



火星探测器斜坡多普勒频率数据处理及定轨应用

孙尚彪¹, 鄢建国^{1*}, 王波², 王宏³, 曹建峰^{4,5}, 刘山洪^{4,5}, BARRIOT Jean-Pierre¹

1. 武汉大学测绘遥感信息工程国家重点实验室, 武汉 430079;

2. 上海市深空探测技术重点实验室, 上海 201109;

3. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

4. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094;

5. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094

*联系人, E-mail: jgyan@whu.edu.cn

收稿日期: 2024-08-08; 接受日期: 2024-10-16; 网络出版日期: 2024-12-06

国家重点研发计划(编号: 2022YFF0503202)和国家自然科学基金(编号: 42241116)资助项目

摘要 针对我国后续深空探测任务的测控需求, 本文详细研究了射电跟踪数据中斜坡多普勒频率数据的处理方法, 研制了一套火星探测器精密定轨实测数据处理软件. 本文处理了MRO探测器2007年1月的斜坡多普勒频率数据, 成功实现了精密定轨. 结果表明, 定轨后残差的RMS在0.74–1.19 mm/s之间, 均值约为0.81 mm/s, 重建轨道的位置精度达到米级, 速度精度达到毫米级, 与JPL发布轨道的精度相近, 并进一步探讨了大气阻力和太阳光压力的取值对MRO探测器轨道精度的影响. 这一研究可为我国后续深空探测任务的射电数据处理提供技术支持.

关键词 火星, MRO探测器, 精密定轨, 斜坡多普勒

PACS: 96.30Gc, 95.55.Pe, 95.10.Eg

1 引言

作为地球的邻近行星, 火星一直以来都是深空探测任务中的研究热点^[1], 其表面峡谷、平原以及极地冰盖等地形地貌, 均保存着火星地质构造和演化历史的重要信息^[2]. 对火星开展深入研究, 有助于揭示太阳系的演化历史, 也可为人类登陆火星建立科研基地奠定基础. 近60年来, 美国、苏联、欧洲和中国等国家或地区均已成功开展火星探测任务, 揭示了火星重力场、大气组成、地质情况和内部结构等重要信息. 而

在众多火星探测任务中, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)于2005年成功发射的火星勘测轨道飞行器(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO), 凭借其较低的轨道高度和高分辨率成像相机的优势, 为火星研究提供了丰富的科学数据^[3,4].

相较于以往的火星重力场模型^[5–7], 这一任务积累的数据显著提升了火星重力场的解算精度. MRO95A模型是首次利用MRO探测器第一年的观测数据解算得到的火星重力场模型, 同时融合了MGS和Odyssey

引用格式: 孙尚彪, 鄢建国, 王波, 等. 火星探测器斜坡多普勒频率数据处理及定轨应用. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2025, 55: 224507
Sun S B, Yan J G, Wang B, et al. Frequency data processing of RAMP Doppler for precision orbit determination of the Mars spacecraft (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2025, 55: 224507, doi: 10.1360/SSPMA-2024-0320

的数据. 随后, Konopliv等人^[8]在2011年利用MRO和Odyssey的数据解算得到了110阶次的火星重力场模型MRO110B和MRO110B2. Genova等人^[9]于2016年融合Mars Global Surveyor (MGS), Mars Odyssey (ODY)和MRO的轨道跟踪数据, 解算得到120阶次的火星重力场模型GMM-3. Konopliv等人^[10,11]解算了120阶次火星重力场模型MRO120D和MRO120F. 高阶次的重力场模型在探测器精密定轨和内部结构研究中发挥着关键作用.

解算火星重力场模型离不开对火星探测器的高精度跟踪测量. 通过测量地面站至探测器的无线电多普勒频移, 计算探测器的位置和速度, 不仅保障任务的顺利实施, 也为开展火星重力场、大气和内部结构研究提供科学数据^[12,13]. 定轨软件在处理与分析轨道跟踪数据中发挥着重要作用^[14]. 目前国际知名定轨软件有戈达德太空飞行中心的GEODYN-II、喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)的MONTE^[15]、法国空间局和比利时皇家天文台联合开发的GINS^[16]. 国内定轨软件有北京航天飞行控制中心的MODAS^[17]、上海天文台的MarsODP^[18]和武汉大学的MAGRE-AS^[19,20]. 然而射电跟踪数据的格式较为复杂, 大多数定轨软件均无法直接获取测速数据, 因此需要进行预处理^[21].

MRO探测器采用了一种针对深空测控条件改进的无线电多普勒测速技术, 即地面站发射的上行频率不是常数, 而是随着时间线性变化, 称为斜坡多普勒, 因此需要计算斜坡多普勒的发射频率, 进而将频率观测值转化为探测器相对地面站的速度观测值^[22]. 这种测控技术适用于远距离深空探测, 有助于地面接收站在一定频率区间更好地接收到下行频率信号^[23]. 结合我国后续的木星、海王星、太阳系边界等深空探测任务的测控需求^[24], 有必要针对斜坡多普勒频率数据的处理方法开展详细研究, 以研制自主的精密定轨实测数据处理软件, 为保障工程任务实施提供可靠的数据处理能力.

武汉大学行星科学团队^[25-28]在深空探测器精密定轨及多源数据处理等方面积累了丰富的数据处理经验. 在已有的研究基础之上, 本文详细研究了斜坡多普勒理论计算值的处理方法, 推导了理论计算值对探测器初轨的偏导数, 并研制了一套火星探测器精密定轨实测数据处理软件. 以美国MRO探测器为例, 本文处理了2007年1月的斜坡多普勒频率数据, 对MRO探测

器进行精密定轨, 验证了软件的精度和可靠性.

