

GRAIL 月球重力场模型定轨性能分析

叶 茂¹ 李 斐^{1,2} 鄢建国¹ 郝卫峰² 邵先远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:由最新 GRAIL 跟踪数据解算的月球重力场模型相较于之前的模型在分辨率和精度上有了巨大的飞跃,本文采用月球重力场模型 GRGM660PRIM,通过与历史 LP150Q 和 SGM150j 模型对比,从轨道预报和精密定轨两个角度定量分析了 GRGM660PRIM 的定轨性能。计算结果表明,对于卫星轨道寿命预报,GRGM660PRIM 并未体现出较大优势,与 LP150Q 和 SGM150j 相当;对于大倾角的 Apollo 16 子卫星的精密定轨,GRGM660PRIM 体现出其高精度、高阶次的优势,双程 Doppler 测速残差 RMS 由 1.36~1.48 mm/s 降低至 0.722 mm/s,三程 Doppler 测速残差 RMS 由 1.67~1.69 mm/s 降低至 1.2 mm/s,定轨精度得到显著的提高。

关键词:月球重力场;轨道预报;精密定轨;GRAIL;Apollo 16

中图法分类号:P228.1 **文献标志码:**A

月球重力场是绕月探测器的重要摄动源,其精度对探测器的精密定轨及其着陆具有重要意义^[1-2]。美国于 2011 年 9 月发射了 GRAIL 卫星,分别解算了高达 420 阶次的月球重力场模型 GL0420A、660 阶次的模型 GL0660B 和 GRGM660PRIM,以及 900 阶次的模型 GL0900D 和 GRGM900C^[3-7]。GRAIL 之前的重力场模型主要为 LP 系列模型^[8-9]和 SELENE 系列模型^[10-12],前者由于缺少远月面跟踪数据,在远月面的定轨性能不够;日本 SELENE 卫星采用高低跟踪模式,首次获得远月面重力场信号,提高了远月面重力场精度。但是由于 LP 和 SELENE 卫星轨道高度为 100 km 左右,无法进一步提取重力场的高阶信号,故其对绕月低轨卫星的定轨性能较差。GRAIL 卫星采用了类似地球 GRACE 卫星跟踪卫星的模式,正常任务阶段轨道高度为 50 km 左右,扩展任务阶段为 30 km 左右,获取了全月球均匀分布的高精度星间 Ka 波段测量数据。与之前的重力场模型相比,GRAIL 获取的重力场模型改正精度达 3 个量级,部分阶次(50~120 阶)改进接近 6 个量级。中国于 2007 年成功发射嫦娥一号卫星,国内学者利用嫦娥一号的跟踪数据解算了 50 阶次的月球重力场 CEGM-01^[13],之

后进一步融合 LP、SELENE 和其他历史跟踪数据解算得到 100 阶次的 CEGM02^[14],在重力场长波部分的精度有一定程度的提高。

高精度、高阶次的 GRAIL 月球重力场模型主要用于月球内部构造的研究,而其定轨性能目前并没有得以全面分析。因此,本文使用了 660 阶次的 GRGM660PRIM 模型,通过与历史 LP150Q 和 SGM150j 模型比较,从轨道预报和精密定轨两个角度^[15-16]分析了 GRAIL 重力场模型的定轨性能,着重分析了 GRAIL 对大倾角绕月卫星的定轨能力。

1 不同轨道高度、不同轨道倾角的近圆绕月探测器轨道仿真分析

为分析 GRAIL 重力场模型对绕月探测器轨道演化的影响,本文分别采用了 20 km、50 km、100 km 的轨道高度和 10°、45°、89°、135°、170°的轨道倾角进行了轨道仿真计算。轨道计算使用 GEODYNI^[17]软件完成,采用的动力学模型为月球中心引力、月球非球形引力摄动、N 体摄动、太阳光压摄动、固体潮摄动、相对论效应等。初始轨道根数时间为 2017-10-01T00:00:00,月球平均

半径取 1 738 km,初始轨道偏心率为 0.000 5,积分间隔为 30 s。

表 1~表 5 为采用 LP150Q、SGM150j 和 GRGM660PRIM 重力场模型在上述初始条件下的仿真计算结果,表 1~表 5 中, Δa 、 Δe 、 Δr_p 、 Δr_a 表示运行终止时刻与起始时刻轨道半长轴、偏心率、近月点、远月点的差值; Δi 表示运行终止时刻

