

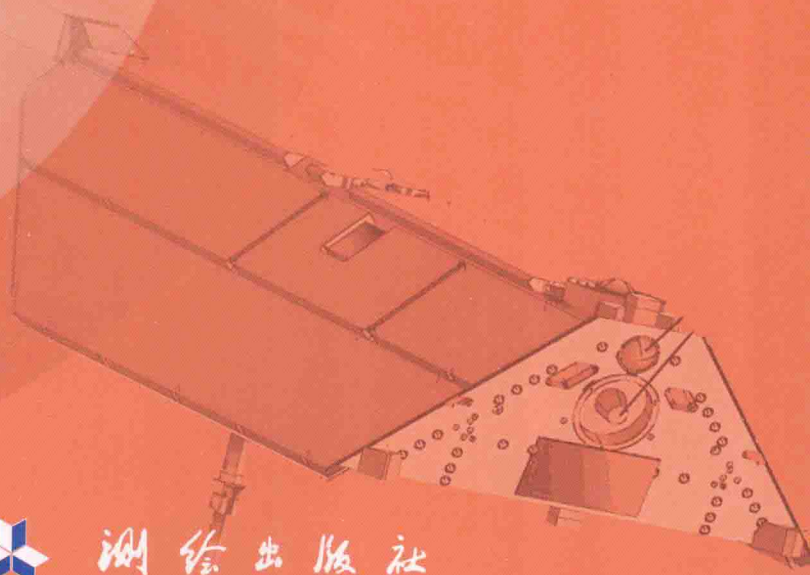
Precise Orbit Determination of Low-earth-orbit Satellite

低轨卫星 精密定轨 理论与方法

郭金运 孔巧丽 常晓涛 赵春梅 著



测绘出版社



低轨卫星精密定轨理论与方法

Precise Orbit Determination of
Low-earth-orbit Satellite

郭金运 孔巧丽 常晓涛 赵春梅 著

测绘出版社

© 郭金运 孔巧丽 常晓涛 赵春梅 2014

所有权利(含信息网络传播权)保留,未经许可,不得以任何方式使用。

内 容 摘 要

低轨卫星是对地观测和空间环境探测的主要平台,低轨卫星精密定轨是对地观测任务顺利执行的关键因素,本书系统阐述低轨卫星精密定轨理论和方法,通过实例给出了低轨卫星精密定轨流程及关键技术。本书介绍了低轨卫星精密定轨中的时间和坐标系统,阐述了低轨卫星轨道动力学特征,分析了低轨卫星精密定轨方法,给出了低轨卫星跟踪观测技术,讨论了精密轨道解算算法,通过定轨模拟验证定轨技术和流程,并对 CHAMP、COSMIC、Jason、HY-2A 等卫星实际观测进行处理,给出了相应低轨卫星精密定轨实例。

本书可供空间大地测量、对地观测、导航学、空间科技等有关学科领域的科技人员和高校师生参考。

图书在版编目(CIP)数据

低轨卫星精密定轨理论与方法 / 郭金运等著. — 北京:测绘出版社, 2014. 12

ISBN 978-7-5030-3574-6

I. ①低… II. ①郭… III. ①低轨道—卫星定轨—研究 IV. ①P123.46

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 303841 号

责任编辑	贾晓林	封面设计	李伟	责任校对	曹平	责任印制	喻迅
出版发行	测绘出版社			电 话	010-83543956(发行部)		
地 址	北京市西城区三里河路 50 号				010-68531609(门市部)		
邮政编码	100045				010-68531363(编辑部)		
电子邮箱	smp@sinomaps.com			网 址	www.chinasmp.com		
印 刷	北京建筑工业印刷厂印刷			经 销	新华书店		
成品规格	169mm×239mm						
印 张	15.25			字 数	295 千字		
版 次	2014 年 12 月第 1 版			印 次	2014 年 12 月第 1 次印刷		
印 数	0001-1000			定 价	48.00 元		

书 号 ISBN 978-7-5030-3574-6/P·758

审 图 号 GS(2015)528 号

本书如有印装质量问题,请与我社门市部联系调换。

前 言

自从 1957 年苏联发射人类历史上第一颗人造地球卫星 SPUTNIK 开始,人类就进入了太空时代,不断执行卫星任务,进行对地观测、空间环境监测、深空探测、空间科学实验、通信和导航定位服务等。特别是对地观测卫星,采集了丰富的地球信息,为地球科学系统研究提供了重要的基础数据。从 20 世纪 70 年代开始发展的卫星测高技术,为了获得高精度的海面高,需要精密定轨,特别是高精度径向轨道,从最初的米级定轨到今天的厘米量级精密定轨,为测高任务的顺利执行提供了保障。从 20 世纪 70 年代开始发展的卫星跟踪卫星实验,到 2000 年后执行的卫星重力任务,采集了丰富的地球重力场及其时变信息。地球动力学专用卫星的定轨精度都达到了厘米量级。随着全球定位系统(GPS)技术的发展,利用 GPS 掩星技术探测大气圈,如 MICROLAB -1、ORSTED、SUNSAT、FEDSAT、SAC -C、COSMIC 等都需要精密定轨。

