DOI: 10.13718/j. cnki. xdzk. 2018.05.021

基于新近重力场模型 MRO120D 的 火星探测器轨道仿真与分析[®]

钟振^{1,2}, 刘子恒³

贵州师范大学物理与电子科学学院,贵阳 550001;2.贵州省射电天文数据处理重点实验室,贵阳 550025;
 甘肃民族师范学院物理与水电工程系,甘肃合作 747000

摘要:针对火星探测器在轨运行时间的问题,利用动力学方法和最新火星重力场模型 MRO120D,对220 km 和 150 km 初始轨道高度的火星探测器进行轨道仿真分析.结果表明,考虑重力场模型二阶位系数 C₂₀ 时,探测器在 220 km 轨道高度能够在计算时间内长期稳定地运行,不考虑该系数的探测器在轨运行时间不足 40 d,说明位系 数 C₂₀ 是稳定轨道的重要因素.在相同条件下,探测器在 150 km 轨道高度运行时间不足 18 d,说明大气阻力效应 对低轨探测器的影响较大.在满足相关科学任务的条件下,建议初始轨道设计在 220 km 以上,以此获得较长的 在轨运行时间.

关 键 词:火星重力场; 扁率摄动; 大气阻力; 火星探测器; 在轨时间

中图分类号: P185.3 文献标志码: A 文章编号: 1673-9868(2018)05-0133-07

火星是太阳系中最接近地球的一颗类地行星,自从发现存在水冰开始,已成为人类的可移居家园, 各航天大国开启了各自的火星探测计划^[1].由于火星距离地球较远,对火星探测器进行远距离测控的难 度较大.尽管世界主要航天大国对火星进行了多次探测,积累了不少数据,但火星重力场模型的分辨率 仍然有限.由于火星两极存在一定的干冰,干冰随火星季节发生质量迁移,导致火星重力场呈现出一定 的时变特征.影响火星探测器精密定轨的摄动源之一即是火星重力场的非球形引力摄动,重力场模型分 辨率的不足,以及重力场模型展开系数时变特征的不精确性,阻碍了火星探测器的精密定轨和火星着陆 器的安全登陆^[2].

自 1962 年前苏联发射第一颗火星探测器——火星 1 号开始,美国紧随其后开展了一系列火星探测 任务.火星全球重力场模型的第一次获得是靠美国 1996 年发射的"火星全球勘测器"(Mars Global Surveyor, MGS),随后于 2001 年美国又发射了"火星奥德赛"(Mars Odyssey, ODY)探测器.利用两次任务 及其拓展任务期间的轨道跟踪数据,美国"喷气实验室"(Jet Propulsion Laboratory, JPL)和"达德航天飞 控中心"(Goddard Space Flight Center, GSFC)解算了一系列的火星全球重力场模型 MGS85F 和 GGM1041C等,这些模型的最大展开阶次不足 100 阶次^[3-4].为了获得更高分辨率和时变特征的火星重 力场模型,以及高分辨率的火星地形立体图像,美国于 2006 年发射了轨道高度为 255 km×320 km 的近 极轨道卫星(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO).利用 MRO 探测器 2006 至 2015 年期间的所有轨道跟

① 收稿日期: 2017-04-10

基金项目:国家自然科学基金项目(41404021);甘肃省高等学校科研项目(2015B-123);武汉大学测绘遥感信息工程国家重点实验室开放基金项目(17P03).

作者简介:钟 振(1982-),男,博士,副教授,主要从事月球重力场与月球内部结构、行星探测器精密定轨等研究.

踪数据,综合 MGS 和 ODY 早期的轨道跟踪数据, JPL 解算了 120 阶次的最新高阶火星重力场模型 MRO120D^[5].该模型在高阶项与火星地形的相关性得到了显著的加强,特别是在火星南极地区,重力场 模型的有效阶次得到了显著的提高.

