

The background of the book cover is a deep blue and purple space scene. At the top left, a bright, glowing blue-white pulsar is depicted with concentric circles around it, representing its magnetic field. A sharp, bright blue beam of light originates from the pulsar and extends diagonally across the cover towards a satellite. The satellite, located in the middle of the cover, is a detailed model of a spacecraft with two large, rectangular solar panel arrays extending outwards. Below the satellite, the curved horizon of the Earth is visible, showing swirling white and blue cloud patterns. The overall composition suggests a theme of space navigation and technology.

X-RAY PULSAR-BASED NAVIGATION:
THEORY AND APPLICATIONS

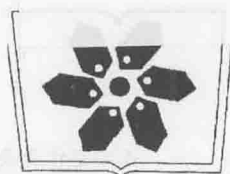
X射线脉冲星导航 理论与应用

郑伟 王奕迪 汤国建 刘利 著



科学出版社

内 容 提 要



中国科学院科学出版基金资助出版

X-ray Pulsar-based Navigation: Theory and Applications X 射线脉冲星导航理论与应用

郑 伟 王奕迪 汤国建 刘 利 著

科学出版社

科学出版社

北 京



内 容 简 介

本书是作者及其团队结合国内外最新进展、在总结提炼近 10 年研究成果的基础上编写而成。全书共 9 章,首先论述了 X 射线脉冲星导航研究进展,接着介绍了 X 射线脉冲星导航的支撑理论、X 射线脉冲星信号处理方法、定位/守时/定姿方法,系统论证了系统误差的传播机理,进而提出了相应的补偿方法,建立了以 X 射线脉冲星观测为主的多测量信息融合导航框架和基于 X 射线脉冲星观测的卫星星座定向参数测定技术,设计并构建了 X 射线脉冲星导航地面仿真验证系统。本书的特点在于开创性地提出了一系列提升 X 射线脉冲星导航系统性能、拓展其应用范围的措施,包括系统地分析了导航系统误差的传播机理,并提出相应的补偿方法;提出了以 X 射线脉冲星观测为主的多观测信息融合导航方法,弥补了 X 射线脉冲星导航存在的观测周期过长、难以适用于机动轨道等问题;提出了基于卫星间相对观测脉冲星,控制卫星星座整体旋转的方法,为实现自主抑制卫星星座整体旋转提供了崭新思路;设计并构建了 X 射线脉冲星导航地面仿真验证系统,为系统地验证该导航系统的性能提供了途径。

本书适合从事航天器自主导航理论与方法研究的科研人员和工程技术人员阅读,也可以作为相关专业研究生的教学参考书。

图书在版编目(CIP)数据

X 射线脉冲星导航理论与应用 / 郑伟等著. —北京: 科学出版社, 2015. 5

ISBN 978-7-03-044284-0

I. ①X… II. ①郑… III. ①X 射线—脉冲星—卫星导航 IV. ①TN967.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 100611 号

责任编辑: 钱 俊 / 责任校对: 彭 涛

责任印制: 肖 兴 / 封面设计: 耕者设计工作室

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>

北京通州皇家印刷厂印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2015 年 5 月第 一 版 开本: 720×1000 1/16

2015 年 5 月第一次印刷 印张: 13 3/4 彩插: 2

字数: 263 000

定价: 78.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)

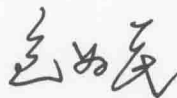
序

随着我国航天事业的发展,在轨航天器日益增多。若仍采用依赖地面测控支持的导航模式,不仅会提高航天器的运营成本,而且无法确保航天器在特定情况下的生存能力。因此,自主导航是未来航天器发展的核心、关键技术。X 射线脉冲星导航作为一种前瞻性的新概念导航方法,其导航精度高、可靠性好、自主性强、适用范围广,有望使航天器摆脱对地面测控及其他人造信标的依赖,为航天器实现自主运行提供了全新手段。

国防科学技术大学的研究团队自 2004 年起开始从事 X 射线脉冲星导航方面的研究,是国内首批开展 X 射线脉冲星导航研究的团队之一,提出了一系列提升 X 射线脉冲星导航系统性能的方法。X 射线脉冲星导航在国内外尚属较前沿的研究领域,然而关于该导航方法的专著较少。现在该书著者将这些研究成果整理出来并公开出版,可为我国从事航天器自主导航特别是 X 射线脉冲星导航的研究人员提供理论指导和技术支持。

