

传递对准理论与应用

付梦印 郑 辛 邓志红 等 编著



科学出版社

传递对准理论与应用

付梦印 郑 辛 邓志红 等 编著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

传递对准是采用主惯导系统的输出信息对子惯导系统进行运动参数匹配,实现其初始对准的方式。本书紧密结合惯性导航系统理论及其在海、陆、空、天各领域载体上的应用,系统地介绍了捷联式惯性导航系统数学描述、传递对准机理与匹配模式、传递对准影响因素和影响机理、传递对准状态估计与可观测性分析方法、基准信息传递误差的影响与校正以及传递对准精度评定方法与应用实例分析等内容。

本书可作为高等院校控制科学与工程、仪器科学与技术等专业的研究生教材,也可供相关专业的研究人员和工程人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

传递对准理论与应用/付梦印等编著. —北京:科学出版社, 2012

ISBN 978-7-03-035614-7

I. ①传… II. ①付… III. ①惯性导航系统-研究 IV. ①TN966

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 224935 号

责任编辑:余 丁 张海丽 / 责任校对:刘小梅

责任印制:张 倩 / 封面设计:陈 敬

科学出版社 出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

新科印刷有限公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2012 年 11 月第 一 版 开本: B5(720×1000)

2012 年 11 月第一次印刷 印张: 13 1/4

字数: 255 000

定价: 65.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

随着科学技术的发展,惯性导航系统在国民经济和国家安全领域的应用日益广泛,在海、陆、空、天各类载体中的作用日益突出,对惯性导航系统的研究也越来越受到重视。传递对准作为惯性导航系统的一种初始对准技术,采用外部基准信息来对惯性导航系统进行对准,以缩短对准时间和提高对准精度,是惯性导航系统研究中的关键技术之一。

本书以传递对准理论及应用为主线展开,共7章。第1章概述了惯性导航系统传递对准关键技术及其研究进展;第2章对捷联式惯性导航系统进行了数学描述并分析了传递对准误差传播机理;第3章介绍了传递对准常用匹配模式与最优机动方式的选取;第4章分析了传递对准的影响因素及其补偿方法;第5章介绍了传递对准中状态估计方法与可观测性分析方法;第6章分析了基准信息传递误差的影响及其校正方法;第7章讨论了传递对准精度评定方法并给出了应用实例分析。

本书是作者在完成的国家相关基础研究计划项目基础上,结合承担的国家自然科学基金项目(No. 60904086、No. 61104189、No. 61104192 和No. 61127004),进行系统总结和整理形成的,内容上注重理论和应用的有机结合。

北京自动化控制设备研究所杜祖良研究员和北京理工大学熊大国教授仔细审阅了本书,提出了许多宝贵意见,在此谨致深切谢意!感谢东南大学程向红教授,北京自动化控制设备研究所李新纯研究员,北京理工大学夏元清教授、王博副教授、肖烜副教授等在完成课题过程中所付出的努力,他们的工作为本书的出版奠定了基础。同时,感谢研究生刘昕、周元、刘程、高文劭、苗凯对书中部分方法所做的仿真和验证。向书中引用的参考文献的作者表示感谢!

惯性导航系统传递对准不仅是多种学科理论的交叉,同时还是一项工程性强的应用技术,限于作者的水平,书中疏漏之处在所难免,恳请读者批评指正。

作 者

2012年5月

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 惯性导航系统的传递对准	1
1.1.1 初始对准	1
1.1.2 传递对准	3
1.2 传递对准的关键技术	3
1.2.1 传递对准的匹配模式	4
1.2.2 挠曲变形、振动和杆臂效应误差	6
1.2.3 传递信息的品质	6
1.3 国内外传递对准技术研究进展	7
1.3.1 传递对准模型和匹配模式	7
1.3.2 传递对准影响因素和影响机理	9
1.3.3 传递对准可观测性分析	10
1.3.4 传递信息的误差与校正	12
第 2 章 捷联式惯导系统数学描述	15
2.1 数学描述基础	15
2.1.1 常用变量的符号约定	15
2.1.2 地球参考椭球和重力场	15
2.1.3 坐标系定义	19
2.2 惯性器件误差模型	21
2.2.1 几种典型惯性器件数学模型	21
2.2.2 通用的惯性器件误差模型	23
2.2.3 传递对准中常用的简化误差模型	24
2.3 捷联式惯导系统误差方程	26
2.3.1 捷联式惯导系统方程	26
2.3.2 捷联式惯导系统误差方程	27
2.3.3 捷联式惯导系统非线性误差模型	28
2.4 捷联式惯导系统传递对准误差方程	31
2.4.1 姿态误差方程	31
2.4.2 速度误差方程	32
2.4.3 弹性变形模型	33

