火星采样返回任务轨道方案初步设计

汪中生^{*}, 周文艳, 田百义, 张磊, 彭兢

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

*联系人, E-mail: zhongshengwang@hotmail.com

收稿日期: 2018-04-18; 接受日期: 2018-07-04; 网络出版日期: 2018-11-19

国家国防科技工业局探月与航天工程中心深空探测重大专项资助

摘要 火星采样返回是近年国际上深空探测规划的重点任务. 本文考虑开展火星探测任务的实际工程约束, 以2028年发射机会为例, 对火星采样返回任务全飞行过程各阶段的轨道方案进行了研究, 在不同方案比较分析的基础上, 推荐未来开展火星采样返回任务的可能轨道方案. 对任务轨道进行了初步分析和设计, 给出了主要阶段的分析结果, 讨论重点包括发射转移、近火制动、火星轨道交会对接和火地转移等飞行阶段轨道方案的初步设计. 分析表明: 火星采样返回任务每两年有一次发射机会, 其中2028年发射窗口集中在11月; 考虑到重型火箭研发风险, 可以采用现役火箭分别发射着陆上升组合体和轨返组合体的两次发射方案; 从火星返回地球, 约两年有一次返回机会, 火星出发窗口和地球出发窗口相差约两年时间.

关键词 火星采样返回, 轨道方案, 发射机会, 近火制动, 火星轨道交会, 火地转移

PACS: 96.30.Gc, 96.15.De, 91.10.Sp

1 引言

进入21世纪以来, 以美国为代表的主要航天大国积极开展火星探测任务的预先研究和工程实施, 取得了“机遇号”、“勇气号”、“好奇号”等火星着陆漫游任务的巨大成功, 激发了公众对火星探测的热情和支持. 火星采样返回(Mars Sample Return, MSR)任务通过获取火星表面土壤和岩石样品返回地球, 有助于对火星地理地质进行详细研究, 为未来载人火星飞行奠定坚实技术基础. 火星采样返回作为火星探测任务中最复杂和难度最大的任务, 尚未成功实施, 是近年国际上

深空探测规划的重点.

目前, 国际上以美国和欧洲为代表的多个研究机构提出了多种类型的MSR方案, 主要包括一次发射方案、两次发射方案和三次发射方案^[1-7]. 一次发射方案一般需要采用重型运载火箭, 可分为有交会操作和无交会操作. 有交会操作的一次发射方案中, 探测器包括轨道器和返回器的组合体(轨返组合体)、上升器和着陆器的组合体(着上组合体); 两组合体在发射后择机分离, 上升器和着陆器组合体在火星表面着陆, 采集样品后, 上升器起飞进入火星轨道, 与轨返组合体交会并转移样品, 然后轨返组合体火地转移返回地球,

引用格式: 汪中生, 周文艳, 田百义, 等. 火星采样返回任务轨道方案初步设计. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024517

Wang Z S, Zhou W Y, Tian B Y, et al. Preliminary orbit design for a Mars sample return mission (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024517, doi: 10.1360/SSPMA2018-00126

返回器再入大气. 美国宇航局艾姆斯研究中心的一次发射方案是无交会操作的典型例子, 其探测器仅包括着陆器和上升器, 不进行火星轨道交会; 上升器为返回器和推进舱的组合, 完成采样后上升至火星轨道, 直接返回地球^[2,3].

二次发射方案与采用火星轨道交会的方案类似, 不过需要采用不同火箭分别发射轨返组合体和着上组合体, 这样可以在没有重型运载火箭可用的条件下实施MSR任务. 美国宇航局NASA和法国宇航局CNES联合研发的2003–2005火星采样返回任务是二次发射方案的典型例子^[4,5]. 在第一阶段, 由NASA于2003年5月采用火箭Delta III或Atlas III发射着上组合体, 当年12月在火星着陆; 之后火星车采集样品, 90天后上升器发射进入近圆火星轨道. 在第二阶段, 由欧洲太空局(ESA)采用火箭Ariane 5于2005年8月发射一个轨返组合体和另一着上组合体, 二者地火转移途中分开, 2006年7月相隔数天到达火星; 着上组合体执行和2003年类似的任务, 而轨返组合体采用气动捕获技术进入环火椭圆轨道, 然后利用无线电定位接受机定位已发射入轨的样品容器, 在地面导引下完成远程导引, 之后采用激光雷达完成自主近程导引并捕获样品容器. 在第三阶段, 轨返组合体变轨进入火地转移轨道, 于2008年10月返回地球.

三次发射方案中, 探测器系统分成三次分别发射. 以美国JPL的三次发射方案为例, 第一次于2018年发射带样品收集车的着陆器, 登陆火星进行现场分析和样品采集; 第二次于2022年发射轨返组合体; 第三次于2024年发射着上组合体, 并携带一辆取物车, 用于从前期着陆的样品收集车取回样品, 上升器起飞进入火星轨道, 与轨返组合体在500 km高度火星轨道交会并转移样品, 然后轨返组合体返回地球^[6,7].

考虑到三次发射方案的任务周期较长, 系统过于复杂, 本文研究重点考察一次发射和两次发射方案. 参考国际上开展MSR系统方案研究的经验, 考虑我国开展火星采样返回任务可能面临的实际工程约束, 以2028年发射机会为例, 对火星采样返回任务全飞行过程的任务轨道方案进行了研究, 在各飞行阶段不同轨道方案比较分析的基础上, 推荐未来开展火星采样返回任务的可能轨道方案, 讨论的重点包括发射转移、近火制动、火星轨道交会对接和火地转移等飞行阶段轨道方案的初步设计.

2 任务分析

按照飞行阶段划分, 火星采样返回任务轨道主要包括地火转移、近火制动轨道、环火交会轨道和火地转移轨道等阶段(图1). 以下针对各阶段飞行轨道分别进行初步方案选择与分析.

2.1 设计输入条件

本文中采用的主要设计输入条件包括: (1) 任务时间范围为2028年前后; (2) 参考目前市场上公开的运载火箭手册, 假定发射C3为 $10 \text{ km}^2/\text{s}^2$ 时, 现役火箭运载能力为2–3 t或5–6 t, 重型火箭预期运载能力为12–16 t, 另外C3每增加 $1 \text{ km}^2/\text{s}^2$, 不同火箭运载能力下降50–300 kg; (3) 参考国际上火星采样返回任务设计结果, 假定轨返组合体质量为4–6 t, 着上组合体质量为2–3 t; (4) 火星表面工作时间: 半年左右.

这里发射C3是指探测器在地球逃逸双曲线轨道上无穷远处速度大小的平方.