全书立足于解决 X 射线脉冲星导航存在的问题并拓展其应用范围。在阐述 X 射线脉冲星定位/守时/定姿方法的基础上,分析了 X 射线脉冲星导航系统误差传播机理,并提出了相应的系统误差补偿方法。建立了以 X 射线脉冲星为主的组合导航方法、基于 X 射线脉冲星观测的导航星座定向参数测定方法,构建了 X 射线脉冲星导航地面仿真验证系统。这些均是作者多年的成果,研究水平高,应用前景好。该书的许多成果尚属在国内首次公开发表,具有很高的理论价值。同时,书中所提方法瞄准航天器自主导航面临的具体问题及难点,对相关技术问题的解决有很好的应用价值。

总之,这是一本选题好、内容新、实用价值高的专著。我很高兴看到该书在科学出版基金的资助下出版,并衷心希望该书能推动我国相关领域的工作迈上一个新的台阶。



中国科学院院士

2015 年 4 月 15 日

前 言

当前,航天器的导航信息大多通过地面测控系统提供。然而随着航天技术的发展,在轨航天器数目日益增多,极大增加了地面测控系统的负担,并降低了航天器在特殊情况下的生存能力。为此,大力发展自主导航技术是应对日益复杂空间任务的迫切需求,也是提高航天器生存能力、降低运营费用的关键所在。

X 射线脉冲星导航是一种新兴的航天器自主导航方法,通过处理脉冲星辐射的 X 射线光子信息,可提供航天器的位置、姿态、时间等参考信息,从而实现对航天器状态的估计。相对于卫星导航,X 射线脉冲星导航的适用范围不局限于近地空间,且不受人为干扰;相对于传统天文导航方法,X 射线脉冲星导航可以同时提供位置、姿态、时间等完整的导航信息。X 射线脉冲星在 X 波段特征明显,可以避免空间各种信号的干扰,适当限制 X 射线的能量可以将探测器小型化,且有足够的流量敏感度和时空分辨率。

基于 X 射线脉冲星的自主导航方法最早于 20 世纪 80 年代提出。从 20 世纪末到 21 世纪初,逐渐形成一套较为完整的导航方案。国防科学技术大学飞行动力学与控制研究团队自 2004 年开始从事 X 射线脉冲星导航理论方法研究,是国内首批开展 X 射线脉冲星导航研究的团队之一。本书就是作者结合国内外最新进展,总结提炼近 10 年研究成果编写而成。

全书共 9 章。第 1 章为绪论,分析航天器对自主导航技术的需求和航天器自主导航系统的分类及研究进展,并重点论述 X 射线脉冲星导航的发展历程;第 2 章简要介绍时空参考框架、时间相位模型、时间转换模型、航天器轨道动力学和姿态动力学模型等基础知识;第 3 章分析 X 射线脉冲星信号处理方法,给出 X 射线脉冲星信号数值模拟方法,提出基于历元叠加的脉冲到达时间估计方法;第 4 章阐述基于 X 射线脉冲星的航天器定位/守时/定姿方法,并设计 X 射线脉冲星导航系统的应用策略;第 5、6 章分析 X 射线脉冲星导航的系统误差传播机理及主要误差源的变化特性,提出相应的误差补偿方法;第 7 章介绍以 X 射线脉冲星为主的多测量信息融合导航方法,分析 X 射线脉冲星/传统天体测量信息组合导航框架、X 射线脉冲星/惯导组合导航框架,论证最佳信息融合方式;第 8 章分析产生卫星星座整体旋转的原因,并提出通过 X 射线脉冲星的相对测量抑制卫星星座整体旋转的方法;第 9 章在集成前 8 章成果的基础上,设计并构建集全数字仿真、半实物仿真于一体的 X 射线脉冲星导航地面仿真验证系统。

本书由郑伟制订写作提纲并撰写第1~4章,第5~7章由王奕迪撰写,第8、9章由汤国建、刘利撰写。已毕业研究生孙守明参与编写了第4、9章,李黎参与编写了第1、4章,曹鹤参与编写了第3、4章。在读研究生张大鹏参与了第3章的编写。全书由郑伟统稿和校核。

需要说明的是:本书侧重于导航理论、方法及其应用,而对于影响脉冲星导航的两个重要方面——不同探测器的性能和不同脉冲星的计时噪声讨论不够。这一方面是由作者目前工作的深度所限,另一方面也因为这两个方面仍有许多基础科学问题需要解决,具有很大的不确定性。这还有待于相关领域学者更进一步的研究。本书得到了国家自然科学基金、国家重大科技专项、国家高技术研究发展计划(863计划)等项目和国内相关专家的大力支持,在此表示衷心感谢。