2.5	传递对准误差传播机理分析	33
2.5.1	传递对准误差传播方程	33
2.5.2	匹配量误差传播机理分析	39
2.5.3	惯性器件误差传播机理仿真分析	42
第3章	传递对准常用匹配模式	44
3.1	传递对准机动方式的数学模型	44
3.2	测量参数匹配模式	46
3.2.1	加速度匹配	46
3.2.2	角速率匹配	49
3.3	计算参数匹配模式	51
3.3.1	速度匹配	51
3.3.2	姿态匹配	53
3.3.3	积分速度匹配	56
3.3.4	位置匹配	57
3.4	组合参数匹配模式	58
3.4.1	速度+加速度匹配	58
3.4.2	姿态+角速率匹配	60
3.4.3	加速度+角速率匹配	61
3.4.4	速度+角速率匹配	61
3.4.5	速度+姿态匹配	62
3.4.6	载体机动能力受限时的匹配模式	63
第4章	传递对准影响因素分析与补偿方法	66
4.1	主、子惯导的运动关系分析	66
4.1.1	绝对速度和加速度的关系	66
4.1.2	速度、角速度和姿态间的关系	67
4.2	杆臂效应误差补偿	68
4.2.1	杆臂效应原理	69
4.2.2	杆臂误差的滤波补偿法	73
4.2.3	杆臂误差的计算补偿法	75
4.3	动态挠曲变形误差补偿	78
4.3.1	动态挠曲变形模型	79
4.3.2	动态挠曲变形补偿模型	81
4.4	发动机振动影响的分析与补偿	85
4.4.1	发动机振动建模	86
4.4.2	发动机振动对主惯导输出的影响及补偿	86
4.5	动态杆臂误差的估计与补偿	90

4.5.1 动态杆臂与动态挠曲变形建模	90
4.5.2 动态杆臂补偿的加速度匹配模型	92
4.5.3 动态杆臂补偿的速度+角速度匹配模型	96
第5章 传递对准状态估计与可观测性分析方法	101
5.1 传递对准中的状态估计方法	101
5.1.1 基本卡尔曼滤波	101
5.1.2 鲁棒滤波	102
5.1.3 自适应滤波	104
5.1.4 非线性滤波	106
5.2 可观测性分析方法	110
5.2.1 PWCS 可观测性分析方法	111
5.2.2 可观测性的直接分析法	120
5.2.3 基于状态量的可观测性分析方法	124
5.2.4 局部可观测性理论	127
5.2.5 基于奇异值分解的可观测度分析方法	130
5.2.6 基于卡尔曼滤波的可观测度分析方法	136
5.3 传递对准模型状态可观测性分析	138
5.3.1 典型机动方式对可观测性的影响	138
5.3.2 提高可观测度的工程方法	141
5.4 基于可观测性分析的模型降阶方法	143
5.4.1 低可观测度状态删除法	143
5.4.2 协方差矩阵特征值分析法	145
5.5 多观测量组合匹配模式的可观测性分析	147
第6章 基准信息传递误差的影响与校正	155
6.1 基准信息对传递对准的影响分析	155
6.1.1 信息传递时延的影响分析	156
6.1.2 信息异常的影响分析	157
6.2 基准信息传递时间延迟的估计与补偿	159
6.2.1 确定性信息传递时延的估计与补偿	159
6.2.2 随机性信息传递时延的估计与补偿	165
6.3 信息异常的检验与补偿方法	172
6.3.1 基于新息均值的检验与补偿方法	172
6.3.2 基于新息方差的检验与补偿方法	174
6.3.3 综合检验与补偿方法	179
6.4 基准信息“跳变”的解决方法	180
6.4.1 纯惯性信息传递对准方法	180

6.4.2	组合修正量补偿方法	181
6.4.3	量测信息检测方法	182
第7章	传递对准精度评定方法与应用	183
7.1	传递对准精度评定方法	183
7.1.1	位置信息精度评定方法	183
7.1.2	其他信息精度评定方法	184
7.1.3	不同精度指标之间的换算关系	185
7.2	模拟平台传递对准	186
7.2.1	模拟试验平台状态	186
7.2.2	模拟试验平台对准试验	187
7.3	车载行进中对准应用	189
7.4	海上对准应用	190
参考文献		194

