



航天器轨道力学理论与工程应用
“十二五”国家重点图书出版规划项目



航天器定轨理论与应用



刘 林 胡松杰 曹建峰 汤靖师◎著



中国工信出版集团



电子工业出版社
PUBLISHING HOUSE OF ELECTRONICS INDUSTRY
<http://www.phei.com.cn>



航天器轨道力学理论与工程应用
“十二五”国家重点图书出版规划项目

航天器定轨理论与应用

刘 林 胡松杰 著
曹建峰 汤靖师

電子工業出版社

Publishing House of Electronics Industry

北京 • BEIJING

内 容 简 介

航天器定轨工作并不是一个简单的算法演绎和资料拟合的过程,必须在特定而恰当的力模型下,以轨道力学原理作为其理论依据,采用严格而实用的数学方法,才能获得真正符合力学背景并满足一定要求的运行轨道,以及与其相关的各类参数(包括航天器和空间力学环境所具有的参数)的呈现。

本书内容安排:第1~2章,介绍航天器定轨问题涉及的时空参考系和采用的数学模型,明确定轨问题的确切含义;第3章,介绍航天器定轨中采用的测量技术和数据处理方法;第4章,阐述航天器的初轨确定原理和方法;第5~7章,介绍精密定轨涉及的轨道力学基础;第8~10章,介绍精密定轨的具体方法及相应的计算流程。

本书将基础知识与实践应用相结合,并注重与具体航天背景之间的紧密联系,可作为航天测控领域相关应用系统的有关科技人员的参考书,也可作为航天测控领域研究生学习定轨问题的基础教材。

未经许可,不得以任何方式复制或抄袭本书之部分或全部内容。

版权所有,侵权必究。

图书在版编目(CIP)数据

航天器定轨理论与应用 / 刘树等著. — 北京:电子工业出版社, 2015.8
(航天器轨道力学理论与工程应用)

ISBN 978-7-121-26864-9

I. ①航… II. ①刘… III. ①航天器轨道—确定 IV. ①V412.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 180767 号

责任编辑:许存权 徐 静

特约编辑:钟志芳 谢忠玉

印 刷:三河市双峰印刷装订有限公司

装 订:三河市双峰印刷装订有限公司

出版发行:电子工业出版社

北京市海淀区万寿路 173 信箱 邮编 100036

开 本:720×1 000 1/16 印张:18.75 字数:360 千字

版 次:2015 年 8 月第 1 版

印 次:2015 年 8 月第 1 次印刷

定 价:98.00 元

凡所购买电子工业出版社图书有缺损问题,请向购买书店调换。若书店售缺,请与本社发行部联系,联系及邮购电话:(010) 88254888。

质量投诉请发邮件至 zltz@phei.com.cn, 盗版侵权举报请发邮件至 dbqq@phei.com.cn。

服务热线:(010) 88258888。

总 序

本套著作将系统地总结天文与航天领域关于航天器轨道力学的理论、关键技术创新和工程应用等方面的研究成果，并以此作为凝聚人才、打造尖端科研人才和开展航天科技自主创新研究的重要知识平台。

全套著作包含航天工程事业发展中需要的轨道力学所涉及的各个方面，包括精确的天文参考系，各类航天器的轨道运行理论、计算方法，工程应用中的轨道设计、测量、跟踪与控制，以及科学应用等。核心部分是轨道力学理论与计算方法，其理论体系完备，方法实用，与工程实践联系紧密，著作中的主要理论与方法在我国多项航天任务中已得到了成功的应用。撰写组成员包括从事与航天工程有密切联系的教学和理论研究专家、多年来活跃在航天工程第一线的技术专家，既保证了这套著作的严密理论体系，又能满足我国航天事业发展的实际需求，为我国当前和未来的重大航天工程实施提供理论和技术支撑。

本套著作除总结了作者自 20 世纪 50 年代末以来多年的研究成果外，还涵盖了作者在南京大学、上海天文台、相关高校和航天工程等单位讲课所撰写的 10 多本教材的相关内容，全套著作共有以下四个分册：

