

引用格式:汤帅,陈奕梅. 转速饱和的四旋翼飞行器偏航姿态自抗扰控制[J]. 电光与控制,2019,26(7):20-24. TANG S, CHEN Y M. Active disturbance rejection control of yaw attitude of quadrotor with speed saturation[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(7):20-24.

## 转速饱和的四旋翼飞行器偏航姿态自抗扰控制

汤 帅, 陈奕梅

(天津工业大学电气工程与自动化学院,天津 300387)

**摘要:** Qball2 四旋翼飞行器偏航角的转动由反扭力提供,相较由升力提供动力的俯仰角和滚转角来说更容易出现转速饱和的情况,并且模型具有参数不确定、强耦合、易受外部干扰等特点。针对上述问题采用一种基于误差补偿的线性自抗扰控制(LADRC)算法对偏航姿态进行控制,LADRC 算法具有不基于模型、抗扰能力强、参数整定简单等优点。基于误差补偿的抗饱和方案结构简单、灵活度高、抗饱和性能好。仿真和 Qball2 平台实验结果表明:所设计的控制器能较好地解决偏航角转速饱和的问题,提高了系统的动态性能和稳态性能。

**关键词:** 四旋翼飞行器; 姿态控制; Qball2; 反扭力; 转速饱和; 误差补偿; 线性自抗扰控制

**中图分类号:** TP273 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.07.004

## Active Disturbance Rejection Control of Yaw Attitude of Quadrotor with Speed Saturation

TANG Shuai, CHEN Yi-mei

(School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin Polytechnic University, Tianjin 300387, China)

**Abstract:** The rotation of the Qball2 quadrotor yaw angle is provided by the reverse torsion, which is more prone to the speed saturation than the pitch and roll angles powered by the lift, and the model has the features of parameter uncertainty, strong coupling, and is susceptible to external interference. To solve the above problems, a Linear Active Disturbance Rejection Control (LADRC) algorithm based on error compensation is used to control the yaw attitude. The LADRC algorithm has the advantages of not based on model, strong anti-interference ability and simple parameter setting. The anti-saturation scheme based on error compensation has a simple structure, high flexibility and good anti-saturation performance. The simulation and Qball2 platform experimental results show that the designed controller can better solve the problem of yaw angle speed saturation and improve the dynamic performance and steady state performance of the system.

**Key words:** quadrotor; attitude control; Qball2; reverse torsion; speed saturation; error compensation; linear active disturbance rejection control

### 0 引言

四旋翼飞行器是一种可以实现灵活飞行的多旋翼直升机,能够在各种严苛的环境下顺利完成飞行任务,被广泛应用于军事和民用领域。随着应用领域增多,对四旋翼飞行器的实际控制效果的要求也越来越高。

四旋翼飞行器作为典型的非线性系统同时具有欠

驱动、强耦合、易受外部环境干扰等特性<sup>[1]</sup>。四旋翼飞行器对控制算法的控制能力要求较高,本文采用线性自抗扰控制算法<sup>[2]</sup>对四旋翼飞行器姿态进行控制,其具有不依赖于精确的系统模型、控制参数少、能够实时对系统的内扰和外扰进行估计和补偿等优点。

电机的转速输出是有限的,在实际飞行中偏航角的期望值易发生突变<sup>[3]</sup>,并且容易受到外部干扰,使偏航姿态执行器饱和<sup>[4]</sup>,从而影响控制效果。目前对于自抗扰算法抗饱和的研究主要有以下几种算法:文献[5]采用基于观测器的状态反馈结构,能够准确估计控制器的实时状态,避免了执行器饱和,但是它没有可调参数,不能控制实际抗饱和效果;文献[6]采用跟踪微分器来解

收稿日期:2018-07-02

修回日期:2018-08-29

基金项目:国家自然科学基金(61603271);天津市自然科学基金(15JCYBJC47800,16JCQNJC03800)

作者简介:汤 帅(1993—),男,河北迁安人,硕士,研究方向为四旋翼飞行器控制算法。

决快速性和准确性之间的关系,从而避免执行器饱和,然而跟踪微分器增加了系统的复杂性,有些情况并不能达到良好的控制效果;文献[7]采用传统的高阶控制器抗饱和策略,尽管能达到良好的控制效果,但是它破坏了线性自抗扰原有的控制结构,可能会丧失主动抗扰的能力。针对以上抗饱和算法存在的一些问题,本文采用一种基于误差补偿的线性自抗扰抗饱和算法<sup>[8]</sup>对四旋翼飞行器的偏航姿态进行控制,具有调节效果可控、控制结构简单、易于应用等优点。

