

引用格式:罗连杰,佃松宜,蒲明.四旋翼飞行器姿态的非奇异快速终端滑模控制[J].电光与控制,2018,25(4):12-15,60. LUO L J, DIAN S Y, PU M. Non-singular fast terminal sliding mode control of attitude for quad-rotor aircrafts[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(4):12-15, 60.

四旋翼飞行器姿态的非奇异快速终端滑模控制

罗连杰¹, 佃松宜¹, 蒲明²

(1. 四川大学电气信息学院, 成都 610065; 2. 成都信息工程大学控制工程学院, 成都 610225)

摘要: 针对四旋翼飞行器姿态控制问题中系统存在模型参数不确定和外界未知干扰的情况,提出一种基于有限时间干扰观测器的非奇异快速终端滑模控制策略。首先,设计有限时间干扰观测器实时观测系统中的模型参数不确定和外界未知干扰,并将观测值与非奇异快速终端滑模控制器的设计相结合,不仅实现了对系统中模型参数不确定和外界未知干扰的抑制,而且提高了系统的跟踪速度和控制精度。基于 Lyapunov 理论证明了控制系统的稳定性,最后,通过仿真验证了所提方法的有效性。

关键词: 四旋翼飞行器; 姿态控制; 有限时间干扰观测器; 非奇异快速终端滑模控制

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2018.04.003

Non-singular Fast Terminal Sliding Mode Control of Attitude for Quad-rotor Aircrafts

LUO Lian-jie¹, DIAN Song-yi¹, PU Ming²

(1. School of Electrical Engineering and Information, Sichuan University, Chengdu 610065, China;

2. School of Automatic Control Engineering, Chengdu University of Information Technology, Chengdu 610225, China)

Abstract: To deal with the model uncertainties and unknown external disturbances in the process of attitude control of quad-rotor aircrafts, a novel Non-singular Fast Terminal Sliding Mode Control (NFTSMC) method based on Finite-Time Disturbance Observer (FTDO) is proposed. Firstly, FTDO is designed to observe the model uncertainties and unknown external disturbances in real time, and a novel NFTSMC controller is designed based on observed values. The proposed control law can not only depress the model uncertainties and unknown external disturbances, but also improve the tracking speed and control accuracy of the system. The stability of the control system is proved through Lyapunov theory. Finally, the simulation results demonstrate the effectiveness of the proposed control method.

Key words: quad-rotor aircraft; attitude control; finite-time disturbance observer; non-singular fast terminal sliding mode control

0 引言

近年来,随着四旋翼飞行器在军用和民用领域被广泛应用,其控制问题成为了研究热点之一^[1-4]。由于四旋翼飞行器系统中存在模型不确定性以及外界未知干扰,故要求其控制系统具有较强的鲁棒性。滑模控制因其具有强鲁棒性,而被广泛应用于四旋翼飞行器姿态控制问题^[5-6]。文献[7]利用自适应律估计外界干扰的上界,结合反演法和滑模控制设计鲁棒控制

器,实现了飞行姿态的稳定跟踪控制。文献[8]为实现飞行姿态的快速跟踪,设计了快速终端滑模控制器,提高了飞行姿态的跟踪速度,同时采用改进的趋近律去除了控制抖振。在四旋翼飞行器姿态的滑模控制器设计中,往往是通过增大切换增益值来处理不确定,但较大的控制增益一方面易造成控制抖振,另一方面易使控制输入饱和,引入观测器实时估计系统不确定和外界干扰可有效解决上述问题。文献[9]引入非线性干扰观测器估计外界干扰,并将估计值引入滑模控制器中,提高了姿态跟踪精度。文献[10]将由系统不确定和外界干扰组成的复合扰动视为扩张状态,采用扩张状态观测器进行估计,降低了切换增益,进而抑制了控制抖振。但文献[9-10]中观测器的观测误差均是

收稿日期:2017-05-03 修回日期:2017-06-28

基金项目:国家自然科学基金(61473198)

