

第1章

概述

1.1 干涉测量技术

在航天领域,无线电干涉测量(简称干涉测量)是一种利用目标航天器下行信号测角的方法,该方法在深空探测器导航中应用较为普遍,并通常与测距和/或多普勒测速数据一起使用。这主要是因为传统的航天器定轨定位依靠视向上测距和多普勒测量量来完成,这两种测量量给出的均为航天器在地面测站视向上的参数,对垂直于视向的横向参数不敏感;这就会带来一个难题,即在航天器赤纬接近 0° 时,由于测距和多普勒测量量对赤纬测量的不敏感性,在作用力建模不准确条件下难以对航天器进行精确定位和定轨。理论分析表明,单次多普勒过境跟踪对赤纬误差的敏感性与 $\sin\delta$ (δ 为航天器赤纬)成正比,当 $\delta=0^\circ$ 时消失,因此在航天器经过零赤纬时,需要极长时间的多普勒跟踪或必须补充使用干涉测量等测角技术^[1]。

传统的测角方法是通过使用具有自动跟踪功能的大口径抛物面天线来实现的。实际上,干涉测量完全可以看成自动跟踪天线的差分。自动跟踪天线的原理如图1-1所示。如果卫星在天线的正前方,卫星信号到达馈源(a)、(b)的时间相同,具有对称性。如果卫星的倾角如图1-1中的虚线所示,则信号到达天线B的时间就要早于到达天线A的时间,因此就会先到达馈源(b),后到达馈源(a)^[2]。

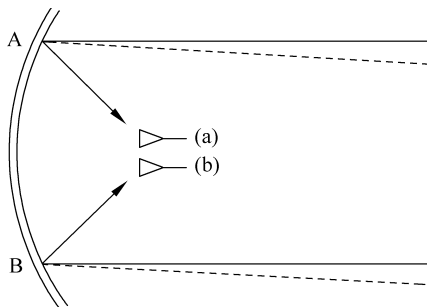


图 1-1 抛物面天线自动跟踪原理

天线在接收卫星发出的信标信号时,首先会检测信号到达(a)、(b)的相对时间差,并得到相对相位差,利用相位差值驱动电机扭转天线,直到相位差为零。此时,天线的指向就是卫星的正确方向,通过读取轴角编码器上的数据就可以确定卫星的方位。

在一般情况下,天线的焦点上只放置了一个馈源,而不是两个,在这种情况下,馈源可以当作是(a)、(b)的组合,因此单馈源的跟踪原理类似于双

馈源的情况。

既然跟踪卫星方向依赖的是天线 A、B 之间的相对相位差,那就可以在 A、B 上放置小天线(而不是大型天线)来检测 A、B 间的相对相位,这便是对航天器干涉测量测角方法的由来。

A、B 两点间的连线称为“基线”,基线是一个由长度和指向定义的向量。按照基线长度的不同,一般可分为 VLBI(very long baseline interferometry,甚长基线干涉测量)和 CEI,两种技术基本原理一致,在实际应用中各有千秋,本书第 2 章将会对 CEI 原理进行详细介绍。

1.2 干涉测量技术在导航中的应用历程

美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)最早将干涉测量技术应用在航天器导航中。早在 20 世纪 70 年代,VLBI 技术就在“阿波罗”(Apollo)登月工程中得到了应用。在 S 频段利用 VLBI 技术测量了“阿波罗 16”和“阿波罗 17”月球车的行走路线,月面定位精度达到了 $20\text{m}^{[3]}$ 。

20 世纪 80 年代初期,“旅行者”号探测器与土星交会时碰到了零赤纬问题,这为开展无线电干涉测量提供了绝佳的机会。NASA 对“旅行者”1 号和 2 号分别进行了 ΔVLBI (差分 VLBI)测量,与邻近射电源 OJ287 开展交替观测,在 X 频段上测角精度达到了 $100\text{nrad}^{[4]}$ 。通过这次试验,人们看到了 VLBI 测量技术的潜力,并进一步明确了提高测量精度的技术途径,其中发展 ΔDOR (delta differential one-way range,双差分单向测距)技术就是其中之一。