与起始时刻的平均变化率; Δt 表示卫星在轨运行寿命。在仿真计算中,GRGM660PRIM 重力场模型分别截断至 500 阶、420 阶、150 阶,发现截断后对轨道预报影响不大,但通过截断可以减少计算时间。限于篇幅所限,本文不列出全部计算结果。表 1~表 5 为 GRGM660PRIM 截断至 420 阶次的结果。

表 1 倾角 89°,不同重力场模型和不同高度下的卫星轨道根数变化

Tab. 1 Variation of Orbit Elements with Same Inclination 89° but Different Elevation for Various Gravity Field Models

	100 km			50 km			20 km		
	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM
$\Delta a/\text{m}$	-907.855	-911.048	-807.057	-780.975	-811.129	-1 768.72	-802.117	-734.218	-958.376
Δe	0.053 480	0.053 474	0.053 530	0.027 156	0.027 226	0.026 517	0.011 274	0.011 312	0.010 741
$\Delta i/(\text{°} \cdot \text{d}^{-1})$	-0.000 042	-0.000 042	-0.000 052	0.010 637	0.010 635	0.010 817	-0.019 43	-0.019 40	-0.021 114
$\Delta r_p/\text{km}$	-99.156	-99.147	-99.152	-49.314	-49.468	-49.134	-20.612	-20.612	-19.830
$\Delta r_a/\text{km}$	97.340	97.325	97.538	47.752	47.846	45.597	19.008	19.144	17.914
$\Delta t/\text{d}$	175.969 1	175.969 1	175.969 1	58.864 9	58.864 9	58.700 7	11.847 6	11.847 6	11.771 2

表 2 倾角 10°,不同重力场模型和不同高度下的卫星轨道根数变化

Tab. 2 Variation of Orbit Elements with Same Inclination 10° but Different Elevation for Various Gravity Field Models

	100 km			50 km			20 km		
	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM
$\Delta a/\text{m}$	-287.566	-115.455	-100.151	343.387	308.615	322.092	579.092	626.598	1 346.589
Δe	0.053 835	0.053 996	0.053 853	0.027 800	0.027 836	0.027 738	0.011 308	0.011 200	0.011 790
$\Delta i/(\text{°} \cdot \text{d}^{-1})$	-0.009 378	-0.009 868	-0.009 678	-0.031 677	-0.029 718	-0.029 669	0.190 647	0.189 427	0.187 569
$\Delta r_p/\text{km}$	-99.221	-99.354	-99.077	-49.373	-49.471	-49.283	-19.307	-19.071	-19.397
$\Delta r_a/\text{km}$	98.646	99.123	98.877	50.060	50.089	49.928	20.465	20.323	22.090
$\Delta t/\text{d}$	47.754 2	48.243 1	47.998 6	5.740 3	5.740 3	5.663 9	2.757 3	2.680 9	2.913 9

表 3 倾角 170°,不同重力场模型和不同高度下的卫星轨道根数变化

Tab. 3 Variation of Orbit Elements with Same Inclination 170° but Different Elevation for Various Gravity Field Models

	100 km			50 km			20 km		
	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM
$\Delta a/\text{m}$	-36.624	37.982	101.008	133.271	258.866	-134.856	-30.102	40.137	244.312
Δe	0.053 895	0.053 923	0.053 965	0.027 714	0.027 854	0.027 430	0.011 146	0.010 978	0.010 982
$\Delta i/(\text{°} \cdot \text{d}^{-1})$	0.115 424	0.115 180	0.115 726	0.123 617	0.126 533	0.117 022	-0.225 713	-0.238 139	-0.234 347
$\Delta r_p/\text{km}$	-99.093	-99.074	-99.092	-49.423	-49.551	-49.175	-19.624	-19.260	-19.065
$\Delta r_a/\text{km}$	99.020	99.150	99.294	49.689	50.068	48.906	19.564	19.340	19.553
$\Delta t/\text{d}$	16.518 8	16.602 8	16.522 7	6.045 8	6.045 8	5.969 4	1.466 3	1.470 1	1.393 8

表 4 倾角 45°,不同重力场模型和不同高度下的卫星轨道根数变化

Tab. 4 Variation of Orbit Elements with Same Inclination 45° but Different Elevation for Various Gravity Field Models

