DOI:10.14075/j.jgg.2024.12.562

文章编号:1671-5942(2025)12-1221-05

高椭圆轨道航天器动力学定轨重力场阶次选择模型构建

马祥泰[1]　胡彦逢[2]　张　帆[3]　马少鹏[4]

1　宿迁学院建筑工程学院,江苏省宿迁市黄河南路 399 号,223800

2　航天工程大学航天信息学院,北京市八一路 1 号,101416

3　山东省地质测绘院,济南市二环东路 11101 号,250002

4　河北省科学院地理科学研究所/河北省地理信息开发应用技术创新中心,石家庄市范西路 80 号,050011

摘　要:针对高椭圆轨道(HEO)高度变化应采取不同阶次的重力场模型这一问题展开研究。使用重力场优化递推算法,对 54 个轨道高度不同的圆轨道采用不同阶次的重力场模型进行 6 h 轨道积分并统计其误差,构建多项式、幂函数、有理数逼近和分段取舍 4 种重力场阶次选择模型。利用仿真探月工程中 4 个 HEO 进行实验验证,结果显示,4 种模型积分时间由 13～15 s 下降到 2～3 s,极大提高了计算效率,且 4 种选择模型积分时间接近;在 4 种选择模型中多项式拟合模型积分精度最高,4 个 HEO 采用多项式拟合模型比分段取舍模型的积分精度分别提高 55.25%、95.88%、77.33%、76.23%。

关键词:高椭圆轨道;动力学定轨;重力场阶次;重力场模型

中图分类号:P228　　**文献标识码**:A

随着卫星重力测量分辨率和精度的不断提高,地球重力场数据不断精细化,目前的重力场模型已经能够满足动力学定轨的需求[1-2]。重力场模型的阶次越高,轨道积分的精度越高,但计算量也随之增大[3-5]。

对于 GRACE-A(500 km)卫星和 CHAMP(360 km)卫星的定轨,选择 50 阶×50 阶的重力场模型较为合适。对于 SAC-C(705 km)卫星,选择 30 阶×30 阶的重力场模型即可满足在 2～4 个轨道周期内积分误差在 100 m 以内的需求[6]。Swarm(500 km)卫星采用 30 阶×30 阶重力场模型时,轨道精度可达 dm 级;采用 100 阶×100 阶重力场模型时,精度可优于 3 cm[7]。Li 等[8]和李朵朵等[9]在研究 FY-3C(836 km)和 HY-2B(971 km)卫星定轨时,采用 120 阶×120 阶重力场模型,精度可达到 cm 级。赖文等[10]评估了 BDS-3 B1C 和 B2a 信号的定轨服务水平,结合 12 阶×12 阶的重力场模型,轨道精度可优于 6 cm。Wang 等[11]基于 TJS-2(36 000 km)卫星的 GNSS 数据进行定轨分析,采用 50 阶×50 阶的重力场模型,定轨精度可达 16.9 m。综上所述,对于轨道高度低于 2 000 km 的低轨卫星,动力学定轨一般取 70～120 阶的重力场模型;对于轨道高度约 20 000 km 的中轨卫星,大约取 12 阶的重力场模型即可满足精度需求。对于 n 阶重力场模型,每增加一个阶次,计算地球重力加速度时至少增加 n 次循环。在航天器自主定轨中,既要考虑星载处理器轨道积分的解算效率,也要满足轨道积分的定轨精度要求。

在高轨道航天器定轨中,还存在高椭圆轨道以及霍曼转移轨道。已有学者将 GNSS 技术应用到高轨道航天器定轨中[12-13]。这类轨道高度随时间发生较大变化,为了保证高椭圆轨道积分精度和提高计算效率,需要构建合理的随高度变化的重力场阶次选择模型。基于这一需求,本文提出 4 种随轨道高度变化的重力场阶次选择模型,并进行实验验证。