- (1) 参考坐标系及航天应用
- (2) 卫星轨道理论与应用
- (3) 深空探测轨道理论与应用
- (4) 航天器定轨理论与应用

这是一套体系严密，同时具有基础性和实用性，符合我国航天工程实践的专著。

考虑到四个分册编写内容之间的联系和差别，以及便于读者阅读，在四个分册中对某些问题进行了必要的重复阐述，同一内容也会有不同的表述等，但仍保持了全套丛书体系的完整性。

刘 林

2014 年 12 月

序言一

刘林教授从事太阳系动力学与航天器轨道力学的教学与研究近 60 年，已出版卫星轨道力学方面的专著与教材 10 本，论文 260 多篇，并主持完成相关研究课题 40 多项，很多研究成果已成功地应用于航天任务中。

在我国航天器轨道与天体力学有关部门的专家中，许多人都受到过刘林教授的指导。目前，刘林教授仍然坚持在人才培养和航天器轨道理论与应用研究工作的第一线，不断取得研究成果。近年来又带领他的入室弟子——也是活跃在我国天文与航天领域的专家和青年骨干，完成了这套“航天器轨道力学理论与工程应用”著作，对各类航天器的运行轨道，从基本理论、各种外力作用下的解算方法，到重要结果蕴涵的动力学特征，都有详尽的论述，对航天器轨道设计，轨道测控和实际应用都有指导意义。该套著作理论清晰、方法具体、内容充实，是关于各类航天任务中有关轨道技术的重要指导和技术参考书，也是天文学，特别是天体测量、天体力学与航天动力学紧密结合的范本。

本套著作共分四个分册，首先阐明航天中所用的参考坐标系和有关常数，然后详细论述各种卫星的轨道理论与应用，再详细论述深空探测的轨道理论与应用；最后，论述航天器如何定轨。著作逻辑分明，结构清晰，可供从事航天轨道设计与应用的科技人员参考。



2015 年 2 月 14 日

序言二

进入 21 世纪以来,我国航天事业迎来了一个快速发展时期,载人航天工程和月球探测工程取得了重大突破,二代导航系统、高分辨率对地观测系统等工程正稳步推进。随着我国经济和科技实力的不断增强,进行深空探测,开展对火星、小行星以及其他太阳系内天体的探测又将是我国今后航天活动的一个重要方向。

航天器轨道动力学是航天科技的一项关键理论基础,是航天事业的重要技术支撑。航天器轨道动力学内容涉及天体力学、天体测量学、大地测量以及动力系统、估计理论等领域,是各类航天器轨道理论分析、预报和定轨计算的基础,同时也为航天器轨道维持与控制、各类轨道和星座设计及航天测控系统等多个领域的应用提供重要的理论支持。

本套著作系统地总结了近年来关于航天器轨道力学的理论研究、关键技术创新和工程应用等方面的研究成果,既包含了航天器轨道动力学的各种基础知识和重要理论,也体现了轨道动力学在目前一线航天任务中的重要应用。理论体系完备,与工程实践联系紧密,可为应用卫星、载人航天、深空探测等当前和未来重大航天工程提供技术支撑。

著作撰写组成员中有从事与航天工程有密切联系的教学和理论研究专家,有多年活跃在航天工程第一线的技术专家,著作中包含了专家多年来从事相关理论研究的经验和工程经验。著作的出版,既有利于航天器轨道动力学的应用,又能够进一步促进学术领域的研究发展。

沈广陵

2015 年 1 月 11 日

引 言

随着航天技术的发展和太阳系探测的需求,从 20 世纪 50 年代人造地球卫星上天后,各类航天器相继升空,要保证航天器进入目标轨道后顺利地完成任务,就必须提供达到一定精度的运行轨道,因此,相应的轨道确定工作就成为航天领域的一项最基本的也是最重要的工作之一。

考虑到具体需求和阐述的方便,本书以人造地球卫星的轨道确定为主线展开论述,但其涉及的基本原理、数学模型的建立及具体处理方法等内容,同样适用于其他各类航天器,只是具体细节有所差异而已。

