

# 登火任务下降段应急交会策略研究

王高阳<sup>1,2</sup>, 李隆康<sup>1,2</sup>, 胡海霞<sup>1,2</sup>, 解永春<sup>1,2</sup>

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100090; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

**摘要:** 针对载人火星探测任务中的应急交会制导策略进行分析与设计, 重点探讨登火舱在着陆过程中任务终止时与飞船的快速交会方法, 简化了火星着陆阶段的轨道变换过程。登火舱在终止任务时, 根据其于飞船的初始相位, 通过特殊点变轨策略确定调相轨道的远火点高度, 调相完成后进入到环火圆轨道。基于CW方程对远程交会的终端瞄准点进行了设计, 基于近圆偏差方程的制导策略实现最终的远程交会, 通过仿真对提出的应急交会策略进行验证, 仿真结果表明: 在霍曼下降段和动力下降段的应急交会过程中, 所设计的应急交会制导策略可以有效完成登火舱与飞船的快速交会对接。

**关键词:** 火星探测; 载人航天; 交会对接; 应急交会

**中图分类号:** V448.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2025)03-0252-09

**DOI:** 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240087

**引用格式:** 王高阳, 李隆康, 胡海霞, 等. 登火任务下降段应急交会策略研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 252-260.

**Reference format:** WANG G Y, LI L K, HU H X, et al. Emergency rendezvous strategy in descending phase of manned Mars landing missions[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 252-260.

## 引言

火星是太阳系中距离地球最近的行星, 拥有与地球相似的季节变化和大气特征<sup>[1]</sup>, 且自转周期与地球接近, 这些特性使其成为太阳系中最具探测价值的行星之一。近年来研究表明, 火星不仅拥有极地冰冻水, 还存在大量液态水<sup>[2]</sup>, 这些发现进一步提升了其科学与探索意义。随着航天技术的发展和地球资源的逐渐枯竭, 载人火星探测已成为各航天大国的重要目标。

载人火星任务的目标是将航天员安全送抵火星表面并返回地球, 其中进入、下降与着陆(Entry, Descent, and Landing, EDL)阶段是任务成败的关键环节<sup>[3]</sup>。在该任务中, 登火舱携带航天员和设备, 从环火星轨道分离, 经过大气进入、降落伞减速和动力下降, 最终实现火星表面的软着陆, 执行地表探测、采样或基地建设等任务; 飞船则作为轨道支持平台, 停留在环火星圆轨道, 负责提供通信中继、物资储备和返回地球的运输支持, 并在任务完成后接回登火舱, 与航天员一同返回。然而, 火星稀薄的大气(密度约为地球1%)和复杂地形对EDL过程构成显著挑战。相比地球返回任务, 火星EDL需应对更高的大气摄动、更大的着陆速度(因缺乏稠密大气减速)和潜在的星障

碍, 导致登火舱可能因设备故障或环境异常而终止任务。为确保航天员安全, 需设计应急交会策略, 使登火舱在任务中断, 接到终止指令后能够迅速与飞船对接, 减少暴露于火星电磁辐射的时间。

EDL技术的复杂性在各国火星探测计划中备受关注。美国国家研究委员会(United States National Research Council)将EDL列为载人火星任务的首要技术难题<sup>[4]</sup>。现有EDL方案通常分为两类: 一类利用火星大气, 通过降落伞和反推发动机实现减速着陆; 另一类借鉴“阿波罗”(Apollo)登月模式<sup>[5]</sup>, 直接依赖动力下降系统。无论是哪种方式, 下降过程中登火舱的轨道高度均低于飞船, 导致其相位超前。若发生故障, 登火舱需通过轨道机动重新进入高轨道, 与飞船同步相位并完成交会。为此, 需研究适用于霍曼转移段和动力下降段的制导方法, 确保交会过程高效且精确。

各国在载人火星探测领域持续推进相关技术。美国通过“深空门户”(Deep Space Gateway, DSG)计划和DRA5.0方案, 提出利用深空门户和人货分离策略支持火星任务, 其中包括复杂的轨道交会设计<sup>[6-9]</sup>; 俄罗斯的“火星-500”模拟实验验证了航天员在深空环境中的生存能力, 并探索了资源优化技术<sup>[10-11]</sup>; 中国自“天问一号”成功后, 正加速规划载人登火任务, 积累

收稿日期: 2024-12-25 修回日期: 2025-05-10

基金项目: 行星探测工程天问三号任务关键技术攻关项目(TW3008); 国家自然科学基金(U24B6014)

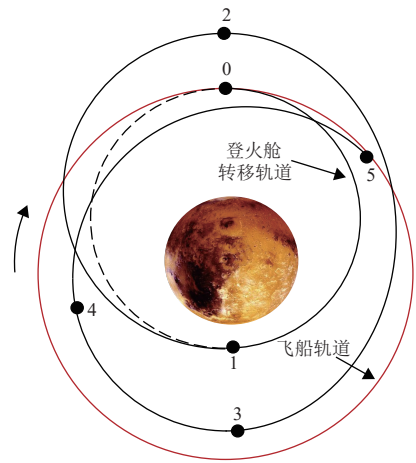
了轨道控制和着陆经验。这些进展为EDL技术和应急交会研究提供了技术基础。文献[12]和[13]在登月任务中分别研究了月面紧急起飞和椭圆轨道交会策略, 提出基于脉冲制导的调相方法, 为火星任务提供了理论参考。

本文聚焦于载人火星任务下降段的应急交会需求, 将下降过程简化为霍曼转移段和动力下降段, 在登火舱任务终止时, 首先根据登火舱与飞船的初始相位选择调相轨道, 然后设计了远程导引终端的瞄准点, 进一步基于近圆偏差方程设计远程交会的制导策略。相比传统的CW方程, 近圆偏差方程更适合远距离调相交会, 能够有效描述登火舱与飞船的相对运动, 从而实现登火舱与飞船的快速、精准交会。研究通过仿真验证策略有效性, 为未来载人火星任务的应急方案提供理论依据和技术支持。