	100 km			50 km			20 km		
	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM
$\Delta a/\text{m}$	3.424	-592.993	-552.711	-371.038	-237.673	-167.188	-187.59	9.798	-980.307
Δe	0.054 105	0.053 806	0.053 751	0.027 378	0.027 347	0.027 397	0.010 763	0.010 881	0.010 555
$\Delta i/(\text{°} \cdot \text{d}^{-1})$	-0.009 059	-0.002 960	-0.002 959	-0.004 970	0.010 375	0.010 356	-0.072 484	-0.067 011	-0.065 201
$\Delta r_p/\text{km}$	-99.442	-99.455	-99.317	-49.313	-49.127	-49.148	-19.107	-19.119	-19.525
$\Delta r_a/\text{km}$	99.449	98.270	98.212	48.570	48.651	48.814	18.732	19.139	17.564
$\Delta t/\text{d}$	72.427 8	76.189 9	76.189 9	25.070 4	26.170 4	26.170 4	8.960 1	8.116 0	8.112 4

表 5 倾角 135°,不同重力场模型和不同高度下的卫星轨道根数变化

Tab. 5 Variation of Orbit Elements with Same Inclination 135° but Different Elevation for Various Gravity Field Models

	100 km			50 km			20 km		
	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM
$\Delta a/\text{m}$	-462.106	244.541	-491.745	-359.980	-192.276	-748.301	-423.340	-294.710	41.306
Δe	0.053 673	0.054 111	0.053 727	0.027 505	0.027 652	0.027 173	0.010 910	0.010 731	0.011 027
$\Delta i/(\text{°} \cdot \text{d}^{-1})$	-0.005 135	-0.006 136	-0.006 179	-0.122 900	-0.050 227	-0.051 844	0.031 761	0.034 377	0.032 140
$\Delta r_p/\text{km}$	-99.088	-99.224	-99.215	-49.528	-49.629	-49.313	-19.599	-19.157	-19.344
$\Delta r_a/\text{km}$	98.163	99.713	98.232	48.808	49.245	47.816	18.752	18.568	19.427
$\Delta t/\text{d}$	67.199 0	71.858 7	71.858 7	10.235 8	14.081 9	14.001 7	1.695 5	1.695 5	1.771 9

由表 1~表 5 可以看出,随着初始轨道高度降低,飞行器在轨时间急剧减少。极轨绕月卫星相对其他倾角卫星,在轨时间相对较长,对于大倾角、低轨的绕月卫星,例如 170°倾角、20 km 高度卫星,在轨时间极短,轨道调整难度比较大。整体上看,顺行轨道的卫星在轨时间比逆行轨道的在轨时间长,如 10°、100 km 轨道的卫星在轨时间为 48 d 左右,而 170°、100 km 的在轨时间仅为 16 d。

GRGM660PRIM 模型对 20 km、50 km、100 km 高度卫星的轨道寿命预报并未表现出优越

性,和 LP150Q、SGM150j 的预报结果相当。值得一提的是,LP150Q 模型对轨道倾角为 45°、135°,轨道高度为 100 km、50 km 的卫星的轨道寿命预报和 SGM150j、GRGM660PRIM 的计算结果相差比较大,其原因可能为 LP150Q 重力场的解算数据中缺少月球背面的轨道跟踪数据,在月球背面误差比较大。图 1 为 LP150Q 重力异常图和 135°倾角、50 km 高度的卫星星下点轨迹图,可以看出 LP150Q 在月球背面存在较大的条带误差,当卫星经过月球背面时,这些误差将直接导致预报的偏差。