表达各类航天器轨道运动的基本状态量是:在所采用的空间坐标系中,相对中心天体的位置矢量 $\vec{r}$ 和速度矢量 $\dot{\vec{r}}$;若是环绕型探测器(即中心天体的卫星,如地球卫星),还可采用椭圆轨道根数(或称 Kepler 根数),常用符号 $a, e, i, \Omega, \omega, M$ 来表示,其中 a 和 e 是轨道半长径和偏心率,表示椭圆的大小和形状, i 是轨道倾角,即轨道平面与坐标系基本平面(xy 坐标面,对地球卫星来说是赤道面)的夹角, Ω 是升交点经度(或升交点赤经),它是从 xy 坐标面上 x 轴方向(如春分点方向)沿坐标面向东计量到轨道升交点(即卫星从南到北与坐标面的交点)的一段弧, ω 是轨道上近星点的幅角,它是从升交点沿轨道(卫星运动方向)计量到近星点的一段弧, M 称为平近点角,是按卫星平运动 n 计算从近星点起量的一种近点角,即

$$M = n(t - \tau), \quad n = \sqrt{\mu a}^{-3/2}$$

其中, μ 是中心天体的引力常数, τ 是卫星过近星点的时刻。

关于基本状态量的选择,这里有一点要说明:如果需要定轨软件适用于各类航天器,包括环绕型的卫星轨道和“非环绕型”的转移轨道(可以是椭圆轨道,亦可以是双曲线轨道),那么航天器的位置矢量和速度矢量($\vec{r}, \dot{\vec{r}}$)显然是基本状态量的唯一选择对象,如有需要,可以将定轨结果转换成相应的轨道根数。

如果定轨对象是环绕型探测器,可以采用椭圆轨道根数作为基本状态量,但由于对目标天体探测的需要,中低轨卫星的轨道偏心率 e 通常较小,相应的 ω 和 M 两

根数难以确定，为了使相应的方法和计算公式能适用于各种偏心率 ($0 \leq e < 1$)，通常采用另一类根数，即消除小偏心率困难（适用于 $0 \leq e < 1$ ）的无奇点根数，即

$$a, \quad i, \quad \Omega, \quad \xi = e \cos \omega, \quad \eta = e \sin \omega, \quad \lambda = M + \omega$$

对于高轨卫星（如地球同步卫星），还会遇到偏心率 e 和轨道倾角 i 都很小的情况，此时除 ω 和 M 外， Ω 亦难以确定，这将采用另一类同时消除小偏心率和轨道倾角困难（即适用于 $0 \leq e < 1$ 和 $0 \leq i < 180^\circ$ ）的无奇点根数，即

$$a, \quad h = \sin \frac{i}{2} \cos \Omega, \quad k = \sin \frac{i}{2} \sin \Omega, \quad \xi = e \cos \tilde{\omega}, \quad \eta = e \sin \tilde{\omega}, \quad \lambda = M + \tilde{\omega}$$

$$\tilde{\omega} = \omega + \Omega$$

通常称上面两式定义的根数分别为第一类和第二类无奇点根数。

关于常数系统，除一套天文常数外，主要涉及各力学因素对应的物理参数，如地球引力场参数，它与测站坐标系统有关，相应的选择应该是一个自治系统。

目 录

第 1 章 航天器运动的定轨和预报问题	1
1.1 定轨和预报中时空参考系的选择	1
1.2 地球坐标系	10
1.3 月球坐标系	22
1.4 火星坐标系	29
1.5 定轨问题和预报问题的提法	34
参考文献	38
第 2 章 航天器定轨理论基础	39
2.1 航天器运动的数学模型	39
2.2 二体问题及其分析解	42
2.3 受摄二体问题的小参数幂级数解	50
2.4 限制性 ($n+1$) 体问题的处理方法	58
参考文献	58
第 3 章 轨道测量技术与误差处理	59
3.1 地面无线电测量技术	59
3.2 光学测量技术	64
3.3 激光测距技术	65
3.4 天基测量技术	66
3.5 航天器观测量的归算	72
3.6 传播媒介误差的修正	80
3.7 其他测量误差的修正	87
参考文献	91

