

附着小天体的动态面鲁棒制导与控制方法

郑艺裕¹, 崔祜涛¹, 王晓芳²

(1. 哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 哈尔滨 150080; 2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘要:以精确附着小天体表面的任务为背景,提出一种基于扰动观测器(DOB)和动态面控制的附着小天体的制导与控制方法。根据探测器的初始条件与终端着陆条件规划了标称轨迹,并将引力场建模误差、参数摄动和外部干扰等视为总扰动,结合动态面控制和 DOB 设计了标称轨迹跟踪控制器。分析总扰动估计误差的渐进收敛性以及闭环标称轨迹跟踪控制系统的稳定性,并确定控制器参数选取条件。数值仿真结果表明,所设计的 DOB 可以有效地估计并抑制总扰动且闭环标称轨迹跟踪控制系统具有良好的稳定性和控制精度。

关键词: 小天体; 附着; 制导控制; 动态面控制; 扰动观测器

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2015)02-0155-07

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.02.009

0 引言

作为深空探测的重要领域之一,小天体探测自20世纪以来一直备受人们关注。国外著名的研究机构,例如美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)、欧洲太空局(European Space Agency, ESA)和日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA),均开展了小天体探测任务,并取得了丰硕的探测成果。由于探测器附着小天体表面的过程持续时间相对较短,目标小天体与地面基站之间的通讯存在较大的延迟,星载计算机能力有限,因此探测器在附着过程中应具备自主性和实时性。小天体一般尺寸小,形状不规则,其引力场建模存在着较大的不确定性。同时,太阳光压、太阳的引力摄动以及太阳离子风等外部扰动也将在一定程度上影响探测器的附着精度。在任务实施前,如何有效地评估这些动力学不确定性因素对附着精度的影响并设计较强鲁棒性的制导与控制方案将是一个值得研究的问题。为了使探测器安全、精确、可靠地附着在小天体上,探测器的制导、导航与控制(GNC)系统需具备鲁棒性、自主性和实时性^[1-3]。

目前,国内外一些学者在探测器软着陆小天体的自主导航、制导与控制问题上做了许多工作。文

献[4]提出一种软着陆小天体的开环视线制导律,但该制导律对小天体引力场建模误差和外部扰动的鲁棒性较差。针对该问题,文献[5]提出一种标称轨迹制导方案,并基于滑模控制理论设计了标称轨迹跟踪控制器,可有效抑制小天体引力场建模误差和外部扰动。但该方法假设外部扰动的界是已知的且控制器存在抖振现象,不便于工程运用。文献[6]给出了一种利用星载光学相机和激光雷达的自主导航方法,测量探测器相对着陆点的距离与速度,并基于滑模控制理论提出了一种自主软着陆的制导方案。针对小天体制导与控制工程设计问题,文献[7]提出了一种基于PD+PWWF的标称轨迹跟踪制导控制方法,并验证了所设计方法的有效性。文献[8]针对小天体探测器的脉冲机动方式,提出一种自主的鲁棒闭环控制方法。文献[9]考虑目标天体的引力模型建模问题以及接近过程中的状态约束和控制约束问题规划了探测器附着标称轨迹,并设计了鲁棒反馈控制律跟踪标称轨迹。针对标称轨迹跟踪误差有限时间收敛问题,文献[10]提出一种基于非奇异终端滑模的有限时间小天体软着陆制导控制方法。

扰动观测器(DOB)的概念最早由日本学者 Ohishi 等^[11]于1987年提出。DOB的主要原理是将实际输出与名义模型输出之间的差异、耦合项、参数摄动和外部扰动等视为作用于名义模型的总扰动,估计出该总扰动并将估计值作为前馈,达到对总

扰动进行完全抑制的目的。基于扰动观测器的控制方法(DOB-based control, DOBC)具有计算简单、鲁棒性好且不依赖于精确的模型等优点,引起了许多学者的关注,并广泛运用于各类线性 and 非线性系统的前馈控制器设计中^[12-16],是一种高效、简单的控制器设计方法。动态面控制方法^[17]将高阶系统转化为若干个一阶子系统控制器设计问题,其主要思想是在传统的 Backstepping 方法基础上将每一步得到的虚拟控制量通过低通滤波器,得到下一步的设计的跟踪轨迹,避免了传统的 Backstepping 方法的“微分爆炸”问题。

