



引文格式:王波,鄢建国,高梧桐,等. EOP预报误差对深空探测器精密定轨结果影响分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2024, 49(9): 1538–1545. DOI: 10.13203/j.whugis.20220004

Citation: WANG Bo, YAN Jianguo, GAO Wutong, et al. Impact Analysis of EOP Prediction Errors on Orbit Determination of Deep-Space Spacecraft[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2024, 49(9): 1538–1545. DOI: 10.13203/j.whugis.20220004

EOP预报误差对深空探测器精密定轨结果 影响分析

王波¹ 鄢建国¹ 高梧桐¹ 叶茂¹ 于亮² 马卓希² 李斐¹

¹ 武汉大学测绘遥感信息工程国家重点实验室, 湖北 武汉, 430079

² 61363部队, 陕西 西安, 710054

摘要: 地球定向参数(earth orientation parameters, EOP)是地球参考系和天球参考系之间的重要转换参数, 由于复杂的数据处理过程, 空间大地测量技术获取的EOP存在几天至2周的延迟。为保障深空探测任务的成功实施, 在不能使用实时EOP精确观测值的情况下, 需研究分析EOP预报误差对深空探测器精密定轨精度的影响。分析了国际地球自转和参考系服务发布的A公报的预报误差, 处理了火星快车(Mars express, MEX)的射电跟踪数据和小行星2016HO3探测器的仿真数据, 对比分析了EOP预报误差对深空探测器精密定轨精度的影响。结果表明, EOP预报值产生的定轨误差对MEX探测器主要表现在切向和法向上, 在深空探测器双程多普勒数据精密定轨中, 世界时与协调世界时之间的差异项预报误差为主要误差项; 精密定轨误差与EOP预报时长无绝对线性关系, 而与差异项预报误差强相关, 且在相同预报误差的情况下, 该项定轨误差随星地距离变化率的增加而增加。

关键词: 地球定向参数; 精密定轨; 深空探测器; 预报误差

中图分类号: P228

文献标识码: A

收稿日期: 2022-10-21

DOI: 10.13203/j.whugis.20220004

文章编号: 1671-8860(2024)09-1538-08

Impact Analysis of EOP Prediction Errors on Orbit Determination of Deep-Space Spacecraft

WANG Bo¹ YAN Jianguo¹ GAO Wutong¹ YE Mao¹ YU Liang² MA Zhuoxi² LI Fei¹

¹ State Key Laboratory of Information Engineering in Surveying, Mapping and Remote Sensing, Wuhan University, Wuhan 430079, China

² 61363 Troops, Xi'an 710054, China

Abstract: **Objectives:** Earth orientation parameters (EOP) is an important conversion parameter between the Earth body-fixed system and the celestial reference system. Due to complex data processing, EOP obtained by space geodesy technology has a delay from several days to two weeks. In order to guarantee the successful implementation of deep space exploration missions, it is necessary to study and analyze the influence of EOP prediction errors on orbit determination when real-time EOP accurate observations cannot be used. **Methods:** We analyze the prediction errors of Bulletin A issued by international earth rotation and reference systems service, and process the radio-tracking data from Mars express (MEX). The impact of EOP prediction errors on orbit determination is compared and analyzed by processing radio tracking data from MEX and the simulation data from asteroid 2016HO3 probe. **Results:** The orbiting errors of MEX generated by EOP predictions are mainly in the tangential and normal direction. The difference between universal time and coordinated universal time is defined as UT1-UTC, and the prediction errors of UT1-UTC are the main error terms on orbit determination of deep space spacecraft when using Doppler

基金项目: 国家重点研发计划(2022YFF05032020); 国家自然科学基金(42241116, 42030110)。

第一作者: 王波, 硕士, 研究方向为深空探测器精密定轨。wangbo@whu.edu.cn

通讯作者: 鄢建国, 博士, 教授。jgyan@whu.edu.cn

data. Based on the same UT1—UTC prediction error, the errors are on the order of a hundred meters for the asteroid probe and a thousand meters for the Mars orbiter. **Conclusions:** The errors of orbit determination have no absolute linear relationship with the EOP prediction time span, but are strongly correlated with the UT1—UTC prediction error. The error of orbit determination increases with the range rate between probe and ground for the same UT1—UTC prediction error.

Key words: earth orientation parameter; precise orbit determination; deep space spacecraft; prediction error

深空探测是中国国家航天整体发展战略的重要部分,包括探测月球和太阳系内其他行星,目前已规划了火星采样返回、小行星探测、气态行星系及行星穿越探测等任务^[1]。与近地空间探测相比,深空探测因其超远的通信距离,使测定轨精度难以达到较高的水准^[2],给探测器的正常跟踪和轨道调控带来了挑战。