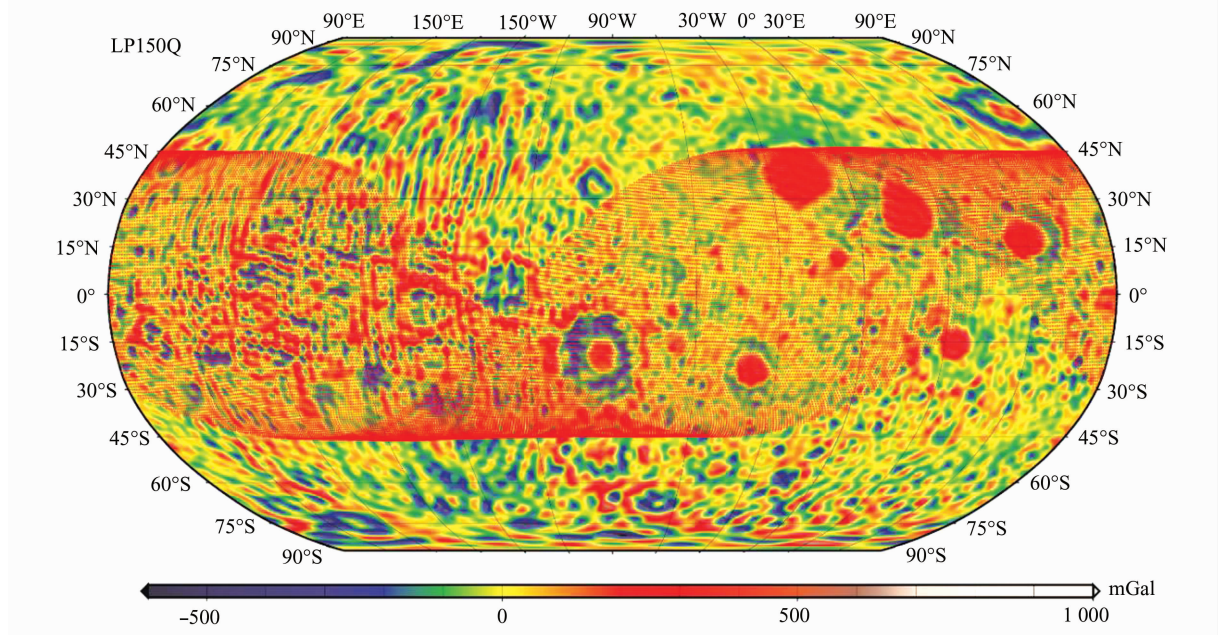


图 1 135°倾角,50 km 高度的卫星星下点轨迹图(南北纬 45°之间的红色部分)

Fig. 1 Sub-satellite Points (Between 45°N and 45°S) for 135° Inclination and 50 km Height Satellites

2 Apollo 16 子卫星的精密定轨分析

GRAIL 卫星采用了卫星跟踪模式,其星间 Ka 波段跟踪数据精度为 0.1 $\mu\text{m/s}$,相比于传统 S 波段大约 1 mm/s 的精度,提高了 4 个数量级,基于这些全球均匀分布的高精度 Ka 波段星间测距

数据,得到了高阶次高精度的 GRAIL 重力场模型,其解算目前并未使用历史跟踪数据。作为一个检核,文献[18]利用 GRAIL 重力场模型对 LP、SELENE 和 LRO 探测器进行了精密定轨,得到了精度更高的重建轨道,这些精密轨道将有利于其他科学数据的精化,如激光测高数据。但是这些卫星均为倾角约 90°的极轨卫星,本文采用轨道倾角为 170°的 Apollo 16 子卫星进行了精密

定轨。该子卫星是 Apollo 16 登月任务完成后,返回地球前由命令舱在轨释放,其初始轨道高度为 100 km,在轨运行 34 d 后撞月,期间无任何轨道机动^[9,19]。通过对 Apollo 16 子卫星精密定轨分析,可进一步反映出 GRAIL 重力场模型对大倾角低轨卫星的定轨性能。

在对 Apollo 16 子卫星的精密定轨中,估计参数包括 6 个轨道根数、光压系数以及测量系统偏差,测量数据包括双程和三程 Doppler 测速。图 2 给出了利用不同模型得到的测速残差,表 6 为各残差的统计信息,图 3 为 Apollo 16 子卫星星下点覆盖图。

由图 2 可以看出,利用 GRGM660PRIM 模型解算的残差水平明显低于 LP150Q 和 SGM150j,双程 Doppler 测速残差 RMS 由 1.36

~1.48 mm/s 降低至 0.722 mm/s,三程 Doppler 测速残差 RMS 由 1.67~1.69 mm/s 降低至 1.2 mm/s。LP150Q 和 SGM150j 对 Apollo 16 子卫星具有相近的定轨水平,SGM150j 在月球背面精度的提高并未对 Apollo 16 子卫星的精密定轨产生显著影响,其原因为其背面精度的提高主要来自极轨卫星,而对于大倾角卫星的精密定轨不会产生显著的影响。同时,这两个模型的残差在 5 月 10 日至 5 月 12 日期间对应大的跳变,而利用 GRGM660PRIM 模型解算时没有出现这一跳变现象,主要是因为在此期间 Apollo 16 子卫星的近月点比较低,接近 10 km (见图 4),GRGM660PRIM 模型的阶次较高,更有利于较低轨道处的精密定轨。