第4章 初轨确定	93
4.1 初轨确定问题的简单回顾	93
4.2 短弧初轨确定的基本原理	94
4.3 环绕型航天器运动的时间幂级数解	98
4.4 几类常规测量资料的初轨确定算法	100
4.5 非环绕型航天器的初轨确定方法	106
4.6 天基网初轨确定问题	112
参考文献	114
第5章 精密定轨的一般理论	116
5.1 精密定轨的数学原理	117
5.2 定轨求解涉及的数学方法	120
5.3 估值理论及常用的几种最优估计方法	121
5.4 估值算法——批处理算法与序贯处理算法	126
5.5 待估参数与考察参数	130
参考文献	130
第6章 运动微分方程中的右函数及其偏导数	132
6.1 中心天体引力加速度	133
6.2 第三体引力加速度	133
6.3 天体非球形引力加速度	134
6.4 天体潮汐形变效应	142
6.5 太阳辐射压	145
6.6 大气阻力加速度	150
6.7 后牛顿效应	155
6.8 姿轨控推力加速度	157
参考文献	159
第7章 受摄二体问题模型中状态微分方程的分析解	161
7.1 摄动分析解的构造	164
7.2 中心天体非球形引力摄动的分析解	166

7.3 坐标系附加摄动部分	179
7.4 第三体引力摄动部分	180
7.5 中心天体潮汐形变摄动部分	185
7.6 非引力摄动部分	187
7.7 后牛顿效应摄动部分	195
参考文献	197
第8章 精密定轨中基本方程的建立	198
8.1 观测量理论计算值的归算	198
8.2 定轨矩阵 $\bar{B}$ 的构成	202
8.3 测量矩阵的表达形式	204
8.4 状态转移矩阵的两种构成形式	210
参考文献	219
第9章 各类航天器的精密定轨及其相关问题	220
9.1 定轨中数学模型与坐标系的选择	220
9.2 外力源的模型化	223
9.3 定轨方程的求解	227
9.4 定轨过程中的野值剔除与加权问题的处理	233
9.5 轨道精度评估	234
9.6 天、地基网的联合定轨问题	236
9.7 航天器的自主定轨问题	239
参考文献	244
第10章 协方差分析及相关问题	245
10.1 协方差分析的提出	245
10.2 观测噪声和先验状态方程误差对批处理的影响	247
10.3 考察协方差矩阵及其计算公式	248
10.4 敏感矩阵和扰动矩阵	250
10.5 误差椭圆	251
参考文献	256

附 录	257
附录 A 天文常数	257
附录 B 常微分方程数值解的常用方法	259
附录 C 航天器定轨的算例	276
附录 D 主要天体的星体坐标系	281
附录 E 一些常用数据的引用网址	286

第 1 章 航天器运动的定轨和预报问题

1.1 定轨和预报中时空参考系的选择

航天器的轨道运动是一个动力学问题，处理一个具体的动力学问题，首先需要选择适当的时空参考系。太阳系探测中，各类航天器的运行轨道将涉及地球参考系、月球参考系、各大行星参考系及日心参考系等。在定轨工作的具体计算中，首先要确定的就是时空参考系。关于太阳系中基本参考系的有关内容，在本系列专著“航天器轨道力学理论与工程应用”的第一本——《参考坐标系及航天应用》（黄城、刘林著）^[1]中已作了全面的论述，特别是第 3、4 和 8 章，阐述了天文参考系与航天应用的联系，本书将直接引用相关内容，但为了使读者能够顺畅地阅读本书，在某些章节中会有必要的“重复”。

1.1.1 参考系的一些基础知识^[1~3]

参考系包括：①一套理论和数据处理方法；②一组模型和常数；③一个对应的参考架。例如，目前国际上通用的 IERS（International Earth Rotation and Reference System Service）的国际天球参考系（ICRS）包括：① IERS 的天球参考架，即国际天球参考架（ICRF）；②确定该参考架所采用的一组模型常数，即 IERS 规范；③确定该参考架参考点（河外射电源或光学对应体）坐标值的一套理论和数据处理方法。参考系是多方因素组成的系统，例如国际天球参考系（ICRS），它的原点在太阳系的质心，采用一组精确测量的河外射电源的坐标实现其坐标轴的指向，其基本平面（XY 平面）接近 J2000.0 平赤道，X 坐标轴指向接近 J2000.0 平春分点。

