



“天问一号”太阳等离子体延迟误差分析与修正

段成林, 张宇, 韩意, 段建锋

Analysis of Delay Error Correction of Solar Plasma Region on Tianwen-1

DUAN Chenglin, ZHANG Yu, HAN Yi, and DUAN Jianfeng

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210103>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

一种基于太阳震荡时间延迟量测的自主天文导航方法

A Novel Autonomous Celestial Navigation Method Using Solar Oscillation Time Delay Measurement

深空探测学报(中英文). 2019, 6(1): 88-95

等离子体磁流体发电研究进展

Research Progress of Plasma Magnetic Fluid Power Generation

深空探测学报(中英文). 2018, 5(4): 331-346

“天问一号”着陆缓冲机构吸能材料设计分析与试验验证

Design and Test Verification of Energy Absorption Material in the Soft Landing Gear for Tianwen-1 Mars Probe

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 472-477

一种快速星光角距/时间延迟量测组合导航方法

A Fast Star Angle/Time Delay Measurement Integrated Navigation Method

深空探测学报(中英文). 2021, 8(2): 190-197

“天问一号”降落伞材料性能分析与试验研究

Performance Analysis and Experimental Study of Tianwen-1 Parachute Material

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 478-485

舌形张角型脉冲等离子体推力器极板结构参数影响仿真研究

Simulation Researches on the Pulsed Plasma Thruster with Tongue-Shaped and Flared Electrodes

深空探测学报(中英文). 2017, 4(3): 225-231



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

“天问一号”太阳等离子体延迟误差分析与修正

段成林, 张宇, 韩意, 段建锋

(北京航天飞行控制中心, 北京100094)

摘要: 当电磁波穿过行星际空间区域飞行时, 太阳等离子体给测控通信信号带来较大的反射损耗并降低测控通信信号的功率。分析了等离子体延迟误差与深空探测器测控的影响, 讨论了等离子体延迟误差与太阳-地球-探测器夹角 SEP 、探测器与日心距离 r 的关系, 将仿真结果和“天问一号”在轨实测数据进行对比验证。结果表明, 等离子体延迟随着 SEP 和 r 的增大而减小, 深空航天器精密测定轨时必须考虑太阳等离子体的延迟影响, 对等离子体延迟误差修正后, 再经动力学轨道改进可消除残余误差。

关键词: 深空探测; 等离子体; 时间延迟; 太阳-地球-探测器夹角

中图分类号: V412.41

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)06-0592-08

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210103

引用格式: 段成林, 张宇, 韩意, 等. “天问一号”太阳等离子体延迟误差分析与修正[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(6): 592-599.

Reference format: DUAN C L, ZHANG Y, HAN Y, et al. Analysis of delay error correction of solar plasma region on Tianwen-1[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(6): 592-599.

引言

在深空探测任务中, 探测器的跟踪及精密测定轨是完成任务的前提, 而探测器在行星际空间飞行时, 会受到太阳风的强烈影响。太阳风是高密度强湍流电离气体(等离子体)从太阳中喷射出来的结果, 这些电离的离子以400 km/s的速度从太阳高速流出后扩散到广阔的行星际空间, 使行星际空间成为等离子体区^[1-6]。当电磁波穿过这些区域时, 会给测控通信信号带来较大的反射损耗并降低测控通信信号的功率, 影响飞行器和地面测控站之间测控通信信号的传输。其中, 对测控数据影响最大的是电磁波的时间延迟, 延迟误差对测距的影响单程最大可以达到几十米, 远高于中国深空测控网统一X波段(Unified X-Band, UXB)雷达的测量精度, 在数据处理中必须对其进行误差修正, 从而提高测定轨精度。

计算等离子体延迟误差通常使用经验模型或三维数值模型。目前常用的经验模型有Muhleman和Anderson^[7]在1981年根据“海盗号”(Viking)探测器实验数据提出的M&A电子密度模型、Bird^[8]在1995年利用Ulysses飞船的双频信号来反演等离子体密度的Bird模型、2010年加州理工学院(California Institute of Technology)公开文献中描述的Caltech模型^[4]。另外,

基于物理的以强大计算能力为基础的模拟太阳风暴日冕行星际过程的三维数值模型在近几年也取得了很大进展, 主要有HAF模型、空间天气模型架构、混合日球层模型系统、日冕-日球层模型、Nakamizo三维数值模型等。通过数值模型也可求出其计算范围内的电波路径上的电子密度。这些模型主要侧重研究空间天气的演化过程, 在一定程度上能够反映观测环境的变化, 比如太阳风速度、密度、总磁场的变化等, 但是模拟结果的精度还有待提高^[5]。

经验模型计算和使用方便, 易于开展动态修正, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)提供的日冕距离修正公式就使用了M&A电子密度模型。

