



利用重力场模型MRO120D分析火星探测器的轨道演化

陈祎豪¹ 鄢建国¹ 李斐^{1,2} 杨轩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:针对火星探测器在轨运行时长的问题,使用武汉大学自主研制的火星探测器精密定轨与重力场解算软件系统MAGREAS(Mars gravity recovery and analysis software/system),分别对火星探测器在不同初始轨道高度、不同初始轨道倾角、不同初始轨道偏心率以及不同阶次火星重力场等影响因素下,进行轨道演化的分析。结果表明,小偏心率且轨道高度在250 km及以上的探测器可以长时间运行,在不进行任何调整的情况下运行时间接近两年;初始轨道倾角为90°时,不利于探测器的运行时长;在轨道积分的运算中,火星重力场模型MRO120D可以截取到100阶而不影响计算精度。该成果可以为中国的火星探测工程提供一定参考。

关键词:火星重力场模型;MRO120D;火星探测器;轨道演化

中图分类号:P223

文献标志码:A

火星是类地行星之一,其自转轴倾角、自转周期均与地球相近,公转一周约为地球公转时间的两倍。在太阳系中,火星的物理和化学性质与地球最为相似。中国的火星探测计划一次性实现“绕、落、巡”三大目标,由于火星存在稀薄的大气,且火星探测器距离地球十分遥远,不能做到实时测控,因此降落火星的难度非常大。若能探测成功,将会填补中国火星探测的空白,同时具有重大的科学意义^[1]。

火星探测的历史最早开始于苏联,自1960—1989年共发射了6个系列共计20颗火星探测卫星。美国于1964年11月5日首次发射火星探测器水手3号,任务失败。同年11月28日,美国发射了水手4号,首次成功完成飞跃火星的任务,最早测定了火星的引力场数和扁率。水手6、7、9号相继取得了部分成功。随后美国成功发射了海盗系列等火星探测卫星。经分析发现在火星探索初期多次任务失败,大多因为火箭的故障导致卫星未能进入预定的轨道,在重力场的作用下坠毁或者失联^[2-3]。

中国在火星探测任务萤火1号(YH-1)之后^[4-5],于2020年7月23日首次发射火星探测器,开展无人火星环绕和着陆巡视探测活动。其中

绕火星轨道探测器的轨道设计尤为重要,轨道设计的好坏直接影响探测器的寿命,且影响火星探测任务的成败。本文利用武汉大学自主研制的深空探测器精密定轨软件系统MAGREAS(Mars gravity recovery and analysis software/system),做了大量的轨道仿真,以探究在怎样的初始轨道状态下,探测器能够有持续时间较长且稳定的轨道^[6]。

1 数据与方法

本文主要使用MAGREAS软件的轨道预报模块,将该软件轨道预报的结果与美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)戈达德太空飞行中心开发的软件GEODYN-II对比,发现1 d的轨道差异在 $10^{-7} \sim 10^{-8}$ m量级,7 d的轨道偏差在 10^{-5} m量级^[7-8]。本文使用的火星重力场模型是MRO120D^[9],该模型是利用火星勘测轨道器(Mars reconnaissance orbiter, MRO)数年的跟踪数据,再结合火星全球勘测者(Mars global surveyor, MGS)、火星奥德赛探测器(Mars odyssey orbiter, ODY)、火星

收稿日期:2019-10-13

项目资助:国家自然科学基金(U1831132,41874010);湖北省杰出青年基金(2018CFA087)。

第一作者:陈祎豪,博士生,研究方向为深空探测器精密定轨与行星重力场反演。yh_chen@whu.edu.cn

通讯作者:鄢建国,博士,教授。jgyan@whu.edu.cn

探路者(Mars pathfinder, MPF)、火星探测漫游者(Mars exploration rover, MER)等其他轨道探测器的跟踪数据经喷气动力实验室(jet propulsion laboratory, JPL)解算得到的^[10-14]。另外本文所使用的大气模型为 Mars Climate Database^[15-16],该模型星历采用 JPL DE421^[17],输出结果使用的是火星平赤道坐标系(mars mean equatorial coordinate system J2000, MMEJ2000),时间系统为协调世界时(universal time coordinated, UTC)。轨道预报中,探测器所受到的力有火星中心引力、火星的非球形引力、火星大气摄动力^[18]、 N 体摄动力、太阳光压摄动力、固体潮摄动力、火卫一摄动力、相对论摄动力和火卫二摄动力^[11-12]。其中火卫一的轨道半长轴为 9 377.2 km,轨道偏心率为 0.015 1;火卫二的轨道半长轴为 23 460 km^[13-14],轨道偏心率为 0.000 2。火卫一、火卫二的轨道高度都远远高于本文设计的轨道高度,在 MAGRES 软件中对 200 km 轨道高度的探测器做仿真分析,发现在探测器所受到的摄动力中,火卫二的摄动力量级在 $(3\sim 5)\times 10^{-11}$ m/s²,火卫一的摄动力量级在 $(2\sim 4)\times 10^{-11}$ m/s²,因此忽略火卫一、火卫二对探测器的影响。

