



国防特色学术专著·航空宇航科学与技术

National Defense Monograph



深空探测器自主天文导航方法

房建成 宁晓琳 著

西北工业大学出版社

北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

哈尔滨工程大学出版社



国防特色学术专著·航空宇航科学与技术

深空探测器自主天文 导航方法

房建成 宁晓琳 著

西北工业大学出版社

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

内容简介

本书针对国防基础科研单位和相关工程部门对深空探测器自主天文导航技术的迫切需求,在总结多年科研成果的基础上,详细、深入地论述了深空探测器自主天文导航的基本原理、理论与应用方法。主要内容包括深空探测器自主天文导航的国内外发展现状,相关基础知识和基本理论,近地停泊轨道上、转移轨道上深空探测器和行星探测漫游车的自主天文导航方法,深空探测器自主天文导航的计算机仿真实验和半物理仿真实验等。

本书既可作为相关领域工程技术人员的参考书,也可作为高等院校相关专业高年级本科生和研究生的教学参考书。

图书在版编目(CIP)数据

深空探测器自主天文导航方法/房建成,宁晓琳著. —西安:西北工业大学出版社, 2010. 7

(国防特色学术专著·航空宇航科学与技术)

ISBN 978-7-5612-2838-8

I. ①深… II. ①房… ②宁… III. ①空间探测器—天文导航—研究 IV. ①V249.32

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 138001 号

深空探测器自主天文导航方法

房建成 宁晓琳 著

责任编辑 雷 军

*

西北工业大学出版社出版发行

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

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

陕西向阳印务有限公司印装 各地书店经销

*

开本: 787×1 092 1/16 印张: 15.5 字数: 368 千字

2010 年 7 月第 1 版 2010 年 7 月第 1 次印刷 印数: 2 000 册

ISBN 978-7-5612-2838-8 定价: 35.00 元

前 言

随着我国航天和国防技术的发展以及载人航天、月球探测和深空探测等重大专项的实施,自主导航技术日益成为影响深空探测器自主运行和管理的技术瓶颈。传统地面测控和卫星导航必须依赖测控通信系统,缺乏自主性;惯性导航系统难以应用于长时间自由飞行的深空探测器,且误差随时间积累。天文导航具有自主性强、精度高、误差不随时间积累、抗干扰能力强以及可提供位置和姿态信息等优点,是实现深空探测器自主导航的有效手段之一。笔者及课题组成员于20世纪90年代末开始从事深空探测器自主天文导航技术的研究工作,取得了大量的研究成果。本书即为该方向最新研究成果的总结与提炼,书中同时也参考了国内外相关技术领域的最新研究进展。

全书内容共分9章。第1章——绪论,是深空探测器自主导航和天文导航的国内外研究现状的综述。第2章——深空探测器自主天文导航的基本原理,简要介绍了天文导航的基本原理以及常用坐标系、轨道和姿态动力学及滤波方法等基础知识。第3章——近地停泊轨道上深空探测器的自主天文导航方法,主要是针对现有天文导航方法的不足,提出了两种新方法,提高了导航精度和可靠性。第4章——近地停泊轨道上深空探测器自主天文导航系统的性能分析,针对工程应用的要求,系统地论述了滤波方法、滤波参数和星敏感器安装方位等对系统导航性能的影响。第5章——月球探测器的自主天文导航方法,主要针对月球探测器,论述了月球探测器在环月轨道(月球卫星)上和地月转移轨道上的天文和组合导航方法。第6章——火星及其他行星际探测器的自主天文导航方法,专门论述了火星及其他行星际探测器的自主天文导航方法,包括深空探测器在一般转移轨道上和特殊的借力飞行轨道上的自主天文导航方法,并简要介绍了新颖的基于X射线脉冲星的导航方法。第7章——行星探测漫游车的自主天文导航方法,主要论述了行星探测漫游车在探测行星表面上的自主天文和组合导航方法,包括月球车和火星车的自主天文和天文/惯性导航方法。第8章——深空探测器自主天文导航的计算机仿真实验和半物理仿真实验,介绍了深空探测器自主天文导航的计算机仿真实验和半物理仿真实验。第9章——总结与展望,对深空探测器自主天文导航技术未来的发展趋势进行了展望。

本书内容涉及多门学科前沿,内容新颖,由于笔者水平、时间有限,难免存在不妥和错误之处,恳请广大同行、读者批评指正。最后感谢在本书的撰写、评审和出版过程中所有给予关心、支持和帮助的人们!

房建成 宁晓琳

2010年4月

序

探索星空,遨游宇宙是人类永恒的梦想和追求。2007年“嫦娥一号”绕月探测工程的成功,是继地球卫星、载人航天之后实现了我国空间技术领域发展的第三个里程碑,标志着我国已跨入了世界上为数不多的具有深空探测能力国家的行列。根据我国中长期科技发展规划中重大专项的有关内容,我国月球探测二、三期工程将在2017年前后实现月球软着陆、月面巡视和无人月球采样返回,同时载人登月、火星探测等项目的规划和论证也在进行之中。一幅令人神往的深空探测画卷已经展开,它的进步必将推动我国航天技术的飞跃和经济的发展,并吸引更多的年轻人投身这项事业,为之奋斗!

