

DOI:10.13203/j.whugis.20170211



文章编号:1671-8860(2019)04-0510-08

水星探测器精密定轨软件研制及应用

刘山洪¹ 鄢建国¹ 杨 轩¹ 叶 茂¹ 金炜桐¹ 李 斐^{1,2}

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:考虑到中国有望开展自主水星探测任务,研制了国内首套具有自主知识产权的水星探测器精密定轨及动力学参数解算软件系统 MERGREAS(Mercury Gravity Recovery and Analysis Software/System)。从星历预报、仿真观测量、精密定轨等3个方面与 GEODYN-II 软件进行详细的对比分析,两者一天内的探测器星历预报位置差异在 $10^{-7} \sim 10^{-8}$ m 的量级,速度差异在 $10^{-9} \sim 10^{-12}$ m/s 的量级;仿真双程测距差异接近 10^{-4} m 的量级,双程测速差异为 4×10^{-6} m/s 左右;仿真定轨差异则为 X 方向 0.2 m, Y 方向 0.7 m, Z 方向 0.5 m,表明 MERGREAS 各项精度与 GEODYN-II 基本达到一致。模拟同波束数据进行水星探测器和着陆器定位解算,轨道器位置误差为 1 m 左右,着陆器位置误差为 0.88 m;考虑水星重力场和自转模型误差的影响之后,解算的轨道器位置误差为 13.6 m,着陆器位置误差为 250.3 m。该软件可以为中国未来水星探测任务中的轨道跟踪数据处理提供参考,具有一定的应用价值。

关键词:深空探测;水星重力场;双程测距/测速;精密定轨;同波束 VLBI

中图分类号:P228

文献标志码:A

中国深空探测技术伴随着探月工程的推进迅速发展,自2007年中国“嫦娥一号”绕月探测卫星发射以来,已经陆续成功发射了“嫦娥二号”“嫦娥三号”^[1-2]和“嫦娥四号”(http://www.spacechina.com/n25/n144/n206/n214/c1982903/content.html),目前正在准备进行“嫦娥五号”任务发射。中国的火星探测任务已正式立项,对小行星、水星和木星系的探测也提上日程^[1]。

水星作为太阳系中距离太阳最近的类地行星,是深空探测的热点对象。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)已经成功实施两次水星探测任务。“水手10号”是人类第一颗成功飞掠水星的探测器,初步揭示了水星的基本情况^[3-4]。“信使号”经过近7a的飞行,2011年进入环水星轨道,搭载的科学载荷获取了大量的数据,进一步揭示了水星环境^[4-5]。日本宇宙航空研究开发机构和欧洲航天局(欧空局)合作的BepiColombo任务已于2018年10月发射,该任务包括两个环绕探测器:欧空局MPO(mercury planetary orbiter)用于研

究水星表面地形、重力场及内部结构^[6];日本宇宙航空研究开发机构负责的MMO(mercury magnetospheric orbiter)主要探测水星的磁场^[7]。

水星探测器的精密定轨定位是任务成败的关键和各种科学任务顺利进行的前提^[8]。探测器精密轨道是地形测绘、行星重力场解算和反演行星内部构造的基础数据,针对水星探测任务的精密定轨软件系统研制是水星探测的基本环节^[9]。水星探测器跟踪数据的处理软件主要有喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)的MONTE(Mission Analysis, Operations and Navigation Toolkit Environment)、哥达德航天中心(Goddard Space Flight Center, GSFC)的GEODYN-II以及比萨大学开发的ORBIT14等^[10-11]。其中GEODYN-II广泛应用于行星探测器的精密定轨与动力学参数的估计,经受过数次行星际实测任务的考验,例如月球探测任务月球探勘者号(Lunar Prospector, LP)、月亮女神号(Selenological and Engineering Explorer, SELENE)、月球勘测轨道飞行器(Lunar Reconnaissance

收稿日期:2017-11-22

项目资助:国家自然科学基金(41374024, 41174019);湖北省自然科学基金(2015CFA011)。

第一作者:刘山洪,硕士生,主要从事行星探测器精密定轨。shanhongliu@whu.edu.cn

通讯作者:鄢建国,博士,教授。jgyan@whu.edu.cn

sance Orbiter, LRO)、重力重建与内部结构实验室(Gravity Recovery and Interior Laboratory, GRAIL)、火星探测任务中火星全球测量者号(Mars Global Surveyor, MGS)、奥德赛号(Odyssey)、火星勘测轨道飞行器(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO)、水星探测任务“信使号”(Mercury Surface, Space Environment, Geochemistry and Ranging, MESSENGER)、小行星探测任务黎明号(Dawn)和欧西里斯号(Origins, Spectral Interpretation, Resource Identification, Security, Regolith Explorer, OSIRIS-Rex)等,并取得了可靠的结果。

