嫦娥四号中继星4.2 m天线在轨指向标定

王锦清^{1,2,3*}, 徐明辉^{1,4*}, 熊亮⁵, 虞林峰^{1,2,3}, 刘庆会^{1,2,3}, 陆波⁵, 王广利^{1,2,3}

1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030;

2. 中国科学院射电天文重点实验室, 南京 210008;

3. 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海 200030;

4. 华中科技大学物理学院地球物理研究所, 武汉 430074;

5. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094

*联系人, 王锦清, E-mail: jqwang@shao.ac.cn; 徐明辉, E-mail: minghuixu@mail.hust.edu.cn

收稿日期: 2019-03-01; 接受日期: 2019-04-30; 网络出版日期: 2019-06-05

国家重点研发计划(编号: 2018YFA0404702)、基于可变形副面的射电望远镜补偿算法与技术研究(编号: 11873015)和中国科学院关键技术人才项目资助

摘要 本文主要论述了采用天马65 m射电望远镜对嫦娥四号中继星4.2 m天线进行在轨指向标定. 先介绍了标定空间天线指向的方案, 接着论证了方法的可行性, 主要描述了天马射电望远镜天线的性能优势、天线扫描方法和注意点等方面, 并采用射电源和卫星验证了接收系统的稳定性, 然后对测量过程中采用的解算方法进行了详细的描述, 最后给出了多次实测的结果. 结果表明, 采用天马射电望远镜可以有效标定空间天线的指向, 标定误差好于 0.05° . 该方法的成功实践为今后空间天线的在轨指向标定提供了经验借鉴.

关键词 中继星, 天线, 指向, 标定, 测量

PACS: 06.30.Bp, 08.87.+v, 07.05.Fb, 07.57.Hm

1 引言

嫦娥四号实现了人类首次月球背面软着陆, 中继星是嫦娥四号的关键组成部分^[1], 其主要承担了与月球背面着陆器的通讯任务, 其上的4.2 m高增益抛物面天线要求准确指向月背面着陆器, 因此指向的准确性是保证月背通讯任务的一个关键技术.

通常情况下中继星的指向依赖星敏传感器进行维持, 但是星敏传感器光轴和抛物面天线的电轴不完全重合, 在实际中我们直接的应用对象是电轴, 因此如

何准确测量空间天线的电轴指向偏差, 标定其和光轴的差值, 是必须面对的问题. 此外天线的指向误差还受中继星姿态指向偏差、天线电轴偏差、轨道计算等诸多因素的影响, 各项影响因素综合起来都反映到了天线指向的偏差上. 嫦娥四号中继星任务中, 对中继星4.2 m天线指向误差要求在 0.2° 以内, 在轨标定测量精度需要控制到 0.02° 以内.

目前对于空间天线指向标定主要采用如下方法:

1) 对于只具备接收能力的较大口径空间天线, 控制天线围绕射电源或地面发送的信号进行扫描^[2,3], 由空间

引用格式: 王锦清, 徐明辉, 熊亮, 等. 嫦娥四号中继星4.2 m天线在轨指向标定. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 129501
Wang J Q, Xu M H, Xiong L, et al. In-orbit pointing calibration of the 4.2 m antenna on CE4 relay star satellite (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 129501, doi: 10.1360/SSPMA-2019-0063

天线接收信号后解算指向偏差; 2) 对于具备发射能力的空间天线, 可以采用围绕地面大口径接收天线进行扫描, 而后由地面解算空间天线电轴指向偏差^[4]. 本文提出了采用天马65 m射电望远镜对嫦娥四号中继星的4.2 m空间天线进行在轨指向标定测量, 即上述第二种方法.

嫦娥四号中继星4.2 m天线对月背通讯工作频率左旋7. x GHz, 半功率点波束宽度约0.6°, 一般要求指向误差达到1/10的波束宽度^[5,6], 即0.06°左右. 经过多次测量结果表明, 4.2 m天线在的指向误差好于0.05°, 解算误差好于4". 这一方法的成功实施为以后更远距离的空间天线, 如火星、小行星等星载天线的指向标定奠定了基础.

2 方法描述

2.1 测量方案

嫦娥四号中继星需对在轨4.2 m高增益抛物面天线指向进行标定. 我们采用地面射电望远镜接收卫星发送的前向射频信号的方法进行标定工作. 参试设备包括在轨飞行的中继星、天马65 m口径天马望远镜等. 天马望远镜始终跟踪在轨飞行的中继星, 测控系统控制中继星天线进行十字或螺旋式扫描, 天马望远镜接收并记录测试阶段的信号幅度, 最后完成数据分析和解算, 给出星上天线电轴的偏差和解算精度.