为了进行卫星定轨,国际上大力发展卫星跟踪观测技术。从早期的摄影测量方法和多普勒(Doppler)技术,发展到今天以现代空间大地测量为主的低轨卫星跟踪观测技术,观测量包括方位、高度角、多普勒频移、距离和距离变率等多种类型,为低轨卫星精密定轨提供了技术保障。美国从 20 世纪 60 年代开始发展卫星激光测距(SLR)技术,经过 50 多年的发展,在测距能力、精度、方式和自动化程度上都获得了长足发展,观测精度达到了亚厘米量级,正迈进毫米水平。被视为 20 世纪美国继阿波罗(Apollo)登月和航天飞机之后又一个重点科技成就的 GPS,具有全球性、全天候、连续的导航定位和时间功能,星载 GPS 技术实现了低轨卫星的连续实时跟踪。法国于 20 世纪 80 年代开发了 DORIS 系统,经过 SPOT -2 和 TOPEX/Poseidon 卫星搭载实验,证明了其定轨精度能够满足要求。之后,ENVISAT、Jason-1/2、CRYOSAT-2、HY-2A、SARAL 等卫星相继安装了 DORIS 接收机,实现精密定轨。德国在 20 世纪 90 年代研制了 PRARE 系统,经过 ERS-2 搭载实验,其径向定轨精度也达到了厘米量级。

随着低轨卫星跟踪观测技术的发展,精密定轨方法也得到发展,包括动力学法、简化动力学法和动态法等。为了计算卫星状态,需要在动力学基础上进行卫星轨道数值积分。根据轨道弧长和观测数量,定轨数据处理也有批处理和序贯处理等方式。

本书共分 8 章。第 1 章主要介绍低轨卫星精密定轨需求及其发展,第 2 章介绍卫星精密定轨中涉及的时间系统,第 3 章介绍坐标系,第 4 章介绍卫星轨道摄动,第 5 章介绍低轨卫星跟踪观测技术(包括星载 GPS、DORIS、SLR 和 PRARE),

第6章介绍低轨卫星精密定轨方法和轨道计算,第7章给出低轨卫星精密定轨模拟实验,第8章给出定轨卫星精密定轨实例。

本书是国际科技合作计划资助的“中国与阿根廷高精度 SLR 合作观测与研究”(2009DFB00130)和“中国与阿根廷 SLR 合作观测与研究”(2006DFA21980),公益性行业科研专项“中国 SLR 系统性能提升关键技术及应用”(201412001),国家重点基础研究发展计划资助的“利用时变重力场研究地表浅层物质迁移机制”(2013CB733302),山东省自然科学基金资助的“基于高低卫星跟踪卫星的地球重力场模型精化理论及其应用”(Y2003E01),大地测量与地球动力学国家重点实验室基金资助的“基于 DORIS 的 HY-2 卫星精密定轨模拟研究”(L09-01)以及海岛(礁)测绘技术国家测绘地理信息局重点实验室基金资助的“综合 DORIS 和 SLR 的海洋测高卫星 HY-2 精密定轨”(2012B02)等课题的部分研究成果总结。本书的出版还得到了山东科技大学科研创新团队支持计划(2014TDJH101)的资助。

本书由山东科技大学郭金运教授、孔巧丽讲师、国家测绘地理信息局卫星测绘应用中心常晓涛研究员和中国测绘科学研究院赵春梅研究员合著。在研究过程中得到了武汉大学李建成院士、台湾交通大学黄金维教授、山东科技大学于胜文教授、中国测绘科学研究院胡建国研究员和文汉江研究员、中国科学院国家天文台韩延本研究员、测量与地球物理研究所闫昊明研究员、国家测绘地理信息局卫星测绘应用中心唐新明研究员、德国地学研究中心朱圣源研究员等的支持和帮助,山东科技大学博士生王建波,硕士生郭淑艳、申秀梅、孙玉、秦建、宗干和李国伟等帮助收集部分资料和处理分析了部分数据,特此感谢。

本书主要目的是系统阐述和总结低轨卫星精密定轨理论和方法,通过模拟定轨和精密定轨实例,使读者更好地了解相关理论和技术,有助于解决实际相关工作中遇到的问题。本书的主要阅读对象为硕士生、博士生及科研人员,为其提供理论研究参考。书中内容只是近年作者研究成果的总结,还有待于进一步深入研究,难免有不足和谬误之处,恳请同行专家和广大读者不吝赐教。

