确地知道每台接收机的确切位置,也能在两台 GPS 接收机之间提供高相对位置精度的技术。这种技术不同于绝对 GPS,在绝对 GPS 中使用一台 GPS 接收机确定导航估值;也不同于差分 GPS,在差分 GPS 中,修正值可以用于与位置已知的接收机有关的单台接收机的绝对测量值。如上所述,差分技术可以修正通过数据链与勘测位置连接的一系列 GPS 接收机。

采用相对 GPS 技术可以在给定时刻消除两台 GPS 接收机之间较大的高相关共有误差,使估值的相对精度小于 1m。为了达到该相对导航精度,重要的是要使所有 GPS 接收机观察到同一组卫星。这是因为使用相对导航技术时抵消了相关且慢变的误差。

显然,在两台或多台 GPS 接收机中使用相对 GPS 技术的目的是为了抵消两台接收机所共有的类似零偏的相关误差。然而,并非所有的误差源都是完全相关的,而且被认为是相关的误差间的相关性随接收机之间距离的增大而减小。此外,所谓的相关误差也随时间而慢慢变化,因此,如果修正量计算和修正应用之间有时间延迟,则由于补偿错误,会有一个附加误差。

3. 高精密导航服务

某些用途,如精密进场与着陆系统,需要高精密导航技术。这些技术是以 GPS 接收机的能力为基础的,即接收机可以精确测量所观测卫星的累加载波相位或积分多普勒频移。根据基准接收机所进行的类似测量计算出累加相位测量值,其结果是非常精确地知道了多个接收机之间的相对位置。因此,正如差分 GPS 方法中所讨论的,如果基准接收机在勘测位置,则可以为用户接收机推算出绝对差分位置数据。

由接收到的卫星数据计算位置可以采用两种不同的算法:

(1) 用相对累加载波相位测量值改善相对码相位测量值,位置精度可达米级或更好。

(2) 定位精度为厘米级的相对累加载波相位测量值的模糊度解算。大多数模糊度解算的算法需要精确的初始位置估值,该值常常由相对码相位定位技术计算而来^[6]。

GPS 天基增强系统(SBAS)正在用于“注重安全”的应用中,如民用航空中。SBAS 的作用是警告用户卫星出现的问题。该系统包括欧洲静地卫星导航重叠系统和北美洲的广域增强系统,这些系统结合了差分 GPS 技术及附加测距和完好性监测技术。SBAS 系

统的设计具有在卫星发生故障 6s 内发出“故障警报”的能力。

GPS 系统目前正在进行现代化,以满足军、民用用户^[7,8]不断变化的需求。附加信号代码即将用于提供改进的电离层传输延迟修正、提高码相位测量精度和减小多路径。最后,通过附加一个中心为 1176.45MHz 的第三个 GPS 频段,可以实现这些改进。此外,还将有一个可以使精密的标准定位信号分离的新型军用代码,以加强军方用户的安全。

随着 M 码于 2010 年可供全部使用,正在采用一种在 15 年的时间内分阶段引入这些系统修正的方法。新型频段预计于 2014 年可完全投入使用,2018 年提供可以在选定范围内以较高功率发射精密定位信号的点波束设备。

GPS 并非唯一正在使用的卫星导航系统。苏联在 GPS 研制的同期也研制了 GLO-NASS 系统。欧盟也在研制一种称为伽利略(Galileo)的系统,主要用于民用。下面各节对这些系统进行简要介绍。

13.3.2.2 全球导航卫星系统

苏联研制的一种与 GPS 相当的系统称为全球导航卫星系统(GLONASS)。GLONASS 系统的设计是利用一个由 24 颗卫星组成的星座进行工作,每 3 个轨道面上有 8 颗卫星,这些轨道面在经度上相隔 120° 。轨道面与赤道成 64.8° 的倾角^[9]。但是,该星座还有待完成。这些卫星在 25600km 的轨道半径上工作。

像 GPS 一样,GLONASS 在 L_1 和 L_2 两个载波频段上发射,并提供军民两用服务。可以提供给所有用户的粗测/捕获(C/A)码在 511kHz 进行调制,而精确(P)码则在 5.11MHz 调制。与 GPS 不同,GLONASS 卫星发射相同的测距码,但是有 21 对频率。 L_1 频段为 1598.0625MHz ~ 1608.75MHz,间距为 562.5kHz。 L_2 频段为 1242.9375 ~ 1251.25MHz,间距为 437.5kHz。因为干扰的问题,逐步取消了每个频段中的较高频率分配,因此从 2005 年起,只使用最低的 12 对频率。由于频率对少于卫星数,所以地球对面的卫星共享相同的频率。

所有的 GLONASS 卫星都装有铯基频率标准;互同步的 RMS 精度为 20ns。由于工作卫星较少,并且近年来对系统改进的投资较少,所以 GLONASS 的精度及覆盖范围略差于 GPS。

13.3.2.3 伽利略系统

该卫星导航系统是目前欧洲正在研制的系统,由欧盟、欧洲航天局、政府和私人共同投资。与 GPS 和 GLONASS 系统不同,伽利略系统主要用做民用,并且受民用控制。计划于 2005 年发射首颗卫星,最早 2012 年可以提供全部的服务。

除了计划可供全球用户使用的基本服务(水平定位精度约为 $2m(1\sigma)$)外,该系统还可以提供多种较高精度的商业付费服务。这些服务含有一个调节系统,可以为注重安全的应用提供很高的完整性、可用性、连续性和抗信号干扰能力。准确的服务范围和可用范围,包括可供一般公众使用的服务,仍没有最后确定。

空间部分由在 3 个轨道面上均匀布置的 30 颗卫星组成,这些轨道面在经度上相隔 120° ,与赤道成 54° 的倾角。轨道半径为 29600km。

最近确定了伽利略系统关于工作频率等细节问题。2004 年 6 月与美国签订的一项协议将基准 L_1 信号定义为 BOC(双偏置载波)(1,1),而 BOC(15,2.5)为时间和坐标标准的公用调节服务。

13.3.2.4 多系统全球导航卫星系统

利用目前围绕地球运转的两个卫星星座(GPS 和 GLONASS),用户可以随时使获得导航解法所需的卫星数量翻倍。这样可以为能够从这两个系统接收信号的用户提供多种有利条件,即:

(1) 能够监控导航解法的完整性,这对于注重安全的应用,如民用航空来说是至关重要的;

(2) 通过降低在所观察卫星的几何排列不合适时必须计算位置这种情况的概率来提高导航解法的精度,即提高了几何精度因子(GDOP);

(3) 由于两个系统在不同频率工作,所以减小了对干扰的敏感性。

将 GPS 数据与 GLONASS 数据组合时必须要小心,因为这两个系统在所使用的时标和每个系统所采用的大地参考/地球模型方面并非完全兼容。但是,以后 GPS 与伽利略系统组合时就不会出现这些问题,因为伽利略系统的设计与 GPS 是兼容的。

附录 D 对这两种目前使用的卫星导航系统的特点进行了比较。此外,更深入地考虑了将这两个星座的数据进行组合以提供一个更具完整性的组合系统的问题。

13.3.3 星体跟踪仪

星体可看做固定点,用做天文导航的基准。如果已经知道下列条件,就能随时确定位于地球上或地球附近的观察者的地理位置:

(1) 两个或多个天体相对于观察者的位置;

(2) 准确的观察时间。

天文导航的基础是:如果测出天体的仰角(视线和地平线之间的夹角),则观察者的位置必定在地球上的某个特定圆内。这个圆的圆心就在该天体正下方地球表面上的那一点。如果观察时间是已知的,则这一点就可以从预先计算出的天文表中查出。观测两个天体,则可以确定两个位置圆,并且观察者必定位于它们的交点处,如图 13.6(a)所示。

为了使通过观察星体(即天文观测)进行位置估算的技术能够在飞机上使用,已经研制出了自动星体跟踪仪。星体跟踪仪基本上是一个望远镜装置,有一个探测器和一个扫描机构。利用星体跟踪仪可以完成对星体的观测,以便提供星体相对于运载体内已知参考坐标系的方位和仰角的测量值。通常情况下,这个参考坐标系应该是一个空间稳定的参考坐标系,并由安装星体跟踪仪的稳定平台所定义。为进行导航,需要知道当地垂线的方向,以便将测量值与地球参考坐标系联系起来。

另一种办法是,相对于运载体的固定坐标系进行测量,并可按下面所述的方法更新捷联式惯性导航系统。观测结果可以与存储的观测星体位置的资料进行比较,以便推算出位置坐标,或估算出运载体的航向。

为了导航,可把星体看成是位于半径无限大的地心球体(通常称为天球)的内表面上。地球的经线和纬线在这个球面上的投影就形成了一个网格,在该网格中可以确定天体的位置。赤道以北或以南的位置称为星体的赤纬,而其径向位置则用恒星时角表示,如图 13.6(b)所示。因此,星体相对于惯性坐标系(其原点在地球的中心)的方向可以用赤纬和恒星时角表示。

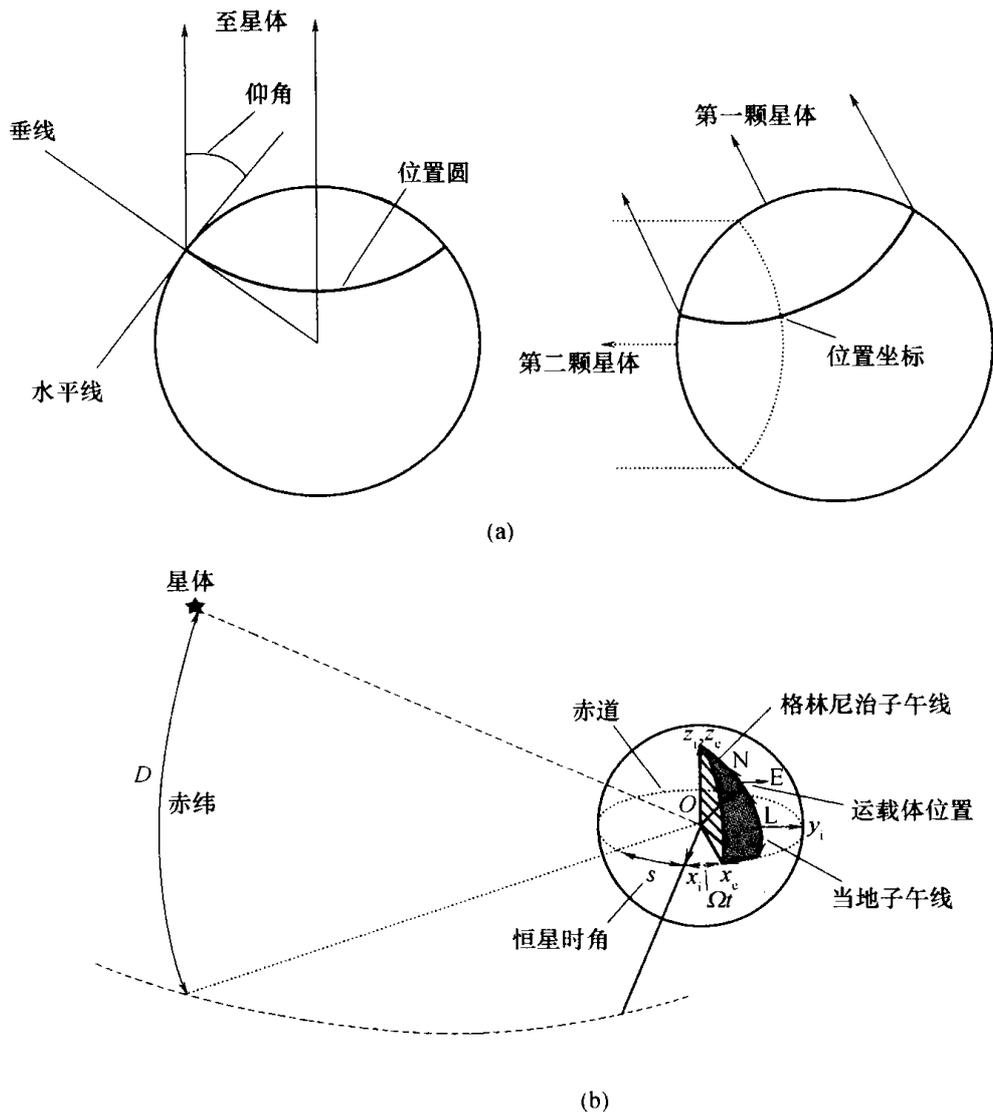


图 13.6 星体跟踪仪位置确定及几何关系
(a) 星体跟踪仪位置确定; (b) 星体跟踪仪几何关系。

固定在运载体内的星体跟踪仪将提供星体相对于运载体坐标系的方位和仰角的测量值。然后可将这些测量值与从星体已知的赤纬和恒星时角推算出的这些相同量的推算值进行比较。这些量也可以用运载体坐标系的经度和纬度以及相对于当地地理坐标系的方位来表示。然后可以用产生的测量差更新机载惯性导航系统,其方法与 13.6 节相同。

星体跟踪仪与惯性导航系统组合使用能在空间环境下提供几个角秒的测量精度。当星体跟踪仪在地球表面附近使用时,由于地球大气的折射,所以必须对测量值进行修正。通常情况下,测量精度优于 $10''$ (角秒),在地球表面上,这相当于约 300m 的位置误差。但是,该系统是一个被动系统,其误差可能与累计时间无关。

13.3.4 地面跟踪雷达

地面(或海面)雷达站可用来对飞行中的飞机或导弹进行视线观测。这些观测量通常为运载体的距离、仰角和方位,如图 13.7 所示。测量值为相对于当地参考坐标系推算

所得,当地参考坐标系通常是跟踪雷达位置处的当地垂线地理坐标系。测量数据可以发送给运载体,用做机载惯性导航系统的飞行辅助工具。

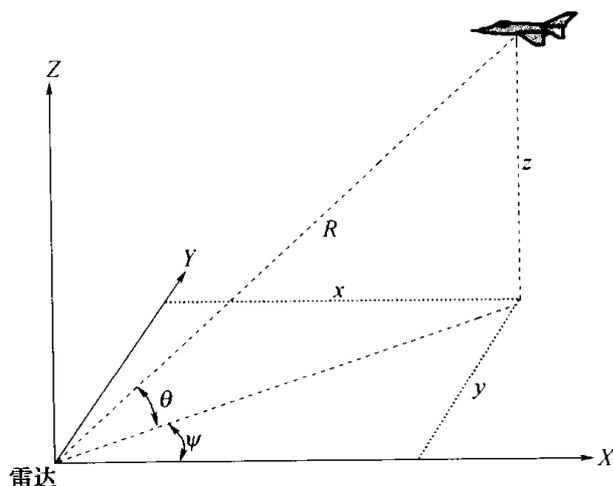


图 13.7 地面雷达测量值

运载体的距离(R)、方位(ψ)和仰角(θ)的测量值可用飞机的笛卡儿位置坐标(x, y, z)表示如下:

$$R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{y}{x}\right)$$

$$\theta = \arctan\left\{\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right\}$$

通过与机载导航系统提供的对相同量的预测值相比较,这些测量值可用于修正机载惯性导航系统。13.6.2 节给出了基于这种系统的设计实例。

13.4 机载测量

13.4.1 多普勒雷达

多普勒雷达为测量运载体的速度提供了一种工具,它常用于为机载系统提供导航辅助,在某些情况下,与姿态和航向参考系统组合时可作为主要的导航数据源。多普勒雷达工作时,向地面发射窄波束的微波能量,并测量由飞机和地面之间的相对运动而产生的反射信号的频移。在飞机速度为 V ,雷达波束与地面的倾斜角度为 θ 时,频移为

$$\frac{2V}{\lambda} \cos\theta$$

式中: λ 为发射波的波长。对于工作在 13.25GHz ~ 13.4GHz ($\lambda \approx 2.2\text{cm}$) 频段的典型系统,该频移约为每节 47Hz。如果已知发射波的波长和倾斜角,可以通过测量频移来估计飞机的速度。因为飞机的运动是三维的,所以最少需要三个波束才能测定飞机的速度。波束通常指向飞机的前向和后向,如图 13.8 所示。

现代多普勒系统通常用一个平面阵生成这些波束,天线刚性固定在机身上。每束波

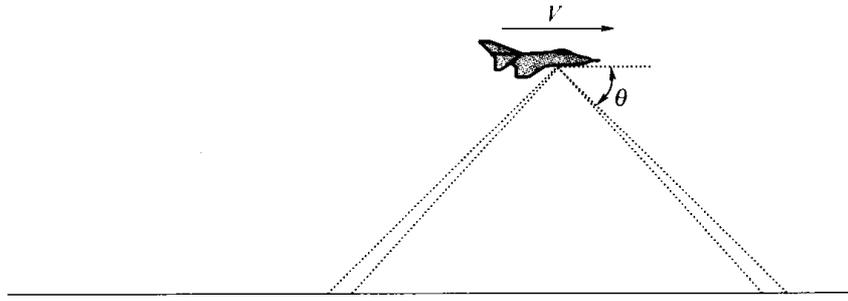


图 13.8 多普勒雷达波束的几何图

束反射的信号单独进行处理,以在计算机处理器中计算飞机速度分量的估值。这些估值通过与天线固连的坐标系推算出来。为了实现导航,必须把这些速度估值分解到所选定的导航坐标系。因此需要一个机载航向姿态参考系统。此外,也可以把多普勒敏感器与机载惯性导航系统组合起来。在这种情况下,多普勒速度测量值将与惯性系统所产生的相同量的估值进行比较。

一般情况下,陆地上工作的多普勒敏感器的测量精度约为 0.25% 或更高。由于反射率较差(反射信号散射导致测量值的零偏)、波浪运动、潮汐运动和水流的原因,系统在水面上飞行时其性能会下降。但是,这种导航辅助设备可以提供良好的长期稳定性,并有可能限制惯性导航系统所提供的位置和速度估值的误差增长。

13.4.2 磁测量

地球的磁场与条形磁铁的磁场相似,其两个磁极位于它的自转轴附近,即地球磁场水平分量的指向接近于真北,磁场敏感器或罗盘所确定的磁北可用做工作基准。遗憾的是,真北和磁北之间的夹角不是常数。该夹角随地球上观察位置的不同而不同,并且随时间而缓慢变化,但这两种情况的影响都可以得到补偿。地球上任意一点的磁场方向由其相对于真北方向的指向(称为“磁偏角”,有时称为“磁差”)和其相对水平方向的夹角(称为“磁倾角”)来确定,如图 13.9 所示。安装了磁敏感器的运载体几乎都有一个很难

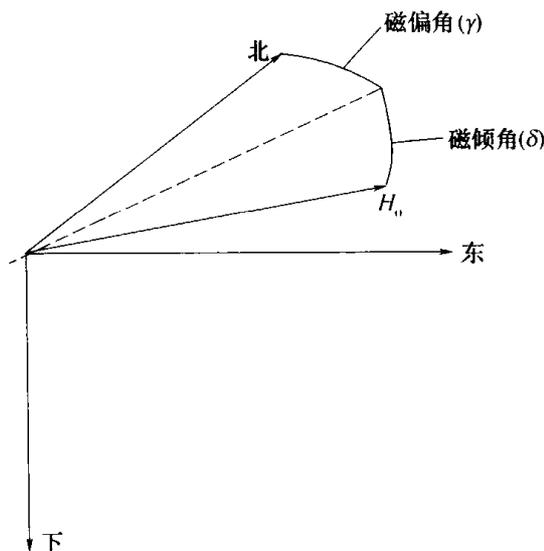


图 13.9 地球磁场分量

与地球磁场区分开的磁场,因此需要对这种影响以及先前提及其他影响进行补偿。

磁罗盘是人们所知道的最老的辅助导航设备之一,数百年来,它一直为操纵和推算导航提供方向参考。饱和式磁强计是一种用来敏感地球磁场并为移动的运载体提供姿态测量的实用设备,如 4.7.2 节所述。在没有当地磁扰的情况下,该设备可敏感地球磁场沿其敏感轴的分量 H_0 。一种三轴设备可以安装在运载体内以敏感地球磁场沿运载体 3 条主轴的分量 (H_x, H_y, H_z)。将相对于当地地理坐标系的运载体姿态表示为方向余弦矩阵 C_n^b , 磁测量值和运载体姿态的关系可以写成下列形式:

$$\begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} H_0 \cos\delta \cos\gamma \\ H_0 \cos\delta \sin\gamma \\ H_0 \sin\delta \end{bmatrix}$$

式中: δ 为磁倾角; γ 为磁偏角。如果已知磁倾角和真北与磁北之间的磁偏角,可以通过磁强计提供的测量值推算出运载体姿态的估值,不能检测绕当地磁场矢量方向的旋转。因此,该设备必须与垂直参考系统一起使用,以完整确定运载体姿态。

也有人建议将其他地球磁场测量方法用于辅助导航^[10]。例如,原则上可以通过将当地地理坐标系中的磁场测量值和存储的磁偏角和磁倾角图进行比较,或通过对磁场异常的匹配来获得位置坐标。前者需要精确地知道真北和当地地垂线的方向,以获得精确的坐标;后一个方案与 13.4.4 节中介绍的地形匹配技术相似,它明显地依赖于磁场异常详图的获取和磁场异常的稳定性。在有大量显著且稳定磁场异常的区域,该系统有可能获得良好的位置坐标精度。

13.4.3 高度表

气压高度表在飞机上总是被用于测量高度以满足受控空域的高度精度标准。作为辅助导航设备,它们被广泛用于限制惯性导航系统垂直通道中误差的增长。在舒勒调谐惯性导航系统中,虽然可以限制误差在水平通道中的传播,但不能限制垂直通道中的速度和位置误差的增长。因此,除非有一种独立的限制误差增大的手段,否则这些误差会在相当短的时间内变得非常大。例如,一个作用在垂直方向的净加速度零偏会引起一个位置误差 $Bi^2/2$ 。因此,一个仅为 $10\mu g$ 的零偏在两个小时内将导致高度误差超过 2.5km。

依靠大气压读数,气压高度表可以间接测量高出标称海平面的高度,其精度远小于 0.01%。大多数的机载惯性系统都需要具备三维导航能力和气压辅助设备以限制垂直通道中误差的增长。

雷达高度表可以直接测量高出地面的高度,这在许多应用中也是相当重要的。这些测量值可以与所存储的飞机经过的地形图联合使用,为惯性导航系统提供位置更新。地形参考导航将在 13.4.4 单独介绍。

13.4.4 地形参考导航

地形参考导航技术,如地形匹配的研究,始于 20 世纪 70 年代,已经有多种系统可以在市场上买到。

最常用的地形参考系统(图 13.10)采用一个无线电高度表、一个机载气压惯性导航

系统和一个存储的飞机或导弹飞过区域的地形轮廓图。无线电高度表测量高出地面的高度,结合惯性导航系统对海拔高度的估值,可以在运载体上的计算机中再现飞行路线下面的地面轮廓。然后将得到的地面轮廓与存储的地形图数据进行比较以实现相符性匹配,由此可以确定运载体的位置。

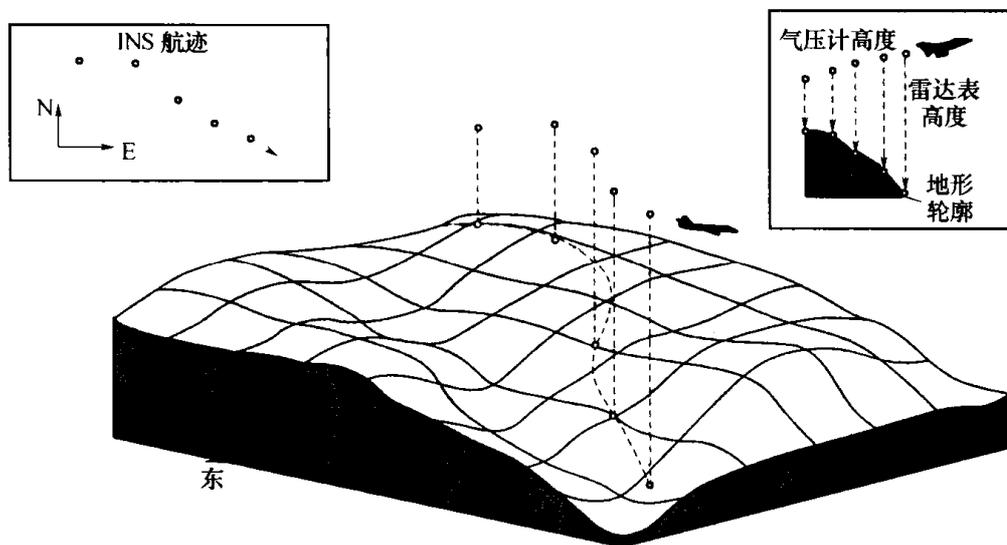


图 13.10 地形参考导航

有可能得到位置坐标,因为地球表面具有随机性,势必会使每一部分地形都有一个特有的形状。可以得到的位置坐标精度通常是地形粗糙程度的一个函数,地形变化在20%~40%时,可以得到更精确的坐标。

人们设计了多种方案来获取运动载体在飞行期间的位置。上述方案依靠连续的高度测量(可以回放使用)以确定运载体的位置。此外是将惯性系统指示的高度与雷达高度表测量值差分得到地形高度估值和从存储的地形轮廓图提取的地形高度估值相比较。在机载惯性导航系统指示的运载体的坐标位置上可得出地图高度。如果知道运载体下面的地形斜率,就可以更新运载体的位置。这样,对每个高度表的测量值分别进行处理,然后可以几乎连续地对机载导航系统进行更新。

该方案的实现明显依赖于拥有高质量的运载体所要飞过区域的地形数据库。通常可以获得几十米的径向位置精度,该精度随着飞机下面地形的粗糙程度而改变。很明显,当飞过大面积平坦或无特征的地域时,导航精度会降低,特别是在水面上空飞行时,导航的精度仅依靠无辅助的惯性导航系统的性能。树叶和雪覆盖会影响无线电高度表的精度,而导致性能进一步降低。

通过采用更精确的高度传感器可以提高地形匹配导航精度。近几年的研究集中在激光扫描仪的使用上,该扫描仪可以提供从空中运载体到地面的、精度为几个厘米的测量值。这些设备可以扫描运载体下面的地形;扫描效果与飞机的前进相结合可以创建一个二维平面的高度地形图,而采用雷达高度表得到的是一维高度柱状图。利用地形扫描区域与存储的地形数据库的相关性,结合改进的基本距离测量精度有可能获得更大的定位精度,并减小伪坐标出现的概率。

有人还研究了另外一些技术,这些技术用于在平坦地形上空进行基于地形的导航。研究这些技术增大了线路规划方面的灵活性,从而提高了这些方案的吸引力。采用的方

法包括景象匹配面积相关技术和连续可视导航技术,将在以下各节分别进行介绍。

13.4.5 景象匹配

景象匹配面积相关(SMAC)技术以飞机或导弹下方地面图像为基础提供高精度的位置坐标。该系统的工作与领航员采用的技术相同,都是通过识别记忆中的陆标和地面特征进行导航。

其基本原理如图 13.11 所示。一个成像系统(如红外线扫描仪)建立起飞机向前飞行时其下方的地形图片。需要位置坐标时,一部分红外线扫描图像被存储起来形成飞机下方地形的“景象”。通过这个过程,图像被转化成“像素”阵列,每个像素都有一个表示那部分图像亮度的数值。对“捕获”的景象进行处理,以去除噪声和增强那些可能提供导航信息的特征,例如,道路交叉口和铁路。分析的第二步,采用相关算法寻找预先存储在景象特征数据库中可识别的图形。发现景象中的特征与数据库中的特征匹配后,根据飞机的姿态和离地高度进行几何计算,就能够计算出景象在被捕获瞬间的位置。景象匹配过程中的几个阶段如图 13.11 所示。

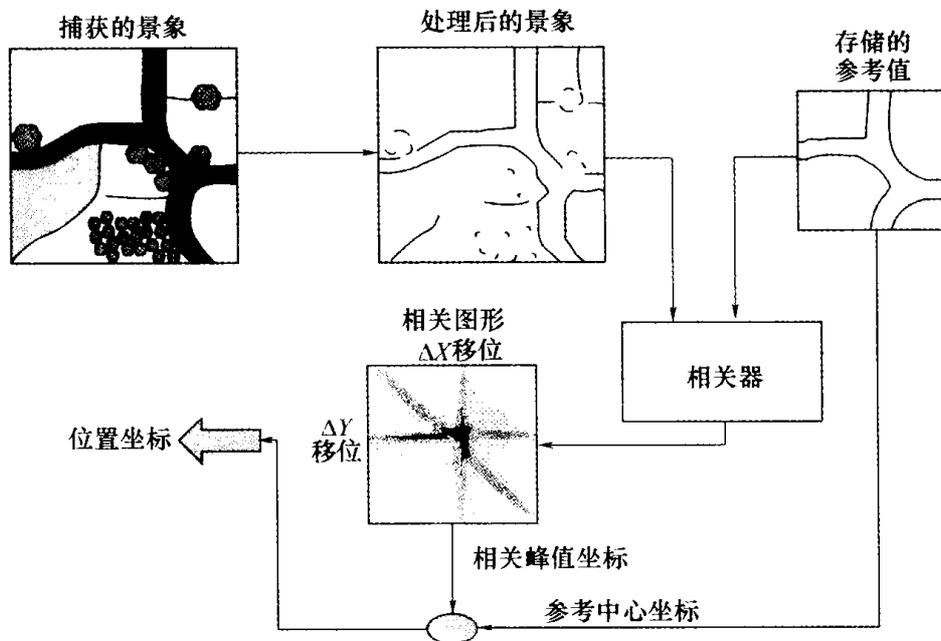


图 13.11 景象匹配原理

13.4.6 连续可视导航

为中距和远距导弹系统和军用飞机提供精确的位置、速度和姿态数据以保证任务成功是至关重要的。通过采用 INS 与 GPS 组合的系统可以提供具有所需精度的导航数据,这种 INS 与 GPS 组合系统采用紧耦合组合方式,将在 13.7 节进行讨论。但是,军用用户仍担心卫星接收机干扰的可能性和随之产生的影响任务成功的风险。这一顾虑使得在某些军事应用方面除采用先前所提到的导航辅助设备外,还使用其他或附加的导航辅助设备。

在 13.4.4 节介绍的地形参考导航可以用在这些应用中;它就是为这种任务研制的。但是,这些系统不会产生现代军事设计人员所寻求的精确导航数据,得出的位置数据不

如采用 GPS 得到的数据精确。飞过非常平坦地形时地形匹配系统的精度降低也限制了这种方法的使用。该因素限制了任务规划,这是因为如果选择平坦地形上方的航路会降低制导精度。考虑到给出的这些顾虑,有人探索了对上述导航战略加以完善的方法。

位于英国范堡罗的 QinetiQ 导航研究小组(原皇家航空航天研究院的导航部)最近的研究工作集中在一种称为连续可视导航(CVN)的方法上,它是一种可行且可靠的方法,能克服其他方法存在的很多问题。CVN 最初是作为一种 INS-GPS 组合系统的待命导航方式提出的,它是一种线性特征匹配导航技术^[11-13]。CVN 最初是作为景象匹配技术的发展(见 13.4.5 节)研制的,它是通过将所观察的线性特征与数据库中存储的特征阵列进行匹配来工作的,能够提供平坦地形的民用 GPS 位置精度。该系统的主要组成有:

- (1) 一个 INS,用于提供连续的位置、速度和姿态数据;
- (2) 一个雷达高度表,用于连续测量运载体距地面的高度;
- (3) 一个诸如红外摄像机的视频设备,用于提供运载体下方地形的数字图像;
- (4) 一个机载数据库,用于存储运载体在执行任务时飞经区域的线性特征;
- (5) 一台执行组合导航算法的处理器。

设计 CVN 系统是为了使所存储的地形特征图中的各条线(而不是各个点)匹配,并在单个线性特征匹配后产生导航滤波器的测量值更新。图 13.12 给出了 CVN 主要算法的图形表示。人们一直努力通过采用至少两种不同的定位算法且用多个卡尔曼滤波器保持多种 INS 误差假设来使系统最为可靠。13.8 节将对这些问题作进一步讨论。

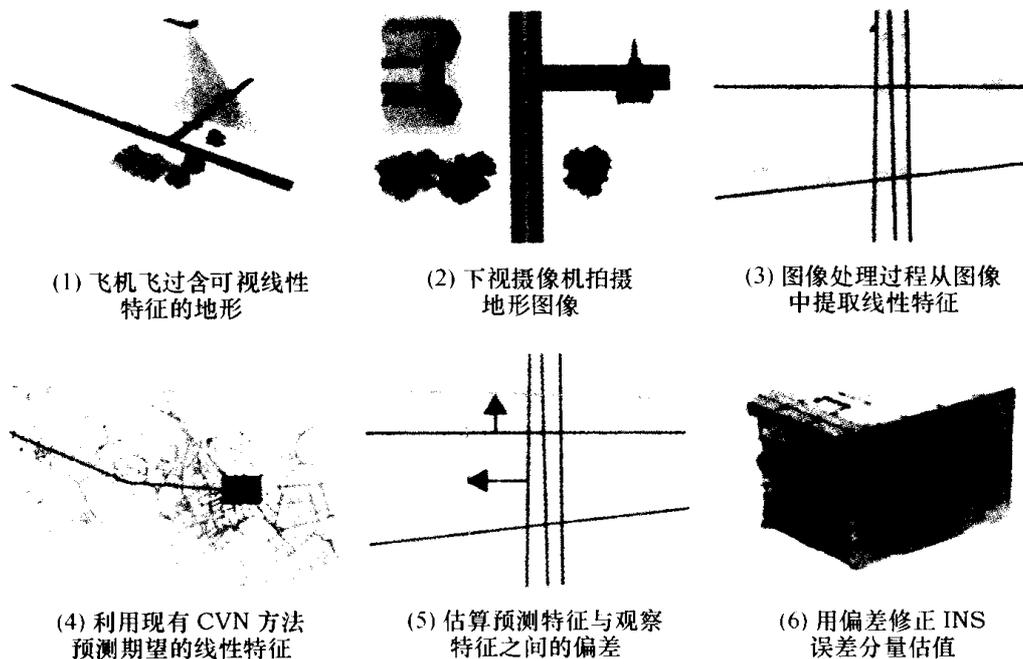


图 13.12 连续可视导航主要算法的图形表示

13.5 系统综合

本章剩余部分主要探讨可以将惯性测量数据与前几节所讨论的一种或多种辅助导航设备提供的信息进行组合的技术。通常,得到的测量值会含有噪声。因此,需要采用

某些形式的在线滤波技术以获得良好的导航性能。

早期的系统采用下面所讨论的气压—惯性系统形式的互补滤波技术,其框图如图 13.13 所示。

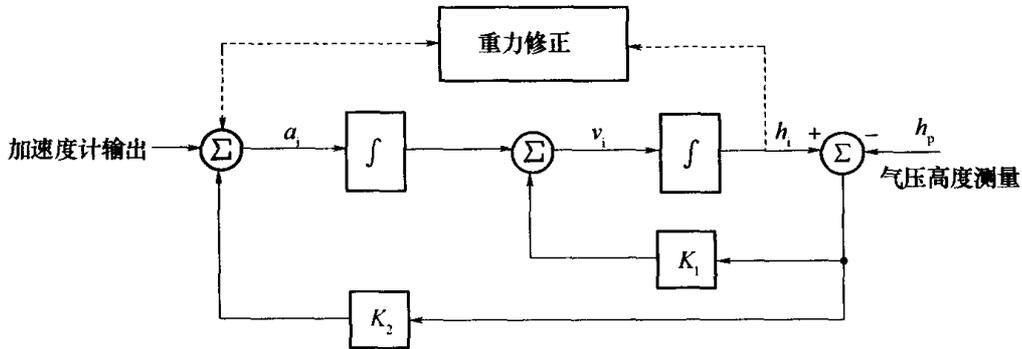


图 13.13 气压—惯性高度测量

惯性系统的高度估值和纯气压计测得的高度测量值的差通过增益器 K_1 和 K_2 反馈回来(见图 13.13),以校正速度和高度估值。增益值的选择应使气压—惯性系统跟踪气压计测量值的长周期变化,同时滤掉更高的频率振荡。通常, $K_1 = 2/T$, $K_2 = 1/T^2$,其中 T 值可取为 30s ^[14]。在组合系统中,垂直加速度惯性估值的零偏(B_z)所引起的高度误差不再随时间的平方进行传播,而是稳定在稳态值 $T^2 B_z$ 。因此, $100\mu\text{g}$ 的零偏将会引起大约 1m 的高度误差。这种技术的主要缺陷在于由天气状况和设备位置所引起的气压高度表的更长周期误差将继续存在于组合系统中。

所有滤波技术的目的都是利用被噪声污染的信号已知的长周期特性推算出比使用单个测量值所得到的信号估值更好的信号估值。一个适用于在线估值的滤波器依靠生成信号产生过程的数学模型和调整模型参数,以使信号与模型输出之间的均方差达到最小。在知道模型和被测信号预期误差的基础上,利用卡尔曼滤波器可以推算出该信号的最佳估值。卡尔曼滤波已经成为组合系统中导航数据融合方面的成熟技术。因为它是一种适于在计算机中实现的递推技术,所以特别适合在线估值。

附录 A 介绍了卡尔曼滤波的原理,其应用将在 13.6 节举例说明。

13.6 卡尔曼滤波在辅助惯性导航系统中的应用

13.6.1 概述

正如附录 A 中所述,卡尔曼滤波把一个变量的两个估值进行组合以形成一个加权平均值,加权因子的选取应产生最有可能的估值。按照已知的运动方程更新前一个最优估值可以得到一个估值,而另一个估值则通过测量值获得。在组合导航系统中,第一个估值直接由惯性导航系统提供,即从滤波上讲,惯性系统构成了产生测量值的物理过程的模型。第二个估值是测量值,由导航辅助设备提供。不管测量值信息的来源如何,都可以采用这一技术。

图 13.14 给出了通用的方框图。13.6.2 节将介绍一个设计实例。

但导航辅助设备提供的测量值常常是惯性导航系统估值的非线性组合。此外,惯性

系统方程本身也是非线性的,这就意味着需要一种改进的方法。所以对于辅助惯性导航系统,通常采用扩展的卡尔曼滤波公式表示(见附录 A)。

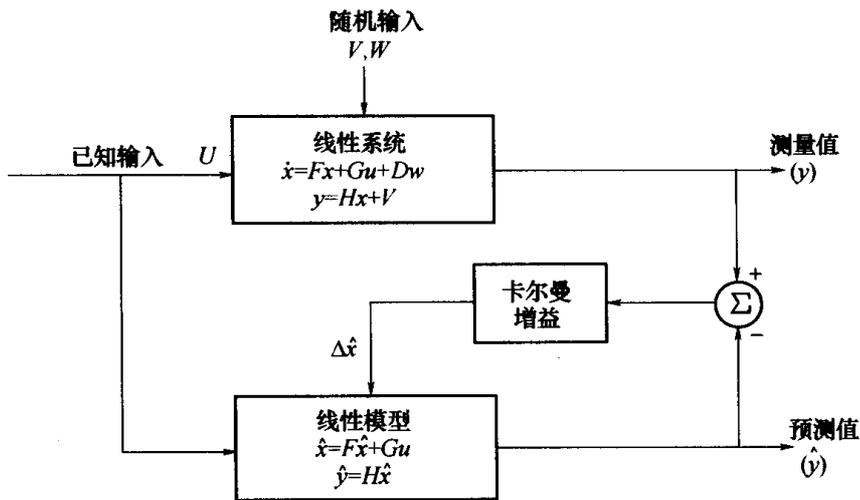


图 13.14 线性系统的卡尔曼滤波器方框图

13.6.2 辅助导航设计实例

本节介绍了一种用于辅助假定的弹载惯性导航系统的方案,该方案利用发射平台上的传感器跟踪飞行中的导弹。合适的测量值由一个多功能雷达或红外线跟踪器以及一个激光测距器提供。在这两种情况下,假设可以提供相对选定导航坐标系的导弹射程、仰角和方位的测量值。这些测量值可以通过信道发射器传送给导弹,并用于辅助弹载导航系统。

被传送的测量值通过卡尔曼滤波器与导弹惯性导航系统提供的测量值进行组合。这样不仅可以从含有噪声的测量数据中得出改进的导弹位置估值,而且提供了一种估计导航系统状态误差的方法,这些状态不能直接测量,例如速度估值和姿态估值。滤波形式如图 13.15 所示。

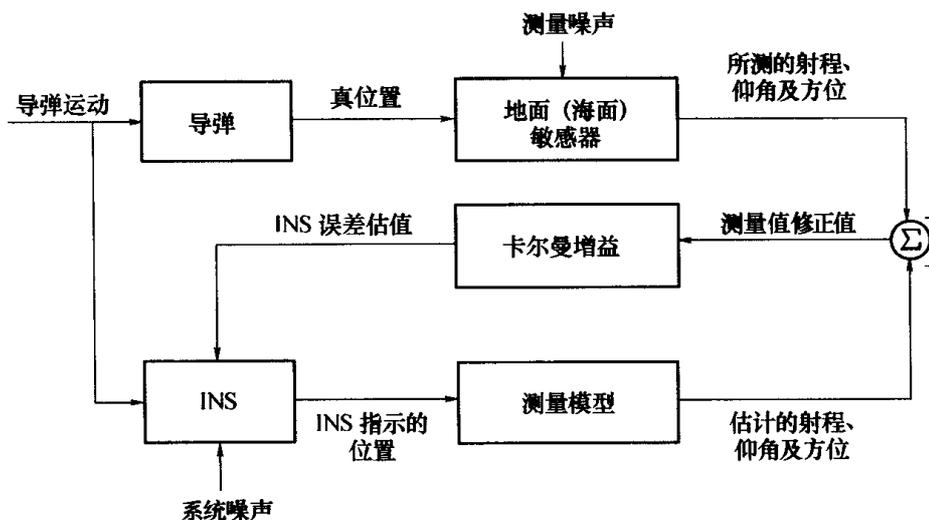


图 13.15 利用地面跟踪器测量值的 INS 辅助导航

为了提供弹载惯性导航系统中的3个姿态误差、3个速度误差和3个位置误差的估值,需要一个九状态的卡尔曼滤波器。相关的系统方程和测量方程将在下面几节中介绍。

13.6.2.1 系统方程

为了构造扩展卡尔曼滤波器以修正机载导航系统,必须建立一个需要估计的误差的线性动态模型。对本设计实例来说,可以采用第12章给出的误差模型的简化形式。误差模型可用如下的矩阵表示:

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F} \delta \mathbf{x} + \mathbf{G} \mathbf{w} \quad (13.1)$$

式中:矢量 $\delta \mathbf{x}$ 表示系统的误差状态。本例中, $\delta \mathbf{x}$ 包括3个姿态误差 ($\delta \alpha \ \delta \beta \ \delta \gamma$), 3个速度误差 ($\delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z$) 和3个位置误差 ($\delta x \ \delta y \ \delta z$)。

为了构建一个离散卡尔曼滤波器,必须将系统误差方程(13.1)离散化。设 $\delta \mathbf{x}_k$ 表示 t_k 时刻惯性导航系统误差状态, $\delta \mathbf{x}_{k+1}$ 表示 t_{k+1} 时刻惯性导航系统误差状态,可以得到:

$$\delta \mathbf{x}_{k+1} = \Phi_k \delta \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (13.2)$$

式中: Φ_k 是 t_k 时刻系统转移矩阵,可以用系统矩阵 \mathbf{F} 表示如下:

$$\Phi_k = \exp[\mathbf{F}(t_{k+1} - t_k)] \quad (13.3)$$

13.6.2.2 测量方程

假设在飞行的离散间隔时间内可以得到导弹相对于雷达的位置测量值。雷达提供用极坐标表示的测量值,即射程测量值(R)、仰角测量值(θ)和方位测量值(ψ)。各极坐标测量值可以用笛卡儿坐标(x, y, z)表示如下:

$$\begin{aligned} R^2 &= x^2 + y^2 + z^2 \\ \theta &= \arctan \left\{ \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right\} \\ \psi &= \arctan \left(\frac{y}{x} \right) \end{aligned} \quad (13.4)$$

如果 $\mathbf{z} = [R \ \theta \ \psi]^T$, 用 $\hat{\mathbf{z}}$ 表示的雷达测量值,可以表示为

$$\hat{\mathbf{z}} = \mathbf{z} + \mathbf{n} \quad (13.5)$$

式中: \mathbf{n} 表示测量值误差。假设 \mathbf{n} 是零均值的高斯白噪声过程。

雷达测量值的估值 $\hat{\mathbf{z}}$ 可以由惯性导航系统的位置估值(x, y, z)得出,具体如下:

$$\hat{\mathbf{z}} = \begin{pmatrix} \hat{R} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sqrt{\hat{x}^2 + \hat{y}^2 + \hat{z}^2} \\ \arctan \left\{ \frac{\hat{z}}{\sqrt{\hat{x}^2 + \hat{y}^2}} \right\} \\ \arctan \left\{ \frac{\hat{y}}{\hat{x}} \right\} \end{pmatrix} \quad (13.6)$$

雷达测量值($\hat{\mathbf{z}}$)与雷达测量值的估值($\hat{\mathbf{z}}$)的差称为滤波器测量值修正值,其产生如下:

$$\delta \mathbf{z} = \hat{\mathbf{z}} - \hat{\mathbf{z}} = \mathbf{H} \delta \mathbf{x} \quad (13.7)$$

式中

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x}{R} & \frac{y}{R} & \frac{z}{R} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-xz}{R^2\sqrt{x^2+y^2}} & \frac{-yz}{R^2\sqrt{x^2+y^2}} & \frac{\sqrt{x^2+y^2}}{R^2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-y}{x^2+y^2} & \frac{x}{x^2+y^2} & 0 \end{bmatrix} \quad (13.8)$$

13.6.2.3 卡尔曼滤波器

方程(13.2)和方程(13.7)是构建卡尔曼滤波器所需的系统方程和测量方程。对于本文所考虑的雷达辅助惯性系统,附录A中给出的卡尔曼滤波方程采用下列形式。

1. 滤波器预测步骤

在每次测量值更新之后,利用现有的最优位置、速度和姿态的误差估值对惯性导航系统进行校正。因此,在一次更新之后,每个惯性系统误差的最优估值都会变为零,并且状态预测方程可简化为

$$\delta x_{k+1/k} = 0 \quad (13.9)$$

协方差矩阵在时间上是向前预测的,采用下列表达式:

$$P_{k+1/k} = \Phi_k P_{k/k} \Phi_k^T + \Delta Q' \Delta^T \quad (13.10)$$

式中: Φ_k 是方程(13.3)给出的转移矩阵; $P_{k+1/k}$ 表示在 t_k 时刻所预测的 t_{k+1} 时刻协方差矩阵的期望值,它最初为对角矩阵,单个元素是根据发射前传递给导弹惯性导航系统的初始姿态、速度和位置误差的期望方差选择的;系统的噪声矩阵 Q' 是根据线性加速度和角速率的惯性测量值的期望噪声级设置的。

2. 滤波器的更新

惯性导航系统状态的误差估值可通过下列公式推导出:

$$\delta x_{k+1/k+1} = K_{k+1} \delta z_{k+1} \quad (13.11)$$

协方差矩阵根据下列公式进行更新:

$$P_{k+1/k+1} = [I - K_{k+1} H_{k+1}] P_{k+1/k} \quad (13.12)$$

式中

$$K_{k+1} = P_{k+1/k+1} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R']^{-1} \quad (13.13)$$

式中: H 由公式(13.8)确定;测量值噪声 R' 是一个 3×3 的对角矩阵,矩阵的元素根据预期的雷达测量噪声级进行选择。

3. 惯性导航系统修正

每次测量值更新后,利用当前的最优误差估值立即修正惯性导航状态量 \hat{x} 。下面给出了修正方程。

(1) 速度和位置修正。速度和位置可以利用下列公式,通过惯性系统对这两个量的估值与估值误差简单相减来修正:

$$x_c = \hat{x} - \delta x \quad (13.14)$$

式中: x_c 是修正后的状态。

(2) 姿态修正。如前面(第11章)所述,计算的方向余弦矩阵可以利用下列公式用真矩阵表示:

$$\hat{C} = [I - \Psi]C$$

因此,修正的方向余弦矩阵 C_c 可以表示如下:

$$\hat{C}_c = [I + \Psi]\hat{C} \quad (13.15)$$

式中: $\Psi = \psi \times$, 并且 $\psi = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T$ 。

将 C_c 和 C 作为修正四元数参数和估计四元数参数的函数写成分量形式, 分别用 $[a_c \ b_c \ c_c \ d_c]$ 和 $[\hat{a} \ \hat{b} \ \hat{c} \ \hat{d}]$ 表示。使各项相等, 则估计四元数参数可以直接用下列公式修正:

$$\begin{aligned} a_c &= \hat{a} + 0.5(\delta\alpha\hat{b} + \delta\beta\hat{c} + \delta\gamma\hat{d}) \\ b_c &= \hat{b} + 0.5(-\delta\alpha\hat{a} + \delta\beta\hat{d} - \delta\gamma\hat{c}) \\ c_c &= \hat{c} + 0.5(-\delta\alpha\hat{d} - \delta\beta\hat{a} + \delta\gamma\hat{b}) \\ d_c &= \hat{d} + 0.5(\delta\alpha\hat{c} - \delta\beta\hat{b} - \delta\gamma\hat{a}) \end{aligned} \quad (13.16)$$

13.6.2.4 结果

图 13.16 和图 13.17 给出的结果说明了采用上节所述的九状态卡尔曼滤波器时, 表面敏感器提供的测量值对改善导弹弹载惯性导航系统性能的有效性, 图示给出了在 10s 的典型近距导弹飞行时间内, 有辅助导航和无辅助导航情况下姿态误差和位置误差的标准偏差。在此期间, 导弹沿助推/惯性弹道飞行, 在最初的 4s 内加速度为 20g, 其后由于受到气动阻力的影响而减速。

图 13.16 给出了采用高等级惯性导航系统时的导航性能。这里所用的陀螺仪和加速度计的固定零偏分别是 $0.01^\circ/\text{h}$ (1σ) 和 $100\mu\text{g}$ (1σ)。为了进行分析, 导弹系统初始条件误差的标准偏差选择如下:

初始姿态误差: 10mrad;

初始速度误差: 1m/s;

初始位置误差: 1m。

敏感器测量精度分别设为: 仰角和方位角为 3mrad (1σ), 距离为 10m (1σ)。并假设数据更新率为 1Hz。图 13.16 清楚地表明, 有辅助导航时可以显著改善导航性能。位置误差可以很快修正, 并在剩余的飞行中保持在 20m 以内。接收到 3 个测量值后, 姿态误差稳定在 0.2° 以下。因为在本例中仪表的误差很小, 卡尔曼滤波器所依据的系统误差模型是实际系统的典型模型。这使得滤波器能够收敛, 并推导出惯性系统误差的精确估值。

当仪表误差变大时, 如果不能在卡尔曼滤波器对它们正确建模, 就意味着误差模型不能准确表示实际系统中所发生的情况。在这种情况下, 称滤波器误差模型和实际系统之间出现了失配情况。这时敏感器误差会对测量差值产生附加的影响, 这种影响会被误认为是对准误差。结果, 卡尔曼滤波器的姿态估值、速度估值和位置估值就会出错。

该影响如图 13.17 所示。将高等级惯性导航系统换成性能较适中的系统, 在相同条件下重复上述仿真。敏感器换成零偏分别为 $30^\circ/\text{h}$ 和 10mg 的陀螺仪和加速度计, 这种陀螺仪和加速度计是战术导弹系统中常用的次惯性级仪表。

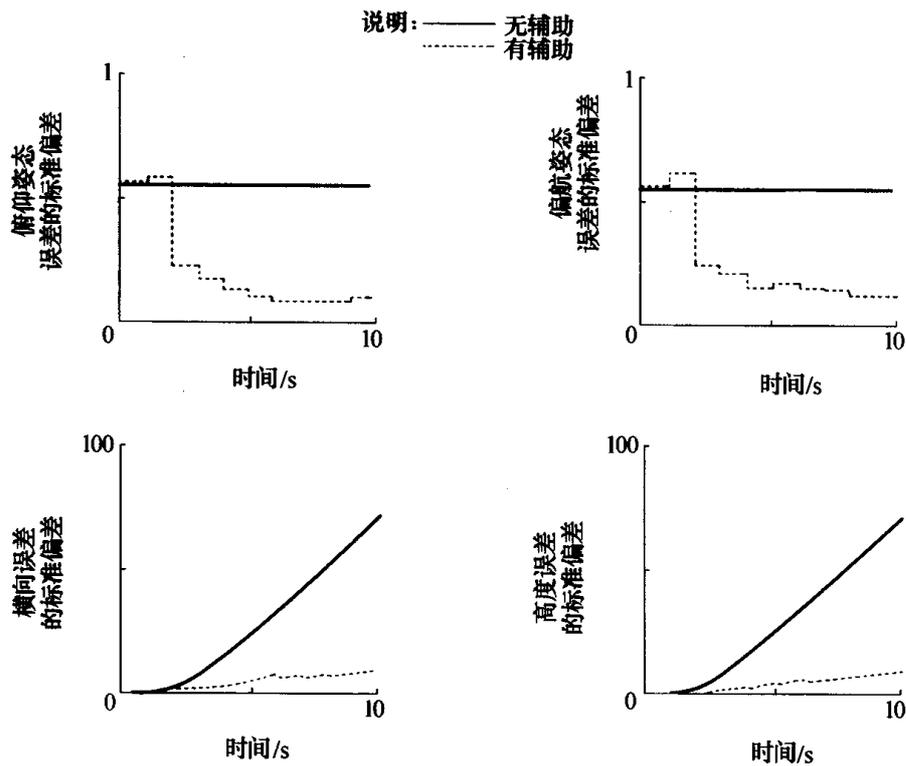


图 13.16 带辅助导航的高等级惯性导航系统仿真结果

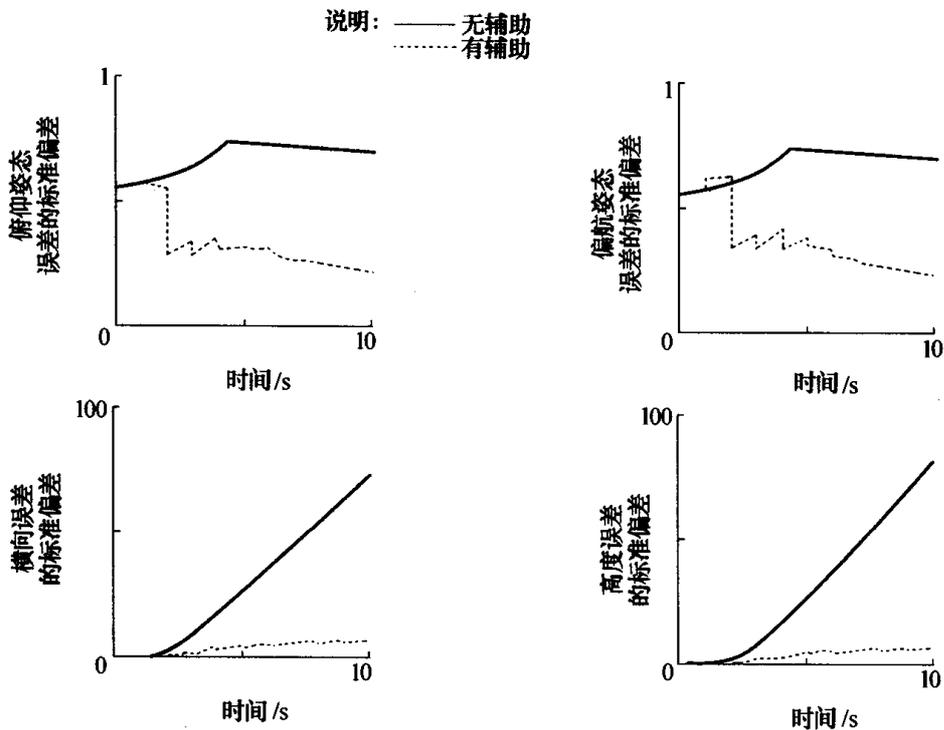


图 13.17 带辅助导航的低等级惯性导航系统仿真结果

虽然与无辅助导航系统相比,导航性能仍有显著改善,但是与前面图 13.16 中所示的一组结果相比,所得到的精度降低了,收敛速度增大了。在测量值更新之间所发生的姿态误差的增加表示现在的卡尔曼滤波器中存在失配情况。在这种具体情况下,产生误

差主要是因为陀螺仪质量不平衡,它引起随所施加的加速度而变化的速率零偏。图 13.17 中所示的姿态误差曲线的形状主要是这一因素造成的。

理论上,有可能通过增加滤波器的状态以清楚地建立主要传感器误差的模型,从而改善辅助导航系统的性能^[15]。采用这种方法,可以用卡尔曼滤波器进行某种程度的飞行中传感器的标定,从而更大程度地增强整体导航性能。但是,这样的系统通常需要较长的时间才能看到传感器误差建模的效果。

总之,前面所述的卡尔曼滤波器可以大大减少初始对准误差的影响,因此可以提供许多近距离应用所需的足够精确的惯性数据,而不需要求助于更高等级和更昂贵的惯性传感器。需要指出的是,在某些应用中,上述的飞行中辅助导航方案可以对飞行前对准所需的精度要求有所降低。飞行前对准方法已在第 10 章进行了讨论。

13.7 INS-GPS 组合

如本章前面所述,组合导航系统利用两个或多个导航系统的互补特性,以便产生一个比任何一个独立工作的分系统更高精度的系统。惯性导航系统(INS)的测量值与 GPS、GLONASS 或伽利略系统提供的卫星导航数据相结合的系统尤其如此。近几年来,人们就该课题进行了大量的工作,并仍在致力于研究抗卫星信号干扰的组合方案。

惯性导航系统噪声相对较低,但会随时间漂移。例如,典型飞机系统产生的位置误差增长为 1nmile/h ~ 10nmile/h。相比较而言,卫星导航系统的位置估值噪声相对较大,但不会长时间漂移。

由于以下两个原因,惯性导航系统测量值和卫星导航系统测量值是互补的:

- (1) 它们的误差特性截然不同;
- (2) 它们测量的量不同。

卫星系统提供位置测量值和速度测量值,或更准确地称为伪距和伪距率,而惯性系统则测量比力加速度。比力加速度在进行两次积分以产生位置估值以前,必须进行重力补偿,并分解到已知的参考坐标系中。

由于低信号强度、伪随机码长度和编码跟踪回路中的误差,卫星的位置测量精度是有限的。多路径、卫星几何排列的变化、传输条件的变化和用户时钟的不稳定还会产生更多的误差。卫星的速度测量值也是有噪声的,这也是由信号强度的变化、多路径的变化和用户时钟不稳定的影响造成的。

此外,功率有限的干扰机也会对 GPS 接收机造成干扰。因此,任何依赖基于 GPS 导航方法的系统都是比较脆弱的,其可用性都会受到影响。这一事实是许多用户,尤其是军方用户主要关注的问题。

表 13.1 对惯性系统和卫星系统各自的优缺点进行了总结。

将两个系统一起使用,可以产生优于单独使用任何一个系统的好处。利用惯性导航系统和卫星导航系统之间这种基本的协作,有可能产生一个组合系统,该系统可生成运载体位置的低噪声和低漂移估值。也有其他的相关特性,这些特性对随后讨论的将两个系统组合起来的方法很有帮助。

表 13.1 惯性导航系统与卫星导航系统优缺点的比较

系统 \ 优缺点	优 点	缺 点
惯性导航系统	数据率高 既可提供平移数据,也可提供转动数据 自主——不易干扰	误差增长不受限制 需要知道重力
卫星导航系统	误差增长受到限制	数据率低 无姿态信息 既易受人为干扰,也易受非人为干扰

可用性广的 GPS 卫星导航更新与低成本的 GPS 接收机相结合进一步推动了 INS 和 GPS 组合技术的研究。如果可以不间断地使用 GPS,就会有相当多的低精度惯性导航系统与 GPS 的组合方式,以产生能够在多种条件下工作的低成本精确导航系统。这种系统所需的惯性传感器等级在很大程度上由预期的 GPS 中断持续时间决定;由于卫星信号干扰,更主要的是由于在市区环境中工作时“信号遮挡”的缘故,在军事应用中有可能发生这种中断。在要求精确的速度估值、姿态估值以及位置数据的应用中,惯性传感器的精度也是考虑的一个因素。对于干扰威胁极小的系统,含有 GPS 更新的未来惯性系统有可能提供 $1\text{m(CEP)}^{\text{①}}$ 的导航精度。

已经研制了多种不同的 INS 与 GPS 的组合结构;组合的程度部分地取决于生成一个新系统,还是为现有的系统增加 GPS 更新。下面介绍了一些正在使用或正在研制的 INS-GPS 组合方案。组合结构可以分为 4 个主要类型^[16,17]。

(1) 非耦合系统。在该系统中, GPS 的估计位置只简单地用于每隔一定的时间对 INS 指示的位置进行重新设置。

(2) 松耦合系统。在该系统中, INS 和 GPS 的位置估值和速度估值进行比较,得到的差值形成卡尔曼滤波器的测量输入值。

(3) 紧耦合系统。在该系统中, GPS 的伪距测量值和伪距率测量值与惯性系统生成的这些量的估值进行比较。

(4) 深或超紧耦合系统。该系统将 GPS 信号跟踪功能与 INS/GPS 组合结合在一起,形成一个单一算法。

13.7.1 非耦合系统

非耦合系统是能够在保持 GPS 和 INS 独立工作并提供系统冗余度的同时,获得两个系统各自优点的最简单的方法。利用 GPS 的位置估值和速度估值对 INS 进行重新设置,可以限制 INS 的位置估值和速度估值误差的增长。虽然这种方法对每个系统造成的变化最小,但它不能像下文所介绍的耦合系统那样既可以提高性能又能够避免干扰。

① 圆概率误差(50%)。

13.7.2 松耦合组合

该方法可使 GPS 自主工作,同时对惯性系统提供测量更新。这两个系统实际上是串联地工作,GPS 导航计算提供的位置和/或速度估值形成 INS-GPS 组合卡尔曼滤波器的测量输入值。图 13.18 中给出了一个松耦合 INS-GPS 组合结构的简图。

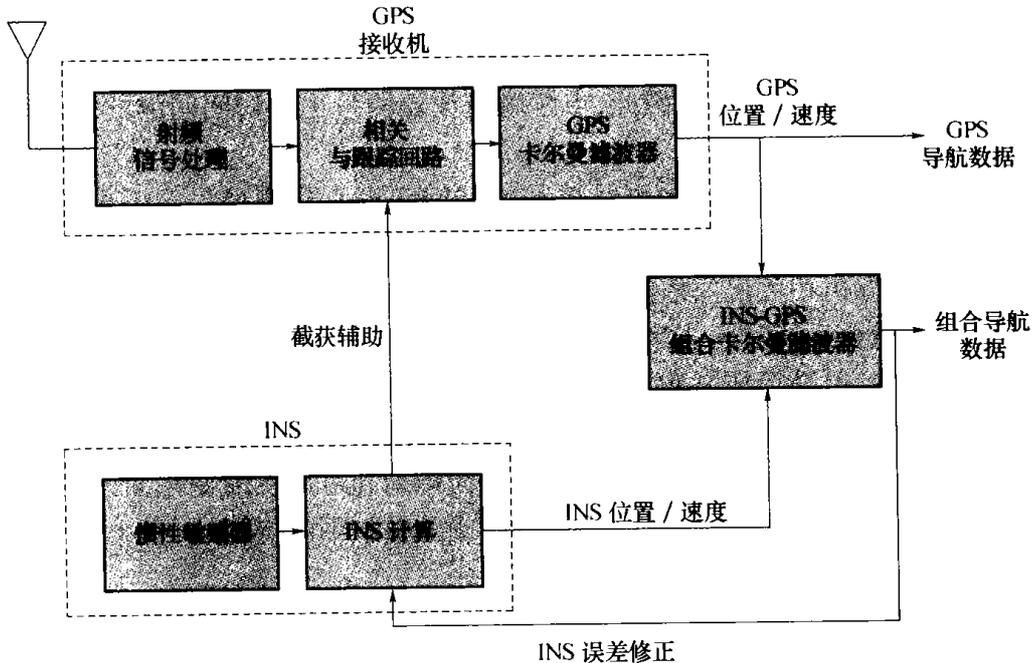


图 13.18 松耦合 INS-GPS 组合结构简图

松耦合组合的两个主要优点是实现简单和有冗余度。任何 INS 和任何 GPS 接收机都可以采用这种方法,因此该方法非常适用于系统改装的情况。在松耦合结构中,除组合方案外,通常还提供一个可独立应用的 GPS 导航方案。冗余导航方案可用于监控组合方案的完整性,并在需要时协助滤波故障的恢复过程。

在本节介绍的方案中,组合滤波器提供 INS 误差的估值,这些估值可在每次测量更新后对惯性系统进行修正。在这种系统组合中,GPS 仅把 INS 用于辅助卫星信号的截获过程。像本书所介绍的所有组合结构一样,利用惯性传感器信息辅助卫星接收机的编码跟踪回路可以减小这些回路的有效带宽。这一特点可以改进接收机在噪声环境中(有信号干扰时)跟踪信号的能力。

虽然可以单独使用 GPS 位置更新对惯性系统进行辅助,但通常会使用位置测量值和速度测量值,以便获得更可靠的方案。因为姿态误差和传感器零偏之间的组合步骤较少,这些误差作为速度误差会传播得较快。因此,速度测量值使传感器零偏和姿态误差的估值能够更即时地获取。但是,单独使用速度测量值会降低 INS 观测位置误差的能力。由于这些原因,在大多数这类组合算法中,习惯上会既使用 GPS 的位置更新也使用速度更新以辅助惯性系统。

松耦合 INS-GPS 组合的主要问题是使用串联的卡尔曼滤波器产生的,即 GPS 卡尔曼滤波器的输出用做组合滤波器的测量输入值。构建卡尔曼滤波器时,隐含地假设测量误差是不相关的,即测量噪声是“白噪声”。对于本节所考虑的系统结构来说,

这种假设不一定是正确的。例如,当组合算法进行 GPS 数据采样的速度比跟踪回路提供独立测量值的速度快时,会出现卡尔曼滤波器的测量误差与时间相关的情况。通过多路径效应(信号的几个延迟复制经附近表面反射后到达天线的过程),会出现进一步的时间相关。

GPS 卡尔曼滤波器输出值的相关时间随跟踪回路的带宽而变化,位置相关时间可达 100s,速度相关时间约为 20s,动态接收机的位置相关时间可达 10s,速度相关时间为 0.1s ~ 1.0s。这一时间对于估计相关误差来说太短,但对于降低组合滤波器中 INS 误差估计过程的速度来说是足够的。因此,卡尔曼滤波器测量更新时间间隔的选择是至关重要的。

为了解决这一问题,可以增加测量更新的时间间隔直到测量误差不再相关。或者,把相关误差作为马尔可夫过程进行建模,并将相关时间作为附加状态纳入卡尔曼滤波系统模型中,从而推导出相关误差估值。

使用松耦合组合系统时还应当考虑下列因素。虽然只用 3 颗卫星可以维持短期内低质量要求的导航,但是形成并保持 GPS 导航数据需要来自至少 4 颗卫星的信号。因此,在“看到”少于上述卫星的情况下,不能用 GPS 辅助 INS 导航。此外,组合滤波器需要知道 GPS 滤波器输出的协方差。它随卫星的几何排列和可用性的变化而改变,并且对于很多 GPS 接收机来说,协方差数据是不可靠的,或是根本不能得到的。

13.7.3 紧耦合组合

图 13.19 给出了一个简化的紧耦合 INS-GPS 方案的示意图,它也称做集中或直接组合结构。在这种方法中,GPS 卡尔曼滤波器变成组合滤波器的一部分,后者接受 GPS 跟踪回路提供的伪距和伪距率的测量值。这些测量值用于生成 INS 中的误差估值。修正的 INS 导航数据形成组合导航数据,并且修正的 INS 数据和原始 INS 数据都可用于辅助 GPS 跟踪回路。信号时序对于系统的顺利运行是至关重要的。

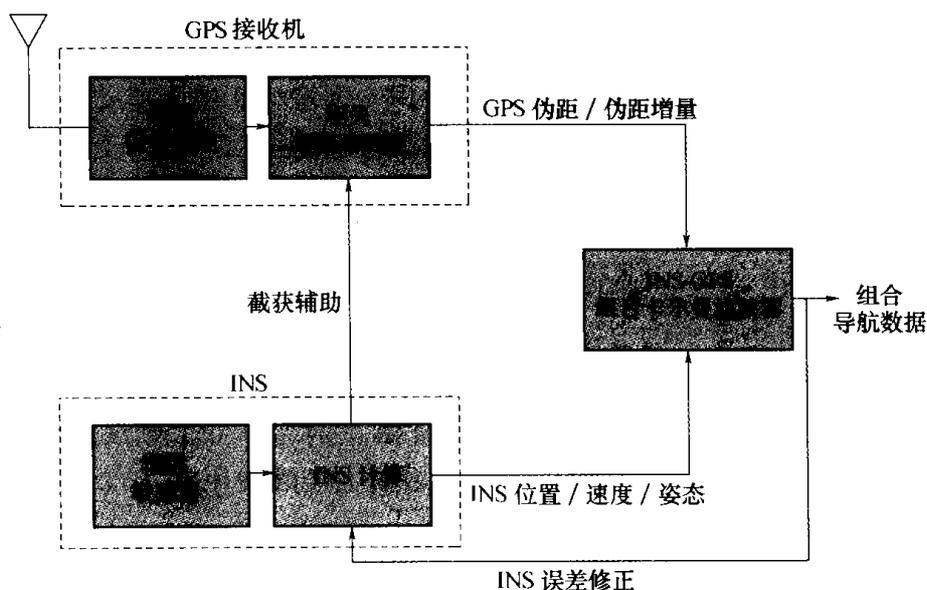


图 13.19 紧耦合 INS-GPS 组合结构

虽然可以单独使用伪距或伪距率测量值,但通常的做法是两者同时使用。伪距来自 GPS 编码跟踪回路,而伪距率主要来自精度较高、但可靠性较差的载波跟踪回路,因此,这两个测量值是互补的。

采用紧耦合方法的优点主要是由于将松耦合系统中使用的两个卡尔曼滤波器进行组合而产生的,总结如下:

- (1) 不用考虑将一个卡尔曼滤波器的输出用做第二个滤波器的测量输入时所产生的统计问题;
- (2) 隐含完成 GPS 位置和速度协方差的交接;
- (3) 系统不需要用完整的 GPS 数据来辅助 INS,即使只跟踪到单个卫星信号,GPS 数据也会输入滤波器,但是精度下降很快。

还没有看到所介绍的那种固有的、可独立应用的紧耦合系统导航方案。但是,在产生组合方案的同时,可以产生一个并列的单 GPS 方案。需要时,可以用单 GPS 方案进行组合方案的完整性监控和故障恢复。

13.7.4 深组合

深组合也称为超紧耦合组合,它将 GPS 信号跟踪和 INS-GPS 组合合并成一个单独的卡尔曼滤波器,如图 13.20 所示。深组合方法目前正在研究之中。尽管许多作者已经发表了有关理论和仿真结果的文章^[17],但是在公开的文献中还没有看到有关整个工作硬件实现的文章。

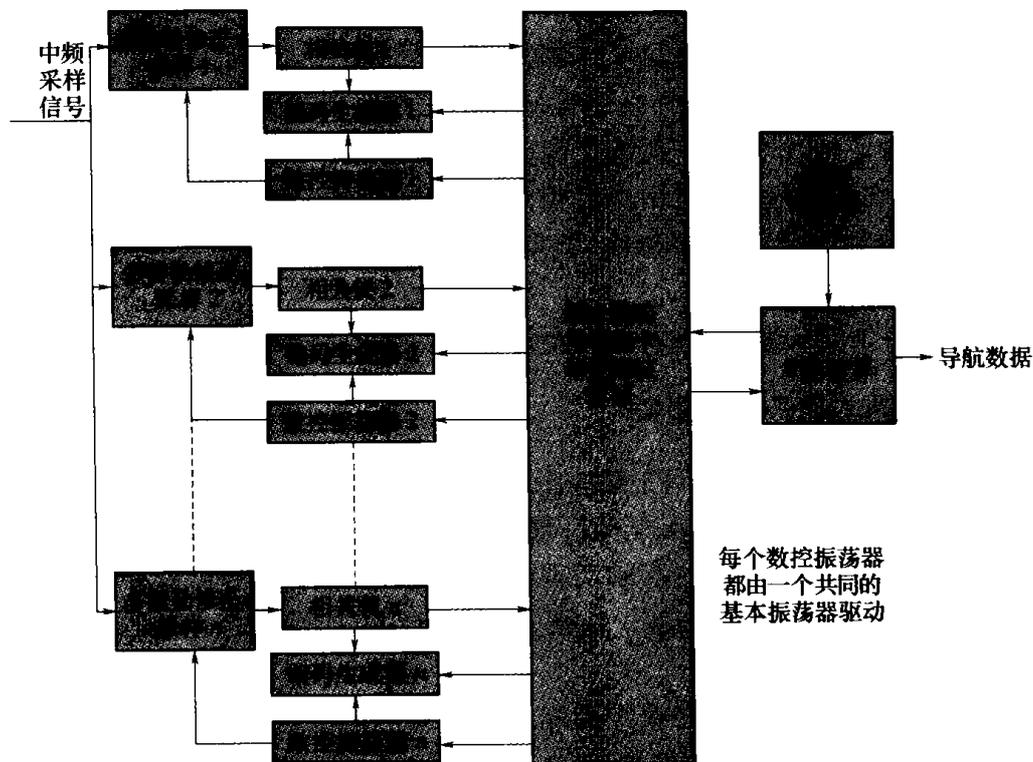


图 13.20 INS-GPS 深组合结构简图

通过一同跟踪 GPS 信号,而不是使用独立的跟踪回路,其他信号和惯性数据辅助每个信号的跟踪,这样可以带来下列 3 个主要的好处:

(1) 由于使用相同数据跟踪的独立量减少了,从而提高了有效信噪比,而且跟踪的卫星越多,信噪比的提高就越大;

(2) 改进了多路径阻抗;

(3) 信号障碍或干扰造成短时中断后,信号的重新截获速度更快。

要想获得这里所介绍的潜在好处就会大大增加复杂程度;某些结构会增加计算量且需要严格的时间同步,有的结构还需要高性能的 INS 数据以保持跟踪回路的锁定。深组合和其他组合结构之间的主要差别在于需要非常快的更新速率(一般为 200Hz 至 1kHz),以保持锁定时信号的跟踪功能。

13.7.5 结论

由于系统可能遇到的对抗措施或其他技术的不同,不可能提供一种技术的性能优于另一种技术的严格的判定。因此,所得到的任何一种技术的性能通常主要取决于平台预期工作的真实情况(例如有无干扰机或者障碍)。

可以得出一些归纳性的意见^[18]:

(1) 有 GPS 数据时,GPS 测量数据支配组合系统中的导航估值。通过惯性辅助导航有效平均了 GPS 测量值中的噪声,因此可以降低稳态导航误差。

(2) 提高导航精度并非主要取决于惯性系统的质量,因此,使用高等级的系统得到的好处是有限的。

(3) 由于采用低噪声传感器可以获得较好的补偿,所以带有较高等级敏感器的导航系统从飞行中标定(在组合系统中是可能的)获益较多,因此,在输入组合系统的 GPS 数据长时间丢失时,高等级的系统可以提供较高的性能。

(4) 与松耦合技术相比,紧耦合在干扰环境中工作时能更好地保持对卫星的锁定,但是,除了干扰—信号比以外,这一优势很难定量表示。

(5) 由于数据用于传感器飞行中标定和系统对准的方式不同,不同的耦合结构都对短期 GPS 数据丢失后的导航精度有影响,但是,对于长时间 GPS 数据丢失的情况来说,传感器的质量决定着系统的精度。

因此,建议进行仿真和硬件评估研究,尤其要关注系统工作的实际情况。

13.7.6 INS 辅助 GPS 信号跟踪

用修正的惯性导航数据辅助 GPS 载波跟踪是很困难的。这是因为需要非常严格的时间同步,以便在高动态特性的情况下保持载波跟踪锁定和跟踪接收机振荡器噪声。带软件相关仪的接收机的研制使其更容易实现,因为输入的 GPS 信号可以存储和恢复,以便与系统其余部分的处理滞后相匹配。惯性辅助 GPS 编码跟踪的容差范围很宽,所以这是一项成熟的技术。

GPS 跟踪回路带宽的选择要在噪声抑制和动态响应之间进行折中。窄的带宽抗干扰性能好,而宽的带宽对动态运动的响应好。通过用修正的 INS 速度辅助 GPS 跟踪回路,辅助信息可以处理运载体的动态特性,而使得窄带宽用于抑制噪声。

对于载波跟踪来说,最小带宽受跟踪振荡器噪声需要的限制。因此,INS-GPS 系统在动态运动条件下可以以比独立应用的 GPS 接收机较低的信号噪声比跟踪 GPS 编码。但

是,较低等级的惯性系统需要从 GPS 接收机进行持续标定,而且较窄的跟踪回路带宽降低了 GPS 接收机提供单独测量值的速度,从而降低了 INS 的标定精度。为了防止正反馈,GPS-INS 组合算法的增益必须与 GPS 跟踪带宽相匹配。深组合中增益与 GPS 跟踪带宽的匹配是固有的^[18~20],而使用紧耦合组合结构也可以实现增益与 GPS 跟踪带宽的匹配;这是一种称为自适应紧耦合(ATC)组合的技术^[21]。最近的仿真研究表明,使用较低等级的惯性传感器时,在噪声电平比用固定带宽的 INS-GPS 系统所获得的电平高至少 10dB 的情况下,深组合和自适应紧耦合组合技术都可以跟踪 GPS 信号。

13.8 多传感器组合导航

如第 13.5 节开始所述,两个或多个互补导航系统可以组合在一起,形成给定用途的导航数据:运载体的最佳位置、速度和姿态估值。适合采用多种导航数据源的主要有现代军用飞机、远程导弹和最近的精确制导弹药。这些系统虽然将 INS-GPS 组合系统用做主要的导航数据源,但是也经常使用地形参考导航系统,以便在预期的整个作战条件范围内获得更可靠的导航方案。这些应用中所使用的地形参考导航系统就是本章前面所介绍的地形匹配、景象匹配面积相关(SMAC)和最近的连续可视导航(CVN)。

设计这些系统时应考虑下列问题:

- (1) 处理不确定的测量更新;
- (2) 选择组合结构。

地形参考导航系统很可能偶尔产生假的位置坐标。设计 CVN 系统是为了在测量值和数据库之间没有唯一的匹配时,产生多个假设位置坐标。每个备选坐标都有一个相应的协方差和一个估计的概率。这些坐标之间的不确定性可以用不同的方式处理。该系统可以设计成接受最高概率的位置坐标,在每个坐标估计概率的基础上计算加权坐标或者拒绝概率太低的位置坐标。

多假设技术含有多种假设。每种假设都包含在备选的位置坐标卡尔曼滤波器中,提供不同的导航估值和相应的概率。随后的坐标用于澄清哪种假设不可能是真的,然后忽略这些假设。此后,按照概率高低的顺序得到一个假设表,该表随着飞行而不断进行更新。不论什么时候,该系统都会有一个绝对合适的假设,该假设可以提供那个时刻最佳的位置估值。这种方法的提出主要是用于地形参考导航测量值的最优处理^[21],虽然处理工作量非常大,但是利用现代技术还是可行的。

不同的组合结构可以用于将多传感器导航产生的数据组合起来。一种可能是用单独的卡尔曼滤波器将 INS 数据与每个测量源的数据组合起来。有人建议,一种组合了所有可用测量源的导航数据可根据单个测量源的协方差,对来自每一个滤波器的数据求加权和推导出来。这种方法忽略了单个滤波器所生成的数据之间可能存在的任何未建模的相关性,有可能得出错误的导航数据。

可以用一个附加的主卡尔曼滤波器将单个滤波器的输出组合起来。但是,单个滤波器输出上存在的相关噪声会带来主滤波器不稳定的问题。因此需要另外一种方法来对各种输入提供可靠的输出。

实施上述组合方法较好的途径是采用一种集中的结构^[22],在该结构中,所有的测量

源都由一个单独的卡尔曼滤波器处理。当然,这种方法的效果取决于是否可以得到单个测量源典型的误差模型。

为了使假坐标破坏组合导航数据的可能性最小,对于较敏感的应用,常常建议采用完整性监控技术。这可以通过实施平行滤波和在整个滤波过程中监控剩余的测量误差来实现。这种所谓的联合方案是多年前提出的,但还未在系统中实现。

13.9 小 结

有许多导航数据源可以用于修正惯性系统估值,以便改进导航性能。这些数据源包括从运载体外部设备(如无线电导航辅助设备和卫星)得到的外部测量值,和从运载体上的附加敏感器(如各种高度表和多普勒雷达)得到的测量值。各种导航辅助设备经常提供姿态、速度或位置的更新,其中任何一个更新都可用于限制惯性导航系统中出现的漂移误差,从而改进其性能。

与单纯从使用惯性系统所得到的性能相比较,即使惯性导航系统使用非常精确的惯性敏感器,组合导航系统常常可以大大提高导航精度。虽然通过使用更高等级的惯性敏感器和更精确的对准技术可以获得非常精确的导航性能,但是使用本文所介绍的组合系统常常可以获得更高的效费比。

本章介绍了将惯性测量数据和其他测量数据组合的技术,最后介绍了一种专门用于辅助惯性系统的算法。将不同测量数据与惯性测量值组合时,可以使用卡尔曼滤波算法。所介绍的设计例子说明了外部测量数据如何与惯性系统信息进行组合,以限制导航误差的增长。这样就可以稍稍放宽对飞行前对准精度和惯性敏感器精度的要求。这些技术可以作为辅助过程的一部分,扩展应用于敏感器的标定。

卫星导航系统(GPS, GLONASS)的精度和可用性的增加鼓励了现代组合系统的设计者们更加依赖卫星系统获得好的性能。由于军方担心系统易受干扰,所以,人们正在用多种方法对可靠性和接收机干扰的问题进行研究,这些方法包括采用可控辐射图天线和各种组合算法。对于特别敏感的应用,通常会采用含有附加导航辅助设备的待命工作方式。

参考文献

- 1 PARKINSON, B. : 'Origins: Evolution and future of satellite navigation', *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1997, 20(1), pp. 11 - 25
- 2 van DRIEL, N. : 'A review of the status and capabilities of Navstar-GPS', NLR TP 92042 U, National Aerospace Laboratory, The Netherlands, October 1992
- 3 FITZSIMONS, B. : 'Satellite navigation', *Aerospace*, *Royal Aeronautical Society Journal*, June 1994
- 4 NAVSTAR-GPS User Equipment-Introduction (Public release version) Navstar-GPS Joint Program Office, Los Angeles Air Force Base
- 5 KAPLAN, E. D. (Ed.) : 'Understanding GPS principles and applications' (Artech House, Boston, 1996)
- 6 van GRAAS, F. : 'GNSS augmentation for high precision navigation services'. Proceedings AGARD MSP Lecture Series LS 207, on *System implications and innovative applications of satellite navigation*, Paper 8, 1997
- 7 LOVERRO, D. : 'Global position system (GPS) modernisation'. *Proceedings of the National Technical Meeting of the Navigation*, 2001, pp. 46 - 57