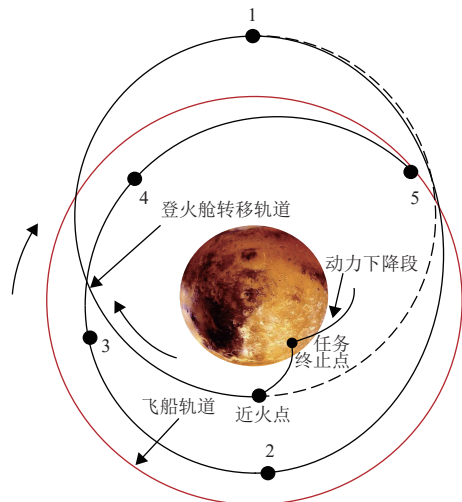
### 1 问题描述与模型

登火舱从分离到着陆火星表面的飞行过程如图1所示。任务开始前, 飞船与登火舱的组合体运行于环火星圆轨道。登火舱接到着陆指令后, 于远火点与飞船分离, 通过霍曼转移到达近火点, 随后进行制动, 并经过动力下降最终着陆至火星表面。在下降过程中, 如果发生意外事故如飞船出现故障, 或者登火舱在着陆过程中, 火星表面出现特殊情况, 登火舱需要终止任务并完成与飞船的快速交会对接。在下降段, 登火舱的轨道高度低于飞船, 根据轨道动力学理论, 其相位领先于飞船。为实现快速交会, 登火舱需进入高于飞船的轨道进行调相, 并重新规划变轨脉冲。

图2是登火舱在下降段应急交会远程导引的转移轨道示意图, 图2(a)是在霍曼下降段应急交会转移轨道示意图。登火舱在霍曼下降段接收到终止任务指令后, 飞行至近火点处(1处)后, 通过两次霍曼变轨进行调相, 在1处施加轨道机动 $\Delta v_1$ , 抬高远火点高度, 到达远火点(2处)时施加轨道机动 $\Delta v_2$ , 抬高近火点高度, 到达近火点(3处)时施加轨道机动 $\Delta v_3$ , 降低远火点高度, 登火舱进入环火近圆轨道并完成调相。然后登火舱利用两次轨道机动 $\Delta v_4$ 和 $\Delta v_5$ 消除轨道的偏差, 导引至飞船周围。图2(b)是动力下降段应急交会转移轨道示意图, 由于动力下降段登火舱脱离了环火轨道, 在接收到任务终止的指令后, 登火舱需要快速上升并且重新入轨, 进入到安全的环火轨道。登火舱入轨后, 与图2(a)的制导策略类似, 到达远火点(1处)施加轨道机动 $\Delta v_1$ , 到达近火点(2处)施加速



(a) 霍曼下降段应急交会转移轨道



(b) 动力下降段应急交会转移轨道

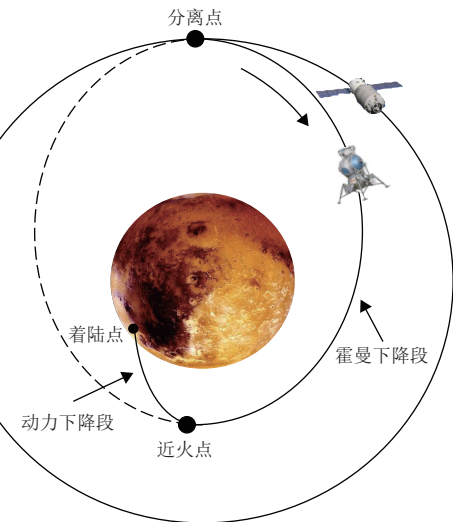


图1 登火舱在下降段的飞行过程图  
Fig. 1 Flight process of Mars landing module during descent phase

图2 登火舱应急交会远程导引段示意图  
Fig. 2 Schematic diagram of far-range guidance phase of emergency rendezvous of Mars landing module

度脉冲 $\Delta v_2$ ，此后，登火舱进入环火近圆轨道，最后通过两次轨道机动 $\Delta v_3$ 和 $\Delta v_5$ 消除轨道偏差，登火舱被导引至飞船周围。考虑到由动力下降再次入轨，登火舱轨道与飞船轨道可能存在轨道面外的偏差，需要在位置4附近施加一次法向脉冲 $\Delta v_n$ 对轨道面外的偏差进行修正。

Baranov<sup>[14]</sup>在发展和完善综合变轨策略时引入了近圆偏差方程，该方程是在柱坐标系下描述两航天器相对运动的线性轨道动力学方程，方程只对径向、法向的相对位置偏差以及各速度偏差进行了近似，相比于CW方程要求两个航天器之间的距离远小于轨道半径，近圆偏差方程可更好地用来描述远距离导引段的调相交会问题。经过线性化的近圆偏差方程为<sup>[15]</sup>

$$\begin{cases} \Delta \dot{r} = \Delta v_r \\ a_{\text{ref}} \Delta \dot{\theta} = -\omega_{\text{ref}} \Delta r + \Delta v_t \\ \Delta \dot{z} = \Delta v_z \\ \Delta \dot{v}_r = \omega_{\text{ref}}^2 \Delta r + 2\omega_{\text{ref}} \Delta v_t + a_r \\ \Delta \dot{v}_t = -\omega_{\text{ref}} \Delta v_r + a_t \\ \Delta \dot{v}_z = -\omega_{\text{ref}}^2 \Delta z + a_z \end{cases} \quad (1)$$

其中： $\omega_{\text{ref}}$ 、 $a_{\text{ref}}$ 分别为参考轨道的角速度和半长轴；相对状态 $\mathbf{X} = [\Delta r \ a_{\text{ref}} \Delta \theta \ \Delta z \ \Delta v_r \ \Delta v_t \ \Delta v_z]^T$ 为航天器相对于参考轨道航天器的径向位置偏差、迹向弧长偏差、法向位置偏差、径向速度偏差、迹向速度偏差和法向速度偏差； $a_r$ 、 $a_t$ 、 $a_z$ 分别为航天器的径向、迹向和法向加速度。假设采用脉冲的机动方式，给定初始时刻 $t_0$ 以及初始状态 $\mathbf{X}(t_0)$ ，可以得到航天器在任意时刻 $t$ 的状态为

$$\mathbf{X}(t) = \Phi(t, t_0) \mathbf{X}(t_0) + \sum_{i=1}^n \Phi_v(t, t_i) \Delta \mathbf{v}_i \quad (2)$$