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 对地观测卫星发展	1
1.2 低轨卫星跟踪观测技术进展	10
1.3 低轨卫星定轨原理与方法	16
1.4 定轨软件	19
1.5 低轨卫星精密定轨应用	22
第 2 章 时间系统	26
2.1 时间基础	26
2.2 以地球自转为基础的时间系统	28
2.3 基于行星绕太阳公转的时间系统	31
2.4 基于量子力学的时间系统	32
2.5 相对论框架下的时间系统	34
2.6 历法	36
2.7 连续纪日法	39
第 3 章 坐标系统	41
3.1 坐标系基础	41
3.2 天球坐标系	50
3.3 地球坐标系	53
3.4 大地测量基准	60
3.5 轨道坐标系和卫星坐标系	62
第 4 章 卫星轨道摄动	64
4.1 二体问题	64
4.2 保守摄动	69
4.3 非保守摄动	80
4.4 附加摄动和经验力摄动	85
4.5 卫星运动方程	86
第 5 章 卫星跟踪观测技术	90
5.1 SLR 技术	90
5.2 星载 GPS 技术	104
5.3 DORIS 技术	117
5.4 PRARE 技术	122

第 6 章 卫星定轨方法	128
6.1 动力学定轨	128
6.2 简化动力学法	129
6.3 动态法定轨	130
6.4 卫星轨道积分	133
6.5 批处理和序贯处理	139
6.6 轨道评估方法	141
第 7 章 低轨卫星定轨模拟	144
7.1 基于星载 GPS 的 COSMIC 模拟定轨	144
7.2 基于星载 GPS 的 HY-2 模拟定轨	152
7.3 基于 DORIS 和 SLR 的 HY-2 模拟定轨	164
第 8 章 低轨卫星精密定轨	170
8.1 基于星地 GPS 双差相位的 CHAMP 动力学定轨	170
8.2 基于星载 GPS 非差相位的 CHAMP 简化动力学定轨	180
8.3 基于星载 GPS 的 Jason-2 卫星简化动力学定轨	185
8.4 基于 DORIS 的 HY-2A 动力学精密定轨	195
8.5 基于星载 GPS 非差相位的 COSMIC 精密定轨	209
参考文献	217
附录:缩写词中英文对照	229

Contents

Chapter 1 Introduction	1
1.1 Development of earth observation satellites	1
1.2 Progress of LEO tracking observation technology	10
1.3 Orbit determination principles and methods of LEO satellites	16
1.4 Orbit determination softwares	19
1.5 Precise orbit determination applications of LEO satellites	22
Chapter 2 Time system	26
2.1 Time foundation	26
2.2 Time system based on earth rotation	28
2.3 Time system based on revolution of planets around sun	31
2.4 Time system based on quantum mechanics	32
2.5 Time system in relativistic framework	34
2.6 Calendar	36
2.7 Continuous days method	39
Chapter 3 Coordinate system	41
3.1 Base of coordinate system	41
3.2 Celestial coordinate system	50
3.3 Earth coordinate system	53
3.4 Geodetic datum	60
3.5 Orbital coordinate system and satellite coordinate system	62
Chapter 4 Satellite orbit perturbation	64
4.1 Two-body perturbation	64
4.2 Conservative perturbation	69
4.3 Non-conservative perturbation	80
4.4 Additional perturbation and empirical force perturbation	85
4.5 Satellite motion equation	86
Chapter 5 Satellite tracking observation technology	90
5.1 SLR technology	90
5.2 Satellite-borne GPS technology	104
5.3 DORIS technology	117
5.4 PRARE technology	122

Chapter 6 Orbit determination and orbit calculation	128
6.1 Dynamic orbit determination	128
6.2 Reduced-dynamic orbit determination	129
6.3 Satellite orbit determination	130
6.4 Satellite orbit integration	133
6.5 Batch and sequential processing	139
6.6 Orbit assessment method	141
Chapter 7 Simulation of LEO orbit determination	144
7.1 Simulation of COSMIC orbit determination based on GPS	144
7.2 Simulation of HY-2 orbit determination based on GPS	152
7.3 Simulation of HY-2 orbit determination based DORIS and SLR	164
Chapter 8 Precise orbit determination	170
8.1 Dynamic orbit determination of CHAMP from double-difference GPS phase data	170
8.2 Reduced-dynamic orbit determination of CHAMP from zero-difference GPS phase data	180
8.3 Reduced-dynamic orbit determination of Jason-2 GPS phase data	185
8.4 Precise dynamic orbit determination of HY-2A from DORIS data	195
8.5 Precise orbit determination of COSMIC from zero-difference GPS phase data	209
References	217
Appendix	229