- 8 McDONALD, K. : 'Performance improvements to GPS in the decade 2000 – 2010'. *Proceedings of the Annual Meeting of the Institute of Navigation*, 1999, pp. 1 – 15
- 9 KAYSER, D. , and SCHANZER, G. : 'Effects of the specific military aspects of satellite navigation on the civil use of GPS/GLONASS'. AGARD Conference Proceedings No. 556, *Dual usage in military and commercial technology in guidance and control*, March 1995
- 10 HIN, A. : 'Magnetic compasses and magnetometers' (Adam Hilger Ltd. , London, 1968)
- 11 HANDLEY, R. J. , ABBOT, J. P. , and SURAWY, C. R. : 'Continuous visual navigation-an evolution of scene matching'. *Institute of Navigation; Proceedings of the National technical meeting*, 1998, pp. 17 – 224
- 12 HANDLEY, R. J. , DACK, L. , and McNEIL, P. : 'Flight testing of the continuous visual navigation(CV) system', *Journal of Defence Science*, 2002, 7(1)
- 13 HANDLEY, R. J. , GROVES, P. D. , McNEIL, P. , and DACK, D. : 'Future terrain referenced navigation techniques exploiting sensor synergy'. *The European Navigation Conference, GNSS 2003*, Graz, Austria, April 2003
- 14 STEILER, B. , and WINTER, H. : 'AGARD flight test instrumentation series, vol. 15 on Gyroscopic instruments and their application to flight testing'. AGARDograph No. 160, September 1982
- 15 TITTERTON, D. H. , and WESTON, J. L. : 'In-flight alignment and calibration of a tactical missile INS'. *DGON proceedings, GyroTechnology Symposium*, Stuttgart, 1990
- 16 GROVES, P. D. : 'Principles of integrated navigation'. Issue 1. 1 of a training course prepared by the Telematic Solutions Group of QinetiQ Ltd, Farnborough, October 2003
- 17 SCHMIDT, G. T. , and PHILLIPS, R. E. : 'INS/GPS integration architectures' NATO RTO Lecture Series LS 232, October 2003
- 18 PHILLIPS, R. E. , and SCHMIDT, G. T. : 'GPS/INS integration'. *Proceedings of AGARD MSP Lecture series LS207, Systems implications and innovative applications of satellite navigation*, Paper 9, 1997
- 19 GUSTAFSON, D. , DOWDLE, J. , and FLUECKIGER, K. : 'A high anti-jam GPS-based navigator'. *Proceedings of ION National Technical Meeting*, 2000, pp. 438 – 446
- 20 SENNOTT, J. , and SENFFNER, D. : 'A GPS career phase processor for real-time high dynamics tracking'. *Proceedings of ION 53rd Annual Meeting*, 1997, pp. 299 – 308
- 21 OWEN, J. , GROVES, P. , and HANDLEY, R. : 'The development of aircraft and missile navigation systems precision attack', *Journal of Defence Science*, 2002, 7(1)
- 22 GROVES, P. D. , and LONG, D. C. : 'Adaptive tightly, coupled, a low cost alternative anti-jam INS/GPS integration technique' *ION National Technical Meeting*, January 2003

第14章 设计举例

14.1 概述

本章的目的是把前面几章讨论过的捷联惯性导航的不同方面应用到一个设计例子上。在任何一个惯性导航系统着手设计之前,必须对将要确定的导航或稳定系统的要求进行仔细研究,以便使得到的设计能够以较高的效费比满足这一要求。

导航或稳定系统性能要求的确定,通常要确定它必须达到的精度。例如,在导航系统情况下,要规定给定运载体达到的位置、速度和姿态精度及导航必须满足的时间要求。明确导航起始时刻的实际条件和系统工作的全部环境也是极其重要的。这些因素合起来,将影响设计方案的下列方面:

- (1) 系统所需的配置;
- (2) 导航系统误差预估;
- (3) 在导航开始之前系统采用的对准方法;
- (4) 对任务最适用的惯性敏感器;
- (5) 系统计算算法设计;
- (6) 系统试验、标定和补偿要求。

下面用一个假设的面射战术导弹中制导需要达到的捷联惯性导航系统的一般要求,讨论上述那些方面。假设在武器系统定义阶段已经进行了初步研究,因而形成了对导弹系统的要求和导航系统性能明确表述。首先提出导航系统要求,然后经过一系列分析步骤,确定满足要求的导航系统。

14.2 需求背景

要求为舰艇上发射的导弹设计一个导航系统。这种导弹是武器系统的一部分,用以对抗可能从任何方向或高度接近的各种空中威胁,保护舰艇。在多种攻击的情况下,假定攻击是协调的,所以威胁可以同时来自相同方向或不同方向攻击舰艇。

上述导弹直接从舰艇上的储藏舱(弹舱)垂直发射,并且在飞行的最初几秒在俯仰平面内转弯机动。这种从弹舱垂直发射和转弯机动,能使武器系统实现全方位的高速发射,可使大量的攻击武器(目标)被拦截。另外,还需要导弹在发射之后尽可能地自主飞行,以便实现高速发射。

武器系统有一个目标跟踪装置,例如多功能雷达,当目标接近舰艇时能跟踪目标。跟踪算法预测每个来袭目标的未来轨迹。这个信息用于预测从舰艇上发射的导弹会在何处拦截敌方的攻击武器。因此,在转弯机动时,舰艇上发射的导弹要改变飞行方向,指向拦截点。

建议导弹设计时在发射、转弯和转弯后或飞行的中段期间,使用惯性制导。而当导弹到目标距离达到给定的距离时,导弹上的导引头将工作,以截获和跟踪目标。在这个阶段,导弹将使用导引头提供的信息控制导弹拦截目标。

在利用惯性制导技术的飞行阶段,导弹使用弹上惯性导航系统提供的导弹位置、速度和姿态信息以及通过舰艇上目标跟踪装置提供的目标位置和速度信息,并在导弹飞行期间用无线电数据链传到导弹上。为了导引头在末制导开始时能截获目标,导引头必须指向正确的方向。这可以在飞行的中段利用弹上导航系统提供的位置和姿态信息,结合舰艇上传感器提供的目标位置测量来实现。

另外,在导弹飞行全过程中,为了控制导弹,导航系统必须提供线加速度和角速率在弹体轴上的分量。这些量必须提供给导弹自动驾驶仪作为适当的反馈信号。

14.3 导航系统要求

14.3.1 所需的导航数据

对舰艇发射导弹的导航系统的要求是,提供导弹在适当的参考系中的位置、速度和姿态数据,以及弹体轴系上的线加速度、角速率的测量结果。在理想情况下,导航系统能够在整个飞行中自主运行,以便在飞行时把需要传给导弹的数据量减至最小。

14.3.2 工作和存储环境

每枚导弹在舰艇的甲板上垂直发射,要工作在不同的海洋情况,甚至包括恶劣的海洋情况。一般地,导弹飞行曲线包括助推段,在此期间导弹完成它的转弯机动,接着在持续不变的发动机推力期间维持接近常值的速度直到拦截目标。假设导弹从静止以 500m/s^2 (大约 $50g$) 加速经过 3s 时间,它的速度达到 1000m/s 。其后,假设飞行器又以这个速度飞行 12s 。本例的弹道和速度曲线分别示于图 14.1 和图 14.2。

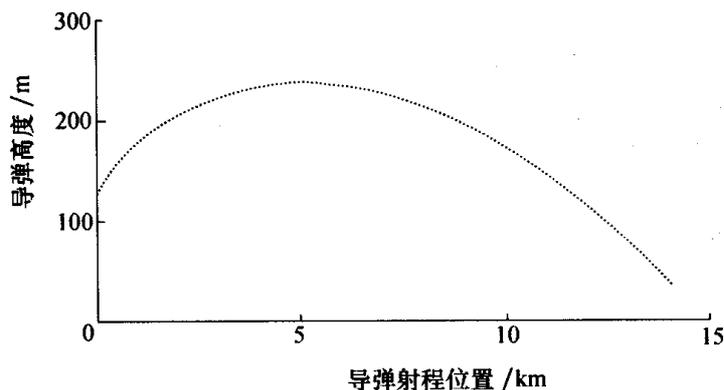


图 14.1 导弹弹道曲线

总的飞行持续时间为 15s , 飞行距离大约是 12.5km 。导弹详细的飞行路径会跟随目标轨迹变化。然而,假设系统在飞行期间可能承受达到 5rad/s 的俯仰和偏航旋转速率。导弹在整个飞行过程中是滚动稳定的,但是可能经历短暂的同样达到 5rad/s 的滚转速率。

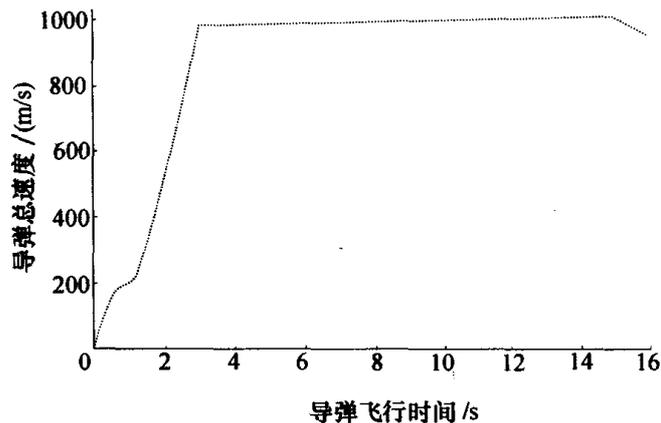


图 14.2 导弹速度曲线

在飞行期间,导弹导航系统可能受到功率谱密度为 $0.05g^2/Hz$ 、频带从 $10Hz$ 到 $1kHz$ 的线振动,这种振动是由发动机振动和舵控制指令变化导致弹体弯曲引起的。另外,系统必须能够承受持续时间 $0.5ms$ 的 $100g$ 加速度冲击,并且它能够 $-20^{\circ}C$ 到 $+50^{\circ}C$ 的温度范围内工作。

除了上面给出的要求之外,一般还要确定存储期间必须承受的环境条件。对于军用的系统,存储条件经常比系统工作条件要求更苛刻。但本例只强调在飞行中的条件。

14.3.3 性能

导弹位置、速度和姿态的估计必须精确,其精度应能够把导弹从发射点导引到它的导引头以高概率截获指定目标的点。然而,前面对导弹系统的分析表明,关键的参数是能够确定导引头的目标方向指示精度的参数,即横向位置、高度、俯仰姿态和偏航姿态。为了实现从惯性中制导到寻的末制导的成功转换或交接,要求导航系统提供的横向位置和高度信息相对于选择的参考坐标系的精度必须达到 $50m(1\sigma)$,俯仰和偏航姿态精度达到 $1^{\circ}(1\sigma)$ 。

类似的精度要求适用于沿轨迹位置和滚动,并且在所有3个通道中速度分量的估值需要达到 $10m/s(1\sigma)$ 的精度。这种精度或更高精度必须一直维持 $15s$ 。

为了满足导弹控制要求,弹体加速度和角速率的测量精度必须分别达到 $0.1g$ 和 $1^{\circ}/s$ 。系统必须有能力检测带宽超过 $50Hz$ 的这些量的变化。

14.3.4 系统反应时间

要求导弹在决定发射后很短的时间里发射出去,比方说 $2s$ 内。因此,重要的是导弹敏感器在开关接通 $1s$ 内,能提供有效的输出且系统在相同的时间里完成初始化或对准。

14.3.5 物理特性

除了性能和环境要求之外,通常全部设备的尺寸和重量会受到限制。在本应用中,导航系统的体积不应超越 $3l$,而且质量应该小于 $3kg$ 。

表 14.1 总结了弹上导航系统的性能要求。本表还给出了期待的工作环境、物理约束以及所需的反应时间。

表 14.1 导航系统技术条件

1σ 导航精度要求 ^①	
位置——所有轴	50m
速度——所有轴	10m/s
姿态——偏航、俯仰和横滚	1°
线加速度——所有轴 ^②	0.1g
角速率——所有轴 ^②	1°/s
环境要求	
最大横向加速度——俯仰和偏航	50g
最大纵向加速度	50g
最大转弯速率——所有轴	5rad/s
振动功率谱密度	0.05g ² /Hz, 带宽 10Hz ~ 1kHz
冲击	100g, 0.5ms
工作温度范围	-20℃ ~ +50℃
温度变化率	5℃/min
最大高度	15km
物理特性	
质量	<3kg
尺寸	系统必须能装入长 = 10cm、直径 = 20cm 的圆筒中 (体积约为 3l) (体积 ≈ 3l)
系统反应时间	<2s
① 这里的很多指标都是独立的, 都有可能对系统设计产生影响;	
② 自动驾驶仪的要求	

14.4 选择捷联惯导的原因

考虑到满足导弹自主导航能力的要求, 应用惯性导航系统是最合适的。捷联式或平台式惯性系统都能设计得满足导航性能要求, 但考虑到系统规范限定的尺寸和重量, 捷联系统更适合。

另外, 需要在弹上安装陀螺和加速度计, 用于提供控制所需的弹体轴上的线加速度和角速率的测量值。应用捷联系统, 同一敏感器可用于提供控制用的测量值, 并实现导航功能。如果选择平台导航系统, 导弹控制则需要单独的捷联陀螺和加速度计。另外, 系统需要一个四框架平台才能在系统规范要求的整个动态范围内正常工作^[1]。由于这种方法增加额外的成本, 所以应该首选捷联系统。

对于本例的应用场合, 捷联和平台技术的相对优点概括在表 14.2 中, 钩号和叉号分别表示满足和不满足要求。

表 14.2 捷联式与平台式方案的比较

	捷联式	平台式
尺寸	√	×
重量	√	×
性能	√	√
环境	√	√
输出量	√	× ¹

14.5 导航系统设计和分析过程

14.5.1 概述

本节简略叙述捷联导航系统设计的系统方法。尽管不同的应用所采用的具体方法和设计重点常常很不相同,但对任何捷联系统,一般都需要下面的设计步骤。

对安装在战术导弹上的这个系统,应重点评估和分析惯性系统动态飞行条件下的性能。导航系统将受飞行机动、大加速度和恶劣的振动环境的影响,所有这些都大大影响惯性传感器的选择以及它们在飞行中能够提供的测量精度。另外,要求从运动平台上发射导弹也会影响导弹发射前进行的导航初始化或对准精度。在整个设计过程中,在总系统误差所有可能的误差源之间进行合理的平衡非常重要。例如,以不切实际或难以满足的对准要求为代价而放松对惯性传感器的要求是不可取的。

作为设计过程的一部分,必须首先考虑给出对这种应用最合适的系统机械编排。接着通过误差预估分析评估可接受的对准误差、仪表误差和计算误差的大小。误差预估要求的评估可在不同的水平上进行,从应用第12章讨论过的单平面误差模型(用相对简单的“手算”就能完成)到应用仿真进行更严格的分析。后者可以考虑动态运动的影响而进行更精确的评估。对于这里考虑的应用,动态影响较大,简化的计算很难使用,设计师需要采用更复杂的计算,或更常用的误差预估分配仿真。一般地,在确定既实际又可行的一组误差参数值之前,需要误差预估分析过程的几次迭代。

在确定了仪表工作特性和对准精度以及任何潜在的计算困难后,就可以开始确定适用的传感器以及计算算法。在这个过程中,可能需要根据传感器的类型对误差预估计算进行更多的迭代,以便得到满意的设计。

14.5.2 系统机械编排选择

在导弹飞行的惯性中制导阶段,制导指令是由弹上惯性导航系统提供的导弹位置和速度的估值同舰艇上跟踪装置产生的目标位置和速度的估值相结合而产生的。为了能得到满意的结果,导弹和目标的估值必须在同一坐标系中进行。

假设舰艇上配有姿态和航向参考系统,或者是一套全舰载惯性导航系统,该系统定义一个名义上指向真北和当地垂线的参考坐标系。此外,假设全部舰艇设备与参考系是协调一致的。因此,跟踪装置能提供在该坐标系中目标位置和速度的估值。同样地,导弹导航系统在导弹发射前可与该坐标系对准。于是导航将在这个参考坐标系中进行,坐标原点是舰艇的姿态和航向参考系统(或导航系统)在导弹导航开始时的位置。

因此,导弹导航系统将提供导弹相对地球固定参考坐标系的位置、速度和姿态的估值,这个坐标系是在导弹发射或即将发射前导弹系统导航开始时定义的。为了使目标位置和速度的估值出现在同一坐标系中,目标跟踪装置提供的测量(产生在随舰艇运动的参考坐标系中)需要修正,以便考虑在导弹飞行期间舰艇的运动。这种方法比在随舰艇运动的参考坐标系中进行导弹导航要好,这样可避免在飞行期间把舰艇运动的数据传到导弹上。适用于这种用途的地球坐标系捷联导航系统机械编排已在第3章进行了叙述。

在本例中,惯性传感器适于正交安装,不需要传感器冗余或绕任意轴特别高的角速率的测量,否则可能需要考虑传感器的斜置安装。惯性传感器各自的敏感轴应该与导弹弹体轴系的主轴一致,从而提供自动驾驶仪反馈所需的横向加速度和转动角速率的直接测量。

14.5.3 误差预估计算

在大的方面确定了惯性系统以后,现在可以确定要实现惯性飞行末端希望达到的导航精度所需要的对准精度以及陀螺和加速度计的性能。如第12章所述,惯性导航系统总的性能取决于大量的误差参数的值及其在导弹飞行期间的传播方式。

每个误差参数均可描述为具有零均值和已知标准偏差概率分布的随机变量,其概率分布随不同的系统和不同的飞行而变化。每个误差源的影响可通过对给定的飞行轨迹进行仿真加以量化,它对总误差预估的贡献用下述方式确定。

假如使用传统的(机械的)传感器,在本例的战术导弹应用中,主要的传感器误差组成有:

- (1) 固定零偏的不确定性;
- (2) 与 g 有关的零偏(仅限陀螺);
- (3) 非等弹性零偏(仅限陀螺);
- (4) 标度因数误差;
- (5) 传感器安装误差/交叉耦合。

在下面的分析中,假设这些不同的误差项随温度的变化已经得到补偿,所以总的影响可以忽略。

另外,对于这种必须在运动的舰艇上进行对准的系统,对准误差对总误差预估的影响是很大的。对另外的传感器技术,要考虑的传感器误差影响应进行必要的修正,这将在后面讨论。

可以用不同的方法把总误差合理地分配到对总误差有影响的过程中。一种简单的方法是把总误差平均分配给有影响的过程。对于典型的飞行曲线可用这种方法确定初步的值。然而,这种方法不大可能得出一组与最新技术紧密相关的实际误差参数值,因此需要寻找另外的设计方法。

一种常用的方法是评估总误差预估对每个误差源的灵敏度。根据这种灵敏度分析,再结合对达到给定性能的难易程度的评估,就可以得到误差源的合理分配。这种方法主要依赖设计者在技术可行性和实用性方面的知识和经验。作为这个过程的结果,在不增加过多成本的情况下许多误差参数的大小可以减小。通过减小一些误差参数的大小,就有可能处理一些更大的误差源;这些误差源在误差预估中很难减小或减小的代价太高。

这一设计过程的举例在下节给出。

14.5.3.1 初步误差分配过程

表14.3列出了在本例的导弹应用场合对总误差预估影响显著的30种误差。一开始,假设每个误差在和方根(RSS)意义上对在15s飞行期间传播的总横向位置和高度误差的影响是相同的,并以此为每个误差参数赋值^[2]。在这个分析中,特别关注的焦点是

把横向位置和高度误差维持在给定的性能范围内,因为这对成功地完成惯性中段制导是至关重要的。虽然满足姿态(俯仰和偏航)精度要求也是很重要的,但这些要求更容易满足,如误差预估表(表 14.3 和表 14.4)所列。

表 14.3 基于误差影响均等的敏感器误差预估

误差源	1σ 值	偏航位置误差/m	高度误差/m	俯仰误差/(°)	偏航误差/(°)
对准误差					
俯仰姿态误差	0.04°(0.8mrad)	0	9	0.04	0
偏航姿态误差	0.04°(0.8mrad)	9	0	0	0.04
横向速度误差	0.6m/s	9	0	—	—
垂直速度误差	0.6m/s	0	9	—	—
横向位置误差	9m	9	0	—	—
高度误差	9m	0	9	—	—
陀螺固定零偏					
B_{gx}	437°/h	9	0	0	0.09
B_{gy}	100°/h	0	9	0.41	0
B_{gz}	120°/h	9	0	0	0.48
陀螺与 g 有关的零偏					
B_{gxx}	11.2°/(h·g)	9	0	0	0.05
B_{gzz}	115°/(h·g)	9	0	0	0.07
B_{gyx}	2.1°/(h·g)	0	9	0.07	0
B_{gyz}	21.3°/(h·g)	0	9	0.01	0
B_{gzz}	2.9°/(h·g)	9	0	0	0.08
B_{gxx}	21.5°/(h·g)	9	0	0	0.01
陀螺非等弹性零偏					
B_{axx}	2.9°/(h·g ²)	9	0	0	0.06
B_{ayx}	0.57°/(h·g ²)	0	9	0.05	0
B_{axz}	0.59°/(h·g ²)	9	0	0	0.05
陀螺标度因数误差					
S_{gy}	0.05%	0	9	0.04	0
陀螺交叉耦合					
M_{gxy}	0.06%	9	0	0	0.04
M_{gzy}	0.08%	9	0	0	0.04
加速度计固定零偏					
B_{ax}	115mg	0	9	—	—
B_{ay}	8.2mg	9	0	—	—
B_{az}	8.8mg	0	9	—	—
加速度计标度因数误差					
S_{Ax}	0.42%	0	9	—	—
S_{Az}	1.06%	0	9	—	—

(续)

误差源	1σ 值	偏航位置误差/m	高度误差/m	俯仰误差/(°)	偏航误差/(°)
加速度计交叉耦合					
M_{Axz}	3.07%	0	9	—	—
M_{Ayx}	0.06%	9	0	—	—
M_{Ayz}	1.01%	9	0	—	—
M_{Axx}	0.07%	0	9	—	—
总 RSS 误差(1σ)		36	33.7	0.42	0.51

表 14.4 基于最小风险策略的敏感器误差预估

误差源	1σ 值	横向位置误差/m	高度误差/m	俯仰误差/(°)	偏航误差/(°)
对准误差					
俯仰姿态误差	0.16°(3mrad)	0	36	0.16	0
偏航姿态误差	0.16°(3mrad)	36	0	0	0.16
横向速度误差	0.6m/s	9	0	—	—
垂直速度误差	0.6m/s	0	9	—	—
横向位置误差	1m	1	0	—	—
高度误差	1m	0	1	—	—
陀螺固定零偏					
B_{gx}	50°/h	1	0	0	0.01
B_{gy}	50°/h	0	4.5	0.21	0
B_{gz}	50°/h	3.75	0	0	0.2
陀螺与 g 有关的零偏					
B_{gxx}	5°/(h·g)	4	0	0	0.02
B_{gxy}	5°/(h·g)	0.4	0	0	0.003
B_{gyx}	5°/(h·g)	0	21.4	0.17	0
B_{gyz}	5°/(h·g)	0	2.1	0.002	0
B_{gzz}	5°/(h·g)	15.5	0	0	0.14
B_{gzz}	5°/(h·g)	3.8	0	0	0.004
陀螺非等弹性零偏					
B_{axx}	0.5°/(h·g ²)	1.6	0	0	0.01
B_{ayx}	0.5°/(h·g ²)	0	7.9	0.05	0
B_{axx}	0.5°/(h·g ²)	7.7	0	0	0.04
陀螺标度因数误差					
S_{gy}	0.05%	0	9	0.04	0
陀螺交叉耦合					
M_{gxy}	0.1%	15	0	0	0.07
M_{gzy}	0.1%	11.25	0	0	0.05

(续)

误差源	1σ 值	横向位置误差/m	高度误差/m	俯仰误差/(°)	偏航误差/(°)
加速度计固定零偏					
B_{ax}	10mg	0	0.8	—	—
B_{ay}	10mg	11	0	—	—
B_{az}	10mg	0	10.2	—	—
加速度计标度因数误差					
S_{Ax}	0.3%	0	6.4	—	—
S_{Az}	0.3%	0	2.5	—	—
加速度计交叉耦合					
M_{Axz}	0.1%	0	0.3	—	—
M_{Ayz}	0.1%	15	0	—	—
M_{Axy}	0.1%	0.9	0	—	—
M_{Axx}	0.1%	0	12.9	—	—
总 RSS 误差(1σ)		49.2	48.2	0.32	0.32

因此,假设由于传感器误差和对准误差引起的总导航误差的标准偏差是 50m,那么每个单独的误差源的影响允许为 $50/\sqrt{30} \approx 9m(1\sigma)$,如表 14.3 所列。

表 14.3 中给出的结果只是为了举例说明,这些结果来自仅仅在俯仰平面内机动的导弹。在这些简化条件下,导航系统横向通道和高度通道相互保持高度的解耦,且多数误差源只在一个通道中引起导航误差。结果,位置和姿态的总误差都处在要求规定的范围内。通常,导弹需要在俯仰和偏航两个平面中同时作机动,在这种情况下每个误差源将对所有通道的导航误差产生影响。此外,在更一般的情况下,由于导弹机动,一些额外的与 g 有关的零偏和标度因数误差可能变得相当大。然而,为了举例说明技术的基本原理,这里给出简化分析已经足够了。

14.5.3.2 误差预估分配的改进

在表 14.3 列出的误差项中,给出的角度对准精度和有些传感器零偏值在实践中很难达到。因此,设计工程师必须充分利用他的系统设计和传感器技术性能方面的经验,选择合适的误差系数值,同时牢记那些总误差对其最敏感的参数。

以损失一些参数为代价而放宽另一些参数对误差预估的影响的做法,其作用通常相当有限。例如,在基于常规陀螺的设计中,固定零偏项对误差预估的影响允许增加一些,而将与 g 有关的零偏调整到在实践中更容易实现的水平。分析表明,在这种类型的应用中系统性能对与 g 有关的零偏系数特别敏感。同时还可以看到,与陀螺和加速度计有关的某些交叉耦合项需要为小量,以便达到所需的性能。

当然无论什么时候都应确保任何一项误差的影响都不会超过总误差预估。通常需要对参数选择过程进行几次迭代,才能获得一组合理的设置值。表 14.4 示出了一组误差参数值以及它们各自对总位置和姿态误差预估的影响。

表 14.4 清楚地表明,主要的误差源是角对准误差以及某些与 g 有关的陀螺零偏和

加速度计交叉耦合,在导弹存在纵向加速度时后两者会引起较大的位置误差。另外,在导弹飞行的助推阶段有俯仰转弯机动时,陀螺交叉耦合误差对总误差预估也产生显著影响。

利用表 14.4 给出的对准和敏感器误差,沿航迹的位置误差、横滚误差和速度误差(在该表中没有给出)可计算:

沿航迹位置误差 $RSS = 41\text{m}$;

横滚误差 $RSS = 0.3^\circ$;

沿航迹速度误差 $RSS = 0.7\text{m/s}$;

横向速度误差 $RSS = 3.7\text{m/s}$;

垂直速度误差 $RSS = 3.8\text{m/s}$ 。

可以看到每项都在技术要求规定的范围内。

有了详细的敏感器性能指标以后,重要的是评估在一组典型弹道上产生的系统性能。许多误差对总导航性能的影响,常常与飞行期间系统经受的精确运动密切相关。为了更好地确定系统,在本设计阶段可能需要进一步细化某些误差系数值。

在按上述的过程设计时,设计师可能希望把某些误差合并,尤其是那些传播方式类似、对导航系统性能的影响类似的误差。下面给出一些例子。

(1) 陀螺非等弹性:当存在周期运动时,由于轴承变形不相等,常规陀螺输出会出现零偏。

(2) 加速度计振摆误差:存在振动时摆式加速度计输出会出现附加的零偏。

(3) 圆锥和划摇运动:如果惯性敏感器处于圆锥和划摇运动状态,会分别出现附加的角速率和线加速度零偏。

为了考虑这些影响,在误差预估分析中所用的陀螺和加速计零偏可能需要增加,所有这些已在第 12 章中作了比较详细的讨论。

14.5.4 系统对准

在惯性导航系统性能中一个关键的要素是导航开始前的对准或初始化精度。如果对准误差对总误差预估的影响像 14.5.3 节提出的那样,则所需的 1σ 角对准精度大约为 0.16° ($10'$),初始速度和位置估值精度分别为 0.6m/s 和 1m (1σ)。

虽然达到足够小的失准角非常重要,但由于舰艇参考系和导弹之间存在杆臂运动,很大的误差也会出现在导航系统初始化使用的速度估值中。对于从运动平台上发射的战术导弹系统,要达到满意的对准精度是特别困难的。除了对准精度要求,影响对准方案选择的一个主要因素是可利用的实现对准的时间。

根据第 10 章中舰艇上对准方法的讨论,这种精度的对准最好采用所谓的“一次性”对准来完成,即把对准数据在很短的时间内(约 1s)从安装在导弹发射箱的惯性导航系统快速传递给导弹。这个装置将需要利用舰艇提供的测量值单独进行对准,这些测量值来自舰艇上自己的惯性参考系统或卫星数据更新。

考虑到在运动的舰艇上实现导弹系统精确对准的潜在困难,不妨以提高仪表性能为代价进一步放宽对准要求。然而,由误差预估可以看到,进一步放宽对准要求的范围很有限,而就本设计实例来说,已假设系统能够对准到给定的精度。

14.5.5 惯性仪表的选择^①

为了满足全系统性能要求,在确定了惯性传感器必须满足的一套性能指标后,就可以开始选择合适的陀螺和加速度计。

根据第4章~第7章介绍的惯性传感器技术,在上述的飞行条件下有许多陀螺仪和加速度计能够满足性能要求。根据以前设计其他捷联导航系统的经验,可以装在弹上的陀螺包括:

- (1) 动力调谐陀螺(DTG)或挠性陀螺;
- (2) 速率积分陀螺(RIG);
- (3) 光纤陀螺(FOG);
- (4) 环形激光陀螺(RLG);
- (5) 振动陀螺。

关于加速度计,首选的应是摆式力反馈加速度计,其他可能性包括:

- (1) 硅加速度计;
- (2) 表面声波(SAW)加速度计。

这些传感器对选自系统性能要求和误差预估分析的不同参数的符合性示于表14.5和表14.6中。

表 14.5 陀螺选择

	机械式		光学式		其他传感器
	RIG	DTG	RLG ^①	FOG	振动式
测量范围	√	√	√	√	√
测量精度	√	√	√	√	x ^②
环境性能	√	√	√	√ ^③	√ ^④
尺寸和重量	√	√	√	√	√
响应时间	√ ^⑤	√ ^⑤	√	√	√
风险 ^⑥ (技术成熟性)	低	低	低/中	低	低

① 即使小型的 RLG 也能超过要求。

② 这种类型的传感器通过补偿可使性能接近希望的精度。

③ 在设计和封装这种系统时需要注意,以便使这种传感器对各方面的环境不太敏感,但现在可以做到。

④ 这种类型的传感器很可能需要精心的温度补偿,而且可能过于复杂。但它很坚固。

⑤ 过去有人研究过机械陀螺在通电后很短时间达到稳定运转的能力这个问题。已经证明,对这种应用所需的次惯性级传感器,应用所谓“过电压”技术,通电时给陀螺电机施加一个附加电压,能使传感器在大约 1s 内启动起来。为了在这段时间里获得有意义的输出,可能需要表征传感器瞬态误差特性。

⑥ 风险是多方面的问题,包括技术、费用和时间等方面。在此只考虑陀螺的技术成熟性和发展历程

① 需要说明的是,本例的意图不是推荐某种品牌的传感器。另外,如前所述,本书的目标也不是支持某种品牌或某种类型的传感器。

表 14.6 加速度计选择

	摆式力反馈式	表面声波式	硅式
测量范围	√	√	√
测量精度	√	√ ^①	√ ^①
环境性能	√ ^②	√ ^②	√ ^②
尺寸和重量	√	√	√
响应时间	√	√	√
风险 ^③ (技术成熟性)	低	低/中	中

① 一般需要精心补偿。
 ② 对某些类型一般需要进行精心的封装设计。
 ③ 风险是多方面的问题,包括技术、费用和时间等方面。在此,只考虑加速度计的技术成熟性和发展历程。即与陀螺分析是一致的

显然,多种不同的敏感器能够提供满足精度要求的角速率和加速度数据。基于表 14.5 给出的资料,有 3 种首选陀螺:两种机械陀螺和一种光纤敏感器。同时表 14.6 表明:所考虑的 3 种类型加速计中的任何一种都可以选择。

应该注意的是,环形激光陀螺提供的数据精度远高于这种应用要求的精度,因此选择的可能性很小。然而,使用这样的敏感器也许可以对导航系统误差预估有影响的那些过程放宽性能要求,例如对准精度或加速度计性能。或者,把导弹内其他子系统的性能要求放宽。这是一个全系统权衡分析的问题,已超过本设计实例的讨论范围。

在设计师决定基于技术成熟性和最小风险选择敏感器的情况下,他最有可能选择力反馈加速度计以及动力调谐陀螺或单轴速率积分陀螺。动力调谐陀螺更吸引人的是只需两个敏感器就能提供所需的三轴角速率测量值,因而具有较好的经济价值。

此外,由于将来固态技术的成熟可以降低总成本,因而会有更多的现代敏感器可以选择,即表面声波或硅加速度计和光纤陀螺。

最后的选择很可能由成本决定,包括购买价格和预计总寿命周期成本。购买价格是个复杂的问题,包括器件可获得性、总订购数量、生产率以及标定和补偿的所有方面^①。

14.5.6 计算要求

为了达到导航系统性能要求,正确处理惯性敏感器提供的数据非常重要。弹载计算机需要在选择的参考坐标系中计算导弹姿态,把加速度的测量值分解到参考坐标系,然后积分这些量,以产生导弹速度和位置的估值。另外,为满足导弹绕横滚轴位置稳定的需要,还要提取滚动角的估计值,用做反馈信号。

如 14.5.2 节所述,第 3 章描述的地球坐标系捷联系统配置适于本例这种应用。然而,在这种具体情况下,地球速率项在姿态计算过程中可以忽略。因为角速率 50°/h 的零偏是可以接受的,所以忽略地球速率(15°/h)不会引起系统性能明显下降。然而,由

① 敏感器技术从这个设计例子准备之初发展到现在,微型加工机电系统器件对于本应用即使不是首选的,也是可用的选择。这种类型的敏感器现在完全可以满足本例要求的测量精度、适应性和风险度。

于导弹的高速度(1000m/s),哥氏修正项需要包括在导航方程中。需要说明的是去除地球速率项将不会明显减少总的计算负担。

计算中极其重要的方面是:

- (1) 数据率;
- (2) 处理速度;
- (3) 在计算中使用数学函数的舍项等级。

数据率和处理速度取决于飞行时导航系统感受的角运动和平移运动的频率。对本例来说,主要的计算量,包括姿态更新算法、加速度测量值的分解和导航方程求解,预计需要在 100Hz ~ 200Hz 的范围完成。

需要注意的是任何周期性运动都可能出现,例如圆锥或划摇运动,它们会对系统性能产生不利的影晌。这种类型的运动在飞行期间出现,是由于气动控制面作用力激励出导弹弹体固有弯曲模态的结果。周期运动引起的性能降低常常可以通过采用第 11 章描述的多速算法使其减少,这种快速但相对简单的算法用于实现高速度修正算法。在出现较大振动的导弹应用中,可能需要采用这种算法。对于这些快速计算,大约 400Hz 的计算频率通常应该是足够的。然而,这些计算可能需要实现得更快,因为技术条件指出,可能出现的振动频率达 1kHz。为了保证处理速度超过振动运动频率至少 2 倍,在每个具体的情况下,需要进行详细的计算。

数学函数的舍项等级必须加以选择,以便达到足够的计算精度又不造成系统计算机过多的负担。通常,需要在计算速度和允许的舍项误差之间进行平衡。

过去,字长的选择也是导航系统计算机设计至关重要的因素。然而,现代系统趋向使用浮点处理器,字长限制通常已不是一个严重的问题。这在计算机技术的当前发展中已不是一个技术问题。

人们经常会认为计算误差会控制在可接受的小的限度内,而且它们对总误差预估的影响比传感器及对准误差要小。虽然经常是这种情况,但仍应该注意算法的选择,特别是对这类灵敏导弹。近年来由于计算机技术飞速发展的结果,计算机速度问题远比过去要小。

14.5.7 电气和机械接口

检查任何机械接口任一边的电气接口兼容性是非常重要的。另外,惯性系统上的任何机械接口必须与导弹结构固定点是互相兼容的。特别是,与任何部件的机械接口不得损害结构载荷与刚度的要求。对于本设计举例,假设这些设计特性都可用有效的工程技术来实现。

14.6 试验、标定和补偿要求

为了确保满足设计要求,评估导航系统的样机是最重要的。对于导航系统及内部各敏感器,可以按照全系统技术要求制定合适的试验计划。需要进行一系列实验室试验,如第 8 章讨论的静态、速率、离心和温度试验。

在评估敏感器和系统时,各种系统误差可能会显现出来。相应的补偿技术可以用于

这样的系统误差。在有些情况下,补偿能够进一步放宽推导出的惯性传感器基本性能指标。

一个典型的需要修正的系统误差是惯性传感器的标度因数随温度的变化。因此可能需要在惯性测量装置中包含一个温度传感器。一个典型的温度补偿过程在下面说明。

考虑一个标度因数系统地随温度变化的传感器。这种对温度的依赖关系可以由第8章所描述的试验方法确定(对陀螺在8.5节,而对加速度计在8.6节)。图8.9中曲线的斜率给出一个陀螺的标度因数温度系数(SFTC)。对类似的加速度计参数可以从图8.21中导出。

只要传感器校准的温度(T_c)是已知的,并且传感器测量时的实际温度(T_a)也是知道的,由传感器温度变化引起的传感器标度因数的变化就能修正。这时传感器在温度 T_a 时的标度因数计算如下:

$$SF_B = SF_C + SFTC(T_a - T_c) \times 10^{-6}$$

式中: SF_B 是在温度 T_a 时的标度因数; SF_C 是标定的标度因数(在温度 T_c 时);SFTC是标度因数的温度系数,由每度绝对温度(或摄氏温度)百万分之几表示。

类似地,任何传感器零偏的系统变化都可以用同样的方式补偿。

14.7 用辅助方式提高性能

如果在飞行期间能够获得另外的导航测量值,就可以进一步放宽传感器性能要求和对准精度要求。

对本例的战术导弹而言,导弹位置坐标可由导弹跟踪系统提供并在飞行中把数据传给导弹。假如导弹在飞行中每隔一定时间间隔能够获得有足够精度的这样的信息,则弹上惯性导航系统可以用它进行修正。这样就有可能放宽惯性传感器的技术要求,也不需要飞行前对准达到无辅助系统时所要求的精度。

第13章较为详细地讨论了这类系统,可供读者参考。

14.8 小 结

本章讨论了用于一般近距战术导弹的惯性导航系统设计所需的几个阶段。通过对系统误差预估分配进行的分析,可以导出惯性传感器的性能指标并确定所需的计算过程。

在选定的例子中,形成的设计可以满足性能指标给定的技术要求。因此,完成了设计的第一阶段。这需要用实验室试验和外场试验加以验证。然而,如果用辅助设备和更高性能的传感器也无法得到合适的设计,则需要对技术要求进行调整(这可能会对系统总体性能产生影响)。

参考文献

- 1 BRITTING, K.: 'Inertial Navigation System Analysis' (Wiley Interscience, New York, 1971)
- 2 TOPPING, J.: 'Errors of observation and their treatment' (Chapman and Hall, 1975)

第 15 章 惯性敏感器和惯性系统的其他应用

15.1 概 述

本书的大部分内容主要讨论用于惯性导航的惯性敏感器和惯性系统的设计和使用。然而,除了为惯性导航或惯性制导提供基本数据外,惯性敏感器还用于很多不需要导航的场合。一个比较常见的应用是为部件或炮弹提供滚转控制,以便使它们稳定,减少弹道的分散。此外,还有很多其他应用。本章的目的是讨论某些已从惯性敏感器或惯性技术获益的应用。

不是以导航为主要目的的惯性敏感器和系统,其应用范围很广。很多情况下,惯性系统的主要目的是运载体或设备的稳定和控制。这样的应用实例包括:

- (1) 高性能车辆的主动悬挂系统;
- (2) 飞机和舰船的自动驾驶仪;
- (3) 大地测量;
- (4) 激光雷达应用和地形跟踪;
- (5) 导弹滚转被动控制(陀螺舵);
- (6) 个人交通(Segway 和 Ibot);
- (7) 导引头稳定;
- (8) 瞄准线稳定;
- (9) 基础物理学研究。

其他应用场合使用非惯性方法,用于导航辅助系统、信息和娱乐。例如,在运动地图显示中,额外的信息可能会加进来,帮助识别特殊的地形特征。

本章试图向工程师们提供利用惯性敏感器或系统解决问题的各种方法。这些讨论包括,在每一种应用中惯性敏感器或惯性敏感器系统的作用和其中的关键问题。在可能的情况下,还会讨论另外的方法,重点讨论每种情况下的相对优缺点。有时也会给出系统或器件的性能。

先讨论惯性导航系统在矿井勘探中的应用,其中会碰到一些特殊的问题,主要是与这种系统使用环境有关的问题。在设计描述中,将讨论设计那些在极端温度、压力、冲击和振动条件下工作的矿井勘探系统时遇到的主要问题。其他应用实例的介绍要更简要一些。

15.2 井 孔 勘 探

15.2.1 概述

为了把碳氢化合物(如石油和天然气)从地下抽出来,需要用连接在钻探组件端部的钻头进行钻井作业。大部分油气勘探需要钻探角度特别分散和比较水平的油井,以提高产

量,并从钻井平台以下沿水平方向有数千米的地层中获取更多的碳氢化合物(图 15.1)。

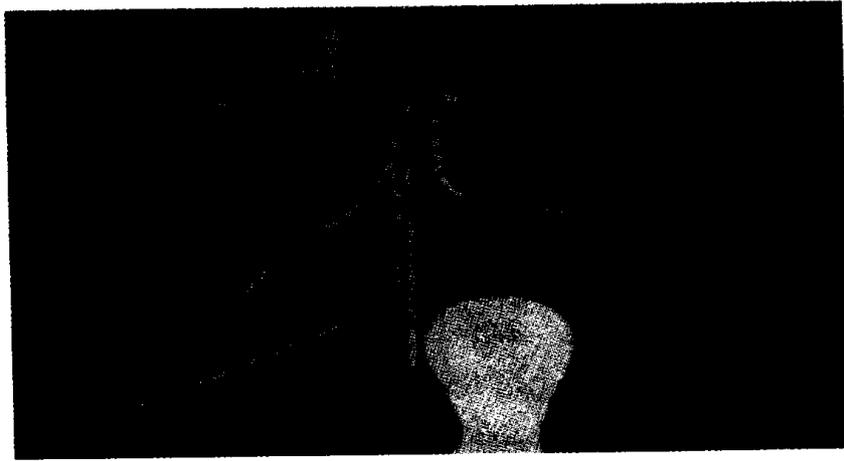


图 15.1 井孔走向示例

地质勘探和矿业有很重要的需求,就油气井来说,需要给出井孔走向(井道)的精确表示。这样的信息对以下工作至关重要:

- (1) 实现高效费比钻探;
- (2) 避免井孔串扰;
- (3) 需要时能精确地钻出救援井。

方向勘察给出了钻孔或井孔走向在三维空间位置的确定数据。井孔走向真正能知道的、绝大多数情况下可以看到的(不包括某些民用工程和矿业的井孔)唯一的位置点是起始点(石油工业界一般称为表面位置点或井口坐标点)。随着井在地下不断加深,其井道和位置通过一系列的方向勘察得以计算出来,从而确定了井在已知深度或路径上的空间姿态。在其最简单的形式中,井道由一系列矢量表示;该矢量利用来自勘探工具的勘测站点角数据和每一勘测点的连续进深计算出来。勘测和记录频度对从起始点开始的井道计算的总体精度有影响。一般来说,姿态连续和/或不连续变化的井孔(狗腿孔)需要的勘测频度要高于线形孔(切线或直孔)的勘测频度。

研制能够满足地下使用精度要求的测量系统会面对一些重要的工程设计挑战,尤其是在极端环境条件使用的情况下。井孔测量系统可能需要在超过 200℃、压力高达 172MPa(25000psi^①)的条件下使用。尽管井孔勘测可在钻探结束后进行,但在钻探过程中产生勘测数据会更经济;在这种情况下,测量系统必须能够在严重的冲击和振动环境下工作。

影响设计的其他因素包括尺寸限制和地下的电力供应限制。为了使这样的测量系统进入地下数千米的狭窄井孔,其直径一般要求为几厘米,尽管长度限制不是很大。因此,井孔勘测工具安装在细长的耐压壳体内。

15.2.2 历史背景

本节简要介绍过去用于提供井孔勘测数据的各种方法,重点介绍现代磁性和陀螺系

^① psi = Pa/in²。

统。然后介绍一种全惯性井孔勘测系统并重点讨论其中的关键设计因素。

石油工业一开始仅测量井的倾斜度,它仅给出井道偏离垂线的角度。后来,一个磁铁装到了机械铅锤内,形成一个罗盘倾斜仪装置。这种仪表能使组件悬浮在宝石轴承上,提供相对于垂线的姿态和姿态的方位。很多这样的装置今天还在世界各地使用。

20世纪60年代后期,首先引入了双轴半固态磁感应工具;它作为引导工具,装在电缆或导线的端部,主要为了改善变方向油井的起始钻探。这些导线工具能几乎连续地向地面提供数据。后来研发了三轴/相互垂直的磁性工具,能够在钻探过程中提供勘测数据,即边钻边测(MWD)系统。这类工具后来经过改进,且结合当地磁场的准确信息时,能够精确地提供井孔的勘测数据。磁性勘测工具提供的数据由复杂的分析软件处理,因而能够随时识别井下敏感器的问题,便于对数据进行实时纠正和系统不中断的工作。磁性敏感器MWD数据几年来一直认为是石油工业的最高标准。但在有磁场干扰的情况下,测量系统就无法对某些几何走向的油井提供精确的磁性勘测。在这种情况下,陀螺勘测系统就是一种很有吸引力的选项。

需要说明的是,磁感应工具提供的数据以磁北极为参考。因此,需要知道油井的磁偏角,这对以地理/真北坐标系为参考的勘测(这经常是需要的)来说是非常重要的。这样,知道勘测地的精确磁偏角对产生相对于指定参考坐标系的勘测数据来说是至关重要的。

后来又研发了陀螺敏感器勘测工具,它一旦在地面确定了地理指北参考系,下井后就能一直保持。早期的陀螺勘测工具,其下井后产生的姿态数据按时间记录在胶片上。胶片在地面阅读,每一组勘测数据,在地面同步时间表的帮助下与某一勘测深度相对应。这样,井道的三维坐标位置就可以通过简单的三角函数方法计算出来。石油工业界在早期采用这种陀螺工具为大部分斜井工程提供精确的勘测数据。

陀螺研制的重要进展使得陀螺勘测数据的质量不断改进。重要的进展包括引入第一个地面记录导线陀螺仪^①,然后是速率敏感陀螺仪的应用。后者通常称为寻北陀螺仪,因为它描述了系统采用的参考系。

虽然磁性勘测工具应用较广,但带有高精度陀螺和寻北能力的测量系统则用于磁场干扰较大的地区。这种方法用于勘测系统在井内升降时获取方向数据(方位和倾斜度)。这些数据利用一种勘测计算方法(如最小曲率法)与井深测量值结合起来,产生当地地理参考系中的精确井道信息。

现代技术进步产生了具有全惯性导航能力的勘测系统,这种系统对井的形状不作任何限制或假定,而且便于进行不间断的勘测。

目前用于地下井孔勘测的陀螺系统有多种。下面,讨论一种带有全惯性导航系统的勘测系统和影响其设计的一些主要因素。

15.2.3 惯性勘测系统

图15.2示出了用于井孔勘测系统的一种小型捷联惯性测量装置。这种特别的装置带有两个小型双轴动力调谐陀螺(右侧能看到)和3个力反馈加速度计(图中只能看到提

^① 地面记录陀螺工具用于套管井的导线上,能为与垂线成65°以内的斜井产生高质量的数据。如果井的斜角更大,数据质量就会降低很多;此时,重力已不能使工具自行下井,而需要驱动泵。



图 15.2 井孔勘测惯性测量装置

供相对于探头侧轴的测量值的器件)。

这里描述的系统可以用于钻探完成后井孔的勘测。在这种应用场合,带有惯性导航系统的勘测头可通过连续的卷轴和导线在井孔里升降。在整个勘测过程中,地面可通过导线与勘测头进行通信。

如图 15.3 所示,这种系统包括地面模块和井下模块。地面系统包括一台微型计算机或笔记本式计算机、供电系统和控制单元。它们构成计算机和导线电缆之间的接口;勘测头通过导线在井内升降。井下的测量系统(井下模块)包括带有惯性导航系统的勘测头、相关电子部件、通信部件和相关的转动部件。整个操作过程中,地面模块和井下模块保持通信,使井深测量数据传给勘测头用于惯性辅助计算,使勘测数据发回地面用于存储和显示。

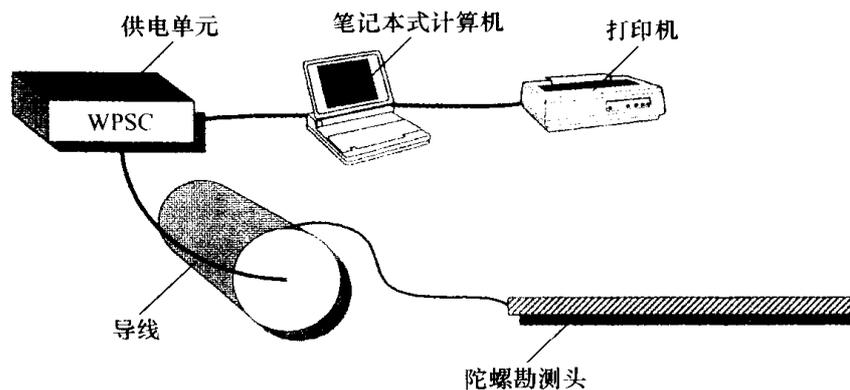


图 15.3 电缆牵引井孔勘测系统

通常,这种系统既用于井孔勘测,也用于石油天然气工业、矿业和建筑业的边钻探边勘测(MWD)系统。对这种系统的要求——所需的测量精度和工作环境——一般非常苛刻。

15.2.4 系统设计要求

每 1000m 测量深度误差不超过 1m 的勘测精度是经常要求的;其目的是使井的位置有足够的精度,从而能够把油气从较小的油气田中抽取出来。这一性能的实现要求方位和倾斜精度高于 0.1° ,而相应陀螺和加速度计的剩余零偏水平分别约为 $0.01^\circ/\text{h}$ 和 1mg 。为了在整个勘测过程中保持所需的精度,通常把惯性导航系统数据与独立的井深测量结合起来,以限制惯性系统误差的不断增加,形成满足所需性能的组合系统。

在系统使用的更极端的环境条件下,实现所需的陀螺性能水平并不容易。振动能诱导额外的测量误差(如 12.6 节讨论了与传感器运动有关的问题)。例如,在存在周

期运动的情况下,对需要满足这种高性能标准要求系统,需要检查系统试图测量的角速率矢量的转动效应(圆锥运动)或引发明显圆锥运动的振动效应(伪圆锥运动)。另外,需要精心考虑敏感器的安装方案和系统布置,以确保它们在钻探条件下的生存能力。

这样的系统可能需要在温度为 200℃ 或更高、压力达 172MPa(25000psi)的条件下使用。另外,一个 MWD 系统必须承受的振动和冲击水平常常很高,而系统经受的转速可高达 300r/min(1800°/s)。其他的设计约束条件包括:井下系统的供电非常有限。最后一个重要问题是,系统必须能够装入很小直径的耐压壳体内,其内径一般小于 3cm 或 4cm,以便于进入较窄的井孔或导管。

15.2.5 系统设计问题

影响系统设计的关键因素总结如下:

1) 勘测性能

一般为每 1000m 测量井深 1m。

2) 物理尺寸限制

直径约为几厘米;

长度限制——不重要。

3) 工具运动的动态范围

转速达 1800°/s;

动态范围达 10^8 。

4) 井下工作时振动引发的运动

MWD 工具的适用等级:20g RMS(均方根)(5Hz ~ 500Hz);

对工作在导线上的系统,其要求要低很多。

5) 工作温度范围

0℃ ~ 200℃。

6) 井下可获得的有限电源

7) 地面和井下设备之间的通信限制

下面的几个小节将讨论和这些因素有关的设计问题。

15.2.5.1 惯性敏感器的选择

影响陀螺和加速度计选择的主要因素是由系统要求和物理尺寸限制条件给定的技术性能。一般来说,需要装入耐压壳体内的惯性敏感器组件的直径小于 4cm。

一般地,位置测量精度要求达到每 1000m 井深 1m 的系统,必须能够实现 1mrad 的方位精度。一台剩余零偏为 0.01°/h 的陀螺可以在纬度 48° 以内实现这一精度的陀螺罗经定向。在更高纬度的探油或产油区(如北海和阿拉斯加),将需要更高精度等级的陀螺。但实际上,这一性能指标可以适当放宽,因为井道在整个长度上并不都是水平的。

适合这种应用场合的典型陀螺敏感器的性能要求列于表 15.1 中。列出的数据代表系统标定后可接受的剩余误差。

表 15.1 陀螺性能要求(标定后)

零偏重复性	$0.01^\circ/\text{h}$	随机游走	$0.006^\circ/\sqrt{\text{h}}$
与 g 有关的零偏	$0.01^\circ/(\text{h} \cdot g)$	角速率限制	$\geq 200^\circ/\text{s}$
标度因数误差	100×10^{-6}		

有多种现代陀螺敏感器能够满足这里定义的性能要求:环形激光陀螺、光纤陀螺和常规转子陀螺(如动力调谐陀螺)。但只有后一种可装入有限的空间内。随着新技术的发展(如第7章介绍的MEMS陀螺),不久的将来这种情况就会发生变化。

零偏重复性在 $100\mu\text{g}$ 的加速度计才能满足这里定义的性能要求。现有的石英挠性轴敏感器能够满足尺寸和性能要求,而且还相当结实,能够在所处环境条件下正常工作。

对井孔勘测来说,还必须考虑所选敏感器的可靠性和成本,以及敏感器或敏感器系统的复杂性。例如在某些应用场合,惯性敏感器可能以平台方式安装^①,以便于敏感器的转动^[1]。这样,作为操作程序的一部分,可以进行惯性敏感器的在线标定。

15.2.5.2 敏感器再平衡回路

对精密勘测系统来说,敏感器再平衡回路是惯性系统电子支撑单元的关键部分。需要精心设计以满足系统性能指标,尤其是要满足角测量系统的高分辨率要求,以及相对于勘测工具正向和反向转动所需的精确的标度因数对称性要求。

对使用角动量陀螺的系统,采用模拟再平衡回路可减少勘测头工作时消耗的电能,而且,模拟系统有可能给出更高的分辨率。

15.2.5.3 数字转换器设计

陀螺数字转换器电路与陀螺再平衡回路一起,是精密井孔勘测系统电子部件中最敏感的部分。动态范围要求常常很高(约 10^8),因为勘测头的转速在地面可高达 $300^\circ/\text{s} \sim 400^\circ/\text{s}$,同时需要分解低至 $0.01^\circ/\text{h}$ 的速率,以满足最苛刻的勘测性能要求。要在预计的极端温度范围内实现这种性能,需要在这些电路中使用精密的电气元器件(容差小)。

15.2.5.4 井下处理

理想地,所有与惯性系统和惯性辅助处理系统有关的信号处理都在井下的勘测头内完成。这一要求的提出,一部分原因是为了使系统地上模块和地下模块之间传输的数据量最小。目前,井下通信系统所能实现的传输率是相当有限的,尽管人们正在研究克服这一问题的方法。

井下处理任务包括:

- (1) 利用存储的标定数据对惯性敏感器的输出进行在线补偿(包括温度补偿);
- (2) 惯性导航系统处理,即姿态计算、比力数据的坐标转换、导航方程的解算(以产生速度和位置数据);
- (3) 卡尔曼滤波的实施与井深测量值的结合,以限制惯性导航系统测量误差的不断

^① 常常使用单轴平台,使其沿勘测工具纵轴有转动自由度。

增长。

除了上述处理任务,在这种应用场合,至关重要是整个勘测过程中要连续监控工具的“健康状况”^①,以确保勘测头提供有意义的勘测数据。这种信息作为“品质”指标,必须定时传给地面,显示给操作员。品质指标也可以基于对实际测量数据和预期标准测量数据的比较。

15.2.5.5 振动诱导误差的补偿

在井下环境工作时,惯性传感器会经受相当程度的冲击和振动。为了使系统能够在这样的环境下正常工作,应特别注意井下组件中传感器和电子部件的安装。适用防震座的设计是这种系统设计工作的关键部分,也是研制这种系统时花费设计师大部分精力的工作。

尽管在边钻探边勘测的情况下,振动环境最恶劣,但在电缆牵引的系统中,也会存在相当等级的振荡(这取决于传感器在井下是如何支撑的)。例如,由于陀螺对周期性角运动的敏感性,可能会出现伪圆锥运动(参见 12.6.2)。

对于绕单输入轴经受周期性运动的双轴陀螺来说,会诱导一个伪圆锥校正误差,其不随时间变化的分量 $\Delta\omega$ 由下式给出:

$$\Delta\omega = \frac{-A\Omega^2}{2H}$$

式中: Ω 是输入的周期角运动的幅值; H 是陀螺转子的角动量; A 是陀螺转子绕输入轴的转动惯量。

作为这些陀螺参数的函数,一个角加速度的纠正项可以计算出来,因而就能够使用软件进行纠正。

15.2.5.6 热设计问题

达到所需惯性传感器测量精度的关键,是每一陀螺和加速度计输出信号的温度补偿。为此,常常需要在每一惯性传感器上或尽量靠近传感器的地方安装温度传感器。产生的测量值与储存在勘测头内的温度系数数据一起,可在整个勘测过程中对惯性测量值进行温度补偿。获取温度系数数据的标定过程随后讨论。

为了使具有有限温度能力的惯性传感器在所需温度范围内工作,通常的做法是使勘测头工作在带散热器的隔热罩内。这一方法也可以使勘测头在高温下延长工作时间;这取决于散热器的性能。

15.2.5.7 电力需求与管理

研制井孔勘测系统时,使井下系统耗电最小、避免过多的瞬时有电是至关重要的。这是因为井下供电能力非常有限,同时也是为了避免井下设备产生过多热量。而且,高效系统和技术对处理陀螺启动时的用电激增也是至关重要的(工具启动后陀螺会随后启

^① 工具的“健康状况”:勘测工具产生数据的品质和一致性一直受到全程监控,以便尽可能地检查工具工作是否正常。

动)。如前所述,可利用模拟再平衡回路最大限度地降低在高精度闭环模式工作的陀螺所需的电力。

15.2.5.8 惯性导航系统辅助技术

惯性导航系统能提供很好的短期精度,但其未经补偿的长期性能不能满足石油天然气和建筑业对精密勘测的需求;这些系统的工作时间可以是几个小时到几周。因此,在每一种应用场合,需要把辅助技术与统计过滤方法结合起来,限制惯性敏感器随时间的误差的增长。

对地下系统,惯性导航系统辅助技术的选择非常有限。一种用于安装在勘测头的惯性导航系统的可能的辅助方法,是使勘测头在井内升降过程中定时停止。当勘测头停止时,惯性导航系统指示的任何速度分量都明显构成惯导系统的误差,并可用于对系统的更新。用于这种场合的卡尔曼滤波常被称为“零速更新”。如第13章所述,这种方法可用于纠正惯导系统的速度估值。另外,姿态误差的估值和仪表零偏的估值(它们作为速度误差在惯导系统内传播)也可以产生。这种方法使得某些适用的纠正手段作为滤波过程的一部分得以应用。

这种辅助方法对那些需要在钻探过程中产生勘测数据的系统(参见前面介绍的MWD系统)来说,是一种自然的选择。在钻井过程中,钻探工作会时不时地停下来,为的是进一步钻探前增加钻管。此时,通常认为勘测头是静止的。通过同样的过程,可以获取陀螺误差改进的估值,并在系统运行中更新陀螺标定过程。

在动态条件下,需要测量工具沿井孔的运动。也就是测量沿井道的位置或速度。尽管有各种方法产生这一信息^[2],一种常用的方法是测量沿井道的距离变化增量。对导线(电缆)牵引的勘测系统,具有专有权的井深测量系统可用于产生这一信息。作为井深测量过程的一部分,这种类型的精密系统可以对电缆温度和伸长进行补偿。惯性导航系统不会超出井孔的限制范围,这一点已隐含在采用的卡尔曼滤波过程中。

15.2.6 系统标定和测试

制造过程中的标定以及随后在运行勘测工具前进行的现场标定,对任何惯性导航系统的成功运行都是至关重要的。为了在勘测开始前检查惯性敏感器性能的意外变化,并消除启动零偏的变化,应进行现场标定。这一程序用于确保在随后的勘测中,从惯性敏感器获取最好的性能。

详细标定和特性确定在产品制成后利用标定和测试程序来完成。这一程序涉及一系列多位置和速率传递试验,以确定系统的特性,如固定零偏、与 g 有关的零偏、标度因数线性度、安装误差和交叉耦合误差。装到试验台后,勘测头被放入温度试验箱。这样,当勘测头在规定的使用温度范围内循环时,就可以收集到各种数据。作为这一过程的一部分,常常需要考虑温度变化的方向,以便考虑温度迟滞效应。

为了获取陀螺的最佳性能,每次勘测前可以在现场对仪表作进一步标定。现场标定的目的,是估算和补偿启动零偏的变化。这一程序以多位置试验的形式进行,勘测头处于标称的水平位置。类似的方法已在第8章的惯性敏感器和系统的实验室测试中进行了描述。这些测试对下述工作是关键的一步:鉴定系统的性能、确保敏感器和系统适合

勘测任务并进行了优化。

所有勘测工具在投入使用前都要进行广泛的标定、实验室测试和环境考核。开发工具的进一步试验可用车载试验和其他地面试验(如滑橇试验)来完成,以尽可能准确地模拟工具在井下的运动。

井内测试在已知测试井内进行;后者在过去进行了多次勘测,认为井道已经很好地确定。然而,正如本节开始时谈到的,井道唯一真正确定的点是其地面位置,即井口的坐标。在这种情况下,进行了相对于真正地面位置、涉及边升降边勘测(通常称为入井勘测和出井勘测)的井内测试,看返回地面时已知位置是否发生变化,从而对勘测系统提供一种很好的指示。另外的测试用于检查几次运行的重复性,一致的结果会进一步表明:勘测工具工作正常。

15.2.7 小结

现在已经可以生产结实、可靠、基于惯性传感器技术的勘测系统。同时,一些复杂的方法也已开发出来,用以确保系统在恶劣的环境中能够准确、可靠地工作。

惯性导航系统在制造过程中的精心标定和特性确认、现场标定和使用中的持续辅助过程,这几方面结合起来是精密井下系统成功运行的关键。这一过程用于获取系统最佳性能,同时在整个勘测过程中不断限制误差(这些误差有可能使勘测不满足要求或无效)的增长。

这一领域的继续研发主要面向基于陀螺的、能够边钻探边提供精密勘测数据的勘测工具。最终目标是生产出方向操纵工具,它能够在钻探过程中直接控制井道的走向。

15.3 船舶惯性导航系统(SINS)

难度最大、精度要求很高的惯性系统应用场合之一,是舰艇和潜水艇的导航;它们可能需要在海洋的任何地方(包括两极地区)隐蔽运行很长时间。位于英国斯劳(Slough)的海军部罗盘观测站(ACO,原是防御评估与研究署的一部分),最早研究出了非常稳定的平台系统:这些器件能提供 1 n mile/d 等级的自主导航能力;其陀螺的剩余零偏小于 $0.001^\circ/\text{h}$ 。所使用的单轴速率积分陀螺是非常复杂的仪表:带有气浮轴承,需要在严格控制的温度下才能达到高精度导航所需的性能。

英国在 ACO 开展的研制船舶惯性导航系统的计划始于 20 世纪 50 年代中期。最早的系统设计采用了美国查尔斯·斯塔克·德雷珀实验室研制的速率积分陀螺,其转子由高精度球轴承支撑。该计划于 1961 年进行了实验室试验和初步海上试验。系统于 1968 年正式投入使用。在这期间,ACO 在研制用于船舶惯性导航系统的新型速率积分陀螺方面起了重要作用。新型陀螺转子由气浮轴承支撑,性能提高了一个数量级。SINS Mk. 1 是完全的模拟线路设计,对温度和供电变化很敏感,且在高纬度地区使用受到很大限制。其后续型 SINS Mk. 2 带有陀螺脉冲力矩器、集成电路和数字计算,1976 年生产的设备完全具备两极地区工作能力。

早期的系统具有很好的惯性导航性能,但制造和维护起来既笨重价格又昂贵。实际上,系统过于庞大,需要一个专用门把系统装入和取出。显然,这限制了这种技术能够配

装的船舶的数量。为了获得精度相同但尺寸较小的系统,人们启动了一些研制项目,但直到20世纪80年代,才取得了重要进展。更小、更轻、价格更低廉、适用船只更广的新型取代系统的研制始于1983年。它一开始是作为船舶低成本惯性导航系统(SLINS)进行研制的,后来变成了国际合作风险投资计划——NATO SINS^[3]。这是一种基于环形激光陀螺技术的捷联系统。

NATO SINS:

NATO SINS 采用3个机载等级环形激光陀螺和3个高精度力反馈摆式加速度计。这些惯性仪表装在敏感器组件内,单个的温度传感器用于陀螺和加速度计的在线实时温度补偿。系统接受船上GPS接收机(如果有的话)提供的定位更新或码头区信息和/或船上的航行日志速度数据,这些信息和数据经卡尔曼滤波器处理,用于辅助系统导航并约束误差的增长。设计的关键要素示于图15.4中。

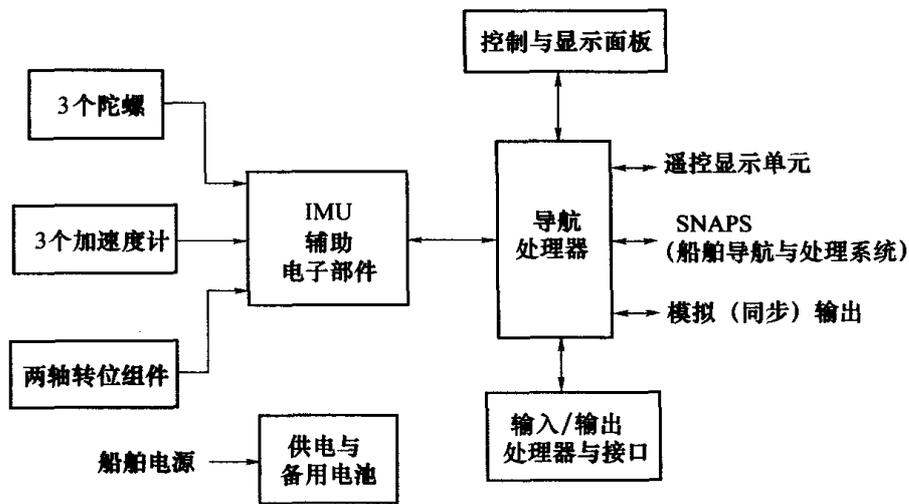


图 15.4 SINS 功能方块图

除了转为捷联技术外,该系统与早期设计的不同,在于采用了“转位”专有技术。这一方案原来是在高性能捷联陀螺出现前为飞机惯性导航系统设计的,通过使整个惯性测量装置每几分钟绕其方位轴和滚转轴转动 $\pm 90^\circ$ 或 $\pm 180^\circ$,来平衡各方向的漂移。实现方法是把敏感器组件装在两个框架上,内框为方位轴,外框为滚转轴,如图15.5所示。

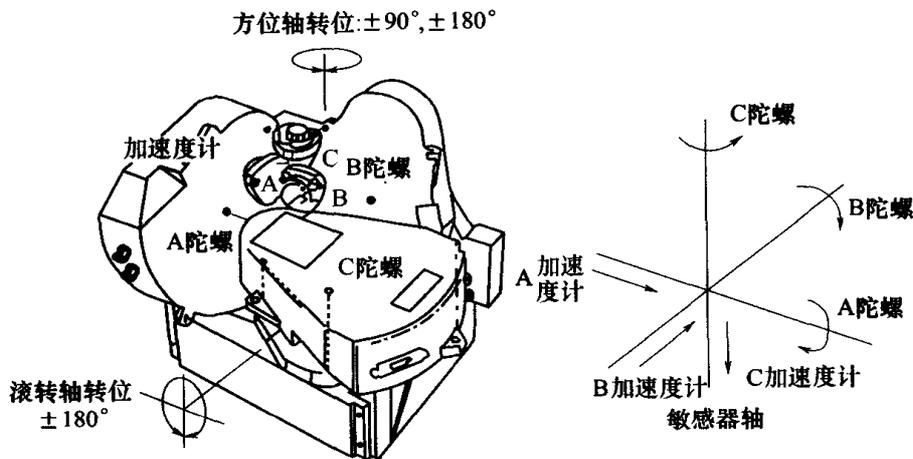


图 15.5 框架安装的敏感器组件

通常,用于机载捷联惯性导航系统的惯性敏感器,其导航精度为 1n mile/h 的等级。然而,通过采用“转位”机构以及低随机零偏陀螺的选择,NATO SINS 可以实现 1n mile/d 的导航精度等级。系统分析表明,一般来说,要想实现 1n mile/d 的性能,随机游走误差需要小于 $0.00125^\circ/\sqrt{h}$ 。

转位循环用于平衡所有方向的陀螺漂移效应,完成整个程序大约需要 3h。例如,当仪表组件处于上方时,C 陀螺测量中的零偏会使计算出来的方位向左漂移;仪表组件转过 180°时,方位会向右漂移。

转位机构也用于使系统与船舶的运动相隔离。这样可以消除船舶转动的影响,否则,船舶转动会抵消框架转位的平衡效应。实现方法是,利用计算的姿态数据(包含在方向余弦矩阵中)驱动方位框架,以便使敏感器组件相对于当地地理坐标系保持固定方位。

最后,作为码头区对准程序的一部分,转位程序用于单个敏感器的标定。在码头区对准过程中,系统利用陀螺罗盘定向功能建立方向,并利用转位机构的滚转和方位运动来使 3 个陀螺处于受控的测试位置。然后,可以把转动速率的陀螺测量值与已知的地球自转分量进行比较(这些数据陀螺都可以感应),形成零偏、标度因数误差和对准误差的估值。下面简述的卡尔曼滤波器是实施这一过程的关键。

通过转位程序消除陀螺零偏的效应后,系统精度主要由陀螺的随机游走误差决定。该误差是剩下的主要误差,遗憾的是,它不能通过转位程序来消除,因为它不是一个系统误差。

NATO SINS 中卡尔曼滤波器的主要功能如下:

- (1) 码头区标定时监测系统参数、陀螺与加速度计的零偏、标度因数误差和对准误差;
- (2) 基于导航数据更新,在海上完成系统重置;系统重置的量由定位坐标的精度控制;
- (3) 控制船舶的测程仪阻尼——当航海日志与系统之间在北向或东向的差异超过预定值时,去除航海日志输入。

卡尔曼滤波器产生误差的估值,包括位置、速度与姿态误差、惯性敏感器的零偏、标度因数误差和对准误差。收到位置(纬度/经度)坐标后,这一信息与惯性系统产生的纬度与经度估值进行比较,其差值构成卡尔曼滤波的输入。可通过测试来评估外部已知点坐标的“可信度”;数据加到滤波器之前,操作员可以进行手动干预,以便在使外部已知点坐标生效前审查、评估这些数据。接受已知点坐标后,对系统误差状态的卡尔曼估值用于对系统进行“重置”。

能够对惯性敏感器的固有误差进行补偿的惯性导航系统已经可以为船舶在世界上任何地方提供精密导航数据,其位置精度误差约为每天 1n mile。该系统的使用表明,系统误差可以加以补偿,因而性能更好;同时,尺寸、质量、采购费用和全寿命成本都大大降低。

15.4 运载体的稳定与控制

本节讨论惯性敏感器和系统的某些当前应用。在这些应用场合,惯性敏感器和系统用于在正常状态和机动情况下对陆地、海上和空中的运载体进行了控制。这些应用包括自动驾驶仪、安全系统和故障检测手段。

15.4.1 自动驾驶仪

如下所述,自动驾驶仪有很多功能,但其最基本的用途是改变运载体固有的自然行为,而产生期望的响应特性。这需要使运载体更具有预测性,而不易受到外部干扰和器件特性变化的影响。此外,理想的设计目标是使运载体的响应在整个工作范围内保持不变。本节将考虑两个常见应用:导弹使用的自动驾驶仪和飞机使用的自动驾驶仪。

自动驾驶仪是一个闭环系统,用于稳定运载体选定或指令给定的飞行路线。对飞机或导弹这种情况,它通过合理抵抗外部干扰、积极响应控制指令来保持一种响应和飞行路线。

15.4.1.1 常规导弹系统

对制导武器的基本要求是弹头撞上目标。这一功能通过产生制导指令(通常为横向加速度指令)来实现;制导指令是从预计的攻击条件产生的。

在给定的速度下,横向加速度指令可以认为是转弯速率或弹道的弯曲。自动驾驶仪的目的主要是确保在系统条件和环境条件快速变化的潜在情况下以最短的时间实现制导指令。

导弹自动驾驶仪把来自制导系统的横向加速度输入指令转换为控制面的偏转角,以获得期望的加速度或转动。当制导系统检测到导弹实际位置与其期望位置存在误差时,就会产生一个控制导弹运动的指令。这是一个连续的过程,直到导弹回到“飞行路线”上。图 15.6 给出了这种控制回路的简化方框图。

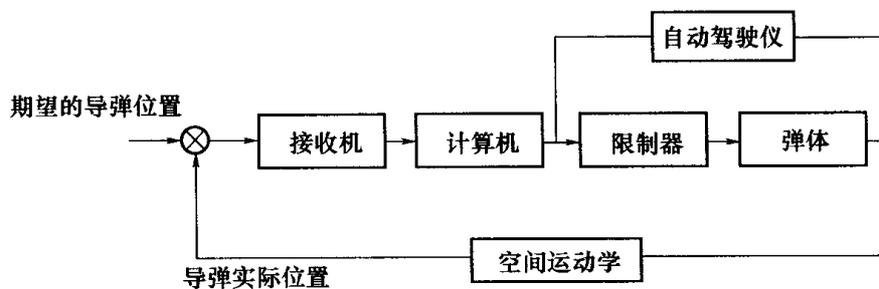


图 15.6 导弹制导回路的简化方框图

产生气动升力是产生横向加速度最常用的手段——通过弹体的转动,使气流与导弹速度矢量之间产生一个角度。在倾斜转弯系统里,改变弹体的滚转角可以控制这种横向力的产生方向^①。气动控制面上产生升力的决定参数与弹体上产生总升力的决定参数基本上是相同的,只是多了控制面偏转角这个变量。通过精心设计,可以把稳态横向加速度变成只与控制面偏转角有关的函数;针对一个给定的控制偏转角会产生一个平衡的攻角。这是加速度指令控制系统的基础。

导弹气动设计是稳定性(决定着对输入指令的响应时间)与可用控制能力之间的一种折中。控制能力决定着可以实现的最大稳态横向加速度。如果同时要求导弹具有快

^① 另一种控制系统是直角坐标控制,即侧滑转弯控制——在转弯方向上产生一个横向力,与弹体的滚转条件无关。

速响应能力和高横向加速度,那么,仅靠气动设计是无法实现的。

即使静态稳定平衡特性与最大平衡攻角之间达成了某种合理的气动折中关系,导弹产生的动态响应也不一定就令人满意。导弹的气动布局一般具有较差的气动阻尼,除非有陀螺舵(参见 15.4.2),否则会引起导弹绕平衡条件的振荡。绕平衡条件的运动称为风标运动模式,这种模式源于风标总是趋于转到风的方向。在某些导弹设计中,制导指令被送经一个陷波滤波器,以避免启动这种运动模式。但内部滤波器不能避免外部扰动(如阵风)对这种运动的引发。

导弹可以从位标器的输出或外部指令接受机那里获得目标运动的详细信息。这一信息由计算机处理,产生使导弹机动的横向力指令,然后由自动驾驶仪输出该指令。采用限制器很重要,它可以确保输入的机动指令不会破坏导弹,因为指令产生的力有可能超出结构的承受能力,或者产生的攻角使导弹变得不稳定。可用各种仪表监测这些效应,并与自动驾驶仪一起确保导弹有较宽的工作范围。这是实现自动驾驶仪基本目标所需的系统形式。

图 15.7 给出了一个导弹自动驾驶仪的简化方框图。它展示了在系统反馈回路中使用了速率陀螺和线加速度计。这些敏感器的使用方法取决于在导弹的应用情况和自动驾驶仪的使用方式(即自动驾驶仪的类型)。如图 15.8 所示,自动驾驶仪有几种形式^[4],但可以归入下述两类之一:

- (1) 控制导弹俯仰或偏航的横向自动驾驶仪;
- (2) 控制绕武器纵轴运动的滚转自动驾驶仪。

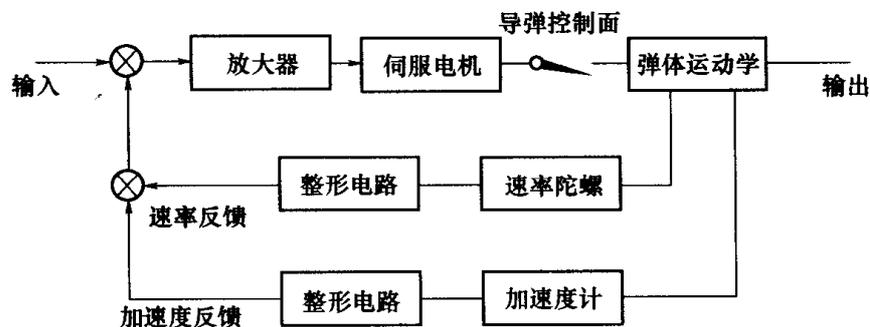


图 15.7 自动驾驶仪简化方框图

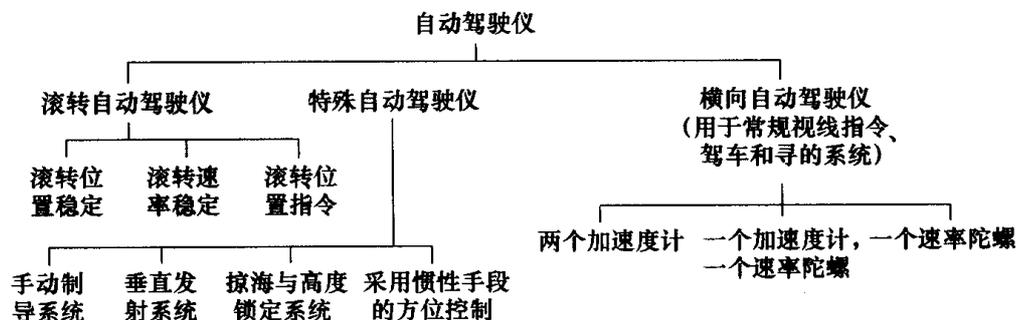


图 15.8 自动驾驶仪的结构

用于指令制导或寻的导弹的横向自动驾驶仪常常把一个加速度计用做主要的反馈敏感器,而用一个速率陀螺提供阻尼。如果导弹有两个对称平面,则需要两个自动驾驶仪在相互垂直的俯仰和偏航平面提供运动控制。

惯性传感器最简单的应用,是把速率陀螺提供的弹体角速率测量值作为反馈信号,来补偿弹体较弱的自然阻尼。另外,由于自动驾驶仪的主要作用是控制横向加速度,所以,直接测量这种状态而不是间接推算是有意义的。这是双回路自动驾驶仪的基础。

要求弹体在整个飞行包线内都具有近临界稳定性通常是很难实现的,尤其是当发动机燃料烧完后重心位置发生明显移动的时候。因此,控制系统的增益应设定为可以在飞行包线内变化,以确保系统在相当程度上保持不变的带宽和阻尼,并确保系统对外部干扰和系统变化不敏感。简而言之,反馈控制器简化了导弹的工作状态,使它比基本弹体更容易预测、更具响应能力。

该系统的加速度计通常置于弹体重心的前面,其输入轴与弹体纵轴垂直。推荐的距离为重心到头部距离的 $1/2$ 或 $2/3$ 。要特别注意确保不能把传感器放在导弹主弯曲振型的波腹,否则,传感器会检测出明显的振动,由“错误”指令引发导弹的破坏。

放置速率陀螺最好的位置是一个波腹点^①,在这里,由振动引发的角运动最小,尽管从总体设计角度看,这不是最佳位置。速率传感器用于感应俯仰和偏航,其输入轴应与导弹纵轴相互垂直。相应地,传感器的输出与俯仰和偏航速率成正比。传感器的精度(如漂移率)对陀螺的性能来说并不是很重要,因为它们只需要提供角速率的测量值,尤其是具有低噪声特性的角速率。类似地,加速度计也不需要在这段时间内提供高精度、高稳定性的测量数据。

与典型的惯性导航应用场合比较起来,制导回路的闭环、自修正特性降低了对惯性仪表的性能要求。因此,用于导航系统的惯性测量装置内的惯性传感器可以为自动驾驶仪提供“反馈”数据,只要惯性传感器所处的位置合适且有适用的带宽响应。在下一节将做进一步讨论。

15.4.1.2 垂直发射导弹系统

这类武器在发射阶段可能没有制导信息,必须利用惯性测量值确定导弹的状态矢量。在这种情况下,制导指令从惯性测量值中产生。例如,从发射箱或发射井出来后的初始发射机动期间,导弹状态只能由惯性测量值确定,其期望的最终状态经发射程序已编入导弹的控制系统。一开始,速度较低,只需要比后续飞行较少的冲量就能实现给定的方位变化。此时,能提供的气动升力也较低,这样,前面介绍的横向加速度自动驾驶仪设计可能难以利用这种现象。

在发射阶段,作用在垂直发射导弹上最大的力通常是助推发动机的推力,该推力必须相对于速度矢量作转动,以产生所需的横向加速度。转动弹体需要施加力矩的手段。由于可用的气动力矩很小,通常是使发动机的尾喷流横向偏转,以便对弹体施加控制力矩,进而控制导弹的飞行。在这个飞行阶段,当推力与弹道垂直(也就是导弹侧飞)时,横向加速度最大。

在这个飞行阶段,通常利用速度矢量操纵技术,使用一个姿态控制自动驾驶仪。通过使发动机尾喷流的偏转角与实际弹体角速率(由IMU的角速率传感器测定)和指令给定角速率之差成正比,来使自动驾驶仪回路闭合。

^① 对刚性导弹,陀螺和加速度计放在节点处,这对陀螺的性能几乎没有什么不良影响。

如果高度没有限制,就可以用一个简单的姿态自动驾驶仪。但在某些情况下,姿态控制固有的弹道开环控制不大可能有效。这样就需要某种形式的弹道闭合控制,如速度矢量控制。

作为正常工作的一部分,IMU 会产生导弹速度矢量相对于选定惯性坐标系的估值。控制系统会产生一个速度方向指令。操纵回路的目的是产生一个指令信号,输入到前面讨论的姿态回路中。在这种情况下,姿态回路的正常功能是产生横向加速度指令(该指令与速度误差成正比),以便使速度误差减小为零。

15.4.1.3 飞机

在过去的几十年里,商用和军用飞机在使用性能上取得了重要进展,尤其是在航程和控制复杂性方面。此外,惯性导航技术的发展对飞机的飞行产生了一些重要影响。例如,惯性导航系统的研制成功使传统的导航员失去了存在的意义。电传操纵技术和先进航空电子系统的研制使飞机的灵活性大大提高。结果,有些作战飞机的手动控制难度提高了,尤其是那些所谓负稳定性飞机(其重心位于压力中心之前,产生一个负的静稳定裕度)。

自动控制设备的研发用于最大限度地降低飞行员的疲劳,减少飞行的单调性工作,从而使飞行员把精力集中在做飞行决定上。所说的自动驾驶仪的功能就是在巡航飞行阶段,通过使飞机沿给定的方向保持在一定高度,使飞行路线保持稳定。当飞机转向新的高度和方位时,自动驾驶仪产生指令,确保飞机平稳地转到新的飞行路线。导弹和飞机的自动驾驶仪有一些不同,飞机采用滚转和偏航组合转弯,也就是所谓的“倾斜转弯”机动方式。而大部分战术导弹则采用直角坐标控制的侧滑转弯机动方式。

陀螺是这类自动驾驶仪的核心;这类自动驾驶仪用于图 15.9 所示的“巡航控制”中。图 15.9 中示出了这种情况下自动驾驶仪的各种通道。俯仰通道陀螺传感器检测飞机绕

