

# 火星上升器入轨段自适应迭代制导方案设计

宋春<sup>1</sup>, 郭延宁<sup>2</sup>, 郭敏文<sup>3</sup>, 李琨<sup>2</sup>

(1. 空间物理重点实验室, 北京 100076; 2. 哈尔滨工业大学控制科学与工程系, 哈尔滨 150001; 3. 北京控制工程研究所, 北京 100094)

**摘要:** 针对火星上升器入轨段的制导问题, 设计了一种自适应迭代制导策略。为降低初始状态偏差和火星环境不确定性的影响, 每个周期内在制导坐标系下迭代计算剩余飞行时间, 求解出在上升器推力大小固定情况下满足目标点位置与速度矢量约束的最优控制角, 进而实时修正飞行轨迹。仿真结果表明, 相较于传统的开环制导方案, 提出的方案显著地提升了制导精度, 其中高度误差降低3个量级, 最大速度误差降低至原开环制导的三分之一, 入轨点轨道倾角和偏心率误差均满足基本工程需求, 可作为未来火星上升器入轨段制导的一种可靠方案。

**关键词:** 火星上升器; 入轨段; 迭代制导; 最优控制

**中图分类号:** V412

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2024)01-0031-09

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230055

**引用格式:** 宋春, 郭延宁, 郭敏文, 等. 火星上升器入轨段自适应迭代制导方案设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(1): 31-39.

**Reference format:** SONG C, GUO Y N, GUO M W, et al. Design of adaptive iterative guidance scheme for Mars ascent vehicle orbiting phase[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(1): 31-39.

## 引言

2020年7月23日, 中国的“天问一号”火星探测器在中国文昌航天发射场成功发射入轨, 通过一次发射实现火星环绕、着陆和巡视, 正式迈出了中国行星探测第一步<sup>[1]</sup>。根据中国未来深空探测任务的发展规划, 火星采样返回是继火星着陆探测之后的又一重大项目, 在这个过程中, 携带火星样品的上升器与停靠在环火轨道上的轨道返回器交会捕获完成样品转移, 由轨道返回器携带样品返回地球<sup>[2]</sup>。如果上升器不能精准地进入预定轨道, 那么轨道返回器将无法捕获火星样本, 因此, 火星上升器能否实现精确入轨决定着火星采样返回任务的成败。

火星上升器从火星表面装载样本后发射, 经历上升段、无动力滑行段和入轨段后进入目标轨道, 如图1所示, 其中入轨段主要存在以下技术难点:

1) 推进系统推力大小基本稳定, 只能调节推力方向, 控制能力有限。

2) 上升器在穿越火星大气的过程中产生的误差会随长时间的无动力滑行累积, 导致在入轨段初始时刻与标称值存在较大偏差, 给高精度入轨带来极大挑战。

3) 火星表面常有剧烈的阵风、尘暴等恶劣气候, 环境模型具有较大不确定性<sup>[3]</sup>。

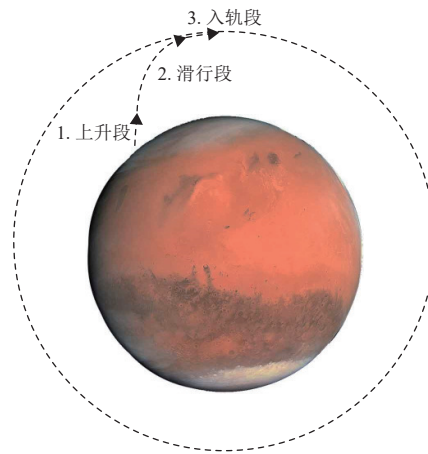


图1 火星上升器飞行过程示意图  
Fig. 1 Mars ascent vehicle flight process

目前国内外针对火星上升器入轨段制导技术的研究较少。McCormick等<sup>[4]</sup>提出了基于预测校正的火星上升器制导方法, 有效处理了各种偏差, 但计算量较大, 对星载计算机有着较高要求。Anzalone等<sup>[5]</sup>利用Lambert制导解决了火星上升器飞行过程中固体发动机燃料耗尽关机的问题, 使得上升器具有燃烧多余推进

剂的能力。郭敏文等<sup>[6]</sup>在Anzalone等的基础上做出改进,对控制量进行加权处理,结合参考控制量对Lambert制导算法带来的偏差进行补偿,进一步提高了入轨精度。

虽然现阶段对于火星上升器入轨段制导并未进行深入研究与实践,但对地球表面火箭发射入轨制导的研究已较为成熟,可为火星上升器的制导设计提供参考。地球表面发射火箭所采用的制导策略主要有两种:开环制导和闭环制导。开环制导基于任务需求确定出一条标称轨迹,直接采用优化得到的标称控制量作为制导过程的输入量,具有计算量小、工程易实现等优点,广泛应用于运载火箭大气层内的上升段<sup>[7]</sup>。但由于开环制导对系统建模精度要求较高,在较大干扰和不确定性存在的情况下制导精度会受到很大影响。

为了进一步提高系统鲁棒性和制导精度,逐渐衍生了以自适应迭代制导为代表的一系列闭环制导方法。传统的闭环制导根据飞行器瞬时状态和目标位置,实时确定需要速度和实际速度的差值矢量,控制推力方向使其变为零,当满足条件时发动机关机<sup>[8]</sup>。自适应迭代制导在传统闭环制导的基础上,根据飞行器当前状态与终端目标,在每个迭代周期内解算剩余飞行时间进而得到最优控制角,对轨迹做出实时修正,该方法不必沿着预设的标称轨迹飞行,相较于传统的闭环制导,迭代制导能够在入轨段初始状态与标称值存在较大偏差的情况下实现高精度入轨,具有较强的任务自适应性和鲁棒性。自适应迭代制导在国内外得到广泛应用,如美国的“土星五号”(Saturn V)运载火箭<sup>[9]</sup>,中国的“长征二号F(CZ-2F)”等都采用了迭代制导技术<sup>[10]</sup>,最近10年以来迭代制导成为国内航空航天领域研究热点之一,巩庆海等<sup>[11]</sup>提出了兼顾工程可实现性和燃料最优的月面上升段迭代制导应用方案。王颖等<sup>[12]</sup>基于迭代制导提出了一种适应多目标轨道要求的运载火箭弹道制导设计方法,极大地减少了传统弹道制导设计的计算量。傅瑜等<sup>[13]</sup>基于牛顿迭代法在经典迭代制导算法的基础上研究了一种适用于大姿态角范围的迭代制导方法,并推导了其雅可比矩阵的解析式。

