

火星探测器精密定轨软件研制及实测数据处理

杨 轩¹ 鄢建国¹ 叶 茂¹ 李 斐² 郝卫峰² 金炜桐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 武汉大学中国南极测绘研究中心,湖北 武汉,430079

摘 要:研发了一套具有自主知识产权的火星探测器精密定轨及动力学参数解算软件系统,介绍了软件的设计思路与基本结构。对 2009 年 8 月中国甚长基线干涉测量网跟踪的火星快车号三程多谱勒数据和相同弧段欧洲空间局的双程多谱勒数据进行了处理。结果表明,对于三程多谱勒数据,精密定轨后的残差处于 0.079 mm/s 的水平,轨道与比利时皇家天文台发布的火星快车精密轨道(精度 20~25 m)最大差距小于 100 m;对于欧洲空间局双程多谱勒数据,精密定轨后的残差处于 0.067 mm/s 的水平,轨道与精密轨道最大差距小于 10 m。对火星快车跟踪数据的处理结果表明该软件可靠。

关键词:精密定轨;火星探测;MEX;三程测速;双程测速

中图分类号:P228 **文献标志码:**A

火星作为地球的近邻,被认为曾经有过与地球相似的环境,是人类深空探测器到访最多的行星。近 60 年来,美国宇航局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和欧洲空间局(European Space Agency, ESA)都曾多次成功实施火星探测任务,取得了丰硕的成果,火星快车(Mars Express, MEX)即是其中之一。MEX 是 ESA 的首颗火星探测器^[1],于 2003 年 6 月发射,12 月进入环火星轨道,2004 年 1 月进入工作轨道,携带小猎犬 2 号着陆器和多种探测设备,但是小猎犬 2 号在与 MEX 分离后失去联系。MEX 在轨运行期间传回了大量火星地表影像等资料,发现火星大气层内存在甲烷^[2],火星南极冠存在水冰,并飞越火卫一测量了其质量和低阶重力场等^[3-4]。MEX 原计划工作运行一个火星年,由于其传回来的资料极具科学价值,并且运行良好,后期进行了多次任务延伸。

在深空探测中,探测器的定轨定位是任务成败的关键,也是各种科学任务顺利进行的前提^[5]。精密的探测器轨道是进行地形地貌测绘的基础数据,也可以用于行星重力场的解算。结合火星重力场和火星地形模型,还可以用来反演火星内部

构造,了解火星的演化和起源^[6]。行星探测器精密轨道的计算完全依赖于定轨软件平台的支撑。因此,行星探测器精密定轨软件系统的研制在深空探测器定轨中是非常重要的一个环节^[7]。目前针对火星探测器跟踪数据进行高精度处理的软件平台包括哥达德航天中心的 GEODYN/SOLVE,喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)的 ODP 及后续更新的 MONTE,以及法国空间局和比利时皇家天文台联合开发的 GINS。上述 3 个软件在火星探测器轨道跟踪数据处理方面具有相近的精度。文献[8]利用 GEODYN 处理了火星全球探勘者号(Mars Global Surveyor, MGS)的跟踪数据,达到了 10 m 的精度;文献[9]利用 ODP 处理了火星勘测轨道飞行器(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO)的数据,达到了 1 m 的精度。文献[10]利用 GINS 处理了 MGS 和火星奥德赛号的数据,精度为 2 m;文献[4]利用 GINS 对 MEX 数据进行了处理,达到了 20~25 m 的精度;考虑到国外对中国行星探测器精密定轨软件使用的限制,为了保证中国火星探测器轨道跟踪数据的高精度处理及科学探测目标的顺利实施,有必要研制自主的火星探测器精密定轨及