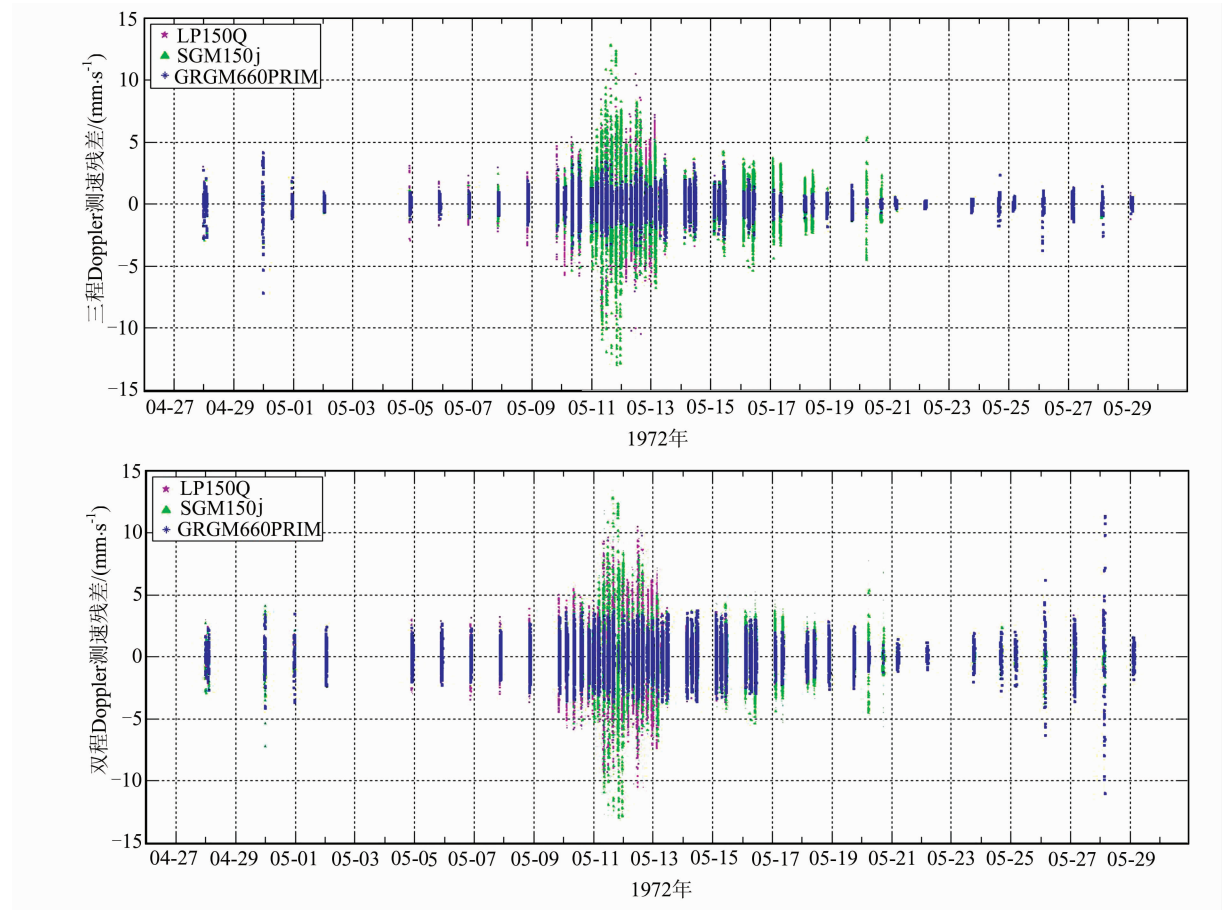


图 2 Apollo 16 子卫星双程和三程 Doppler 测速残差图

Fig. 2 Two Way and Three Way Doppler Residuals of Apollo 16 Subsatellite

表 6 不同模型精密定轨残差统计信息/(mm·s⁻¹)

Tab. 6 Statistical Results of POD Residuals for Different Models/(mm·s⁻¹)

		LP150Q	SGM150j	GRGM660PRIM
双程 Doppler 测速残差	均值	-7.5×10^{-4}	1.37×10^{-3}	3.14×10^{-4}
	均方根	1.36	1.48	0.722
三程 Doppler 测速残差	均值	1.37×10^{-3}	6.8×10^{-4}	-1.58×10^{-4}
	均方根	1.67	1.69	1.2

