测绘地理信息科技出版资金资助
CEHUI DILI XINXI KEJI CHUBAN ZIJIN ZIZHU

现代测绘理论与技术丛书

卫星激光测距技术与方法

刘基余 编著



Satellite Laser Ranging
Technology and Method

测绘出版社

现代测绘理论与技术丛书
测绘地理信息科技出版资金资助

卫星激光测距技术与方法

Satellite Laser Ranging Technology and Method

刘基余　编著

测 绘 出 版 社
·北京·

© 刘基余 2018
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。

内容简介

本书作为国内外一本较系统全面的卫星激光测距专著,填补了空白,并从多视角解析卫星激光测距,从部件到整机,从原理到实用,从国外到国内,从卫星激光测距到激光测月,从常规应用到水星探测,从观测激光卫星到观测空间碎片,一一进行了较详细的论述。此外,本书还增加了作者的个人见解,解读了固定式和流动式卫星激光测距仪及其主要部件的结构与原理,综析了卫星激光测距的最新发展,仅供广大读者和相关研究人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

卫星激光测距技术与方法/刘基余编著. —北京:
测绘出版社, 2018.11
ISBN 978-7-5030-4154-9

Ⅰ. ①卫… Ⅱ. ①刘… Ⅲ. ①卫星激光测距—研究 Ⅳ. ①P228.5

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 177922 号

责任编辑	巩 岩	封面设计	李 伟	责任校对	石书贤
出版发行	测绘出版社		电 话	010—83543965(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)	
电子信箱	smp@sinomaps.com		网 址	www.chinasmp.com	
印 刷	北京虎彩文化传播有限公司		经 销	新华书店	
成品规格	169mm×239mm				
印 张	18		字 数	350 千字	
版 次	2018 年 11 月第 1 版		印 次	2018 年 11 月第 1 次印刷	
印 数	001—800		定 价	78.00 元	

书 号 ISBN 978-7-5030-4154-9

本书如有印装质量问题,请与我社门市部联系调换。

前　言

1960 年 7 月，美国科学家梅曼成功研制了世界上第一台激光器(LASER)。在它问世后不久，美国科学家进行了地球与月球之间的激光测距试验，他们向月球发射激光脉冲，试图利用月球表面的漫反射回波测量地面观测站与月球之间的距离。这次地月激光测距虽然没有获得成功，但是，它为后续具有合作目标的激光测距开拓了思路。1964 年 10 月 10 日，美国国家航空航天局(NASA)发射了世界上第一颗带激光后向反射镜阵列的人造地球卫星——探险者(BE-B)，随后，美国 Goddard 空间飞行中心采用调 Q 红宝石激光器成功地测量了地面观测站与探险者卫星之间的距离。这种带激光后向反射镜阵列的人造地球卫星，称为激光卫星。1976 年 5 月 4 日，NASA 发射了一颗专供激光测距使用的高轨道人造地球卫星——激光地球动力学卫星(LAGEOS)，它的表面上设置了 426 块角反射棱镜。此后，美国、法国、日本和苏联分别发射了多颗专用于卫星激光测距的人造地球卫星。随着激光卫星的增多，卫星激光测距也在一些国家迅速兴起。近年来，GLONASS、北斗卫星导航系统、Galileo 全球导航卫星系统、准天顶卫星系统(QZSS)、印度区域导航卫星系统(IRNSS)等的导航卫星均安设了星载激光后向反射镜阵列，实施激光定轨测量；GPS 现代化后，2017 年发射入轨运行的 GPS Ⅲ卫星也安设了星载激光后向反射镜阵列。因此，卫星激光测距及其仪器研制，成为我国有关单位的一个热门研究课题，且“海洋二号”卫星和“资源三号”卫星等对地观测卫星也安设了星载激光后向反射镜阵列。据报道，2000 年以来，国内外发射的载有激光后向反射镜阵列的测地卫星达百余颗，都可进行激光定轨测量。因此，越来越多的读者想要了解卫星激光测距技术，本书将为他们提供丰富翔实的图文资料。本书也是国内外第一本较系统、全面介绍卫星激光测距的专著。

此外，地月激光测距也从单一的地球观测站对月球的激光测距发展成为绕月球飞行的激光测距，或成为绕月球飞行的激光测高仪，研究人员甚至将激光测高仪用于对水星和火星的探测。本书的相关章节对它们的现况进行了论述，供相关研究人员参考。

1985 年 7 月至 1986 年 7 月，笔者作为中德测绘科技交流使者在德国应用测量研究所(IFAG)研修卫星激光测距，工作于该所的 Wettzell 卫星观测站，从事卫星激光测距实用研修。本书关于卫星激光测距仪的不少资料源于该站友人赫普夫(Höpfl)博士赠送给笔者的一些内部文件，文件中部分内容被引用于相关章节(但是，在“参考文献”中不能够列出所引用的“内部文件”)，供读者参考。笔者在该站