与参考系对应的坐标系是用于描述物体位置、运动和姿态的一种数学工具。对于欧氏空间，坐标系的定义包括三个要素：坐标原点的位置、坐标轴的指向、坐标

尺度。坐标系是理论定义的，因而没有误差可言。坐标系之间的转换关系包括坐标原点间的平移、坐标轴方向的旋转及坐标尺度的调整。

参考架是数学上定义的坐标系的物理实现，它通过一定数量的物理点的标定坐标来实现，由标定了坐标值的一组物理点组成的框架称为参考架。国际天球参考架（ICRF）作为国际天球参考系（ICRS）的实现，由一组精确测量的河外射电源的坐标实现其坐标轴的指向，并确定了 212 颗定义源作为定标的基准和坐标网格，这些河外射电源非常遥远，因此可以自行忽略。尽管如此，射电源的结构不稳定，仍会导致参考架的不稳定，因此需要长期监测。而在光学波段由依巴谷星表（Hipparcos）给予实现，并将其命名为依巴谷天球参考架（HCRF）。有了参考架，其他天体的位置可以相对于这个框架加以描述，天体的位置及其变化才有真正定量的描述。

总之，坐标系是理论概念的数学表示，参考架是坐标系的物理实现，参考系是包含理论概念和物理实体（参考架）的综合系统。

尽管参考系与坐标系在概念上有所区别，但在航天应用中，并在不引起误解的情况下，一般就混用参考系与坐标系这两种称谓。

对于航天应用来说，有两个基本坐标系是必需的，即基本天球坐标系和基本地球坐标系。基本天球坐标系用于描述航天器或太阳系各天体的位置和运动，基本地球坐标系用于描述地球探测器的位置和运动及基于地球的观测描述。

为描述天体和航天器在空间的位置和运动，需要在空间定义这样一个坐标系：其原点在太阳系（或地球）质心，坐标标架相对于遥远的天体背景的整体没有旋转。如果这样的坐标系得以实现，就认为，相对于这个坐标系所描述的物体的运动属于该物体本身相对于太阳系质心系（或地心系）的运动。通常将符合这种要求的天球赤道坐标系称为基本天球坐标系，并用符号 FCCS（Fundamental Celestial Coordinate System）表示。其他各种在实际应用中导出的天球坐标系都要与基本天球坐标系发生联系。

同时，为描述测站在地球上的位置和运动，需要在地球本体内定义这样一个坐标系：其原点在地球总质量（含流体部分）的质心，其标架相对于地球的平均岩石圈整体没有旋转。如果这样的坐标系得以实现，就认为，相对于这个坐标系描述的测站的运动属于该测站自身的运动，而这个坐标系相对于基本天球坐标系的运动是地球质心的平动和绕质心的自转运动。本套专著就将符合这种要求的地球赤道坐标系称为基本地球坐标系，并用符号 FTCS（Fundamental Terrestrial Coordinate System）表示。其他各种在实际应用中导出的地球坐标系都要与基本地球坐标系建立联系。

基本天球坐标系 (FCCS) 和基本地球坐标系 (FTCS), 它们的基本面 (或基本方向) 都和地球的动力学平面 (或动力学轴) 相联系。由于地球的各动力学轴的方向 (自转角速度方向、自转角动量方向、最大惯量矩方向和轨道角动量方向) 无论相对于空间还是相对于地球本体都存在着复杂的运动, 为实现基本坐标系, 需要精确描述瞬时动力学轴的运动规律, 给出瞬时坐标系和基本坐标系间的转换关系, 这在本套专著第一本《参考坐标系及航天应用》^[1] 的第 3、4 章和第 5 章中有详细介绍, 本书只是从实际应用角度直接引用。

