0254-6124/2023/43(3)-0499-08 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

DUAN Jianfeng, ZHANG Yu, KONG Jing, CHEN Ming, LI Cuilan. Evaluation of Orbit Determination Accuracy in Interplanetary Transfer Section of Mars Probe (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2023, **43**(3): 499–506. DOI:10.11728/cjss2023.03.2022–0008

火星探测器行星际转移段定轨精度评估*

段建锋 张 宇 孔 静 陈 明 李翠兰

(北京航天飞行控制中心 北京 100094)

(航天飞行动力学技术重点实验室 北京 100094)

摘 要 天问一号是中国第一次实现地火转移行星际飞行的探测器，在长达 202 天的行星际转移飞行期间，共经历了 4 次中途修正及 1 次深空机动控制，在 2021 年 2 月 10 日成功进行了近火制动，被火星捕获而进入环火轨道。本文对探测器行星际转移期间的动力学模型进行了分析，制定了转移飞行期间定轨积分中心转换原则：在探测器飞出地球影响球后，定轨积分中心需要由地心更换为日心；对不同版本行星星历表的使用进行了分析，确定了使用 DE436 行星历表进行计算对定轨影响最小。根据探测器行星际转移飞行的特点，制定了一种基于逐日迭代定轨策略的精度评估方法。基于实测数据分析，验证了该方法的有效性，火星探测器行星际转移期间定轨位置误差优于 2 km，速度误差优于 20 $mm \cdot s^{-1}$ (1σ)。

关键词 天问一号，行星际转移，积分中心，定轨策略，精度评估

中图分类号 V412

Evaluation of Orbit Determination Accuracy in Interplanetary Transfer Section of Mars Probe

DUAN Jianfeng ZHANG Yu KONG Jing CHEN Ming LI Cuilan

(*Beijing Aerospace Flight Control Center*, *Beijing* 100094)

(*Aerospace Flight Dynamics Laboratory*, *Beijing* 100094)

Abstract Tianwen-1 is the first Chinese probe to realize interplanetary flight between Earth and Mars. During the 202-day long interplanetary transfer flight, it experienced four midway corrections and one deep space maneuver control. On 10 February 2021, it successfully applied braking near Mars and was captured by Mars. This paper, the dynamic model during interplanetary transfer is analyzed, and the principle of celestial center conversion during transfer flight is formulated. It is necessary to replace the celestial center with the Sun after leaving the Earth's influence sphere. According to the analysis results, DE436 ephemeris is determined to be used, because it has the least impact on orbit determination.

* 国家自然科学基金项目资助（11973015）

2022-04-18 收到原稿，2022-07-23 收到修定稿

E-mail：duanjf1987@sina.com

©The Author(s) 2023. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License (https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

Based on the characteristics of the interplanetary transfer flight of the probe, this paper proposes an accuracy evaluation method based on a daily iterative orbit determination strategy. Based on the analysis of measured data, the effectiveness of this method has been verified. During the interplanetary transfer of the Mars probe, the orbit determination position error is better than 2 km, and the velocity error is better than mm·s^{-1} (1σ)。

Key words Tianwen-1, Interplanetary transfer, Integration center, Orbit determination strategy, Accuracy evaluation

0 引言

20 世纪 60 年代，人类开始发射火星探测器对火星及其卫星进行探测[1]。截至 2021 年底，人类共发射了 45 颗火星探测器，苏联、美国、欧洲、印度、中国、俄罗斯、阿联酋等已经成功实现了火星的环绕探测，目前正在工作的环绕火星探测卫星有 8 个（美国 3 个，欧洲 2 个，印度、阿联酋、中国各 1 个）。由于火星探测器飞离地球几千万 km 至 4 亿 km，中间轨道稍有偏差，到达火星附近时就会出现很大误差，甚至有无法被火星捕获的风险。因此，为了保证探测器安全顺利达到火星，深空任务对行星际转移阶段的轨道确定提出了更高精度的要求。

中国的第一个火星探测计划是中国国家航天局与俄罗斯联邦航天局合作的萤火一号，2011 年 11 月 8 日，该探测器与俄罗斯的福布斯–土壤号火星探测器一起发射升空，11 月 9 日宣布任务因俄罗斯探测器失联而失败[2]。2016 年，中国正式批复首次火星探测任务[3]，2020 年 7 月 23 日 12 时 41 分，使用长征五号遥四火箭将中国首次火星探测任务天问一号探测器发射升空。2021 年 2 月 10 日完成火星捕获，5 月 15 日天问一号着陆巡视器成功着陆火星乌托邦平原南部预选着陆区，这标志着中国首次火星探测任务取得圆满成功。

