

基于阻力跟踪的火星大气进入段 非线性预测制导律设计

赵振华¹, 杨俊¹, 李世华¹, 郭雷²

(1. 东南大学 自动化学院, 南京 210096; 2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘要:针对火星探测任务大气进入段的高精度着陆问题,提出一种基于阻力跟踪的非线性预测制导策略。基于火星探测器大气进入段的三维运动模型,综合考虑探测器气动参数摄动、火星大气密度摄动、外部扰动以及进入时刻状态初值不确定性,设计了基于优化思想的非线性预测制导律,并对所提出的制导方法进行仿真验证。仿真结果表明:非线性预测制导律在满足控制约束的条件下可以获得较高的着陆精度。

关键词:非线性预测制导律; 火星进入段制导; 阻力跟踪; 高精度着陆

中图分类号: V17

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2015)02-137-07

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.02.006

0 引言

火星因其与地球有着较为相似的自然环境,已经成为人类深空探测的热点目标^[1]。随着采样返回等更高探测任务的提出,高精度着陆已经成为未来火星探测任务的必然要求^[1-2]。火星探测器在完成火星轨道运行之后,到最终着陆在火星表面一般要经过大气进入段、进近段和着陆段三个阶段。由于大气进入段的高度下降、航程变化远大于其他两个阶段,因此进入段的着陆精度(进入段结束时,探测器所处位置和期望位置之间的差距)对最终的着陆精度起决定性的作用^[1-3]。因此大气进入段的高精度着陆问题成为火星探测器最终高精度着陆的基础和保障。

火星探测器在大气进入过程,因其较大的进入速度(20 Ma),会使其气动参数产生较大摄动,加之其距地球较远、测量手段有限会使探测器在测量自身状态时造成较大的测量误差;火星大气层复杂的气象环境,会使火星大气密度与其标称值之间存在较大的摄动,且会对探测器产生阵风干扰等直接外部扰动。因此,考虑参数摄动(包括气动参数和大气密度参数)、外部扰动以及初始状态误差存在情况下的精确着陆问题成为火星探测器大气进入段制导的关键。文献[3]提出了基于阻力跟踪的进入段制导控制策略,并且指出因其测量较为容易且控制目标

单一,与直接跟踪进入段轨迹相比,基于阻力跟踪的进入段制导策略会获得更高的着陆精度。

为了提高多种不确定性存在下的大气进入段着陆精度,不少学者提出了一些先进的制导方法。反馈线性化的制导控制策略在文献[4]中被成功用于火星进入段阻力跟踪,在模型精确已知的情况下,可获得较高着陆精度;为了消除因模型中的不确定性带来的影响,文献[5]用滑模观测器进行扰动观测,并将其观测值作为前馈项补偿不确定性,但是由于滑模本身的特点,得到的控制量存在抖动,会对倾侧角执行机构带来较大挑战;文献[6]采用模型参考自适应方法进行阻力跟踪制导,将开伞点精度进一步提升,但是得到的倾侧角变化曲线仍然具有很大的抖动;文献[7]等采用自抗扰控制方法进行阻力跟踪,获得了较高的跟踪精度,并且得到了无抖动的控制输入。文献[8]提出了基于可观性分析的深空自主导航方法,并将该导航方法用于火星探测器大气进入段制导,较大地提高了大气进入段着陆精度^[9-10]。

上述研究提出的先进控制策略,虽然在不同程度上提高了大气进入段着陆精度,但其均未对约束进行直接处理。预测控制因其较强的约束处理能力和鲁棒性在工业过程控制中得到了广泛应用^[11-12]。基于预测控制策略,一些学者对于大气进入段复杂

的非线性模型,采用平衡点附近线性化的方法,将其在平衡点附近转化为线性模型,而后采用线性预测控制^[13]或多模型预测控制的策略进行控制^[14]。由于大气进入段探测器动力学模型为非线性模型,对其采用线性预测控制策略会在一定程度上影响其着陆精度。为了减小采用线性模型而造成的模型失配的影响,文献[15]针对火星大气进入段制导控制,提出了基于扰动观测器的约束模型预测控制,进一步提高了着陆精度。

文献[16]提出了一种具有解析解的非线性预测控制算法,并成功应用于四旋翼飞行器^[17]和高超声速飞行器^[18]的控制。为了进一步提高探测器大气进入段着陆精度,本文基于文献[16]中的非线性预测控制算法,提出了基于阻力跟踪的火星大气进入段非线性预测制导律(nonlinear predictive guidance law, NPGL)。针对火星大气进入段的三维运动模型,综合考虑大气进入段参数摄动、外部扰动以及进入时刻状态初值不确定性,设计了基于优化控制思想的非线性预测制导律。