研究表明,扰动观测器的设计关键在于低通滤波器 $Q(s)$ 的设计。为了保证扰动观测器的物理可实现性,一般要求 $Q(s)$ 的相对阶一般不低于被控对象的相对阶次且 $Q(s)$ 的相对阶应尽量小^[18-19]。当控制对象的相对阶较高时, $Q(s)$ 的相对阶将较大,此时将增加系统的复杂性,不利于实时在线计算。由于动态面控制可以将高阶系统的控制器设计转化为低阶系统控制器设计,因此本文综合运用 DOBC 与动态面控制方法研究小天体软着陆制导控制方法,既可对引力场建模误差、参数摄动和外部干扰等有效地估计和抑制,避免 $Q(s)$ 相对阶较高的问题,且综合了两种控制方法的优点,有利于提高控制系统的鲁棒性和控制精度。

本文首先根据探测器的初始条件与终端着陆条件规划了标称轨迹,然后基于扰动观测器技术与动态面控制理论设计相应的标称轨迹跟踪控制器。在设计标称轨迹跟踪控制器时,将引力场建模误差、参数摄动和外部干扰等视为总扰动,在动态面控制设计框架的基础上利用状态反馈和总干扰估计值的前馈对各个子系统设计控制器。然后分析总干扰估计误差的渐进收敛性。基于李雅普诺夫稳定理论,分析闭环标称轨迹跟踪控制系统的稳定性和控制参数的选取条件。最后,利用数值仿真技术,以附着 433 号小天体 Eros 为例验证提出的设计方法的较强的鲁棒性和较高的控制精度。

1 探测器动力学模型

首先给出小天体惯性坐标系和小天体固连坐标系的定义^[20]。小天体惯性坐标系 $o_i x_i y_i z_i$: 坐标系原点位于小天体质心, $o_i x_i$ 轴与 $o_i y_i$ 轴分别指向历元时刻小天体的最小和中间惯性轴方向, $o_i z_i$ 轴与其余两轴构成右手坐标系; 小天体固连坐标系

$o_x y z$: 坐标系原点位于小天体质心, o_x 轴与 o_y 轴分别指向小天体的最小和中间惯性轴方向, o_z 轴与其余两轴构成右手坐标系。

在小天体固连坐标系下,探测器的质心运动方程可以描述为^[4-5,10]

$$\ddot{\mathbf{r}} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\omega}' \times \mathbf{r} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) = \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial \mathbf{r}} + \mathbf{u} + \mathbf{d} \quad (1)$$

其中: \mathbf{r} 和 $\boldsymbol{\omega}$ 分别为小天体惯性坐标系下探测器的位置矢量与小天体的旋转角速度矢量; “ $\dot{\mathbf{r}}$ ”和“ $\ddot{\mathbf{r}}$ ”分别表示矢量“ \mathbf{r} ”相对于小天体固连坐标系的一阶和二阶导数; \mathbf{d} 为太阳光压、太阳引力摄动和建模误差等引起的总干扰; \mathbf{u} 为控制输入; \mathbf{V} 为小天体的引力势函数,其球谐函数形式为^[21]

$$\mathbf{V} = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{r_a}{r} \right)^m P_{nm}(\sin \varphi) \times \left[C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda \right] \right\} \quad (2)$$

其中: G 为万有引力常数; M 为小天体的质量; r_a 为小天体参考椭球体的参考半径; r 、 φ 和 λ 分别为探测器在小天体固连坐标系的径向距离、纬度和经度; $P_{nm}(\sin \varphi)$ 为勒让德多项式或者缔合勒让德多项式; C_{nm} 和 S_{nm} 为球谐系数。

假设小天体绕 o_z 轴作转速 ω 的匀速转动,则有 $\boldsymbol{\omega}' = 0$ 。因此,可将式(1)在小天体固连坐标系下展开为

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{y} - \omega^2 x = V_x + u_x + d_x \\ \ddot{y} + 2\omega\dot{x} - \omega^2 y = V_y + u_y + d_y \\ \ddot{z} = V_z + u_z + d_z \end{cases} \quad (3)$$

其中: u_x 、 u_y 和 u_z 为 \mathbf{u} 在小天体固连坐标系下的 3 个分量; d_x 、 d_y 和 d_z 为 \mathbf{d} 在小天体固连坐标系下的 3 个分量; $V_x = \partial \mathbf{V} / \partial x$, $V_y = \partial \mathbf{V} / \partial y$, $V_z = \partial \mathbf{V} / \partial z$ 。

采用 2 阶引力势函数的展开式,由式(2)可得

$$\mathbf{V} = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \left(\frac{r_a}{r} \right)^2 \left[\frac{1}{2} C_{20} (3 \sin^2 \varphi - 1) + 3 C_{22} \cos^2 \varphi \cos 2\lambda \right] \right\} \quad (4)$$

考虑如下转化关系

$$\begin{cases} \sin^2 \varphi = z^2 / r^2 \\ \cos^2 \varphi = (x^2 + y^2) / r^2 \\ \cos 2\lambda = 1 - 2 \sin^2 \lambda = (x^2 - y^2) / (x^2 + y^2) \end{cases} \quad (5)$$