动力学参数解算软件平台。基于萤火一号任务，上海天文台和北京航天飞行控制中心分别研制了火星探测器精密定轨软件系统^[11-12]。

武汉大学行星探测器精密定轨与重力场研究团队自中国的“嫦娥一号”预研阶段起，就积极参与中国行星测地科学的研究，并研制了行星探测器精密定轨与动力学参数解算软件平台。本文在已有的月球探测器精密定轨与重力场解算系统的基础上^[5,13-14]，经过功能拓展和模块开发，研发了火星重力场解算和分析系统(Mars gravity recovery and analysis software/system, MAGREAS)。利用改进的动力学模型和火星定向模型，使用MAGREAS软件同时处理了中国甚长基线干涉测量(very long baseline interferometry, VLBI)网观测 MEX 的三程多谱勒数据和同时段 ESA 跟踪 MEX 的双程多谱勒数据，并把得到的重建轨道与比利时皇家天文台的 MEX 精密轨道对比，以验证 MAGREAS 软件处理的精度。进行观测量残差和与比利时皇家天文台提供的精密星历的差异表明，该软件解算结果较为可靠，可为中国火星探测任务轨道跟踪数据处理提供一定的参考。

1 火星探测器精密定轨及动力学参数解算软件系统

MAGREAS 基于 Fortran 90 语言编写，可扩展性良好，该软件使用动力学法精密定轨^[14]，主要功能包括火星卫星探测器轨道预报、观测值模拟生成、火星探测器精密定轨以及火星重力场模型解算。可以解算的参数包括初始轨道根数、太阳光压系数、大气阻力系数、经验加速度、测站偏差等局部参数，以及火星重力场模型位系数、火星固体潮 Love 数、火星着陆器位置等全局参数。

1.1 设计思路

MAGREAS 采用经典加权最小二乘方法求得单弧段局部参数解，然后联合多个单弧段法方程，利用批处理方法求解得到重力场位系数、火星 Love 数及其他动力学参数等全局参数改正数，通过迭代处理，得到收敛解。图 1 为软件精密定轨与重力场解算流程。

1.2 结构设计

由于软件采用了更为灵活的 Fortran 90 语言编写，充分利用了其封装的特性，各个模块之间既相互独立，又具有简单的接口来互相通信。MAGREAS 各个模块之间的关系见图 2。