1　动力学定轨

1.1　动力学模型

地球的引力加速度不仅受中心引力的影响,还受到地球内部密度分布不均所引发的非球形引

收稿日期:2024-12-17

项目来源:国家自然科学基金(42174044)。

第一作者简介:马祥泰,博士,讲师,主要研究方向为高轨道航天器定轨,E-mail:tfmaxiangtai@163.com。

力摄动的作用。地球对航天器的引力位用球谐函数在地固坐标系中展开为[14]：

$$U(r,\lambda,\varphi)=\frac{GM}{r}\left[1+\sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\left(\frac{a_{\mathrm{E}}}{r}\right)^{n}\cdot \overline{P}_{nm}\sin\varphi(\overline{C}_{nm}\cos m\lambda+\overline{S}_{nm}\sin m\lambda)\right] \tag{1}$$

式中，r 表示卫星矢量长度；GM 表示地球引力常数；φ、λ 分别表示航天器在地固坐标系下的经度和纬度；a_{E} 表示地球的平均半径；$\overline{C}_{nm}$ 和 $\overline{S}_{nm}$ 分别表示地球重力场球谐系数；$\overline{P}_{nm}$ 表示 n 阶 m 次伴随勒让德多项式。通过上述公式中给出的地球非球形引力位函数的梯度，可以精确计算出非球形引力摄动加速度：

$$\boldsymbol{r}=\frac{\partial U}{\partial \boldsymbol{r}}\left(\frac{\partial r}{\partial \boldsymbol{r}}\right)+\frac{\partial U}{\partial \lambda}\left(\frac{\partial \lambda}{\partial \boldsymbol{r}}\right)+\frac{\partial U}{\partial \varphi}\left(\frac{\partial \varphi}{\partial \boldsymbol{r}}\right) \tag{2}$$

1.2 重力场模型优化算法

在动力学轨道积分过程中，地球引力加速度的计算量最为庞大，为了编程计算的便捷性，本文引用一种高效的重力场优化递推算法[6]。

将式(1)地球非球形部分引力位改写为[15]：

$$\begin{cases}U=\dfrac{GM}{a_{\mathrm{E}}}\displaystyle\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}(C_{nm}V_{nm}+S_{nm}W_{nm})\\ V_{nm}=\left(\dfrac{a_{\mathrm{E}}}{r}\right)^{n+1}P_{nm}\sin\varphi\cos m\lambda\\ W_{nm}=\left(\dfrac{a_{\mathrm{E}}}{r}\right)^{n+1}P_{nm}\sin\varphi\sin m\lambda\end{cases} \tag{3}$$

根据缔合勒让德多项式的递推公式以及与地心经度有关的三角函数可以推导出 V_{nm} 和 W_{nm} 的递推关系，进而可以直接计算出地球引力加速度：

$$\ddot{x}=\sum_{n,m}\ddot{x}_{nm},\ddot{y}=\sum_{n,m}\ddot{y}_{nm},\ddot{z}=\sum_{n,m}\ddot{z}_{nm} \tag{4}$$

2 重力场阶次选择模型

2.1 重力场阶次选择模型建立

选取 54 个高度不同的圆轨道进行轨道积分实验，以此构建不同轨道高度重力场阶次选择模型。为降低其他摄动力模型对模拟计算结果的潜在干扰，在构建动力学模型时仅纳入地球引力的影响，以 70 阶×70 阶的重力场模型积分轨道作为参考轨道，选择某时刻仿真数据作为各轨道的初值，使用 RK8 积分方法，积分时间为 6 h，步长选择 30 s。对 54 个轨道进行 6 h 轨道积分计算，重力场模型阶次从 0 阶×0 阶依次计算至 70 阶×70 阶，判断最后一个历元积分轨道与参考轨道各坐标分量的差异，当各方向积分误差均小于 1 mm时停止计算并统计当前重力场阶次。各轨道分量 6 h 积分结果与参考轨道差异小于 1 mm 时的阶次及误差统计见表 1，实验计算流程见图 1。

表 1 54 个轨道 6 h 轨道积分误差小于 1 mm 的重力场阶次及轨道误差

Tab. 1 Gravity field order and orbit errors of 54 orbits with 6-hour orbital integration errors less than 1 mm