代入式(4)可得

$$\mathbf{V} = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \left(\frac{r_a}{r} \right)^2 \left[\frac{1}{2} C_{20} \left(\frac{3z^2}{r^2} - 1 \right) + 3 C_{22} \frac{x^2 - y^2}{r^2} \right] \right\} \quad (6)$$

根据式(6)可以求得 V_x, V_y 和 V_z 。

为方便制导控制方法设计,定义

$$\mathbf{x} = [\mathbf{x}_1^T \quad \mathbf{x}_2^T]^T \quad (7)$$

其中: $\mathbf{x}_1 = [x \quad y \quad z]^T, \mathbf{x}_2 = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T$ 。根据式(3)可以得到小天体软着陆制导控制系统设计模型

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{u} + \mathbf{d} \end{cases} \quad (8)$$

其中

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 2\omega\dot{y} + \omega^2 x + V_x \\ -2\omega\dot{x} + \omega^2 y + V_y \\ V_z \end{bmatrix}$$

2 制导控制设计

2.1 标称轨迹规划

假设 $t = t_f$ 时刻探测器在小天体表面软着陆,探测器在初始时刻 $t = t_0$ 边界条件为

$$\mathbf{x}_{10} = [x_0 \quad y_0 \quad z_0]^T, \mathbf{x}_{20} = [\dot{x}_0 \quad \dot{y}_0 \quad \dot{z}_0]^T$$

着陆点位置坐标为

$$\mathbf{x}_{1f} = [x_f \quad y_f \quad z_f]^T, \mathbf{x}_{2f} = [\dot{x}_f \quad \dot{y}_f \quad \dot{z}_f]^T$$

设计如下标称轨迹

$$\mathbf{x}_{1d}(t) = \mathbf{N}(t)\boldsymbol{\alpha} \quad (9)$$

其中: t 为当前时间; $\boldsymbol{\alpha}$ 为 12×1 待定向量; $\mathbf{N}(t)$ 为 3×12 矩阵,且

$$\mathbf{N}(t) = [\mathbf{I} \quad t\mathbf{I} \quad t^2\mathbf{I} \quad t^3\mathbf{I}] \quad (10)$$

其中: \mathbf{I} 为 3×3 单位矩阵。对式(9)求导可得

$$\dot{\mathbf{x}}_{1d}(t) = \dot{\mathbf{N}}(t)\boldsymbol{\alpha} \quad (11)$$

考虑边界条件

$$\mathbf{x}_{1d}(t_0) = \mathbf{N}(t_0)\boldsymbol{\alpha} = \mathbf{x}_{10} \quad (12)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_{1d}(t_0) = \dot{\mathbf{N}}(t_0)\boldsymbol{\alpha} = \mathbf{x}_{20} \quad (13)$$

$$\mathbf{x}_{1d}(t_f) = \mathbf{N}(t_f)\boldsymbol{\alpha} = \mathbf{x}_{1f} \quad (14)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_{1d}(t_f) = \dot{\mathbf{N}}(t_f)\boldsymbol{\alpha} = \mathbf{x}_{2f} \quad (15)$$

可得如下线性代数方程

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N}(t_0) \\ \dot{\mathbf{N}}(t_0) \\ \mathbf{N}(t_f) \\ \dot{\mathbf{N}}(t_f) \end{bmatrix} \boldsymbol{\alpha} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{10} \\ \mathbf{x}_{20} \\ \mathbf{x}_{1f} \\ \mathbf{x}_{2f} \end{bmatrix} \quad (16)$$

根据式(16),可以求解 $\boldsymbol{\alpha}$,从而获得标称轨迹式(9)和式(11)。

2.2 标称轨迹跟踪控制

本小节利用扰动观测器对外部干扰 \mathbf{d} 进行估计并将估计值作为前馈,结合动态面控制理论设计标称轨迹跟踪控制算法。

定义动态面

$$\mathbf{s}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1d} \quad (17)$$

对其求导并考虑式(8)可得

$$\dot{\mathbf{s}}_1 = \mathbf{x}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{1d} \quad (18)$$

以 \mathbf{x}_2 作为虚拟控制量设计 $\boldsymbol{\alpha}_1$ 并设计 $\boldsymbol{\alpha}_1$ 为

$$\boldsymbol{\alpha}_1 = -\mathbf{k}_1 \mathbf{s}_1 + \dot{\mathbf{x}}_{1d} \quad (19)$$

