

绕月飞行器近圆形轨道演化的数值分析

王威^{1,2} 鄢建国^{2,3} 史弦^{2,4} 平劲松²

(1 沈阳工业大学理学院,沈阳市兴华南街58号,110023)

(2 中国科学院上海天文台,上海市南丹路80号,200030)

(3 武汉大学测绘学院,武汉市珞喻路129号,430079)

(4 南京大学天文学系,南京市汉口路22号,210093)

摘要:利用GSFC/NASA/USA的GEODYN软件,并引入JPL/NASA/USA最新的 165×165 阶次的月球重力场模型LP165P,通过对该模型进行截断,仿真计算了不同阶次的月球重力场模型对轨道演化的影响,在相同的重力场模型下,计算了不同轨道高度、不同倾角和不同轨道偏心率的轨道演化情况。大量的仿真计算表明,高倾角、圆轨道的中低轨(150 km或200 km)绕月飞行器具有相对稳定的轨道演化特征,在不进行任何调整的情况下,其轨道持续运行时间超过1 a。同时计算表明,轨道积分过程中可以截断月球重力场模型至100阶次而不损失精度。

关键词:月球重力场模型;轨道演化;轨道寿命

中图分类号:P184; P223

现阶段,我国探月计划“嫦娥1号”工程主要实施的是与探月目标密切相关的第一阶段“绕月工程”,其中,绕月飞行器的轨道寿命是轨道设计部门尤为关心的一个问题。本文的仿真计算工作是基于GSFC/NASA/USA的GEODYNII轨道分析软件^[1,2]的,仿真计算中的输出结果采用的坐标系是J2000.0月心天球坐标系,时间系统为UTC,日月等天体的位置采用JPL DE405/LE405历表计算。为了分析不同阶次的月球重力场模型对轨道演化的影响,在计算中对模型分别进行了截断至50、100、140阶次的计算。国内已有学者作过相关方面的研究工作,文献[3,4]从解析法的角度考虑了绕月卫星运行寿命的问题,主要考虑的是月球重力场模型低阶项的线性摄动影响。

1 同一月球重力场模型下不同轨道高度的轨道演化分析

月球重力场模型采用LP165P截断至100阶

次进行了轨道的仿真计算,月球平均半径取为1 738 km,初始轨道高度分别设计为50 km、100 km、150 km、200 km,初始偏心率为0.000 5,倾角为 90° 。经过试算后表明,10 s的积分间隔和30 s的积分间隔在精度上没有明显区别。本文采用30 s的积分间隔,仿真计算弧段取为1 a。计算结果如表1所示,表中, a 、 r_p 、 r_a 分别为半长轴、近月点和远月点的变化; e 、 i 分别为轨道偏心率和倾角的变化; t 是飞行器运行的时间。

以50 km高的飞行器轨道为例,在所仿真的受力环境中,运行的时间为55.4 d,即经过55.4 d之后,飞行器近月点的距离小于月球平均半径,从而撞击月球表面,无法继续飞行,这由图1(a)中近月点的变化曲线很容易看出。同时由图1(a)可以得出,飞行器在运动过程中倾角的变化幅度很小,并且呈现出很强的周期性,偏心率则呈现很强的长期变化趋势。飞行器半长轴的变化可以直接反映其能量的变化,仿真计算中所给出的力基本上都是保守力,因此半长轴的变化非常小,整个

收稿日期:2006-10-29。

项目来源:国家自然科学基金资助项目(40674005);武汉大学地球空间环境与大地测量教育部重点实验室开放研究基金资助项目;中国科学院百人计划基金资助项目(804156)。

运行期间只变化 141.752 m。

为进行比较分析,同时给出了飞行器高度为 200 km 时轨道的演化特征图。由图 1(b)可以看出,对轨道不经过任何调整的情况下,给出了飞行器运行 3 a 的情况。半长轴的偏离值仅有 49.223 m,运行过程中,偏心率呈长周期变化趋势,3 a 后,其偏心率变为 0.014 64,与初始的圆轨道已经有了很大程度的偏离。为了保证飞行器探测任务的正常进行,在飞行器运行期间,必须要施加小推力改变轨道的偏心率,使其保持在初始值附近。