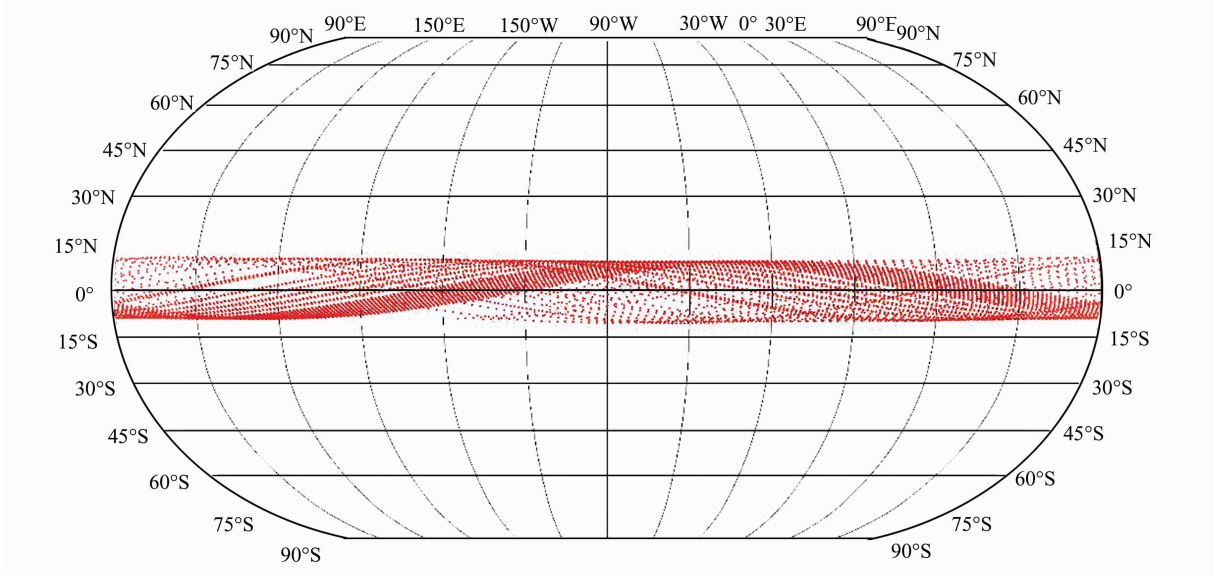


图 3 Apollo 16 子卫星星下点覆盖图

Fig. 3 Sub-satellite Points of Apollo 16 Subsattellite

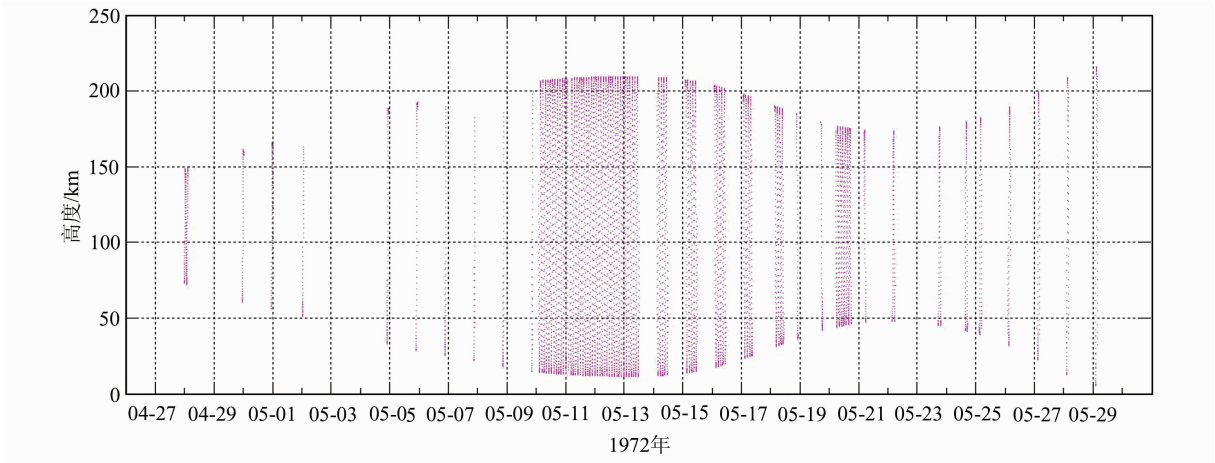


图 4 Apollo 16 子卫星在轨运行阶段轨道高度图

Fig. 4 Orbit Height of Apollo 16 Subsattellite

为进一步反映 GRGM660PRIM 的定轨性能,本文选取了观测值相对密集的 5 月 10 日至 5 月 12 日三天进行了重复弧段分析,重复弧段时长为 6 h,表 7 给出了 3 个重复弧段差异在径向、沿迹方向和法向 3 个方向上的残差 RMS 值。选取上述 3 d 的弧段进行重复轨道比较的原因是相比其他时段,这 3 d 的轨道跟踪数据量较为密集。由表 7 的结果可以看出,GRGM660PRIM 在径向方向的变化幅度最小,达到亚米级,相比于