中国首个火星探测器“天问一号”(Tianwen-1)在2021年5月15日成功实现火星软着陆。在天问一号“绕”“着”“巡”一体化自主火星探测中, 地火空间和近火空间环境探测是其重要科学目标之一^[3]。本文对Caltech模型和M&A模型做了精度比对分析, 结果表明两种模型精度相当, 综合考虑精度和计算方便的因素, 在首次火星探测任务实测数据处理中采用Caltech模型, 对太阳等离子体产生的误差进行修正, 以提高“天问一号”探测器精密定轨。

1 深空测距测量

高精度测距不仅可用于航天器的定轨计算，更可利用环绕飞行航天器的测量信息进行行星历表计算。常用的测距形式为连续波测距，主要包含侧音测距和伪码测距。在深空探测任务中，通常使用双程和三程测距模式，测距观测方程为

$$\rho(t_R) = \rho_u(t_R) + \rho_d(t_R) \quad (1)$$

其中： t_R 为测站接收时间； $\rho(t_R)$ 为 t_R 时刻的距离和测量值； $\rho_u(t_R)$ 为上行链路信号从测站到探测器的传输距离； $\rho_d(t_R)$ 为下行链路信号从探测器到测站的传输距离。

上行链路传输距离表示为

$$\begin{aligned} \rho_u(t_R) = & |r(t_v) - R(t_T)| - cd t_u + \\ & \delta\rho_u(p) + \delta\rho_u(n) + \delta\rho_u(s) + \delta\varepsilon_u \end{aligned} \quad (2)$$

下行链路传输距离为

$$\begin{aligned} \rho_d(t_R) = & |r(t_v) - R(t_R)| - cd t_d + \\ & \delta\rho_d(p) + \delta\rho_d(n) + \delta\rho_d(s) + \delta\varepsilon_d \end{aligned} \quad (3)$$

其中： t_v 表示探测器接收/转发信号时间（接收转发的时延忽略）； $r(t_v)$ 表示探测器的位置； $R(t_T)$ 表示测站发送信号时的位置； $R(t_R)$ 表示测站接收信号时的位置； c 为光速； δt_u 、 δt_d 表示上下行链路测站设备和应答机引入的时间延迟误差； $\delta\rho_u(p)$ 、 $\delta\rho_d(p)$ 表示上下行链路对电离层折射误差； $\delta\rho_u(n)$ 、 $\delta\rho_d(n)$ 表示上下行链路电离层延迟误差； $\delta\rho_u(s)$ 、 $\delta\rho_d(s)$ 表示上下行链路等离子体延迟误差； $\delta\varepsilon_u$ 、 $\delta\varepsilon_d$ 表示上下行链路其它误差，如地面热噪声误差、频率源不稳引入的误差、测距终端分辨误差、站间时钟偏差和航天器光行时误差等。

测站设备和应答机时延误差、站间时钟偏差等由测站进行修正；对流层、电离层、等离子体误差和光行时误差等由数据使用方进行修正。通过上述手段仍然不能消除的误差，可将测量系统差作为待求解参数在动力学轨道改进模型中消除。

在深空测量中，探测器距离地球非常遥远，距离测量时相邻两次电波信号经历的路径并不完全一致，但可近似认为在较小的积分周期内，对距离和做差然后对时间求导的过程中，已抵消了绝大部分的测距量测误差，测速数据没有明显的系统差。

2 太阳等离子体延迟误差

太阳风是由日冕和行星际空间的巨大压力差造成的，太阳风向外流动，在行星际空间形成巨大的不均匀等离子体区，这些等离子体区伴随着太阳磁场的波动有显著变化。在数据处理过程中，在修正等离子体带来的误差时，使用经验模型计算信号传播路径上的

总电子含量，然后计算电波的时间延迟，最后乘以光速转换为测距的修正量。

2.1 太阳-地球-探测器位置关系

设地心到太阳的距离为 R_e （1 AU）、地心到探测器的光路径距离为 L 、太阳-地球-探测器的夹角为 SEP ，则太阳、地球、探测器三者关系可以用 L 、 R_e 、 SEP 3个量表示，如图1所示。

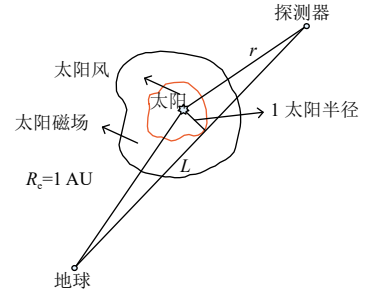


图1 太阳-地球-探测器位置关系与太阳风影响
Fig. 1 Geometric relationships between the Sun-Earth-probe for calculating solar wind effects

图1中，当太阳质心至探测器光路径最短距离为1太阳半径时，对应的 SEP 约为 0.267° ，理论上电磁波信号以这个角度穿越太阳等离子体区时，由于等离子体区电子浓度最大，电磁波时间延迟影响也最大。当探测器、太阳、地球在同一直线上，强大的太阳辐射会导致通信信号中断，称之为“日凌”。国际上，当 SEP 小于 5° 时，一般会停止对探测器的测控通信。

2.2 电波时间延迟

电磁波的时间延迟是由于传播路径中存在电离介质而产生的额外延迟，它是路径上总电子含量和无线电波频率的函数^[8]，即

$$\Delta\tau_{\text{cor}} = \frac{40.3}{cf^2} \int_{p_1}^{p_2} N_e dl \quad (4)$$