轨道高度/km	阶次	X 方向误差/mm	Y 方向误差/mm	Z 方向误差/mm	三维误差/mm
1 000	68	−0.867	−0.381	0.478	1.061
1 500	51	−0.508	−0.161	0.428	0.684
2 000	40	−0.581	−0.447	−0.178	0.755
2 500	32	−0.430	0.665	0.012	0.792
3 000	29	0.213	−0.374	0.013	0.430
3 500	23	−0.143	0.994	0.299	1.048
4 000	22	0.472	−0.110	0.968	1.083
4 500	20	−0.346	0.969	0.824	1.318
5 000	17	−0.910	0.641	−0.038	1.114
5 550	20	−0.218	0.091	0.189	0.302
6 000	16	−0.586	0.591	−0.134	0.843
6 500	16	−0.038	0.095	0.220	0.243
7 000	14	0.876	−0.254	−0.555	1.068
7 500	15	−0.435	−0.274	−0.217	0.558
8 000	13	0.542	0.652	−0.636	1.060
8 500	13	−0.972	0.208	0.062	0.996
9 000	12	−0.891	−0.952	−0.455	1.381
9 500	11	−0.625	−0.090	0.349	0.722
10 000	12	−0.297	0.107	0.159	0.353
11 000	10	0.931	−0.558	−0.588	1.235
12 000	10	0.431	0.436	0.078	0.618
13 000	10	0.140	0.068	0.094	0.182
14 000	10	0.069	0.266	0.181	0.329
15 000	8	0.412	0.819	0.247	0.949
16 000	10	0.030	0.104	0.041	0.115
17 000	10	−0.018	0.005	0.014	0.024
18 000	9	0.647	0.305	0.106	0.723
19 000	7	−0.492	0.731	0.907	1.264
20 000	8	−0.042	0.002	−0.140	0.147
21 000	8	0.201	−0.022	−0.024	0.203
22 000	7	0.124	0.182	0.588	0.628
23 000	7	0.550	0.196	0.670	0.888
24 000	6	0.594	−0.793	0.161	1.003
25 000	7	0.718	0.450	0.780	1.152
26 000	7	−0.197	0.221	0.264	0.397
27 000	7	−0.035	−0.165	−0.277	0.324
28 000	7	0.038	0.101	−0.099	0.146
29 000	7	−0.113	−0.100	−0.283	0.321
30 000	7	0.016	0.110	0.159	0.193
31 000	6	0.553	−0.544	−0.492	0.919
32 000	6	0.754	−0.354	0.031	0.833
33 000	7	0.034	0.006	0.085	0.092
34 000	6	0.204	−0.076	0.073	0.230
35 000	6	0.367	−0.091	0.023	0.379
36 000	6	−0.580	−0.316	−0.439	0.794
37 000	6	0.095	−0.006	0.030	0.100
38 000	6	−0.256	−0.137	−0.042	0.293
39 000	5	−0.796	−0.037	0.885	1.191
40 000	5	−0.893	−0.767	0.234	1.200
45 000	5	0.247	0.537	−0.403	0.715
50 000	5	0.170	−0.075	−0.220	0.288
55 000	5	0.108	−0.061	−0.114	0.168
60 000	4	−0.131	0.707	0.117	0.728

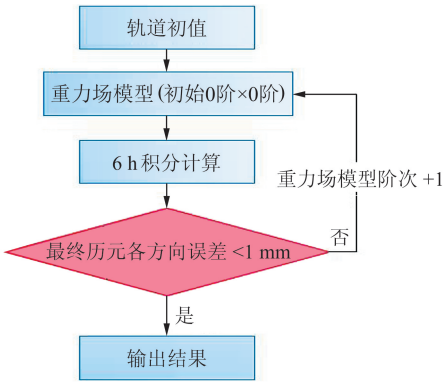


图 1　54 个轨道积分计算流程

Fig. 1　Calculation processes for 54 orbital integrals

高度低于 1 000 km 的航天器动力学定轨对重力场阶次要求较高,因此统一设置为 70 阶×70 阶。当轨道高度高于 1 000 km 时,根据表 1 所示轨道高度与重力场阶次的关系,基于最小二乘准则进行函数拟合,构建 4 种重力场阶次选择模型,其中 x 为轨道高度(单位为 km),$f(x)$ 为选择的重力场模型阶次,各拟合模型的轨道高度与重力场阶次关系见图 2,4 种重力场阶次选择模型如下:

1)多项式拟合模型。

$$\begin{cases} f(x)=70, & x\leqslant 1\ 000 \\ f(x)=-5.273\times10^{-18}x^5+1.947\times10^{-13}\cdot \\ \quad x^4-2.793\times10^{-9}x^3+1.958\times10^{-5}x^2- \\ \quad 0.069\ 37x+120, & 1\ 000<x\leqslant 10\ 000 \\ f(x)=2.572\times10^{-9}x^2-0.000\ 294\ 3x+ \\ \quad 13.01, & 10\ 000<x\leqslant 60\ 000 \\ f(x)=5, & 60\ 000<x \end{cases} \tag{5}$$

2)幂函数拟合模型。

$$\begin{cases} f(x)=3.01\times10^4x^{-0.886\ 2}+ \\ \quad 3.072, & x>1\ 000 \\ f(x)=70, & x\leqslant 1\ 000 \end{cases} \tag{6}$$

3)有理数逼近模型。

$$\begin{cases} f(x)=\dfrac{3.756x+7.961\times10^4}{x+216}, & x>1\ 000 \\ f(x)=70, & x\leqslant 1\ 000 \end{cases} \tag{7}$$

4)分段取舍模型。

$$\begin{cases} f(x)=70, & x\leqslant 1\ 000 \\ f(x)=50, & 1\ 000<x\leqslant 3\ 000 \\ f(x)=30, & 3\ 000<x\leqslant 5\ 000 \\ f(x)=20, & 5\ 000<x\leqslant 10\ 000 \\ f(x)=10, & 10\ 000<x\leqslant 60\ 000 \\ f(x)=5, & 60\ 000\leqslant x \end{cases} \tag{8}$$

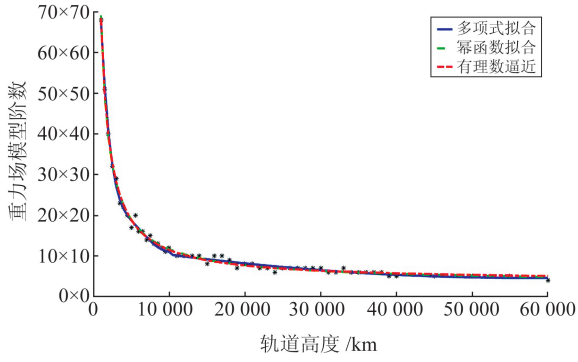


图 2　重力场阶次选择拟合模型

Fig. 2　Gravity field order selection fitting model

在实际计算中,根据轨道高度和函数关系解算出的 $f(x)$ 为小数时,采取向上取整运算,即最终选择的重力场模型阶次为 Ceil($f(x)$)。

2.2　HEO 验证重力场阶次选择模型

GNSS 空间服务域(space service volume,SSV)的范围为 3 000～36 000 km,地月空间的范围从 SSV 定义的边缘延伸到距地心约 52 万 km 的地球周围空间。因此,利用探月工程中常用的 4 个 HEO 进行重力场阶次选择模型验证实验,4 个轨道分别命名为 HEO-1、HEO-2、HEO-3、HEO-4,轨道参数见表 2。

表 2　4 个仿真大椭圆地月转移轨道的参数

Tab. 2　Parameters of four simulated large elliptical Earth-Moon transfer orbits

仿真轨道	半长轴/km	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	偏心率	近地点幅角/(°)	平近点角/(°)
HEO-1	32 037.2	30.900	181.064	0.78	179.093	180
HEO-2	42 385.9	31.000	180.866	0.83	179.401	0
HEO-3	67 509.6	30.999	180.618	0.89	179.789	0
HEO-4	212 857.3	30.983	180.485	0.96	179.983	0

