

火星环绕器火卫一抵近探测拓展任务设想 轨道设计与分析

郑惠欣^{1,2}, 谢攀^{1,2}, 李海洋^{1,2}, 朱新波^{1,2}

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海市深空探测技术重点实验室, 上海 201109)

摘要: 针对“天问一号”火星环绕器火卫一抵近探测拓展任务设想开展了任务轨道设计与分析, 将主任务结束后的状态作为拓展任务的输入, 对拓展任务轨道、变轨策略及燃料代价进行设计。通过分析得出, 可利用火星摄动力调整近火点幅角使得环绕器轨道与火卫一轨道相交, 且相交频率与半长轴和偏心率相关。为提高相交次数需进行降轨, 进一步分析了利用火星大气辅助降轨以降低燃料消耗、提高轨道相交次数的可能性, 最后通过调相机动的方式使环绕器完成火卫一抵近探测任务。仿真结果表明: 所设计的拓展任务轨道及变轨策略的速度增量代价合理可行, 可为后续火星环绕探测任务轨道设计提供参考。

关键词: 火卫一抵近探测; 轨道设计; “天问一号”火星环绕器

中图分类号: TP18

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)01-0058-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220080

引用格式: 郑惠欣, 谢攀, 李海洋, 等. 火星环绕器火卫一抵近探测拓展任务设想轨道设计与分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 58-65.

Reference format: ZHENG H X, XIE P, LI H Y, et al. Planning for extending phobos approaching mission of Mars orbiter Tianwen-1: trajectory design and analysis[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 58-65.

引言

为探寻宇宙起源、演变和现状问题, 理解研究地球环境与人类生存的未来发展趋势, 深空探测已成为当今航天活动的重要领域, 体现了国家的综合国力和科技创新水平^[1-2]。火星是距离太阳第四近的行星, 由于其物理特征、自转周期、在太阳系中的位置与地球较为相近被称为类地行星, 火星探测对证明地外生命存在与人类未来栖息地研究有重要意义, 是各航天大国的研究重点。人类首次火星探测任务为1960年前苏联的“火星1号A”(Marsnik 1), 自此之后, 美国、欧洲、日本、中国、印度等国家与地区以飞越、环绕、着陆、巡视等多种方式开展了火星探测, 获取了包括火星大气、地形地貌与地质构造、内部结构等成果^[3]。截至2022年3月, 在轨运行的火星环绕器包括: 火星“奥德赛号”(Odyssey, 2001年, 美国)、“火星快车号”(Mars Express, 2003年, 美国)、“火星勘测轨道器”(Mars Reconnaissance Orbiter, 2005年, 美国)、“曼加里安号”(Mangalyaan, 2013年, 印度)、“火星大气与挥发演化探测器”(Mars Atmosphere and

Volatile Evolution, MAVEN, 2013年, 美国)、微量气体轨道器(Trace Gas Orbiter, 2016年, 欧洲航天局(European Space Agency, ESA)/俄罗斯)^[3]、“希望号”(Hope, 2020年, 阿联酋/美国)、“天问一号”环绕器(Tianwen-1, 2020年, 中国)^[4]。

“天问一号”火星探测器(图1)是中国首个深空探测器, 包含火星环绕器和着陆巡视器, 目前已完成全部既定科学探测任务, 使中国成为世界首个一步实现“绕、着、巡”的国家^[5]。环绕器目前在环绕火星的轨道上稳定运行, 考虑进行拓展探测任务。

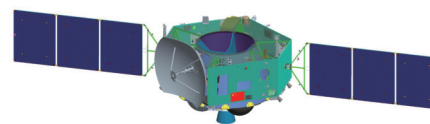


图1 “天问一号”火星环绕器示意图^[3]

Fig. 1 Tianwen-1 Mars orbiter configuration diagram^[3]

本文将火卫一抵近探测作为拓展探测任务设想。火卫一是火星的天然卫星之一, 是太阳系中距离主星最近的一颗卫星, 距火星平均距离约为9 378 km(月球与地球间的平均距离约为384 403 km)。火卫一的

收稿日期: 2022-08-22 修回日期: 2022-12-13

基金项目: 十四五民用航天技术预先研究项目-XX探测顶层设计与关键技术研究(D050201); 上海市青年科技英才扬帆计划(21YF1446100); 国家自然科学基金青年基金资助项目(12102265)