在深空精密定轨计算过程中,深空探测器的位置在国际天球参考系(international celestial reference system, ICRS)下表示,国际地球参考系(international terrestrial reference system, ITRS)下的地面跟踪站需转换到 ICRS 下的惯性系,地球定向参数(earth orientation parameters, EOP)是联系两个坐标系的转换参数。国际地球自转服务(international earth rotation service, IERS)提供了每天的 EOP 高精度观测 C04 序列数据,但由于现代空间大地测量技术得到的观测数据需要较长时间的分析^[3-4],不能实时确定 EOP 值,导致发布时间相当滞后,无法满足实时性要求较高的深空探测器轨道跟踪调控等任务。除 C04 序列数据产品外, IERS 参考框架下 EOP 的预报序列还包括 A 公报,该公报以周报的形式发布,给出了地球极移参数和世界时(universal time, UT1)与协调世界时(coordinated universal time, UTC)之间的差异项 UT1—UTC 的一年预测值^[5]。在不能使用实时 EOP 精确观测值的情况下,研究分析 A 公报对深空探测器精密定轨的影响十分必要。

目前 EOP 预报误差对精密定轨精度的影响研究更多是对地球卫星的探讨,如文献[6]利用鑫诺 1 号同步卫星资料研究地球自转参数对同步卫星定轨的影响,分析表明,有无 EOP 参数参与的地球同步卫星的定轨精度有千米量级的差异;文献[7]的研究表明,地球自转参数预报误差对长期(110 d)自主定轨结果的影响在 10 m 左右,对卫星的径向误差和卫星钟差几乎没有影响,主要影响水平方向的误差,且呈现一定的周期性;文献[8]进一步研究了 A 公报的预报误差对天文测量的影响,分析发现 40 d 以上的预报值无法满足一等天文测量的最低要求,UT1—UTC 的预报

精度是限制 A 公报精度主要因素。目前尚没有针对 EOP 预报误差对深空探测器精密定轨的影响研究。

随着中国航天事业的发展,对未来的小行星、火星采样返回以及木星探测等深空任务,由于时间尺度和空间尺度的变化,EOP 预报误差对探测器的定轨精度的影响与地球卫星不同。针对这一问题和需要,本文对 EOP 预报的绝对误差和对往返光行时的影响进行了分析,并进一步以火星轨道器和小行星 2016HO3 探测器为例,对比分析研究 EOP 预报误差对深空探测器精密定轨的影响。

1 EOP 预报误差分析

在 A 公报^[9]中,以 7 d 为一频率给出地球自转参数,即地球极移项 UT1—UTC 的一年预报值, IERS 给出的参数预报精度指标见表 1。

表 1 A 公报参数预报精度指标

Tab. 1 Indicators of EOP Prediction Accuracy on Bulletin A

预报参数	预报时间/d			
	10	20	30	40
极移/ms	4	7	10	13
UT1—UTC/ms	1.4	2.4	3.2	4.0

从表 1 可以发现, IERS 给出的参数预报精度指标与时间有一定的线性关系,其预估精度随时间的延长而降低,但该指标仅能作为参考。在文献[8]对 A 公报的误差分析研究中表明, UT1—UTC 项的预报精度低于极移的预报精度,且随着预报时间跨度增大,误差积累速度也逐渐加快,不同年间的预报精度变化差异也较大。本文选取 2009-08-07 的 EOP 精确观测值(C04 序列值)作为参考,下文处理的火星快车(Mars express, MEX)射电跟踪数据的获取时间在该时间段内,分析前一年 EOP 的预报偏差随时间跨度变化情况,结果如图 1 所示,其中 X_p 、 Y_p 分别代表极移项在两个方向上的预报值。

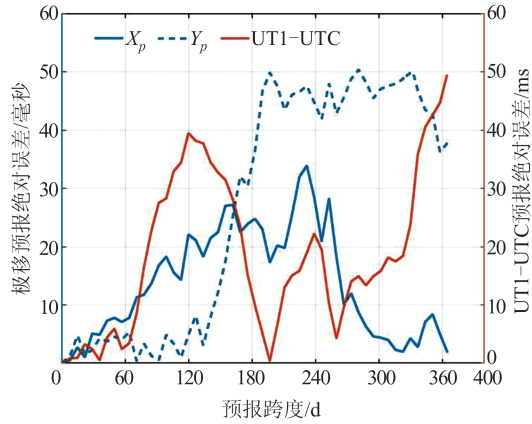


图1 EOP预报偏差随预报时间跨度的变化

Fig. 1 Variation of EOP Prediction Deviation with Time Span

图1显示了一年时间A公报对2009-08-07这一日期的EOP预报值和精确观测值的差值变化。由图1可以发现,与A公报参数预报精度指标不同的是,EOP预报偏差与时间跨度并无线性关系,EOP参数的预报精度并不是一味地随时间跨度的增加而降低,而是有一定的波动。如60~120 d的UT1-UTC项预报偏差连续增加,而从120 d开始下降,持续波动转折,在地球自转参数的几个分量中,UT1-UTC项是变化最快、最难精确预报的一个分量^[10]。因为地球自转的复杂运动状态,是地壳、地核、地幔、大气、海洋及其他天体相互作用共同体现。受厄尔尼诺现象、热带季风变化等的影响,在其发生期间将导致UT1-UTC发生大幅震荡^[11],同时地球上发生的大型地震引起的地球质量再分布也会导致地球自转变化^[12],这些因素显著增加了UT1-UTC项的预报难度。