卫星轨道仿真计算中,若要得到高精度的轨道结果,需要使用数值积分的方法。轨道计算中的数值积分方法主要有龙格-库塔方法、多步法、外推法 3 种。本文使用的是 12 阶的 Adams-Bashforth-Moulton 积分方法,属于多步法^[8]。

2 实验与分析

2.1 同一火星重力场模型 MRO120D 下不同轨道高度的轨道演化

火星的平均半径为 3 397 km,仿真过程中,当卫星的近火点半径小于火星平均半径时,表示卫星坠落在火星表面,计算停止。为进行比较,初始轨道高度分别设为 150 km、220 km、250 km、300 km;初始偏心率设为 0.000 5;轨道倾角设为 90°;经计算,积分间隔设为 10 s 和 30 s 的结果并无明显差别,但由于设为 30 s 时可以节省计算时间,因此积分间隔取 30 s;仿真计算的时间为 2 a。分别对这几个不同的初始轨道高度进行仿真计算,表 1 给出了 4 个不同初始轨道高度下轨道半长轴、轨道偏心率和轨道倾角的变化情况,其中 Δa 表示轨道半长轴的变化, Δe 表示轨道偏心率的变化, Δi 表示轨道倾角的变化, t 表示探测器运行时间。

表 1 不同初始轨道高度下飞行器轨道根数的变化

Tab.1 Orbital Elements Variation Under Different Initial Orbit Heights

轨道高度/km	$\Delta a/\text{m}$	Δe	$\Delta i/(\text{°})$	t/d
150	-97 156.972	0.013 9	0.006 4	1.21
220	-175 463.755	0.010 6	0.072 6	98.85
250	-20 092.282	0.019 3	0.101 5	664.12
300	49 715.827	0.013 1	-0.211 0	729.00

从表 1 中可以看出,在 150 km 的高度、不对轨道进行任何修正的情况下,飞行器只能维持 1.21 d。因此可以认为,在 150 km 的高度下,除了飞行器受到的非球形引力摄动使其轨道的半长轴和扁率发生改变外,火星大气对飞行器产生的耗散效应也会造成飞行器持续时间过短。初始轨道高度为 220 km 时,飞行器可以运行 98.85 d;初始轨道高度为 250 km 时,飞行器运行时间接近 2 a。由此可见,将飞行器初始轨道高度设为 250 km 左右,或者大于 250 km 是合理的。

为进行更加详细的分析,分别作出初始轨道高度为 220 km、300 km 的轨道演化特征图,结果如图 1、2 所示。从图 1、2 中可以看出,轨道根数的变化周期性很强;半长轴呈逐渐减小的趋势,轨道偏心率具有长周期变化的特征;偏心率的大幅变化使轨道变得不稳定,在轨道高度为 220 km 时,需要不时对飞行器施加小推力以维持轨道的稳定;相对于 220 km 的初始高度,300 km 高度下飞行器更为稳定,轨道长半轴、偏心率的变化稳定且规律,轨道倾角呈现逐渐变小的趋势。

2.2 不同轨道倾角的轨道演化

本文在初始轨道高度定为 220 km,偏心率设为 0.000 5,模拟飞行为 2 a 的情况下,分析不同初始轨道倾角下轨道根数的变化,结果如表 2 所示。由表 2 可知,不同倾角相对应的运行时间差别较大,初始轨道倾角为 10°时,飞行器运行时间达到 559.1 d;初始轨道倾角为 90°时,运行时间仅为 98.85 d。220 km 的初始轨道高度,极轨道的运行时间较短。

图 3 为初始轨道倾角分别为 10°、30°、50°和 70°的轨道特征情况。由图 3 可知,初始轨道倾角为 90°时,将初始轨道高度由 220 km 提高至 230 km,其他条件不变,计算显示飞行器可以运行 11 个月,远大于 98 d,这说明极轨飞行器对轨道高度比较敏感。