逃逸速度较小, 可作为深空探测任务的理想中转站^[6], 且对火卫一的研究可揭示行星天然卫星的形成演化原因, 因此火卫一在深空探测领域的重要性凸显^[7]。美国的“火星快车号”探测器在环绕火星的轨道上, 分别于2006年、2008年、2010年和2013年近距离飞越火卫一, 进行了射电科学实验; 日本正在筹备火卫一取样返回探测任务^[8]; 2022年7月23号, 中国首个火星探测器的环绕器在火星遥感轨道上对火卫一进行了成像探测, 两者最近距离5 000 km。为进一步对火卫一进行科学探测, 获得第一手的数据, 需要提高飞越次数、缩短与火卫一间的相对距离。由于火卫一轨道与环绕器现运行轨道差距较大, 而环绕器完成主任务后剩余燃料较少, 无法通过变轨至火卫一轨道的方式完成探测, 因此需对环绕器的拓展任务轨道、变轨策略及燃料代价进行设计。

本文主要研究内容包括: ①对“天问一号”环绕器的主任务轨道进行描述, 将主任务轨道结束的状态作为拓展任务轨道设计的初始状态; ②对火卫一拓展探测轨道进行分析, 分为改变倾角和利用摄动力提高轨道相交次数两种思路, 根据速度增量约束得到利用摄动力为可行方案, 且相交频率与半长轴和偏心率相关; ③为提高相交次数进行降轨机动策略设计, 提出可利用火星大气阻力辅助降轨的方式减少燃料消耗; ④为确保环绕器对火卫一的抵近探测, 分析了调相速度增量, 最终给出符合任务要求和燃料约束的拓展探测轨道和机动策略。

1 环绕器主任务轨道简述

本节对“天问一号”环绕器主任务各阶段的轨道进行描述总结, 给出环绕器主任务结束后的状态, 作为拓展任务的输入。

2020年7月23日成功发射后, 探测器经过202 d的地火转移, 于2月10日完成近火捕获制动, 进入周期约为10 d的环火大椭圆轨道。

成功捕获火星后, 探测器在捕获轨道的远火点进行变轨, 调整轨道平面与近火点高度, 之后在近火点变轨, 进入周期约为4 d的调相轨道, 再次回到近火点时, 变轨进入周期约为两个火星日(49.2 h)的停泊轨道。

探测器在停泊轨道释放分离着陆巡视器后, 环绕器进入为火星车提供中继服务的中继轨道, 中继轨道周期约为火星日的三分之一。在完成中继任务后, 2021年11月8日, 环绕器准确进入遥感使命轨道, 开展火星全球遥感探测, 兼顾为火星车提供中继通信

服务。

截至2022年6月29日, 火星环绕器在遥感轨道上获取了覆盖火星全球的中分辨率影像数据, 各科学载荷均实现火星全球探测, 完成既定科学探测任务^[9]。

火星环绕器的遥感轨道为近火点高度约260 km、远火点高度约10 000 km、轨道倾角约87°的椭圆轨道, 环绕器完成既定科学任务后, 可考虑从遥感轨道变轨开展后续拓展任务。

2 火卫一抵近拓展任务轨道分析

“天问一号”火星环绕器目前运行于倾角87°左右的火星遥感轨道, 而火卫一轨道倾角约为1°, 两者轨道差距较大; 且环绕器在执行完成主任务后剩余燃料有限, 无法支持大规模的机动变轨。因此为了成功实现火卫一抵近探测, 需设计合适的探测轨道, 充分利用轨道摄动、大气等因素, 在较小的速度增量代价下完成火卫一拓展任务。以下对改变轨道倾角轨道机动以及拓展轨道与火卫一轨道相交情况进行分析。

2.1 改变轨道倾角轨道机动分析

火卫一的轨道位于火星赤道面, 其轨道倾角约为1°, 而环绕器的遥感轨道倾角约为87°, 本节对若环绕器采用调整轨道倾角的机动策略, 将轨道面调整至火卫一轨道面所需的速度增量进行分析。

假设采用单次机动方式调整轨道面, 机动位置需同时位于初始轨道面与目标轨道面, 初步假设此时火星环绕器的远火点位于火卫一轨道面内, 环绕器在远火点变轨, 仅改变速度矢量方向。

图2中, $\Delta\delta$ 为环绕器轨道面与火卫一轨道面夹角, 可用于估算仅改变速度矢量方向, 不改变速度大小时的速度增量, 由余弦定理得机动速度增量大小表达式为

$$\Delta V^2 = V_{a1}^2 + V_{a2}^2 - 2V_{a1}V_{a2}\cos\Delta i \quad (1)$$

其中: ΔV 为速度增量大小; V_{a1} 为遥感轨道远火点速度大小; V_{a2} 为变轨后远火点速度大小; Δi 为速度方向改变量, $\Delta i = 86^\circ$, 则机动速度增量大小约为1 597 m/s。由于环绕器此时已完成主任务, 携带的剩余燃料无法提供大速度增量。