LP150Q 和 SGM150j 解算结果,残差 RMS 值显著减少。5 月 10 日至 5 月 12 日期间,Apollo 16 子卫星最低轨道高度达 10 km,LP150Q 和 SGM150j 模型的阶次不足以吸收该高度轨道处包含的重力场信息,定轨精度相对较差,而 GRGM660PRIM 的阶次比较高,可以取得较好的定轨精度。此外,利用 GRAIL 模型处理小倾角卫星,可以发现仍然具有很好的结果,这与文献 [20]中的倾角卫星精密定轨仿真结果有所出入,

表 7 不同模型重复弧段差异 RMS/m

Tab. 7 Statistics of Orbit Overlap Difference for Different Models/m

弧段	径向			沿迹			法向		
	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM	LP150Q	SGM150j	GRGM
5/10	0.417	8.169	0.178	1.653	17.427	0.882	4.421	32.750	6.326
5/11	2.740	9.981	0.575	5.295	21.360	1.792	26.460	40.732	2.666
5/12	5.094	4.698	0.385	10.895	10.851	1.32	27.382	63.695	18.730

也从侧面证实了 GRAIL 星间跟踪数据对月球重力场模型精度的显著改进。

综合上述分析可知,GRGM660PRIM 对绕月低轨卫星具有更好的定轨性能,这点对我国即将发射的嫦娥 5 号探测器具有重要的参考意义。

3 结 语

本文从轨道预报和精密定轨两个角度分析了最新高精度月球重力场模型 GRGM660PRIM 的定轨性能,结果表明:对于轨道预报而言,GRGM660PRIM 模型对 20 km、50 km、100 km 高度卫星的轨道寿命预报并未表现出巨大的优越性;对于大倾角低轨卫星的精密定轨,可以显著地提高其定轨精度。我国即将发射的嫦娥 5 号探测器需要在月球附近完成交会对接,采样返回地球,对定轨提出了更高要求,本文结论可以为我国嫦娥 5 号及之后的探月任务提供一定程度的参考。

参 考 文 献

- [1] Li Fei, Yan Jianguo. Principle and Method of Lunar Gravity Field Determination and Project on Self-determinational Lunar Grdavity Field[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2007, 32(1): 6-10(李斐, 鄢建国. 月球重力场的确定及构建我国自主月球重力场模型的方案研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2007, 32(1): 6-10)
- [2] 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)
- [3] Zuber M T, Smith D E, Watkins M M, et al. Gravity Field of the Moon from the Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) mission[J]. *Science*, 2013, 339(6 120): 668-671
- [4] Lemoine F G, Goossens S, Sabaka T J, et al. High-Degree Gravity Models from GRAIL Primary Mission Data [J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2013, 118(8): 1 676-1 698
- [5] Lemoine F G, Goossens S, Sabaka T J, et al. GRGM900C: A Degree 900 Lunar Gravity Model from GRAIL Primary and Extended Mission Data [J]. *Geophysical Research Letters*, 2014, 41(10): 3 382-3 389
- [6] Konopliv A S, Park R S, Yuan D N, et al. The JPL Lunar Gravity Field to Spherical Harmonic Degree 660 from the GRAIL Primary Mission [J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2013, 118(7): 1 415-1 434
- [7] Konopliv A S, Park R S, Yuan D N, et al. High-resolution Lunar Gravity Fields from the GRAIL Primary and Extended Missions [J]. *Geophysical Research Letters*, 2014, 41(5): 1 452-1 458
- [8] Konopliv A S. LP150Q. A01 (JGL150Q1. SHA) Lunar Prospector Derived Spherical Harmonic Model for the Moon Submitted to the Planetary Data System [EB/OL]. http://pds-eosciences.wustl.edu/lunar/lp-l-rss-5-gravity-v1/lp_1001/sha/jgl150q1.lbl, 2000
- [9] Konopliv A S, Asmar S W, Carranza E, et al. Recent Gravity Models as a Result of the Lunar Prospector Mission [J]. *Icarus*, 2001, 150(1): 1-18
- [10] Matsumoto K, Goossens S, Ishihara Y, et al. An Improved Lunar Gravity Field Model from SELENE and Historical Tracking Data: Revealing the Farside Gravity Features [J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2010, 115(E6): 1 991-2 012
- [11] Goossens S J, Matsumoto K, Kikuchi F, et al. Improved High-Resolution Lunar Gravity Field Model from SELENE and Historical Tracking Data [C]. AGU Fall Meeting, San Francisco, 2011
- [12] Yan J G, Zhong Z, Li F, et al. Comparison Analyses on the 150×150 Lunar Gravity Field Models by Gravity/Topography Admittance, Correlation and Precision Orbit Determination [J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(3): 512-520
- [13] Yan Jianguo, Li Fei, Ping Jingsong, et al. Lunar Gravity Field Model CEGM-01 Based on Tracking Data of Chang'E-1 [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2011, 53(12): 2843-2851(鄢建国, 李斐, 平劲松, 等. 基于“嫦娥一号”跟踪数据的月球重力场模型 CEGM-01 [J]. 地球物理学报, 2011, 53(12): 2 843-2 851)
- [14] Yan J G, Goossens S, Matsumoto K, et al. CEGM02: An Improved Lunar Gravity Model using Chang'E-1 Orbital Tracking Data [J]. *Planetary and Space Science*, 2012, 62(1): 1-9
- [15] Wang Wei, Yan Jianguo, Shi Xian, et al. Numerical Analysis of Lunar Satellite Orbit Revolutionary [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2007, 32(1): 19-23(王威, 鄢建国, 史弦, 等. 绕月飞行器近圆形轨道演化的数值分析 [J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2007, 32(1): 19-23)
- [16] Zhong Zhen, Li Fei, Yan Jianguo, et al. Comparison and Analysis on Main and Newly Lunar Gravity Field Models [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2013, 38(4): 390-393