1 火星探测器大气进入段动力学模型

1.1 探测器三维动力学模型

由于火星探测器在设计时,通常使其质心偏离自身轴线从而使质心偏离气动压心,因此火星探测器在飞行过程中,可通过使其飞行攻角处在配平攻角的状态,保证探测器飞行过程姿态不发生变化^[19]。由于火星探测器的攻角在整个大气进入段处于配平攻角状态,可将其运动视为质点运动。定义 r 为探测器质心距火星质心的距离, θ 、 ϕ 分别为经度、纬度, \mathbf{V} 、 γ 和 ψ 分别为飞行速度、飞行路径角和航迹角,对探测器进行受力分析(图 1),忽略火星自转影响,则可得探测器在大气进入段的动力学方程为^[19]

$$\dot{r} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \quad (2)$$

$$\dot{\phi} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r} \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{V}} = -\mathbf{D} - g \sin \gamma \quad (4)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} [L \cos \sigma + (\frac{V^2}{r} - g) \cos \gamma] \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = -\frac{L \sin \sigma}{V \cos \gamma} - \frac{V}{r} \cos \gamma \cos \psi \tan \phi \quad (6)$$

其中: $[r \ \theta \ \phi \ \mathbf{V} \ \gamma \ \psi]^T$ 为状态变量; σ 为倾侧

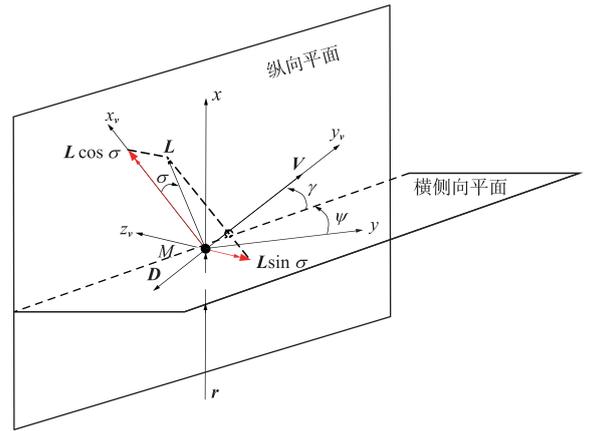


图 1 火星探测器大气进入段受力分析
Fig. 1 Forces acted on the Mars vehicle during entry

角且为控制输入; L 和 D 分别为探测器升力和阻力加速度; g 和 ρ 分别为探测器所在高度处的火星重力加速度和火星大气密度。若设定探测器质量为 m , 参考面积为 S , 升力系数、阻力系数分别为 C_L 、 C_D , 火星引力常数为 μ 、火星半径为 r_0 , 火星表面大气密度为 ρ_0 , 则阻力、升力, 探测器在某一高度处的大气密度和火星引力加速度可计算为

$$\mathbf{D} = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 C_D S}{m}, \quad L = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 C_L S}{m} \quad (7)$$

$$\rho = \rho_0 e^{-0.000105(r-r_0)}, \quad g = \frac{\mu}{r^2} \quad (8)$$

1.2 探测器横纵向运动解耦

倾侧角 σ 为火星探测器在大气进入段唯一的控制变量, 由图 1 及式(5)~式(6)可知, 探测器在横侧向运动控制是由调整 $L \sin \sigma$ 实现的, 而纵向运动控制则通过调整 $L \cos \sigma$ 来实现。考虑到仅改变 σ 的符号而不改变其大小, 可以实现 $\sin \sigma$ 变号而 $\cos \sigma$ 保持不变, 因此在大气进入过程中可以通过不断改变倾侧角的符号, 在不影响纵向运动的前提下, 实现横侧向运动控制(使航迹角跟踪误差 e_ψ 保持为较小值, 如图 2 所示)。因此火星探测器在进入过程中的横纵向运动可通过“倾侧角换向逻辑”来实现解耦。

为实现横侧向位移跟踪误差为 0, 保持进入过程飞行轨线与参考飞行轨迹在同一纬度, 设定航迹角与给定参考值之间误差 e_ψ 满足: $e_\psi \approx 0$, 设定阈值 $e_{\psi m}$, 如果 $|e_\psi| \geq e_{\psi m}$, 控制量 σ 变号。

1.3 大气进入段探测器制导目标

火星探测器大气进入段制导过程, 通常采用基于阻力跟踪的制导律设计, 因此需要对阻力的动态进行分析。由式(4)可得阻力方程为

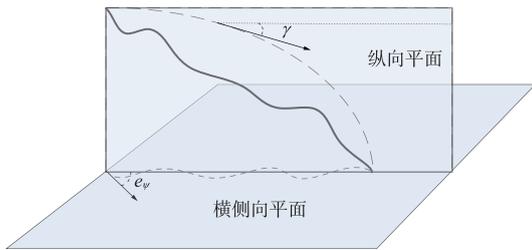


图 2 火星探测器大气进入段运动轨迹示意图
Fig. 2 Trajectory of Mars vehicle during entry

$$\mathbf{D} = \frac{1}{2} \frac{\rho \mathbf{V}^2 C_D S}{m} = \frac{1}{2} \frac{\rho \mathbf{V}^2}{B_f} \quad (9)$$

