

# 火星大气进入段侧向预测校正制导律设计

龙嘉腾<sup>1,2,3</sup>, 高艾<sup>1,2,3</sup>, 崔平远<sup>1,2,3</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 深空自主导航与控制工信部重点实验室, 北京 100081;

3. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

**摘要:** 火星大气进入段预测校正制导方法通常采用误差走廊来约束侧向运动, 该方法只能满足侧向运动的末端约束, 而无法实现对侧向运动过程约束的满足。将预测制导的方法引入侧向制导律设计中, 该方法无需离线规划误差走廊, 而是根据侧向运动中的相关约束, 在线计算倾侧角反转时刻, 从而同时满足侧向运动的末端约束与过程约束, 并能够克服采用误差走廊可能导致的飞行器因频繁反转机动而使燃料过快消耗的问题。仿真结果表明: 该侧向预测制导律不仅能满足开伞位置精度, 同时也能实现对进入轨迹侧向运动的灵活规划。

**关键词:** 火星大气进入段; 预测校正制导律; 侧向运动

**中图分类号:** V44

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2016)02-0145-06

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2016.02.008

**引用格式:** 龙嘉腾, 高艾, 崔平远. 火星大气进入段侧向预测校正制导律设计[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 145-149, 180.

**Reference format:** Long J T, Gao A, Cui P Y. Lateral predictive guidance for Mars atmospheric entry [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 145-149, 180.

## 0 引言

未来火星着陆探测任务对实现火星表面的着陆精度提出了更高的要求, 在整个进入、下降与着陆过程中, 大气进入段是历时最久, 环境最恶劣的一个阶段<sup>[1]</sup>。保证大气进入段任务的成功实施, 对于保证整个火星着陆的精确性和安全性起着至关重要的作用。2011年“火星科学实验室”“好奇号”任务中, 首次在火星进入段采用了制导律, 并在预定的开伞范围内实现安全开伞<sup>[1-3]</sup>。这表明随着对着陆精度要求的提高, 采用相应的进入制导律成为一种趋势。在火星大气进入段实施相应的制导方法, 是保证进入段末端精度的重要手段。

预测校正制导方法<sup>[4-6]</sup>由于能够很好地克服进入轨迹对初值敏感的问题而受到广泛关注。其中, 文献[4]针对不同类型的飞行器, 给出了统一的再入地球大气的预测校正制导方法。文献[5]针对火星大气进入过程, 对比了传统的标称轨迹制导方法与预测制导方法, 并指出在模型准确的条件下, 预测校正制导方法能够实现较高的末端精度。文献[6]给出了一种分段预测校正的制导方法, 用以提高在线解算效率。文献[7]将预测校正的方法引入火星大气轨迹跟踪律设计, 预

测校正制导方法的本质是微分方程的特征值问题<sup>[8]</sup>, 通过将进入轨迹进行参数化, 并在线求取参数形成相应的制导指令, 来满足末端位置精度。

当前预测制导方法主要针对纵向航程设计相应的预测制导律, 而侧向运动是通过相应的航向角误差走廊或者侧向航程误差走廊<sup>[9]</sup>加以约束, 当航向角或者侧向航程超出该走廊时, 倾侧角产生反转, 进而保证侧向运动的末端位置精度。规划侧向走廊的方法只能满足侧向运动的末端约束, 而无法满足侧向运动的过程约束, 并且将侧向运动约束在侧向走廊内, 使侧向运动规划的灵活性受到了限制。而未来火星探测任务对进入轨迹的侧向运动部分提出了新的要求, 例如倾侧角反转过于频繁会导致燃料的过多消耗, 进而增加任务失败的几率<sup>[10]</sup>; 未来火星大气进入段无线电信标的布置, 探测器飞越特定区域会显著提高导航系统的可观测度, 进而提高导航精度<sup>[11-12]</sup>。对这些问题, 传统的通过规划误差走廊来约束侧向运动的方式缺少在规划侧向运动方面的灵活性。