### 1 Qball2 动力学模型

本文采用 Qball2<sup>[9]</sup>实验平台,结构为“十”字型,如图1所示。

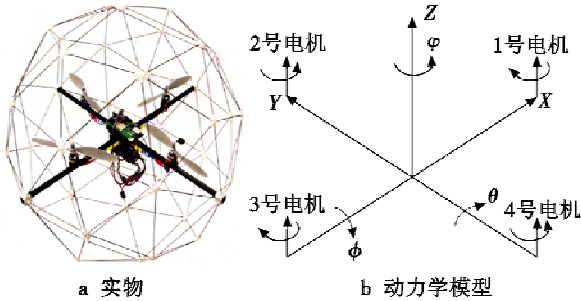


图1 Qball2 实物及动力学建模示意图  
Fig. 1 Qball2 and its dynamic modeling

四旋翼飞行器呈“十”字交叉结构,在其4个末端各固定1个电机,其中:1,3号电机顺时针旋转;2,4号电机逆时针旋转。通过增加(或减小)3号电机转速,减小(或增加)1号电机转速,2,4号电机转速不变,保持总升力等于机身重力,机身呈俯仰运动,从而实现向前或向后飞行。通过增加(或减小)4号电机转速,减小(或增加)2号电机转速,1,3号电机转速不变,保持总升力等于机身重力,机身呈滚转运动,从而实现向左或向右飞行。通过增加(或减小)1,3号电机的转速,减小(或增加)2,4号电机的转速,保持总升力等于机身重力,但此时反扭力已经不能抵消,从而机身会逆时针或顺时针原地旋转。当4个电机转速相等且总升力大于(或小于)机身重力时,机身会上升(或下降),同时当总升力等于机身重力时,机身会悬停。

为了便于仿真实现,假设机身为一个结构对称的刚体,考虑到系统未建模部分和外部环境的影响,得到简化后的四旋翼飞行器的动力学模型<sup>[10]</sup>,即

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = w_{\phi} + [l(F_4 - F_2) + \dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x)]/I_x \\ \ddot{\theta} = w_{\theta} + [l(F_3 - F_1) + \dot{\phi}\dot{\phi}(I_x - I_y)]/I_y \\ \ddot{\varphi} = w_{\varphi} + [(\tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4) + \dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y)]/I_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: $F_i(i=1,2,3,4)$ 为第*i*个旋翼产生的升力; $\tau_i(i=$

$1,2,3,4)$ 为第*i*个旋翼产生的反扭力; $\phi$ 为滚转角; $\theta$ 为俯仰角; $\varphi$ 为偏航角; $l$ 为电机中心到机身质心之间的距离; $m$ 为机身的质量; $I_x, I_y, I_z$ 分别为绕*X, Y, Z*轴的转动惯量; $w_i(i=\phi, \theta, \varphi)$ 为系统未建模部分和外部环境的干扰。

Qball2 实验平台采用的是4个直流无刷电机,根据电机的结构和参数可知,每个旋翼产生的升力和反扭力与电机 PWM 输入之间的关系为

$$\begin{cases} F_i \approx k \frac{\omega}{s + \omega} u_i \\ \tau_i \approx k_y \frac{\omega}{s + \omega} u_i \end{cases} \quad (2)$$

式中: $k$ 为升力系数; $k_y$ 为反扭力系数; $u_i(i=1,2,3,4)$ 为第*i*个电机的 PWM 输入。

为了便于控制算法的设计,设定  $U_i(i=2,3,4)$  为3个输入的虚拟控制量,其与4个直流无刷电机  $u_i(i=1,2,3,4)$  之间的关系为

$$\begin{cases} U_2 = u_4 - u_2 \\ U_3 = u_3 - u_1 \\ U_4 = u_1 - u_2 + u_3 - u_4 \end{cases} \quad (3)$$

