

推力矢量可倾转四旋翼自抗扰飞行控制方法

卢凯文¹, 杨忠^{1†}, 张秋雁², 许昌亮¹, 徐浩¹, 徐向荣³

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 江苏南京 211106; 2. 贵州电网有限责任公司, 贵州贵阳 550002;

3. 安徽工业大学机械工程学院, 安徽马鞍山 243032)

摘要: 针对常规四旋翼难以实现位置和姿态独立控制问题, 研究了一种具有全向推力矢量的可倾转四旋翼飞行器系统. 为克服系统的大范围不确定性、强耦合性及外部风扰影响, 设计了基于自抗扰控制(ADRC)技术的飞行控制器. 通过建立风扰下的系统动力学模型, 分析阵风对旋翼气动力的影响. 接着将系统解耦为六通道单回路结构并分别设计自抗扰控制器, 引入扩张状态观测器估计系统的内外扰动, 利用非线性状态误差反馈律输出扰动补偿控制. 在此基础上, 通过变量代换线性化控制分配矩阵, 将控制器输出直接映射到旋翼转速和倾转角. 仿真结果表明, 所设计的自抗扰飞行控制器具有良好的位置和姿态独立控制能力, 能够有效地估计和补偿紊流风扰动, 同时对系统的部分动力失效故障有较强的鲁棒性.

关键词: 推力矢量; 可倾转旋翼; 自抗扰控制器; 控制分配; 飞行器

引用格式: 卢凯文, 杨忠, 张秋雁, 等. 推力矢量可倾转四旋翼自抗扰飞行控制方法. 控制理论与应用, 2020, 37(6): 1377 – 1387

DOI: 10.7641/CTA.2019.90305

Active disturbance rejection flight control method for thrust-vectorized quadrotor with tiltable rotors

LU Kai-wen¹, YANG Zhong^{1†}, ZHANG Qiu-yan², XU Chang-liang¹,
XU Hao¹, XU Xiang-rong³

(1. College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 211106, China;

2. Guizhou Power Grid Company Limited, Guiyang Guizhou 550002, China;

3. School of Mechanical Engineering, Anhui University of Technology, Ma'anshan Anhui 243032, China)

Abstract: To solve the problem that standard quadrotors are difficult to control position and orientation independently, this paper develops a thrust-vectorized quadrotor with tiltable rotors. A flight control system based on active disturbance rejection control (ADRC) technology is designed to reduce the effects of large scale uncertainties, strong coupling and external disturbances, such as varying wind. Firstly, a dynamical system of quadrotor with tiltable rotors under wind is derived, taking into account aerodynamical effects induced by crosswind. Secondly, the system is decoupled into six channels of single-loop structure, and the corresponding controller is designed separately for every channel. An extended state observer is applied to estimate the entire disturbances of the system. Subsequently, the nonlinear state error feedback law is utilized to compensate the disturbance. Thirdly, the control allocation matrix is linearized with variable substitution, so that the output of the designed controllers are directly mapped to the rotor speeds and tilting angles. Simulation results illustrate the great ability of developed active disturbance rejection flight controller to decouple control of position from control of orientation. Its effectiveness of the turbulent flow disturbance estimation and compensation, and robustness under actuator faults are also shown.

Key words: thrust vector; tiltable rotors; active disturbance rejection controller; control allocation; aircraft

Citation: LU Kaiwen, YANG Zhong, ZHANG Qiuyang, et al. Active disturbance rejection flight control method for thrust-vectorized quadrotor with tiltable rotor. *Control Theory & Applications*, 2020, 37(6): 1377 – 1387

收稿日期: 2019-04-29; 录用日期: 2019-11-20.

†通信作者. E-mail: YangZhong@nuaa.edu.cn; Tel.: +86 25-84892301-8013.

本文责任编辑: 夏元清.

国家自然科学基金项目(61473144), 中国南方电网有限责任公司科技项目(066600KK52170074), 国家重点研发计划项目(2017YFE0113200), 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金项目(kfj20190301)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61473144), the Science and Technology Projects of CSG (066600KK52170074), the National Key R&D Plan (2017YFE0113200) and the Foundation of Graduate Innovation Center in NUA (kfj20190301).

1 引言

近年来,多旋翼飞行器的应用越来越广泛,不再局限于对目标和环境的监测、感知等被动式任务^[1].例如,携带传感器进行桥梁检测^[2]、任务负载运输与部署^[3]以及空中抓取作业等主动式任务^[4-5].同时,新的应用场景也给无人机的总体设计、机械结构和控制策略带来新的挑战,特别是对无人机的灵活性、功能性和鲁棒性提出了更高的要求.

常规多旋翼飞行器属于欠驱动系统,其控制输入维数小于运动自由度,产生的驱动力相对机体坐标系是同向的,驱动力矩和驱动力具有强耦合性,无法实现六自由度全向运动.因此,在多旋翼飞行器的控制系统中通常只有高度和姿态是可以独立控制的,而难以满足一些需要位置和姿态独立控制的应用需求,如定点悬停同时做姿态追踪,或者保持姿态同时做位置追踪^[6-7].

为了解决上述多旋翼飞行器欠驱动带来的问题,研究者们针对具有全向推力矢量的多旋翼飞行器开展了大量研究.其中,文献[8-10]分析了六旋翼飞行器的重构方案,改变旋翼的安装角,将旋翼成对布置在3个的不同平面构成3维欧氏空间.文献[11]引入了一种旋翼智能安装方案,将8个旋翼异向地布置在立方体结构中.上述两种多旋翼系统改变了旋翼的安装角,使得旋翼推力在机体系Z方向和XY平面均有分量,从而通过控制分配能够产生任意方向的控制力和控制力矩,实现独立的位置和姿态控制.然而,由于其推力方向在机体系中是固定不变的,因此仍然存在例如在平衡重力时水平方向推力抵消的情况,进而降低了飞行效率.

相反,可以在多旋翼飞行器中引入可倾转的旋翼实现独立地控制位置和姿态,进而解决推力方向在机体系中固定不变的问题,提升飞行性能^[12].针对可倾转多旋翼飞行器的研究,文献[13]提出一种可倾转四旋翼的设计方案,仿真和后续实际飞行实验^[14]验证了可倾转多旋翼飞行器的有效性.文献[15]研究了一种基于模型的倾转多旋翼非线性逆动力学控制方案.文献[12]引入一种线性化控制分配方案,使用经典比例-积分-微分(proportion integration differentiation, PID)控制方法进行验证.

可倾转四旋翼是一种旋翼能够绕各自的机臂轴倾转的变种四旋翼飞行器,与常规四旋翼飞行器相同,具有强耦合性、不确定性和非线性等特征^[16].除此之外,旋翼的倾转运动使得系统参数摄动,不确定性范围扩大,耦合效应更强.因而,可倾转四旋翼系统存在不可忽视的内部扰动,又由于飞行过程中常常受到外部环境的扰动作用,其控制器的设计相比常规多旋翼飞行器更加困难.飞行控制研究中常用的控制算法有PID控制与基于模型的 H_∞ 鲁棒控制^[17]、反步控制^[18]

和滑模控制^[19]等控制方法. PID控制算法较为成熟且易于实现,但是参数适应对象范围小,且整定好的参数无法适应系统外部的扰动因素^[20],例如在飞行器受到风扰作用时,控制品质会变差.同时,基于模型的控制方法虽然能够有效解决系统内外的部分扰动问题,但是控制性能对模型的精确度依赖性高,而受限于环境因素,很难获取可倾转四旋翼飞行器的准确气动性参数,并且基于模型的控制算法复杂、实现困难、实时性较差.