与近地航天任务相比,深空探测具有任务更复杂,飞行时间长,通信距离大,从而时延很大、信号微弱、日凌时间长等特点。为提高深空探测器的安全性和可靠性,自主导航和控制就成为深空探测中必须解决的关键技术,而天文导航是深空探测器自主导航方式之一,将会在深空探测任务中发挥重要作用。本书针对我国月球探测、火星探测等深空探测工程的迫切需求,在大量参考国外资料及工程背景的前提下,与我国的工程实践紧密结合,系统、深入地研究了深空探测器自主天文导航技术,比较充分地反映了国内外深空探测器天文导航技术的飞速发展状况及其最新技术成果,是国内第一部系统介绍深空探测器自主天文导航方法的学术专著。

作为北京航空航天大学的兼职教授和“新型惯性仪表与导航系统技术”国防重点学科实验室学术委员会主任,我对本书作者房建成、宁晓琳同志是了解的,他们一贯敬业,工作勤奋,在航天领域的相关活动中都很积极,并颇有成就。他们带领的学术团队于20世纪90年代末开始从事该方向的研究工作,该书是他们多年教学、科研成果的总结与提炼。尽管由于认识与实践还有差距,书中内容可能还有种种不足之处,但相信该书的出版能够为我国从事深空探测相关领域的科研人员,尤其是新加入航天科技研究队伍的年轻人提供有价值的参考,并为我国深空探测器自主天文导航技术的发展起到积极的促进作用。



2010年3月18日

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 深空探测器的自主导航技术	2
1.1.1 深空探测器在近地停泊轨道上的自主导航技术	3
1.1.2 深空探测器在转移轨道上的自主导航技术	5
1.1.3 深空探测漫游车的自主导航技术	6
1.2 深空探测器自主天文导航方法	9
1.2.1 深空探测器在近地停泊轨道上的自主天文导航方法	9
1.2.2 深空探测器在转移轨道上的自主天文导航方法	11
1.2.3 深空探测漫游车的自主天文导航方法	18
1.3 本章小结	21
参考文献	21
第 2 章 深空探测器自主天文导航的基本原理	26
2.1 引言	26
2.2 深空探测器自主天文导航的原理简介	26
2.2.1 近地停泊轨道上深空探测器自主天文导航的原理简介	26
2.2.2 转移轨道上深空探测器自主天文导航的原理简介	27
2.2.3 深空探测漫游车自主天文导航的原理简介	28
2.3 常用坐标系	29
2.3.1 惯性坐标系	29
2.3.2 轨道坐标系	30
2.3.3 星体坐标系	30
2.3.4 地理坐标系	31
2.4 深空探测器的轨道运动	31
2.4.1 多体问题和限制性三体问题	32
2.4.2 地月飞行的轨道运动	33
2.4.3 行星际飞行的轨道运动	35
2.4.4 转移轨道的类型	36
2.5 深空探测器的姿态运动	39
2.5.1 方向余弦、欧拉角和四元数	39
2.5.2 方向余弦、欧拉角和四元数之间的转换关系	43
2.5.3 姿态运动学方程	46
2.5.4 姿态动力学方程	47
2.6 深空探测器自主导航的滤波方法	49

2.6.1	扩展卡尔曼滤波	49
2.6.2	Unscented 卡尔曼滤波	50
2.6.3	粒子滤波	51
2.6.4	多模型滤波	55
2.7	本章小结	58
	参考文献	58
第3章	近地停泊轨道上深空探测器的自主天文导航方法	62
3.1	引言	62
3.2	近地停泊轨道上深空探测器自主天文导航系统模型的建立	63
3.2.1	近地停泊轨道上深空探测器的轨道动力学精确建模	64
3.2.2	直接敏感地平的自主天文导航方法	70
3.2.3	间接敏感地平的自主天文导航方法	72
3.3	一种基于 UPF 的直接敏感地平 and 间接敏感地平相结合的天文导航方法	76
3.3.1	系统模型的建立	76
3.3.2	基于信息融合的 UPF 滤波方法	77
3.3.3	仿真结果与分析	78
3.4	一种天文/Doppler 组合导航新方法	79
3.4.1	系统模型的建立	80
3.4.2	基于 UPF 的组合导航方法	80
3.4.3	仿真结果与分析	81
3.5	本章小结	83
	参考文献	84
第4章	近地停泊轨道上深空探测器自主天文导航系统的性能分析	86
4.1	引言	86
4.2	滤波方法的选择及优化	86
4.2.1	三种方法在不同滤波周期下的导航性能比较	87
4.2.2	三种方法在不同噪声分布下的导航性能比较	88
4.2.3	三种方法的计算量比较	90
4.3	UPF 中 UKF 参数的选择及优化方法	91
4.3.1	参数 τ 的选择	91
4.3.2	参数 Q 的选择	93
4.3.3	参数 R 的选择	95
4.4	粒子数和重采样方法的选择及优化方法	97
4.4.1	粒子个数的选择	97
4.4.2	重采样方法的选择	99
4.5	星敏感器最佳安装方位的确定及可观测分析	102
4.5.1	基于 PWCS 和混合条件数的自主天文导航可观测度分析方法	102
4.5.2	星敏感器安装坐标系的建立	105