本文将预测制导的方法引入侧向制导律设计中。该制导律无需离线规划误差走廊, 而是根据侧向运动的相关约束, 在线计算倾侧角反转时刻。在此基础

上, 针对进入过程中不同的侧向运动约束进行了仿真。仿真结果表明, 该侧向预测制导方法能够同时满足侧向运动的末端约束与过程约束, 并且能够克服采用误差走廊所可能导致的飞行器因频繁反转机动而使燃料过快消耗的问题, 同时能够根据相关约束对进入轨迹的侧向运动进行灵活规划。

## 1 进入段预测校正制导方法

### 1.1 进入段动力学及纵向运动

在火星大气进入段三自由度动力学建模中, 假设火星大气相对于火星静止, 以探测器到行星质心的距离 $r$ 、所在位置的经度 $\theta$ 和纬度 $\phi$ 、相对于大气的速度 $v$ 、航迹角 $\gamma$ 与航向角 $\psi$ 为状态变量 $\mathbf{x} = [r, \theta, \phi, v, \gamma, \psi]^T$ 来建立火星大气进入段动力学模型, 其无量纲表达式如下<sup>[13]</sup>

$$\begin{cases} \dot{r} = v \sin \gamma \\ \dot{\theta} = \frac{v \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} = \frac{v \cos \gamma \cos \psi}{r} \\ \dot{v} = -D - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{1}{v} \left[ L \cos \sigma + \left( \frac{v^2}{r} - g \right) \cos \gamma \right] \\ \dot{\psi} = \frac{1}{v} \left[ \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{v^2}{r} \cos \gamma \tan \phi \sin \psi \right] \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{S}{m} C_D = q/\beta \\ L &= \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{S}{m} C_L = D \cdot (L/D) \end{aligned} \quad (2)$$

其中:  $\Omega$ 为火星自转角速度;  $\sigma$ 为倾侧角;  $D$ 和 $L$ 分别为气动阻力加速度和升力加速度;  $C_D$ 和 $C_L$ 分别为飞行器的气动阻力系数与升力系数;  $S$ 为飞行器参考面积;  $\rho$ 为火星大气密度;  $L/D$ 为飞行器升阻比;  $\beta = m/S$ ;  $C_D$ 为弹道系数;  $q = \rho v^2/2$ 为动压。定义进入过程中的比能量

$$e = \frac{1}{r} - \frac{v^2}{2} \quad (3)$$

为研究侧向运动, 首先定义火星大气进入段的侧向航程

$$\chi = R_0 \arcsin (\sin S_{\text{togo}} \sin \Delta \psi) \quad (4)$$

其中:  $\Delta \psi$ 为航向角偏差;  $R_0$ 为火星半径;  $S_{\text{togo}} = R_0 \arcsin [\sin \phi_t \sin \phi + \cos \phi_t \cos \phi \cos (\theta_t - \theta)]$ 为剩余航程;  $(\theta, \phi)$ 和 $(\theta_t, \phi_t)$ 分别为当前时刻和目标开伞时刻的经纬度。

本文主要研究侧向运动制导律, 为方便对比, 给出统一的纵向运动的预测制导形式<sup>[4]</sup>。纵向运动的动力学由下式进行描述

$$\dot{s} = -\frac{v}{r} \cos \gamma \quad (5)$$

首先给出一个参数化的倾侧角剖面形式。由于进入段的终端时刻自由, 倾侧角剖面采用比能量 $e$ 作为自变量

$$|\sigma(e)| = \sigma_0 + \frac{e - e_0}{e_f - e_0} (\sigma_f - \sigma_0) \quad (6)$$