由图 1~3 可知,卫星轨道的偏心率会发生幅度较大的长周期变化。根据近火点半径 $r = a(1 - e)$

可知,偏心率 e 变大会导致近火点半径变小^[19],偏心率的大幅度变化不利于卫星轨道的稳定。

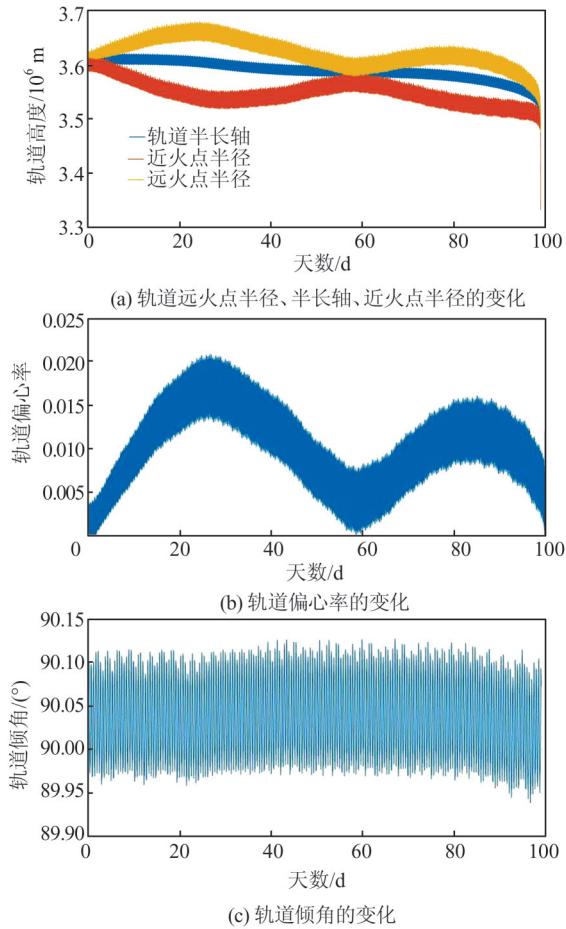


图1 初始轨道高度为220 km时各轨道根数的变化
Fig.1 Variation of the Orbital Elements of a Mars Satellite Under Initial Orbit Height of 220 km

2.3 不同轨道偏心率的轨道演化

图4、图5分别表示初始轨道高度为220 km和250 km,偏心率分别为0.000 8、0.01时,远火点、长半轴、近火点和偏心率的变化情况。

由图4可以看出,偏心率由0.000 8调至0.01后,轨道运行时间明显缩短。由图5可以看出,偏心率为0.000 8时,轨道运行超过2 a;调整为0.01后,轨道运行时间缩短至不到1.5 a。由此可见,在相同的初始轨道高度下,小的初始轨道偏心率具有更加稳定的轨道运行特征^[19]。

2.4 不同阶次重力场模型对轨道演化的影响

图6给出了重力场模型MRO120D的功率谱及误差功率谱,两条曲线相交的地方即为该重力场的有效阶次^[20-21]。从图6中可以看出,100阶之前的重力场数据是可靠的^[22-23]。将该模型分别截取到100阶、80阶和50阶,分析不同阶次重力场模型对轨道演化的影响。设置初始轨道高度为