本书写作过程中参考了国内外学者的大量文献,已尽我们所知在文中对这些文献加以标注,并在此表示诚挚的感谢。

感谢包为民院士、魏子卿院士长期的关心和支持并推荐申请科学出版基金,包为民院士欣然为本书作序;感谢张双南研究员、帅平研究员、刘思伟研究员、卢方军研究员、李小平教授、费保俊教授、姚国政副教授等国内同行在具体研究工作中的帮助以及对书稿提出的宝贵意见;感谢科学出版基金对本书出版的大力支持;感谢钱俊编辑对本书出版付出的辛勤工作。

X 射线脉冲星导航是涉及导航理论、轨道力学、X 射线天文学、高能物理、微电子学等的多学科交叉研究领域,其理论和应用也在不断的发展之中,加之作者水平有限,书中不妥之处恳请广大同行和读者斧正。

作者

2015年1月1日

目 录

序

前言

第 1 章 绪论	(1)
1.1 航天器自主导航概述	(1)
1.1.1 自主导航的定义及特点	(1)
1.1.2 航天器对自主导航技术的需求分析	(1)
1.2 航天器自主导航系统分类及发展概况	(3)
1.2.1 惯性导航系统	(3)
1.2.2 天文导航系统	(4)
1.2.3 卫星导航系统	(5)
1.3 X 射线脉冲星导航的发展概况	(8)
1.3.1 X 射线脉冲星导航的基本概念	(8)
1.3.2 脉冲星参数测定及相关理论的研究进展	(9)
1.3.3 导航理论的研究进展	(17)
1.3.4 X 射线探测技术的研究进展	(20)
1.3.5 X 射线脉冲星导航试验及研究计划	(26)
参考文献	(28)
第 2 章 X 射线脉冲星导航的相关理论	(35)
2.1 时空参考框架	(35)
2.1.1 坐标系统	(35)
2.1.2 广义相对论时间系统	(36)
2.2 时间相位模型和时间转换模型	(41)
2.2.1 时间相位模型	(41)
2.2.2 时间转换模型	(41)
2.3 航天器轨道动力学与姿态动力学方程	(43)
2.3.1 航天器轨道动力学	(43)
2.3.2 航天器姿态动力学	(45)

2.4 非线性滤波算法	(48)
2.4.1 扩展卡尔曼滤波	(48)
2.4.2 无迹卡尔曼滤波	(49)
参考文献	(51)
第3章 X 射线脉冲星信号处理方法	(53)
3.1 X 射线脉冲星信号模型	(53)
3.1.1 标准轮廓	(53)
3.1.2 脉冲星信号参数	(53)
3.2 脉冲星信号模拟方法	(54)
3.2.1 光子到达事件	(54)
3.2.2 探测器时间分辨率分析	(55)
3.2.3 脉冲观测轮廓的绘制	(58)
3.2.4 观测轮廓分析	(59)
3.3 基于历元折合的脉冲到达时间估计方法	(61)
3.3.1 极大似然法	(62)
3.3.2 信号相关法	(62)
3.3.3 傅里叶变换法	(63)
3.4 影响 TOA 估计的因素分析	(64)
3.4.1 脉冲星特征参数误差的影响	(64)
3.4.2 噪声的影响	(66)
3.5 小结	(68)
参考文献	(68)
第4章 X 射线脉冲星定位/守时/定姿方法	(70)
4.1 X 射线脉冲星导航系统的应用策略设计	(70)
4.1.1 脉冲星遮挡问题描述	(70)
4.1.2 航天器轨道的影响	(73)
4.1.3 探测器安装方式的影响	(75)
4.1.4 轨道进动的影响	(77)
4.1.5 导航系统的应用策略	(78)
4.2 基于 X 射线脉冲星的航天器定位方法	(79)
4.2.1 基本原理	(79)