2 软件结构及动力学参数设置

该火星探测器精密定轨实测数据处理软件基于Python和C++语言编写, 采用面向对象的设计思想, 具有良好的拓展性, 实现了精密时空参考框架、数值积分、相对论光行时解算和最小二乘迭代等功能. 首先基于已知的先验信息输入探测器的初轨及动力学参数, 建立高精度动力学模型. 通过数值积分算法得到状态转移矩阵、敏感矩阵及探测器轨道参数. 然后构建斜坡多普勒观测模型, 计算理论观测值, 并与实际观测值做差. 最终构建法方程, 利用最小二乘算法迭代判断是否收敛, 达到设定的阈值后, 输出定轨结果并进行精度评估. 软件关键结构如图1所示.

本文使用了八阶次变步长的龙格-库塔(Runge-Kutta)方法, 对MRO探测器的轨道进行积分, 并通过内插方法获得连续的轨道参数. 在观测模型中构建了精密光行时方程并进行迭代解算. 斜坡多普勒频率数据在预处理后作为实际观测值导入软件, 对探测器的初轨及动力学参数进行求解. 其中探测器的运动方程在多种作用力影响下可表示为

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \mathbf{a}_{\text{Mars}} + \mathbf{a}_{\text{NB}} + \mathbf{a}_{\text{SRP}} + \mathbf{a}_{\text{DRAG}} + \mathbf{a}_{\text{SOT}} + \mathbf{a}_{\text{REL}}, \quad (1)$$

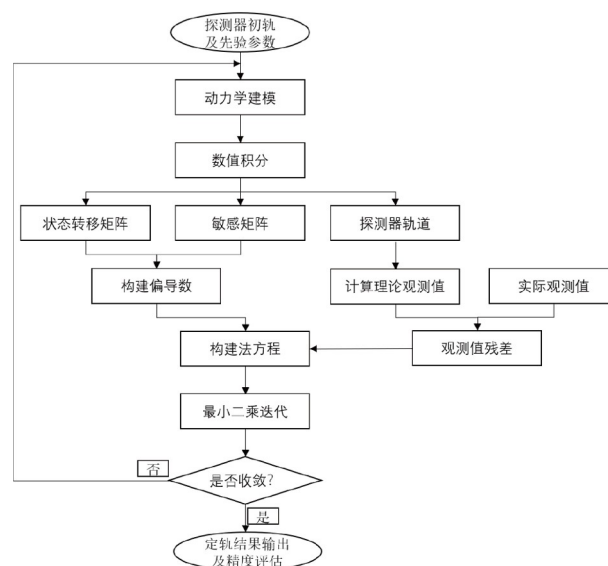


图1 软件结构图

Figure 1 Software structure diagram.

其中, r 是探测器在 J2000 框架下 t 时刻的位置矢量; a_{Mars} 表示火星重力场引起的加速度, a_{NB} 表示 N 体摄动, a_{SRP} 表示太阳光压力, a_{DRAG} 表示大气阻力, a_{SOT} 表示火星的固体潮, a_{REL} 表示相对论效应. 表 1 详细描述了 MRO 探测器的参数配置.

定轨解算参数包括 MRO 探测器的初轨、太阳光压力系数 C_r 以及大气阻力系数 C_d . 其中, 探测器的初轨来源于 JPL 发布的轨道数据. Genova 等人^[29] 解算 MRO 探测器的大气阻力系数在 1.0–2.0 之间波动. 基于此, 本文选取其均值 1.5 作为大气阻力系数的先验值. 此外, 杨轩等人^[19] 在对 MEX 探测器的定轨研究中, 采用了与本文一致的太阳光压模型, 其选择的太阳光压系数的先验值为 1.2, 因此, 我们在本文中也沿用了这一先验系数. 图 2 进一步展示了各个摄动力的影响量级.

从图 2 可以看出, 火星重力场对 MRO 探测器的影

表 1 MRO 探测器的解算配置

Table 1 Solving configuration of MRO spacecraft

项目	描述
火星的重力场	120 阶重力场模型 MRO120F
N 体摄动	太阳、太阳系大行星、火星一、火星二
太阳光压力	固定面质比, 光压系数 $C_r = 1.2$
火星大气阻力	大气阻力系数 $C_d = 1.5$
固体潮	$k_2 = 0.169$
相对论效应	Schwarzschild
火固系	Pathfinder 火星定向模型
测站位置改正	地球固体潮
对流层延迟	Hopfield 模型

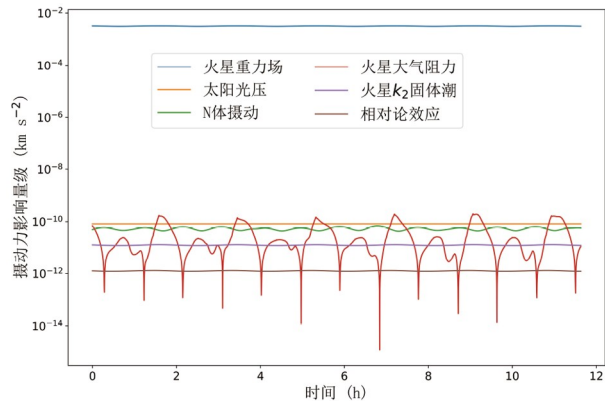


图 2 (网络版彩图) 各个摄动力的影响量级
Figure 2 (Color online) Impact magnitude of each force model.