天马望远镜采用C波段左旋进行中继星天线指向标定测试, C频段工作频率4–8 GHz^[7]. 接收链路如图1所示. 中继星对准天马望远镜后, 开启7. x GHz点频信号, 经过C波段接收机、频率变换, 把点频信号落到20 MHz基带上进行12 bit采样和实时功率检测, 最后记录数据. 星上天线姿态信息由卫星自主保存, 采样频率为每2 s一次, 测量结束后通过深空站下发该信息. 在数据分析中, 采用三次样条插值得到对应时刻的天线姿态信息.

指向解算程序将汇合记录的功率数据、理论波束、跟踪轨道信息和星上姿态信息进行指向偏差的解算, 并依据天马望远镜控制程序记录的方位和俯仰信息判断跟踪的正确性. 在测量过程中, 中继星天线对天马望远镜扫描时, 功率谱检测软件有实时显示曲线, 测量系统同时还记录了C波段左右旋信号, 以及互相关的幅度和相位, 以便于在后处理中解算交叉极化等

图1 在轨标定接收框图(虚线: 数据事后传递)

Figure 1 Diagram for in-orbit pointing calibration (dotted line: off line)

指标, 就指向解算而言, 实际采用左旋数据进行解算.

2.2 空间天线扫描方式

按照卫星方提供的数据, 扫描的方式主要有两种: 十字扫描和螺旋扫描, 如图2和3所示, 图中坐标系的定义为: X 和 Y 为绕卫星的本体坐标的旋转角度^[8,9], 其 Z 轴始终指向天马望远镜. 在实施任务时, 十字扫描进行过1.2°和0.8°两种范围的扫描; 螺旋扫描范围1.2°, 采用往返扫描方式, 即从原点出发, 扫到最远处后, 进行轨迹“镜像”扫描返回原点. 从设计角度来看, 螺旋扫描在开始初寻找信号时更加有效, 螺旋的螺距可以调整以适应更大范围地搜寻信号. 而在明确卫星所在位置处于中心附近时, 十字扫描用于测定指向偏差会更加有效, 因为其在主波束内的有效数据更多些, 有利于准确解算数据.

3 天马望远镜进行定向测试的优势

采用天马望远镜进行中继星天线在轨指向标定的测试的优势体现在如下四点: 1) 天马望远镜口径大, C波段采用宽带致冷接收机, 灵敏度极高, 天顶方向系统噪声温度全频带不超过25 K^[7], 见图4, 因而对幅度检测的分辨率高. 实测数据表明, 在1 s积分情况下天马望远镜在C波段检测同步卫星信标信号时的幅度随机波动在0.05 dB; 在Ku波段和强射电源情况下, 随机起伏0.2 dB见表1. 2) 天马望远镜的主波束窄, 对标定精

图 2 (网络版彩图) 1.2° 的十字扫描轨迹图
Figure 2 (Color online) 1.2 degrees cross scan.

图 3 (网络版彩图) 1.2° 的螺旋扫描轨迹图
Figure 3 (Color online) 1.2 degrees spiral scan.

度有保证. 天马C波段7.2 GHz上3 dB波束宽度160", 4.2 m天线在7.2 GHz上的主波束宽度为34', 因此测量波束占被测波束不到8%, 从而对星上天线的主波束方向性敏感, 完全满足0.02°的测量需求. 天马望远镜的指向精度极高, 且具有良好的天线效率, 指向模型补偿后, 天线盲指误差好于9"^[5,6], 这对准确接收中继星标定信号亦十分重要. 在测量标定过程的30 min中, 天马望远镜跟踪跨度方位约10°, 俯仰约3°, 需要保持指向的稳定性, 即避免缘于指向突变而导致的接收幅度

图 4 (网络版彩图) C波段全频段天顶方向系统噪声温度 (4.3和5.7 GHz附近为外部干扰信号)
Figure 4 (Color online) System noise temperature for C band in zenith (4.3 and 5.7 GHz are external interference signals).