为比较各重力场阶次选择模型用于轨道积分的精度及计算时间,对 4 个 HEO 进行 4 d 的模拟计算。模拟计算时仅考虑地球引力,使用 RK8 积分方法,步长取 30 s,以 70 阶×70 阶的重力场模型积分轨道作为参考轨道。4 个轨道采用不同重力场阶次的积分误差序列与轨道高度的关系见图 3,各轨道采用不同重力场阶次选择模型 4 d 的各方向积分误差统计及积分耗时见表 3。

由图 3 和表 3 可知,对于 HEO-1,采用分段取舍模型 4 d 轨道积分误差最大,三维误差 RMS 值为 401.91 mm,其次为多项式拟合模型,三维误差 RMS 值为 179.86 mm,误差 RMS 值最小的是

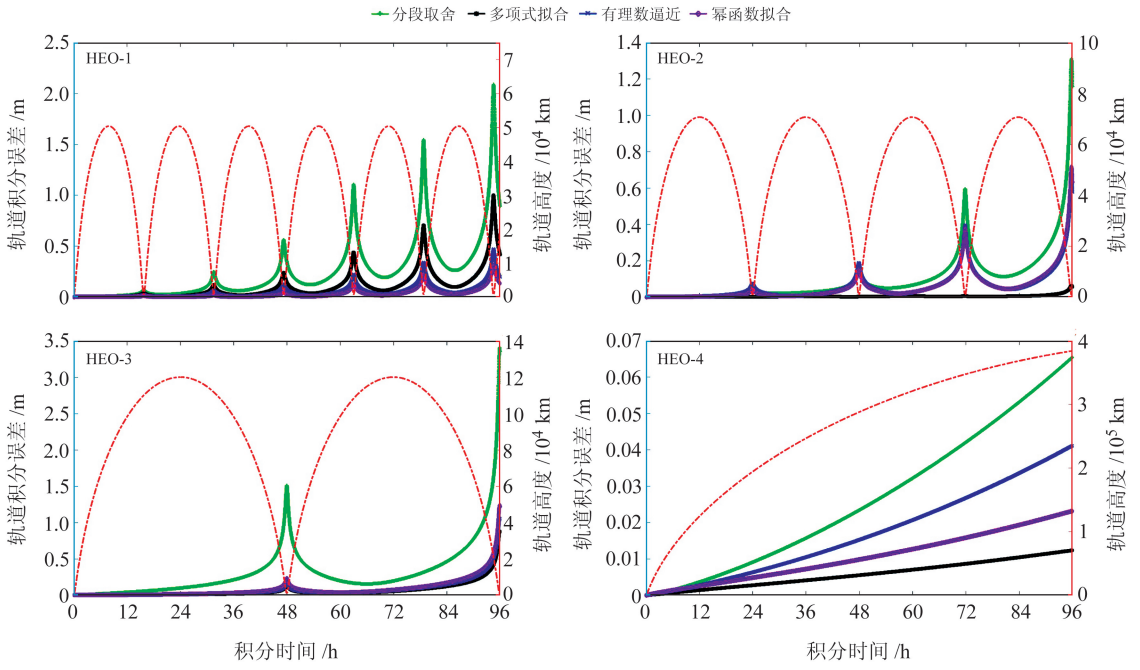


图 3 各轨道不同重力场阶次选择模型积分误差序列

Fig. 3 The integrated error sequences of different gravity field order selection models in each orbit

表 3 不同重力场阶次选择模型各方向 RMS 值

Tab. 3 RMS values in different directions of different gravity field order selection models