为开展中国水星探测器轨道跟踪数据的高精度处理及水星重力场与内部结构研究,武汉大学自主研制了一套水星探测器精密定轨及重力场解算分析系统——MERGREAS(Mercury Gravity Recovery and Analysis Software/System)。本文首先对 MERGREAS 进行介绍,然后采用 GEODYN-II 作为交叉对比验证软件,在轨道预报、模拟观测值和精密定轨等 3 方面与 GEODYN-II 进行详细对比。基于同波束数据,分析水星重力场和自转模型误差对水星探测器精密定轨和着陆器精密定位的影响。

1 MERGREAS 设计及实现

MERGREAS 采用含有测量误差的测量数据,结合探测器受到的动力学约束,估计探测器的

最佳状态,一步法恢复重力场和其他动力学参数^[12-13]。MERGREAS 目前具备水星探测器星历预报、模拟多源观测数据以及仿真分析和水星探测器精密定轨及水星重力场解算功能,支持处理和模拟单程测速、双程测速/测距、三程测速/测距、甚长基线干涉测量(very long baseline interferometry, VLBI)时延/时延率、同波束时延以及四程 Doppler 等深空网跟踪观测数据^[14]。其仿真双程和同波束模式如图 1 所示。MERGREAS 通过处理观测数据可实现水星探测器的精密定轨和着陆器的定位,且具备解算水星重力场的能力。

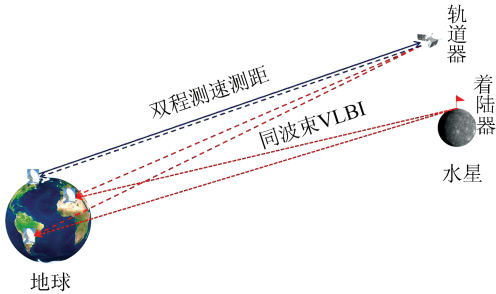


图 1 双程观测模式以及同波束 VLBI
Fig. 1 Two-Way Measurement and SBI(same-beam VLBI)

设计 MERGREAS 是为了精确确定水星探测器的轨道,其精密定轨的精度已达到目前国际水平。在此基础上,进一步解算水星重力场、水星自转参数和拉夫数等动力学参数等,为后续水星内部结构的研究提供支撑。图 2 为软件精密定轨与重力场解算流程图。

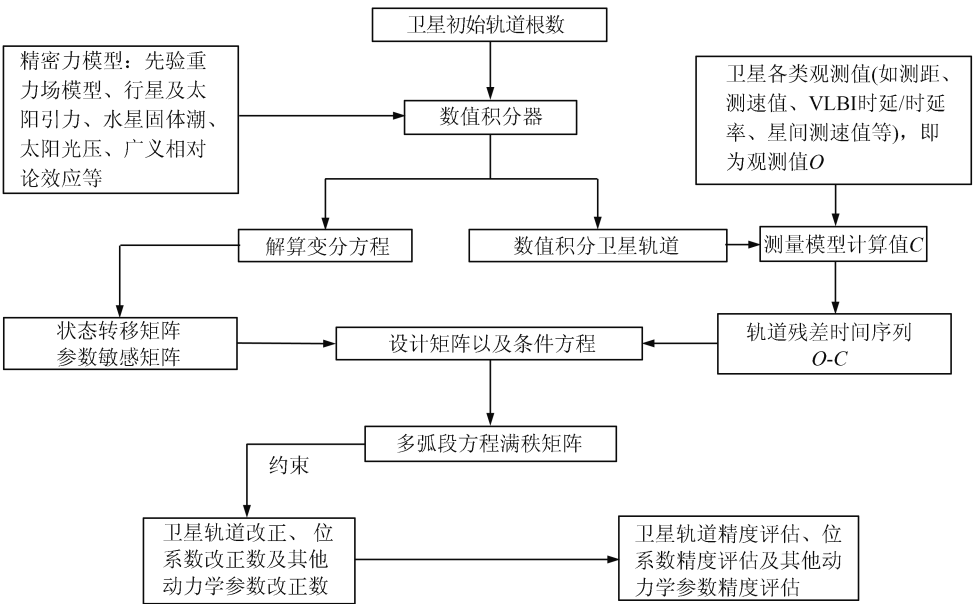


图 2 软件精密定轨与重力场解算流程

Fig. 2 Flowchart of Precise Orbit Determination (POD) and Gravity Field Recovery

MERGREAS 使用 Fortran 90 语言编写,采用自上而下、逐步求精的设计原则,把功能相似的函数封装到 1 个模块中,共包括 14 个模块,各模块之间相互独立,通过接口互相通信。这种设计有利于针对不同的水星探测任务进行适应性改造设计。