其中:  $\sigma_0 > 0$ 为进入时刻的倾侧角, 由制导律求取;  $\sigma_f$ 为开伞时刻的倾侧角;  $e$ ,  $e_0$ 和 $e_f$ 分别为当前时刻、初始时刻以及开伞时刻的能量。

$$z(\sigma_0) = s(e_f) - s_f^* = 0 \quad (7)$$

其中:  $s_f^*$ 为开伞时刻纵向航程的目标期望值。

在进入过程中, 为满足开伞点的位置精度, 制导律通过求解非线性方程式对 $\sigma_0$ 进行求取, 再产生每一步的纵向制导指令 $|\sigma|$ 。

### 1.2 侧向预测制导律

根据相关任务的不同, 火星的大气进入段所要求的侧向运动的约束不同, 所采取的相应反转策略亦有不同。侧向运动的约束可以统一概括为以下形式

$$\chi(e_{\text{tar}}, e_{\text{rev}}) = \chi^* \quad (8)$$

其中:  $\chi^*$ 为对应能量为 $e_{\text{tar}}$ 时, 侧向航程的取值;  $e_{\text{rev}}$ 为倾侧角反转时刻的能量向量, 是侧向预测制导的待求参量, 并且满足 $\dim(e_{\text{rev}}) = \dim(\chi)$ 。其分量形式可写作

$$\chi^{(i)}(e_{\text{tar}}^{(i)}, e_{\text{rev}}^{(i)}) = \chi^{(i)*} \quad (9)$$

在方程求解过程中, 式的各个分量方程式相互独立, 可以分别独立求解。图1给出了 $e_{\text{rev}}$ 向量及相应的倾侧角符号反转的示意图, 即在进入过程中, 每当能量 $e$ 依次超过制导律所求解出的能量矢量 $e_{\text{rev}}$ 的各个分量时, 倾侧角 $\sigma$ 便反转一次。其数学表达式如下

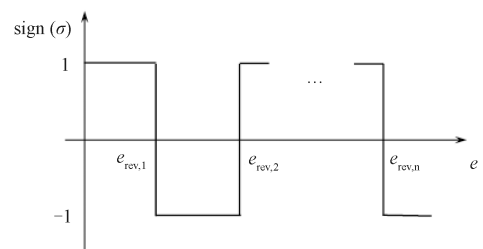


图1 倾侧角反转逻辑示意

Fig. 1 Illustration of bank angle reversal logic

$$\text{sgn}(\sigma_k(e)) = \begin{cases} -\text{sgn}(\sigma_{k-1}(e)), & e > e_{\text{rev}} \\ \text{sgn}(\sigma_{k-1}(e)), & e \leq e_{\text{rev}} \end{cases} \quad (10)$$

其中： $\text{sgn}(\sigma_0(e)) = -\text{sgn}(\chi_0)$ 。

式构成关于能量矢量 $e_{\text{tar}}$ 的非线性方程，本文采用 Newton-Raphson法<sup>[14]</sup>进行求解。即

$$e^{(k)} = e^{(k-1)} - \frac{\chi(e^{(k-1)})}{\partial\chi(e^{(k-1)})/\partial e} \quad (11)$$

则第 $k$ 次制导的制导指令输出为

$$\sigma_{\text{cmd}}^{(k)} = \left| \sigma^{(k)} \right| \times \text{sgn}(\sigma(e)^{(k)}) \quad (12)$$

其中： $\left| \sigma^{(k)} \right|$ 和 $\text{sgn}(\sigma^{(k)})$ 分别由纵向制导律和侧向制导律产生。

## 2 数值仿真分析

针对不同任务所要求的侧向运动，本文给出2个算例，以分别分析 $\dim(e_{\text{rev}}) = \dim(e) = 1$ 和 $\dim(e_{\text{rev}}) = \dim(e) > 1$ 的情形。本仿真所采用的侧向运动反转策略的基础算例为文献[9]中所给出的反转策略，即规划与相对速度成线性关系的侧向航程走廊