在深空探测器精密定轨过程中,UT1-UTC项预报误差对精确计算往返光行时 ρ 会产生影响。 ρ 的计算式为:

$$\rho = \frac{r_{12}}{c} + R_{12} + \frac{r_{23}}{c} + R_{23} \quad (1)$$

式中, R_{12} 、 R_{23} 分别为上、下行支路中相对论光行时的延迟修正项; r_{12} 、 r_{23} 分别为观测站到探测器的上行路径值和探测器到观测站的下行路径值; c 是光的传播速度。若忽略相对论光行时的延迟项,则通过坐标时(barycentric dynamical time, TDB)得到上行光行时 $\frac{r_{12}}{c}$ 和下行光行时 $\frac{r_{23}}{c}$,计算式为:

$$\begin{cases} \frac{r_{12}}{c} = t_2(\text{TDB}) - t_1(\text{TDB}) \\ \frac{r_{23}}{c} = t_3(\text{TDB}) - t_2(\text{TDB}) \end{cases} \quad (2)$$

式中, $t_1(\text{TDB})$ 、 $t_2(\text{TDB})$ 和 $t_3(\text{TDB})$ 分别表示地面站信号发射时刻、探测器信号反射时刻和地面站信号接收时刻。在精密定轨流程中,将表示接收时刻的 $t_3(\text{TDB})$ 作为已知量固定,这个固定是相对 t_1 和 t_2 而言的, t_1 和 t_2 需要根据光行时反推。结合式(1)和式(2),若忽略相对论光行时延迟修正项,则通过往返光行时对参数向量 q 中每个参数分别求偏导数,计算式为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial q} = -\frac{\partial t_1(\text{TDB})}{\partial q} \quad (3)$$

式中,参数 q 可以是待估参数和考察参数,这里重点分析UT1-UTC项误差。将式(2)对 $t_3(\text{TDB})$ 微分,近似给出 $t_1(\text{TDB})$ 对 $t_3(\text{TDB})$ 的偏导数计算式为:

$$\frac{dt_1(\text{TDB})}{dt_3(\text{TDB})} = \frac{dt_1(\text{TDB})}{dt_3(\Delta\text{UT1})} = 1 - \frac{1}{c}(\dot{r}_{12} + \dot{r}_{23}) \quad (4)$$

式中, ΔUT1 是UT1-UTC项误差; \dot{r}_{12} 和 \dot{r}_{23} 分别表示信号上行和下行支路的距离变化率,计算式为:

$$\dot{r}_{12} = \frac{\vec{r}_{12}}{|\vec{r}_{12}|} \cdot \vec{r}_{12} \quad (5)$$

式中, \vec{r}_{12} 为上行支路距离矢量; $|\vec{r}_{12}|$ 为上行支路距离变化矢量。由此可以得到往返光行时对UT1-UTC项误差的偏导数计算式为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \Delta\text{UT1}} = \frac{1}{c}(\dot{r}_{12} + \dot{r}_{23}) - 1 \quad (6)$$

由式(6)可以看出,UT1-UTC项误差对往返光行时计算的影响与上下行支路路径距离变化率成正比。

2 EOP预报误差对火星探测器精密定轨精度的影响

在深空探测中,探测器的跟踪定轨定位技术是任务成败的关键,也是各种科学任务顺利进行的前提。本文以MEX为研究目标,分析EOP预报误差对MEX定轨精度的影响。MEX轨道周期约为6.7 h,轨道高度从250 km(近火点)到11 500 km(远火点)。由于需要维持探测器姿态,MEX大约每24 h会在远火点进行一次动量轮卸载,这将会导致探测器的速度产生微小的变化,

本文使用 MEX 短弧段数据进行短期轨道确定,探测器不经过动量轮卸载事件,只解算轨道与太阳光压系数等弧段参数。所用数据为澳大利亚 New Norcia 站于 2009-08-07 和 2009-08-08 跟踪测量 MEX 获得的双程多普勒测速数据。精密定轨参数配置见表 2。MEX 轨道的初始轨道根数来源于比利时皇家天文台(royal observatory of Belgium, ROB)发布的事后精密轨道,解算参数包括探测器的初始状态和太阳光压系数等。解算工作中的所有数值计算都是使用内部软件 MAGREAS 执行的,该软件已经与行星航天器精密轨道测定软件 GEODYN-II^[13-15]进行了严格的验证。

表 2 精密定轨参数配置

Tab. 2 Parameter Configuration of Orbit Determination

项目	类型	说明
力模型	火星引力场摄动	120 阶火星重力场位系数模型 ^[16]
	N 体摄动	太阳、行星 DE421 以及火卫一和火卫二
	太阳光压	固定面质比,柱形模型, $Cr=1.24$
	火星固体潮摄动	火星勒夫数 $K_2=0.169$
	相对论摄动	Schwarzschild 模型 ^[17]
	火星大气摄动	Culp and Stewart 模型 ^[18]
坐标系	惯性系	火星 J2000 天球坐标系
	火固系	Pathfinder 定向模型 ^[19]
	TDB-TT 模型	Moyer 1982 模型 ^[20]
	地球自转模型	IAU 1980 岁差章动模型(采用双线性插值方法)
测量模型修正	测站位置改正	地球固体潮改正(IERS 模型)
	对流层延迟	Hopfield 模型 ^[21]
	引力延迟修正	相对论效应 ^[22]