研修期间，发表了2篇英文论文；回国后，又在《激光与红外》《应用激光联刊》《武汉大学学报(信息科学版)》《航天器工程》《遥测遥控》《数字通信世界》《海洋测绘》等国内中文期刊上发表了25篇关于卫星激光测距技术的实用研究论文。此外，笔者还曾为武汉测绘科技大学大地系大地测量本科专业的学生主讲了“宇空激光测距原理”，并编著了相应的授课讲义，它也成了本书的基本素材。

卫星激光测距是一项涵盖激光、电子、光学、微光探测、自动控制、精密机械、软件技术、卫星轨道和大地测量等多种学科的综合性技术。笔者虽然自20世纪中期开始从事该技术的研究和教学工作，但深感相关学科知识的不足，难以全面而深入地予以详解，只能根据自己所掌握的相关科技资料，尽可能深入地对固定式和流动式卫星激光测距仪及其主要部件的结构与原理进行解读，综析了卫星激光测距的新近发展，为读者深入研究提供便利。由于水平有限，不足之处在所难免，诚请读者不吝指正(E-mail：00200012@whu.edu.cn)。

目　录

第 1 章　激光卫星及其伴行学科初识 …… 1

§1.1　激光卫星概论 …… 1

§1.2　激光卫星的正常轨道 …… 12

§1.3　激光卫星的摄动轨道 …… 27

§1.4　时间系统初识 …… 40

§1.5　地心大地坐标系 …… 51

第 2 章　卫星激光测距的技术基础 …… 71

§2.1　卫星激光测距仪初识 …… 71

§2.2　卫星激光测距的特殊要求 …… 79

§2.3　卫星激光测距仪所用的几种激光器 …… 85

§2.4　光电接收设备 …… 102

§2.5　恒比鉴别器 …… 109

第 3 章　卫星激光测距仪及其拓展 …… 114

§3.1　卫星激光测距仪的特性 …… 114

§3.2　固定式卫星激光测距仪的典型结构 …… 119

§3.3　流动式卫星激光测距仪的主要特点 …… 131

§3.4　地月激光测距仪的特殊需求 …… 145

§3.5　月球激光测高仪 …… 151

§3.6　从对地观测到探测水星的星载激光测高 …… 157

第 4 章　星载激光后向反射镜阵列 …… 169

§4.1　概　论 …… 169

§4.2　星载角反射棱镜的特色 …… 177

§4.3　星载激光后向反射镜阵列的设计原理 …… 185

§4.4　星载激光后向反射镜阵列的制作 …… 195

§4.5　星载激光后向反射镜阵列的构件设计 …… 201

第 5 章 卫星激光测距误差与仪器设计 …… 209
§5.1 卫星激光测距误差 …… 209
§5.2 卫星激光测距仪总体设计的参数选择 …… 221
§5.3 卫星激光测距仪跟踪转台的设计 …… 227
§5.4 卫星激光测距数据的预处理 …… 232
§5.5 可供卫星激光测距仪设计借鉴的几个工程应用实例 …… 238

第 6 章 卫星激光测距技术的功勋 …… 241
§6.1 概 论 …… 241
§6.2 卫星激光测距为海洋测高卫星做厘米级精度定轨 …… 247
§6.3 卫星激光测距用于 GNSS 星历精化的现况与发展 …… 254
§6.4 卫星激光测距用于资源卫星激光定轨 …… 270

参考文献 …… 276

附录 岁月儒略日(年积日)查算表 …… 279

Contents

Chapter 1 Laser satellite and its accompanying fundamental knowledge …… 1
§ 1.1 Laser satellite introduction …… 1
§ 1.2 Normal orbits of laser satellites …… 12
§ 1.3 Perturbed orbits of laser satellites …… 27
§ 1.4 Time system fundament …… 40
§ 1.5 Geodetic coordinate system on mass center of the earth …… 51

Chapter 2 Technical foundation of satellite laser ranging …… 71
§ 2.1 Satellite laser ranging system first knowledge …… 71
§ 2.2 Special requirements of satellite laser ranging …… 79
§ 2.3 A few kind lasers used by satellite laser ranging system …… 85
§ 2.4 Photoelectric receiving equipments …… 102
§ 2.5 Constant fraction discriminator …… 109

Chapter 3 Satellite laser ranging system and its development …… 114
§ 3.1 Characteristic of satellite laser ranging system …… 114
§ 3.2 Typical structure of fixed satellite laser ranging system …… 119
§ 3.3 Main features of mobile satellite laser ranging system …… 131
§ 3.4 Specific requirements of earth-moon satellite laser ranging system …… 145
§ 3.5 Laser altimeter on the moon …… 151
§ 3.6 Satellite-borne laser altimeter from earth surveying to Mercury explorative …… 157

