

第 1 章

概述

对月球或行星距离上深空航天器的跟踪测轨是通过多种无线电和光学技术手段来完成的。从 20 世纪 70 年代开始,用于行星际导航的具体数据类型组合主要取决于航天器位于其飞行路径上的具体位置。例如,在任务的巡航飞行阶段,大致从进入行星转移轨道一直到接近目标天体,一般采用地基无线电跟踪测量技术。要求无线电跟踪系统提供高精度轨道信息,支持中途的轨道修正和探测器提前释放。在接近阶段,这些地基观测量可以与航天器上的相对已知恒星背景的目标天体或其一颗卫星的光学图像一起使用。这些光学图像提供了航天器与目标天体相对位置的直接测量手段,是地基无线电跟踪测量的重要补充,特别是在目标天体的星历有较大的误差时。

这种导航跟踪测量标准模式也有一些明显的例外。实际上,近来的一些受经费制约的任务,即使在相遇阶段,也仅用无线电跟踪测量,例如火星探路者、火星气象轨道器和火星极地着陆器。而新千年任务的深空 1 号(DS-1)成功验证了仅用光学测量的自主航天器上的巡航导航技术^[1,2]。

未来的任务将使用能满足任务具体要求的混合型跟踪数据。这些任务将从现有的多种精确可靠的跟踪技术中获益,达到更具挑战的导航性能,或在预料之外困难的空间飞行状况下提供补充信息。

本书主要介绍用于深空导航的地基无线电跟踪测量技术的基础知识。轨道确定的基本概念在第 2 章介绍。定义了标准参考坐标系;确定了约束航天器轨道的参数;同时给出了与地基跟踪测轨相关的一些标准模型。

直到 20 世纪 80 年代,深空无线电测轨还只依赖于多普勒和测距系统。第 3 章介绍这些系统性能的提高,还讨论了每种测量量的信息内容,指出了限制性能指标的误差源。

传统多普勒和距离测轨的固有局限性,促使 20 世纪 70 年代一种称为甚长基线干涉(VLBI)测量技术的发展。在射电天文领域已熟知的这项技术在 70 年代后期首次用于航天器的跟踪,接着用于旅行者工程以支持其与天王星和海王星的相遇。为 20 世纪 90 年代伽利略和火星观测者导航任务开发的 VLBI 系统能给出航天器角位置的直接几何测量值,在某些情况下其精度至少比数天的多普勒和距离数据所确定的精度高 5 倍。在第 4 章介绍 VLBI 跟踪测量的原理以及这种数据用于角度测量的优势,并找出了主要误差源。

2000 年以后的任务将不断提高对无线电跟踪测量性能的要求。这些任务将面临导航系统稳健性、可靠性和时效性,以及精度和费效比的问题。对期望航天器上快速响应的需求将对光学和无线电跟踪技术提出新的要求。第 5 章分析了由预期的未来挑战所推动的无线电跟踪系统性能的提高,如在火星上使航天器气动入轨、准确下降和着陆,对航天器动力学模型不准确的低推力航天器的导航,样品返回任务在地球精确着陆所需的精密瞄准要求等。

参 考 文 献

- [1] S. Bhaskaran et al., “In-flight Performance Evaluation of the Deep Space 1 Autonomous Navigation System,” MS00/53, Proceedings of the International Symposium on Spaceflight Dynamics, Biarritz, France, June 26—30, 2000.
- [2] J. E. Riedel et al., “Using Autonomous Navigation for Interplanetary Missions: The Validation of Deep Space 1 Autonav,” IAA-L-0807, Fourth International Conference on Low-Cost Planetary Missions, Laurel, Maryland, May 2—5, 2000.

第 2 章

地基跟踪和导航概况

2.1 导航过程

航天器导航过程如图 2-1 所示。两项主要的导航功能是轨道确定和制导。轨道确定过程是一个迭代过程,需要一个称作标称轨道的航天器轨迹先验估计,以跟踪观测量的精确模型和标称轨道值计算为基础跟踪观测量的预测值。这些计算得到的观测量与从跟踪系统获得的实际值作差就形成数据残差。