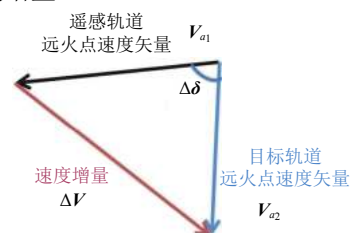


图2 改变速度矢量方向示意图

Fig. 2 Diagram of direction change of velocity vector

此工况假设环绕器远火点在火卫一平面内,为较理想情况,速度增量仍超出剩余燃料能力范围,因此采用直接改变轨道倾角与火卫一相交的方式不可取。

2.2 拓展轨道与火卫一轨道相交分析

在火星摄动的影响下,火星环绕器轨道的近火点幅角会发生漂移,从而使得探测器的轨道与火卫一的轨道存在相交的可能性,两者轨道相交是完成抵近探测的充分条件,因此本节首先针对两者轨道相交情况进行分析。

探测器轨道与火卫一轨道的相交次数与近火点幅角的变化率有关,近火点幅角随时间的变化率为^[9]

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 n \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) - \frac{35}{8} J_4 \left(\frac{R_e}{p} \right)^4 n \left[\left(\frac{12}{7} + \frac{27}{14} e^2 \right) - \sin^2 i \left(\frac{93}{14} + \frac{27}{4} e^2 \right) + \sin^4 i \left(\frac{21}{4} + \frac{81}{16} e^2 \right) \right] \quad (2)$$

$$p = a(1 - e^2) \quad (3)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (4)$$

其中: $\dot{\omega}$ 为近火点幅角平根变化率; J_2 、 J_4 为火星非球形摄动影响项; R_e 为火星半径; n 为探测器沿椭圆轨道运行的平均速率; p 为椭圆半通径; i 为轨道倾角; e 为轨道偏心率。对环绕器的近火点幅角平根在高精度模型和考虑 J_4 摄动项下进行递推,结果如图3所示。

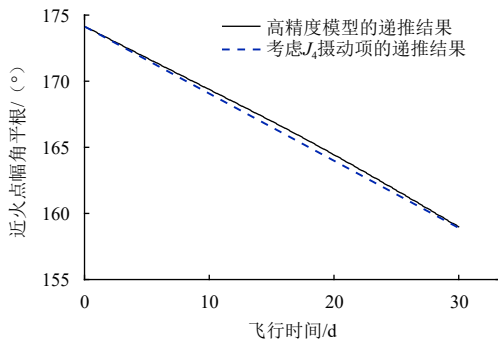


图3 近火点幅角平根在高精度模型和考虑 J_4 摄动项下递推结果
Fig. 3 Comparison of mean argument of perapsis recursion results under high-precision model and with J_4 perturbation terms

由图3可知,近火点幅角在两种模型下的误差较小。高精度模型中考虑的高阶摄动项的量级相比 J_4 项为小量,采用 J_4 摄动进行仿真分析的精度可满足理论分析需求,因此本文考虑 J_4 摄动进行分析。

记探测器过赤道面时的轨道半径为 r_s ,表达式为

$$r_s = \frac{p}{1 + e \cos f} \quad (5)$$

其中: f 为真近点角。火卫一的轨道平面近似与火星赤道面重叠,因此当探测器过赤道面的轨道半径与火卫一的轨道半径相等时,可认为探测器轨道与火卫一轨道相交,即 $r_s = r_{\text{火卫一}}$ 。

将环绕器遥感轨道采用火星非球形摄动 J_4 项进行轨道递推,可以得到环绕器遥感轨道1500 d内过赤道面时的半径 r_s 随时间变化情况与火卫一轨道半径的对比,如图4所示。

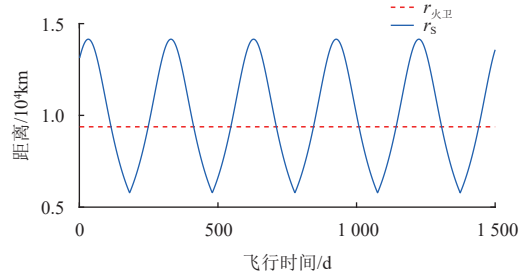
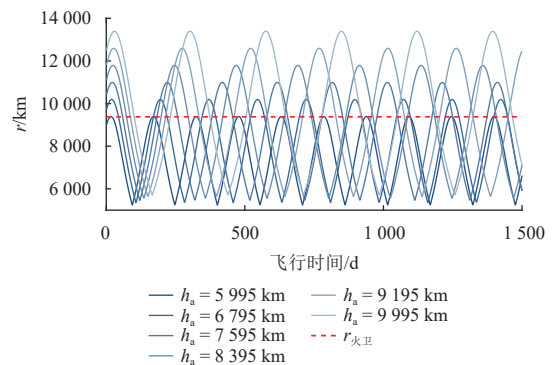