第 1 章 绪 论

1.1 惯性导航系统的传递对准

惯性导航系统(inertial navigation system, INS, 以下简称惯导系统)是以陀螺和加速度计为敏感器件的导航参数解算系统。该系统根据陀螺的输出建立导航坐标系,根据加速度计的输出解算出运载体在导航坐标系中的速度和位置。惯导系统能够自主地完成导航和定位任务,不与外界发生任何声、光、电、磁的联系,因此具有自主性、隐蔽性、实时性、全天候、全导航信息等优点。这些独特的优点,使其在各种运载体的导航、制导、定位和稳定控制中得到了广泛的应用。

惯导系统按结构划分有两大类:平台式惯导系统和捷联式惯导系统。平台式惯导系统的陀螺仪与加速度计直接安装在物理平台上,利用物理平台模拟导航坐标系,把加速度计的测量轴稳定在导航坐标系,并通过平台框架轴上的传感器输出载体的姿态和方位信息。捷联式惯导系统是把陀螺仪和加速度计直接固联在载体上,物理平台的功能由计算机来完成,有时也称作数学平台。平台式惯导系统和捷联式惯导系统的主要区别在于后者没有实体的物理平台。

惯导系统在正常工作之前首先要进行初始对准,其目的是使惯导系统的物理平台或数学平台能够与所选定的导航坐标系一致,即建立起合适的初始导航坐标系。因此,初始对准是惯导系统的一项关键技术。

1.1.1 初始对准

所谓初始对准,就是确定惯性敏感器的输入轴与惯导系统所采用的导航坐标系之间关系的过程。惯导系统有两个最基本的功能:一是用加速度计和陀螺仪测量载体运动的加速度和角速度;二是用计算机通过数值积分计算出载体相对地球的即时速度、位置和姿态。简言之,即测量和计算功能。但是,惯导系统通电启动后,如果没有给定初始信息,则无法完成后续的工作。这是因为惯导系统的导航计算是在选定的导航坐标系中进行的,而启动后惯导系统各坐标轴相对于导航坐标系的指向是未知的,为了保证惯导系统后续正常工作,必须进行初始对准。

在惯导系统由初始对准转入导航状态之前,需要确定导航解算的初始条件。在静基座条件下,初始速度为零,初始位置为当地的经度、纬度;在运动基座条件下,初始条件由外部基准提供。这些初始速度和位置参数都必须满足一定的精度

要求,否则会引起较大的导航误差。

初始对准确定惯导系统各坐标轴相对于导航坐标系指向,其准确性直接关系到惯导系统后续的工作精度,而快速性直接关系到载体进入工作状态的准备时间。因此,初始对准的对准精度和对准时间是惯导系统重要的技术指标。惯导系统高精度的初始对准是实现精确导航与制导的必要条件,惯导系统的初始对准误差是产生导航误差的重要因素。对于超视距目标而言,准确的初始对准将大大减少对目标的搜索范围,从而提高对目标的捕获概率。对于平均飞行时间比较短的机载导弹来讲,若在载机飞行中进行传递对准,则对准时间与飞行时间应该是同一数量级的。即使是舰船上的初始对准,快速对准不仅增加了舰载导弹对机动目标的反应能力,同时在很大程度上提高了舰船的生存能力。全方位、全天候、各种环境条件下的作战能力是武器系统要求必备的技术性能。受海流、风浪、气流、颠簸、路况等因素的影响,载体运动易受随机干扰。为了使惯导系统能够在各种复杂的环境条件下完成初始对准,就要求对准技术针对惯性导航器件误差、载体各种干扰运动等诸多影响对准精度和快速性的因素具有较强的鲁棒性。

按不同的分类标准,初始对准有以下几种分类方式:

(1)按对准的阶段来分,惯导系统的初始对准一般分为两个阶段:粗对准和精对准。第一阶段为粗对准,对平台进行水平与方位粗调,要求尽快将平台对准在一定精度范围内;第二阶段为精对准,在粗对准基础上,通过处理惯性敏感元件的输出信息,精确校正真实导航坐标系与计算导航坐标系之间的失准角,并使之趋于零。