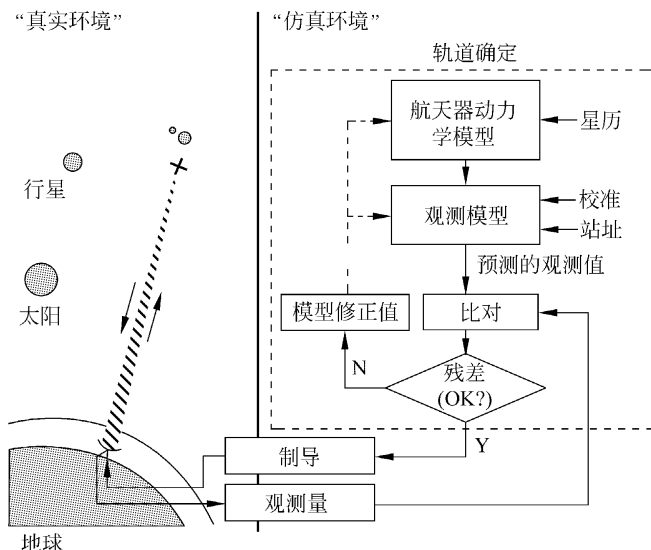


图 2-1 导航过程。轨道确定是从一组跟踪数据中估计航天器轨迹和相关物理参数的迭代过程。制导包括将航天器送往预期目标所需最佳机动和指令的计算。

如果轨道和数据模型是精确已知的,由于测量误差(例如跟踪接收机中的热噪声)的不相关性,残差表现为纯随机的,基本上呈高斯分布。然而轨道和观测模型中的误差使残差特征发生变化。根据这些特征通过一种称为加权线性最小二乘估计的过程来调整模型参数,这一过程的最佳解被定义为使加权残差平方和为最小的一组参数值。当数据用其误差协方差矩阵的逆矩阵进行加权时,该过程会产生一个最小方差估计量。由于该过程是非线性问题的线性解,故必须使用最新的参数估计进行多次迭代,直到解收敛。

用上述方法获得的解其精度可以通过多种检验进行评估。计算不确定度或称形式不确定度可以通过最小二乘算法以参数-误差协方差矩阵^[1]的形式获得。从拟合后的残差(即由加权最小二乘解法计算得到的残差)可以看出是否有系统性趋势和(或)相对预期数据噪声的大散布。更可信的检验是随后获取额外跟踪数据再评价预测(或称未修正的)残差的特性。其他的检验方法包括比较用不同跟踪数据、模型参数等的组合获得的多种解。这些解相对于计算的形式不确定度有大的偏差,主要反映为跟踪数据或航天器动力学的模型有误差。

一旦导航仪确信轨道可以可靠地预测,就执行制导算法来计算出任何重新对准目标所需要的机动,并根据需要执行轨道的再优化。在飞行器被准确地送达目标天体前的行星际飞行期间,轨道确定和制导功能按照需要反复执行。送达精度要求因任务的不同而异,但一般而言随着高导航性能被演示验证,要求的精度越来越高。例如,旅行者与 Io 相遇的 1σ 送达精度要求接近 900km ^[2];而伽利略首次与 Io 相遇的精度值是 100km 左右^[3]。