综上所述,火星上升器的精确入轨对后续与轨道返回器的交会对接意义重大。目前火星上升器入轨段制导并未考虑初始状态偏差和火星环境不确定性等影响,而这些因素都会影响上升器的入轨精度,不利于后续的交会对接。

因此,本论文基于自适应迭代制导研究了火星上升器入轨段的制导过程,通过在每个周期内迭代计算

剩余飞行时间,求解出在上升器推力大小固定情况下满足目标点位置与速度矢量约束的最优控制角来进行实时轨迹修正,最终在入轨段初始时刻存在较大偏差和火星环境具有大不确定性的情况下实现高精度入轨,并与传统的开环制导方案进行对比,通过仿真验证了自适应迭代制导方案的优越性。

## 1 问题描述与建模

发射点引力惯性坐标系 $O-XYZ$ 以火星质心为原点 $O$ ,以火星质心与上升器发射点的连线为 $OY$ 轴,向上为正, $OX$ 轴与 $OY$ 轴垂直,指向发射瞄准方向, $OZ$ 轴由右手定则确定。为了使制导方程计算简便引入制导坐标系,制导坐标系 $O-\xi\eta\zeta$ 由发射点引力惯性坐标系 $O-XYZ$ 绕 $OZ$ 轴旋转 $(-\beta_c)$ 得到,二者之间的转换关系如下

$$\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta_c & -\sin\beta_c & 0 \\ \sin\beta_c & \cos\beta_c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: $\beta_c$ 为上升器自起飞点至入轨点的全航程角在 $XOY$ 平面上的投影,全航程角定义为起飞点的位置矢量与入轨点处的位置矢量的夹角; $\beta_c$ 由上升器自起飞点至当前时刻的航程角在 $XOY$ 平面上的投影 $\beta_e$ 和当前时刻至入轨点的剩余航程角在 $XOY$ 平面上的投影 $\beta_r$ 组成,即

$$\beta_c = \beta_e + \beta_r \quad (2)$$

它们的关系如图2所示。

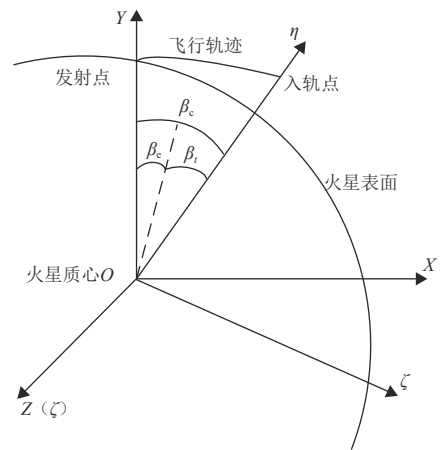


图2 坐标系示意图  
Fig. 2 Coordinate system

在制导坐标系 $O-\xi\eta\zeta$ 上建立火星上升器入轨段的运动方程,形式为

$$\begin{bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\eta} \\ \ddot{\zeta} \end{bmatrix} = \frac{F}{m} \begin{bmatrix} \cos\varphi_{\xi} \cos\psi_{\zeta} \\ \sin\varphi_{\xi} \cos\psi_{\zeta} \\ -\sin\psi_{\zeta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{g}_{\xi} \\ \mathbf{g}_{\eta} \\ \mathbf{g}_{\zeta} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中:  $F$ 为发动机推力大小;  $m$ 为上升器质量;  $\varphi_{\xi}$ 为俯仰角,定义为上升器纵轴在 $\xi O \eta$ 平面上的投影与 $O\xi$ 轴之间的夹角;  $\psi_{\zeta}$ 为偏航角,定义为上升器纵轴与 $\xi O \eta$ 平面之间的夹角;  $\mathbf{g}_{\xi}$ 、 $\mathbf{g}_{\eta}$ 、 $\mathbf{g}_{\zeta}$ 为引力加速度 $\mathbf{g}$ 在 $O-\xi\eta\zeta$ 坐标系上的3个分量。

由于上升器瞬时点的引力加速度矢量是一个关于位置的复杂函数,为便于计算,对火星模型作局部平面化假设,将引力加速度 $\mathbf{g}$ 近似为上升器瞬时点引力加速度和入轨点引力加速度的平均值,即

$$\begin{bmatrix} \mathbf{g}_{\xi} \\ \mathbf{g}_{\eta} \\ \mathbf{g}_{\zeta} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{g}_{\xi 0} \\ \mathbf{g}_{\eta 0} \\ \mathbf{g}_{\zeta 0} \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathbf{g}_{\xi c} \\ \mathbf{g}_{\eta c} \\ \mathbf{g}_{\zeta c} \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中:  $\mathbf{g}_{\xi 0}$ 、 $\mathbf{g}_{\eta 0}$ 、 $\mathbf{g}_{\zeta 0}$ 为瞬时点引力加速度在 $O-\xi\eta\zeta$ 坐标系上的3个分量,  $\mathbf{g}_{\xi c}$ 、 $\mathbf{g}_{\eta c}$ 、 $\mathbf{g}_{\zeta c}$ 为入轨点引力加速度在 $O-\xi\eta\zeta$ 坐标系上的3个分量。