表 1 卫星和射电源测试

Table 1 Test for satellite and radio source

观测目标	观测频率	随机起伏 RMS (dB)	起伏峰 峰值 (dB)
亚洲4号	4.19 GHz	0.02	0.04
亚洲4号	12.26 GHz	0.05	0.20
3C273B	7 GHz, 20 MHz	0.10	0.20

突变, 这主要由天线跟踪性能和指向模型来保证^[10]. 3) 天马望远镜采用GPS时间比对系统^[11,12], 绝对时间比对精度优于1 ms, 所有设备的频率标准采用氢钟守时, 保证了长时间测量时间的准确性和稳定性. 星上时间由深空站上传地面时间标签而实现同步. 在实现星上姿态信息和地面天马望远镜接收功率时间匹配时, 还需仔细考虑星载天线波束信号远距离传输过程中的时间延时, 在此过程中还需精密轨道的辅助, 由距离折算延时. 在实测数据处理时, 算法设计中已充分考虑由于地面和星上时间差异引起的影响, 通过采用理论信号和实测信号相关系数最大的方法来比对时间, 也可采用改变时标差异的方法来检测卫星姿态角估计值对时标的影响. 4) 天马望远镜C波段接收机系统具有很好的增益稳定性, 其接收机增益稳定好于 5×10^{-4} /h. 我们采用某C波段同步卫星的信标4.19 GHz信号做了长时实测评估, 见图5, 在1 h内, 卫星轨道、大气和接收系统整体综合缓变因素导致的幅度变化不会大于0.05 dB, 而目前一次标定测量时间为30 min左右, 因此该变化量大约0.03 dB左右, 与随机起伏量基本相当.

图 5 (网络版彩图)对同步卫星的信标进行幅度稳定度测试
Figure 5 (Color online) Stability test for GEO satellite beacon amplitude.

4 星载天线指向偏差解算方法

采用实验室十字扫描获得的两个切面的方向图数据见图6, 将该方向图内插并网格化得到 $1^\circ \times 1^\circ$ 的圆上得到每个点的增益, 步长 0.001° , 得到角度和幅度的一一对应关系, 这就是已知波束模型, 如图7所示. 然后设计扫描方法, 即角度为可变量, 实测得到功率数据为观测量, 把该观测量和前述波束模型进行匹配, 可以计算得到角度偏差.

数据处理方法的基本原理是最小二乘平差^[13,14], 建立观测的模型, 依据模型计算得到观测量的理论值和偏导数, 依次建立误差方程和法方程, 平差得到结果. 这里有两点问题需要说明: 1) 由于模型并非线性问题, 在平差时需要逐步迭代完成, 该问题在方案设计时验证了迭代的收敛性; 2) 在估计时除了角度的偏差外, 根据空间距离和接收系统的总增益, 还需要估计信号总的衰减. 图8给出了具体的程序解算流程, 程序主要有两部分构成, 第一部分是计算4.2 m天线相对TM65的方向角度, 第二部分是依据理论和实测信号强度构成观测方程, 然后反复迭代更新4.2 m天线主轴偏差角先验值, 直到估计值小于阈值.

相对于其他方法而言, 选用最小二乘平差有着较大的优势^[15]. 例如, 对于十字扫描而言, 如果采用在XY两个轴上找到各自信号强度的峰值来确定天线的方向, 由于卫星上的天线转动的速度最大达到了 $0.05^\circ/\text{s}$, 而且卫星的姿态信息每两秒一个点, 这样就需要星上的时间和地面上的时间严格对齐. 还有一个潜在的风险是, 对卫星的姿态信息的稳定度并没有实际的观测数据, 而是依据卫星自身的状态记录. 最小二乘方法

图 6 (网络版彩图)高增益天线增益图(0° 和 90° 两个切面)
Figure 6 (Color online) Antenna gain pattern (in 0° and 90° cross).

图 7 (网络版彩图)高增益天线增益图($1^\circ \times 1^\circ$ 的圆上)
Figure 7 (Color online) Antenna gain pattern ($1^\circ \times 1^\circ$).

能有效地利用整个观测时段的所有观测的有效信息来对天线的电轴指向进行确定^[10], 特别是星上天线不进行移动时段内的观测都十分有利于天线方向的确定, 因为这些时段内星上天线的姿态是稳定的, 这反而是超出之前设计时的想法. 因而, 星上天线指向标定的经验之一是在天线每移动到一个位置后做一段时间的静止观测.

图 8 星载天线指向偏差解算流程图

Figure 8 The flowchart for pointing error resolving.

5 实测情况

2018年6月15号开始对星上天线进行了观测, 天马望远镜以很好的效果很快锁定了信号, 然后对天马望远镜自身的跟踪精度进行了测定, 调整了链路增益, 使接收信号时, 系统工作在理想的线性区. 6月16号开始采用不同的扫描方式对中继星上4.2 m天线进行标定测量.