(2)按对准的轴系来分,在取地理坐标系为导航坐标系的情况下,初始对准可分为水平对准和方位对准。在平台式惯导系统中,物理平台通常先进行水平对准,然后进行平台的水平与方位对准;在捷联式惯导系统中,一般情况下同时进行数学平台的水平对准与方位对准。

(3)按基座的运动状态来分,根据安装惯导系统所在基座的运动状态,初始对准可分为静基座对准和动基座对准。动基座对准通常是在惯导系统所在基座运动状态下进行的。

(4)按对准时对外部信息的需求来分,初始对准有自主式对准和非自主式对准。惯导系统只依靠重力矢量和地球速率矢量实现的初始对准称为自主式对准,此时不需要其他外部信息,自主性强;惯导系统通过机电或光学方法将外部参考坐标系引入,使惯导系统对准至导航坐标系的对准方式称为非自主式对准。自主式对准不需要附加额外的信息,而非自主式对准则需要外部信息的辅助。

因此,惯导系统动基座对准方案的选择必须综合考虑以下几点:

(1) 对准时间和对准精度要求。

- (2) 惯导系统惯性器件精度,如陀螺常值漂移、随机漂移、加速度计的零偏等。
- (3) 外界基准系统的信号形式、信号精度以及信息更新、传输频率。
- (4) 基座(载体)的运动特性。

1.1.2 传递对准

动基座对准环境比静基座的环境要复杂得多,存在着运动干扰、振动干扰以及外界环境干扰。为了缩短对准时间和提高对准精度,动基座的初始对准一般不采用自主式对准方法,而是采用传递对准,即采用主惯导系统(简称主惯导)的输出信息对子惯导系统(简称子惯导)进行运动参数匹配,实现其初始对准的方式,即子惯导的数据动态地匹配主惯导数据的过程,如图 1.1 所示。由主惯导传递给子惯导的基准信息主要有姿态、速度、位置等信息,捷联式主惯导还可以提供角速度、加速度等信息。本书主要研究捷联式惯导系统间的传递对准。

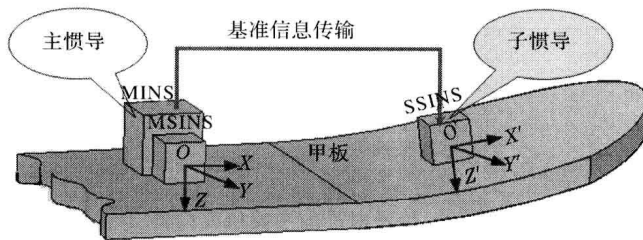


图 1.1 运动平台上传递对准示意图

传递对准是一种动基座条件下的初始对准,一般分为粗对准和精对准两个阶段。将主惯导参数直接装订给子惯导的过程为粗对准;建立子惯导误差方程,利用卡尔曼滤波算法估计误差的过程为精对准。如果安装主惯导的载体是刚体且坐标系和安装子惯导的载体坐标系完全一致,则理论上可直接将主惯导提供的姿态信息作为子惯导所需的初始姿态信息。但由于安装主惯导的载体发生挠曲变形和子惯导安装误差的存在,使得安装子惯导的载体坐标系和安装主惯导的载体坐标系无法保持一致。因此,需要通过传递对准,将主惯导提供的参考信息和子惯导输出的相应信息相匹配,从而获取子惯导所需的初始姿态信息。同自主式初始对准方式相比,传递对准还需要解决传递对准误差模型建立、匹配参数、匹配模式、滤波方法选择等问题。