自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)技术是由中国学者韩京清提出的不依赖于被控对象精准模型的一种新型控制方法,能够实时估计系统的内部扰动和外部环境未知扰动作用并予以补偿^[21-23]. ADRC具有计算量小,易于实现,控制器参数适应对象范围大等特点^[24].目前,研究人员仅在常规四旋翼的ADRC飞行控制方面进行了若干尝试^[20, 25-26],验证了控制器的抗扰性和鲁棒性.

为了有效提高可倾转四旋翼飞行器对外部环境干扰和内部不确定因素的适应性,本文设计了一种基于自抗扰控制技术的推力矢量飞行控制方法.首先,根据牛顿-欧拉法和旋翼滑流理论建立了风扰作用下的系统的六自由度动力学模型.其次,针对可倾转四旋翼位置和姿态控制解耦的特点,设计了六通道单回路结构的全向ADRC控制器.然后,给出了一种通过构造虚拟控制量,进行变量代换的线性化控制分配矩阵方法.最后,通过仿真实验,验证了本文所设计的全向ADRC控制器的有效性,检验了系统的抗扰性和鲁棒性.

2 数学模型

2.1 运动学建模

假设可倾转四旋翼飞行器机体为刚体,如图1所示,定义地球固连坐标系 $\mathcal{F}_E: \{O_E; X_E, Y_E, Z_E\}$ 固连于地面,机体坐标系 $\mathcal{F}_B: \{O_B; X_B, Y_B, Z_B\}$ 原点固定于飞行器形心处,同时定义4个固连于旋翼的坐标系 $\mathcal{F}_{P_i}: \{O_{P_i}; X_{P_i}, Y_{P_i}, Z_{P_i}\}, i=1, \dots, 4$,坐标系原点固定于推力电机, X_{P_i} 轴是旋翼的倾转轴, Z_{P_i} 轴与旋翼推力方向相反.

本文使用 $(\cdot)R_{(\cdot)} \in SO(3)$ 表示坐标系之间的旋转矩阵, ${}^E R_B$ 表示机体系到地球固连坐标系的旋转矩阵(文中 $s_{(\cdot)}$ 表示 $\sin(\cdot)$, $c_{(\cdot)}$ 表示 $\cos(\cdot)$, $t_{(\cdot)}$ 表示 $\tan(\cdot)$):

$${}^E R_B = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}.$$

定义 α_i 为 i th旋翼绕 X_{P_i} 的倾转角, ${}^B R_{P_i}$ 表示旋翼坐标系到机体系的旋转矩阵,

$${}^B R_{P_i} = R_Z\left((1-i)\frac{\pi}{2}\right)R_X(-\alpha_i), \quad i=1, \dots, 4,$$

其中:

$$R_Z(\cdot) = \begin{bmatrix} c(\cdot) & s(\cdot) & 0 \\ -s(\cdot) & c(\cdot) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R_X(\cdot) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\cdot) & s(\cdot) \\ 0 & -s(\cdot) & c(\cdot) \end{bmatrix}.$$

$O_{P_i}^B$ 是 O_{P_i} 在机体系中的坐标:

$$O_{P_i}^B = R_Z\left((1-i)\frac{\pi}{2}\right) \begin{bmatrix} l \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

式中 l 是旋翼推力中心到机体质心的距离。

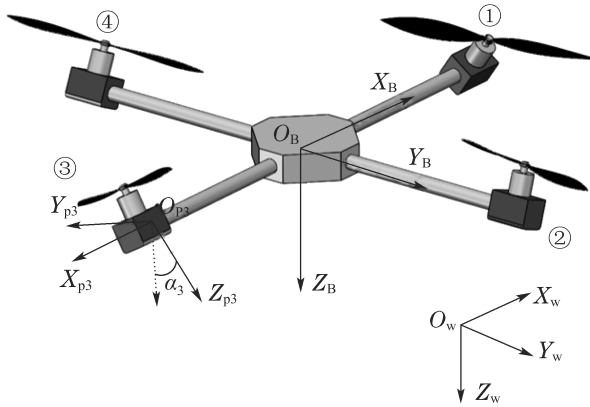


图1 可倾转四旋翼飞行器坐标系定义

Fig. 1 Frames of quadrotor with tiltable rotors

可倾转四旋翼飞行器的刚体运动学模型与常规多旋翼飞行器无实质区别:

$$\begin{cases} \dot{P}^E = V^E, \\ \dot{\Theta} = W\Omega^B, \end{cases} \quad (1)$$

式中: $P^E = [x; y; z]$, $V^E = [u; v; w]$ 分别表示飞行器在地球固连坐标系的质心位置和平动速度, $\Theta = [\phi; \theta; \psi]$ 表示飞行器的欧拉角, $\Omega^B = [p; q; r]$ 表示飞行器在机体系下的机体角速度, 且

$$W = \begin{bmatrix} 1 & t_\theta s_\phi & t_\theta c_\phi \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & \frac{s_\phi}{c_\theta} & \frac{c_\phi}{c_\theta} \end{bmatrix}.$$

2.2 动力学建模

可倾转四旋翼飞行器作为六自由度刚体, 其系统动力学模型, 可由牛顿-欧拉方程^[13]得出. 为方便后续控制方案研究与设计, 本文中系统的平动方程在地球固连坐标系下描述, 转动方程在机体系下描述:

$$\begin{bmatrix} m\dot{V}^E \\ I_B\dot{\Omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega^B \times I_B\Omega^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{\text{ext}}^E \\ M_{\text{ext}}^B \end{bmatrix}, \quad (2)$$

其中: m 表示可倾转四旋翼飞行器的机身质量, $I_B = \text{diag}\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}\}$ 是可倾转四旋翼机体惯性矩阵.

对可倾转四旋翼系统进行受力分析, 其所受合外力由重力 F_g^E 、旋翼产生的推力 F_t^E 、风扰力 F_{wind}^E 和空

气阻力 D^E 组成, 即

$$\begin{cases} F_{\text{ext}}^E = m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + {}^E R_B \sum_{i=1}^4 {}^B R_{P_i} T_i + F_{\text{wind}}^E + D^E, \\ T_i = [0 \ 0 \ -k_f n_i^2]^T, \ k_f > 0, \end{cases} \quad (3)$$

其中: k_f 是旋翼推力系数, n_i 是 i th 旋翼的转速.

合外力矩共有5个部分, 分别是旋翼推力产生的力矩 M_t , 旋翼旋转反扭矩 M_{anti} , 旋翼倾转反扭矩 M_α , 风扰力矩 M_{wind} 和系统陀螺效应项 M_{gyro} , 即

$$M^B = M_t^B + M_{\text{anti}}^B + M_\alpha^B + M_{\text{gyro}}^B + M_{\text{wind}}^B. \quad (4)$$

旋翼推力产生的力矩在机体系下为

$$M_t^B = \sum_{i=1}^4 (O_{P_i}^B \times {}^B R_{P_i} T_i). \quad (5)$$

与常规四旋翼飞行器稍有不同, 本文研究的可倾转四旋翼飞行器, 旋翼1-2顺时针旋转, 旋翼3-4逆时针旋转, 因而

$$Q_i = [0 \ 0 \ Q_i],$$

$$Q_i = \begin{cases} -k_m n_i^2, & i = 1, 2, \\ k_m n_i^2, & i = 3, 4, \end{cases} \quad (6)$$

其中: $k_m > 0$, k_m 是反扭矩系数; Q_i 是旋翼 i 的反扭矩在坐标系 \mathcal{F}_{P_i} 的表示, 所以

$$M_{\text{anti}}^B = \sum_{i=1}^4 ({}^B R_{P_i} Q_i). \quad (7)$$

倾转反扭矩与倾转角加速度负相关:

$$M_\alpha^B = J_\alpha [\ddot{\alpha}_3 - \ddot{\alpha}_1 \ \ddot{\alpha}_4 - \ddot{\alpha}_2 \ 0]^T, \quad (8)$$

式中 J_α 是倾转反扭矩系数.