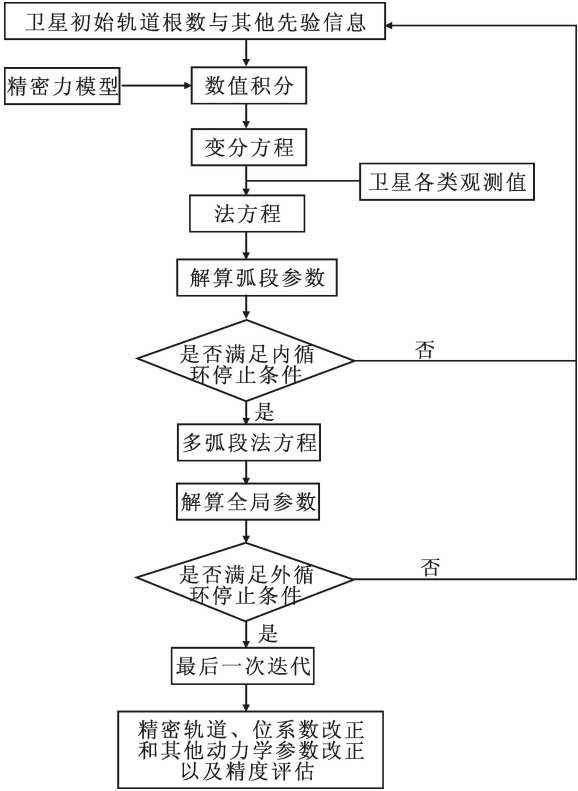


图 1 软件精密定轨与重力场解算流程
Fig. 1 Process of POD and Gravity Field Recovery

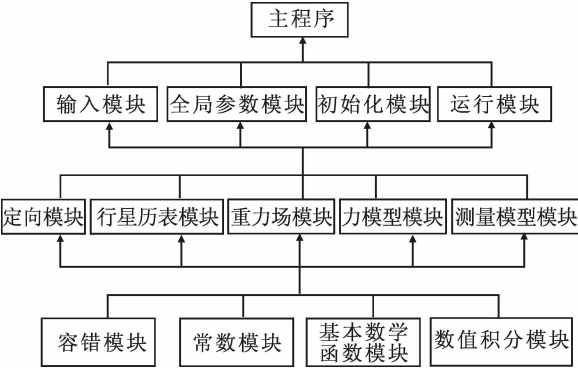


图 2 MAGREAS 各个模块之间的关系
Fig. 2 Relationship for Each Module in MAGREAS

2 观测模型与数据

本文用到的 MEX 观测数据包括双程和三程多谱勒。ESA 在美国深空网(Deep Space Network, DSN)的支持下，利用位于澳大利亚的新诺舍站对 MEX 进行了 S 波段和 X 波段跟踪测量。中国 VLBI 网分布在上海、北京、昆明和乌鲁木齐，在嫦娥系列月球探测任务中逐渐发展成熟，并且已经可以用于火星探测任务。在 ESA 的支持下，上海天文台曾组织对 MEX 进行了 3 次观测，得到了 VLBI 时延、时延率和三程多谱勒数

据^[15-16]。本节介绍了软件实现中采用的三程多谱勒模型,并对解算数据的配置进行了说明。

2.1 观测模型

三程模式是地面跟踪站向探测器发射上行信号,由星上转发器接收,产生一个相干的下行信号,然后由另一地面站接收。双程模式与三程多谱勒模式类似,不同之处在于双程模式发射站与接收站相同。双程模式是一种闭环跟踪模式,而三程模式是开环跟踪模式,其通信链路两端开放^[17]。图 3 为深空测量中的双程和三程模式示意图,其中 t_1 为信号发射时刻, t_2 为探测器发射下行信号时刻, t_3 为地面站接收信号时刻。在求解计算值时,需要用到光行时的解算,具体方法可参考文献^[18]。

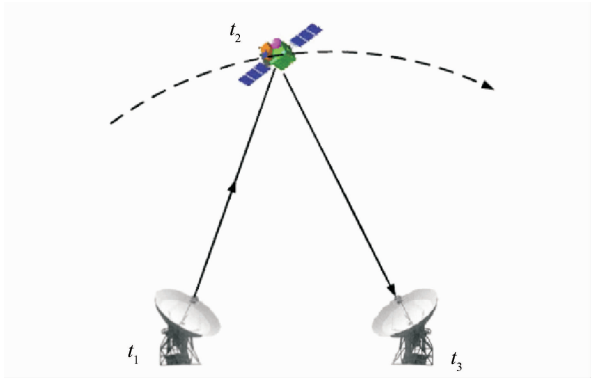


图 3 深空跟踪双程/三程模式

Fig. 3 Two-Way and Three-Way Doppler Tracking Models

2.2 实测数据与解算配置

实测数据使用 2009 年 8 月 7 日 20:00 至 8 日 04:11 上海天文台组织观测的 MEX 三程多谱勒数据和相同时间段内 ESA 的双程多谱勒数据,采样率均为 5 s。欧洲空间局 MEX 双程数据的速度噪声水平随着日-地-火的夹角而变化,1 s 采样率的噪声变化范围是 0.05~0.37 mm/s,平均为 0.13 mm/s,10 s 采样率的平均噪声为 0.051 mm/s^[3]。实测数据处理中考虑的火星对探测器的主要摄动力具体描述见表 1。火星重力场模型使用 JPL 最新发布的 MRO120D 模型,与之对应的火固系为 Pathfinder 火星定向模型,相应的 $k_2=0.169$ 。由于火星上存在稀薄的大气,对于近火点 298 km 的 MEX 探测器来说不可忽略,文献^[19]对火星大气模型进行了详细的建模。初始轨道来源于比利时皇家天文台 MEX 的精密星历,解算参数包括探测器位置速度以及光压、大气阻力参数等。另外,对于三程测速,由于收发站不同,在解算中需要考虑测量偏差(Bias)的影响。

表 1 解算配置

Tab. 1 Configuration of MAGREAS	
项目	模型
非球形引力	MRO120D ^[20]
N 体摄动	太阳、行星以及火卫一、火卫二
太阳光压	固定面质比,柱形模型, $C_r=1.20$
相对论摄动	Schwarzschild
火星固体潮	$k_2=0.169$
火星大气阻力	Stewart 1987 大气密度模型 ^[19]
惯性系	火星 J2000 天球坐标系
火固系	Pathfinder 火星定向模型
测站位置改正	地球固体潮、海潮和极潮改正
对流层延迟	Hopfield 模型