为分析 EOP 预报误差对 MEX 定轨精度的影响,本文对 3 种方案进行对比分析:方案一使用 EOP 精密观测值处理 MEX 双程多普勒数据;方案二分析了 60 d 的 EOP 预报值;方案三进一步分析了 120 d 的 EOP 预报值对 MEX 定轨精度的影响,结果见图 2 和表 3,其中 X、Y、Z 分别表示探测器在历元时刻惯性坐标系下三轴方向上的位置, V_X 、 V_Y 、 V_Z 分别表示三轴方向速度。

由图 2 和表 3 可以看出 MEX 双程多普勒定轨后的残差和解算的轨道信息。从图 2 中 3 个方案的残差分布图可以发现,EOP 预报值对残差均方根值(root mean square, RMS)影响量级小于 0.01 mm/s,对于 1 s 积分的多普勒,RMS 的变化量小于双程多普勒数据的噪声范围

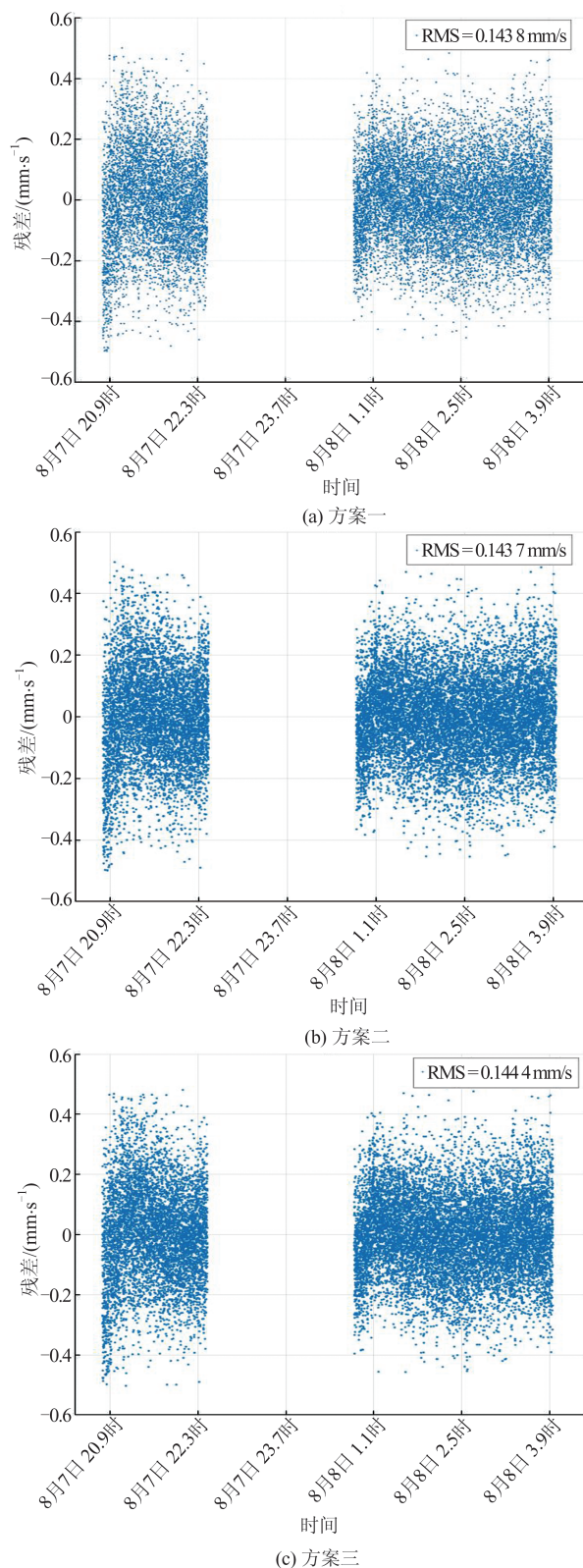


图 2 MEX 双程多普勒定轨后残差
Fig. 2 Residuals of Two-Way Doppler
After Orbit Determination

0.05~0.37 mm/s,平均为 0.13 mm/s^[23]。但使用 EOP 预报值后,残差产生了一定的系统性趋势,120 d 较 60 d 的 EOP 预报所得残差趋势明显。

表 3 考虑不同 EOP 值精密定轨解算结果

Tab. 3 Result of MEX Orbit Determination Using Different EOP Values

方案	X/km	Y/km	Z/km	$V_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$V_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$V_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
初始轨道	-6 620.000	9 111.514	7 910.211	449.235	-488.001	941.007
方案一	-6 619.991	9 111.521	7 910.215	449.235	-488.002	941.006
方案二	-6 620.043	9 111.580	7 910.103	449.220	-488.002	941.014
方案三	-6 619.097	9 110.502	7 912.138	449.489	-488.007	940.882