将式(2)和式(3)代入式(1)中,可得简化后的四旋翼飞行器模型为

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = w_{\phi} + [klU_2\omega/(s + \omega) + \dot{\phi}\dot{\theta}(I_y - I_x)]/I_x \\ \ddot{\theta} = w_{\theta} + [klU_3\omega/(s + \omega) + \dot{\phi}\dot{\phi}(I_x - I_y)]/I_y \\ \ddot{\varphi} = w_{\varphi} + [k_y U_4\omega/(s + \omega) + \dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y)]/I_z \end{cases} \quad (4)$$

### 2 四旋翼飞行器姿态控制器

与其他控制算法一样,线性自抗扰控制算法<sup>[11]</sup>也没有将执行器饱和的情况考虑在算法中。因此当执行器饱和时,线性扩张状态观测器不能准确估计系统状态,导致系统输出超调、调节时间变长、控制性能变差。因此在偏航姿态通道上采用了基于误差补偿的线性自抗扰控制,而针对其他姿态通道不易发生饱和的情况,并且为了简化结构,采用了传统的线性自抗扰控制。整个系统的控制总图如图2所示。

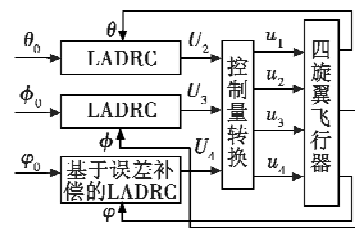


图2 Qball2 姿态控制系统总图

Fig. 2 General diagram of Qball2 attitude control system

基于误差补偿的抗饱和方案较基于观测器补偿的

抗饱和方案具有更大的灵活性,其将执行器的输出与控制输出之差当作一个新的扰动并按一定补偿系数返回给扩张状态观测器,从而进行实时估计和补偿,可根据系统要求调节静态补偿系数达到满意的控制效果。

根据式(4),以偏航角为例建立基于误差的线性自抗扰控制器。由式(4)中的 $\ddot{\varphi}$ 可以得到偏航角模型,即

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_{\varphi_0} U_4 \\ \dot{x}_3 = f(x, \dot{x}, t, w_{\varphi}) \\ \varphi = x_1 \\ U_4 = \text{sat}(u_{\varphi}) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $x_3 = w_{\varphi} + \frac{\dot{\phi}\theta(I_x - I_y)}{I_x} + \left(\frac{K_y \omega}{s + \omega} I_x - b_{\varphi_0}\right) U_4$ ;  $b_{\varphi_0}$ 是可调参数,可提高系统的快速性和鲁棒性; $f(x, \dot{x}, t, w_{\varphi})$ 是系统的总和扰动; $\text{sat}(u_{\varphi})$ 是用来模拟执行器饱和情况的函数。

设计基于误差补偿的线性自抗扰偏航角抗饱和控制器,如图3所示。

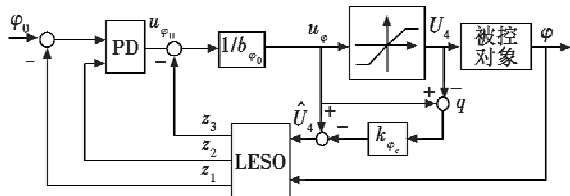


图3 偏航角姿态控制器

Fig. 3 Yaw angle attitude controller

由图3看出,用限幅环节来模拟执行器饱和的情况,限幅环节的函数可表示为

$$U_4 = \text{sat}(u_{\varphi}) = \begin{cases} \text{sgn}(u_{\varphi}) u_{\varphi} & |u_{\varphi}| < d \\ \text{sgn}(u_{\varphi}) d & |u_{\varphi}| \geq d \end{cases} \quad (6)$$

式中: $u_{\varphi}$ 是控制器的PWM输出值; $d$ 是虚拟控制量的限幅值。

结合偏航角的模型和基于误差补偿的抗饱和方案设计线性扩张状态观测器<sup>[12]</sup>,即

$$\begin{cases} e = \varphi - z_1 \\ \dot{z}_1 = z_2 + \beta_{\varphi_1} e \\ \dot{z}_2 = z_3 + \beta_{\varphi_2} e + b_{\varphi_0} \hat{U}_4 \\ \dot{z}_3 = \beta_{\varphi_3} e \end{cases} \quad (7)$$