第1章 绪 论

1.1 对地观测卫星发展

1.1.1 测高卫星

作为一种空间大地测量技术,卫星雷达测高利用卫星上装载的微波雷达测高计(又称为高度计),实时测量卫星至海面的高度、有效波高和后向散射系数,并通过数据处理和分析,开展大地测量学、地球物理学和海洋动力学等研究(Fu et al, 2001)。卫星测高是一种空间大地测量技术和方法,卫星作为一个移动平台,平台上的传感器发射雷达频域的已知能量的微波脉冲至地面,脉冲遇到粗糙的地面,部分入射脉冲反射回至测高计,测高计接收地面反射回来的回波信号,计算脉冲往返卫星和地面的时间间隔,理想情况下时间间隔的一半乘以光速就得到卫星至星下点反射面的距离(王广运 等,1995)。利用卫星跟踪观测数据,进行测高卫星精密定轨,获得卫星的径向高度,从而计算出海面高。卫星轨道是星载测高计进行测量的参考基准,任何轨道误差都将直接引入到海面高测量值中。因此,测高卫星都搭载有卫星跟踪观测设备,实现厘米量级甚至更高精度的径向精密定轨(郭金运 等, 2013)。表 1.1 给出了已经执行的主要测高卫星基本情况。

表 1.1 已经执行的主要测高卫星

卫星	机构	执行时间	轨道 高度/km	COSPAR ID	定轨技术
GEOS-3	美国 NASA	1975-04-09	843	1975-027A	SLR、多普勒系统、S 波段跟踪系统、C 波段跟踪系统、卫星跟踪卫星系统
SEASAT	美国 NASA	1978-06-28	800	1978-064A	SLR、多普勒系统、S 波段跟踪系统、C 波段跟踪系统
GEOSAT	美国海军	1985-03-13	800	1985-021A	SLR、多普勒系统
ERS-1	ESA	1991-07-17	785	1991-050A	SLR、PRARE
T/P	美国 NASA、 法国 CNES	1992-08-10	1 336	1991-050A	GPS、DORIS、SLR
ERS-2	ESA	1995-04-21	785	1995-021A	PRARE、SLR
GFO	美国海军	1998-02-10	880	1998-007A	GPS、SLR
Jason-1	美国 NASA、 法国 CNES	2001-12-07	1 336	2001-055A	GPS、DORIS、SLR

续表

卫星	机构	执行时间	轨道 高度/km	COSPAR ID	定轨技术
ENVISAT	ESA	2002-03-01	800	2002-009A	SLR, DORIS
ICESAT	美国 NASA	2003-01-13	600	2003-002A	GPS, SLR
Jason-2	美国 NASA、 NOAA 和法国 CNES、 EUMETSAT	2008-06-20	1 336	2008-032A	GPS, DORIS, SLR
CRYOSAT-2	ESA	2010-04-08	720	2010-013A	SLR, DORIS
HY-2A	中国	2011-08-16	971	2011-043A	GPS, DORIS, SLR
SARAL	印度 ISRO、 法国 CNES	2013-02-25	814	2013-009A	DORIS, SLR

SKYLAB 是美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 于 1973 年至 1979 年期间执行的首次空间站计划, 轨道高度为 430 km。Stanley 等 (1972) 首次成功研制了 S-193 雷达测高计, 并搭载在 SKYLAB-2/3/4 上进行了多次实验, 获得了大量的实验数据。由于 SKYLAB 存在较大的轨道误差、测高计本身的漂移和测高系统的系统误差, 因而卫星测高结果并不代表绝对的大地高, 但这些实验为 GEOS-3 和 SEASAT 计划奠定了基础。

1975 年 4 月, 美国 NASA 在美国西部空军实验基地成功发射了 GEOS-3 卫星, 该卫星一直工作到 1978 年 12 月。GEOS-3 卫星轨道为近圆形, 平均轨道高度为 843 km, 轨道倾角约为 115° , 偏心率为 0.001, 卫星质量为 346 kg, 绕地球运行周期为 102 min。在轨卫星测高实验和多种测量系统测试是 GEOS-3 卫星的具体任务之一。利用 GEOS-3 卫星获取的测高数据, 在研究大地水准面起伏、重力异常、海面地形和海洋深层结构等方面均取得了良好结果, 总体测高精度达到了 0.5 m, 但其工作范围和测量精度并不能满足精密测地要求 (王广运 等, 1995)。

1978 年 6 月, 美国 NASA 又发射了 SEASAT 卫星, 继续进行从空间对全球海洋动力学特征的探测。SEASAT 是第一颗采用合成孔径雷达 (synthetic aperture radar, SAR) 对地球海洋进行遥测的卫星, 轨道近圆形, 平均轨道高度为 800 km, 偏心率为 0.002, 运行周期为 100 min, 轨道倾角为 108° , 计划寿命为 3 年。由于电气系统故障, SEASAT 卫星于 1978 年 10 月停止了工作。SEASAT 绕地球飞行约 1 000 圈, 由全球分布的 8 个跟踪站收集的数据最后集中到 NASA 进行处理, 测高精度达到了 10 cm。

1985 年 3 月, 美国海军发射了用于大地测量和海洋学研究的专用雷达测高卫星 GEOSAT。GEOSAT 轨道高度为 800 km, 轨道倾角为 108° , 偏心率为 0.004, 运行周期为 100.6 min。在 1985 年 3 月至 1986 年 9 月期间, GEOSAT 执行大地