2 MERGREAS 与 GEODYN-II 交叉验证

2.1 星历预报比较

本文选取 MESSENGER 实际工作过的轨道作为 MERGREAS 与 GEODYN-II 交叉验证的轨道。MESSENGER 初始轨道根数通过 NAIF (navigation and ancillary information facility) 的 SPICE 读取得到,初轨时刻设置为协调世界时 2011-09-11 08:00:00,解算配置见表 1。

MERGREAS 和 GEODYN-II 设置参数相同,预报 7 天的 MESSENGER 星历,图 3(a)给出了预报星历的差异(R 为径向,T 为径轨向,N 为轨道面法向)。1 天内的星历预报差异在 $10^{-7} \sim 10^{-8}$ m 的量级,预报 7 天星历之后,其中轨道偏差在 10^{-5} m 量级(0.01mm)。如图 3(b)所

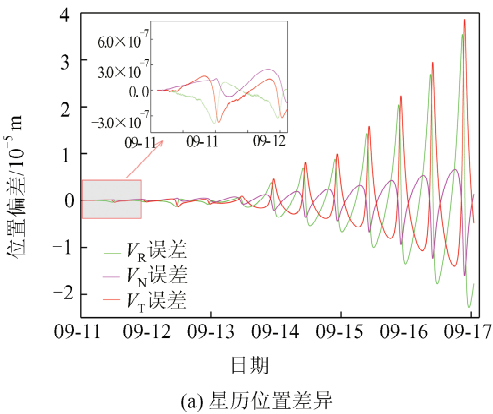


表 1 解算参数配置

Tab. 1 The Configuration of MERGREAS

项目	类型	具体说明
力模型	非球形引力	HGM007A,截断至 50 阶次
	N 体摄动	太阳以及其他太阳系行星
	太阳光压摄动	固定面质比
	相对论摄动	点质量摄动和测地岁差
	测站位置改正	地球固体潮、海潮和极潮改正
改正	对流层延迟	Hopfield 模型+CfA2.2 映射函数
	光速改正	相对论效应
其他模型参数	TDB-TT 模型	Moyer 1982 模型
	地球自转模型	IAU1976/1980 岁差章动模型极移参数取自 IERS C04,采用双线性插值方法
	行星历表	DE421

示,速度偏差在 $10^{-8} \sim 10^{-12}$ m/s 的量级上。通过分析轨道几何构型,发现初始轨道时间 2011-09-11 08:00:00 处于近水星点附近,加速度较大,积分器右函数变化较快;相同步长之下,同飞行器受力变化较慢的情况相比,损失的信息多。在其他阶段由于加速度小,积分器的精度会进一步提高,残差将进一步缩小。图 3 也基本反映了轨道预报中使用的力模型和积分器的可靠性。

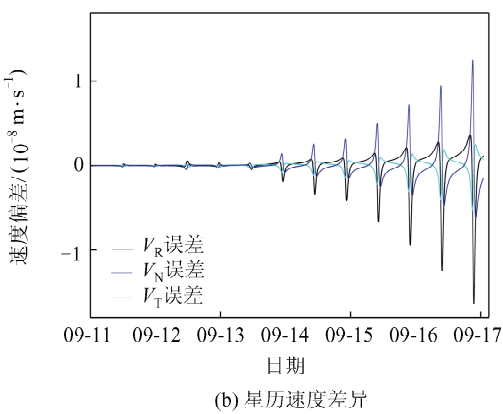


图 3 MERGREAS 与 GEODYN-II 预报水星卫星星历差异

Fig. 3 The Differences of Forecasting Ephemeris Between MERGREAS and GEODYN-II for Mercury Probe

2.2 模拟观测值比较

利用 MERGREAS 与 GEODYN-II 分别进行观测数据模拟,详细参数设置见表 2。

在不添加随机噪声的情况下,从 2011-09-11

表 2 MERGREAS 仿真观测测量设置

Tab. 2 Simulation Observation Setting of MERGREAS

参数	详细说明
测量模型	双程测速模型,多普勒计数间隔 10 s
跟踪测站	喀什站
截止高度角	5°
水星自转模型	IAU 水星定向模型
水星惯性系	水星 J2000 天球坐标系

08:00:00 至 2011-09-18 08:00:00 连续模拟观测测量,并将两系统的模拟观测测量残差绘制在图 4 中。从图 4(a)可以看出,MERGREAS 在模拟双程测速跟踪观测值时与 GEODYN-II 的差异在 10^{-6} m/s 量级。由于计算机浮点数模型的精度有限,在行星际的探测任务中,探测器距离地面测站遥远,计算距离量和必要的距离差分量在计算机中只能精确至毫米级^[15]。如图 4(b)所示,前 6 天内 MERGREAS 与 GEODYN-II 双程测距差距量级为 10^{-4} m。若积分间隔设置为 1 000 s,测速计算值的精度将进一步提升两个量级。MERGREAS 软件的高精