1.2 传递对准的关键技术

传递对准的主要研究内容和关键技术可以通过图 1.2 进行概括。

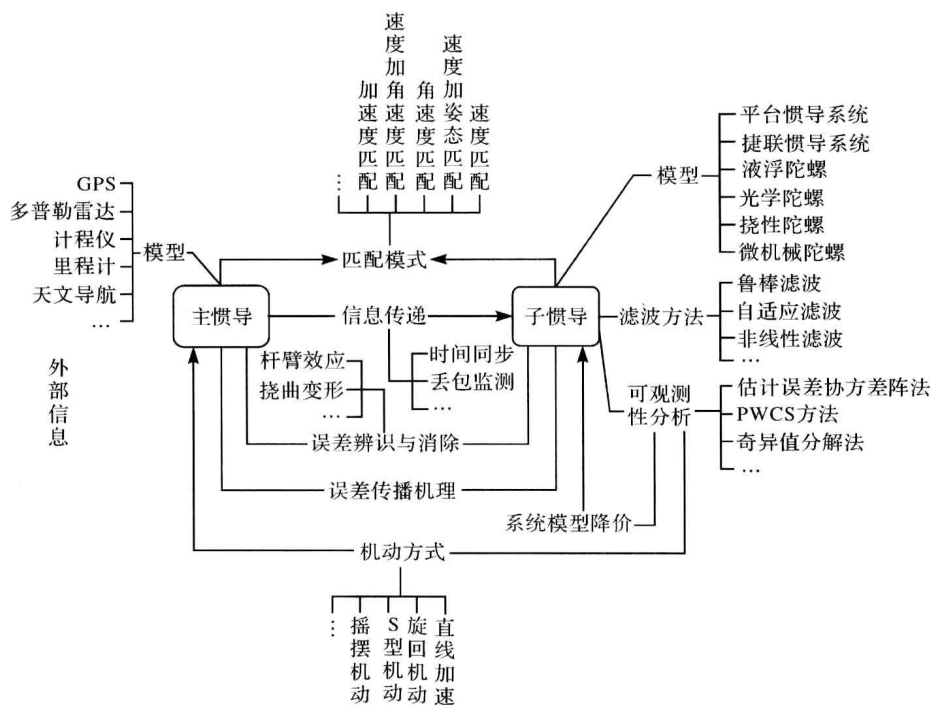


图 1.2 传递对准的主要研究内容

1.2.1 传递对准的匹配模式

传递对准的基本思想是以高精度的主惯导或其他外参考信息为基准,通过比较主惯导与子惯导的输出信息,并采用合适的滤波算法来得到子惯导误差参数的估计值,从而对子惯导误差进行修正和补偿。传递对准的主要任务就是估计出主、子惯导坐标系的失准角,并加以补偿。所采用的方法就是比较主、子惯导的输出值,也就是通常所指的匹配模式。传递对准的匹配模式可分为两大类:一类是计算参数匹配;另一类是测量参数匹配。计算参数匹配把失准角当做一个整体,利用主、子惯导计算得到的信息,如位置之差、速度之差,对子惯导进行对准;测量参数匹配则是利用主、子惯导测得的角速度之差或比力之差来对失准角进行估计,也称为矢量匹配法。一般来说,测量参数匹配由于方法直接,其快速性优于计算参数匹配法,但对载体结构挠曲运动敏感,在同等条件下,其精度要低于计算参数匹配法。常见的匹配模式包括位置匹配、速度匹配、积分速度匹配、双积分速度匹配、比力匹配、角速度匹配、积分角速度匹配等,其中速度匹配法和位置匹配法比较成熟,并得到了实际的应用。下面简单地比较一下测量参数匹配法和计算参数匹配法的特点。

测量参数匹配法具有以下特点:

(1)测量参数匹配法由于测量值与相对失准角直接相关,所以一般对准所需时间短,且对应的系统为定常系统,计算方便。但该方法必须在载体有小幅加速度或机动角速度的条件下才能进行。

(2)加速度匹配受载体杆臂效应的影响较大。

(3)测量参数匹配法受载体挠性慢变形的影响大,是影响其对准精度的主要因素,如何适当描述这种变形的随机过程是一个有待解决的问题。

计算参数匹配法具有以下特点:

(1)计算参数匹配法利用主、子惯导各自计算的导航参数(速度或位置)对应量的差值作为测量值。由于速度或位置不是直接从测量元件得到的,不能在量测方程中直接反映出相对失准角与这些差值的关系,故必须将失准角和速度误差都列为状态变量,由状态方程描述它们之间的关系,将导致状态方程维数增加,使估计的计算量增大,估计时间延长。

(2)由于惯导系统的速度或位置信息都是在导航计算坐标系计算的,所以速度或位置的差值和相对失准角也都需要在相应的导航坐标系下进行描述,需要进行坐标变换。

(3)在载体平直航行时,计算参数匹配法与惯导静基座自对准相似。在载体有机动运动时,方位失准角可通过比力水平分量直接反映到速度误差的水平分量中,这就大大增加了方位失准角的可观测程度,使其能很快从速度误差水平分量中估计出来,且不受东向陀螺漂移误差的影响。

(4)速度误差受杆臂效应影响较大,应通过补偿减小其影响。速度误差也受载体弹性振动影响,但其频率较高,受子惯导加速度计标度因子的影响,不易反映在速度误差中,必要时,还可以采用低通滤波予以消除。相比之下,位置匹配受杆臂效应和载体弹性振动的影响小。