旋翼陀螺效应项包括由机体旋转产生的陀螺效应和由旋翼倾转产生的陀螺效应,

$$\begin{cases} M_{\text{gyro}}^B = \\ J_P \sum_{i=1}^4 \left(({}^B R_{P_i} \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_i \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \Omega^B) \times (-1)^{f(i)} {}^B R_{P_i} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ n_i \end{bmatrix} \right), \\ f(i) = \begin{cases} 0, & i = 1, 2, \\ 1, & i = 3, 4. \end{cases} \end{cases} \quad (9)$$

2.3 风扰建模

风场环境对多旋翼飞行器的作用主要体现在两方面, 一是影响旋翼气动效应. 二是影响各迎风面的空气阻力, 有风条件下旋翼空气动力学分析如图2所示.

图2中: V_w 表示风速, V_t 表示旋翼诱导速度, \hat{V} 是风速和诱导速度的矢量和.

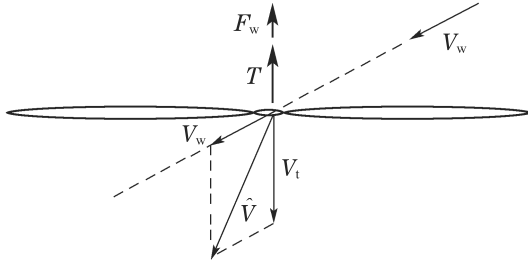


图2 有风条件下旋翼气动特性

Fig. 2 Aerodynamic of rotor under wind gust

根据旋翼滑流理论^[27]诱导速度计算式如下:

$$\|V_t\| = \sqrt{\frac{k_f \cdot n^2}{2\pi\rho r^2}}, \quad (10)$$

其中: ρ 表示空气密度, r 表示旋翼桨盘半径. 旋翼的总升力^[27]可表示为

$$\|T\| + \|F_w\| = 2\pi\rho r^2 \|V_t\| \|V_w + V_t\|, \quad (11)$$

从而, 旋翼 i th的风扰力 \mathcal{F}_{w_i} 和力矩 Q_{w_i} 如下:

$$\begin{cases} \mathcal{F}_{w_i} = k_f n_i^2 - 2\pi\rho r^2 \left\| \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sqrt{\frac{k_f n_i^2}{2\pi\rho r^2}} \end{bmatrix} + {}^P_i R_B {}^B R_E V_w^E \right\|, \\ Q_{w_i} = \begin{cases} \frac{k_m}{k_f} \mathcal{F}_{w_i}, & i = 1, 2, \\ -\frac{k_m}{k_f} \mathcal{F}_{w_i}, & i = 3, 4, \end{cases} \end{cases} \quad (12)$$

所以

$$F_{wind}^E = {}^E R_B \sum_{i=1}^4 {}^B R_{P_i} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathcal{F}_{w_i} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$M_{wind}^E = \sum_{i=1}^4 {}^B R_{P_i} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_{w_i} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

空气阻力的计算式为

$$D = \frac{1}{2} c \rho S V_{air}^2, \quad (15)$$

其中 c , V_{air} 分别为空气阻力系数和飞行器与空气相对速度. 对飞行器而言 $V_{air} = V_w^E - V^E$, 本文在计算可倾转四旋翼所受到的空气阻力时, 将其视为圆柱体, 取平均迎风面积为 $\bar{S} = \sigma 2\pi lh + (1 - \sigma)\pi l^2$, 其中: h 为机体高度, $\sigma \in (0, 1)$ 为侧风系数, 从而有

$$D^E = \frac{1}{2} c \rho \bar{S} V_{air} \|V_{air}\|. \quad (16)$$

2.4 控制分配方案

考虑可倾转四旋翼系统控制力和控制力矩主要为

旋翼产生的推力和反扭力矩, 结合式(2)–(16), 将其六自由度刚体动力学模型(1)改写为

$$\begin{bmatrix} m \dot{V}^E \\ I_B \dot{\Omega}^B + \Omega^B \times I_B \Omega^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_g^E + F_{wind}^E + D^E + U_F^E \\ M_\alpha^B + M_{gyro}^B + M_{wind}^B + U_M^B \end{bmatrix}. \quad (17)$$

U_F^E 和 U_M^B 与旋翼转速 n 和旋翼倾转角 α 的关系为

$$\begin{bmatrix} {}^B R_E U_F^E \\ U_M^B \end{bmatrix} = A(\alpha) \begin{bmatrix} n_1^2 \\ n_2^2 \\ n_3^2 \\ n_4^2 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$A(\alpha) = \begin{bmatrix} 0 & -k_f s_{\alpha_2} \\ k_f s_{\alpha_1} & 0 \\ -k_f c_{\alpha_1} & -k_f c_{\alpha_2} \\ 0 & -lk_f c_{\alpha_2} - k_m s_{\alpha_2} \\ lk_f c_{\alpha_1} + k_m s_{\alpha_1} & 0 \\ lk_f s_{\alpha_1} - k_m c_{\alpha_1} & lk_f s_{\alpha_2} - k_m c_{\alpha_2} \\ 0 & -k_f s_{\alpha_4} \\ k_f s_{\alpha_3} & 0 \\ -k_f c_{\alpha_3} & -k_f c_{\alpha_4} \\ 0 & lk_f c_{\alpha_4} + k_m s_{\alpha_4} \\ -lk_f c_{\alpha_3} + k_m s_{\alpha_3} & 0 \\ lk_f s_{\alpha_3} + k_m c_{\alpha_3} & lk_f s_{\alpha_4} + k_m c_{\alpha_4} \end{bmatrix}. \quad (19)$$

$A(\alpha)$ 即是控制效率矩阵, 对于常规的四旋翼或者六旋翼而言, 控制效率矩阵是静态常量, 但是在本文研究的可倾转四旋翼系统中, 它是 α 的函数, 其优点在于通过选择 α 可以使总力和总力矩指向任意方向. 其缺点同样也很明显, 即式(18)是非线性、耦合方程. 针对控制效率矩阵中存在非线性耦合项问题, 主要有两类解决办法, 一是非线性规划法, 定义代价函数在受约束条件下优化求解控制量^[28], 另一类是设计最优控制器^[29](如模型预测控制器), 生成近似最优的旋翼转速和倾转角期望. 值得注意的是, 以上两类方法都需要较多的计算时间和计算资源, 而控制分配需要高频率执行以保证系统的灵活性.