1985 年,美国深空测控网建设完成了窄带 VLBI 测量系统^[5],使得干涉测量技术成为了一种常用的导航技术手段。

20 世纪 90 年代前后,NASA 先后进行了两次重要的干涉测量试验。其一是在 1991 年,利用“麦哲伦号”(Magellan)探测器和“先驱者”(Pioneer)12 号探测器同时环绕金星飞行的机会,开展了 SBI(same beam interferometry,同波束干涉)测量,利用两个探测器角距很小,可以在一副天线的波束内同时观测的特点,几乎完全消除了信号路径、设备延迟等公共误差,获得了 4nrad 的高精度相对角位置^[6]。其二便是一系列 CEI 试验:1989 年 6 月和 7 月,NASA 利用戈尔德斯通 DSS(deep space station,深空站)13 和 DSS 15 两副天线之间 21km 的基线,进行了多次短基线干涉测量验证试验(试验系统框图如图 1-2 所示)。试验中使用 VLBI 的 Block 0 接

收机实现了对 S 频段(2.3GHz)和 X 频段(8.4GHz)的双频观测、数据采集和记录,实现的测角精度为 $50\sim100\text{ nrad}$ ^[7-9]。在 1990 年 12 月“伽利略号”探测器与地球交会时,NASA 利用 DSS 13 和 DSS 15 开展短基线干涉测量,对该探测器进行跟踪。结果表明,与仅使用测距和多普勒数据相比,综合使用短基线干涉测量数据、测距数据及多普勒数据能够获得更高的测量精度。

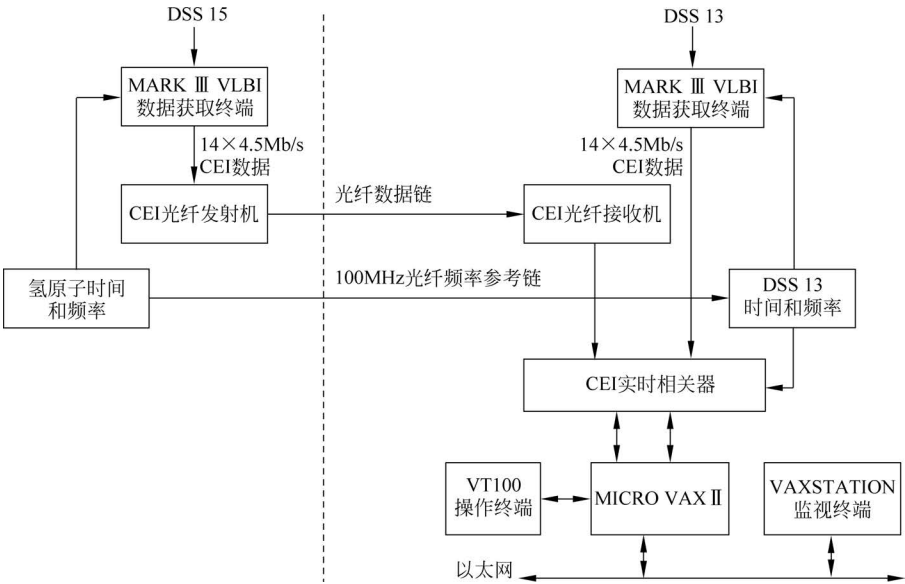


图 1-2 美国 DSS 13 和 DSS 15 之间实时 CEI 框图

日本于 20 世纪 80 年代在其东海岸部署了 CEI 系统,利用该技术进行地壳移动量的精确测量;并在 20 世纪 90 年代利用百米量级基线开展了共位 GEO(geosynchronous orbit,地球静止轨道)卫星 Ku 频段相对定位试验,定轨精度 150 m ^[10]。