(5)载体挠性慢变形主要影响惯导系统基座的基准,而与导航坐标系无关。因此,计算参数匹配法受载体挠性慢变形的影响小,这也是这种方法精度较高的主要原因。

(6)由于被估计的失准角是动态变化的,且系统时变、噪声随机变化,故计算参数匹配法宜采用卡尔曼滤波技术来实现状态估计。如果要估计陀螺漂移,可在系统状态方程中增加它的模型方程。但因计算参数匹配法量测噪声较大,当传递对准时间受限时,它的估计精度将受到影响。

匹配模式的选择涉及多种因素,最基本的要求是要适应使用环境。同时,惯导系统的类型也限制了匹配量的选择。如果主惯导是平台式惯导系统,能够输出位置、速度、姿态等信息,则适合采用计算参数匹配模式。如果主惯导是捷联式惯导系统,则除了可以输出上述计算参数信息外,还能够直接输出加速度、角速度

等信息,可以采用测量参数匹配模式,也可以采用计算参数和测量参数混合匹配模式。

传递对准所采用的处理方法通常可分为两大类:一类是基于经典控制理论的对准方法,称为频域法或经典法;另一类是基于现代控制理论的状态空间法,也称最优估计方法或卡尔曼滤波方法。后者可考虑惯导系统工作环境中的随机干扰因素,如阵风等引起的载体随机晃动、载体的弹性变形等,可以设计更灵活、合理的对准模型和滤波算法。

1.2.2 挠曲变形、振动和杆臂效应误差

惯导系统的传递对准性能除受惯性器件本身精度和性能影响外,还受到主惯导基准信息品质、平台运动方式、惯导系统安装位置、环境干扰等方面因素的影响。

平台运动带来的挠曲变形和振动是影响传递对准性能的重要因素。例如,机翼在外力和外力矩、气动载荷、湍流的作用下,会产生形变和结构振动;在海浪的撞击、长期热胀冷缩效应的作用下,船体结构会发生变形;陆用战车在阵风、地形起伏及行进方向变化等因素的作用下,车辆壳体也会发生形变。研究表明,船体结构挠曲变形可产生 1° 以上的失准角。可见,实际意义的武器平台并非完全刚体,各个武器之间的随机相对运动将引发量测误差。另外,平台结构、武器发射架及武器本身的加工公差和安装精度也会引起平台上各个武器之间产生角度误差。主、子惯导一般分别安装在载体的不同位置,它们之间的距离即为杆臂长度。当载体本身做角运动时(如飞机在气流的作用下产生的角运动、舰船在海浪的作用下产生的角运动),致使加速度计输出中产生一个与杆臂长度和载体摇摆角速度平方乘积成比例的向心干扰加速度,以及一个与杆臂长度和载体摇摆角加速度乘积成比例的切向干扰加速度,主、子惯导之间因角运动而感受到不同的加速度和速度,这种现象称为杆臂效应。杆臂效应对传递对准的影响主要体现在以速度或加速度信息进行匹配对准时,其影响程度与杆臂的长度和载体运动角速度相关。

1.2.3 传递信息的品质

主惯导(或其他基准信息系统)提供的对准信息是子惯导对准的基准,传递信息的品质(精度、特性等)在很大程度上决定了传递对准的精度。由于传递对准的实现是在子惯导中进行的,这就需要将主惯导的相关信息(位置、速度和姿态信息)传输到子惯导。传输延迟、丢包、时序错乱等因素导致传递对准产生误差;另外,对于平台式主惯导系统,传感器测量需要一定的反应时间,从而导致测量信息的延迟。研究表明,在武器平台进行机动的情况下,主、子惯导导航数据 10ms 的时间不同步,会产生几毫弧的方位误差。因此,如何克服信息测量与传递过程中存在的误差,也是传递对准过程中必须要解决的问题,尤其是对于高精度惯导系

统的传递对准,这一影响更加突出。

1.3 国内外传递对准技术研究进展

国外的传递对准技术已日趋成熟,并有诸多成功的应用。在20世纪80年代中前期,国外传递对准技术的研究主要集中在各种匹配模式和各种卡尔曼滤波模型的理论探讨上。80年代中后期及90年代中期,国外集中对快速传递对准匹配模式和影响传递对准精度的干扰因素进行了研究,并进行了大量传递对准飞行试验,将传递对准技术不断推向工程应用。到了90年代中期以后,国外已将传递对准技术应用于战术武器,并在多次局部战争中进行了检验。美国还进行了一系列传递对准的飞行试验,研究在工程实际中如何进一步提高传递对准的精度和快速性。