火星探测任务轨道动力学与近地轨道和探月轨道的动力学差异很大，美国 Odyssey 探测器的转移段位置误差约 5 km[4]，中国嫦娥二号探测图塔蒂斯小行星的最远测量距离约数百万 km，内符合定轨精度为 2 km[5, 6]。中国此前从没有对如此远距离的探测器或者卫星进行测轨跟踪。针对这种距离的探测器轨道确定，需要重新构建日心系下时空参考框架、动力学模型及观测模型。针对萤火一号探测器，中国多家机构具有一定的研究基础[7–10]，但无实测数据分析支撑。北京航天飞行控制中心针对火星探测任务特点，研制了一套行星际精密定轨系统。本文基于该定轨软件系统，使用火星探测器行星际转移段全程实测数据，对探测器的轨道精度进行分析，获取了具有重要意义的精度数据，可为后续深空探测任务提供有益借鉴。

1 深空动力学模型

深空探测器是在太阳系中飞行的一个人造天体，太阳系各天体的运行轨迹不会受探测器影响而改变。在行星际巡航飞行阶段，太阳为主要的作用力源，虽然仍可将航天器轨道运动考虑为受摄运动二体问题，但是其余天体及摄动源所产生的作用力相对于太阳作用力的摄动量级相比环绕阶段大许多。另外，由于卫星轨道的动力学约束很弱，定轨计算需要考虑的定轨弧段相对于环绕阶段更长，最长可达半年甚至更长，这需要高精度的动力学模型作为支撑。

航天器在行星际飞行过程中会受到各种各样的力，总体而言，航天器受到的作用力可以分为两大类：一类是保守力，另一类是耗散力。保守力包括太阳以及大行星的质点引力等，耗散力则包括大气阻力、太阳光压以及航天器的调姿、卸载作用力等。总加速度为上述各项摄动源引起的加速度总和，即

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{PM}} + \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{NS}} + \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{IO}} + \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{SR}} + \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{RLT}} + \ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{TAC}}. \quad (1)$$

其中，($\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{PM}}$)为由 n 个质点产生的引力加速度，($\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{NS}}$)为由引力位非球形部分产生的引力加速度，($\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{IO}}$)为其他大行星产生的加速度，($\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{SR}}$)为由太阳辐射压产生的加速度，($\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{RLT}}$)为由相对论效应产生的加速度，($\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{TAC}}$)为由姿态控制系统调整过程引起的加速度。引力和相对论加速度建模精度都很高，完全满足一般定轨要求，太阳光压等非引力加速度不易准确建

模, 尤其是转移段非引力加速度相对于中心天体加速度量级明显增大, 其模型误差成为主要的模型误差源。太阳辐射压产生的加速度可以表示为

$$\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{SR}}=-P_0\left(\frac{a_{\mathrm{u}}}{\Delta_{\mathrm{s}}}\right)^2\left(\frac{C_{\mathrm{r}}A}{m}\right)\frac{\Delta_{\mathrm{s}}}{\Delta_{\mathrm{s}}}. \tag{2}$$

式中, P_0 表示距太阳 1 AU 处的太阳光压强度, 近似值为$4.5605\times10^{-6}\ \mathrm{N\cdot m^{-2}}$, a_{u}为天文单位量值, 等于1.496×10^{11} m, Δ_{s}为中心天体惯性坐标系中探测器与太阳的距离, $\Delta_{\mathrm{s}}=\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}$, Δ_{s}指向探测器, $\boldsymbol{r}$ 和 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}$ 分别表示探测器和太阳在中心天体惯性坐标系中的位置矢量; A 表示探测器的有效照射面积, 与探测器的形状、姿态有关, m 为探测器质量, C_{r}表示探测器的光压系数, 与探测器自身材质有关, 在$1\sim2$区间。

通常需要对上述力模型误差, 以及未精确模制的摄动因素等进行补偿, 即建立经验力模型[11]。一般经验力模型可用三角级数来表示, 即

$$\ddot{\boldsymbol{R}}_{\mathrm{TAC}}=(\boldsymbol{T}_{\mathrm{RTN}})^{\mathrm{T}}\left[C_0+\sum_{n=1}^{K}(C_n\cos nf+S_n\sin nf)\right]. \tag{3}$$

式中, $(\boldsymbol{T}_{\mathrm{RTN}})^{\mathrm{T}}$ 为卫星轨道坐标系 (RTN坐标系) 到J2000.0 惯性坐标系的转换矩阵, C_0为经验力的常数加速度偏差, C_n, S_n为经验加速度的余弦和正弦项系数, K为三角级数的阶次, 具体可根据未建模因素的频率成分确定, f表示真近点角。在多数情况下, 这些未精确模制的摄动因素几乎都表现在一个轨道周期 1 次的频率上(One-Cycle-Per-Orbit-Revolution, 1 CPR), 因此这里K一般取 1[12]。