轨道	阶次选择模型	X 方向/mm	Y 方向/mm	Z 方向/mm	3D/mm	积分耗时/s
HEO-1	多项式拟合	139.01	97.92	58.62	179.86	2.539
	幂函数拟合	42.06	29.61	17.85	54.45	2.573
	有理数逼近	66.98	47.00	28.30	86.58	2.612
	分段取舍	309.81	219.36	132.05	401.91	2.927
	70 阶×70 阶					13.872
HEO-2	多项式拟合	5.51	4.44	3.13	7.73	3.27
	幂函数拟合	80.80	57.63	34.26	104.99	2.503
	有理数逼近	79.05	55.70	33.06	102.20	2.729
	分段取舍	142.67	104.80	62.77	187.83	2.521
	70 阶×70 阶					15.145
HEO-3	多项式拟合	93.28	56.86	34.15	114.46	2.507
	幂函数拟合	132.01	80.53	48.21	161.98	2.395
	有理数逼近	111.90	68.19	40.86	137.27	2.393
	分段取舍	411.59	250.97	149.98	504.86	2.436
	70 阶×70 阶					14.569
HEO-4	多项式拟合	4.30	4.10	3.15	6.73	2.312
	幂函数拟合	8.64	7.63	4.38	12.33	2.307
	有理数逼近	17.28	9.97	5.83	17.28	2.392
	分段取舍	28.32	13.91	8.41	28.32	2.349
	70 阶×70 阶					14.476

幂函数拟合模型，三维误差 RMS 值为 54.45 mm。4 种重力场阶次选择模型整个弧段积分误差均在 2.5 m 以内，积分耗时接近，在 2.5 ～3 s 之间，4 d 中轨道绕地球运行 6 圈，轨道积分误差呈现一定周期性，近地点处积分误差最大。对于 HEO-2，轨道积分误差 RMS 值按照大小排序分别为分段取舍模型、幂函数拟合模型、有理数逼近模型和多项式拟合模型，其中多项式拟合模型积分精度比其他 3 种模型积分精度高出 2 个数量级，与之对应的积分耗时同样高于其他 3 种模型，达到 3.27 s，其他 3 种选择模型计算时间为 2.5 s 左右。对于 HEO-3，采用分段取舍模型积分误差最大，整个弧段积分误差 RMS 值为 504.86 mm，其他 3 种选择模型积分误差相当，多项式拟合模型误差 RMS 值最小，为 114.46 mm。对于 HEO-4，4 种重力场阶次选择模型耗时接近，积分误差最小的

为多项式拟合模型,误差最大的是分段取舍模型,4 d 仿真中轨道高度最高接近 3.84×10^5 km,未能完整地绕地运行 1 周,采用 4 种重力场阶次选择模型 4 d 积分误差最大值分别达到 65.49 mm、41.17 mm、23.19 mm、12.38 mm。4 个 HEO 采用 70 阶×70 阶重力场模型轨道积分时间在 13～16 s 之间,而采用本文构建的 4 种重力场阶次选择模型积分时间下降至 2～3 s,极大提高了计算效率。由于多项式拟合模型在轨道高度大于 60 000 km 时重力场阶次固定为 5 阶×5 阶,因此高轨道航天器定轨中应优先选择多项式重力场阶次选择模型,4 个仿真轨道多项式拟合模型比分段取舍模型精度分别提高 55.25%、95.88%、77.33%、76.23%。轨道高度越高,轨道积分时对重力场阶次的要求越低,根据变化的轨道高度选择合理的重力场阶次有助于保证轨道积分精度和计算效率。

3　结　语

1)在分析 54 个不同高度的圆轨道积分误差的基础上,给出多项式拟合重力场阶次选择模型、幂函数拟合重力场阶次选择模型、有理数逼近重力场阶次选择模型和分段取舍重力场阶次选择模型。

2)利用仿真探月工程中的 4 个 HEO 对 4 种重力场阶次选择模型进行验证。4 种模型积分时间由 70 阶×70 阶的 13～16 s 下降到 2～3 s,极大提高了积分效率,且 4 种模型计算效率接近。4 个轨道在采用多项式拟合重力场阶次选择模型时积分精度最高,比分段取舍重力场阶次选择模型积分精度分别提高 55.25%、95.88%、77.33%、76.23%。因此,在深空探测中进行动力学定轨时,可选择多项式拟合重力场阶次选择模型进行轨道积分运算。