其中： $\Phi(t, t_0) = [\Phi_r(t, t_0) \ \Phi_v(t, t_0)]$ 为状态转移矩阵，具体形式参照文献[15]； $n$ 为轨道机动脉冲施加的数量； $t_i$ 为每一次轨道机动的机动时刻； $\Delta \mathbf{v}_i$ 为每一次轨道机动的速度增量。

## 2 制导律的设计

### 2.1 基于近圆偏差方程的制导脉冲设计

登火舱作为主动航天器，采用脉冲机动方式，而飞船处于自由飞行状态。根据式(2)，可推导出终点 $t_f$ 时刻登火舱的近圆偏差状态方程为

$$\mathbf{X}_c(t_f) = \Phi(t_f, t_0) \mathbf{X}_c(t_0) + \sum_{i=1}^n \Phi_v(t_f, t_i) \Delta \mathbf{v}_i$$

记终点状态为 $\mathbf{P}_f = \mathbf{X}_c(t_f)$ ，自由飞行段为 $\mathbf{P}_{fe} = \Phi(t_f,$

$t_0) \mathbf{X}_c(t_0)$ ，脉冲控制段为 $\mathbf{P}_{fp} = \sum_{i=1}^n \Phi_v(t_f, t_i) \Delta \mathbf{v}_i$ ，可得， $\mathbf{P}_f = \mathbf{P}_{fe} + \mathbf{P}_{fp}$ 可见，登火舱最终的状态是由自由飞行段 $\mathbf{P}_{fe}$ 和脉冲控制段 $\mathbf{P}_{fp}$ 组成，由此可得到脉冲控制段为

$$\mathbf{P}_{fp} = \mathbf{P}_f - \mathbf{P}_{fe} = \begin{bmatrix} \Delta r_f - \Delta r_{fe} \\ a_{\text{rel}} \Delta \theta_f - a_{\text{rel}} \Delta \theta_{fe} \\ \Delta z_f - \Delta z_{fe} \\ \Delta v_{rf} - \Delta v_{rfe} \\ \Delta v_{tf} - \Delta v_{tfe} \\ \Delta v_{zf} - \Delta v_{zfe} \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} \Delta \tilde{r} \\ a_{\text{rel}} \Delta \tilde{\theta} \\ \Delta \tilde{z} \\ \Delta \tilde{v}_r \\ \Delta \tilde{v}_t \\ \Delta \tilde{v}_z \end{bmatrix} = \delta \mathbf{X} \quad (3)$$

由式(3)可知，轨道面内和轨道面外的运动是解耦的，得到轨道面内的控制方程为

$$\sum_{i=1}^n \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ -\sin \alpha_i \\ \cos \alpha_i \end{pmatrix} \Delta v_{ri} + \sum_{i=1}^n \begin{pmatrix} 1 \\ 3\alpha_i \\ 2 \cos \alpha_i \\ 2 \sin \alpha_i \end{pmatrix} \Delta v_{ti} = \begin{pmatrix} \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{r} + \Delta \tilde{v}_t \\ 2\Delta \tilde{v}_r - a_{\text{rel}} \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{\theta} \\ 2\Delta \tilde{v}_t + \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{r} \\ \Delta \tilde{v}_r \end{pmatrix}$$

其中： $\alpha_i$ 为航天器当前位置至终点转过的角距。轨道面外的控制方程为

$$\sum_{i=1}^n \begin{pmatrix} \sin \alpha_i \\ \cos \alpha_i \end{pmatrix} \Delta v_{zi} = \begin{pmatrix} \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{z} \\ \Delta \tilde{v}_z \end{pmatrix}$$

当变轨脉冲数量较多时，脉冲控制方程形式复杂，求解难度显著提高。通常通过限制变量来简化方程，便于计算。如果面内修正采用双迹向脉冲，轨道面外修正采用1次法向脉冲则可以简化问题的求解。结合图2(b)中登火舱远程导引段的飞行过程，速度脉冲 $\Delta v_3$ 和 $\Delta v_5$ 为双迹向脉冲，速度脉冲 $\Delta v_4$ 为单次的法向脉冲，代入到近圆偏差求解公式中，可得

$$\begin{bmatrix} \Delta v_3 + \Delta v_5 \\ \alpha_3 \Delta v_3 + \alpha_5 \Delta v_5 \\ \cos \alpha_3 \Delta v_3 + \cos \alpha_5 \Delta v_5 \\ \sin \alpha_3 \Delta v_3 + \sin \alpha_5 \Delta v_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \end{bmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \sin \alpha_4 \\ \cos \alpha_4 \end{pmatrix} \Delta v_4 = \begin{pmatrix} \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{z} \\ \Delta \tilde{v}_z \end{pmatrix}$$

其中： $b_1 = \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{r} + \Delta \tilde{v}_t$ ， $b_2 = 2\Delta \tilde{v}_r - \omega_{\text{rel}} a_{\text{rel}} \Delta \tilde{\theta} / 3$ ， $b_3 = \Delta \tilde{v}_t + \omega_{\text{rel}} \Delta \tilde{r} / 2$ ， $b_4 = \Delta \tilde{v}_r / 2$ ， $\alpha_3$ 和 $\alpha_5$ 满足方程

$$\begin{cases} \sin \alpha_3 (b_2 - b_1 \alpha_5) - \sin \alpha_5 (b_2 - b_1 \alpha_3) - b_4 (\alpha_3 - \alpha_5) = 0 \\ \cos \alpha_3 (b_2 - b_1 \alpha_5) - \cos \alpha_5 (b_2 - b_1 \alpha_3) - b_3 (\alpha_3 - \alpha_5) = 0 \end{cases}$$