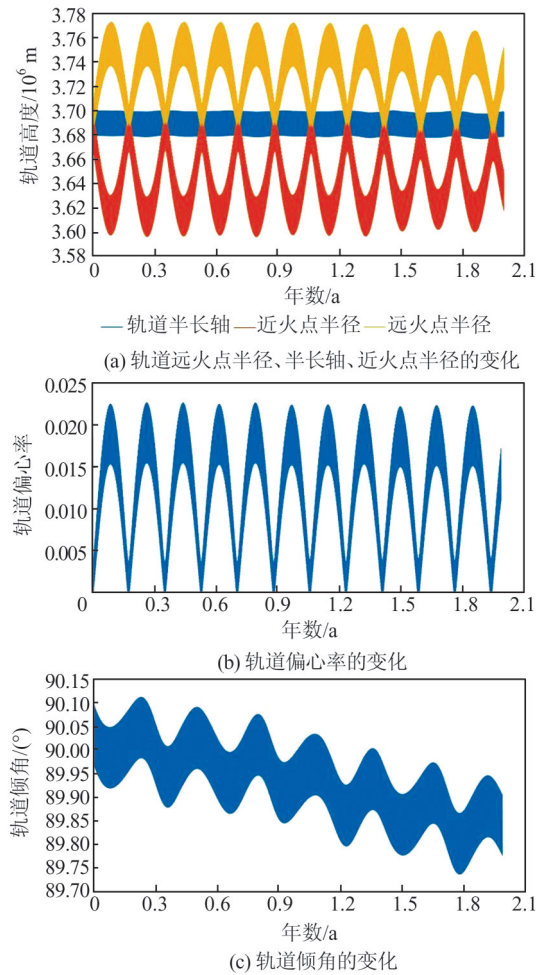


图2 初始轨道高度为300 km时各轨道根数的变化
Fig.2 Variation of Orbital Elements of a Mars Satellite Under Initial Orbit Height of 300 km

表2 不同轨道倾角下轨道根数的变化(220 km 高度)
Tab.2 Variation of the Orbital Elements Under Different Orbit Inclinations (at the Height of 220 km)

轨道倾角 $i/(^{\circ})$	$\Delta a/m$	Δe	$\Delta i/(^{\circ})$	t/d
10	-170 268.585	0.013 6	-0.037 6	559.10
30	-169 592.142	0.013 7	-0.058 5	477.36
50	-169 054.000	0.013 4	0.001 1	134.71
70	-202 067.199	0.018 6	-0.109 3	321.95
90	-175 463.755	0.010 6	0.072 6	98.85

220 km,初始轨道偏心率为0.000 5,初始轨道倾角为 90° ,积分时间选取前30天。将这几个阶次的模型得出的轨道演化的结果相减,表3列出了重力场不同阶数下,所得轨道长半轴和轨道偏心率最大差值的模。

由表3可知,重力场模型为120阶的轨道计算结果和重力场模型截取到100阶的差值最小,轨道长半轴最大相差15 m,偏心率最大相差0.000 003;

