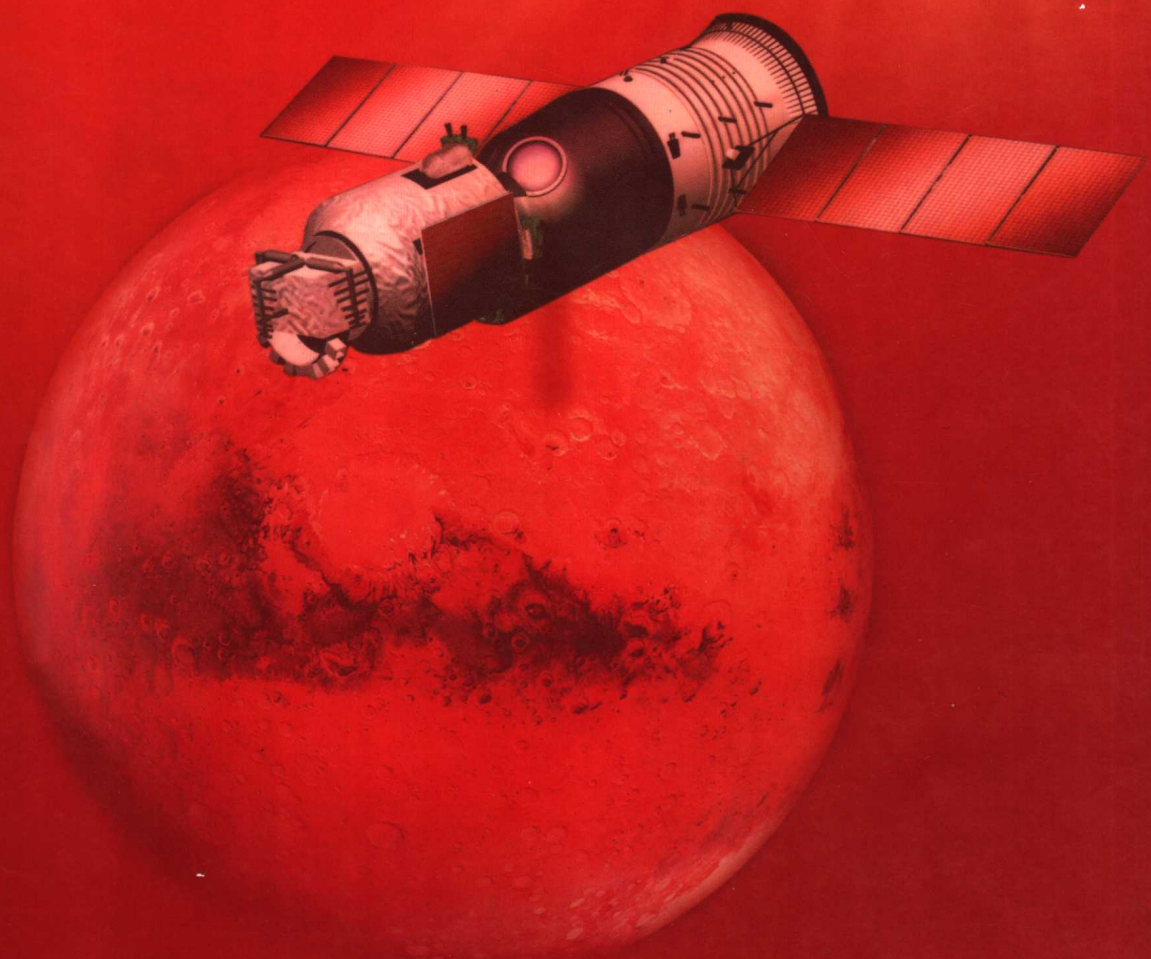


航天器自主天文导航 原理与方法

房建成 宁晓琳 田玉龙 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

航天器自主天文导航 原理与方法

房建成 宁晓琳 田玉龙 著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

天文导航技术是航天器的自主导航手段之一,天文导航系统由于精度较高、自主性强正得到越来越广泛的应用。本书主要根据作者课题组全体成员多年来的研究成果和国内外天文导航技术领域的最新进展撰写而成,全书内容分五部分,共十一章。第一部分包括前三章,主要介绍了天文导航的相关基础知识和基本理论。第二部分包括第四章和第五章,系统地论述了地球卫星自主天文导航的原理与方法。第三部分由第六章组成,专门研究了深空探测器的自主天文导航原理与方法。本书的第四部分也即第七章,主要介绍了作者课题组将惯性/天文组合导航应用在弹道导弹上取得的部分研究成果。第五部分包括第八章~第十章,介绍天文导航的计算机仿真和半物理仿真技术,包括利用 STK 软件的天文导航系统的计算机仿真和天文导航半物理仿真系统设计方法以及星图匹配与星体识别方法。最后在第十一章还对天文导航未来的发展趋势进行了展望。

本书既可作为从事导航技术研究和应用领域的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材及参考书。

图书在版编目(CIP)数据

航天器自主天文导航原理与方法/房建成,宁晓琳,
田玉龙著. —北京:国防工业出版社,2006.2
ISBN 7-118-04327-3

I. 航... II. ①房...②宁...③田... III. 航天器
—天文导航—研究 IV. V249.32

中国版本图书馆CIP数据核字(2006)第010455号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100044)

涿中印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 18 $\frac{1}{4}$ 字数 454千字

2006年2月第1版第1次印刷 印数 1—3000册 定价 35.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422 发行邮购:(010)68414474
发行传真:(010)68411535 发行业务:(010)68472764