表 1 同一月球重力场不同高度下
飞行器轨道根数的变化

Tab.1 Variation of Orbital Elements Under Different Height with Same Lunar Gravity Model

	h/ km			
	50	100	150	200
a/ m	141.752	- 269.829	679.215	- 49.223
r _p / m	- 49 897.24	- 99 690.896	- 98 967.839	27 356.671
r _a / m	49 633.300	99 151.238	100 326.269	- 27 455.117
e	0.027 6	0.049 6	0.052 7	0.014 1
i/ (°)	- 0.003 8	- 0.001 2	0.001 0	0.830 7
t/ d	55.41	166.87	365	1 095

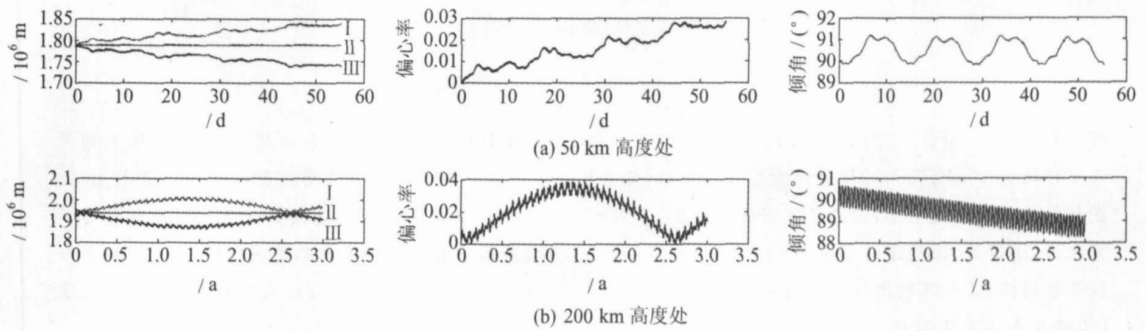


图 1 不同高度处圆形极轨飞行器远月点()、半长轴()、近月点()、偏心率和倾角的变化(100 阶次重力场)

Fig.1 Variation of Apolune(), Semi-major Axis(), Perilune(), Eccentricity and Inclination of a Polar Lunar Satellite with Different Height

2 同一月球重力场模型下不同倾角的轨道演化分析

仿真计算中,选取 165 阶次的月球重力场模型 LP165P,分别以 50 km 和 100 km 高度处的近圆轨道绕月飞行器为例,给出了近月点、远月点、半长轴和倾角的变化曲线。为说明仿真情况,表 2 给出了 50 km 高度处不同倾角下轨道根数的变化情况。

图 2 给出了初始轨道高度为 50 km 和 100 km 时,对应表 2 给出的几种不同初始轨道倾角(10°,70°,85°,90°)情况下轨道的演化情况。由图

2 可知,对 100 km 高度处的飞行器,在其他条件完全一致的情况下,不同倾角处的飞行器表现出的运动规律差别很大。10°倾角的飞行器的运行时间仅为 15.25 d,而 70°和 85°倾角的飞行器能持续运行 1 a,这说明对高倾角的飞行器,轨道控制更为容易,所需要进行的轨道调整的次数要少于低倾角的飞行器。由图中同时可以看出,极轨飞行器的运行时间仅为 166.87 d,这主要是因为极轨飞行器对轨道高度比较敏感。计算表明,超过 150 km 后,极轨飞行器运行的时间即可以达到 1 a 以上,轨道寿命明显增长。超过这一轨道高度之后,比较容易实现对轨道的在轨控制。

表 2 50 km 高度处不同倾角下轨道根数的变化

Tab.2 Variation of Orbital Elements Under Different Inclination with Same Lunar Gravity Model