度数据处理功能有利于后续对测量精度要求较高的水星探测任务的模拟甚至实测数据的处理^[16-18]。

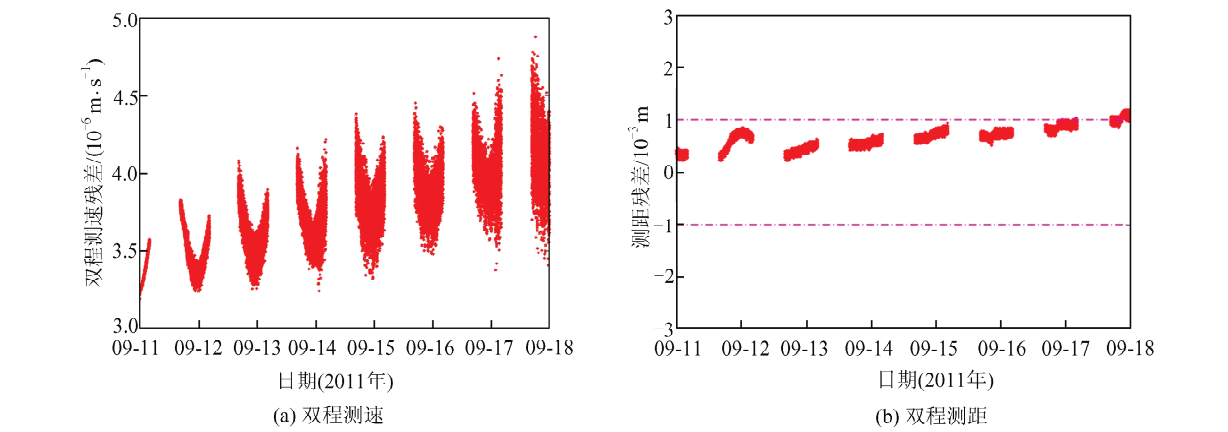


图 4 MERGREAS 与 GEODYN-II 模拟观测量残差
Fig. 4 Residual of Simulation Observation Between MERGREAS and GEODYN-II

3 精密定轨对比分析

对 MERGREAS 和 GEODYN-II 进行精密定轨性能分析,对比实验选取 6 个弧段。
精密定轨之前,在初始轨道的 X 轴、Y 轴、Z 轴上分别加上一100.0 m、100.0 m、-100.0 m 的偏差。为了交叉对比的全面性,考虑模拟观测数据不加噪声和加噪声两种情况。MERGREAS 和 GEODYN-II 利用零噪声观测值进行精密定轨的定轨差距均小于 0.01 m,几乎将偏差全部改正,说明 MERGREAS 内恰性可以达到与 GEODYN-II 一致的水平。考虑噪声时,为了避免添加噪声的随机性和不同软件模拟观测值产生细微误差的影响,仅用 GEODYN-II 生成观测数据,加上 0.1 mm/s 的高斯白噪声,MERGREAS 和 GEODYN-II 使用相同的观测数据进行精密定轨,解算结果列在表 3。从表 3 中可以看出,GEODYN-II 和 MERGREAS 解算的位置误差最大为 X 方向 0.2 m,Y 方向 0.7 m,Z 方向 0.5 m,说明 MERGREAS 也具有良好的外符合性。

表 3 精密定轨改正量 /m

Tab. 3 The Correction of Initial Orbit for Precise Orbit Determination /m

弧段	GEODYN-II (0.1 mm·s ⁻¹)			MERGREAS (0.1 mm·s ⁻¹)		
	ΔX	ΔY	ΔZ	ΔX	ΔY	ΔZ
1	101.2	-97.0	98.6	101.3	-96.6	98.6
2	108.1	-82.2	101.6	108.1	-81.9	101.8
3	115.6	-66.3	111.2	115.7	-66.1	111.1
4	91.8	-117.7	92.1	91.6	-118.4	91.7
5	98.0	-103.9	97.8	98.2	-103.4	98.0
6	101.6	-95.5	102.4	101.5	-96.2	101.9

图 5 绘制出了 MERGREAS 在增加噪声的情形下,对双程测速数据定轨解算前后的残差,蓝色为定轨前,红色为定轨后。通过 6 个弧段的对比可以明显发现,6 个弧段定轨后的残差明显减小,且定轨后的残差无系统趋势,进一步证实 MERGREAS 精密定轨的优良性能。