已有学者证明这种近似方法可以降低计算量并且对制导精度不会产生很大的影响<sup>[14]</sup>。

## 2 迭代制导律设计

上升器从火星表面发射,经历上升段、无动力滑行段和入轨段后进入目标轨道,由于火星环境不确定性较大,并且火星大气造成的误差会随长时间的无动力滑行逐渐积累,导致在入轨段初始时刻与标称值存在较大偏差。传统的开环制导方法无法对较大偏差进行修正,因此在该阶段设计了自适应迭代制导方法来实现高精度入轨。

自适应迭代制导应用最优控制理论,在每个迭代周期内获得一组最优控制姿态角,使上升器能在剩余飞行时间 $t_c$ 内从当前时刻点转移到入轨点,整个迭代制导流程如下:

- 1) 初始化: 输入上升器初始质量 $m_0$ , 发动机比冲 $I_{sp}$ , 推力 $T$ 等参数;
- 2) 导航计算: 根据测量元件得到上升器瞬时时刻在发射点引力惯性坐标系下的位置矢量 $(X, Y, Z)$ 、速度矢量 $(\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z})$ 和引力加速度矢量 $(\mathbf{g}_X, \mathbf{g}_Y, \mathbf{g}_Z)$ ;
- 3) 坐标转换: 利用坐标转换关系式(1), 将发射点引力惯性坐标系下的位置、速度和引力加速度转换到制导坐标系中, 得到制导坐标系下的位置 $(\xi, \eta, \zeta)$ 、速度 $(\dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{\zeta})$ , 引力加速度 $(\mathbf{g}_{\xi}, \mathbf{g}_{\eta}, \mathbf{g}_{\zeta})$ ;
- 4) 迭代计算剩余飞行时间 $t_c$ ;
- 5) 计算最优控制角 $\varphi_{\xi}$ 和 $\psi_{\zeta}$ 。

迭代制导的求解主要由两部分构成: 当前时刻点到入轨点剩余飞行时间 $t_c$ 的迭代计算以及最优控制角 $\varphi_{\xi}$ 和 $\psi_{\zeta}$ 的求解。

### 2.1 剩余飞行时间解算

根据上升器从当前时刻点到入轨点所需要的速度增量与在这个过程中推力所提供的速度增量可以计算得到剩余飞行时间 $t_c$ 。

从当前时刻点到入轨点所需要速度增量 $\Delta V$ 为

$$\Delta V = \sqrt{\Delta \xi^2 + \Delta \eta^2 + \Delta \zeta^2} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \Delta \xi = \xi_c - \xi_0 - \mathbf{g}_{\xi} t_c \\ \Delta \eta = \eta_c - \eta_0 - \mathbf{g}_{\eta} t_c \\ \Delta \zeta = \zeta_c - \zeta_0 - \mathbf{g}_{\zeta} t_c \end{cases} \quad (6)$$

其中:  $\xi_c$ 、 $\eta_c$ 、 $\zeta_c$ 为上升器在制导坐标系 $O-\xi\eta\zeta$ 下入轨点处的3个理想速度分量,  $\xi_0$ 、 $\eta_0$ 、 $\zeta_0$ 为上升器当前时刻点的3个实际速度分量。

从当前时刻点到入轨点推力提供的速度增量 $\Delta V_T$ 为

$$\Delta V_T = -V_e \ln(1 - t_c / \tau) \quad (7)$$

其中:  $V_e$ 为喷气速度; 其值为发动机推力与秒流量之比;  $\tau$ 为瞬时质量与秒流量之比。

在这个过程中, 上升器推力所提供的速度增量 $\Delta V_T$ 需满足从当前时刻点飞行到入轨点所需的速度增量 $\Delta V$ , 由公式(5)和公式(7)可以得到剩余飞行时间 $t_c$ 为

$$t_c = \tau(1 - e^{-\Delta V/V_e}) \quad (8)$$

经过多次迭代计算, 可以得到满足相应精度的剩余飞行时间。

### 2.2 控制姿态角解算

对于推力大小稳定只能控制推力方向的上升器来说, 从理论上讲无法同时满足目标点3个速度矢量和3个位置矢量的终端约束, 但当假定入轨点的3个速度矢量 $(\dot{\xi}_c, \dot{\eta}_c, \dot{\zeta}_c)$ 和两个位置矢量 $(\eta_c, \zeta_c)$ 为确定量, 将 $\xi_c$ 作为不确定量时, 可以得到一组最优控制角的解析解, 后续的仿真结果表明, 用该假设下得到的制导方程对上升器进行控制, 不会出现一个位置分量 $\xi_c$ 偏差过大的情况, 因此可以将这个结果作为满足目标点所有速度矢量和位置矢量约束的近似解。

上升器的控制规律表明, 最优控制角 $\varphi_{\xi}$ 和 $\psi_{\zeta}$ 由只满足速度约束的控制角 $\tilde{\varphi}_{\xi}$ 、 $\tilde{\psi}_{\zeta}$ 和只满足位置约束的附

加控制角  $k_2t - k_1$ 、 $e_2t - e_1$  两部分组成, 其中  $\tilde{\varphi}_\xi$  和  $\tilde{\psi}_\zeta$  占最优控制角的主要部分, 附加控制角  $k_2t - k_1$ 、 $e_2t - e_1$  为小量, 最优控制角可表示为以下形式

$$\begin{cases} \varphi_\xi = \tilde{\varphi}_\xi + k_2t - k_1 \\ \psi_\zeta = \tilde{\psi}_\zeta + e_2t - e_1 \end{cases} \quad (9)$$

