

利用 CEI 和天线组阵技术提高实时测量精度方法研究

宋世杰 万鹏 刘世勇

(北京跟踪与通信技术研究所 songshijie87@yahoo.com.cn 北京 100094)

摘要:本文提出一种利用 CEI (连接端站干涉测量) 和天线组阵技术提高实时测量精度的方法。该方法采用了电离层和对流层模型对消技术, 简化了副站测量设备, 由天线组阵构成的多基线 CEI 阵列, 可获得更高的测量精度。通过与长距离 3S 测距转发体制比较的仿真实验证明, 二者测量结果相当, 为深空探测等航天活动提供了低成本、高精度、准实时的测量手段。

关键词:CEI 系统 天线组阵 短基线干涉仪 测距转发体制

1 前言

进入 21 世纪, “神五”、“神六”的成功发射, 使我国在航天领域取得的成就令人瞩目。运输飞船与目标飞行器的交会对接、建立空间实验室将是我国航天领域下一阶段要实现的目标。同时, 由于技术的进步以及出于经济、政治、军事和科学技术的考虑, 包括我国在内的美国、俄罗斯、欧空局、日本、印度等国家纷纷提出月球探测计划。探月成为 21 世纪初载人航天的热点, 进行月球探测开发并建立月球基地将成为人类下一步载人深空探测的跳板。为实现这一系列的宏伟目标, 有众多的技术难题需要解决。其中交会对接的远距离导引及近距离第一次导引的实时高精度测定轨, 深空实时高测量精度测控就是急需解决的问题之一。

目前雷达测控体制主要以单脉冲体制、连续波体制和 USB (微波统一测控体制) 为主。单脉冲体制和连续波体制主要用于上升段火箭和飞船的测控, 而对运行段、返回段载人飞船的测定轨采用了 USB 体制。由于没有提出实时性要求, 轨道确定采用了事后批处理算法, 即积累大量 USB 测量数据用最小二乘做轨道拟合, 这样可得到 10m 量级的较高定轨精度, 但从跟踪结束到得到初轨结果需 10 分钟。然而在交会对接活动中必须实时监控两航天器的对接过程, 因此需要对测定轨的实时性提出要求。但目前 USB 的实时测量精度远不能达到近距离第一次导引所要求的相对位置误差水平, 因此需要地基实时测轨精度有一个大的提升。

美国深空测控网 DSN 主要利用 VLBI(Very Long Baseline Interferometry, 甚长基线干涉测量)体制加大口径天线的方法提高对深空探测器

的测控精度^{[1][2]}。VLBI 体制甚至把基线拉到地球的直径长度, 已经达到无以复加的地步。而大口径、高效率、低噪声天线, 低噪声接收, 大功率发射以及先进的信号处理等技术, 使其作用距离达 46×10^8 km, 可实现对月球、行星及星际间目标的探测。这种制造大口径天线和在国外建立大型测控站的能力, 是与美国的经济实力和技术实力相适应的。

为给深空探测等其它航天活动提供低成本、高精度测量手段, 本文提出一种利用 CEI (Connected Element Interferometry, 连接端站干涉测量) 和天线组阵技术提高实时测量精度的方法。并通过仿真实验, 与 3S 定位体制的定位精度进行了比较。实验证明该方法精度高、费用低, 比较适合我国未来的深空探测任务中的航天器实时和准实时的高精度定位与导航。

2 连接端站干涉仪和天线组阵系统

2. 1 连接端站干涉测量技术

2.1.1 CEI 测量原理

CEI——连接端站干涉测量是一种新型的无线电干涉测量技术^{[3][4][5]}, 由两个测量站组成的 CEI 测量系统可以得到一个方向的测角数据, 组成完整的 CEI 测量系统至少需形成相互垂直的两条基线, 三个测量站。各测量站包括接收天线、低噪声放大器、频综及下变频器、数据采集和记录系统, 数据传输系统和共用数据处理中心。如果考虑上行链路, 需要配置发射机及高功率放大设备 (上行链路不是必需的)。CEI 干涉测量的关系如图 1 所示。