2.2 参考坐标系

随着天文测量精度的提高,对参考坐标系的理解和定义已经从简单的几何概念发展成为抽象含蓄的定义概念。下面用传统概念介绍参考坐标系。在本节的最后给出了更严格的描述。

使用如图 2-2 所示的地心赤道参考坐标系最容易说清楚地基跟踪能力。在这种坐标系中,地球位于天球的中心。地球的赤道是参考平面,天球极由地球自旋轴的延伸来确定。

包括天球极和一个目标(如航天器)的平面在天球上画出一个大圆。这个圆和天球赤道的交点就确定了从春分点向东测量的目标赤经 α 。在大圆

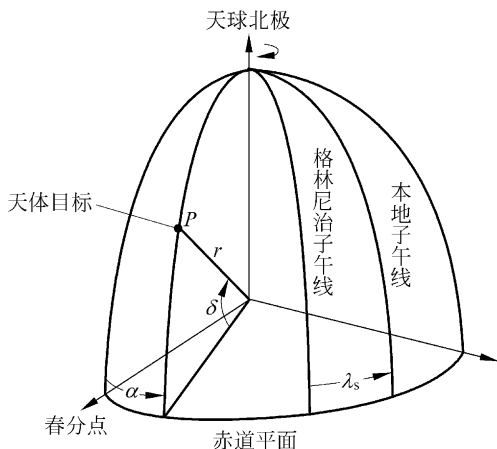


图 2-2 地心赤道参考坐标。目标 P 的球坐标由地心距离 r 和角度 α (赤经) 和 δ (赤纬) 给出。

上测量目标相对于赤道的角距离被称为赤纬 δ 。赤纬从 -90° 到 $+90^\circ$ 变化，正的角度表示目标在赤道以北。

测量赤经的参考点由地球赤道和地球绕太阳运动的黄道的交点来确定。太阳在其视在路径朝北穿过赤道的点，称为春分点。然而，由于地轴绕黄道极的进动，该点随时间逐渐移动。于是，春分点必须规定具体日期。目前国际上采纳的历元是 2000 年 1 月 1 日 12:00，或儒略日 2451545.0，简称为 J2000。这个历元被国际天文联合会 (IAU) 和国际地球自转动服务 (IERS) 所采纳，还有一套与地基观测系统^[4~8] 相关的地极进动和章动及其他物理模型和常数的标准。

来自地球固定站的测量量最好用地固 (地球) 参考坐标系描述 (见 3.3.4 节)。在这个地球坐标系中，地球上的点相对于瞬时地极和赤道以及称为本初子午线 (经过格林尼治) 的大圆来定位。另一方面，航天器的位置在与行星星历相关的空间固定 (天体) 坐标系中计算。这种天体参考坐标系一般是与地球平赤道和 J2000 春分点^[9] 相一致的太阳系质心坐标系。地球坐标系和天球坐标系之间的转换应精心建模并在轨道确定过程中加以考虑^[9]。在 3.3.4 节和 4.1 节中给出了支持这些变换的跟踪系统的校准。

现在，天体参考坐标系由国际天体参考坐标系 (ICRF) 中的类星体位置来定义^[10]。赤经的原点是星表坐标的某种线性组合。目前赤道和分点是实测量。行星星历与该定义的一致性限制在与现有知识相适应的水平上。

对参考坐标系更深入的讨论见参考文献^[10~15]和本节的参考文献。

2.3 航天器的运动方程

航天器的轨道是利用工程上所采用的天体坐标系的运动方程的积分来计算的。这种坐标系由目前行星历隐含定义,与 ICRF^[15,16]非常一致。

在轨道计算中,考虑了所有已知的对航天器的动力学影响。其中包括所有的太阳系引力加速和所有的非引力因素,如太阳辐射压力、姿态控制推力以及航天器控制发动机的气体泄漏。准确地表述这些力需要航天器特性的详细模型,如反射面、热辐射特性和推进器单元。运动方程的初始条件是表示特定时刻航天器位置和速度的 6 个参数。这一初始状态可以用所采用坐标系内的多种形式表述,例如使用笛卡儿坐标或球坐标,或以经典的开普勒根数表示。在随后的地基跟踪讨论中,采用图 2-2 中的地心地球赤道系统的球坐标 $(r, \alpha, \delta, \dot{r}, \dot{\alpha}, \dot{\delta})$ 很方便。

给定了所有力的准确知识和纯随机测量误差后,导航仪仅须估计确定航天器轨道的六个参数 $(r, \alpha, \delta, \dot{r}, \dot{\alpha}, \dot{\delta})$ 。然而实际情况并不是这样。更典型的情况是要同时确定航天器的状态和选定的一些力学模型参数。通常还需要估计一些与跟踪观测量计算相关的模型参数。这些模型是下一章的重点。

参 考 文 献

- [1] G. J. Bierman, Factorization Methods for Discrete Sequential Estimation, Mathematics in Science and Engineering, vol. 128, New York: Academic Press, 1977.
- [2] J. P. McDanell et al., Voyager Orbit Determination Strategy and Accuracy, Voyager Project Document 618-118(internal document), Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, 1977.
- [3] Galileo Navigation Plan, Galileo Project Document 625-566, Rev. A, JPL D-649, Rev. A (internal document), Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, October 1989.
- [4] D. D. McCarthy, editor, IERS Standards (1992): IERS Technical Note 3, Paris: Observatoire de Paris, 1992.
- [5] D. D. McCarthy, editor, IERS Standards (1996): IERS Technical Note 21, Paris:

Observatoire de Paris, 1996.