参考文献

[1] 李星星, 张伟, 袁勇强, 等. GNSS 卫星精密定轨综述: 现状、挑战与机遇[J]. 测绘学报, 2022, 51(7): 1271-1293(Li Xingxing, Zhang Wei, Yuan Yongqiang, et al. Review of GNSS Precise Orbit Determination: Status, Challenges, and Opportunities[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(7): 1271-1293)

[2] 孙和平. 对我国重力学未来发展的几点思考[J]. 中国科学院院刊, 2024, 39(5): 881-890(Sun Heping. Some Reflections on Developing Trend of Gravimetry in China[J]. Bulletin of Chinese Academy of Sciences, 2024, 39(5): 881-890)

[3] Tapley B D, Watkins M M, Ries J C, et al. The Joint Gravity Model 3[J]. Journal of Geophysical Research: Solid Earth, 1996, 101(B12): 28029-28049

[4] Pavlis N K, Holmes S A, Kenyon S C, et al. The Development and Evaluation of the Earth Gravitational Model 2008(EGM2008)[J]. Journal of Geophysical Research: Solid Earth, 2012, 117(B4)

[5] Kvas A, Brockmann J M, Krauss S, et al. GOCO06s－a Satellite-Only Global Gravity Field Model[J]. Earth System Science Data, 2021, 13(1): 99-118

[6] 王甫红. 星载 GPS 自主定轨理论及其软件实现[D]. 武汉: 武汉大学, 2006(Wang Fuhong. Autonomous Orbit Determination Theory of Spaceborne GPS and Its Software Realization[D]. Wuhan: Wuhan University, 2006)

[7] 方文豪, 孔巧丽, 李长松, 等. 重力场模型对 Swarm 卫星精密定轨的影响分析[J]. 全球定位系统, 2021, 46(6): 11-15(Fang Wenhao, Kong Qiaoli, Li Changsong, et al. Analysis of the Effect of Gravity Field Models on Precise Orbit Determination of Swarm Satellites[J]. GNSS World of China, 2021, 46(6): 11-15)

[8] Li M, Li W W, Shi C, et al. Precise Orbit Determination of the Fengyun-3C Satellite Using Onboard GPS and BDS Observations[J]. Journal of Geodesy, 2017, 91(11): 1313-1327

[9] 李朵朵, 周旭华, 李凯, 等. HY2B 星载 GPS 精密定轨研究[J]. 武汉大学学报: 信息科学版, 2023, 48(12): 2060-2068(Li Duoduo, Zhou Xuhua, Li Kai, et al. Precise Orbit Determination for HY2B Using On-Board GPS Data[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2023, 48(12): 2060-2068)

[10] 赖文,黄观文,解世超,等.北斗三号 B1C/B2a 新信号精密定轨性能分析[J].大地测量与地球动力学,2023, 43(2): 158-163(Lai Wen, Huang Guanwen, Xie Shichao, et al. Performance Analysis of Precise Orbit Determination for BDS-3 B1C/B2a New Signal[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2023, 43(2):158-163)

[11] Wang M, Shan T, Li M, et al. GNSS-Based Orbit Determination Method and Flight Performance for Geostationary Satellites[J]. Journal of Geodesy, 2021, 95(8)

[12] Guan M, Xu T, Li M, et al. Navigation in GEO, HEO, and Lunar Trajectory Using Multi-GNSS Sidelobe Signals [J]. Remote Sensing,2022,14(2)

[13] Ma X T, Dong X R, Hu Y F. Analysis on Navigation Accuracy of High Orbit Spacecraft Based on BDS GEO and IGSO Satellites[J]. Advances in Space Research, 2023, 71(5): 2481-2492