图1 火星采样返回任务飞行阶段

Figure 1 Flight phases of Mars sample return mission.

2.2 地火转移轨道

根据所采用的动力系统特性, 火星采样返回任务的转移轨道可以分为化学推进和电推进两大类型. 化学推进转移轨道方案采用的发动机的推力较大, 作用时间较短, 可以看作是探测器瞬时增加速度增量(大推力冲量变轨). 化学推进转移轨道方案分为霍曼转移和行星借力两类.

2.2.1 霍曼转移轨道

霍曼转移是一种能量最优直接转移轨道, 也可有效地节约飞行时间. 当今世界主要的现役火箭都能提供足够的运载能力, 所以这种轨道方案是绝大多数实际火星探测任务中采用的飞行轨道方案.

由于霍曼轨道存在于理想情况下的同心共面圆轨道之间的转移, 而地球和火星的实际公转轨道是小偏心率近圆轨道, 二者轨道面存在一小夹角, 所以地火转移轨道设计通常是采用数值方法, 在霍曼转移轨道设计给出的近似初值基础上搜索能量最优直接转移轨道, 即绘制发射C3或到达C3关于发射日期和到达日期的高线图^[8,9]. 到达C3是指探测器在到达火星双曲线轨道上无穷远处速度大小的平方.

一般只考虑飞行约半圈轨道的霍曼转移轨道以节约飞行时间. 参考图2, 为实现霍曼转移轨道, 地球和火星的初始相位须满足一定要求. 这个初始相位 ϕ_0 可由以下计算得到^[10]

$$t_{12} = \frac{\pi}{\sqrt{\mu_{\text{Sun}}}} \left(\frac{R_1 + R_2}{2} \right)^{3/2}, \quad (1)$$

$$\phi_0 = \pi - n_2 t_{12}, \quad (2)$$

图2 (网络版彩图)地火转移霍曼转移轨道

Figure 2 (Color online) Earth to Mars Hohmann transfer orbit.

其中, t_{12} 是霍曼转移飞行时间, μ_{Sun} 是太阳引力常数, R_1 和 R_2 分别是地球和火星公转轨道平均半径, n_2 是火星的轨道角速度. 代入有关参数值, 可得 $t_{12}=258.8 \text{ d}$, $\phi_0=44.6^\circ$, 即探测器从地球出发时地球和火星的相角差应约为 44.6° , 转移轨道飞行时间约为9个月.

一定条件下(例如为了调整发射和到达日期), 也可考虑多圈(例如1.5圈)的霍曼转移轨道, 这种情况下的飞行时间较长. 参考图3, 采用类似二体公式计算, 可知探测器从地球出发时地球和火星的相角差约为 227.0° , 转移轨道飞行时间约为26个月.

2.2.2 借力飞行轨道

行星际探测轨道可采用在飞往目标行星途中利用其他行星的借力来降低对运载能力的要求和总的速度增量需求, 而火星探测任务可以考虑金星借力方案^[11]. 探测器从地球出发, 飞行约5个月到达金星, 利用金星的引力甩摆效应增加轨道能量和改变飞行方向, 之后探测器继续在日心轨道上飞行, 9个月后到达火星; 采用圆形行星公转轨道的简化二体模型进行估算, 金星借力方案对应的近火制动速度增量约为 3.3 km/s , 而地球到火星霍曼转移的近火制动速度增量约为 2.1 m/s . 所以, 虽然金星借力方案能降低对运载能力的要求, 但由于现役火箭能提供火星直接转移所需的运载能力, 借力方案会增加探测器的速度增量需求、增加任务时间和任务的复杂程度, 所以在实际飞行任务中尚无采用金星借力的例子.

图3 (网络版彩图)地火转移1.5圈霍曼转移轨道

Figure 3 (Color online) Earth to Mars 1.5 revolution Hohmann transfer orbit.

2.2.3 电推转移轨道

由于小推力发动机具有高比冲的特性, 应用于航天器的轨道转移可以大量节省燃料消耗. 采用高比冲的电推系统实现地火转移, 因其产生的推力非常小, 完成加速过程需要很长的时间. 特别是应用于地球逃逸或火星轨道捕获时, 由于推力较小, 并不能像脉冲捕获一样在1圈内, 而是通常需要几十圈以上才能实现. 小推力转移相对于脉冲推力转移方案, 任务设计更加灵活, 是火星采样返回和火星载人任务的主要发展方向^[12]. 不过, 考虑到国内电推进在深空探测中的应用尚不成熟, 本文中暂仅限于考虑采用化学推进的方案.

综合上述讨论, 火星采样返回任务的转移轨道拟采用直接转移霍曼轨道方案. 根据运载等其他设计约束的详细分析结果, 发射转移轨道可以考虑灵活采用半圈和1.5圈转移轨道方案.

2.3 发射机会分析

按照霍曼转移搜索地火转移发射机会可采用如下算法^[9]. 首先, 在所选时间范围内任意给定一组发射日期和到达日期, 根据地球和火星星历可得二者的日心惯性系位置和速度, 然后采用朗伯特(Lambert)算法计算探测器在转移轨道起点和终点的速度矢量; 所得速度矢量分别和地球、火星的公转速度作差, 得探测器在地球逃逸双曲线轨道上地球影响球边界处的速度矢量 $\nabla_{\infty 1}$ 和到达火星双曲线轨道上火星影响球边界处的速度 $\nabla_{\infty 2}$.

其次, 计算速度矢量 $\nabla_{\infty 1}$ 大小的平方(发射C3, 记为C3_d). 设发射入轨后逃逸双曲线轨道的近地点半径为 r_{pe} , 则探测器近地点处的速度大小应为

$$V = \sqrt{\frac{2\mu_e}{r_{pe}} + C3_d}, \quad (3)$$

即运载火箭应能保证探测器发射进入逃逸双曲线后在近地点达到这一速度, 所以C3_d可用来衡量对运载能力的要求; 计算速度矢量 $\nabla_{\infty 2}$ 大小的平方(到达C3, 记为C3_a), 设火星引力常数为 μ_m , 到达火星双曲线轨道近火点的火心距为 r_{pm} , 捕获后轨道半长轴为 a , 则在近火点探测器进入捕获轨道所需速度脉冲大小是

$$\Delta v = \sqrt{C3_a + \frac{2\mu_m}{r_{pm}}} - \sqrt{\frac{2\mu_m}{r_{pm}} - \frac{\mu_m}{a}}. \quad (4)$$

可以看出, 到达火星双曲线轨道的C3可用来衡量对探测器机动能力的要求.