其中: B_f 为弹道系数, 是由探测器自身决定的一个常数。考虑式(8)并对式(9)进行微分, 可得阻力的动态方程为

$$\dot{\mathbf{D}} = -\frac{2\mathbf{D}}{V}(\mathbf{D} + g \sin \gamma) - \beta \mathbf{D} \mathbf{V} \sin \gamma \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{D}} = & -\frac{2\dot{\mathbf{D}}}{V}(2\mathbf{D} + g \sin \gamma) - \beta \dot{\mathbf{D}} \mathbf{V} \sin \gamma + \beta \mathbf{D} \sin \gamma \times \\ & (\mathbf{D} + g \sin \gamma) - \frac{2\mathbf{D}}{V^2}(\mathbf{D} + g \sin \gamma)^2 + \frac{4g\mathbf{D} \sin^2 \gamma}{r} - \\ & \mathbf{D} \cos^2 \gamma \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \left(\beta + \frac{2g}{V^2} \right) - \mathbf{D} \cos \gamma \left(\beta + \frac{2g}{V^2} \right) L \cos \sigma \end{aligned}$$

为书写方便, 将上式简写为

$$\ddot{\mathbf{D}} = f_2(\mathbf{x}) + b(\mathbf{x})u \quad (11)$$

其中: $\mathbf{x} = [r \ \theta \ \phi \ \mathbf{V} \ \gamma \ \psi]^T$ 为探测器进入过程状态; $u = \cos \sigma$ 为虚拟控制输入。

用 \mathbf{D}_r 、 $\dot{\mathbf{D}}_r$ 、 $\ddot{\mathbf{D}}_r$ 分别表示阻力、阻力的一阶导数和二阶导数的参考值, 则阻力的跟踪误差可表示为

$$e = \mathbf{D} - \mathbf{D}_r \quad (12)$$

根据式(10)~式(11)可得阻力跟踪误差动态为

$$\begin{aligned} \dot{e} = & -\frac{2\mathbf{D}}{V}(\mathbf{D} + g \sin \gamma) - \beta \mathbf{D} \mathbf{V} \sin \gamma - \dot{\mathbf{D}}_r \\ \ddot{e} = & f_2(\mathbf{x}) + b(\mathbf{x})u \end{aligned} \quad (13)$$

基于阻力跟踪的大气进入段探测器制导目标, 通过对参考阻力进行跟踪实现探测器对参考经度、纬度和高度的跟踪, 进而实现大气进入段结束时的精确着陆(探测器位置与期望位置差距较小)。另外, 由于倾侧角的物理特性, 要求倾侧角换向次数不能太过频繁, 且控制量幅值在一定范围内变化

$$u = \cos \sigma \in [\cos 80^\circ \ 1] \quad (14)$$

采用文献[12]中轨迹优化算法, 可得探测器的阻力、经度、纬度以及高度的参考轨迹, 如图 3 所示。

2 非线性预测制导律设计

非线性预测控制的基本思想是利用控制系统当

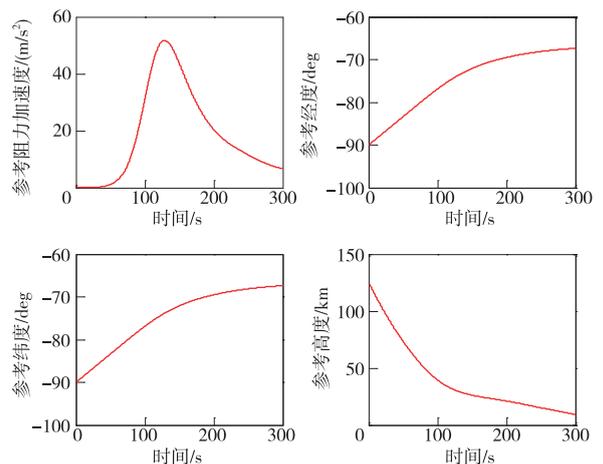


图 3 参考控制阻力、经度、纬度和高度
Fig. 3 Reference drag, longitude, latitude and altitude

前的信息(状态和控制输入)来预测将来的输出, 而后用将来输出的预测值与参考值的误差来构造代价函数, 通过优化理论来设计当前控制量使代价函数取得最小值。非线性预测控制的实现过程一般分为预测输出、反馈重构代价函数和滚动优化三部分, 其控制结构框图如图 4 所示。

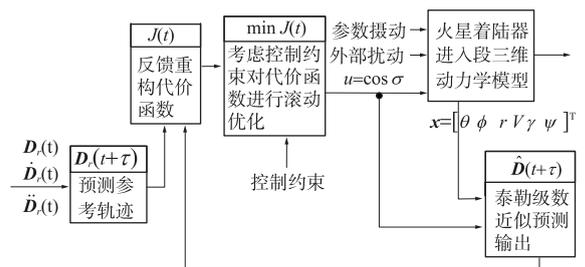


图 4 火星大气进入段阻力跟踪控制系统框图
Fig. 4 Control structure of Mars entry drag tracking scheme