其中: \mathbf{k}_1 为正定的 3×3 对角阵。

采用如下滤波器对虚拟控制 $\boldsymbol{\alpha}_1$ 进行滤波

$$\kappa_2 \mathbf{x}_{2d} + \mathbf{x}_{2d} = \boldsymbol{\alpha}_1, \mathbf{x}_{2d}(0) = \mathbf{x}_2(0) \quad (20)$$

其中: $\kappa_2 > 0$ 为滤波器时间常数。

定义动态面

$$\mathbf{s}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d} \quad (21)$$

对其求导并考虑式(8)可得

$$\dot{\mathbf{s}}_2 = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{u} + \mathbf{d} - \dot{\mathbf{x}}_{2d} \quad (22)$$

设计控制器

$$\mathbf{u} = -\mathbf{f}(\mathbf{x}) - \mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2 - \dot{\mathbf{d}} + \dot{\mathbf{x}}_{2d} \quad (23)$$

其中: \mathbf{k}_2 为正定的 3×3 对角阵; $\dot{\mathbf{d}}$ 为外部干扰 \mathbf{d} 的估计值。

下面设计扰动观测器对外部干扰 \mathbf{d} 进行抑制,并获取其估计值 $\hat{\mathbf{d}}$ 。

将式(23)代入式(22)可得

$$\dot{\mathbf{s}}_2 = -\mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2 - \hat{\mathbf{d}} + \mathbf{d} \quad (24)$$

可以看出,式(24)是一个 1 阶系统,因此可设计如图 1 所示的扰动观测器对外部干扰 \mathbf{d} 进行估计。

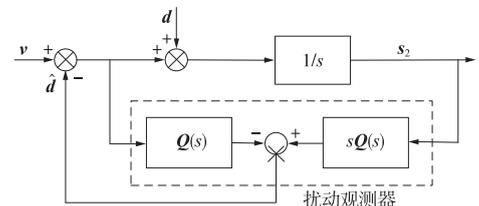


图 1 扰动观测器结构

Fig. 1 Disturbance observer structure

图 1 中, $\mathbf{v} = -\mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2$, $\mathbf{Q}(s)$ 为低通滤波器且

$$\mathbf{Q}(s) = \text{diag} \left(\frac{1}{\tau_1 s + 1}, \frac{1}{\tau_2 s + 1}, \frac{1}{\tau_3 s + 1} \right) \quad (25)$$

其中: τ_i 为低通滤波器时间常数, $i = 1, 2, 3$ 。

在分析上文所设计的扰动观测器性能之前,首先给出如下假设:

假设 1: 外部干扰有界且满足

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{d}(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \mathbf{s} \mathbf{d}(s) < \infty \quad (26)$$

假设 2: 存在足够小的低通滤波器时间常数 τ_i 使得如下等式成立:

$$\lim_{s \rightarrow 0} \mathbf{Q}(s) = \mathbf{I} \quad (27)$$

图 1 中,系统的输出 s_2 可以用传递函数的形式表示为

$$s_2(s) = \frac{1}{s} (\mathbf{v}(s) + (\mathbf{I} - \mathbf{Q}(s)) \mathbf{d}(s)) \quad (28)$$

考虑外部干扰 \mathbf{d} 一般分布在低频段,因此,为有效地抑制外部干扰,须取足够小的低通滤波器时间常数 τ_i 满足假设 2 使得在低频段有 $\mathbf{Q}(s) = \mathbf{I}$ 。此时,式(28)重新写为

$$\frac{s_2(s)}{\mathbf{v}(s)} = \frac{1}{s} \quad (29)$$

或者

$$\dot{s}_2 = -k_2 s_2 \quad (30)$$

可以看出,输出 s_2 是渐进收敛于零的。

另外,由图 1 可知扰动观测器估计误差 $\mathbf{e} = \mathbf{d} - \hat{\mathbf{d}}$ 可以用传递函数的形式表示为

$$\mathbf{e}(s) = (\mathbf{I} - \mathbf{Q}(s)) \mathbf{d}(s) \quad (31)$$

由假设 1 和假设 2 根据终值定理可进一步推导

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{e}(t) &= \lim_{s \rightarrow 0} s \mathbf{e}(s) = \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} (\mathbf{I} - \mathbf{Q}(s)) \lim_{s \rightarrow 0} s \mathbf{d}(s) = \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} (\mathbf{I} - \mathbf{Q}(s)) \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{d}(t) = 0 \end{aligned} \quad (32)$$

因此,扰动观测器估计值 $\hat{\mathbf{d}}$ 可以渐进跟踪外部干扰 \mathbf{d} 且有 $\|\mathbf{e}\| \rightarrow 0$ 。

