

文章编号 1004-924X(2017)增-0018-06

基于激光测距高阶滑模观测器的旋翼 飞行器超螺旋控制器设计

李 伟^{1*}, 关英姿¹, 晏 卓², 黄瑞松^{1,3}, 曾祥鑫¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710000; 3. 中国航天科工飞航技术研究院, 北京 100074)

摘要: 搭载激光测距仪的旋翼无人飞行器虽可提供比传统 GPS 或气压计测量更为精确的飞行器高度信息, 但仍不能提供高度方向的速度。本文针对该种类型飞行器的高度跟踪控制问题, 提出了一种高阶滑模观测器与超螺旋滑模控制器相组合的控制策略, 分别对高度进行估计与控制。首先建立了旋翼飞行器高度方向的动力学模型, 之后设计高阶滑模观测器对状态变量进行估计, 并对超螺旋控制器进行了设计, 随后提出了一种基于李亚普诺夫稳定性理论的综合控制器-观测器稳定性分析方法, 保证在外部有界扰动下跟踪误差的渐近收敛性。实验结果表明, 使用高阶滑模观测器提供的信息, 超螺旋滑模控制器能够准确估计飞行器高度和速度, 收敛时间为 0.5 s。本文所设计的超螺旋滑动控制器与高阶滑模观测器的组合形式, 能够实现对飞行器的高度精确控制。

关键词: 激光测距仪; 高阶滑模观测器; 超螺旋滑模控制器; 无人飞行器

中图分类号: V279; V249.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0018

Design of super-twisting controller for rotor vehicle based on high-order sliding mode observer with laser rangefinder

LI Wei^{1*}, GUAN Ying-zi¹, YAN Zhou², HUANG Rui-song^{1,3}, ZENG Xiang-xin¹

(1. Department of Astronautic Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710000, China;

3. HIWING Technology Academy CASIC, Beijing 100074, China)

* Corresponding author, E-mail: liwei_michael1987@163.com

Abstract: Unmanned aerial vehicles (UAVs) carrying a laser rangefinder can provide more accurate aircraft height information than conventional GPS or barometer measurements in actual flights, however, they can't provide the altitude velocity. This article addresses the problem of altitude tracking of aircrafts and proposes a control strategy based on the combination of a high-order sliding mode observer and a super-twisting sliding mode controller, which can respectively control and estimate the altitude velocity. First, the dynamic model of altitude direction of a rotor aircraft is established, then the high-order sliding mode observer is established to estimate state variables, and the super-twisting con-

收稿日期: 2017-08-15; 修订日期: 2017-09-01.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 11472090)

troller is designed. Then, a comprehensive stability analysis of the combined controller-observer based on the Lyapunov stability theory is presented, thus ensuring the asymptotic convergence of the tracking error under external bounded disturbances. The experimental results show that the super-twisting sliding mode controller can evaluate the altitude velocity accurately by using the information output from the high-order sliding mode observer, and the convergence time is 0.5 s. The combination of the super-twisting controller and high-order sliding mode observer can realize the accurate altitude control of aircrafts.

Key words: laser rangefinder; high-order sliding mode observer; super-twisting controller; unmanned aerial vehicles

1 引 言

随着高新技术的发展,无人飞行器特别是旋翼飞行器得到了越来越广泛的应用。为了提高四旋翼无人飞行器的性能,不同的控制算法被设计并实现,因为它的高度动力学与飞行器的质量相结合,除了滚转角和俯仰角之外,还包括旋转动力、质量、风干扰等因素引起的高度扰动,故在有限时间内使高度动态收敛于期望值是至关重要的。传统的小型四旋翼无人机搭载全球定位系统(GPS)或者气压计来测量高度,而近年来激光测距仪作为高度测量传感器得到了越来越广泛的应用。然而,高度方向的速度只能通过处理位置数据来获得,即通过滤波、数据融合或状态估计来实现。传统的状态估计技术通常采用欧拉方法或不同的滤波策略(带通或二阶滤波器,甚至卡尔曼滤波器)来近似测量速度,其稳定性尚未得到分析。