其中： $\Delta\tau_{\text{cor}}$ 为时延（s）； c 为光速（m/s）； f 为电波频率（Hz）； p_1 和 p_2 分别为观测站和探测器的位置； $\int_{p_1}^{p_2} N_e dl$ 为观测站到探测器路径方向上的总电子含量（electrons/m²）； N_e 为电波传播路径上 dl 处的太阳风电子密度。

考虑到深空探测中上下行链路的2次影响，探测器相对地球运动以及 SEP 角变化不大，此处可作简化处理，对式（4）进行倍乘，计算获取双程的时延^[8]。在电波路径和电波频率已知的情况下，计算延迟的一个关键在于获得电波传播路径上的电子密度，而电子密度只与电波传播路径有关。

2.3 等离子体密度计算

在等离子体密度计算经验模型中，由于M&A模型

提出较早, 精度高且能较好地反映等离子区物理背景, 在工程实验中应用较多^[9]。Caltech模型2010年公开, 适用于低日面纬度地区, 等离子体密度计算只与目标到日心的距离有关, 运算逻辑简单, 提供了一种新的计算思路。

1) M&A等离子体密度模型

M&A模型^[7-9]等离子体密度 N_e 可近似表达为

$$N_e(r, \varphi) = \frac{1.32 \times 10^{12}}{r^{2.7}} \exp\left(-\frac{\varphi^2}{\varphi_s^2}\right) + \frac{2.3 \times 10^{11}}{r^\alpha} \quad (5)$$

其中, r 为太阳系中某点到日心的距离, 单位取太阳半径; φ 为该点的日面纬度, 即某点与日心的连线和太阳赤道面的夹角(太阳赤道面相对于黄道面的轨道倾角 $I = 7.5^\circ$); φ_s 为日心距离相同处等离子体密度最大值所对应的日面纬度, 此模型中 $\varphi_s = 8^\circ \pm 3^\circ$; $\alpha = 2.04 \pm 0.02$; N_e (m^{-3})。

分析等离子体导致的时间延迟时, 可以近似认为探测器一直运行在黄道面内, 由此做简化处理近似认为探测器日面纬度 $\varphi \approx 0$, 则式(5)简化为

$$N_e(r) = \frac{1.32 \times 10^{12}}{r^{2.7}} + \frac{2.3 \times 10^{11}}{r^{2.04}} \quad (6)$$

2) Caltech等离子体密度模型

Caltech模型^[4]等离子体密度 N_e 为

$$N_e(a) = 2.21 \times 10^{14} \left(\frac{a}{R_s}\right)^{-6} + 1.55 \times 10^{12} \left(\frac{a}{R_s}\right)^{-2.3} \quad (7)$$

其中: a 为太阳系中某点到日心的距离(m); R_s 为太阳半径($R_s = 6.96 \times 10^8 \text{ m}$)。

2.4 等离子体延迟误差计算方法

考虑图1所描述的太阳、地球、探测器位置关系, 为了全面分析太阳等离子体区的影响, 将太阳、地球和探测器的夹角 SEP 从 $0.267^\circ \sim 180^\circ$ 划分为 $0.267^\circ \sim 20^\circ$ 和 $20^\circ \sim 180^\circ$ 两个部分。其中, SEP 从 $0.267^\circ \sim 20^\circ$ 包括的扇形部分为太阳等离子体区主要影响范围, 此时太阳质心至探测器光路径最短距离不超过75个太阳半径。同时, 假定探测器至地球的光路径长度 L 为2倍地球至太阳距离(2 AU), 分析计算该模式下M&A模型和Caltech模型各自太阳等离子体总电子含量和太阳等离子体区时延与 SEP 的关系。