响占主导地位, 其对轨道参数的影响量级远高于其他摄动力模型. 本文采用的 120 阶重力场模型 MRO120F 准确地反映了火星的重力分布, 在较大程度上决定了探测器的轨道演化. 与此同时, 由于火星存在稀薄的大气, 火星大气阻力对探测器的影响呈现周期性变化. 这种周期性变化与 MRO 探测器的轨道高度紧密相关, 尤其是在近火点时, 大气阻力成为第二大摄动力, 因此本文使用了火星气候数据库 (Mars Climate Database, MCD) 获取大气密度, 以建立火星大气阻力模型. 此外, 太阳光压力作为一种非保守力, 在长时间观测任务中会逐渐累积, 对 MRO 探测器的轨道产生持续影响.

3 斜坡多普勒观测技术

多普勒效应在航天通信中是一种常见现象, 常被用来测量探测器和地面站之间的相对速度, 当地面站与探测器之间存在相对运动时, 信号的频率相对于发射频率会发生变化, 这种频率的偏移称为多普勒频移. 在深空探测任务中, 当探测器环绕大天体 (如火星、木星) 运动时, 由于中心天体巨大的引力作用, 探测器与地球之间的相对速度非常大, 导致多普勒频移非常显著. 如果不进行补偿, 这种频移会超出地面接收站的带宽范围, 导致信号接收失败.

为应对多普勒频移的问题, 深空站通常会在发送信号之前, 预先调整发射频率, 以补偿预计的多普勒频移, 这种调整过程称为多普勒补偿. 通过精确的大行星历表、月球历表、火星重力场, 以及高精度的空间大地测量参考框架和地球定向参数等信息, 计算出火星探测器的轨道. 然后, 基于探测器的精确位置和速度信息, 预测未来某一时刻的多普勒频移, 并对该频移进行分段线性拟合, 得到每段的初始发射频率和频率变化率. 图 3 展示了每一个斜坡 (RAMP) 的开始时刻、结束时刻、开始时刻的频率和频率变化率.

随着 20 世纪后期深空探测任务的复杂性增加, 斜坡多普勒补偿技术逐渐在深空探测任务中得到应用和推广. 早期任务, 如先驱者号和旅行者号, 主要依赖地面站的简单频率调整. 随着任务的推进, 如伽利略号、卡西尼号以及 MRO 探测器, 斜坡多普勒补偿技术在信号频移补偿方面得到了进一步发展和成熟. 在我国深空测控系统中, 虽然目前的多普勒补偿技术为分段的常数函数, 但随着我国未来深空探测任务的展开, 斜

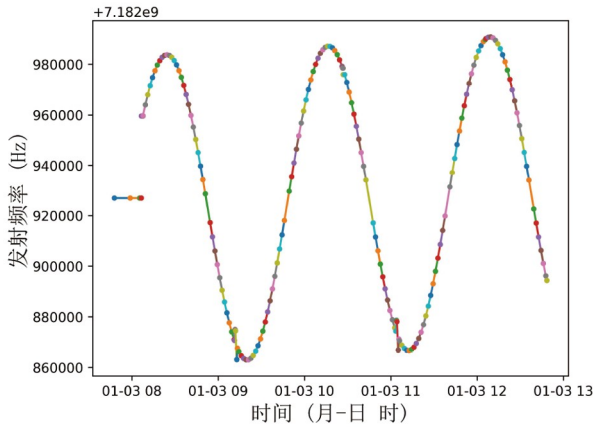


图 3 (网络版彩图)地面站的发射频率

Figure 3 (Color online) Transmitting frequency of ground station.

坡多普勒补偿技术将为探测器的精确定位和导航提供更加精确的支持。

4 斜坡多普勒频率数据处理方法

在计算斜坡多普勒观测量中, 通过插值可以获取任意时刻 t 的RAMP发射频率 $f_T(t)$ 及其时间导数 $\dot{f}$. 在插值时刻 t 时, $f_T(t)$ 的值为

$$f_T(t) = f_0 + \dot{f} \cdot (t - t_0), \quad (2)$$

进一步, 可以得到斜坡多普勒频率理论计算值为

$$F = \frac{M_{2R}}{T_c} \int_{t_{3s}}^{t_{3e}} f_T(t_3) dt_3 - \frac{M_2}{T_c} \int_{t_{1s}}^{t_{1e}} f_T(t_1) dt_1, \quad (3)$$

其中, 地面接收站的接受间隔 T_c 开始于 t_{3s} , 结束于 t_{3e} ; 相应的地面发射站的接受间隔起始于 t_{1s} , 结束于 t_{1e} ; $f_T(t_3)$ 和 $f_T(t_1)$ 分别表示为地面站的接收频率和发射频率, 可在RAMP表格中插值获得; M_{2R} 是地面接收站内置的转发比; M_2 是探测器的转发比, 是地面站的上行频段和数据点的下行频段的函数, 如表2所示。

如果地面接收站的多普勒参考频率为常数, 则斜坡多普勒理论计算值可简化为

$$F = f_{\text{REF}}(t_3) - \frac{M_2}{T_c} \int_{t_{1s}}^{t_{1e}} f_T(t_1) dt_1, \quad (4)$$

$$f_{\text{REF}}(t_3) = M_{2R} f_T(t_3), \quad (5)$$

其中 t_{1s} 和 t_{1e} 可通过精确计算光行时 ρ_s 和 ρ_e 获得. 对于公式中积分的计算步骤如下:

表 2 探测器的转发比

Table 2 The turnaround ratios of spacecraft

上行频段	下行频段		
	S	X	Ka
S	$\frac{240}{221}$	$\frac{880}{221}$	$\frac{3344}{221}$
X	$\frac{240}{749}$	$\frac{880}{749}$	$\frac{3344}{749}$
Ka	$\frac{240}{3599}$	$\frac{880}{3599}$	$\frac{3344}{3599}$

(1) 将第一个RAMP的开始时刻从 t_0 变为 t_{1s} .