在之前的研究中,人们已经对四旋翼无人机的高度控制问题进行了研究,成果主要包括一个自适应滑模控制器的仿真^[1],比例积分控制器^[2]和一个动态前馈补偿器的模糊比例微分控制^[3]。为了保持相对恒定的高度,王^[4]等人采用线性二次高斯控制器,设计了一种卡尔曼滤波器来估计高度的速度。Alexis 等人^[5]实现了一个四轴飞行器的模型预测控制,使用两个双态 Kalman 滤波器来估计位置和速度高度。Luque-Vega 等人^[6]提出了一种适用于四旋翼无人机系统全动力的超扭转滑模控制方法;然而,该方法只估计了高度方向的速度,并没有考虑估计算法和微分技术。

本文主要设计了基于高阶滑模观测器的超螺旋模控制器,对一个搭载激光测距仪的旋翼无人

飞行器进行高度控制,获得了稳定的速度估计和高度控制。有限的时间内,高阶滑模观测器能够估计影响系统外部扰动的速度和高度;超螺旋滑模控制器能够使无人飞行器在受干扰的情况下跟踪所需的高度。

2 问题描述

图 1 为搭载激光测距仪的四旋翼无人机示意图。

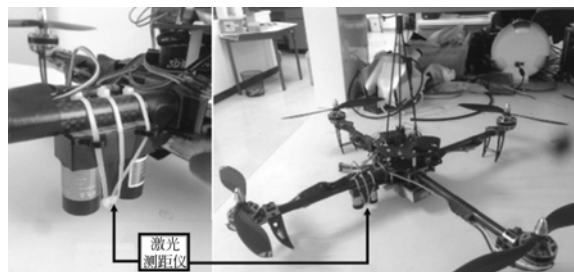


图 1 搭载激光测距仪的旋翼飞行器示意图

Fig. 1 Rotor aircraft platform with laser rangefinder

旋翼无人飞行器(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)的平移动力学取决于各方向上的角度,因此,其动力学模型由高度、航向、纵向和轴向 4 个方向组成。在这几个方向上,高度控制对于旋翼无人飞行器来说尤为重要,所以本文重点解决高度控制问题。简化的高度方向动力学模型如下:

$$\ddot{z} = -g + \frac{1}{m}(\cos \theta \cos \varphi)u + \xi(z, \dot{z}), \quad (1)$$

其中: z 为 UAV 的高度, θ 和 φ 分别为 UAV 的俯仰角和滚转角, m 为 UAV 的质量, g 为重力加速度, ξ 为包含外部干扰、不确定测量以及动态过程

的不确定性等因素的干扰, u 代表控制指令。

这里要解决的控制问题就是设计和验证一个鲁棒控制律, 使得系统输出 z 可以跟踪给定的参考 z_d , 即使存在不确定的动态过程和有界扰动。由于高度的变化速度不能精确测量, 所以本文对高度速度进行了有效预测, 同时也对干扰进行了估计。这就用到了控制器-观测器策略。

3 基于高阶滑模观测器的超螺旋控制器设计

本文采用的控制器-观测器是基于高阶滑模观测器的超螺旋控制器。引入一个新的状态向量 x , 其组成为 $x_1 = z$ 和 $x_2 = \dot{z}$, 此时, 动力学模型式(1)可改写成:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{\cos \theta \cos \varphi}{m} u - g + \xi(x_1, x_2) \end{cases} \quad (2)$$

3.1 高阶滑模观测器

用于估计系统状态的高阶滑模观测器形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \lambda_1 |\tilde{x}_1|^{2/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + \lambda_2 |\tilde{x}_1|^{1/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) + \frac{\cos \theta \cos \varphi}{m} u - g, \\ \dot{\hat{x}}_3 = \lambda_3 \text{sign}(\tilde{x}_1) \end{cases} \quad (3)$$