引入哈密顿函数

$$\begin{aligned} H = & \lambda_1 (F \cos \varphi_\xi \cos \psi_\zeta / m + \mathbf{g}_\xi) + \lambda_2 x_1 + \\ & \lambda_3 (F \sin \varphi_\xi \cos \psi_\zeta / m + \mathbf{g}_\eta) + \lambda_4 x_3 + \\ & \lambda_5 (-F \sin \psi_\zeta / m + \mathbf{g}_\zeta) + \lambda_6 x_5 + 1 \end{aligned} \quad (10)$$

其中,  $\lambda^T = [\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4, \lambda_5, \lambda_6]$  为状态变量  $x^T = [\xi, \eta, \zeta, \dot{\xi}, \dot{\eta}, \dot{\zeta}]$  的协态变量。系统的协态变量和状态变量应当满足以下方程:

状态方程

$$\dot{x}(t) = \frac{\partial H}{\partial \lambda} \quad (11)$$

伴随方程

$$\dot{\lambda} = -\frac{\partial H}{\partial x} \quad (12)$$

极值条件

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial H}{\partial \varphi_\xi} \\ \frac{\partial H}{\partial \psi_\zeta} \end{bmatrix} = 0 \quad (13)$$

即

$$\begin{bmatrix} \lambda_1 \sin \varphi_\xi \cos \psi_\zeta - \lambda_3 \cos \varphi_\xi \cos \psi_\zeta \\ \lambda_1 \cos \varphi_\xi \sin \psi_\zeta + \lambda_3 \sin \varphi_\xi \sin \psi_\zeta + \lambda_5 \cos \psi_\zeta \end{bmatrix} = 0 \quad (14)$$

横截条件

$$\lambda \delta x|_{t_c} = 0 \quad (15)$$

即

$$\begin{bmatrix} \lambda_1 \delta x_1 \\ \lambda_2 \delta x_2 \\ \lambda_3 \delta x_3 \\ \lambda_4 \delta x_4 \\ \lambda_5 \delta x_5 \\ \lambda_6 \delta x_6 \end{bmatrix} = 0 \quad (16)$$

对伴随方程 (12) 进行积分可以得到

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_{10} - \lambda_{20}t \\ \lambda_3 = \lambda_{30} - \lambda_{40}t \\ \lambda_5 = \lambda_{50} - \lambda_{60}t \end{cases} \quad (17)$$

其中,  $\lambda_{i0}$  为积分常值。下面通过分别求解  $\tilde{\varphi}_\xi$ 、 $\tilde{\psi}_\zeta$  和  $k_2t - k_1$ 、 $e_2t - e_1$  来获得最优控制角  $\varphi_\xi$  和  $\psi_\zeta$ 。当只满足入轨点速度矢量  $(\dot{\xi}_c, \dot{\eta}_c, \dot{\zeta}_c)$  约束时, 上升器的控制角应

为一组瞬时常值, 即  $\varphi_\xi = \tilde{\varphi}_\xi$ 、 $\psi_\zeta = \tilde{\psi}_\zeta$ , 此时位置矢量相对应的状态变量  $x_2$ 、 $x_4$ 、 $x_6$  终端值不确定, 由横截条件 (15) 可以得到  $\lambda_{20} = \lambda_{40} = \lambda_{60} = 0$ , 代入式 (17) 可得

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_{10} \\ \lambda_3 = \lambda_{30} \\ \lambda_5 = \lambda_{50} \end{cases} \quad (18)$$

求解极值条件式 (14) 并结合式 (18) 得到姿态角的表达式

$$\begin{cases} \varphi_\xi = \tilde{\varphi}_\xi = \tan^{-1} \frac{\lambda_{30}}{\lambda_{10}} \\ \psi_\zeta = \tilde{\psi}_\zeta = \tan^{-1} \left( -\frac{\lambda_{50}}{\lambda_{10}} \cos \varphi_\xi \right) \end{cases} \quad (19)$$

将式 (19) 代入上升器动力学方程 (3), 并在时间间隔  $[0, t_c]$  上根据初值  $(\xi_0, \eta_0, \zeta_0, \dot{\xi}_0, \dot{\eta}_0, \dot{\zeta}_0)$ 、以及入轨点速度约束  $(\dot{\xi}_c, \dot{\eta}_c, \dot{\zeta}_c)$  进行积分求解, 可以得到只满足速度约束的控制角  $\tilde{\varphi}_\xi$ 、 $\tilde{\psi}_\zeta$ , 形式如下

$$\begin{cases} \tilde{\varphi}_\xi = \tan^{-1} \frac{\dot{\eta}_c - \dot{\eta}_0 - \mathbf{g}_\eta t_c}{\dot{\xi}_c - \dot{\xi}_0 - \mathbf{g}_\xi t_c} \\ \tilde{\psi}_\zeta = \sin^{-1} \frac{\dot{\zeta}_c - \dot{\zeta}_0 + \mathbf{g}_\zeta t_c}{V_e \ln[\tau / (\tau - t_c)]} \end{cases} \quad (20)$$

根据终端条件, 只满足位置约束的附加控制角  $k_2t - k_1$ 、 $e_2t - e_1$  是一个小量, 因此对其进行泰勒展开取一阶项, 可得

$$\begin{cases} \cos(k_1 - k_2t) = 1 \\ \sin(k_1 - k_2t) = k_1 - k_2t \\ \cos(e_1 - e_2t) = 1 \\ \sin(e_1 - e_2t) = e_1 - e_2t \end{cases} \quad (21)$$