4.5.3 星敏感器的最佳安装方位	105
4.6 本章小结	109
参考文献	109
第5章 月球探测器的自主天文导航方法	111
5.1 引言	111
5.2 转移轨道上月球探测器自主天文导航的 GAUPF 新方法	113
5.2.1 系统模型的建立	113
5.2.2 GAUPF 方法	115
5.2.3 计算机仿真	116
5.3 转移轨道上月球探测器的天文/Doppler 组合导航方法	118
5.3.1 系统模型的建立	118
5.3.2 基于 UPF 的组合导航方法	119
5.3.3 计算机仿真	119
5.4 月球卫星的自主天文导航方法	121
5.4.1 月球卫星的轨道动力学精确建模	121
5.4.2 基于轨道动力学和姿态运动学的月球卫星自主天文导航的状态模型	122
5.4.3 月球卫星自主天文导航的量测模型	123
5.4.4 基于四元数-广义 Rodrigues 参数的姿态和姿态误差联合估计方法	125
5.4.5 计算机仿真	128
5.5 基于天文和陆标观测的月球卫星自主导航方法	130
5.5.1 天文/陆标导航系统模型的建立	130
5.5.2 计算机仿真	131
5.6 本章小结	134
参考文献	134
第6章 火星及其他行星际探测器的自主天文导航方法	137
6.1 引言	137
6.2 地火转移轨道深空探测器的自主天文导航方法	138
6.2.1 地火转移轨道深空探测器轨道动力学模型的建立	138
6.2.2 地火转移轨道深空探测器天文量测模型的建立	139
6.2.3 计算机仿真	142
6.3 一种改进的 MMUPF 方法及其在火星探测器自主天文导航中的应用	143
6.3.1 系统模型的建立	143
6.3.2 MMUPF 方法	145
6.3.3 计算机仿真	146
6.4 借力飞行轨道上深空探测器的自主天文导航新方法	147
6.4.1 深空探测器的纯天文几何解析方法	147
6.4.2 纯天文几何解析和滤波方法相结合的自主天文导航方法	151
6.4.3 计算机仿真	154

6.5 基于 X 射线脉冲星的深空探测器自主天文导航方法	156
6.5.1 脉冲星及脉冲星导航的发展	156
6.5.2 基于 X 射线脉冲星的深空探测器自主天文导航基本原理	158
6.5.3 位置增量法	160
6.5.4 滤波方法的模型建立	161
6.5.5 计算机仿真	162
6.6 本章小结	164
参考文献	164
第 7 章 行星探测漫游车的自主天文导航方法	166
7.1 引言	166
7.2 行星探测漫游车自主天文导航系统模型的建立	167
7.2.1 漫游车自主天文导航的基本原理	167
7.2.2 漫游车自主导航的高度差法	167
7.3 基于 UPF 的月球车自主天文导航新方法	169
7.3.1 漫游车运动模型的建立	169
7.3.2 导航系统的数学模型	170
7.3.3 计算机仿真	171
7.3.4 误差分析	172
7.4 基于 ASUPF 的月球车天文定位方法	173
7.4.1 基于 ASUPF 的月球车天文定位方法的系统模型	173
7.4.2 计算机仿真	174
7.5 一种改进的月球车自主天文定位定向方法	177
7.5.1 系统模型的建立	177
7.5.2 基于 UPF 的定位定姿方法	178
7.5.3 计算机仿真	178
7.6 月球车的惯性/天文组合导航新方法	181
7.6.1 惯性/天文组合导航系统的数学模型	182
7.6.2 基于 UPF 的联邦滤波器设计	184
7.6.3 计算机仿真	185
7.7 火星车的特殊天文导航方法	189
7.7.1 火星车的特殊天文导航方法的原理	189
7.7.2 系统模型的建立	189
7.7.3 计算机仿真	190
7.8 本章小结	192
参考文献	193
第 8 章 深空探测器自主天文导航的计算机仿真实验和半物理仿真实验	195
8.1 引言	195
8.2 利用 STK 的天文导航计算机仿真数据的生成方法	195