我国的火星探测计划起于 2007-2011 年与俄罗斯合作的、因俄方卫星故障而失败的"萤火一号"火星 探测计划^[6-7].尽管该计划未能圆满完成,但它表明我国初步建立的全球性深空探测网已经可为远距离测 控提供技术支持."十三五"规划已表明,深空探测将成为未来 5 年的重要发展方向,火星探测计划已提上 日程,我国预计于 2020 年左右发射火星探测器.由于我国没有发射火星探测器的经验,对火星探测器的影 响因素了解较少,探测器定轨高度过高,则不能实现科研价值,过低的轨道高度则可能缩短探测器的在轨 时间.另外,国内外目前暂无有关最新火星重力场模型 MRO120D 对火星探测器影响的研究,利用最新模 型 MRO120D,并考虑多种摄动因素,对探测器不同轨道高度的在轨时间进行分析,有助于选择合理的轨 道高度,对后期火星探测器的成功定轨具有重要意义.为此,本研究利用动力学方法和最新的火星重力场 模型 MRO120D,在探测器运动的轨道方程中,考虑火星中心引力及其非球形引力摄动,太阳、地球引力摄 动,木星、水星、金星等大行星的引力摄动,火卫一 Phobos 和火卫二 Deimos 的引力摄动,基于火星大气 模型 DTM-Mars^[8]的大气阻力摄动,太阳光压摄动,以及相对论效应等,对 220 km 和 150 km 初始轨道高 度的火星探测器进行仿真分析,以期为即将开展的火星探测任务提供一定程度的参考.

1 火星重力场模型

火星是一个质量积聚体,对其外部空间存在引力作用.为了方便表示,根据广义傅里叶展开理论,通常将火星重力位U展开成球谐函数的形式^[9-10]:

$$U = \frac{G_{\rm M}}{r} + \frac{G_{\rm M}}{r} \sum_{n=2}^{N} \sum_{m=0}^{n} \left(\frac{R}{r}\right)^n (C_{n,nm} \cos m\lambda + S_{n,nm} \sin m\lambda) P_{n,nm} (\cos \theta) \tag{1}$$

式中: G_M 表示火星的引力常数, R 表示火星赤道的平均半径(3 396 km)(表 1); $P_{n,nm}$ 表示正则化的连带勒 让德(Legendre)函数; $(C_{n,nm}, S_{n,nm})$ 表示重力场正则化的 n 阶 m 次球谐展开系数,最大展开阶数为 N; (r, θ, λ) 表示研究点在火星球固坐标系中的坐标,其中 r, θ, λ 分别表示研究点的半径、经度和余纬度,n, m 分别表示火星重力场模型展开的阶和次; N 表示重力场模型的最大展开阶数.

描述火星重力场基本特征的一个重要参数是重力场位系数的阶方差,即功率谱 σ_n,它表征了重力场 信号的强弱程度;而重力场模型位系数误差阶方差 δ_n则反映了重力场模型位系数误差的频谱强度,其 表达式分别为^[9-10]:

$$\sigma_n = \sqrt{\frac{\sum_{m=0}^{n} (C_{n,nm}^2 + S_{n,nm}^2)}{2n+1}}$$

相关参数的物理意义与(1)式同.基于重 力场模型 MRO120D 的重力场位系数阶方差 (红色实线)和位系数误差阶方差(黑色虚线) 见图 1. 很显然,位系数阶方差随阶数的增大 而减小,相应的误差阶方差总体上在不断地 增大,这说明位高阶位系数的可靠性不断地 减小,特别是在 100 阶时,位系数阶方差与其 误差阶方差的量级一致,甚至在 100 阶后小于 相应的误差阶方差. 正如 文献[5]所述, MRO120D高阶项位系数在火星南半球的有效 阶次较大,而在北半球的有效阶次较小,总体



图 1 重力场模型 MRO120D 的位系数阶方差和误差阶方差

表 1 火星重力场模型 MRO120D 相关参数

相关参数	取 值
 火星引力常数 G _M /(m ³ ・s ²)	42 828.375 010 4
参考表面半径 R/km	3 396
二阶位系数 C _{n,20}	$-0.875\ 022\ 092\ 453\ 7{ imes}10^{-3}$
最高展开阶次 N	120
最高计算阶次	100

