

DOI:10.15923/j.cnki.cn22-1382/t.2018.4.03

基于改进自适应算法的四旋翼飞行器姿态控制

张釜荣, 谢慕君*, 武凡凯

(长春工业大学 电气与电子工程学院, 吉林 长春 130012)

摘要: 针对四旋翼飞行器非线性系统参数不确定性, 建立其动力学模型, 并采用独立通道对耦合模型进行了分化。结合滑模控制和映射自适应算法来估计系统的不确定参数, 防止控制输入信号过大, 进行了动态仿真。

关键词: 四旋翼; 滑模控制; 映射自适应; 姿态控制

中图分类号: TP 273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-1374(2018)04-0332-06

Research on attitude control of quadrotor aircraft based on improved adaptive algorithm

ZHANG Furong, XIE Mujun*, WU Fankai

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

Abstract: For the uncertainty of the nonlinear parameters of the quadrotorsystem, its dynamics model is built, and the coupling models are divided independently. Sliding control is combined with mapping adaptation algorithm to estimate the uncertain parameters of the system and prevent input overflow. Simulation is carried out.

Key words: quadrotor; sliding mode control; mapping adaptive; attitude control.

0 引言

随着人们对物质文化的要求不断提高, 科学文化发展更新换代, 机器人的应用在日常中越来越普及和至关重要, 其中四旋翼飞行器是机器人领域的一个重要分支。

近几年, 四旋翼飞行器在工业和人们的现代生活中起到了越来越广泛的应用, 特别是在一些较为危险的领域, 如森林火灾监测、交通监管、救

灾等, 无人机规模小、操作简单、结构灵活。在狭窄的空间中, 垂直起飞和着陆、翻转、前进和后退等特征起着突出的作用。

四旋翼的姿态在飞行轨迹中起着重要的作用^[1]。针对四旋翼飞行器姿态控制问题, 国内外许多学者提出了多种非线性和线性控制器设计方式, 如 PID (Proportion Integration Differentiation) 控制^[2]、滑模控制^[3-5]、反步控制^[6]、线性二次高斯控制^[7]、 H^∞ 控制^[8]、自适应控制^[9]等。文

收稿日期: 2018-05-17

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61374051)

作者简介: 张釜荣(1993—), 男, 汉族, 吉林四平人, 长春工业大学硕士研究生, 主要从事四旋翼飞行器位姿控制方向研究, E-mail: 2316186444@qq.com. * 通讯作者: 谢慕君(1969—), 女, 汉族, 吉林长春人, 长春工业大学教授, 博士, 主要从事四旋翼飞行器位姿控制方向研究, E-mail: xiemujun@ccut.edu.cn.

中对自适应控制方法进行改进,提出了自适应鲁棒滑模控制方法,采用自适应控制方法对未知参数变化的不确定性进行估计,采用滑模控制方法对有上界的外部干扰进行抑制,为验证算法的有效性和准确性,文中在 Matlab/Simulink 环境下进行数值仿真。

1 四旋翼的动态模型

采用一个四输入、三输出的四旋翼飞行器,动力由装配在万向节轴杆上的4个带螺旋桨的电机供给。

1.1 建立三维坐标系

四旋翼飞行器如图1所示。

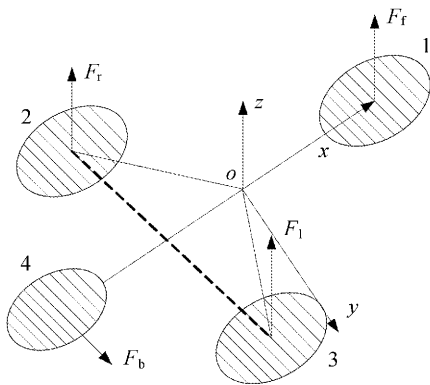


图1 四旋翼飞行器力学坐标

其中,支撑点为坐标原点, x 轴为指向前方电机的轴, y 轴为指向右侧电机的轴,尾部电机转动牵引螺旋桨运动形成与 y 轴同向为正方向的力。 z 轴正方向由 x 轴方向和 y 轴方向确立,正前方、左、右电机转动驱动螺旋桨运动产生与 z 轴同向为正方向的力。其中 F_f 为前方向电机提供的力, F_l 为左侧电机提供的力, F_r 为右电机提供的力, F_b 为尾部电机的作用力^[10]。