其中: $\hat{x}_i, i=1, 2, 3$, 分别为估计的状态变量; \tilde{x}_1 和 \tilde{x}_2 为估计误差变量, 定义为 $\tilde{x}_1 = x_1 - \hat{x}_1$ 和 $\tilde{x}_2 = x_2 - \hat{x}_2$ 。估计误差动力学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{x}_2 - \lambda_1 |\tilde{x}_1|^{2/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_2 = -\tilde{x}_3 - \lambda_2 |\tilde{x}_1|^{1/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) + \xi \\ \dot{\tilde{x}}_3 = \lambda_3 |\tilde{x}_1|^{2/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) \end{cases} \quad (4)$$

定义一个新的估计误差变量 $\tilde{x}_3 = \xi - \hat{x}_3$, 如果干扰的变化率是有界的, 即 $|\dot{\xi}| < \xi^+$, 此时估计误差动力学模型可以改写为:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{x}_2 - \lambda_1 |\tilde{x}_1|^{2/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_2 = \tilde{x}_3 - \lambda_2 |\tilde{x}_1|^{1/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_3 = -\lambda_3 |\tilde{x}_1|^{2/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) + \xi \end{cases} \quad (5)$$

式(5)所示的估计误差模型具有非递归精确鲁棒微分器的形式, 因此, 选择合适的 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$, 估计误差就能够在有限时间 $t \geq T_0$ 收敛到 0。根

据误差变量的定义, 当在有限时间 $t \geq T_0$ 收敛后,

$$x_1 = \hat{x}_1, x_2 = \hat{x}_2, x_3 = \xi。$$

3.2 超螺旋控制器设计

所设计的超螺旋形式控制器是为了获得误差跟踪动力学, 首先设计如下滑模面:

$$s = c_1 e + \dot{e}, c_1 \in \mathbf{R}^+, \quad (6)$$

其中, 跟踪误差 e 定义为 $e = x_1 - x_1^d$ 和 $\dot{e} = \dot{x}_2 - \dot{x}_2^d$ 。在 $t \geq T_0$ 时刻后, 前面设计的高阶滑模观测器能够提供准确的信息, 那么有 $\dot{x}_1 = \hat{x}_2$, 在这种情况下, 滑模面对时间的导数为:

$$\dot{s} = c_1 \dot{e} + \ddot{e} = c_1 \hat{x}_2 - c_1 \dot{x}_1^d + \dot{\hat{x}}_2 - \dot{x}_2^d. \quad (7)$$

最后结合式(3), 式(7)变为:

$$\dot{s} = c_1 \hat{x}_2 - c_1 \dot{x}_1^d + \lambda_2 |\tilde{x}_1|^{1/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) + \int_0^t \lambda_3 \text{sign}(\tilde{x}_1) d\tau + \frac{\cos \theta \cos \varphi}{m} u - g - \dot{x}_2^d. \quad (8)$$

设计控制输入 u 形式为:

$$u = \frac{m}{\cos \theta \cos \varphi} [\dot{x}_2^d + c_1 \dot{x}_1^d - c_1 \hat{x}_2 - \int_0^t \lambda_3 \text{sign}(\tilde{x}_1) d\tau - \lambda_2 |\tilde{x}_1|^{1/3} \text{sign}(\tilde{x}_1) + g - k_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) - \int_0^t k_2 \text{sign}(s) d\tau]. \quad (9)$$

其中, θ 和 φ 取值为: $-(\pi/2) < (\theta, \varphi) < (\pi/2)$, 将控制输入 u 带入式(8)中, 得到:

$$\dot{s} = -k_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) - \int_0^t k_2 \text{sign}(s) d\tau. \quad (10)$$

定义 $\varphi = -\int_0^t k_2 \text{sign}(s) d\tau$, 式(10)重新写成超螺旋算法的标准形式:

$$\begin{cases} \dot{s} = -k_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) + \varphi \\ \dot{\varphi} = -k_2 \text{sign}(s) \end{cases} \quad (11)$$