$$\chi_c = c_1 v + c_0 \quad (13)$$

其中： $c_0, c_1$ 为常数。当侧向航程超出该走廊时进行反转。

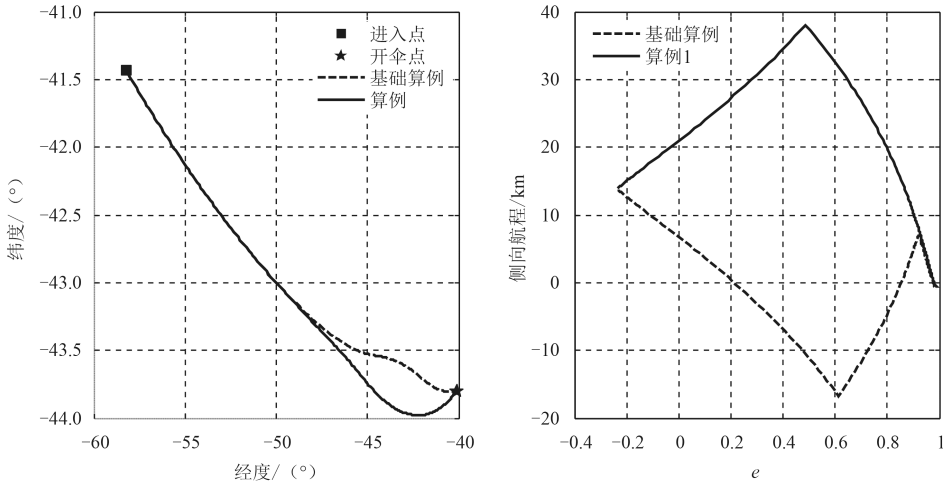


图2 算例1的进入轨迹及侧向运动  
Fig. 2 Entry trajectory and lateral motion in Case 1

图 2为进入轨迹及相应的侧向航程信息，图 2表明：该侧向预测制导律能够通过只进行1次倾侧角反转，来保证开伞点位置精度。而采用的基础算例中，

表 1 仿真初值的设定（归一化结果）

初始变量	数值
$r_0/\text{m}$	1.036 8
$\theta_0/\text{rad}$	-1.016 0
$\phi_0/\text{rad}$	-0.723 0
$v_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	1.548 7
$\gamma_0/\text{rad}$	-0.226 0
$\psi_0/\text{rad}$	1.871 0

仿真中，各个算例采用的仿真初值如表 1所示，开伞条件如表 2所示。开伞点为 $(\theta_f, \phi_f) = (-40.1^\circ, -43.8^\circ)$ ，开伞马赫数为 $Ma_f=2$ 。

### 2.1 算例1

在火星大气进入段，频繁的倾侧角反转会导致燃料的过多消耗，进而增加任务失败的几率。本算例给出只进行一次反转使得末端侧向航程为零的侧向运动制导律，使进入段的安全性在一定程度上得到提高。此时，式9可表达为

$$\chi(e_f, e_{\text{rev}}) = 0 \quad (14)$$

即： $\dim(e_{\text{rev}}) = \dim(\chi) = 1$ ，即只在 $e=e_{\text{rev}}$ 时进行一次倾侧角反转，满足开伞点处的位置精度要求 $\chi(e_f) = 0$ 。该算例只包含一个末端约束。相关仿真结果由图 2和图 3给出。

需要至少2次的倾侧角反转才能实现开伞位置精度。图 3给出了倾侧角反转时刻及对应的能量信息。从图 3可以看出，在本算例下，倾侧角反转时刻的能量为 $e_{\text{rev}} =$