1.2 四旋翼飞行器动力学方程

在输出姿态角的力矩平衡方程中,做出以下假设:

- 1)假设系统处在静平衡状态,所有的姿态角均为零;
- 2)忽略电机阻尼力矩;
- 3)忽略电机达到给定转速的时间;
- 4)假设螺旋桨正转时产生的力与反转时产生的力是相同的。

四旋翼动力学模型:

$$\begin{cases} \ddot{P} = -\frac{K_{fc}}{J_p}L_f[-U_f + 0.5(U_r + U_l)] \\ \ddot{R} = -\frac{K_{fc}L_f}{J_r}(-0.866U_r + 0.866U_l) \\ \ddot{Y} = \frac{K_{fc}L_f}{J_y}U_b \end{cases} \quad (1)$$

式中: \ddot{P} ——俯仰角的角加速度;

\ddot{R} ——滚转角的角加速度;

\ddot{Y} ——偏航角的角加速度;

L_f ——前向螺旋桨中心到 y 轴的距离;

U_f, U_l, U_r, U_b ——分别是前向、左侧、右侧和后向电机的输入电压;

J_p, J_r, J_y ——分别为四旋翼飞行器绕 y 、 x 、 z 轴旋转的转动惯量;

K_{fc} ——正常数。

四旋翼飞行器的前方电机与左右两侧电机的控制量之间存在耦合,如下:

$$U_r + U_l = U_f \quad (2)$$

可以根据俯仰、滚转、偏航通道选取输入向量如下:

$$U = [u_1 \quad u_2 \quad u_3]^T \quad (3)$$

其中:

$$\begin{cases} u_1 = U_f \\ u_2 = U_r - U_l \\ u_3 = U_b \end{cases} \quad (4)$$

飞行器的模型参数见表1。

表1 飞行器的模型参数表

变量	值
$K_{fc}/(N/V)$	15
L/m	0.52

将式(1)简化得到:

$$\begin{cases} J_p \ddot{P} = -K_{fc}L_f(-0.5U_f) \\ J_r \ddot{R} = -K_{fc}L_f[-0.866(U_r - U_l)] \\ J_y \ddot{Y} = K_{fc}L_fU_b \end{cases} \quad (5)$$

即

$$\begin{cases} J_p \ddot{P} = 3.9u_1 \\ J_r \ddot{R} = 6.76u_2 \\ J_y \ddot{Y} = 7.8u_3 \end{cases} \quad (6)$$

其中, J 是系统变化未知的转动惯量,则取不确定参数 β 对转动惯量进行实时逼近。考虑模型

不确定部分和干扰的总体不确定性,取 $\beta=J$,式(6)可写为:

$$\begin{cases} \beta_p \ddot{P} = 3.9u_1 + \Delta_1 \\ \beta_r \ddot{R} = 6.76u_2 + \Delta_2 \\ \beta_y \ddot{Y} = 7.8u_3 + \Delta_3 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3$ —— 干扰和模型不确定部分的总体不确定性。

对上述方程做出如下假设:

假设 1 不确定参数 β 的上下界定义为:

$$\beta \in \Omega \triangleq \{\beta: 0 < \beta_{\min} \leq \beta \leq \beta_{\max}\} \quad (8)$$

假设 2 不确定项 Δ 有界,表示为:

$$|\Delta_{(1,2,3)}| \leq D \quad (9)$$

2 姿态控制器的设计

设系统模型状态变量为

$$\begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & x_4 & x_5 & x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P & \dot{P} & R & \dot{R} & Y & \dot{Y} \end{bmatrix} \quad (10)$$