基于此, 本文引入虚拟控制量通过变量代换将非线性的控制分配问题线性化. 定义

$$N_{1,i} = n_i^2 s_{\alpha_i}, \quad N_{v,i} = n_i^2 c_{\alpha_i}, \quad (20)$$

$$N = [N_{1,1} \quad N_{v,1} \quad \cdots \quad N_{1,4} \quad N_{v,4}]^T. \quad (21)$$

作为虚拟控制量, 则式(18)可重写为

$$\begin{bmatrix} {}^B R_E U_F^E \\ U_M^B \end{bmatrix} = AN, \quad (22)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -k_f & 0 & 0 & 0 & k_f & 0 \\ k_f & 0 & 0 & 0 & -k_f & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -k_f & 0 & -k_f & 0 & -k_f & 0 & -k_f \\ 0 & 0 & -k_m & -lk_f & 0 & 0 & -k_m & lk_f \\ k_m & lk_f & 0 & 0 & k_m & -lk_f & 0 & 0 \\ lk_f & -k_m & lk_f & -k_m & lk_f & k_m & lk_f & k_m \end{bmatrix}. \quad (23)$$

由式(23)可见, 控制效率矩阵是常量, 与倾转角无关, 因而可以通过对式(22)求广义逆计算控制量 N , 本文选用 A 的 Moore-Penrose 伪逆进行控制分配, 控制分配形式如下:

$$N = A^+ \begin{bmatrix} {}^B R_E U_F^E \\ U_M^B \end{bmatrix}. \quad (24)$$

可直接获得真实控制量旋翼转速 n_i 和倾转角 α_i , 即

$$n_i^2 = \sqrt{N_{v,i}^2 + N_{l,i}^2}, \quad \alpha_i = \text{atan2}(N_{l,i}, N_{v,i}). \quad (25)$$

Moore-Penrose 伪逆是式(22)的最小范数解, 且

$$\|N\|^2 = \sum_{i=1}^4 (n_i^2 c_{\alpha_i}^2 + n_i^2 s_{\alpha_i}^2) = \sum_{i=1}^4 n_i^4,$$

最小化 N 的范数, 可使得旋翼转速分布更均匀一致以及减少能量消耗^[12].

由式(17)–(19)可以发现, 可倾转四旋翼模型存在强非线性和强耦合性, 旋翼倾转在改变控制力和力矩方向的同时, 也使得系统受到倾转造成的反扭矩和陀螺效应影响, 所以相比常规四旋翼而言, 其内部扰动作用更大. 此外, 多旋翼飞行器容易受到风场等外部环境的扰动作用, 外部扰动同样不可忽视.

3 基于 ADRC 的全向控制器设计

自抗扰控制技术不依赖于被控对象的精准模型, 抵抗系统内外的各种扰动能力强, 鲁棒性好. 完整的自抗扰控制算法可分为以下 3 个部分: 跟踪微分器 (tracking differentiator, TD), 扩张状态观测器 (extended state observer, ESO), 非线性状态误差反馈控制律 (nonlinear state error feedback, NLSEF). 常用自抗扰控制器结构如图 3 所示.

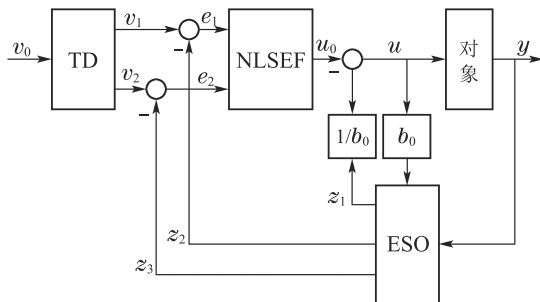


图 3 常用自抗扰控制器结构

Fig. 3 Common structure of ADRC

3.1 控制器结构

常规四旋翼的系统模型可分为两个子系统, 其一

是包含高度位置 z 和偏航角 ψ 动力学的全驱子系统, 其二是由水平位置 (x, y) 与滚转角 ϕ 和俯仰角 θ 动力学组成的欠驱子系统^[30]. 常规四旋翼只能实现非完整意义上的六自由度运动, 其在做水平运动同时需要改变滚转角和俯仰角. 故而在基于无模型控制技术 (如 PID) 设计位姿控制器时, 通常只能单独设计高度通道和偏航通道的控制器, 并针对欠驱子系统设计级联控制器, 将水平通道控制器输出的姿态角度期望作为滚转通道和俯仰通道控制器的输入, 实现水平位置的控制. 而本文研究的可倾转四旋翼系统是一种过驱动系统, 可以实现六自由度独立运动, 其位姿 ADRC 控制器可通过更为简洁的六通道单回路结构实现.

分析系统动力学方程可以发现, 横滚、俯仰、偏航 3 个姿态通道存在耦合项和倾转角项, 这是控制器设计的一大难点, 而自抗扰控制技术可以将不同通道间的相互影响与倾转角效应作为系统内部扰动处理, 每个通道的 ESO 独立估计系统实时的内部扰动和风扰、空气阻力等外部环境扰动, 作为控制补偿项, 因而可以实现各通道的解耦独立控制, 并且通过式(22)的控制分配方案, 任意方向的期望力和期望力矩可以直接映射到旋翼转速 n 和 α , 从而, 可以将控制器设计为解耦的六通道单回路结构.

将系统六自由度动力学模型(17)改写为自抗扰控制理论对应的形式:

$$\begin{cases} \ddot{x} = f_1(x, \dot{x}, \omega_1(t)) + b_1 u_1, \\ \ddot{y} = f_2(y, \dot{y}, \omega_2(t)) + b_2 u_2, \\ \ddot{z} = f_3(z, \dot{z}, \omega_3(t)) + b_3 u_3 - g, \\ \ddot{\phi} = f_4(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, \alpha, \dot{\alpha} + \omega_4(t)) + b_4 u_4, \\ \ddot{\theta} = f_5(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, \alpha, \dot{\alpha} + \omega_5(t)) + b_5 u_5, \\ \ddot{\psi} = f_6(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, \alpha, \dot{\alpha} + \omega_6(t)) + b_6 u_6, \end{cases} \quad (26)$$

其中: $f_i(\cdot)$, $\omega_i(t)$ 为不确定项,

$$b_1 = b_2 = b_3 = \frac{1}{m}, \quad b_4 = \frac{1}{I_{xx}}, \quad b_5 = \frac{1}{I_{yy}}, \quad b_6 = \frac{1}{I_{zz}},$$

$$U_F^E = [u_1 \ u_2 \ u_3]^T, \quad U_M^B = [u_4 \ u_5 \ u_6]^T.$$

3.2 自抗扰控制器设计

如图 4 所示, 本文设计的控制器是解耦的六通道单回路结构. 下面以偏航通道为例, 分别给出自抗扰控制器 TD, ESO 和 NLSEF 3 部分的详细算法.

1) 跟踪微分器 (TD), 以给定信号 ψ_d 为参考输入, 安排过渡过程:

$$\begin{cases} e = v_1 - \psi_d, \\ fh = \text{fhan}(e, v_2, r, h), \\ v_1 = v_1 + hv_2, \\ v_2 = v_2 + fh, \end{cases} \quad (27)$$

可调参数为快速因子 r , 滤波因子 h .

2) 扩张状态观测器(ESO). 以系统的输出 ψ 和输入 u_6 实时跟踪估计系统内部状态和内外扰动作用:

$$\begin{cases} e = z_1 - \psi, \\ fe = \text{fal}(e, 0.5, \delta), \\ fe_1 = \text{fal}(e, 0.25, \delta), \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e), \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}fe + bu), \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}fe_1), \end{cases} \quad (28)$$

$\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 为一组可调参数.