为了减少阻力跟踪误差, 预测控制的代价函数被选为

$$J = \int_0^{T_p} [\dot{\mathbf{D}}(t+\tau) - \dot{\mathbf{D}}_r(t+\tau)]^2 d\tau \quad (15)$$

其中: T_p 为预测时域, 在飞行控制系统中其取值通常远小于 1; $\dot{\mathbf{D}}(t+\tau)$ 和 $\dot{\mathbf{D}}_r(t+\tau)$ 分别为输出(阻力)的参考值和真实值在 $(t+\tau)$ 时刻的预测值。

下面介绍非线性线性预测制导律设计的过程。

2.1 预测输出

由于预测域 T_p 在火星探测器制导系统中取值远小于 1, 因此阻力在 $(t+\tau)$ 时刻的值 $\dot{\mathbf{D}}(t+\tau)$ 可通过泰勒级数展开进行近似预测。根据式(10)~式(11)可知: 阻力 \mathbf{D} 的相对阶^[20] $\rho=2$, 故 $\dot{\mathbf{D}}(t+\tau)$ 可用二阶泰勒级数近似^[16]

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{D}}(t+\tau) &\approx \mathbf{D}(t) + \tau \dot{\mathbf{D}}(t) + \frac{\tau^2}{2} \ddot{\mathbf{D}}(t) = \\ &\mathbf{D}(t) + \tau f_1(x) + \frac{\tau^2}{2} [f_2(x) + b(x)u] \end{aligned} \quad (16)$$

其中

$$f_1(x) = -\frac{2\mathbf{D}}{\mathbf{V}}(\mathbf{D} + g\sin\gamma) - \beta\mathbf{D}\mathbf{V}\sin\gamma$$

阻力在 $(t+\tau)$ 时刻的参考值 $\hat{\mathbf{D}}_r(t+\tau)$ 亦可写为

$$\mathbf{D}_r(t+\tau) \approx \mathbf{D}_r(t) + \tau \dot{\mathbf{D}}_r(t) + \frac{\tau^2}{2} \ddot{\mathbf{D}}_r(t) \quad (17)$$

2.2 反馈重构代价函数

为了重构代价函数,需要用含有探测器当前状态信息的 $\hat{\mathbf{D}}(t+\tau)$ 和含有参考信息的 $\hat{\mathbf{D}}_r(t+\tau)$ 来构造 $(t+\tau)$ 时刻的探测器阻力跟踪误差预测值。式(16)减式(17)可得 $(t+\tau)$ 时刻阻力跟踪误差预测值为

$$\begin{aligned} \hat{e}(t+\tau) &= \hat{\mathbf{D}}(t+\tau) - \mathbf{D}_r(t+\tau) \approx e(t) + \\ &\tau \dot{e}(t) + \frac{\tau^2}{2} \ddot{e}(t) = [\bar{\tau}_1 \quad \bar{\tau}_2] [\bar{e}_1^\top \quad \bar{e}_2^\top]^\top \end{aligned} \quad (18)$$

其中

$$\bar{\tau}_1 = [1 \quad \tau], \quad \bar{\tau}_2 = \frac{\tau^2}{2}, \quad \bar{e}_1^\top = [e \quad \dot{e}]^\top, \quad \bar{e}_2 = \ddot{e},$$

$$\dot{e} = f_1(x) - \dot{\mathbf{D}}_r, \quad \ddot{e} = f_2(x) + b(x)u - \ddot{\mathbf{D}}_r$$

将式(18)代入式(15)可得

$$\begin{aligned} J &= \int_0^{T_p} ([\bar{\tau}_1 \quad \bar{\tau}_2] [\bar{e}_1^\top \quad \bar{e}_2^\top]^\top)^2 dt = \\ &\int_0^{T_p} [\bar{e}_1^\top \quad \bar{e}_2^\top] ([\bar{\tau}_1 \quad \bar{\tau}_2]^\top [\bar{\tau}_1 \quad \bar{\tau}_2]) \times \\ &[\bar{e}_1^\top \quad \bar{e}_2^\top]^\top dt = [\bar{e}_1^\top \quad \bar{e}_2^\top] \begin{bmatrix} T_1 & T_2 \\ T_2 & T_3 \end{bmatrix} [\bar{e}_1^\top \quad \bar{e}_2^\top]^\top \end{aligned}$$

其中

$$\begin{aligned} T_1 &= \int_0^{T_p} \bar{\tau}_1^\top \bar{\tau}_1 dt, \quad T_2 = \int_0^{T_p} \bar{\tau}_1^\top \bar{\tau}_2 dt \\ T_3 &= \int_0^{T_p} \bar{\tau}_2^\top \bar{\tau}_2 dt \end{aligned}$$