2 自由空气重力异常

钟

在实际运用中,为了直观地描述实际重力相对参考重力的偏差,通常求取(1)式的径向梯度,并将重力 归算到参考球面,可得自由空气重力异常,它是影响火星探测器轨道的主要因素.参考半径为*R*的球体外, 任意一点(*r*, *θ*, λ)自由空气重力异常的表达式为^[9-10]:

$$\Delta g(r, \theta, \lambda) = \frac{GM}{R^2} \sum_{n=2}^{N} (n-1) \left(\frac{R}{r}\right)^{n+2} \sum_{m=0}^{n} (C_{n,nm} \cos m\lambda + S_{n,nm} \sin m\lambda) P_{n,nm}(\cos \theta)$$
(3)

(3)式中所有参数的意义与(1)式相同,这里取重力异常的单位为毫伽(1 mGal=1.0×10⁻⁵ m·s⁻²).图 2 表示 220 km 高度处(*r*=*R*+220 km)的自由空气重力异常分布,其中图 2(a)考虑了二阶位系数 *C*₂₀(为了方便,本文将"*C*_{n,20}"简述为"*C*₂₀")的影响,而图 2(b)没有考虑该系数的影响,二阶位系数 *C*₂₀通常表示天体扁率对重力异常的贡献,其大小见表 1.图 2(a)明显地呈现出两极附近重力负异常,赤道附近重力正异常,图 2(b)则没有这种现象,这说明火星扁率对重力异常的贡献较大,或者说火星重力异常主要来自火星非球形扁率,它是火星探测器的主要摄动源.



图 2 自由空气重力异常在 220 km 高度处的全球分布

3 火星探测器轨道仿真与分析

为了分析重力场模型 MRO120D 对火星探测器轨道演化的影响,本研究采用动力学方法,利用重力场 模型 MRO120D 的前 100 阶次位系数,运用美国宇航局 NASA 的定轨分析软件 GEODYN II^[11]来进行仿真 分析.在火星的球心坐标系中(惯性系),探测器环绕目标天体的运动方程可简写为

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = -\frac{G_{\rm M}}{r^2} \left(\frac{\boldsymbol{r}}{r}\right) + \boldsymbol{F}_{\varepsilon}$$
(4)

式中:右边第1项表示火星的中心引力,第2项表示本文考虑的各种摄动源,如火星非球形引力摄动,

太阳、地球引力摄动,木星、水星、金星等大行星的引力摄动,火卫一 Phobos 和火卫二 Deimos 的引力摄动,基于火星大气模型 DTM-Mars^[8]的大气阻力摄动,太阳光压摄动,以及相对论效应等.由于各种摄动一般以球谐函数的形式进行表示,如公式(1)中火星表面引力位的球谐展开式,代入相关球谐展开系数即可计算探测器在不同位置时摄动力的大小.根据公式(1)和表 1 中扁率位系数 C_{n.20}及其他高阶位系数,即可计算火星探测器在不同位置时所受到的火星非球形引力摄动.同理,利用行星历表,也可以估计探测器在不同位置时所受其他天体的引力摄动,以及大气阻力摄动和太阳光压摄动等.由于引力与距离有关,一般地,火星的中心引力和非球形扁率摄动大于其他天体的引力摄动,但大气和太阳光压摄动效应也不能忽略^[12].

假设探测器处于贯穿火星南北极上空的圆轨道上,6个初始轨道根数中的5个初始值设置为:偏心率 $e_0 = 0.0$,轨道面与赤道面夹角 $i_0 = 89.5^\circ$,升交点赤经 $\Omega_0 = 0.0^\circ$,近月点幅角 $\omega_0 = 5.0^\circ$,平近点角 $M_0 = 10.0^\circ$.参考以往火星探测器的轨道高度,假设探测器初始高度分别为 $h_{01} = 220 \text{ km}$, $h_{02} = 150 \text{ km}$.由于初始轨道为圆轨道,可得两种高度对应的开普轨轨道根数半长轴的初始值 $a_{01} = 3546 \text{ km}$, $a_{02} = 3626 \text{ km}$.初始历元为北京时间 2021 年 1 月 2 日 8 时 0 分 0 秒,轨道积分结束时间为 2021 年 12 月 10 日 8 时 0 分 0 秒. 若计算过程中出现探测器近拱点距离小于火星平均半径 $r_0 < R$ 时,则认为探测器因坠毁而停止运算.