Chapter 4 Satellite-borne laser retroreflector array …… 169
§ 4.1 Introduction …… 169
§ 4.2 Characteristic of corner cube reflector …… 177
§ 4.3 Design problem of satellite-borne laser retroreflector array … 185
§ 4.4 Manufacture of the satellite-borne laser retroreflector array … 195
§ 4.5 Component design of the satellite-borne laser retroreflector array …… 201

Chapter 5 Satellite laser ranging errors and satellite laser ranging system design …… 209
§ 5.1 Satellite laser ranging errors …… 209
§ 5.2 Parameter selection of overall design of satellite laser ranging system …… 221
§ 5.3 Design of tracking turntable of satellite laser ranging system …… 227
§ 5.4 Preliminary of pretreatment to satellite laser ranging data …… 232
§ 5.5 Several engineering application examples for the design of satellite laser rangefinder …… 238

Chapter 6 Contribution of satellite laser ranging technology …… 241
§ 6.1 Introduction …… 241
§ 6.2 Satellite laser ranging to ocean altimetry satellites for cm-level precision orbital determination …… 247
§ 6.3 Current status and development on refining GNSS ephemeris by means of satellite laser ranging …… 254
§ 6.4 Satellite laser ranging for resource satellite to perform precision orbital determination …… 270

References …… 276

Appendix …… 279

第1章　激光卫星及其伴行学科初识

激光卫星是装备了激光后向反射镜阵列(laser retroreflector array，LRA，简称激光角反射器)的人造地球卫星，它是卫星激光测距(satellite laser ranging，SLR)的合作目标。安设在地面上的卫星激光测距仪向激光卫星发射激光脉冲，并被星载激光后向反射镜阵列反射回到卫星激光测距仪上，由它的光学接收系统接收。通过这种方式，卫星激光测距仪测得卫星激光测距观测站到激光卫星之间的距离，以此解算出卫星激光测距观测站的点位坐标，其测量精度能够达到厘米级，甚至毫米级。卫星激光测距是一种精度最高的卫星单点定位法。

自20世纪60年代中期问世以来，卫星激光测距技术广泛用于地球动态效应的参数测量，为定义和监测地球坐标系，以及研究地壳运动、大陆板块运动速率、地极移动和地球自转做出了重大贡献。由于激光和微波受大气传播影响不同，用卫星激光测距成果获得的点位垂直分量较GPS测量获得的同一点位垂直分量要高一二个数量级，因此，自20世纪70年代中期以来，卫星激光测距技术应用越来越广泛。本章主要论述激光卫星及其轨道运行等知识，以及与之密切相关学科的基础知识。

§1.1　激光卫星概论

1964年10月10日，美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration，NASA)发射了世界上第一颗带激光后向反射镜阵列且仅用于激光测距的人造地球卫星——BE-B卫星(探险者-22)。随后，美国Goddard空间飞行中心用调Q红宝石激光器向BE-B卫星发射激光脉冲，首次成功地测定了地球和卫星之间的距离，测距精度仅为米级，但是它开创了地球对卫星激光测距的新纪元，如图1.1所示。