可以将式(7)写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \beta_p \dot{x}_2 = 3.9u_1 + \Delta_1 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \beta_r \dot{x}_4 = 6.76u_2 + \Delta_2 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \beta_y \dot{x}_6 = 7.8u_3 + \Delta_3 \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s(\beta(\ddot{x}_d - c\dot{e}) - k_s s - \eta \text{sign}(s) + \Delta_1 - \beta(\ddot{x}_d - c\dot{e})) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\beta} \dot{\beta} = \\ &= s(\tilde{\beta}(\ddot{x}_d - c\dot{e}) - k_s s - \eta \text{sign}(s) + \Delta_1) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\beta} \dot{\beta} = \\ &= -k_s s^2 - \eta |s| + \Delta_1 \cdot s + \tilde{\beta} \left(s(\ddot{x}_d - c\dot{e}) + \frac{1}{\gamma} \dot{\beta} \right) \end{aligned} \quad (17)$$

3) 取自适应律为

$$\dot{\hat{\beta}} = -\gamma s(\ddot{x}_d - c\dot{e}) \quad (18)$$

则

$$\dot{V} = -k_s s^2 - \eta |s| + \Delta_1 \cdot s \leq -k_s s^2 \leq 0 \quad (19)$$

当且仅当 $s=0$ 时, $\dot{V}=0$ 。即当 $\dot{V}=0$ 时, $s=0$ 。根据 LaSalle 不变性原理^[12], 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $s \rightarrow 0$, 即闭环系统为渐进稳定。系统的收敛速度取决

针对俯仰角控制率的设计,假设位置跟踪误差为:

$$e = x_1 - x_d$$

式中: x_d —— 期望位置。

控制器设计步骤如下^[11]:

1) 定义滑模函数为

$$s = \dot{e} + ce = \dot{x}_2 - \dot{x}_d + ce \quad (12)$$

其中, $c > 0$, 则

$$\dot{\beta} s = \beta(\dot{x}_2 - \dot{x}_d + ce) \quad (13)$$

取 $\hat{\beta}$ 为 β 的估计值, 定义 Lyapunov 函数为:

$$V = \frac{1}{2} \beta s^2 + \frac{1}{2\gamma} \tilde{\beta}^2 \quad (14)$$

其中

$$\tilde{\beta} = \hat{\beta} - \beta, \quad \gamma > 0$$

则

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \beta s \dot{s} + \frac{1}{\gamma} \tilde{\beta} \dot{\tilde{\beta}} = s(\beta \dot{x}_2 - \beta \dot{x}_d + \beta c \dot{e}) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\beta} \dot{\hat{\beta}} = \\ &= s(u_1 + \Delta_1 - \beta(\ddot{x}_d - c\dot{e})) + \frac{1}{\gamma} \tilde{\beta} \dot{\hat{\beta}} \end{aligned} \quad (15)$$

2) 控制率设计

$$u_1 = \hat{\beta}(\ddot{x}_d - c\dot{e}) - k_s s - \eta \text{sign}(s) \quad (16)$$

其中

$$k_s > 0, \quad \eta > D$$

则

于 k_s 。由于 $V \geq 0, \dot{V} \leq 0$, 则当 $t \rightarrow \infty$ 时, V 有界; 因此可以证明 $\hat{\beta}$ 有界, 但无法保证 $\hat{\beta}$ 收敛于 β 。

为了防止 $\hat{\beta}$ 过大而造成控制输入信号 u 过大或 $\hat{\beta} \leq 0$ 情况, 通过自适应率的设计使 $\hat{\beta}$ 的变化在 $[\beta_{\min}, \beta_{\max}]$ 范围内, 采用一种映射自适应算法^[13], 对式(18)进行以下修正:

$$\dot{\hat{\beta}} = P \text{proj}_{\hat{\beta}}^{\Delta} (-\gamma s(\ddot{x}_d - c\dot{e})) \quad (20)$$

$$Proj_{\hat{\beta}}(\dot{\beta}) = \begin{cases} 0, & \hat{\beta} \geq \beta_{max}, \dot{\beta} > 0 \\ 0, & \hat{\beta} \leq \beta_{min}, \dot{\beta} < 0 \\ \dot{\beta}, & \text{其它} \end{cases} \quad (21)$$