(2) 计算 t_{1s} 时刻的发射频率为

$$f_T(t_{1s}) = f_T(t_0) + \dot{f} \cdot (t_{1s} - t_0). \quad (6)$$

(3) 若积分间隔 $W=[t_{1s}, t_{1e}]$ 中包含两个及以上的RAMP, 则需要计算除最后一个RAMP外的每个RAMP的宽度为

$$W_i = t_i - t_0. \quad (7)$$

第一个RAMP的 t_0 从步骤(1)中获取, 最后一个RAMP的宽度为

$$W_n = W - \sum_{i=1}^{n-1} W_i. \quad (8)$$

若积分间隔 W 只包含一个RAMP, 则RAMP宽度为

$$W_n(n=1) = W_1 = W. \quad (9)$$

(4) 然后计算每一个RAMP的平均发射频率为

$$f_i = f_0 + \frac{1}{2} \dot{f} W_i. \quad (10)$$

(5) 最后计算积分间隔 W 的发射频率的积分为

$$\int_{t_{1s}}^{t_{1e}} f_T(t_1) dt_1 = \sum_{i=1}^n f_i W_i. \quad (11)$$

通过以上步骤可以计算MRO探测器的斜坡多普勒频率理论计算值. 在此基础上, 对MRO探测器的初轨进行解算, 需要计算斜坡多普勒频率理论计算值 F 对MRO探测器初轨 q 的偏导数, 可表示为

$$\frac{\partial F}{\partial q} = \frac{M_2}{T_c} \left[f_T(t_{1e}) \frac{\partial \rho_e}{\partial q} - f_T(t_{1s}) \frac{\partial \rho_s}{\partial q} \right], \quad (12)$$

其中, 精确往返光行时 ρ_e 和 ρ_s 对初轨的偏导数为

$$\frac{\partial p_e}{\partial q} = -\frac{\partial t_{1e}}{\partial q} \cdot \Phi, \quad (13)$$

$$\frac{\partial p_s}{\partial q} = -\frac{\partial t_{1s}}{\partial q} \cdot \Phi, \quad (14)$$

Φ 表示为状态转移矩阵, 通过数值积分得到. 其中, $\frac{\partial t_1}{\partial q}$ 的推导为

$$\frac{\partial t_1}{\partial q} = \frac{\frac{\partial t_2}{\partial q} \left(1 - \frac{\dot{r}_{12} + \dot{P}_{12}}{c} \right) - \frac{1}{c} \left(\frac{\mathbf{r}_{12}}{|\mathbf{r}_{12}|} \right)^T}{1 - \frac{\dot{P}_{12}}{c}}, \quad (15)$$

$$\frac{\partial t_2}{\partial q} = \frac{\frac{1}{c} \left(\frac{\mathbf{r}_{23}}{|\mathbf{r}_{23}|} \right)^T}{1 - \frac{\dot{P}_{23}}{c}}, \quad (16)$$

其中,

$$\dot{r}_{12} = \frac{\mathbf{r}_{12}}{|\mathbf{r}_{12}|} \cdot \dot{\mathbf{r}}_{12} \quad (1 \rightarrow 2, 2 \rightarrow 3), \quad (17)$$

$$\mathbf{r}_{12} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 \quad (1 \rightarrow 2, 2 \rightarrow 3), \quad (18)$$

$$\dot{P}_{12} = \frac{\mathbf{r}_{12}}{|\mathbf{r}_{12}|} \cdot \dot{\mathbf{r}}_1 \quad (1 \rightarrow 2, 2 \rightarrow 3), \quad (19)$$

其中, $\mathbf{r}_1$ 表示地面站发射时刻 t_1 的位置, $\mathbf{r}_2$ 表示 MRO 探测器在反射时刻 t_2 的位置, $\mathbf{r}_3$ 表示地面站接收时刻 t_3 的位置.

5 实验结果分析

5.1 轨道预报比较

本文通过 SPICE (Spacecraft, Planet, Instrument, C-Matrix, Events) 获取 MRO 探测器的初轨, 基于表 1 中的

动力学模型, 积分 MRO 探测器的位置和速度, 并与 JPL 的发布轨道做差, 以验证先验动力学模型的准确性. 图 4 分别给出了 MRO 探测器的位置和速度差异.

由图 4 所示, 在积分 24 h 后, MRO 探测器的位置差异最大约为 27 m, 速度差异最大约为 0.03 m/s. 受限于有限的帆板信息, 除了采用大气阻力和太阳光压力的简易模型之外, 火星的反照辐射和热辐射均未在本文中建模, 这些因素降低了轨道积分的精度.

5.2 MRO 探测器定轨结果

本文首先以 2007-01-03T09:53:01.5 至 2007-01-04T12:45:00.5 内 JPL 的斜坡多普勒频率数据为例, 分别给出了定轨前后的残差和参考残差, 如图 5 所示. 其中, 参考残差基于 JPL 的发布轨道计算得到.

由图 5 可以看出, 参考残差没有系统趋势, 表明该软件使用斜坡多普勒频率数据计算多普勒理论观测值的可靠性. 相比定轨前残差, 定轨后残差都有了明显的减小, 没有明显的趋势项. 表 3 给出了三个测站定轨前后残差的统计信息. 频率残差的 RMS (Root Mean Square) 约为 22 mHz, 将频率残差转化为测速残差, 约为 0.8 mm/s, 这一结果说明该软件实测数据处理的拟合效果较好.