步骤1: 对于每一个确定的 SEP 和 L , 使用式(8)计算探测器至日心的距离 r

$$r = \sqrt{L^2 + R_e^2 - 2LR_e \cos(SEP)} \quad (8)$$

其中: R_e 为地心至太阳的距离, 可近似认为是固定值。

步骤2: 根据M&A或Caltech等离子体密度计算模型计算探测器至观测站光路径 L 上各点的电子密度 N_e 。

步骤3: 根据式(9)积分计算光路径 L 上等离子体总电子含量 $STEC$ 。

$$STEC = \int_{p_1}^{p_2} N_e dl \quad (9)$$

步骤4: 根据式(4)计算每一个确定的 SEP 和 L 对应的太阳等离子体区时间延迟量。

步骤5: 重复上述计算过程, 最后获取不同角度下太阳等离子体区总电子含量和太阳等离子体延迟对测距的影响误差。

图2和图3在本文假设光路径长度为2 AU的情况下, 给出了斜距方向总电子含量和等离子体延迟对测距的影响误差与 SEP 的变化关系。

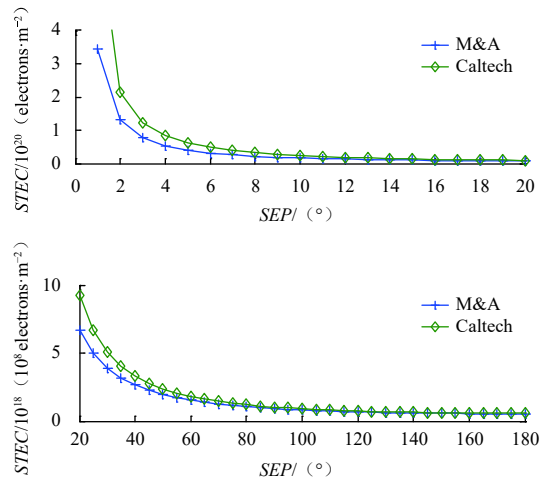


图2 斜距方向总电子浓度($STEC$)与 SEP 关系图
Fig. 2 Relationship between slant total electron contents ($STEC$) and SEP

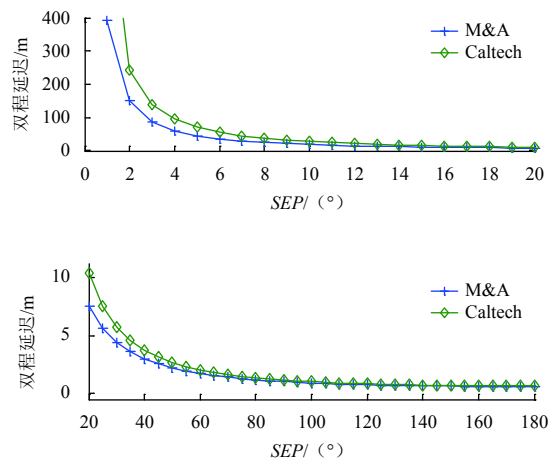


图3 等离子体延迟测距影响误差与 SEP 关系
Fig. 3 Relationship between influence error of plasma delay ranging and SEP

从图2和图3可以看出, SEP 越小, 斜距方向总电子含量越大, 相应地电磁波时间延迟对测距的影响也

越大,对测控信号的影响也越明显。此外,通过上述分析表明,如果以太阳赤道面作参考面,Caltech模型和M&A模型精度相当,两种模型均可以在修正等离子体误差时使用。

3 “天问一号”等离子体延迟分析

3.1 仿真数据精度分析

首先采用“天问一号”标称轨道,将“天问一号”发射 T_0 时刻作为时间起始点,仿真生成全程星历,同时标注近火制动(Braking Near Mars)、动力下降(Entry Descent Landing)等关键时间节点,然后计算出“天问一号”在地火转移轨道和环火轨道中太阳-地球-探测器的夹角 SEP 、视线方向的太阳等离子体总电子数和对应的等离子体对测距的影响变化情况,如图4和图5所示。

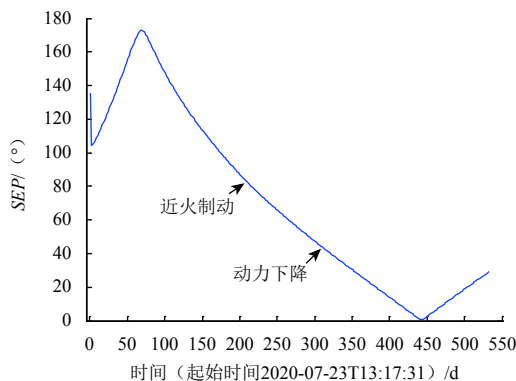


图4 太阳-地球-“天问一号”夹角示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the angle of Sun-Earth-Tianwen-1

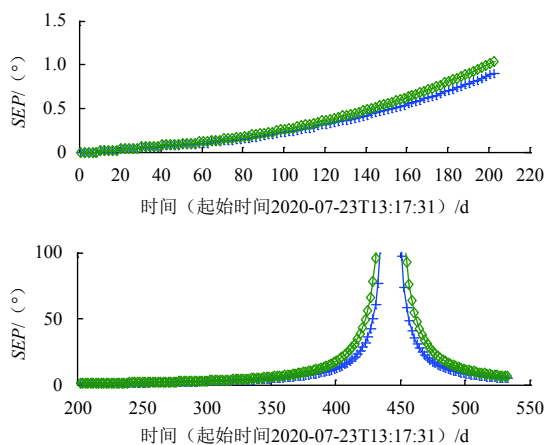


图5 “天问一号”太阳等离子体延迟测距影响误差

Fig. 5 Influence error of solar plasma delay ranging on Tianwen-1

由图4和图5可以看出,从“天问一号”发射至探测器近火制动结束,地火转移轨道中太阳-地球-“天问一号”的夹角 SEP 由 140° 变化至 80° ,从近火制动段至降

轨前 SEP 由 80° 变化至 40° 。由此可知,对“天问一号”来说,从发射至降轨前,各深空观测站主要观测任务弧段 SEP 均较大,太阳等离子体延迟对测距的影响双程误差在1.2 m以内,有利于探测器的精密测定轨。而在环火轨道中,“天问一号”有相当长一部分时间 SEP 低于 20° ,部分时段还处于“日凌”期间,测控通信信号将不可见,太阳等离子体时延的影响将达到最大。