5.1 2018年7月5号观测的处理结果

7月5号UTC 23:00对星上天线进行观测, 随后进行了三次 0.6° 的十字扫描. 天马望远镜观测到的信号强度随时间的变化如图9中红色的点所示, 在十字扫描时段内, 信号变化幅度达13 dB, 这个扫描过程由三次十字扫描组成, 中间有很短暂的停留. 对观测进行拟合后模型值如图9中的蓝色点所示. 参数拟合的情况为: 总计4432个观测值, 在X和Y方向的偏差分别为 0.0562° 和 -0.0418° , 拟合残差为0.4389 dB.

5.2 2018年11月09号观测的处理结果

11月09号UTC 04:00对星上天线进行观测, 随后进行了一次 0.6° 的十字扫描. 天马望远镜观测到的信号强度随时间的变化如图10中红色的点所示, 在十字扫描时段内, 信号有明显的变化, 达到了约13 dB. 对观测进行拟合后模型值如图10中的蓝色点所示. 参数拟合的情况为: 总计1611个观测值, 在X和Y方向的偏差

图 9 (网络版彩图)7月6号十字扫描观测和拟合的情况图 (红色: 观测值; 蓝色: 模型)

Figure 9 (Color online) Cross scan observation (red: observation; blue: model) on July 6th.

分别为 0.0170° 和 -0.0360° , 拟合残差为0.4460 dB.

5.3 观测结果小结

在轨天线的标定共进行过7次独立的观测, 表2统计了这7次观测的估计结果. 根据7次独立的观测可以有效地探讨和分析天线标定的精度和稳定性. 前6次观测跨度约20天, 卫星和太阳处于不同的方位, 面临着不同的空间环境, 因而无法判断天线方向在此期间内的变化. 但是有利的是, 前三次观测在连续的两天内进行, 从这三次观测的结果来看, 信号随机抖动在

表 2 7次独立中继星天线标定结果

Table 2 7 times independent measurement

时间 (UTC)	观测个数	拟后残差 (dB)	$X (^{\circ})$	$Y (^{\circ})$
6月16号(一)	16108	0.41	0.005 ± 0.0004	-0.0402 ± 0.0004
6月16号(二)	16553	0.11	0.009 ± 0.0012	-0.0230 ± 0.0011
6月17号	17284	0.27	0.002 ± 0.0006	-0.0371 ± 0.0011
6月22号	7627	0.20	0.095 ± 0.0010	-0.0576 ± 0.0009
6月29号	5322	0.61	0.054 ± 0.0007	-0.0229 ± 0.0008
7月05号	4432	0.44	0.056 ± 0.0007	-0.0418 ± 0.0007
11月09号	1161	0.45	0.017 ± 0.0012	-0.0360 ± 0.0012

图 10 (网络版彩图)11月9号十字扫描观测和拟合的情况图(红色: 观测值; 蓝色: 模型)

Figure 10 (Color online) Cross scan observation (red: observation; blue: model) on December 9th.

0.12 dB; X 方向估计结果的方差为 0.003° , Y 方向估计结果的方差为 0.009° . 不难看出, 从形式精度来看, 天线方向确定的形式精度好于 0.002° , 实测的波动在 0.01° 水平. 后三次观测分别间隔一周, 受观测设计(观测时

间短、每个扫描动作间未做稳定性的停留等、观测量个数显著减少)和天气因素的影响, 解算得到的天线方向变化也在一定的程度上反映了天线方向受其空间环境变化的影响, 但是测量精度仍然保持不变.

6 讨论与总结

采用天马65 m射电望远镜成功实现了对嫦娥四号中继星4.2 m空间天线进行在轨指向标定测量, 4.2 m天线在空间的指向误差好于 0.05° , X 和 Y 方向指向标定的解算误差好于 0.002° . 这一方法的成功实现对后续类似空间大口径天线的指向标定提供了方法借鉴和实践参考. 另外, 在进行实测任务时, 需要对各种误差因素的影响和特性有深入的理解, 才能得到可靠的结果, 并对结果有确定性的把握. 这其中就包括天马天线自身的指向偏差确定、星地时标的差异、星上天线的在轨控制误差、卫星本体坐标系 Z 轴相对于天马望远镜和卫星连线矢量的变化等, 在数据分析过程还需要对上述因素进行仔细考虑和校正.