4.2.2	导航观测模型分析	(79)
4.2.3	系统流程	(80)
4.2.4	X 射线探测器配置方案分析	(81)
4.3	基于 X 射线脉冲星的航天器守时方法	(83)
4.3.1	基本原理	(83)
4.3.2	系统方程	(84)
4.3.3	守时算法	(85)
4.3.4	单 X 射线脉冲星守时可行性分析	(89)
4.4	基于 X 射线脉冲星的航天器姿态确定方法	(91)
4.4.1	脉冲星定姿原理	(91)
4.4.2	脉冲星方位观测的实现途径	(95)
4.5	小结	(96)
	参考文献	(97)
第 5 章	X 射线脉冲星定位/守时系统误差传播机理分析	(98)
5.1	X 射线脉冲星导航系统误差源建模	(98)
5.1.1	影响 TOA 理论精度的误差源	(98)
5.1.2	影响时间转换模型精度的误差源	(98)
5.2	误差源对测量值的影响	(101)
5.2.1	影响 TOA 精度的误差源的影响	(101)
5.2.2	影响时间转换模型精度的误差源的影响	(104)
5.3	误差源对定位/守时结果的影响	(110)
5.3.1	TOA 精度对定位/守时精度的影响	(110)
5.3.2	影响时间转换模型精度的误差源对定位的影响	(112)
5.3.3	影响时间转换模型精度的误差源对守时的影响	(115)
5.4	小结	(118)
	参考文献	(119)
第 6 章	基于 X 射线脉冲星的近地航天器自主导航系统误差补偿方法	(120)
6.1	主要误差源的传播特性分析	(120)
6.1.1	行星星历误差的传播特性	(120)
6.1.2	脉冲星角位置误差的传播特性	(123)
6.1.3	脉冲星距离误差的传播特性	(124)

6.1.4	星载原子钟钟差的传播特性	(124)
6.2	基于扩展状态的误差源补偿方法	(126)
6.2.1	导航系统	(126)
6.2.2	可观性分析	(127)
6.2.3	仿真分析	(129)
6.3	基于历元差分的误差源补偿方法	(130)
6.3.1	历元差分测量模型的建立	(130)
6.3.2	可观性分析	(131)
6.3.3	改进无迹卡尔曼滤波	(132)
6.3.4	仿真分析	(134)
6.4	小结	(138)
	参考文献	(139)
第 7 章	以 X 射线脉冲星为主的多测量信息融合导航方法研究	(140)
7.1	X 射线脉冲星/传统天体测量信息组合导航框架	(140)
7.1.1	传统天体测量模型	(140)
7.1.2	信息融合方法	(142)
7.1.3	基于误差分离原理的系统误差补偿方法	(146)
7.1.4	仿真分析	(147)
7.2	X 射线脉冲星/惯导组合导航框架	(153)
7.2.1	组合导航系统的构成	(153)
7.2.2	动力学模型	(154)
7.2.3	观测模型	(154)
7.2.4	仿真分析	(155)
7.3	小结	(158)
	参考文献	(158)
第 8 章	基于 X 射线脉冲星相对观测的星座定向参数确定方法研究	(160)
8.1	基于基线矢量观测的星座整体旋转确定方法	(160)
8.2	基于脉冲星的星座定向参数确定原理与方案设计	(163)
8.2.1	基于脉冲星的星座定向参数确定基本原理	(163)
8.2.2	基于脉冲星的星座定向参数确定方案设计	(164)
8.3	系统观测模型与可观性分析	(166)

8.3.1 测距观测方程	(166)
8.3.2 脉冲星测向观测方程	(167)
8.3.3 系统可观性分析	(169)
8.4 仿真分析	(170)
8.4.1 后验 Cramer-Rao 下限分析	(170)
8.4.2 导航性能分析	(171)
8.4.3 影响星座定向参数确定精度的因素分析	(177)
8.5 小结	(183)
参考文献	(183)
第 9 章 X 射线脉冲星导航地面仿真验证系统	(184)
9.1 地面仿真验证系统总体设计	(184)
9.1.1 模块设计	(184)
9.1.2 物理构成	(185)
9.2 全数字仿真验证模式	(186)
9.2.1 各节点数据流程设计	(186)
9.2.2 仿真节点设计	(187)
9.2.3 仿真分析	(194)
9.3 半实物仿真验证模式	(194)
9.3.1 高精度 X 射线周期信号模拟源	(194)
9.3.2 X 射线探测器测试	(199)
9.4 小结	(207)
参考文献	(207)
索引	(208)
彩图	