为更加清楚了解动力学模型中各项摄动加速度的演化规律, 使用仿真分析的方式, 得到各摄动加速度变化规律如图 1 所示: 可以看出地球的加速度快速减小, 太阳质点加速度保持较为稳定的状态, 后期太阳的质点引力摄动完全超过地球, 探测器成为一颗行星际飞行的探测器。

针对太阳系内行星际转移飞行过程中的定轨计算, 与地月空间内飞行相比, 需要注意天体影响球对积分中心选取的影响, 一般而言, 对于太阳系内天体影响球半径可由下式估算:

$$\frac{r_{\mathrm{soi}}}{R}=\left(\frac{m_{\mathrm{p}}}{m_{\mathrm{s}}}\right)^{\frac{2}{5}}. \tag{4}$$

其中, r_{soi}表示影响球半径, R表示天体自身半径, m_{p}表示天体质量, m_{s}表示太阳质量。根据上式可以得到地球的影响球半径为 925000 km, 根据预报星历分析, 火星探测器入轨后 3 天, 器地距离约 10^6 km(7 月 26 日 14:00 BLT)。为方便处理, 在此处将积分中心由地心转换成日心。针对积分中心切换的影响, 使用 2020 年 7 月 26 日 14:00 BLT(北京时间)之前的实测数据, 分别以地球和太阳作为轨道计算的中心天体, 采用不同中心天体计算的轨道误差如图 2 所示。从图 2 可以看出, 不管是在地心系和日心系下, 定轨的位置误差小于 5 m, 速度误差小于 0.25 $\mathrm{mm\cdot s^{-1}}$, 但使用相同轨道, 分别在日心和地心坐标系下进行 15 天轨道预报并进行比较, 在两种坐标系下位置误差达到

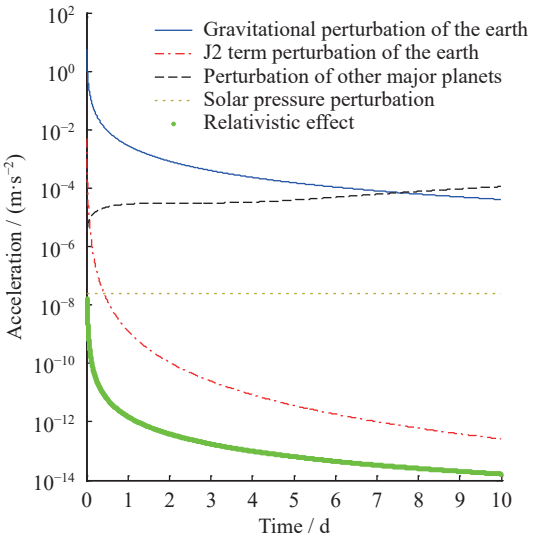

图 1 行星际转移初期各摄动加速度演化

Fig. 1 Evolution diagram of perturbed acceleration at the initial stage of interplanetary transfer of Mars probe

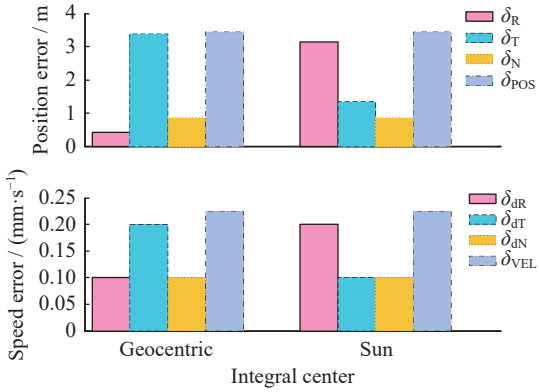

图 2 不同积分中心下定轨误差

Fig. 2 Orbit determination error under different integration centers

700 m, 速度误差达到 1 mm·s^{-1}, 并且随着时间的推移, 误差不断扩散, 这是因为不同天体作为积分中心条件下, 由行星历表中第三体摄动相对中心天体加速度不一致而导致的, 这种误差在定轨过程中几乎可以忽略, 但是在轨道外推后将产生较大的影响[13]。根据分析, 在地球影响球内, 选用地球、太阳作为中心天体对定轨精度影响不大; 在地球影响球外, 使用地球作为中心天体, 对定轨预报精度会产生较大影响, 在行星际转移期间, 应及时将定轨计算的中心天体切换成太阳。