图4 环绕器遥感轨道升/降交点半径与火卫一轨道半径
Fig. 4 Remote sensing orbit ascending/descending node radius and radius of Phobos orbit

由图4可知,由于近火点幅角漂移,环绕器轨道过赤道面的半径呈周期性变化。在不进行变轨机动的情况下,即在现有遥感轨道上,1500 d内 $r_s = r_{\text{火卫一}}$ 的次数为10次,即约150 d/次,每年相交约2.4次。

根据对环绕器过赤道面时的轨道半径 r_s 的表达式分析可知,轨道半长轴、偏心率的变化会引起 r_s 的变化,进而影响环绕器轨道与火卫一轨道相交次数的变化。在近火点高度不变的情况下改变远火点高度,两轨道相交情况如图5和图6所示。



注: h_a 为远火点高度。
图5 远火点高度变化下环绕器升/降交点半径与火卫一轨道半径
Fig. 5 Mars orbiter ascending/descending node radius and radius of the Phobos orbit under the change of apogee altitude

由图6可知,两个轨道的相交次数与远火点高度变化成阶梯状,远火点高度降低在一定范围内不会引起相交次数的变化,但从总体趋势而言,远火点高度越

低, 相交次数越多, 周期性变化趋势与近火点幅角随时间变化的周期相关。直至远火点高度变为约5 980 km时达到最大次数20次, 若进一步减小远火点高度, 环绕器轨道低于与火卫一轨道, 两者无交点。

基于以上分析可知, 当环绕器初始位于遥感轨道, 在不改变轨道倾角的情况下, 可利用火星轨道摄动力改变探测器的近火点幅角, 使探测器轨道与火卫一轨道相交。且由分析可知, 当远火点高度大于约5 980 km时, 远火点高度越低, 与火卫一轨道相交的次数越多。因此选择近火点高度为260 km, 远火点高度为6 000 km, 倾角为87°的椭圆轨道作为火卫一探测拓展任务轨道。

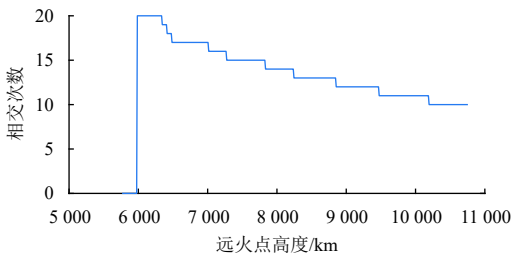


图6 远火点高度变化下环绕器轨道与火卫一轨道相交次数变化
Fig. 6 Number of intersecting times between two orbits changing with apogee altitude

3 火卫一探测拓展任务轨道及机动策略设计

由第2节分析可知, 可利用火星轨道摄动改变探测器轨道的近火点幅角, 使得探测器轨道与火卫一轨道相交, 两者轨道相交是实现抵近探测的充分条件, 因此进一步通过调整半长轴和偏心率提高两者轨道相交的次数, 选择相交次数最多的轨道作为拓展任务轨道。为了完全实现火卫一抵近探测任务, 还需进行调相机动, 调整探测器的相位, 使得探测器与火卫一同时运行至轨道相交点附近。本节将对拓展任务轨道及机动策略进行设计, 包括分析降轨机动方式及燃料代价和调相机动分析。

3.1 降轨机动方式及燃料代价分析

由第2节分析可得, 在火星摄动影响下, 环绕器与火卫一的轨道存在周期性相交, 在近火点高度不变的情况下, 相交次数与远火点高度有关, 相交次数最多为20次/1 500 d, 远火高度约6 000 km。遥感轨道远火点高度约10 000 km, 需进行机动变轨降低远火点高度, 为火卫一抵近探测任务创造条件。本节对采用不同方式减小远火点高度所需的燃料代价及工程可实现性进行分析。

目前已在工程上实施的在火星降低远火点高的机动方式有两种:

- 1) 常规燃料机动变轨, 在近火点处用火星环绕器发动机进行变轨, 直接将远火点高度降低;
- 2) 通过火星大气辅助降轨的方式降低远火点高度, 环绕器在近火点处进入火星大气, 利用大气阻力缓慢降低远火点高度至期望值。