即当 $\hat{\beta}$ 超过最大值时, 如果有继续增大的趋势, 即 $\dot{\beta} > 0$, 则取 $\hat{\beta}$ 值不变, 即 $\dot{\beta} = 0$, 当 $\hat{\beta}$ 超过最小值时, 如果有继续减小的趋势, 即 $\dot{\beta} < 0$, 则取 $\hat{\beta}$ 值不变, 即 $\dot{\beta} = 0$, 即采用该映射自适应算法, 可保证

$$\tilde{\beta} \left(s(\ddot{x}_d - c\dot{e}) + \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\beta}} \right) \leq 0$$

从而保证 $\dot{V} \leq 0$ 。

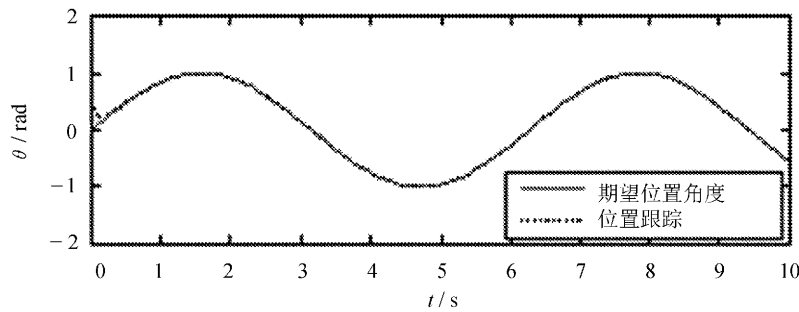
3 仿真结果及分析

文中介绍了四旋翼飞行器俯仰角的数值仿真结果。取 $J=1, \Delta_{(1,2,3)}$ 取摩擦模型, 表示为

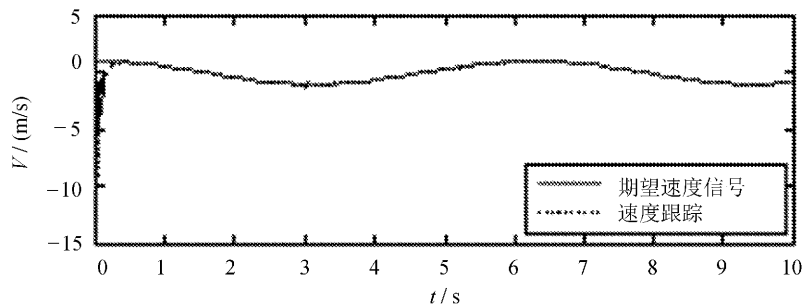
$$\Delta_{(1,2,3)} = 0.5\dot{\beta} + 1.5\text{sign}(\dot{\beta})$$

姿态指令信号取 $x_d = \sin t$, 系统转动惯量参数估计值范围取 $\beta \in [0.5 \quad 1.5]$, 控制参数取 $k_s = 34, c = 15, \gamma = 348, \eta = D + 0.01 = 1.61$ 。