我国对传递对准技术的研究起步于20世纪80年代末90年代初。20世纪80年代,正值美国和以色列研究传递对准最活跃的时期,我国开始了对这种新的惯导系统初始对准方式的跟踪研究,但系统地研究传递对准是在1999年前后开始的。2000年后,我国对传递对准的研究成果逐年增加,在与传递对准技术相关的建模、载体挠曲变形分析、惯导系统可观测性分析、各种滤波方法、杆臂效应、精度评估、仿真、实验等各方面均进行了相关研究,基本覆盖了目前该领域的所有研究方向。

1.3.1 传递对准模型和匹配模式

美国的 Sutherland 通过观测水平速度误差,用卡尔曼滤波器估计了两套平台式惯导系统的安装误差角。Baziw 和 Leondes 将卡尔曼最优估计理论应用于两套主从工作方式的惯导系统,假定主惯导已经精确对准和标定,利用子惯导和主惯导之间的位置和速度误差作为观测量进行卡尔曼滤波。Schneider 提出了角速度匹配估计失准角的算法,该算法利用角速度矢量在两个坐标系上投影分量的差值来求得这两个坐标系之间的失准角。该方法要求对准时载体要有一定的角运动,由于测量直接与失准角有关,所以对准的时间较短,一般在1min以内。Harris 和 Wakefield 给出了角速度匹配的另一种方法,它不再区别刚性未对准量和挠性未对准量,设计了适用全部未对准量的模型。

速度匹配、位置匹配、积分速度匹配和双积分速度匹配属于利用速度及其积分作为观测量的匹配模式。Farrell 提出了含三个速度误差、三个失准角和三个陀螺漂移的九状态对准方程,观测量为三个速度误差。Yamamoto 和 Brown 设计了一种战术空地导弹的传递对准方案,采用位置匹配,十个状态分别为两个位置、两个速度误差、三个失准角和三个陀螺漂移。Baziw 和 Leondes 提出了位置和速度

联合匹配的对准方法,系统方程为 36 阶,同时还提出了加入加速度匹配的可能性,一般情况速度匹配的时间约为 5min,位置匹配的时间约为 20min。Ross 使用实际的飞行实验数据,研究了在更新频率为 1Hz 时,速度匹配、积分速度匹配和双积分速度匹配的性能。研究结果表明,三种方法在估计俯仰角和横滚角的误差时,效果基本相同,但在估计方位角误差时,速度匹配要优于积分和双积分速度匹配。

1989 年,Kain 和 Cloutier 在传统的速度匹配基础上增加了姿态匹配,提出了速度加姿态匹配模式,并给出了传递对准时间 10s 使姿态精度达到 1mrad 的仿真结果。速度加姿态匹配模式大幅提高了传递对准的滤波收敛速度,被称为快速传递对准方法,并已在一些武器中得到应用。Rogers 使用速度加角速率匹配模式进行快速传递对准,该方法与速度加姿态匹配模式都能缩短对准时间,但对振动噪声的敏感性要比速度加姿态匹配大。1992 年,Tarrant 等将快速传递对准技术用于 ADKEM 的对准。ADKEM 是一种由导弹承载车垂直发射携带动能突防器的超高速导弹,其平均飞行时间为 10s,对对准的快速性有严格要求。1997 年,美国使用 F-16 飞机进行了期望在 5s 以内完成快速传递对准的实验。结果显示,速度加姿态的匹配法可在 10s 以内达到 1mrad 以下的姿态精度。在公开发表的文献中,这个结果是迄今为止在实际应用中取得的最好结果。

1998 年,美国使用 F-16、F-18、B-1、B-2、B-52 等飞机对 JDAM 的传递对准进行了实验验证。惯导系统的初始对准采用速度积分匹配传递对准模式。在实验中,组合导航方式的计算 CEP 为 1m;但工作于独立的惯性导航方式时,计算 CEP 却没有满足 30m(在 100s 之内)的设计要求。Shortelle 等用 F-16 飞机进行了快速传递对准的实验,对准飞行实验由 5s 的对准飞行和对准后 60s 的携弹飞行两个阶段组成,携弹飞行包括一个 90°的转向。结果显示,速度加姿态匹配模式可在 10s 以内达到 1mrad 以下的姿态精度。Ross 和 Rogers 使用了实际飞行数据进行传递对准研究。为了准确测量惯导系统的误差,在进行实机实验时,还经常使用 GPS 提供导航数据。Ohlmeyer 和 Pepitone 描述了美国海军 SM-3 战区防空导弹的设计。Bouchard 等对巡航导弹的传递对准进行了实时仿真。