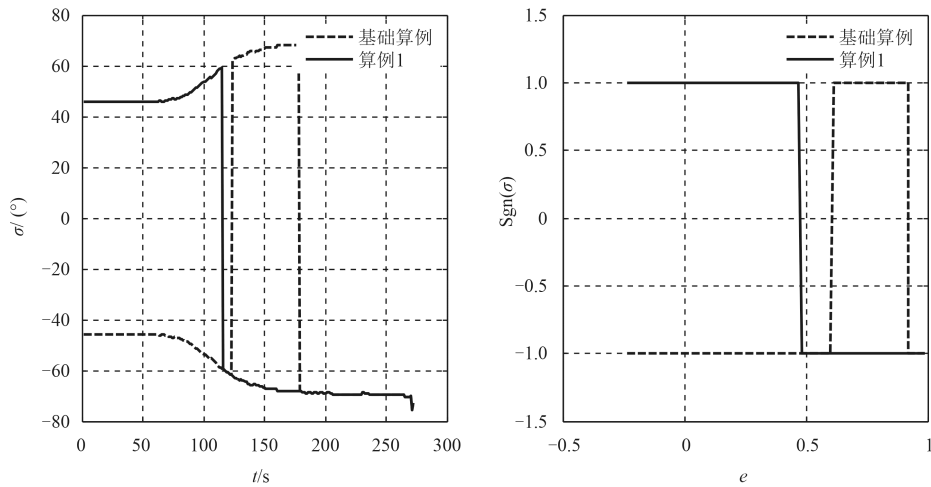


图3 算例1的倾侧角及侧向逻辑  
Fig. 3 Bank angle and the lateral logic in Case 1

0.482, 对应时刻为  $t_{rev} = 115$  s。

### 2.2 算例2

针对未来火星大气进入段无线电导航方案时, 飞行器飞越相应可观区域会显著提高导航系统的可观测度, 进而提高导航精度。本算例给出一种侧向运动策略, 使得飞行器飞越可观区域的轨迹尽可能长。为简单起见, 此处假设飞行器飞越可观区域的形心时, 其飞越可观区域的轨迹最长。此时, 式可表达为

$$\begin{cases} \chi(e_1, e_{rev}) = \chi_1^* \\ \chi(e_f, e_{rev}) = 0 \end{cases} \quad (15)$$

此时,  $\dim(e_{rev}) = \dim(\chi) = 2$ , 其中  $e_1, \chi_1^*$  分别

为由纵向运动得到的可观区域形心处的能量及其侧向航程距离。该算例包含一个末端约束和一个过程约束。相关仿真结果由图4和图5给出。本算例中, 可观区域形心的经纬度坐标为  $(\theta_1, \phi_1) = (-45.14^\circ, -43.67^\circ)$  对应能量为  $e_1 = 0.5$ , 侧向航程为  $\chi_1 = 15$  km。

从图4可以看出, 该预测校正制导律能够按照任务需求, 通过可观区域的形心, 从而最大限度地保证进入轨迹穿过可观区域, 并且与基础算例同样能够满足开伞点的位置精度。图5给出了倾侧角反转时刻及对应的能量信息。从右图中可以看出, 在本算例下, 倾侧角反转时刻的能量为  $e_{rev} = (0.189, 0.891)$ , 对应反转时刻为  $t_{rev} = (101$  s, 165 s)。