由表 3 可以看出 MEX 解算的轨道信息。对于初始轨道,本文使用的是 ROB 发布的精密星历,其轨道标称精度平均为 20~25 m^[24],可以发现,使用 EOP 精密观测值的重建轨道与 ROB 精密星历差约为 12 m,重建轨道与精密星历的差距落在 ROB 发布的精度范围内,表明精密定轨过程可靠,重建轨道达到了与 ROB 相当的精度水平。而对于 60 d 的 EOP 预报值,重建轨道与精密星历差值约为 134 m,120 d 的预报值对定轨精度的影响达到了千米量级。

本文分析了方案二、方案三精密定轨后外推 16 h 重建轨道与 ROB 精密星历在探测器径向(R)、切向(T)、法向(N)坐标系上的差值,如图 3

所示。

由图 3 可以发现,在 EOP 预报误差影响下,初始轨道定轨误差表现在切向和法向上,其外推星历的偏差呈周期性变化;最小误差位于径向且小于 50 m。由此可知,EOP 预报误差对 MEX 探测器定轨的径向误差影响较小,误差主要表现在切向和法向方向上且呈现出一定的周期性。因为径向误差主要表现在中心天体的重力场模型误差上,实验中中心天体重力场模型作为控制变量,约束着探测器径向方向轨道;而由于 EOP 参数对 MEX 探测器切向和法向方向轨道约束不足,EOP 预报误差使得 MEX 探测器轨道在定轨过程中产生切向和法向方向上的旋转。

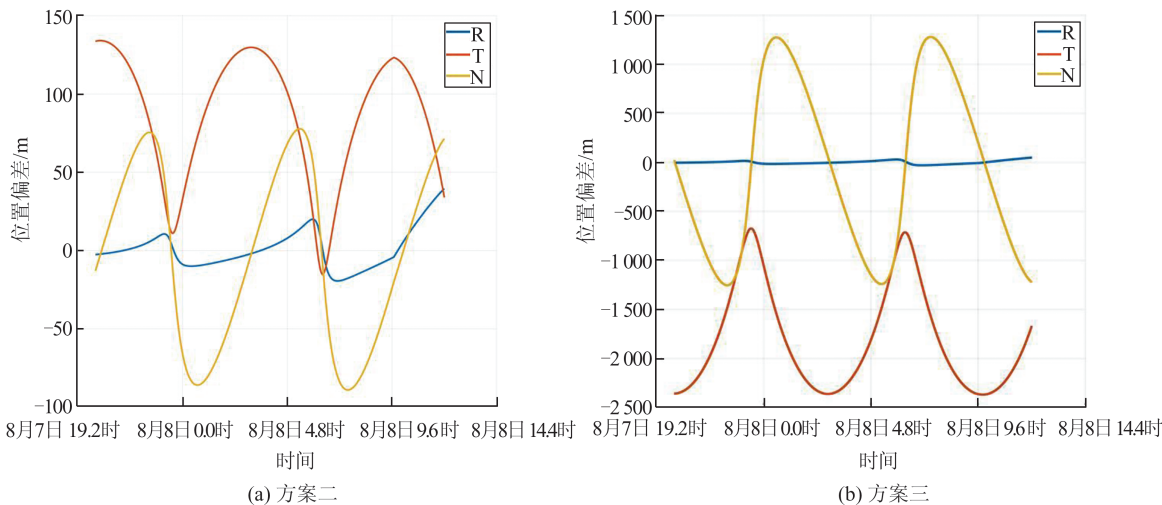


图 3 重建轨道与 ROB 的精密星历差值

Fig. 3 Difference Between the Reconstructed Orbit and the Precision Ephemeris from ROB

本文进一步对 MEX 精密定轨误差随 EOP 预报时间跨度变化进行了分析,使用不同时间跨度的预报 EOP 处理 MEX 的 2009-08-07 与 2009-08-08 的双程多普勒数据,获得的定轨误差如图 4 所示。

由图 4 可以发现,曲线变化与图 1 中的 UT1-UTC 项预报绝对误差随预报时间跨度变化一致,60 d 的预报值对定轨精度的影响在百米量级,120 d 的预报值对定轨精度的影响达到了千米量级。但超过 120 d 后,随着 UT1-UTC 项预

报误差的减小,MEX 定轨精度逐渐提高,变化趋势与 UT1-UTC 项预报绝对误差趋势相符合。由此可知,深空探测器精密定轨误差与 EOP 预报时长无绝对线性关系,而与 UT1-UTC 项预报误差强相关。