进入 21 世纪以来,干涉测量导航精度得到了进一步的提高。2007 年发射的“凤凰号”(Phoenix)及 2011 年发射的“火星科学实验室”(MSL, Mars Science Laboratory)任务都采用了 ΔDOR 技术,测角精度逐渐提高到接近 1 nrad ^[11-12]。

1.3 CEI 测量技术

CEI 测量技术采用的基线一般为 $10\sim100\text{ km}$,通过两个测站之间的光纤进行时频和信息传递,实现对两个测站接收信号时延的精确测量,进而实

时或准实时获得目标对两测站基线矢量的精确角位置。CEI 测量系统组成如图 1-3 所示。

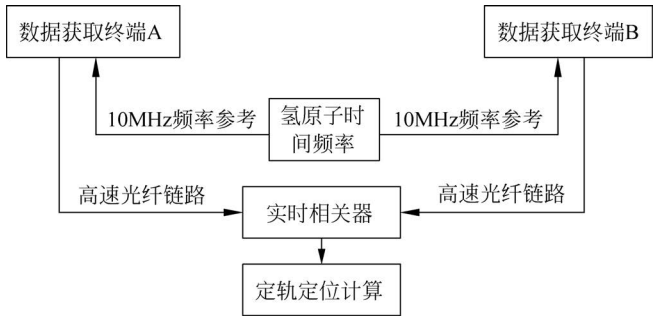


图 1-3 CEI 测量系统组成简图

CEI 技术具有较高的测角精度，可以与测距、测速等外测数据相结合，有效应用于中高轨卫星的定轨及共位 GEO 卫星的相对定位，也可用于月球及深空探测器的导航测量。虽然 CEI 的测量精度受到基线长度的限制，在理论精度上难以与 VLBI 的精度相媲美，但在测量技术发展日新月异的今天，国外著名航天机构依然对该技术表现出了浓厚的兴趣。例如，NASA 将 CEI 测量技术、单向测速技术、下一代 VLBI 技术（全频谱记录器）、同波束干涉技术共同列为深空无线电跟踪技术的主要发展方向^[1]。这主要是因为 CEI 技术与 VLBI 技术相比，有其特殊的优势，具体归纳如下^[7,13]：

- （1）使用同一频率源标准，可以在两站之间进行相干处理，并抵消站间的频率和时间偏差，同时减少了配置频率源（对于目前的高精度测量站一般为氢原子钟）的数量，提高了利用效率；
- （2）利用光纤进行测量信息的传递，可以实时或准实时得到定轨预报结果；
- （3）采用短基线测量与采用长基线测量相比，双站共视时间更长，更容易为任务的关键弧段提供支持；
- （4）由于基线较短，航天器与两个地面站之间的路径传输特性基本一致，可以显著降低空间传播介质误差的影响；
- （5）通过光纤将已有天线设备连接成一个系统，组网灵活；
- （6）可获得载波相位延迟测量量，测量精度远高于群延迟测量量；
- （7）具备在短弧条件下快速高精度定轨和定位的能力。

甚长基线干涉测量与短基线干涉测量的性能比较如表 1-1 所示，表中 CE-2 指“嫦娥二号”任务。

表 1-1 甚长基线干涉测量与短基线干涉测量性能比较

	典型 基线长度	典型时延 测量精度	典型 测角精度	地球静止轨 道目标基线 投影方向相 对定位精度	月球目标 基线投影 方向相对 定位精度	备注
美国	10 000km(戈 尔德斯通— 堪培拉)	0.2ns (X 频段)	6nrad	双站不共视, 无法测量	2.5m	群延迟测量
欧洲 航天局	11 000km(塞 夫罗斯— 新诺舍)	0.5ns (X 频段)	14nrad	双站不共视, 无法测量	5.6m	群延迟测量
中国 VLBI 网	3200km (余 山—南山)	2ns (CE-2; X 频段)	188nrad	8m	80m	群延迟测量
CEI	5.9km (DSS 12— DSS 13)	0.016ns (X 频段)	813nrad	32.5m	325m	相位延迟 测量