由于在系统运行时,可能存在执行器饱和的情况,因此,线性扩张状态观测器的实际输入为

$$\hat{U}_4 = -k_{\varphi_3} q + u_{\varphi} \quad (8)$$

式中: $q = (u_{\varphi} - U_4)$ ;  $k_{\varphi_3}$ 为误差补偿系数,增加 $k_{\varphi_3}$ 可以使误差得到更快的补偿,但过大可能导致系统不稳定。

线性状态误差反馈为

$$\begin{cases} u_{\varphi_0} = k_{\varphi_2} (\varphi_1 - z_1) - k_{\varphi_1} (\varphi_2 - z_2) \\ u_{\varphi} = \frac{u_{\varphi_0} - z_3}{b_{\varphi_0}} \end{cases} \quad (9)$$

可以得到模型的系统输入为

$$U_4 = u_{\varphi} - q \quad (10)$$

将式(5)进行整理可得

$$\ddot{\varphi} = w_{\varphi} + \frac{\dot{\phi}\theta(I_x - I_y)}{I_x} + \left(\frac{K_y \omega}{s + \omega} I_x - b_{\varphi_0}\right) U_4 + b_{\varphi_0} (u_{\varphi} - q) \quad (11)$$

将式(9)代入式(11)可得

$$\ddot{\varphi} = f(x, \dot{x}, t, w_{\varphi}) - z_3 - b_{\varphi_0} q + u_{\varphi_0} \quad (12)$$

由 $\lim_{t \rightarrow \infty} (f(x, \dot{x}, t, w_{\varphi}) - z_3) = 0$ 可知

$$\ddot{\varphi} = (f(x, \dot{x}, t, w_{\varphi}) - z_3) - b_{\varphi_0} q + u_{\varphi_0} \approx u_{\varphi_0} - b_{\varphi_0} q \quad (13)$$

式(4)被简化成一个串联积分系统,其中, $q$ 只有在系统执行器发生饱和时才会起作用,使系统快速地退出饱和区,从而改善系统的动态性能。

### 3 实验验证

#### 3.1 仿真实验

为了验证所设计的基于误差补偿的LADRC控制器的性能及实际效果,以Qball2四旋翼飞行器为被控对象,在Matlab的Simulink环境下搭建整个Qball2四旋翼飞行器姿态控制系统的仿真。Qball2的模型参数如表1所示。

表1 Qball2模型参数

Table 1 Qball2 model parameters

参数	数值	参数	数值
$m/\text{kg}$	1.79	$K_y/(\text{N} \cdot \text{m})$	1
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.8	$I_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.03
$l/\text{m}$	0.2	$I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.03
$K/N$	12	$I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.04

根据文献[13-14]的自抗扰控制算法的整定方法,首先初步选定内环姿态,并经过调试,最终选取3个姿态控制器的参数分别如下: $\omega_{\phi_c} = 39, \omega_{\phi_s} = 13, b_{\phi_0} = 80, \omega_{\theta_0} = 36, \omega_{\theta_c} = 12, b_{\theta_0} = 80, \omega_{\varphi_0} = 15, \omega_{\varphi_c} = 5, b_{\varphi_0} = 10$ 。

设置3个姿态角的期望值均为 $15\sin 0.5t$ ,3个姿态角的初始角度均为 $0^\circ$ ,得到3个姿态角的未加限幅的跟踪曲线,如图4所示。

由图4可以看出,本文的线性自抗扰控制器在不加限幅时,均能得到较好的仿真结果。

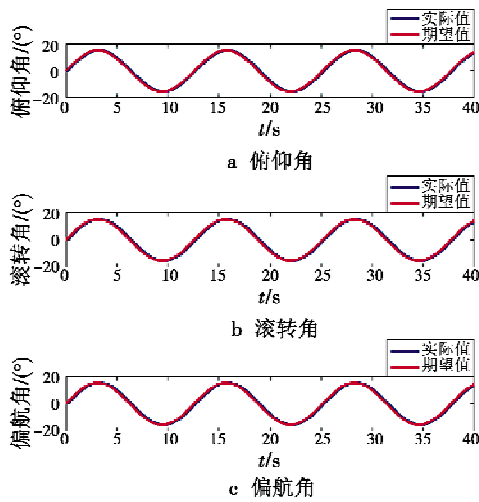


图 4 未加限幅的姿态跟踪曲线图  
Fig. 4 Attitude tracking curves without amplitude limiting

接下来,为了验证所设计的基于误差补偿的自抗扰抗饱和算法对解决偏航通道饱和问题的有效性和优越性,对偏航通道的虚拟控制加  $\pm 0.14$  的限幅来强制使偏航角通道的虚拟控制量达到饱和状态。偏航角的初始角度为  $0^\circ$ ,期望值为  $15^\circ$ ,误差补偿系数  $k_{e_c} = 0.49$ ,得到的仿真结果如图 5 所示。