3 极移项与 UT1-UTC 项预报误差对火星探测器精密定轨精度的影响

基于图 4 的结果,本文分析了极移预报误差和 UT1-UTC 预报误差对探测器精密定轨的影

响。在方案三的基础上,分别只考虑极移预报误差(方案四)和 UT1—UTC 预报误差(方案五),精密定轨结果如表 4 所示。

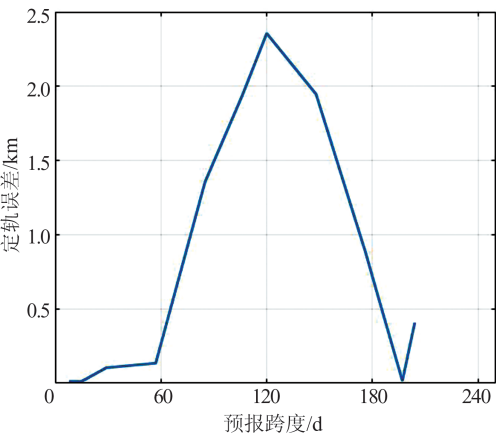


图 4 MEX 精密定轨误差随 EOP 预报时间跨度变化
Fig. 4 Error Variation of MEX Orbit Determination with EOP Prediction Time Span

由表 4 可以看出,预报 EOP 对探测器精密定轨的影响主要表现在 UT1—UTC 预报误差上。方案四中 UT1—UTC 参数为精确观测值,获得的重建轨道与 ROB 精密星历差约为 12 m,与方案一参数解算结果相似,可见极移参数误差引起的双程多普勒数据精密定轨误差小于 1 m。这是因为精密定轨的精度与模型理论值的计算精度有关,在双程多普勒模型理论值的计算过程中,由极移预报误差引起的测站位置偏差在距离变化率的计算过程中被极大地减弱。而方案五中极移参数为精确观测值,UT1—UTC 预报误差引起的时间转换误差极大地影响了光行时解算,1 ms 的偏差也会引起约 300 m 的计算误差。分析方案五的数值计算结果,UT1—UTC 项参数误差引起的定轨误差在千米量级,与方案三一致,可知 UT1—UTC 项预报误差为探测器精密定轨精度的主要影响项。

表 4 考虑极移项与 UT1—UTC 项精密定轨解算结果

Tab. 4 Result of MEX Orbit Determination Considering the Errors of Polar Motion and UT1—UTC

方案	X/km	Y/km	Z/km	$V_X/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$V_Y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$V_Z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
初始轨道	−6 620.000	9 111.514	7 910.211	449.235	−488.001	941.007
方案三	−6 619.097	9 110.502	7 912.138	449.489	−488.007	940.882
方案四	−6 619.992	9 111.521	7 910.215	449.235	−488.002	941.006
方案五	−6 619.118	9 110.526	7 912.094	449.483	−488.007	940.885

在深空探测领域,随着探测目标距离尺度的日益增大,时间转换同步和光行时解算精度对探测器定轨精度的影响也会越来越大。中国未来的深空探测任务拟探测地球共轨天体 2016HO3 和小行星 311P^[25]。2016HO3 是一颗地球共轨天体,与地球以相同的周期共同绕太阳公转,是至今发现轨道最稳定的地球的准卫星^[26]。对于未来任务中的近地小行星和主带彗星的探测,先验研究工作十分重要^[27],针对不同探测距离的深空探测任务,本文进一步探讨了 EOP 预报误差在精密定轨中影响量级的区别。

4 EOP 预报误差对不同探测目标探测器精密定轨精度的影响

以小行星 2016HO3 探测器为对比研究对象,仿真分析 EOP 预报误差对不同深空距离探测目标探测器精密定轨精度的影响。仿真过程中,在相同时间段内采用相同测站 New Norcia,使用表 5 中初始轨道并结合多普勒模型,仿真出带有标准差为 0.1 mm/s 高斯白噪声的多普勒观测量。在通过增

加初始轨道偏差后,通过合成的观测数据,使用迭代最小二乘法方法来确定原始初轨。由于仿真实验中真实轨道已知,因此对定轨精度评价通过重建轨道与真实轨道的差异得出。进一步分析 EOP 预报误差在精密定轨中的影响,并与前文 MEX 火星探测器实验结果进行比较,结果如表 6 所示。

表 5 仿真条件设置

Tab. 5 Simulation Configures

类型	参数	数值
小行星探测器 初始轨道 ^[28]	半长轴/km	10.0
	偏心率	0.0
	轨道倾角/(°)	90.0
	升交点赤经/(°)	−90.0
	近地点辐角/(°)	90.0
2016HO3 物理参数	平近点角/(°)	0.0
	$GM/(\text{km}^3\cdot\text{s}^{-2})$	4.9781×10^{-11} ^[29]
	半径/km	0.1 ^[26]

本文在前文 MEX 数据处理的基础上,分别对方案一和方案三进行精密定轨误差对比分析。由表 6 可知,对于相同的 EOP 预报值,不同环绕

天体对探测器在精密定轨中的误差量级不同。在小行星 2016HO3 探测器仿真定轨中, EOP 预报误差影响在百米量级, 而对火星轨道器 MEX, 其误差是在千米量级。文献[30]对中国天问一号巡航段精密定轨分析表明, EOP 预测误差对天问一号轨道的影响随着地球与航天器距离的增加而逐渐增大, 因为 EOP 误差是角度误差, 距离越远, 误差对测量模型的影响越大。