图 3 表示探测器初始高度 220 km 时,基于重力场模型 MRO120D,考虑二阶扁率摄动 C_{20} 的探测器轨 道根数的演化.很明显,远拱点 r_a 、近拱点 r_p 、偏心率 e 和轨道倾角 i 均出现长周期和短周期波动,半长轴 a 仅出现短周期变化.偏心率的长周期变化,表明探测器轨道在圆轨道与椭圆轨道之间交替变化.探测器在 整个 342 d 的计算时间内正常运行,如果加长运行时间,探测器会仍然保持正常运行,由于篇幅所致,这里 仅计算 342 d 的在轨时间.为了探究探测器长期变化的影响因素,图 4 表示重力场模型 MRO120D 没有考 虑二阶位系数 C_{20} 的轨道演化.除偏心率 e 外,其它参数没有出现图 3 那样的大幅度长周期变化,在轨运行 时间也显著减小,总的运行时间不到 40 d.这说明重力场模型的二阶位系数 C_{20} 是稳定轨道的重要因素,也 是产生长周期轨道变化的决定性参数.



图 3 初始轨道高度为 $h_{01} = 220$ km,考虑 C_{20} 后椭圆轨道根数、近拱点和远拱点球心距离随时间的演化

一般而言,探测器轨道越低,对重力场高阶短波长信号越敏感,有助于重力场模型高阶位系数的求 解^[5].为了进一步探究探测器保持正常运行的最低高度,图 5 给出了初始高度为 h₀₂ = 150 km 时,考虑 重力场模型二阶位系数 C₂₀ 的轨道根数变化.受火星扁率的影响,轨道根数、近拱点和远拱点的球心距离 出现了幅度较小的周期性变化.轨道高度越低,火星的大气阻力摄动越大^[8],轨道稳定性越差,探测器 总的运行时间不足 18 d,这说明火星大气阻力效应非常明显.这也是早期火星着陆器成功率较低的原 因,因为火星大气变化具有季节性的特点,并伴随一定的沙尘暴,易导致着陆器偏离正常轨迹而坠 毁^[13].受大气阻力的影响,发射 150 km 以下的低轨道探测器并不合适,综合而言,取初始轨道高度在 220 km 以上较能获得长的在轨时间.



图 4 初始轨道高度为 h_{01} = 220 km,不考虑 C_{20} 后椭圆轨道根数、近拱点和远拱点球心距离随时间的演化

4 结 语

深空探测是未来航天发展的重要方向,鉴于我国于 2020 年左右发射火星探测器,本研究利用动力学方 法和最新的火星重力场模型 MRO120D,考虑了火星中心引力及其非球形引力摄动,太阳、地球引力摄动, 木星、水星、金星等大行星的引力摄动,火卫引力摄动和火星大气阻力摄动等,对初始轨道在 220 km 和 150 km 的探测器进行了仿真.结果表明探测器在 220 km 轨道高度处,考虑二阶项 C₂₀时能够在整个计算周 期 342 d 内稳定地运行,且近拱点、远拱点、偏心率和轨道倾角均出现长周期波动.在相同初始高度下,不 考虑 C₂₀时探测器在轨运行时间不足 40 d,除偏心率 e 外,其它参数没有出现大幅度长周期变化,说明重力 场模型位系数 C₂₀不仅是稳定轨道的重要因素,也是产生长周期轨道变化的决定性参数.受火星大气阻力的 影响,探测器在 150 km 高度的在轨时间不足 18 d,说明大气阻力效应对探测器的影响较大.为了获得较长 的在轨时间,在满足相关科学任务的条件下,综合而言,我国即将发射的第一颗火星探测器,初始轨道设 定在 220 km 以上是比较适宜的.