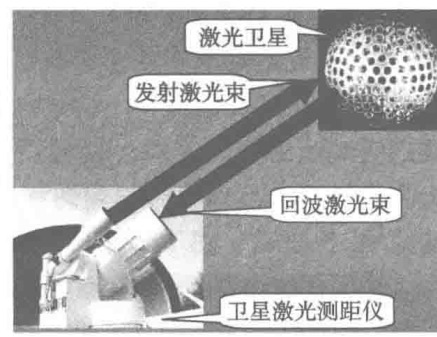


图1.1　卫星激光测距

1.1.1　单用激光卫星

在BE-B卫星之后，美国、法国、日本和苏联分别发射了专用于卫星激光测距

的人造地球卫星，称为单用激光卫星，如表 1.1 所示；在其圆形外壳上安设了几百甚至上千块角反射棱镜，其激光有效反射面积可达 300 cm^2。

表 1.1 十颗单用激光卫星的主要技术参数

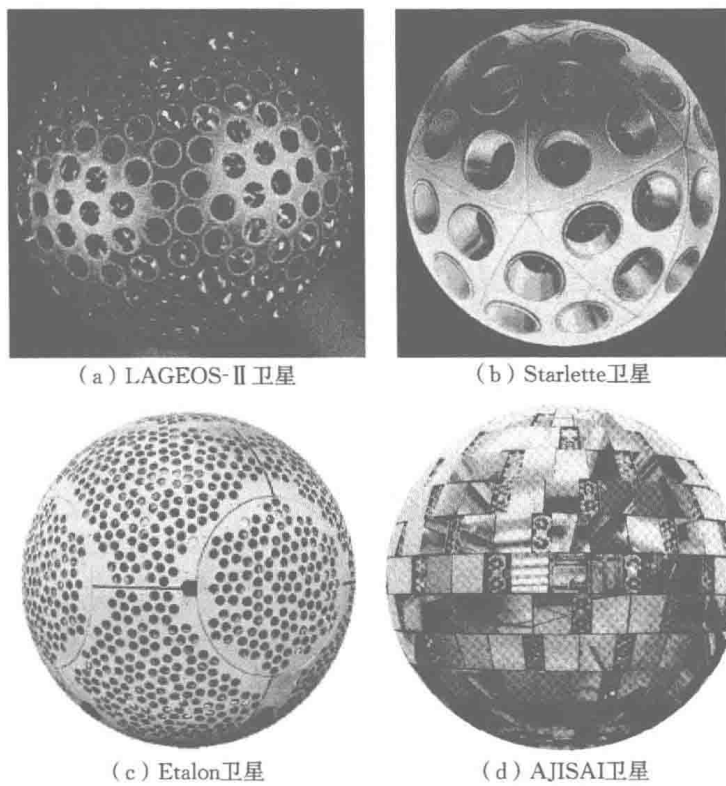
卫星名称	发射日期	轨道高度/km		轨道倾角	运行周期	重量	星载激光角反射棱镜	
		近地点	远地点	/(°)	/分钟	/kg	数量/块	面积/cm^2
BE-B	1964-10-10	882	1 086	79.9	104.8	52	360	80
BE-C	1965-4-29	936	1 314	41.2	107.8	60	360	80
Geos-A	1965-11-6	1 007	2 284	59.4	120.3	175	334	940
DI-C	1967-2-8	572	1 347	40.0	104.3	23	144	100
DI-D	1967-2-15	594	1 878	39.5	110.2	23	144	100
Geos-B	1968-1-11	1 079	1 582	105.8	—	209	400	1 100
Starlette	1975-2-6	805	1 107	49.8	104	47	60	101
LAGEOS-Ⅰ	1976-5-4	5 837	5 945	109.86	225	411	426	237
AJISAI	1986-8-12	1 485	1 500	50.0	116	685	1 436	—
Etalon-1	1989-1-10	19 105	19 170	64.9	676	1 415	2 140	—

1976 年 5 月 4 日 8 时，美国国家航空航天局发射了第一颗专供卫星激光测距使用的人造地球卫星(LAGEOS-Ⅰ)，称为激光地球动力学卫星(laser geodynamic satellite，LAGEOS)。它是一种圆球形卫星，其直径为 60 cm，且有一个长 27.5 cm、直径为 31.76 cm、重达 175 kg 的黄铜圆心柱。整颗 LAGEOS-Ⅰ卫星重达 411 kg，它的星壳上安设了 426 块角反射棱镜。在这些角反射棱镜中，有 4 块为锗角反射镜，可用于光学多普勒观测，测定距离变化率。LAGEOS-Ⅰ卫星在一个近圆形轨道上运行，它的远地点高度为 5 945 km，近地点高度为 5 837 km，卫星倾角为 109.86°，卫星运行速度为 5 696 m/s。1992 年 10 月 22 日，LAGEOS-Ⅱ卫星入轨运行，整颗 LAGEOS-Ⅱ卫星重达 405 kg(图 1.2(a))，它的远地点高度为 5 950 km，近地点高度为 5 617 km，卫星倾角为 52.64°，其他参数与 LAGEOS-Ⅰ卫星相同。LAGEOS 卫星的面质比很小，轨道很稳定，因而成为卫星激光测距中被广泛观测的激光卫星。它的主要用途是：①测定板块运动和区域性地壳运动；②测定极移和地球自转不均匀程度；③建立大地测量的参考框架；④研究地球重力场的中、长波项。图 1.2 为四种不同类型的单用激光卫星。

法国国家空间研究中心(Centre National d'Etudes Spatiales，CNES)于 1975 年 2 月 6 日发射了 Starlette 卫星，如图 1.2(b)所示。该卫星也是圆球形单用激光卫星，直径为 24 cm，仅重 47 kg；它的外壳上安设了 60 块角反射棱镜，每块棱镜的口径为 33 mm。该卫星的轨道倾角为 49.8°，近地点高度为 805 km，远地点高度为 1 107 km。该卫星离地面较近，主要用于研究地球重力场、建立海潮和固体潮模型。

苏联于 1989 年 1 月 10 日和 5 月 31 日分别发射了 Etalon-1 卫星和 Etalon-2 卫星，如图 1.2(c)所示，它们的球体直径均为 1.294 m，重达 1 415 kg。卫星表面安