求出变轨位置 $\alpha_3$ 和 $\alpha_5$ 后，可以得到两次迹向脉冲大小为

$$\Delta v_3 = \frac{b_2 - b_1 \alpha_5}{\alpha_3 - \alpha_5}, \quad \Delta v_5 = -\frac{b_2 - b_1 \alpha_3}{\alpha_3 - \alpha_5}$$

## 2.2 基于近圆偏差方程的迭代制导方法

本文采用的基于近圆偏差方程实现远程交会的规划步骤如下:

1) 对目标器进行外推, 外推至远程交会终点时刻  $t_A$ , 以此获得期望的终端瞄准点的相对状态  $\mathbf{X}_A$ 。再据追踪器和目标器的轨道要素计算出参考轨道的轨道要素。

2) 首先不进行轨道控制, 将追踪器外推至终端瞄准点所在圈次的纬度幅角, 并记录此时的时刻为  $t_u^0$ , 然后计算追踪器此时相对参考轨道的状态  $\mathbf{X}_c^0$ , 通过与终端瞄准点的相对状态作差得到初始的控制误差, 即  $\delta\mathbf{X}^0 = \mathbf{X}_A - \mathbf{X}_c^0$ 。最后计算出迹向相对位置的偏差:  $\delta\mathbf{X}^0(2) = a_{\text{rel}}\omega_{\text{rel}}(t_u^0 - t_A)$ 。

3) 依据  $\delta\mathbf{X}^{k-1}$  对近圆偏差制导方程进行求解, 计算得到变轨位置以及变轨脉冲的大小。

4) 对追踪器进行轨道控制, 在精确轨道动力学模型下将追踪器外推至远程交会终端时刻  $t_A$ , 并计算此时追踪器相对参考轨道的状态  $\mathbf{X}_c^k$ , 然后与终端瞄准点的相对状态作差得到控制误差:  $\delta\mathbf{X}^k = \mathbf{X}_A - \mathbf{X}_c^k$ 。

5) 判断控制误差  $\delta\mathbf{X}^k$  是否满足精度要求, 即  $\|\delta\mathbf{X}^k\| < \delta$ , 本文中  $\delta$  设置为  $10^{-6}$ , 若满足则退出, 否则执行步骤6。

6) 令  $\delta\mathbf{X}^k = \delta\mathbf{X}^{k-1} + \delta\mathbf{X}^k$ ,  $k = k + 1$ , 然后转步骤3。

## 2.3 远程导引终端瞄准点设计

远程导引段的终端瞄准点(或近程交会的初始瞄准点)作为远程交会与近程交会的接口位置, 其选择主要取决于相对测量敏感器的作用范围、远程交会段的控制精度以及近程交会段对初始位置和速度的要求等因素<sup>[16]</sup>。本文基于CW方程<sup>[17]</sup>, 分析并对远程导引终端的瞄准点进行设计, 具体分析流程如下:

1) 采用相等大小的切向脉冲实现登火舱由终瞄准点向停泊点转移, 得到  $\Delta x = x_0 - x_f = \frac{3}{4}z_0 \left[ (N-1) \frac{2\pi}{N} \right]$ 。式中,  $\Delta x$  表示由远程交会终端瞄准点向停泊点转移  $x$  方向上飞行的距离,  $N$  表示采用切向脉冲的个数。

2) 确定出终端瞄准点的位置线  $L(\alpha)$ 。  $L(\alpha)$  是过停泊点  $\mathbf{X}_f$  且与  $x$  轴正向呈  $\alpha$  夹角的位置线, 其中夹角  $\alpha = \arctan \frac{2N}{3\pi(N-1)}$ , 位于位置线  $L(\alpha)$  的远程交会终端瞄准点均可通过  $N$  次相等大小的切向脉冲转移到停泊点  $\mathbf{X}_f$  处。

3) 利用切向脉冲的计算公式  $\Delta V_x = \frac{\omega_c z_0}{2N}$  确定出  $z_0$  上限  $z_{\max}$ , 式中  $\omega_c$  表示飞船轨道的角速度。

4) 根据飞船与登火舱之间允许的安全距离确定出

$z_0$  的下限  $z_{\min}$ 。

5) 根据  $z_{\min}$ ,  $z_{\max}$  和  $L(\alpha)$  确定出在RVD系下终端瞄准点相对于飞船的位置。

采用上述的设计流程, 停泊点设计为  $[4, 0, 0]$  km, 考虑到安全性, 目标器的周围有  $a$  km  $\times$   $b$  km  $\times$   $b$  km 的范围接近椭球, 如图3所示, 即登火舱在远程导引结束后, 必须要在接近椭球的范围之外。在本文中, 设计接近椭球的范围为  $10$  km  $\times$   $3$  km  $\times$   $3$  km。

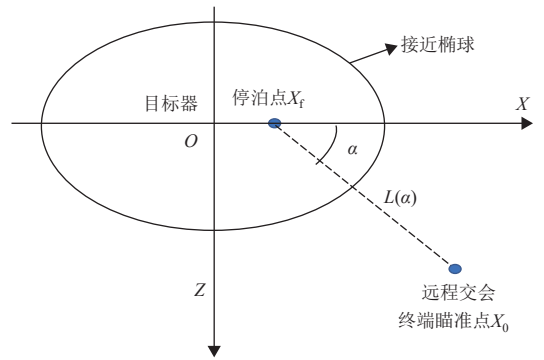


图3 远程导引终端瞄准点设计图

Fig. 3 Far-range guidance terminal aiming point design

假设采用的是3次切向脉冲的机动方式, 得到登火舱由终端瞄准点向停泊点转移在  $x$  方向上飞行的距离为  $\pi z_0$ , 可以得到终端瞄准点的位置线  $L(\alpha)$  夹角  $\alpha = 17.657^\circ$ 。结合接近椭球的范围,  $z_{\min} \geq 3$  km, 最终选择远程交会终端瞄准点  $z_0 = 3.5$  km, 根据停泊点的位置, 得到远程交会终端瞄准点为  $[15; 0; 3.5]$  km。