4 水星着陆器同波束仿真实验与分析

4.1 同波束数据模拟

利用 MERGREAS 进行同波束模拟并测试其解算功能。仿真测站为喀什站和青岛站,观测水星着陆器和轨道器,着陆器位于(54.4°N,49.9°E),距水星质心为 2 439 800.0 m,轨道器选择 2011-09-11 08:00:00 世界协调时为时间起点,初始轨道根数设置和 § 3 相同。使用 MERGREAS 模拟水星着陆器和轨道器的同波束 VLBI 观测量,其中同波束 VLBI 的优势可以一定程度消除电离层、大气及观测装置的影响。轨道器和着陆器同波束差分相时延的随机噪声设为 3 mm (10 ps),图 6 为模拟同波束观测量的分布。本节利用的双程测速数据是由 MERGREAS 模拟生成,添加 0.1 mm/s 的高斯白噪声。

4.2 仅测量噪声对轨道器与着陆器的影响

精密定轨前,对着陆器 X、Y 方向分别加上一500 m、500 m 的偏差,轨道器初始轨道 3 个位置分量分别添加-100 m、100 m、-100 m 的偏差,精密定轨使用同波束观测数据和双程测速数据。
定轨结果列在表 4 中,表 4 中 X、Y、Z 为改正量,ΔX、ΔY、ΔZ 为误差,最后 3 列为单独使用本