3 解算结果

图 4 和图 5 分别给出了双程和三程测速数据定轨解算前后的残差,表 2 给出了定轨前后测速残差的统计信息。由图 4、图 5 和表 2 可以看出,定轨前的双程和三程测速残差分布较为接近,说明三程多谱勒观测过程可靠。通过对比可以发现,不论是三程数据还是双程数据,定轨后的残差都有了明显减小,且定轨后的残差无系统趋势。分别采用上海、昆明和乌鲁木齐 3 个站的三程测速数据单独精密定轨后,新诺舍-昆明和新诺舍-乌鲁木齐的三程测速残差与双程测速残差精度水平一致,这一结果说明定轨软件拟合效果较好。由于观测弧段有限,这一结果不具有统计意义,不能表明这两个站的三程测速精度能达到双程测速的精度水平。将 3 个站的数据综合定轨时,三程测速的残差均方根(root mean square, RMS)为 0.079 mm/s,略高于双程测速的残差 RMS 值。

由于观测数据的时间范围是 2009 年 8 月 7 日 20:00 至 8 日 04:00,并且在 8 日 09:48:34 发生了动量轮卸载。为了验证自主软件轨道解算的稳定性,本文与比利时皇家天文台的精密 MEX 星历比较时,将解算轨道外推 5 h 至轨道机动前的 8 日 09:00。表 3 给出了分别采用双程和三程测速数据解算的初轨与光压系数 C_r 、大气阻力系数 C_d 。表 4 列出了不估计太阳光压和大气阻力系数的定轨结果。从表 3 与表 4 这两种不同解算配置的结果中,可以发现双程和三程数据解算的光压参数较为接近,得到了稳定的 C_r 与 C_d ,说明太阳光压与大气阻力的建模较为可靠。同时,表 3 与表 4 解算后的初始轨道根数相差不大,且表 3 中 C_r 与 C_d 的计算值和先验值相似,说明 C_r 与 C_d 的先验值较为精确。图 6 和图 7 为估计 C_r 与 C_d 的情况下,两组轨道在径向(R)、切向

(T)和法向(N)之间的差异。其中,图 6 为双程测速解算的轨道以及外推 5 h 轨道与精密轨道差异,图 7 为三程测速解算的轨道以及外推 5 h 轨道与精密轨道差异。

由图 6 和图 7 可以看出,利用双程测速解算的轨道与比利时皇家天文台精密星历的差异要远远小于三程测速的情况。双程测速解算对应的差异的最大值在沿迹方向最大值不超过 10 m;而三程测速对应的差异在沿迹方向最大差值小于 100 m。图 6 和图 7 的结果说明双程测速解算的轨道精度要优于三程测速解算得到的轨道,这主要是

由于双程采用的闭环测量模式,同频段观测的情况下要优于开环模式的三程测量。由图 6 可以看出,利用双程测速数据解算的轨道与比利时皇家天文台提供的精密轨道的差异在精密轨道精度范围之内,说明由自主软件解算的轨道精度达到了比利时皇家天文台发布的精密轨道精度的水平。由于本文采用了精密的发射频率数据、精确的光行时解算模式、精确的力模型和定向模型,三程测速解算的轨道与精密轨道的最大差异在沿迹方向最大小于 100 m,略优于之前 MarsODP 发布的结果,其沿迹方向最大差异达 600 m^[16-17]。

