

# 基于模糊参数优化的小行星软着陆控制方法研究

王茜茜, 谢慕君, 李元春

(长春工业大学 电气与电子工程学院, 长春 130012)

**摘要:**针对传统指数趋近律变结构控制中抖振的问题,设计出新型变速指数趋近律滑模控制器。基于小行星软着陆控制系统的动力学模型,推导出指数趋近律滑模控制器结构。通过实时分析运动点距离滑模面的位置及趋近速率,采用模糊参数优化策略动态调整切换增益,实现在滑模面外时加快响应速度并增强系统克服摄动及外部干扰能力,到达滑模面时柔化控制量以消除抖振的目的。通过 Matlab 仿真,结果表明变速趋近律不仅保证到达运动的快速性,且有效降低了系统抖振,具有良好的稳态性能。

**关键词:**软着陆; 变速趋近律; 模糊参数优化

**中图分类号:** V412

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2015)02-0162-06

**DOI:**10.15982/j.issn.2095-7777.2015.02.010

## 0 引言

随着全世界空间技术的发展,世界各空间大国在加紧进行月球与火星探测的同时,也开始了对即火星之后更能激起人们兴趣的小行星深空探测的研究<sup>[1]</sup>。迄今,在各国对小行星进行的多次探测任务中,有3次成功完成了着陆任务。一是 NASA 发射的 NEAR 探测器 2001 年 2 月着陆于 EROS 小行星<sup>[2]</sup>,二是日本 JAXA 发射的 Hayabusa 探测器 2005 年 11 月着陆于 Itokawa 小行星并采样返回<sup>[3]</sup>。2003 年升空的日本“隼鸟”探测器在目标小行星附近及其表面共停留了 3 个月。2014 年 12 月 3 日,日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)与日本三菱重工有限公司使用 H-2A 运载火箭从种子岛航天中心成功将“隼鸟-2”(Hayabusa2)小行星探测器发射升空,该探测器将于 2018 年到达在地球和火星之间轨道上运行的小行星 1999JU3,并于 2020 年携带采样返回地球<sup>[4-5]</sup>。三是 2004 年升空的“罗塞塔”探测器,由它释放的彗星着陆器“菲莱”于 2014 年 11 月已成功登陆彗星“丘留莫夫-格拉西缅科”<sup>[6]</sup>。

小行星引力场弱且分布不规则,给探测器软着陆造成了很大困难,国内外许多学者对航天器导航、制导与控制进行了研究。Guelman(1994)假设探测器下降轨迹在一个平面内,此时控制加速度与垂直速度在同一条线上,考虑引力作用,获得了燃料最优

垂直着陆天体表面<sup>[7]</sup>。李爽等(2005)设计了一种滑模变结构控制器实现小行星软着陆的轨迹追踪控制<sup>[8]</sup>。由于普通滑模控制的跟踪误差不会在有限时间内收敛到零,刘金琨(2005)在滑动超平面的设计中引入了非线性函数,提出了终端滑模控制策略<sup>[9]</sup>。

传统趋近律对于切换面外的正常运动段及位于切换面上的滑动段分别设计,但过大的趋近速度指数或过大的到达速度均导致系统抖振,造成控制性能劣化<sup>[10]</sup>。本文将指数趋近律与切换函数代入小行星软着陆动力学方法,推导出控制律。为提高控制性能,设计一种以切换函数及其导数为输入量,反映滑动模态及稳态误差指标的到达速度为输出量的模糊参数寻优策略,采用变速方法消除抖振。仿真结果表明,本文设计的控制方法在保证趋近动态品质的基础上,既能加快到达速度,又能抑制抖振。

## 1 动力学模型建立

### 1.1 探测器质心动力学方程

考虑小天体以  $\omega$  的角速度进行自转,并存在太阳光压和第三体引力摄动等无模型干扰。定义小天体固连坐标系 OXYZ:坐标原点在小行星质心。OZ 轴为小行星最大惯量轴,OX 轴为小行星最小惯量轴,OY 由右手定则确定。假设小行星的自转轴和最大惯量轴一致。小行星固连坐标系中探测器动力学方程为<sup>[11]</sup>