3) 非线性状态误差反馈律(NLSEF):

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2, \\ u_0 = k_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_0) + k_2 \text{fal}(e_2, \alpha_2, \delta_0), \\ u = u_0 - \frac{z_3}{b}. \end{cases} \quad (29)$$

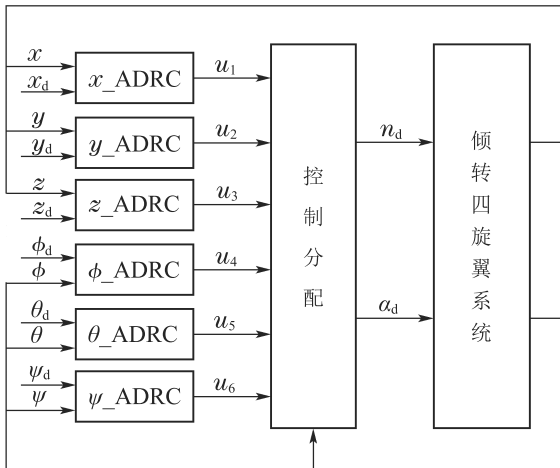


图4 基于ADRC的位姿控制器结构

Fig. 4 Structure diagram of controller based on ADRC

NLSEF算法中有6个可调参数, 分别是补偿系数 b , 控制器增益 k_1, k_2 和非线性参数 $\alpha_1, \alpha_2, \delta_0$.

在实际的控制系统中, 反馈回前端的状态会含有高频噪声, 所以一般做低通滤波处理去除噪声. 一般四旋翼的双环控制策略需要做两次低通滤波, 使得系统相角滞后加大, 系统带宽降低. 相反的, 可通过调参使跟踪微分器在截止频率前保持相角超前, 减小全向控制器的相角滞后, 并且系统带宽与快速因子 r 强相关, 可以通过调节参数, 使系统闭环带宽大于双环控制器的系统带宽^[21-23].

最速跟踪控制综合函数 $\text{fhan}(x_1, x_2, r, h)$ 和非线性函数 $\text{fal}(e, \alpha, \delta)$ 的表达式如下:

$$\text{fal}(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e|^\alpha \text{sgn } e, & |e| > \delta, \\ \frac{e}{\delta^{1-\alpha}}, & |e| \leq \delta, \end{cases} \quad (30)$$

$$\text{fhan}(x_1, x_2, r, h) = - \begin{cases} r \text{sgn } a, & |a| > d, \\ r \frac{a}{d}, & |a| \leq d, \end{cases} \quad (31)$$

$$\begin{cases} d_0 = rh^2, y = x_1 + hx_2, \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|}, \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sgn } y, & |y| > d_0, \\ x_2 + \frac{y}{h}, & |y| \leq d_0, \end{cases} \end{cases}$$

其中 $\delta > 0$.

4 仿真实验

基于MATLAB/Simulink环境下搭建可倾转四旋翼飞行器的仿真, 可倾转四旋翼的仿真参数见表1.

表1 系统各部分参数

Table 1 System parameters

符号	物理含义	数值
m	可倾转四旋翼质量	2.274 kg
g	重力加速度	9.81 m/s ²
I_{xx}/I_{yy}	x 轴/ y 轴转动张量	0.498 kg · m ²
I_{zz}	z 轴转动张量	0.971 kg · m ²
k_f	升力系数	3.098×10^{-5}
k_m	阻力系数	5.608×10^{-7}
J_α	倾转轴转动张量	1.515×10^{-5} kg · m ²
J_p	陀螺力矩系数	6.347×10^{-5}
ρ	空气密度	1.293 kg/m ³
\bar{S}	平均迎风面积	0.107 m ²
c	空气阻力系数	0.08

表2 自抗扰飞行控制器仿真参数

Table 2 Simulation parameters of active disturbance rejection flight controller

	参数	$\frac{x}{y}$	z	$\frac{\phi}{\theta}$	ψ
TD	r	3.55	3.55	0.533	0.533
	h	0.001	0.001	0.001	0.001
	δ	0.02	0.02	0.02	0.02
ESO	β_{01}	200	200	200	200
	β_{02}	500	500	500	500
	β_{03}	500	500	500	500
	b	0.44	0.44	2.01	1.03
NLSEF	k_1	155	90	140	100
	k_2	115	150	90	100
	α_1	0.75	0.75	0.75	0.75
	α_2	1.25	1.25	1.25	1.25
	δ_0	0.2	0.2	0.2	0.2

TD环节的可调参数为 r 和 h , 快速因子 r 越大, 过渡过程越短, h 越大滤波效果越好, 但是相位损失也增大.

ESO环节的参数影响着扰动估计和补偿的效果, 可根据经验公式进行整定, 采样频率相同的情况下, 全向控制器6个通道的ESO可采用同一组参数. NLSEF环节中, 非线性参数 $\alpha_1, \alpha_2, \delta_0$ 有常用满意值, 补偿系数 b 与对象模型有关, 也可在模型未知时作为参数整定. k_1 和 k_2 影响着系统响应速度, k_1 越大, 系统响应速度越快, 但是 k_1 过大时容易引起超调和振荡, 增大 k_2 可以抑制振荡和超调, 但是, k_2 过大容易提前制动, 导致调节时间变长. 仿真中控制周期 $T = 0.001$, 经过多次参数整定, 全向ADRC控制器各通道的参数如表2.

4.1 位姿独立控制仿真

1) 姿态保持的位置控制仿真.

设定可倾转四旋翼飞行器 $P_0^E = [0; 0; 0]$, 目标 $P_d^E = [3; 4; -5]$, 同时设定 $\Theta_d = [0; 0; 0]$. 图5所示为可倾转四旋翼飞行轨迹, 图6为同步的姿态曲线.

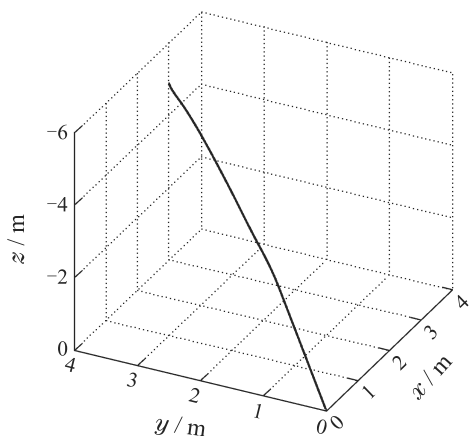


图5 位置独立控制仿真的飞行轨迹

Fig. 5 Path curve of position independently control

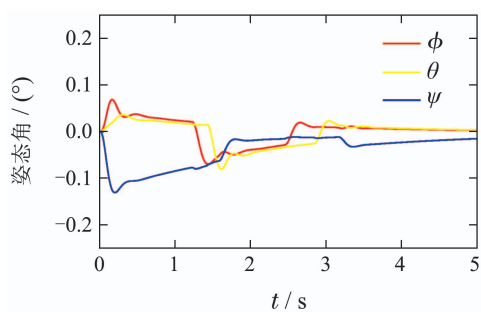


图6 位置独立控制仿真的姿态曲线

Fig. 6 Orientation curve of position independently control

2) 定点悬停的姿态控制仿真.

设定可倾转四旋翼飞行器 $\Omega_0 = [0; 0; 0]$, 目标 $\Omega_d = [15; 20; 25]$, 并保持定点悬停. 图7所示为可倾转四旋翼的姿态追踪曲线, 图8为同步的位置相对期望悬停点的变化曲线.

由图5-6可见, 采用ADRC控制器的可倾转四旋翼飞行器能够迅速平稳的飞向目标点并悬停在目标点, 而且其飞行路线相较于常规四旋翼更短更直接, 与此

同时, 可倾转四旋翼飞行器能够保持姿态的变化在极小的范围内. 综合图7-8, 可以看出, 可倾转四旋翼飞行器的姿态能够快速的到达期望值, 调整过程中没有超调和振荡, 稳定控制效果非常理想, 同时, 能够保持定点悬停.