综上设计过程,可以得出如下标称轨迹跟踪控制算法

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{s}}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1d} \\ \dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 = -\mathbf{k}_1 \mathbf{s}_1 + \dot{\mathbf{x}}_{1d} \\ \tau_2 \mathbf{x}_{2d} + \mathbf{x}_{2d} = \boldsymbol{\alpha}_1, \mathbf{x}_{2d}(0) = \mathbf{x}_2(0) \\ \mathbf{s}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d} \\ \mathbf{u} = -\mathbf{f}(\mathbf{x}) - \mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2 - \hat{\mathbf{d}} + \dot{\mathbf{x}}_{2d} \end{cases} \quad (33)$$

2.3 闭环轨迹跟踪控制系统稳定性分析

下面对由控制算法式(33)和系统式(8)组成的闭环标称轨迹跟踪控制系统进行稳定性分析。

设计李雅普诺夫函数

$$V_s = \frac{1}{2} (\mathbf{s}_1^T \mathbf{s}_1 + \mathbf{s}_2^T \mathbf{s}_2 + \mathbf{y}_2^T \mathbf{y}_2) \quad (34)$$

其中: $\mathbf{y}_2 = \mathbf{x}_{2d} - \boldsymbol{\alpha}_1$, 对 V_s 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_s &= \mathbf{s}_1^T \dot{\mathbf{s}}_1 + \mathbf{s}_2^T \dot{\mathbf{s}}_2 + \mathbf{y}_2^T \dot{\mathbf{y}}_2 = \\ &= \mathbf{s}_1^T (\mathbf{s}_2 + \mathbf{y}_2 - \mathbf{k}_1 \mathbf{s}_1) + \mathbf{s}_2^T (-\mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2 + \mathbf{e}) + \\ &= \mathbf{y}_2^T (-\mathbf{y}_2 / \kappa_2 - \boldsymbol{\alpha}_1) \leq \\ &= -\mathbf{s}_1^T (\mathbf{k}_1 - 0.5\mathbf{I}) \mathbf{s}_1 - \mathbf{s}_2^T (\mathbf{k}_2 - 2\mathbf{I}) \mathbf{s}_2 - \\ &= (1/\kappa_2 - 1) \|\mathbf{y}_2\|^2 + (\|\mathbf{e}\|^2 + \eta) / 4 \end{aligned} \quad (35)$$

其中: η 为 $\|\boldsymbol{\alpha}_1\|^2$ 的界。若令设计参数

$$\begin{cases} \mathbf{k}_1 \geq 0.5\mathbf{I} + \frac{1}{2}\kappa\mathbf{I} \\ \mathbf{k}_2 \geq \frac{1}{2}\kappa\mathbf{I} + 2\mathbf{I} \\ 1/\kappa_2 - 1 \geq \frac{1}{2}\kappa \end{cases} \quad (36)$$

其中, $\kappa > 0$, 则有

$$\dot{V}_s \leq -\kappa V_s + (\|\mathbf{e}\|^2 + \eta) / 4 \quad (37)$$

当 $V_s = p$ 且 $\kappa > (\|\mathbf{e}\|^2 + \eta) / 4p$ 时, 将有 $\dot{V} < 0$ 。

因此,由式(37)可知

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V_s \leq (\|\mathbf{e}\|^2 + \eta) / 4\kappa \quad (38)$$

由上述扰动观测器的设计与分析过程可知有 $\|\mathbf{e}\|^2 \rightarrow 0$, 因此

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V_s \leq \eta / 4\kappa \quad (39)$$

分析式(38)可知,为保证控制精度,一般情况下,可以选择足够大的参数 κ 保证系统输出的最终界任意小。但是考虑控制能量的限制以及系统的稳定性,参数 κ 不可能取任意大且不宜过大。比较式(38)和式(39)可以看出,本文扰动观测器技术的运用有利于减小系统输出的最终界,此时参数 κ 可以在保证同样的控制精度的前提下取较小的值,有效克服较大的 κ 引起的控制能量限制与系统稳定性问题。

3 数值仿真与分析

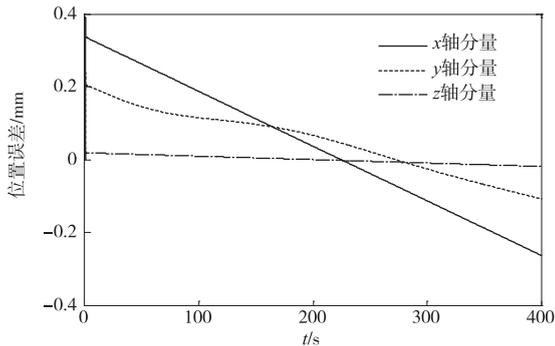
以软着陆 433 号小行星 Eros 为例,验证本文所设计的制导与控制算法。仿真计算中,探测器动力学模型采用 4 阶引力势函数