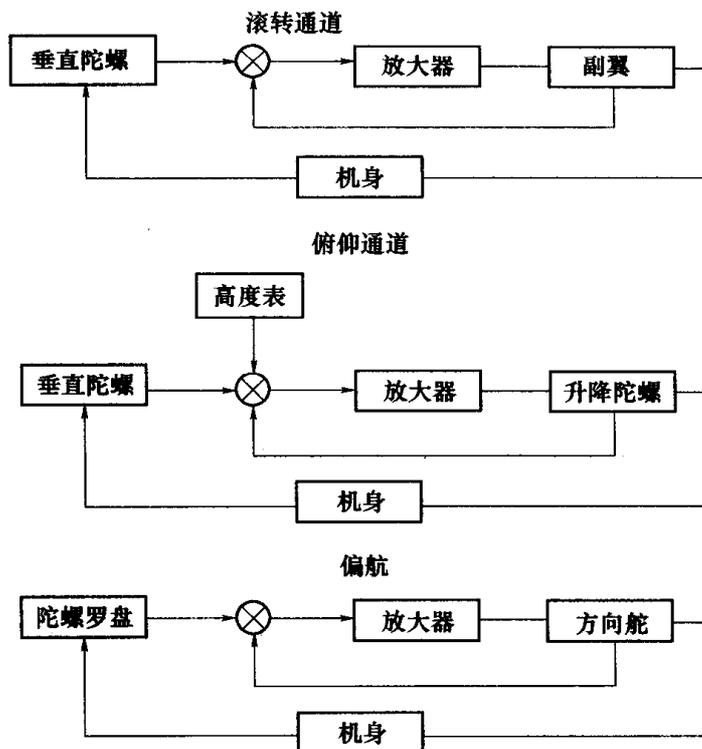


图 15.9 飞机自动驾驶仪

水平(俯仰)轴的运动,给升降舵提供指令信号,平衡检测的运动。这个通道也可以对预置的高度表(如气压装置或基于雷达的传感器)产生的信号做出响应,以确保设定的高度得到维持。

偏航和滚转通道对有关陀螺敏感器检测的运动做出响应;在一个简化系统里,偏航通道的运动可以由陀螺稳定的磁性罗盘进行检测。

15.4.2 导弹滚转被动控制(陀螺舵)

战术导弹设计中经常遇到的问题之一,是提供合适的滚转阻尼。这个问题主要是由用于大部分导弹外形的小展弦比升力面(弹翼和舵面)起主导作用引起的。这样,绕弹体纵轴的固有的自然阻尼力矩,与产生滚转的力矩比起来,就比较小。另外,在一些较简单的导弹上,只要求包含有限的滚转运动动力学系统,使其能够解算自动驾驶仪的指令,而不是为了控制这种滚转运动来获得一个滚转位置或滚转速率的稳定系统。

有一些可能的解决方案。一种是伺服机构,它通过一个角速率敏感器检测滚转速率,并驱动控制面偏转,产生所需的阻尼力(和自动驾驶仪输出的一样)。然而,这种伺服机构相当复杂,且占用空间,趋于降低整个导弹系统的可靠性。这类方案不能满足很多武器系统(如红外导弹)的低成本和采用简单方法的要求。

一种简单的产生滚转阻尼的方法,是采用具有陀螺定向效应的无耦合翼尖副翼。这类系统不需要导弹内的任何部件。这种系统的滚转阻尼由单独工作的、带内置气流驱动陀螺转子的翼尖副翼来实现。这类滚转阻尼器称为陀螺舵,每个翼面一个。

这种系统带有一个小的副翼控制面,它靠近翼尖,在导弹固定翼前缘附近铰接,如图 15.10 所示。副翼内包含一个陀螺转子,未偏转时其自转轴与弹翼平面垂直。导弹正常挂飞时,转子由气流驱动起来,此时副翼被锁定在与弹翼在同一个平面的位置。导弹发射、转子达到预定转速后,副翼解锁。

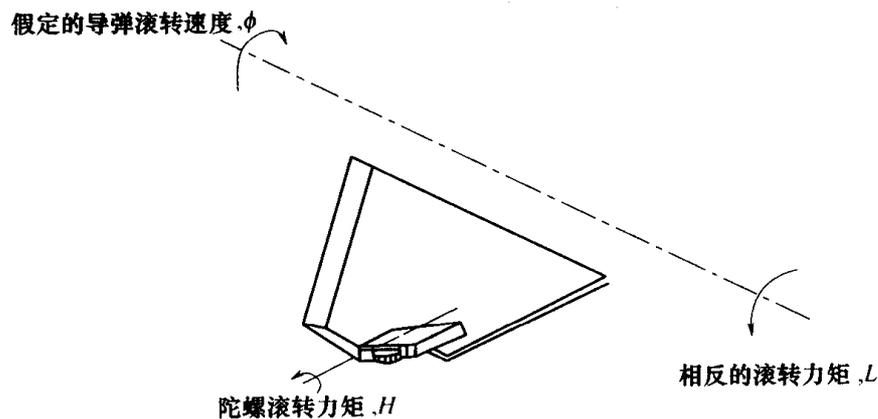


图 15.10 副翼控制

导弹在自由飞行状态出现滚转速率时,副翼(控制面)会感受到一个陀螺铰链力矩。这个陀螺铰链力矩使副翼发生偏转,而副翼反过来又产生一个与感受到的滚转速度相反的滚转力矩,如图 15.10 所示。结果,偏转的控制面产生一种对滚转运动的抵制,因而出现了对导弹滚转运动的阻尼。这个滚转阻尼力比带有小展弦比弹翼和舵面的导弹气动外形产生的固有气动滚转阻尼要大。两种阻尼之间的差值由整套陀螺舵的滚转阻尼效

能确定。

设计这种部件时应避免在对导弹滚转提供稳定的同时,对导弹纵向运动也产生不利影响。另外,设计陀螺舵的偏转轴时,应注意确保它对陀螺力做出响应时产生合适的阻尼运动,而同样避免对导弹的自由飞行弹道产生不良影响。

实践表明,这类陀螺部件可在较宽的飞行条件下工作^[5]:从马赫数小于1一直到马赫数3;高度可以达到大约50000英尺。陀螺转子的典型速度范围为8000r/min~50000r/min。图15.11给出了“响尾蛇”空空导弹陀螺舵的照片。



图 15.11 “响尾蛇”导弹弹翼上的陀螺舵

15.4.3 智能交通系统——车辆系统

现在,小型惯性敏感器用于各种车辆系统。检测车辆运行、提供改进行车数据或提供行车日志的系统越来越常见。尽管很多车辆装有MEMS偏航速率敏感器,但有一种趋势是给车辆引入整个6自由度测量手段,给中央控制系统提供来自多个系统的关键数据。这个中央控制系统可以通过一个中央数据高速网(称为CAN总线数据高速网)向其他系统提供数据,用于整个车辆的数字通信。这样的例子包括:

- (1) 适应性巡航控制和导航;
- (2) 适应性悬挂;
- (3) 前大灯控制;
- (4) 安全功能(包括气囊驱动、为智能或先进刹车系统提供控制数据)。

其中的部分内容将在下面几节里讨论。

这类应用场合需要低成本敏感器,如MEMS器件。一般来说,成本和可靠性是关键要求,因为性能相对较低的速率敏感器能满足绝大多数这类用途。

15.4.3.1 导航

用于车辆的导航系统大部分基于卫星导航技术,如GPS^[6],但使用来自惯性导航敏感器的信息可以提高这种基本系统的精度。外部参考系统的主要缺陷是,由于多种原因,来自一个或多个卫星的信号有可能丢失。常见的例子包括:

- (1) 地形或树木的遮挡;
- (2) 地面物体的遮挡(如隧道、山或建筑物)。

在丢失卫星导航信号期间,惯性导航系统弥补这种缺失,尤其是当卫星数据丢失是间歇性的时候;惯性系统的作用与发动机的飞轮有点类似。只要行车区的数据库是准确的,那么,道路系统可以认为是一套城区河谷(由存储的数据库确定),其误差会受到约束,并用于卡尔曼滤波器,以补偿多种系统误差。

在较简单的轿车导航系统中,把里程表(或速度表和时钟)的输出与电子地图联系起来,是间歇性卫星信号丢失情况下一种很好的转换模式。更复杂系统的真正价值,是丢失卫星导航数据期间能够限制误差的增长,并且在长时间丢失信号后能够帮助接收机重新获取 GPS 信号。

区分位置和地点很重要:定位或导航系统提供坐标,但地点系统需要地图。轿车导航系统通常可以从存储的地图中提取地址并把它转换为一套坐标,向驾驶员提供如何到达目的地的指令。在较简单的系统中,可以使用地图匹配技术;此时,认为轿车在一条路上,通常靠近变换到电子地图上的 GPS 坐标。好的地图匹配算法取决于地图的较高的位置精度(一般在 30m 的量级),以避免选错道路。2.1 节介绍的推算法也用于确定车辆的绝对位置。

由于所需的导航时间较短,以及辅助技术的存在,对惯性敏感器的性能要求不是很高。这是低成本 MEMS 器件最理想的应用场合。

15.4.3.2 悬挂与刹车系统

主动悬挂或适应性底盘系统^[7]采用电气或液压驱动来强化车辆的悬挂系统,因而控制车辆的动态特性。这意味着更好的稳定性,因为车辆转弯时,其转动得到了控制。这类系统的其他特性涉及车辆的颠簸,当车辆沿高低不平的道路行驶时,系统会抑制车辆的颠簸振荡;当紧急刹车时,系统防止车头下沉,因而确保后胎与地面最大限度地保持接触。

智能刹车系统用于提高已广泛使用的防滑刹车系统(ABS)的性能。在智能刹车系统中,一个单轴加速度计和一个陀螺装在车辆上,用于测量车辆的侧滑角速率和横向加速度。控制系统通过调整悬挂系统中减震器的阻尼来使车辆的质量均匀分布。

一个更复杂的系统可能会配装电子油门控制、方向盘位置指示、车轮速度传感器和改进的刹车系统。车辆系统根据存储的数据,“知道”在给定车轮速度下的安全转弯半径或速度以及方向盘的运动。如果惯性敏感器检测出在给定车轮速度下,车辆运动超出了设定的安全指标,控制系统会解除动力并根据每一车轮的情况单独施加合适的制动力。

这些技术可以与导航与导引自动驾驶仪一起,用于无人驾驶车辆。这些车辆可以从事各种危险的工作,如排雷、清除受污染的物品、喷洒杀虫剂等。

15.4.3.3 轿车监控

一项和轿车有关的研究涉及轿车的精确定位系统,类似于飞机的“黑匣子”事故记录系统。这种系统将确定车辆的姿态和位置,即行车路线或相对于其他参考坐标系的

路径。

这种研究计划采用了一种带调谐卡尔曼滤波器的组合导航系统。惯性导航系统以高数据率提供车辆的姿态、位置和转弯速率。GPS 接收机每秒钟提供一次位置坐标。这些数据在卡尔曼滤波器中加以融合,在事故发生前的给定时间内,提供有关车辆速度、位置和姿态的高精度信息。根据目前的预测,这样的组合导航系统能提供的位置精度约为 5cm。

显然,这是低成本组合惯性导航系统的直接应用。

15.4.3.4 安全性

其他车辆安全项目涉及防撞和防意外跑偏。这种物体探测功能可由雷达系统或光电系统来完成。同样,完整的安全系统将包含组合惯性导航系统和一套适用的地图数据库。

在气囊保护系统中, MEMS 加速度计传感器用于启动爆炸序列。

15.4.4 智能交通系统——火车系统

陀螺用于现代高速机车和火车车厢,当以高速通过急转弯道时,控制火车的倾斜。这使得火车能够在现有轨道上以比常规火车给定的安全速度更高的速度运行。

目前人们正在研究惯性传感器的另一种用途,它利用火车上的惯性测量装置记录火车整个行程的运行特性。定期对这些数据进行详细分析可用于对火车系统的各种分析。例如:

- (1) 机车和车厢车轮的工作状况,特别是“非圆点”的出现;
- (2) 悬挂系统的性能;
- (3) 轨道的运行质量。

15.4.5 个人交通

惯性原理在交通中最常见的一种应用,是利用陀螺定向效应使两轮机械(如自行车或摩托车)处于平衡或控制状态。直线行走时,车轮的角动量产生保持骑车人处于竖直状态所需的力。方向操控可通过转动车把(产生一个垂直力矩使骑车人转向期望的方向)来实现;骑车人也可以通过把身体偏向一边,产生一个垂直于竖直平面的力,也就是说产生一个转弯力矩,而使车子的直线平衡状态受到干扰。

最近,两轮交通工具的开发取得了重要进展,下节将进行讨论。

Segway 和 Ibot(个人交通工具):

这类交通工具的最新发展是 Segway 机。它由迪安·卡门(Dean Kamen)发明,有一个可供骑车人站立的稳定平台。陀螺技术的应用使得骑车人可以在两个轮子(一边一个)上安全地保持平衡。这种机器可以由电机前后驱动。有人发明了一种称为 Ibot 的智能轮椅,它也利用稳定平台的原理,可以用两个轮子行走或保持平衡。

采用这种技术的轮椅比传统轮椅的用途多很多。其自平衡特性意味着轮椅可以在两个轮子上安全行走(前轮抬起模式)。这种轮椅有如下功能:

- (1) 轮椅可站立在后轮上,把乘坐者提升到其他人站立的高度;

(2) 上下楼梯:两个轮子为一对,交替使用“前轮抬起模式”。它下楼梯时像成卷的弹簧那样从一个高度(台阶)移动到另一个高度。也可以用“前轮抬起模式”完成相反的过程。如图 15.12 所示。

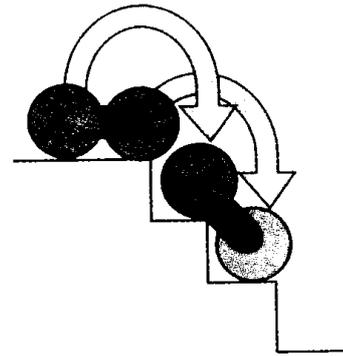


图 15.12 轮椅沿台阶运动示意图

这些系统的核心是所谓的平衡传感器组件(BSA)。它有 5 个单轴硅敏感器和 2 个双轴倾斜敏感器(提供增量数据)以及自己的计算机处理器。倾斜敏感器实际上是液体电位计,电解质中 4 个针脚围绕一个中心针脚布置。当稳定平台倾斜时,惯性敏感器提供角速率数据,倾斜敏感器提供信号(该信号基于各针脚之间电阻的变化)。

倾斜敏感器取代了稳定平台(附录 C 中作了描述)中加速度计的功能,因为它们起到了水平仪的作用,而定义了重力矢量的方向,因而定义了参考系统的向下方向。这两类敏感器的敏感特性具有互补性:陀螺提供高带宽数据,而倾斜敏感器限制陀螺输出的漂移和噪声。另外,陀螺提供角速率,不是绝对的角度值,这样,角运动需要独立的绝对参考(竖直方向),以使平台保持水平。结果,稳定控制回路可以利用低成本敏感器实现最佳闭合,具有长期稳定性。电机提供力矩,消除 BSA 检测到的任何运动,因而使平台保持水平状态。

平台上的 5 个陀螺处于各种角度,通过敏感器测量的冗余来提供高度的安全性,并使系统能够沿山坡上下。只有一个敏感器对平台的俯仰角提供直接测量,其他敏感器提供俯仰、滚转和侧滑的分量。这样,有 3 个独立的来自陀螺的俯仰测量值,2 个滚转和侧滑的测量值。带有 MEMS 速率敏感器的 BSA 照片示于图 15.13 中。

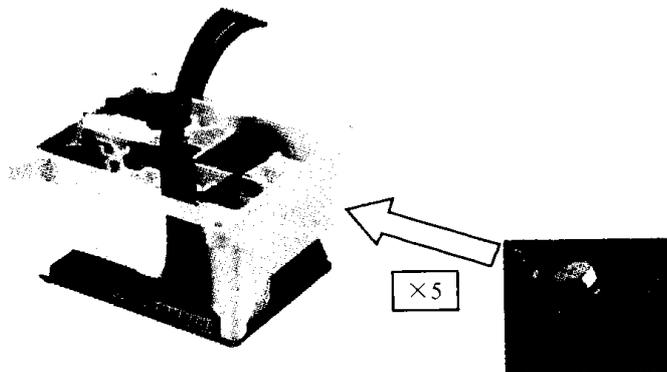


图 15.13 平衡传感器组件照片(BAE 系统公司图片)

如上所述,一个陀螺敏感器直接测量俯仰运动,作为数据基准,用于验证其他两个敏感器提供的导出俯仰测量值的有效性。只要两个导出测量值一致,基准测量值就没有什么作用;一旦检测到不一致,系统自动关闭。其他 4 个陀螺中的 2 个用于提供下述形式的俯仰和侧滑数据:信号的加和减会给出俯仰和侧滑的两个估值。其余两个敏感器提供俯仰和滚转数据。另外的处理技术能够推导出其他估值,从而为运动提供冗余估值。

为了使这种“个人交通工具”能够安全地进行机动(如上下山坡时转弯),需要对俯

仰和侧滑进行估值。这可以避免由系统内重力矢量“地点”不确定引起的周期性俯仰误差。通过估算相对于重力矢量沿参考坐标系所有 3 个轴的俯仰运动,并补偿由三角函数误差引起的、对俯仰运动错误估值的影响,来克服上述问题。

个人交通工具的前后运动通过一个把手来控制。向前扳动把手可使它向前运动。Segway 的分解图示于图 15.14 中。

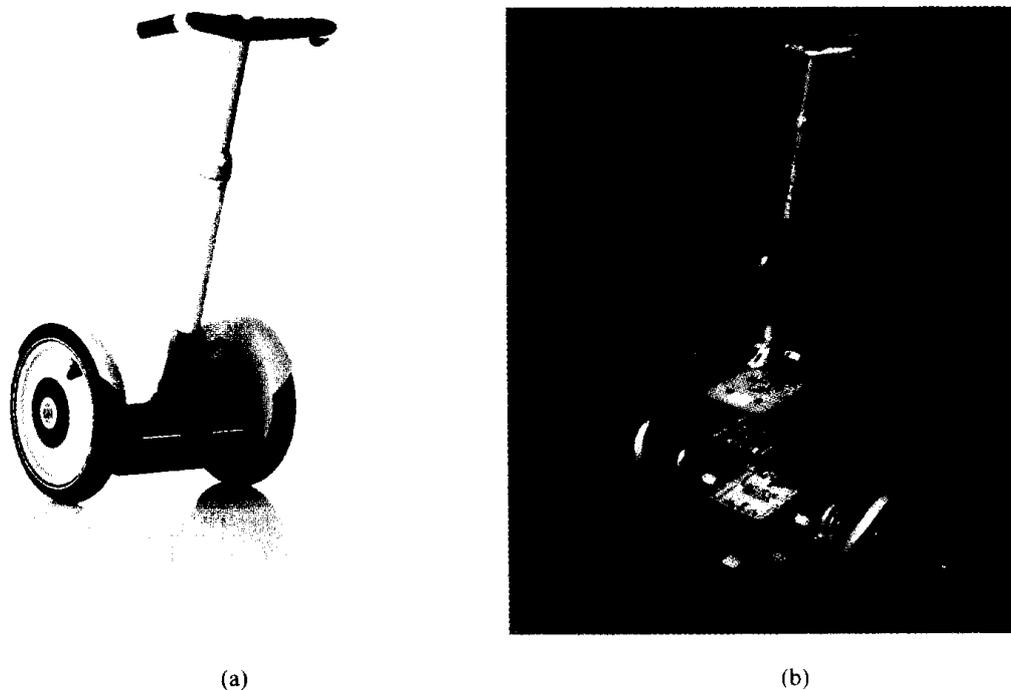


图 15-14 Segway 交通工具及其分解图

(a) Segway 交通工具(BAE 系统公司图片); (b) Segway 交通工具分解图(BAE 系统公司图片)。

在这种应用场合,一体化的敏感器技术用于构成低成本、高性能的稳定系统。这种方法也可以最大限度地利用敏感器提供的信息。下一节讨论其他稳定方法。

15.5 设备稳定

本节将讨论惯性敏感器和系统在存在运动干扰的情况下,如何使运载体安装的敏感器保持在给定方向。这些干扰可以是要要求的机动或随机效应(如扰动)。

本节还包括惯性系统用于装在容易变形的运载体上的站点之间相对对准的测量与控制,以及运载体运动特性确定的惯性测量方法。

15.5.1 航空挠曲的补偿

现代战机是高度复杂的多用途系统。这种能力的获得主要是由于分布系统的采用给它们提供了更强的功能、抵抗作战损伤的能力以及服役后能够不断引入新功能数据的机会。由于现代战机的服役期有可能超过 30 年,所以,在整个战机的寿命期内,需要随着新技术和系统的不断开发和成熟而把它们吸收进来。技术引入能够使系统的性能不

断提高,战机的潜力充分发挥,投入产生最大效益。

器件的分布系统为把新系统集成到各种平台(包括改装原型机)提供了更大的灵活性。把一些小的分系统模块和器件集成到飞机,要比较大的整体结构更容易。尤其是当进行技术引入或中期升级而对飞机进行改装的时候(尽管这种方法可能会对已装系统的性能产生潜在的影响)。

这种方法的缺点是难以实现全系统的一体化,尤其是需要对各种探测器件之间的测量值进行比较的时候。例如,分布式探测器阵列的各种器件之间的坐标轴需要与平台使用的主参考坐标系进行协调一致。

飞机或舰艇上防御辅助套件(DAS)的应用就是分布系统的一个例子。其用途是当受到任何武器的攻击时对平台提供保护。任何飞机都容易受到现代热寻的导弹的攻击;这种导弹可以从任何方位发射。这样,构成导弹探测系统的各种探测器被安装在飞机结构的不同部位,以提供完整的情况感知能力。这种形式的分布系统(利用分离的探测器阵列)可为防护系统提供 4π 全球面覆盖能力。需要4套(或更多)宽瞬时视场角凝视探测器为DAS或干扰系统控制器提供对来袭威胁全面而不间断的监视,从而使合适的干扰能够投放。图15.15示出了理想状态的分布系统。

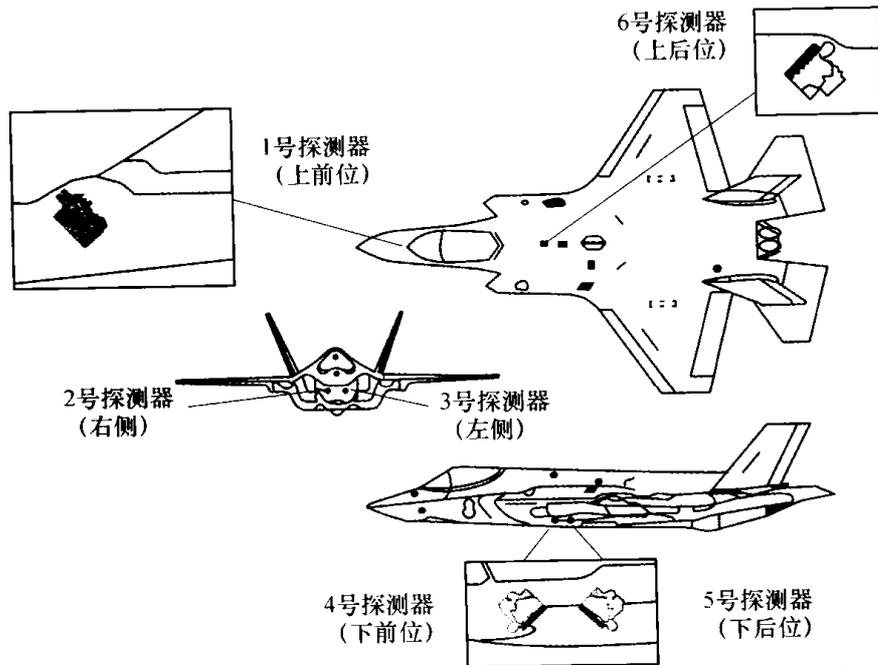


图 15.15 DAS 分布系统(诺斯罗普·格鲁曼电子系统公司资料)

这类系统的光电形式将用于展示一些相关的问题,尤其是对系统各种器件的参考坐标轴之间方位连续或动态变化的补偿问题。这个问题将在飞机的定向红外干扰(DIRCM)系统中讨论,这主要是为了实现来自情况感知探测器阵列(构成探测器套件)的信息传递,向机载干扰发射机系统提供数据。

图15.16给出了现代DIRCM系统的照片,图15.17给出了通用DIRCM系统的结构示意图。这类系统配装在新的飞机上,也可以加装在原型机上,提高它们的生存能力。具体地说,DIRCM系统的目的是探测和摧毁来袭的热寻的导弹。显然,为了完成这一任务,它需要一种分布系统。

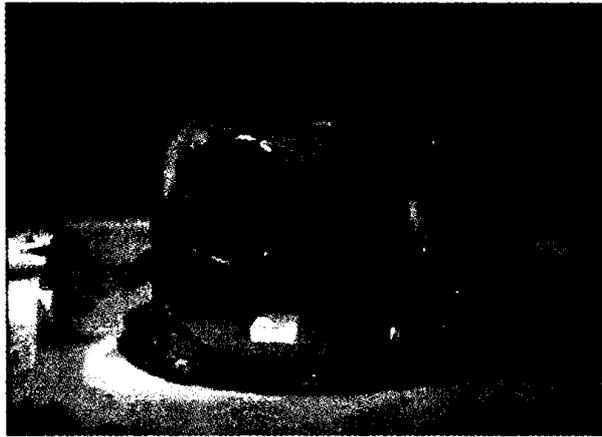


图 15.16 DIRCM 系统(诺斯罗普·格鲁曼公司图片)

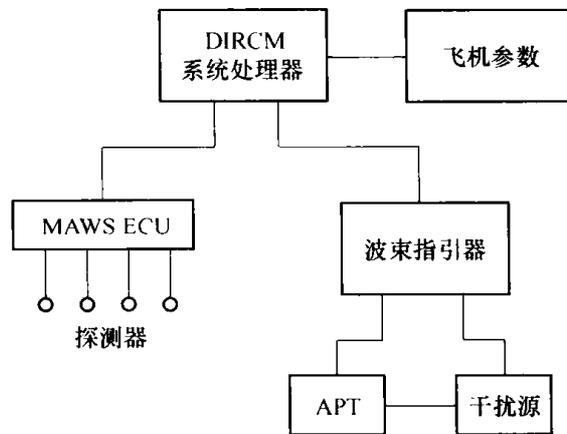


图 15.17 DIRCM 系统的结构示意图

这种系统包括一个处理器、探测导弹发射的情况感知探测器(导弹来袭告警探测器)阵列、一个带红外热像仪的波束指引器和一个中波红外源。波束指引器接受探测器阵列的指示信息,确定威胁的方位,并用热像仪跟踪目标,同时发出一系列红外脉冲,迷惑来袭导弹的目标跟踪系统^[8,9]。

通过这种系统元件的基本信息流包括:

- (1) 探测导弹在当地参考坐标系中来袭方向的凝视光电探测器阵列;
- (2) 在计算机处理器中形成被测导弹的飞行弹道,确定其在飞机系统选定坐标系中的来袭方向,向波束指引器提供引导指令使其转向计算出的来袭方向;
- (3) 以上述给定方向(波束指引器中的跟踪探测器提供)为中心进行窄瞬时视场搜索,探测并截获跟踪探测器设定的目标;
- (4) 跟踪设定目标并向来袭目标发出红外能量。

决定这种系统性能的关键问题,是用于引导波束指引器的来袭导弹方位信息精度误差。这一过程的误差引起所谓的交接误差,并直接使波束指引器(带窄瞬时视场跟踪热像仪)立刻发现指定目标的可能性降低。这 and 第 14 章讨论的导弹位标器从惯性导航转为末端导引十分相似。这些误差有不同的来源,如分布式探测器的测量误差、这些探测器相对于主坐标系的协调一致的不确定性。

由于现代军用飞机的动态特性,后一因素起着主导作用,尤其是运输机,动态特性引起机身的挠曲。所以,当地坐标系相对于主坐标系的方位有可能存在明显、随机、随时间变化的误差。另一种明显的误差成分来自情况感知探测器在机身上的安装误差。但这种误差很容易加以补偿,因为它是一种系统误差,可以相对于主坐标系测定出来。

补偿飞机结构这种扰动的最有效方法,是靠近每一情况感知探测器配装一个惯性测量装置。这可以提供包含探测器阵列远处器件姿态变化详细情况的数据流,该数据流可以打上时间标志,并与主坐标系记录的姿态变化进行比较。这种方法与第 10 章讨论的传递对准过程十分类似。另一种低成本方法,是在有代表性的地点使用一个单独的 IMU,来指示机身的挠曲。

幸运的是,DIRCM 系统只需要远处探测器阵列相对于主坐标系方位的变化细节,所以,一个相对简单的 IMU 就够用了。另外,简单的速率传感器也比较合适,这样,用石英速率传感器那样的器件或等效器件就可以构成一个紧凑的 IMU,为 DIRCM 系统提供三轴的角运动数据。重要的是要使用低噪声特性的传感器,以便能够使数据流建立及时、准确的相关。数据率和传感器带宽需要比挠曲运动的基础频率更快。

这种补偿方法有多种好处:给出的系统性能比较准确,可用于各种分布式系统。另外,如果探测器和其处理器能够为载机提供跟踪数据和通用情况感知能力,那么,远处 IMU 的输出可以用于协助在当地产生目标瞄准线角速率的估值。这一信息可协助选择最危险的目标。

解决这一问题的另一种方法,是利用飞机惯性导航系统的输出信息。在这种情况下,需要知道外力对机身变形的影响,并与飞机的响应联系起来。这样,如果飞机的运动与其挠曲之间比较好的相关关系,那么,惯性导航系统的输出就可以用于挠曲的补偿;这可以利用这种现象的一种适用数学模型的实时输出来完成。显然,这种方法的成功取决于对每类飞机挠曲响应特性的有效确定。另外,这种方法要想有效,每种飞机各机身之间,在给定的外部激励条件下,应有极小的弯曲响应变化。

估算来袭导弹方位时处理由机身挠曲引起的随机和非相关误差的方法包括:

(1) 使用一种带宽瞬时视场探测器(用于跟踪目标)的波束指引器。这会容忍较大的交接误差,但会降低目标跟踪系统的空间分辨率。可以使用光学聚焦系统来改变目标跟踪系统的焦距,以提高空间分辨率,但这会增加跟踪系统的复杂性、成本和重量。

(2) 使用不带目标跟踪系统的波束指引器,但这需要宽得多的波束,而降低了辐射强度,因而也会降低 DIRCM 系统的有效性。

然而这些方法和手段与实时补偿方法比较起来,并不特别有效。

15.5.2 激光波束指引器

激光系统有多种军用和民用用途^[10]。很多应用场合需要把低发散的很窄波束指向远距离目标。这可以用多种方法来实现,如光纤、转臂或波束指引器。对波束指引器的情况来说,它可以是一个固态系统;该固态系统利用反射物体的光学“闪烁”提供跟踪指示,利用“长腔”激光器提供激光照射。但最常用的方法是使用机械系统,其光学器件安装在伺服控制的框架上。

在需要激光系统有宽工作视场(如作半球或超半球扫描)的情况下,需要使用框架结

构。这种应用实例包括用于远距离探测(障碍物和风切变)的激光雷达。另一个例子是研制前面讨论过的 DIRCM 系统^[8]。

典型的激光束指引器需要完成多种任务,完成这些任务需要使用惯性敏感器。其中的例子包括:

(1) 测量平台的角运动,为激光束指示系统提供瞄准线的稳定(如果该器件安装在运动的平台上);

(2) 跟踪运动目标期间,把绕波束指引器框架轴的角速率反馈给波束指引器的控制系统;

(3) 转动或指向期间,测量角动力学特性,用于控制波束指引器。

本节将讨论波束指引器处于固定和稳定位置情况下,针对运动目标的问题。有关稳定的其他问题在本章的其他小节讨论。当然,用于运动状态的一个完整系统需要把所有的测量、控制和补偿系统集成成为一个整体系统。另外,响应特性也需要相互匹配。

这类波束指引系统有一个目标跟踪系统和一个伺服控制系统;后者用于确定一个波束指引光学元件(如反射镜)的位置。目标跟踪系统和波束指引元件工作在闭环系统,反射镜对来自目标跟踪器件的指令做出响应,从而使激光束跟踪目标。

现代激光波束指引器中的目标跟踪系统用一个光电摄像机观测波束指引器光学瞄准线周围的场景。摄像机可以工作在电磁波谱的可见光或红外波段,目标和背景之间存在对比度的情况下,它才能完成目标跟踪工作。对比度可以是正的或负的。一种图像处理算法用于把目标图像的位置从截获场景中提取出来,尤其是目标在瞄准镜中的位移,或其他确定的具体跟踪点。

一些目标跟踪算法^[11]可用于截获的数据,来转动波束指引器的框架,确保给定的目标一直位于跟踪盒内瞬时视场的中心,也就是说,目标被跟踪。如果目标是个点源,就可以使用一种简单的象限矢量方法(类似于一个象限指引器)。如果目标有空间形状,那么就需要用更复杂的方法确定目标的形心或目标图像上的某个具体的点,作为目标跟踪算法的参考点。

当目标运动时,目标跟踪系统会在跟踪盒探测到一个位移,该位移被转换为一个角误差。一种控制率用于使框架系统产生角位移。可以采用多种控制率,但常用的是积分加比例控制。该控制率有吸引力,是因为它不需要来自摄像机光学轴上瞄准线的目标位移跟随以常值速率运动的瞄准线。如果瞄准线以加速度或减速度运动^[11],则需要更复杂的方法来产生很小的跟踪误差。

速率陀螺用于瞄准线控制系统,以检测驱动框架的力矩电机的角运动。瞄准线控制系统,基于检测到的来自瞄准线的目标位移,产生一个电压需求。该需求根据采用的控制率产生,该电压加到力矩电机前经过了放大。力矩电机(可以认为是一种电气延迟、一个常数、一种电阻)提供使反射镜加速的力,其大小与波束定位元件的转动惯量成反比。图 15.18 给出了激光波束指引器的控制框图。

可以选择速率陀螺在波束控制系统中的位置。可以使用全捷联方法,此时,速率敏感器位于波束指引器的壳体上,可直接检测波束指引器底座的运动。在这种情况下,需要一个解算器(角传感器)检测框架相对于框架系统参考系的角运动。另一种方法是在多轴框架的每一个轴上放置一个速率敏感器。从系统设计的角度看,这是一种更简单的

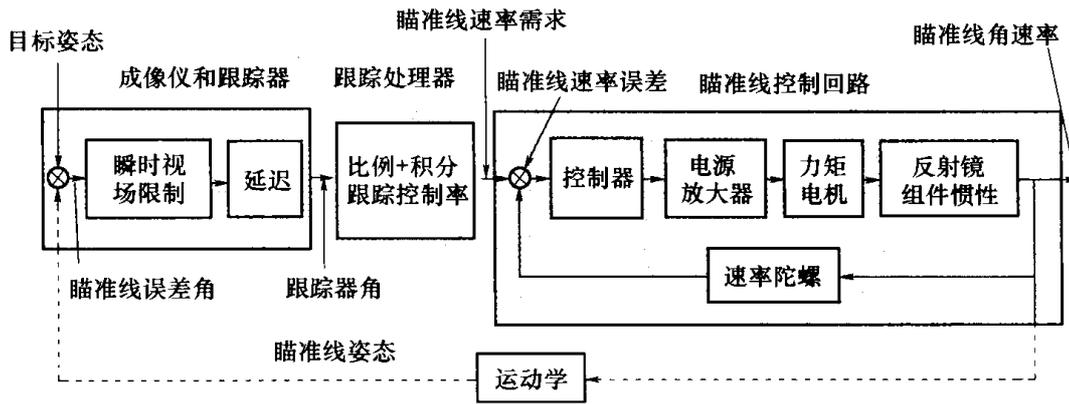


图 15.18 激光波束指引器的控制框图

方法,因为它能直接显示达到的角速率,但缺点是需要更大、更复杂的框架结构。该系统拥有更大的惯性和更大的转动弹簧约束力,这样,要提供相同的性能就需要更大的力矩器。一般来说,与转动惯量较小的小器件比起来,转动惯量较大的结构和系统,其跟踪速率较低。

当速率敏感器装在框架上时,需要较低精度的角解算器,因为控制回路不需要用角解算器信号进行瞄准线的稳定和跟踪。另外,这种敏感器对数据等待时间的要求不是太重要。在这种情况下,角解算器的作用是,当存在确定(和控制)视场内波束指引器光轴的位置指令时,反馈框架轴的位置。此外,只要目标跟踪和瞄准线稳定功能处于工作状态,任何误差都会立刻消除。角精度的要求主要是由从转动到跟踪(也就是完成交接功能)所需的高概率决定的。

框架轴在惯性空间的稳定可用下述方法来实现:以消除平台诱导运动(由速率敏感器检测到)的方式来转动框架。速率敏感器检测到的沿任何轴的转动可用于产生对框架的相反指令。对速率敏感器运动的稳定直接产生对框架目标视线在惯性空间的稳定。跟踪时,当速率敏感器检测到框架转动时,框架机构会立刻出现一个运动指令;该指令可用于控制回路的闭合。

直接测量角运动的好处包括:

- (1) 不用考虑结构的弯曲系数或振型。
- (2) 来自陀螺的信号,其精度比角解算器提供的精度高得多。如果敏感器的设定方位是为了测量两自由度角运动,这也意味着可以实现两轴检测能力。在捷联情况下,需要一个动态范围较宽的三轴 IMU,因为需要检测平台经受的整个运动。
- (3) 一个惯性稳定框架(很可能用于跟踪阶段)只需要速率敏感器检测非稳定剩余运动,经过优化可用于小角度偏转。

使激光波束指引器有效的一个重要问题,是知道激光波束光轴相对于目标跟踪摄像机的方向(称为交叉眼)。对准或协调过程是至关重要的;这一过程可用三棱镜来完成:三棱镜产生从远处返回的光,用来测量来自目标跟踪系统轴的激光束的位移。这一偏差可通过移动波束指引元件或通过补偿元件产生指令角位移时的角偏差来校正。

在这种应用场合,波束指引器产生的角速率可能比较高,在每秒几百度的量级,也可能会超过每秒一千度。然而最重要(即使不是最关键)的问题,是角敏感器输出的噪声。这是因为波束指引器所需的指向稳定性(颤动)可能只在微弧度量级。

尽管指定目标可能在作高机动性运动,但常常需要对目标作非常精确的跟踪。在这种情况下,需要用复杂的目标跟踪算法确保激光点一直落在远处的目标上(即使瞄准线运动速率一直在变化)。此时,需要格外小心的是,应确保陀螺输入轴之间没有交叉耦合,因为那样会引起控制系统反馈回路的不稳定。

波束指引器框架运动期间对动力调谐陀螺(DTG)转子的运动进行的研究表明,陀螺转子可能会出现章动。这是因为在这些高精度敏感器的正常工作模式下,转子被转回到了它的零位。转子的这种运动意味着由转子位置和其传感器确定的输入轴很可能经受由转子章动动力学产生的某种交叉耦合效应。这些传感器自由转子的DTG章动动力学中固有的交叉耦合效应可能使敏感器的输入轴无法很好地确定。转子这种运动的结果是,高精度波束指引器系统的输入轴不能合适地确定,因而也就不能用高增益控制系统(如第Ⅱ类跟踪回路)进行稳定^[11]。

对高性能波束指引器来说,一个解决办法是通过用两个单轴角速率传感器代替双轴陀螺来对跟踪回路进行解耦。这样,用系统内两个单轴传感器就可以对方位和俯仰运动进行独立测量。

15.5.3 激光雷达

由于与常规雷达系统类似,激光雷达系统常称为Lidar或Ladar装置。在这种系统中,激光用于探测一部分空间,提供有关激光碰到的物体的信息。由于激光的固有特性^[10],会获得大量的有关被测物体特性和行为的信息以及发生在空气中各种过程的信息。与雷达系统相比,激光系统的主要优点在于其给定孔径下的空间分辨率。当然,它对环境传播条件更加敏感。

激光雷达^[12-16]包括一部主动激光发射机、一部接收机和一套作视场(FoR)搜索的扫描机构。激光雷达的工作靠测量发出激光脉冲和返回激光脉冲之间的时间延迟。这一信息提供了场景中每一“像元”的绝对距离;这样,通过使激光束和接收机在视场内搜索,就可以产生一幅三维地形图。

激光雷达产生的图像包含空间和时间数据,这些数据基本上不随目标表面的环境变化(如水或灰尘)或温度变化而变化。其他信息也可以从接收的数据中提取出来,如物体运动引起的频移、目标的振动或反射强度的变化。振动测量学的基本原理将在后面的标定与测量一节中简要介绍。

现代计算机技术使扫描空间内形成的“图像”得以迅速处理。图像处理算法可对数据进行过滤,这样,对某个系统没有意义的回波信号(如杂波、靠近地面的小树丛)就可以被滤除。对场景处理过程的灵活性意味着这些技术可用于多种场合。下面仅考虑需要惯性数据的两种情况:

- (1) 导弹末端自主导引过程中用于目标选择的自动目标标志别;
- (2) 低空飞机和直升机的障碍物躲避。

15.5.3.1 自动目标标志别

将激光雷达技术用于军事系统使得采用自动目标标志别方法的自主攻击武器得以完成演示验证。这涉及空间搜索、形成激光雷达前方的“地形图像”以及与存储数据的比

较。数据库可能包括：

- (1) 目标区地形的详细情况,用于协助导航系统;
- (2) 设定目标的特性,可能包括空间和时间特性。

这些“数据点”是相对于激光雷达系统的固定坐标轴定义的,并以搜索反射镜的方位和相对发射机的距离的方式记录下来。这样,测量点的直角坐标就可按照系统坐标轴计算出来。为了在另一坐标系参考这些坐标和相应的观测值,需要知道激光雷达系统的位置和姿态,以完成坐标变换。此外,如果平台处于运动状态,则需要进行视线稳定(如15.5.5所述)。如果激光雷达系统与主惯性导航系统相距较远,而且两者之间有明显的运动,则需要采用一个辅助的IMU。另外,由于运载体的运动,所以需要经常进行惯性导航系统的更新;通常对测量作时间标记,从而为数据组提供合适的同步处理。

处理的场景回波可用各种方法进行评估,以完成物体的探测、截获和跟踪。这些物体可以根据不同的指标进行分类,一般按照尺寸和形状进行分类。然后,可以把目标与存储的数据库进行比较,以识别军用车辆、建筑物、桥梁或其他人造结构。这样就可以形成目标的三维图像,目标数据也可以叠加在区域“地图”上,只要激光雷达数据参照了存储数据库的坐标。这方面的内容在15.7.1运动地图显示一节进一步作一般性的讨论。

这些方法正在进一步开发,用于战术武器的激光雷达导引头系统用以探测、截获、跟踪地面目标。导引头带有一个扫描系统,使激光雷达能够搜索视场内的目标。对水平飞行的导弹来说,一个简单的单平面方位扫描(波束与飞行方向有一个向下的小角度)常常就可以了,因为向前的运动会给扫描机构提供“第二维”。