作者简介:罗连杰(1993—),男,四川内江人,硕士生,研究方向为滑模控制及飞行器控制。

渐近收敛的,收敛速度较慢。为此,本文设计有限时间干扰观测器以实现系统不确定和外界未知干扰的快速精确估计。

在前人研究的基础上,本文以存在模型参数不确定和外界未知干扰的四旋翼飞行器姿态跟踪控制问题为研究对象,基于有限时间干扰观测器设计滑模控制器。采用有限时间干扰观测器实现对复合扰动的快速精确估计,并将观测值引入控制器设计中进行补偿。结合非奇异快速终端滑模控制设计鲁棒控制器,提高系统跟踪误差收敛速度的同时去除了控制抖振,基于Lyapunov理论证明了系统跟踪误差一致最终有界,最后通过仿真验证了所提方法的可行性和有效性。

1 四旋翼飞行器的模型

四旋翼飞行器坐标如图1所示。

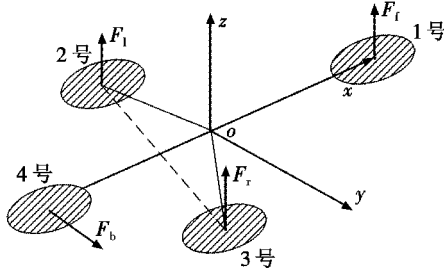


图1 四旋翼飞行器力学坐标

Fig. 1 Mechanical coordinates of quadrotor aircraft

参考文献[7],四旋翼飞行器的俯仰角、滚动角、偏航角以及高度平衡方程为

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

式中:\$P, R, Y\$和\$Z\$分别为俯仰角、滚动角、偏航角以及高度;\$U_f, U_r, U_l\$和\$U_b\$分别表示前、右、左、后4个电机的输入电压,即系统的控制量;\$K_{fc}\$为力系数;\$L_f\$为前螺旋桨中心到\$y\$轴的距离;\$J_p, J_r\$和\$J_y\$分别为四旋翼飞行器绕\$y\$轴、\$x\$轴和\$z\$轴的转动惯量;\$m\$为四旋翼飞行器的质量;\$g\$为重力加速度。代入四旋翼飞行器的物理参数并化简得

$$\begin{cases} \ddot{P} = -8.3848W_1 \\ \ddot{R} = 16.6667W_2 \\ \ddot{Y} = 5.9703W_3 \\ \ddot{Z} = 3W_4 - g \end{cases} \quad (2)$$

$$\text{式中, } \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_f \\ U_r \\ U_l \\ U_b \end{bmatrix}。 \text{这样就将四}$$

旋翼飞行器的数学模型转化为俯仰、滚动、偏航和高度4个子系统的通道。

设系统所有的状态变量为\$[x_1 x_2 x_3 x_4 x_5 x_6 x_7 x_8] = [P \dot{P} R \dot{R} Y \dot{Y} Z \dot{Z}]\$,现考虑系统式(2)中各个通道中存在由模型参数不确定以及外界未知干扰组成的复合扰动的情况,同时将重力加速度\$g\$也视为复合扰动的一部分,则有

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -8.3848W_1 + d_1 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = 16.6667W_2 + d_2 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = 5.9703W_3 + d_3 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = 3W_4 + d_4 \end{cases} \quad (3)$$

式中,\$d_i(i=1, \dots, 4)\$为未知有界复合扰动。

假设1 \$d_i(t)\$有界但上界未知,其一阶导数存在且有界,即

$$|\dot{d}_i(t)| \leq L_i \quad (4)$$

式中,\$L_i\$为未知正常数。

本文的控制目标是针对存在复合扰动的四旋翼飞行器系统设计鲁棒控制器,使各通道输出稳定跟踪理想的输入信号,其中,输入信号光滑有界。为简化控制器设计步骤,以俯仰角通道为例,进行控制器设计。

2 有限时间干扰观测器设计

为实现对复合扰动的快速精确估计,设计如下形式的有限时间干扰观测器^[11]

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_2 = -8.3848W_1 + v_1 \\ v_1 = -\lambda_1 |\hat{x}_2 - x_2|^{1/2} \text{sgn}(\hat{x}_2 - x_2) + \dot{\hat{d}}_1 \\ \dot{\hat{d}}_1 = -\lambda_2 |\hat{d}_1 - v_1|^{q/p} \text{sgn}(\hat{d}_1 - v_1) \end{cases} \quad (5)$$