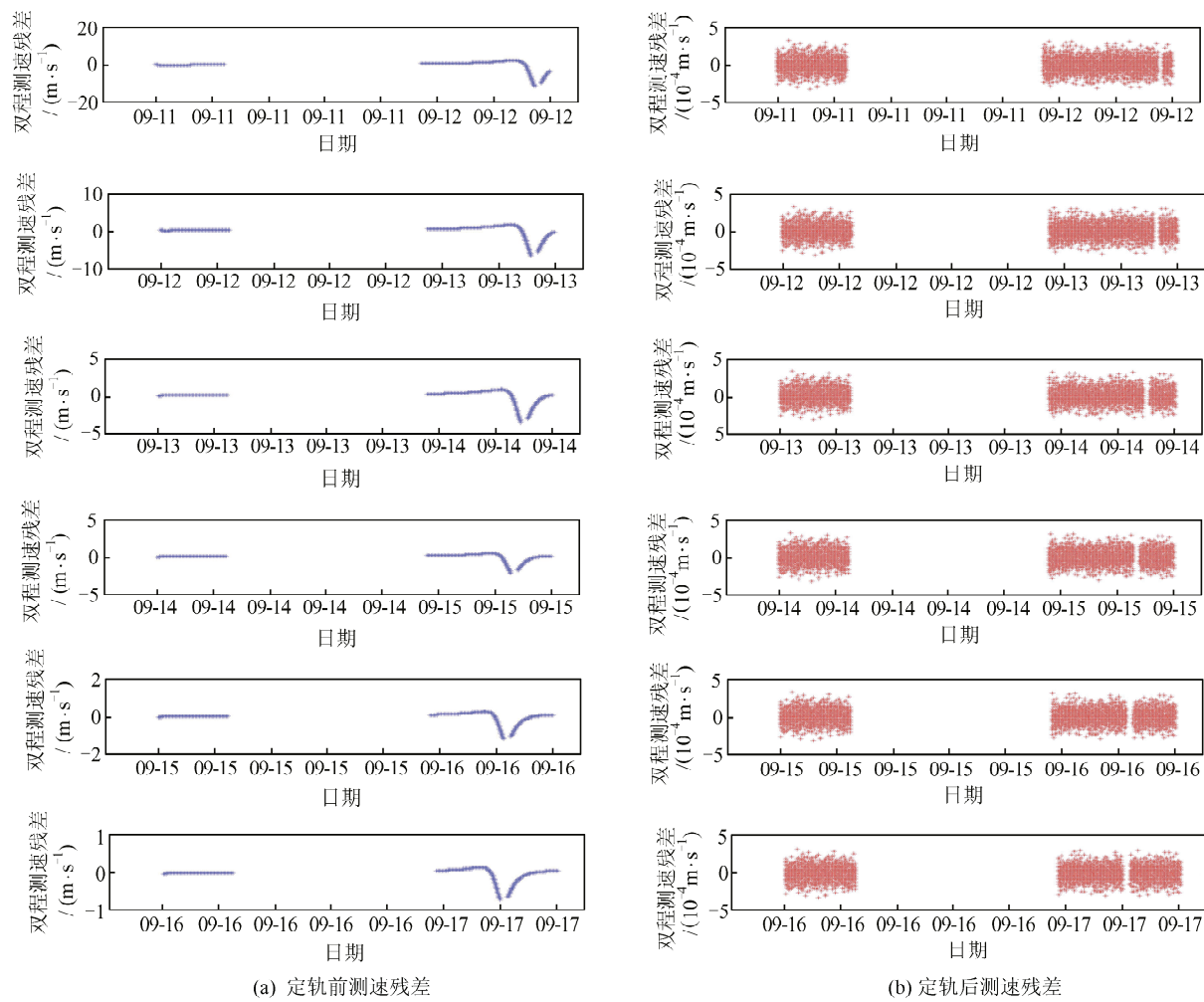


图 5 双程测速残差分布
Fig. 5 Residuals of Two-Way Doppler

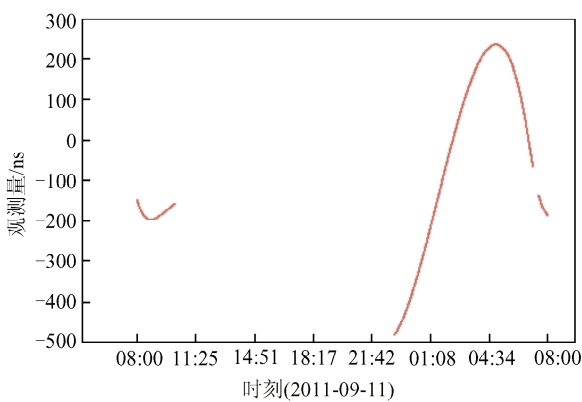


图 6 水星着陆器在喀什和青岛站联合观测
可量测差分相时延
Fig. 6 Differential Phase Delay of Mercury Lander
Based on Kashi Station and Qingdao Station

时段的双程测速数据进行精密定轨的结果。可以看出,同波束数据对水星轨道器定轨亦有贡献,单独双程数据轨道器定轨位置误差在 5 m 左右,加入同波束之后,经过 3 次迭代可达到 1 m 左右。

使用同波束数据联合双程测速数据进行着陆器精密定轨定位,着陆器经过第一次迭代,定位位置误差为 14.38 m,第二次为 1.38 m,第三次为 0.88 m。

4.3 水星重力场与自转模型误差对轨道器与着陆器位置的影响

在 § 4.2 仅考虑测量噪声的前提下,进一步分析水星重力场误差和水星自转模型误差对解算水星轨道器和着陆器的影响。双程测速数据与同波束数据基于最新水星重力场模型 HGM007A 仿真得到,定轨时在水星重力场模型上加上 3 倍重力场系数不确定度作为误差。图 7 给出了两个重力场模型的大地水准面空气重力异常的分布,采用 Mollweide 投影,加入误差之后,水星重力场的分辨率大大降低了,且水星重力场上重力噪声明显,在赤经、赤纬方向上分别加上 0.0012° 、 0.00072° [19]。

定轨结果列在表 5 中,第 3~5 列为加上重力

场误差进行精密定轨的结果,轨道器定轨位置误差在 5 m 左右,比不加重力场误差定轨精度稍有降低。而对着陆器的影响较大,其定位精度在 52 m 左右,说明重力场的细微误差对于轨道器的影响并不明显。表 5 中第 6~8 列为加上水星自转模型误差之后的定轨定位结果,可以看出水星自

转模型误差对于轨道器的定轨影响较小,对于着陆器的影响明显,其定位精度在 46 m 左右。表 5 中第 9~11 列是综合考虑水星重力场误差和自转模型误差的结果,是最接近真实探测情况的,其轨道器的位置误差为 13.6 m,着陆器的位置误差为 250.3 m。