对于所选时间范围内不同发射日期和到达日期的组合计算地球出发C3和到达火星C3, 并绘制等高线图后, 可根据运载能力和探测器机动能力来选择合适的发射日期和到达日期. 考虑2028年11月发射机会, 地火转移的C3能量图如图4和5所示. 从C3能量等高线图来看, 若要求到达火星C3最小, 地火转移的出发日期为2028年11月前后, 到达火星日期为2029年10月前后. 另外, 从图中可以看出, 一般在霍曼转移二体模型轨道解附近有两组飞行时间差别显著的轨道解, 即所谓长转移和短转移, 这是因为地球和火星的真实公转轨道都不是严格意义圆轨道的缘故.

按照霍曼转移搜索其他年份的地火转移发射机会, 结果总结如表1所示. 可以看出, 火星探测约两年有一次发射机会.

2.4 近火制动轨道

到达火星附近, 轨返组合体采用近火制动实现火星捕获. 由于火星制动速度增量较大(2200–2300 m/s), 采用一次近火制动的化学推进剂消耗过大, 轨道器剩余燃料将无法完成火地转移, 所以应采用化学推进近火制动加气动减速方案, 即首先制动进入环火大椭圆轨道(例如周期为3 d), 然后通过火星大气在近火点对轨道器进行减速(Aerobraking), 使轨道器远火点高度逐步降低至环火任务轨道高度(例如500 km), 最后在远火点完成抬高近火点操作, 使轨道器进入环火圆轨道^[13]. 另外, 也可考虑采用气动捕获(Aerocapture)技术实现火星轨道捕获^[4], 但这种方案轨道器首次进入火星大气后的最低高度太低(约40 km), 风险较大, 本文中暂不考虑.

如果着上组合体首先进行近火制动实现火星捕获, 再从环火轨道下降进入火星大气实现软着陆, 将消耗大量推进剂. 所以, 到达火星附近时, 着上组合体采用直接进入火星大气并实现软着陆的方案.

2.5 环火交会轨道

火星轨道交会对接轨道方案的设计可参考国外火星轨道交会对接方案, 也可借鉴近地轨道和月球轨道交会轨道设计, 并考虑火星采样返回任务的特殊性.

图 4 (网络版彩图)2028年发射机会地火转移出发C3分析

Figure 4 (Color online) Earth departure C3 analysis of 2028 launch opportunity.

图 5 (网络版彩图)2028年发射机会地火转移到达C3分析

Figure 5 (Color online) Mars arrival C3 analysis of 2028 launch opportunity.

2.5.1 远程导引变轨策略初始设计方法

远程导引变轨机动包括轨道面的调整和轨道面内参数的调整^[14-16]. 参考VOP方程的速度脉冲近似形式:

$$\Delta i = \frac{r \cos u}{na^2 \sqrt{1-e^2}} \Delta v_n, \quad (5)$$

$$\Delta \Omega = \frac{r \sin u}{na^2 \sqrt{1-e^2} \sin i} \Delta v_n. \quad (6)$$

可以采用一个轨道面法向速度脉冲 Δv_n 来同时修正轨道倾角 i 和升交点赤经 Ω , 其中变轨纬度幅角 u 可如下计算:

表 1 发射机会分析

Table 1 Launch opportunity analysis

地球发射日期	到达火星日期
2026年11月	2027年8月
2028年11月	2029年10月
2031年1月	2031年10月

$$u = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta \Omega}{\Delta t} \sin i \right). \quad (7)$$

轨道面内参数的调整可考虑应用Baranov的近圆偏差轨道交会设计理论, 其典型应用是通过调节4个横向速度脉冲的大小来瞄准远程导引终点的目标轨道参数, 并考虑测控约束, 通过优化变轨位置来实现速度增量最小, 变轨位置初值可设置在特殊点(近心点或远心点附近). 计算变轨速度脉冲的方程如下:

$$3\alpha_1 \Delta v_{t1} + 3\alpha_2 \Delta v_{t2} + 3\alpha_3 \Delta v_{t3} + 3\alpha_4 \Delta v_{t4} = \Delta t, \quad (8)$$

$$2\Delta v_{t1} + 2\Delta v_{t2} + 2\Delta v_{t3} + 2\Delta v_{t4} = \Delta a, \quad (9)$$

$$2\cos\alpha_1 \Delta v_{t1} + 2\cos\alpha_2 \Delta v_{t2} + 2\cos\alpha_3 \Delta v_{t3} + 2\cos\alpha_4 \Delta v_{t4} = \Delta q, \quad (10)$$

$$2\sin\alpha_1 \Delta v_{t1} + 2\sin\alpha_2 \Delta v_{t2} + 2\sin\alpha_3 \Delta v_{t3} + 2\sin\alpha_4 \Delta v_{t4} = \Delta g, \quad (11)$$

其中第一个方程为调相方程, $\alpha_i (i=1, 2, 3, 4)$ 是各变轨脉冲到远程导引终点的相角, Δt 描述了追踪器从入轨到飞至瞄准点的总相角, Δa 对应半长轴偏差, Δq 和 Δg 对应偏心率矢量偏差量.

2.5.2 上升器实施远程导引

类似近地轨道和月球轨道交会对接的轨道交会方案^[17-19], 这种方案中着陆上升组合体完成采样任务后, 上升器在火星表面起飞, 执行火星轨道交会操作, 经数次变轨后进入和轨返组合体共面的环火圆轨道, 实施对接和样品转移.

在上升器从火星表面起飞之前, 还要实施轨道器调相, 其目的是使得轨返组合体在预定时间到达理想的轨道纬度幅角位置, 以便保证后续近程导引的测控条件, 同时对轨道高度和形状进行调整.

2.5.3 轨道器实施远程导引

该方案主要通过轨道器主动调相实现与上升器交

会. 在这种方案中, 着上组合体完成采样任务后, 上升器在火星表面起飞, 经动力上升入轨后进入环火圆轨道. 之后, 由轨道器根据上升器信标, 利用无线电定向接收机定位前期从火星表面发射入轨的上升器. 确定轨道后, 轨道器在地面导引下或自主执行一系列机动, 调整轨道面和圆化轨道, 到达距离上升器约2 km的相对位置, 完成远程导引^[4].

分析发现, 如果采用上升器实施远程导引的方案, 需要在上升器上安装测控设备. 根据探测器质量预算分析结果, 上升器质量预算十分紧张, 难以配备测控数传天线. 所以, 选择采用通过轨道器实施远程导引来实现与上升器交会的轨道方案.

2.6 火地转移轨道

参考图6, 完成火星轨道交会、捕获和样品转移后, 轨返组合体需要在环火圆轨道上等待火地转移窗口; 待返回窗口打开后, 实施火地转移入射机动, 进入火地转移轨道.