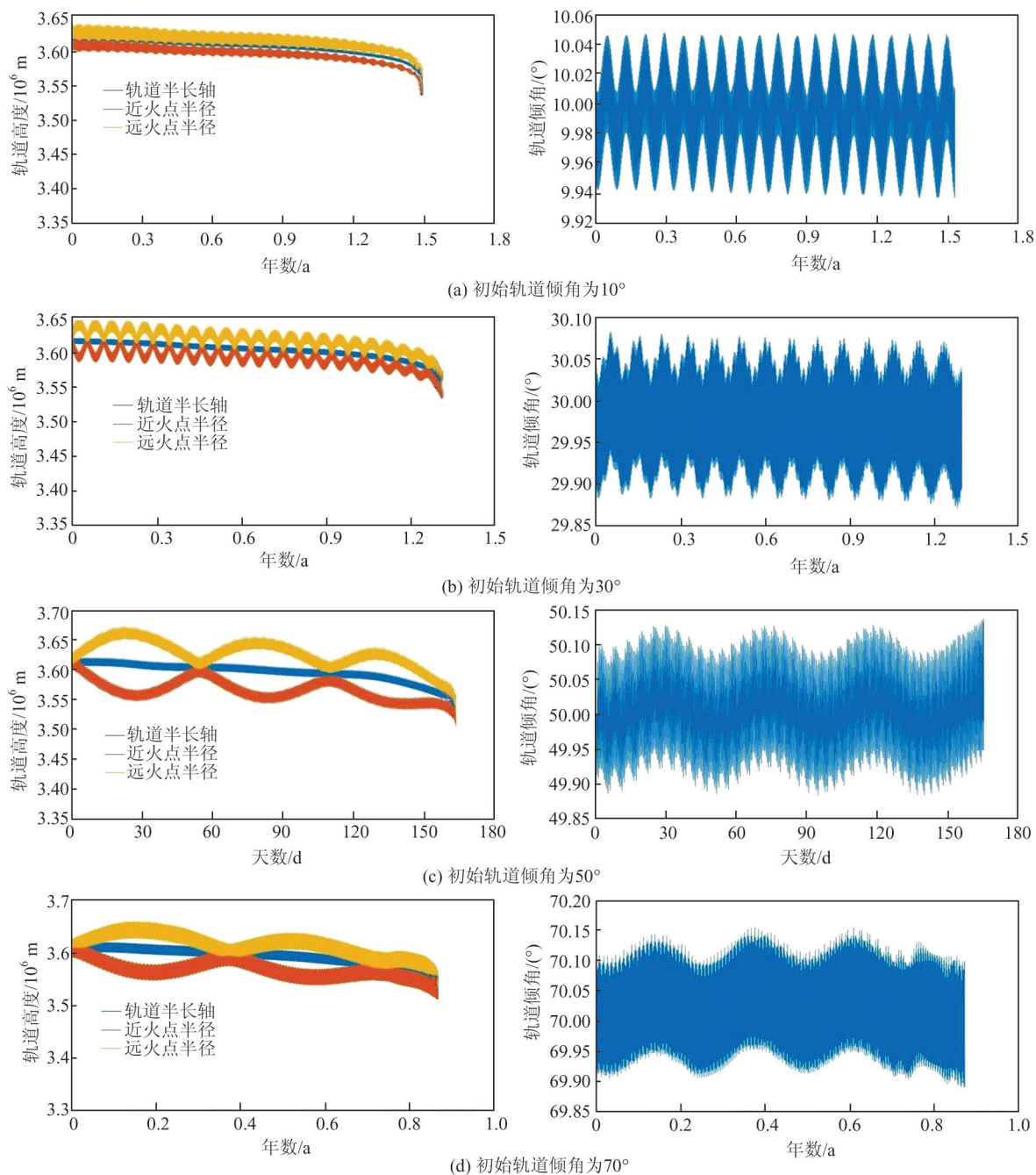


图3 不同初始轨道倾角下轨道根数的变化

Fig.3 Variation of the Orbital Elements a Mars Satellite with Different Initial Orbit Inclinations

重力场模型为120阶的轨道计算结果和重力场模型截取到50阶的结果相差最大,轨道长半轴最大差值为40 m,偏心率最大差值为0.000 01。40 m的差值在精密定轨中是不能忽视的,因此在实际计算中,完全可以把重力场模型截取到100阶,这样不仅可以节省计算时间,还不会损失太多精度。

2.5 与中国火星探测任务近似的轨道演化分析

中国发射的火星探测器的轨道是偏心率约为0.5的极轨轨道。将探测器的近地点高度分别

设置为300 km、200 km、150 km和100 km,分析这几种情况下的轨道演化。首先分析近地点高度为300 km的情况,对该轨道进行轨道预报,轨道积分初始时间设置为2021-01-01;预报时长为2 a,发现在两年的时间里,探测器轨道半长轴的变化为19 km,轨道偏心率的变化为0.004,轨道倾角的变化为 0.027° 。近地点高度为200 km时,以同样的方法对其进行为期两年的轨道预报,由结果可知,探测器轨道半长轴的变化为45 km,轨道偏心率的变化为0.003,轨道倾角的变化为 0.037° 。