前 言

天文导航技术是一门既古老又年轻的技术，起源于航海，发展于航空，辉煌于航天。天文导航的历史悠久，我国早在 15 世纪初（明代），郑和七下西洋时就把航海天文定位与导向仪器罗盘的应用结合起来，以“过洋牵星图”为依据，达到了较高的导航精度，它代表了 15 世纪初天文导航的世界水平，而在西方 15 世纪末哥伦布探索新大陆的航行中也采用了天文导航技术。在现代无线电导航技术出现之前，天文导航一直是舰船航海中最先进导航技术的代表。随着人类航空技术的发展，天文导航的应用领域也从航海发展到航空，20 世纪第二次世界大战中，舰船和飞机采用天文导航作为主要导航方式，以无线电导航作为辅助手段，当时以六分仪为基础的天文导航技术在航海和航空中得到了广泛应用，不仅对舰船和飞机上六分仪的设计进行了改进，也促进了导航方法的发展。自 20 世纪 60 年代以来，航天事业的发展迎来了天文导航技术的辉煌，天文导航技术在美国阿波罗载人登月计划中得到了成功应用，当时采用基于扫描望远镜和空间六分仪实现了载人飞船的自主天文导航，在此后的行星际探测中也多次成功使用了该技术。近年来，随着新一轮月球和火星探测等一系列深空探测活动的开展，天文导航以其自主性强、精度高、成本低廉等特点在航天领域也得到了越来越广泛的应用，成为一种航天器的重要自主导航方法。天文导航技术目前已成为卫星、深空探测和载人航天中必不可少的关键技术，同时还是中远程弹道导弹、运载火箭和高空远程侦察机等的重要辅助导航手段，而在未来人类探索宇宙的星际航行中也必将发挥重要的作用。

本书重点研究三大类航天器（地球卫星、深空探测器和弹道导弹）天文导航的基本原理和方法。全书内容分五部分，共十一章。第一部分包括前三章，主要介绍了天文导航的相关基础知识和基本理论，其中第一章概论，主要综述了天文导航技术的发展过程，简要介绍了天体、常用坐标系和时间系统等天文导航的基础知识；第二章简要介绍了天文导航中常用的天体传感器；第三章概述了航天器的轨道动力学方程，并在此基础上介绍了航天器自主天文导航的基本原理、发展过程及关键技术进展。第二部分包括第四章和第五章，系统地论述了地球卫星自主天文导航的原理与方法。由于地球卫星的轨道动力学模型为二体问题，目前已有较精确的模型，因此天文量测信息尤其是制约导航精度的地平信息就成为地球卫星天文导航的关键。根据敏感地平方式的不同，地球卫星自主天文导航方法可分为直接敏感地平和利用大气星光折射间接敏感地平两种，因此本书用两个章节分别对这两种方法的原理、数学模型、滤波方法、计算机仿真结果以及相应的系统可观测性分析进行了全面、深入的研究。第三部分由第六章组成，专门研究了深空探测器的自主天文导航原理与方法。深空探测器的轨道运动较为复杂，不同轨道的深空探测器需要采用不同的天文导航方法，具体分析了近地停泊轨道、环绕目标天体轨道和转移轨道上的深空探测器轨道动力学方程精确建模以及与之相

适应的天文导航方法。此外,还研究了用于获取科学数据和进行星球采样的漫游车(如月球车、火星车)的自主天文导航方法。天文导航的另一个重要的应用领域,是在航天器主要是弹道导弹中作为辅助导航手段与其他导航技术相结合进行组合导航。本书的第四部分也即第七章,主要介绍了作者课题组将惯性/天文组合导航应用在弹道导弹上取得的部分研究成果。第五部分包括第八章~第十章,介绍天文导航的计算机仿真和半物理仿真技术,其中第八章阐述了如何利用 STK 软件生成卫星的轨道和姿态数据文件进行天文导航的计算机仿真的方法,而第九章、第十章则介绍了作者课题组研制的天文导航半物理仿真系统及其设计方法,以及星图匹配和星体识别等关键技术。最后在第十一章还对天文导航未来的发展趋势进行了展望。

本书内容是从课题组全体成员多年来从事天文导航技术研究取得的成果提炼而成。作者及其课题组自“九五”末以来,先后承担多项天文导航技术研究项目,包括国家自然科学基金项目两项:“航天器新颖自主天文导航方法与仿真实验研究(60174031)”和“深空探测器的自主天文定位导航方法与仿真实验研究(60574086)”,国家“863”计划项目两项(2002AA713031、2003AA735101),国家“十五”民用航天预研项目一项,国防“十五”预研项目(413220403)一项,研究成果在国内外核心刊物及国际学术会议上发表学术论文 50 余篇。

自“十五”以来,随着我国国防技术的发展,天文导航技术在航天、航空、航海领域的需求日益强烈,技术发展十分迅速,但国内多年来却无天文导航技术方面较系统全面的教科书或学术专著。作者在多年从事天文导航技术研究的基础上,于 2000 年起为北京航空航天大学精密仪器及机械和导航、制导与控制专业硕士研究生开设了《天文导航原理与应用》课程,几年来该课程受到校内研究生和校外有关技术人员的欢迎,但苦于没有教材,现有的相关著作主要介绍天文学基础知识和天文航海的内容,均为导论性质,内容浅显,不适于研究生和从事天文导航研究的专业技术人员学习和参考。随着航天技术的发展,特别由于卫星、导弹和深空探测器对自主导航的需求,当前该领域迫切需求一本系统介绍航天器自主天文导航技术的专业书籍。本书主要介绍航天器自主天文导航技术,内容新颖,特色鲜明,以满足广大科研和教学人员对这一新兴交叉学科领域知识的迫切需求。

本书是作者及其课题组多年研究成果的结晶,除作者外,北京航空航天大学王广君博士后、杨博副教授、俞文伯副教授、张延顺副教授,博士生全伟、徐帆,硕士生伍小洁、李艳华、张瑜、饶才杰、王子亮、宋利芳、郭恩志、吴海仙,以及北京大学的曾琪明副教授都先后参加了相关课题的研究工作;课题组杨照华博士后、博士生吴琳、刘百奇,硕士生宋婷婷、王晨等同志参加了本书的编写工作。此外本书部分内容还参考了国内外同行专家、学者的最新研究成果,在此向他们致以诚挚的谢意!

本书内容涉及多门学科前沿,内容较新,作者水平、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。

作者感谢国家自然科学基金委、国家“863”计划办公室、国防科工委民用航天预研项目管理办公室、总装备部预研项目管理办公室以及北京航空航天大学在科研工作中给予的支持和帮助,感谢国防工业出版社在本书出版过程中给予的大力支持,特别是王华编审给予的支持和鼓励。最后感谢在本书撰写过程中所有给予关心、支持和帮助的人们!