观测模型方面, 行星星历、地球定向参数、介质延迟和观测误差等影响较为明显[14]。地球定向参数采用经常性更新的措施解决, 介质延迟和观测误差需通过相关模型修正[15]。行星星历表会根据高精度深空探测数据的增加不断更新, 目前在国际上得到广泛应用的是由 JPL 发布的 DE 系列历表[16]。以 DE405, DE421, DE436 为例, 采用深空机动后至第三次中途修正前的数据, 使用不同历表进行定轨, 并预报至近火点处, 以 DE436 的定轨预报结果为基准, 误差比较结果列于表 1。

从表 1 可以看出, 使用 DE405 历表的定轨预报结果偏差较大, 达到 km 量级, 使用 DE421 历表的定轨预报偏差也达到了百米量级, 若该误差进行长时间的累积, 会对轨道精度产生较大影响, 甚至影响最后的火星捕获。相比 DE405, DE421 历表在生成时增加了许多内行星的观测数据[17], DE436 是 JPL 为了朱诺号木星探测器项目而发布的版本, 在 DE430 的基础上更新了木星星历[18]。基于此, 应采用 JPL 较新发布的 DE436 行星历表。

2 定轨策略与精度评估方法设计

目前, 中国已建成了自己的深空测控网(Chinese Deep Space Network, CDSN)[19]。首次火星探测任务行星际转移期间, 由地面 X 频段测控设备以及甚长基线干涉测量(VLBI)测轨分系统承担探测器的各项测控任务。其中, 佳木斯、喀什、阿根廷三个深空站是主要测控站, VLBI 系统包括上海、乌鲁木齐、北京、昆明四个站, 位于喀什、青岛、纳米比亚的三个 18 m 天线测量站没有参与测控。

探测器在长达半年的转移段飞行期间, 无法长期保持高强度的测控, 一般每天安排国内 2 个深空站各测距 4 h, 阿根廷深空站间隔使用, 一次测距 2 h。由于 VLBI 系统在深空探测中具有重要作用[20–23], 因此安排 VLBI 系统一周跟踪 2 次, 一次 4 h, 在轨控前后会加强跟踪, 数据量有显著增加。日常典型的跟踪弧段如图 3 所示, 图中表示约 8 天的数据量。在此期间, VLBI 跟踪了 3 次, 每次均有 3 条基线; 统一 S 波段(USB)每天安排三站跟踪, 某个国内站跟踪期间会因为其他飞控事件而出现中断现象, 但基本可以保持测量数据时长。

在实际定轨分析中, 考虑了不同积分中心下的动力学模型, 具体见表 2。其中行星的星历表使用 JPL-DE436[24]。在太阳积分中心下, 需重点考虑后牛顿效应, 因为该效应产生的影响随着探测器与地球距离的增加, 对轨道的影响将达到 km 量级。在数据的使用上, 主要使用测距、多普勒测速[25, 26] 和时延、时延率数据, 对测距求解系统差, 对光压系数 C_r 进行解算。从表 3 可以看出, 测距与时延对于定轨的贡献最大, 测速与时延率对轨道的影响相对较小, 为保证定轨精

表 1 不同行星历表下定轨预报误差

Table 1 Orbit determination prediction error under different ephemeris

比较项目	定轨		预报	
	位置误差/m	速度误差/(m·s^{-1})	位置误差/m	速度误差/(m·s^{-1})
DE421 VSDE436	261.4351	0.0000006	306.4832	0.0207
DE405 VSDE436	1172.0748	0.0002	2238.2650	0.0930

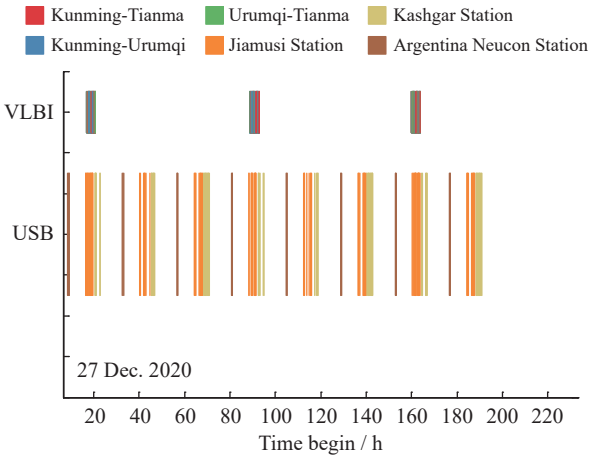

图 3 典型测站跟踪时间分布

Fig. 3 Tracking time distribution of typical stations of Mars probe

表 2 行星际转移轨道探测器动力学模型及参数

Table 2 Dynamics model and parameters of explorer in transfer orbit

积分中心	动力学	模型	参数
地球	地球质点	J2000地心惯性系	—
	地球非球形	JGM-3	8×8阶次
	日月及大行星	第三体引力	JPL-DE436历表
太阳	太阳光压	固定面质比	初值$C_r=1.34$
	太阳质点	J2000日心惯性系	—
	大行星及月球	第三体引力	JPL-DE436历表
	后牛顿效应	广义相对论	JPL-DE436历表
	太阳光压	固定面质比	初值$C_r=1.34$