放了 306 组角反射棱镜，其中 304 组各有 7 块熔石英角反射棱镜（共 2 128 块），剩下 2 组各有 6 块锗角反射棱镜（共 12 块），共计 2 140 块角反射棱镜。Etalon-1 卫星的近地点高度为 19 105 km，轨道倾角为 64.9°，轨道椭圆的偏心率 $e=0.000\,61$（其意义见 §1.2 所述）；Etalon-2 卫星的近地点高度为 19 120 km，轨道倾角为 65.5°，轨道椭圆的偏心率 $e=0.000\,66$。由此可知，它们是在几乎近于圆形的轨道上飞行，运行周期为 675 分钟（11.25 小时），它们的预期在轨寿命长达数百年。Etalon 卫星主要用于测定太阳光压，以提高 GLONASS 导航卫星的预报精度、实现长距离的站间距离精确测定，并用于固体地球的研究，如地球动力学方法、高精度全球参考框架、长周期扰动、地球重力场模型等。



（a）LAGEOS-Ⅱ卫星　（b）Starlette卫星

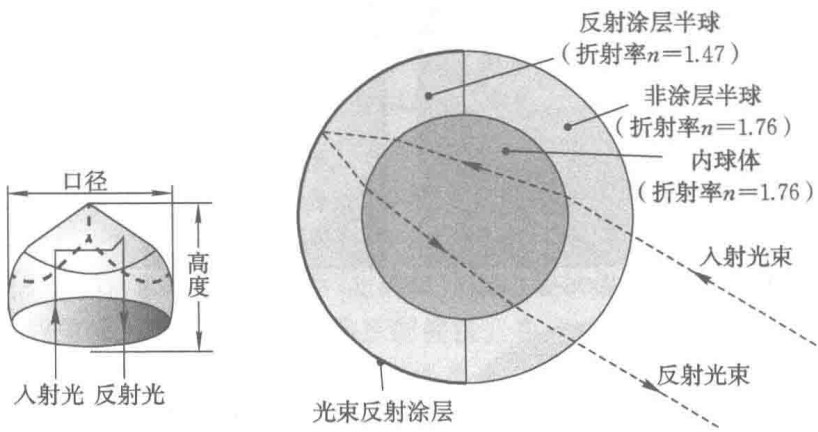
（c）Etalon卫星　（d）AJISAI卫星

图 1.2　四种单用激光卫星

日本国家宇航开发事业团于 1986 年 8 月发射了紫阳花（AJISAI）卫星，如图 1.2(d)所示。该卫星也是圆球形单用激光卫星，直径为 2.15 m，卫星重达 685 kg，它的外壳上除安设了 1 436 块角反射棱镜以外，还安设了 318 块平面镜，用于反射太阳光。当卫星以每分钟 40 圈的速度快速自传时，就会产生闪光现象，约 0.5 s 闪光 1 次，每次闪光时间持续时间约为 5 ms。因此，该卫星除了用于激光测距以外，还能够用于卫星三角测量，后者是卫星大地测量技术初期的一种卫星摄影测量方法。卫星三角测量指在相距数千千米的 2 个观测站（A、B）上，各安设 1 台

卫星摄影测量仪，选定晴朗的夜晚，以恒星星空为背景，2 个观测站同时对 1 颗卫星进行摄影观测。由此获得的摄影胶片既有卫星的影像，又有某些恒星的影像，然后观测者从天文年历中求出相关的恒星坐标，并在摄影胶片上精确测量出卫星坐标，以此推算出 A、B 观测站至卫星的方向(简称站卫方向)。依据多个历元的站卫方向观测值，能够解算出 A、B 观测站的坐标，而高精度的卫星激光测距成果能够为它提供一种外部检校。

2009 年 9 月 17 日，俄罗斯发射了一颗名为 BLITS(ball lens in the space)的球体后向反射卫星。它具有常用星载激光后向反射镜阵列的同等功能，但它是一种具有创新设计并以全新方式制作而成的激光卫星。BLITS 球体后向反射卫星与用一块角反射棱镜制成的星载激光后向反射镜阵列的反射光束都是平行于入射光束返回发射站的。两者的入射光束形成如图 1.3 所示。



(a) 常用角反射棱镜　　(b) BLITS球体后向反射卫星

图 1.3　两种反射光束的形成比较

BLITS 球体后向反射卫星飞行在一个圆形的太阳同步轨道上，轨道高度为 823 km，轨道倾角是 98.77°，卫星仅重 7.53 kg，称为纳米卫星，其半径为 85.16 mm。它由内外玻璃球构成，如图 1.4 所示，内玻璃球半径为 53.52 mm，折射率 $n=1.76$；外玻璃球半径为 85.11 mm，折射率 $n=1.47$。它的半个球体面涂有激光反射层，如图 1.3 所示，涂层厚达 0.05 mm。当经过不同折射率的界面时，入射光就会产生光折射，使反射光能够平行于入射光，并沿着入射光方向返回到地面上的卫星激光测距仪。俄罗斯的卫星激光测距观测站对 BLITS 球体后向反射卫星实现了精密轨道测量，研究了关于地球物理学和地球动力学的科学问题，实现了毫米波和亚毫米波精度的卫星激光测距的相对论试验验证。