除此之外, 采用电推进进行机动降轨也是一种可行的方式, 但因“天问一号”火星环绕器的发动机配置为纯化学推进, 故本文不对此种情况进行讨论。

大气辅助降轨的原理为当探测器在近星点处附近的轨道高度低于大气高度时, 可利用大气与探测器(一般主要的减速面为太阳翼)的摩擦阻力作用降低近星点速度大小。根据轨道运动规律, 探测器在近星点的速度越小, 运动至远星点时的高度就越低。通过多圈次进入大气减速, 就可以实现探测器远星点轨道降低至期望高度^[10]。目前国际上仅美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和ESA在工程任务中成功实施了大气辅助降轨, 目标星球为金星(“麦哲伦号”(Magellan)探测器)和火星(“火星全球勘测器”(Mars Global Surveyor, MGS)^[11]、火星“奥德赛号”探测器^[12]、“火星侦察轨道器”(Mars Reconnaissance Orbiter, MRO)^[13]、“火星大气物质成分探测器”^[14]、“火星生命探测器”(Exobiology on Mars, ExoMars)^[15]), 各探测器的大气辅助降轨效果如表1所示^[14-17]。

表1 各探测器的大气辅助降轨效果
Table 1 Aero-braking results of Probes

任务名称	大气辅助降轨前 远星点高度/km	大气辅助降轨后 远星点高度/km	节省燃料/kg	大气辅助降轨时长
Magellan	8 450	540	490	约70 d
MGS	54 200	430	330	约300 d
Odyssey	26 200	540	320	约76 d
MRO	44 000	500	580	约6个月
MAVEN	6 200	4 500	100	约50 d
ExoMars	33 000	1 000	300	约8个月

由表1可以看出, 采用大气减速的方式可有效降低远星点高度, 减少燃料的消耗, 具有工程实施价值。

本文假设大气辅助降轨效果理想, 即无需消耗燃料或仅需消耗少量燃料进行轨道维持即可达到期望的远火点高度。采用大气辅助降轨方法需要两次使用燃料的变轨: 一是降低近火点高度进入火星大气, 开始大气减速过程; 二是在大气减速完成后提高近火点高度, 避免因为大气阻力持续作用使探测器高度不断减

低而撞击火星。

将燃料变轨和大气变轨两种机动方式所需速度增量情况进行比较,如图7所示。

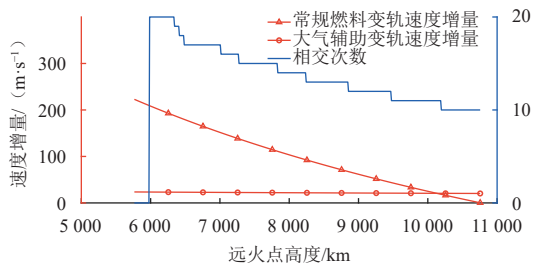


图7 常规燃料机动降轨和大气辅助降轨方式的速度增量对比
Fig. 7 Comparison of velocity increments between conventional fuel maneuver and Mars aerobraking orbital descent modes

为直观表现出轨道面相交次数与速度增量间的关系,将两轨道面的相交次数也在图上画出。从图7中可看出,大气辅助降轨所需速度增量明显小于发动机直接降轨,且随远火点高度减小,所需速度增量的变化不大,速度增量变化范围在[20 m/s, 25 m/s];直接发动机降轨的速度增量与远火点减小高度有直接关系,变化范围为[0 m/s, 230 m/s]。对于将远火点高度降低至6 000 km的情况,大气辅助变轨可节省速度增量约200 m/s。

3.2 火卫一抵近调相机动计算

火星环绕器轨道与火卫一轨道相交是实现抵近探测的有利条件,在实际工程任务中,两者在各自轨道上的相位也是决定是否能成功进行抵近任务的重要因素。本节针对上述分析中轨道相交次数最多的远火点高度6 000 km为例进行分析。

由于“天问一号”火星环绕器的实际轨道真近点角无法确定,本节将在探测器与火卫一相位位置较恶劣情况下对调相速度增量进行分析,展示成功完成抵近任务所需的燃料代价。

由上文的分析可知,由于轨道摄动影响,环绕器轨道的近火点幅角会发生漂移,环绕器轨道与火卫一轨道周期性相交。对于抵近任务而言,需同时满足两者轨道相交和两者相位合适两个条件,本节假设抵近的最恶劣相对相位条件为当探测器轨道与火卫一相交时,探测器位于两轨道相交点,火卫一与其相位差为 180° ,如图8所示。

以抵近最恶劣相对相位情况为初始位置,计算探测器调相所需速度增量,调相目标为当探测器运行 N 圈后,与火卫一相交于两轨道相交点处,此时火卫一运行了 $(M + 0.5)$ 圈。调相方式为近火点脉冲调相,即探测器从初始位置运行至近火点,在近火点处

施加脉冲机动进入调相轨道,运行 $N-1$ 圈后,在近火点处反向施加脉冲回到原轨道。

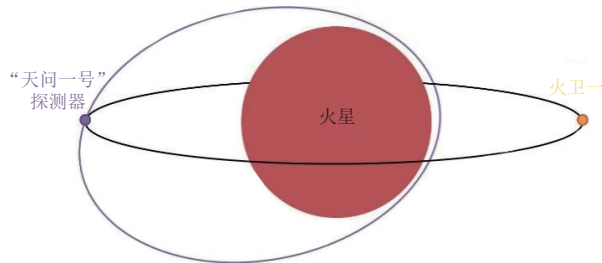


图8 抵近探测最恶劣相对相位条件示意图
Fig. 8 Diagram of worst relative phase conditions for Phobos close approach exploration