	倾角 i/ (°)							
	10°	30°	50°	70°	75°	80°	85°	90°
a/ m	567.18	277.96	469.15	899.42	500.50	849.55	886.15	127.74
r _p / m	- 48 631.22	- 49 686.67	- 49 119.96	- 38 607.74	- 49 379.24	- 49 109.86	- 49 013.70	- 49 140.61
r _a / m	49 765.58	50 242.58	50 058.27	40 406.59	50 380.25	50 808.63	50 785.99	49 396.08
e	0.027 5	0.027 9	0.027 7	0.022 1	0.027 8	0.027 9	0.027 9	0.027 5
i/ (°)	0.060 7	0.025 1	0.017 4	0.003 2	0.016 3	0.023 0	9.08 × 10 ⁻⁴	- 0.003 7
t/ d	6.92	13.20	50.61	365	59.11	48.86	111.96	55.41

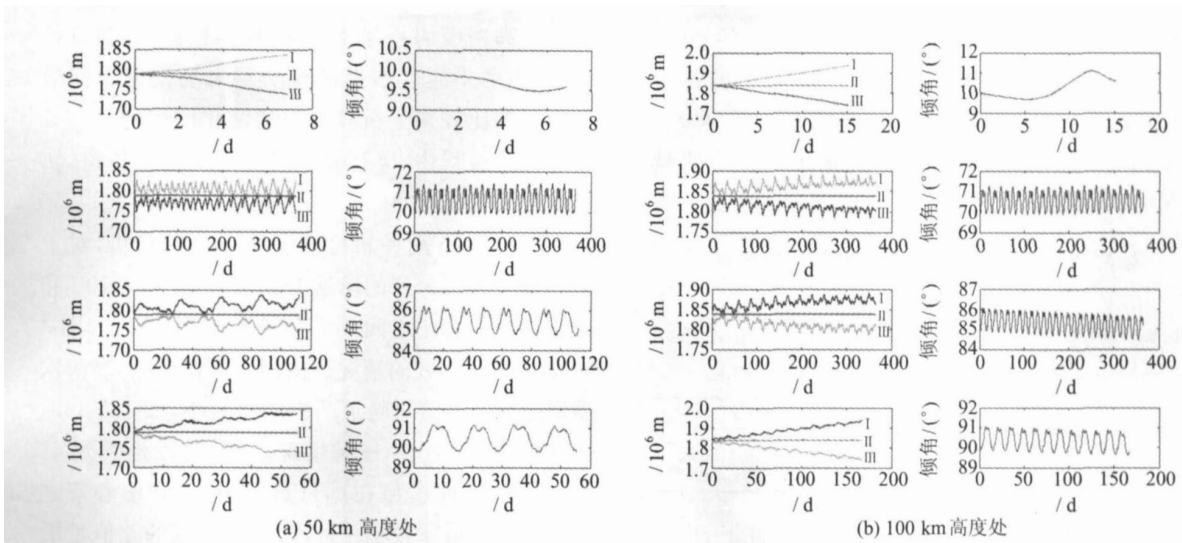


图 2 圆轨道飞行器在倾角为 10°、70°、85°、90 处的远月点 (—)、半长轴 (---)、近月点 (· · ·) 与倾角的变化
 Fig. 2 Variation of Apolune (—), Semi-major Axis (---), Perilune (· · ·) and Inclination at Inclination of 10°, 70°, 85°, 90°

3 同一月球重力场模型下不同偏心率的轨道分析

文献[4, 5]讨论了当轨道偏心率 e 增大时, 可导致其近月距 $r_p = a(1 - e) R_e$ (月球赤道半径), 因此, 在轨道运行过程中要特别注意对偏心率的调整。下面以 165 阶次的 LP165P 模型为例, 计算不同的初始轨道偏心率对轨道演化的影响。

图 3 给出了 50 km 和 100 km 处不同的初始偏心率的飞行器在同一月球重力场模型作用下的轨道演化情况。由图 3 可以看出, 同为近圆形轨道的情况下, 偏心率之间的细微差异对轨道不会产生比较明显的影响。在偏心率明显增大后, 对轨道则会造成很大的影响。如将初始偏心率设置为 0.1 时, 在 50 km 和 100 km 的轨道高度处, 该偏心率的轨道无法正常运行。