表 3 火星探测器行星际转移轨道定轨数据使用的选择情况分析

Table 3 Analysis on the selection of orbit determination data for interplanetary transfer orbit of Mars probe

数据使用策略	误差统计	
	位置/m	速度/(m·s^{-1})
测距、测速时延率	60209.2	0.057
测距、测速时延	161.5	0.0002
测距、测速	60309.1	0.059
测速时延、时延率	1864324.0	0.102
测距时延、时延率	74.8	0.0001

度,一般使用所有的数据进行定轨。

考虑定轨计算时间效率和定轨精度的影响,随着数据使用量的增加,定轨计算效率急剧下降,定轨精度提升不明显。在对二者进行兼顾考虑的情况下,第N天一般采取 7～10 天左右的数据定轨,第 N+1 天则向后累积一天新增的观测数据,向前剔除一天历史观测数据,保证定轨使用观测数据量的稳定性。若遇中途修正、深空机动等控制事件,则逐步增加定轨观测数据天数,使其达到预期定轨数据量。

在日常定轨操作中,每天采取本文所述的定轨策略及定轨数据使用原则进行轨道计算,通过与国内同行进行每日定轨结果复核的外符合比较方式,确保每天轨道精度保持在一定指标范围内。

轨道精度的评估是检验测定轨能力的重要手段。定轨精度主要取决于测量数据观测精度、动力学模型精度等因素,轨道精度评估有内符合和外符合两种检验方法。在长期的任务实践中,一般使用内符合加外符合的方法确保精度的一致性和可靠性。针对行星际转移时间长,定轨数据量大、持续时间长的特点,这里基于外符合定轨结果,重点使用内符合的方法,设计了一种逐日迭代定轨比较策略,如图 4 所示,即对转移段的轨道采用逐日迭代统计重叠弧段精度的比较策略,对前后 2 天星历进行互差,统计单次重叠弧段内的定轨误差,根据时间依次递推,根据式(5)对行星际转移段全程定轨精度进行统计分析,获取行星际转移全过程的定轨精度,$\boldsymbol{r}_1,\boldsymbol{r}_2$分别表示前后两段星历的位置信息,有

$$\Delta\boldsymbol{r}=\max(\boldsymbol{r}_1-\boldsymbol{r}_2). \tag{5}$$

3 行星际转移段定轨精度评估

首次火星探测任务行星际转移阶段由 2020 年 7 月 23 日开始,2021 年 2 月 10 日结束,历时 202 天,经历了 4 次中途修正,1 次深空机动,飞行里程约 4.75×10^8 km,过程如图 5 所示,期间探测器与地球的距离也逐渐增加至约 2×10^8 km。时延增加至 11 min,如图 6 所示。在 2021 年 2 月 10 日成功进行了近火制动,被火星捕获而进入环火轨道。关键事件时间列于表 4。

在转移段,除轨控间隔时间短外,一般使用 7～10 天的数据进行轨道确定,对转移段的定轨 RMS 进行统计分析,佳木斯、喀什、阿根廷三个深空站 RMS 均值分别为 1.5 m, 0.7 m, 1.0 m,系统差解算结果约 50 m,测量数据精度较为稳定,对定轨精度起到正向作用。

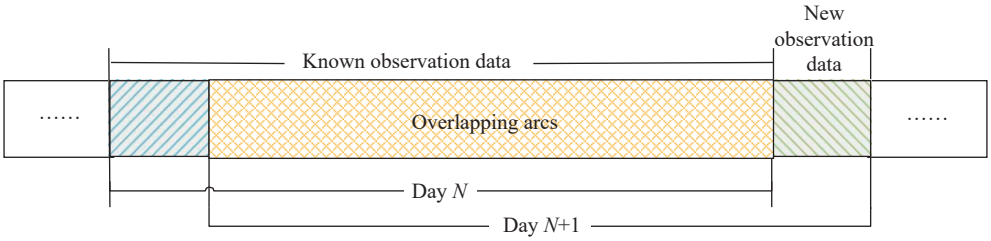

图 4 火星探测器行星际转移段定轨精度评估策略

Fig. 4 Orbit accuracy evaluation strategy for interplanetary transfer section of Mars probe