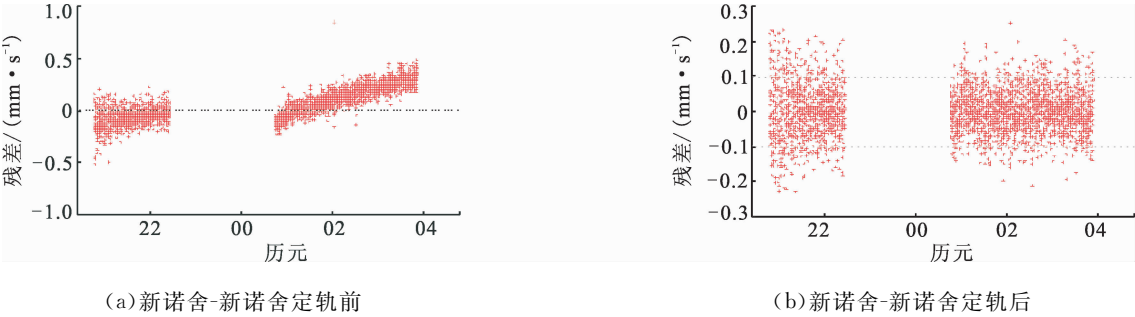


图 4 双程测速残差分布
Fig. 4 Residuals of Two-Way Doppler

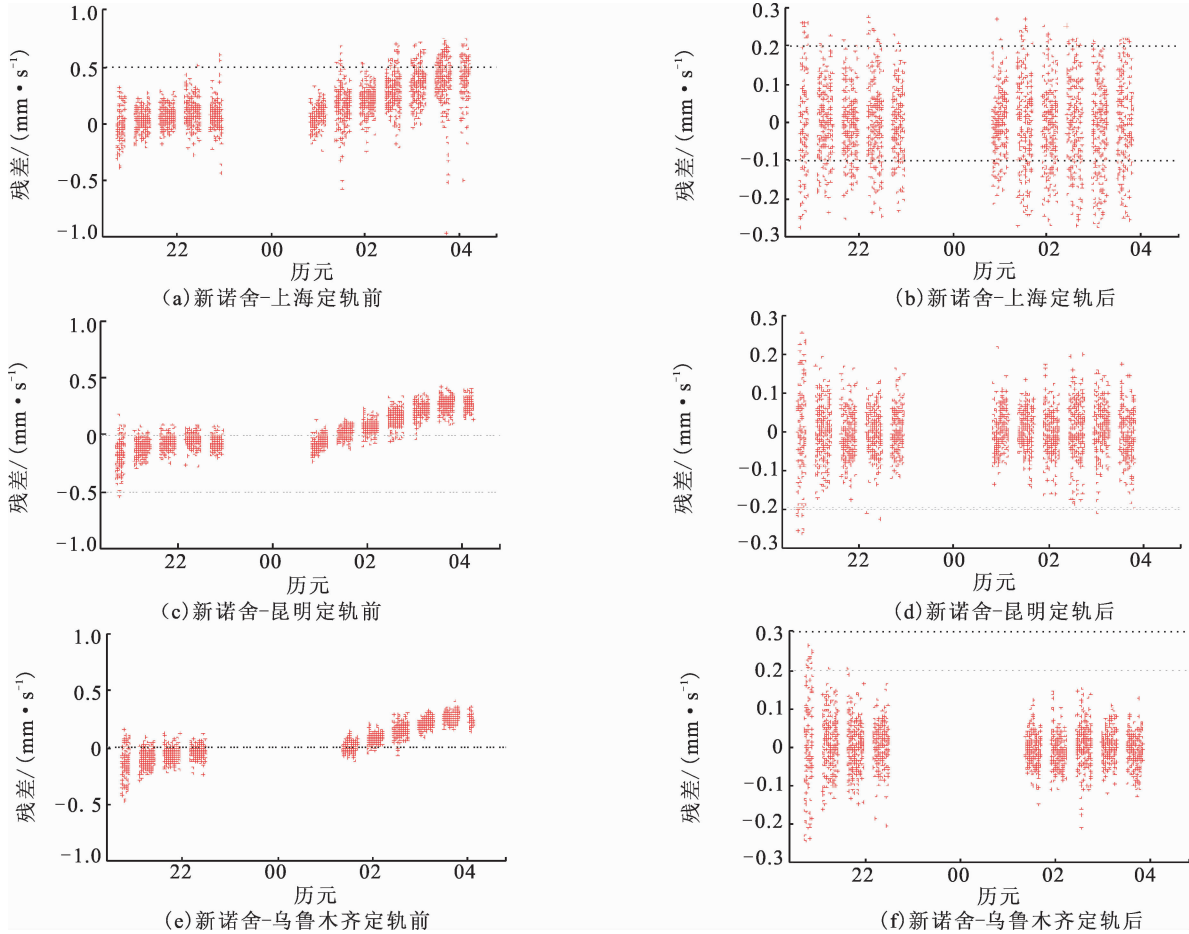


图 5 三程测速残差分布
Fig. 5 Residuals of Three-Way Doppler

表 2 定轨前后测速残差统计信息/(mm·s⁻¹)