控制输入采用自适应滑模控制率式(16), 自适应率采用式(18), 仿真结果分别如图 2~图 4 所示。



(a) 自适应滑模俯仰角跟踪信号



(b) 自适应滑模角速度跟踪信号

图 2 自适应滑模俯仰角与角速度的跟踪信号

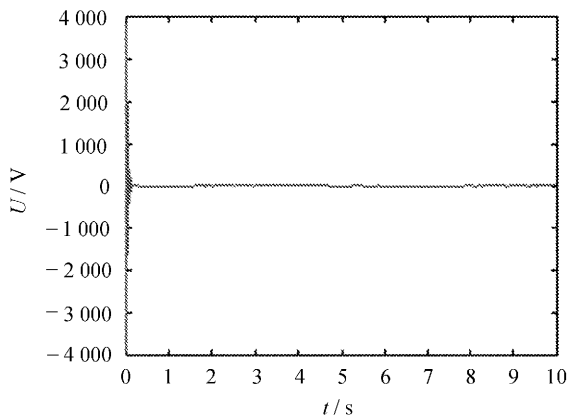


图 3 自适应滑模控制输入信号

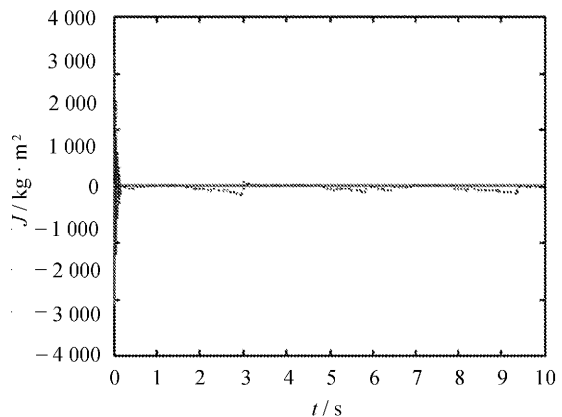


图 4 自适应滑模参数变化过程

如自适应率取式(20),仿真结果分别如图 5~图 7 所示。

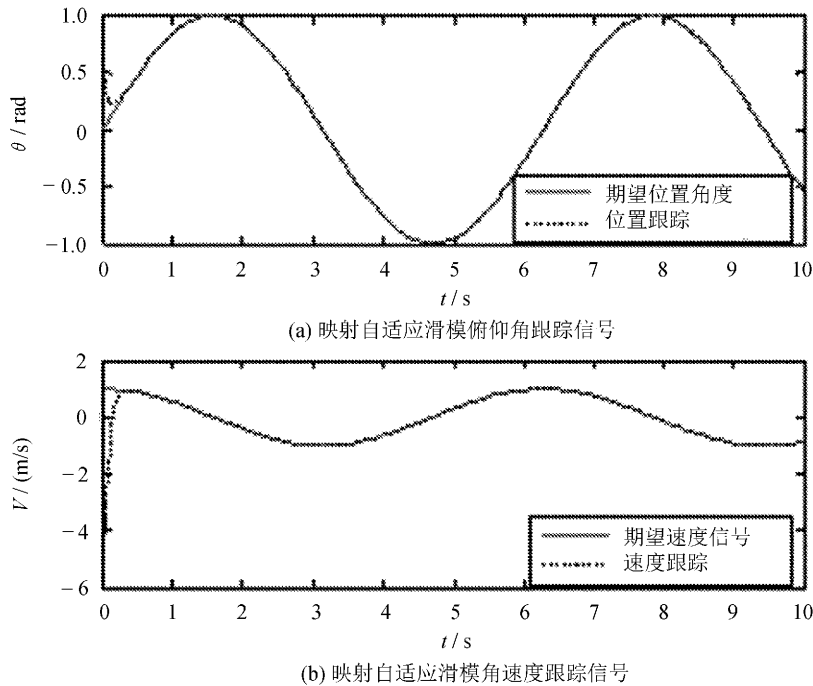


图 5 映射自适应滑模俯仰角与角速度的跟踪信号

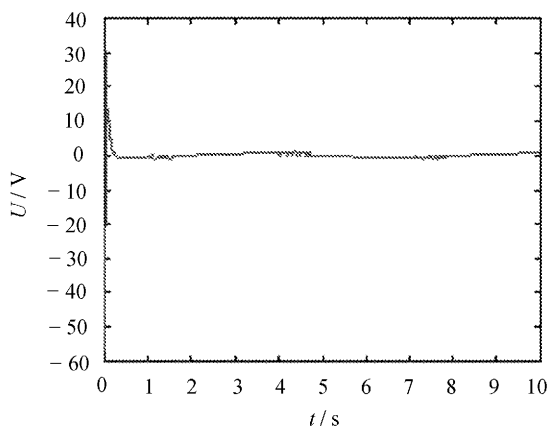


图 6 映射自适应滑模俯控制输入信号

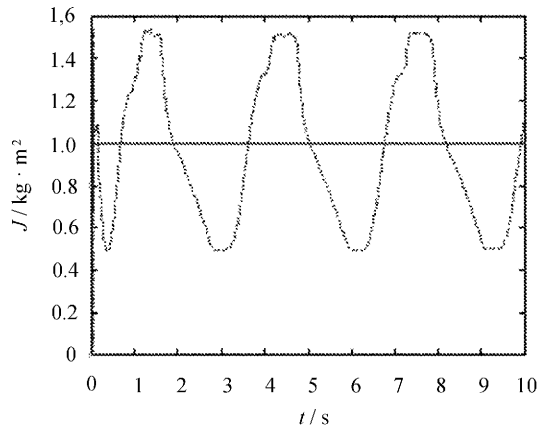


图 7 映射自适应滑模俯参数变化过程

从图 2 和图 5 可以看出,姿态角都能够在较短时间内跟踪上期望的值,映射自适应滑模相对于自适应滑模的角加速度较大,导致控制效果不理想。

从图 3 和图 6 可以看出,常规自适应滑模控制输入的瞬时值过大,映射自适应滑模控制输入信号在很小的范围内变化,可避免趋于饱和,达到很好的控制效果。

从图 4 和图 7 可以看出,采用映射自适应控制算法,自适应参数变化基本控制在 $\beta \in$

$[0.5 \quad 1.5]$ 范围内,防止了 $\hat{\beta}$ 过大或 $\hat{\beta} \leq 0$ 的情况发生。

4 结 语

针对四旋翼飞行器参数的不确定性,分别采用自适应滑模与映射自适应滑模算法对姿态控制器进行设计,在 MATLAB 仿真软件平台上进行了仿真实验。仿真结果表明,两种自适应滑模算法都能使姿态角在较短时间内跟踪上期望值,而映射自适应滑模可限制参数 β 的自适应变化范

围,防止控制输入信号 u 过大,以免系统执行器饱和。

参考文献:

- [1] 甄红涛,齐晓慧,李杰,等.四旋翼无人机 L1 自适应块控反步姿态控制器设计[J].控制与决策,2014,20(6):1076-1082.
- [2] Bouabdallah S, Noth A, Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]// IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2014(3): 2451-2456.
- [3] 贺有智,刘同其.四旋翼飞行器姿态时延滑模容错控制[J].控制工程,2017,24(5):1059-1065.