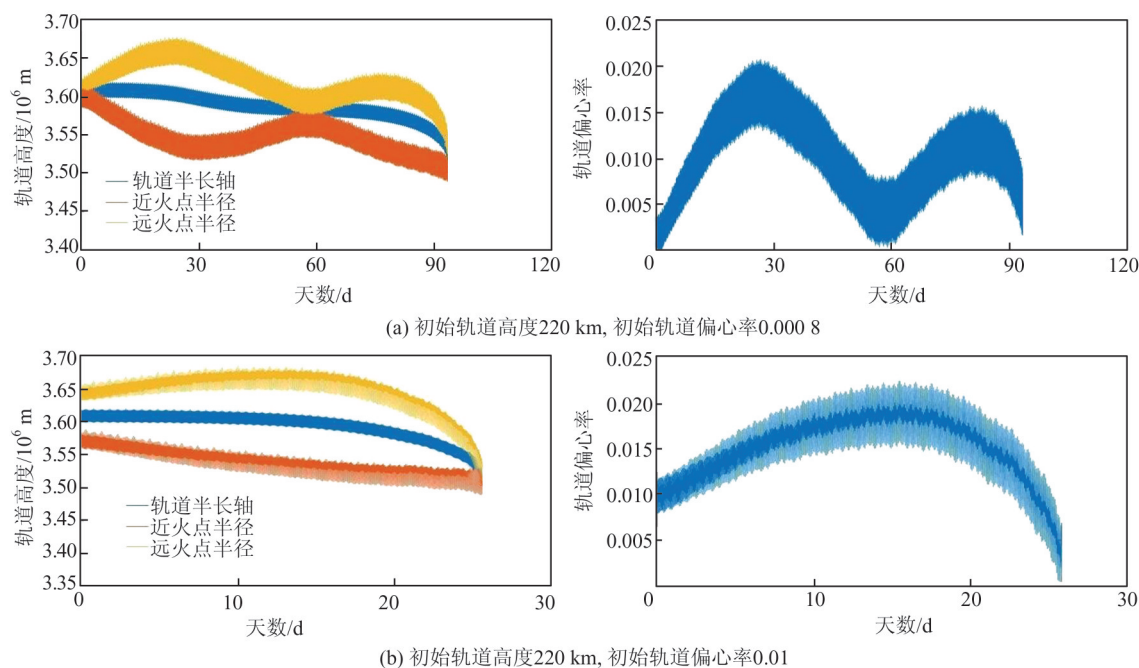


图4 220 km 初始轨道高度下不同初始偏心率轨道根数的变化

Fig.4 Variation of the Orbital Elements with Different Initial Eccentricities Under Initial Orbit Height of 220 km

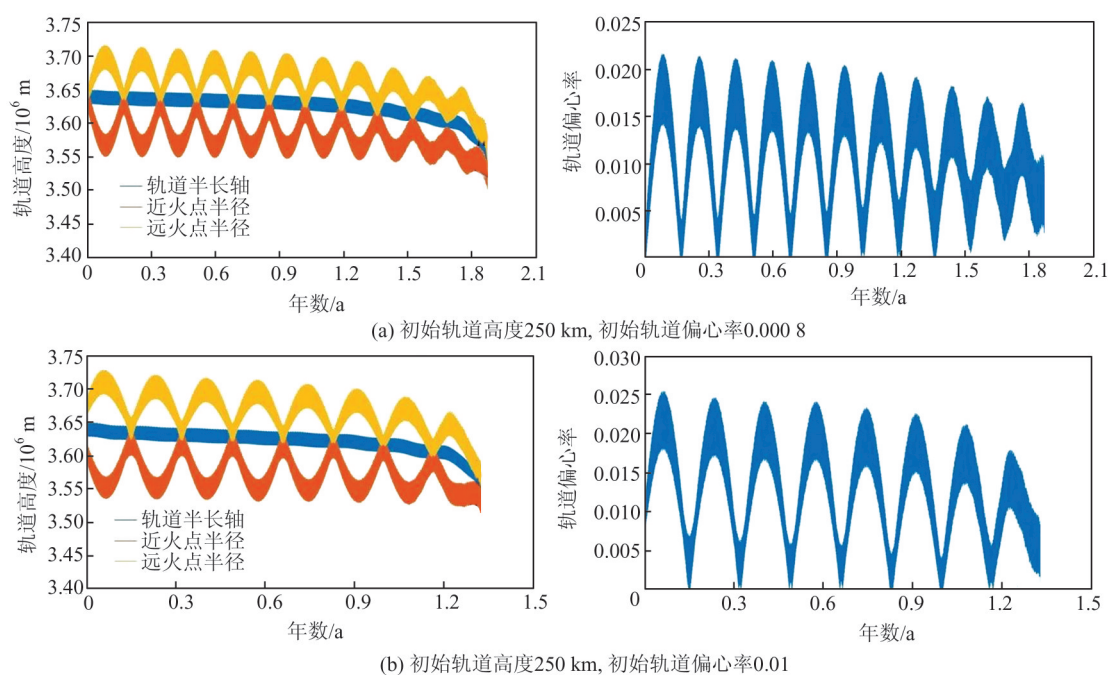


图5 250 km 初始轨道高度下不同初始偏心率轨道根数的变化

Fig.5 Variation of the Orbital Elements with Different Initial Eccentricities Under Initial Orbit Height of 250 km

由此可见,探测器在这两种轨道状态下运行非常稳定。当近地点高度为100 km时,探测器运行了7 d。火星大气层的高度边界约为125 km^[1]。分析认为,近地点高度为100 km时,火星大气对探测器的摄动较大,造成探测器的运行时间过短。因此可以得出结论,中国火星探测任务若近地点过低,轨道稳定性会变差,这种情况需要做更多的轨道调整以保持轨道的稳定。

3 结 语

本文进行了大量的轨道仿真计算,分别分析了同一火星重力场模型下,不同轨道高度的轨道演化、不同轨道倾角的轨道演化、不同轨道偏心率的轨道演化以及不同阶次重力场模型对轨道演化的影响。基于大量的轨道仿真,发现在不进行轨道调整的情况下,为了不使飞行器运行时间