2.3 滚动优化

考虑到 $\bar{e}_2 = \ddot{e}$, 目标函数 J 是控制输入 u 的函数。由于控制量 u 是可以设计的量,为了使 J 获得最小值,使

$$\frac{\partial J}{\partial u} = \frac{\partial J}{\partial \bar{e}_2} \frac{\partial \bar{e}_2}{\partial u} = 0 \quad (19)$$

由于 $\frac{\partial \bar{e}_2}{\partial u}$ 是非奇异的,所以式(19)可转化为

$$\frac{\partial J}{\partial \bar{e}_2} = 0 \Rightarrow \bar{e}_2 = -T_3^{-1} T_2^\top \bar{e}_1 \quad (20)$$

考虑到 $\bar{e}_2 = \ddot{e}$, NMPC 控制律可由式(20)得

$$u_{nm\text{pc}} = -b^{-1}(x) \{f_2(x) - \ddot{\mathbf{D}}_r + k_1 e +$$

$$k_2 [f_1(x) - \dot{\mathbf{D}}_r]\} \quad (21)$$

其中: k_1, k_2 为正数且满足

$$[k_1 \quad k_2] = T_3^{-1} T_2^\top = \begin{bmatrix} 10 & 5 \\ 3T_p^2 & 2T_p \end{bmatrix}$$

3 稳定性分析

下面首先给出非线性预测制导律作用下系统的稳定性结论,而后再对其进行证明。

定理: 大气进入段火星探测器系统(式(1)~式(6)),在非线预测制导律(式(21))的作用下,能保证探测器阻力跟踪误差系统(式(13))渐近收敛到 0。

证明: 将非线性预测制导律(式(21))代入探测器阻力跟踪误差系统(式(13))可得阻力跟踪的闭环动态

$$\ddot{e} = -k_1 e - k_2 \dot{e} \quad (22)$$

由于 k_1, k_2 为正数,式(22)中状态 e 和 \dot{e} 能够渐近收敛到 0,即探测器阻力跟踪误差系统(式(13))在非线预测制导律(式(21))的作用下,可保证阻力跟踪误差渐近收敛到 0。

注:用来预测未来输出的泰勒级数(式(16)),其展开阶次的选取与输出的相对阶 ρ 有关:当输出的相对阶低于 4 时,泰勒级数展开的阶次与输出相对阶相同时,可以保证闭环系统的稳定;当输出相对阶高于 4 时,参考文献[16]给出了具体的选取规则。

4 仿真研究

为了验证所提出的非线性预测制导律的有效性,在存在参数摄动、外部扰动和初始进入状态误差的情况下,对探测器大气进入段进行仿真。

火星半径 r_0 、火星引力常数 μ 和火星表面大气密度 ρ_0 取值参照文献[13],如表 1 所示,火星探测器的质量 m 、参考面积 S 、弹道系数 B_f 以及升阻比 L/D 的取值亦在表 1 中给出。由于进入过程火星大气环境较为复杂,火星大气密度以及探测器气动参数(主要指 L/D)与标称值相比存在较大摄动,火星大气中阵风的存在,亦会使探测器受到外界的直接扰动。根据实际情况,在仿真中设定火星大气密度以及探测器气动参数摄动范围为 $\pm 15\%$ 。参照地球大气环境下因阵风而产生的外力扰动与重力方向平行,仿真中假设阵风扰动 d_w 主要通过影响标称重力 g ($g_d = g + d_w$) 的方式影响探测器系统。考虑到火星表面重力加速度为 3.72 m/s^2 ,仿真中设定阵风扰动 d_w 的幅值为 2 m/s^2 。

表 1 火星及探测器参数^[13]

Table 1 Parameters of Mars and Mars vehicle^[13]

物理量	r_0/km	$\mu/(m^3 \cdot s^{-2})$	$\rho_0/(kg \cdot m^{-3})$	m/kg	S/m^2	$B_f/(kg \cdot m^{-2})$	L/D
数值	3 397	4. 240 9	0. 015 8	2 200	12. 89	117. 7	1. 24

大气进入段初始状态如表 2 所示,本文假设大气进入段火星探测器的初始状态存在测量误差,且测量误差服从 3σ 原则的正态分布。

表 2 着陆器初始状态及不确定性误差

Table 2 Initial states and errors of the vehicle

状态	初值	误差分布(3σ)
r/km	3 522	± 1
$V/(m \cdot s^{-1})$	6 000	± 5
$\gamma/(\circ)$	-11. 5	$\pm 0. 1$
$\theta/(\circ)$	-90. 072	$\pm 0. 1$
$\phi/(\circ)$	-43. 898	$\pm 0. 1$
$\psi/(\circ)$	4. 99	$\pm 0. 1$