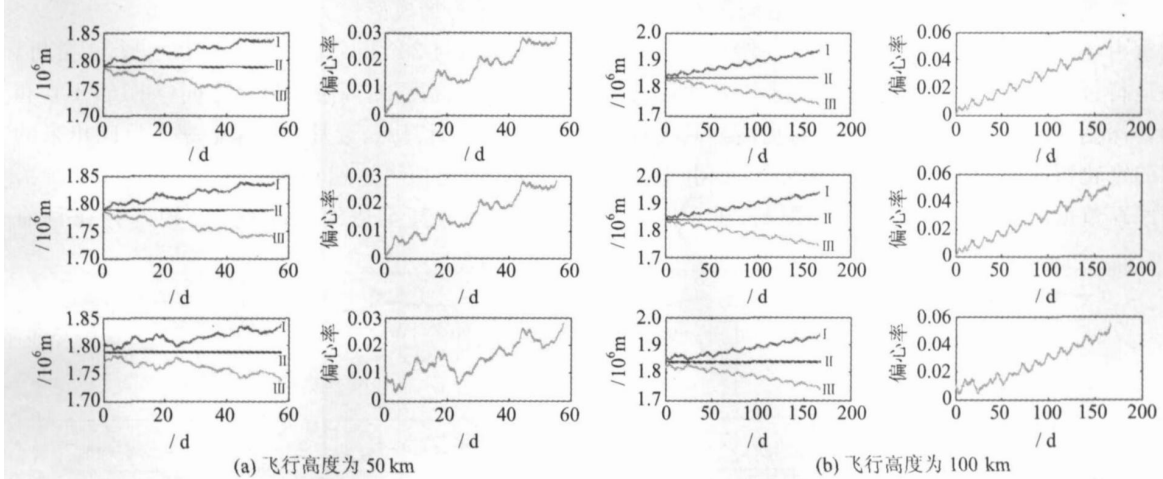


图 3 $e = 0.0005, 0.0008$ 和 0.01 时, 飞行器在同一月球重力场模型作用下远月点 (—)、半长轴 (---)、近月点 (· · ·) 和偏心率的演化

Fig. 3 Variation of Apolune (—), Semi-major Axis (---), Perilune (· · ·) and Eccentricity Under Influence of Same Lunar Gravity Field with e Equals 0.0005, 0.0008 and 0.01 Respectively

4 奔月飞行器轨道的演化分析

在飞行器进入月球引力范围之前, 进行了飞行器轨道演化的分析。仿真做法是: 给定飞行器

在奔月飞行入轨时的三维位置和速度, 然后在力学模型下积分生成一条奔月轨道, 时间长度为 90 h, 记录此时奔月飞行器的位置。作为比较, 还分析了在奔月飞行过程中施加小的速度增量对轨道演化造成的影响。具体做法是: 在 $t = 18$ h 时给

飞行器的任意一个方向施加 2 cm/s 或者 50 cm/s 的速度增量,然后每隔 10 h 施加 2 cm/s 的速度增量,比较 $t = 90$ h 时的位置偏差和速度偏差。具体如表 3 所示,表中数据为施加小的速度增量引起的轨道终止时刻总的位置偏差和速度偏差。

表 3 施加速度增量引起轨道终止时刻总的位置偏差和速度偏差

Tab. 3 Total Deviation of Position and Velocity at Orbit Ending Point Caused by Velocity Increment

	R/m	$\dot{R}/\text{cm}\cdot\text{s}^{-1}$
初始速度增量为 2 cm/s	24 910.73	17.94
初始速度增量为 50 cm/s	196 545.22	105.34

从表 3 可以看到,在给定的初始条件下,给飞行器的任意一个方向施加一个小的速度增量,与不作任何速度修正的轨道相比,在轨道终止时刻会引起很大的位置偏差和速度偏差。当初始速度增量为 2 cm/s 时,在轨道终止时刻总的位置偏差会达到几十 km,而速度偏差也会达到几十 cm/s;当初始速度增量增大为 50 cm/s 时,总的位置偏差和速度偏差会增加一个量级。