从表中可以看出,在 CEI 测量系统上,实现高精度测量的前提是能够获取到相位延迟测量量,这需要解决 CEI 测量中的关键问题——解载波相位整周模糊。如果解模糊失败,则只能得到群时延的精度,在这种情况下,由于 CEI 基线长度仅是 VLBI 基线长度的 1%量级,其技术优势将荡然无存。

目前,地球同步静止轨道卫星的轨位资源紧张,多颗卫星共用同一经度位置,为了避免共用区内相邻卫星间的无线电频率干扰及潜在的碰撞危险,需要对卫星实施较为精确的定轨定位,尤其是相对定位。对于地球同步卫星的定轨定位通常采用一站一星、长时间测量的模式,测量精度不高且需长时间测量才能定轨;若采用多站 CEI 干涉测量的方法,则能够在短时间内依靠几何定位的方法得到较高的定轨精度,而且仅利用 3 个地面站进行 CEI 干涉测量,就能够对多颗地球同步卫星进行定轨,比采用一站一星有着更高的经济效益。采用单站测量和多站 CEI 干涉测量进行地球同步静止轨道卫星定轨和定位的比较如表 1-2 所示。

基于上述原因,利用 CEI 干涉测量技术对地球同步静止轨道卫星进行实时或准实时的高精度定轨定位,尤其是提高共位卫星间的相对定位精度有着非常重大的意义。

表 1-2 地球同步静止轨道卫星的测量方法比较

	单站测量	多站 CEI 干涉测量
测量原理描述	通过发送侧音解模糊的方法得到测距信息,通过比幅单脉冲测角的方法获得方位角和俯仰角信息	通过干涉测量的方法获得航天器信号源到 2 个地面接收站间的时延,进而获得测角信息
定轨定位精度	较低,通常为 1km 左右	较高,能够优于百米
主要优点	仅需 1 个站就能完成对某颗卫星的定轨定位工作	① 仅需 3 个站就能完成对多颗卫星的定轨定位工作,综合效益较高; ② 通过短时间测量就能几何定位; ③ 采用被动式测量方式,无需星上配合; ④ 可以完成对共位卫星的同时测量,且测量精度较高
主要缺点	① 需要长时间测量,通常为 10h 以上; ② 采用主动测量模式,需要星上进行配合; ③ 无法对共位卫星同时进行测量	需要至少 2 个站才能构成基线,仅有 1 个站的情况下无法完成测量

此外,由于该项测量技术需 3 站以上多站被动接收卫星信号,适合用于空间目标监视。目前空间目标监视主要采用脉冲雷达,测量元素为距离和角度,精度不高(测量误差引起的空间位置误差达千米量级);如果利用 CEI 干涉测量获得的测角信息融合脉冲雷达的测距信息,可获得较高的定位精度(优于百米),大大提高空间目标监视的效率和定轨精度。

该技术还可作为后续载人登月任务中的月面运动双目标相对测量、月球轨道交会对接相对测量等的重要手段之一。

参考文献

[1] THORNTON C L,BORDER J S. Radiometric tracking techniques for deep-space navigation[M]. New Jersey: John Wiley & Sons,2003.

[2] 川濑诚一郎. 无线电干涉测量与卫星跟踪[M]. 李智,译. 北京: 国防工业出版社,2014.

[3] SALZBERG I M. Tracking the Apollo lunar rover with interferometry techniques [J]. Proceedings of the IEEE,1973,61(9): 1233-1236.