Tab. 2 Statistical Information of Pre-fit and Post-fit RMS / (mm·s⁻¹)

模式	测站	定轨前		定轨后		Bias
		均值	RMS	均值	RMS	
双程	新诺舍-新诺舍	0.065	0.156	0	0.067	
	新诺舍-上海	0.165	0.190	0	0.104	0.005
三程	新诺舍-昆明	0.026	0.169	0	0.064	-0.139
	新诺舍-乌鲁木齐	0.052	0.147	0	0.059	-0.131
	三程合并处理	0.083	0.182	0	0.079	

表 3 参数解算结果(估计 C_r 与 C_d)

Tab. 3 Results of Parameter Solution (Estimating C_r and C_d)

模式	X / km	Y / km	Z / km	V _X / (m·s ⁻¹)	V _Y / (m·s ⁻¹)	V _Z / (m·s ⁻¹)	C _r	C _d
初轨	-6 620.001	9 111.514	7 910.212	449.235	-488.001	941.008	1.200	0.400
双程	-6 620.000	9 111.512	7 910.214	449.235	-488.001	941.007	1.204	0.305
三程	-6 620.032	9 111.550	7 910.144	449.226	-488.001	941.011	1.192	0.340

表 4 参数解算结果(不估计 C_r 与 C_d)

Tab. 4 Results of Parameter Solution (Not Estimating C_r and C_d)

模式	X / km	Y / km	Z / km	V _X / (m·s ⁻¹)	V _Y / (m·s ⁻¹)	V _Z / (m·s ⁻¹)
初轨	-6 620.001	9 111.514	7 910.212	449.235	-488.001	941.008
双程	-6 619.992	9 111.503	7 910.232	449.237	-488.001	941.006
三程	-6 620.065	9 111.589	7 910.073	449.216	-488.001	941.016

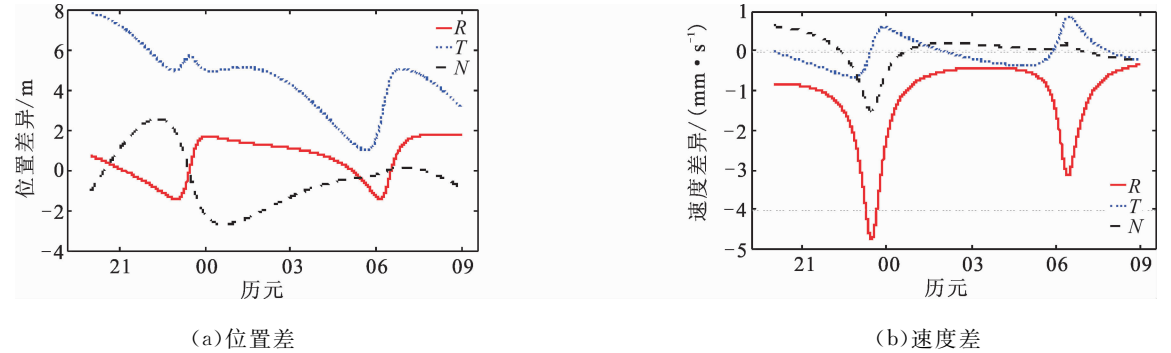


图 6 双程数据解算的轨道以及外推 5 h 轨道与比利时皇家天文台精密星历之差

Fig. 6 Differences Between Precise Orbit from ROB and Reconstructed Orbit with Extrapolating five Hours
Orbit of Two-Way Doppler