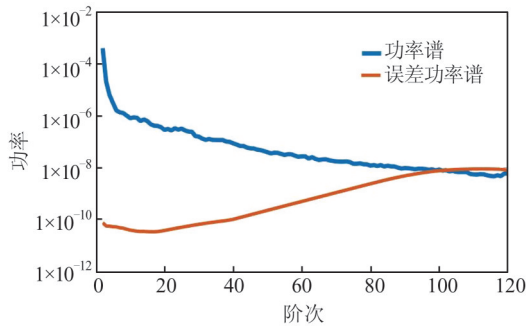


图 6 重力场模型 MRO120D 的功率谱和误差功率谱
Fig.6 Power Spectra and Error Power Spectrum of the Gravity Field Model MRO120D

表 3 重力场不同阶数下轨道长半轴和轨道偏心率的变化对比

Fig.3 Comparison of Changes in Orbital Semi-major Axis and Orbital Eccentricity Under Different Orders of Gravity Field

阶数比较	max $\Delta a/m$	max Δe
120 阶和 100 阶	15	0.000 003
120 阶和 80 阶	35	0.000 009
120 阶和 50 阶	40	0.000 010

过短,轨道高度应保持在 250 km 以上。在其他条件相同的情况下,近圆的初始轨道具有更加稳定的轨道特征。另外,如果选择极轨轨道或偏心率较大的轨道,轨道高度应设计成更高。选择火星重力场模型时,可以将 MRO120D 截取到 100 阶进行计算,以便节省计算时间。本文还对中国火星探测任务对应的大偏心率极轨轨道进行了分析,得出近地点高度过低会导致轨道稳定性变差,进而影响探测器寿命。

参 考 文 献

[1] Hou Jianwen. Deepspace Exploration-Mars Exploration[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016(侯建文. 深空探测:火星探测[M]. 北京:国防工业出版社,2016)

[2] Wu J, Zhu G W, Zhao H, et al. Scientific Objectives of China-Russia Joint Mars Exploration Program YH-1[J]. *Chinese Astronomy and Astrophysics*, 2009, 34(2):163-173

[3] Chen C Y, Fang B D, Cao Z Y, et al. The Design Features and Research Processing of YH-1 Mars Probe[J]. *Aerospace Shanghai*, 2009, 5(3):21-25

[4] Wu Ji, Zhu Guangwu, Zhao Hua, et al. Overview of Scientific Objectives of China-Russia Joint Mars Exploration Program YH-1[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2009, 29(5):449-455 (吴季,朱光武,赵华,等. 萤火一号火星探测计划的科学目标[J].

空间科学学报, 2009, 29(5):449-455)

[5] Zheng Wei, Xu Houze, Zhong Min, et al. Progress in “Yinghuo-1” Martian Exploration Program and Research on Mars-SST Satellite Gravity Measurement Mission [J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2012, 37(2):44-48 (郑伟,徐厚泽,钟敏,等. “萤火一号”火星探测计划进展和 Mars-SST 火星卫星重力测量计划研究[J]. 测绘科学, 2012, 37(2):44-48)

[6] Yan Jianguo, Yang Xuan, Ye Mao, et al. New Tracking Modes and Performance for Mars Spacecraft Orbit Determination and Lander Positioning [J]. *Planetary and Space Science*, 2018: S0032063317301514

[7] Yan J, Yang X, Ye M, et al. Independent Mars Spacecraft Precise Orbit Determination Software Development and Its Applications [J]. *Astrophysics and Space Science*, 2017, 362(7):123-130

[8] Yang Xuan, Yan Jianguo, Ye Mao, et al. Development of Precise Orbit Determination Software for Mars Probe and Data Processing for MEX[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2019, 44(3):385-391(杨轩,鄢建国,叶茂,等. 火星探测器精密定轨软件研制及实测数据处理[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2019, 44(3):385-391)

[9] Cao Jianfeng, Liu Lei, Huang Yong, et al. Review and the Utilization of Martian Orientation Model and Gravity Field Model[J]. *Progress in Astronomy*, 2007, 35(1): 127-139(曹建峰,刘磊,黄勇,等. 火星指向模型与重力场模型的发展回顾与使用[J]. 天文学进展, 2007, 35(1):127-139)

[10] Yan J, Yang X, Hao W, et al. A New Tracking Mode for Improved Martian Gravity Field Measurement [J]. *Astrophysics and Space Science*, 2017, 362(12):236-242