- [4] BORDER J S, DONIVAN F F, FINLEY S G, et al. Determining spacecraft angular position with delta VLBI: The voyager demonstration [C]. [S. l.]: AIAA Astrodynamics, 1982.
- [5] LIEWER K M. DSN very long baseline interferometry system Mark IV-88[J]. JPL TDA Progress Report, 1988, 93: 239-246.
- [6] 李金岭, 张津维, 刘鹏, 等. 应用于深空探测的 VLBI 技术[J]. 航天器工程, 2012, 21(2): 62-67.
- [7] EDWARDS C D. Angular navigation on short baselines using phase delay interferometry[J]. IEEE Transactions on Instrumentation Measurement, 1989, 38(2): 665-667.
- [8] EDWARDS C D, ROGSTAD D, FORT D, et al. The goldstone real-time connected element interferometer[J]. JPL TDA Progress Report, 1992.
- [9] EDWARDS C D. Goldstone intracomplex connected element interferometry[J]. JPL TDA Progress Report, 1990.
- [10] KAWASE S, SAWADA F. Interferometric tracking for close geosynchronous satellites [J]. The Journal of the Astronautical Science, 1999, 47: 151-163.
- [11] MARTIN-MUR T J, KRUIZINGAS G L, BURKHART P D, et al. Mars science laboratory navigation results [C]. Pasadena, California: 23rd International Symposium on Space Flight Dynamics, 2012.
- [12] RYNE M S, GRAAT E, KRUIZINGA G, et al. Orbit Determination for the 2007 Mars Phoenix Lander [C]. Honolulu: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2008.
- [13] 李海涛, 于益农, 李国民. CEI 测量技术[C]//提高全民科学素质, 建设创新型国家——2006 中国科协年会论文集(下册). [S. l. : s. n.], 2006: 245-249.

第2章

CEI测量基本原理

2.1 干涉测量基本原理

干涉测量技术是一种使用两个彼此相距较远的测站通过测量遥远的无线电信号源(通常是射电源)发射的信号到达两个测站的几何时间延迟,从而确定信号源角位置的技术,观测到的时间延迟是连接两个天线基线矢量和信号源方向矢量的函数。其基本原理如图 2-1 所示^[1]。

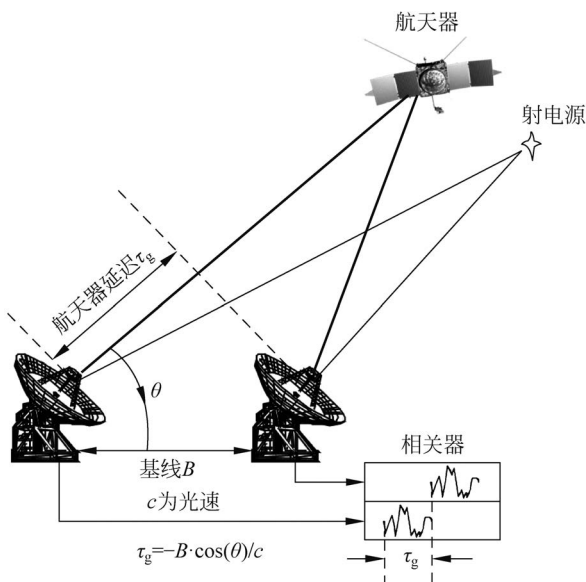


图 2-1 航天器干涉测量基本原理示意图

在图 2-1 中,干涉测量相关器处理的信号来自几何上分离的两个地面测站。从第一个测站到第二个测站的矢量 $\mathbf{B}$ 称作“基线矢量”。如果一个外部射电源方向矢量为 $\mathbf{s}$,与基线矢量的夹角为 θ ,那么可以得到无线电信号源发出的信号波前到达基线两端的时间差近似为

$$\tau_g = -\frac{1}{c}(\mathbf{B} \cdot \mathbf{s}) = -\frac{B}{c} \cos \theta \quad (2-1)$$

根据式(2-1),在 B 确定的条件下,由 τ_g 测量误差导致的 θ 测角误差可由式(2-2)表示:

$$\Delta \theta = \frac{c}{B \sin \theta} \Delta \tau_g \quad (2-2)$$

可见,测角误差 $\Delta \theta$ 与基线 B 的长度成反比,与 τ_g 的测量误差 $\Delta \tau_g$ 成