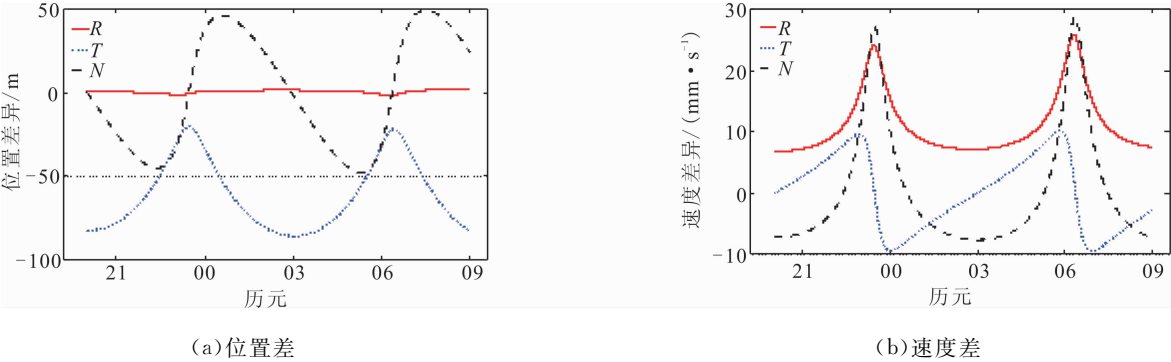


图 7 三程数据解算的轨道以及外推 5 h 轨道与比利时皇家天文台精密星历之差

Fig. 7 Differences Between Precise Orbit from ROB and Reconstructed Orbit with Extrapolating five Hours
Orbit of Three-Way Doppler

4 结 语

经过测试,武汉大学火星探测器精密定轨与

动力学参数解算软件 MAGREAS 已经可以取得较为可靠的结果。利用 ESA 的 MEX 双程测速数据精密定轨后的残差处于 0.067 mm/s 的水平,轨道与比利时皇家天文台发布的 MEX 精密

轨道最大差距小于 10 m。对中国甚长基线干涉测量网观测的三程测速数据定轨后与精密轨道相差小于 100 m,残差为 0.079 mm/s,说明软件具有良好的定轨精度,对本文弧段的处理达到了比利时皇家天文台发布的精密星历的精度水平。

本文利用双程测速的数据解算得到的轨道与比利时皇家天文台提供的 MEX 精密轨道之间的差异,主要是因为两个软件采用的积分器和力模型实现细节存在差异,解算弧段长度也不同。比利时皇家天文台在解算 MEX 轨道中选取的弧段长度一般为 7 d,精确考虑了 MEX 的轨道机动模型。后续工作中将搜集 MEX 轨道调整信息,开展 MEX 长弧段定轨,进一步提升自主软件 MAGREAS 的性能和精度。

致谢:感谢上海天文台黄勇研究员提供的 MEX 三程测量数据;感谢上海天文台黄勇研究员、简念川博士以及北京飞行控制中心的胡松杰研究员、陈明博士、曹建峰博士等人在软件研制和数据处理过程中提供的宝贵意见。

参 考 文 献

[1] Mars Express: The Scientific Investigations[M]. Belgium: ESA Communications, 2009

[2] Formisano V, Atreya S, Encrenaz T, et al. Detection of Methane in the Atmosphere of Mars[J]. *Science*, 2004, 306(5 702): 1 758-1 761

[3] 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(1): 44-90

[4] Rosenblatt P, Lainey V, 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): 1 043-1 053

[5] Ye Mao. Development of Lunar Spacecraft Precision Orbit Determination Software System and Research on a Four-Way Relay Tracking Measurement Mode[D]. Wuhan: Wuhan University, 2016(叶茂. 月球探测器精密定轨软件研制与四程中继跟踪测量模式研究[D]. 武汉:武汉大学, 2016)

[6] Yan Jianguo, Ping Jinsong. A Gravity Field Model for Mars[J]. *Physics*, 2009, 38: 707-711(鄢建国, 平劲松. 火星重力场研究现状及发展趋势[J]. 物理, 2009, 38: 707-711)

[7] Vetter J R. Fifty Years of Orbit Determination[J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 2007, 27

(3): 239-252

[8] Lemoine F G, Smith D E, Rowlands D D, et al. An Improved Solution of the Gravity Field of Mars (GMM-2 B) from Mars Global Surveyor[J]. *Journal of Geophysical Research*, 2001, 106 (E10): 359-376

[9] 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[J]. *Icarus*, 2011, 211: 401-428