作者

2005年9月

目 录

第一章 概论	1	2.5.1 地球敏感器简介	28
1.1 天文导航概述	1	2.5.2 地球敏感器分类	28
1.1.1 天文导航特点	1	2.5.3 地球敏感器设计	30
1.1.2 天文导航历史	2	2.5.4 地球敏感器试验与标定	30
1.1.3 天文导航发展现状	2	2.6 其他天体敏感器	31
1.2 天体和天体运动	5	2.7 空间六分仪自主天文定位系统 (SS-ANARS)	31
1.2.1 天体	5	2.8 MANS 自主天文导航系统	32
1.2.2 天体运动	6	2.8.1 MANS 自主导航系统原理	33
1.3 常用坐标系	8	2.8.2 MANS 自主导航系统硬件	33
1.3.1 天球上的基本点、线、圆	8	2.8.3 MANS 自主导航系统软件	34
1.3.2 赤道坐标系	9	2.8.4 MANS 自主导航系统特点	34
1.3.3 地平坐标系	10	2.9 本章小结	34
1.3.4 黄道坐标系	10	参考文献	35
1.4 时间系统	11	第三章 航天器轨道动力学方程及 自主天文导航基本原理	37
1.4.1 恒星日、太阳日、平太阳日	11	3.1 引言	37
1.4.2 各种时间系统	12	3.2 航天器二体轨道和轨道要素	37
1.4.3 地方时和区时	13	3.2.1 二体问题	37
1.4.4 历法的基本概念	13	3.2.2 6个积分和轨道要素	38
1.5 本章小结	14	3.3 航天器轨道摄动	42
参考文献	14	3.3.1 航天器轨道摄动方程	42
第二章 天文导航的天体敏感器	16	3.3.2 地球非球形引力摄动	45
2.1 引言	16	3.3.3 日、月摄动	45
2.2 天体敏感器分类	16	3.3.4 大气阻力摄动	46
2.3 恒星敏感器	16	3.3.5 太阳光压摄动	47
2.3.1 恒星敏感器简介	16	3.3.6 潮汐摄动	47
2.3.2 恒星敏感器分类	18	3.4 深空探测器的轨道运动	48
2.3.3 恒星敏感器设计	19	3.4.1 多体问题和限制性三体问题	48
2.3.4 恒星敏感器误差分析与标定	24	3.4.2 地月飞行的轨道运动	50
2.4 太阳敏感器	24	3.5 航天器自主天文导航基本原理	52
2.4.1 太阳敏感器简介	24	3.5.1 航天器基于轨道动力学 方程的天文导航基本原理	52
2.4.2 太阳敏感器分类	25	3.5.2 航天器纯天文几何解析方法	
2.4.3 太阳敏感器设计	25		
2.4.4 太阳敏感器试验与标定	27		
2.5 地球敏感器	28		

基本原理	52	5.2 星光折射间接敏感地平	
3.6 本章小结	54	天文导航原理	103
参考文献	54	5.2.1 星光大气折射原理	103
第四章 地球卫星直接敏感地平		5.2.2 星光折射高度与折射角、	
的自主天文导航方法	55	大气密度之间的关系	106
4.1 引言	55	5.2.3 大气密度分布特性及星光	
4.2 航天器自主天文导航技术	55	折射特性建模	108
4.2.1 航天器自主导航的意义	55	5.3 地球卫星间接敏感地平的自主	
4.2.2 地球卫星自主天文导航		天文导航系统	121
技术概述	56	5.3.1 系统的状态方程	121
4.3 地球卫星直接敏感地平自主		5.3.2 系统的量测方程	122
天文导航原理	56	5.3.3 计算机仿真	123
4.4 地球卫星直接敏感地平自主		5.4 基于信息融合的直接敏感地平	
天文导航系统的数学模型	57	和间接敏感地平相结合的自主	
4.4.1 系统的状态方程	57	天文导航方法	126
4.4.2 系统的量测方程	58	5.4.1 基于信息融合的自主天文	
4.4.3 计算机仿真	61	导航方法原理	126
4.5 自主天文导航系统滤波方法	64	5.4.2 基于信息融合的自适应	
4.5.1 滤波方法综述	64	Unscented 卡尔曼滤波方法	127
4.5.2 几种经典的滤波方法	67	5.4.3 计算机仿真	128
4.5.3 先进的粒子滤波方法	70	5.5 星光折射间接敏感地平的	
4.6 地球卫星直接敏感地平		自主天文导航精度分析	129
天文导航方法性能分析	76	5.5.1 量测信息对导航精度的	
4.6.1 不同轨道动力学方程对		影响分析	129
导航性能的影响	76	5.5.2 轨道参数对导航精度的	
4.6.2 滤波周期对导航性能的影响	78	影响分析	131
4.6.3 观测量对导航性能的影响	80	5.6 本章小结	134
4.6.4 星敏感器安装方位对导航性		参考文献	134
能的影响	88	第六章 深空探测器的自主天文导航	
4.7 地球卫星直接敏感地平天文		原理与方法	137
导航方法的可观测性分析	92	6.1 引言	137
4.7.1 与状态方程相关的影响		6.1.1 深空探测的发展	137
因素及可观测性分析	93	6.1.2 天文导航对深空探测的	
4.7.2 与量测方程相关的影响		重要性	138
因素及可观测性分析	97	6.2 月球探测器在转移轨道上的	
4.8 本章小结	100	天文导航方法	140
参考文献	100	6.2.1 月球探测器在转移轨道上	
第五章 地球卫星间接敏感地平		的轨道动力学方程	140
的自主天文导航方法	103	6.2.2 基于星光角距的自主天文	
5.1 引言	103	导航方法	141