联立公式 (9) 和公式 (21) 得到控制角  $\varphi_\xi$ 、 $\psi_\zeta$  的正余弦简化形式

$$\begin{cases} \cos \varphi_\xi = \cos \tilde{\varphi}_\xi + k_1 \sin \tilde{\varphi}_\xi - k_2t \sin \tilde{\varphi}_\xi \\ \sin \varphi_\xi = \sin \tilde{\varphi}_\xi - k_1 \cos \tilde{\varphi}_\xi + k_2t \cos \tilde{\varphi}_\xi \\ \cos \psi_\zeta = \cos \tilde{\psi}_\zeta + e_1 \sin \tilde{\psi}_\zeta - e_2t \sin \tilde{\psi}_\zeta \\ \sin \psi_\zeta = \sin \tilde{\psi}_\zeta - e_1 \cos \tilde{\psi}_\zeta + e_2t \cos \tilde{\psi}_\zeta \end{cases} \quad (22)$$

将式 (22) 代入上升器运动方程 (3), 在时间间隔  $[0, t_c]$  上进行积分求解, 可以得到  $k_1$ 、 $k_2$ 、 $e_1$ 、 $e_2$  的具体表达式, 文献[14]给出了详细的推导过程。

得到满足目标点位置约束的附加控制角  $k_2t - k_1$ 、 $e_2t - e_1$  和满足速度约束的控制角  $\tilde{\varphi}_\xi$  和  $\tilde{\psi}_\zeta$  后根据公式 (9) 即可得到每个迭代周期内的最优控制角  $\varphi_\xi$  和  $\psi_\zeta$ 。

整个迭代制导流程如图3所示。

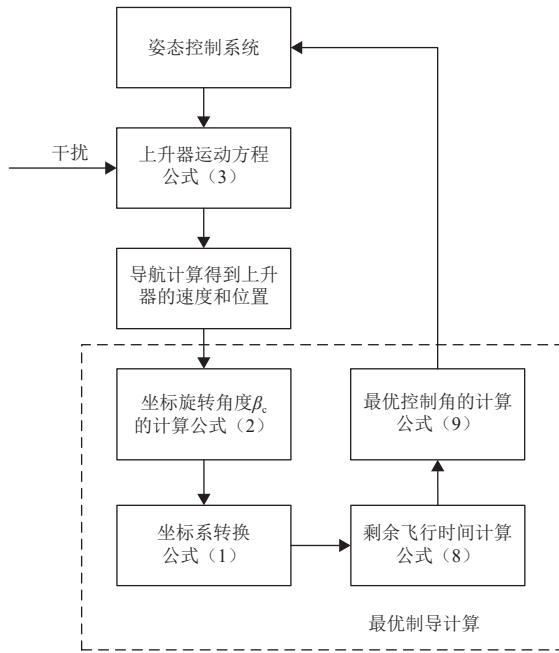


图 3 迭代制导流程  
Fig. 3 Iterative guidance process

### 3 数值实例

火星上升器无动力滑行段结束后, 第一级发动机分离, 随后在第二级发动机的作用下进入目标圆轨道, 第二级上升器的参数配置如表1所示。

表 1 火星上升器参数表

Table 1 Mars ascent vehicle parameter table

火星上升器相关参数	数值
火星样本质量/kg	5.0
第二级固定质量/kg	38.4
第二级燃料比冲/s	285.5
第二级推力/N	6 318.0
第二级推进剂质量/kg	31.7

首先结合任务需求采用高斯伪谱法优化出一条参考轨迹, 将该参考轨迹作为后续仿真中的期望轨迹。高斯伪谱法是一种较为传统的轨迹优化方法, 该方法根据飞行过程每个阶段的特点设定相应的路径约束和终端约束, 可以较好地处理火星上升器多个飞行阶段中的轨迹优化问题<sup>[15-16]</sup>。仿真案例中入轨段的初始位置矢量为:  $[3\ 659.686\ \text{km}, 988.600\ \text{km}, 902.584\ \text{km}]^T$ , 初始速度矢量为:  $[-615.668\ \text{m/s}, 1\ 240.693\ \text{m/s}, 1\ 137.406\ \text{m/s}]^T$ , 目标轨道高度为500 km, 轨道倾角为45°的圆形环火轨道, 首先在入轨段没有初始状态偏差和不确定性的情况下进行迭代制导仿真, 可以得到以下结果: 由于采用高斯伪谱法对轨迹进行优化的过程中存在精度限制, 导致优化得到的轨迹高度499.61 km与实际期望的500 km高度有一定差距, 本文在后续的

仿真分析中将优化得到的期望高度作为目标轨道高度。由图4~7可以看出在入轨段没有初始状态偏差和不确定性的情况下, 上升器在迭代制导策略的控制下实际上升高度、飞行速度、轨道倾角和偏心率与期望值基本一致, 满足最终的入轨需求。