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2\omega\dot{y} - \omega^2 x &= \mathbf{G}_x + \mathbf{U}_x + \mathbf{d}_x \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} - \omega^2 y &= \mathbf{G}_y + \mathbf{U}_y + \mathbf{d}_y \\ \ddot{z} &= \mathbf{G}_z + \mathbf{U}_z + \mathbf{d}_z\end{aligned}\quad (1)$$

其中:  $\mathbf{G}_x$ 、 $\mathbf{G}_y$ 、 $\mathbf{G}_z$  为小天体引力加速度;  $\mathbf{U}_x$ 、 $\mathbf{U}_y$ 、 $\mathbf{U}_z$  为推进器产生的控制加速度;  $\mathbf{d}_x$ 、 $\mathbf{d}_y$ 、 $\mathbf{d}_z$  为无模型干扰加速度(包括太阳光压和第三体引力摄动)。

## 1.2 小行星引力势函数模型

针对不规则弱引力场中小行星探测器进行研究,为了使模型更加简化,将小行星近似成三轴椭球体,采用球谐级数展开方法,则引力势能表达式为<sup>[12]</sup>

$$G(R) = \frac{GM}{r'} \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{R_0}{r'} \right)^m P_{nm}(\sin \theta) \times [C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] \right\} \quad (2)$$

其中:  $r' = \sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2}$  是探测器到小行星质心距离。  $x' = x$ ,  $y' = \rho - y$ ,  $z' = z$ 。  $x'$ ,  $y'$ ,  $z'$  为探测器在着陆点固连坐标系坐标。俯仰角  $\theta$  为固连坐标系  $Z$  轴与探测器坐标系  $Z$  轴夹角。偏航角  $\psi$  为固连坐标系  $Y$  轴与探测器坐标系  $Y$  轴夹角。  $\rho$  为着陆点在小行星体固连坐标系坐标。  $GM = \mu$  为小行星引力常数;  $R_0$  为小行星的最大赤道半径;  $P_{nm}$  为缔合勒让德多项式;  $C_{nm}$  和  $S_{nm}$  是小行星质量分布决定的球谐系数。

$$C_{20} = \frac{2c^2 - (a^2 + b^2)}{10a^2}, \quad C_{22} = \frac{a^2 - b^2}{20a^2} \quad (3)$$

展开前两阶的形式,将后面高阶项当作不确定项,三轴引力势能分量分别为

$$\begin{aligned}G_x &= -\frac{\mu}{r'^3} x \left\{ 1 - \left( \frac{R_0}{r'} \right)^2 \left[ \frac{3}{2} c_{20} (1 - 5\sin^2 \theta) + 3c_{22} (2 - 5\cos 2\psi \cos^2 \theta) \right] \right\} \\ G_y &= -\frac{\mu}{r'^3} y \left\{ 1 - \left( \frac{R_0}{r'} \right)^2 \left[ \frac{3}{2} c_{20} (3 - 5\sin^2 \theta) - 3c_{22} (2 + 5\cos 2\psi \cos^2 \theta) \right] \right\} \\ G_z &= -\frac{\mu}{r'^3} z \left\{ 1 - \left( \frac{R_0}{r'} \right)^2 \left[ \frac{3}{2} c_{20} (3 - 5\sin^2 \theta) + 15c_{22} \cos 2\psi \cos^2 \theta \right] \right\}\end{aligned}\quad (4)$$

## 2 制导与控制律

为引导探测器在预定时间  $\tau$  内安全着陆,首先考虑在安全着陆约束的前提下规划理想的标称轨迹,  $\mathbf{x}_d = [x_d \quad y_d \quad z_d]^T = [x \quad y \quad z]^T$ ; 然后通过