计算当 $N \in [4, 23]$, $M \in [1.5, 10.5]$ 时的调相速度增量,结果如表2所示。

由表2可知,调相速度增量大小与探测器调相运行圈数 N 与火卫一运行圈数 M 均相关,针对同一火卫运行圈数 M 筛选对应的最小速度增量,如图9所示。

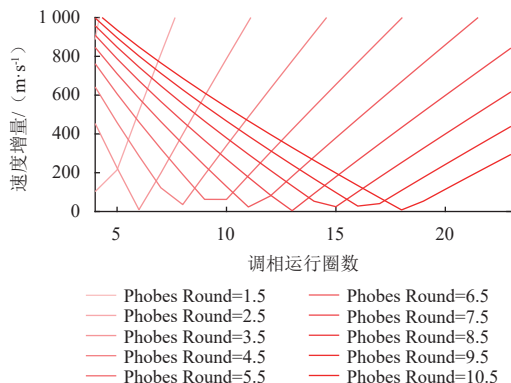


图9 同一火卫运行圈数对应 < 1 km/s速度增量曲线
Fig. 9 Same Phobos cycle number corresponding to velocity increment less than 1 km/s

由表3可知,当火卫运行圈数 $M > 2.5$ (即调相总时长 > 19.15 h)时,即使在初始相位较恶劣的情况下,也总能通过 < 70 m/s速度增量的代价将探测器相位调整至与火卫一相对相位合适,从而成功完成抵近任务。

对于环绕器与火卫一的其他初始相位差情况进行分析,得到最小速度增量的调相结果如表4所示。

由表4可知,当环绕器位于拓展任务轨道,与火卫一在初始相位不同的情况下,通过找到合适的调相轨道能以较小的速度增量完成调相。

基于以上分析,选择近火点高度为260 km,远火点高度为6 000 km,倾角为 87° 的椭圆轨道作为火卫一探测拓展任务轨道,假设探测器位于如图6所示的最恶劣相对相位条件,选择周期为268.5 min的调相轨道。从遥感探测轨道至拓展任务轨道的机动速度增量统计如表5所示。

表 2 调相速度增量数据表

Table 2 Velocity increment data of phase adjustment

速度增量/ (m·s ⁻¹)	M = 1.5	M = 2.5	M = 3.5	M = 4.5	M = 5.5	M = 6.5	M = 7.5	M = 8.5	M = 9.5	M = 10.5
N = 4	886.50	102.64	453.90	642.17	762.06	846.19	909.00	957.99	997.46	1030.05
N = 5	1 486.94	214.42	225.15	458.69	606.74	710.31	787.49	847.60	895.97	935.87
N = 6	2 090.17	517.29	9.33	286.58	461.54	583.58	674.35	744.94	801.68	848.45
N = 7	2 713.29	811.61	197.69	122.46	323.55	463.42	567.25	647.89	712.63	765.94
N = 8	3 375.24	1 101.08	398.48	35.750	190.98	348.25	464.76	555.12	627.59	687.21
N = 9	4 103.44	1 388.38	594.80	189.48	62.64	237.00	365.93	465.77	545.75	611.51
N = 10	4 949.3	1 675.71	787.94	339.71	62.34	128.91	270.06	379.20	466.55	538.30
N = 11	6 052.94	1 964.97	978.88	487.22	184.59	23.430	176.65	294.96	389.54	467.17
N = 12	8 316.15	2 257.98	1 168.44	632.59	304.62	79.880	85.310	212.69	314.41	397.82
N = 13	8 652.11	2 556.62	1 357.31	776.32	422.82	181.36	4.2600	132.11	240.88	330.01
N = 14	8 966.79	2 862.92	1 546.11	918.81	539.51	281.30	92.310	52.990	168.76	263.54
N = 15	9 263.22	3 179.21	1 735.37	1 004.1	654.97	379.93	179.06	24.860	97.870	198.26
N = 16	9 543.78	3 508.35	1 925.64	1 201.41	769.43	477.44	264.67	101.59	28.060	134.02
N = 17	9 810.42	3 854.00	2 117.43	1 342.09	883.09	574.00	349.30	177.34	40.790	70.71
N = 18	10 064.71	4 221.13	2 311.26	1 482.7	996.13	669.77	433.07	252.22	108.78	8.24
N = 19	10 307.97	4 616.95	2 507.66	1 623.48	1 108.71	764.86	516.09	326.33	176.01	53.470
N = 20	10 541.30	5 052.75	2 707.22	1 764.64	1 220.97	859.40	598.47	399.77	242.55	114.51
N = 21	10 765.65	5 548.5	2 910.56	1 906.4	1 333.06	953.48	680.28	472.60	308.47	174.94
N = 22	10 981.82	6 146.91	3 118.39	2 048.97	1 445.09	1 047.2	761.61	544.89	373.84	234.81
N = 23	11 190.51	6 987.04	3 331.51	2 192.58	1 557.18	1 140.66	842.53	616.72	438.72	294.18