火地转移采用直接转移轨道. 火地转移途中包括数次中途修正, 对火地转移入射控制误差进行修正, 并共同瞄准地球大气再入条件. 再入前轨道器和返回器分离, 返回器在120 km高度再入大气层.

根据霍曼转移搜索计算的火地转移返回窗口, 结果见表2. 从表中数据可知, 从火星返回地球, 约两年有一次返回机会, 火星出发窗口和地球出发窗口相差

图 6 (网络版彩图)火星采样返回任务转移轨道示意图

Figure 6 (Color online) Transfer trajectories of Mars sample return mission.

表 2 返回窗口分析

Table 2 Earth return window analysis

火星出发日期	返回地球日期
2026年9月	2027年5月
2028年10月	2029年6月
2031年1月	2031年8月
2033年1月	2033年9月

约两年时间.

考虑2028年发射机会, 2030年11月前后从火星出发, 于2031年9月前后到达地球, 火地转移的C3能量图如图7所示. 从C3能量等高线图来看, 若要求火星出发C3最小, 火地转移的出发日期为2030年11月前后, 返回地球的日期为2031年9月前后. 根据火地转移入射速度增量需求分析结果, 火地转移窗口为[2030-10-30, 2030-11-19]. 火地转移的到达C3主要影响再入速度, 设计中没有进行约束, 需要根据再入速度大小进行返回器的设计.

3 飞行轨道初步方案

按照飞行阶段划分, 火星采样返回任务轨道主要包括地火转移、近火制动轨道、环火交会轨道和火地

转移轨道等阶段. 以下针对各飞行阶段分别讨论飞行轨道初步方案设计结果.

3.1 发射转移轨道

由于火星采样返回任务的发射转移轨道方案涉及多种运载火箭和不同发射场的选择, 可选方案较多, 情况比较复杂. 以下主要考虑2028年发射机会, 针对几种可能的发射转移轨道方案进行初步分析.

3.1.1 一次发射

2028年11月前后采用(目前研发中的)重型运载火箭一箭双星发射探测器轨返组合体和着上组合体, 两组合体于2029年9月前后到达火星. 地火转移途中两组合体实现分离, 并分别实施深空机动, 使得轨返组合体比着上组合体早一个月到达, 以便为着上组合体提供中继支持. 在运载火箭发射C3受限的条件下, 通过优化深空机动, 可以扩大发射窗口宽度, 并使得近火制动完成后的探测器剩余质量最大.

轨返组合体到达火星后, 实施近火制动和气动减速, 进入环火圆轨道. 之后轨返组合体为火星表面着陆上升组合体提供中继服务, 并为火星轨道交会对接和样品转移进行准备. 根据前面任务分析结果, 考虑2028年10月-12月期间, 计算轨返组合体每天发射对

图 7 (网络版彩图)2031年返回窗口火地转移-出发C3

Figure 7 (Color online) Mars departure C3 analysis of 2031 Earth return opportunity.

应的C3、轨返组合体地火转移深空机动速度增量, 以及近火制动速度增量, 并估算轨返组合体剩余质量. 根据轨返组合体剩余质量优选的发射日期为[2028-11-09, 2028-11-25]. 部分详细计算结果参见表3, 其中近火制动速度增量指进入周期为3 d的大椭圆环火轨道所需速度增量.

着上组合体一个月后到达火星, 直接进入火星大气实施气动减速, 实现在火星表面软着陆. 考虑2028年10–12月期间, 计算着上组合体每天发射对应的C3、着上组合体地火转移深空机动速度增量, 并估算着上组合体剩余质量. 根据着上组合体剩余质量优选的发射日期为[2028-11-12, 2028-11-28].

综合考虑轨返组合体和着上组合体分别根据剩余质量优选发射日期的结果, 重型运载火箭一次发射的发射窗口为[2028-11-12, 2028-11-25]. 优选发射日期对应的速度增量计算结果总结如表4所示.

3.1.2 两次发射

两次发射指由于运载能力有限, 使用不同现役火箭分别发射轨返组合体和着上组合体, 分为同窗口发

射和不同窗口发射. 这里的发射窗口指一段连续的可发射日期.

(1) 同窗口发射

同窗口发射指在同一地火转移发射窗口内使用不同火箭分别发射轨返组合体和着上组合体, 两次发射可以采用同一种现役火箭, 或者采用两种不同的现役火箭. 参考图8, 2028年11月前后发射轨返组合体, 同一窗口内(可间隔数日)发射着上组合体, 两组合体于2029年9月前后到达火星. 地火转移途中两组合体分别实施深空机动, 使得轨返组合体比着上组合体早一个月到达, 以便为着上组合体提供中继支持. 由于发射塔架的限制, 这两次发射在不同发射场实施.

轨返组合体到达火星后的飞行过程与一次发射方案相同. 考虑2028年10–12月期间, 计算轨返组合体每天发射对应的C3、轨返组合体地火转移深空机动速度增量, 以及近火制动速度增量的分析结果, 并估算轨返组合体的剩余质量. 根据轨返组合体剩余质量优选的发射日期为[2028-11-08, 2028-11-21].

着上组合体一个月后到达火星, 直接进入火星大气实施气动减速, 实现在火星表面软着陆. 考虑2028

表 3 一次发射轨返组合体速度增量需求

Table 3 Delta-*V* budget of orbiter and reentry module for one launch scheme

发射日期 (UTC)	发射C3 (km ² /s ²)	深空机动 (m/s)	飞行时间 (d)	到达火星日期 (UTC)	到达C3 (km ² /s ²)	近火制动速度增量 (m/s)
2028-11-09	11.09	72	294	2029-08-30	9.61	1012.6
2028-11-10	10.86	71	293	2029-08-30	9.59	1010.8
2028-11-11	10.63	71	293	2029-08-30	9.57	1009.1
2028-11-12	10.42	71	292	2029-08-31	9.54	1006.5
2028-11-13	10.22	73	291	2029-08-31	9.53	1005.6
2028-11-14	10.03	75	291	2029-08-31	9.51	1003.9
2028-11-15	9.86	79	290	2029-09-01	9.49	1002.1
2028-11-16	9.70	84	289	2029-09-01	9.48	1001.3
2028-11-17	9.56	90	289	2029-09-01	9.47	1000.4
2028-11-18	9.44	97	288	2029-09-02	9.46	999.5
2028-11-19	9.34	107	287	2029-09-02	9.46	999.5
2028-11-20	9.26	118	287	2029-09-02	9.46	999.5
2028-11-21	9.19	131	286	2029-09-02	9.46	999.5
2028-11-22	9.15	145	285	2029-09-03	9.47	1000.4
2028-11-23	9.12	162	285	2029-09-03	9.48	1001.3
2028-11-24	9.11	181	284	2029-09-03	9.49	1002.1
2028-11-25	9.12	203	283	2029-09-04	9.51	1003.9

表 4 一次发射速度增量需求

Table 4 Delta- V budget summary for one launch scheme

	发射C3 (km^2/s^2)	轨返组合体 深空机动 ΔV (m/s)	轨返组合体 近火制动 ΔV (m/s)	着上组合体 深空机动 ΔV (m/s)	着上组合体 惯性进入速度(m/s)
最小值	9.11	71	1000	167	5809
最大值	10.42	203	1006	209	5818
设计值	9–11	400	1056	400	5900
备注	–	含中途修正约200 m/s	含5%重力损耗	含中途修正约200 m/s	–

图 8 (网络版彩图)同窗口两次发射
Figure 8 (Color online) Two Launches in the same launch windows.