接着, 本文处理了 2007 年 1 月的斜坡多普勒频率数据, 总计 25 个观测弧段, 采样率为 5 s, 以评估该软件在不同时间段和轨道状态下的表现. 在定轨后, 我们对每个弧段残差的 RMS 值进行了分析, 结果如图 6 所示.

图 6 的结果显示 RMS 值的范围在 0.74–1.19 mm/s 之间, 平均值约为 0.81 mm/s, 这一结果与 NASA 的研究结果基本一致^[9]. 我们将解算后的初轨与 JPL 的发布轨

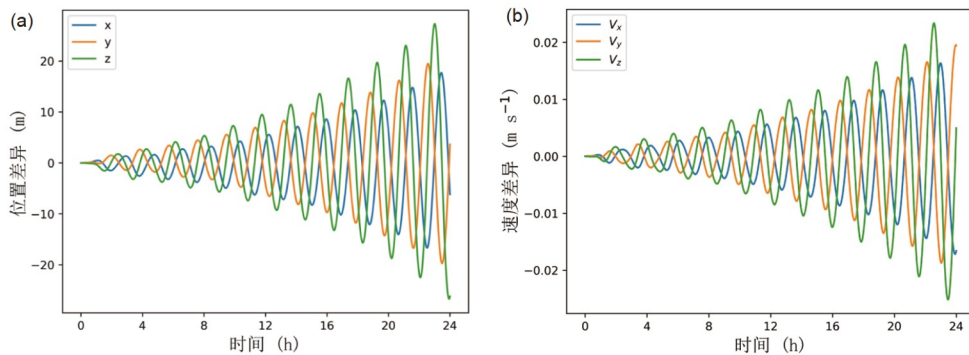


图 4 (网络版彩图) MRO 探测器的位置和速度差异

Figure 4 (Color online) Position and velocity difference of the MRO spacecraft.

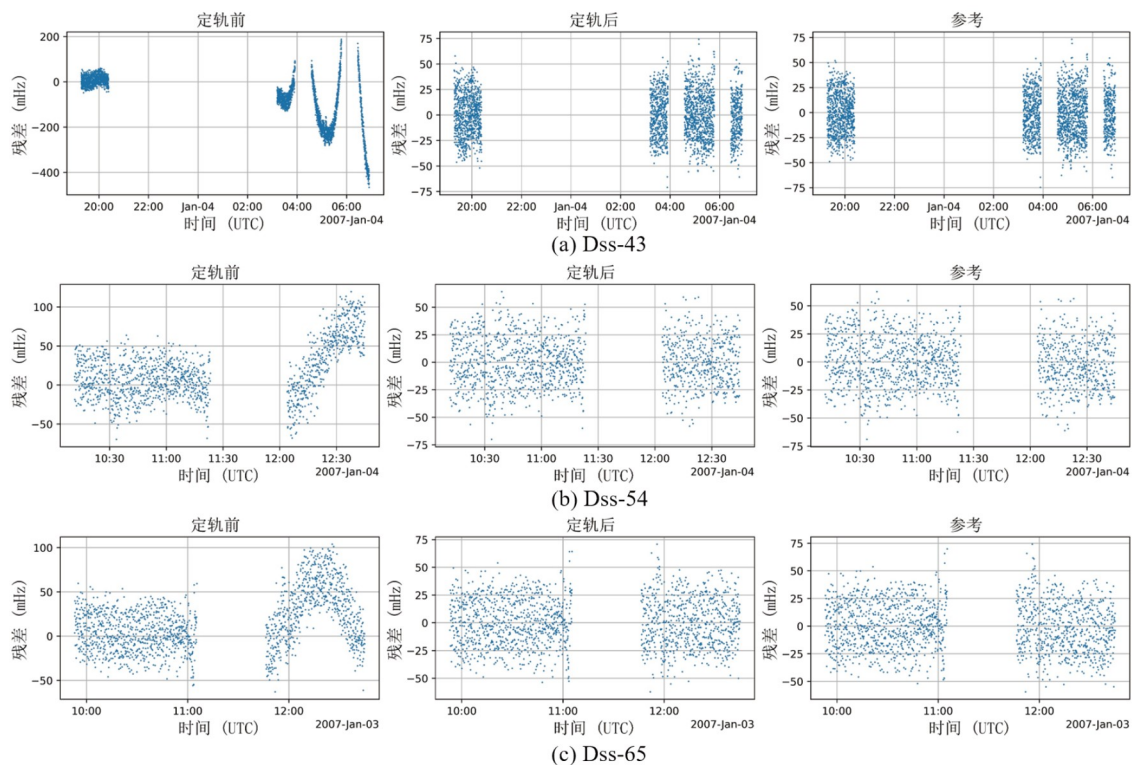


图 5 (网络版彩图)不同地面站的斜坡多普勒频率残差. (a) Dss-43; (b) Dss-54; (c) Dss-65
Figure 5 (Color online) RAMP Doppler frequency residuals for different ground stations. (a) Dss-43; (b) Dss-54; (c) Dss-65.