滑模变结构控制方法设计鲁棒跟踪控制律,跟踪理想标称轨迹,从而实现安全软着陆。

### 2.1 标称轨迹规划

标称轨迹制导就是根据探测器的始末状态设计一条运动轨迹,然后控制探测器严格地跟踪这条轨迹<sup>[13]</sup>。探测器沿  $x$  轴方向的位置可规划为如下三次多项式

$$X_d = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 \quad (5)$$

通过对式(5)求导,即可得到  $x$  轴方向的速度和加速度多项式

$$\begin{aligned}V_{xd} &= a_1 + 2a_2 t + 3a_3 t^2 \\ A_{xd} &= 2a_2 + 6a_3 t\end{aligned}\quad (6)$$

探测器着陆的始末端约束条件为

$$X_d(0) = X_0, X_d(\tau) = X_\tau, V_{xd}(0) = V_{x0}, V_{xd}(\tau) = V_{x\tau} \quad (7)$$

当探测器着陆时间为  $\tau$ ,则沿  $x$  轴方向的位置、速度和加速度的标称轨迹分别为

$$\begin{aligned}X_d &= X_0 + V_{x0} t - \frac{3X_0 + 2V_{x0}\tau - 3X_\tau t^2}{\tau^2} + \frac{2X_0 + V_{x0}\tau - 2X_\tau t^3}{\tau^3} \\ V_{xd} &= V_{x0} - 2 \frac{3X_0 + 2V_{x0}\tau - 3X_\tau t}{\tau^2} + 3 \frac{2X_0 + V_{x0}\tau - 2X_\tau t^2}{\tau^3} \\ A_{xd} &= 2 \frac{3X_0 + 2V_{x0}\tau - 3X_\tau}{\tau^2} + 6 \frac{2X_0 + V_{x0}\tau - 2X_\tau t}{\tau^3}\end{aligned}\quad (8)$$

同理可规划出  $y$ 、 $z$  轴方向的位置、速度和加速度标称轨迹。

### 2.2 基于指数趋近律的滑模变结构算法跟踪标称轨迹

式(2)可表示为如下状态方程形式

$$\dot{\gamma} = A_1 \gamma + A_2 \dot{\gamma} + G + U + d \quad (9)$$

$$\text{其中: } A_1 = \begin{bmatrix} \omega^2 & 0 & 0 \\ 0 & \omega^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega & 0 \\ -2\omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \gamma =$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \dot{\gamma} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}, \ddot{\gamma} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix}, \gamma^* = \begin{bmatrix} X_d \\ Y_d \\ Z_d \end{bmatrix}.$$

$G$  为引力势函数,  $U$  为控制加速度,无模型干扰为  $d \in [-0.01, +0.01] * U$  的随机函数。

定义探测器着陆控制的位置误差、速度误差和

加速度误差分别为

$$\begin{aligned} \sigma &= \gamma - \gamma^* = \begin{bmatrix} x - X_d \\ y - Y_d \\ z - Z_d \end{bmatrix} \\ \dot{\sigma} &= \dot{\gamma} - \dot{\gamma}^* = \begin{bmatrix} \dot{x} - V_{xd} \\ \dot{y} - V_{yd} \\ \dot{z} - V_{zd} \end{bmatrix} \\ \ddot{\sigma} &= \ddot{\gamma} - \ddot{\gamma}^* = \begin{bmatrix} \ddot{x} - A_{xd} \\ \ddot{y} - A_{yd} \\ \ddot{z} - A_{zd} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

定义积分滑模面<sup>[14]</sup>

$$s(t) = -\dot{\gamma} + \int_0^t (\ddot{\gamma}^* + c_1\sigma + c_2\dot{\sigma}) dt \quad (10)$$

其中:  $c_1, c_2$  为正常数。

求导

$$\dot{s} = -\ddot{\gamma} + \ddot{\gamma}^* + c_1\dot{\sigma} + c_2\ddot{\sigma} \quad (11)$$

选取李亚普诺夫函数:  $V = \frac{1}{2}s^T s$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{s}\dot{s} = s(-\ddot{\gamma} + \ddot{\gamma}^* + c_1\dot{\sigma} + c_2\ddot{\sigma}) = \\ & s[-A_1\gamma - A_2\dot{\gamma} - G - U - \Delta + \ddot{\gamma}^* + c_1\dot{\sigma} + c_2\ddot{\sigma}] \end{aligned}$$