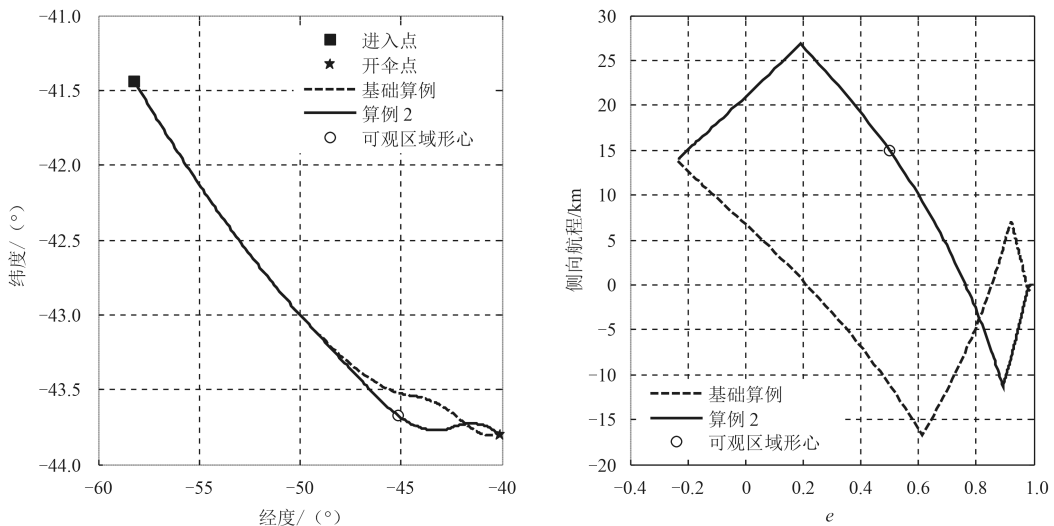


图4 算例2的进入轨迹及侧向运动  
Fig. 4 Entry trajectory and lateral motion in simulation Case 2

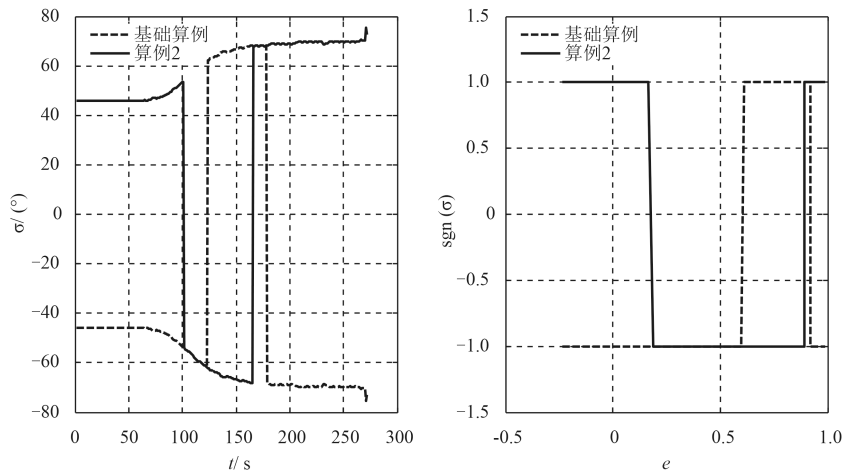


图 5 算例2的倾侧角及侧向逻辑

Fig. 5 Bank angle and the lateral logic in Case 2

### 3 结束语

本文针对传统预测制导律通过离线规划误差走廊的方式来约束侧向运动方面的不足，将预测校正的思想引入侧向制导律中。该方法无需离线规划相应的误差走廊，而是根据侧向运动约束，在线计算倾侧角反转时刻。仿真表明，该制导律与传统的规划误差走廊的方式一样，能够保证末端位置精度。此外，该制导方法还能根据相应的侧向运动约束，灵活制定倾侧角反转策略。同时，该制导方法能克服采用误差走廊所可能导致的飞行器因频繁反转机动而使燃料过快消耗的问题。

### 参 考 文 献

- [1] 崔平远, 乔栋, 朱圣英, 等. 行星着陆探测中的动力学与控制研究进展[J]. 航天器环境工程, 2014, 31 (01): 1-8.  
Cui P Y, Qiao D, Zhu S Y, et al. Research progress of dynamics and control for planetary landing[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31 (01): 1-8.
- [2] Mendeck G F, Mcgrew L C. Entry guidance design and postflight performance for 2011 Mars science laboratory mission[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2014, 51 (4): 1094-1105.
- [3] 崔平远, 胡海静, 朱圣英. 火星精确着陆制导问题分析与展望[J]. 宇航学报, 2014, 35 (3): 245-253.  
Cui P Y, Hu H J, Zhu S Y. Analysis and prospect of guidance aspects for mars precision landing[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35 (3): 245-253.
- [4] Lu P. Entry guidance: A unified method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37 (3): 713-728.
- [5] Kluever C. Entry guidance performance for Mars precision landing[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31 (6): 1537-1544.
- [6] 夏元清, 沈刚辉, 孙浩然, 等. 火星探测器进入段预测校正制导方

法[J]. 深空探测学报, 2015, 2 (4): 338-344.