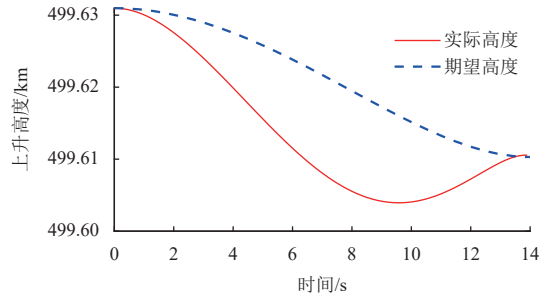


图 4 上升高度  
Fig. 4 Flight altitude

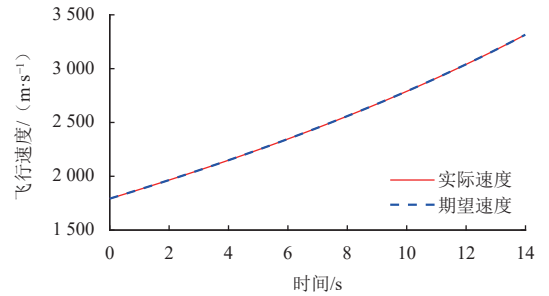


图 5 飞行速度  
Fig. 5 Flight speed

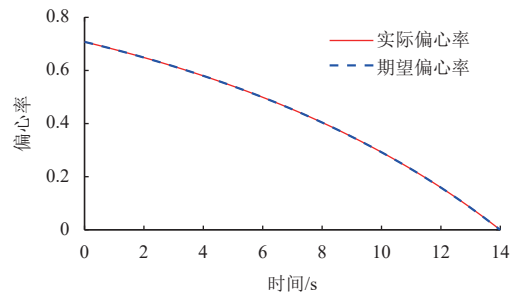


图 6 轨道偏心率  
Fig. 6 Orbital eccentricity

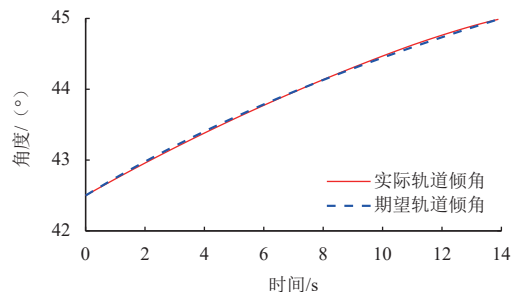


图 7 轨道倾角  
Fig. 7 Orbital inclination

由于火星环境存在较大不确定性,实际飞行过程中上升段和无动力滑行段的制导势必会产生偏差,导致入轨段开始时的状态与标称值不同,因此,为了进一步验证自适应迭代制导方法的鲁棒性,考虑火星环境存在较大不确定性、上升器参数摄动等影响,在如表2所示的随机误差范围下进行500次蒙特卡洛仿真并与传统的开环制导方法进行对比。

表2 随机误差范围  
Table 2 Random error margins

参数	误差范围	偏差类型
x方向初始位置/m	0~100	均匀分布
y方向初始位置/m	0~100	均匀分布
z方向初始位置/m	0~100	均匀分布
x方向初始速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	0~50	均匀分布
y方向初始速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	0~50	均匀分布
z方向初始速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	0~50	均匀分布
第二级推进剂质量/kg	$\pm 1\%$	高斯分布
第二级推力/N	$\pm 1\%$	高斯分布
第二级比冲/S	$\pm 1\%$	高斯分布
火星样本质量/kg	$\pm 0.4$	高斯分布

### 1) 开环制导

开环制导方案直接采用优化得到的标称控制量作为制导过程的输入量,制导原理较为简单,计算量小,当采用开环制导方案时,入轨段的制导效果与最终入轨偏差如图8~11,可以看出,在入轨阶段采用开环制导方案不能减小初始状态偏差对最终入轨精度的

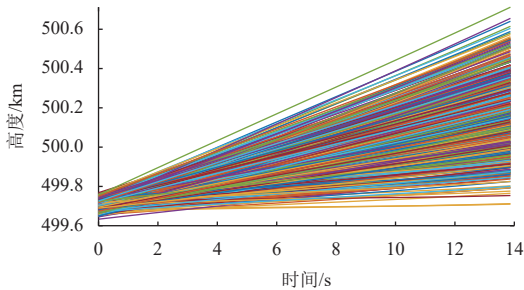


图8 上升高度  
Fig. 8 Flight altitude

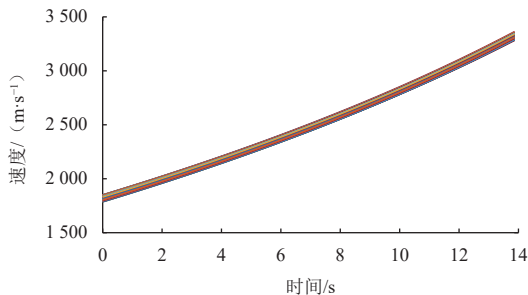


图9 飞行速度  
Fig. 9 Flight speed

影响,最终高度误差在-1 km以内,速度误差在 $\pm 40 \text{ m/s}$ 以内,入轨点轨道倾角误差与偏心率误差维持在 $10^{-2}$ 量级,并且不确定性和初始偏差越大,最终的入轨偏差越大。这是由于开环制导依赖于精确的系统模型,当环境参数发生摄动时,根据标称环境解算得到的制导律并不适用于实际环境,制导精度较低。