采用指数趋近律, 选择:

$$U = -A_1\gamma - A_2\dot{\gamma} - G + \ddot{\gamma}^* + c_1\dot{\sigma} + c_2\ddot{\sigma} + ks + \epsilon \text{sgn}(s) \quad (12)$$

使得  $\dot{V} = s(-\epsilon \text{sgn}(s) - ks) = -ks^2 - \epsilon|s| \leq 0$

根据李亚普诺夫第二方法,  $V$  正定,  $\dot{V}$  负定, 且  $s$  趋向无穷时,  $V$  趋向无穷, 保证所设计的控制器式(13)满足系统一致稳定的条件。

### 2.3 基于变速趋近律函数切换滑模控制律

指数趋近律  $\dot{s} = -\epsilon \text{sgn}(s) - ks, \epsilon > 0, k > 0$  对参数合理选择满足系统趋近过程的快速性和滑动过程的平滑性。指数趋近律到达切换面附近时的切换控制输出量对系统的控制精度和稳定性产生显著影响。因此到达滑模面时  $\epsilon$  值要小, 但此时若  $|s|$  也较小则会延长运动点进入滑动模态区的时间。增加  $k$  可以加快趋近速度, 但较大  $k$  值时会增加系统控制强度需求值。

综上所述, 选择一种自动变速趋近律, 实时采集并计算状态轨迹点距离滑模面的距离和离开的速度, 选择合理的控制量。即当运动点以较大速度离开滑模面时, 施以较强的控制量。当运动点以较小速度离开滑模面时, 施以较小控制量。为工程实际应用, 设计二输入单输出二维模糊寻优控制器。取

切换函数  $s$  及其导数  $\dot{s}$  为输入, 到达速度  $\epsilon$  为输出<sup>[15]</sup>。控制跟踪的目标为切换函数, 施加控制量使滑模切换函数为零, 跟踪误差渐近趋于零点。

输入为切换函数  $s$  与  $\dot{s}$ , 分别定义 5 个模糊集, 即“正大”(PB)、“正小”(PS)、“零”(ZR)、“负小”(NS)、“负大”(NB)。输出  $\epsilon$  定义 7 个模糊集, 即“正大”(PB)、“正中”(PM)、“正小”(PS)、“零”(ZR)、“负小”(NS)、“负中”(NM)、“负大”(NB), 并量化到如式的模糊论域

$$\begin{cases} s = \{-5, -4, -3, -2, -1, 0, +1, \\ \quad +2, +3, +4, +5\} \\ \dot{s} = \{-5, -4, -3, -2, -1, 0, +1, +2, \\ \quad +3, +4, +5\} \\ \epsilon = \{-4, -3, -2, -1, 0, +1, +2, +3, +4\} \end{cases} \quad (13)$$

切换函数  $s$ , 切换函数  $\dot{s}$  导数、到达速度  $\epsilon$  隶属函数如图 1、图 2 所示。表 1 为到达速度  $\epsilon$  模糊规则查询表。

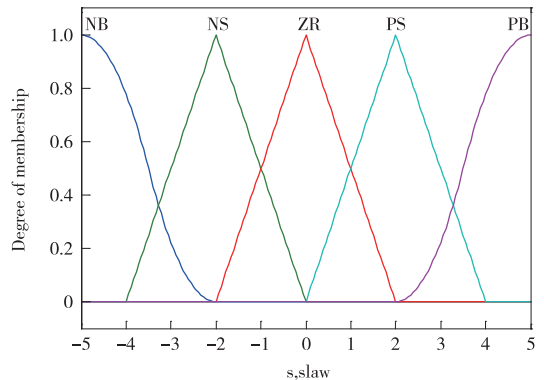


图 1 切换函数  $s$ , 切换函数导数  $\dot{s}$  隶属函数

Fig. 1 The membership function of switch functions  $s$  and derivative of switching function  $\dot{s}$