表 3 定轨前后残差统计信息

Table 3 Statistical information on residuals of pre-fit and post-fit

测站	定轨前			定轨后		
	均值 (mHz)	频率RMS (mHz)	速度RMS (mm/s)	均值 (mHz)	频率RMS (mHz)	速度RMS (mm/s)
Dss-43	-84.82	116.62	4.14	-0.16	21.67	0.77
Dss-54	16.81	34.45	1.22	0.08	21.83	0.78
Dss-65	15.51	31.07	1.10	0.18	21.54	0.77

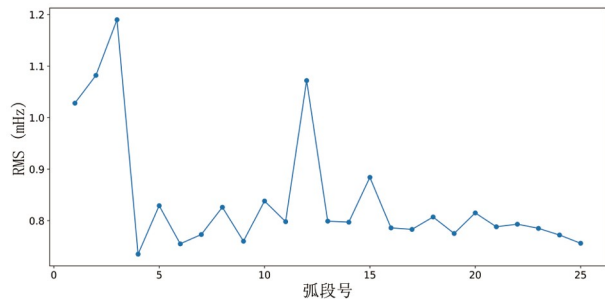


图 6 (网络版彩图)定轨后残差RMS
Figure 6 (Color online) Residual RMS of post-fit.

道进行对比, 分析了位置和速度的差异, 如图7所示.

图7的结果表明, 在25个观测弧段中, 有20个弧段的位置差异在10 m以内, 17个弧段的速度差异在10 mm/s以内, 进一步验证了定轨的精度水平. 此外, 我们对25个弧段的轨道差异的统计信息进行总结, 如表4所示. 三个位置分量的平均差异均为米级, 速度分量的平均差异均为毫米级, 然而JPL发布的轨道精度达到1 m^[8]. 这一精度差异主要归因于动力学模型的建模. 由于太阳光压力和大气阻力等非保守力的建模精度存在不确定性, 误差被部分吸收到解算结果中, 导致轨道

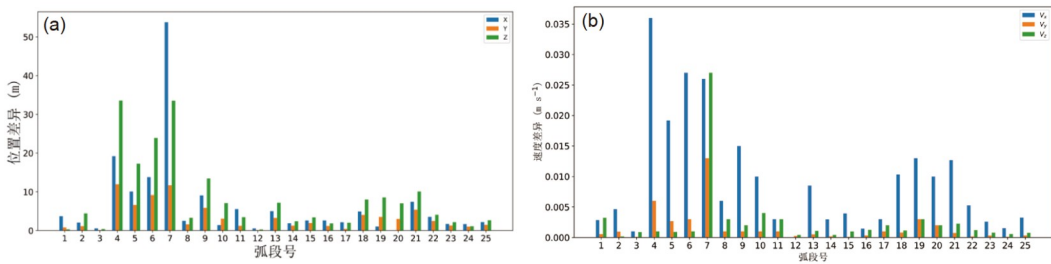


图 7 (网络版彩图)初轨解算值与JPL发布轨道的位置与速度差异

Figure 7 (Color online) Position and velocity differences between the initial orbit solution values and the JPL release orbit.

表 4 轨道差异的统计信息

Table 4 Statistical information on orbit differences

分量	最小值	最大值	平均值
X (m)	0.057	53.791	6.359
Y (m)	0.088	11.944	3.337
Z (m)	0.259	33.579	8.056
V_x (m/s)	7.438×10^{-6}	0.036	0.009
V_y (m/s)	9.119×10^{-5}	0.013	0.002
V_z (m/s)	1.619×10^{-4}	0.027	0.003

精度略低于国际先进水平. 这表明, 进一步优化动力学模型, 特别是改进非保守力的精确建模, 能够提升轨道的解算精度. 尽管存在误差吸收的情况, 该软件依然能够解算米级的高精度轨道.

5.3 非保守力建模对轨道精度的影响

为进一步分析非保守力对轨道的影响, 本文分别解算了25个观测弧段的太阳光压系数(C_r)和大气阻力系数(C_d), 解算结果如图8和9所示.

由图8和9中的结果可以看出, C_r 与 C_d 的解算值与先验值存在偏离, 尤其是出现负值的情况, 表明所采用的非保守力模型未能准确反映实际的物理过程, 吸收了建模不精确带来的误差. 然而, 在这25个观测弧段中, C_r 的解算值基本在0.6左右波动, C_d 的解算值在0.9左右波动, 这表明这些系数在某种程度上是对非保守力建模误差的补偿. 因此, 本文进一步选取0.6和0.9作为太阳光压系数和大气阻力系数的先验信息, 重新对MRO探测器的轨道进行数值积分.

如图10所示, 25个观测弧段中有23个弧段的最大位置差异均显著降低, 由此可见这一先验值在现有的动力学模型中具有较好的适用性. 因此在非保守力建

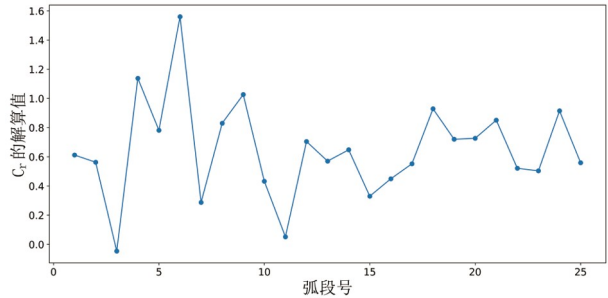


图 8 (网络版彩图) C_r 的解算值

Figure 8 (Color online) C_r solved values.

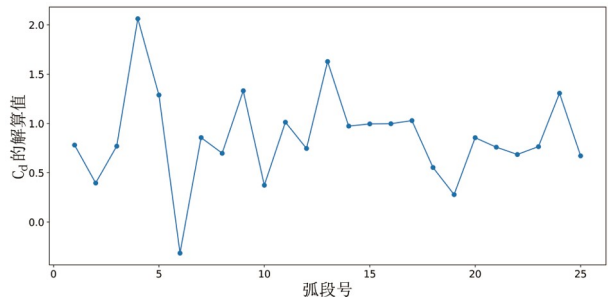


图 9 (网络版彩图) C_d 的解算值

Figure 9 (Color online) C_d solved values.