8.2.1 利用 STK 生成近地停泊轨道深空探测器轨道和姿态数据	195
8.2.2 利用 STK 生成月球探测器轨道数据	203
8.2.3 利用 STK 生成火星探测器轨道数据	218
8.3 利用 STK 的天文导航计算机仿真实验	223
8.4 天文导航半物理仿真系统及半物理仿真数据的产生	224
8.4.1 系统组成	224
8.4.2 系统工作流程	225
8.5 利用天文导航半物理仿真系统的半物理仿真实验	225
8.6 本章小结	230
参考文献	230
第 9 章 总结与展望	231
9.1 天文导航算法	231
9.2 天文导航系统	232
9.3 未来深空探测工程的需求牵引	234
参考文献	235

第1章 绪 论

人类所生存的地球,只是浩瀚宇宙中的沧海一粟。了解太空、探索宇宙自古以来就是人类不懈追求的梦想。深空探测是在卫星应用和载人航天取得重大成就的基础上,向更广阔的太阳系空间进行的探索。深空探测主要包括月球探测、行星及其卫星探测和行星际探测三大方向。通过深空探测,能帮助人类研究太阳系及宇宙的起源、演变和现状,从而进一步认识地球环境的形成和演变,认识空间现象和地球自然系统之间的关系。从现实和长远来看,对深空的探测和开发具有十分重要的科学和经济意义。

从1958年8月17日美国发射第一个月球探测器——先驱者0号——开始,人类迈向太阳系的深空探测活动至今已有50余年的历史。截止2008年8月,人类向地球以外的太阳系天体开展的探测任务共223次,其中成功的和部分成功的探测任务有127次,占总次数的56.9%,稍多于1/2;完全失败的探测任务有91次,占总次数的40.8%;还有5次探测任务正在飞行途中^[1]。尽管充满挑战和风险,尽管曾经遭遇失败,但人类探测深空的脚步不仅没有停止,反而在不断迈进,而且步伐还将越来越快。进入21世纪以来,各主要航天大国纷纷制订了宏伟的深空探测规划,将深空探测作为重点发展的航天领域之一。2007年10月24日,承载着中国人飞天梦想的“嫦娥一号”工程取得了圆满成功,迈出了中国深空探测的第一步。

任何深空探测任务的成功都离不开对深空探测器的有效导航和控制。目前,深空探测器的导航和控制主要还是通过地面站的无线电、光学跟踪、测量和通信来实现的,但由于深空探测任务飞行距离遥远,持续时间相对较长,有些甚至会持续数十年以上的时间,所经历的环境和探测对象又存在大量未知和不确定性,这些都会导致测控跟踪成本和风险的增大,因此提高深空探测器的自主运行和管理能力已成为迫切的发展需求。深空探测器实现自主管理不仅可极大地降低对于地面人力、物力和设施的要求,降低航天计划的成本,更重要的是当地面测控系统出现故障和干扰,探测器与地面的信息传输发生中断或阻塞时,探测器仍然具有较强的自主生存能力。当然,与地面的联系还是必需的,对探测器的遥测和科学探测数据的传输都需要地面站的支持,尤其是对于载人深空探测,自主管理更是地面管理的有力补充。

探测器平台系统全部或部分自主化已成为必然的发展趋势,深空探测器的自主管理技术主要包括自主导航、自主控制、星上数据自主管理和星上状态的自主控制等,其中自主导航作为核心关键技术之一,已成为深空探测器设计的主要考核指标。深空探测器自主导航要求探测器能够在不依赖地面支持的条件下自主完成轨道确定、轨道保持等任务。天文导航具有全自主、精度高、误差不随时间积累、抗干扰能力强、可同时提供位置和姿态信息等优点。而其他导航手段,如卫星导航必须依赖导航卫星提供测量信息,缺乏自主性;惯性导航仅提供姿态信息,且难以长时间应用。因此,天文导航是实现深空探测器自主导航的有效手段之一。

1.1 深空探测器的自主导航技术

深空探测器的主要导航方式包括地面测控、卫星导航、惯性导航和天文导航(见图 1.1)。深空探测器通常依靠地面站的无线电测控进行导航,但地面站测控的不足在于以下几方面:①在战时易受到攻击,导致无法工作;②受地理条件的限制,国内地面站对探测器可测控的轨道弧段是有限的,难以实现整个轨道的定位导航;③对于转移轨道上的深空探测器,地面站测控存在测角精度低、时延长等问题。这些都会对深空探测器的安全性和可靠性构成威胁。同时,随着航天应用技术的发展,空间运行的各种探测器的数目急剧增加,信息传输量也随之增加,若完全依靠地面站测控,会引起测控系统的信息阻塞和地面站负荷过重。据统计,目前每天来自地球应用卫星的各种数据约为 10^{15} 位,这样庞大的数据量已成为地面站的沉重负担,而且为保持系统正常运行,深空探测器还必须装备复杂、昂贵的测控和通信设备,这极大地增加了航天任务的成本。因此,各国都在积极发展各种不依赖地面测控的深空探测器自主导航技术,以提高深空探测器的自主运行、自主管理和在轨生存能力。