我国针对传递对准的研究首先是探讨了测量参数匹配和计算参数匹配的优缺点,通过比较分析,普遍认识到计算参数法更具优势,之后速度匹配和速度加姿态匹配得到了广泛的研究。由于对载体机动要求较小,对准时间短,在能够满足姿态匹配精度要求时,速度加姿态匹配被认为具有更优的性能。速度匹配虽然对准时间长,要求机动大,但对载体挠曲变形不敏感,匹配参数少,在能够满足机动条件时,可靠性更高。

张文龙和汪叔华研究了主、子惯导均为捷联惯导系统的传递对准,运用了加速度加角速度匹配的测量参数匹配模式,给出了四种飞行轨迹的仿真结果。杨艳娟针对鱼雷捷联惯导系统的动基座初始对准,提出了角速率匹配和加速度匹配模

式,分别推导了在考虑船体变形和杆臂效应时传递对准的误差方程和量测方程,通过仿真验证了这两种传递对准方法的正确性。朱绍箕研究了姿态角匹配的传递对准原理,推导了姿态角误差的量测方程,给出了该方法在平台惯导系统方位误差辨识中的应用。周叶等采用速度匹配模式研究了空空导弹动基座低成本惯导系统的传递对准,建立了数学模型,给出了仿真结果。冯培德和陈璞针对传统速度匹配模式的不足之处,引入姿态辅助观测信息,在国内较早地完成了速度加姿态匹配的建模,并给出了载机只做短时间摇翼机动的仿真结果,对对准误差进行了分析。林敏敏等详细推导了姿态角匹配方案中卡尔曼滤波器的量测方程,通过仿真验证了算法的有效性和快速性,并采用分级标定的思路,实现了在飞机摇摆机翼情况下,对惯性器件误差的准确标定。针对姿态角匹配计算量大的问题,王金林给出了姿态矩阵匹配模型,简化了计算量。陈凯等证明了采取不同姿态失准角建模是一致的,并证明了各种姿态匹配模型具有统一性。朱志瑛利用速度匹配设计了一种空空导弹捷联惯导系统传递对准精度评估方案。顾冬晴利用差分GPS的数据设计了速度和位置匹配的传递对准精度评估方案。目前,我国传递对准技术的研究已经逐渐跟进了世界先进水平。

1.3.2 传递对准影响因素和影响机理

在传递对准中,主要的影响因素是由于外界环境影响(如阵风扰动)和载体本身发动机导致的不确定振动以及载体挠曲变形。主、子惯导安装位置不同而引起的杆臂效应也会对传递对准的性能产生影响。

对于阵风模型的建立,现在一般采用 Dryden 模型,但是将该模型应用到载体的变形上,建立起精确的模型是比较困难的。Scott 和 Pototzky 对比了基于匹配滤波的方法和基于随机模拟的方法来检查阵风对机翼的干扰程度。Ricci 和 Scotti 采用了两个控制器:第一个是采用基于空气动力学能量的控制器来控制机翼运动;第二个控制器是用来控制风洞,目的是验证第一个控制的正确性。同时,还采用多平面控制来降低阵风扰动对机翼的影响。Bollino 和 Ross 采用基于测量数据的谱密度函数来建立非线性的反馈控制器来控制阵风对载体的影响。Lucas 采用非线性李亚普诺夫控制器来控制阵风对机翼的影响。

对于发动机振动,主要是通过两种方法的结合:一种方法是从发动机的设计上入手,安装上一些减振措施;另一种方法就是通过主动控制来控制振动。张俊红等详细地介绍了主动控制的原理,主要分为主动吸振、主动隔振和主动阻尼控制。蔺玉辉等分别采用了 LQR 控制、自调整模糊控制、神经网络自适应控制三种策略实现主动控制,得到了良好的控制效果,并分析了各种控制策略的优缺点。

对于挠曲变形角度的估计,可以在状态方程中加入变形角和变形角速度的状态,通过估计得到变形角。采用此方法的前提是变形规律符合二阶马尔可夫过