[11] Ye Mao, Li Fei, Yan Jianguo, et al. Orbit Determination Ability Analysis of the GRAIL Gravity Model [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2016, 41(1): 93-99(叶茂,李斐,鄢建国,等. GRAIL 月球重力场模型定轨性能分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2016, 41(1): 93-99)

[12] Smith D E, Sjogren W L, Tyler G L, et al. The Gravity Field of Mars: Results from Mars Global Surveyor[J]. *Science*, 1999, 286(5 437):94-97

[13] Reasenberg R D, Shapiro I I, White R D. The Gravity Field of Mars[J]. *Geophysical Research Letters*, 2013, 2(3):89-92

[14] Yan Jianguo, Ping Jinsong. A Gravity Field Model for Mars[J]. *Physics*, 2009, 38(10): 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(10): 707-711)
- [15] Lewis S R, Collins M, Read P L, et al. A Climate Database for Mars[J]. *Journal of Geophysical Research Planets*, 1999, 104(E10): 24 177 - 24 194
- [16] Forget F, Hourdin F, Fournier R, et al. Improved General Circulation Models of the Martian Atmosphere from the Surface to Above 80 km[J]. *Journal of Geophysical Research Planets*, 1999, 104(E10): 24 155-24 176
- [17] Folkner W M, James G W, Dale H B. The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421[J]. *Interplanetary Network Progress Report*, 2009, 42(178): 1-34
- [18] Jakosky B M, Lin R P, Grebowsky J M, et al. The Mars Atmosphere and Volatile Evolution(MAVEN) Mission[J]. *Space Science Reviews*, 2015, 195(1): 1-4
- [19] Liu Lin, Tang Jingshi. The Variable Feature of Orbital Eccentricity and Its Influence on Orbital Lifetime[J]. *Progress in Astronomy*, 2009, 27(1): 58-69 (刘林, 汤靖师. 卫星轨道偏心率的变化特征及其对轨道寿命的影响[J]. *天文学进展*, 2009, 27(1): 58-69)
- [20] 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
- [21] Mazarico E, Genova A, Goossens S, et al. The Gravity Field, Orientation, and Ephemeris of Mercury from MESSENGER Observations After Three Years in Orbit[J]. *Journal of Geophysical Research Planets*, 2015, 119(12): 2 417-2 436
- [22] 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
- [23] Konopliv A S, Banerdt W B, Sjogren W L. Venus Gravity: 180th Degree and Order Model[J]. *Icarus*, 1999, 139(1): 3-18

Orbital Evolution of Mars Probes Using Gravity Field Model MRO120D

CHEN Yihao¹ YAN Jianguo¹ LI Fei^{1,2} YANG Xuan¹

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: Objectives: The Chinese Mars probe has been successfully launched and is currently orbiting Mars. This article analyzes several different satellite orbit characteristics in detail to find out the suitable orbits with stable operation characteristics. **Methods:** This paper uses the MAGREAS (Mars gravity recovery and analysis software/system) independently developed by Wuhan University to analyze the evolution of satellite orbits under different initial orbit heights, different initial orbital inclinations, different initial orbital eccentricities, and different orders of Martian gravitational field models. Then we make orbit predictions for the four situations. **Results:** The results show that satellite can run for nearly two years without any orbital adjustment. When the initial orbital inclination is 90°, it does not contribute to the running time of the satellite. In the calculation of orbital integration, the Martian gravity field model can be intercepted to 100 degrees without affecting the calculation accuracy. **Conclusions:** This paper has done a lot of orbit predictions based on different initial orbit elements, and analyzed the evolution characteristics of different satellite orbits. This research can provide a certain reference for China's Mars exploration project.

Key words: Mars gravity field model; MRO120D; Mars probe; orbital evolution

First author: CHEN Yihao, PhD candidate, specializes in the theories and methods of Mars probe's precise orbit determination. E-mail: yh_chen@whu.edu.cn

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

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China (U1831132, 41874010); Excellent Youth Foundation of Hubei Province(2018CFA087).

引文格式: CHEN Yihao, YAN Jianguo, LI Fei, et al. Orbital Evolution of Mars Probes Using Gravity Field Model MRO120D[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2021, 46(6): 880-886. DOI:10.13203/j.whugis20180506 (陈祎豪, 鄢建国, 李斐, 等. 利用重力场模型 MRO120D 分析火星探测器的轨道演化[J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2021, 46(6): 880-886. DOI:10.13203/j.whugis20180506)