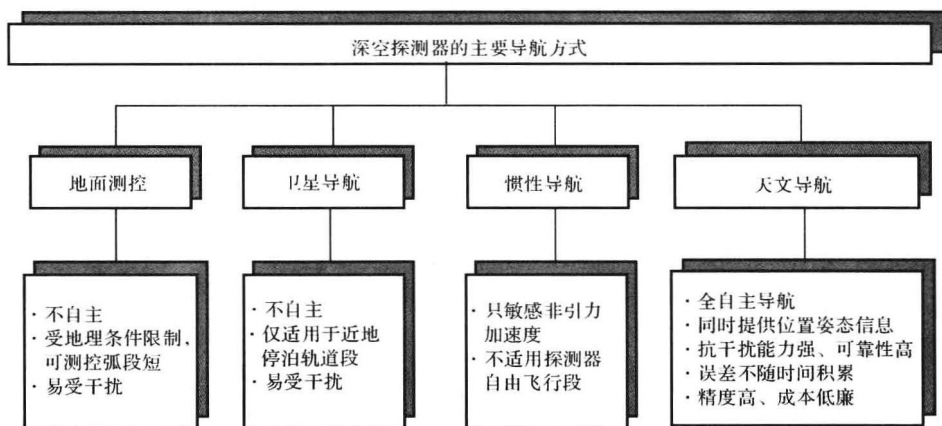


图 1.1 深空探测器的主要导航方式

目前,国内外利用 GPS^[2-3],差分 GPS^[4]和 TDRSS^[5]等导航卫星或数据中继卫星通过星间链路对近地航天器进行自主导航的技术已基本成熟。但该方法的缺点同样是易受干扰,且必须依靠其他位置已知的卫星提供相对距离等观测量,因此从某种意义上说,这种导航方法只能称为半自主导航。对于深空探测器,GPS 仅能用于近地停泊轨道段,对于转移轨道段则需采用其他导航方法。惯性导航是另一种常用于飞机舰船的自主导航方法,但该方法不能用于深空探测器自由飞行段的位置确定,且姿态确定误差随时间积累。对于深空探测器而言,利用各种天体如恒星、行星、小行星和 X 射线脉冲星等的天文导航是有效的自主导航手段。

针对上述问题,本书系统研究了如图 1.2 所示的深空探测器在近地停泊轨道上和转移轨道上的自主天文导航方法以及深空探测漫游车的自主天文导航方法。下面首先对上述三种情况下深空探测器自主导航方法的主要类型进行简要介绍。

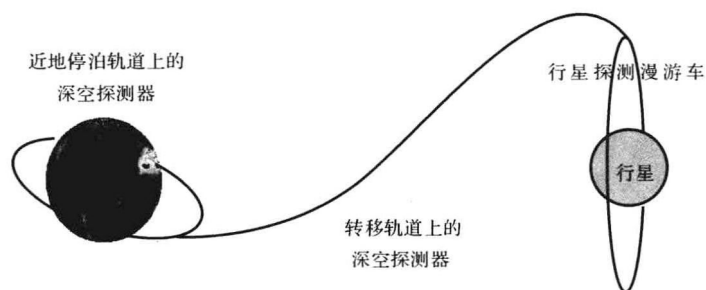


图 1.2 本书的研究对象

1.1.1 深空探测器在近地停泊轨道上的自主导航技术

由于近地停泊轨道上的深空探测器与地球距离较近,因此其自主导航主要是利用地球的各种观测量,如地磁场、地心距和地心方向等。根据所用测量信息和测量仪器的不同,地球卫星的自主导航方法主要可分为如下三类。

1. 基于磁强计的自主导航

三轴磁强计是一种可靠、廉价的姿态敏感器,它对地球的磁场强度很敏感。如果分别测得不共面的三个方向上的地磁分量的强度,就能测得地磁矢量的方向和强度,由此可获得地磁参考矢量在探测器本体坐标系中的方位。由于地磁场的强度和方向是位置的函数,因此通过比较探测器所在位置地磁场强度的测量值与国际地磁场模型(IGRF)的标准值,就可间接地获取探测器相对于地球的位置信息。

20 世纪 90 年代初,Bar-Itzhack 首先提出了利用磁强计测量地磁场实现近地探测器自主定轨的方法^[6-7]。国内文献^[8-10]中也对此方法进行了研究,仿真结果表明当磁强计测量精度为 40 nT 时,位置精度为 300~1 500 m^[11]。由于地磁场模型和磁强计本身精度的限制以及地磁场的可变性,这种方法的导航精度不高,主要适用于低成本、低轨小型探测器。