6.2.3 基于太阳、地球矢量方向的 自主天文导航方法.....	142	7.4 惯性/天文组合导航系统性 能分析.....	191
6.2.4 月球探测器组合导航方法.....	146	7.4.1 弹道导弹轨迹发生器.....	191
6.3 月球卫星的自主天文导航方法.....	150	7.4.2 星敏感器的精度对导航 性能的影响.....	194
6.3.1 月球卫星的轨道动力学 方程.....	150	7.4.3 滤波周期对导航性能的影响.....	199
6.3.2 月球卫星的量测方程.....	151	7.4.4 不同初始失准角对导航 性能的影响.....	199
6.4 月球车、火星车的自主天文 导航技术.....	153	7.5 本章小结.....	205
6.4.1 月球车的自主天文导航方法.....	154	参考文献.....	206
6.4.2 火星车的自主天文导航方法.....	159	第八章 利用 STK 的天文导航系统	
6.5 深空探测器纯天文几何解析 定位方法.....	162	计算机仿真.....	207
6.5.1 纯天文定位的基本原理.....	162	8.1 引言.....	207
6.5.2 纯天文自主定位的观测量 及量测方程.....	163	8.2 STK 软件的安装.....	207
6.5.3 纯天文自主定位的几何解 析法.....	165	8.2.1 系统要求.....	207
6.6 本章小结.....	169	8.2.2 软件的安装.....	208
参考文献.....	169	8.3 STK 基本使用方法.....	208
第七章 弹道导弹的惯性/天文组合导 航原理与方法.....	172	8.3.1 STK 的启动.....	208
7.1 引言.....	172	8.3.2 STK 的任务管理窗口.....	209
7.2 惯性/天文组合导航原理.....	173	8.4 利用 STK 产生卫星轨道数据.....	209
7.2.1 惯性/天文组合导航系统 工作模式.....	173	8.5 利用 STK 产生卫星姿态数据.....	213
7.2.2 惯性/天文组合导航系统的 基本原理.....	173	8.6 本章小结.....	217
7.2.3 惯性/天文组合导航系统 建模.....	176	参考文献.....	217
7.2.4 利用误差状态转移矩阵估计 导弹主动段导航误差.....	179	第九章 天文导航中星图预处理及 匹配识别技术.....	218
7.3 惯性/天文组合导航系统研究.....	182	9.1 引言.....	218
7.3.1 可观测度分析方法及其在 组合导航系统降维滤波器设 计中的应用.....	182	9.2 星图的预处理.....	218
7.3.2 重力异常对弹道导弹惯性导 航精度影响的分析与补偿.....	185	9.2.1 星图图像的去噪方法.....	218
7.3.3 一种针对关机点弹体状态突 变带渐消因子的 KF 方法.....	189	9.2.2 星图图像的畸变校正方法.....	222
		9.2.3 基于局部熵的星体位置 确定方法.....	225
		9.2.4 半物理仿真实验及 结果分析.....	227
		9.3 星图的匹配识别.....	230
		9.3.1 基于 Delaunay 剖分算法的快速 星图匹配识别方法.....	231
		9.3.2 基于新型 Hausdorff 距离的 星图识别方法.....	235
		9.3.3 基于新型 Hausdorff 距离的 改进星图识别方法.....	240

9.4 星体的质心提取.....	243	及其验证方法.....	258
9.4.1 基于高斯曲面拟合的星体 质心提取方法	243	10.4.3 星图的模拟及软件实现	263
9.4.2 半物理仿真实验及结果分析.....	246	10.5 天文导航半物理仿真系统的 标定及实验	266
9.5 本章小结	248	10.5.1 系统硬件设备的标定	266
参考文献.....	248	10.5.2 系统软件平台的实现	268
第十章 天文导航半物理仿真系统	250	10.5.3 动静态实验及结果分析	268
10.1 引言	250	10.6 基于半物理仿真系统的天文 导航实验	270
10.2 天文导航半物理仿真系统的 总体设计	250	10.7 本章小结	275
10.2.1 系统组成.....	250	参考文献.....	275
10.2.2 系统工作流程.....	251	第十一章 航天器天文导航展望	276
10.3 系统各模块的设计	252	11.1 基于轨道动力学的天文导航 滤波方法的展望.....	276
10.3.1 轨道发生器的设计	252	11.2 纯天文几何解析导航方法 的展望	278
10.3.2 星图模拟器的设计	252	11.3 天文组合导航系统的展望	278
10.3.3 星敏感器模拟器的设计.....	253	11.4 结束语	281
10.3.4 导航计算机的设计	255	参考文献.....	282
10.4 星图模拟系统实现.....	256		
10.4.1 星图模拟的原理	256		
10.4.2 随机视场中观测星的选取			

第一章 概 论

1.1 天文导航概述

自主导航技术是指不与外界进行信息传输和交换,不依赖于地面设备的定位导航技术。天文导航是利用光学传感器测得的天体(月球、地球、太阳、其他行星和恒星)信息进行载体位置计算的一种定位导航方法。天文导航和惯性导航同属于自主导航技术。天文导航是航天、航空和航海领域正在得到广泛应用的自主定位导航技术之一,尤其对深空探测、载人航天和远洋航海是必不可少的高新技术,还是卫星、远程导弹、运载火箭、高空远程侦察机等的重要辅助导航手段。

航天器通常依靠地面站的无线电测控进行定位导航,由于受地理条件的限制,对中低轨道卫星,国内地面站可测控的卫星轨道弧段很短,难以实现整个轨道的定位导航。同时随着卫星应用技术的发展,空间运行的各种航天器的数目大大增加,信息传输量剧增,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} 位左右,这种迅速增加的数据已成为地面站的一种沉重负担^[1]。因此各国都在积极发展各种不依赖地面无线电测控的卫星自主导航技术,以提高卫星的自主运行、自主管理和在轨生存能力。随着载人航天和深空探测技术的发展,对航天器自主导航能力的要求更加迫切。由于天文导航具有导航精度高、误差不随时间积累、抗干扰能力强以及可同时提供位置和姿态信息等特点,已成为一种最为有效的航天器自主导航方法。

1.1.1 天文导航特点

天文导航是通过测量自然天体相对航天器的矢量方向来实现定位导航。日月星辰构成的惯性参考系,具有无可比拟的精确性和可靠性,将导航方法建立在恒星和行星参考系基础上,具有直接、自然、可靠、精确的优点^[2]。天文导航具有以下优势:

(1) 被动式测量、自主式导航。天文导航以天体为导航信标,不依赖于其他外部信息,也不向外部辐射能量,被动接收天体辐射或反射的光,进而获取导航信息,是一种完全自主的导航方式,工作安全、隐蔽。

(2) 导航精度较高。天文导航与其他导航方法相比精度并不最高,短时间内的导航精度低于惯性导航的精度,但其误差不随时间积累,这一特点对长期运行的载体来说非常重要。天文导航的定位精度主要取决于天体敏感器的精度。

(3) 抗干扰能力强、可靠性高。天体辐射覆盖了 X 射线、紫外、可见光和红外整个电磁波段,具有极强的抗干扰能力。此外,天体的空间运动不受人为干扰,保证了以天体为导航信标的天文导航信息的完备和可靠。