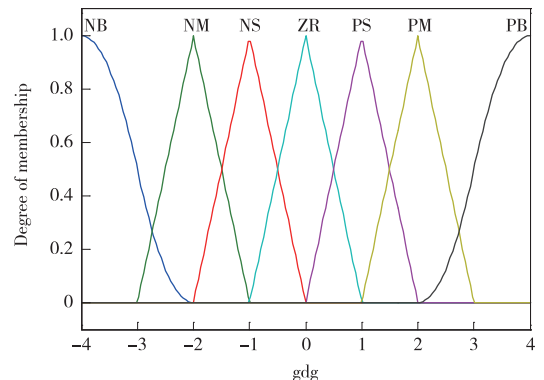


图 2 到达速度  $\epsilon$  隶属函数

Fig. 2 The membership function of reaching speed  $\epsilon$

表 1 到达速度  $\varepsilon$  模糊规则查

Table 1 Fuzzy rule of reaching speed  $\varepsilon$

$s$	$\dot{s}$				
	NB	NS	ZR	PS	PB
NB	NB	NM	NM	PS	ZR
NS	NM	NS	NS	ZR	PM
ZR	NS	NS	ZR	PS	PS
PS	PM	ZR	PS	PM	PM
PB	ZR	PM	PM	PM	PB

### 3 仿真分析

以着陆小行星 Eros433 为例,对本文所设计的制导控制方案进行验证。仿真参数选取如表 2 所示<sup>[16]</sup>。

表 2 仿真参数

Table 2 The simulation parameters

$GM/(m^3 \cdot s^{-2})$	$4.842 \times 10^5$	$C_{22}$	0.058
$\omega$	$1.65 \times 10^{-4}$	初始位置	[550 500 8 200]
$R_0/m$	1 138.5	着陆位置	[20 80 2 000]
$C_{20}$	-0.043	初始速度	[-1.7 0.7 -1.5]

仿真结果为

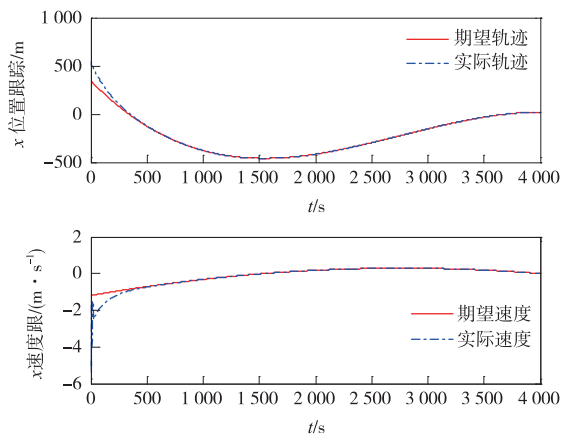


图 3 X 轴方向的位置和速度曲线

Fig. 3 The X axis direction curve of position and speed

图 3、图 4、图 5 分别表示  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴方向的位置和速度跟踪曲线,图 6 为三维的着陆轨迹曲线图。其中点划线为期望轨迹,实线为探测器实际轨迹。图 7 为三轴调整参数曲线。图 8 为三轴对应误差曲线。图 9 为传统指数趋近律滑模控制加速度,图 10 为变速趋近律滑模控制加速度。由图 3、图 4、图 5 可见探测器能够满足终端位置和速度约束,仿真时间为 4 000 s,实线在 400 s 与点划线重合,说明探测器在 400 s 能够追踪上标称轨迹。图 7 可知,通过对参数  $\varepsilon$  的调整,可以兼顾系统的快速性及稳定性能。图 8 表示通过切换函数  $s$  及其导数  $\dot{s}$  对到