年10–12月期间, 计算每天发射着上组合体对应的C3、着上组合体地火转移深空机动速度增量, 并估算着上组合体剩余质量. 根据着上组合体剩余质量优选的发射日期为[2028-11-08, 2028-12-02].

综合考虑轨返组合体和着上组合体分别根据剩余质量优选发射日期的结果, 采用现役火箭两次发射的同窗口发射窗口为[2028-11-08, 2028-11-21]. 优选发射日期对应的速度增量计算结果总结如表5所示.

(2) 不同窗口发射

采用常规的霍曼转移方案, 考虑在2028年发射机会(11月前后)发射轨返组合体, 于2029年9月前后到达火星. 轨返组合体到达火星后, 实施近火制动和气动减速, 进入环火圆轨道. 之后轨返组合体为火星表面着陆上升组合体提供中继服务, 并为火星轨道交会对接和

样品转移进行准备.

另一方面, 采用1.5圈霍曼转移方案, 可提前数月在不同窗口发射着上组合体. 图9给出了1.5圈转移方案2028发射机会对应的发射C3等高线图分析结果. 这里的结果分为短转移(图9(a), 转移时间721–722 d)和长转移(图9(b), 转移时间923–956 d)两部分, 对应同一2028年发射机会的两个分支. 可以看出, 由于长转移发射日期过于靠近常规0.5圈霍曼转移的发射日期, 同一发射场来不及准备连续两次发射, 这种条件下推荐采用短转移方案. 采用短转移方案, 2028年1月前后发射着上组合体, 于2029年12月以后到达火星, 着上组合体到达火星时直接进入火星大气实施气动减速, 实现在火星表面软着陆.

考虑2028年10–12月期间, 计算每天发射轨返组合体对应的C3、轨返组合体地火转移深空机动速度增量, 以及近火制动速度增量的分析结果, 并估算轨返组合体剩余质量. 根据轨返组合体剩余质量优选的发射日期为[2028-11-07, 2028-11-20].

考虑2028年1–3月期间, 计算每天发射着上组合体对应的C3、着上组合体到达火星日期, 并估算着上组合体入轨质量. 根据着上组合体入轨质量优选的发射日期为[2028-02-22, 2028-03-06].

优选发射日期对应的速度增量计算结果总结如表6所示.

另外, 还可以考虑在不同年份的窗口发射. 例如, 采用常规的霍曼转移方案, 在2026年窗口发射轨返组合体, 而在2028年窗口发射着上组合体. 这种方案任务周期较长, 本文暂不考虑.

3.1.3 地火转移中途修正

在地火转移过程中, 除了安排一次深空机动外, 为了消除入轨偏差、定轨和控制误差的影响, 需要安排

表 5 同窗口两次发射速度增量需求

Table 5 Delta- V budget for two launches in the same launch window

	发射C3 (km^2/s^2)	轨返组合体 深空机动 ΔV (m/s)	轨返组合体 近火制动 ΔV (m/s)	着上组合体 深空机动 ΔV (m/s)	着上组合体 惯性进入速度 (m/s)
最小值	9.19	71	1000	167	5809
最大值	11.34	131	1015	184	5825
设计值	9.0–11.5	330	1066	390	5900
备注	–	含中途修正约200 m/s	含5%重力损耗	含中途修正约200 m/s	–

图 9 (网络版彩图)短转移和长转移发射C3等高线图. (a) 短转移; (b) 长转移

Figure 9 (Color online) Launch C3 contour graph for short transfer and long transfer. (a) Short transfer; (b) long transfer.

表 6 不同窗口两次发射速度增量需求

Table 6 Delta- V budget for two launches in different launch windows

	轨返组合体 发射C3 (km^2/s^2)	轨返组合体 深空机动 ΔV (m/s)	轨返组合体 近火制动 ΔV (m/s)	着上组合体 发射C3 (km^2/s^2)	着上组合体 深空机动 ΔV (m/s)	着上组合体惯性进 入速度 (m/s)
最小值	8.88	0	937	18.83	0	6194.56
最大值	11.60	85	958	18.98	0	6234.89
设计值	8.5–12.0	290	1006	18.5–19.3	200	6300
备注	–	含中途修正约 200 m/s	含5%重力损耗	–	中途修正约200 m/s	–

数次中途修正, 控制目标为理想的近火点或进入点状态. 具体说来, 可参考我国首次火星着陆探测任务的地火转移中途修正设计, 即中途修正共安排4次, 第一次修正入轨误差, 第二次用于瞄准深空机动轨道参数, 第三次修正深空机动执行偏差, 第四次为近火制动前修正. 各次中途修正的具体实施时间应综合考虑测控条件和误差分析结果确定.

3.2 近火制动和进入点

轨返组合体到达火星后, 实施近火制动和气动减

速, 进入环火圆轨道. 之后轨返组合体为火星表面着陆上升组合体提供中继服务, 并为火星轨道交会对接和样品转移进行准备. 着上组合体到达火星时直接进入火星大气实施气动减速, 实现在火星表面软着陆.

3.2.1 基本环火轨道参数

(1) 轨道倾角

参见表7, 发射窗口内达到火星时的 $\mathbf{v}_\infty$ 相对赤道的高度角(到达轨道渐进线方向相对火星赤道的高度角)为 $[-22.8^\circ, -29.1^\circ]$. 由于渐进线始终位于轨道面内,

轨道倾角不可能低于渐进线的高度角, 所以轨道倾角应大于 29.1° .