非线性预测制导律设计如式(21)所示,控制器的唯一参数 T_P 设计为 $T_P=0. 1$ 。横侧向控制采用 1. 2 部分所提出的倾侧角换向逻辑来实现,航迹角跟踪误差阈值 e_{ψ_m} 设定为 $e_{\psi_m}=1^\circ$ 。

4. 1 单次仿真结果

为了展示所提出的预测制导律阻力跟踪效果,考虑存在大气密度摄动、气动参数摄动和阵风扰动,进行了探测器大气进入段的仿真实验。用正弦函数描述系统不确定性的时变特性,则有

$$(L/D)_d = L/D(1 + 0. 15\sin t),$$

$$\rho_d = \rho(1 + 0. 15\sin t)$$

$$d_w = 2\sin t \quad (230 \leq t \leq 245)$$

阻力跟踪效果如图 5 所示:阻力跟踪的最大误差为 $-5 m/s^2$,且在大气进入段结束时刻,阻力跟踪误差接近于 0。图 6~图 8 分别给出了经度、纬度和

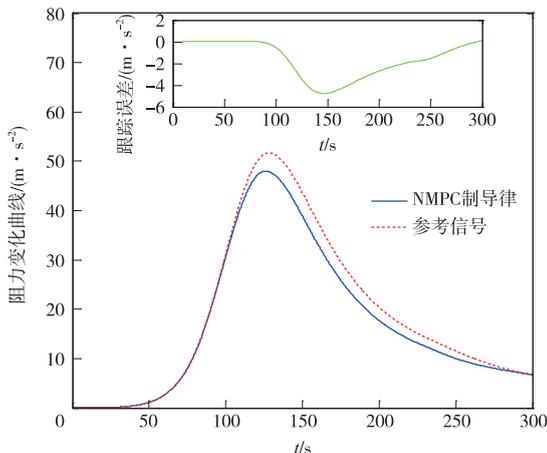


图 5 阻力跟踪响应曲线
Fig. 5 Response curve of drag tracking

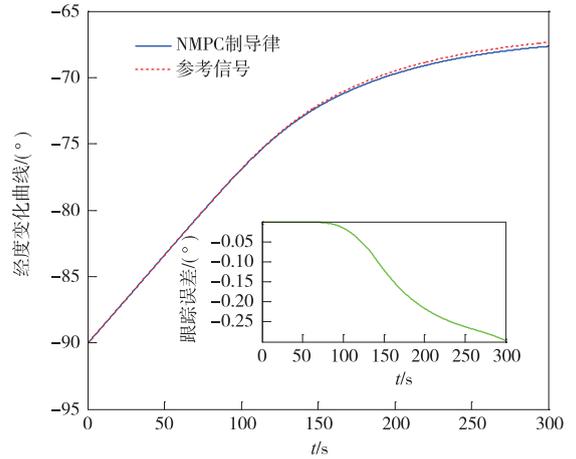


图 6 经度跟踪响应曲线
Fig. 6 Response curve of longitude tracking

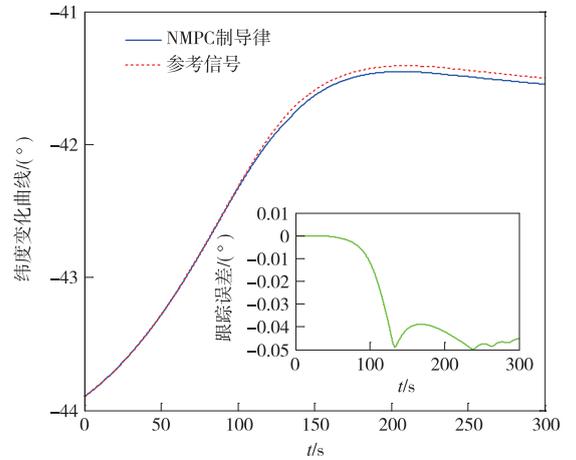


图 7 纬度跟踪响应曲线
Fig. 7 Response curve of latitude tracking

高度的跟踪响应曲线,从图中可以看出经度、纬度和高度跟踪的最大误差分别为 $0. 25^\circ$ 、 $0. 05^\circ$ 和 $1. 5 km$,大气进入段结束时刻,探测器位置(由其经度纬度和高度决定)跟踪期望位置误差亦较小。图 9~图 10 分别给出了航向角跟踪效果曲线和控制量响应曲线,从图中可以看出,当航向角跟踪误差大于阈值 1° 时,倾侧角会发生换向(图 10)。从图 10 中可以看出,控制量(倾侧角)是在满足控制量限幅的条件下变化,且其变化率亦小于一定的数值。

4. 2 蒙特卡洛仿真结果

由于进入时刻探测器的状态测量误差服从 3σ 原则的正态分布,单次仿真不能说明所提出的非线性预测制导律的有效性,因此需要进行蒙特卡洛仿真。对火星探测器在大气进入段存在初始状态测量误差的情况下进行 50 次蒙特卡洛仿真,仿真结果如图 11 所示。