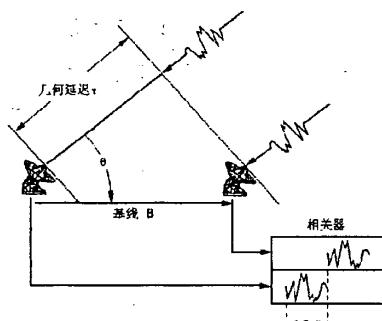


图 1 CEI 干涉测量示意

测量表达式为：

$$\tau = \frac{1}{c} B \cos \theta \quad (1)$$

其中， τ 为两测量站之间的信号延迟， C 为光速， B 为基线长度， θ 为目标与基线的夹角。对 (1) 式求导，可以得到角精度表达式：

$$\delta\theta = \frac{c \delta\tau}{B \sin \theta} \quad (2)$$

可见角精度 $\delta\theta$ 与 B 的长度成反比，与 τ 的测量精度 $\delta\tau$ 成正比，若要获得高精度角度测量，可以通过使用更长的基线（即增加 B 的长度）或提高干涉仪延迟的测量精度（即减小 $\delta\tau$ ）。前一种情况已经发展成为具有洲际基线的 VLBI。对于后一种情况，许多使测量结果恶化的误差因在短基线上的同一种模式对消而减小。而且由于短基线先验模型误差变小，这样可以获得非常精确得相位延迟数据，而不是 VLBI 中所使用的精度相对较差的群延迟观测量。

2.1.2 CEI 系统特点

它属于一种短基线干涉仪测量系统，但与目前广泛使用的 159、154A 干涉仪测量系统相比无论在数据处理方法还是在测量元素等方面均存在较大区别。CEI 系统有如下特点：

- 1) CEI 系统的基线较短，一般控制在几百

千米以内，组成 CEI 系统的各测量站之间共用时间和频率标准（有主站通过光纤分发和 GPS 星共视法两种形式），在相对较短的基线上可以实现与长基线延迟测量相当的角精度，而且它不需要长时间连续的数据弧段；

- 2) CEI 测量系统可以用于被动测量（可以通过被动接收遥测副载波及其谐波或者被动接收星上应答机转发的测距伪码得到角度测量数据），CEI 系统的测量元素包括 DOD（站间多普勒频差）、DOR（站间距离差）测量；
- 3) 测量数据以光纤实时传至数据处理中心进行相关处理，系统有较强的实时性；
- 4) 就目前国外 CEI 系统的应用情况而言，对于 16km 基线，测角精度可以达到 50nrad。

2.2 天线组阵

在增大天线口径、降低接收机噪温几近极限的今天，提高信噪比 (SNR) 的一个有效手段就是对来自几个天线的信号进行何处，即天线组阵。所谓天线组阵技术^[6]就是利用分布在不同地点的多个天线组成天线阵列，接收来自同一航天器目标的信号，并将各个天线接收的信号进行合成，从而获得所需的高信噪比接收信号。

天线组阵的优点如下：

- 1) 天线口径越大，波束宽度必然越窄，天线指向误差要求就变得更加严格。天线阵的阵元波束很宽，使得阵的指向误差要求放的更宽，只要以最小信号恶化进行合成就能获得最佳增益。难点从机械域转移到电子域。
- 2) 相比单天线，能显著提高数传速率，从而获得更大的数据量。
- 3) 避免了大型天线存在的加工、装配、调试、操控等难题。

- 4) 提高了资源利用率: 可将多个天线进行不同组合, 支持不同的任务。
- 5) 提高容错性: 使用单天线时, 一旦发生故障就会导致整个系统瘫痪。使用天线阵, 一个天线失效指挥降低系统性能, 不会带来整个系统停止工作。
- 6) 成本更低: 据统计, 天线的建造费用与天线的体积成正比, 而接收能力与天线表面积成正比。例如, 天线口径减少一半, 单个天线的建造费用降低 8 倍。然而, 只需要 4 个天线就能实现这一等效口径, 节省了将近 50% 的费用。
- 7) 系统的可用性和维护的灵活性更好: 假设构建的天线阵列有 10% 的冗余单元, 就可以轮流进行常规的预防性维护, 而系统可全时全功能工作。

2.3 CEI 与天线组阵的结合

CEI 和天线组阵是新型的高精度、低成本、方法巧妙、效果显著的地基测量技术。事实上, CEI 技术与天线组阵技术有着密切的联系。位于不同地点的两个天线接收同一个航天器信号, 之间再用光纤连接, 就组成一个 CEI 系统。因此, 多天线组阵实际上也就构成多基线 CEI 阵列, 比单基线 CEI 精度更高。