2. 基于雷达测高仪的自主导航

雷达测高仪(或称雷达高度计)是海洋卫星必备的有效载荷,用于测绘海洋起伏、表面流、潮汐和波浪。利用对称斜装的雷达测高仪测量探测器至地球表面的斜距,同时考虑地球形状的影响,可获得高精度地心方向($\approx 0.004^\circ$)和轨道高度的测量值^[12-13]。在 20 世纪 70 年代中期苏联首先研制了基于雷达测高仪的自主导航系统,并进行了在轨飞行试验。该系统采用了框架式星跟踪器,测角精度约为 $10'$,测高仪在海平面上的高度测量精度为 2~3 m,系统导航精度约为 15 km。该系统后来进行了改进,改进后的系统采用捷联式 CCD(Charge Coupled Device)星敏感器,预计导航精度可达 200 m^[14]。雷达测高仪自主导航系统可自主确定卫星的轨道和三轴姿态,但导航传感器的质量和功耗较大,且导航精度受到地球海平面高度模型的不确定性、微波波束方向相对于探测器本体的标定误差等因素的制约,仅适用于轨道高度小于 1 000 km 的探测器。

3. 基于天体敏感器的自主天文导航

自主天文导航是利用天体敏感器测得的天体(恒星、地球、月球、太阳和其他行星)方位信息,结合星历数据获取探测器的位置、速度和姿态,其基本原理如图 1.3 所示。近年来,近地停泊轨道上探测器自主天文导航方法主要包括直接敏感地平的天文导航方法和新颖的通过星光折射间接敏感地平的天文导航方法^[15]。

直接敏感地平的天文导航方法根据其所使用的敏感器的不同,有如下两种实现方案:

(1)直接利用由红外地平仪、星敏感器和惯性测量单元获得的星光方向和地平方向之间的夹角作为观测量,通过卡尔曼滤波获得探测器的位置、速度和姿态,这种方案的优点是成本较低、技术成熟、可靠性高,但受地平仪精度的限制,导航精度不高。文献[16]研究表明,在星敏感器精度为 $2''$,地平仪精度为 0.02° 时,导航精度在 1 km 以内。

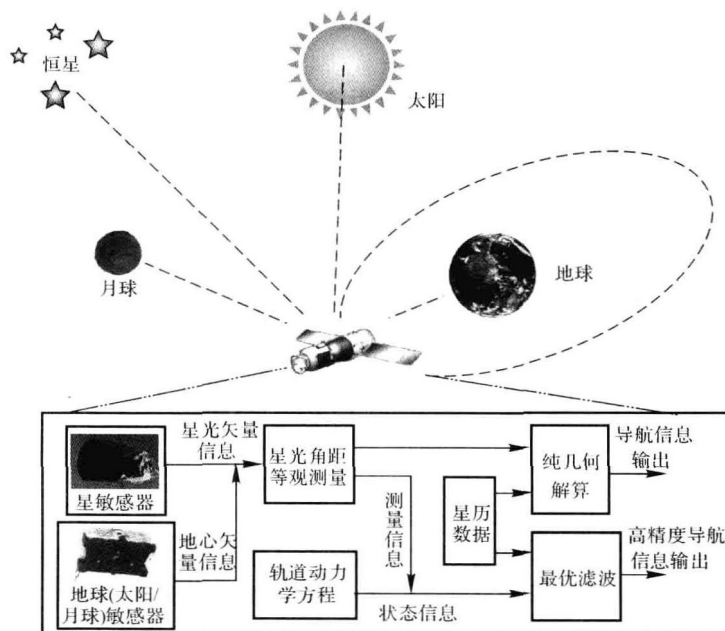


图 1.3 航天器的自主天文导航的基本原理

(2)以由自动空间六分仪测得的恒星与地球边缘、恒星与月球的明亮边缘之间的夹角作为观测量,利用最小二乘滤波对测量数据进行实时处理获得探测器的导航信息。由于空间六分仪采用了复杂的测角机构,角度测量精度可达 $1''$,因此该方案的三轴姿态估计精度可达 $1''(1\sigma)$,位置估计精度为 $200\sim 300\text{ m}(1\sigma)$ 。美国于 20 世纪 70 年代初开始研制的天文导航和姿态基准系统(Space Sextant-Autonomous Navigation and Attitude Reference System,简称 SS/ANARS)就采用了这种方法。但该方案的缺点是仪器结构复杂、成本很高且研制周期长^[17-18]。

星光折射间接敏感地平的天文导航方法是 20 世纪 80 年代初发展起来的一种低成本的探测器自主天文导航方法。这一方法利用高精度的 CCD 星敏感器,以及大气对星光折射的数学模型及误差补偿方法,精确间接敏感地平。文献[19-20]的研究结果表明,通过星光折射间接