测量任务(geodetic mission, GM), GM 近似周期为 23.07 天, 共计运行了 25 个周期, 绕地球运行 330 圈。自 1986 年 11 月, GEOSAT 开始执行以 17.05 天为周期的精密重复任务(exact repeat mission, ERM), ERM 持续 68 个周期, 绕地球运行 244 圈。GEOSAT 卫星的成功发射和运行标志着卫星雷达测高技术进入了成熟阶段。最初的 GEOSAT 资料使用的轨道是由美国海军海面武器中心(Naval Surface Warfare Center, NSWC)利用美国国防制图局(Defense Mapping Agency, DMA)46 个跟踪站观测数据计算得到的, 精度只有 0.6 m。后来, 由美国 NASA 利用改进的地球重力场模型 GEM-T2(Marsh et al, 1990)代替了 GEM-10 模型重新进行了精密定轨, 测高精度可达 10~25 cm。1997 年公布的经过最新处理的 GEOSAT 测高数据, 由于采用 1993 年多普勒(Doppler)跟踪数据和 JGM-3 地球重力场模型(Tapley et al, 1996)改进了卫星的轨道, 卫星径向轨道误差提高到 10 cm 水平。

1991 年 7 月, 欧洲空间局(European Space Agency, ESA)发射了 ERS-1 卫星。ERS-1 是一颗地球遥感卫星, 利用搭载的多个传感器, 实现对地观测以及大气和海洋的监测。ERS-1 作为 ESA 第一颗搭载有雷达测高计的卫星, 其轨道高度为 785 km, 圆形轨道, 轨道倾角为 98.5° , 运行周期为 100 min, 计划寿命为 3 年。ERS-1 任务有 GM(168 天周期)和 ERM(3 天和 35 天周期)。ERS-1 发射后不久, 其上的 PRARE^① 系统就失效了, 因此 ERS-1 精密定轨的唯一技术就是卫星激光测距(satellite laser ranging, SLR), 同时 SLR 也用于校标雷达高度计。

1992 年 8 月, 美国 NASA 与法国国家空间研究中心(Centre National d'Etudes Spatial, CNES)合作执行了 TOPEX/Poseidon(T/P)卫星。T/P 主要目的是观测和认识海洋环流, 轨道为圆形, 轨道高度为 1336 km, 轨道倾角为 66° , 执行 ERM 任务(10 天周期)。T/P 星载精密定轨设备有星载 GPS 接收机、DORIS^② 接收机和 SLR 后向反射棱镜(Rim, 1992)。T/P 是首颗成功实验星载 GPS 连续跟踪定轨的测高卫星, 由于采用了多种跟踪系统和精确的地球重力场模型, 其轨道的径向精度达到了 3~4 cm(Tapley et al, 1994)。NASA 和 CNES 都进行了 T/P 的精密定轨, 并连续处理相关数据, 发布用于科学研究的科学资料。

1995 年 4 月, ESA 执行了 ERS-1 的接续卫星 ERS-2, 其轨道高度、倾角以及星载设备的基本参数与 ERS-1 一致(Flechter et al, 1997)。但是 ERS-2 执行的任务与 ERS-1 略有不同, 只执行 ERM 任务(35 天周期)。ERS-2 搭载的精密定轨设备有 PRARE 和 SLR 后向反射棱镜。

① PRARE: precise range and range-rate equipment, 精密距离和距离变率测量系统。

② DORIS: Doppler orbitography and radiopositioning integrated by satellite, 卫星多普勒定轨和无线电定位。

1998年2月,美国海军发射了GEOSAT的后续卫星GFO,以GEOSAT精密重复轨道(17天周期)持续对海洋进行观测。GFO卫星轨道为圆形,轨道高度为880 km,轨道倾角为 108° ,绕地球运行周期为100 min,偏心率为0.001。GFO集成星载GPS和SLR技术,实现卫星的精密定轨,并对星载雷达测高计进行校准。但是,发射后不久发现4个星载GPS接收机工作不正常,无法实现精密定轨,因此GFO精密定轨只能依赖于SLR技术(Irish et al, 1998)。

2001年12月,美国NASA和法国CNES联合发射了T/P后续卫星Jason-1,用于监测全球洋流、探测海洋和大气之间的关系、改善全球气候预测、监视诸如厄尔尼诺(El Niño)和海洋涡旋等事件。Jason-1的主要特征(卫星轨道、仪器和观测精度等)与T/P基本一致,搭载的精密定轨设备有星载GPS接收机、DORIS接收机和SLR后向反射棱镜。

2002年3月,ESA发射了ERS-1/2的后续卫星ENVISAT。ENVISAT卫星轨道与ERS-2相似,为圆形太阳同步轨道,轨道高度为800 km,轨道倾角为 98.55° ,计划寿命为5年,执行ERM任务(35天周期)。2010年10月,ENVISAT进行了变轨,执行周期为30天的ERM任务。ENVISAT搭载的精密定轨设备为星载DORIS接收机和SLR后向反射棱镜。