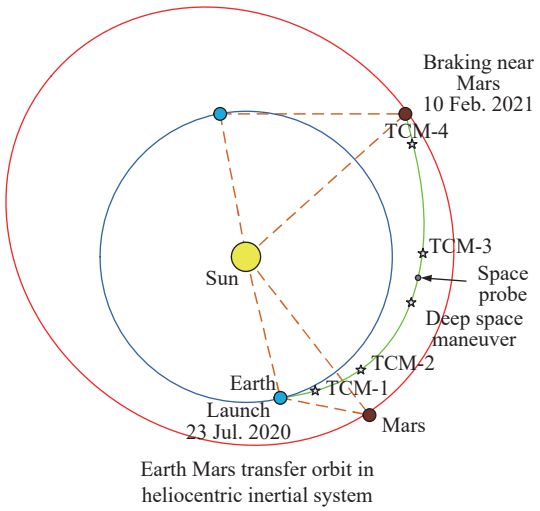

图 5 天问一号行星际转移过程

Fig. 5 Interplanetary transfer process of Tianwen-1

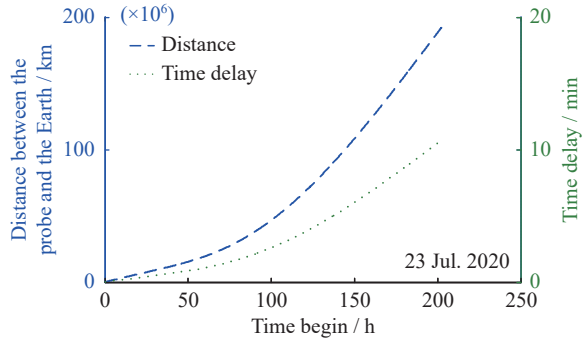

图 6 器地距离与时延变化

Fig. 6 Mars probe ground distance and time delay change

对转移段每日定轨结果采用逐日迭代比较策略进行统计分析，需要说明的是，在轨控处不比较控前控后轨道，对轨控后轨道重新开始比较，具体统计结果如图 7 所示。

在图 7 中横坐标表示起点为 2020 年 7 月 23 日

表 4 天问一号探测器行星际转移段关键事件

Table 4 Orbit control time of the interplanetary transfer phase of "Tianwen-1" probe

序号	时间(BJT)	关键事件
1	2020-07-23 13:17	发射
2	2020-08-02 07:00	第一次中途修正
3	2020-09-20 23:00	第二次中途修正
4	2020-10-09 23:08	深空机动
5	2020-10-28 22:00	第三次中途修正
6	2021-02-05 20:00	第四次中途修正
7	2021-02-10 20:00	近火制动

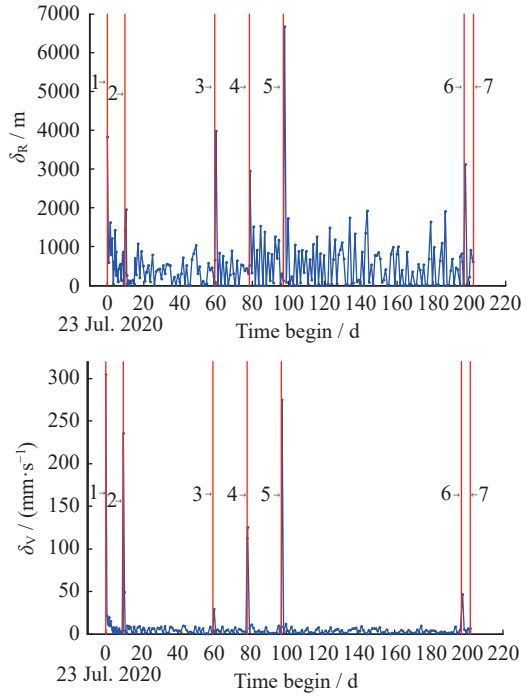

图 7 火星探测器行星际转移段轨道精度评估结果

Fig. 7 Orbit accuracy evaluation results of the interplanetary transfer section of the Mars probe

的天计数, 纵坐标分别表示位置和速度比较误差。根据逐日迭代比较分析结果, 轨控后由于数据量少, 定轨精度会出现较大误差, 最大位置误差可达 7 km, 速度误差可达 300 mm·s^{-1}, 但定轨误差在轨控后 2 天后变小, 这说明随着观测数据量的不断增加, 转移段轨控后轨道逐步变得稳定, 且至少需要 2 天的观测数据量; 非轨控附近的轨道误差较为平稳, 总的位置误差可保持在 2 km 以下, 总的速度误差在 20 mm·s^{-1} 以下。进一步统计得到, 位置误差平均值为 459.7 m, 速度误差平均值为 4.5 mm·s^{-1}, 以上误差值均为 1σ, 从变化趋势看, 其具有较高的稳定性。此外, 从图 7 可得, 随着时间的推移, 探测器距离地球越来越远, 位置及速度误差也有增加的趋势。