虽然 CEI 是靠高精度的相位延迟观测来进行测量的, 但从干涉仪的测量原理来讲, 如果能

拉长基线对 CEI 测量精度提高仍然是有好处的。因为当相位延迟观测精度一定时, 单基线获得的卫星一维角分辨率与基线长度成正比。但是, 长基线对于 CEI 会带来两个操作上的问题: 1) 模糊度计算困难: 基线越长, 对目标初始轨道精度的要求越高, 甚至可能导致高精度相位观测法的失败; 2) 连线长度的限制: 实现连线相位干涉测量要求共用本振, 基线越长, 采用的高稳定性光缆越长, 成本越高。

国外研究已证明, 多基线 CEI 特别是正交 CEI 可以在短基线情况下, 达到扩大基线长度的效果。多基线 CEI 阵列充分利用现有资源, 相比目前的 USB 系统大大提高了测量精度和实时性, 在大幅度提高性能的同时, 降低了投资成本。不仅满足了目前载人航天的工程需求, 而且对深空探测等航天活动也极具实用价值。

3 仿真实验

下面论证了由 CEI 系统提供的两个方向余弦 l, m 和主站提供的双向距离组成的测控系统(组成 CEI 的测控站间距控制在 120km 以内)对中继卫星测控时可以达到的定位精度, 并与由 3 个测距转发站组成的测距转发体制(组成 3S 测控站的站间距离 3000km) 提供的定位结果进行了比较。

3.1 CEI 系统(含主站测距)的定位方程

在测量坐标系下 Rlm 体制测量误差方程有:

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} = (\alpha)^{-1}(\beta_0) \begin{bmatrix} \Delta R \\ \Delta l \\ \Delta m \end{bmatrix} + (\alpha)^{-1}(\beta_1) \begin{bmatrix} \frac{\Delta D_1}{D_1} \\ \frac{\Delta \phi_1}{\Delta \phi_1} \\ \frac{\Delta \varphi_1}{\Delta \varphi_1} \end{bmatrix} + (\alpha)^{-1}(\beta_2) \begin{bmatrix} \frac{\Delta D_2}{D_2} \\ \frac{\Delta \phi_2}{\Delta \phi_2} \\ \frac{\Delta \varphi_2}{\Delta \varphi_2} \end{bmatrix}$$

式中: $(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \phi_1 \cos \varphi_1 & -\sin \phi_1 & \cos \phi_1 \sin \varphi_1 \\ \cos \phi_2 \cos \varphi_2 & -\sin \phi_2 & \cos \phi_2 \sin \varphi_2 \\ x/R & y/R & z/R \end{bmatrix}$ $(\beta_0) = \begin{bmatrix} l & R & 0 \\ m & 0 & R \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$

$$(\beta_1) = \begin{bmatrix} -Rl & x\sin\phi_1\cos\varphi_1 + y\cos\phi_1 + z\sin\phi_1\sin\varphi_1 & x\cos\phi_1\sin\varphi_1 - z\cos\phi_1\cos\varphi_1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$(\beta_2) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -Rm & x\sin\phi_2\cos\varphi_2 + y\cos\phi_2 + z\sin\phi_2\sin\varphi_2 & x\cos\phi_2\sin\varphi_2 - z\cos\phi_2\cos\varphi_2 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

其中： $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 为测量坐标系中定位误差， $\Delta R, \Delta l, \Delta m$ 为系统测量误差， $\phi_1, \phi_2, \varphi_1, \varphi_2$ 是三站不共面转换角度。

$\Delta D_1, \Delta D_2, \Delta\phi, \Delta\varphi$ 为基线误差和角度转换差。

测量坐标系与空间直角坐标系(地心大地空间直角坐标系)的误差转换关系为:

$$\text{其中: } (A) = \begin{bmatrix} \cos(B) & \sin(B) & 0 \\ -\cos(L)\sin(B) & \cos(L)\cos(B) & -\sin(L) \\ -\sin(L)\sin(B) & \sin(L)\cos(B) & \cos(L) \end{bmatrix}$$

$$(B) = \begin{bmatrix} 0 & y\cos(B) - x\sin(B) \\ x\sin(L)\sin(B) - y\sin(L)\cos(B) - z\cos(L) & -x\cos(L)\cos(B) - y\cos(L)\sin(B) \\ y\cos(L)\cos(B) - x\cos(L)\sin(B) - z\sin(L) & -x\sin(L)\cos(B) - y\sin(L)\sin(B) \end{bmatrix}$$