1.1.2　多用激光卫星

多用激光卫星除了用于卫星激光测距以外，还具有对地观测或者卫星导航功

能。一般而言，它所载的激光后向反射镜阵列，主要用于卫星激光定轨测量。因此，GNSS 导航卫星、成像侦察卫星、电子侦察卫星、海洋监测卫星、资源探测卫星和载人航天器都安设了星载激光后向反射镜阵列，以便为它们提供厘米级精度的激光定轨成果。



图 1.4　BLITS 球体后向反射卫星的结构

1. 海洋测量卫星

1992 年 8 月 10 日，美国国家航空航天局和法国国家空间研究中心联合发射的 TOPEX/Poseidon 海洋测高卫星(图 1.5)，要求其径向误差为±13 cm，因此采用了微波定轨和激光定轨并行的实施方案。截至 1993 年 1 月 TOPEX/Poseidon 星载 GPS 测量数据表明，在 GPS 星座只有 19 颗在轨卫星(3 颗 BlockⅠ和 16 颗 BlockⅡ)的情况下，飞行于 1 333.8 km 高空的星载 GPS 信号接收机，能够观测到 5 颗 GPS 卫星的时间占 80%。用这些星载 GPS 测量数据解算的 TOPEX/Poseidon 卫星轨道与其激光测距解算的 TOPEX/Poseidon 卫星轨道的较差，在径向上为±(3～4)cm、法向上为±(5～10)cm、切向上为±(9～16)cm(图 1.6)。换言之，经过与并行的卫星激光测距定轨相比较，星载 GPS 测量可以达到 10.7～19.3 cm 的定轨精度。欧洲卫星激光测距网用 1993 年至 2000 年的激光测距成果解算表明，TOPEX/Poseidon 卫星径向定轨误差的平均值为±2.5 cm(图 1.6)，这比设计要求的径向误差在±13 cm 要小得多。TOPEX/Poseidon 卫星，不仅为大洋环流、海洋地球物理和地球重力场的研究做出了重大的科学贡献，而且还发现了厄尔尼诺现象于 1993 年 8 月开始在太平洋面不断生成，从而导致洋面温水层变厚，危害渔业生产，引起海洋和陆地气候的异常变化。2001 年 10 月 7 日，美国国家航空航天局和法国国家空间研究中心又联合发射了 TOPEX/Poseidon 海洋测高卫星的后续卫星——Jason-1。该颗卫星的有效载荷与 TOPEX/Poseidon 卫星相似，仅将星载 Monarch GPS 信号接收机改换为性能更优的 BlackJack GPS 信号接收机。2008 年 6 月 20 日，美国国家航空航天局和法国国家空间研究中心再次联合发射了 Jason-2 海洋测高卫星，它与先前发射的海洋测高卫星 TOPEX/Poseidon 和 Jason-1 一样，也采用了 GPS、多里斯系统(Doppler Orbitograph and Ratio Positioning Intergrated by Satellite，DORIS)和激光定轨法。2016 年 1 月 17 日发