表 3 同一火卫运行圈数筛选对应的最小速度增量

Table 3 The minimum velocity increment corresponding to the same number of Phobos cycle

参数	M = 1.5	M = 2.5	M = 3.5	M = 4.5	M = 5.5	M = 6.5	M = 7.5	M = 8.5	M = 9.5	M = 10.5
最小速度增量/ (m·s ⁻¹)	886.50	102.64	9.33	35.75	62.34	23.43	4.26	24.85	28.06	8.24
探测器运行圈数N	N = 4	N = 4	N = 6	N = 8	N = 10	N = 11	N = 13	N = 15	N = 16	N = 18
调相轨道周期/min	141.1	294.3	268.5	257.4	251.3	272.1	265.0	260.0	273.3	268.2

表 4 环绕器与火卫一不同初始相位差下的最小速度增量

Table 4 Minimum velocity increment at different initial phase differences between satellite and Phobos

参数	值				
环绕器与火卫一初始相位差/ (°)	30	45	90	135	180
最小速度增量/ (m·s ⁻¹)	3.37	2.56	1.83	0.98	4.26
火卫一运行圈数	8.08	8.13	9.25	6.375	7.5
探测器运行圈数	14	14	16	11	13

表 5 拓展任务轨道机动速度增量

Table 5 Maneuver velocity increment of additional tasks

机动动作	速度增量/ (m·s ⁻¹)
远火点机动, 降低近火点高度至110 km	10.2
远火点机动, 抬高近地点高度至260 km	13.4
近火点调相机动	9.33
合计	32.93

从遥感轨道至拓展轨道的总机动速度增量为 32.93 m/s, 满足拓展任务轨道设计需求, 具有工程参考价值。

4 结 论

本文将火卫一抵近探测作为“天问一号”火星环绕器的拓展任务设想, 对其开展了任务轨道设计与分析。将主任务结束阶段的轨道作为设计初始状态, 设计约束为需在尽可能小的速度增量下完成抵近探测任务。通过计算分析, 得到可利用火星摄动力调整近火点幅角, 从而使环绕器与火卫一的轨道相交, 调整半长轴和偏心率后可进一步提高相交次数, 设计相交次数最多的轨道为拓展任务轨道。接着进行降轨策略和调相机动设计, 提出可利用火星大气辅助降轨的方式减少降轨速度增量, 并计算出在相位最恶劣情况下的

最小调相速度增量。最后给出火卫一拓展任务轨道设计结果及全过程变轨速度增量,符合任务需求,可为后续任务轨道设计提供参考。后续研究方向包括大气辅助降轨段的机动策略设计、抵近探测安全防撞措施分析及高精度力模型下的精确仿真。