上述基本坐标系只是一个理想的物理定义, 而依赖实体参考架实现的是全局的国际天球参考系 (ICRS) 和局部的地心天球参考系 (GCRS), 前者坐标原点在太阳系质心, 而后的坐标原点从太阳系质心移至地球质心。还有国际地球参考系 (ITRS), 它是一种协议地球参考系 (CTRS), 即通常所说的地固参考系, 目前仍符合 WGS84 地球引力场系统。

特别要说明一点: 考虑到参考系的延续性, ICRS 的坐标轴与 FK5 参考系在 J2000.0 历元需尽量保持接近。ICRS 的基本平面由 VLBI 观测确定, 它的极与动力学参考系的极之间的偏差大约为 20 mas, 导致这个偏差的原因比较复杂。ICRS 和 FK5 参考系 (即 J2000.0 平赤道参考系) 的关系由三个参数决定: 天极的偏差 ξ_0 和 η_0 及经度零点差 $d\alpha_0$ 。其值分别为

$$\begin{cases} \xi_0 = -16.617 \pm 0.010 \text{ mas} \\ \eta_0 = -6.819 \pm 0.010 \text{ mas} \\ d\alpha_0 = -14.6 \pm 0.5 \text{ mas} \end{cases} \quad (1.1)$$

于是 ICRS 和 J2000.0 平赤道参考系的关系可以写为

$$\vec{r}_{J2000} = B \vec{r}_{ICRS} \quad (1.2)$$

其中, 常数矩阵 $B = R_1(-\eta_0)R_2(\xi_0)R_3(d\alpha_0)$, 称为参考架偏差矩阵, 由三个小角度旋转组成; $\vec{r}_{J2000}$ 和 $\vec{r}_{ICRS}$ 是同一个单位矢量在不同参考系中的表示。在目前航天领域中, 上述参考架偏差甚小, 通常无须考虑, 因此, 本书将不再区分 ICRS 和 FK5 参考系, 都理解为 J2000.0 平赤道参考系。那么, 基本参考系就归结为: ICRS、GCRS 和 ITRS, 即国际天球参考系、地心天球参考系和地固参考系。

1.1.2 时间系统与儒略日^[1~4]

1. 质心力学时 (TDB) 和地球时 (TT)

在上述天球和地球两个参考系中, 用作历表和动力学方程的时间变量基准是质

心力学时 (Barycentric Dynamical Time, TDB) 和地球时 (Terrestrial Time, TT)。关于地球时, 曾经称为地球动力学时 (TDT), 1991 年后改称为地球时 (TT)。两种动力学时的差别是由相对论效应引起的, 它们之间的转换关系由引力理论确定。就实际应用而言, 在 2000 年 IAU 决议给出了两者之间的转换公式, 即

$$TDB = TT + 0^s.001\,657 \sin g + 0^s.000\,022 \sin(L - L_J) \quad (1.3)$$

其中, g 是地球绕日运行轨道的平近点角, $(L - L_J)$ 是太阳平黄经与木星平黄经之差, 可由下式计算, 即

$$\begin{cases} g = 357^{\circ}.53 + 0^{\circ}.985\,600\,28\,t \\ L - L_J = 246^{\circ}.00 + 0^{\circ}.902\,517\,92\,t \end{cases} \quad (1.4)$$

$$t = JD(t) - 2451545.0 \quad (1.5)$$

其中, $JD(t)$ 是时刻 t 对应的儒略日, 其含义将在本节最后介绍。式 (1.1) 的适用时段为 1980—2050 年, 误差不超过 $30\mu\text{s}$ (微秒)。在地面附近, 如果精确到毫数量级, 则近似值为

$$TDB = TT \quad (1.6)$$

在新的时空参考系下, 已采用 IAU 2009 天文常数系统 (见《参考坐标系及航天应用》^[1] 一书的第 3 章 3.5 节), 其中天文单位 au 采用了 IAU 2012 年决议, 它与长度单位 m (米) 直接联系起来, 不再沿用过去的相对定义方法, 该值就是 IAU 2009 天文常数系统中的值, 即