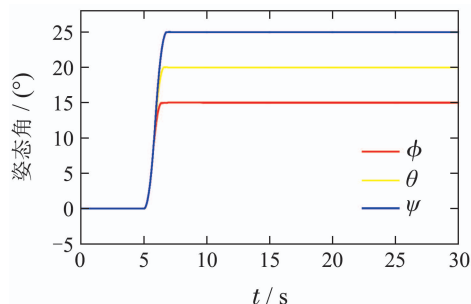


图7 姿态独立控制仿真响应曲线

Fig. 7 Orientation curve of orientation independently control

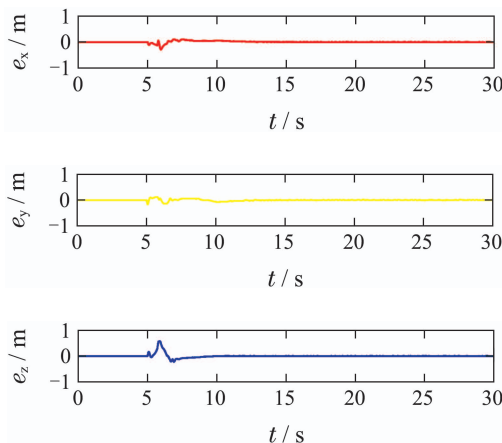


图8 姿态独立控制仿真的位置误差曲线

Fig. 8 Position curve of orientation independently control

4.2 抗扰性能仿真

飞行器在实际飞行过程中, 常常受到外部环境的各种扰动作用如风场扰动等, 常用的风场扰动模型主要是Dryden模型和von Kármán模型^[31], 本文采用Dryden紊流模型, 通过对标准高斯白噪声的成型滤波得到有色噪声, 模拟大气紊流, 根据文献^[32], 成型滤波器的传递函数如下形式:

$$\begin{cases} G_u(s) = \frac{K_u}{T_u s + 1}, K_u = \sigma_u \sqrt{\frac{L_u}{\pi v}}, T_u = \frac{L_u}{v}, \\ G_v(s) = \frac{K_v}{T_v s + 1}, K_v = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi v}}, T_v = \frac{2L_v}{\sqrt{3}v}, \\ G_w(s) = \frac{K_w}{T_w s + 1}, K_w = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi v}}, T_w = \frac{2L_w}{\sqrt{3}v}, \end{cases} \quad (32)$$

其中 L_u, L_v, L_w 和 $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ 表示紊流强度和紊流尺度. 多旋翼飞行器主要以低空飞行行为主, 该飞行条件

下的紊流强度和尺度计算式^[33]如下:

$$\begin{cases} L_u = \frac{h}{(0.177 + 0.000823h)^{12}}, \\ L_v = \frac{L_u}{2}, L_w = \frac{h}{2}, \\ \sigma_u = \frac{\sigma_w}{(0.177 + 0.000833h)^{0.4}}, \\ \sigma_v = \frac{\sigma_u}{(0.177 + 0.000823h)^{0.4}}, \\ \sigma_w = 0.1u_{20}, \end{cases} \quad (33)$$

式中 u_{20} 表示6.096高度的风速。

在MATLAB/Simulink环境下搭建紊流风模拟模块,紊流参数如表3。叠加 $V_w^E = [-2; 3; 0]$ 持续风时形成的紊流风场如图9所示。

表3 紊流参数

Table 3 Turbulent flow parameters

符号	物理含义	数值
L_u	x 方向尺度因子	110.5
L_v	y 方向尺度因子	55.3
L_w	z 方向尺度因子	7.5
σ_u	x 方向强度因子	0.5
σ_v	y 方向强度因子	0.81
σ_w	z 方向强度因子	1.31

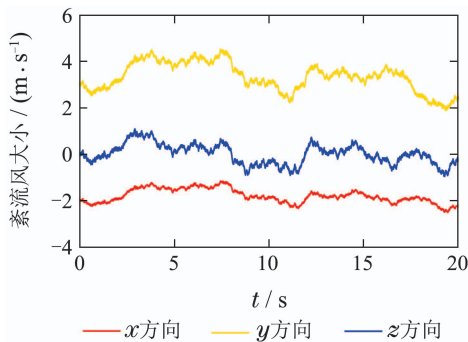


图9 紊流风场

Fig. 9 Turbulent flow field

在4种不同风扰条件下,进行定点悬停仿真,测试所设计的ADRC控制器的抗扰性能,并与PID控制器和线性二次(linear quadratic regulator, LQR)控制器进行对比。用作对比的PID控制器参数是通过粒子群算法整定的^[34]。

- a) 无紊流风,无持续风;
- b) 有紊流风,无持续风;
- c) 有紊流风,有持续风 $V_w^E = [-2; 3; 0]$;
- d) 有紊流风,有持续风 $V_w^E = [-4; 6; 0]$ 。

设定初始值 $P_0^E = [0; 0; 0]$, $\Theta_0 = [0; 0; 0]$, 目标 $P_d^E = [0; 0; -3]$, $\Theta_d = [0; 0; 0]$ 。

从图10可看出,在无风扰时,PID控制器和LQR控制器与ADRC控制器的动态性能和稳态性能相差甚微;在有紊流风无持续风作用时,PID控制器和LQR控制器已经无法稳定控制可倾转四旋翼,飞行器高度在目标高度上下不断波动;当有紊流风有持续风作用时,PID控制器和LQR控制器调节下的可倾转四旋翼,高度一直高于目标,PID控制器误差大于LQR控制器,持续风较大时,LQR控制器出现超过30%的超调。而在同样风扰作用下,ADRC控制器可以将可倾转四旋翼稳定地控制在目标高度,控制效果几乎与无风扰时相同。

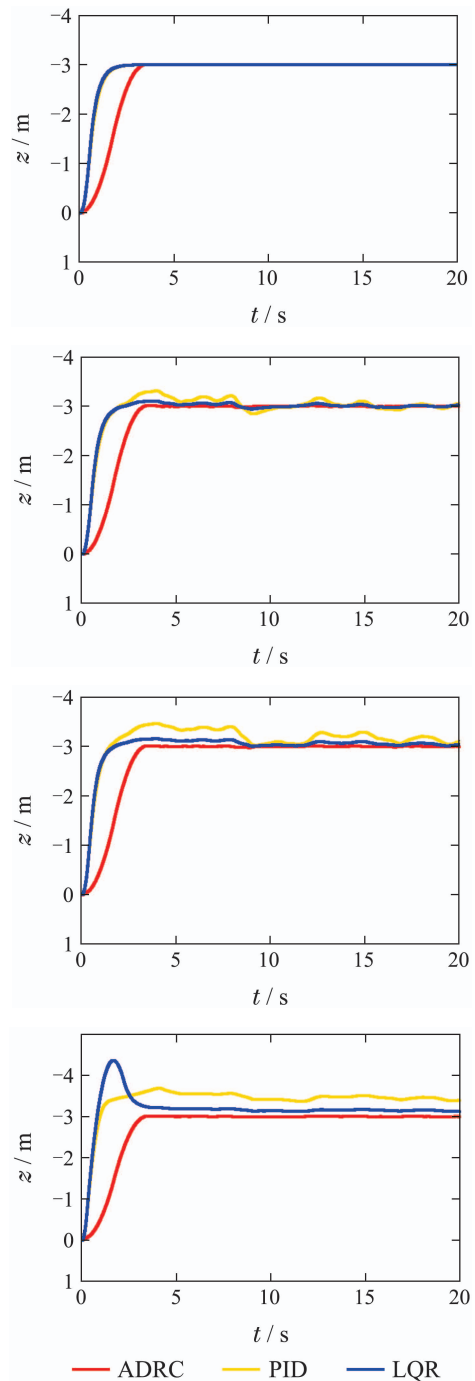


图10 有风/无风条件z通道响应曲线

Fig. 10 Curve of z under wind and without wind

由式(11)可知,在有侧风作用时,旋翼的升力会比无风时增大,即出现风扰力,PID控制器和LQR控制器对于风扰力等外部扰动无法有效抑制,相比之下,ADRC控制器的扩张状态观测器能够实时的估计包含风扰作用在内的总扰动,并以此进行控制补偿,风扰条件(c)作用时z通道的扰动估计值如图11,估计的扰动方向与风扰力的方向一致,且与风场变化趋势是相符合的.