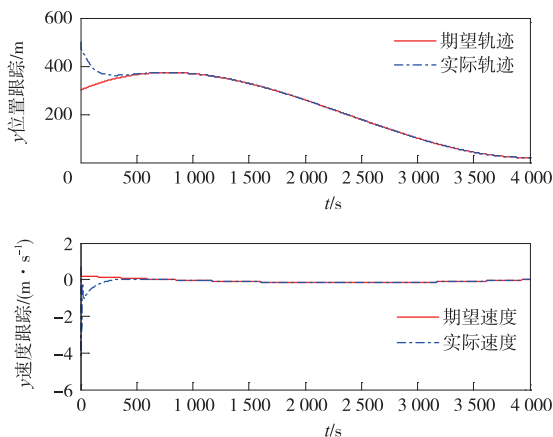


图 4 Y 轴方向的位置和速度曲线

Fig. 4 The Y axis direction curve of position and speed

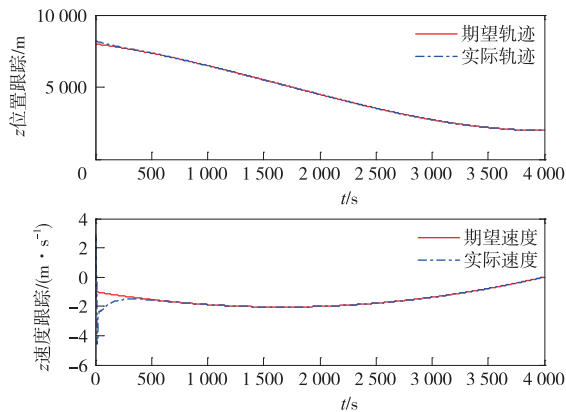


图 5 Z 轴方向的位置和速度曲线

Fig. 5 The Z axis direction curve of position and speed

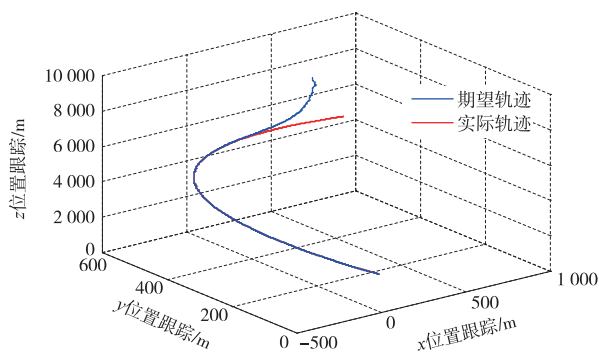


图 6 探测器三维下降跟踪轨迹

Fig. 6 the three-dimensional tracking trajectory of detector

达速度  $\varepsilon$  的调整过程。由图 9 可以看出,传统指数趋近律滑模对应的三轴控制加速度曲线,控制量存在明显抖振,高频大幅度切换将会造成系统的不稳定。图 10 所示变速趋近律滑模对应的三轴控制加速度,控制量可以收敛至原点而非原点附近的一个抖动,提高了系统的稳定性能。以上仿真实验证明,

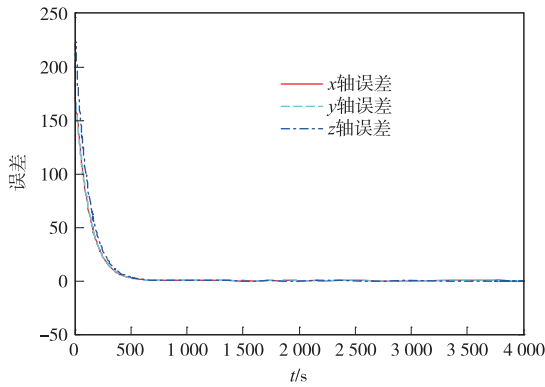


图 7 X、Y、Z 轴对应误差曲线

Fig. 7 The corresponding error curves of X axis, Y axis and Z axis

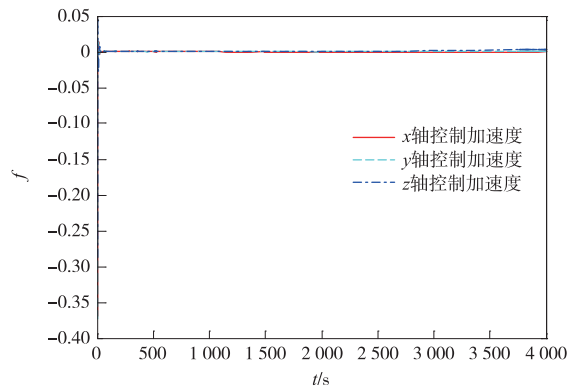


图 10 变速趋近律滑模控制加速度

Fig. 10 The acceleration of sliding mode control based on variable rate trending law