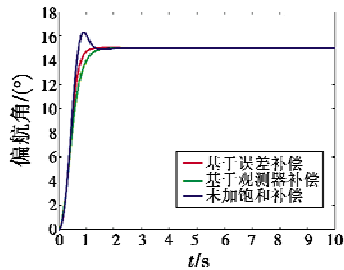


图 5 加限幅的偏航角跟踪曲线图  
Fig. 5 Yaw angle tracking curve with amplitude limiting

由图 5 可以看出,当偏航角通道的虚拟控制量达到饱和时,基于观测器补偿的抗饱和算法也能对实际性能进行一定的改善,但是由于基于误差补偿的抗饱和算法的灵活性较高,能够得到更好的抗饱和效果。

### 3.2 Qball2 平台实验

为了进一步检验所设计控制器的优越性和有效性,在 Qball2 实验平台上进行算法验证。实验设备包括:1 架 Qball2 四旋翼无人飞行器,6 个进行实时姿态采集的 OptiTrack 摄像头,1 台集成 Matlab/Simulink 模块的电脑,它们之间通过无线路由器进行实时数据交换。

可以在 Simulink 中添加限幅模块使偏航通道达到饱和状态,从而来验证抗饱和算法。设置偏航角的初始角度为  $0^\circ$ ,期望值为  $15^\circ$ 。为得到明显的对比效果,设定偏航角通道的虚拟控制量限幅值为  $\pm 0.03$ ,误差补偿系数为  $k_{e_c} = 0.54$ ,从而得到如图 6、图 7 所示的跟踪效果。

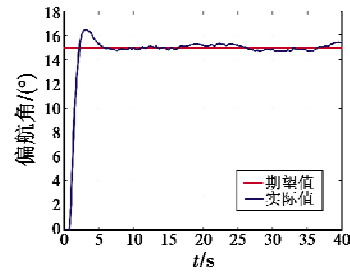


图 6 加限幅的偏航角实验跟踪曲线图  
Fig. 6 Yaw angle tracking curve with amplitude limiting

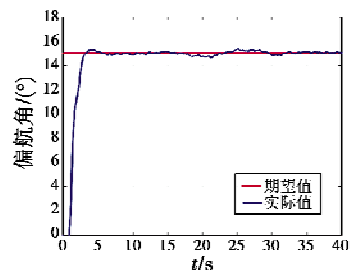


图 7 加限幅加抗饱和算法的偏航角跟踪曲线图  
Fig. 7 Yaw angle tracking curve with amplitude limiting and anti-windup algorithm

由图 6 和图 7 对比可知,处于转速饱和状态的 Qball2 四旋翼飞行器的偏航角性能确实会出现超调较大、调节时间变长等问题,但基于误差补偿的自抗扰抗饱和和偏航角控制器能很好地解决上述问题,得到良好的抗饱和性能。

实验在转速饱和的状态下进行,控制量  $U_4$  限制前后的输出曲线如图 8、图 9 所示,可以看出执行器确实处于饱和状态;同时由图 10 可知,线性状态观测器可以很好地对系统的总扰动进行实时观测和补偿,从而得到补偿后的控制量。