2003年1月,美国NASA发射了一颗近极轨对地观测卫星ICESAT。ICESAT搭载了美国戈达德空间飞行中心(Goddard Space Flight Center, GSFC)研制的地学激光测高系统(geoscience laser altimeter systems, GLAS)代替传统的雷达测高计,主要用来测量冰盖高程、冰床质量平衡、云、浮尘高度、地貌以及植被特征等。ICESAT为近圆形轨道,偏心率为0.001,轨道高度为600 km,轨道倾角为 94° ,绕地球运行周期为101 min。ICESAT搭载的精密定轨设备有星载GPS接收机和SLR后向反射棱镜。

2005年10月,ESA发射了CRYOSAT卫星,不幸的是发射失败。2010年4月,ESA研制了与CRYOSAT一样的CRYOSAT-2卫星,并成功发射升空。CRYOSAT-2卫星轨道高度为720 km,轨道倾角为 92° ,计划寿命为3年。利用极地观测任务,实现地球上大陆性冰盖的厚度以及海冰的覆盖面积测量,研究由于全球变暖引起的北极冰层变薄的情况及其预测。CRYOSAT-2搭载的精密定轨设备有星载DORIS接收机和SLR后向反射棱镜。

2008年6月,美国国家海洋和大气管理局(National Oceanic and Atmospheric Administration, NOAA)、NASA、法国CNES和欧洲气象卫星探测组织(European Organization for the Exploitation of Meteorological Satellites, EUMETSAT)联合研制并发射了Jason-2卫星。Jason-2接替T/P和Jason-1卫星任务,继续进行全球海洋观测。Jason-2卫星轨道为圆形,轨道高度为1336 km,轨道倾角为 66° ,运行周期为112 min,计划寿命为5年。Jason-2搭载的精密定轨设备有星载GPS

接收机、DORIS 接收机和 SLR 后向反射棱镜,确保卫星的径向轨道精度达到 1 cm。

2011 年 8 月,我国在太原成功发射了首颗测高卫星 HY-2A,其主要目的就是探测海洋动力学环境、监测海面风场、海面高和海面温度等。HY-2A 为太阳同步圆形轨道,轨道高度为 971 km,轨道倾角为 99.34° ,运行周期为 104.46 min,执行 GM 和 ERM 任务。HY-2A 搭载有星载 GPS 接收机、DORIS 接收机和 SLR 后向反射棱镜,实现优于 10 cm 精度的卫星精密径向定轨(Guo Jinyun et al, 2013)。

2013 年 2 月,印度空间研究所(Indian Space Research Organization, ISRO)和法国 CNES 联合研制发射了测高卫星 SARAL。SARAL 卫星轨道高度为 814 km,轨道倾角为 95.58° ,偏心率 0.001。SARAL 搭载的精密定轨设备有星载 DORIS 接收机和 SLR 后向反射棱镜,DORIS 是实现卫星精密定轨的关键技术,SLR 实现对 DORIS 的检核,验证绝对径向定轨精度。

为了实现对海洋进行连续观测,国内外计划了多个测高卫星任务,如美国 and 法国合作的 Jason-3,美国的 GFO-2,我国的 HY-2B、HY-2C、HY-2D,ESA 的 SENTINEL 等,这些低轨卫星都需要厘米量级的径向定轨精度。

1.1.2 重力卫星

卫星重力探测技术几乎与人造地球卫星技术同时出现于 20 世纪 50 年代末。最早采用天文光学经纬仪摄影交会方法跟踪测量卫星的轨道摄动。20 世纪 60 年代发展起来的 SLR 技术很快取代了普通光学观测,90 年代星载 GPS 技术逐渐由实验走向成熟,利用卫星作为传感器来探测地球重力场获得了良好发展。

2000 年后,利用卫星跟踪卫星(satellite-to-satellite tracking, SST)和卫星重力梯度测量(satellite gravity gradiometry, SGG)技术确定高精度全球重力场的计划已经顺利执行。CHAMP 和 GRACE 属于 SST 模式,GOCE 属于 SGG 模式,它们的轨道高度都低于 500 km,可以恢复全球重力场的最高分辨率(达 100 km 左右),其目标是确定具有厘米量级精度的全球大地水准面和毫伽量级的地面重力异常(王正涛等,2011)。表 1.2 给出了已经执行的主要重力卫星基本情况。

表 1.2 已经执行的主要重力卫星

卫星	机构	执行时间	轨道高度 /km	COSPAR ID	定轨技术
CHAMP	德国 DLR	2000-07-15	474	2000-039B	GPS、SLR
GRACE	美国 NASA、德国 DLR	2002-03-17	500	2002-012A	GPS、SLR
GOCE	ESA	2009-03-17	250	2009-013A	GPS、GLONASS、SLR