因为式(9)所示控制指令推导过程是用估计值 \hat{x}_2 代替 \dot{x}_2 , 并且又是通过高阶滑动模式观测器来估计扰动, 因此扰动被明确地包含在控制律式(9)中。

假设对于系统(1), 扰动的导数是有界的, 即 $|\dot{\xi}| < \xi^+ \in \mathbf{R}^+$, 参数满足 $k_1 > 0, k_2 > 0$, 此时, 超螺旋滑模控制器在有限时间内收敛到滑模面 $s = 0$ 上, 同时, 跟踪误差 e 和 \dot{e} 也逐渐收敛到 0。

设一个新的状态向量 \mathbf{v} , 定义为:

$$\mathbf{v} = [v_1 \quad v_2]^T = [|s|^{1/2} \text{sign}(s) \quad \varphi]^T. \quad (12)$$

那公式(11)就可以写成矩阵的形式,即有:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_1 \\ \dot{v}_2 \end{bmatrix} = \frac{1}{|v_1|} \underbrace{\begin{bmatrix} -\frac{1}{2}k_1 & \frac{1}{2} \\ -k_2 & 0 \end{bmatrix}}_{A(v_1)} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

由式(13)可以看出,在有限时间内如果 $v_1, v_2 \rightarrow 0$, 则有 $s, \varphi \rightarrow 0$ 。

为了证明 v_1, v_2 在有限时间内的收敛性,构造 Lyapunov 函数:

$$V(v) = 2k_2 v_2^2 + \frac{1}{2} (k_1 v_1 - v_2)^2. \quad (14)$$

还可以写成:

$$\mathbf{V}(v) = \mathbf{v}^T \mathbf{P} v. \quad (15)$$

其中 $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T$, 定义为:

$$\mathbf{P} = \mathbf{P}^T = \begin{bmatrix} 2k_2 + \frac{1}{2}k_1^2 & -\frac{1}{2}k_1 \\ -\frac{1}{2}k_1 & 1 \end{bmatrix}.$$

当 $k_2 > 0$ 时, \mathbf{P} 为正定矩阵。

方程(15)对时间求导,可得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}(v) &= \frac{1}{|v_1|} \mathbf{v}^T [\mathbf{A}^T(v_1) \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}(v_1)] v = \\ &\quad - \frac{1}{|v_1|} \mathbf{v}^T \mathbf{Q} v. \end{aligned} \quad (16)$$

其中 $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T$, 定义为:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T = \begin{bmatrix} k_1(2k_2 + \frac{k_1^2}{2}) - k_1 k_2 & -\frac{1}{2}k_1 \\ -\frac{1}{2}k_1 & 1 \end{bmatrix}.$$

如果 k_1, k_2 满足 $k_1 > 0$ 和 $k_2 > 0$, \mathbf{Q} 为正定矩阵, \mathbf{V} 将为负的。考虑如下不等式:

$$\begin{aligned} \lambda_{\min}\{\mathbf{P}\} \|v\|^2 &\leq V(v) \leq \lambda_{\max}\{\mathbf{P}\} \|v\|^2 \\ |v_1| &\leq \|v\| \leq \frac{V^{1/2}(v)}{\lambda_{\min}^{1/2}\{\mathbf{P}\}} \end{aligned}$$

解方程(16)可得:

$$\dot{\mathbf{V}}(v) \leq -\gamma V^{1/2}(v), \quad (17)$$

其中 γ 定义为:

$$\gamma = \frac{\lambda_{\min}^{1/2}\{\mathbf{P}\} \lambda_{\min}\{\mathbf{Q}\}}{2\lambda_{\max}\{\mathbf{P}\}}.$$

从式(17)可以看出, $\mathbf{V}(v)$ 和 v 最多在有限时间 $T = [2V^{1/2}(v(t_0))]/\gamma$ 之后收敛到 0, 故在有限时间内 $s \rightarrow 0$ 。因此, 由 $s = c_1 e + \dot{e}$ 得到:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0 \text{ 和 } \lim_{t \rightarrow \infty} \dot{e} = 0.$$