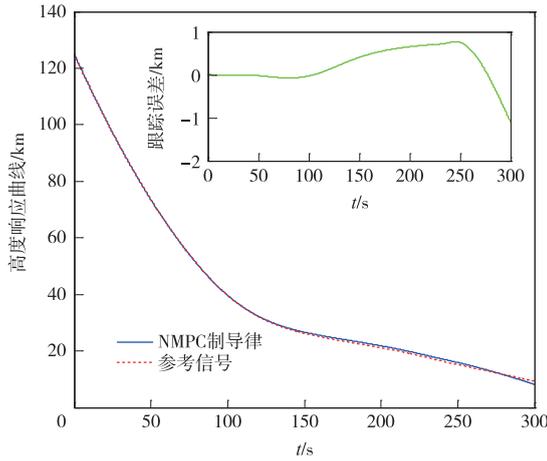


图 8 高度跟踪响应曲线

Fig. 8 Response curve of altitude tracking

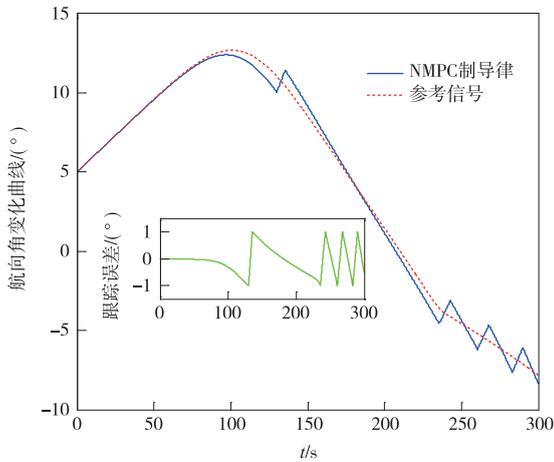


图 9 航向角跟踪响应曲线

Fig. 9 Response curve of heading angle

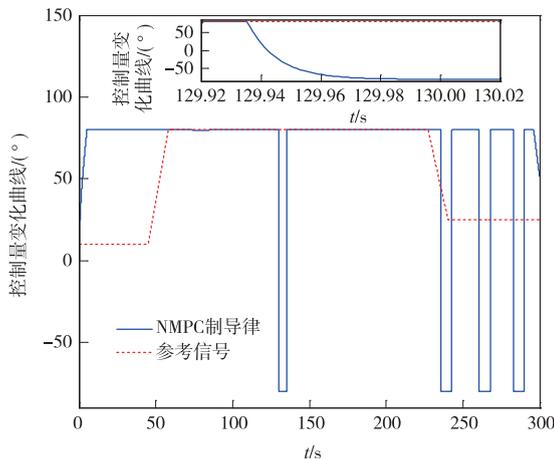


图 10 控制量(倾侧角)响应曲线

Fig. 10 Response curve of control (bank angle)

从图 11 中可以看出,在非线形预测制导律作用下,探测器大气进入段 50 次仿真中,进入段结束时刻经度、纬度和高度的最大跟踪误差分别为 0.6°,

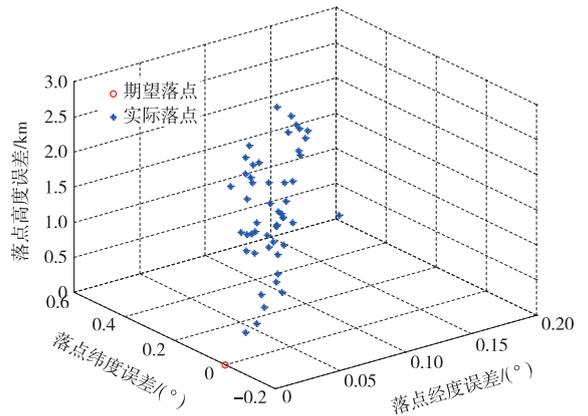


图 11 非线性预测制导律下进入段着陆误差分布

Fig. 11 Distribution of landing error under NPGL

0.2°和 3 km,基本上实现了高精度着陆的目标。

5 结 论

针对火星大气进入段高精度制导问题,本文提出基于阻力跟踪的非线形预测制导策略。主要工作和结论如下:

1)首先对火星探测器大气进入段三维动力学模型进行分析,采用倾侧角换向逻辑的工程技术手段实现纵向和横向运动的解耦。对纵向运动采用基于阻力跟踪的制导策略,提出基于非线形预测控制方法的非线形预测制导律,并给出该制导律的详细设计过程和稳定性分析。

2)对火星探测器大气进入段存在不确定性的情况下,分别进行单次和蒙特卡洛仿真,单次仿真结果显示在存在气动参数摄动、大气密度摄动和外部扰动 的情况下,探测器可以获得较高的着陆精度(经度、纬度和高度着陆误差分别为 0.25°,0.05°和 1.5 km)。蒙特卡洛仿真结果显示在存在初始状态测量误差的情况下,在非线形预测制导律作用下,探测器仍可获得较高的着陆精度(经度、纬度和高度着陆误差分别为 0.6°、0.2°和 3 km)。

参 考 文 献

[1] Beaun R D, Manning R M. Mars exploration entry, descent, and landing challenges [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007,44(2):310-323.