模中, 合理选择先验值能够有效提高轨道精度, 降低模型误差对轨道解算的影响.

6 结论

本文详细研究了射电跟踪数据中斜坡多普勒频率数据的处理方法, 并研制了一套用于火星探测器精密定轨的实测数据处理软件. 基于该软件, 我们构建了较为完备的动力学模型, 对美国MRO探测器的轨道进行了数值积分. 结果表明, 积分24 h后, MRO探测器的

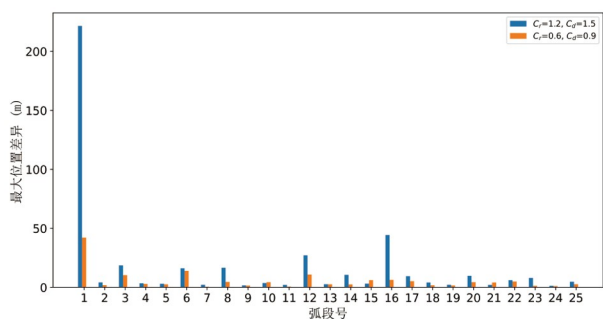


图 10 (网络版彩图)最大位置差异

Figure 10 (Color online) Maximum positional differences.

轨道与JPL发布轨道的位置差异最大约为27 m, 速度差异最大约为0.03 m/s. 利用2007年1月的斜坡多普勒频率数据, 成功开展了对MRO探测器的精密定轨, 定轨后残差的RMS在0.74–1.19 mm/s之间, 均值约为0.81 mm/s, 与NASA的研究结果基本一致, 验证了该软件使用斜坡多普勒频率数据进行探测器精密定轨的

能力.

本文重建轨道的位置精度达到米级、速度精度达到毫米级, 表明定轨精度已达到较高水平, 但与JPL发布的MRO探测器1 m级轨道精度相比, 仍存在一定差距. 这种差距主要归因于非保守力建模的不准确, 特别是在大气阻力和太阳光压力的建模上. 由于NASA的政策限制, 我们无法获取MRO探测器面板的精确信息, 难以进行大气阻力和太阳光压的高精度建模. 在进一步的研究中, 本文探讨了大气阻力系数和太阳光压系数先验值对MRO探测器轨道的影响. 实验表明, 当 C_d 和 C_r 的初值分别设定为0.9和0.6时, 探测器的位置差异较小, 表明了合理设定非保守力参数先验值对提高轨道精度的重要作用.

本文的研究为我国后续深空探测任务中的数据处理与精密定轨提供了重要的技术支持. 未来的工作将进一步优化非保守力的建模, 并处理更多的历史观测数据, 以便更好地反演动力学参数, 从而提升射电跟踪数据的科学产出.

参考文献

- 1 Yang X. Mars Spacecraft Precise Orbit Determination and Phobos Gravity Field Recovery (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Wuhan: Wuhan University, 2020 [杨轩. 火星探测器精密定轨定位与火卫一低阶重力场研究. 博士学位论文. 武汉: 武汉大学, 2020]
- 2 Carr M H, Head III J W. Geologic history of Mars. *Earth Planet Sci Lett*, 2010, 294: 185–203
- 3 Zurek R W, Smrekar S E. An overview of the Mars Reconnaissance Orbiter (MRO) science mission. *J Geophys Res*, 2007, 112: 2006JE002701
- 4 McEwen A S, Eliason E M, Bergstrom J W, et al. Mars reconnaissance orbiter's high resolution imaging science experiment (HiRISE). *J Geophys Res*, 2007, 112: 2005JE002605
- 5 Smith D E, Sjogren W L, Tyler G L, et al. The gravity field of Mars: Results from Mars Global Surveyor. *Science*, 1999, 286: 94–97
- 6 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. *Icarus*, 2006, 182: 23–50
- 7 Yuan D N, Sjogren W L, Konopliv A S, et al. Gravity field of Mars: A 75th degree and order model. *J Geophys Res*, 2001, 106: 23377–23401
- 8 Konopliv A S, Asmar S W, Folkner W M, et al. Mars high resolution gravity fields from MRO, Mars seasonal gravity, and other dynamical parameters. *Icarus*, 2011, 211: 401–428
- 9 Genova A, Goossens S, Lemoine F G, et al. Seasonal and static gravity field of Mars from MGS, Mars Odyssey and MRO radio science. *Icarus*, 2016, 272: 228–245
- 10 Konopliv A S, Park R S, Folkner W M. An improved JPL Mars gravity field and orientation from Mars orbiter and lander tracking data. *Icarus*, 2016, 274: 253–260
- 11 Konopliv A S, Park R S, Rivoldini A, et al. Detection of the chandler wobble of Mars from orbiting spacecraft. *Geophys Res Lett*, 2020, 47: e2020GL090568
- 12 Moyer T D. Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation. New York: John Wiley & Sons, 2005
- 13 Wang M Y, Ping J S. Martian ionogram scaling by the object tracking method. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2012, 55: 540–545
- 14 Vetter J R. Fifty years of orbit determination. *Johns Hopkins APL Tech Dig*, 2007, 27: 239