参考文献

- Wu W R, Wang Q, Tang Y H, et al. Design of Chang'e-4 lunar farside soft-landing mission (in Chinese). J Deep Space Explor, 2017, 4: 111–117 [吴伟仁, 王琼, 唐玉华, 等. “嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计. 深空探测学报, 2017, 4: 111–117]
- Kardashev N S, Khartov V V, Abramov V V, et al. “RadioAstron”—A telescope with a size of 300000 km: Main parameters and first observational results. Astron Rep, 2013, 57: 153–194, arXiv: 1303.5013
- Levy G S, Linfield R P, Ulvestad J S, et al. Very long baseline interferometric observations made with an orbiting radio telescope. Science, 1986, 234: 187–189
- Xiong L, Wang J Q, Sun J, et al. The calibration of deep space exploration spacecraft antenna beam direction (in Chinese). J Deep Space Explor, 2018, 5: 554–560 [熊亮, 王锦清, 孙骥, 等. 深空探测器大口径天线指向在轨标定方案. 深空探测学报, 2018, 5: 554–560]

- 5 Yu L F, Wang J Q, Zhao R B, et al. Pointing model establishment of TM65 m radio telescope (in Chinese). *ACTA Astron Sin*, 2015, 56: 1–13 [虞林峰, 王锦清, 赵融冰, 等. TM65 m射电望远镜指向模型的建立. *天文学报*, 2015, 56: 1–13]
- 6 Wang J Q, Yu L F, Zhao R B, et al. High precision pointing error detection method for large radio telescope. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2014, 47: 129504 [王锦清, 虞林峰, 赵融冰, 等. 大型射电望远镜高精度指向偏差检测方法. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2014, 47: 129504]
- 7 Wang J Q, Yu L F, Zhao R B, et al. Measurements and analysis of system noise temperature of the low-frequency bands for the TM65 m radio telescope (in Chinese). *Acta Astron Sin*, 2015, 56: 63–76 [王锦清, 虞林峰, 赵融冰, 等. TM65 m射电望远镜低频段系统噪声温度测试和分析. *天文学报*, 2015, 56: 63–76]
- 8 Lv J T. Attitude Control Algorithms Research for Three-Axis Stabilized Satellite (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007 [吕建婷. 三轴稳定卫星姿态控制算法研究. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007]
- 9 Azor R, Bar-Itzhack I Y, Harman R R. Satellite angular rate estimation from vector measurements. *J Guidance Control Dyn*, 1998, 21: 450–457
- 10 Wang J Q, Zhao R B, Yu L F, et al. Antenna performance measurements in L, S, C and X bands for TM65 m radio telescope (in Chinese). *Acta Astron Sin*, 2015, 56: 279–293 [王锦清, 赵融冰, 虞林峰, 等. TM65 m射电望远镜L, S, C, X频段天线性能测量. *天文学报*, 2015, 56: 279–293]
- 11 Dana P H. Global positioning system (GPS) time dissemination for real-time applications. *Real-Time Syst*, 1997, 12: 9–40
- 12 Misra P, Enge P. *Global Positioning System: Signals, Measurements and Performance*. 2 ed. Lincoln: Ganga-Jamuna Press, 2006
- 13 Friedman J, Hastie T, Tibshirani R. *The Elements of Statistical Learning*. New York: Springer, 2009. 11
- 14 Plackett R L. Studies in the history of probability and statistics. XXIX: The discovery of the method of least squares. *Biometrika*, 1972, 59: 239–251
- 15 Bates D M, Watts D G. *Nonlinear Regression Analysis and Its Applications*. New York: Wiley, 1988

In-orbit pointing calibration of the 4.2 m antenna on CE4 relay star satellite

WANG JinQing^{1,2,3*}, XU MingHui^{1,4*}, XIONG Liang⁵, YU LinFeng^{1,2,3}, LIU QingHui^{1,2,3},
Lu Bo⁵ & WANG GuangLi^{1,2,3}

¹ Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

² Key Laboratory of Radio Astronomy, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008, China;

³ Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Position Techniques, Shanghai 200030, China;

⁴ Institute of Geophysics, School of Physics, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

⁵ Aerospace Dongfanghong Satellite Co., Ltd, Beijing 100094, China

This paper mainly discusses the in-orbit pointing calibration of the 4.2-meter antenna of the CE4 relay star by the Tianma 65-meter (TM65 m) radio telescope. Firstly, the pointing calibration scheme of the antenna in space is introduced. Then the feasibility of the method is demonstrated. The performance, advantages of the TM65 m antenna, scanning method and the aspects which should be careful are described. The stability of the receiver system is verified by satellite beacon and radio source signal. The solving methods are introduced in detail. Finally, the results of several measurements are given which show that the Tianma radio telescope can effectively calibrate the pointing of the space antenna. The error is no more than 0.05°. The successful practice of this method will provide an empirical reference for the in-orbit pointing calibration of space antennas in the future.

relay satellite, antenna, pointing, calibration, measurement

PACS: 06.30.Bp, 08.87.+v, 07.05.Fb, 07.57.Hm

doi: [10.1360/SSPMA-2019-0063](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2019-0063)