- [4] Reinoso M J, Minchala L I, Ortiz P, et al. Trajectory tracking of a quadrotor using sliding mode control[J]. IEEE Latin America Transactions, 2016, 14(5):2157-2166.
- [5] XIONG J J, ZHANG G B. Global fast dynamic terminal sliding mode control for a quadrotor UAV[J]. Isa Transactions, 2016, 66:233.
- [6] Madani T, Benallegue A. Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter [C]//IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2007:3255-3260.
- [7] 陈炜峰,朱海飞,王伟,等.基于线性二次高斯的四旋翼飞行器姿态控制[J].控制工程,2014,21(1):59-63.
- [8] Monfared S B, Kalhor A, Atashgah M A. Robust H^∞ control for path tracking of a quadrotor through estimation of system parameters[C]//IEEE International Conference on Robotics and Mechatronics, 2017:337-342.
- [9] Nicol C, Macnab C J B, Ramirez-Serrano A. Robust adaptive control of a quadrotor helicopter [J]. Mechatronics, 2011, 21(6):927-938.
- [10] 魏吉敏.四旋翼飞行器的建模及预测控制研究[D].长沙:中南大学,2013.
- [11] 刘金琨.滑模变结构控制 MATLAB 仿真基本理论与设计方法[M].北京:清华大学出版社,2015.
- [12] La Salle J, Lefschetz S. Stability by lyapunov's direct method [M]. New York: Academic Press, 1961.
- [13] Xu L, Yao B. Adaptive robust control of mechanical systems with non-linear dynamic friction compensation [J]. International Journal of Control, 2008, 81(2):167-176.