- Xia Y Q, Shen G H, Sun H R, et al. Mars entry guidance based on predicted corrector algorithm[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2 (4): 338-344.
- [7] 赵振华, 杨俊, 李世华, 等. 基于阻力跟踪的火星大气进入段非线性预测制导律设计[J]. 深空探测学报, 2015, 2 (2): 137-143.  
Zhao Z H, Yang J, Li S H, et al. Drag-based nonlinear predictive guidance law for mars entry[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2 (2): 137-143.
  - [8] Kozynchenko A I. Analysis of predictive entry guidance for a Mars lander under high model uncertainties[J]. Acta Astronautica, 2011 (68): 121-132.
  - [9] Brunner C W, Lu P. Skip entry trajectory planning and guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31 (5): 1210-1219.
  - [10] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31 (4): 1067-1075.
  - [11] Yu Z S, Cui P Y, Zhu S Y. Observability-based beacon configuration optimization for Mars entry navigation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2015, 38 (4): 643-650.
  - [12] Yu Z S, Cui P Y, Zhu S Y. On the observability of Mars entry navigation using radiometric measurements[J]. Advances in Space Research, 2014, 54 (8): 1513-1524.
  - [13] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and planetary entry flight mechanics[M]. Michigan: The University of Michigan Press, 1980.
  - [14] Press H W, Teukolsky A S, Vetterling T W, et al. Numerical recipes: the art of science computing (Third Edition) [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2007.

作者简介:

龙嘉腾(1991-)男, 博士研究生, 航空宇航科学与技术专业, 主要研究方向: 导航、制导与控制。

通信地址: 北京理工大学宇航学院求是楼(100081)

E-mail: jiatenglong123@126.com

## Application Research of DTFLOCK Thread in Anti-Loosing Connection of Drilling Tool

MA Chao<sup>1</sup>, LIN Chen<sup>2</sup>, ZHAO Zeng<sup>3</sup>, QIAN Cheng<sup>1</sup>, YIN Shen<sup>3</sup>, PAN Qiuyue<sup>1</sup>, JIANG Shengyuan<sup>1</sup>

(1. State Key Laboratory for Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China;

2. Harbin Polytechnic University, Harbin 150080, China;

3. Beijing Spacecraft Manufacturing Factory, Beijing 100190, China)

**Abstract:** In the sample drilling task of China's lunar exploration project, the reliability of drilling machines influences its function directly, and can even lead to a success or failure of the sampling task. By analyzing the mechanical properties and high and low temperature environment of drilling tools in the whole life cycle, this paper identifies the failure mode of the drill string, summarizes the anti-loosing method of conventional thread and proposes an anti-loosing scheme of DTFLOCK thread structure, which was compared with standard thread by experiment. The new anti-loosing method provides reference for the design of connection structure of the drilling tool for the engineering departments.

**Key words:** lunar surface sampling; drill connecting thread; DTFLOCK thread

[责任编辑: 宋宏]

---

(上接第149页)

## Lateral Predictive Guidance for Mars Atmospheric Entry

LONG Jiateng<sup>1,2,3</sup>, GAO Ai<sup>1,2,3</sup>, CUI Pingyuan<sup>1,2,3</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China;

3. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

**Abstract:** The state-of-the-art Mars atmospheric entry predictive guidance method focuses on dealing with the longitudinal motion, while the lateral motion is always regulated by the error threshold with bank angle reversal. Such lateral logic strictly limits the lateral motion. In view of this problem, a lateral predictive guidance method for Mars atmospheric entry is put forward, in which the guidance command is generated on board according to the constraints of lateral motion without planning the error threshold. Such a method can avoid the problem of reversing frequently in the method of planning relevant threshold. Numerical simulation illustrates that the lateral predictive guidance method can satisfy the position accuracy of parachute deployment. At the same time, it can also achieve the design flexibility of entry trajectory lateral motion.

**Key words:** Mars atmospheric entry; predictive guidance; lateral motion

[责任编辑: 杨晓燕]