激光雷达导引头要完成的过程包括：

- (1) 激光束扫描导引头视场;
- (2) 处理接收的信息,产生包括高度数据的图像;
- (3) 对捕获的场景进行过滤,识别可能的目标,滤除背景特性和其他与目标无关的像点;
- (4) 处理可能目标的像点,估算尺寸(长、宽、高)、方位和可能目标上检测到的任何像点的信息;
- (5) 利用三维目标匹配算法给捕获后的目标分类并加以识别;
- (6) 为截获目标产生制导指令。

导引头在各种模式下工作时以及对扫描机构进行精密控制时,导引头都需要稳定,因为发射机和接收机都在视场内转动。速率陀螺可提供所需的控制功能;它探测扰动,为控制回路提供反馈,以稳定瞄准线、确保在目标截获过程中实现平滑、一致的扫描。瞄准线稳定和波束控制分别在15.5.5和15.5.2节进行了更详细的讨论。

巡航导弹上的惯性测量装置能提供角扰动的测量,因而,可能需要一个精确的角传感器来测量导引头光轴的准确位置。此外,速率陀螺也可以用于框架机构,以记录角扰动,然后与低精度角传感器一起控制沿视场的扫描。

15.5.3.2 障碍物躲避

与防空单元联系在一起的高性能监视系统对试图进入防空空域的飞机构成重大威

胁。这些防空系统的有效工作迫使入侵飞机作超低空飞行,以避免被这些防空系统探测到。飞机可能需要在能见度很差、对地形了解不充分的条件下以高速贴近地面飞行。这样,飞机撞毁的可能性就很高,尤其是如果飞机依赖常规探测器来探测沿途的障碍物时,情况更是如此。其他任务(如侦察、搜寻和救援)也需要飞机靠近地面飞行。

因此,对任何低空飞行的飞机来说,实时和准确的情况感知能力是一种至关重要的功能。基于激光雷达技术的障碍物躲避系统^[15,16]给需要低空飞行的飞机提供了非常有价值的辅助功能。在陆地进行低空飞行所遇到的主要危险之一,是很难探测的人为障碍物(如铁塔之间的高压线)。一些激光雷达系统已经研制出来,用于为直升机和固定翼飞机提供障碍物躲避系统。图 15.19 展示了英国 QinetiQ 公司研制的系统和德国用于边境巡逻直升机 EC 135 的系统。



图 15.19 激光雷达系统的应用实例(QinetiQ 公司和 FGAN•FOM 的资料)

在一般的情况感知用途中,激光系统对地形进行扫描,它的处理器形成场景内物体反射回波的三维图像。先进的三维场景分析算法增加了识别障碍物的概率,降低了虚警概率。系统中采用的角运动敏感器能够使激光束的每一扫描位置打上标记,并建立相对于某一参考系的坐标(如目标志别一节所述)。在这种情况下,当数据与系统的参考坐标系发生相关时,就可以使被测障碍物叠加在图像上,产生一个合成图像。图像处理可用于把叠加在场景的各种回波联系起来,以指示电线的位置。另外,所测位置与存储数据的相关,为地形参照导航提供了准确的导航线索。

激光雷达系统也可以用于探测飞机前面的风切面,这样,扰动的影响即使不能完全避免,也可以得到缓解。在这种情况下,激光雷达探测大气中悬浮物或其他小物体的运动。同样,惯性敏感器的使用意味着被测现象的位置可以在一个参考坐标系中给定一个位置点,并可采取适用的躲避措施。

15.5.4 导引头的稳定

热寻的导弹的研制始于第二次世界大战之后;美国加州中国湖原海军军械试验站的麦克莱恩(McLean)博士作了开创性工作。他的思路是研制一种简单、有效的制导武器,其导引头会沿着飞机发出的热能寻的。

近些年,小型光电(EO)和红外(IR)导弹系统的扩散非常迅速。这得益于这些系统的低成本、使用方便和极好的杀伤记录。这些系统包括空中发射和地面发射的反坦克导弹,以及更常见的反飞机导弹。设计中采用的新奇方法之一,是利用惯性敏感器的原理

来稳定导引头和目标之间的光学瞄准线。这样,导引头的指向就对弹体的运动不敏感,便于目标的跟踪。

大部分 EO/IR 导弹系统在寻的阶段都使用某种形式的比例导引。这种导引率很有效,因为它基于在导弹和目标之间实现一种不变的方位(或瞄准线);这是通过消除瞄准线的角速率来实现的。这种形式的拦截路径很有效,因为拦截导弹瞄准的是目标当前位置前方的一个点,而避免了尾追。然而,该导引率只有在导引头系统获取了目标与导引头之间瞄准线角速度信息的条件下才能工作;该信息与导弹运动和其他外部扰动无关。比例导引的工作原理示于图 15.20 中。

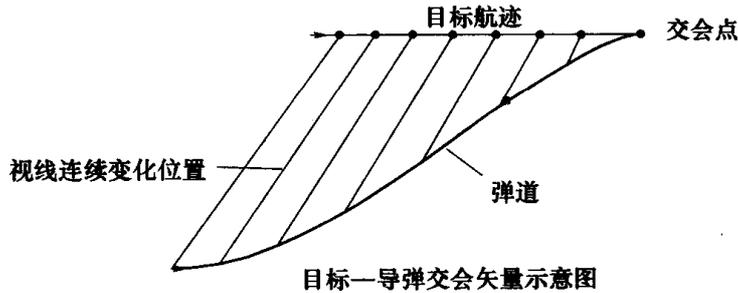


图 15.20 比例导引的工作原理

为了实现视线角的惯性测量,大多数 EO/IR 导弹在其导引头内利用陀螺的运动,使陀螺惯性(即角动量)提供可以转化为导引头稳定的惯性参考。该转动质量被单独稳定,也就是说与弹体运动隔离。这种稳定对导引头来说是至关重要的,因为如果导引头受到弹体法向运动的扰动,目标就很容易从导引头很小的瞬时视场中丢失。类似的情况将在下面的 15.5.5 节讨论。

这些 EO/IR 导弹的导引头一般使用卡塞格伦光学望远镜把场景内的热量聚焦在探测器上。该望远镜装在两轴框架上,整个望远镜和探测器组件绕瞄准线转动,频率的量级为 100Hz。在某些情况下,转子组件(望远镜和探测器)保持选定的角速率;而在其他情况下,一旦转子被解锁,转子就可以减速,也就是说角速率没有维持。

对基于刻度盘的导引头来说,望远镜的转动^[17]对目标的跟踪也是有用的。在锥形扫描导引头中^[8,17],有一个反射镜相对于主反射镜是倾斜的。当直接对准点辐射源时,这种导引头会把接收的能量在刻度盘上形成一个圆圈。这是导引头自转与望远镜一个反射镜倾斜共同造成的结果。刻度盘上这个章动圆圈的半径与卡塞格伦光学望远镜的反射镜之间的角对准误差成正比。如果导引头没有直接对准点辐射源,圆圈就不会以刻度盘的圆心为中心。刻度盘中心与章动圆圈中心之间差值的大小与导引头光轴和目标真实视线之间的角误差成正比。图 15.21 给出了圆锥扫描光学导引头的示意图。

在这些系统中,陀螺型物体形成永久磁铁,这样,前弹体上的线圈可用于控制导引头的望远镜组件(即陀螺转子)并检测它的角位置。旋转导引头的磁场切割探测器的线圈,产生电流;该电流由传感器读出,以确定导引头的角位置。电流加在导引头的进动(力矩器)线圈上,诱导出一个磁场。该磁场与转子的磁场相互作用,产生对导引头望远镜的控制力矩。

图 15.22 描述了带卡塞格伦光学望远镜的导引头组件,展示了探测器和它的进动(控制)线圈之间的布局。基准线圈是置于前弹体两侧的两个“煎饼”式线圈。当导引头

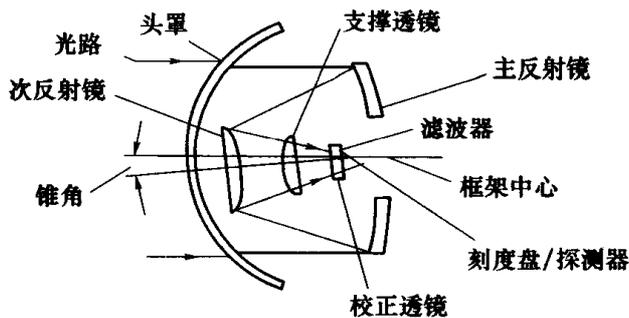


图 15.21 圆锥扫描光学导引头示意图

旋转时,导引头不管处于什么方位,其磁场都会切割这些线圈。基准线圈产生的信号是一个以转子相对于弹体自转频率的正弦曲线。

笼式线圈探测器的线圈沿前弹体的圆周缠绕,就像图 15.22 中的进动线圈。如果导引头望远镜对准了导弹的弹轴(定轴瞄准),笼式线圈内就不会产生电流。当导引头望远镜离开弹体轴时,导引头磁场切割笼式线圈并在线圈内产生正弦信号。正弦信号的大小与转子轴离开弹体轴的位移(通常称为 λ)成正比。导引头望远镜进动方向可通过比较基准线圈信号和笼式线圈信号之间的相对相位差来确定。这样,利用基准线圈信号和笼式线圈信号,导弹就可以确定导引头光轴相对于弹体轴的角位移。

进动线圈通过感应磁场在转子组件上产生力矩来控制望远镜的角位置。给进动线圈输入的电流产生一个磁场,它与弹体纵轴一致,通常标记为 X_M 轴。取决于流经进动线圈的电流的方向,该磁场会有一个极指向纵轴方向。这个感应的磁场通过与导引头旋转望远镜系统的磁通场相互作用,产生作用在望远镜上的力矩。

假定转子的北极与导引头的弹体固定轴(Z_G 轴)一致,进动线圈磁场就会给导引头感应出一个绕导引头横向固定轴(Y_G 轴)的力矩。随着望远镜离开弹体轴的角度增加,进动线圈的效率会降低。随着导引头离开弹体轴,感应的进动力矩有一个绕导引头机体 Y_G 轴的分量和一个绕转子(或导引头组件)旋转轴 X_G 的分量。力矩的 X_G 分量可以改变导引头的旋转速率,尤其是在大离轴角的情况下。图 15.23 给出了轴的设定和用于控制导引头的各种线圈的布置。

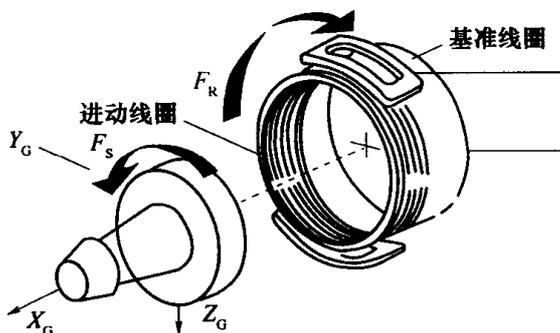


图 15.22 带控制线圈的导引头组件

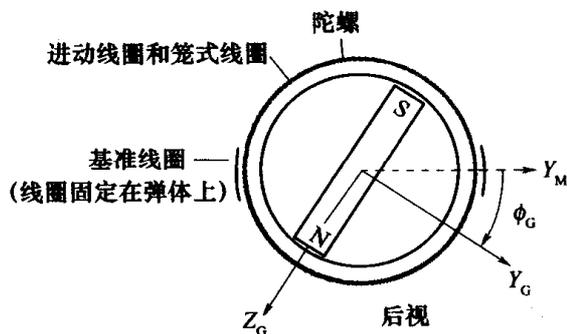


图 15.23 导引头控制线圈示意图

如前所述,有些导弹在发射前使导引头望远镜组件旋转起来,然后在飞行中导引头靠惯性旋转,这样,其角动量会随着时间降低。其他导弹则维持导引头的旋转频率。前者可用于很多场合,因为小型导弹的典型飞行时间相对较短,因而交战期间导引头的角

动量不会有显著的变化。但有些导弹使用弹上电机维持转子转速,这对较远距离的交战比较重要。旋转电机使用一对煎饼式线圈,类似于前面介绍的基准线圈。正弦波形的电流用于启动旋转线圈,产生一个垂直于弹轴 X_M 的磁场。如果这个电流以导引头设定的旋转频率输入,只要相位设定正确,它就会产生一个绕导引头机体轴 X_G 的力矩,控制导引头组件的旋转速率。与进动线圈一样,当导引头离开弹轴 X_M 时,旋转线圈也会给导引头感应出一个进动力矩。

由于其两轴框架的支撑系统和构件质量的旋转(产生角动量),这种结构的转动导引头望远镜组件工作起来就像一个惯性自由器件。导引头望远镜组件就像一个陀螺转子,保持相同的惯性参考指向(即使其外框处于运动状态),也就是说,它的表现像一个自由陀螺。加给转动导引头组件的外部力矩产生陀螺角运动(进动)。其运动方向可通过对陀螺旋转矢量和力矩矢量应用右手定则来确定。这种运动可以解释为,陀螺(即转动导引头组件)试图使其旋转矢量与力矩矢量相一致,这与任何机械陀螺器件的情况是一样的。

对框架式导引头组件进行稳定的另一种方法,是把速率陀螺安装在框架上,为伺服系统提供反馈数据。这种方法的原理与下面介绍的激光波束指引器瞄准线的稳定是完全一样的。但这种方法会增加系统的复杂性,这不符合这类小型、廉价、简单武器的设计目标。

15.5.5 瞄准线稳定

在战机和其他军事平台上使用光电系统已变得非常普遍。机载应用的具体例子是能够提高载机生存能力的激光制导炸弹系统和干扰系统。光电系统应用的其他例子包括利用稳定的光学瞄准具进行战场侦察。很多光学系统的性能受所能达到的视线稳定度的制约比光学器件(包括探测器)固有能力的制约要大。为此,必须对这些系统应用视线隔离和运动补偿技术,以使光学系统充分发挥效能。这是系统优化的一个明显例子。

这些系统需要工作在高机动平台上,而且平台的角振动与探测器的空间分辨率相比幅度较大。另外,为了使探测系统有较好的空间分辨率进而能够识别目标,探测器往往拥有有限的瞬时视场,这样,要使这类器件充分发挥作用,稳定是至关重要的。然而,常常也需要对场景进行广角观测,所以,探测器需要在一个视场内转动(或扫描)。因此,平台机动时,常常需要有办法既能使光电系统指示方向和扫描,又能使瞄准线保持稳定。有关跟踪目标和指示激光束方向的方法前面已经讨论过,这些方法也可以用于解决场景扫描和跟踪目标时的瞄准线控制问题。

在平台运动的条件下,视线控制和稳定可用不同的方式来解决。主要方法有两个:

- (1) 平台稳定;
- (2) 捷联系统稳定。

这些方法都直接产生于惯性导航系统技术。

对前一种情况,不管是光电系统还是基于雷达的系统,整个系统都安装在一个稳定平台上,类似于附录 C 介绍的惯性导航系统平台方法。这通常为两轴或三轴结构,用于提供所需的自由度,把系统与平台的角运动(常称为本船运动)隔离出来。涉及的稳定原

理是,由于基座的稳定,视线在惯性空间保持固定指向。这类似于平台惯性导航系统中使惯性元件保持定向,以保持加速度计敏感器的给定方位。在高动态平台的情况下,为了避免系统出现可能导致框架锁定的奇点,至少需3个自由度。有些机动情况下,可能需要4个自由度,以确保所谓的最恶劣条件(即奇点)不会出现;在那种情况下,瞄准线的控制会损失一个自由度。

稳定平台系统的主要问题,是这种系统的尺寸、质量和电能消耗。这种系统难免比较庞大,因为需要稳定的探测器件必须装在系统的中心,需要较大的电机来提供适用的视线控制和稳定。

采用捷联方法会使系统更紧凑,但它需要惯性敏感器和其他器件具有合适的动态范围和实时、复杂的信号处理,以产生所需的动态指令,对视线进行控制。另外,要想实现瞄准线的有效隔离,主动稳定方法需要视线运动的即时信息和可以忽略的数据延迟。此外,处理系统也需要对平台稳定系统中机械构件(如框架和“惯性元件”)产生的阻尼给出直接替代。

捷联方法可以认为是一种非直接的瞄准线稳定方法。可行的实现方法包括:

(1) 仅把较小的构件(如一个反射镜)装在一个稳定平台;后者提供了一个轻型系统,惯性小,能达到的角速率高。该反射镜通过一个孔径操纵和稳定几个探测器瞄准线。这使器件或系统所需的孔径数降至最小。

(2) 基于一个远处IMU的全“捷联方法”。这需要在整个平台动态运动范围内能够提供三轴角运动数据的非常精密的敏感器。这样,系统可以做得很紧凑,但计算量很大。

不可避免地,捷联方法的应用会直接产生更复杂的分系统,因为稳定构件需要装到光电器件内并能接受控制。但整个稳定的系统要紧凑得多;一般来说,它的质量要小得多,消耗的能量也少得多。这种方法和捷联惯性导航系统有很多相似之处;它用机械复杂性和惯性换来了计算和算法的复杂性。

一个稳定反射镜系统^[18]将用于展示实施捷联视线稳定系统时所涉及的问题。这种系统的基本构件包括:

- (1) 装在框架结构上的一个反射镜,框架结构提供所需的自由度;
- (2) 力矩电机,用于补偿平台运动;
- (3) 角解算器(角传感器),用于测量角位移;
- (4) 一个速率陀螺,用于测量绕每一转动自由度每一轴的角速率。

力矩电机的另外一个作用,是指引光学瞄准线,为系统提供探测器视场内的指向或扫描功能。

反射镜机构是一个两轴器件,有一个内框架和一个外框架。该机构的外框架与光电系统的光轴一致。在转动的外框架结构上,是两个相互平行并与外框架轴垂直的内框架轴结构。其中一个内框架轴带一个装有惯性敏感器的“陀螺平台”。另一个内框架轴带一个反射镜。这种布置示于图15.24中。

反射镜面偏转任何角度,从该镜面反射的光线就会偏转2倍的角度。因此,波束操纵反射镜只需要转过惯性敏感器检测角度的1/2。为了实现这种传动关系,一种2:1的连杆把反射镜结构与陀螺平台联系起来。

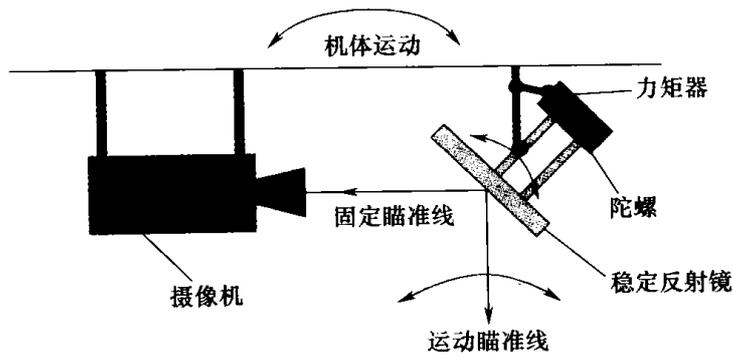


图 15.24 稳定反射镜系统

设计这种机构时,其结构刚度要高,绕转动轴的承载力矩要小。这可以通过在这些框架结构上使用两对球轴承来实现。

惯性(或陀螺)平台可带两个单轴速率积分陀螺,利用常规的稳定技术来稳定内外框架轴。此外,也可以使用一个双轴陀螺,但安装这种器件时,要注意避免输入轴出现不希望有的交叉耦合效应,而导致虚假角速率的产生(如 15.5.2 节所述)。

图 15.25 给出了单轴系统的伺服稳定回路。一个速率积分陀螺用于测量平台在惯性空间的角运动。来自陀螺信号传感器的输出经过调制和滤波,通过一个补偿级加到一个无刷力矩电机,来校正任何角偏转。这个伺服回路可以认为由一些参数固定的元件和一个补偿元件组成。在这个伺服回路中,固定元件是惯性负载、力矩电机和陀螺响应。补偿元件的结构完全是“自由格式”,是伺服机构设计师可以发挥才能的领域。

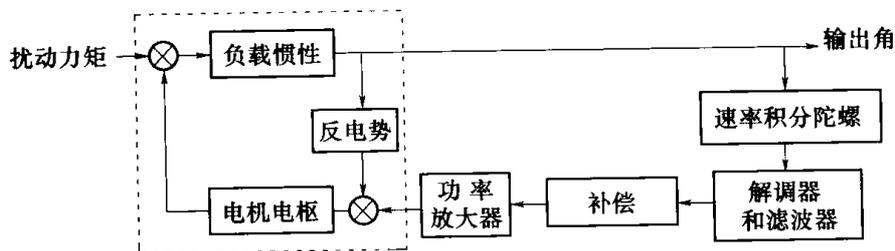


图 15.25 伺服稳定回路

典型稳定反射镜系统的带宽为 30Hz ~ 70Hz。相应地,对这类应用中稳定反射镜的伺服带宽要求是足够高的,一个速率陀螺的自然谐振频率会是一个缺点而难以应用。大部分应用场合需要的带宽范围为 120Hz ~ 150Hz,超出这个范围会有一个急剧的截止。

具有低噪声特性的陀螺适用于防止瞄准线的抖动和图像的模糊。另外,输出信号中很小的噪声也会激发反射镜机构控制系统内的结构谐振,而会引起系统响应的不稳定。使用陷波滤波器可降低谐振频率的影响;使用带通滤波器可滤除某些噪声。然而,这些器件的使用也会限制这类系统的动态性能。

用于这类应用场合的陀螺的漂移特性,对实现高分辨率侦察系统所需的高性能特别重要,尤其是系统如果工作在没有自动跟踪仪的“开环”模式^[11]。在这类应用中,瞬时视场和显示的图像小得可能只有一两度。对那些利用位置控制手柄操纵瞄准线的系统,漂移率不应超过每分钟一度。但对使用自动跟踪仪并通过反馈系统使瞄准线保持在目标上的光电系统来说,不需要低漂移特性的陀螺。

可采用利用防震座减少振动的被动方法(如第9章惯性导航系统隔离一节所述)。然而,这些系统通常并不紧凑,而且需要与被阻尼的精密系统相匹配。

对具有低度“本船运动”的平台来说,设备视线稳定的另一种方法,是使用更宽瞬时视场的探测器,并利用电子处理消除目标的明显运动。这种方法对来自光电系统的连续图像使用帧对帧的相关技术。这种方法常用于目标跟踪系统。但高动态环境下的精确稳定,需要实时的精确处理和高分辨率角解算器来提供精确的角数据流。

在很多应用场合(如用于飞机和地面车辆的光电系统),捷联系统是解决瞄准线隔离或稳定问题唯一的可行方案。

15.5.6 相对角对准

各种工业过程和军事系统的一个常见需求,是测量两个分开表面或边缘之间的夹角,特别是难以(即使不是不可能)直接用机械或光学测量装置进行测量的场合。在有些情况下,一个系统的参考轴可能相对于另一个系统作随机运动,如大型飞机或船舶发生挠曲的情况。

在这种应用场合,卫星导航技术的使用仍需进一步开发,以便提供精确的姿态数据^[19]。有些方法正在进行研究,但目前,标准惯性传感器提供了耐用的解决方案。

本节将讨论用于钢铁或造纸工业的大型复杂机器中滚轴的测量对准或相对对准偏差问题。这个问题与勘测分系统(如船舶或飞机平台上的分布传感器)相对静态方位的问题类似。

对这个问题有一些可能的解决方案,这里只讨论3种方法。

第一种方法,是把一个陀螺罗经对准式惯性系统(参见10.2节)放到一个表面,测量出其相对于大地轴的方位。然后,把系统移到另一个表面,再做一次方位测量。这种方法一般比较花时间,特别是需要做精密估算的时候。

第二种方法,是把一个三轴惯性导航系统装到一个表面(不做陀螺罗经对准式测量),然后把系统移到另一个表面,记录惯性导航系统在移动过程中发生的角位移。从一个表面到另一个表面的移动过程中,至关重要的是要确保惯性仪表的角速率限制没有超过。一般来说,从测量过程中惯性导航系统的使用上看,这种方法比陀螺罗经对准式测量更有效率。

第三种方法,是使用专用的主辅系统。这是最快的方法,但在很多应用场合,常常是效费比最低的。

15.5.6.1 陀螺罗经对准方法

陀螺罗经对准方法已非常成熟,但目前,对这种方法有报导的开发是用于军事的寻北系统。这种方法的主要缺点(包括需要进行重复的陀螺罗经对准测量)是系统的搬运。为了达到高于 0.5° 的角测量精度,这类系统需要做得比较大,因而比较昂贵。一个可能的方法(20世纪80年代末做过研究但从未开发出来),是在一个连续转动(旋转)的组串上使用较小、低成本的仪表。这类似于从低成本系统(和低性能传感器)产生各种高性能惯性导航稳定平台系统所采用的方法(已在15.3船舶惯性导航系统一节中作了进一步的讨论)。

这种方法一般只需要两个陀螺敏感轴和两个加速度计敏感轴,且基本上都垂直于转

动轴。陀螺和加速度计的输出信号会包含一个带噪声的正弦分量,其频率为旋转传送系统的转动频率。陀螺敏感轴垂直于地球的自转轴时,来自陀螺的正弦波输出通过它的中值点。另外,当加速度计的敏感轴处于水平状态时,其输出信号也表现出类似的特性。

这种方法取得成功的关键,取决于使用适当的信号处理技术,如所需的滤波和曲线拟合技术。另外,陀螺输出的随机游走含量,就达到某种方位估算精度所花的时间来说,具有和其他陀螺罗经对准系统相同的限制。然而,不需要对绝对漂移或零偏值进行了解或标定,也不要求它们像用在常规导航系统中那么稳定。

15.5.6.2 非陀螺罗经对准方法

非陀螺罗经对准方法已经至少被一家公司(德国伊斯马宁(Ismaning)的 Pruftechnik AG)开发出来。这家公司专门为工业界生产高精度对准测量器件,尤其是为钢铁和造纸机械开发了滚轴的对准测量系统。他们的系统(称为 Paralign)使用3个惯性级霍尼韦尔环形激光陀螺,但不需要加速度计,因为这个系统基本上只测量和记录从一个表面的测量到另一个表面的测量所发生的角变化。它达到的分辨率为 $4\mu\text{rad}$,精度为 $16\mu\text{rad}$ (约为 $3''$ (弧度秒))。这种方法的基本构造示于图 15.26 中。

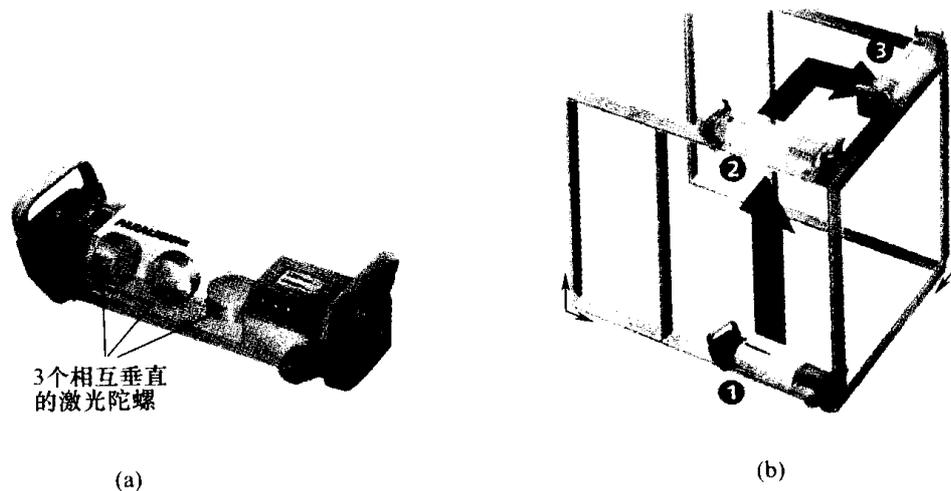


图 15.26 测量相对对准的非陀螺罗经对准方法(Pruftechnik 公司的资料)

15.5.6.3 主辅系统

这种方法的基本内容已在 15.5.1 航空挠曲补偿一节和第 10 章进行了介绍,尤其是,当整个系统的构件之间存在运动的时候,这种方法就特别有价值。

15.5.7 标定和测量

振动测量学研究振动的特性。研究振动测量技术的目的是为了把它和激光雷达方法一起用于辅助目标识别。这里从军事功能方面讨论振动测量技术的基本原理。由于所有机动车辆都振动,这样,反射表面的运动就相应地改变反射激光的频率。反射激光中频移的大小由振动特性决定,而且通常比较小。反射激光的频移可用多种成熟的方法检测。

车辆展现的振动是很多变量(如车辆类型、构造形式、发动机速度)的函数,因而很可能每一类车辆都有一个振动特征谱,特别是与其功率谱密度有关的振动特征谱。这样,

每一类车辆(如由某一制造商生产的 20t 卡车)会有一个特征频率谱,可用于目标的识别,尤其是在很远的距离上。卡车振动谱的例子示于图 15.27 中。

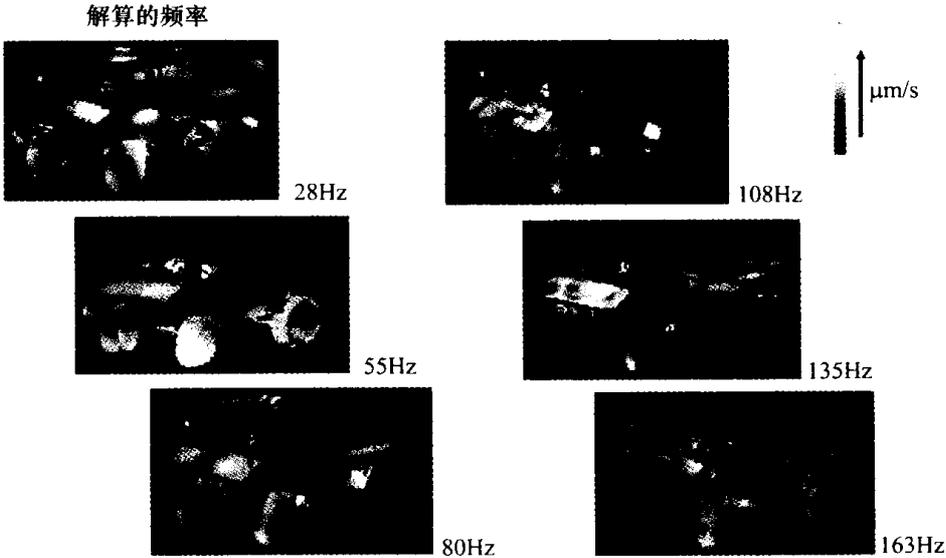


图 15.27 车辆振动谱(FGAN-FOM 资料)

要想把这种方法用于一个识别系统,需要对每一个潜在目标建立一个数据库。这一过程需要做广泛的试验,针对给定激光系统发出的探测能量,测量被测车辆在各种速度和方位下其各类表面的响应。另外,还需要用仪表对试验对象进行测试,建立反射激光的响应与对象实际运动之间的关联。

压电加速度计被证明是这类测量的理想敏感器。这些敏感器和那些用来监测在实验室做环境试验的其他传感器的器件非常类似。这些敏感器的输入范围在 $\pm 50g$ 的量级(小于 $\pm 10g$ 的输入范围也够用),灵敏度在 $0.1mV/g$ 的量级。带宽通常约为 $7kHz$ 。对某些应用,三轴器件是最理想的。

可制造仪表组件来提供“真实性”测量。每一组件包括一组加速度计、调节电子部件、数据转换和存储模块以及一部电源。加速度计阵列固连在车辆上,并完成确定的测量程序。应确保敏感器的连接不会改变车辆的自然响应,所以,通常把铝带条用在处于各种位置的被测对象上。加速度计可用环氧树脂胶黏结。图 15.28 给出了适于这种测量的三轴敏感器的一个例子。



图 15.28 三轴压电加速度计监测仪

15.6 大地与地球物理测量和基本物理现象的观测

如第3章所述,建立地球形状的准确模型对任何陆地导航系统来说都是非常重要的。但地球转动特性的波动,也会对陆地导航系统(包括那些使用精密GPS数据的系统)的潜在精度产生影响。对地球行为的其他变化进行测量可用于预测重大事件,如地震。

很多因素会对地球的转动特性产生小的波动。主要因素包括:

- (1) 大陆漂移;
- (2) 月球运动和月相变化;
- (3) 地核岩浆的运动;
- (4) 潮汐;
- (5) 天气。

第13章和附录D讨论了常见卫星导航系统的工作原理和应用情况;这些系统为各种车辆和平台提供了潜在的高精度导航能力。这种技术的基础,是位于地球静止轨道已知位置的一组卫星。相应地,由于地球转动的波动引起卫星位置的变动,导航系统接收机估算的位置就会出现误差。因而,地球运动特性的这些变化需要测量和理解,以便采用适当的补偿技术。

正在研究的一种测量和监控地球运转波动的方法使用一个很大的环形激光陀螺。环形激光陀螺能提供在环境中自身运动的多种信息,而不仅仅是传给它的角运动。也就是说,它可以提供比陀螺更多的功能。由静止环形激光陀螺检测的萨格纳(Sagnac)频率的主要部分是地球的转动角速率,只要其输入轴与地球的转动轴相一致。非常精确的环形激光陀螺可以测量扰动敏感器的其他效应,因而可以修改萨格纳频率。某些效应的比例示于图15.29中。

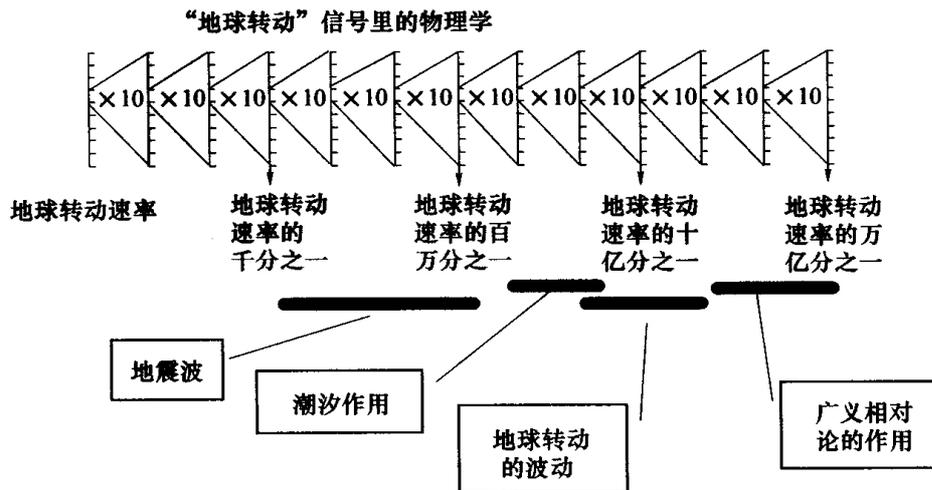


图 15.29 扰动环形激光陀螺测量的比例系数

新西兰坎特伯雷大学的一个研究小组与其他人合作,对这些问题作了开创性的研究,并通过建造一个很大的环形激光陀螺来开发这些器件的性能^[20]。目前,这个小组正

与德国位于法兰克福的联邦绘图和大地测量办公室合作,开展一个项目。

地球转动速率的测量可利用很大的环形激光陀螺(周长一般为好几米)来完成。这种陀螺样机包含的面积约为 3.5m^2 ,而最新的陀螺约为 16m^2 ,称为大环(G环)。正准备投入使用的更大的器件所包含的面积为 367m^2 ,其结构由陶瓷制成。这些敏感器的激光器使用氦氖“633 跃迁”,而这种跃迁的粒子数反转由一个无线电频率源产生。这种频率源经过了精心控制,避免产生不需要的激光波模。相应地,激光腔内不需要的波模牵引效应也可以避免。

精心控制来自反射镜的后向反射(总光学损失在百万分之几的量级),可使腔体利用地球的转动($7.293 \times 10^{-5}\text{rad/s}$)来打开。这些激光器以其较低的总反射损失和较大的包含面积而给出优于 $1/3 \times 10^{21}$ 的频率分辨率和 300prad 的位置精度。这些激光器把高技术水平的腔体与提高的频率分辨率结合起来,给出了不超过 μHz 的差频分辨率。

来自激光器腔体的输出,其傅里叶变换给出一个与地球转动有关的谱线,常称为“地球线”。对这个谱线的分析用于监控地震波和其他事件的影响。这种高精度转动速率测量能力被用于进行大地测量。

这种最新测量系统的核心,是一个直径为 4.25m 、厚 25cm 、构成稳定环形激光器腔体的齐洛杜(Zerodure)低膨胀玻璃圆盘。据报道,其随温度变化的膨胀率为 $60\text{nm}/^\circ\text{C}$ 。G环被认为是世界上最大、最精密的环形激光器^[21]。它包含的面积为 16m^2 ,相应地,比商业飞机使用的环形激光陀螺精度高出大约 1000 倍。图 15.30 给出了这种大型环形激光陀螺的照片。



图 15.30 一个大型环形激光陀螺(新西兰坎特伯雷大学图片)

为了使这些敏感器充分发挥潜能,它们都放到严格控制的环境中(例如大型地下室)。G环位于德国克茨廷(Kotzing)的Wetzell厂区,其他的位于新西兰的卡什米尔(Cashmere)。G环装在厚 60cm 、质量为 10t 的花岗岩石板上,整个结构置于地下实验室的混凝土底座上。另外,激光系统置于一个带有复杂控制系统的钢罐内,使环境温度和压力波动的影响降到最低,因而确保敏感器的最高测量精度。

已经开发了一些技术,使得这些大型环形激光陀螺可用于研究一些地球物理效应,

尤其是与地震有关的物理效应。地震中地面转动效应与诱导的建筑物的转动效应之间的相互关系特别有意义,因为建筑物特别容易受到这类运动的破坏。建筑物对 0.2Hz ~ 30Hz 频段的响应特别有意义^[22]。地震的效应是在“地球线”附近诱导频率调制的边带(0.2Hz ~ 1Hz),表示与地震有关的转动分量的存在。

G 环用于测量地球转动速率的短期波动,从几个小时到几天。在环形激光器观测的时间序列中,已经可以看到一天或半天左右的周期性的地球物理信号。这些信号由环形激光平面方位的变化产生,目前传感器相对于地球转动速率的未加校正的分辨率为 $2/10^8$ 。

一个 GEOSENSOR(大地传感器)^[21]正用于测量地震。它包括:

- (1) 一个大型单轴环形激光陀螺;
- (2) 一个常规的三轴宽带地震仪;
- (3) 一个测量环形激光陀螺方位变化的倾斜仪;
- (4) 为数据接收系统提供时间参考的 GPS 时间接收机;
- (5) 用于监测环形激光陀螺和其他设备性能的辅助设备和仪器。

目前,一个演示验证系统正在德国巴伐利亚位于 Wetzell 大地测量观测站建造。

除了使用很高精度的惯性传感器以外,测量地球转动速率波动的另一种方法,是使用无线电望远镜,它测量相对于很遥远的一个惯性稳定天体(如类星体)的波动特性。但这种测量很复杂,测量值依赖于位于世界各地的无线电望远镜网络。

大型环形激光陀螺已在 12 点 25 分的月潮期内检测到了地球潮汐信号^[23]。该信号的幅值是地球转动速率的 $1/10^6$,约为 $15 \times 10^{-6}/h$ 。这一效应验证了大型环形干涉仪的观测结果。这些测量值根据传感器方位的变化来获得,而这种方位的变化是由月潮效应和大气负载引起的。这种强烈的潮汐效应是由海洋在传感器附近产生负载而造成的。可以预计,正在建造的更大的环形激光敏感器可用于检测其他效应,如低空大气压力的波动。此外,极性运动的效应可望由更敏感的器件检测。

有人建议把大型环形激光陀螺用于其他物理现象的研究,如时间反转恒定性或宇称和时间宇称对称性。大型环形激光腔可用于这种研究,因为其差频能检测腔内光束顺时针和逆时针传输的不同效应^[24]。

伦斯—瑟林(Lense-Thirring)场(即参考坐标系拖曳)的研究,就是利用大型环形激光陀螺检测基础物理现象的一个例子。这是一种涉及由重力引发电磁场耦合的相对论效应。根据广义相对论,伦斯和瑟林^[26]研究表明,靠近一个转动质量的当地惯性坐标系相对于无限远处的坐标系会发生转动。伦斯—瑟林效应常被称为惯性坐标系的拖曳。这一效应也被认为是对引力磁场效应特别直观的展示;而引力磁场效应仅与广义相对论有关。

目前,一些设计实验的建议正在研究,以使很大的环形激光陀螺可用于测量伦斯—瑟林效应。这需要在恒星惯性参考坐标系内确定一个精度很高的大型环形激光陀螺,而且需要利用高超的测量技术对环形激光器面积法向矢量作出极其精密的定义。这需要在靠近传感器的地方放置一个光学恒星干涉仪,来提供传感器在惯性坐标系里所需的姿态。

15.7 其他应用

前面几节介绍的几类系统以外的几种应用,将在本节讨论。

15.7.1 运动地图显示

运动地图显示的原理基于地形参考导航技术,它的重点是惯性位置和姿态数据与数字化存储地图数据的关联。它被当做一种机组人员的辅助工具,特别在能见度较差或夜间的条件下很有价值。

这类系统的核心是一个大的数据库,内容包括:

- (1) 给定航线或任务的飞行计划,包括航路点、路线和时间提示;
- (2) 军事用途中可能包括潜在限制条件和情报信息的危险数据,可以是已知导弹阵地、当前的战场区域以及障碍物的信息(如铁塔、烟囱和高杆);
- (3) 人工地物和自然环境数据(如桥梁、铁路、河流和道路的位置);
- (4) 地形标高数据。

这种系统数据库中的信息流示于图 15.31 中。

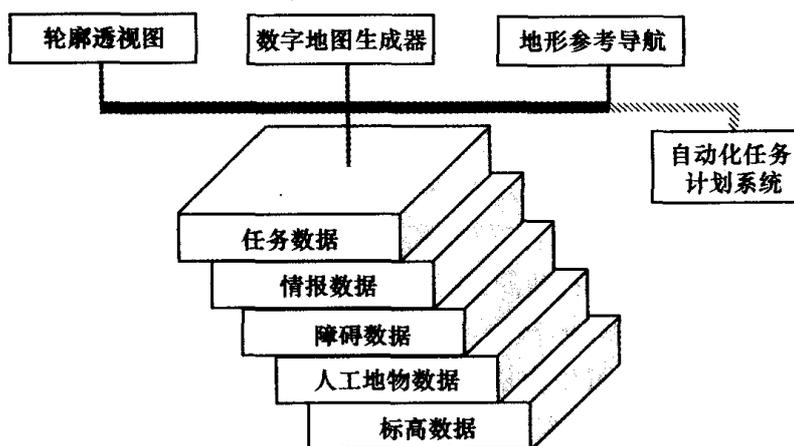


图 15.31 数字数据库信息流(BAE 系统公司资料)