另一方面, 计算表明, 火地转移入射时的轨道渐进线方向相对火星赤道的高度角为 -28° 左右, 所以选择近火制动后的环火轨道倾角大于 29.1° 也能够满足火地转移对轨道倾角的要求. 捕获轨道倾角决定了上升器上升弹道方位角, 为了尽可能利用火星自转, 期望上升弹道方位角尽可能大, 考虑到地火转移 v_∞ 速度方向角最大值为 29.1° , 捕获轨道倾角可取 30° . 另外, 根据科学目标分析结果, 目前目标采样点纬度在赤道附近. 综合考虑上述分析, 环火轨道倾角暂按 30° 设计.

(2) 轨道高度

探测器近火点轨道高度的选择需考虑以下因素.

探测器近火点制动速度增量的大小.

最后一次中途修正的影响: 最后一次中途修正一般安排在到达近火点前1 d, 此次修正的残余误差会扩散到近火点. 经分析, 中途修正1 m/s的速度误差带来约80 km的近火点高度误差, 中途修正的位置误差按照10 km考虑, 因此最后一次中途修正对近火点高度的影响按 ± 90 km考虑.

火星大气阻力的影响: 捕获过程中, 希望近火点不受火星大气的影响, 根据火星大气密度的变化情况, 一般认为120 km高以上不用考虑火星大气的影响.

表 7 达到火星时 v_∞ 相对赤道的高度角

Table 7 Elevation angle of v_∞ W.R.T. equator at Mars arrival

发射窗口 (UTC)	v_∞ 高度角 ($^\circ$)
2028-11-08	-22.8
2028-11-09	-23.2
2028-11-10	-23.5
2028-11-11	-23.9
2028-11-12	-24.3
2028-11-13	-24.7
2028-11-14	-25.1
2028-11-15	-25.6
2028-11-16	-26.1
2028-11-17	-26.6
2028-11-18	-27.2
2028-11-19	-27.8
2028-11-20	-28.4
2028-11-21	-29.1

近火制动有限推力的影响: 近火制动若采用大推力发动机, 采用轨道定向方式, 发动机工作过程中近火点高度下降约35 km.

综合分析, 探测器近火点的安全高度约为250 km. 综合考虑安全高度分析和后面上升器火星表面起飞分析结果, 以及参考国际上火星采样返回任务环火轨道高度的设计^[4], 暂定环火轨道高度为500 km.

(3) 初始捕获轨道周期

综合考虑近火制动发动机执行时间和后续气动减速所需时间, 初始捕获轨道暂按轨道周期为3 d设计, 近火点高度为250 km, 远火点高度为77240 km.

3.2.2 近火制动速度增量

考虑不同发射转移轨道方案, 近火制动速度增量的典型计算结果如下表8所示. 可以看出, 采用气动减速可减少约1 km/s的速度增量需求.

3.2.3 进入点状态

着上组合体到达火星时的进入点状态包括进入点高度、轨道倾角、纬度幅角和再入角. 进入点高度为火星大气高度(125 km), 理想的进入点轨道倾角和纬度幅角根据预定火星表面落点位置和火星大气飞行航程确定, 进入角目标值由气动分析设计确定. 分析表明: 着上组合体的进入点惯性速度约为5900–6300 m/s.

3.3 采样点

通过对火星表面环境和气候的调研分析, 综合考虑生存难度、进入风险和采样需求等方面因素, 初步选择火星南半球低纬度地区作为优选着陆区. 采样点的选择策略是从探测器的能力出发, 兼顾科学目标和

表 8 近火制动速度增量的典型计算结果

Table 8 Typical results of Mars orbit insertion delta- V

发射转移轨道方案	发射日期 (UTC)	近火制动 ΔV (m/s)	气动减速近火点保持 (m/s)	气动减速后轨道圆化 (m/s)
一次发射	2028-11-12	1006	100	89
两次发射: 同窗口	2028-11-08	1015	100	89
两次发射: 不同窗口	2028-02-22 (着上) 2028-11-07 (轨返)	958	100	89

探测器生存难度等约束, 在轨道设计能到达的落点附近进行选择. 另外, 考虑到火星轨道交会对接共面发射的要求, 落点纬度应小于环火轨道倾角(30°).

以2028-11-18发射着上组合体为例, 假定火星大气进入段航程为1000 km, 得到落点(采样点)位置为经度 -111.9° , 纬度 -18.0° .

3.4 火星轨道交会轨道

根据前述任务分析, 火星轨道交会远程导引拟采用共圆轨道交会方案, 该方案主要通过轨道器主动实施数次轨道机动实现与上升器的火星轨道交会.

3.4.1 初始轨道参数选择

理想情况下, 完成采样任务后, 当采样点随着火星自转进入轨道器的轨道面时, 上升器从火星表面发射上升. 假定上升器动力上升入轨后初始轨道为 $100\text{ km} \times (100\text{--}500)\text{ km}$, 经1-2次变轨圆化为 $100\text{--}1000\text{ km}$ 高度环火圆轨道, 变轨所需速度增量估算结果如表9所示.

虽然初始轨道越低变轨所需速度增量越少, 对上升器减重有利, 但考虑到前面安全高度等环火轨道高度设计, 暂按如下参数开展交会轨道设计: 上升器入轨初始轨道 $100\text{ km} \times 500\text{ km}$, 目标轨道同轨道器 $500\text{ km} \times 500\text{ km}$.

3.4.2 火星轨道交会窗口和上升时机

类似月球轨道交会对接任务, 火星轨道交会窗口和上升时机的确定可以从平面窗口、测控窗口和相角窗口三方面进行分析^[17-19].

和月球采样任务中一个阴历月才有一次平面窗口不同的是, 火星采样任务中容易满足火星表面共面发射即平面窗口的要求. 这是由于火星自转较快, 一天

内采样点两次经过目标轨道器的轨道面; 在完成采样任务后, 可以选择在采样点经过目标轨道面时发射上升器, 尽早离开火星表面, 避免火星表面沙尘暴等不利环境的影响.

上升器在火星表面停留可达半年之久, 通过筛选采样点穿过目标轨道面时存在测控条件的日期, 可以找到同时满足平面窗口和测控窗口的火星表面起飞日期和上升时段. 另外, 通过要求轨道器具备 180° 初始相位差的调整能力, 可以满足相角窗口的要求. 仍以2028-11-18发射着上组合体为例, 分析得到上升器火星表面的一个可行共面发射时间是世界协调时(UTC) 2030-04-01 01:08.

3.4.3 轨道器远程导引

上升器从火星表面上升进入 500 km 高度环火圆轨道后, 轨道器通过信标定位, 实现二器的相对导航, 并根据地面测站对轨道器的定轨结果, 确定上升器和轨道器的轨道参数. 然后根据定轨和轨控策略计算结果, 轨道器进行3-4变轨机动, 完成相位调整、平面修正、高度调整和轨道圆化, 在预定时刻到达上升器后下方约 50 km 的位置(交班点), 并转入近程导引阶段. 其中, 轨道平面的调整可以单独采用一次变轨实现, 也可和面内变轨结合进行.