第1章 绪论

1.1 航天器自主导航概述

1.1.1 自主导航的定义及特点

航天器的导航系统通常分为自主和非自主两大类。航天器自主导航是指航天器不依赖外界支持,完全依靠自身搭载设备,与外界不发生光、电联系的导航定位技术。美国学者 Lemay 提出用下列四个特点来表示航天器自主导航的概念^[1]:①自给或者独立;②实时操作;③无辐射;④不依靠地面设备。工程实践一般认为,不依赖地面支持,航天器能利用星上自带设备实时确定自己状态的方法,都称为航天器自主导航。

1.1.2 航天器对自主导航技术的需求分析

目前对航天器的导航定位大多借助地面测控系统实现。然而随着航天技术的发展,在轨航天器数目日益增多,极大增加了地面测控系统的负担。此外,日益复杂的空间任务也对航天器自主运行技术提出了紧迫需求,而自主导航是航天器自主运行的核心,是提高航天器生存能力、降低运营费用的关键技术。

1.1.2.1 提高近地航天器自主性的需要

近地航天器包括各种卫星、飞船以及空间机动航天器、跨大气层飞行器等新概念航天器。它们担负着数据传输、侦察监视、地面测绘、天气预报等工作,已成为信息社会不可或缺的一部分。随着社会的发展,近些年发射的近地航天器种类和数量急剧增加,地面站对航天器进行跟踪、测控和数据处理的负担也随之加重。我国航天器的运行主要由较少的测控站、船支持,测控点数量有限,分布相对集中,实时监测航天器运行状态的时间弧段较短。这些有限的地面测控站也很容易遭到干扰而丧失其功能。

因此,为了降低地面支持成本,提高生存能力,航天器应具有自主导航能力。按轨道高度,可将近地航天器分为低轨航天器和中高轨航天器。借助卫星导航系统,低轨航天器已基本实现了自主导航,可完成如自主交会对接、短期自主运行等任务。但卫星导航系统的覆盖空间有限(仅支持轨道高度 3000km 以下的航天器),中高轨航天器难以接收到导航卫星信号,从而无法实现自主导航。然而,同低轨航天器相比,高轨航天器由于其轨道高度优势,在日常生活中的作用更为重要。如何实现中高轨航天器的自主导航,正日益成为近地航天器自主导航研究的热点。

1.1.2.2 提高深空探测器自主性的需要

进入 21 世纪,深空探测日渐成为世界航天活动的热点。对太阳系行星、小行星、彗星等天体进行探测是人们认识自己、了解太阳系和探索宇宙起源的重要途径。深空探测器航行距离远,任务周期长,对飞行任务中的各项关键技术都提出了新的要求,尤其是导航定位技术^[2]。

目前,国际上开展的深空探测计划大多采用地基无线电导航技术。经过几十年的建设与发展,以美国深空网为代表的全球深空探测网已初具规模。深空网采用无线电跟踪技术,测量深空探测器相对于地面测控站的距离和径向速度,结合地球等天体的星历信息来估计深空探测器的所有状态。该导航方法可靠性好,鲁棒性强,在深空探测任务中得到了广泛应用^[3]。

但该方法有以下几个无法弥补的缺陷:

(1)导航过程需要持续的人为操作和频繁的地面测控站与深空探测器的通信。由于深空探测器与地球距离遥远,深空探测器与地面测控站的通信延迟巨大,从火星到地球的通信时延最大可达 45min,探测木星、土星等天体时的通信时延会更大。通信信号还可能被太阳及其他天体遮挡,这极大降低了地面测控站应对突发事件的能力,尤其对于载人深空探测任务更是十分危险。

(2)地面测控资源消耗大。随着深空探测器数目的增多,地面测控的负担日益加重。深空探测器的运行时间都比较长,从几年到几十年,在这么长的时间内完全依赖地面站测控实现深空探测器的导航,需要占用大量的地面测控资源。

(3)导航精度低、实时性差。针对深空天体的接近、飞越、撞击等任务,要求深空探测器能够精确获得航天器相对目标天体的位置、速度等信息。然而,深空探测的目标天体距离地球远,在地面建立的深空探测网,其测控信号强度随距离衰减,测量距离每增加一个天文单位,测距误差增大 4km。仅依靠地面测控技术无论是导航精度还是实时性都难以满足这些特殊空间任务的需要。

另外,对于深空探测任务,足够大的测控覆盖率是保证任务取得成功的基础。然而,由于地理及政治因素,我国不可能像美国一样在全球布置测控站。因此,为了高效利用我国有限的测控资源,在推进深空探测的过程中,发展自主导航技术就显得尤为重要。采用自主导航技术,深空探测器即使在与地面通信联络完全中断的情况下,仍然能够完成轨道确定、轨道保持等日常功能,具有较强的生存能力。因此,自主导航是未来深空探测任务的核心关键技术之一。