这种导航辅助工具的另一个关键构件是惯性导航系统,通常包括辅助垂直通道的气压表和精密高度表。这类系统可以测量飞机距地面的高度,因而可以形成一个地形轮廓图。这个轮廓图通过计算惯性导航指示高度与高度表给出的地上高度之差来形成(图 15.32)。

把时间序列轮廓图与数据库存储的地形轮廓图进行比较,可确定惯性导航系统的准确位置。飞机的位置通常叠加在地图上它的识别位置。地图的投影可以运动,这样,飞机下面的地形也就随着飞机一起“旅行”。另外,可以选择飞机标志(符号)的位置,使其符合投影图像上的真实位置。这类似于从一个移动的窗口看外面的场景。

这类显示很灵活,图像的显示比例可以增加,以包括更详细的信息;显示比例也可以减小(即缩放功能),以提供更大的视野。现代计算机处理和图像处理算法使各种信息(如自然和人文建筑特征)在投影地图上的显示变得极其灵活。叠加的人文建筑信息可以基于特征矢量或来自数字化航空地图。

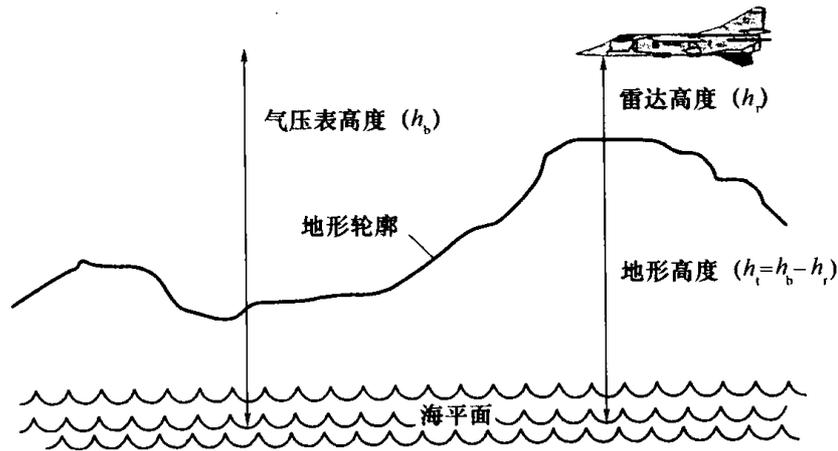


图 15.32 高度轮廓图

这种应用在商业飞机上也很常见——作为娱乐系统的一部分,来自飞机导航系统的惯导数据用于向旅客提供旅程的进展情况。在这种情况下,精度要求就低得多,而一个简单得多的系统就可以提供适用的参考,不需要借助精密的地形参考导航。这样的系统常常附加其他的特征或信息,如:

- (1) 地方名称和目的地;
- (2) 剩余飞行时间、目的地的时间和出发地的时间;
- (3) 飞机的速度和高度;
- (4) 剩余飞行距离;
- (5) 航线和飞机的方位;
- (6) 陆地特征;
- (7) 显示夜间的阴影。

在军用场合,这种方法可用于自动化任务计划和工作执行,减少机组人员的工作负荷。

运动地图导航系统现在成为机动车辆的一个常见附件。基本系统基于 GPS 接收机和存储数据库。当车辆里程表的输出信号用于协助基本系统从而构成一个组合导航系统时,可形成一个更精确的系统。轿车的导航系统在 15.4.3 节作了更详细的讨论。

运动地图的当前进展是把 GPS 与存储的数字地图和计算机的盲文显示器联系起来,来帮助眼睛有缺陷的人。一种商业产品能使这类导航系统提供多种辅助功能,如方向、到达路口、目的地或兴趣点的时间。但这类器件只能在室外使用,因为 GPS 信号无法穿透建筑物。

正在研制的一种将运动和方向敏感器与卫星导航系统结合起来的组合导航系统,能帮助盲人在室内和室外进行导航。在这种情况下,如果卫星导航系统(如 GPS)不能用,就使用运动敏感器。

运动敏感器组件包括:

- (1) 一个数字磁罗盘;
- (2) 一个气压表;
- (3) 一个陀螺;
- (4) 一个里程表(计步器)。

运动数据与模式识别算法一起,用于确定使用者的行走模式。然后可用推算法(参见 2.1 节)计算使用者的位置。在先进系统中,这个行走路线可以绘制在一个存储的处于任何位置(城市或乡村)的建筑物或地图的行走计划上。

一个应用实例可能需要使用者在建筑物的入口处标志自己的位置,然后用跟踪模式绘制出他的运动路线,并把标志画在导航辅助工具提供的建筑物行走计划上。这样,存储的信息就可以用于引导使用者走出建筑物或到达任何其他从数据库中选定的地方。如果组合系统存储有建筑物内部的地图,系统就可以具有其他的导航或导引能力。这不仅可以把使用者引导到具体的地方,而且还可以通过路径标志(如第 13 章所述)经常校正导航误差。

15.7.2 安全与解除保险机构

安全与解除保险机构是在引信启动战斗部的起爆序列之前确保导弹成功发射并离开发射点的一种装置。显然,基本要求是,系统在解除保险之前发射点应在战斗部的杀伤半径之外。通常,安全与解除保险机构在启动战斗部的解除保险“开关”之前,应收到来自两个独立通道的正响应信号。

作为运动敏感器,加速度计常用于这类应用场合。用非常简单的敏感器就可以测量沿导弹纵轴的运动,尤其是从导轨(瞄准)式发射架发射的武器。在这种情况下,敏感器可以是一个简单的位移器件,当轴向加速度超过给定值(通常接近最大设计发射加速度),检测质量块沿轴向发生位移。该位移通过闭合一个开关,启动了安全电路的一个通道。另一种独立方法(如飞行时间)可用于第二通道。

用于垂直发射导弹的安全与解除保险机构要更复杂一些,因为在解除战斗部保险之前,要特别确保武器作了适当的机动。在这种情况下,惯性测量装置可提供所需的数据,表明导弹已成功完成了机动。然后,应用简单的导航算法,这些数据可用于确定武器离开发射箱一定安全距离后的位置。在这种情况下,用精度相对较低的敏感器就够了。双开关系统的逻辑图示于图 15.33 中。

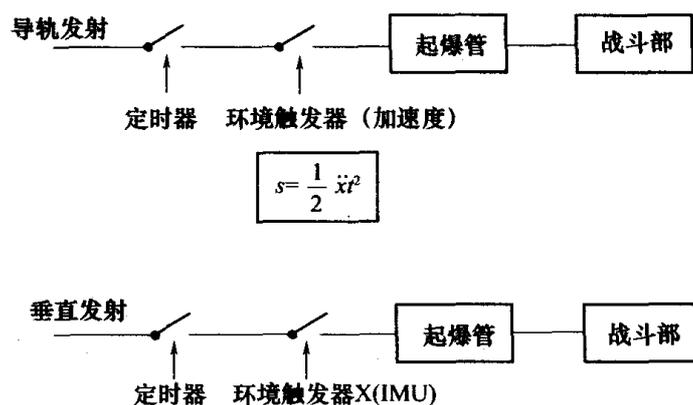


图 15.33 安全与解除保险机构逻辑

对指令制导导弹,一旦导弹被地面跟踪系统“接管”并被导向目标,解除保险功能就可启动。地面跟踪系统和轴向加速度测量可为解除战斗部保险提供两个独立通道。图 15.34 展示了炮弹头锥内一个紧凑的安全与解除保险机构的位置,它是系统引信的一部分。

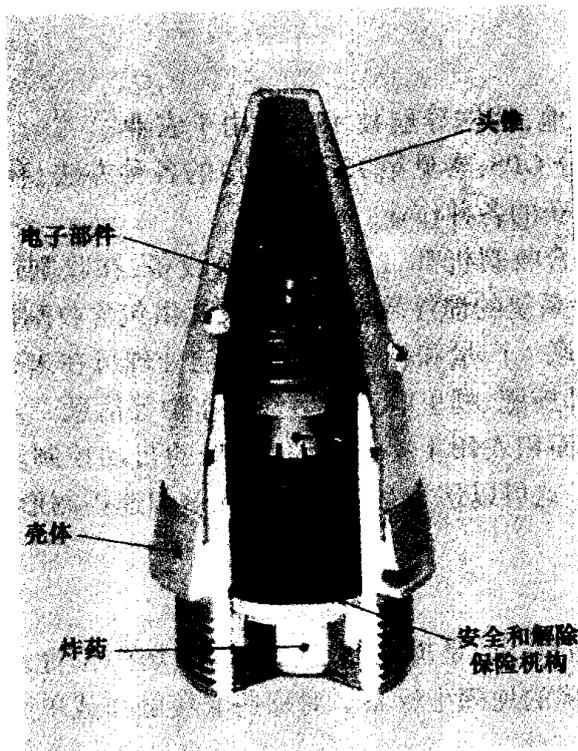


图 15.34 炮弹内的安全与解除保险机构

15.7.3 飞机弹射座椅

在高速喷气战机或很多其他战机上使用弹射座椅,自 50 多年前这个安全系统发明以来,已经挽救了数千机组人员的性命。随着战机变得越来越复杂,对弹射座椅技术的要求也急剧提高,特别是在弹射过程靠近地面、飞机失去控制因而快速翻滚的情况下。在这些情况下,飞行员要想有较高的弹射生存概率,使用简单的弹道式弹射技术显然是不合适的。

在飞机发生任何形式的滚转时,特别重要的是座椅和飞行员的弹射不能发生在靠近地面而飞机又处于翻过来的条件下。在这种情况下,飞机的惯性导航系统可以管理弹射过程,使座椅和飞行员向上半球弹射,因为惯性导航系统知道哪个方向是上。

如果弹射发动机或座椅组件带有某种形式的能使座椅和飞行员机动的控制系统,那么,在每一个弹射座椅上装一个惯性测量装置就可以控制弹射的方向。一种受到青睐的技术,是对弹射座椅发动机实施推力矢量控制。这种方法能控制弹射发动机推力的方向,因而就能控制座椅的弹射弹道,确保飞行员有最佳的生存机会。这类控制系统也可以控制弹射过程,使弹射冲击对飞行员的影响降到最低;系统还可以确定飞行员与座椅分离并打开降落伞的最佳时间。

在多座椅弹射的情况下,一个简单的 IMU 也可以控制每一个座椅的弹射轨迹和推力系统。这会降低弹射过程中座椅的碰撞或干扰。

对惯性敏感器性能精度的要求并不特别严格。器件只需要在较短的时间内工作,因而低性能器件就够用了。最严格的要求是,敏感器要能承受弹射过程对座椅的冲击。

15.7.4 农业勘测

为了最佳地利用土地,精密导航技术已应用于农业^[27-29]。一些研究机构正在开发基于精密惯性导航(差分 GPS;参见第 13.3.2 节)的各种方法,利用系统极高的位置精度来导引机械从耕种到收获的各种作业。

世界各地的很多联合收割机都带有各种复杂设备,在收割过程中分析作物的产量。带 GPS 辅助工具和参考系统的惯性导航系统可以提供包含收割机坐标的数据流,从而使产量与农田的面积相关联。产量和相关位置数据的处理可在未来实现土地最佳的性能。例如,提供哪里需要额外施肥、哪里应该种另外的作物等信息。

另一个例子是在大面积农田上播种时,播种机的自动控制。它使播种更精确、更有效,避免了重播和漏播。这可以认为是播种机的先进匀速控制形式。

15.7.5 大炮定向

作战部队一个恒久的需求,是准确知道自己在战场的位置,也就是说对每一个系统要能够快速建立一个精确的地理坐标系。对那些非接触作战单元(如使用非制导炮弹的炮兵连)来说,情况尤其如此。

20 世纪 70 年代以前,大炮部署之前需要用经纬仪对大炮系统的位置勘测很多小时(也可能几天)。勘测完成、炮兵连中心确定后,大炮指向一个由磁性方位测量确定的方位。如果费用和时间都允许,方位也可以由陀螺经纬仪的对准/方位传递来确定。

到 20 世纪 70 年代后期,美国和英国研制了一种称为 PADS(位置和方位角确定惯性系统)的自动化勘测系统,取代了日益老化的经纬仪测量方法。PADS 可使运动的炮兵连在相对较短的时间(90min 量级)内完成部署、瞄准和发炮。PADS 的引入标志着炮兵运动作战的开始,使炮兵连具有了前所未有的能力:机动、部署、准确发一组炮火并在敌人反击之前离开,体现了“打了就跑”的作战思想。

PADS 利用常规的惯性导航系统,包括一个零偏约为 $0.005^\circ/\text{h}$ 的惯性级悬浮速率积分陀螺。系统借助“零速更新算法”可以在已知处于静止状态时,测量其误差状态并为误差状态建模。对一个低噪声框架系统来说,位置估算误差可减少到几厘米,方位误差为十分之几个毫弧度。然而,PADS 既重又贵,一般每个炮兵连只能配一套,只有少数部队每个大炮配一套。PADS 的照片示于图 15.35 中。

现在,廉价、准确的卫星导航系统的研制和广泛应用已基本上取代了用于勘测目的的 PADS。GPS 和类似系统已非常便宜,每一门炮都可以装一个 GPS 接收机。然而,在快速、准确地确定方位方面,目前还没有取代惯性技术的方法。

目前,带有里程表和/或 GPS 的捷联系统,利用零速更新能够提供所需的方位精度,而费用和重量约为早期 PADS 的 $1/4$ 。此外,现代系统既轻又结实,可以直接装在大炮的耳轴上,而且可以准确测量俯仰角。一个典型的例子是 BAE 系统公司的 FIN 3110 系统,它用于英国陆军的新式轻型炮和其他类似的应用场合。用于大炮系统的环形激光陀螺的一张照片示于图 15.36 中。



图 15.35 确定位置和方位的惯性系统
(BAE 系统公司图片)

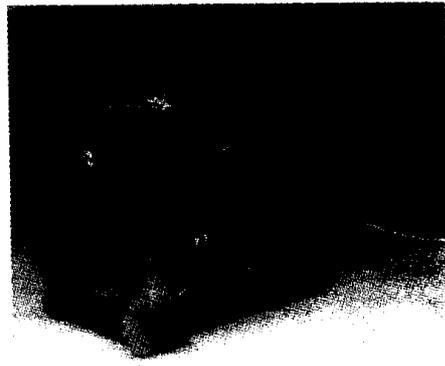


图 15.36 用于大炮的环形激光陀螺
(BAE 系统公司图片)

与这些系统的典型应用有关的几个其他问题,需要进行补偿。一个是履带车辆的“履带滑动”问题(一个里程表用做导航的辅助工具),一个是发炮时的冲击问题(高达数百个 g ,远远超过惯性级加速度计的线性范围)。解决履带滑动问题的算法现在已经变得成熟、可靠。

15.7.6 其他不寻常应用

惯性传感器和导航技术的应用继续快速增加,特别是随着传感器成本的降低和卫星导航系统的广泛使用,情况更是如此。这些发展促使这些技术应用于环境保护、娱乐、资源管理、搜索与救援以及交通运输。已经实施和正在研究的应用包括:

- (1) 确定某些树木种类的森林勘测;
- (2) 油膜和泄漏的监测;
- (3) 具有某种地形特征(如用于考古)的远距离勘测;
- (4) 迁徙或放生期间,对动物进行跟踪;
- (5) 为不熟悉地域的远足旅行者提供协助;
- (6) 协助高尔夫球手确定下一个洞的距离;
- (7) 为滑翔伞驾驶员是否沿给定路线飞行并到达转弯点提供证明;
- (8) 为进一步勘察(如寻宝)作标记;
- (9) 对配有相关系统的车辆实施自动收费;
- (10) 为遥远地区发送紧急服务提供位置标记;
- (11) 监控车队路上车辆的位置和使用;
- (12) 设备位置精确定位(如处于偏远或无标志地形、海底的挖掘或钻井设备);
- (13) 为海底或穿山隧道工程提供协助;
- (14) 手持光学器件和设备的稳定(如电视摄像机、望远镜、双眼望远镜)。

15.8 小 结

正如本章的例子所展示的那样,惯性传感器技术的应用范围是极宽的,而且正在迅速扩大。在设计这些系统时,需要考虑应用的具体场合,包括动态范围、对设计有主要影

响的所有环境因素等问题。

在很多这些新奇的应用中,其发展的催化剂是低成本、小型惯性器件的出现,它们具有高可靠性,不需要或需要很少的维护。一般来说,这些器件很结实,能用于相对恶劣的环境,只是它们的精度常常很一般。但敏感器的性能品质已经改善,能满足使用的基本需要——只需要指示角速率。

组合导航技术的发展(特别是随着惯性导航器件和卫星导航系统的发展)产生了以低成本提供精确导航辅助功能的各种器件。这种技术正在使组合导航系统取代一些传统应用场合中的高性能惯性导航系统,而且这一趋势还会继续下去。

参考文献

- 1 GOETZE, D., HOHNER, G., McROBBIE, D., WESTON, J., and GÜNTHER, M.: 'Aided strapdown inertial navigation systems for the oil, gas coal and construction industry'. Proceedings of symposium *Gyro Technology*, Paper 19, Stuttgart, Germany, 2001
- 2 McROBBIE, D., and WESTON, J.: 'Aided inertial navigation system'. US Patent No. US 6,145,378, November 2000
- 3 MARLAND, P.: 'The NATO ships inertial navigation system (SINS)', *Journal of Naval Engineering*, 1992, 33(3), pp. 688 - 700
- 4 GARNELL, P., and EAST, D. J.: 'Guided weapon control systems' (Pergamon Press, 1977)
- 5 NASON, M. L., BROWN, C. A., and ROCK, R. S.: 'An evaluation of a rolleron-roll-rate stabilization system for a canard missile configuration at Mach numbers from 0.8 to 2.3'. NACA report (research memorandum) RM L55C22 September 1955
- 6 KRAKIWSKY, E. J., and BULLOCK, J. B.: 'Smart vehicles: digital road data-putting GPS on the map', *GPS World*, 1995, 5(5), pp. 43 - 45
- 7 HONEYWELL, T.: 'Steady progress', *Professional Engineering*, 2003, 16(4), pp. 47 - 48
- 8 TRANCHITA, C. J.: 'Active infrared countermeasures', in POLLOCK, D. H. (Ed.): 'Infrared and electro-optical systems handbook vol. 7', Chapter 3 (ERIM and SPIE Optical Engineering Press, 1993)
- 9 FULGHUM, D. A.: 'Laser can foil SAMS and air-to-air missiles', *Aviation Week & Space Technology*, 2001, 154, pp. 43 - 45
- 10 WEBB, C. E., and JONES, J. (Eds.): 'Handbook of lasers & applications' (IOP Publications, Bristol, 2003)
- 11 NASBURG, R. E.: 'Tracking and control systems' in DUDZIK, M. C. (Ed.): 'Infrared and electro-optical systems handbook vol. 4', Chapter 5 (ERIM and SPIE Optical Engineering Press, 1993)
- 12 JALALIAN, A. V.: 'Laser radar systems' (Artech House, Norwood, MA, 1992)
- 13 MARTIN, N. J. D., and CHAZELLE, X.: 'Obstacle warning laser radar for fixed and rotary winged aircraft beyond CLARA', private communication, 2004
- 14 MARTIN, N. J. D., and CHAZELLE, X.: 'CLARA-A Franco-British co-operative development of airborne laser radar', private communication, 2004
- 15 SCHULTZ, K. R., and BIERS, K.: 'High reliable laser sensor for military applications'. Private communication, 2004
- 16 BÜCHTEMANN, W., and EBERT, R.: 'Laser based obstacle warning sensor for helicopters'. AGARD Conference Proceedings, 25 - 27 October, 1994, p. 561, Italy, 1994
- 17 WAGGONER, B. A.: 'A comparison of gyroscope digital models for and electrooptical/infrared guided missile simulation', NavSea Crane Division, Surface Warfare Center, NSWCCR/RDTR-03/12, Master's thesis, February 2003
- 18 MOORE, P. G.: 'Applications of inertial sensors for stabilisation of electro-optic sightlines'. Symposium proceedings, *Technology of inertial sensors and systems* (Institution of Mechanical Engineers, London, UK, 1991)
- 19 LAPACHELLE, G.: 'Attitude determination'. AGARD Lecture Series 207, 'System implications and innovative applications of satellite navigation', Paper 10, June 1996, pp. 10-1 - 10-11

- 20 ROWE, C. H. , *et al.* : 'Design and operation of a very large ring laser gyroscope' , *Applied Optics* , 1999 , 38(12) , pp. 2516 – 2523
- 21 SCHREIBER, U. , VELIKOSELTSEV, A. , STEDMAN, G. E. , HURST, R. , and KLÜGEL, T. : 'New applications of very large ring lasers' . Proceedings of Symposium on *Gyro Technology* , Paper 8, Stuttgart, Germany, 2003
- 22 PANCHA, A. , *et al.* : 'Ring laser detection of rotations from teleseismic waves' , *Geophysical Research Letters* , 2000 , 27(21) , pp. 3553 – 3556
- 23 SCHREIBER, K. U. , KLÜGEL, T. , and STEDMAN, G. E. : 'Earth tide and tilt detection by a ring laser gyroscope' , *Journal of Geophysical Research* , 2003 , 108(B2) , pp. 2132 – 2137
- 24 STEDMAN, G. E. , *et al.* : 'Violation and microhertz resolution in a ring laser' , *Optics Letters* , 1995 , 20(3) , pp. 324 – 326
- 25 STEDMAN, G. E. , SCHREIBER, K. U. , and BILGER, H. R. : 'On the detectability of the Lense-Thirring field from rotating laboratory masses using the ring laser gyroscope interferometers' , *Classical and Quantum Gravity* , 2003 , 20 , pp. 2527 – 2540
- 26 LENSE, J. and THIRRING, H. : *Physikalische Zeitschrift* , 1918 , 19 , pp. 156 – 163
- 27 PALMER, R. J. : 'Techniques for navigating in a farm field' , *Navigation* , 1989 – 90 , 36(4) , pp. 337 – 344
- 28 DEDES, G. , and GOAD, C. : 'Real-time cm-level GPS positioning of cutting blade and earth-moving equipment' . Proceedings of the ION, National Technical meeting January 24 – 26(San Diego) , Institute of Navigation (Alexandria Virginia, USA) , 1994 , pp. 589 – 594
- 29 LACHAPPELLE, G. , *et al.* : 'GPS system integration and field approaches in precision farming' , *Navigation* , 1994 , 41 (3) , pp. 323 – 335

Bibliography

- GARNELL, P. , and EAST, D. J. : 'Guided weapon control systems' (Pergamon Press, Oxford, 1977)
- LOCKE, A. S. : 'Guidance' , in GRAYSON, M. (Ed.) : 'Principles of guided missile design' (Van Nostrand, Princeton, NJ, 1958)
- BLAKELOCK, J. H. : 'Automatic control of aircraft and missiles' (Wiley, New York, 1991)
- MacKENZIE, D. : 'Inventing accuracy, a historical sociology of nuclear missile guidance' (The MIT Press, Cambridge, MA, 2000)
- STEDMAN, G. E. : 'Ring-laser tests of fundamental physics and geophysics' , *Reports on Progress in Physics* , 1997 , 60 , pp. 615 – 688
- JALALIAN, A. V. : 'Laser radar systems' (Artech House, 1992)
- AGARD Lecture Series 207. 'System implications and innovative applications of satellite navigation' , June 1996
- <http://people.howstuffworks.com/sidewinder.htm>

附录 A 卡尔曼滤波

1. 不相关估计的组合

如何对一个变量的两个不相关估计进行最优组合,形成一个加权平均值,是卡尔曼滤波完成的主要任务^[1,2]。以下的内容读者只需掌握基本的统计原理。完整的卡尔曼滤波方程的数学推导超出本书所要介绍的范围,对卡尔曼滤波数学推导感兴趣的读者,可以参考 Jazwinski 所著的讲述比较全面的教科书^[3]。

1) 一维情形

对一个量 x 的两个不相关估计值 x_1, x_2 , 其相应的方差为 σ_1^2 和 σ_2^2 。要求对这两个估计值进行组合得到加权平均值,即最优或最小方差估计 \hat{x} 。通常情况下,这个加权平均值表示如下:

$$\hat{x} = w_1 x_1 + w_2 x_2 \quad (\text{A. 1})$$

式中: w_1 和 w_2 是加权因子且 $w_1 + w_2 = 1$ 。 \hat{x} 的期望值或均值 $E(\hat{x})$ 表示如下:

$$E(\hat{x}) = w_1 E(x_1) + w_2 E(x_2) \quad (\text{A. 2})$$

x 的方差定义为 $E[\{x - E(x)\}^2]$, 因此 \hat{x} 的方差 σ^2 表示如下:

$$\begin{aligned} \sigma^2 &= E\{(w_1 x_1 + w_2 x_2 - w_1 E(x_1) - w_2 E(x_2))\}^2 = \\ &E\{w_1^2 (x_1 - E(x_1))^2 + w_2^2 (x_2 - E(x_2))^2 - \\ &2w_1 w_2 (x_1 - E(x_1))(x_2 - E(x_2))\} \end{aligned} \quad (\text{A. 3})$$

由于 x_1 和 x_2 互不相关, 则 $(x_1 - E(x_1))$ 和 $(x_2 - E(x_2))$ 也互不相关, 即 $E\{(x_1 - E(x_1))(x_2 - E(x_2))\} = 0$ 。因而 σ^2 可表示为

$$\begin{aligned} \sigma^2 &= w_1^2 E\{(x_1 - E(x_1))^2\} + w_2^2 E\{(x_2 - E(x_2))^2\} = \\ &w_1^2 \sigma_1^2 + w_2^2 \sigma_2^2 \end{aligned} \quad (\text{A. 4})$$

令 $w_2 = w, w_1 = 1 - w$, 方差 σ^2 可表示为

$$\sigma^2 = (1 - w)^2 \sigma_1^2 + w^2 \sigma_2^2 \quad (\text{A. 5})$$

使 σ^2 取得最小的 w 值, 可以通过式(A. 5)对 w 求微分得到:

$$\frac{d\sigma^2}{dw} = -2(1 - w)\sigma_1^2 + 2w\sigma_2^2 = 0$$

由上式可求得最优的加权因子:

$$w = \frac{\sigma_1^2}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} \quad (\text{A. 6})$$

将式(A. 6)代入式(A. 1)、式(A. 5), 可得到 \hat{x} 和它的方差 σ^2 :

$$\hat{x} = \frac{\sigma_2^2 x_1 + \sigma_1^2 x_2}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} \quad (\text{A. 7})$$

$$\sigma^2 = \frac{\sigma_1^2 \sigma_2^2}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} \quad (\text{A. 8})$$

通过上面的运算,两个不相关的估计值 x_1 和 x_2 经过组合得到了加权平均值。加权因子根据均值的最小方差(即最大概率)来选取。在卡尔曼滤波器中,估计值通常通过两种途径获得,其一是根据已知的运动方程,对前一次的最优估计进行更新;另一种途径是从测量值来获取估计值。若把 x_2 看做测量值,并且用来改善被更新的估计值 x_1 ,则上面的方程可以表示为如下形式:

$$\hat{x} = x_1 - w(x_1 - x_2) \quad (\text{A. 9})$$

$$\sigma^2 = \sigma_1^2(1 - w) \quad (\text{A. 10})$$

这说明了如何利用测量值(x_2)来改善估计值(x_1)和它的方差(σ_1^2)。这个推导过程可以推广到完整卡尔曼滤波器的多维形式。

2) 多维情形

现在,考虑一个 n 维矢量 x ,它的两个不相关估计值为 x_1 和 x_2 ,其方差分别用两个 $n \times n$ 的矩阵 P_1 、 P_2 来表示。

x_1 和 x_2 的加权均值可以用如前面讨论的一维情形同样的形式来表示:

$$\hat{x} = (I - W)x_1 + Wx_2 = x_1 - W(x_1 - x_2) \quad (\text{A. 11})$$

式中: W 是一个 $n \times n$ 阶加权阵; I 是同阶单位阵; \hat{x} 表示 x 的最优估计。当 W 的取值使 \hat{x} 的方差最小时,可以通过式(A. 11)得到 x 的最优估计值 \hat{x} 。

在许多实际应用中,两个估计值的维数并不相等,其中一个常是矢量 x 中单个元素的函数。例如,用 y_2 表示 m 个测量值,而 y_2 只和 x 中的某些元素有关,在这种情况下, y_2 和 x_2 的关系可以用下式表示:

$$y_2 = Hx_2 \quad (\text{A. 12})$$

式中: H 是一个 $m \times n$ 阶矩阵。

因此,可以从估计值 x_1 (方差为 P_1) 和估计值 y_2 ($=Hx_2$, 方差用 R 表示) 得到 x 的最优估计。令加权矩阵 $W = KH$, 式中 K 是另一任意的加权阵,则

$$\begin{aligned} \hat{x} &= x_1 - KH(x_1 - x_2) = x_1 - K(Hx_1 - y_2) = \\ &= (I - KH)x_1 + Ky_2 \end{aligned} \quad (\text{A. 13})$$

由方差的定义可得 \hat{x} 的方差 P :

$$P = E\{[\hat{x} - E(\hat{x})][\hat{x} - E(\hat{x})]^T\} \quad (\text{A. 14})$$

类似地可得到方差 P_1 和 R 。把方程(A. 13)代入式(A. 14),可得

$$\begin{aligned} P &= E\{[(I - KH)x_1 + Ky_2 - (I - KH)E\{x_1\} - KE\{y_2\}] - \\ & \quad [(I - KH)x_1 + Ky_2 - (I - KH)E\{x_1\} + KE\{y_2\}]^T\} \end{aligned}$$

由于 x_1 和 y_2 不相关,上式可简化为

$$\begin{aligned} P &= (I - KH)E\{[x_1 - E(x_1)][x_1 - E(x_1)]^T\}(I - KH)^T + \\ & \quad KE\{[y_2 - E(y_2)][y_2 - E(y_2)]^T\}K^T = \\ & \quad (I - KH)P_1(I - KH)^T + KRK^T \end{aligned} \quad (\text{A. 15})$$

现在要寻找能使方差阵 P 最小的 K 值,即使 x 的方差阵 P 对角线上的元素最小。

参考文献[1]中提供了满足条件的 K 值:

$$K = P_1 H^T [H P_1 H^T + R]^{-1} \quad (\text{A. 16})$$

在这个条件下, x 的最优估计表示为

$$\hat{x} = x_1 - K[Hx_1 - y_2] \quad (\text{A. 17})$$

方差表示为

$$P = P_1 - KHP_1 \quad (\text{A. 18})$$

式中, K 由方程(A. 16)给出。式(A. 16) ~ 式(A. 18)定义的加权过程如何应用于卡尔曼滤波器,将在下面进行讨论。

2. 卡尔曼滤波器

在这里,先考虑卡尔曼滤波在线性系统中的应用,再将其扩展到非线性系统中。下面的算法不仅适用于定常系统,也可用于线性时变系统。为了表述清楚,忽略一些参数与时间明显的相关性。

3. 线性系统

一个线性系统的动态特性可以用一组一阶的微分方程来描述如下:

$$\frac{dx}{dt} = Fx + Gu + Dw \quad (\text{A. 19})$$

式中: $x(t)$ 为 n 维的系统状态矢量; $u(t)$ 为 p 维确定性输入矢量; $w(t)$ 为系统噪声; F 是 $n \times n$ 阶系统矩阵; G 是 $n \times p$ 阶系统输入矩阵; F 、 G 和 D 是常值或时变矩阵。系统噪声 $w(t)$ 均值为零且呈正态(高斯)分布,功率谱密度为 Q 。

假设系统有 m 个测量值,是状态变量 $x(t)$ 的线性组合,但包含测量噪声。测量值可以用系统状态变量表示如下:

$$y = Hx + n \quad (\text{A. 20})$$

式中: $y(t)$ 为 m 维的测量矢量; H 是一个 $m \times n$ 阶的测量矩阵; $n(t)$ 表示零均值正态分布的测量噪声,功率谱密度为 R 。

上述系统利用卡尔曼滤波器来求得系统状态变量 x 的最优估计,已知:

- (1) 测量值 y ;
- (2) 由矩阵 F 、 G 、 H 、 D 确定的系统模型;
- (3) 已知系统噪声和测量噪声的统计特性矩阵 Q 和 R 。

确定性或可测量的输入通过系统和系统模型来进行处理,如图 A. 1 所示。

真实系统的测量值和系统的预估值进行比较,系统预估值来自系统模型提供的状态变量的最新最优估计。真值和预估值之间的差异通过一个加权阵,即卡尔曼增益阵,反馈给系统,来校正系统模型的状态估计值。

卡尔曼滤波增益选取时应使系统的状态最小二乘估计最优。这种方法等同于前面所述的线性高斯白噪声系统所用的极大似然估计。需要说明的是,由于卡尔曼滤波器中有噪声信号的反馈,因此系统必须是线性的,并且系统噪声呈高斯分布(即正态分布)。由于两个正态分布的信号的和仍然是正态分布,并且一个正态分布的信号通过线性系统后仍然是正态分布,因此,一个最小二乘或极大似然估计程序能够不断使用。

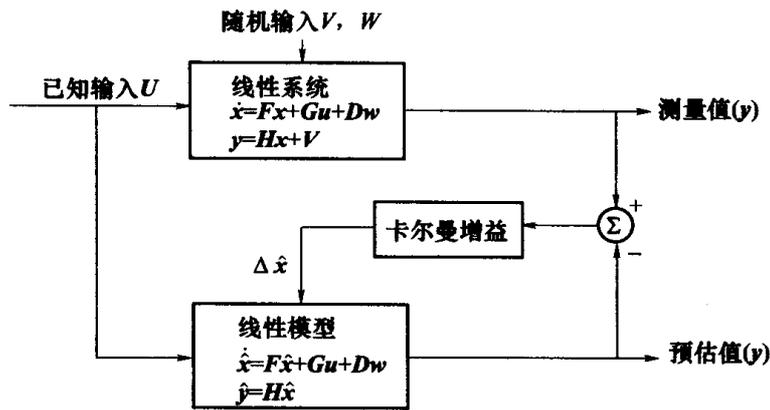


图 A.1 卡尔曼滤波器的方框图

通常用如上所示的数学连续微分方程的形式来描述系统,而实际的测量值却是一定时间间隔内的离散值。为了处理这种情况并提供一种高效的滤波算法,通常将连续方程表示成差分方程的形式,如下式所示:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi_k \mathbf{x}_k + \Gamma_k \mathbf{u}_k + \Delta_k \mathbf{w}_k \quad (\text{A. 21})$$

测量方程为

$$\mathbf{y}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{n}_{k+1} \quad (\text{A. 22})$$

式中: \mathbf{x}_k 为 t_k 时刻的状态矢量; \mathbf{u}_k 为 t_k 时刻的输入; \mathbf{w}_k 为 t_k 时刻的系统噪声; \mathbf{n}_{k+1} 为 t_{k+1} 时刻的测量噪声; Φ_k 为 t_k 至 t_{k+1} 时刻的状态转移矩阵; \mathbf{H}_{k+1} 为 t_{k+1} 时刻的测量矩阵; Γ_k 和 Δ_k 为适当的输入矩阵。

噪声是离散的零均值噪声,其协方差阵分别为 \mathbf{Q}_k 和 \mathbf{R}_k 。

这些方程用于构成一个递推的卡尔曼滤波算法。在这些公式中,需要考虑两组不同的方程。第一组是基于上一步系统状态最优估计的预测方程,另一组通过把预测值与新的测量值进行组合,来对预测的最优估计进行更新。

4. 预测过程

在 t_k 时刻状态变量 \mathbf{x}_k 的最优估计用 $\mathbf{x}_{k/k}$ 来表示。由于系统具有零均值的白噪声 \mathbf{w}_k , t_{k+1} 时刻状态变量的最优预测为

$$\mathbf{x}_{k+1/k} = \Phi_k \mathbf{x}_{k/k} \quad (\text{A. 23})$$

t_{k+1} 时刻协方差阵的期望值通过 t_k 时刻的协方差预测:

$$\mathbf{P}_{k+1/k} = \Phi_k \mathbf{P}_{k/k} \Phi_k^T + \Delta_k \mathbf{Q}_k \Delta_k^T \quad (\text{A. 24})$$

5. 测量更新

t_{k+1} 时刻新的测量值 \mathbf{y}_{k+1} , 与来自系统模型的测量值的预测值进行比较,根据上面的算法,用测量值对预测值进行更新,以获得一个最优估计。因此 t_{k+1} 时刻状态变量的最优估计如下:

$$\mathbf{x}_{k+1/k+1} = \mathbf{x}_{k+1/k} - \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{x}_{k+1/k} - \mathbf{y}_{k+1}] \quad (\text{A. 25})$$

其协方差为

$$\mathbf{P}_{k+1/k+1} = \mathbf{P}_{k+1/k} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \quad (\text{A. 26})$$

式中卡尔曼增益阵为

$$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \quad (\text{A. 27})$$

式中: H^T 表示测量矩阵 H 的转置。

这样,每次系统采集到新的测量值,就可利用式(A. 25) ~ 式(A. 27)对系统状态进行更新。

6. 非线性系统——扩展卡尔曼滤波器

至此讨论的是具有零均值、高斯白噪声的线性动态系统。在这类系统中,卡尔曼滤波器是最小二乘或极大似然估计下的最优估计。如果系统是非线性的或者系统噪声不是高斯白噪声,则上述卡尔曼滤波器不再是最优的。在这种情况下,重新得到最优滤波的唯一的办法是设计一种适合这种系统的特殊算法。然而,在实际中这种方法常常并不切实可行,因为滤波器将变成无限维。因此,系统的性能通常是可接受的次优,并且利用卡尔曼滤波器尽可能地使系统的性能接近最优。例如,可以在相对较短的时间间隔内,对系统和其协方差阵进行预测,以满足线性条件。

下面考虑一个连续的非线性动态系统,其方程为

$$\frac{dx}{dt} = f(x, t)x + g(x, t)u + d(x, t)w \quad (\text{A. 28})$$

离散的测量方程为

$$y = h(x, t)x + v \quad (\text{A. 29})$$

为了简化,将明显与时间有关项中的时间变量省略,如 $f(x, t)$ 写为 $f(x)$ 。这种系统通过线性化,近似成通常被称为标称轨迹的一组状态。

这种近似方法只在很短的时间间隔内有效,然后系统必须重新线性化。常使用的线性化方法为泰勒级数舍项。对函数 $f(x)$, 标称轨迹 \bar{x} 的泰勒级数为

$$f(x) = f(\bar{x}) + \left. \frac{df}{dt} \right|_{\bar{x}} (x - \bar{x}) + \left. \frac{d^2f}{dt^2} \right|_{\bar{x}} \frac{(x - \bar{x})^2}{2} + \dots \quad (\text{A. 30})$$

其他非线性函数可通过类似的方法求得。标称轨迹定义为

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = f(\bar{x})\bar{x} + g(\bar{x})u \quad (\text{A. 31})$$

$$\bar{y} = h(\bar{x})\bar{x} \quad (\text{A. 32})$$

与原始方程相减,可以从标称轨迹中得到决定偏离量的微分方程:

$$\frac{d\delta x}{dt} = \left. \frac{df}{dt} \right|_{\bar{x}} \delta x + \left. \frac{dg}{dt} \right|_{\bar{x}} \delta u + \left. \frac{dd}{dt} \right|_{\bar{x}} w \quad (\text{A. 33})$$

$$dy = \left. \frac{dh}{dt} \right|_{\bar{x}} \delta x + v \quad (\text{A. 34})$$

若定义:

$$F = \left. \frac{df}{dt} \right|_{\bar{x}}; \quad G = \left. \frac{dg}{dt} \right|_{\bar{x}}; \quad D = \left. \frac{dd}{dt} \right|_{\bar{x}}; \quad H = \left. \frac{dh}{dt} \right|_{\bar{x}} \quad (\text{A. 35})$$

这样就可以利用前面所介绍的离散卡尔曼滤波方程。在每个测量间隔,必须执行下面的步骤:

(1) 线性化标称轨迹方程。标称轨迹通常取最新的状态估计;

(2) 计算转移矩阵和相当于线性系统离散化的其他矩阵;

(3) 积分状态预测方程。这里可以直接利用实际的状态估计,因为这与分别积分标称轨迹的微分方程和其偏差、然后再把它们加起来并没有什么不同;

(4) 执行卡尔曼滤波方程。这将给出偏离标称的最优估计。从卡尔曼增益和测量差值的乘积得到的校正值,也可以直接加到预测的状态估计中;

(5) 返回到步骤(1),继续下一个时间间隔。

在测量值的更新频率相对较慢的情况下,滤波器的预测级需要更小的时间间隔,否则,系统的非线性将决定状态估计与标称间的偏差。

尽管扩展卡尔曼滤波主要用于明显的非线性系统,它也可以用于确定系统的未知参数。在这种情况下,未知参数被定义为系统的状态,状态矢量应增加未知参数。

参考文献

- 1 BARHAM, P. M., and HUMPHRIES, D. E.: 'Derivation of the Kalman filtering equations from elementary statistical principles', NATO Agardograph AG139, 'Theory and application of Kalman filters', 1970
- 2 GELB, A. (Ed.): 'Applied optimal estimation' (Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 1974)
- 3 JAZWINSKI, A. H.: 'Stochastic processes and filtering theory' (Academic Press, 1970)

附录 B 惯性导航系统的误差预估

常常用一个给定导航周期内或到达给定目的地的位置不确定度来表示惯性导航系统的精度。或者可以用导航误差随时间的变化率,如 $n \text{ mile/h}$ 来表示。导航精度的实际表达形式需根据不同的应用来确定。例如,对星际的导航任务,精度是指最接近目标行星的期望点。对近地面的导航,导航误差通常用在地球表面上沿轨迹和垂直于轨迹的二维位置误差来表示。这些误差经常组合成单个数据,来表示给定导航时间内的导航精度,通常称为圆概率误差(CPE)或圆误差概率(CEP)。从本质上讲,它定义了一个圆形的区域,将导航系统估计的真实位置以一定的概率限定在这个区域内。50%的 CEP 是一个经常引用的数据。当概率值没有给出时,常假定其值为 50%。

现在考虑导航性能数据的组成。实际上,导航误差的传播来自大量的误差源,如对准误差、各种惯性敏感器误差以及计算不精确造成的误差。一般情况下,每种误差可认为由重复的或可预测部分和随机的或不可预测部分组成。重复的或可预测部分可以根据需要进行补偿,也就是说,通过电信号或软件校正的方法来对这部分误差进行补偿。剩余的误差(系统随机效应产生的误差和不能完全补偿的系统误差)引起系统的导航误差。