- [6] P. K. Seidelmann, “1980 IAU Theory of Nutation: The Final Report of the IAU Working Group on Nutation,” *Celestial Mechanics*, vol. 27, no. 1, pp. 79—106, May 1982.
- [7] J. H. Lieske et al. , “Expressions for the Precession Quantities Based upon the IAU (1976) System of Astronomical Constants,” *Astronomy and Astrophysics*, vol. 58, no. 1—2, pp. 1—16, June 1977.
- [8] J. H. Lieske, “Precession Matrix Based upon IAU (1976) System of Astronomical Constants,” *Astronomy and Astrophysics*, vol. 73, no. 3, pp. 282—284, March 1979.
- [9] T. D. Moyer, Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types, JPL Publication 00-7, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, October 2000.
- [10] C. Ma et al. , “The International Celestial Reference Frame as Realized by Very Long Baseline Interferometry,” *The Astronomical Journal*, vol. 116, no. 1, pp. 516—546, July 1998.
- [11] O. J. Sovers and C. S. Jacobs, Observation Model and Parameter Partial for the JPL VLBI Parameter Estimation Software MODEST-1996, JPL Publication 83-39, Rev. 6, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, August 1996.
- [12] 1998 IERS Annual Report, Paris: Observatoire de Paris, 1999.
- [13] E. M. Standish, “Celestial Reference Frames: Definitions and Accuracies,” chapter in *The Impact of VLBI on Astrophysics and Geophysics* (M. J. Reid and J. M. Moran, editors), proceedings of the 129th IAU Symposium, Cambridge, Massachusetts, May 10—15, 1987, Dordrecht, The Netherlands: D. Reidel, 1988.
- [14] J. G. Williams and E. M. Standish, “Dynamical Reference Frames in the Planetary and Earth-Moon Systems,” chapter in *Reference Frames in Astronomy and Geophysics* (J. Kovalevsky et al. , editors), Dordrecht, The Netherlands: Kluwer, 1989.
- [15] C. S. Jacobs et al. , “The Extragalactic and Solar System Celestial Frames: Accuracy, Stability, and Interconnection,” *Advances in Space Research*, vol. 13, no. 11, pp. (11)161—(11)174, 1993.
- [16] E. M. Standish, “JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405,” JPL Interoffice Memorandum 312. F-98-048 (internal document), Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, August 26, 1998.

第 3 章

距离和多普勒跟踪观测

3.1 跟踪链路

从地球到航天器和从航天器到地球的通信工作在国际分配频段^[1]上,如表 3-1 所示。

表 3-1 深空通信上、下行链路频率

频段	上行频率/MHz	下行频率/MHz
S	2 110~2 120	2 290~2 300
X	7 145~7 190	8 400~8 450
Ka	34 200~34 700	31 800~32 300

20 世纪 60 年代深空网(DSN)开发了用于上、下行链路的 S 频段能力。在 20 世纪 70 年代中期,航天器上装备了 S/X 双频下行链路(两个下行链路频段的信号是相关的,来自于同一个参考信号)。在 1989 年,增加了 X 频段上行链路能力。麦哲伦航天器第一个使用这种能力并能发射由 X 频段上行链路信号产生的相干 S/X 下行链路信号。在 20 世纪 90 年代发射的多数航天器只发射和接收 X 频段信号,而卡西尼号能够工作在 X 频段上行链路和 X/Ka 相干下行链路。计划在 21 世纪进一步使用 Ka 频段。朝更高频段发展的主要驱动因素是希望更好的通信性能,但频率越高,波长越短,电离层和太阳等离子区中带电粒子的影响就越小,所以也提高了无线电测量的精度。

航天器的距离是通过测量某个 DSN 站(位于加利福尼亚的戈尔德斯顿,澳大利亚的堪培拉和西班牙的马德里)产生的测距信号的往返传输时间获得的。由测站频率标准产生的一系列正弦侧音形成的测距信号被调相在

发射的载波信号上^[2]。航天器接收机锁相环锁定并跟踪上行载波,再产生与上行载波相干的参考信号。用这种参考信号来解调测距信号,测距信号通过低通滤波器(目前其高端截止频率低于 2MHz)。测距信号再被调相在下行载波上,该载波信号与上行链路相干但频率有偏移(例如,假设一条 X 频段上行链路,则 X 频段下行链路频率比上行高 880/749 倍,而 Ka 频段高 3344/749 倍)。接收站的锁相环产生与接收信号相干的参考信号。测距单元利用该参考信号解调下行链路信号。接收的测距码与发射的测距码复制品比较,测定往返传输时间。距离测量值被步进量化,步进量称为距离单位(RU)。距离单位的大小取决于码的最高频率分量,目前大约为 28cm。接收的参考信号和测站参考信号作差获得多普勒数据。