5 不同阶次重力场模型对轨道的影响分析

在仿真计算中,进一步分析了不同阶次的月球重力场模型对轨道演化的影响。在绕月飞行器的运行过程中,其主要摄动源是月球的非球形摄动。深刻了解月球的非球形摄动对提高绕月飞行器的定轨精度具有非常重要的意义^[5,6]。由于目前跟踪数据的精度和观测条件的限制,还无法得

出一个高精度的月球重力场模型,因此,在仿真计算中,主要是通过不带误差的重力场模型不同阶次之间的比较来分析其对轨道演化的影响。

计算过程中,飞行器的轨道选为近圆轨道,轨道偏心率为 0.000 5,轨道倾角为 90° 。选取 50 km 和 200 km 两种轨道高度进行比较分析,对重力场模型 LP165P 的阶次分别截断至 140、100 和 50 阶次,对相互之间的差值进行计算分析。图 4 为 50 km 高度处的情况。由图 4 可以看出,高阶次模型之间的差值对轨道的影响比较小,如 165-140、165-100 和 140-100 三种情况,积分时段延续到 45 d 左右时,不同模型在远月点、近月点和偏心率之间产生的差值比较小。远月点、近月点的差值量级在百 m 左右,偏心率的差值量级则为 10^{-4} 。特别是 165-140 的情况,远月点、近月点的差值量级大约在 20 m,可见由于月球重力场确定过程中的限制,模型中的高阶次位系数在轨道确定方面的贡献比较差,对轨道基本上不产生什么影响。同时比较 165-50、140-50 和 100-50 的计算情况可以明显看出,轨道远月点和近月点的差值比高阶次之间的差值要高出一个量级。由此可见,月球重力场模型中 50~100 阶次之间的中高阶位系数在低轨飞行器的轨道确定方面占有比较重要的地位,要实现高精度的低轨绕月飞行器定轨,必须要有高精度的高阶次月球重力场模型。

另外,对 200 km 高度处的情况也进行了分析。在 200 km 高度处,高阶次模型之间(如 165-100 和 140-100)在远月点、近月点和偏心率上反映出来的差值很小,差值可达到 m 级。165 阶次与 140 阶次之间的差值甚至达到了 cm 级,这种差异在目前

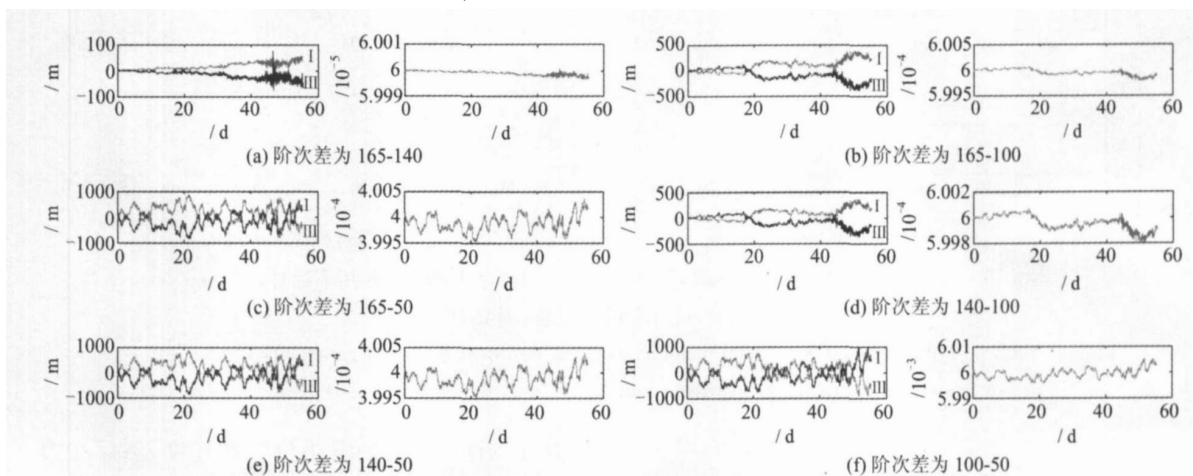


图 4 50 km 高度处飞行器重力场差导致的远月点()、近月点()和偏心率的变化差异

Fig. 4 Difference Between Variation of Apolune(), Perilune() and Eccentricity of a Lunar Satellite Caused by Difference Between Two Lunar Gravity Models