2000 年 7 月,德国空间局(Deutsche Forschungsanstalt für Luft-und Raumfahrt, DLR)负责成功执行了首颗高低卫星跟踪卫星计划 CHAMP,其科学任务主要由德

国地学研究中心(Geo Forschungs Zentrum Potsdam, GFZ)负责。CHAMP 卫星轨道高度为 474 km, 偏心率 0.004, 轨道倾角为 87.275° 。CHAMP 科学目标就是测定中长波地球重力场的静态部分和时变, 测定全球磁场及其时变, 探测大气与电离层环境(Reigber et al, 2002a, 2002b)。CHAMP 搭载了由美国 NASA 所属的喷气推动实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)研制的 TRSR-2 型星载 GPS 接收机, 可以联合星载加速度计确定 CHAMP 卫星高精度轨道, 利用无线电掩星技术进行大气探测, 并进行 GPS 信号的海面反射测高实验。同时, CHAMP 还搭载了 SLR 后向反射棱镜。

2002 年 3 月, GRACE 卫星从俄罗斯北部的普列谢茨克(Plesetsk)发射升空。GRACE 是采用低低卫星跟踪卫星技术进行重力探测的低轨卫星任务, 由美国 NASA 和德国 DLR 联合开发, 工程理由美国 JPL 负责, 科学数据处理、分发和管理由美国 JPL、得克萨斯大学空间研究中心(Center for Space Research, CSR)和德国 GFZ 共同承担。GRACE 由 A 和 B 两颗处于同一轨道的卫星构成, 轨道高度为 500 km, 轨道倾角为 89° , 两颗卫星之间的距离为 170~270 km。GRACE 搭载了星载 GPS 接收机、加速度计、SLR 后向反射棱镜以及 K 波段测距(K-band ranging, KBR)系统(Kang et al, 2003, 2006)。GRACE 以前所未有的精度测定中长波地球重力场静态部分, 以 10~30 天时间分辨率测定地球重力场时变。

2009 年 3 月, ESA 成功发射了 GOCE 卫星, GOCE 是国际上第一个进行卫星重力梯度测量的卫星计划。GOCE 轨道高度为 250 km, 轨道倾角为 96.5° , 偏心率小于 0.001。GOCE 搭载的可用于精密定轨的设备主要有星载 GPS-GLONASS^①接收机和 SLR 后向反射棱镜(Bock et al, 2010; Casotto et al, 2013)。GOCE 搭载了重力梯度计, 可以提供具有高空间分辨率和高精度的全球重力场和大地水准面模型。

CHAMP 是第一次非间断高低卫星跟踪卫星技术结合三维加速度测量探测地球重力场的。GRACE 是第一颗利用低低卫星跟踪卫星技术探测重力场的低轨卫星, 它使中长波地球重力场精度提高 3 个数量级(李征航等, 2010b)。GOCE 主要适合于静态地球重力场的确定。

1.1.3 地球动力学卫星

地球动力学是地球科学的重要研究内容之一, 国际上已经执行了多个地球动力学任务, 表 1.3 给出了已经发射的主要低轨地球动力学卫星。

① GLONASS: Global Navigation Satellite System, 全球导航卫星系统。

表 1.3 已经执行的主要低轨地球动力学卫星

卫星	机构	执行时间	轨道高度 /km	COSPAR ID	定轨技术
STARLETTE	法国 CNES	1975-02-06	812	1975-010A	SLR
LAGEOS-1	美国 NASA	1976-05-04	5 800	1976-039A	SLR
AJISAI	日本 JAXA	1986-08-12	1 490	1986-061A	SLR
LAGEOS-2	美国 NASA、意大利 ISA	1992-10-22	5 600	1992-070B	SLR
STELA	法国 CNES	1993-09-26	800	1993-061B	SLR
GFZ-1	德国 GFZ	1995-04-19	398	1986-017JE	SLR
WESTPAC	澳大利亚 EOS、俄罗斯 RSA	1998-07-10	835	1998-043A	SLR
LARES	意大利 ISA	2012-02-13	1 450	2012-006A	SLR

1975 年 2 月,法国 CNES 发射了 STARLETTE 卫星,这是世界上首颗用于固体地球研究的被动激光卫星,利用 SLR 观测开展大地测量和地球物理研究。STARLETTE 卫星呈球形,质量为 47.29 kg,表面安装了 60 块 SLR 后向反射棱镜,用于 SLR 跟踪观测。STARLETTE 卫星轨道近圆形,轨道高度为 812 km,轨道倾角为 49.83° ,偏心率为 0.020 6,绕地球飞行一周约需要 104 min。该卫星的主要目的是利用 SLR 跟踪数据,研究地球重力场长波信号及其时变、确定固体地球的潮汐响应频率和改善海潮的长波信息。