探测器被火星捕获是技术风险最高的环节之一, 几乎只有一次机会, 这对于探测器近火点高度的预报计算有较高要求。根据事后分析, 在探测器进行火星捕获控制前, 近火点高度预报误差优于 5 km, 达到预期目标, 这也证明了在长时间的行星际转移飞行期间, 探测器的测定轨精度水平较高。

4 结论

行星际转移过程的顺利实施是实现星际探测的基本前提。本文对深空探测的轨道力学模型进行分析, 说明了中心天体选取和行星星历表的选用原则。基于中国首次火星探测任务行星际转移过程的实测数据, 在日常轨道确定过程中, 制定了合理可行的定轨策略。采用内符合精度评估原则, 设计了一种逐日迭代的轨道精度评估方法, 对中国首个火星探测器行星际转移段全程的定轨精度进行了比较分析。在加强跟踪的情况下, 轨道控制后需要 1～2 天的数据获取较为稳定的轨道, 在非轨控期间, 轨道位置误差可以保持在 2 km 以下, 速度误差可保持在 20 mm·s^{-1} 以下, 相比国际上其他的火星探测器, 该精度处于先进水平[4]。相关分析方法和结论对于后续深空探测任务具有重要参考意义。

参考文献

[1] YU Dengyun, SUN Zezhou, MENG Linzhi, *et al*. The development process and prospects for Mars exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, **3**(2): 108-113 (于登云, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报, 2016, **3**(2): 108-113)

[2] WU Ji, ZHU Guangwu, ZHAO Hua, *et al*. Overview of scientific objectives of China-Russia joint Mars exploration program YH-1[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2009, **29**(5): 449-455 (吴季, 朱光武, 赵华, 等. 萤火一号火星探测计划的科学目标[J]. 空间科学学报, 2009, **29**(5): 449-455)

[3] GENG Yan, ZHOU Jishi, LI Sha, *et al*. A brief introduction of the first mars exploration mission in China[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, **5**(5): 399-405 (耿言, 周继时, 李莎, 等. 我国首次火星探测任务[J]. 深空探测学报, 2018, **5**(5): 399-405)

[4] ANTREASIAN P G, BAIRD D T, BORDER J S, *et al*. 2001 mars odyssey orbit determination during interplanetary cruise[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, **42**(3): 394-405

[5] CAO Jianfeng, HU Songjie, HUANG Yong, *et al*. Orbit determination and analysis for Chang'E-2 extended mission[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2013, **38**(9): 1029-1033 (曹建峰, 胡松杰, 黄勇, 等. 嫦娥二号卫星日地拉格朗日L_2点探测轨道定轨分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, **38**(9): 1029-1033)

[6] CAO Jianfeng, LIU Lei, LIU Yong, *et al*. Orbit determination analysis for CE-2 second extended mission[J]. *Journal of Spacecraft TT& C Technology*, 2012, **31**(4): 84-89 (曹建峰, 刘磊, 刘勇, 等. 嫦娥二号再拓展试验测定轨精度研究[J]. 飞行器测控学报, 2012, **31**(4): 84-89)

[7] HU S J, CAO J F. Accuracy simulation of orbit determination for YH-1[C]//62 nd International Astronautical Congress 2011. Cape Town: IAC, 2011

[8] HUANG Yong, HU Xiaogong, CAO Jianfeng, *et al*. The mars satellite orbit determination software at shanghai astronomical observatory[J]. *Journal of Spacecraft TT& C Technology*, 2009, **28**(6): 83-89 (黄勇, 胡小工, 曹建锋, 等. 上海天文台火星卫星定轨软件系统[J]. 飞行器测控学报, 2009, **28**(6): 83-89)

[9] YE Mao, LI Fei, YAN Jianguo, *et al*. Wuhan university deep-space orbit determination and gravity recovery system (WUDOGS) and its application analysis[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2017, **46**(3): 288-296 (叶茂, 李斐, 鄢建国, 等. 深空探测器精密定轨与重力场解算系统(WUDOGS)及其应用分析[J]. 测绘学报, 2017, **46**(3): 288-296)

[10] YAN Jianguo, LI Fei, PING Jinsong. Precision orbit determination of MGS mapping phase arcs and Martian gravity field model solution[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2010, **39**(5): 484-490,496 (鄢建国, 李斐, 平劲松. 基于MGS测图段部分弧段的精密定轨及火星重力场模型解算[J]. 测绘学报, 2010, **39**(5): 484-490,496)

[11] WANG Wenbin, GAO Yang. Modeling and analysis of three types of empirical accelerations in precise orbit determination[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, **36**(12): 1406-1413 (王文彬, 高扬. 精密定轨中三类经验加速度的有