以下考虑轨道器4脉冲远程导引方案, 即让轨道器进行3脉冲平面内机动, 分别进行调相、高度调整和轨道圆化, 加上一次平面修正, 共同瞄准预定交班点目标轨道参数. 具体说来, 可先采用一个横向速度脉冲进行调相, 再采用两个横向速度脉冲调整平面内轨道参数, 采用一个法向速度脉冲进行平面修正. 参见图10, 图中 $500\text{ km} \times X\text{ km}$ 轨道为调相轨道, Δv_1 为调相速度脉冲, Δv_3 和 Δv_4 的横向分量用于调整平面内轨道参数: (a , e ,

表 9 上升器轨道圆化速度增量需求(m/s)

Table 9 Orbit circularization Δv of Mars ascent vehicle (m/s)

初始轨道	100 km	200 km	300 km	400 km	500 km	600 km	700 km	800 km	900 km	1000 km
100×100	0	49	96	141	184	226	266	305	342	378
100×200	—	24	71	117	160	202	242	280	317	353
100×300	—	—	48	93	136	178	218	257	294	330
100×400	—	—	—	70	113	155	195	234	271	307
100×500	—	—	—	—	91	133	173	212	249	285

图 10 (网络版彩图)轨道器远程导引轨道方案示意图
Figure 10 (Color online) Phasing orbit scheme for the orbiter.

ω), Δv_2 为法向速度增量, 进行轨道面调整。

考虑在地面导引下实施远程导引机动。在测控条件分析的基础上进行远程导引轨道设计, 得到轨道方案如表10所示(火星惯性系)。另外, 也可考虑由轨道器根据相对导航自主实现快速远程导引交会机动的方案, 而将地面导引作为备份方案。

远程导引结束后, 可以采用激光雷达完成自主近程导引并捕获样品容器。如果远程导引转近程导引的交班点误差过大, 激光雷达无法捕获目标, 将无法建立相对导航和进行自主导引。远程导引采用的导航测量手段及相应的定轨精度、控制精度决定了交班点二器相对位置和速度误差的大小, 而交班点的控制精度直接决定了近程导引的成败。轨道设计在确定测站和取得定轨精度数据后, 应全面展开细致的交班点误差

分析, 通过轨道和GNC系统的联合仿真分析来确定近程导引段对交班点相对位置和速度的控制精度要求。

3.4.4 速度增量预算

考虑上升器入轨初始轨道 $100\text{ km} \times 500\text{ km}$, 目标轨道 $500\text{ km} \times 500\text{ km}$ 。根据前面轨道设计计算结果, 上升器入轨初始轨道圆化为 500 km 高度圆轨道需要 91 m/s 的速度增量, 考虑10%设计余量, 上升器入轨初始轨道圆化按 100 m/s 设计。

分析表明: 轨道器远程导引平面内修正速度增量需求约为 50 m/s , 考虑到上升器入轨平面误差, 预留平面修正速度增量 50 m/s 。另外, 火星轨道交会近程导引速度增量按 100 m/s 设计。

3.5 火地转移

完成捕获和样品转移后, 上升器和轨返组合体分离。轨返组合体继续在环火圆轨道上飞行, 等到火地转移窗口打开, 轨道返回组合体在 500 km 高度环火圆轨道上实施火地转移入射机动, 进入火地转移轨道。

为实现高精度轨道控制, 火地转移入射可考虑采用两次机动方案^[20]。图11为火地转移入射轨道方案示意图, 其中第一次变轨的目标是从环火近圆轨道进入周期 $8/12/24\text{ h}$ 的大椭圆轨道, 第二次变轨的目标是瞄准再入点参数: 高度 120 km 、预定再入角、预定轨道倾角、轨道面经过预定国内着陆场。两次机动均包含轨道面法向的速度增量分量, 由于调整轨道面。另外, 在环火轨道面和逃逸轨道面夹角偏大的情况下, 还可考虑火地转移入射3次机动方案^[21,22]。

在火地转移过程中, 为了消除定轨和控制误差的影响, 需要安排数次中途修正。根据误差分析结果, 火地转移轨道可安排3—4次中途修正。

表 10 远程导引轨道方案

Table 10 Phasing maneuver scheme for Mars orbit rendezvous

方案	圈次	近火点高度 (km)	远火点高度 (km)	纬度幅角 ($^{\circ}$)	备注
第一次变轨	4	500	X	349	调相机动
第二次变轨	8	500	X	—	平面修正
第三次变轨	14	500	X	169	高度机动
第四次变轨	22	500	500	349	圆化机动
交班点	25	500	500	3.9	—

图 11 (网络版彩图)火地转移入射轨道方案示意图
Figure 11 (Color online) Mars to Earth transfer insertion.

表 11 火地转移速度增量需求
Table 11 Delta- V budget for Mars to Earth transfer

	火星出发C3 (km^2/s^2)	火地转移入射 ΔV (m/s)	5%重力损耗 (m/s)	中途修正 (m/s)	总的速度增量 (m/s)	惯性再入速度 (km/s)
最小值	5.430	1920	96	0	2016	12.226
最大值	5.496	1923	96	0	2019	12.484
设计值	5.8	2000	100	100	2200	12.800
备注	—	含非共面入射	—	—	—	—

根据任务分析所得火地转移窗口[2030-10-30, 2030-11-19]进行分析, 速度增量预算如下表11所示.

4 结束语

本文考虑实际工程约束, 通过多方案比较分析, 得到了火星采样返回任务的初步轨道设计结果, 主要结论包括: 火星采样返回任务每两年有一次发射机会, 其中2028年发射机会的连续两周窗口集中在11月; 如果重型火箭研发存在风险, 可以考虑采用现役火箭分别发射着陆上升组合体和轨返组合体的两次发射方案; 从火星返回地球, 约两年有一次返回机会, 火星出发窗口和地球出发窗口相差约两年时间; 本文轨道初

步设计所形成的全飞行过程基本轨道方案、速度增量预算等分析结果可供开展探测器系统初步设计参考.

参考本文讨论, 近火制动气动减速、火星轨道自主交会变轨方案和行星际电推转移轨道设计等为火星采样返回任务相关的关键轨道设计技术, 后续应进一步深入开展研究. 另外, 在标称轨道方案设计的基础上, 需要深入开展各飞行阶段的轨道误差分析, 给出关键轨道参数的变化范围、指标要求和准确的推进剂预算. 特别地, 当前国际上在进行火星、木星探测等深空探测任务设计时, 非常重视行星保护的分析设计; 我国在开展火星采样返回任务的后续论证和工程实施时, 也要将行星保护相关分析设计列入轨道设计工作的重要内容.