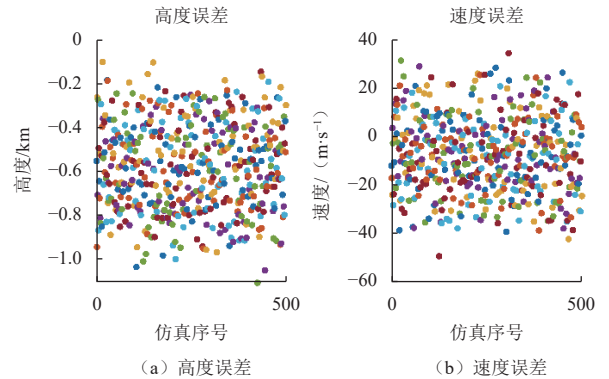


图10 入轨点高度误差与速度误差  
Fig. 10 Altitude error and speed error

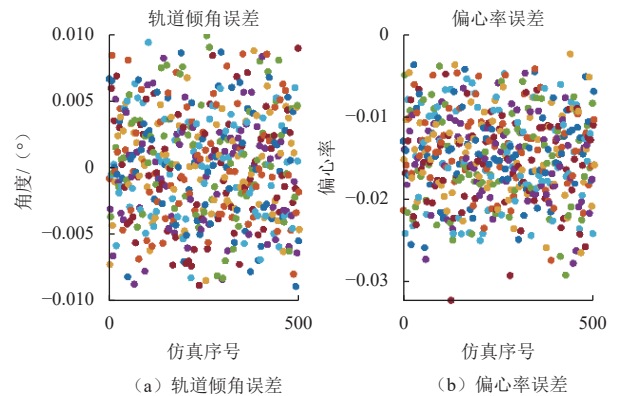


图11 入轨点轨道倾角误差与偏心率误差  
Fig. 11 Orbital inclination error and eccentricity error

### 2) 自适应迭代制导

当采用自适应迭代制导方案时,入轨段的制导效果与最终入轨偏差如图12~15。

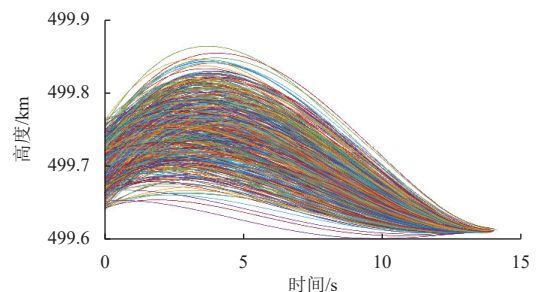


图12 上升高度  
Fig. 12 Flight altitude

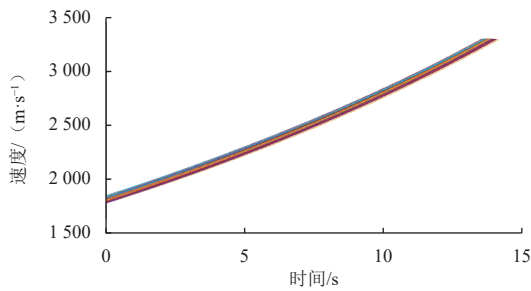


图13 飞行速度  
Fig. 13 Flight speed

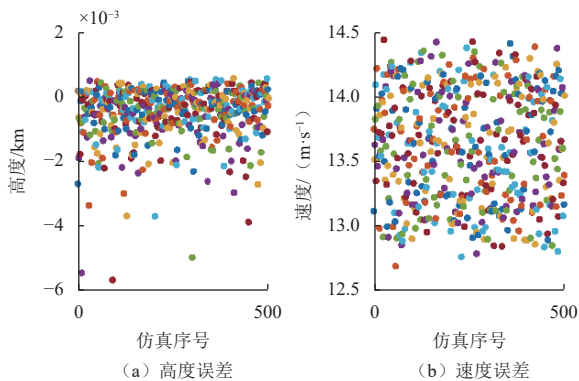


图14 入轨点高度误差与速度误差  
Fig. 14 Altitude error and speed error

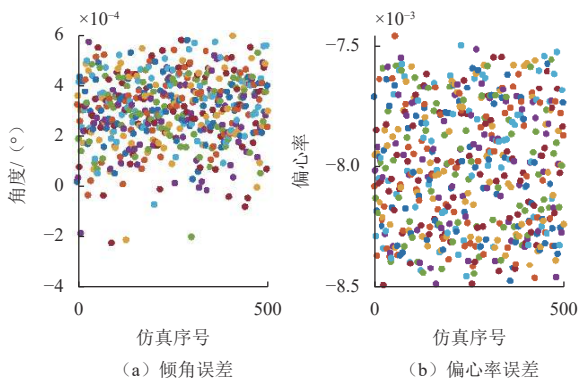


图15 入轨点轨道倾角误差与偏心率误差  
Fig. 15 Orbital inclination error and eccentricity error

以上仿真结果表明,在入轨段采用迭代制导方案大大减小了初始状态偏差和不确定性对制导精度的影响,由图12可以看出,在初始时刻存在较大偏差的情况下,采用迭代制导方案时上升器的高度最终都能收敛到期望值,与采用开环制导方案时高度发散的情况形成鲜明对比。上升器在迭代制导方案的作用下,高度误差控制在 $-6 \times 10^{-3}$  km以内,速度误差控制在14.5 m/s以内,入轨点轨道倾角误差控制在 $6 \times 10^{-4}$ 度以内,偏心率误差控制在 $-8.5 \times 10^{-3}$ 以内。与开环制导方案相比,迭代制导方案的制导精度有了显著提升,制导误差的均值和方差如表3所示。

表3 迭代制导误差均值和方差

误差项	均值	方差
高度误差/km	$-5.14 \times 10^{-4}$	$7.03 \times 10^{-7}$
速度误差/(m·s <sup>-1</sup> )	13.61	0.1824
轨道倾角误差/(°)	$2.98 \times 10^{-4}$	$2.0 \times 10^{-8}$
偏心率误差	$-8 \times 10^{-3}$	$6.58 \times 10^{-8}$

## 4 结论

本文利用自适应迭代制导方案实现火星上升器的高精度入轨,该方法以上升器的瞬时状态为初值,目标点为终端约束,通过在每个周期中计算剩余飞行时间和最优控制角,实现飞行轨迹的实时修正,仿真结果表明:

1) 当不考虑初始状态偏差和火星环境不确定性的影响时,自适应迭代制导方案得到的实际轨迹与高斯伪谱法优化得到的期望轨迹基本一致,上升器在自适应迭代制导策略的控制下可精准地进入目标轨道。

2) 当考虑初始状态偏差和火星环境不确定性的影响时,500次蒙特卡洛仿真结果表明,本文采用的自适应迭代制导方案将高度平均误差控制在 $-5.14 \times 10^{-4}$  km,速度平均误差控制在13.61 m/s,轨道倾角平均误差控制在 $2.98 \times 10^{-4}$ 度,偏心率平均误差控制在 $-8 \times 10^{-3}$ ,与传统的开环制导方案相比,在自适应迭代制导方案的控制下,上升器具有更高的制导精度和更强的鲁棒性,满足高精度入轨的任务需求。

## 参考文献

- [1] 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(03):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 & Remote Sensing, 2021, 42(03): 1-12.
- [2] 孟林智,董捷,许映乔,等.无人火星取样返回任务关键环节分析[J].深空探测学报(中英文),2016,3(2):114-120,128.  
MENG L Z, DONG J, XU Y Q, et al. Analysis of key technologies for unmanned Mars sample return mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 114-120, 128.
- [3] 欧阳远,肖福根.火星及其环境[J].航天器环境工程,2012,29(6):591-601.  
OUYANG Z Y, XIAO F G. The Mars and its environment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(6): 591-601.
- [4] MCCORMICK B, COMPTON J. Mars sample return ascent vehicle conceptual guidance algo-rithm[C]//Proceedings of Astrodynamics Conference. Williamsburg, USA: [s. n.], 1986.
- [5] ANZALONE E, ERICKSON D, MONTALVO C. Guidance and navigation design for a Martian sample return ascent vehicle[C]//Proceedings of Navigation and Control Conference. Breckenridge, USA: [s. n.], 2019.