式中:\$\hat{x}_2\$和\$\hat{d}_1\$分别为\$x_2\$和\$d_1\$的估计值;\$v_1\$为内部变量;\$\lambda_1\$和\$\lambda_2\$为滑模微分器参数^[12];\$q/p\$为终端吸引子。由文献[11]知,式(5)所示的有限时间干扰观测器的观测误差可在有限时间内收敛至包含原点的闭球内,且通过调节微分器参数\$\lambda_1\$和\$\lambda_2\$可使闭球半径任意小,即可在有限时间内实现对复合扰动的精确估计,特别地,若复合扰动\$d_i\$是缓慢变化的,即\$\dot{d}_i \approx 0\$,观测误

差可在有限时间内收敛到零。

3 控制器设计

设俯仰角通道理想输入信号为 x_{pd} , 定义角度跟踪误差 $e_1 = x_1 - x_{pd}$, 令 $e_2 = \dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{pd} = x_2 - \dot{x}_{pd}$ 。为使跟踪误差有限时间收敛, 以提高系统的跟踪速度, 设计如下非奇异快速终端滑模面

$$s = e_1 + ae_1^\gamma + be_2^\lambda \quad (6)$$

式中: $\gamma = g/l, \lambda = p/q, p, q, g, l$ 均为正奇数, 且 $1 < \lambda < 2, \gamma > \lambda$; a 和 b 为已知正常数。

当系统状态远离平衡位置时, 角度跟踪误差 e_1 的高幂次项起主要作用, 此时系统能快速收敛到平衡位置附近, 此后角度跟踪误差的一阶导数 e_2 起主要作用, 保证系统误差以较快速度收敛到零。由于 γ 和 λ 均大于 1, 避免了对滑模面求导时出现负指数项, 即避免了终端滑模的奇异问题。

传统滑模控制中采用符号函数设计趋近律, 但符号函数的不连续性将导致抖振问题, 本文采用终端吸引子设计趋近律, 由于终端吸引子为连续函数, 可有效避免抖振问题。设计吸引子 $Q = b\lambda e_2^{\lambda-1}$, 同时为加快趋近阶段的速度, 借鉴双幂次趋近律^[13]的思想, 将本文趋近律设计为

$$\dot{s} = -Q(k_s^{f/h} + \mu s^{m/n} + \eta s) \quad (7)$$

式中: k, μ, η 均大于零; f, h, m, n 为正奇数, 且 $0 < m/n < 1, 1 < f/h$ 。

综合式(6)、式(7)俯仰角通道的控制律设计为

$$W_1 = -(-8.3848)^{-1}(\hat{d}_1 - \dot{x}_{pd} +$$

$$(\lambda b)^{-1}(\gamma a e_1^{\gamma-1} \dot{e}_1^{2-\lambda} + \dot{e}_1^{2-\lambda}) + k_s^{f/h} + \mu s^{m/n} + \eta s) \quad (8)$$

同理可得滚动角、偏航角和高度通道的控制律为

$$W_2 = (-16.6667)^{-1}(\hat{d}_2 - \dot{x}_{rd} +$$

$$(\lambda b)^{-1}(\gamma a e_3^{\gamma-1} \dot{e}_3^{2-\lambda} + \dot{e}_3^{2-\lambda}) + k_s^{f/h} + \mu s^{m/n} + \eta s) \quad (9)$$

$$W_3 = (-5.9703)^{-1}(\hat{d}_3 - \dot{x}_{yd} +$$

$$(\lambda b)^{-1}(\gamma a e_4^{\gamma-1} \dot{e}_4^{2-\lambda} + \dot{e}_4^{2-\lambda}) + k_s^{f/h} + \mu s^{m/n} + \eta s) \quad (10)$$

$$W_4 = (-3)^{-1}(\hat{d}_4 - \dot{x}_{zd} +$$

$$(\lambda b)^{-1}(\gamma a e_5^{\gamma-1} \dot{e}_5^{2-\lambda} + \dot{e}_5^{2-\lambda}) + k_s^{f/h} + \mu s^{m/n} + \eta s) \quad (11)$$