进一步,为了更加直观地定量分析太阳等离子体延迟对“天问一号”精密定轨的影响,使用“天问一号”进入“日凌”前历元时刻为2021-09-05T08:00:00.000的轨道根数作为初轨,外推3 d计算精密星历,同步生成仿真数据时只添加设备随机误差。仿真测量数据不添加等离子体延迟误差,定轨结果与精密星历比较如图6所示。

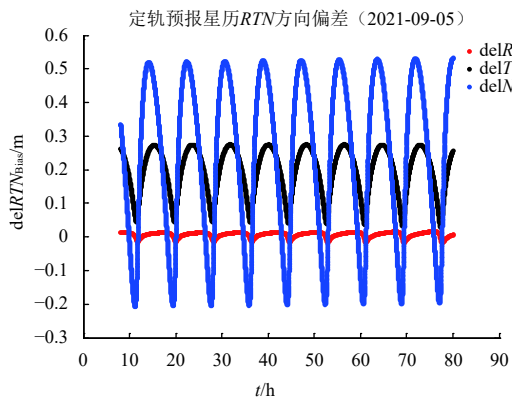


图6 仿真数据不加误差定轨与精密星历比较

Fig. 6 Comparison of orbit determination and precise ephemeris with simulation data without error

添加等离子体延迟误差后,定轨结果与精密星历的比较如图7所示。其中,添加的等离子体延迟量如图8所示。

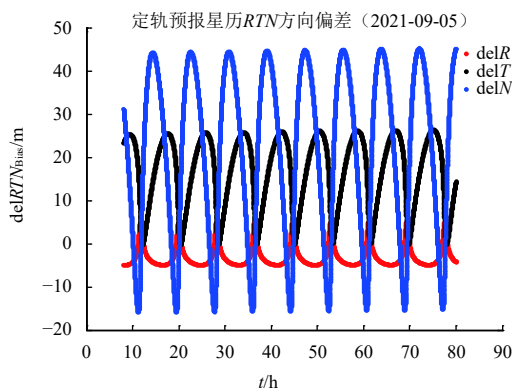


图7 仿真数据加误差定轨与精密星历比较

Fig. 7 Comparison of orbit determination and precise ephemeris with simulation data plus error

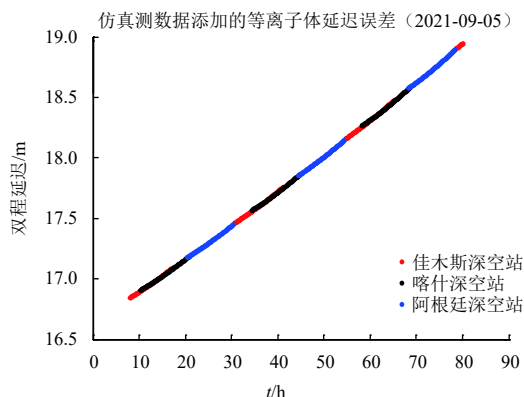


图8 仿真数据添加的测距等离子体延迟误差

Fig. 8 Fig. 8 Ranging plasma delay error added by simulation data

由图6和图8可以看出, 没有等离子体影响时, 测定轨精度优于1 m, 如果将等离子体误差引入测定轨计算, 则测定轨误差达到10 m量级。所以, 如果需要精密测定轨则需要对等离子体延迟进行修正。

3.2 实测数据精度分析

更进一步, 使用“天问一号”探测器2021年5月29日—2021年5月31日和2021年9月5日—2021年9月7日进入中继轨道时2个时间段的实际测量数据进行分析。因为测速数据没有系统差, 首先利用测速数据计算精密轨道, 然后利用精密轨道标定测距数据, 验证等离子体延迟对测距的实际影响。

使用精密轨道标定测距残差时, 首先使用精密轨道计算该时刻的理论测距数据, 然后对理论测距数据和实际测距数据做差, 其残差体现的是实际观测数据的质量。在此过程中, 仅对测距数据做对流层、电离层和等离子体误差修正, 标定的测距残差中还包含除此之外的其它误差, 这些误差必须使用动力学模型进行轨道改进, 通过求解系统差和随机差的方式消除。

使用2021年5月29日—2021年5月31日实测数据分析太阳等离子体延迟对测距的影响, 这段时间内“天问一号”SEP角在43.5°左右。首先, 测距数据只做对流层、电离层修正, 精密轨道对测距的残差标定如图9所示。其次, 对测距数据作对流层、电离层、等离子体修正, 等离子体修正量大小如图10所示。

对测距数据做等离子体延迟误差修正后, 精密轨道对测距的残差标定如图11所示。可以看出, 由于此时等离子体延迟误差不到3 m, 测距数据残差有所减小, 但不够明显。