至此证明了跟踪误差的渐近收敛性。

4 实验结果

本文给出了基于高阶滑模观测器的超螺旋滑模控制器的数值模拟结果, 以验证飞行器高度方向的估计速度。高阶滑模观测器与超螺旋滑模控制参数为: $m = 1.5 \text{ kg}$, $c = 2$, $d = 0.1$, $k_1 = 9$, $k_2 = 4.5$, $\lambda_1 = 5$, $\lambda_2 = 8$, $\lambda_3 = 5$ 。因本文主要着眼旋翼飞机位置环的高度控制问题, 故在仿真中对俯仰角与滚转角进行小常值简化处理, $\theta = 0.01 \text{ rad}$, $\varphi = 0.01 \text{ rad}$ 。

为了测试控制器与观测器的鲁棒性, 进行更为逼真的模拟, 加入了 2 种扰动模型。

4.1 风干扰模型

参考文献[8], 得出风干扰简化模型如下:

$$v_w(t) = v_w^0 + \sum_{i=1}^n a_i \sin(\Omega_i t + \psi_i), \quad (18)$$

其中: $v_w(t)$ 为 t 时刻的风速估计值, Ω_i 和 ψ_i 为随机频率和相位, n 是正弦曲线个数, a_i 为振幅且与高度相关, v_w^0 为常值风速。 Ω_i 的一般取值为 $[0.1 \text{ rad/s}, 1.5 \text{ rad/s}]$ 。

在后续仿真中将风速观测值以干扰加入式(1)中, $\Omega_i, \psi_i, n, a_i, v_w^0, \Omega_i$ 均取小常值。

4.2 测量误差

高斯噪声被加到高度方向的变量 z_1 上, 用于模拟由激光测距仪带来的测量误差。

图 2~图 7 显示了高阶滑模观测器与超螺旋滑模控制器对于系统状态变量变化过程的控制以及估计。可以看到, 所设计的控制器及观测器成功地实现了目标 z 轴速度和 z 轴位置的准确估计, 进而能够在给定的参考下对四旋翼飞行器的高度控制。从图 2 可以看出, 使用高阶滑模观测器, 四旋翼飞行器的估计高度迅速收敛于实际高度。同样的, 在图 3 中可以看出估计速度也能很快收敛于实际速度。

此外, 图 4 给出了施加于飞行器上的控制指令, 图 5 给出了加入阵风干扰更加接近真实情况的模拟结果, 高阶滑模观测器的收敛时间大约为 0.5 s。如图 5 所示, 对干扰的估计在最开始阶段发生了较为剧烈的变化, 0.5 s 后高阶滑模观测器准确估计了模拟中使用的阵风。