$$V = \frac{GM}{r} \left\{ \begin{aligned} &1 + \left(\frac{r_a}{r}\right)^2 \left[\frac{1}{2} C_{20} (3\sin^2 \varphi - 1) + \right. \\ &3C_{22} \cos^2 \varphi \cos 2\lambda \left. \right] + \\ &\left(\frac{r_a}{r}\right)^4 \left[\frac{1}{8} C_{40} (35\sin^4 \varphi - 30\sin^2 \varphi + 3) + \right. \\ &\left. \frac{15}{2} C_{42} \cos^2 \varphi (7\sin^2 \varphi - 1) \cos 2\lambda + \right. \\ &\left. 105C_{44} \cos^2 \varphi \cos 4\lambda \right] \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

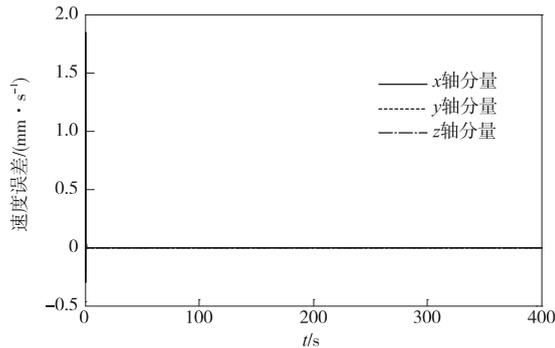
Eros 相关参数: $GM = 8.86 \times 10^{-4} \text{ km}^3/\text{s}^2$, $r_a = 16 \text{ km}$, $C_{20} = 1.13 \times 10^{-1}$, $C_{22} = 3.96 \times 10^{-2}$, $C_{40} = 6.8 \times 10^{-2}$, $C_{44} = 2.79 \times 10^{-4}$, 转动周期为 5.27 h。

假设软着陆时间 $t_f = 400 \text{ s}$, 探测器初始条件: $\mathbf{x}_{10} = [8950 \ 20 \ 50]^T \text{ m}$, $\mathbf{x}_{20} = [1.5 \ 2 \ 0]^T \text{ m/s}$ 。终端条件: $\mathbf{x}_{1f} = [8450 \ 0 \ 0]^T \text{ m}$, $\mathbf{x}_{2f} =$

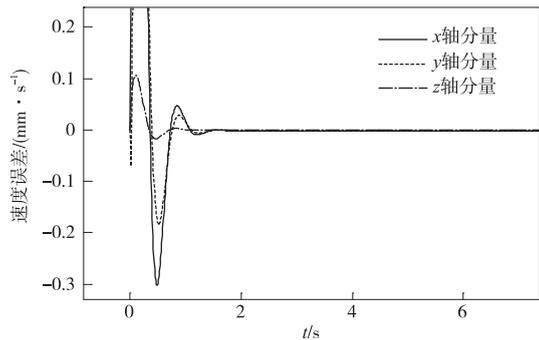
$[0 \ 0 \ 0]^T$ m/s。标称轨迹跟踪控制算法中设计参数 $\mathbf{k}_1 = \text{diag}(10, 10, 10)$, $\mathbf{k}_2 = \text{diag}(10, 10, 10)$ 。动态面滤波器时间常数 $\kappa_2 = 0.1$, 扰动观测器中的低通滤波器 $Q(s)$ 时间常数取为 0.01 s。仿真过程中, 标称轨迹跟踪控制算法的计算采用 2 阶引力势函数, 球谐系数存在 30% 的摄动。外部干扰 $\mathbf{d} = \mathbf{d}_1 + \mathbf{d}_2 + \mathbf{d}_3 + \mathbf{d}_4$, \mathbf{d}_1 和 \mathbf{d}_2 分别为引力场建模误差和参数摄动引起的干扰; $\mathbf{d}_3 = [1 \ 1 \ 1]^T \times 10^{-3}$ m/s² 为太阳引力摄动; $\mathbf{d}_4 = [1 \ 1 \ 1]^T \times 10^{-4}$ m/s² 为太阳光压摄动。计算结果如图 2~图 4 所示。



(a) 位置跟踪误差时间历程



(b) 速度跟踪误差时间历程



(c) 速度跟踪误差局部放大时间历程

图 2 标称轨迹跟踪误差

Fig. 2 Tracking error curves of nominal trajectory

图 2 给出了标称轨迹跟踪误差, 可以看出, 在软着陆过程, 位置跟踪误差的界始终小于 4×10^{-4} m, 速度跟踪误差的界始终小于 4×10^{-4} m/s, 表明本