射了 Jason-3 海洋测高卫星。

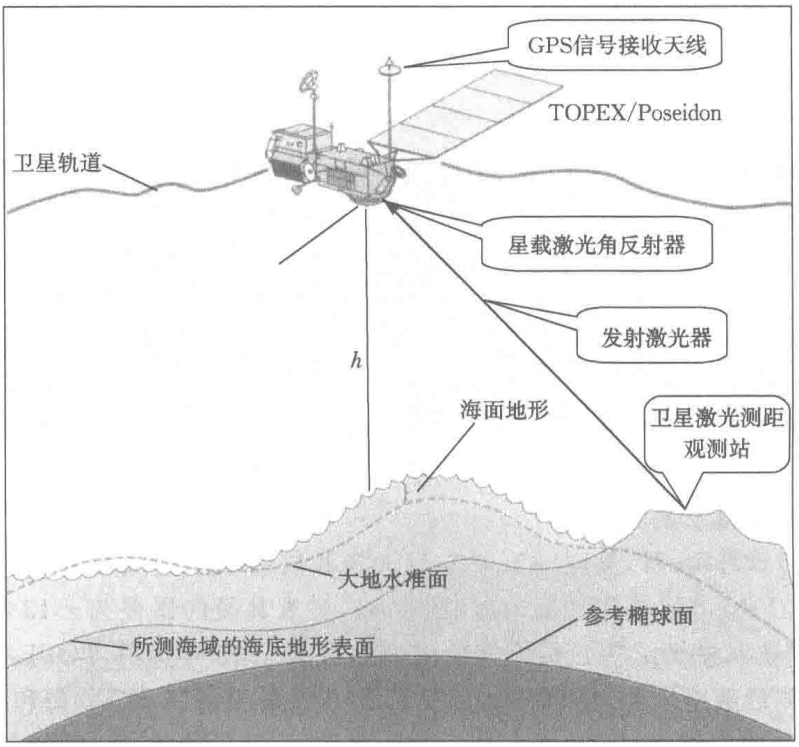


图 1.5 TOPEX/Poseidon 海洋测高卫星及其测量

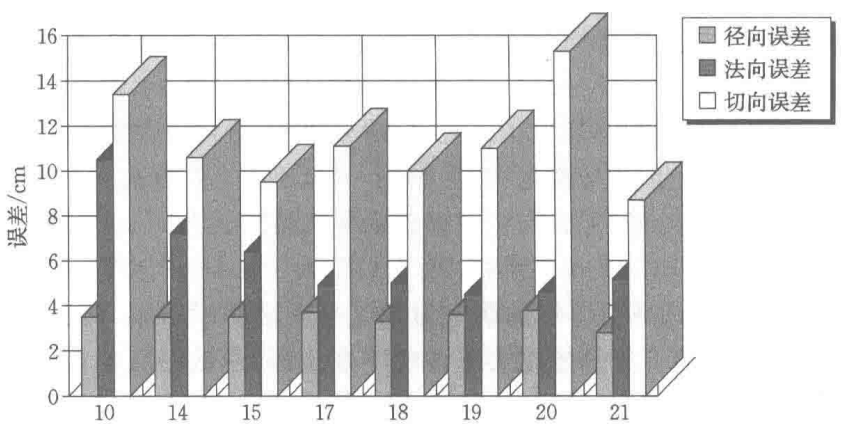


图 1.6 TOPEX/Poseidon 星载 GPS 测量与其激光测距的定轨较差

2011 年 8 月 16 日，我国成功地发射了“海洋二号”卫星，它的轨道高度为 965 km，轨道倾角是 99.35°，轨道偏心率是 0.001 17，卫星运行周期为 104.5 分钟，重访周期是 14 天。“海洋二号”卫星除了采用星载 GPS 测量定轨接收机和星载 DORIS 定轨接收机以外，还装备了星载激光后向反射镜阵列，后者由武汉大学国防研究院第十三研究室研制。针对“海洋二号”卫星的飞行特点，依据预演成果，为“海洋二号”卫星所载的星载激光后向反射镜阵列进行了重新设计。现该卫星已成

功地进行了卫星激光定轨测量，获得了精确的定轨成果。

此外，2002 年 12 月 30 日，我国在酒泉载人航天发射场发射了神舟四号飞船，飞船上装备了用于测量海面高度、有效波高和大洋环流的微波高度计，后者对海面的测量结果必须确知飞船在轨飞行点位。因此，神舟四号飞船不仅采用了船载 GPS 测量和统一波段测速测距系统，而且装备了由 9 块口径为 30 mm 的角反射棱镜构成的激光后向反射镜阵列（图 1.7），实施飞船激光定轨测量。神舟四号飞船的激光定轨测量由中国科学院上海天文台佘山卫星激光测距观测站、中国科学院国家天文台长春卫星激光测距观测站、国家测绘地理信息局北京房山卫星激光测距观测站、国家地震局地震研究所和中国科学院测量与地球物理研究所合作的武汉九峰卫星激光测距观测站等单位执行。2003 年 1 月 7 日开始，他们对神舟四号飞船进行了多日的激光定轨测量，取得了神舟四号飞船的精确激光定轨成果，达到了检校微波定轨的目的。

2012 年 1 月 9 日，我国发射了“资源三号”卫星，它的轨道高度为 505 km，设计寿命为 10 年。“资源三号”卫星作为高分辨率立体测图卫星，不仅对相机分辨率要求较高，还要求高精度的定轨测量和卫星姿态参数。因此，“资源三号”卫星不仅采用了星载 GPS 双频定轨接收机，还装备了激光后向反射镜阵列，用于激光定轨测量；于 2012 年 7 月 9 日加入了国际卫星激光测距服务（International Laser Ranging Service，ILRS）组织的卫星激光测距联测，获得了高精度的激光定轨成果。

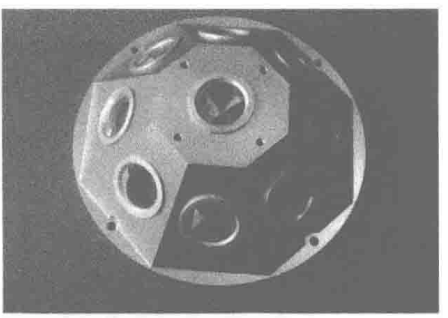


图 1.7　我国神舟四号飞船所载的激光后向反射镜阵列

2. 对地观测卫星

除了特地为海洋测量而研发的 TOPEX/Poseidon 等卫星以外，一些国家还发射了具有对地观测等多种功能的测地卫星。例如，欧洲空间局（European Space Agency，ESA）于 2002 年 3 月发射的 Envisat 卫星，轨道倾角为 98.5°，飞行于太阳同步轨道。它是一种先进的现代遥感卫星，装备了 ASAR 合成孔径雷达、RA-2 微波测高仪和 MWR 微波辐射仪等 8 种探测仪器。