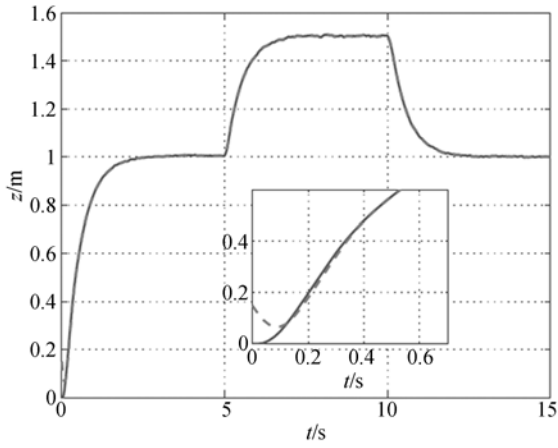


图 2 位置 z 真实值与估计值
Fig. 2 Real position z and estimated position

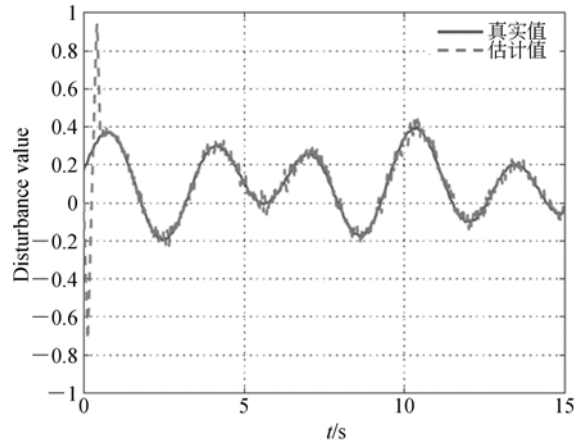


图 5 风干扰的真实值与估计值
Fig. 5 Real and estimated wind gust disturbance

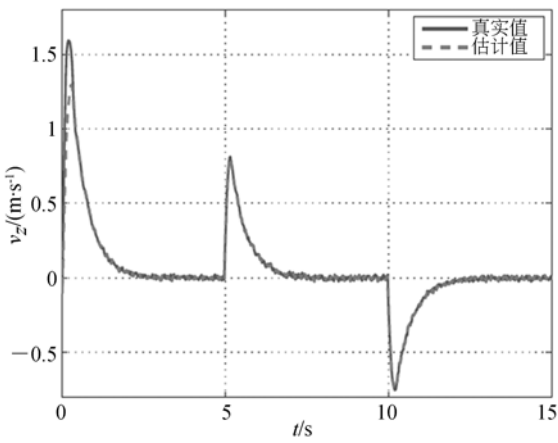


图 3 z 向速度真实值与估计值
Fig. 3 Real velocity and estimated velocity

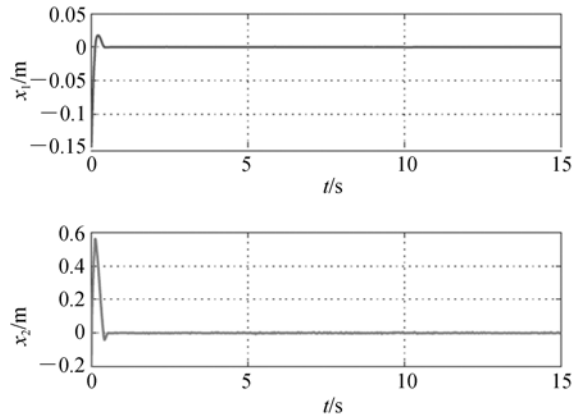


图 6 估计误差 x_1, x_2
Fig. 6 Estimation errors of position (x_1) and velocity (x_2)

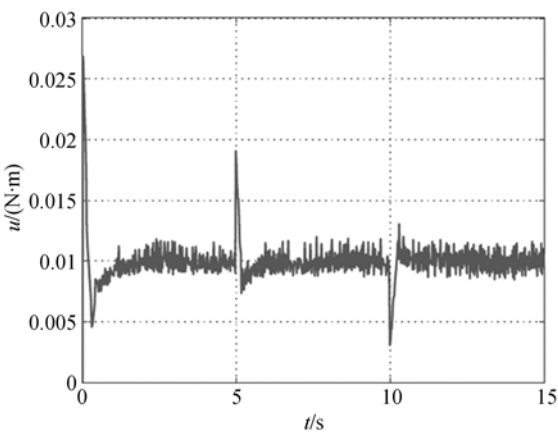


图 4 控制信号输入 u
Fig. 4 Control signal u

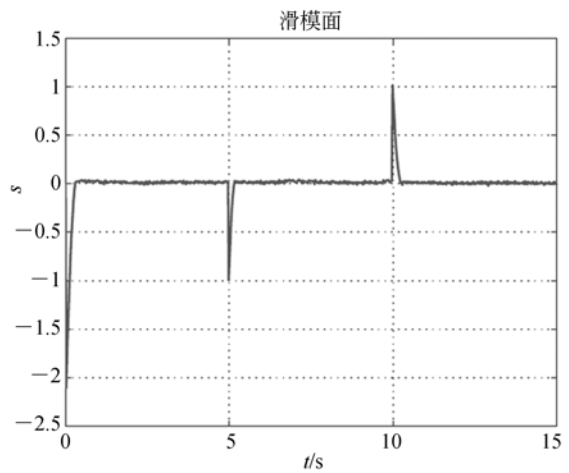


图 7 滑模面的变化情况
Fig. 7 Evolution of sliding manifold

飞行器高度和速度估计误差如图 6 所示,可以看出估计误差在有限时间内收敛到零。图 7 展示了滑模面 s 的变化情况,可以看出,它在有限时间内收敛到零,这就意味着跟踪误差 e 和 \dot{e} 渐近收敛到 0。