1.1.2.3 提高导航卫星星座自主性的需要

对于地面及空中目标,导航卫星是主要的高精度定位和守时手段。而导航卫星自身的星历误差和时钟误差是影响地面及空中目标导航精度的重要因素。目前,导航卫星自身的星历及时钟精度主要通过地面监控系统按时编算和注入导航电文来保证。若地面监控系统发生故障,整个卫星导航系统将陷入瘫痪。因此提高自主性是

目前导航卫星发展的一个重要方向。

对于星座,通过建立星间无线电链路,进行星间伪距观测和数据通信,是实现高精度自主定轨的一种重要而有效的手段^[4]。美国的GPS(global positioning system)最先提出导航星座自主导航的概念,通过利用高精度星间测量和星历预报信息来进行星座轨道和时间的自主在线估计^[5]。但单纯采用星间距离观测进行星座自主定轨时存在秩亏问题,只能确定星座内卫星之间的相对位置,无法测量星座的整体旋转^[6]。

“北斗二代”导航系统是我国不可或缺的国家空间基础设施,对国民经济和国家安全具有重要的意义。如何实现“北斗”导航星座的自主导航已成为一个具有重大战略意义的新课题。

1.2 航天器自主导航系统分类及发展概况

1.2.1 惯性导航系统

惯性导航系统(inertial navigation system, INS, 简称惯导系统)通过测量航天器的视加速度和体坐标系相对于惯性坐标系的转动角速度,利用积分运算,自行获得航天器的瞬时速度、位置和姿态等信息^[7]。惯性导航系统具有不依赖外界信息、不向外辐射能量、不受干扰、隐蔽性好的特点,且能连续地提供载体的全部导航参数,故广泛应用于航天、航空、航海、军事领域。

惯导系统通常由陀螺仪、加速度计组成。其中,陀螺仪误差对惯导系统位置误差的影响随时间的三次方积累^[8]。而高精度的陀螺仪制造困难,成本昂贵,因此惯性技术界一直在寻求能够提高陀螺仪的精度且降低系统成本的有效方法。目前广泛使用的陀螺仪包括机械陀螺和光学陀螺。

机械陀螺是一种基于机械转子的定向性和进动性来敏感角速率或角位移的装置^[9]。1852年,法国物理学家博科初步提出了建立陀螺仪的设想。进入20世纪之后,机械陀螺仪技术在军事、工业等需求的刺激下得到了快速发展,相继出现了浮力陀螺和静电陀螺^[10],其中浮力陀螺还包括液浮陀螺、气浮陀螺、磁悬浮陀螺等^[11]。为了降低成本,又发展出了振动式陀螺^[12]。振动式陀螺包括半球谐振陀螺仪、石英音叉振动式陀螺仪和微机电陀螺等^[13]。

光学陀螺主要有三大类:激光陀螺、光纤陀螺和集成光学陀螺^[14]。其中激光陀螺和光纤陀螺已经得到广泛应用,集成光学陀螺目前正处在研究开发阶段,具有良好的应用前景。

除了机械陀螺和光学陀螺,随着激光冷却等原子光学技术的进步,利用冷原子作为波源的冷原子干涉陀螺仪正在快速发展,有望成为惯性导航领域颇具发展潜力的

新型陀螺技术^[15]。

按照惯性测量值的获取方式不同,可将惯导系统分为平台式惯导系统(gimballed inertial navigation system, GINS)和捷联式惯导系统(strapdown inertial navigation system, SINS)。为了提高惯导系统的精度,除了从硬件制造水平上和算法改进上继续努力外,还需对惯导系统测量误差模型有深刻的认识,并对测量信息进行高精度补偿^[16]。随着使用环境的变化,惯导误差模型的参数会发生改变,导致实验室条件下的标定参数可靠性下降。对此可采用弹载试验、火箭橇试验和车载试验等方法对惯导误差模型进行系统性检验^[17,18]。

1.2.2 天文导航系统

天文导航系统是通过测量自然天体方位等信息来确定航天器位置和姿态的一种导航方式。天文导航系统自主性强、抗干扰能力强、可靠性高,可同时获得位置和姿态信息,且具有导航误差不随时间积累的优点^[19]。