## 3 仿真验证

根据文献<sup>[18]</sup>, 火星大气分为底层、中层、高层和逃逸层。在逃逸层以下的空间, 飞行器会受到较强的大气摄动。结合此前发射的多颗火星探测器, 将飞船的轨道设为  $300$  km  $\times$   $300$  km 的环火星圆轨道, 这样能进行较为频繁的通信和操作, 同时也有较低的轨道周期, 有利于进行与火星表面之间的信息交互。霍曼下降轨道选为  $300$  km  $\times$   $100$  km 的椭圆轨道。

### 3.1 近圆偏差方程远程交会情况分析

根据图2中的应急交会制导策略, 登火舱在经过霍曼调相结束后进入到圆轨道, 然后通过近圆偏差方程的制导策略实现远程交会, 为了对近圆偏差方程的适用性进行分析, 首先选取登火舱的轨道为  $230$  km  $\times$   $230$  km 的圆轨道。利用近圆偏差方程的远程交会时间设计为  $6\ 500$  s, 得到在此轨道高度下, 登火舱完成远程交会所需要的速度增量随着飞船和登火舱之间的相位变化如图4所示。

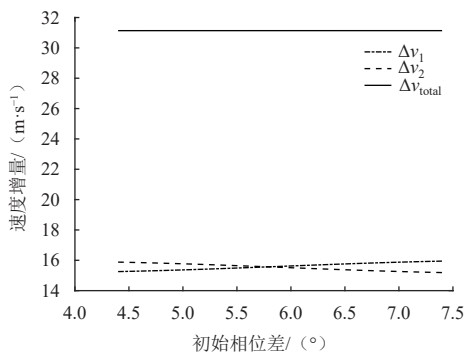


图4 利用近圆偏差方程实现远程交会速度增量随着初始相位差变化  
Fig. 4 Velocity increment of far-range rendezvous changed with initial phase difference by using near-circular deviation equation

从图4中可以看出,飞船领先登火舱不同的初始相位下,登火舱利用近圆偏差方程实现远程交会所需要的总的速度增量基本上保持不变,均为31.14 m/s。改变登火舱圆轨道的轨道高度,得到利用近圆偏差方程实现远程交会所需要的速度增量、有解相位随着轨道高度变化情况如图5所示。

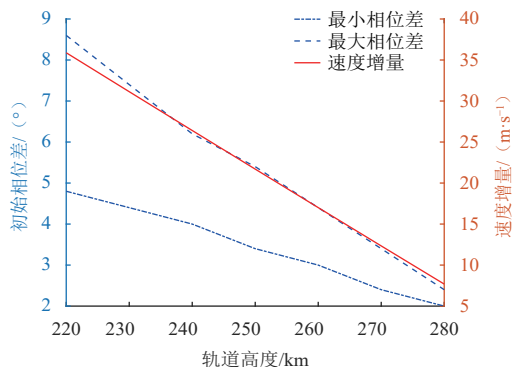


图5 登火舱在不同轨道高度下有解相位差和速度增量变化  
Fig. 5 Velocity increment and solved phase difference changed with orbital height

图5表明,随着登火舱轨道高度增加,利用近圆偏差方程实现远程交会的可解区间从 $[4.8^\circ, 8.6^\circ]$ 缩小至 $[2^\circ, 2.4^\circ]$ ,而所需总速度增量则从35.88 m/s降至7.68 m/s。在确定调相完成后登火舱要进入的圆轨道,一方面需要考虑有解区间的裕量,需要保证裕量足够大,满足登火舱由于制导误差产生的散度,另一方面,还要考虑速度增量,尽量消耗较少的燃料。综合考虑,选择 $240 \text{ km} \times 240 \text{ km}$ 的环火圆轨道,有解区间为 $[2^\circ, 2.4^\circ]$ ,所需要的速度增量为26.41 m/s。

### 3.2 调相能力分析

根据图2中的调相策略,对于图2(a)霍曼下降段的应急交会的制导策略,登火舱的近火点为100 km,对于图2(b)动力下降段的应急交会制导策略,登火舱需要重新进入到环火椭圆轨道进行调相,假设重新

入轨后的近火点高度仍为100 km,需要根据入轨后的相位差选择合适的远火点高度。由此,固定近火点高度为100 km,结合3.1节中确定的 $240 \text{ km} \times 240 \text{ km}$ 圆轨道的轨道高度,通过改变登火舱的远火点高度,得到登火舱可调整的相位与远火点轨道高度的关系如图6所示。

由图6可以看出,当登火舱轨道的远火点高度达到430 km时,登火舱的轨道角速度才小于飞船的轨道角速度。根据图1中登火过程的飞行轨迹,在霍曼下降段,登火舱的轨道角速度大于飞船的轨道角速度,此时登火舱的相位领先于飞船的相位。当登火舱飞行至图2(a)中的1处时,可以求得,登火舱领先飞船的相位为 $7.26^\circ$ 。当登火舱进入到动力下降段,由于其轨道高度更低,在一段时间内登火舱与飞船之间的相位差会进一步变大。因此,为了消除登火舱领先飞船的相位,要求登火舱调相轨道的远火点的高度不低于530 km。

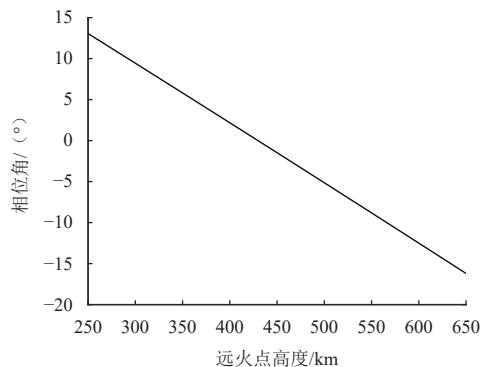


图6 远火点高度和登火舱可调整的相位关系图  
Fig. 6 Height of apogee and adjustable phase of Mars landing module

在确定登火舱远火点的轨道高度时,需要根据登火舱与飞船之间的相位差,以及利用近圆偏差方程实现远程交会所需要满足的相位差共同决定。

### 3.3 霍曼下降段应急交会仿真分析

初始时刻,登火舱和飞船的轨道参数如表1所示。

表1 登火舱和飞船的初始轨道参数  
Table 1 Initial orbital parameters of Mars landing module and spaceship