式中: 滚动角通道跟踪误差 $e_3 = x_3 - x_{rd}$; 偏航角通道跟踪误差 $e_4 = x_5 - x_{yd}$; 高度通道跟踪误差 $e_5 = x_7 - x_{zd}$ 。

4 稳定性分析

定理 1 对于含有复合未知扰动的四旋翼飞行器系统即式(3), 在满足假设 1 的条件下, 设计有限时间干扰观测器如式(5), 选取非奇异快速终端滑模面如式(6), 采用控制律如式(8)~式(11), 则系统跟踪误

差一致最终有界。以俯仰角通道为例, 证明如下。

定义 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (12)$$

对 V 求导得

$$\dot{V} = s\dot{s} \quad (13)$$

对 s 求导得

$$\dot{s} = \dot{e}_1 + a\gamma e_1^{\gamma-1} \dot{e}_1 + b\lambda e_2^{\lambda-1} \dot{e}_2 =$$

$$\dot{e}_1 + a\gamma e_1^{\gamma-1} \dot{e}_1 + b\lambda e_2^{\lambda-1} (-8.3848W_1 + d_1 - \dot{x}_{pd}) \quad (14)$$

将式(8)代入式(14)得

$$\dot{s} = -ks^{f/h} - \mu s^{m/n} - \eta s + \tilde{d}_1 \quad (15)$$

式中, $\tilde{d}_1 = d_1 - \hat{d}_1$ 。将式(15)代入式(13)得

$$\dot{V} = -ks^{(f+h)/h} - \mu s^{(m+n)/n} - \eta s^2 + s\tilde{d}_1 \quad (16)$$

由前面知 $s\tilde{d}_1$ 收敛且有界, 取 $|s\tilde{d}_1|$ 的上界 Γ , 则上式可变为

$$\dot{V} = -ks^{(f+h)/h} - \mu s^{(m+n)/n} - \eta s^2 + \Gamma \leq -\eta V + \Gamma \quad (17)$$

对上式两边同乘 $e^{\eta t}$ 得

$$V(t) \leq \frac{\Gamma}{\eta} + (V(0) - \frac{\Gamma}{\eta})e^{-\eta t} \quad (18)$$

由上式知 $V(t)$ 一致最终有界, 则 s 一致最终有界。由式(6)可得俯仰角跟踪误差 e_1 一致最终有界。同理可得系统所有跟踪误差均一致最终有界。

5 仿真分析

将四旋翼飞行器系统分为俯仰、滚动、偏航以及高度 4 个通道系统, 各通道理想输入信号为 $x_{1d} = x_{2d} = x_{3d} = x_{4d} = \sin t$, 各通道初值为 $x_{p0} = x_{r0} = x_{y0} = x_{z0} = (-2 \ 0)^T$, 扰动选择为 $d_i = 3\sin 5t, i = 1, \dots, 4$ 。其余控制系统参数选取为 $\lambda_1 = 30, \lambda_2 = 150, a = 8, b = 1, q = 7, p = 9, g = 5, l = 3, k = 5, f = 7, g = 5, \mu = 0.5, m = 3, n = 5, \eta = 6$ 。

为验证本文控制方法的优越性, 分别设计了基于有限时间干扰观测器(Finite-Time Disturbance Observer, FTDO)的非奇异终端滑模(Non-Singular Terminal Sliding Mode Control, NTSMC)控制器和无 FTDO 的非奇异快速终端滑模(Non-Singular Fast Terminal Sliding Mode Control, NFTSMC)控制器与本文控制器进行仿真对比。

从图 2 跟踪误差效果对比可以看出, 在没有 FTDO 观测扰动并在控制器中进行补偿时, 系统的跟踪误差较大; 而引入 FTDO 后, 控制精度有明显提高, 同时还可以看出采用 NFTSMC 方法的控制器相比采用 NTSMC 方法的控制器, 系统跟踪误差的收敛速度明显加快。由图 3 知引入终端吸引子后, 控制输入基本平滑, 较好抑制了