(4) 可同时提供位置和姿态信息。天文导航不仅可以提供航天器的位置、速度信息,还可以提供姿态信息,且通常不需要增加硬件成本。

(5) 成本低廉。天文导航系统只需要利用光学敏感器，成本相对低廉。

(6) 导航误差不随时间积累。天文导航系统依靠天体敏感器观测天体的方位信息进行定位导航。由于从地球到恒星的方位基本保持不变，因此天体敏感器就相当于惯导系统中没有漂移的陀螺仪，虽有像差、视差和地球极轴的章动等，但这些因素造成的定位导航误差极小，因此天文导航非常适合长时间自主运行和导航定位精度要求较高的领域。如航空领域：远程侦察机、运输机、轰炸机等；航天领域：卫星、飞船、空间站、深空探测、远程导弹等；航海领域：舰船、潜艇等。

虽然天文导航具有上述优点，但是也存在不足之处：如输出信息不连续，在某些情况下会受到外界环境的影响，如在航空、航海领域的应用容易受到气候条件的影响。

1.1.2 天文导航历史

天文导航最早从航海发展而来，起源于中国。西汉古籍《淮南子》^[3]最早提到航海时依靠天上的日月星辰来判明方位，书中所述的“海人之占”的原始天文航海导航定位技术是从我国发源于远古时期的占星术发展而来的。宋元时期古代文献和出土文物中的量天尺，就是天文航海中的一个主要工具。到了明代，郑和船队把航海天文定位与导向仪器罗盘的应用结合起来，大大提高了测定船位和航向的精确程度。他观测“星斗高低，度量远近”的过洋牵星定位导航技术非常精细，使用了专门观测天体高度的航海天文仪器“牵星板”，其原理相当于当今的六分仪。在七下西洋中，郑和船队以“过洋牵星图”为依据，“惟观日月升坠，以辨东西，星斗高低、度量远近”，结果收到了“牵星为准，所实无差，保得无虞”的出奇效果。这种天文航海技术代表了15世纪初天文导航的世界水平^[4]。清朝，中国闭关锁国，而欧洲资本主义兴起，争夺海外殖民地，极大地促进了天文航海技术的发展。

1731年，英国人哈德利发明了反射象限仪，1757年，坎贝尔船长把象限仪弧度扩大，用来量 120° 的夹角，这样象限仪便变成了六分仪。它由一个三角形的架子组成，一边是一个弧形板，上面有刻度和可以移动的指针。反射镜将夹角需测量的两物体反射到一起，就可以方便地测到角度并计算出该船处在的纬度，以保证船舶沿正确的航线行驶。约翰·哈里森于18世纪发明了航海天文钟，为后世的航海者们提供了精密的计时器。测纬度的六分仪和测经度的天文钟发明之后，极大促进了天文导航的发展。1837年美国船长沙姆那发现了等高线，可同时测经纬度，1875年法国人圣西勒尔，发现了高度差法，成为现代天文航海的重要基础^[5]。

1.1.3 天文导航发展现状

20世纪中叶，载人航天技术极大地促进了天文导航技术的发展，阿波罗登月、苏联空间站都使用了天文导航技术。早在20世纪60年代，国外就开始研究基于天体敏感器的航天器天文导航技术。与此同时，不断发展与天文导航系统相适应的各种敏感器，包括地球敏感器、太阳敏感器、星敏感器、自动空间六分仪等。例如美国的林肯实验卫星-6，阿波罗登月飞船，苏联“和平号”空间站以及与飞船的交会对接等航天任务都成功地应用了天文导航技术。

近年来，航天器自主天文导航技术的发展方向主要包括新颖的直接敏感地平技术和通过星光折射间接敏感地平技术。基于直接敏感地平的天文导航方法的第一种方案是采用红外地平仪与星敏感器和惯性测量单元构成天文定位导航系统，这种常用的天文导航系统成本较低，技术成熟、可靠性好，但定位精度不高，原因是地平敏感精度较低。研究表明当地平敏感精度为 $0.02^\circ (1\sigma)$ 、星敏感器的精度为 $2'' (1\sigma)$ 时，定位精度约为 $500\text{m} \sim 1000\text{m}$ ，显然在有些场合

这一定位精度不能满足要求。直接敏感地平进行空间定位的第二种方案是自动空间六分仪(天文导航和姿态基准系统 SS/ANARS, Space Sextant-Autonomous Navigation and Attitude Reference System), 美国自 20 世纪 70 年代初开始研究, 1985 年利用航天飞机进行空间实验, 于 20 世纪 80 年代末投入使用。由于采用了精密而复杂的测角机构, 利用天文望远镜可以精确测量恒星与月球明亮边缘、恒星与地球边缘之间的夹角, 经过实时数据处理后三轴姿态测量精度达 1"(RMS), 位置精度达 200m~300m(1 σ), 但仪器结构复杂且成本很高、研制周期长^[6]。这种方案定位精度较高的原因, 是提高了地平的敏感精度。

基于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航天器低成本天文导航定位方案。这一方案完全利用高精度的 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, 精确敏感地平, 从而实现航天器的精确定位。研究表明这种天文导航系统结构简单、成本低廉, 并能达到较高的定位精度, 是一种很有前途的天文导航定位方案。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 MADAN 导航系统(多任务姿态确定和自主导航系统, Multitask Autonomous Navigation System)便利用了星光折射敏感地平原理。实验研究的结果表明, 通过星光折射间接敏感地平进行航天器自主定位, 精度可达 100m(1 σ)。

美国 Microcosm 公司还研制了麦氏自主导航系统 MANS(Microcosm Autonomous Navigation System)。MANS 利用专用的麦氏自主导航敏感器对地球、太阳、月球的在轨测量数据实时确定航天器的轨道, 同时确定航天器的三轴姿态, 是完全意义上的自主导航系统。MANS 的导航敏感器是在 EDO 公司巴恩斯工程部研制的双锥扫描地平仪的基础上增加了一对扇形扫描式日、月敏感器, 由对地球的红外辐射圆盘的角半径以及地心、日、月方向矢量的量测值确定航天器的轨道和三轴姿态。MANS 的主要特点是: 基于一个导航敏感器的测量值即可完成自主导航和三轴姿态确定的任务, 可应用于中低轨道卫星; 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, 重量轻、功耗低、成本低廉, 采用了先进的轨道动力学模型、敏感器设计加工标定技术、精确的地球大气模型等最新技术成果。1994 年 3 月, 美国空军在范登堡空军基地发射“空间实验平台一零号”航天器, 其有效载荷为“TAOS(Technology for Autonomous Operational Survivability, 自主运行生存技术)”飞行试验设备。通过飞行试验对 MANS 天文导航系统及其关键技术进行了检验, 验证结果公布的导航精度为: 位置精度 100m(3 σ), 速度精度 0.1m/s(3 σ)^[7]。