敏感地平进行探测器自主导航,精度(1σ)可达100m。这种天文导航方法结构简单、成本低廉,能达到较高的导航精度,是一种很有前途的天文导航方法。美国于20世纪80年代初开始研制,1989年进行空间实验,90年代投入使用的多任务姿态确定和自主导航系统(MADAN)便利用了星光折射敏感地原理。

天文导航是一种可实现近地停泊轨道深空探测器高精度、全轨道自主导航的方法,但研究专用的天文导航系统不仅成本昂贵而且研制周期长。本书重点研究可提高导航精度和可靠性的方法。

1.1.2 深空探测器在转移轨道上的自主导航技术

对于转移轨道上的深空探测器,由于其距离太阳和各行星都较远,上述用于近地停泊轨道上深空探测器的自主导航方法,如基于磁强计和雷达测高仪的自主导航方法都无法使用,此时天文导航是最有效的自主导航手段。根据所观测天体的不同,深空探测器在转移轨道上的自主天文导航方法大致可分为以下三类。

1. 基于太阳和行星的自主导航

利用太阳和行星进行自主导航是最为简单和成熟的天文导航方案。由于太阳和行星在任意时刻的位置可根据星历表获得,而从探测器上观测到的行星之间的夹角、行星和恒星之间的夹角和行星视线方向等信息是探测器位置的函数,通过这些观测量,利用几何解析的方法或结合轨道动力学滤波即可获得探测器的位置、速度等导航参数^[21]。

早在20世纪60年代,美国阿波罗登月计划中就已使用了该类导航方法^[22]。1982年美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory,简称JPL)研制的自主制导和导航系统(AGN)在用于木星飞行任务时,也是利用星体跟踪器和CCD敏感器测得的行星和恒星之间的夹角进行深空探测器的天文导航和姿态确定的^[23]。近年来,随着深空探测任务的增多,该方法也随着测量仪器和滤波方法的改进,得到越来越多的关注。该方法的优点是计算简单,易于实现,缺点是导航精度随探测器与太阳、行星之间距离的增加而降低。

2. 基于小行星的自主导航

由于太阳和行星到探测器的距离相对较远,因此角度测量的微小误差就会对导航的位置误差产生极大的影响。利用探测器在转移轨道中遭遇的近距离小行星进行定位,可大大提高导航精度。该方法已应用于早期的“水手号”、“旅行者号”、“伽利略号”和近期的“深空一号”和“深度撞击号”探测器中。

1998年10月发射的“深空一号”是美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration,简称NASA)新盛世计划中的第一项任务。与美国历来的行星际探测器不同,其主要目的不是行星际科学探测,而是验证一些卓有前途的新技术,以便为未来低成本的行星际科学探测任务提供新经验和新系统。其中,自主天文导航技术是最引人注目的三项新技术之一。该测量仪器是基于小行星的自主天文导航系统所使用的,称为“微型综合相机光谱仪(Micas)”,该仪器可拍摄小行星和背景恒星的图像。利用预存的250颗小行星的轨道数据和25万颗恒星的位置数据和测量到的小行星和背景恒星之间的角度,即可通过几何解算获得

探测器的位置。该方法的基本原理与上述基于太阳和行星的自主导航方法基本相同,但由于小行星和探测器之间距离较近,因此导航精度较前者高,其缺点是通常探测器与小行星遭遇的时间很短,且小行星的观测也较困难^[24-25]。

3. 基于 X 射线脉冲星的自主导航

1974 年,美国喷气推进实验室的德恩斯博士首次提出了基于射电脉冲星的行星际探测器自主轨道确定方法,该方法定轨精度约为 150 km。1981 年,美国通信系统研究所的切斯特和巴特曼提出利用脉冲星 X 射线源为探测器导航的构想。X 射线集中了脉冲星绝大部分的能量辐射,更易于探测和处理。1993 年,美国海军研究实验室的伍德博士设计了非常规恒星特征(USA)试验,提出了利用 X 射线源确定探测器的轨道和姿态以及利用 X 射线脉冲星进行时间保持的方法。斯坦福大学的汉森博士针对 USA 试验做了深入细致的研究,提出了基于 X 射线源的探测器姿态测量算法和时间保持锁相环路设计方案。目前,美国国防部国防预先研究项目局和 DARPA 实验室正在积极开展“基于 X 射线源的自主导航验证(XNAV)”计划^[26-27]。

基于 X 射线脉冲星的深空探测器自主导航的基本原理与 GPS 相似,是利用甚长基线干涉(VLBI)等测量手段确定脉冲星在太阳系质心坐标系中的位置矢量和 X 射线脉冲的标准到达时间,将其与深空探测器上携带的 X 射线探测器测得的脉冲星视线方向和实际到达时间相比较,采用适当的滤波算法,得到探测器的位置、速度、姿态和时间等导航信息^[28-29]。该方法的优点是在提供导航信息的同时还可提供时间基准,不足之处在于目前 X 射线脉冲星的数目还较少,且测量精度无法保证。