(钟振, 李斐, 鄢建国, 等. 新近月球重力场模型的比较与分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, 38(4): 390-393)

[17] Pavlis D E, Wimert J, McCarthy J. J. GEODYN II system description[R]. SGT Inc., Greenbelt, MD, 2013

[18] Mazarico E, Lemoine F G, Goossens S J, et al. Improved Precision Orbit Determination of Lunar Orbiters from the GRAIL-Derived Gravity Models[C]. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, Kauai, Hawaii, 2013

[19] Sjogren W L, Wimberly R N, Wollenhaupt W R. Lunar Gravity via the Apollo 15 and 16 Subsattellites [J]. *Earth, Moon, and Planets*, 1974, 9(1): 115-128

[20] Li Fei, Yan Jianguo, Ping Jingsong, et al. Lunar Gravity Field Simulation Based on Big Inclination Orbiter[J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2011, 54(3): 666-672(李斐, 鄢建国, 平劲松, 等. 基于大倾角卫星轨道跟踪数据的月球重力场模型仿真解算[J]. 地球物理学报, 2011, 54(3): 666-672)

Orbit Determination Ability Analysis of the GRAIL Gravity Model

YE Mao¹ LI Fei^{1,2} YAN Jianguo¹ HAO Weifeng² SHAO Xianyuan¹

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: The new GRAIL gravity model GRGM660PRIM has advanced in the aspect of resolution and degree when compared with historical lunar gravity field models. In this paper, we present a quantitative analysis of the orbit determination ability of the GRGM660PRIM in orbit prediction and precise orbit determination (POD). In a comparison with the LP50Q and SGM150j models, results show that the GRGM660PRIM is close to the level of the LP150Q and SGM150 in satellite lifetime prediction; in the Apollo 16 subsatellite POD, GRGM660PRIM shows its advantages at high degrees and precision, the residuals RMS of two Doppler decreases from 1.36~1.48 mm/s to 0.722 mm/s, and the three way Doppler residuals RMS decrease from 1.67~1.69 mm/s to 1.2 mm/s; the precision of orbit determination improves significantly. These conclusions can provide a reference for the upcoming Chinese Chang'E-5 mission and further lunar missions.

Key words: lunar gravity field; orbit prediction; precise orbit determination; GRAIL; Apollo 16

First author: YE Mao, PhD candidate, specializes in planetary spacecraft precision orbit determination, gravity recovery and software development. E-mail: mye@whu.edu.cn.

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China, Nos. 41174019, 41374024; Hubei Province Natural Science Foundation Innovation Group Project, No. 2015CFA011; Wuhan University PhD Short-Time Mobility Program.