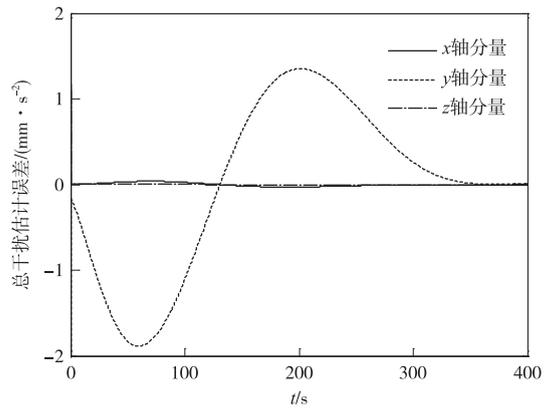


图 3 总干扰估计误差的时间历程

Fig. 3 Estimation error curves for the lumped disturbance

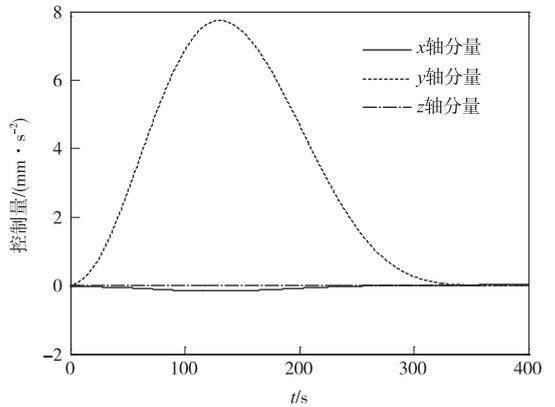


图 4 控制量的时间历程

Fig. 4 Control input curves

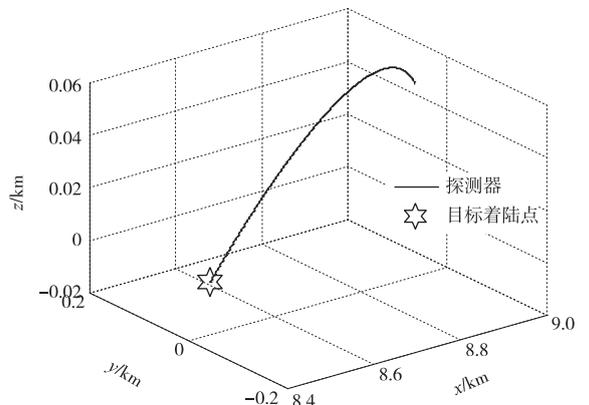


图 5 探测器运动轨迹

Fig. 5 3-D Trajectory of the spacecraft

文设计的制导控制算法具有较高的控制精度。图 3 总干扰估计误差快速收敛在零附近, 验证了本文所设计的扰动观测器对总干扰具有良好的跟踪能力, 可以有效地抑制外部干扰。图 4 控制量计算结果表明控制量是连续平缓变化的。图 5 为探测器的软着陆轨迹。综上分析可知, 本文设计的小天体软

着陆制导控制算法具有良好的性能,对外部干扰具有良好的鲁棒性,可以以较高的精度有效实现小天体软着陆。

4 结 论

本文将引力场建模误差、参数摄动和外部干扰等视为总扰动,结合动态面控制和扰动观测器技术,提出一种小天体软着陆的动态面鲁棒制动方法。基于李雅普诺夫稳定理论,分析了闭环标称轨迹跟踪控制系统的稳定性和控制参数的选取条件。该方法具有结构简单、计算量小、强鲁棒性的特点,且能保证较高的软着陆精度。