表 6 EOP 预报误差影响的小行星探测器和火星探测器的精密定轨误差对比/m

Tab. 6 Comparison of Asteroid Probe and Mars Orbiter Affected by EOP Prediction Errors/m

方案	探测器	dX	dY	dZ	dR
方案一	小行星探测器	1.8	3.1	3.5	5.0
	MEX	8.9	6.8	4.2	12.0
方案三	小行星探测器	-12.0	12.8	25.5	31.0
	MEX	902.8	-1 011.8	1 926.8	2 356.1

结合上文的实验和分析, 笔者认为, 由于空间尺度变大、信号传播时间更长, UT1-UTC 预报误差引起的时间转换误差在光行时解算中被放大。如式(6)所示, UT1-UTC 项误差对往返光行时计算的影响与上下行支路路径距离变化率成正比。路径距离变化率的大小除与探测器自身速度相关, 还与环绕天体和地球之间的相对速度有关。除探测器自身速度外, 还需叠加一个环绕中心天体相对地球的运动速度。如 2009-08-08, 小行星 2016HO3 相对地球的距离变化率为 -0.027 km/s , 而火星相对地球的距离变化率为 -8.42 km/s , 由 Horizons System 计算得到 (<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>)。这显著增大了 UT1-UTC 项误差对往返光行时计算的影响, 理论观测值的计算误差造成深空探测器定轨精度的降低。

5 结 语

本文分析了 EOP 预报误差对深空探测器精密定轨精度的影响。通过处理 MEX 短弧段数据表明, 60 d 预报值的重建轨道与精密星历差值约为百米, 120 d 预报值对定轨精度的影响达到了千米量级, 但超过 120 d 后, 随着 UT1-UTC 项预报误差的减小, MEX 定轨精度逐渐提高, 变化趋势与 UT1-UTC 项预报绝对误差趋势相符合。由此可知, 深空探测器精密定轨误差与 EOP 预报时长无绝对线性关系, 而与 UT1-UTC 项

预报误差强相关。方案一至方案三精密定轨后的外推轨道进一步说明了 EOP 预报误差对 MEX 探测器定轨的影响主要表现在切向和法向方向上。通过对比 EOP 预报值在小行星 2016HO3 探测器和火星轨道器精密定轨的结果可以发现, 由 UT1-UTC 项预报 120 d 的值对小行星 2016HO3 探测器的定轨影响在百米量级, 对火星轨道器定轨影响在千米量级, 定轨误差随着星地距离变化率的增加而增加, 且主要受环绕天体相对地球的距离变化率的影响。在深空探测领域, 随着探测目标的距离尺度的日益增大, 一旦精确的 EOP 观测值无法获得, 将极大地限制深空探测器实时测量定轨精度, 在 EOP 的预报中, 需重点提高 UT1-UTC 项的建模精度。

参 考 文 献

- [1] Ye Peijian, Zou Leyang, Wang Dayi, et al. Development and Prospect of Chinese Deep Space Exploration[J]. *Space International*, 2018(10): 4-10. (叶培建, 邹乐洋, 王大轶, 等. 中国深空探测领域发展及展望[J]. 国际太空, 2018(10): 4-10.)
- [2] Ye Peijian, Zhang Xiao, Rao Wei. Challenge of Deep Space Exploration Technology[J]. *Spacecraft Engineering*, 2006, 15(3): 1-7. (叶培建, 张熊, 饶炜. 积极应对深空探测的技术挑战[J]. 航天器工程, 2006, 15(3): 1-7.)
- [3] Dennis D M. Predicting Earth Orientation[J]. *The Earth's Rotation and Reference Frames for Geodesy and Geodynamics*, 1988, 12(3): 275-280.
- [4] Wei Z Q, Ruan R G, Jia X L, et al. Satellite Positioning and Orbit Determination System (SPODS): Introduction and Evaluation[J]. *Journal of Geodesy and Geoinformation Science*, 2018, 1(1): 25-29.
- [5] Gambis D, Luzum B. Earth Rotation Monitoring, UT1 Determination and Prediction[J]. *Metrologia*, 2011, 48(4): 165-170.
- [6] Cao Fen. Real-Time Precise Orbit Determination Method of GEO Satellite and Its Experimental Study [D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2011. (曹芬. GEO 卫星实时精密定轨方法及其试验研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2011.)
- [7] Zhang Weixing, Liu Wanke, Gong Xiaoying. Analysis of Influence of Eop Prediction Error on Autonomous Orbit Determination[J]. *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 2011, 31(5): 106-110. (张卫星, 刘万科, 龚晓颖. EOP 预报误差对自主定轨结果影响分析[J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(5): 106-110.)