20 世纪 90 年代, 美国、法国、日本等国又重新掀起深空探测的热潮, 随着抗空间辐射能力强、便于集成的 CMOS 器件的出现和 CMOS 敏感器技术发展, 基于 CMOS 天体敏感器的深空探测器自主定位导航技术正在被深入研究和广泛应用。表 1-1 给出了国际上航天器自主天文导航系统的发展过程。

表 1-1 自主天文导航系统发展过程

日期/年	系统名称	测量类型	测量仪器	最高定位精度(1 σ)
1977—1981	空间六分仪自主导航和姿态基准系统(SS/ANARS)	恒星方向, 月球(地球)边缘	空间六分仪	224m
1979—1985	多任务姿态确定和自主导航系统(MADAN)	恒星方向, 地平方向	星敏感器与地平仪	100m
1988—1994	麦氏自主导航系统(MANS)	对地距离(用光学敏感器测量), 对地、对日及对月的方向	MANS 天体敏感器	30m

从表 1-1 中可以看出，随着天文导航系统的不断发展，其精度也在不断提高，图 1-1 根据文献^[8]给出了几种典型自主导航系统定位精度的比较。

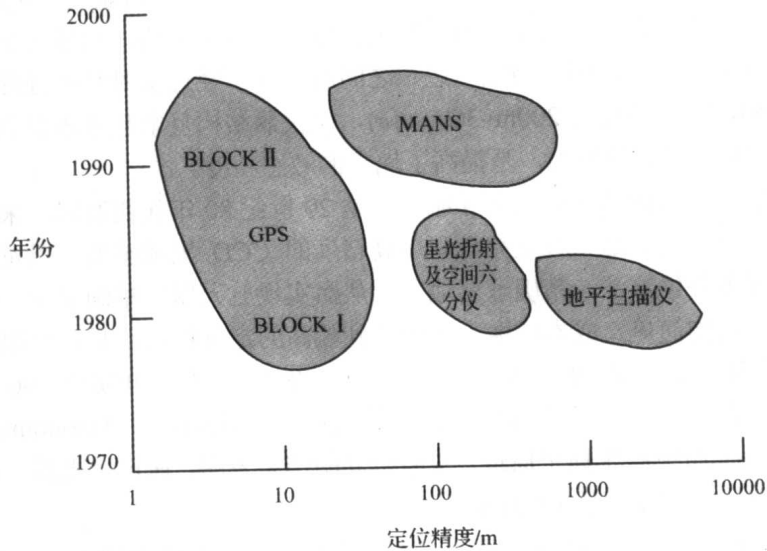


图 1-1 几种典型自主导航系统定位精度比较

我国也一直在进行航天器自主天文导航技术的研究和探索。潘科炎^[1]、李勇^[9]、魏春岭等学者对当前的几种自主导航系统进行了深入的分析研究，对比了他们的性能和优缺点，指出天文导航技术是自主定位导航技术的一个重要研究方向。北京航空航天大学、西北工业大学、哈尔滨工业大学、中国空间技术研究院、中国科学院等单位都在对自主天文定位导航技术进行研究，其中周凤岐^[10]、荆武兴^[11]、解永春^[12]、孙辉先^[13]、王国权^[14]、薛申芳、金声震等学者对地球卫星的自主天文导航技术进行了深入研究，林玉荣、邓正隆^[15]研究了地球卫星的自主天文定姿技术，崔平远、崔祐涛^[16]等针对小行星探测，研究了一种使用星上光学相机和激光雷达的自主导航方法。航天五院 502 所在 20 世纪 90 年代初就曾跟踪探索过利用星光折射间接敏感地平的自主天文定位导航问题，并分析了美国 MANS 系统的精度。北京航空航天大学多年来一直进行高精度星敏感器和天文导航技术研究，“九五”期间承担了航天“863”青年基金项目“空间站自主定位导航方法与系统方案设计”，“十五”期间完成国家自然科学基金项目“航天器新颖自主天文导航方法与仿真实验研究”、国家“863”计划项目“基于天体敏感器的自主导航技术”、国家民用航天重点预研项目“小型 CMOS 天体敏感器及自主天文导航技术”等，在航天器自主天文导航研究方面取得了很大进展。在基于轨道动力学的航天器新颖自主天文定位导航方法研究方面，提出了一种新颖的星光折射间接敏感地平导航方法并对误差影响因素进行了系统全面的分析研究^[17-18]；由于航天器自主天文导航系统模型的严重非线性，将 UKF、PF 滤波方法应用于航天器自主天文导航中^[19]，显著提高了导航系统的定位精度；提出了基于信息融合的卫星直接敏感地平 and 星光折射间接敏感地平相结合的自主天文导航新方法，提高了导航系统的精度和可靠性^[20]。并自主研制了一套天文导航半物理仿真系统，研制了相应的星图模拟器和星敏感器模拟器，并构成完整的半物理仿真系统^[21-25]。此外还对星图匹配、识别方法等进行了深入研究和探索。但总的说来，国内天文导航技术及应用研究与国外先进水平还存在着较大差距。

1.2 天体和天体运动

天文导航是利用天体敏感器测量得到的天体信息进行导航的方法。导航的前提是必须知道这些天体的位置，而天体是不停运动的，因此要研究天文导航技术必须对天体和天体的运动有清晰的理解^[26]。

1.2.1 天体

天体，广义上是指宇宙中各种物质的总和，狭义上是指星体。

1. 宇宙的概念

《淮南子·原道训》中记载“四方上下曰宇，古往今来曰宙”^[3]。四方上下是指三维空间，而古往今来是时间，所以宇宙是一个四维的时空概念。按照现代物理学的观点，宇宙是指广袤空间和其中存在的各种天体以及弥漫物质的总称，并且宇宙处于不断的运动和发展之中。人类对宇宙的认识进程，先从地球开始，再从地球伸展到太阳系，进而延展到银河系，然后扩展到河外星系、总星系。

2. 太阳系简介

一般认为太阳系是由一团星云在距今约 46 亿年前由于自身引力的作用逐渐凝聚而成的，它是一个在很大范围内由多个天体按一定规律排列组成的天体系统。太阳系包括 1 颗恒星、9 颗行星、至少 63 颗卫星、约 100 万颗小行星和无数彗星等。