式中: x, y, z 为主站在空间直角坐标系的坐标, L, B 为主站的经度和纬度 $\Delta L, \Delta B$ 为经度和纬度的误差, $\Delta x_{50}, \Delta y_{50}, \Delta z_{50}$ 为主站的站址误差。

3.2 测距转发体制的定位方程

中继卫星测控时测距转发体制的信息流程

为：主站发射机—中继卫星—测距转发站—中继卫星—主站接收机，一个主站三个副站组成的测距转发系统可以提供 3 个双向 4 程距离和，即 3S。测距转发系统测量定位方程为（空间直角坐标系中）：

$$\sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} = R_1$$

$$\sqrt{(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} = R_2$$

$$\sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} = R_3$$

$$\text{误差方程为: } \begin{bmatrix} x - x_1 & y - y_1 & z - z_1 \\ x - x_2 & y - y_2 & z - z_2 \\ x - x_3 & y - y_3 & z - z_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_1 & 0 & 0 \\ 0 & R_2 & 0 \\ 0 & 0 & R_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_1 \\ \Delta R_2 \\ \Delta R_3 \end{bmatrix}$$

3.3 仿真计算结果

CEI 体制三站坐标位置位于北京附近:

	经度	纬度	高程	Φ	φ	D
主站	116°	40°	0.5km			
副 1 站	115°	40°	0.5km	0.01579rad	$3\pi/2$	100.27km
副 2 站	116°	38°	0.5km	0.0184rad	π	116.86km

测距转发体制主站位于北京附近, 3 副站分别位于海南、新疆、黑龙江。根据目前大地测量精度取: 不共面角度转换误差 $\Delta\Phi=\Delta\varphi=10^{-7}$, 基线长度误差 $\Delta D=5\text{cm}$, 主站站址在空间直角坐标系内的测量误差 $\Delta x_{50}=\Delta y_{50}=\Delta z_{50}=10^{-4}\text{ km}$ 。中继卫星位于 XXX 位置。

CEI 测量误差与 2R 测量误差关系(测角误差为 100nrad)

2R 测距误差	σ_x	σ_y	σ_z	$\sigma = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$
50m	23.4m	43.4m	-28.6m	57m
30m	6.8 m	28.6 m	-12.9 m	32.1 m
10m	-9.9 m	13.7 m	2.9 m	17.1 m

测距转发体制测量误差与双向 4 程距离测量误差关系

4 程测距误差	σ_x	σ_y	σ_z	$\sigma = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$
50m	13.8m	48m	-3.4m	50.1m
30m	8.3 m	28.8 m	-2.1 Km	30.1 m
10m	2.8 m	9.6 m	-0.7 m	10 m

3.4 精度分析

由于组成 CEI 系统站间相距较近(相对同步卫星轨道), 因此电离层、对流层对距离差的影响几乎完全抵消, 所以 CEI 系统的距离差精度可以按厘米量级考虑, 即对应 100km 基线长度, 方向余旋测量精度可以按 10^{-7} 设计。而对于测距转发体制, 在双向 4 程距离(主站发射机一中继卫星一测距转发站一中继卫星一主站接收机)测量过程中, 由于电波 4 次经过电离层和对流层, 因此测距误差较大, 即使采用电离层和对流层模型对消技术, 测距精度也应在 20m 量级。

仿真计算结果表明, 在目前测量设备可以达到的技术水平条件下, 二者测量结果相当, 当 1、m 的测角精度达到 100nrad 时, 由 CEI 组成的 R、l、m 测量系统对同步卫星的定轨精度与测距转

发体制得到的定轨精度相当, 但 CEI 系统相对测距转发体制有明显的优势: 组成 CEI 系统的三个测量站可以限制在 100km 以内, 而得到同样的精度测距转发体制需要使 3 个副站分布于 3000km 以外; 组成 CEI 的副站可以被动工作, 不需要副站向卫星转发信号, 简化了副站测量设备; 相对于测距转发体制, CEI 体制可以节约一个副站, 即测距转发体制需 1 主 3 副 4 个测量站, 获得相同精度 CEI 系统仅需要 1 主 2 副 3 个测量站。