参 考 文 献

- [1] 吴伟仁,于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报(中英文),2014,1(1):5-17.
WU W R, YU D Y. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(1): 5-17.
- [2] 朱新波,谢攀,徐亮,等. “天问一号”火星环绕器总体设计综述[J]. 航天返回与遥感,2021,42(3):1-12.
ZHU X B, XIE P, XU L, et al. Summary of the overall design of Mars orbiter of Tianwen-1[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2021, 42(3): 1-12.
- [3] 中国科学院月球与深空探测总体部. 月球与深空探测[M]. 广州:广东科技出版社,2014:266-344.
- [4] 朱新波,张玉花,徐亮,等. 火星环绕器行星际飞行设计与实现[J]. 上海航天(中英文),2022,39(S1):87-95.
ZHU X B, ZHANG Y H, XU L, et al. Design and realization of interplanetary flight for Mars orbiter[J]. Aerospace Shanghai (Chinese and English), 2022, 39(S1): 87-95.
- [5] 耿言,陈刚. 天问一号完成既定科学探测任务[J]. 国防科技工业,2022(7):52-53.
GEN Y, CHEN G. Tianwen-1 has completed its planned scientific exploration mission[J]. Defense Science, Technology and Industry, 2022(7): 52-53.
- [6] GIL P J S, SCHWARTZ J. Simulations of quasi-satellite orbits around Phobos[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 901-914.
- [7] 吴晓杰,王悦,徐世杰. 考虑星历的火卫一邻近区域限制性多体问题建模与分析[J]. 动力学与控制学报,2021,19(2):1-7.
WU X J, WANG Y, XU S J. Modeling and analysis of the restricted many-body problem in the vicinity of Phobos considering ephemeris[J]. Journal of Dynamics and Control, 2021, 19(2): 1-7.
- [8] 杨轩. 火星探测器精密定轨定位与火卫一低阶重力场研究[D]. 武汉:武汉大学,2020.
YANG X. Mars spacecraft precise orbit determination and Phobos gravity field recovery [D]. Wuhan: Wuhan University, 2020.
- [9] 刘林,汤靖师. 卫星轨道理论与应用[M]. 北京:电子工业出版社,2015.
- [10] 韩波. 行星探测中的大气制动技术研究[D]. 杭州:浙江大学,2010.
HAN B. Research on aerobraking of the planetary exploration [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2010.
- [11] LYONS D T, BEERER J G, ESPOSITO P, et al. Mars global surveyor: aerobraking mission overview[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 6(3): 307-313.
- [12] SMITH J C, BELL J L. 2001 Mars Odyssey aerobraking[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 42(3): 406-415.
- [13] LONG S M, YOU T H, HALSELL C A, et al. Mars reconnaissance orbiter aerobraking daily operations and collision avoidance [C]//The 20th International Symposium on Space Flight Dynamics. USA: [s. n.]: 2007.
- [14] LEE Y, BENNA M, MAHAFFY P R. MAVEN NGIMS measurements of the Martian Ionosphere during the aerobraking campaign [C]//The 9th International Conference on Mars. Pasadena, USA: [s. n.]: 2019.
- [15] DENIS M, SCHMITZ P, SANGIORGI S, et al. Thousand times through the atmosphere of Mars: aerobraking the ExoMars trace gas orbiter [C]//The 15th International Conference on Space Operations. France: [s. n.], 2018.
- [16] 艾远行. 火星气动捕获轨迹设计与制导方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
AI Y X. Mars aerocapture trajectory design and Guidance [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.
- [17] DAVID A. Spencer and robert tolson. aerobraking cost and risk decisions[J]. Journal of Spacecraft and Rockets [J]. 2007, 44(6): 1285-1293.

作者简介:

郑惠欣(1995-),女,工程师,主要研究方向:航天器轨迹优化。
通信地址:上海市闵行区元江路3666号上海卫星工程研究所(201109)

电话:(021)24230000-6625

E-mail: zhenghuixin95@163.com

谢攀(1984-),男,高级工程师,主要研究方向:航天器总体设计。
通信地址:上海市闵行区元江路3666号上海卫星工程研究所(201109)

电话:(021)24230423

E-mail: xiepansh@163.com

Planning for Extending Phobos Approaching Mission of Mars Orbiter Tianwen-1: Trajectory Design and Analysis

ZHENG Huixin^{1,2}, XIE Pan^{1,2}, LI Haiyang^{1,2}, ZHU Xinbo^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In this paper, the mission orbit design and analysis of a potential extended mission, Phobos close approach exploration, was carried out. The state at the end of the main mission was used as the input of the extended mission in this paper. Through analysis, it was concluded that Mars perturbation force could be used to adjust the argument of perigee, and the intersection frequency was related to the value of semi-major axis and eccentricity. Orbit descent maneuver should be performed to increase the number of intersections. As a result, the possibility of conducting aero-braking in order to reduce fuel consumption was analyzed. Finally, phase adjustment maneuver was calculated to complete the Phobos close approach exploration mission. The orbit design results and the velocity increment are given by simulation. The results of this paper can provide reference for orbit design of Tianwen-1 orbiter's extended missions.

Keywords: Phobos close approach exploration; orbit design; Tianwen-1 Mars orbiter

Highlights:

- Under the condition that the remaining fuel of Tianwen-1 Mars orbiter was considerably limited and the Orbiter could not be directly transferred to the orbit of Phobos, this paper utilized Mars perturbation force in adjusting the argument of perigee to make the orbit of the orbiter intersect with the orbit of Phobos.
- The intersecting frequency between the orbit of Tianwen-1 Mars orbiter and Phobos is related to the value of semi-major axis and eccentricity. The intersecting frequency can be maximized by designing appropriate orbital parameters.
- In order to complete the close approach detection of Phobos, the orbiter has to maneuver from the remote sensing orbit to the extended mission orbit. The Mars aero-braking is adopted as the orbital descent maneuver strategy, which can reduce fuel consumption by 80%.
- By designing an appropriate phase adjustment orbit period, the phase adjustment velocity increment can be controlled to within 10 m/s under the worst conditions of approach detection phase.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]