综上所述,基于 X 射线脉冲星的自主导航方法还处于研究探索之中,离实际应用还有一定差距,而基于小行星的自主导航方法在国外研究已较为成熟。本书重点研究基于太阳和行星的自主天文导航方法。

1.1.3 深空探测漫游车的自主导航技术

要想得到更为丰富的科学数据和探测天体岩石样本等就必须要有漫游车,漫游车是极为重要的一类深空探测器。漫游车要提高生存能力并且成功完成科学探测任务,就必须实现自主运行和管理,其中关键技术之一是获取自身的位置和速度信息。漫游车通常借助地面站通过无线电测控进行导航控制,但由于地球和行星等的自转和公转运动,会使得地面站和漫游车相对地理位置不断变化,漫游车经常会处于地面站无法测控的区域内,且由于地球和探测天体之间距离遥远,通信有较大延迟,也会给控制造成极大不便。目前较先进的技术是漫游车利用自己的传感和控制系统实现自主导航,美国和欧洲太空局(简称欧空局)都在积极开展这方面的研究。

通常,对地球上的地面车辆进行自主导航可采用地图匹配、陆标识别、无线电或卫星导航等方法,但这些方法在用于深空探测漫游车时均存在一定的局限性。要利用地图匹配方法或陆标识别方法就需要提前获取要探测的行星的详细地图和陆标数据库^[30-31]。要利用无线电或卫星导航就必须在行星表面放置多个无线电导航台站,或在行星轨道上布置多颗导航卫星。当前比较实用的漫游车自主导航方法有视觉导航、惯性导航(航位推算)、天文导航和组合导

航等。

1. 视觉导航

视觉导航是指利用安装于漫游车上的视觉传感器采集的图像,获取漫游车当前状态下的周围环境信息,通过图像分析确定环境对象和漫游车在该环境中的位置信息,并由此识别环境中的障碍物,控制漫游车做出正确的反应^[32-33]。

此外,还有一种外部摄像机观测法,即在着陆器上安装两台摄像机,通过对拍摄到的包括漫游车在内的场景进行三维重建,得到漫游车的位置和姿态。这种方法和计算机视觉方法的原理相同,即从视觉传感器获取的图像计算出三维环境物体的位置、形状等几何信息,并由此识别物体的中心位置和姿态。美国“勇气号”和“机遇号”火星车上均配置了多对视觉导航相机,图 1.4 所示即为“机遇号”火星车上的视觉导航相机。



图 1.4 “机遇号”及其视觉导航相机

基于视觉的导航方法是一种相对导航,更适用于短距离的利用标志点导航及障碍检测、路径规划等^[34-35]。

2. 天文导航

由于自然天体总是按其固有规律运动的,因此它们在某个时刻相对特定坐标系的位置矢量可以精确得到。对于漫游车而言,一个天体的高度(天体视线方向与水平方向之间的夹角)或顶距(天体视线方向与重力方向之间的夹角)取决于漫游车和天体投影点(GP)之间的距离。当天体投影点与漫游车位于相同位置时,该天体会出现在漫游车的天顶;当漫游车逐渐远离天体投影点时,将会观察到天体高度逐渐降低。因此通过测量一个天体的高度或顶距,就可以获得有关漫游车的地理位置信息,漫游车必位于以该天体的天体投影点为圆心,以天体顶距为半径的位置圆上。通过观测另两个天体,可以得到另两个位置圆。这三个位置圆在探测天体表面上相交于一点,该点就是漫游车的位置(见图 1.5)^[36]。

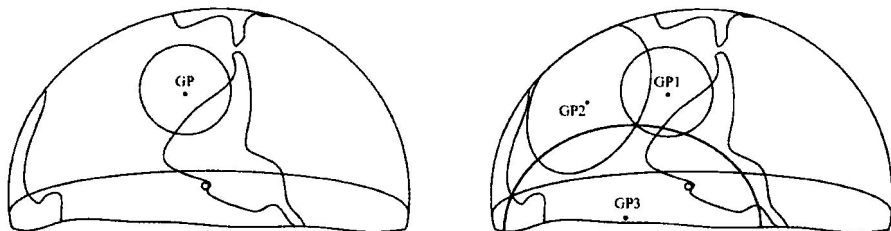


图 1.5 基于恒星敏感器的漫游车自主天文定位方法的原理

漫游车自主天文导航的具体方法是利用星敏感器识别星光,并测量星光在星敏感器测量坐标系中的方向,通过星敏感器安装矩阵的转换,即可算得星光在漫游车本体坐标系中的方向。利用惯性测量单元 IMU(Inertial Measurement Unit)或倾斜计等重力方向测量仪器测量当地重力方向,间接获得当地水平方向,这样就得到了天体高度的测量值。天体投影点的位置可通过观测时间从星历表获取。有了上述信息,就可以通过求解方程组计算得到漫游车的位