初始轨道参数	飞船	登火舱
半长轴/km	3 696	3 596
偏心率	0.000 5	0.028
纬度幅角/(°)	311.88	315.26

假设在此时刻终止任务,登火舱启用应急交会。利用图2的制导策略,基于近圆偏差方程的双脉冲制导策略的时间约束为6 600 s,在RVD系下,登火舱远程交会终端瞄准点设计为 $[15; 0; 3.5] \text{ km}$ 。

通过仿真, 得到登火舱在RVD系下 $xOz$ 内相对于飞船的运动轨迹如图7所示, 登火舱和飞船平面内的轨道要素随着时间的变化如图8所示。在霍曼下降段应急交会制导策略中, 登火舱变轨脉冲的执行情况如表2所示。

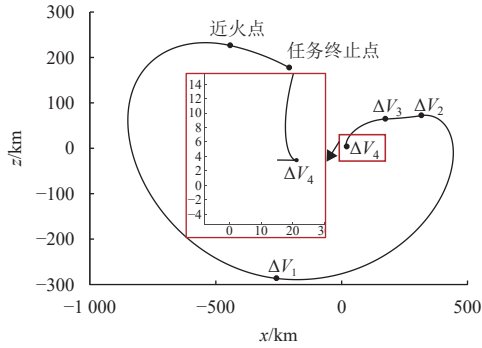


图7 登火舱在RVD系下 $xOz$ 平面内的相对运动轨迹图  
Fig. 7 Relative motion trajectory of Mars landing module in  $xOz$  plane in RVD system

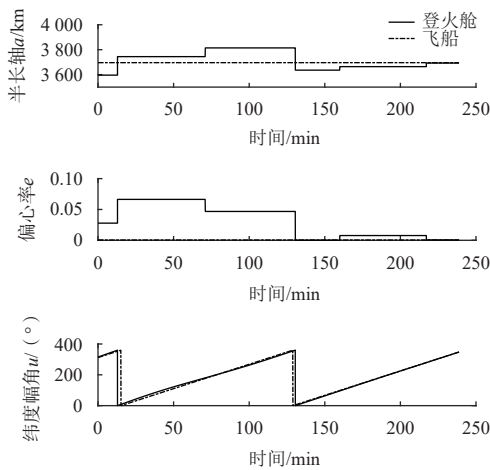


图8 登火舱与飞船轨道要素变化图  
Fig. 8 In-plane orbital elements of Mars landing module and spaceship over time

表2 登火舱变轨脉冲执行情况表

Table 2 Maneuver impulses of Mars landing module		
	变轨位置	速度大小/ (m·s <sup>-1</sup> )
$\Delta v_1$	近火点	65.89
$\Delta v_2$	远火点	32.99
$\Delta v_3$	近火点	-79.33
$\Delta v_4$	纬度幅角95.30°	13.17
$\Delta v_5$	纬度幅角279.11°	13.23
$ \Delta v_{total} $	—	204.62

从图7、图8可以看出, 登火舱在经过5次轨道面内的变轨后, 其半长轴、偏心率等轨道要素得到了修正, 登火舱和飞船的相位也得到了调整。霍曼下降段应急交会制导策略消耗的时间约为3.76 h, 其中用于调相的时间为1.96 h, 用于双脉冲制导的时间为1.83 h, 符合

设计的6 600 s的约束, 整体远程交会的时间在2个轨道周期之内完成, 符合快速交会的要求。在远程交会的终点, 登火舱在RVD系下相对于飞船的位置为[15.00; 0; 3.50] km, 满足设计的终端瞄准点的要求。

### 3.4 动力下降段应急交会仿真分析

登火舱在动力下降段的某一时刻终止任务后, 飞船的轨道数如表3所示。

表3 飞船初始轨道参数

Table 3 Initial orbital parameters of spaceship	
初始轨道参数	飞船
半长轴/km	3 696
偏心率	0.000 5
纬度幅角/ (°)	348.09
升交点赤经/ (°)	37.62
轨道倾角/ (°)	41.64

假设登火舱领先飞船的相位为11.91°, 根据图6中登火舱轨道的远火点高度与可调整的相位关系图, 选择登火舱重新入轨后的远火点高度, 登火舱入轨后的初始轨道参数如表4所示。

表4 登火舱初始轨道参数

Table 4 Initial orbital parameters of Mars landing module	
初始轨道参数	登火舱
半长轴/km	3 775.79
偏心率	0.074
纬度幅角/ (°)	0
升交点赤经/ (°)	38.08
轨道倾角/ (°)	42.25

利用图2中的制导策略, 两次特殊点变轨脉冲用于调相, 最后两次脉冲采用基于近圆偏差方程的双脉冲制导策略完成快速远程交会, 后两次脉冲之间加入法向脉冲对登火舱平面外轨道要素进行调整, 双脉冲制导策略的时间约束为6 600 s。

通过仿真, 得到登火舱在RVD系下相对于飞船的运动轨迹如图9所示, 得到登火舱和飞船平面内的轨道要素随着时间的变化如图10所示。登火舱变轨脉冲的执行情况如表5所示。

表5 登火舱变轨脉冲执行情况表

Table 5 Maneuver impulses of Mars landing module		
	变轨位置	速度大小/ (m·s <sup>-1</sup> )
$\Delta v_1$	远火点	32.84
$\Delta v_2$	近火点	-92.37
$\Delta v_3$	纬度幅角81.33°	13.28
$\Delta v_n$	纬度幅角206.65°	40.38
$\Delta v_5$	纬度幅角260.50°	13.13
$ \Delta v_{total} $	—	192