5 结 论

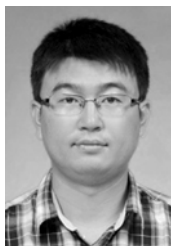
搭载激光测距仪的无人飞行器在实际应用中比气压计等表现出更好的高度测量性能。本文所

设计的超螺旋滑模控制器与高阶滑模观测器的组合形式,能够实现对飞行器的高度精确控制,并能够快速收敛,收敛时间大约为 0.5 s。从模拟结果可以看出,高阶滑模观测器能够估计高度和速度,以及影响系统行为的干扰。通过使用高阶滑模观测器提供的信息,超螺旋滑模控制器能够表现出令人满意的性能,飞行器能够准确跟踪给定的参考值。后续研究拟定将本文估计高度的滑模观测器方法与基于卡尔曼滤波的方法进行对比分析,并且进行相应的飞行验证实验。

参考文献:

- [1] BOUADI H, CUNHA S S, DROUIN A, *et al.*. Adaptive sliding mode control for quadrotor attitude stabilization and altitude tracking[C]. *Proceedings of the IEEE 12th International Symposium on Computational Intelligence and Informatics (CINTI 2011)*, IEEE, 2011: 449-455.
- [2] MUSTAPA M Z. Altitude controller design for quadcopter UAV[J]. *Journal Teknologi*, 2015, 74(1): 181-188.
- [3] RAZINKOVA A, KANG B J, CHO H C, *et al.*. Constant altitude flight control for quadrotor UAVs with dynamic feedforward compensation[J]. *International Journal of Fuzzy Logic and Intelligent Systems*, 2014, 14(1): 26-33.
- [4] WANG W, MA H, XIA M, *et al.*. Attitude and altitude controller design for quad-rotor type MAVs [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2013, 2013: 587098.
- [5] ALEXIS K, NIKOLAKOPOULOS G, TZES A. Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies[J]. *IET Control Theory & Applications*, 2012, 6(12): 1812-1827.
- [6] LUQUE-VEGA L, CASTILLO-TOLEDO B, LOUKI-ANOVA A G. Robust block second order sliding mode control for a quadrotor[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2011, 349(2): 719-739.
- [7] 何绍滨. 基于滑模控制的精确制导技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- HE SH M. *Research on Sliding Mode Control-based Precise Guidance Technology*[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [8] WASLANDER S L, WANG C. Wind disturbance estimation and rejection for quadrotor position control[C]. *AIAA Infotech@ Aerospace Conference*, AIAA, 2009: 1983.
- [9] 孙胜. 有限时间收敛寻的导引律[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- SUN SH. *Guidance Laws with Finite Time Convergence for Homing Missiles*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [10] YAN H, JI H B. Guidance laws based on input-to-state stability and high-gain observers [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, 48(3): 2518-2529.
- [11] ZHU ZH, XU D, LIU J M, *et al.*. Missile guidance law based on extended state observer[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2013, 60(12): 5882-5891.

作者简介:



李 伟(1987—),男,北京人,博士研究生,2010年、2012年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要研究方向为飞行器总体设计、飞行器制导与控制。E-mail: liwei_michael1987@163.com

导师简介:



关英姿(1979—),女,黑龙江哈尔滨人,博士,教授,1990年、1993年于南京理工大学分别获得学士、硕士学位,2000年于哈尔滨工业大学获得博士学位,主要研究方向为航天器动力学建模与仿真、光学目标仿真与测试。E-mail: guanyz@hit.edu.cn