1976 年 5 月,美国 NASA 发射了 LAGEOS-1 卫星,这是第一颗用于 SLR 观测的地球动力学专用卫星。LAGEOS-1 卫星呈球形,直径为 60 cm,质量为 407 kg,表面安装有 426 块 SLR 后向反射棱镜,用于 SLR 跟踪观测。其中 422 块反射棱镜是由熔融石英玻璃制成,4 块反射棱镜是由锆制成。星上没有搭载其他传感器或者电子仪器,不需要进行卫星姿态控制。LAGEOS-1 卫星轨道高度为 5 800 km,轨道倾角为 109.8° ,偏心率为 0.004 5。LAGEOS-1 具有较大的面质比、稳定的卫星几何形状和十分规则的轨道,因此利用 SLR 观测可以确定其厘米量级精密轨道,解算高精度地面台站坐标及速度,用于大地水准面精化和板块运动等地球动力学研究。

1986 年 8 月,日本宇航研发局(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)发射了 AJISAI 卫星。该卫星为球形,直径为 215 cm,质量为 685 kg,表面安装了 1 436 块 SLR 后向反射棱镜。AJISAI 卫星轨道为近圆形,轨道偏心率为 0.001,轨道高度为 1 490 km,轨道倾角为 50° ,绕地球运转一周约需 116 min。AJISAI 卫星主要目的之一就是利用 SLR 跟踪观测进行大地测量研究。

1992 年 10 月,美国 NASA 和意大利航天局(Italian Space Agency, ISA)合作发射了 LAGEOS-2 卫星。LAGEOS-2 基本上是 LAGEOS-1 卫星的复制品,其任务也与 LAGEOS-1 基本一致。但是,LAGEOS-2 质量为 405.4 kg,轨道高度为

5 600 km, 轨道倾角为 52.6° , 偏心率为 0.013 5。

1993 年 9 月, 法国 CNES 发射了 STELA 卫星。与 STARLETTE 卫星基本一样, STELA 卫星呈球形, 质量为 48 kg, 表面安装了 60 块 SLR 后向反射棱镜, 用于 SLR 跟踪观测。STELA 卫星轨道近圆形, 轨道高度为 800 km, 轨道倾角为 98.6° , 偏心率为 0.020 6, 绕地球飞行一周约需要 101 min。STELA 卫星具有较小的面质比, 受大气阻力、太阳辐射压和地球辐射压影响相对较小, 有利于地球引力场研究。

1995 年 4 月, 德国 GFZ 发射了 GFZ-1 卫星。GFZ-1 卫星为球形, 质量为 23 kg, 表面安装有 60 块 SLR 后向反射棱镜。GFZ-1 卫星为圆形轨道, 轨道高度为 398 km, 轨道倾角为 51.6° , 绕地球一圈周期为 92 min。GFZ-1 卫星的主要目标是探测地球自转变化和确定地球重力场变化。

1998 年 7 月, 澳大利亚光电系统有限公司 (Electro Optic Systems Pty Limited, EOS) 与俄罗斯宇航局 (Russian Space Agency, RSA) 合作发射了 WESTPAC 卫星。WESTPAC 卫星呈球形, 质量为 23 kg, 表面安装了 60 块 SLR 后向反射棱镜。WESTPAC 卫星轨道为太阳同步圆形轨道, 轨道高度为 835 km, 轨道倾角为 98° , 绕地球一圈周期为 101 min。WESTPAC 作为一颗被动 SLR 跟踪观测卫星, 服务于西太平洋地区大地测量、空间光学通信和非佐效应 (Fizeau effect) 等研究。

2012 年 2 月, 意大利 ISA 发射了科学卫星 LARES。LARES 卫星是由钨合金制成的一个球体, 表面安装了 92 块 SLR 后向反射棱镜, 用于激光跟踪观测。LARES 质量为 386.8 kg, 轨道高度为 1 450 km, 轨道倾角为 69.5° , 偏心率为 0.000 8。LARES 卫星主要科学目标就是测量兰斯-蒂林效应 (Lense-Thirring effect), 也用于地球动力学和卫星大地测量研究。

1.1.4 其他主要对地观测卫星

国际上发射了多个遥感卫星、气象卫星、海洋卫星、环境卫星等, 实现对地连续观测。表 1.4 给出了有代表性的其他对地观测卫星基本情况。

表 1.4 已经执行的有代表性的其他对地观测卫星

卫星	机构	执行时间	轨道高度 /km	COSPAR ID	定轨技术
ADEOS I	日本 NASDA	1996-08-17	803	1996-046A	SLR
LANDSAT-7	美国 USGS	1999-04-15	705	1999-020A	GPS
IKONOS-2	美国 GeoEye	1999-09-24	681	1999-051A	GPS
SAC-C	阿根廷、美国、丹麦、 巴西、意大利、法国	2000-11-21	705	2000-075B	GPS
Quickbird-2	美国 Digital Globe	2001-10-08	482	2001-047A	GPS