参 考 文 献

- [1] Kawaguchi J, Hashimoto T, Misu T, et al. An autonomous optical guidance and navigation around asteroids[J]. *Acta Astronautica*, 1999,44(5):267-280.
- [2] Huang X Y, Cui H T, Cui P Y. An autonomous optical navigation and guidance for soft landing on asteroids[J]. *Acta Astronautica*, 2004,54(10):763-771.
- [3] Li S, Cui P Y. Landmark tracking based autonomous navigation schemes for landing spacecraft on asteroids[J]. *Acta Astronautica*, 2008,62(6):391-403.
- [4] Colin R M, Gianmarco R. Line-of-sight guidance for descent to a minor solar system body[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1996,19(3):740-742.
- [5] 崔祐涛,史雪岩,崔平远,等. 附着小行星的视线制导规律[J]. *空间科学学报*,2002,22(3):256-260. [Cui H T, Shi X Y, Cui P Y, et al. Line-of-sight guidance for adhesion asteroid[J]. *Chin J Space Sci*, 2002,22(3):256-260.]
- [6] 崔祐涛,崔平远. 软着陆小行星的自主导航与制导[J]. *宇航学报*,2002,23(5):1-5. [Cui H T, Cui P Y. Autonomous navigation and guidance for soft-landing asteroid[J]. *Journal of Astronautics*, 2002,23(5):1-5.]
- [7] Li S, Cui P Y, Cui H T. Autonomous navigation and guidance for landing on asteroids[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005,10(3):239-247.
- [8] 崔平远,朱圣英,崔祐涛. 小天体自主软着陆脉冲机动控制方法研究[J]. *宇航学报*,2008(2):511-516. [Cui P Y, Zhu S Y, Cui H T. Autonomous impulse maneuver control method for soft landing in small bodies[J]. *Journal of Astronautics*, 2008(2):511-516.]
- [9] 高艾,崔平远,崔祐涛. 基于约束规划的小天体接近段鲁棒制导控制方法[J]. *系统工程与电子技术*,2012,34(5):989-995. [Gao A, Cui P Y, Cui H T. Robust guidance and control algorithms for small-body proximity operations based on constrained programming[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2012,34(5):989-995.]
- [10] Lan Q, Li S, Yang J, et al. Finite-time soft landing on asteroids using nonsingular terminal sliding mode control[J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2014,36(2):216-223.
- [11] Ohishi K, Nakao M, Ohnishi K, et al. Microprocessor-controlled DC motor for load-insensitive position servo system[J]. *Industrial Electronics, IEEE Transactions on*, 1987(1):44-49.
- [12] Yang J, Li S H, Chen X S, et al. Disturbance rejection of ball mill grinding circuits using DOB and MPC[J]. *Powder Technology*, 2010,198(2):219-228.
- [13] Chu Z Y, Sun F C, Cui J. Disturbance observer-based robust control of free-floating space manipulators[J]. *Systems Journal, IEEE*, 2008,2(1):114-119.
- [14] 王晓芳,郑艺裕,林海. 基于扰动观测器的终端角约束滑模导引律[J]. *系统工程与电子技术*,2014,36(1):111-116. [Wang X F, Zheng Y Y, Lin H. Sliding mode guidance law with impact angle constraint based on disturbance observer[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014,36(1):111-116.]
- [15] Wang X F, Zheng Y Y, Lin H. Missile formation controller design based on disturbance observer and finite-time control[J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2014,23(4):427-434.
- [16] Lin G, Masayoshi T. High-speed and high-precision motion control with an optimal hybrid feedforward controller[J]. *Mechatronics, IEEE/ASME Transactions on*, 1997,2(2):110-122.
- [17] Swaroop D, Hedrick J K, Yip P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems[J]. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 2000,45(10):1893-1899.
- [18] Youngjin C, Kwangjin Y, Wan K C, et al. On the robustness and performance of disturbance observers for second-order systems[J]. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 2003,48(2):315-320.
- [19] Kim B K, Chung W K. Unified analysis and design of robust disturbance attenuation algorithms using inherent structural equivalence[C]// American Control Conference. Proceedings of the 2001. [S. l.]: IEEE, 2001:4046-4051.
- [20] Zhang Z X, Wang W D, Li L T, et al. Robust sliding mode guidance and control for soft landing on small bodies[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012,349(2):493-509.
- [21] 张振江,崔祐涛,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.]

作者简介:

郑艺裕(1988—),男,博士研究生,主要研究方向:导弹制导与控制,行星进入、下降与着陆技术。
通信地址:黑龙江省哈尔滨市南岗区一匡街,哈尔滨工业大

学科学园深空探测基础研究中心 313 室(150008)

电话:(0451)86418320-312

E-mail:dserc.zhengyiyu@gmail.com

Dynamic Surface Robust Guidance and Control for Landing on Asteroids

ZHENG Yiyu¹, CUI Hutao¹, WANG Xiaofang²

(1. Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: With a comprehensive application of the theory of the disturbance observer based (DOB) control and dynamic surface control, this paper develops a dynamic surface robust guidance method for precise landing on asteroids. A reference trajectory is first generated by using the spacecraft initial conditions and the terminal landing constraints. We consider the gravitational field modeling errors of the asteroid, parameter perturbations of the spacecraft, and external disturbances as a lumped disturbance of the dynamic system and then design a reference trajectory tracking controller using the DOB technique and dynamic surface control theory. We analyze the asymptotic convergence problem of the estimation of the lumped disturbance. We also present the stability analysis of the closed-loop reference trajectory tracking control system and develop a method to determine the controller parameters. Numerical simulation results show that the DOB designed in this paper can estimate the lumped disturbance effectively and that the closed-loop reference trajectory tracking control system has a fine stability and control precision.

Key words: asteroid; soft landing; guidance and control; dynamic surface control; disturbance observer

[责任编辑:宋宏]