参考文献

- 1 Lu B. Survey on international Mars sample return mission schemes and key technologies (in Chinese). Spaceflight Information Research Report, China Academy of Space Technology, 2013 [卢波. 国外火星采样返回任务方案及关键技术研究. 中国空间技术研究院情报研究报告, 2013]
- 2 Wercinski P F. Mars sample return—A direct and minimum-risk design. *J Spacecraft Rockets*, 1996, 33: 381–385
- 3 Gamber R T, Adams G L. Mars sample return mission options. AIAA 91-3017, July 1991
- 4 O’Neil W J, Cazaux C. The Mars sample return project. *Acta Astronaut*, 2000, 47: 453–465
- 5 Cazaux C, Naderi F, Whetsel C, et al. The NASA/CNES Mars sample return—A status report. *Acta Astronaut*, 2004, 54: 601–617
- 6 Wolf A A, Acikmese B, Cheng Y, et al. Toward improved landing precision on Mars. In: IEEE Aerospace Conference. Big Sky, 2011
- 7 Dillman R, Laub B, Kellas S, et al. Development and Test Plan for the MSR EEV. In: The 2nd International Planetary Probe Workshop. Moffett Field, 2004. 269–274
- 8 Brown C. Spacecraft Mission Design. Reston: AIAA Press, 1992
- 9 Wang Z S, Guo H L, Qu G J. Launch opportunity analysis for Mars missions (in Chinese). In: China Space Flight Mechanics Meeting. Guiyang, September 2007 [汪中生, 郭海林, 曲广吉. 火星飞行原理和发射时机分析. 见: 中国飞行力学学术年会, 贵阳, 2007年9月]
- 10 Curtis H D. Orbital Mechanics for Engineering Students. Burlington: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2005
- 11 Zhang X H, Liu Z S. Study of the transfer trajectory with unpowered gravity assist for Mars missions (in Chinese). *J Astronaut*, 2008, 29: 1739–1746 [张旭辉, 刘竹生. 火星探测无动力借力飞行轨道研究. 宇航学报, 2008, 29: 1739–1746]
- 12 Derz U, Seboldt W. Mars sample return mission architectures utilizing low thrust propulsion. *Acta Astronaut*, 2012, 77: 83–96
- 13 Liu D C, Zhou W Y. Mars aerobraking orbit design. In: Spaceflight and Mechanics Summit. Beijing, 2011 [刘德成, 周文艳. 火星气动减速轨道设计. 见: 航天与力学高峰论坛. 北京, 2011]
- 14 Baranov A A. An algorithm for calculating parameters of multi-orbit maneuvers in remote guidance. *Cosmic Res*, 1990, 28: 61–67
- 15 Gong S P, Baoyin H X, Li J F. Rapid targeting method for multi-impulse near circular orbit rendezvous (in Chinese). *Space Control Tech Appl*, 2010, 36: 1–6 [龚胜平, 宝音贺西, 李俊峰. 多冲量近圆轨道交会的快速打靶法. 空间控制技术与应用, 2010, 36: 1–6]
- 16 Zhang J. Strategy and planning of space rendezvous phasing maneuvers (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2008 [张进. 空间交会远程导引变轨任务规划. 硕士学位论文. 长沙: 国防科技大学, 2008]
- 17 Wang Z S, Meng Z, Gao S, et al. Preliminary design of the phasing strategy of a lunar orbit rendezvous mission. In: AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Hilton Head, 2013
- 18 Wang Z S, Meng Z F, Gao S. Study of orbit maneuver strategy for lunar orbit rendezvous mission (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2014, 23: 103–110 [汪中生, 孟占峰, 高珊. 月球轨道交会任务的远程导引变轨策略研究. 航天器工程, 2014, 23: 103–110]
- 19 Wang Z S, Meng Z F, Gao S, et al. Phasing strategy of lunar orbit rendezvous and docking operation: Design and flight test. In: Global Space Exploration Conference (GLEX). Beijing, 2017
- 20 Wang Z S, Meng Z F, Gao S. Optimization of maneuver strategy of Moon to Earth transfer insertion (in Chinese). In: China Space Flight Mechanics Meeting. Yantai, 2017 [汪中生, 孟占峰, 高珊. 月地转移入射变轨策略优化设计. 见: 中国飞行力学学术年会, 烟台, 2017]
- 21 Wang Z S, Meng Z F, Tian B Y, et al. Optimization of maneuver strategy of Moon or Mars to Earth transfer insertion (in Chinese). In: The 3rd Symposium on Astrodynamics, China Academy of Space Technology. Beijing, 2017 [汪中生, 孟占峰, 田百义, 等. 月球和火星任务返回地球转移入射变轨策略优化设计. 见: 五院航天动力学论坛第三届学术研讨会, 北京, 2017]
- 22 Wang Z S, Meng Z F, Gao S. Optimization of TEI strategy in a lunar sample return mission. In: 4th IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS2018). Changsha, 2018

Preliminary orbit design for a Mars sample return mission

WANG ZhongSheng^{*}, ZHOU WenYan, TIAN BaiYi, ZHANG Lei & PENG Jing

Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

Mars sample return missions are the focus of international deep space exploration planning in recent years. In this paper, the orbit design of the different flight phases of a Mars sample return mission is studied with consideration of practical engineering constraints, using 2028 launch opportunity as an example; based on comparative analysis of different schemes, feasible orbit designs are recommended for future Mars sample return missions. Preliminary analysis and design of the mission orbit are carried out and the analysis results of the main flight phases are provided in the paper, and the discussion focuses on launch opportunity, Earth to Mars transfer, Mars orbit insertion, rendezvous and docking in Mars orbit, and Mars to Earth transfer. It is shown in the paper that the launch opportunities for Mars sample return missions emerge every two years, and the launch windows in 2028 opportunity concentrate in the November; considering the high risk of the research and development of heavy lift rockets, the scheme that the descent and ascent module, the orbiter and reentry module are launched separately using two available rockets is recommended; the Mars to Earth return opportunities emerge about every two years, and the return windows open about two years after the Earth departure.

Mars sample return, orbit design, launch opportunity, Mars orbit insertion, Mars orbit rendezvous, Mars to Earth transfer

PACS: 96.30.Gc, 96.15.De, 91.10.Sp

doi: [10.1360/SSPMA2018-00126](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00126)