卫星激光测距还用于重力测量卫星的精密轨道测量。2002 年 3 月 17 日，美国国家航空航天局和德国地学研究中心（German Research Centre for Geosciences，GFZ）合作发射了 2 颗重力测量与气候科研设备卫星，分别命名为 GRACE A 卫星和 GRACE B 卫星，构成 GRACE 卫星重力测量系统。GRACE A 卫星和 GRACE B 卫星相距 220 km，它们的轨道高度为 500 km，于近极共面轨道上飞行，详细介绍如表 1.2 所示。GRACE A 卫星和 GRACE B 卫星均装备着由

4 块角反射棱镜组成的星载激光后向反射镜阵列，其结构与 CHAMP 卫星所载的激光后向反射镜阵列一样，如图 1.8 所示，其目的是用于检校星载 BlackJack GPS 双频接收机的精密轨道测定成果。图 1.9 是全球地面卫星激光测距观测站于 2003 年 1 月对 GRACE A 卫星进行激光测距的观测圈数(观测站下方数字)。

表 1.2 GRACE 重力测量系统的设备及其参数

GRACE 卫星所载设备		GRACE 卫星的主要技术参数	
1	BlackJack GPS 双频接收机	卫星设计寿命	5 年
2	GFZ 激光后向反射镜阵列	轨道倾角	89°
3	卫星加速度计	轨道偏心率	<0.005
4	恒星摄像机	近地点	485 km
5	K 波段测距系统	飞行周期	90 分钟
6	卫星姿态/轨道控制系统	卫星重量	432 kg
7	卫星状态协调/数据传输系统	发射日期	2002-5-17

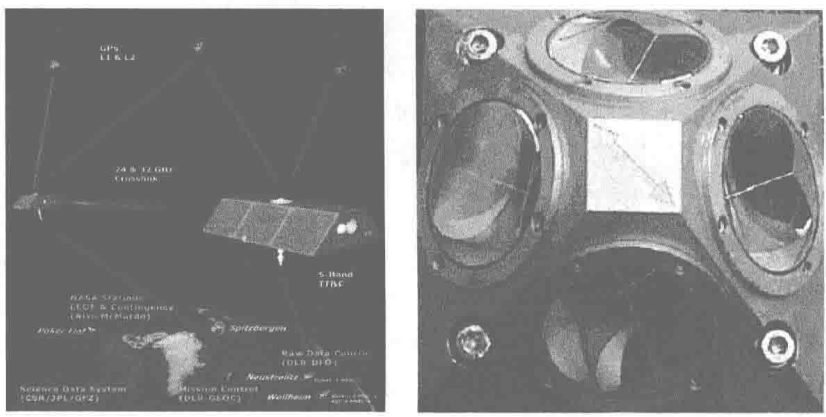


图 1.8 GRACE 重力测量系统及其所载的激光后向反射镜阵列

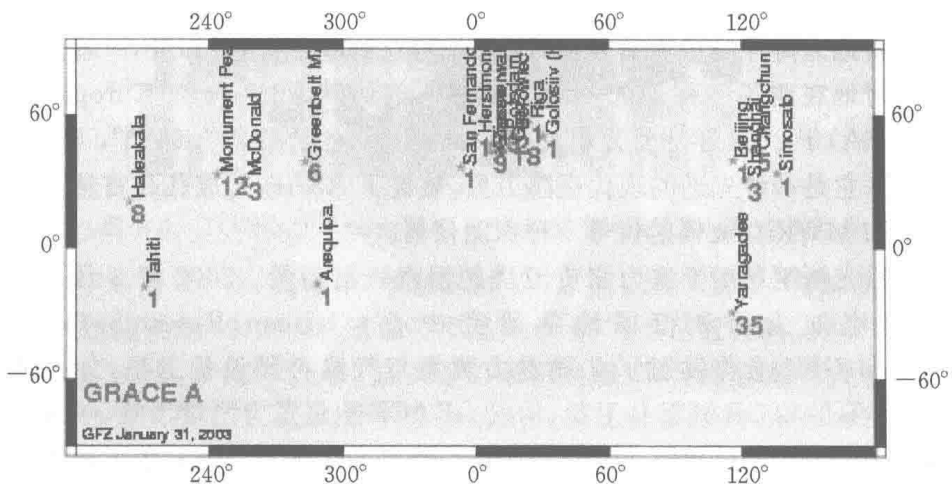


图 1.9 全球地面卫星激光测距观测站于 2003 年 1 月对 GRACE A 卫星进行激光测距的观测圈数