以后的飞行系统中将增加新的测距能力,将使用伪随机噪声码而不再是侧音序列。这种码在航天器上被检测并再生。使用这种码将保证更有效地利用下行链路功率,因为只有测距码被调制在载波上,而不是 2MHz 的噪声通带,因而能使测量距离更远且信号电平更低^[3]。

航天器至地面站的距离(斜距,见图 3-1)与单向信号传输时间 τ_g 的关系近似为

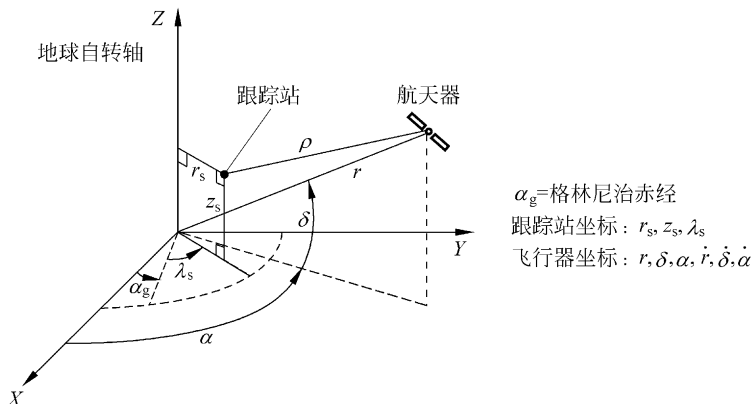


图 3-1 航天器和测站的坐标

$$\rho = \tau_g c \quad (3.1-1)$$

其中, c 是光速。从飞离地球的航天器所接收的频率近似为

$$f_R = \left(1 - \frac{\dot{\rho}}{c}\right) f_T \quad (3.1-2)$$

其中, f_T 是航天器发射的频率, $\dot{\rho}$ 是航天器瞬时斜距变化率, $(\dot{\rho}/c) f_T$ 被称为多普勒频移。因而多普勒测量值提供了航天器至地面站距离变化率的信息。

图 3-2 简要说明了多普勒提取过程。多普勒计数器在计数时间 T_c 内以优于百分之一周的分辨率测量总的相位变化。接收信号相位相对发射信号相位每滑过一周,信号传播的距离就增加一个波长(在 X 频段为 3.6cm)。多普勒计数就给出在 T_c 内距离变化的测量值。

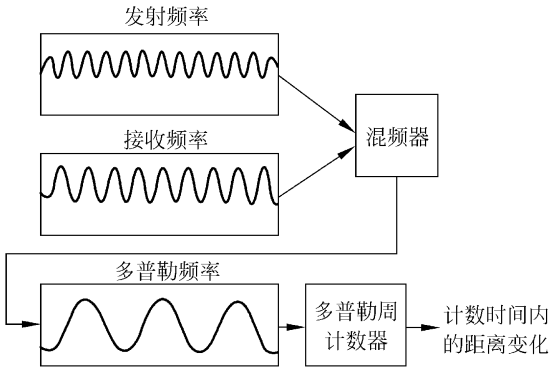


图 3-2 多普勒提取过程。发射和接收载波频率的差产生多普勒单频信号。周计数器测量多普勒单频信号的相位变化,生成计数时间内距离变化的测量值。

用同一个发射和接收站以及同一个频率标准进行双向跟踪可获得最准确的距离和多普勒测量值。对于某些任务,由于距离异常远,无法实现这种配置。例如,旅行者 2 号在海王星附近时往返光传输时间(RTLT)超过 8 小时。在这种几何条件下,当信号返回地球时发射站随地球自转越出了航天器视线,这样就需要另一个站来接收。这种情况称为三向跟踪。第 3 种方案称为单向跟踪,这种方案由航天器上的晶振产生下行信号。在这种模式下,没有信号发向航天器。

在一项任务的不同时期可以使用单向、双向和三向跟踪模式。从每种模式获得的无线电测量数据必须仔细建模,并计及上下行链路几何、发射频率、航天器上延迟、相对论和在残差^[4]中可辨别的其他影响。例如在双向模式中,航天器的发射频率是上行链路频率加多普勒频移的复制品。因此,一次往返传输时间后测得的多普勒频移近似为 $(2\dot{\rho}/c)f_T$ 。

3.2 距离和多普勒信息内容

任意时刻航天器和地面站的几何关系如图 3-1 和图 3-3 所示。从跟踪站到遥远航天器的斜距变化率 $\dot{\rho}$ 可以近似表示^[5]为