[10] Marty J C, Balmino G, Duron J, et al. Martian Gravity Field Model and Its Time Variations from MGS and Odyssey Data[J]. *Planetary and Space Science*, 2009, 57(3): 350-363

[11] Huang Yong, Hu Xiaogong, Cao Jianfeng, et al. The Mars Satellite Orbit Determination Software at Shanghai Astronomical Observatory[J]. *Journal of Spacecraft TT and C Technology*, 2009, 28(6): 83-89(黄勇, 胡小工, 曹建峰, 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)

[12] Hu Songjie, Tang Geshi. BACC Orbit Determination and Analysis Software for Deep-Space Explorers[J]. *Journal of Spacecraft TT and C Technology*, 2010, 29(5): 69-74(胡松杰, 唐歌实. 北京中心深空探测器精密定轨与分析软件[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(5): 69-74)

[13] Li F, Ye M, Yan J, et al. A Simulation of the Four-Way Lunar Lander-Orbiter Tracking Mode for the Chang'E-5 Mission[J]. *Advances in Space Research*, 2016, 57(11): 2 376-2 384

[14] Yan Jianguo. Lunar Gravity Field Research and Lunar Satellite Precise Orbit Determination[D]. Wuhan: Wuhan University, 2007(鄢建国. 月球重力场研究及绕月卫星精密定轨[D]. 武汉: 武汉大学, 2007)

[15] Ping Jinsong, Shang Kun, Jian Nianchuan, et al. Three-Way Doppler Observation of Mars Express[J]. *Spacecraft Engineering*, 2010(6): 21-25

[16] Cao Jianfeng, Huang Yong, Hu Xiaogong, et al. Mars Express Tracking and Orbit Determination Trials with Chinese VLBI Network[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2010, 55(32): 3 654-3 660(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(32): 3 654-3 660)

[17] 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): 1 583-1 589(曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 深空探测中多谱勒的建模与应用[J]. 宇航学

报, 2011, 32(7): 1 583-1 589)

[18] Moyer T D. Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation[M]. New York: John Wiley and Sons, 2005

[19] Stewart A I F. Time Dependent Model of the Martian Atmosphere for Use in Orbit Lifetime and Sustainance Studies[R]. LASP-JPL International Report, JPL, Pasadena, CA, USA, 1987

[20] 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

Development of Precise Orbit Determination Software for Mars Probe and Data Processing for MEX

YANG Xuan¹ YAN Jianguo¹ YE Mao¹ LI Fei² HAO Weifeng² JIN Weitong¹

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

2 Chinese Antarctic Center of Surveying and Mapping, Wuhan University, Wuhan 430079, China

Abstract: We develop a set of independent intellectual property rights software named MAGREAS (Mars gravity recovery and analysis software/system) to determine the Mars spacecraft orbit and solve Mars dynamic parameters. We introduce the design idea and basic structure of the software, and the three-way Doppler data of MEX (Mars express) from Chinese VLBI Network as well as the two-way Doppler data from ESA are analyzed. The results show that for the three-way Doppler tracking data, the post-fit RMS is 0.079 mm/s, and the maximum difference between post-fit orbit and precise orbit provided by Royal Observatory of Belgium is less than 100 m; for the two-way tracking data, the post-fit RMS is 0.067 mm/s and the maximum difference is less than 10 m. The results indicate MAGREAS is reliable and accurate. This software can provide reference for processing the orbital tracking data of Mars spacecraft of the upcoming Chinese Mars exploration mission.

Key words: POD; Mars exploration; MEX; three-way Doppler; two-way Doppler

First author: YANG Xuan, master, specializes in Mars spacecraft precise orbit determination. E-mail: x_yang@whu.edu.cn

Corresponding author: YE Mao, PhD, assistant professor. E-mail: mye@whu.edu.cn

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, Nos. 41374024, 41174019; the Hubei Province Natural Science Foundation Innovation Group Project, No. 2015CFA011; the Open Research Fund of State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, No. 2016ADL-DW0103; the Open Research Fund of State Key Laboratory of Space Target Measurement; the China Postdoctoral Science Foundation, No. 2016M602360.