效建模方法[J]. 宇航学报, 2015, **36**(12): 1406-1413)

[12] TANG Geshi, LI Xie. Orbit Determination Technology of Manned Spacecraft and Application in Rendenzvous and Docking[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013 (唐歌实, 李勰. 载人航天轨道确定技术及在交会对接中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013)

[13] CAO Jianfeng, HU Songjie, HUANG Yong, *et al.* Selection of integration center for Chang'E-2 satellite extended mission[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2013, **33**(2): 13-18 (曹建峰, 胡松杰, 黄勇, 等. "嫦娥二号"卫星拓展试验轨道计算中心天体的选取[J]. 中国空间科学技术, 2013, **33**(2): 13-18)

[14] LI Jie. Research on Mars Probe Interplanetary Orbit Determination[D]. Zhengzhou: Information Engineering University, 2011 (李杰. 火星探测器行星际定轨研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2011)

[15] DUAN Chenglin, ZHANG Yu, HAN Yi, *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 (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)

[16] REN Hongfei, HAO Xiaolong, ZHOU Qingyong. Analysis and comparison of two types of planetary ephemerides[J]. *Geomatic Science and Engineering*, 2014, **34**(1): 9-16 (任红飞, 郝晓龙, 周庆勇. 两类行星历表的分析比较[J]. 测绘科学与工程, 2014, **34**(1): 9-16)

[17] DENG Xuemei, FAN Min, XIE Yi. Comparisons and evaluations of JPL ephemerides[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2013, **54**(6): 550-561 (邓雪梅, 樊敏, 谢懿. JPL行星历表的比较及评估[J]. 天文学报, 2013, **54**(6): 550-561)

[18] ZHANG Wenzhao, PING Jinsong, LI Wenxiao. Comparison and analysis of three kinds of typical solar system planetary ephemeris[J]. *Journal of University of Chinese Academy of Sciences*, 2021, **38**(1): 114-120 (张文昭, 平劲松, 李文潇. 3种典型的太阳系大行星历表的对比分析[J]. 中国科学院大学学报, 2021, **38**(1): 114-120)

[19] DUAN Jianfeng. Research on Orbit Determination of Probe Around Earth-Moon Libration L2 Point Based on Solar Pressure Correction Model[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019 (段建锋. 基于光压修正模型的地月L2点绕飞探测器轨道改进研究[D]. 北京: 清华大学, 2019)

[20] CAO Jianfeng, HUANG Yong, HU Xiaogong, *et al.* Mars express tracking and orbit determination trial with Chinese VLBI network[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2010, **55**(27/28): 2659-2666 (曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 利用中国VLBI网实现对"火星快车"的测定轨[J]. 科学通报, 2010, **55**(27/28): 2659-2666)

[21] LIU Qinghui, WU Yajun, HUANG Yong, *et al.* Mars rover positioning technology based on same-beam VLBI[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2015, **45**(9): 099502 (刘庆会, 吴亚军, 黄勇, 等. 基于同波束VLBI的火星车测定位技术[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, **45**(9): 099502)

[22] LIU Qinghui. Applications of same-beam VLBI technology in orbit determination of deep space satellites[J]. *Journal of Telemetry, Tracking and Command*, 2016, **37**(6): 36-44 (刘庆会. 同波束VLBI技术在深空探测器测定轨中的应用[J]. 遥测遥控, 2016, **37**(6): 36-44)

[23] LIU Qinghui, CHANG Shengqi, HUANG Yong, *et al.* Mars spacecraft tracking and analysis of VLBI orbit determination[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2017, **47**(9): 099504 (刘庆会, 昌胜骐, 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**(9): 099504)

[24] YANG Yongzhang, LI Jinling, PING Jinsong, *et al.* Development and comparison of the JPL ephemerides in deep space exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, **4**(1): 89-98 (杨永章, 李金岭, 平劲松, 等. NASA历表在深空导航中的发展和比较[J]. 深空探测学报, 2017, **4**(1): 89-98)

[25] CAO Jianfeng, HUANG Yong, HU Xiaogong, *et al.* Modeling and application of doppler data in deep space exploration[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, **32**(7): 1583-1589 (曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 深空探测中多普勒的建模与应用[J]. 宇航学报, 2011, **32**(7): 1583-1589)

[26] CAO Jianfeng, HUANG Yong, LIU Lei, *et al.* Modeling and algorithm realization of three-way Doppler for deep space exploration[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, **38**(3): 304-309 (曹建峰, 黄勇, 刘磊, 等. 深空探测器三程多普勒建模与算法实现[J]. 宇航学报, 2017, **38**(3): 304-309)