太阳是太阳系的中心天体，是距离地球最近的恒星，其质量占整个太阳系总质量的 99.87%。它强大的引力控制着大小行星、彗星等天体的运动，是唯一可以详细研究表面结构的恒星，是一个巨大的天体物理实验室。太阳作为银河系内 1000 亿颗恒星中普通的一员，位于银河系的一只旋臂中，距离银河系中心约 33000 光年，在银道面以北约 26 光年，它一方面绕着银心以 250km/s 的速度旋转，另一方面又相对于周围恒星以 19.7km/s 的速度朝着织女星方向运动。

3. 九大行星

九大行星根据距离太阳的远近以地球轨道为界线可分为内行星和外行星。水星和金星的轨道位于地球轨道内侧，比地球更接近太阳，称为内行星。火星、木星、土星、天王星、海王星和冥王星的轨道位于地球轨道外侧，是外行星。

九大行星的运行特点：

- (1) 公转的方向相同，所有行星都绕太阳自西向东公转；
- (2) 公转轨道面与黄道面(太阳周年视运动的轨道面，是地球公转轨道面在天球上的投影)的交角都比较小，最大为 17° ，几乎在同一平面上；
- (3) 轨道偏心率都比较小，最大为 0.25，即轨道接近正圆。

4. 恒星

古代的天文学家认为恒星在星空的位置是永恒不变的，称其为恒星。实际上恒星也在不停地高速运动，但由于恒星离我们距离很远，以至我们难以觉察到它们位置的变动。

恒星发光能力有强有弱。天文学上用光度来表示它。所谓光度，就是指从恒星表面以光的形式辐射出的功率。恒星表面的温度也有高有低。一般说来，恒星表面的温度越低，它的光越偏红；温度越高，光则越偏蓝。而表面温度越高，表面积越大，光度就越大。从恒星的

颜色和光度中可获得许多有用信息。

5. 光年

光在 1 年内所走过的距离称为 1 光年(光速 299792km/s, 1 光年约为 9.46 万亿 km)。距离太阳最近的恒星是半人马座 α 星, 约为 4.3 光年。

6. 星等

星等是天文学上对天体明暗程度的一种表示方法, 分为视星等和绝对星等, 分别记为 m 和 M 。视星等是直接用人眼感觉到或用仪器测量得到的天体亮度。绝对星等是把恒星置于 10 秒差距(1 秒差距=3.261 光年)处得到的视星等, 反映了恒星的实际亮度。通常意义上的星等是指视星等, 视星等越小(包括负数), 星越亮, 视星等数每相差 1, 星的亮度相差约 2.5 倍。我们肉眼能够看到的最暗的星约为 6 等星(6^m 星)。天空中亮度在 6^m 以上(即星等小于 6)的星有 6000 多颗。满月时月球的亮度相当于 -12.6^m ; 太阳是我们看到的最亮的天体, 它的亮度可达 -26.7^m ; 而当今世界上最大的天文望远镜能看到暗至 24^m 的天体。

7. 星座、星名

中国古代把星空划分成 3 垣 28 宿。古人将沿黄道和赤道的天区分成大小不等的 28 个区, 称作 28 宿; 把 28 宿以外的星区划分为 3 垣: 紫薇垣、太微垣和天市垣。古人还对明亮的恒星加以命名, 可以归纳为: 根据恒星所在的天区命名, 如天关星、北河二、北河三、南河三、天津四、五车二和南门二等; 根据神话故事的情节来命名, 如牛郎星、织女星、北落师门、天狼星和老人星等; 根据中国 28 宿命名, 如角宿一、心宿二、娄宿三、参宿四和毕宿五等; 根据恒星的颜色命名, 如大火星(即心宿二); 还有根据古代的帝王将相官名来命名等。

1928 年, 国际天文学联合会决定, 将全天划分成 88 个星区, 叫星座。星座是由亮星组成的图形, 结合神话故事, 用人物、动物和器具给予命名的。在这 88 个星座中, 沿黄道天区有 12 个星座。这 88 个星座大小不一, 形态各异, 范围最大的是长蛇座, 它东西经度跨过 102° ; 范围最小的星座是南天极附近的南十字星座。

1603 年, 德国业余天文学家拜尔(Bayer, Johann)建议的恒星命名方法是: 每个星座中的恒星从亮到暗顺序排列, 以该星座名称加一个希腊字母顺序表示。如猎户座 α (中文名参宿四)、猎户座 β (中文名参宿七)、猎户座 γ (中文名参宿五)、猎户座 δ (中文名参宿三)。

1.2.2 天体运动

1. 地球的自转及天体周日视运动

在地球上观察星空, 会发现所有的恒星都像太阳与月球一样, 每天都有规律地东升西落, 这种运动叫做天体的周日视运动。天体周日视运动是由地球自转引起的。地球每天绕自转轴自西向东旋转一周, 地球上的观测者看到恒星及太阳就随天球相对于地球自东向西旋转一周。天体周日视运动的轨迹是与赤道平行的小圆, 称为天体赤纬圈, 各天体都沿着各自的赤纬圈作周日视运动。天体的周日视运动虽然周期相同, 但视速度不一, 赤纬 0° 处的天体视速度最大, 随赤纬增高而减小。从不同的纬度看天体的周日视运动, 有不同的运行状况。在北极看, 天体以天顶为中心, 作与地平面平行的圆周视运动, 天体既不升, 也不落, 永远保持在一个高度, 但南半球的天体却完全看不到。在南极则与北极相反。在赤道与两极之间的地区, 天体周日视运动的路线与地平面斜交。有些天体每日上升下落, 有些天体永不上升或永不下落。在赤道上, 天体视运动的路线是沿着垂直于地平面的圆周作直上直下地运动, 在这既

可以看到北半天球的天体，也可以看到南半天球的天体。

2. 地球的公转和太阳周年视运动

地球除自转外，每年(约 365.2422 日)还绕太阳自西向东公转 1 周如图 1-2 所示，地球公转轨道为一椭圆，太阳位于椭圆的一个焦点上，因此太阳和地球之间的距离不断变化，约在每年 1 月 2 日前后，地球到达近日点，距太阳最近，约 147 100 000km；7 月 4 日前后，地球到达远日点，距太阳最远，约 152 100 000km。