天文导航系统是一种古老而又年轻的导航方式,最早应用于航海。20 世纪 50 年代以来,电子技术、计算机技术和航天技术的迅猛发展,开启了天文导航系统在航天器导航领域的应用。美国的阿波罗载人登月计划和前苏联的空间站均使用了天文导航系统。

单纯利用恒星方位测量信息只能获得卫星的姿态信息,为了确定卫星的位置,还必须获得卫星相对于近天体的位置信息。对于人造卫星,该近天体一般为地球,有时也选择月球。

根据近天体测量信息获取方式的不同,可分为直接敏感地平导航方法和间接敏感地平导航方法^[19]。

直接敏感地平导航方法采用地平敏感器与星敏感器和惯性测量单元提供卫星的位置和姿态信息。

20 世纪 60 年代,美国空军启动了第一项卫星自主导航计划——283 计划^[20]。该计划设计的导航系统包括姿态基准系统(三个捷联陀螺和一个框架式星敏感器)、地平敏感器、星上计算机和时钟。研究表明,该系统的导航精度主要受到地平敏感器误差的限制,预期的轨道确定精度为 2km。该计划完成了一些元器件试验,但整个计划停滞在实验室阶段。

1973 年,美国空军启动了空间六分仪自主导航和姿态基准系统(space sextant-autonomous navigation and attitude reference system, SS/ANARS)^[21]。该系统由安装在一个三自由度转动平台上的两台光学望远镜构成,其中一台望远镜用于跟踪月球明亮的边缘,另一台望远镜用于跟踪一颗已知的恒星,由两条视线之间的夹角构成基本观测量进行导航计算。相应的系统性能指标为:姿态确定精度 0.6",定位精度 224m。空间六分仪的正式工程样机在 1982 年于航天飞机上进行了部分轨道飞行

试验。

基于星光折射的间接敏感地平导航方法利用高精度的星敏感器和大气对星光折射的数学模型及误差补偿方法实现航天器的精确定位。1979年,美国开始研制一种低成本、捷联式、模块化的姿态基准导航系统——多任务姿确定与自主导航系统(multitmission attitude determination and autonomous navigation, MADAN)^[22]。该系统利用三台星敏感器,能提供实时、连续的惯性姿态和轨道信息,且具有全自主、长寿命等特征。该系统的目标定位精度为0.9km(低轨)和9km(高轨)。1984年,系统的全套样机进行了实验室试验。

除了敏感地平的方法,美国 Microcosm 公司于1989年研制了一种利用星载专用自主导航敏感器对地球、月球和太阳进行测量,实时确定航天器轨道和姿态的系统——麦式自主导航系统(microcosm autonomous navigation system, MANS)^[23]。该系统基于一个导航敏感器的测量值即可以完成自主导航和三轴姿态确定的任务,可以应用于中低轨道卫星,其导航敏感器由通常的圆锥扫描式红外地球敏感器经过改进而成,具有质量小、功耗低、成本低廉等优势。1994年3月,该系统搭载在“空间试验平台—零号”航天器上的TAOS(technology for autonomous operational survivability)进行了可行性及关键技术试验验证。遗憾的是,由于星载计算机出现故障, MANS 的空间测量数据只能下载到地面分析,估计定位精度为200~500m。

进入21世纪,美国、法国、日本等国掀起了新一轮的深空探测热潮。随着光学测量设备、星敏感器等导航敏感元器件的工艺水平日益提高,基于天文观测的深空探测自主导航系统逐渐在深空探测任务中成为辅助地面测控系统的一个重要备份导航系统。美国的“深度撞击”(deep impact)任务和日本的“隼鸟”(MUSES-C)探测器均使用了天文导航系统来提高深空探测器的自主生存能力^[24,25]。

1.2.3 卫星导航系统

卫星导航系统是天文导航与无线电导航结合的产物。其基本原理是:在已知卫星位置和速度的基础上,以卫星为空间基准点,通过测站接收设备,测定至卫星的距离或多普勒频移来确定测站的位置和速度。卫星导航应用方便、成本低、精度高,目前在航天器导航领域得到了广泛应用。由于依赖于人工信标,卫星导航容易受到人为干扰和破坏,不能实现完全自主,且难以在深空探测中使用。

1958年,美国开始研制名为“子午仪”的卫星导航系统(Transit)。该系统以卫星代替地面的导航台,也称海军卫星导航系统(navy navigation satellite system, NNSS),1964年投入使用,1967年向民用用户开放,广泛应用于美国商船与军舰上^[26]。鉴于GPS的研制成功,美国国防部从1990年开始逐步淘汰子午仪卫星导航系统,并于1996年年底终止使用。