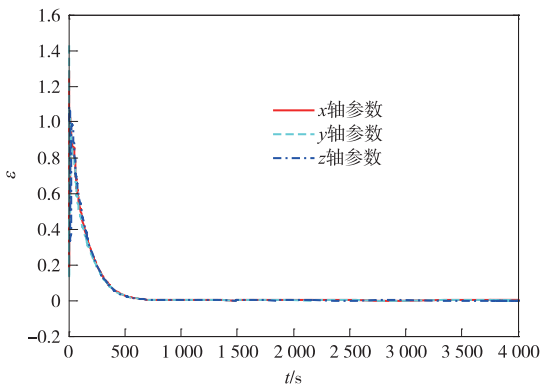


图 8 X、Y、Z 轴对应参数

Fig. 8 The corresponding parameters  $\epsilon$  of X axis, Y axis and Z axis

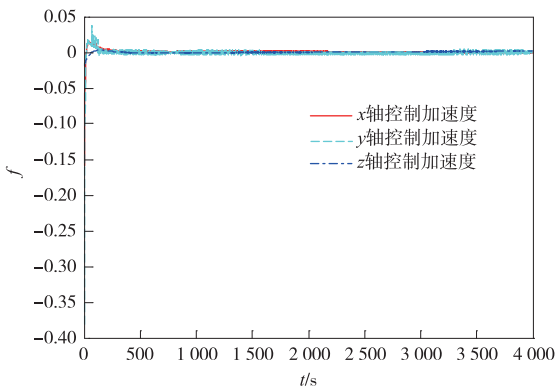


图 9 传统指数趋近律滑模控制加速度

Fig. 9 The acceleration of sliding mode control based on traditional exponent trending law

本文所给出的探测器着陆小行星的控制方案是切实可行的。

### 4 结 论

趋近律到达速度的大小对系统运动到稳态点及切换运动作用明显,并影响到控制稳定性。到达速度越大,系统运动点到达滑模面越快,但引起了较强

的抖振;到达速度选取越小,引起的抖振越弱,但减缓了到达过程。采用变速趋近律滑模变结构控制律,在保证趋近运动快速性的同时,有效地消除抖振,同时避免了传统指数趋近律切换面附近控制力频繁切换的缺点。本文设计的变速趋近律控制方法可以有效提高系统稳态精度,并通过仿真实验验证了该控制方法可行有效。

### 参 考 文 献

[ 1 ] 赵海斌,许伟彪.小行星深空探测的科学目标与探测计划[C]//中国宇航学会深空探测专业委员会第一届学术大会.哈尔滨:深空探测专业委员会,2005:473-479.[Zhao H B,Xu W B. Scientific goals and exploration programs of deep space exploration of asteroids[C]// the 1th Academic the General Meeting of Deep Space Exploration Technology Committee, Chinese Society of Astronautics. Harbin: Committee of Deep Space Exploration Technology, 2005:473-479.]

[ 2 ] Dunham D W, Farquhar R W, McAdams J V, et al. Implementation of the first asteroid landing[J]. Icarus, 2002(159):433-438.

[ 3 ] Masashi Uo, Ken'ichi Shirakawa, Tatsuaki Hashimoto, et al. Hayabusa's Touching-down to Itokawa-Autonomous Guidance and Navigation[C]// AAS Space Flight Mechanics Meeting Conference. Tampa, FL:[s. n.], 2006:22-26.

[ 4 ] Yuichi Tsuda, Makoto Yoshikswa, Masanao Abe, et al. System design of the Hayabusa 2-Asteriod sample return mission to 1999JU3[J]. Acta astronautica, 2013(91):356-362.

[ 5 ] Pinilla-Alonso N, Lorenzi V, Campins H, et al. Near-infrared spectroscopy of 1999 JU3, the target of the Hayabusa 2 mission[J]. Astronomy and Astrophysics, 2013, 79(A552):1-3.