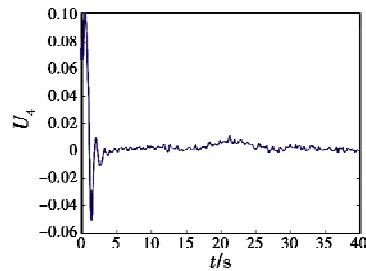


图 8 无限幅的控制量  
Fig. 8 Control quantity without amplitude limiting

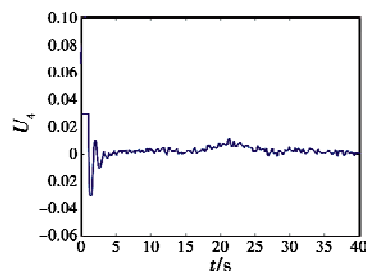


图 9 限幅后的控制量  
Fig. 9 Control quantity with amplitude limiting

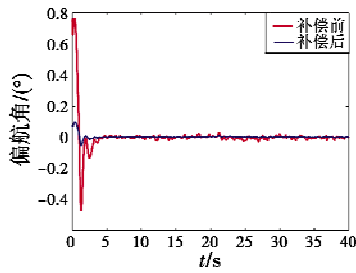


图10 补偿前后的控制量曲线图

Fig. 10 Control quantity before and after compensation

## 4 结论

本文以处于转速饱和状态的 Qball2 四旋翼飞行器为研究对象,结合了 Qball2 的结构参数建立 Qball2 的动力学模型,设计了一种基于误差补偿的自抗扰抗饱和和偏航角控制器。仿真实验和实物实验结果表明,所设计的抗饱和控制器能得到良好的抗饱和性能,并可以根据需求调节抗饱和性能,自由度较高。在接下来的工作中,将重点研究误差补偿系数与实际抗饱和性能之间的关系。

## 参考文献

[1] 聂博文,马宏绪,王剑,等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J]. 电光与控制,2007,14(6):113-117.  
 [2] 高志强. 自抗扰控制思想探究[J]. 控制理论与应用,2013,30(12):1498-1510.  
 [3] 彭程,白越,乔冠宇,等. 四旋翼无人机的偏航抗饱和与多模式 PID 控制[J]. 机器人,2015,37(4):415-423.

[4] 魏青铜,陈谋,吴庆宪. 输入饱和与姿态受限的四旋翼无人机反步姿态控制[J]. 控制理论与应用,2015,32(10):1361-1369.  
 [5] 王帅,邓永停,朱娟. 地基大口径望远镜伺服系统的抗扰动设计[J]. 光学精密工程,2017,25(10):2627-2635.  
 [6] 韩京清,王伟. 非线性跟踪—微分器[J]. 系统科学与数学,1994,14(2):177-183.  
 [7] DOYLE J C, SMITH R S, ENNS D F. Control of plants with input saturation nonlinearities [C]//Proceedings of American Control Conference, Minneapolis; IEEE Press, 1987:1024-1029.  
 [8] 周宏,谭文. 线性自抗扰控制的抗饱和和补偿措施[J]. 控制理论与应用,2014,31(11):1457-1463.  
 [9] 安哲. 基于视觉的 Qball-X4 四旋翼无人机地面目标跟踪[D]. 沈阳:东北大学,2014.  
 [10] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Backstepping and sliding mode techniques applied to an indoor micro quadrotor [C]//IEEE International Conference on Robotics & Automation,2005:2247-2252.  
 [11] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C]//Proceedings of the American Control Conference, IEEE, 2003:4989-4996.  
 [12] 杨晟萱. 四旋翼飞行器自抗扰控制方法研究[D]. 大连:大连理工大学,2014.  
 [13] 刘一莎,杨晟萱,王伟. 四旋翼飞行器的自抗扰飞行控制方法[J]. 控制理论与应用,2015,32(10):1351-1360.  
 [14] 李海生,朱学峰. 自抗扰控制器参数整定与优化方法研究[J]. 控制工程,2004,11(5):419-423.

(上接第19页)

[6] CHEN L P, AN D X, HUANG X T. A backprojection-based imaging for circular synthetic aperture radar [J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2017, 10(8):1-9.  
 [7] 陈海文. 基于波数域的圆周 SAR 三维成像算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.  
 [8] JIA G W, BUCHROITHNER M F, CHANG W G, et al. Fourier-based 2-D imaging algorithm for circular synthetic aperture radar: analysis and application [J]. IEEE Journal

of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(1):475-489.  
 [9] AO D Y, WANG R, HU C, et al. A sparse SAR imaging method based on multiple measurement vectors model [J]. Remote Sensing, 2017, 9(3):297-318.  
 [10] LIU T, PI Y M, YANG X. Wide-angle CSAR imaging based on the adaptive subaperture partition method in the terahertz band [J]. IEEE Transactions on Terahertz Science and Technology, 2018, 8(2):1-9.  
 [11] 陈家瑞. 机载滑动聚焦合成孔径雷达成像研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.