- [8] Chen Shaojie, Gao Yuping, Shi Chunlin, et al. Analysis of Astrometry Accuracy Considering Effects of Bulletin A [J]. *Journal of Southwest Jiaotong University*, 2021, 56(2): 331-338. (陈少杰, 高玉平, 时春霖, 等. 顾及A公报影响的天文测量精度分析[J]. 西南交通大学学报, 2021, 56(2): 331-338.)
- [9] Dick W R, Richter B. IERS Annual Report 2008—2009 [R]. International Earth Rotation Service, Paris, France, 2010.
- [10] Lei Yu, Cai Hongbing. Medium/Long-Term Prediction of UT1—UTC via LS+AR Model [J]. *Journal of Time and Frequency*, 2016, 39(2): 65-72. (雷雨, 蔡宏兵. 利用LS+AR模型对UT1—UTC进行中长期预报[J]. 时间频率学报, 2016, 39(2): 65-72.)
- [11] Niedzielski T, Kosek W. Prediction of UT1—UTC, LOD and AAM X3 by Combination of Least-Squares and Multivariate Stochastic Methods [J]. *Journal of Geodesy*, 2008, 82(2): 83-92.
- [12] Gross R S, Chao B F. The Rotational and Gravitational Signature of the December 26, 2004 Sumatran Earthquake [J]. *Surveys in Geophysics*, 2006, 27(6): 615-632.
- [13] Tommei G, Milani A, Vokrouhlický D. Light-Time Computations for the BepiColombo Radio Science Experiment [J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2010, 107(1): 285-298.
- [14] Yan J G, Yang X, Ye M, et al. Independent Mars Spacecraft Precise Orbit Determination Software Development and Its Applications [J]. *Astrophysics and Space Science*, 2017, 362(7): 123.
- [15] Yan J G, Yang X, Ye M, et al. New Tracking Modes and Performance for Mars Spacecraft Orbit Determination and Lander Positioning [J]. *Planetary and Space Science*, 2018, 163: 5-13.
- [16] Konopliv A S, Park R S, Folkner W M. An Improved JPL Mars Gravity Field and Orientation from Mars Orbiter and Lander Tracking Data [J]. *Icarus*, 2016, 274: 253-260.
- [17] Ashby N, Bertotti B. Relativistic Perturbations of an Earth Satellite [J]. *Physical Review Letters*, 1984, 52(7): 485-488.
- [18] Stewart A. Revised Time Dependent Model of the Martian Atmosphere for Use in Orbit Lifetime and Sustenance Studies [R]. LASP-JPL Internal Rep, Tokyo, Japan, 1987.
- [19] Konopliv A S, Yoder C F, Standish E M, et al. A Global Solution for the Mars Static and Seasonal Gravity, Mars Orientation, Phobos and Deimos Masses, and Mars Ephemeris [J]. *Icarus*, 2006, 182(1): 23-50.
- [20] Moyer T D. Transformation from Proper Time on Earth to Coordinate Time in Solar System Barycentric Space-Time Frame of Reference [J]. *Celestial Mechanics*, 1981, 23(1): 33-56.
- [21] Hopfield H S. The Effect of Tropospheric Refraction on the Doppler Shift of a Satellite Signal [J]. *Journal of Geophysical Research*, 1963, 68(18): 5157-5168.
- [22] Moyer T D. Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation [M]. New York, USA: John Wiley & Sons, 2003.
- [23] Pätzold M, Häusler B, Tyler G L, et al. Mars Express 10 Years at Mars: Observations by the Mars Express Radio Science Experiment (MaRS) [J]. *Planetary and Space Science*, 2016, 127: 44-90.
- [24] Rosenblatt P, Lainey V, Le Maistre S, et al. Accurate Mars Express Orbits to Improve the Determination of the Mass and Ephemeris of the Martian Moons [J]. *Planetary and Space Science*, 2008, 56(7): 1043-1053.
- [25] Zhang T, Xu K, Ding X L. China's Ambitions and Challenges for Asteroid-Comet Exploration [J]. *Nature Astronomy*, 2021, 5: 730-731.
- [26] de la Fuente Marcos C, de la Fuente Marcos R. Asteroid (469219) 2016 HO3, the Smallest and Closest Earth Quasi-Satellite [J]. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 2016, 462(4): 3441-3456.
- [27] Wang Bo, Liu Lu, Yan Jianguo, et al. Development of Asteroid Optical Determination Software and Data Processing Analysis [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2023, 48(2): 277-284. (王波, 刘路, 鄢建国, 等. 小行星光学定轨软件研制和数据处理分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2023, 48(2): 277-284.)
- [28] Scheeres D J, Sutter B M, Rosengren A J. Design, Dynamics and Stability of the OSIRIS-REx Sun-Terminator Orbits [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2013, 148: 3263-3282.
- [29] Jin W, Li F, Yan J G, et al. Simulation of Global GM Estimate of Asteroid (469219) 2016 HO3 for China's Future Asteroid Mission [C]//EPSC-DPS Joint Meeting, Paris, France, 2019.
- [30] Yang P, Huang Y, Li P J, et al. Orbit Determination of China's First Mars Probe Tianwen-1 During Interplanetary Cruise [J]. *Advances in Space Research*, 2022, 69(2): 1060-1071.