从图11可以看出, 2021年05月29日—2021年05月31日期间, 佳木斯站、喀什站和阿根廷站测距数据, 经过对流层、电离层和等离子体误差修正后, 每个测站各自系统差基本上固定在同一个水平, 表明这期间测量跟踪比较稳定, 由设备和环境变化带来的测量系统差3 d内变化不大。

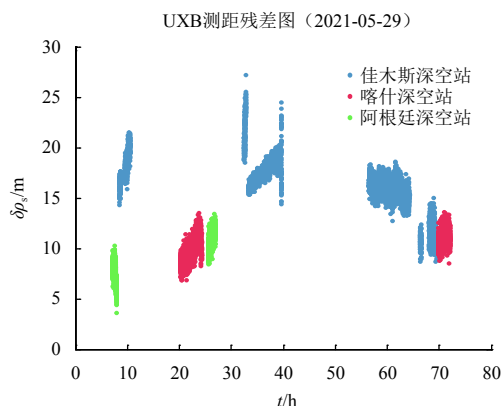


图9 “天问一号”精密轨道对UXB测距的残差标定a1

Fig. 9 Residual calibration of UXB ranging by Tianwen-1 precision orbit a1

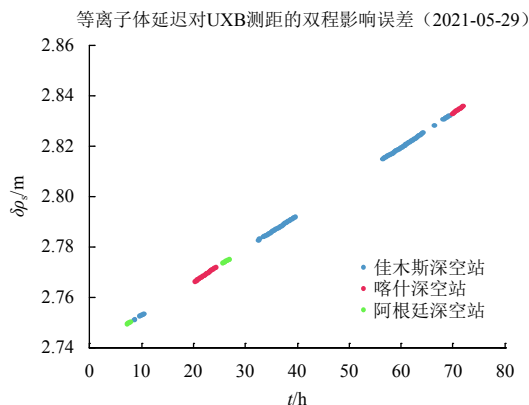


图10 等离子体延迟对UXB测距的双程影响误差a2

Fig. 10 Two-way influence error of plasma delay on UXB ranging a2

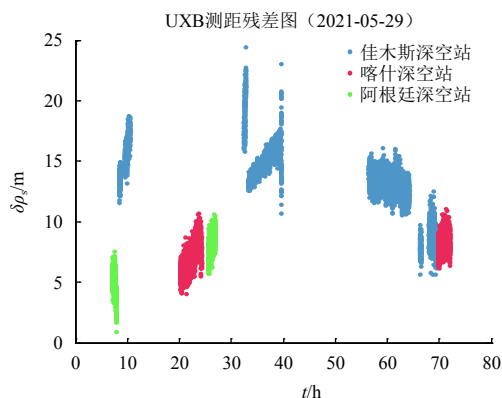


图11 “天问一号”精密轨道对UXB测距的残差标定a3

Fig. 11 Residual calibration of UXB ranging by Tianwen-1 precision orbit a3

使用2021年9月5日—2021年9月8日实测数据分析太阳等离子体延迟对测距的影响, 这一时间段“天问一号”SEP角在10°左右, 等离子体延迟的影响较大。同

样对测距数据做对流层、电离层修正,精密轨道对测距的残差标定如图12所示,其次,只对测距数据做对流层、电离层、等离子体修正,等离子体修正量大小如图13所示。

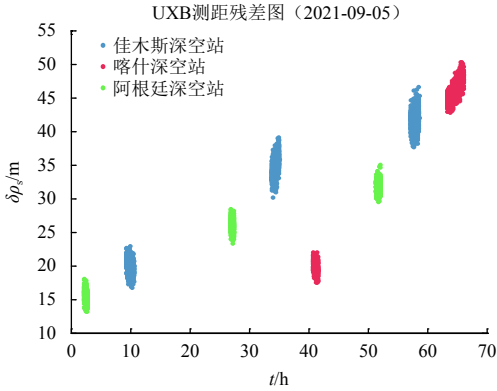


图12 “天问一号”精密轨道对UXB测距的残差标定b1

Fig. 12 Residual calibration of UXB ranging by Tianwen-1 precision orbit b1

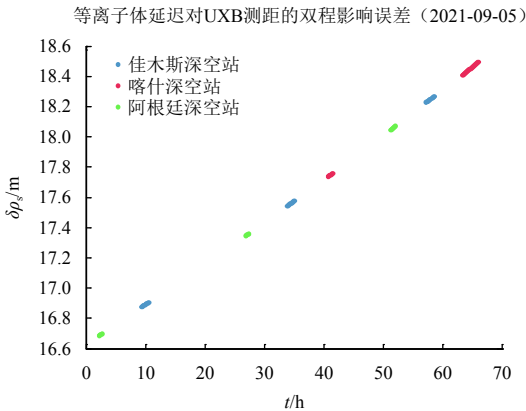


图13 等离子体延迟对UXB测距的双程影响误差b2

Fig. 13 Two-way influence error of plasma delay on UXB ranging b2

增加了等离子体延迟误差修正后,精密轨道对测距的残差标定如图14所示。此时等离子体延迟误差在16~19 m左右,可以看出,测量数据残差减小明显。

从图12和图14可以看出,2021年9月5日—2021年9月8日期间,佳木斯站、喀什站和阿根廷站测距数据,经过误差修正后,3个测站各自系统差并没有固定在同一个水平上,表明这段时间内测距数据还有部分测量误差没有消除。由于经验模型等离子体修正量与测距测量值呈线性关系,在SEP角较小的情况下,是否是因为传统经验模型并不能够完全消除等离子体延迟带来的误差,还需后续进一步研究。