[2] Korzun A M, Dubos G F, Iwata C K, et al. A concept for the entry, descent, and landing of high-mass payloads at Mars[J]. Acta Astronautica, 2010,66(7):1146-1159.

[3] Saraf A, Leavitt J A, Chen D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004,41(6):986-996.

- [4] Bharadwaj S, Rao A V, Mease K D. Entry trajectory tracking law via feedback linearization [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998,21(5):726–732.
- [5] Talole S E, Benito J, Mease K D. Sliding mode observer for drag tracking in entry guidance [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head: [s. n.], 2007.
- [6] Li S, Peng Y. Command generator tracker based direct model reference adaptive tracking guidance for Mars atmospheric entry[J]. *Advances in Space Research*, 2012, 49(1):49–63.
- [7] Xia Y, Chen R, Pu F, et al. Active disturbance rejection control for drag tracking in mars entry guidance [J]. *Advances in Space Research*, 2014,53(5):853–861.
- [8] 崔平远,常晓华,崔祐涛.基于可观性分析的深空自主导航方法研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(10):2115–2124. [Cui P Y, Chang X H, Cui H T. Research on observability analysis-based autonomous navigation method for deep space [J]. *Journal of Astronautics*, 2011,32(10):2115–2124.]
- [9] Yu Z, Cui P, Zhu S. Observability-based beacon configuration optimization for Mars entry navigation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014:1–8.
- [10] Yu Z, Cui P, Zhu S. On the observability of Mars entry navigation using radiometric measurements[J]. *Advances in Space Research*, 2014,54(8):1513–1524.
- [11] 席裕庚. 预测控制[M]. 北京:国防工业出版社, 2013. [Xi Y G. Predictive control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.]
- [12] 陈虹. 模型预测控制[M]. 北京:科学出版社, 2013. [Chen H. Model predictive control[M]. Beijing: Science Press, 2013.]
- [13] 吴超,赵振华,杨俊,等.基于约束预测控制的火星大气进入轨迹跟踪[J]. *深空探测学报*, 2014,1(2):128–133. [Wu C, Zhao Z H, Yang J, et al. Mars entry trajectory tracking using constrained predictive control [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014,1(2):128–133.]
- [14] Wu C, Li S, Yang J, et al. Mars entry trajectory tracking via constrained multi-model predictive control[C] // 33rd Chinese Control Conference. [S. l.]: CCC, 2014:7805–7810.
- [15] Wu C, Li S, Yang J, et al. Disturbance observer based constrained multi-model predictive control for Mars entry trajectory tracking[C] // Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. [S. l.]: [s. n.], 2014:2341–2346.
- [16] Chen W H, Ballance D J, Gawthrop P J. Optimal control of nonlinear systems: a predictive control approach [J]. *Automatica*, 2003,39(4):633–641.
- [17] Liu C, Chen W H, Andrews J. Tracking control of small-scale helicopters using explicit nonlinear MPC augmented with disturbance observers[J]. *Control Engineering Practice*, 2012,20(3):258–268.
- [18] Yang J, Zhao Z, Li S, et al. Composite predictive flight control for airbreathing hypersonic vehicles[J]. *International Journal of Control*, 2014,87(9):1970–1984.
- [19] Benito Manrique J. *Advances in spacecraft atmospheric entry guidance* [M]. [S. l.]: Proquest, Umi Dissertation Publishing, 2010.
- [20] Khalil H K, Grizzle J W. *Nonlinear systems*[M]. Upper Saddle River: Prentice hall, 2002.

作者简介:

赵振华(1988—),男,博士,主要研究方向:导弹、卫星等飞行系统的抗干扰控制,预测控制,滑模控制。

通信地址:江苏省南京市四牌楼 2 号东南大学中心楼 606 室 (210096)

电话:(025)83793785

E-mail:hndcdfzzh@163.com

Drag-Based Nonlinear Predictive Guidance Law for Mars Entry

ZHAO Zhenhua¹, YANG Jun¹, LI Shihua¹, GUO Lei²

(1. School of Automation, Southeast University, Nanjing 210096, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at precision landing of Mars entry for Mars exploration mission, this paper proposes a novel drag-based nonlinear predictive guidance law. Taking into account the aerodynamical parameters perturbation of Mars vehicle, the air density parameter perturbation of Mars, external disturbance and initial states errors, a nonlinear predictive guidance law based on optimization theory is designed for the three-dimensional Mars entry model. The simulation results indicate that under the proposed guidance law, the Mars vehicle achieves a precision landing with the control constraint being satisfied.

Key words: nonlinear predictive guidance law; Mars entry guidance; drag tracking; precision landing

[责任编辑:高莎]