图 5 初始轨道高度为 ho2 = 150 km,考虑 C20 后椭圆轨道根数、近拱点和远拱点球心距离随时间的演化

参考文献:

- YAN J G, LI F, PING J S, et al. A Simulation of Martian Gravity Field Recovery by Using a Near Equatorial Orbiter
 [J]. Advance in Space Research, 2012, 49(5): 1019-2017.
- [2] GENOVA A, GOOSSENS S, LEMOINE F G, et al. Seasonal and Static Gravity Filed of Mars from MGS, Mars Odyssey and MRO Radio Science [J]. Icarus, 2016, 272: 228-245.
- [3] KONOPLIV A S, YODER C, STANDISH E, et al. A Global Solution for the Mars Static and Seasonal Gravity, Mars Orientation, Phobos and Deimos Masses, and Mars Ephemerides [J]. Icarus, 2006, 182(1): 23-50.
- [4] SMITH D E, ZUBER M T, TORRENCE M H, et al. Time Variations of Mars' Gravitational Field and Seasonal Changes in the Masses of the Polar Ice Caps [J]. Journal of Geophysical Research, 2009, 114(5): 05002-05016.
- [5] KONOPLIV A S, PARK R S, FOLKNER W M. An Improved JPL Mars Gravity Field and Orientation from Mars Orbiter and Lander Tracking Data [J]. Icarus, 2016, 274: 253-260.
- [6] 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.
- [7] 朱仁璋, 王鸿芳, 泉浩芳, 等. 火星使命"福布斯-土壤"/"萤火"一号分析 [J]. 载人航天, 2010, 16(2): 1-14.
- [8] BRUINSMA S, LEMOINE F G. A Preliminary Semi Empirical Thermosphere Model of Mars: DTM-Mars [J]. Journal of Geophysical Research, 2002, 107(E10): 1-3.
- [9] HEISKANEN W A, MORITZ H. Physical Geodesy [M]. San Francisco: Springer, 2006.
- [10] KAULA W M. Theory of Satellite Geodesy: Applications of Satellites to Geodesy [M]. New York: Dover Publications, 2000.
- [11] MARTIN T V. Geodyn System Description [M]. Washington: EG&G Washington Analytical Services Center, Inc, 1980.

- [12] 叶 茂,李 斐,鄢建国,等. 深空探测器精密定轨与重力场解算系统(WUDOGS)及其应用分析 [J]. 测绘学报, 2017, 46(3): 288-296.
- [13] GENOVA A, GOOSSENS S, LEMOINE F G, et al. Long-Term Variability of CO₂ and O in the Mars Upper Atmosphere from MRO Radio Science Data [J]. Journal of Geophysical Research: Planets, 2015, 120(5): 849-868.

Simulation and Analysis of Martian Explorer Orbits Based on the New Gravity Field Model MRO120D

ZHONG Zhen^{1,2}, LIU Zi-heng³

1. School of Physics and Electronic Science, Guizhou Normal University, Guiyang 550001, China;

2. Guizhou Provincial Key Laboratory of Radio Astronomy and Data Processing, Guiyang 550025, China;

 Department of Physics and Hydropower Engineering, Gansu Normal University for Nationalities, Hezuo Gansu 747000, China

Abstract: To understand the influence of Mars probe orbit on its orbiting time, this paper makes simulation and analysis of the orbit of a Mars probe with a preliminary orbit height of 220 or 150 km, using a dynamic method and the recent Martian gravity filed model MRO120D. The results show that the probe that considers the two-order coefficient C_{20} of the gravity field model runs stably in the set cycle of orbiting time at a height of 220 km and that the probe with no consideration of C_{20} stays on the orbit for only 40 days, indicating a crucial role of C_{20} in orbiting time. With the same method and data, the probe with a height of 150 km lasts less than 18 days. This result indicates that Martian atmosphere has a major effect on low Mars satellites. In order for a probe to orbit for a long time, we propose a height of more than 220 km for Mars satellites when other scientific objectives are satisfied.

Key words: Martian gravity field; oblateness perturbation; atmospherical drag; Mars spacecraft; orbiting time

责任编辑 潘春燕