绕月飞行器的精密定轨中基本上可以忽略不计。而高阶次(165、140、100)与低阶次(50)之间还是有比较显著的差异,差值可达到百 m 级,这种影响在精密定轨中不可以忽略(由于篇幅有限,图略)。

6 结 语

本文通过大量的仿真计算,主要分析了低轨绕月飞行器的演化特征及其轨道寿命问题,包括同一重力场模型中不同轨道高度的飞行器的近月点、远月点和偏心率、倾角等的变化规律,同一重力场模型下不同倾角的飞行器轨道的演化规律,同一重力场模型下不同偏心率的飞行器轨道的演化以及不同重力场模型对不同高度飞行器轨道的影响,以及奔月飞行器轨道的演化特征。通过多种情况的分析和比较得出,200 km 极轨圆轨道飞行器是一个比较好的轨道方案。该特征的轨道比较容易控制,只需要少量的小推力推进即可调整好轨道姿态,同时在选择月球重力场模型时,可以截取至 100 阶次,在不损失定轨精度的情况下可以大大提高定轨的效率。

参 考 文 献

- [1] Matsumoto K, Heki K, Hanada H. Global Lunar Gravity Field Recovery from SELENE [C]. IVS 2002 General Meeting, Washington DC, 2002
- [2] Rowlands D, Marshall J A, Mccarthy J, et al. GEODYN System Description [R]. Contractor Report, Hughes STX Corp., Greenbelt, MD, 1987
- [3] 张巍,刘林. 月球物理天平动对环月轨道器运动的影响[J]. 天文学报,2005,16(2):159-169
- [4] 刘林,王歆. 制约卫星轨道寿命的另一种机制(续)[J]. 天文学报,2002,43(4):379-386
- [5] 刘林,王歆. 月球卫星轨道力学综述[J]. 天文学进展,2003(12):281-288
- [6] 王威,胡小工,黄勇,等. 影响奔月飞行器定轨精度的误差源分析[J]. 飞行器测控学报,2005(1):44-50
- [7] Carrancze E, Konopliv A S, Ryne M. Lunar Prospector Orbit Determination Uncertainties Using the High Resolution Lunar Gravity Field Models [C]. The Astronautical Sciences, AAS/ AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Grdwood, Alaska, 1999

第一作者简介:王威,硕士。现主要从事空间飞行器精密定轨及其应用研究。

E-mail: ww9803@163.com

Numerical Analysis of Lunar Satellite Orbit Revolutionary

WANG Wei^{1,2} YAN Jianguo^{2,3} SHI Xian^{2,4} PING Jinsong²

(1 School of Science, Shenyang University of Technology, 58 South Xinghua Street, Shenyang 110023, China)

(2 Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, 80 Nandan Road, Shanghai 200030, China)

(3 School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

(4 Department of Astronomy, Nanjing University, 22 Hankou Road, Nanjing 210093, China)

Abstract: By using of GEODYN from GSFC/ NASA/ USA and newly lunar gravity model LP165P from JPL/ NASA/ USA, the effects on the orbit revolutionary from different models by truncation to some degree and order are simulated and computed, the orbit revolutionary and analysis of orbital lifetime under different height, inclination and ellipticity with same lunar gravity model are computed. The results show that high inclination circular high orbit (150 km or 200 km) has better performance, with its orbit lasting more than one year without alignment, and its orbit can be computed with gravity model truncated in degree and order 100 without losing its accuracy.

Key words: lunar gravity model; orbit revolutionary; orbital lifetime

About the first author: WANG Wei, master, majors in orbit determination and application of spacecraft.

E-mail: ww9803@163.com