[ 6 ] Accomazzo A, Ferri P, Hubault A, et al. Rosetta visits asteroid Lutetia[J]. Acta Astronautica, 2012(72):178



- 184.
- [7] Guelman M. Power limited soft landing on an asteroid[J]. J. Guidance Control, Dynam, 1994,17(1):15-20.
- [8] 李爽,崔平远. 着陆小行星的滑模变结构控制[J]. 宇航学报, 2005,26(6):808-812. [Li S, Cui P Y. Variable structure with sliding-mode control for landing on asteroids[J]. Journal of Astronautics, 2005,26(6):808-812.]
- [9] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005. [Liu J K. MATLAB simulation for sliding mode control [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.]
- [10] 高存臣,刘云龙,李云艳. 不确定离散变结构控制系统的趋近律方法[J]. 控制理论与应用,2009,26(7):781-785. [Gao C C, Liu Y L, Li Y Y. A reaching-law method for uncertain discrete variable-structure control systems [J]. Control Theory & Applications, 2009,26(7):781-785.]
- [11] 李爽,崔祜涛,崔平远. 着陆小天体的自主 GNC 技术[J]. 宇航学报, 2006, 27(1):21-26. [Li S, Cui H T, Cui P Y. Autonomous GNC technology for landing on small bodies [J]. Journal of Astronautics, 2006,27(1):21-26.]
- [12] 张振江,崔祜涛,任高峰. 不规则形状小行星引力环境建模及球谐系数求取方法[J]. 航天器环境工程,2010,27(3):383-388. [Zhang Z J, Cui H T, Ren G F. Modeling for the gravitation potential environment of an irregular-shaped asteroid and the spherical harmonic coefficient estimation[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(3):383-388.]
- [13] 李爽,崔平远. 着陆小行星的滑模变结构控制[J]. 宇航学报, 2005,26(6):808-812. [Li S, Cui P Y. Variable structure with sliding-mode control for landing on asteroids[J]. Journal of Astronautics, 2005,26(6):808-812.]
- [14] 王留芳,曹玲芝,牛超. 基于变指数趋近律的起重机自适应滑模控制[J]. 自动化仪表,2010(8):1-4. [Wang L F, Cao L Z, Niu C. Adaptive sliding mode control based on variable exponential reaching law [J]. Automation & Instrumentation, 2010(8):1-4.]
- [15] 勒宝全,熊诗波,程荇. 电液伺服系统的变速趋近律滑模控制抖振抑制[J]. 机械工程学报,2013,49(10):163-169. [Jin B Q, Xiong S B, Cheng H. Chattering Inhibition of variable rate reaching law sliding mode control for electro-hydraulic position servo system [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013,49(10):163-169.]
- [16] Zexu Z. Robust sliding mode guidance and control for soft landing on small bodies[J]. Franklin Inst, 2011(10):1016.

作者简介:

王茜茜(1990—),女,硕士研究生,研究方向:导航、制导与控制。

通信地址:长春市延安大街 2055 号长春工业大学(130012)

电话:18504311550

E-mail:wangqianqian0410@163.com

## Asteroid Soft Landing Control Method based on Fuzzy Optimization Parameters

WANG Qianqian, XIE Mujun, LI Yuanchun

(School of Electrical & Electronic Engineering, ChangChun University Of Technology, Changchun 130012, China)

**Abstract:** In order to solve the shaking of sliding mode control based on conventional exponent trending law, a new sliding mode controller based on variable rate trending law is designed. Based on the dynamic model of an asteroid soft landing control system, the structure of sliding mode control based on conventional exponent trending law is deduced. Through analyzing the distance of moving point and sliding mode surface, a fuzzy optimization parameters strategy based on dynamic adjustment switch gain is used, which realizes speeding up the response speed and enhancing the system capacity of overcoming the perturbation and external disturbance when the moving point is far away from the sliding mode surface and eliminating chattering when the moving point is close to the sliding mode surface. The simulation results based on MATLAB show that the sliding mode controller based on variable rate trending law not only guarantees the rapidity of movement, but reduces the shaking of system, thus it has a good stability.

**Key words:** soft landing; variable rate trending law; fuzzy optimization parameters

[责任编辑:高莎]