为了评估系统的性能,用统计学的方法将随机误差的每一项用数学形式来描述,并把导致系统总误差的各种误差组合起来。这种方法称为系统误差预估。通常,假定惯性导航系统各组件的随机误差服从高斯分布(即正态分布),其概率密度函数 $p_x(x)$ 表示如下:

$$p_x(x) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma^2}\right)$$

高斯分布如图 B.1 所示。

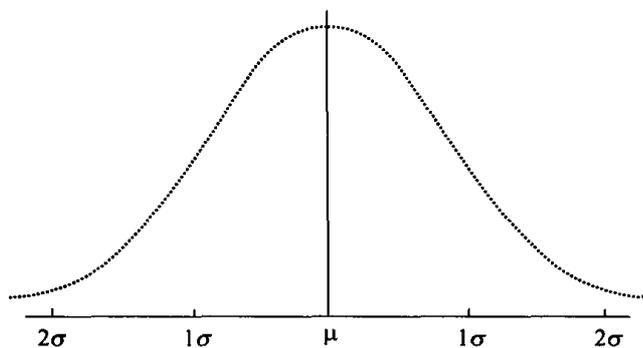


图 B.1 高斯分布

基于这种假设,应用于正态分布的统计分析技术可以很方便地用于惯性导航系统的分析。

如果测量值由来自陀螺或加速度计的零偏(x_i)组成,则经过大量的敏感器采样数

据,可以假定误差分布接近于这条曲线。通常,常引用 1σ 误差或标准偏差来表示敏感器误差。一个正态分布的标准偏差可以通过平均误差(x_m)和采样数(n)表示如下:

$$\sigma = \frac{\sqrt{\sum x_i^2 - nx_m^2}}{\sqrt{n}}$$

1σ 表示曲线下68.26%的面积。因此,若 1σ 的陀螺零偏为 $1^\circ/h$,则表示在许多这种类型的陀螺中,有68.26%的陀螺的零偏位于均值的 $\pm 1^\circ/h$ 范围内,或者说,一个给定陀螺的不确定性零偏位于 $\pm 1^\circ/h$ 范围内的概率是68.26%。 2σ 和 3σ 的零偏值可以分别由 1σ 的值乘以2或3得到。对敏感器来说,被定义为相应于正态分布曲线下95.44%和99.73%的面积。因此,对上面的例子,陀螺零偏位于 $\pm 2^\circ/h$ 的概率是95.44%,陀螺零偏位于 $\pm 3^\circ/h$ 的概率是99.73%。

在惯性导航系统中,多个传感器和组件需要一起工作,每一部分都产生一些随机误差。通常假定每一项随机误差都与其他任何一项误差无关,即各个误差项之间相互独立。在综合许多误差源的影响时,仅仅对每一个独立的误差预估项进行简单的数学相加,将会得到一个悲观的系统性能预测。在对系统许多独立的误差源进行综合时,系统总性能的更准确的预测方法是分别计算各自的 1σ 误差的平方并求其和,即平方和的平方根(RSS)。因此,若 $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_n$ 代表一组构成系统总误差的一些独立的误差,则总误差可以通过下式得到:

$$\sigma_{\text{RSS}} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \dots + \sigma_n^2}$$

式中: σ_{RSS} 代表 1σ 的RSS误差。在惯性导航系统中,一个RSS位置误差可以由沿着轨迹的误差(σ_x)和垂直于轨迹的误差(σ_y)来确定。假定所有误差对沿轨迹误差和垂直轨迹误差的影响都服从高斯分布,则每一个误差特性都可以用高斯分布曲线表示。当对 σ_x 和 σ_y 进行组合时,总的误差特性可以用一个概率椭圆来描述。在 $\sigma_x = \sigma_y$ 的特殊情况下,概率椭圆变成概率圆。在数学术语中,概率半径分布可表示为

$$p(r) = \frac{r}{\sigma^2} \exp\left(-\frac{r^2}{2\sigma^2}\right)$$

式中: σ 表示 x 和 y 误差的标准偏差。这就是瑞利(Rayleigh)概率密度函数(图B.2)。 r

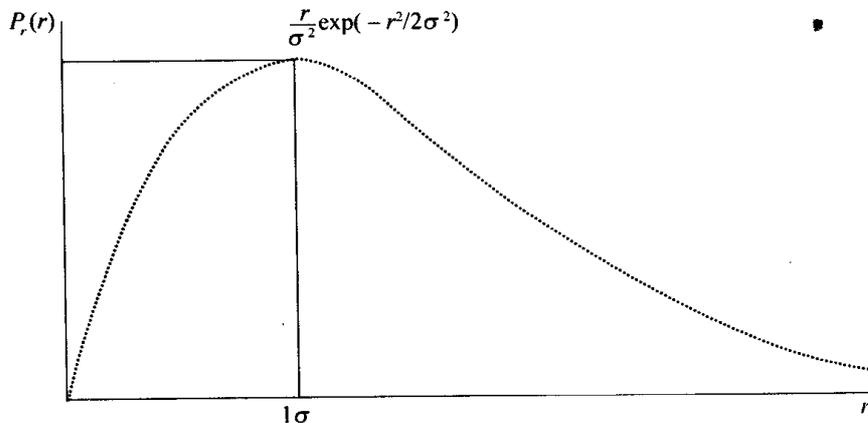


图 B.2 瑞利分布

的取值位于0和 R 之间, $P_r(<R)$ 可表示为

$$P_r(<R) = \int_0^R p(r) dr = 1 - \exp\left(\frac{-R^2}{2\sigma^2}\right)$$

$P_r(<R) = 0.5$ 表示当 $R/\sigma = 1.17741$ 时 50% 的圆概率。这个圆的半径是前述 CEP 的 50%。

因此,50% CEP = 1.17741 σ 。

读者可以参考任何概率理论的教科书,例如参考文献给出了本附录主要内容的更详细的讨论。

参考文献

LATHI, B. P. : 'An introduction to random signals and communication theory' (International Textbook Company, 1968)

附录 C 惯性系统结构形式

实际的惯性导航系统可以采用不同的形式。但一般分为以下两种：

- (1) 稳定平台系统；
- (2) 捷联系统。

尽管这两种系统在物理结构和计算方法上都有很大差异,但需要强调的是,它们的基本原理和作用都是相同的。

稳定平台系统：

惯性器件安装在稳定的平台上；

惯性器件与运载体的转动隔离。

捷联系统：

惯性器件刚性地连接在运载体上；

惯性器件经受运载体转动速率的影响。

1. 稳定平台系统

惯性导航技术最早使用的是稳定平台技术。那时,敏感器的动态范围和计算机的计算能力都不能满足捷联系统的要求。这种系统的核心是装载惯性器件、被称为平台的结构。这种平台通过几个框架与运载体的转动隔离开,框架至少能提供 3 自由度的转动,以使运载体与平台之间的角耦合降至最低。一般采用 3 个框架。

图 C.1 给出了三框架稳定平台惯性导航系统示意图。带有惯性器件的平台由 3 个机械框架支撑。每一个框架可绕一个单轴自由转动;每一个单轴与相邻框架的自由轴相互垂直。力矩电机用于产生相互之间的转动,而角传感器测量其相对方位。系统的设置使得 3 个框架的敏感角与运载体相对于平台(基准)坐标系的滚转、俯仰、偏航相对应。有时候需要附加第 4 个框架;这种情况主要用于高机动运载体,不管运载体处于什么方

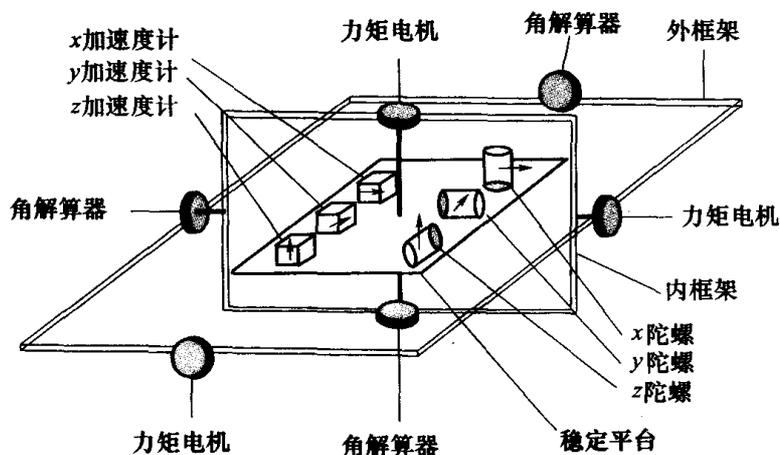


图 C.1 三框架稳定平台式惯性导航系统示意图

位,平台总能保持与它隔离。例如,几年前研制的一种垂直发射制导武器试验产品就使用了4轴框架,用于避免在作动态翻转机动时发生“框架锁定”现象。

这里展示的平台结构(图 C. 1)最大限度地减少了实施导航功能所需的计算量;这里的导航功能指的是提供运载体相对于指定参考坐标系的位置、速度和姿态。由于平台及3个加速度计与参考坐标系保持一致,一般与当地地理轴(北、东、下)一致,因此,只需把加速度计输出与重力项相加,再对导航方程进行积分即可得到在参考坐标系里的位置和速度估值。平台的转动由一台陀螺仪检测,其输出通过力矩电机反馈,使相应的框架(平台)作相反的转动,以维持其在空间的初始(固定)方位。对需要绕地球导航的系统,则需要以地球的速率加上系统相对于地球运动引发的速率(转移率)来转动平台,使其与当地水平坐标系保持一致。

需要说明的是,平台系统现在仍然很常用,特别是在舰船和潜艇那种需要在长时间内进行精确导航(无辅助系统)的场合。

图 C. 2 给出了稳定平台系统的功能框图。该框图示出了构成一个稳定平台式惯性导航系统的功能模块。重点展示惯性参考装置,它由惯性敏感器组成;敏感器安装在平台上,由一套机械框架支撑,框架上带有相应的力矩电机和角传感器。图 C. 3 给出了稳定平台的一张图片。可将框图与图 C. 4 的等效捷联系统进行比较。

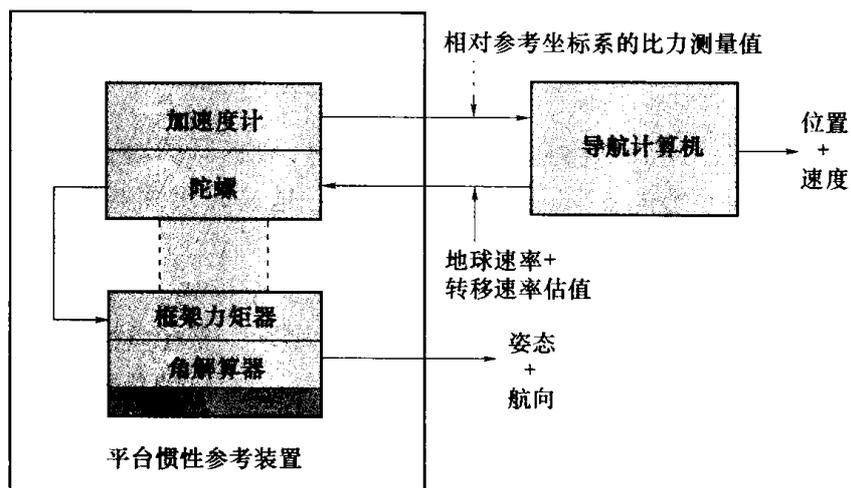


图 C. 2 稳定平台惯性导航系统



图 C. 3 马可尼(Marconi)稳定平台

2. 捷联系统

在捷联系统中,惯性传感器直接(或通过防震座)固定在运载体上,因而没有与运载体的转动隔离开。这样,陀螺和加速度计就会经受运载体的全部动态影响。在计算导航信息之前,惯性传感器产生的信号在计算机里进行了解算。利用计算机建立并解算惯性数据降低了惯性导航系统的机械复杂性,因而常常会降低成本、减小尺寸、提高可靠性。需要强调的是,机械复杂性的降低是以计算复杂性的提高来实现的。

为了与图 C. 2 的稳定平台结构进行比较,图 C. 4 给出了捷联系统的主要功能模块。平台系统的机械复杂性被捷联惯性参考装置额外的计算任务所取代,即姿态计算和比力解算任务。姿态和航向通过计算获得,而不是由电气传感器直接提供。但在相应的惯性参考装置之外,导航计算都是一样的,也就是说,两种系统都需要解算相同的方程。

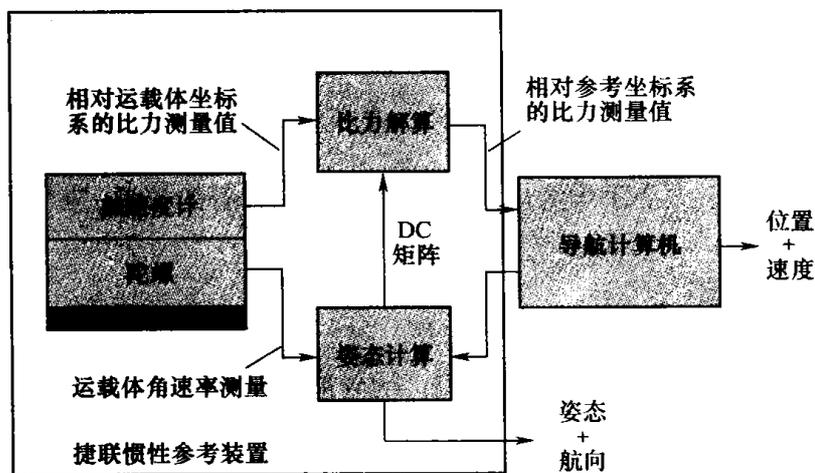


图 C. 4 捷联惯性导航系统

总而言之,稳定平台系统和捷联系统的基本原理和它们完成的功能都是相同的,它们之间的差异(就功能上来说)只是用一个所描述的“分析平台”取代了机械平台。捷联系统用计算复杂性取代了机械复杂性。

尽管本书的主要目的是介绍捷联导航的基本原理及其相关技术,但需要注意的是,稳定平台系统是对捷联系统的一种精密的机械模拟。经常参照稳定平台系统,对更清楚地理解捷联(分析)系统中很多过程的物理机理,是很有帮助的。

附录 D GPS 与 GLONASS 卫星导航系统的比较

目前投入使用的有两种卫星导航系统:美国控制的系统称为 GPS(也称为导航星),俄罗斯的系统称为 GLONASS。两种系统有一些相似之处,如都由不超过 24 颗的一组卫星组成,尽管每一组卫星的系统结构有些不同。两种系统还有一些其他的类似之处,但其系统特性的差异足以影响它们的使用和全球覆盖。

在全球覆盖方面,两种系统的类似之处和差异的互补性使得有可能在组合系统中同时使用两种系统,以提高导航性能。

1. 两种系统的比较

两种系统都是基于太空手段为用户提供精确导航所需的位置、速度和时间数据。每一系统的目标是提供:

- (1) 昼夜导航数据;
- (2) 全天候导航数据;
- (3) 位于全地球表面(或靠近地球表面)的导航数据。

2. GPS

该系统在空间有 21 颗工作卫星和 3 颗工作备用卫星,卫星处于 20180km 高度的 6 条 12h 的轨道上,轨道之间的倾角为 55° 。来自每一卫星的信息广播包括自身精确位置和时钟精度的数据,以及与该组中其他卫星相对位置(即年历)的不太精确的信息。

该系统有一个控制部分,包括监控站和一个主控站,对每一卫星的轨道参数进行精密测量。该数据发给每一卫星,再转发给用户。

用户部分包括跟踪卫星所需的设备(能看到卫星的接收机),以获取导航数据。

GPS 卫星在 L 波段使用两个载波频率,称为 L_1 (1575.42MHz) 和 L_2 (1227.6MHz)。每一个信号由精确定位服务(PPS 或 P)信号(10.23MHz)或者标准定位服务(SPS)(也称粗测/捕获码——C/A)信号(1.023MHz)或者两者进行调制。这种二元信号由 P 码或 C/A 码产生,这两种码是加在 50b/s 数据的模 2。P 码和 C/A 码以 90° 相位差加在 L_1 上。注意, L_2 信号上只有 P 码。

P 码是一个伪随机序列,周期是一周。而 C/A 码的周期是 1ms,且有一个哥尔德码。接收机复制这两种码或其中的一种,传送时间由一个偏置获得;偏置在该位置产生,以使当地产生的编码与卫星发射的编码同步。C/A 码是来自一组哥尔德码的一个 1MHz、1.023b 的序列,它以 1ms 的间隔重复,使得接收机能够快速从接收信号中搜索、锁定。P(r)码是一个 10MHz 信号。捕获 P(v)码的接收机技术才刚刚可用,但价格较贵,耗能

多。C/A 码设计的初衷是快速捕获时间,以便能够建立 P(v) 码的位置。然而,P 码提供的精度比仅采用 C/A 码高出两三倍。

美国国防部通过一种称为选择使用(SA)的技术来控制导航数据的精度;利用这种技术,卫星信号受到了污染。授权用户会得到恢复卫星原始信号所需的算法。这种技术引起的精度降低一般在 100m 的量级,为此,也产生了一些用以找回损失精度的技术,其中包括相对和差分 GPS。

差分 GPS 技术的原理,是利用下面这样一个事实:GPS 测量中导航误差的相当部分来自缓慢变化的偏差。而且,这些偏差在距离与时间上都与一组接收机相互有关联。因此,如果两个或更多的处于不同位置的接收机同时工作,而且知道其中一个接收机的位置,那么,就可以根据一个接收机的位置信息来产生对测量值的实时纠正,并应用到其他接收机测量值上。显然,要使用这种技术,每一个接收机之间需要有数据链。

3. GLONASS

它的空间部分由一组 24 颗卫星组成,高度为 19100km,周期为 11h15min。卫星位于 3 个轨道平面,相对倾角 64.8°。这些卫星也播送自己的精确位置和其他卫星的不太精确的位置。传送的数据是以地球为中心的地球固定坐标系的坐标值和外推值,而不是 GPS 使用的轨道参数。

地面控制部分及其功能都与 GPS 系统类似。用户部分也是用一个接收机或一组接收机跟踪卫星。

每一卫星使用 L 波段的两个载频,但频率各不相同。 L_1 的频率范围 1602.5625MHz ~ 1615.5MHz,中间跳频间隔为 0.5625MHz, L_2 的频率范围 1246.4375MHz ~ 1256.5MHz,中间跳频间隔为 0.4375MHz。每一信号用与 GPS 信号类似的方法进行调制:P 码调制是 5.11MHz,C/A 码是 0.511MHz。二元信号也是用相同的方法产生。但 P 码伪随机序列的周期是 1s,而相应的 C/A 码的周期是 1ms,并以 90°的相位差加于 L_1 信号。P 码也是仅存在于 L_2 信号中。

GLONASS 所有卫星都使用一个编码,而每一个 GPS 卫星都有自己单独的编码。导航功能与前面介绍的 GPS 系统一样。目前,系统没有污染传送卫星数据的选择使用功能,其导航精度高于 GPS 的标准定位服务。

表 D.1 比较了两种卫星导航系统的特性。

表 D.1 两种卫星导航系统的特性比较

GPS	GLONASS
位于 6 个轨道平面的 24 颗卫星,周期约为 12h,倾角 55°	位于 3 个轨道平面的 24 颗卫星,周期约为 11h15min,倾角约 65°
扩展频谱系统	扩展频谱系统
码分多路技术	频分多路技术
带选择使用功能的 C/A 码和 P 码	不带选择使用功能的 C/A 码和 P 码

(续)

GPS	GLONASS
播送卫星轨道参数,每小时更新	播送卫星以地球为中心的地球固定坐标系的位置、速度和加速度,每0.5h更新
WGS-84 地球模型(地球为中心、地球固定参考坐标系)	苏联地球中心坐标系统,SGS-90 或 PZ-90 地球模型(地球为中心、地球固定参考坐标系)
与通用协调时间同步的 GPS 时间(美国海军天文台)	与通用协调时间(莫斯科)同步的 GLONASS 时间

两种系统卫星所处的轨道平面的不同,产生了对地球覆盖的不同。GPS 对中纬度的覆盖非常好,而 GLONASS 对更高纬度的覆盖较好。

目前有一些方案,使用户能够组合来自两种系统的信息。其好处是:

- (1) 在冷启动模式快速捕获,因为有更多的卫星可以利用;
- (2) 在受阻挡的环境有更好的覆盖,因为有更多的卫星可以利用;
- (3) 精度改善;
- (4) 系统完整性提高,因为用户不依赖单一的导航系统及其连续使用;
- (5) 一体化使用。

对 GPS 和 GLONASS 的组合模式,有一个时间同步和定义要求,因为两种系统使用的时钟时基不同。在只使用 GPS 接收机或只使用 GLONASS 接收机的情况下,所有测量都包括一个相对于 GPS 或 GLONASS 时间的接收机时钟误差。该误差对来自给定卫星系统的所有测量都是通用的,因此,它只影响时间估算,但不会影响位置和速度估算。但在双星组合导航系统中,有些测量将包括 GPS 到接收机的时钟误差,而另一些测量则包括 GLONASS 到接收机的时钟误差。因此,在一体化使用中,需要知道或导出 GPS 与 GLONASS 之间的时间参照关系,以形成可接受的位置和速度的估算。

该因素通常在“双接收机”时钟偏置中予以考虑。卡尔曼滤波器的状态矢量可增加 2~5,以考虑另外的未知参数。纠正这一问题的另外一种方法,是把所有测量与 GPS(或 GLONASS)时基关联起来,这需要在进行测量前知道接收机到时钟的相对偏置。

GPS 与通用时间(UT)标准有关联,而 GLONASS 系统与莫斯科时间有关联。分析表明,其差异可以达到几微秒,这对利用双星系统进行的位置和速度测量来说是极其显著的。双星工作模式的另一个重要问题,是两星系统采用的参考坐标系不同。如前所述, GPS 使用 WGS-84 椭圆地球,而 GLONASS 使用 SGS-90(也称为 PZ-90)地球模型。同样,两种系统的这一差异可用合适的转换矩阵来解决;转换矩阵把数据转到相同的参考系。

利用两星系统数据能实现的整体精度取决于:

- (1) 位置误差放大因子比单一系统的改善及单一系统精度差异的共同影响;
- (2) 两个时基参考系之间的残留误差。

两种系统的组合使用使系统的完整性显著提高,精度得到改善。主要问题是确定任何降低导航精度的不良数据。可使用高度集成化的系统结构,以充分利用来自两个系统的数据。可把单独的卫星通道任意分配给两种系统的任何一颗卫星。

表 D.2 给出了双星组合系统与单星系统相比的优缺点。

表 D.2 双星组合系统与单星系统相比较的优缺点

优 点	缺 点
更好的精度,因为: (1) 在各种纬度覆盖更好 (2) 几何学特性更好 (3) GLONASS 的性能不受选择使用技术的影响	接收机更复杂,处理更复杂
由于卫星更多,系统整体性提高	GLONASS 未来的可用性和可靠性都不确定
由于任何时刻可选的卫星较多,可用性提高	GLONASS 不受“西方”控制
不受美国国防部的控制	

显然,有些缺点将随着加利略系统的引入得到解决。另外,加利略系统与 GPS 系统兼容。

符号表

标量符号

a_x	沿运载体 x 轴的加速度值
a_y	沿运载体 y 轴的加速度值
a_z	沿运载体 z 轴的加速度值
B_{tx}, B_{ty}, B_{tz}	惯性敏感器与 g 无关的零偏系数
B_{gx}, B_{gy}, B_{gz}	陀螺仪与 g 有关的零偏系数
B_{axz}, B_{ayz}	陀螺仪非等弹性零偏系数
c	光速
c_{ij}	方向余弦矩阵的元素
f	比力的值(作用在运载体单位质量上不包含重力的力)
f_N	比力的北向分量
f_E	比力的东向分量
f_D	比力的垂直分量
g	地球重力加速度的值
h	地表高度
H	角动量
I	转动惯量
l	经度
L	纬度
M_x, M_y, M_z	惯性敏感器交叉耦合系数
n_x, n_y	惯性敏感器零均值随机零偏
p	滚动角速率
q	俯仰角速率
r	偏航角速率
R_0	地球平均曲率半径
S_x, S_y	传感器标度因数误差
t	时间
v_N	北向速度
v_E	东向速度
v_D	垂直速度
δt	时间增量
$\delta\phi$	滚转角增量
$\delta\theta$	俯仰角增量

$\delta\psi$	偏航角增量
ξ	当地重力矢量沿子午线的偏差角
η	当地重力矢量垂直于子午线的偏差角
ϕ	滚转欧拉角
θ	俯仰欧拉角
ψ	偏航欧拉角
π	圆周率
ω_x	运载体相对于导航坐标系的滚转角速率
ω_y	运载体相对于导航坐标系的俯仰角速率
ω_z	运载体相对于导航坐标系的偏航角速率
ω_R	陀螺仪章动频率
ω_s	陀螺仪转子自转角速率
Ω	地球自转角速率

矢量符号

a_i	运载体相对于惯性参考坐标系的加速度
f	比力
g	质量引力矢量
g_l	当地重力矢量
H	角动量矢量
i	沿坐标系 x 轴的单位矢量
j	沿坐标系 y 轴的单位矢量
k	沿坐标系 z 轴的单位矢量
q	四元数 $[a \ b \ c \ d]$
r	位置矢量
T	作用于运载体的力矩
v_i	运载体相对于惯性参考坐标系的速度
v_e	运载体相对于地球的速度(地速)
σ	角矢量 $(\sigma_x \ \sigma_y \ \sigma_z)$
ω	陀螺进动角速度
ω_{ie}	地球相对于惯性参考坐标系的转动角速度
ω_{ib}	运载体相对于惯性参考坐标系的转动角速度
ω_{eb}	运载体相对于地球坐标系的转动角速度
ω_{in}	导航坐标系相对于惯性参考坐标系的转动角速度
ω_{en}	导航坐标系相对于地球坐标系的转动角速度
ω_{ew}	游动方位坐标系相对于地球坐标系的转动角速度

矩阵符号

B	方向余弦矩阵,表示真实的参考坐标系与估计的参考坐标系之
-----	-----------------------------

间的变换关系

C_b^i	运载体坐标系到惯性参考坐标系的方向余弦矩阵
C_b^e	运载体坐标系到地球坐标系的方向余弦矩阵
C_b^n	运载体坐标系到导航坐标系的方向余弦矩阵
C_e^w	地球坐标系到游动方位坐标系的方向余弦矩阵
Ω_{ib}	运载体相对于惯性坐标系的转动角速度构成的斜对称阵
Ω_{eb}	运载体相对于地球坐标系的转动角速度构成的斜对称阵
Ω_{nb}	运载体相对于导航坐标系的转动角速度构成的斜对称阵
Ω_{ew}	游动方位坐标系相对于地球坐标系的转动角速度构成的斜对称阵
ψ	转动角增量构成的斜对称阵

其他符号

\times	矢量叉乘
\sim	测量值
$\hat{}$	估计值
\cdot	四元数乘积
$*$	矢量的复共轭表示

其余的符号在章节中出现处定义。

术语简介

即使是简单、普通的惯性导航系统也要依赖于复杂的技术来实现。因此不可避免地要使用大量专业术语。本表对本书中所用的主要术语加以说明,并按字母顺序进行排列。

加速度计

加速度计用来测量运载体的平移运动。通常,加速度计包含一个经由弹簧约束在仪表壳体内的检测质量块。它通过检测质量块的位移变化来测量运载体的加速度。实际上加速度计测量的是作用在运载体单位质量上的不包含引力的力,即比力。

辅助技术

辅助技术是一种利用外部的测量信息来提高惯性导航系统性能的技术。辅助信息来源可以来自运载体的外部或运载体上另外的传感器。前者的一个例子是,在近距战术导弹中,利用外部跟踪雷达提供的位置信息,定时地对惯性导航系统进行更新。在后者的情况,机载多普勒雷达或气压高度表可用来提供一些用于惯性导航的辅助信息。由于用于组合的测量数据具有不同的特性,因此常常需要使用复杂的卡尔曼滤波技术对其进行处理以取得最优的效果。

注:来自惯性导航系统的数据也可作为其他敏感器的辅助信息,例如卫星导航系统。

算法

算法是指能够在有限步骤内解决问题的自动化过程,这个过程表现为能够在计算机内编程的一系列数学指令。

对准

对准是确定惯性导航系统的测量轴相对于选定参考坐标系轴向的初始方位的过程,也就是说,对准是用来确定测量轴系和参考坐标系之间的角度的过程。系统开始导航之前必须进行对准。对准精度至关重要,因为它会对惯导系统或应用航迹推算技术实现导航的系统性能产生严重影响。惯导系统在初始对准之后,在导航过程中持续计算敏感器方位。

姿态与航向参考系统

姿态与航向参考系统正如它名字所示,用来提供运载体的航向和姿态信息。它和惯性导航系统非常相似,但它不提供运载体的速度和位置信息。通常情况下它所用敏感器的精度较低,因而价格也较低。姿态与航向参考系统经常与其他传感器(例如多普勒雷

达)组合使用来构成一个完整的导航系统。多普勒雷达提供的地速测量值,可分解到姿态与航向参考系统所确定的导航坐标系中,对这些速度分量进行积分就可得到运载体的位置。

零偏

零偏指的是惯性传感器测量值的偏移。例如陀螺仪输出绕给定轴向的转动角速度的测量值,陀螺仪的输出量等于与转动角速度成比例的电压或电流,再加上传感器各种非理想因素导致的零偏项。

标定

标定是指确定惯性传感器输出电信号的准确值(和含义)的过程。例如,电信号产生1mV的变化可表示一个给定的转动角速度或给定的比力加速度。

补偿

所有经受系统误差影响的传感器都可以通过误差补偿技术来消除其影响。例如,如果已知陀螺仪漂移随温度的变化规律,就可以在下列条件下对漂移进行补偿:

- (1) 它是系统误差;
- (2) 已知测量时的温度;
- (3) 已知标定时温度;
- (4) 已知温度变化对测量电信号的影响。

有了这些信息,就可以对陀螺仪的输出信息进行补偿,获得实际的转角或转动速率。相似原理也适用于其他类型的惯性传感器或系统误差补偿中。

航迹推算系统

航迹推算系统是从运载体一个已知的位置信息开始,根据该位置运载体的速度、航向等信息来对位置信息进行连续更新的一种导航系统。航迹推算系统的一个简单应用,是利用罗盘航向仪和其他设备(如里程表)进行组合,测量运载体在地面上的航行距离。惯性导航系统也利用航迹推算原理进行工作。航迹推算系统的初始位置精度、速度精度和航向信息精度对其导航精度影响很大。

方向余弦

方向余弦是指两个矢量之间夹角的余弦。一个矢量相对于给定坐标系的方位可以通过矢量与坐标系轴向的3个夹角的方向余弦来表示。运载体坐标系相对于给定的参考坐标系的姿态可以用一个 3×3 阶的方向余弦矩阵确定。矩阵的列表示运载体坐标系坐标轴的单位矢量沿参考坐标系坐标轴的投影。

漂移

漂移是指传感器误差或系统误差随时间的变化率。例如,一个机械位移陀螺提供相对于陀螺自转轴的运载体姿态信息。由于作用在转子上的有害力矩的影响,自转轴的方

向会随时间变化。因此传感器测量的姿态信息包含了陀螺的漂移,单位为 $^{\circ}/h$ 。

在惯性导航系统中,由于系统的各种误差,位置估计值会随时间漂移。因此,通常用位置漂移量的大小来衡量导航系统的性能,位置漂移的单位为 $n \text{ mile}/h$ 。

欧拉角

运载体相对于给定参考坐标系的姿态,可以通过绕不同坐标轴的3次连续转动来确定。因此,一个参考坐标系到运载体坐标系的转换关系可以表示如下:

绕参考坐标系 z 轴转动 ψ 角;

绕新坐标系的 y 轴转动 θ 角;

绕新坐标系的 x 轴转动 ϕ 角。

这里 ψ, θ, ϕ 表示转动的欧拉角。当然也可以用这3个角的反向转动来表示运载体坐标系到参考坐标系的转换。

这3个角度对应于稳定平台的一组机械框架的测量值,稳定平台的轴系表示参考坐标系,它的外框通过轴承连接在运载体上。转动的次序很重要且应与框架的转动顺序相符。

力反馈

力反馈是用来使仪表的敏感元件(如加速度计的检测质量或陀螺的转子)回到相对于仪表壳体零位的方法。零位的确定和测量精度远远高于位移的测量精度。在一些敏感器中,利用电磁装置使敏感元件回到它的零位,此时流过电磁线圈的电流的大小通常与测量值成比例。

重力模型

重力模型是导航系统所感受的万有引力的数学表示。必须通过它将加速度计测量的比力信息转换为真实的加速度。这无论是对近地面导航的运载体还是星际空间导航的运载体都是非常重要的。在近地面导航中,地球引力计算的精度和复杂性与导航系统的精度要求有关。对非常精确的导航,需要考虑广义重力数学模型中重力矢量的局部变化或异常。

制导

制导是指直接控制飞行器沿预先设定的轨迹飞行的过程。例如,考虑以恒定速度飞行的运载体,要求它沿两点间直线轨迹飞行。这样可以合理地推算出运载体在飞行过程中任意时刻应处的位置。根据飞行器的测量位置和期望位置的不同,产生制导指令。这些指令传送给空气动力操纵面,产生飞行器的运动,来消除探测到的飞行轨迹和预定飞行轨迹的不同,以此确保飞行器按要求的轨迹飞行。这种制导模式常用于战略弹道导弹或远距的战术制导武器。

陀螺仪

在一个惯性系统中,这些敏感器常用于测量运载体的转动。通常情况下,这类敏感

器采用机械装置的形式,依靠旋转质量的惯性来进行测量。例如一个自由(两轴)陀螺仪,其自转轴在空间趋于保持恒定,因而可以测量两个正交轴(与自转轴垂直并互相垂直)的角运动。陀螺仪输出运载体相对惯性空间转角的测量值。单轴机械陀螺通常用来测量运载体相对惯性空间的转动角速率。

根据不同的物理现象制造了许多不同类型的陀螺仪。如光学陀螺,利用萨格纳效应,通过测量反向传播的两束光之间的物理差别,来测量角度或角速度。振动敏感器用来测量作用在经受线振动和转动的质量块上的哥氏力。

校准

校准是指仪表壳体轴的相对定向。

惯性制导

惯性制导是利用来自惯性导航系统的速度、位置和姿态信息进行的制导。它与惯性导航的差别涉及运载体的位置、速度矢量以及姿态在参考坐标系中的定义。

惯性测量装置

全惯性导航系统的子装置,它由惯性敏感器组件和仪表电路以及电源组件构成。惯性测量装置常包含敏感器的信息处理电路和用来对敏感器输出的测量信息进行零位补偿的微处理器。

惯性导航

利用惯性敏感器的测量信息来获得运载体位置、速度、姿态和航向的导航方法。这种导航方法广泛应用于飞机、导弹、空间飞行器、船舶、潜艇和地面车辆。

组合导航

组合导航对来自两个或多个导航系统、具有互补误差特性的信息进行组合,以使组合系统的性能比其中任何一个独立的子系统都更为优越。典型的应用,如利用来自地面发射站或卫星的定位信息、地形参考系统、场景匹配技术来增强惯性导航系统的信息。

组合系统

这种系统对来自不同独立源或技术的惯性数据进行组合。如松耦合系统本质上是独立的,它仅在输出端对系统信息进行组合。而紧耦合系统则尽可能在先期阶段对惯性数据进行组合,以提高系统的性能,但它具有很少的冗余功能。

微型加工机电系统(MEMS)

MEMS是指微机电系统技术,它利用哥氏原理来测量角运动,通过检测质量的线位移来测量加速度。这种仪表以硅或石英晶体作为原材料,使用半导体加工工艺制造。

性能

安装在运载体上的惯性导航系统在飞行过程中的导航精度,取决于导航开始时给

系统提供的数据精度(即对准精度)、导航系统所用惯性敏感器的性能以及导航计算所能达到的精度。由于系统的误差随时间积累,通常用导航精度随时间的漂移来表示导航系统的性能。常用 $n \text{ mile/h}$ 来表示系统漂移,虽然误差的增长并不是时间的线性函数。

“全惯性”性能通常指用于导航的敏感器所产生的导航精度小于 $1n \text{ mile/h}$ 。这样的系统对陀螺和加速度计的典型要求为:陀螺漂移率为 $0.01^\circ/\text{h}$ 或精度更高,加速度计的测量精度为 $100\mu\text{g}$ 。在战术应用中,有时会用到“次惯性”这个术语,这种系统用于短时间的导航,或仅用于提供姿态参考。“次惯性”系统对陀螺和加速度计漂移的典型要求分别为 $1^\circ/\text{h}$ 和 1mg 。这样的敏感器用于“全惯性”导航系统时产生的误差增长大约为 $1n \text{ mile/min}$ 。

定位系统

这类系统通过测量相对于已知点的位置进行工作。它依赖于对已知点处物体、效应或发射信号的观测。只要已知物体和效应可以观测,这类系统就可以用在运行过程中的任意时刻启动来确定自身的位置。导航技术最早的应用形式就是通过观测和识别来进行导航。有许多技术,包括主动和被动的,可以用来确定观测者的位置。例如,许多信号来自固定的无线电信标,如台卡导航系统(DECICA)、奥米伽系统(OMEGA)、罗兰远距导航系统(LORAN);有的信号来自环绕地球转动的卫星,如全球定位系统(GPS)或 GLO-NASS。地形参照系统也属于这类系统。接收到的信号用来获得位置的更新值,并且当前位置与前一次位置估值之间相互独立。通常,这种方案只提供离散时间间隔的导航数据,而不像航迹推算系统那样提供连续的导航数据,尽管定位系统根据已知的前期信息,也可以使用一些外推的方法来确定位置。

四元数

四元数是一种四参数的姿态表示方法。四元数姿态表达式使得通过绕参考坐标系内一个矢量的一次转动,实现从一个坐标系到另一个坐标系的转换。四元数的4个元素是该矢量方向和转动量的函数。

参考坐标系

参考坐标系用来作为惯性导航系统测量或估值基准的轴系。参考坐标系可以由3根正交轴定义的直角坐标系或极坐标系。各种参考坐标系已在本书中介绍。惯性参考坐标系是一种相对于空间固定(即相对于恒星静止)的坐标系。对于近地面导航的系统,选用地理坐标系作为参考坐标系,它以极坐标的形式提供所在位置的经度、纬度和距地面的高度。此外,也常使用当地垂直地理坐标系作为参考坐标系,它是由沿北向、东向和当地垂线方向(向下)相互正交的3根轴建立的笛卡儿坐标系。

解算

解算是当一个矢量在一个坐标系中以分量形式给定时,用来计算该矢量在给定参考

坐标系中各个分量的一种数学过程。在捷联惯性导航系统中,需要把加速度计测量的沿载体坐标系轴向的比力测量值,解算到选定的导航坐标系中。对解算过的比力测量值进行积分就得到载体在参考坐标系中的速度和位置。姿态可以通过不同的数学方法得到,如欧拉角法、方向余弦法或四元数法。

这个词语也用于惯性敏感器,指敏感器所能检测或分辨的测量值的最小变化量。如某种陀螺仪能测量或分辨 $1''$ 的角运动。

卫星导航

许多现代导航设备依靠绕地球运动的一组卫星传递的无线电数据来进行导航。卫星导航利用无线电数据传播的时间顺序,通过三角学原理,来确定接收端的位置。如美国的 GPS、俄罗斯的 GLONASS 和欧洲未来的伽利略系统。

由于 GPS 的基本精度被系统的控制者故意降低,因此使用者采用了不同的技术来提高 GPS 的精度。相对 GPS 指提供两个 GPS 接收机高精度的相对位置信息的技术,尽管每个接收机的绝对位置信息并不十分清楚。这种技术是相对于绝对 GPS 和差分 GPS 而言的。绝对 GPS 系统利用单个接收机来确定导航估计值;差分 GPS 利用与已知位置接收机的联系,对一单独接收机的绝对测量值进行校正。差分技术可用于通过如前所述的数据链来对与测量位置相连的一组 GPS 接收机进行校正。

标度因数

惯性敏感器的标度因数是指输出信号和其测量值之间的相互关系。例如,以模拟量输出的陀螺仪的标度因数可以用多少毫伏每度每秒($\text{mV}/(^{\circ})/\text{s}$)的形式来表示。

稳定平台

惯性导航技术的最初应用是稳定平台技术。稳定平台至今仍在普遍使用,尤其是在船舶、潜艇这些导航精度要求高、无辅助手段、长时间航行的运载体上。这种系统的核心是被称做平台的结构,惯性器件安装在它上面。平台利用几个框架来提供至少 3 个转动自由度,隔离了运载体的角运动,同时将运载体和平台的耦合减小到最少。

这些框架的运动由力矩电机来控制,力矩电机根据陀螺提供的信息来工作。额外的框架可用于某些具体的需求,尤其在非常敏捷的运载体上用来防止框架锁定。

最初的被称做几何系统的实际应用,通过至少 5 个框架以模拟量的形式提供基本的导航数据,包括经度、纬度、滚转、俯仰、偏航等信息。这些角度可以直接从各个框架的角位移得到。这种机械构造提供 2 个参考坐标系——惯性非转动坐标系和当地导航坐标系。

几何系统被所谓的半解析系统所取代。这种系统建立几何系统提供的两种参考坐标系中的一种。通常,半解析系统利用 3 个框架将运载体运动和稳定平台的耦合减小到最少。经度和纬度坐标在计算机中进行运算。与几何系统一样,滚转、俯仰和偏航可以从框架的相对位置推导。这种系统使用了多种不同的机械装置,一些用来建立惯性非转动参考坐标系,如空间稳定系统;另一种常用于近地面导航的系统选用当地水平坐标系,

陀螺和加速度计的两根输入轴被强制保持在水平面内,因此避免了直接计算重力场矢量。

捷联系统

捷联系统中惯性传感器直接与运载体固连,因此不能隔离运载体的角运动。这样的系统有时称为解析系统。惯性传感器产生的信息在进行导航计算之前,先在计算机中进行数学解算。用计算机来建立和解算惯性数据减小了惯性导航系统的机械复杂性,并相应地减小了系统的成本和尺寸,增加了系统的可靠性。

次惯性系统

此系统参见“性能”。