GPS(图1.1)是美国从1973年开始研究发展起来的第二代全球卫星导航定位

系统,于 1994 年建成并全面投入使用^[27]。它很好地克服了第一代全球卫星导航系统不能连续定位、精度不高、定位间隔时间长等缺点,可提供全天候、高精度的三维位置、三维速度和时间信息。该系统由空间、地面和用户设备三部分组成。GPS 的空间部分由轨道倾角为 55° 、平均高度为 20200km、周期为 11h58min 的 24 颗工作卫星和 3 颗备份卫星组成。导航卫星分布在 6 个等间隔的轨道面上,每个轨道面有 4 颗卫星,各轨道面升交点赤经相差 60° ,在相邻轨道上,卫星的升角距相差 30° 。

为与美国的 GPS 相抗衡,苏联于 1982 年宣布建立 GLONASS(global navigation satellite system)并于同年 10 月 12 日发射第一颗卫星^[28](图 1.2)。苏联解体后,俄罗斯接管了该系统并继续进行发展。1995 年,俄罗斯宣布 GLONASS 初始运营。整个 GLONASS 星座亦由 24 颗工作卫星和 3 颗备份卫星组成,与 GPS 不同的是,这些卫星分布于轨道倾角为 64.8° 的 3 个轨道面,两两相隔 120° ,每个轨道面按 45° 间隔分布 8 颗卫星,卫星高度为 19100km,卫星的运行周期为 11h15min。

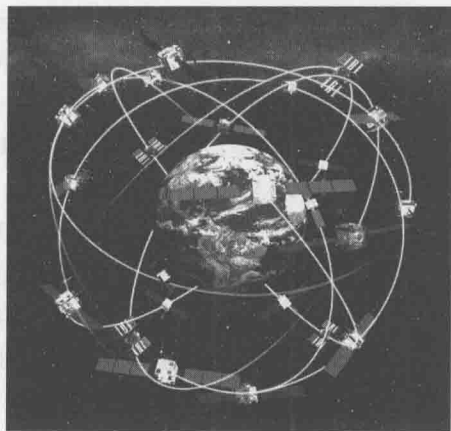


图 1.1 GPS 导航星座

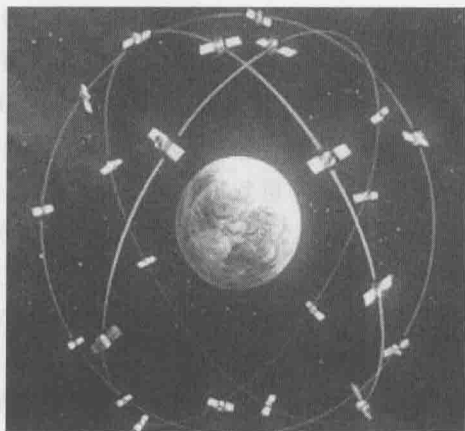


图 1.2 GLONASS 导航星座

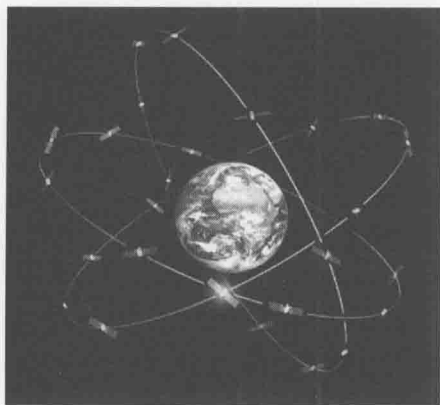


图 1.3 GALILEO 导航星座

鉴于卫星导航系统带来的巨大经济效益,欧洲联盟(欧盟)在 1999 年宣布将建设 GALILEO 卫星导航系统^[29](图 1.3)。GALILEO 星座由 30 颗导航卫星(其中 3 颗备份星)组成,这些卫星平均分布在高度约为 23616km、倾角为 56° 、相互间隔为 120° 的 3 个倾斜轨道面上,每个轨道面上部署 9 颗工作星和 1 颗备份星,运行周期为 14h4min。

1983 年,我国陈芳允院士提出利用两颗地球同步静止卫星进行定位和导航的设想,并指出了建立两颗同步卫星导航系统的基本