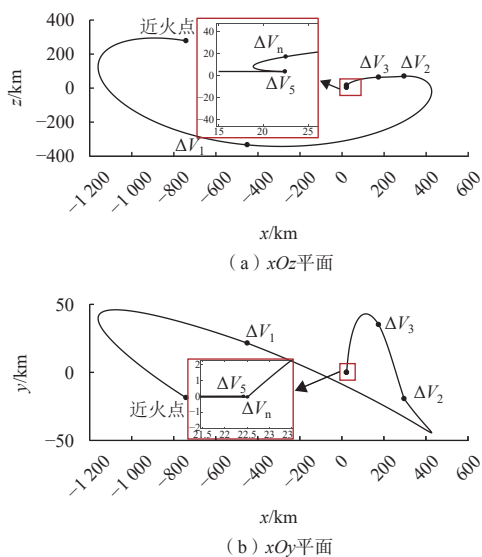
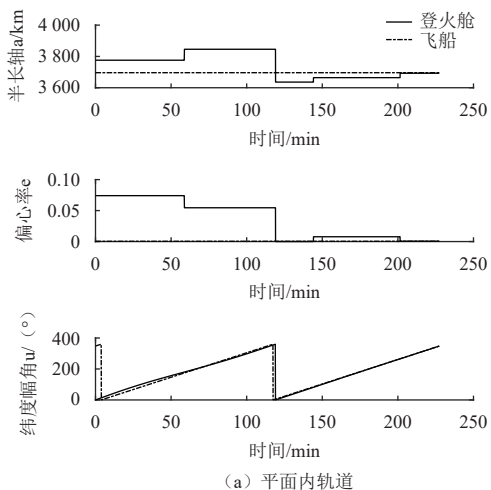
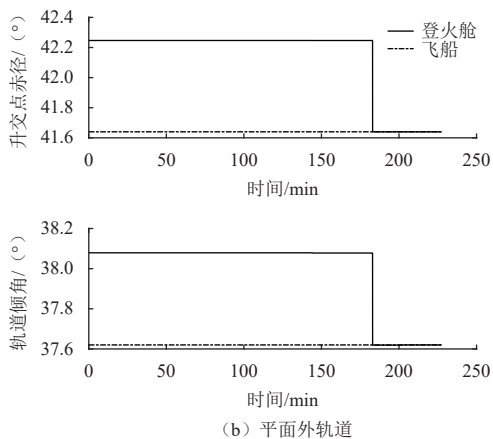


图9 登火舱在RVD系下的相对运动轨迹图

Fig. 9 Relative motion trajectory of Mars landing module in RVD system



(a) 平面内轨道



(b) 平面外轨道

图10 登火舱和飞船的轨道要素随着时间的变化

Fig. 10 Orbital elements of Mars landing module and spaceship over time

在远程导引段的终点，登火舱在飞船RVD系下的相对位置为[15.00; 0; 3.5] km，符合设计的终端瞄准

点的要求。从图9、图10可以看出，登火舱在经过5次轨道变轨后，其半长轴、偏心率平面内轨道要素和升交点赤径、轨道倾角等平面外轨道要素得到了修正，登火舱和飞船的相位也得到了调整。动力下降段应急交会制导策略消耗的时间约为3.78 h，其中用于调相的时间为1.98 h，基于近圆偏差方程制导策略通过3次脉冲制导的时间为1.83 h，符合设计的6600 s的时间约束。整体看来，远程导引在2个轨道周期内完成，时间符合快速交会的要求。

在动力下降段的一定时间内，登火舱与飞船之间的相位会进一步增大，图11给出的是动力下降段登火舱重新入轨后，应急交会所需要的速度增量随着登火舱与飞船之间相位差的变化情况。图11表明，领先的初始相位由7.3°变化至13.3°，登火舱重新入轨后，应急交会所需要的速度增量由179 m/s增加到了195 m/s。

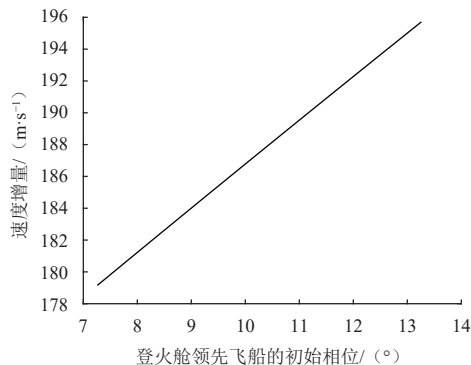


图11 登火舱入轨后应急交会所需要的速度增量随着相位差变化

Fig. 11 Velocity increment required for emergency rendezvous changes with phase difference after Mars landing module insertion

### 4 结论

本文针对载人火星探测任务中的应急交会制导策略进行分析与设计，通过分析抬高轨道高度与调相能力选择合适的调相轨道，设计了远程交会终端瞄准点，然后基于近圆偏差方程设计了远程交会的制导策略。仿真验证表明，所设计的脉冲制导和调相策略能够在两个轨道周期内完成登火舱与飞船的快速、精准交会，满足任务安全需求。研究结果为未来载人登火任务的设计和应急方案提供了理论依据和参考，具有重要的工程应用价值。未来可以进一步优化应急交会制导策略，研究更加复杂的火星任务场景，为人类探索火星做出更大的贡献。