控制抖振。由图4可以看出,FTDO实现了对扰动的快速精确估计,估计误差一致最终有界。

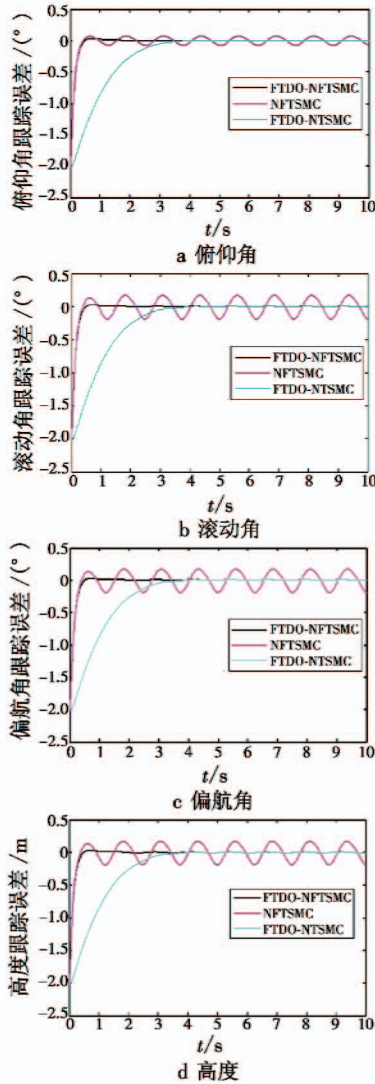


图2 跟踪误差对比图

Fig.2 Tracking error comparison

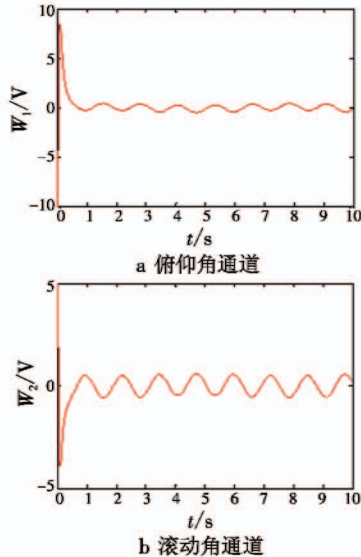


图3 各通道控制输入

Fig.3 Control input of each channel

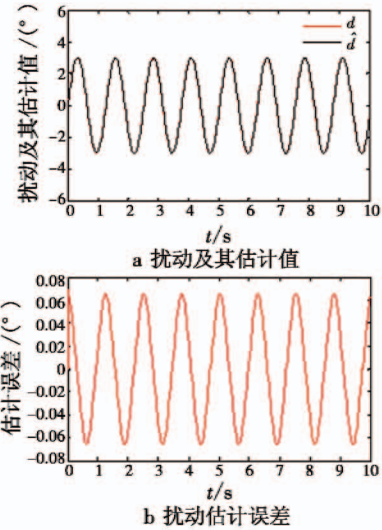


图4 FTDO 观测效果

Fig.4 Observation results of FTDO

6 结论

本文针对四旋翼飞行器姿态控制问题中系统存在模型参数不确定和外界未知干扰的情况,设计有限时间干扰观测器对复合扰动进行有限时间估计,并基于估计值设计非奇异快速终端滑模控制器,引入终端吸引子设计趋近律,抑制了控制抖振。仿真结果表明,本文所提方法提高了系统的跟踪速度和跟踪精度,同时去除了控制抖振,便于实际应用。

参考文献

[1] ABDESSAMEUD A, TAYEBI A. Global trajectory tracking control of VTOL-UAVs without linear velocity measurements[J]. Automatica, 2010, 46(6):1053-1059.