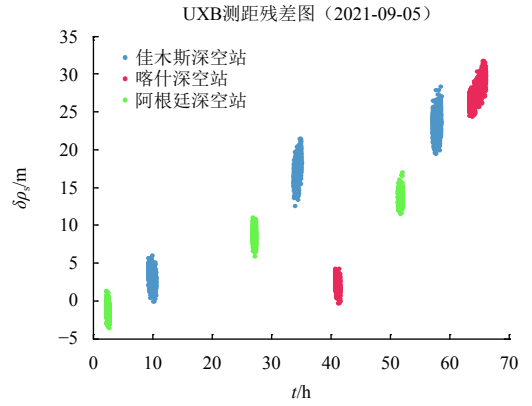


图14 “天问一号”精密轨道对UXB测距的残差标定b

Fig. 14 Residual calibration of UXB ranging by Tianwen-1 precision orbit b

3.3 动力学轨道改进模型

深空测量中,探测器器总摄动加速度矢量 $\vec{r}$ 定义为除了中心天体引起的质点引力加速度之外的总加速度,包含 n 个质点产生的引力加速度、非球形部分产生的引力加速度、气动力产生的加速度、太阳辐射压产生的加速度、相对论效应产生的加速度、姿态控制系统调整过程引起的加速度、天体潮汐引起的加速度等。

探测器的考威尔积分运动方程为

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{f}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t, \mathbf{p}) \\ \mathbf{p} = (\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \mathbf{p}^*)^T \end{cases} \quad (10)$$

其中: $\mathbf{r}$ 为探测器 t 时刻的位置坐标列向量; $\mathbf{p}$ 为模型参数向量; $\mathbf{r}_0$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 分别为探测器在J2000.0惯性坐标系中某历元时刻的位置和速度; $\mathbf{p}^*$ 为与阻力、光压系数、测量系统差等有关的模型参数。

使用动力学模型进行轨道改进时,首先计算探测器总的摄动加速度,获取探测器的理论轨道,然后使用理论轨道反算测距等观测量并与实际测量值做差,采用最小二乘方法,使得差的平方和最小。在此过程中,探测器 t 时刻位置速度参数 $\mathbf{r}_0$ 、 $\dot{\mathbf{r}}_0$ 、模型参数 $\mathbf{p}^*$ 等作为未知参数一起被求解。

在实测数据定轨中,首先需要对测量数据进行对流层、电离层和等离子体误差修正,对于修正后剩余的残余误差可当做测量系统差作为待求解参数在上述动力学轨道改进模型中消除。消除了残余误差后的测站最终定轨残差分别如图15和图16所示。可以看出,消除了太阳等离子体延迟误差和残余系统差之后,3个深空站的测距定轨残差最终在4 m以内。

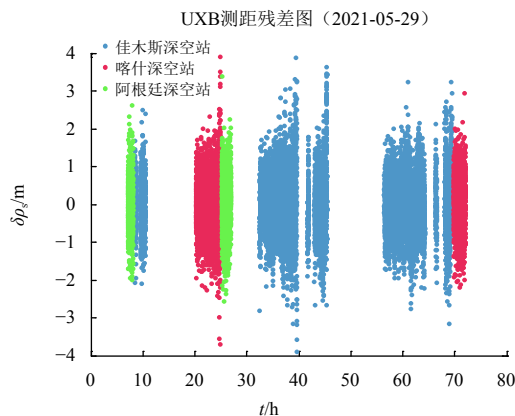


图 15 深空站UXB测距数据定轨残差c1

Fig. 15 Residual Calibration of UXB ranging by Tianwen-1 precision orbit c1

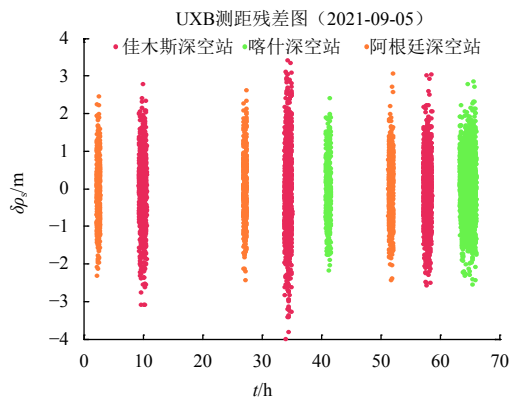


图 16 深空站UXB测距数据定轨残差c2

Fig. 16 Residual Calibration of UXB ranging by Tianwen-1 precision orbit c2

4 结 论

本文首先仿真计算了太阳等离子体延迟误差与太阳-地球-探测器夹角 SEP 、探测器与日心距离 r 的关系,结果表明,等离子体延迟对测距的影响随着 SEP 和 r 的增大而减小。然后通过“天问一号”实测数据进行了分析计算,得出如下结论:

1) 在“天问一号”地火转移轨道和环火初期轨道中 SEP 大于 20° ,等离子体延迟双程误差小于2 m;

2) 在“天问一号”环火轨道中,当 SEP 小于 20° 并趋近于 0° 时,等离子体双程延迟误差从2 m左右逐渐递增到百米;

3) 对测距数据进行等离子体延迟误差修正后,测量数据残差均有不同程度的减小,减小的量级与等离子体延迟误差大小量级一致,尤其是在 SEP 小于

20° 时,等离子体延迟误差修正后对测距数据质量的提高效果更加明显;

4) 经过等离子体误差修正后,测距数据还需要进行动力学轨道改进消除残余误差,最终定轨残差可小于4 m以内。

参 考 文 献

- [1] 段建锋,张宇,曹建峰,等.中国月球探测任务轨道确定技术及发展综述[J].深空探测学报(中英文),2019,6(3):203-209.
DUAN J F, ZHANG Y, CAO J F, et al. A summary of orbit determination for Chinese lunar exploration project[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(3): 203-209.
- [2] 于登云,孙泽州,孟林智,等.火星探测发展历程与未来展望[J].深空探测学报(中英文),2016,3(2):108-113.
YU D Y, SUN Z Z, MENG L Z, et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 108-113.
- [3] 周斌,赵华,王近东,等.火星空间环境磁场探测研究——高精度磁强计[J].空间科学学报,2009,29(5):467-474.
ZHOU B, ZHAO H, WANG J D, et al. Martian space environment magnetic field investigation: high accuracy magnetometer[J]. Chinese Journal of Space Science, 2009, 29(5): 467-474.
- [4] California Institute of Technology. Solar corona and solar wind effects[R]. [S. l.]: California Institute of Technology, 2010.
- [5] 唐歌实.深空测控无线电测量技术[M].北京:国防工业出版社,2012.
- [6] 刘庆会,昌胜琪,黄勇,等.火星探测器跟踪及VLBI测定轨分析[J].中国科学:物理学 力学天文学,2017,47:99504.
LIU Q H, CHANG S Q, HUANG Y, et al. Mars spacecraft tracking and analysis of VLBI orbit determination[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2017, 47: 99504.
- [7] MUHLEMAN D O, ANDERSON J D. Solar wind electron densities from Viking dual-frequency radio measurements[J]. Astrophysics Journal, 1981, 247: 1093-1101.
- [8] BIRD M K, PATZOLD M, EDENHOFER P, et al. Coronal radio sounding with Ulysses: solar wind electron density near 0.1 AU during the 1995 conjunction[J]. Astronomy and Astrophysics, 1996, 316: 441-448.
- [9] 李杰,胡松杰.行星际等离子区对火星探测器距离观测测量的影响[J].海洋测绘,2010,30(2):32-34.
LI J, HU S J. Effects of delay on range measurement due to the interplanetary plasma for the Mars probe[J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2010, 30(2): 32-34.

作者简介:

段成林(1979-),男,高级工程师,主要研究方向:航天测控数据处理与轨道计算。

通讯地址:北京市5130信箱105分箱(100094)

电话:(010)66361458

邮箱:dclsword@qq.com

Analysis of Delay Error Correction of Solar Plasma Region on Tianwen-1

DUAN Chenglin, ZHANG Yu, HAN Yi, DUAN Jianfeng

(Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: When electromagnetic wave flies through the interplanetary space region, the solar plasma will bring large reflection loss to the TT&C communication signal and reduce the power of the TT&C communication signal. The influence of time delay error of electromagnetic wave on ranging can reach tens of meters in one way. In this paper, the formation principle of the solar plasma region was analyzed, the relationship between the plasma delay error and the angle of Sun-Earth-Probe (*SEP*) and the distance r between the detector and the sun center was simulated, and the influence of the solar plasma time delay of Tianwen-1 on ranging was discussed. The results show that the plasma delay decreases with the increase of the *SEP* and r , and the effect of solar plasma delay on ranging is less than 2 m due to the *SEP* more than 20° in the Earth-Mars transfer orbit and the initial orbit of the circum-Mars, while the two-way effect of solar plasma time delay on ranging increases gradually from about $2 \sim 100$ m when the *SEP* is less than 20° and close to 0° . The delay effect of solar plasma must be considered in precise orbit determination. After plasma delay error correction of ranging data, the residual error can be eliminated by dynamic orbit improvement, and the final residual error of orbit determination can reach within 4 m.

Keywords: deep space exploration; interplanetary plasma; time delay; the angle of Sun-Earth-probe

Highlights:

- The formation principle of solar plasma region and its influence on the detector.
- Comparative analysis of M&A and Caltech plasma density calculation models.
- Analysis of the relationship between the influence of solar plasma delay on Tianwen-1 and *SEP*.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]