- [6] 郭敏文,李琨,黄翔宇,等.固推约束下的火星表面起飞上升制导律设计[J].*宇航学报*,2022,43(11):1479-1486.  
GUO M W,LI K,HUANG X Y,et al. Guidance design of a Mars ascent vehicle with solid motor[J]. *Journal of Astronautics*,2022,43(11):1479-1486.
- [7] LU P,SUN H, TSAI B. Closed-loop endo-atmospheric ascent guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,2003,26(2):283-294.
- [8] 李连仲.远程弹道导弹闭路制导方法研究[J].*系统工程与电子技术*,1980(4):1-17.  
LI L Z. Research on closed-loop guidance methods for long-range ballistic missiles[J]. *Systems Engineering and Electronics*. 1980(4):1-17
- [9] HAEUSSERMANN W. Saturn launch vehicle's navigation, guidance and control system[J]. *Automatica*,1971,7(5):537-556.
- [10] 秦旭东,龙乐豪,容易.我国航天运输系统成就与展望[J].*深空探测学报(中英文)*,2016,3(4):315-322.  
QIN X D,LONG L H,RONG Y. The achievement and future of China space transportation system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*,2016,3(4):315-322.
- [11] 巩庆海,宋征宇,吕新广.迭代制导在月面上升段的应用研究[J].*载人航天*,2015(3):231-236,269.  
GONG Q H,SONG Z Y,LY X G. Study on application of iterative guidance in lunar ascent[J]. *Manned Space flight*. 2015(3):231-236,269.
- [12] 王颖,唐明亮,郝钊钊,等.一种适应多目标轨道的运载火箭弹道制导设计方法[J].*深空探测学报(中英文)*,2020,7(4):391-398.  
WANG Y,TANG M L,HAO C C,et al. A union design method of trajectory and guidance for launch vehicles adapted to multi-target orbits[J]. *Journal of Deep Space Exploration*,2020,7(4):391-398.
- [13] 傅瑜,陈功,卢宝刚,等.基于最优解析解的运载火箭大气层外自适应迭代制导方法[J].*航空学报*,2011,32(09):1696-1704.  
FU Y,CHEN G,LU B G,et al. A vacuum adaptive iterative guidance method of launch vehicle based on optimal analytical solution [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*,2011,32(09):1696-1704.
- [14] 周国财.运载火箭迭代制导方法研究[D].西安:西北工业大学,2003.  
ZHOU G C. Research on Iterative guidance method of Launch Vehicles [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2003.
- [15] 柯森钢,李爽,肖东东,等.基于高斯伪谱法的火星表面上升燃耗最优轨迹设计[J].*深空探测学报(中英文)*,2018,5(3):269-275.  
KE S K,LI S,XIAO D D,et al. Minimum-fuel Mars ascent trajectory design based on Gauss pseudospectral method[J]. *Journal of Deep Space Exploration*,2018,5(3):269-275.
- [16] 李琨.火星上升器轨迹优化与制导方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2022.  
LI K. Trajectory optimization and guidance method of Mars ascent vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2022.

作者简介:

**宋春**(2001-),女,硕士研究生,主要研究方向:航天器控制、深空探测制导。

通信地址:北京市丰台区南大红门路一号(100076)

电话:15332532679

E-mail: [sc15332532679@163.com](mailto:sc15332532679@163.com)

**郭延宁**(1985-),男,博士,教授,主要研究方向:制导与控制、航天器控制。**本文通信作者。**

通信地址:哈尔滨西大直街92号哈尔滨工业大学327信箱(150001)

电话:(0451)86413411-8606

E-mail: [guoyn@hit.edu.cn](mailto:guoyn@hit.edu.cn)

# Design of Adaptive Iterative Guidance Scheme for Mars Ascent Vehicle Orbiting Phase

SONG Chun<sup>1</sup>, GUO Yanning<sup>2</sup>, GUO Minwen<sup>3</sup>, LI Kun<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

2. Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** An adaptive iterative guidance strategy was designed for the guidance of Mars ascent vehicle in the orbiting phase. To reduce the effects of initial state deviation and the uncertainty of the Martian environment, the remaining flight time was calculated iteratively in the guidance coordinate system in each cycle, and the optimal control angle satisfying the constraints of the target point position and velocity vector was solved under the fixed thrust of the ascender, so as to correct the flight trajectory in real time. The simulation results show that compared with the traditional open-loop guidance scheme, the proposed scheme significantly improves guidance accuracy, in which the altitude error is reduced by three orders of magnitude, the maximum velocity error is reduced to one-third of that of the original open-loop guidance, the orbital inclination and eccentricity errors at the entry point satisfy the basic engineering requirements, and it can be used as a reliable scheme for the future guidance of the Mars ascent vehicle in the orbiting phase.

**Keywords:** Mars ascent vehicle; orbiting phase; iterative guidance; optimal control

**Highlights:**

- The effects of initial state deviation and Mars environmental uncertainty on the orbiting phase of Mars ascent vehicle are analyzed.
- The iterative guidance strategy for the orbiting phase of Mars ascent vehicle is proposed.
- The better accuracy and robustness of iterative guidance compared to open-loop guidance is verified.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]