### 参考文献

[1] 吴俊. 国外载人火星探测情况浅析[C]//中国空间科学学会空间探测专业委员会第二十六届全国空间探测学术研讨会会议论文集. 海

- 南: 中国空间科学学会空间探测专业委员会, 2013: 83-92.
- WU J. Analysis of the situation of foreign manned exploration of Mars[C]//Proceedings of the 26th National Conference on Space Exploration of the Space Exploration Committee of the Chinese Society of Space Science. Hainan: Space Exploration Committee of the Chinese Society of Space Science, 2013: 83-92.
- [2] WRIGHT V, MORZFELD M, MANGA M. Liquid water in the Martian mid-crust[J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 2024, 121(35): e2409983121.
- [3] 郑艺裕. 火星进入轨迹设计、优化及制导方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- ZHENG Y Y. Mars entry trajectory design, optimization, and guidance methods [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.
- [4] 王连升. 火星登火舱进入段导航方案和导航算法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- WANG L S. Research on navigation scheme and navigation algorithm for entry section of Mars landing module [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016.
- [5] 周旭东. 载人火星飞行轨道方案的设计和计算[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第八届学术年会论文集(上篇). 上海: 中国宇航学会深空探测技术专业委员会, 2011: 103-111.
- ZHOU X D. Design and calculation of trajectory of manned spaceflight to Mars[C]//Proceedings of the 8th Academic Conference of the Deep Space Exploration Technology Professional Committee of the Chinese Society of Astronautics (Part I). Shanghai: Deep Space Exploration Technology Professional Committee of the Chinese Society of Astronautics, 2011: 103-111.
- [6] GOUX P, LECOCQ A, RICHERT M, et al. MSR-ERO: narrow angle navigation camera[C]//Proceedings of ESA GNC and ICATT Conference. Poland: ESTEC, 2023.
- [7] KANANI K, MARCHAND A, FALCOZ A. MSR-ERO rendezvous navigation sensors and image processing[C]//Proceedings of ESA GNC and ICATT Conference. Poland: ESTEC, 2023.
- [8] ALEXANDRE F, PIERRE B. Guidance, navigation & control on-board architecture for Mars sample return rendezvous & capture[C]//Proceedings of ESA GNC and ICATT Conference. Poland: ESTEC, 2023.
- [9] 王燕, 张晓岚. 美国载人登陆火星方案研究[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会论文集(上册). 北京: 中国宇航学会深空探测技术专业委员会, 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 国家重点基础研究发展计划项目(深空973)办公室, 2012: 64-70.
- WANG Y, ZHANG X L. Research on the US manned landing program on Mars[C]//Proceedings of the 9th Academic Conference of the Deep Space Exploration Technology Professional Committee of the Chinese Society of Astronautics (Volume I). Beijing: Deep Space Exploration Technology Professional Committee of the Chinese Society of Astronautics, Key Laboratory of Flight Dynamics and Control of the Ministry of Education, Office of the National Basic Research Program of China (Deep Space 973), 2012: 64-70.
- [10] 高朝辉, 童科伟, 时剑波, 等. 载人火星和小行星探测任务初步分析[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2015, 2(1): 10-19.
- GAO C H, TONG K W, SHI J B, et al. Analysis of the manned Mars and asteroid missions[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(1): 10-19.
- [11] 马广富, 龚有敏, 郭延宁, 等. 载人火星探测进展及其EDL过程GNC关键技术[J]. *航空学报*, 2020, 41(7): 116-133.
- MA G F, GONG Y M, GUO Y N, et al. Human Mars mission: Research progress and GNC key technologies during EDL[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(07): 116-133.
- [12] 王高阳, 胡海霞, 解永春, 等. 月面起飞快速交会远程导引制导律设计[J]. *空间控制技术与应用*, 2023, 49(2): 20-29.
- WANG G Y, HU H X, XIE Y C, et al. Guidance design of quick far-range rendezvous for lunar take off[J]. *Aerospace Control and Application*, 2023, 49(2): 20-29.
- [13] WANG G, HU H, XIE Y. Elliptical orbit guidance scheme research for far-range rendezvous in lunar mission[C]//Proceedings of International Conference On Signal And Information Processing, Networking And Computers. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023: 267-275.
- [14] BARANOV A. An algorithm for calculating parameters of multi orbit maneuvers in remote guidance[J]. *Cosmic Research*, 1990, 28(1): 61-67.
- [15] 李革非. 交会对接轨道控制规划[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 33-36.
- [16] 朱仁璋. 航天器交会对接技术[M]. 北京: 国防工业出版社: 76-80.
- [17] 解永春, 陈长春, 刘涛, 等. 航天器交会对接制导导航控制原理和方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018: 46-50.
- [18] 吴兆朋. 火星大气潮汐和边界层研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
- WU Z P. Atmospheric tides of Mars and boundary layer research[D]. Hefei: China University of Science and Technology, 2018.
- 作者简介:  
**王高阳** (1998-), 男, 博士研究生, 主要研究方向: 航天器交会对接。  
 通信地址: 北京市海淀区友谊路104号院(100094)  
 E-mail: 17843102952@163.com  
**胡海霞** (1977-), 女, 研究员, 主要研究方向: 交会对接制导控制及其仿真。**本文通信作者**。  
 通信地址: 北京市海淀区友谊路104号院(100094)  
 E-mail: jwhhx502@sina.com

# Emergency Rendezvous Strategy in Descending Phase of Manned Mars Landing Missions

WANG Gaoyang<sup>1,2</sup>, LI Longkang<sup>1,2</sup>, HU Haixia<sup>1,2</sup>, XIE Yongchun<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100090, China;

2. National Key Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100090, China)

**Abstract:** In this research, the emergency rendezvous guidance strategy in manned Mars exploration missions was analyzed and designed, and the rapid rendezvous method between Mars landing module and spacecraft when the mission is terminated during landing was mainly discussed. First, the orbit transformation process of Mars landing phase was simplified. When the mission was terminated, according to the initial phase of the landing module and the spacecraft, the height of the far point of the Mars phase-modulated orbit was determined by the special point orbit change strategy. After the phase-modulation of the landing module was completed, it entered the circular orbit around the Mars. Then the terminal aiming point of far-range rendezvous was designed based on CW equation. The final far-range rendezvous was realized based on the guidance strategy of the near-circular deviation equation. Finally, the proposed emergency rendezvous strategy was verified by simulation. Simulation results show that the designed emergency rendezvous guidance strategy can effectively complete the rapid rendezvous and docking between the Mars landing module and the spacecraft during the emergency rendezvous of Hohmann descent and power descent.

**Keywords:** Mars exploration; manned space flight; rendezvous and docking; emergency rendezvous

## Highlights:

- The rapid emergency rendezvous guidance strategy in manned Mars missions between Mars landing module and the spacecraft is analyzed and designed.
- The emergency rendezvous guidance strategy suitable for Hohmann transfer phase and power descent phase is proposed based on special point orbit change strategy and the near-circular deviation equation.
- The terminal aiming point of far-range rendezvous is designed based on CW equation.
- The effectiveness of emergency rendezvous strategy in Hohmann descent section and power descent section is verified by simulation.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]