4 展望

除了利用天线组阵的多基线布站外, 拟采取以下 6 项措施提高 CEI 测量精度:

- 1) 提高系统频标的稳定性, 采用高稳定性氢原子钟作为频率基准;

- 2) 采用双向时间频率比对技术,保持 CEI 主副站之间严格的时频同步;
- 3) 采用高速、稳定、高可靠的数据相关处理器,尽可能的缩短相关处理器处理时间;
- 4) 采用高精度的站址坐标测量方案和测量手段,减小 CEI 主副站之间的基线测量误差;
- 5) 通过仿真试验建立准确的先验数学模型,解决信号测量的相位模糊问题;
- 6) 进行 CEI 测量的误差分析。影响 CEI 相位延迟测量的误差源比较多,误差模型比较复杂。

总之,这一从二十世纪八十年代发展起来的新型干涉测量技术,对于我国未来的深空探测任务中的航天器实时和准实时定位与导航,较之甚长基线干涉仪更具有吸引力。

参考文献:

- [1] S.W.Thurman "Comparison of Earth-Based Radio Metric Data Strategies for Deep Space Navigation" JPL AIAA-90-2908 p377-385 1990
 - [2] Catherine L. Thornton, James S. Border "Radiometric Tracking Techniques for Deep Space Navigation" JPL Publication 00-11 October 2000
 - [3] C.D.Edwards ,Jr ,D.Rogstad ,D.Fort ,L.White ,and B.Lijima "The Goldstone Real-Time Connected Element Interferometer" JPL TDA Progress Report 42-110 p52-62 1992
 - [4] C. D. Edwards "Goldstone Intracomplex Connected Element Interferometry",JPL TDA Progress Report 42-101 p1-12 1990
 - [5] S.W.Thurman "Information Content of a Single Pass of Phase-Delay Data Form a Short Baseline Connected Element Interferometer" JPL TDA Progress Report 42-101 p26-38 1990
 - [6] 李海涛 译. 深空网的天线组阵技术. 北京: 清华大学出版社. 2005.
- 中国电子学会天线分会年会
songshijie87@yahoo.com.cn
 Tel:010-66368568-809
 15910883640

作者简介:

宋世杰: 男, 1970 年生, 博士, 高级工程师。主要从事航天测控、计算机网络安全方面的研究。
 万鹏: 男, 1981 年生, 硕士, 工程师。主要从事航天测控、卫星网络路由方面的研究。
 刘世勇: 男, 1976 年生, 博士, 工程师。主要从事飞行器设计、轨道动力学方面的研究。

对线极化探头测试圆极化天线的讨论

刘灵鸽

(西安空间无线电技术研究所, 西安 710000)

1 问题的产生

在平面近场测试中, 如果被测天线是圆极化天线, 最常用的方法是采用线极化的探头先接收被测天线的一个极化分量

(假设水平极化) $B_0(\vec{P})$, 然后把探头旋

转 90° , 再接收另一个极化分量(垂直极化) $B_0(\vec{P})$, 最后用这两组相互垂直的线极化分量合成圆极化的方法获得被测圆极化天线的信息。

如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深，让许多工程师望而却步，然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上，我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识，借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训(www.edatop.com)专注于微波射频和天线设计人才的培养，推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程，化繁为简，直观易学，可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛，让天线设计不再难…



HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书，课程从基础讲起，内容由浅入深，理论介绍和实际操作讲解相结合，全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程，可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计，让天线设计不再难…

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程，由经验丰富的专家授课，旨在帮助您从零开始，全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程，边操作边讲解，直观易学；购买套装同时赠送 3 个月在线答疑，帮您解答学习中遇到的问题，让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程，培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合，全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作，同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习，可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试…

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



关于易迪拓培训:

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，一直致力于专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养；后于 2006 年整合合并微波 EDA 网(www.mweda.com)，现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地，成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 **ADS**、**HFSS** 等专业软件使用培训课程，广受客户好评；并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书，帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司，以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

我们的课程优势:

- ※ 成立于 2004 年，10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养，更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果，又能免除您舟车劳顿的辛苦，学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲，结合实际工程案例，直观、实用、易学

联系我们:

- ※ 易迪拓培训官网: <http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网: <http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店: <http://shop36920890.taobao.com>