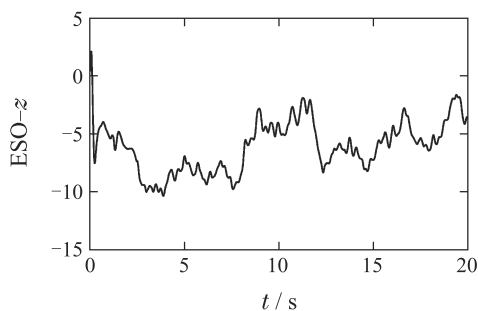


图 11 风扰条件(c)作用时z通道扰动估计值

Fig. 11 Disturbance estimation of z channel under wind-c

4.3 鲁棒性仿真

本文用部分动力失效模拟驱动故障验证所设计飞行控制器的鲁棒性. 设定

$$\Theta_0 = [0; 0; 0], P_0^E = [0; 0; 0], \Theta_d = [0; 0; 0],$$

$$\begin{cases} P_d^E = [0; 0; -3], t < 3, \\ P_d^E = [t - 3; t - 3; -3], t \geq 3. \end{cases}$$

在5s时1号旋翼升力动力失效(loss of effectiveness, LOE),在10s时,2号旋翼升力LOE,仿真结果如图12所示.

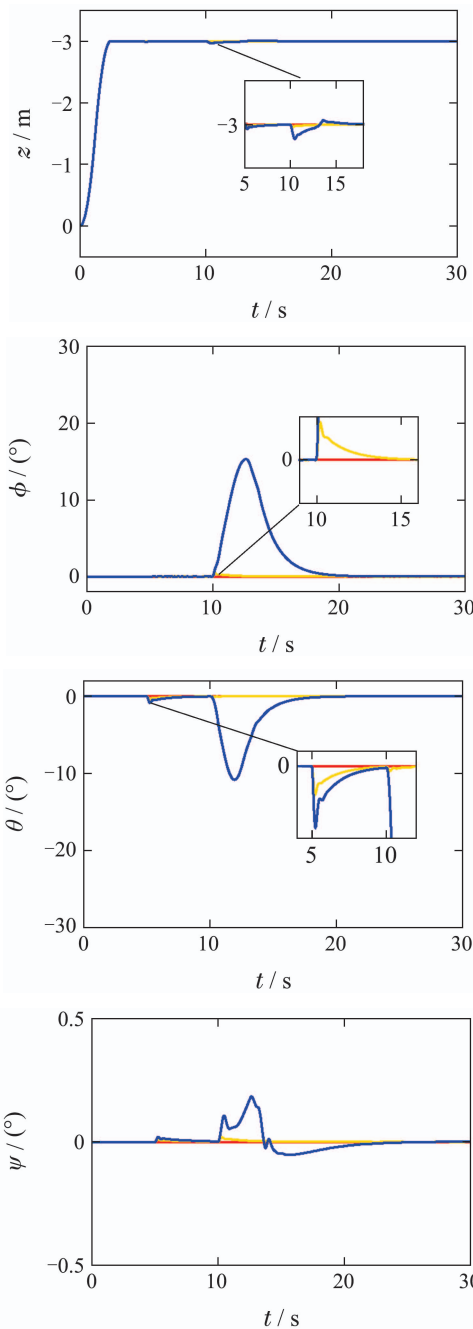
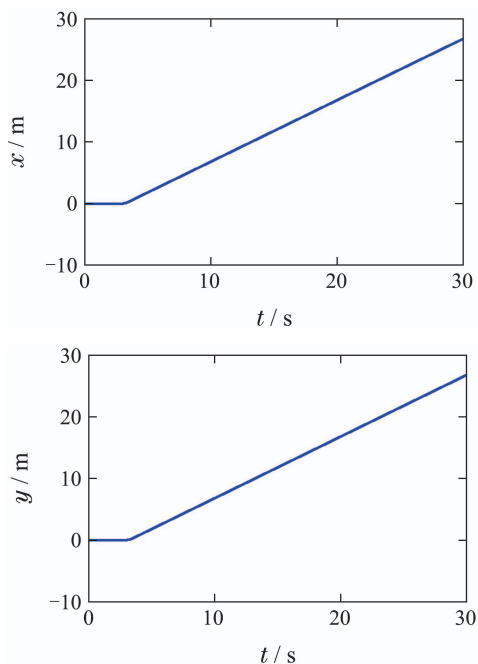


图 12 部分动力失效仿真位姿响应

Fig. 12 Position and orientation curve of actuator faults

从图12可以看出,在两个旋翼升力相继30%LOE时,可倾转四旋翼的位置和姿态跟踪效果与旋翼均正常时相差无几. 50%LOE仿真中,在5s时第1个旋翼故障后,系统仍能稳定跟踪期望位置和姿态,波动较小,在10s时第2个旋翼也出现故障时,系统姿态出现波动,但能够快速调整稳定,位置仍然稳定跟踪期望,几乎不受影响. 仿真结果表明,基于ADRC控制器的可倾转四旋翼具有强鲁棒性. 可倾转四旋翼系统的控制输入是冗余,这种特性在具有估计补偿和扰动能力的ADRC控制器调节下,可以充分发挥出容错能力. 另外,在仿真中我们发现,当旋翼升力超过50%LOE时,单纯通过ESO对旋翼故障进行控制补偿已无法实

现对系统的鲁棒镇定控制, 考虑到可倾转四旋翼的控制输入冗余性, 在驱动故障时, 通过对故障的定位, 将故障驱动器从控制分配中分离, 重构控制分配方案, 可以进一步提高系统的鲁棒性, 这也是我们今后的研究方向。

上述仿真实验验证了基于ADRC控制器的可倾转四旋翼飞行器飞行控制系统的有效性。仿真实验结果表明, 可倾转四旋翼飞行器具有全向运动能力, 能够独立的控制位置和姿态, 同时, 基于自抗扰控制器调节下可倾转四旋翼可以很好的实现位置和姿态的稳定控制, 具有超调小、调节时间短、鲁棒性强、估计和补偿紊流风等外部扰动效果好的特点。

参考文献:

- [1] KHAMSEH H B, JANABISHARIFI F, ABDESSAMEUD A, et al. Aerial manipulation—A literature survey. *Robotics and Autonomous Systems*, 2018, 107(9): 221 – 235.
- [2] BIRCHER A, KAMEL M, ALEXIS K, et al. Three-dimensional coverage path planning via viewpoint resampling and tour optimization for aerial robot. *Autonomous Robots*, 2016, 40(6): 1059 – 1078.
- [3] MAZA I, KONDAK K, BERNARD M, et al. Multi-UAV cooperation and control for load transportation and deployment. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2010, 57(1): 417 – 449.
- [4] GAWEL A, KAMEL M, NOVKOVIC T, et al. Aerial picking and delivery of magnetic objects with MAVs. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Singapore: IEEE, 2017: 5746 – 5752.
- [5] THOMAS J, LOIANNO G, SREENATH K, et al. Toward image based visual servoing for aerial grasping and perching. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Hong Kong, China: IEEE, 2014: 2113 – 2118.
- [6] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Efficient force exertion for aerial robotic manipulation: Exploiting the thrust-vectoring authority of a tri-tiltrotor UAV. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Hong Kong, China: IEEE, 2014: 4500 – 4505.
- [7] RYLL M, MUSCIO G, PIERRI F, et al. 6-D physical interaction with a fully actuated aerial robot. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Singapore: IEEE, 2017: 5190 – 5195.
- [8] CROWTHER B, LANZON A, MAYAGONZALEZ M, et al. Kinematic analysis and control design for a nonplanar multirotor vehicle. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2011, 34(4): 1157 – 1171.
- [9] KAUFMAN E, CALDWELL K, LEE D, et al. Design and development of a free-floating hexrotor UAV for 6-DOF maneuvers. *IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2014: 1 – 10.
- [10] RAJAPPA S, RYLL M, BULTHOFF H H, et al. Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Seattle, WA, USA: IEEE, 2015: 4006 – 4013.
- [11] BRESCIANINI D, DANDREA R. Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Stockholm, Sweden: IEEE, 2016: 3261 – 3266.
- [12] KAMEL M, VERLING S, ELKHATIB O, et al. The Voliro omniorientational hexacopter: An agile and maneuverable tiltable-rotor aerial vehicle. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2018, 25(4): 34 – 44.
- [13] RYLL M, BULTHOFF H H, GIORDANO P R, et al. Modeling and control of a quadrotor UAV with tilting propellers. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Saint Paul, MN, USA: IEEE, 2012: 4606 – 4613.
- [14] RYLL M, BULTHOFF H H, GIORDANO P R, et al. First flight tests for a quadrotor UAV with tilting propellers. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Karlsruhe, Germany: IEEE, 2013: 295 – 302.
- [15] SCHOLZ G, TROMMER G F. Model based control of a quadrotor with tilttable rotors. *Gyroscopy and Navigation*, 2016, 7(1): 72 – 81.
- [16] CHOI Y C, AHN H S. Nonlinear control of quadrotor for point tracking: Actual implementation and experimental tests. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2015, 20(3): 1179 – 1192.
- [17] RAFFO G V, ORTEGA M G, RUBIO F R, et al. Nonlinear H_∞ controller for the quad-rotor helicopter with input coupling. *IFAC Proceedings Volumes*, 2011, 44(1): 13834 – 13839.
- [18] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Barcelona, Spain: IEEE, 2005: 2247 – 2252.
- [19] ZHENG E, XIONG J, LUO J, et al. Second order sliding mode control for a quadrotor UAV. *ISA Transactions*, 2014, 53(4): 1350 – 1356.
- [20] LIU Yisha, YANG Shengxuan, WANG Wei. An active disturbance rejection flight control method for quad-rotor unmanned aerial vehicles. *Control Theory & Applications*, 2014, 32(10): 1350 – 1360. (刘一莎, 杨晟萱, 王伟. 四旋翼飞行器的自抗扰飞行控制方法. 控制理论与应用, 2014, 32(10): 1350 – 1360.)
- [21] HAN Jingqing. *Active Disturbance Rejection Control Technique: The Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties*. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术. 北京: 国防工业出版社, 2008.)
- [22] HAN Jingqing. Auto-disturbances-rejection controller and its applications. *Control and Decision*, 1998, 13(1): 19 – 23. (韩京清. 自抗扰控制器及其应用. 控制与决策, 1998, 13(1): 19 – 23.)
- [23] HAN J. From PID to active disturbance rejection control. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900 – 906.
- [24] XUE W, HUANG Y. On performance analysis of ADRC for a class of MIMO lower-triangular nonlinear uncertain systems. *ISA Transactions*, 2014, 53(4): 955 – 962.
- [25] CHEN Zengqiang, LI Yi, SUN Mingwei, et al. ADRC-GPC control of a quad-rotor unmanned aerial vehicle. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2016, 48(9): 176 – 180. (陈增强, 李毅, 孙明玮, 等. 四旋翼无人飞行器ADRC-GPC控制. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(9): 176 – 180.)
- [26] LI Jie, QI Xiaohui, HAN Shuaitao. Attitude decoupling control for quadrotor aircraft based on active disturbance rejection control technique. *Electronics Optics & Control*, 2013, 20(3): 44 – 48. (李杰, 齐晓慧, 韩帅涛. 基于自抗扰技术的四旋翼解耦控制方法. 光电与控制, 2013, 20(3): 44 – 48.)
- [27] CONLISK A T. Modern helicopter rotor aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(5): 419 – 476.
- [28] JOHANSEN T A, FOSSEN T I. Control allocation—A survey. *Automatica*, 2013, 49(5): 1087 – 1103.
- [29] PRACH A, KAYACAN E. An MPC-based position controller for a tilt-rotor tricopter VTOL UAV. *Optimal Control Applications & Methods*, 2018, 39(1): 343 – 356.
- [30] SALIH A L, MOGHAVVEMI M, MOHAMED H A, et al. Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle. *IEEE International Conference on Automation Quality and Testing Robotics*. Cluj-Napoca, Romania: IEEE, 2010: 1 – 5.

- [31] BEAL T R. Digital simulation of atmospheric turbulence for dryden and von Kármán models. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1993, 16(1): 132 – 138.
- [32] QU Yaohong, XING Zhewen, YUAN Dongli, et al. Wind field estimation based on position and attitude information of quadrotor in hover. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2016, 34(4): 684 – 690.
(屈耀红, 邢哲文, 袁冬莉, 等. 基于悬停四旋翼位置姿态信息的风场估计方法研究. 西北工业大学学报, 2016, 34(4): 684 – 690.)
- [33] XIAO Yelun, JIN Changjiang. *Flight Theory in Atmospheric Disturbance*. Beijing: National Defense Industry Press, 1993.
(肖叶伦, 金长江. 大气扰动的飞行原理. 北京: 国防工业出版社, 1993.)
- [34] WANG Jiesheng, WANG Jincheng, WANG Wei. Selftuning of PID parameters based on particle swarm optimization. *Control and Decision*, 2005, 20(1): 73 – 76.
(王介生, 王金城, 王伟. 基于粒子群算法的PID控制器参数自整定. 控制与决策, 2005, 20(1): 73 – 76.)

作者简介:

卢凯文 硕士研究生, 目前研究方向为飞行器建模与控制技术, E-mail: lkwnuaa@163.com;

杨忠 教授, 博士生导师, 目前研究方向为智能机器人及飞行器的设计与控制, E-mail: YangZhong@nuaa.edu.cn;

张秋雁 高级工程师, 工学学士, 目前研究方向为测控技术, E-mail: 1072710113@qq.com;

许昌亮 博士研究生, 目前研究方向为机器人建模与控制技术, E-mail: xuchangliang@nuaa.edu.cn;

徐浩 博士研究生, 目前研究方向为非线性控制技术, E-mail: ahaxuo@nuaa.edu.cn;

徐向荣 教授, 博士生导师, 目前研究方向为机器人机构学与运动学, E-mail: xuxr@ahut.edu.cn.