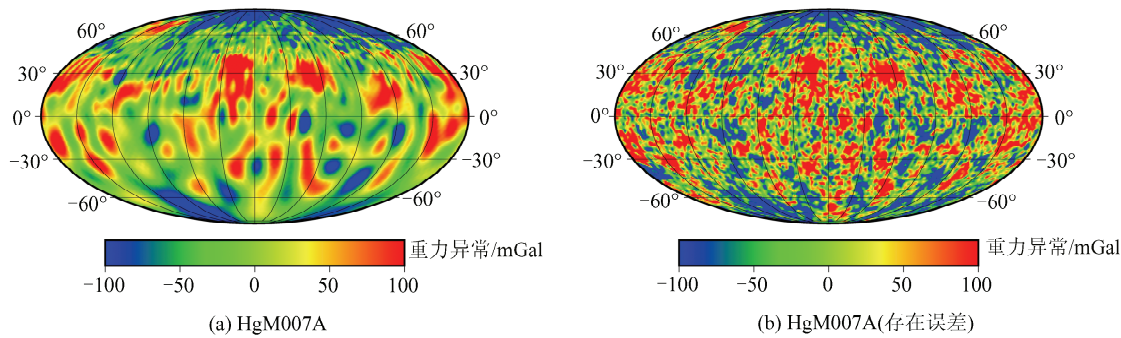


图 7 重力场模型水星表面自由空气重力异常
Fig. 7 Free-Air Anomalies from Mercury Gravity Models

表 4 水星轨道器和着陆器的定位仿真结果

Tab. 4 Simulation Result of Positioning for Mercury Orbiter and Lander

迭代 次数	数据 类别	同波束 VLBI 数据联合双程测速数据定轨						双程测速数据定轨		
		X/m	Y/m	Z/m	$\Delta X/m$	$\Delta Y/m$	$\Delta Z/m$	X/m	Y/m	Z/m
1	轨道器	110.206	-76.686	90.200	10.206	23.314	-9.800	98.361	-103.866	101.153
	着陆器	505.289	-486.634	0.440	5.289	13.366	0.440			
2	轨道器	-10.501	-23.990	10.037	-0.295	-0.676	0.237			
	着陆器	-4.780	-12.089	-0.535	0.509	1.277	-0.095			
3	轨道器	0.283	-0.650	-0.269	-0.012	-1.326	-0.032			
	着陆器	-0.291	-0.421	0.030	0.218	0.856	-0.065			

表 5 水星轨道器和着陆器的同波束 VLBI 数据联合双程测速数据定位改正结果

Tab. 5 Correction Results of Positioning for Orbiter and Lander Considering the Error Mercury Gravity
Field and Rotation Model Based on SBI and Two-Way Range-Rate Data

迭代 次数	数据 类别	加入水星重力场模型误差			加入水星自转模型误差			加入水星重力场模型和自转模型误差		
		X/m	Y/m	Z/m	X/m	Y/m	Z/m	X/m	Y/m	Z/m
1	轨道器	136.676	-16.972	64.520	124.700	-43.307	76.429	93.837	-91.689	85.032
	着陆器	461.790	-469.505	0.551	458.545	-521.304	1.141	250.604	499.258	-2.094
2	轨道器	-38.716	-87.462	36.384	-25.019	-56.766	23.607	4.542	-21.761	15.448
	着陆器	3.114 0	7.515 6	0.235 0	0.285 0	0.847 0	0.006 9	-0.478 6	-0.712 6	-0.243 4
3	轨道器	-0.096	-0.217	-0.091	-0.019	-0.040 9	0.017	-0.005	-0.033	0.001
	着陆器	-0.604	-1.605	-0.043	-0.164	-0.601	-0.014	-0.428	-1.196	-0.089
误差	轨道器	-2.136	-4.651	0.813	-0.338	-0.114	0.053	-1.626	-13.483	0.481
	着陆器	-35.096	-38.011	0.786	-41.334	-21.059	1.134	-250.302 6	-2.650 6	-2.426 4

5 结 语

经过测试分析,可以看出武汉大学研制的水星探测器精密定轨与动力学参数解算软件 MERGREAS 已经可以取得较为可靠的结果。MERGREAS 和 GEODYN-II 一天内的轨道预报差异在 $10^{-7} \sim 10^{-8}$ m; 观测值模拟 MERGREAS 与

GEODYN-II 双程测距差距在 10^{-4} m 量级,双程测速在 10 s 多普勒积分间隔可达到 10^{-6} m/s 量级,符合 BepiColombo 任务的数据处理要求。MERGREAS 利用自身模拟观测值进行精密定轨的精度较高,定轨误差最大在 0.01 m;GEODYN-II 和 MERGREAS 在使用相同观测值进行精密定轨时,位置差异为 X 方向 0.2 m,Y 方向 0.7 m,Z 方向 0.5 m。除此之外,利用同波束数据

MERGREAS 还具备解算水星着陆器位置的能力,考虑模型误差后,轨道器的位置误差为 10 m 级别,着陆器的位置误差为 100 m 级别。因此, MERGREAS 的研制是对深空探测软件领域的一次拓展,对于未来水星探测任务的数据处理、精密定轨以及相关动力学参数解算有一定参考意义。