$$1\text{au} = 1.495\,978\,707\,00 \times 10^{11} \text{m} \quad (1.7)$$

2. 地球时间系统

关于时间基准, 具体实现地球时 (TT) 的是原子时。用原子振荡周期作为计时标准的原子钟出现于 1949 年。1967 年第十三届国际度量衡会议规定铯 133 原子基态的两个超精细能级在零磁场下跃迁辐射振荡 $9\,192\,631\,770$ 周所持续的时间为一个国际制秒, 作为计时的基本尺度。以国际制秒为单位, 1958 年 1 月 1 日世界时 0 时为原点的连续计时系统称为原子时, 简写为 TAI (法文 Temps Atomique International 的缩写)。从 1971 年起, 原子时由设在法国巴黎的国际度量局 (BIPM) 根据遍布世界各地的 50 多个国家计时实验室的 200 多座原子钟的测量数据加权平均得到并发布。原子时和地球时只有原点之差, 两者的换算关系为

$$TT = TAI + 32^s.184 \quad (1.8)$$

原子时是当今最均匀的计时基准, 其精度已接近 10^{-16}s (秒), 10 亿年内的误差不超过 1s 。

在地球上研究各种天体（包括各类人造天体）的运动问题，既需要一个反映天体运动过程的均匀时间尺度，又需要一个反映地面观测站位置（与地球自转有关）的测量时间系统。采用原子时作为计时基准前，地球自转曾长期作为这两种时间系统的统一基准。但由于地球自转的不均匀性和测量精度的不断提高，问题也复杂化了，既要有一个均匀时间基准，又要与地球自转相协调（联系到对天体的测量）。因此，除均匀的原子时计时基准外，还需要一个与地球自转相连的时间系统，以及如何解决两种时间系统之间的协调机制。

(1) 恒星时 (ST)。春分点连续两次过中天的时间间隔称为一“恒星日”，那么，恒星时就是春分点的时角，它的数值 S 等于上中天恒星的赤经 α ，即

$$S = \alpha \quad (1.9)$$

这是经度为 λ （不要与黄经混淆）处的地方恒星时。与下述世界时密切相关的格林尼治 (Greenwich) 恒星时 S_G 为

$$S_G = S - \lambda \quad (1.10)$$

格林尼治恒星时有真恒星时 (GST) 与平恒星时 (GMST) 之分。恒星时是由地球自转所确定，那么地球自转的不均匀性就可通过它与均匀时间尺度的差别来测定。

(2) 世界时 (UT)。与恒星时相同，世界时也是根据地球自转测定的时间，以平太阳日为单位， $1/86\,400$ 平太阳日为秒长。根据天文观测直接测定的世界时，记为 UT_0 ，对应于瞬时极的子午圈。加上引起测站子午圈位置变化的地极移动（极移）的修正，就得到对应平均极的子午圈的世界时，记为 UT_1 ，即

$$UT_1 = UT_0 + \Delta\lambda \quad (1.11)$$

$\Delta\lambda$ 是极移改正量。

由于地球自转的不均匀性， UT_1 并不是均匀的时间尺度。而地球自转的不均匀性呈现三种特性：长期慢变化（每百年使日长增加 $1.6\mu s$ ）、周期变化（主要是季节变化，一年里日长约有 $0.001s$ 的变化，除此之外还有一些影响较小的周期变化）和不规则变化。这三种变化不易修正，只有周年变化可根据多年实测结果给出的经验公式进行改正，改正值记为 ΔT_s ，由此引进世界时 UT_2 ，即

$$UT_2 = UT_1 + \Delta T_s \quad (1.12)$$

相对而言，这是一个比较均匀的时间尺度，但它仍包含着地球自转的长期变化和不规则变化，特别是不规则变化，其物理机制尚不清楚，至今无法改正。

周期项 ΔT_s 的振幅并不大，而 UT_1 又直接与地球瞬时位置相关联，因此，对于过去一般精度要求不太高的问题，就用 UT_1 作为统一的时间系统。而对于高精度问题，即使 UT_2 也不能满足，必须寻求更均匀的时间尺度，故有必要引进原子时