人们感觉不到地球的公转，但是在公转的过程中能看到太阳在天球上沿过春分点、夏至点、秋分点、冬至点的大圆绕地球相对运动一周。这种相对运动现象就是太阳周年视运动，太阳周年视运动是地球绕太阳公转的反映，其运动轨迹称为黄道，见图 1-2。

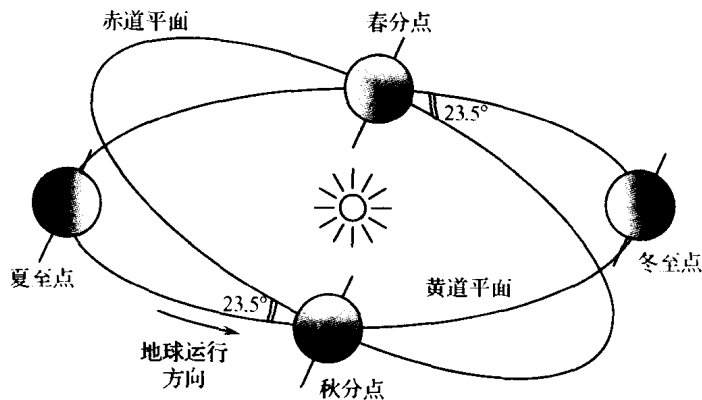


图 1-2 黄道

3. 月球绕地球的运动和月球视运动

月球是地球的卫星，在地球引力作用下，沿着椭圆轨道自西向东绕地球每月公转一周。地球位于轨道的一个焦点上，月球轨道的近地点距离为 356 400km，远地点距离为 406 700km，平均距离约为 384 401km。

由于地月间距离不断变化，所以在地球上看到月球视半径在 14.7'~16.8'之间变化。月球本身并不发光，只反射太阳光。它的亮度随日月间角距和地月间距离的改变而变化。满月时亮度平均为 -12.7^m 。随着月球每天在天空中自西向东移动一大段距离，它的形状也在不断地变化，这就是月球位相变化，叫做月相。

月球与某一恒星两次同时中天的时间间隔叫做恒星月，恒星月是月球绕地球运动的真正周期。中国早在西汉的《淮南子》一书中就已得出恒星月周期为 27.32185 日，达到了很高的精度。当月球与太阳的方位相同，月球的黑暗半球对着地球，这时叫朔，正是农历每月的初一。当月球与太阳的方位相差 180°，被照亮的月球对着地球，这时叫望，一般在农历的每月十五或十六。月相变化的周期，也就是从朔到望，再由望到朔的时间，叫做朔望月。观测结果表明，朔望月的长度并不是固定的，有时长达 29 天 19 小时，有时仅为 29 天 6 小时，它的平均长度约为 29 天 13 小时。

4. 行星的公转和行星视运动

行星视运动是指地球上的观测者所见到的行星在天球上的运动。由于行星绕日公转，地球也绕日公转，所以从地球上看到，行星视运动相对于恒星的视运动要复杂得多。行星视运动的特点为：行星视运动的轨道总是在黄道附近；其周期各不相同；方向有顺行、逆行

和留。

5. 岁差和章动

事实上地球自转轴的空间指向并非保持不变，在太阳和月球的引力作用下，地球自转轴绕着黄道面的垂直轴旋转，在空间绘出一个圆锥面，绕行1周约需26000年。在天球上天极绕黄极描绘出一个半径约为 23.5° (黄赤交角)的小圆，即春分点每26000年旋转1周。这种由太阳和月球引起的地轴的长期运动称为日月岁差。由于地轴还受到其他行星的引力作用，天极(真天极)在绕黄极运动的同时，还围绕其平均位置(平天极)作周期18.6年的运动，称为章动。岁差和章动的共同影响使得真天极绕着黄极在天球上描绘出一条波状曲线，如图1-3所示。

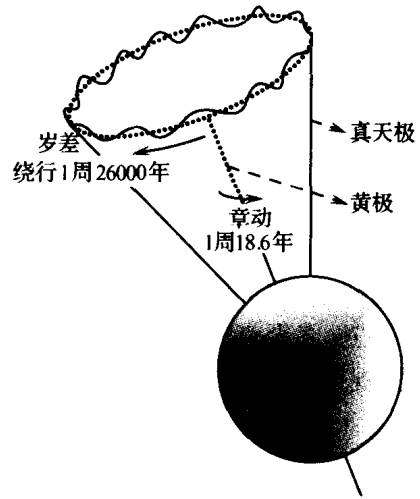


图 1-3 岁差和章动

1.3 常用坐标系

航天器天文导航是利用观测得到的天体方位和天体自身在惯性坐标系中的方位获得航天器自身位置信息的一种导航方法。而天体的方位与坐标系和时间系统是相联系的，因此，下面用两节的篇幅介绍坐标系和时间系统的相关知识。

1.3.1 天球上的基本点、线、圆

坐标系在天文导航中起着重要的作用，需要基于坐标系观测天体，坐标系的选取直接影响天文导航的计算精度和复杂程度，下面介绍几种常用的天球坐标系。

1. 天球

天球是以地球球心为中心，半径无限大的想象球体。所有天体不管其距离地球的远近，一律把它们投影到天球的球面上。确定天体的位置，就是确定天体在天球上的位置。虽然天球并不是宇宙的准确模型，但却很有用，一方面它给出了不同天体方位的一个方便、直观的表达方式，另一方面可以使用球面几何来进行相关的计算。

2. 天球上的基本点、线、圆

天球上的基本点、线、圆是由地球上的基本点、线、圆扩展到天球上去而形成的。如图1-4所示，将地轴无限延长与天球相交所得的天球直径，叫做天轴。天轴与天球面相交的两点，叫做天极(天南极 P_S 、天北极 P_N)。将赤道平面无限扩展与天球球面相交的大圆，叫做天赤道。将测者(D)的铅垂线无限延长与天球相交的两点，在测者头顶正上方的一点，叫做天顶点(Z)，在测者正下方的一点，叫做天底点(n)，这两者的连线叫做测者垂直线(Zn)。在地球上，过测者和地球两极的大圆叫做测者子午圆。过地球中心垂直于测者垂直线的平面扩展与天球球面相交的大圆，叫做测者真地平圈。测者真地平圈与测者子午圆相交于两点，靠近天北极的一点为正北点；靠近天南极的一点为正南点；真地平圈与天赤道相交于两点，测者面向正北，则右手方向的一点为正东点(E)；左手方向的一点为正西点(W)^[5]。