参 考 文 献

- [1] Information Office of the State Council of the People's Republic of China. "2016 China's Space" White Paper[J]. *Erospace China*, 2017(1): 10-17 (中华人民共和国国务院新闻办公室.《2016 中国的航天》白皮书[J]. 中国航天, 2017(1):10-17)
- [2] Duan Jianfeng, Zhang Yu, Chen Ming, et al. Application of GRAIL Lunar Gravity Field Model in Attitude and Orbit Control for CE-3 Satellite[J]. *Journal of Spacecraft TT and C Technology*, 2014, 33(4): 342-347 (段建锋, 张宇, 陈明, 等. 嫦娥三号姿轨控过程中 GRAIL 重力场模型的应用[J]. 飞行器测控学报, 2014, 33(4): 342-347)
- [3] Dunne J A. Mariner 10 Mercury Encounter [J]. *Science*, 1974, 185(4 146): 141-142
- [4] Solomon S C, McNutt Jr R L, Watters T R, et al. Return to Mercury: A Global Perspective on MESSENGER's First Mercury Flyby [J]. *Science*, 2008, 321(5 885): 59-62
- [5] McNutt R L, Solomon S C, Gold R E, et al. The MESSENGER Mission to Mercury: Development History and Early Mission Status[J]. *Advances in Space Research*, 2006, 38(4): 564-571
- [6] Benkhoff J, van Casteren J, Hayakawa H, et al. BepiColombo—Comprehensive Exploration of Mercury: Mission Overview and Science Goals [J]. *Planetary and Space Science*, 2010, 58(1-2): 2-20
- [7] Mukai T, Yamakawa H, Hayakawa H, et al. Present Status of the BepiColombo/Mercury Magnetospheric Orbiter[J]. *Advances in Space Research*, 2006, 38(4): 578-582
- [8] 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)
- [9] Vetter J R. Fifty Years of Orbit Determination[J]. *Johns Hopkins Apl Technical Digest*, 2007, 27(3): 239-252
- [10] Schettino G, Tommei G. Testing General Relativity with the Radio Science Experiment of the BepiColombo Mission to Mercury[J]. *Universe*, 2016, 2(3): 21-46
- [11] Evans S, Taber W, Drain T, et al. Monte: The Next Generation of Mission Design and Navigation Software[C]. 6th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques, Darmstadtium, Germany, 2016
- [12] Yan Jianguo, Xu Luyuan, Li Fei, et al. Lunar Core Structure Investigation: Implication of GRAIL Gravity Field Model [J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(6): 1 721-1 727
- [13] 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)
- [14] Thornton C L, Border J S. Radiometric Tracking Techniques for Deep-Space Navigation [M]. US: John Wiley & Sons, 2003
- [15] Jin Weitong, Li Fei, Yang Xuan, et al. Research on High Precision Computational Method of Two-Way Range-Rate in Long-Distance Deep Space Exploration [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2018, 43 (10): 1 483-1 489 (金炜桐, 李斐, 杨轩, 等. 行星际深空探测中双程测速的高精度计算方法研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2018, 43 (10): 1 483-1 489)
- [16] Tiberis F D, Simone L, Gelfusa D, et al. The X/X/Ka-band Deep Space Transponder for the BepiColombo Mission to Mercury[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(5-6): 591-598
- [17] Padovan S, Margot J L, Li S A H, et al. The Tides of Mercury and Possible Implications for Its Interior Structure[J]. *Journal of Geophysical Research Planets*, 2014, 119(4): 850-866
- [18] Verma A K, Margot J L. Mercury's Gravity, Tides, and Spin from MESSENGER Radio Science Data[J]. *Journal of Geophysical Research Planets*, 2016, 121(9): 1 627-1 640
- [19] Stark A, Oberst J, Preusker F, et al. Mercury's Rotational Parameters from MESSENGER Image and Laser Altimeter Data: A Feasibility Study[J]. *Planetary & Space Science*, 2015, 117(1): 64-72

Development of Mercury Precise Orbit Determination Software and Application

LIU Shan hong¹ YAN Jianguo¹ YANG Xuan¹ YE Mao¹ JIN Weitong¹ LI Fei^{1,2}

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 have developed the first Mercury precise orbit determination and geoscience parameters solution software system with independent intellectual property rights, MERGREAS, considering the great prospect of its future missions in China. The software simulates forecasting ephemeris, observations, and precise orbit determination (POD), and then results are compared with GEODYN-II. The difference magnitude of the forecasting ephemeris is at 10^{-7} - 10^{-8} m in a day, and the speed deviation is at the magnitude of 10^{-9} - 10^{-12} m/s; besides, two-way range difference is 10^{-4} m and two-way range-rate difference is 4×10^{-6} m/s. In POD, the X direction error is 0.2 m, Y direction 0.7 m, Z direction 0.5 m, therefore, the simulation results show that the software precision of POD can reach the level of GEODYN-II for MESSENGER. Meanwhile, we analyze the Mercury lander with simulation of same-beam very long base line interferometry (VLBI), with position error of 1 m for orbiter and 0.88 m for lander. With the errors combination from Mercury gravity models and Mercury rotation models taken into account, the position error is 13.6 m for orbiter and 250.3 m for lander. This software can provide reference for the Mercury tracking task in future. These research results have certain application value to China future Mercury exploration missions.

Key words: deep space exploration; Mercury gravity fields; two-way range/range-rate; precise orbit determination (POD); same-beam VLBI (SBI)

First author: LIU Shan hong, postgraduate, specializes in planetary spacecraft precision orbit determination. E-mail: shan hongliu@whu.edu.cn

Corresponding author: YAN Jianguo, PhD, professor. E-mail: jgyan@whu.edu.cn

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, Nos. 41374024, 41174019; Innovation Group of Natural Science Foundation of Hubei Province, No. 2015CFA011.