- 15 Evans S, Taber W, Drain T, et al. MONTE: The next generation of mission design and navigation software. [CEAS Space J](#), 2018, 10: 79–86
- 16 Marty J C, Loyer S, Perosanz F, et al. GINS: The CNES/GRGS GNSS scientific software. In: *Proceedings of the 3rd International Colloquium Scientific and Fundamental Aspects of the Galileo Programme*. Copenhagen: ESA, 2011. 8–10
- 17 Cao J F, Li X, Ju B, et al. Multi-satellite precision orbit determination and data analysis software in solar system (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2022, 9: 532–541 [曹建峰, 李颢, 鞠冰, 等. 太阳系多星精密定轨软件. *深空探测学报*, 2022, 9: 532–541]
- 18 Shan Q, Li P J, Fan M, et al. Dynamic model optimization of Mars probe and orbit determination analysis of Tianwen-1 (in Chinese). *Prog Astron*, 2023, 41: 279–291 [单荃, 李培佳, 樊敏, 等. 火星探测器动力学模型优化及“天问一号”探测器定轨研究. *天文学进展*, 2023, 41: 279–291]
- 19 Yang X, Yan J G, Ye M, et al. Development of precise orbit determination software for Mars probe and data processing for MEX (in Chinese). *Geom Inform Sci Wuhan Univ*, 2019, 44: 385–391 [杨轩, 鄢建国, 叶茂, 等. 火星探测器精密定轨软件研制及实测数据处理. *武汉大学学报 (信息科学版)*, 2019, 44: 385–391]
- 20 Yang X, Yan J G, Ye M, et al. Low-degree gravity field recovery of Phobos based on MEX flyby data (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2019, 49: 059501 [杨轩, 鄢建国, 叶茂, 等. 基于火星快车飞掠数据的火卫一低阶重力场反演. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2019, 49: 059501]
- 21 Verma A K. A Python-based tool for constructing observables from the DSN's closed-loop archival tracking data files. [SoftwareX](#), 2022, 19: 101190, arXiv: [2208.03865](#)
- 22 Qin S H, Huang Y, Li P J, et al. Trajectory estimation analysis and low degree gravity field recovery based on Juno tracking data (in Chinese). *Geom Inform Sci Wuhan Univ*, 2023, 48: 65–74 [秦松鹤, 黄勇, 李培佳, 等. 木星探测器Juno精密定轨分析及低阶引力场解算. *武汉大学学报 (信息科学版)*, 2023, 48: 65–74]
- 23 Yan J G, Li F, Ping J S. Precision orbit determination of MGS mapping phase arcs and martian gravity field model solution (in Chinese). *Acta Geod Cartogr Sin*, 2010, 39: 484–490 [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. *测绘学报*, 2010, 39: 484–490]
- 24 Xu L, Li H, Pei Z, et al. A brief introduction to the international lunar research station program and the interstellar express mission. [Chin J Space Sci](#), 2022, 42: 511–513
- 25 Sun S, Yan J, Gao W, et al. Assessment of Callisto gravity-field determination using the inter-satellite range-rate link. [Astron J](#), 2024, 168: 3
- 26 Gao W, Yan J, Wang B, et al. A lander radio science experiment for the estimation of the gravity field and rotation of comet 133P/Elst-Pizarro. [Mon Not R Astron Soc](#), 2021, 505: 103–115
- 27 Gao W T, Yan J G, Wang B, et al. A three-degree and ordered gravity model of the comet 67P/Churyumov-Gerasimenko based on an improved comet ephemeris (in Chinese). [Sci Sin-Phys Mech Astron](#), 2023, 53: 259513 [高梧桐, 鄢建国, 王波, 等. 基于改进彗星星历的67P/Churyumov-Gerasimenko的三阶重力场模型. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2023, 53: 259513]
- 28 Wang B, Yan J, Gao W, et al. The neptunian gravity estimated from the motion of triton based on astrometric observations. [Astron Astrophys](#), 2023, 671: A70
- 29 Genova A, Goossens S, Lemoine F G, et al. Long-term variability of CO₂ and O in the Mars upper atmosphere from MRO radio science data. [J Geophys Res Planets](#), 2015, 120: 849–868

Frequency data processing of RAMP Doppler for precision orbit determination of the Mars spacecraft

SUN ShangBiao¹, YAN JianGuo^{1*}, WANG Bo², WANG Hong³, CAO JianFeng^{4,5},
LIU ShanHong^{4,5} & BARRIOT Jean-Pierre¹

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

² Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China;

³ Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

⁴ National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics, Beijing 100094, China;

⁵ Beijing Aerospace Flight and Control Center, Beijing 100094, China

*Corresponding author (email: jgyan@whu.edu.cn)

In response to the tracking and control needs of Chinese future deep space exploration missions, this work provides a detailed study on the processing of RAMP Doppler frequency data in radio tracking. A data processing software for precise orbit determination of Mars spacecraft was developed. The RAMP Doppler frequency data from the MRO spacecraft in January 2007 were carefully processed, successfully achieving precise orbit determination. The results show that the post-fit residual RMS ranges from 0.74 to 1.19 mm/s, with an average of approximately 0.81 mm/s. The reconstructed orbit achieves position accuracy at the meter level and velocity accuracy at the millimeter level, comparable to the precision of the JPL-published orbit. Additionally, the effects of atmospheric drag and solar radiation pressure values on the orbit accuracy of the MRO spacecraft were further explored. This research provides technical support for the radio tracking data processing of Chinese future deep space exploration missions.

Mars, MRO spacecraft, precise orbit determination, RAMP Doppler

PACS: 96.30Gc, 95.55.Pe, 95.10.Eg

doi: [10.1360/SSPMA-2024-0320](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2024-0320)