- [9] 刘东辉,奚乐乐,孙晓云. 矢量拉力垂直起降无人机姿态纵向控制研究[J]. 计算机工程与应用, 2017, 53(1): 260-264.
- [10] XU S K, LIU J H, WEI X Z, et al. Wideband electromagnetic characteristics modeling and analysis of missile targets in ballistic midcourse[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(6): 1655-1666.
- [11] 芮力,钱广红,张国庆,等. 基于自适应最优核时频分布理论的 ISAR 成像方法[J]. 电光与控制, 2014, 21(7): 46-50, 102.
- [12] ÖZDEMİR C. Inverse synthetic aperture radar imaging with MATLAB algorithms[M]. New York: John Wiley & Sons, 2012: 274-287.
- [13] 周磊磊,罗炬锋,付耀先,等. 低信噪比下基于自相关函数的频率估计方法[J]. 华中科技大学学报:自然科学版, 2014, 42(4): 45-49.
- [14] 陈刚,王鹏飞,李金玲. 基于自相关函数的模糊时间序列优化算法[J]. 控制与决策, 2015(10): 1797-1802.
- [15] DORIGO M, DI CARO G. Ant colony optimization: a new meta-heuristic[J]. Proceedings of the Congress on Evolutionary Computation, 1999. doi: 10.1109/CEC.1999.782657.
- [16] 武光辉,童创明,李西敏,等. 逆合成孔径雷达目标成像识别优化仿真[J]. 计算机仿真, 2016, 33(6): 9-12, 339.

(上接第 15 页)

- [2] YANG K S, CHENG C C. Robust adaptive controller design for a quadrotor helicopter[J]. Applied Mechanics & Materials, 2013, 284: 2296-2300.
- [3] DYDEK Z T, ANNASWAMY A M, LAVRETSKY E. Adaptive control of quadrotor UAVs: a design trade study with flight evaluations[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 21(4): 1400-1406.
- [4] XIONG J J, ZHENG E H. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV[J]. ISA Transactions, 2014, 53(3): 725-731.
- [5] 薛劭哲,侯明善,张松. 微型四旋翼飞行器 TSMC 控制方法研究[J]. 电子设计工程, 2013, 21(15): 88-91.
- [6] PATEL A R, PATEL M A, VYAS D R. Modeling and analysis of quadrotor using sliding mode control[C]// Proceeding of the 44th Southeastern Symposium on System Theory, 2012: 111-114.
- [7] 曹开发,谢慕君,李元春. 基于自适应反演滑模的四旋翼飞行器姿态控制研究[J]. 自动化与仪表, 2016, 22(1): 42-47.
- [8] 吴文海,刘锦涛,李静,等. 四旋翼无人机 SO(3) 快速终端滑模姿态控制器设计[J]. 电光与控制, 2015, 22(11): 6-10.
- [9] 杨柳,刘金琨. 基于干扰观测器的四旋翼无人机轨迹跟踪鲁棒控制[J]. 飞行力学, 2015, 33(4): 328-333.
- [10] 吴琛,苏剑波. 四旋翼飞行器的轨迹跟踪抗干扰控制[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(11): 1422-1430.
- [11] 卜祥伟,吴晓燕,陈永兴,等. 基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器滑模反演控制[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(11): 1473-1479.
- [12] 蒲明,吴庆宪,姜长生,等. 高阶滑模微分器的分析与改进[J]. 控制与决策, 2011, 26(8): 1136-1146.
- [13] 李慧洁,蔡远利. 基于双幂次趋近律的滑模控制方法[J]. 控制与决策, 2016, 31(3): 498-502.

下 期 要 目

鲁棒自适应控制的靶机蛇形机动控制律设计
 基于 PHD 滤波的箱粒子划分多目标跟踪算法
 基于操稳特性的飞行器包线划分方法
 追逃定性微分对策中界栅的确定
 基于梯度下降法的四旋翼无人机姿态估计系统
 一种基于偏转镜的激光空间合束方法研究
 基于网格连通的航迹自动起始方法
 无人机覆盖搜索地域通信网交叉式航路规划

无人机分布式飞行控制计算机故障诊断研究
 基于几何约束的视觉闭环检测和位姿优化
 一种基于最速下降法的无模型自适应控制
 基于深度卷积神经网络的飞机识别研究
 一种针对海面 SAR 图像的视觉注意模型设计
 基于稀疏表示和拉伸变换的 SAR 图像目标识别
 双目数字图像实时预畸变校正技术研究
 灰度图像的边缘检测