[14] 许其凤. 空间大地测量学:卫星导航与精密定位[M]. 北京: 测绘出版社,2022(Xu Qifeng. Space Geodesy:Satellite Navigation and Precise Positioning[M]. Beijing: Surveying and Mapping Press, 2022)

[15] Rodriguez-Solano C J, Hugentobler U, Steigenberger P. Adjustable Box-Wing Model for Solar Radiation Pressure Impacting GPS Satellites[J]. Advances in Space Research, 2012, 49(7): 1113-1128

(下转第 1233 页)

sources, as well as the post-fault accuracy and precise point positioning(PPP) performance of GPS, Galileo, BDS-2, and BDS-3 by comparing them with post-processed products. The results indicate that the fault rates of GPS and Galileo are lower than those of BDS, with significant differences observed between the fault rates of BDS-3 and BDS-2. Regarding fault types, abrupt faults are the least common, while clock offsets are the primary source of faults(accounting for over 65%). After fault elimination, the mean URA(user range accuracy) values for GPS, Galileo, and BDS-3 are 0.02 m, 0.03 m, and 0.05 m, respectively, whereas there is considerable variation in URA among different satellites in BDS-2. Global station simulated kinematic PPP tests demonstrate that excluding satellite fault periods can effectively ensure positioning accuracy.

Key words: precise point positioning; real-time orbit and clock products; user range error; integrity; CNES

Foundation support: National Natural Science Foundation of China, No. 12203060,42127802; Shaanxi Outstanding Youth Science Foundation, No. 2022JC-18; Fundamental Research Funds for the Central Universities, No. 30010226320, 300102263201; Youth Innovation Promotion Association,CAS, No. 2023426; Shaanxi Provincial Science and Technology Innovation Team Project, No. 2021TD-51; Shaanxi Provincial Tri-Qin Scholars with Geoscience Big Data and Geohazard Prevention, No. 2022.

About the first author: WU Zhenyu, postgraduate, majors in real-time precise point positioning, E-mail: 19973848058@163.com.

Corresponding author: SHU Bao, PhD, associate professor, majors in GNSS high precision positioning, E-mail: baos613@163.com.

(上接第 1225 页)

Construction of Gravity Field Order Selection Models for Dynamic Orbit Determination of Highly Elliptical Orbit Spacecraft

MA Xiangtai[1]　*HU Yanfeng*[2]　*ZHANG Fan*[3]　*MA Shaopeng*[4]

1　School of Civil Engineering and Architecture, Suqian University, 399 South-Huanghe Road, Suqian 223800, China

2　School of Astronautics, Space Engineering University, 1 Bayi Road, Beijing 101416, China

3　Shandong GEO-Surveying and Mapping Institute, 11101 East-Erhuan Road, Jinan 250002, China

4　Institute of Geographical Sciences, Hebei Academy of Sciences/Hebei Technology Innovation Center for Geographic Information Application, 80 Fanxi Road, Shijiazhuang 050011, China

Abstract: This study investigates the issue of using different gravity field model orders for the varying altitudes of highly elliptical orbits(HEOs). Using the gravity field optimization recursive algorithm, 54 circular orbits with different orbital altitudes were integrated with gravity field models of different orders for 6 hours and their errors were statistically analyzed. Four gravity field order selection models, including polynomial, power function, rational number approximation and piecewise selection, were constructed. The four HEOs in the lunar exploration project were simulated for experimental verification. The integration time for the four models decreased from 13-15 seconds to 2-3 seconds, significantly enhancing computational efficiency, with the integration times of the four selection models being close to each other. The polynomial fitting model achieved the highest integration accuracy among the four selection models, with the accuracy of the four HEOs using the polynomial fitting model being 55.25%, 95.88%, 77.33%, and 76.23% higher than that of the piecewise selection model, respectively.

Key words: highly elliptical orbit; dynamic orbit determination; gravity field order; gravity field model

Foundation support: National Natural Science Foundation of China, No. 42174044.

About the first author: MA Xiangtai, PhD, lecturer, majors in orbit determination of high-orbit spacecraft, E-mail: tfmaxiangtai@163.com.