

基于模糊增益滑模四旋翼无人机自适应容错控制

任朝晖, 刘玉麟, 姜泽宇, 陈翔宇

(东北大学 机械工程与自动化学院, 辽宁 沈阳 110819)

摘要: 针对四旋翼无人机执行器故障下的轨迹跟踪问题, 提出一种基于模糊增益滑模的自适应容错控制方法. 首先, 针对直接控制通道利用自适应机构在线估计执行器故障并加以补偿, 采用基于模糊增益的滑模控制器设计可调控制器以满足鲁棒性要求. 针对间接驱动通道设计基于模糊增益的滑模控制器, 从而实现无人机全通道的容错控制设计, 该方法具有良好的容错能力的同时, 能很好地抑制系统颤振, 获得平滑的控制信号. 最后, 对四旋翼无人机在不同控制器下的轨迹追踪性能进行了对比仿真, 结果表明, 系统在故障以及扰动下具有良好的飞行性能.

关键词: 四旋翼无人机; 执行器故障; 模糊控制; 自适应控制; 容错控制

中图分类号: U 666.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-3026(2024)02-0209-08

Adaptive Fault-Tolerant Control of Quadrotor UAV Based on Fuzzy Gain Sliding Mode

REN Zhao-hui, LIU Yu-lin, JIANG Ze-yu, CHEN Xiang-yu

(School of Mechanical Engineering & Automation, Northeastern University, Shenyang 110819, China. Corresponding author: REN Zhao-hui, E-mail: zhren_neu@126.com)

Abstract: Aiming at the trajectory tracking task of quadrotor UAV under actuator malfunction, an adaptive fault-tolerant control method based on fuzzy gain sliding mode is proposed. Firstly, for the direct control channel, the adaptive mechanism is used to estimate and compensate for actuator faults and the sliding mode controller based on fuzzy gain is used to design the adjustable controller to meet the requirements of robustness. For the indirect drive channel, the sliding mode controller based on fuzzy gain is designed to achieve control of the UAV. This method has good fault-tolerant ability and it can suppress the system chatter and obtain smooth control signals. Finally, the tracking performance of the quadrotor UAV under different controllers is compared and simulated and the results show that the system has good flight performance in the presence of fault and interference.

Key words: quadrotor UAV; actuator failure; fuzzy control; adaptive control; fault-tolerant control

近年来,随着自动化技术发展,市场出现多种类型小型无人机,其中四旋翼无人机因其操作简便、性能优越、造价低廉等优势被广泛应用于多种领域.但由于其欠驱动、强耦合、非线性等特点^[1],以及系统参数波动、外部扰动的影响,其轨迹跟踪控制器的设计具有很大的挑战.此外,四旋翼无人机在实际飞行中不可避免地会出现一些故障,通常其故障是不可预测的,对于无人机控制系统

的安全性与稳定性而言,如何降低系统故障的影响,保证系统的飞行性能非常重要,因此容错控制器的设计逐渐受到研究人员的高度重视.

针对上述特点,国内外学者提出了多种控制方法,例如反步控制^[2]、滑模控制^[3]、自适应控制^[4]以及基于观测器的控制^[5]等.其中,滑模控制利用切换项获得良好的鲁棒性和可靠性,然而在实际问题中,滑模控制仍然存在一些缺点需要解

收稿日期: 2022-09-07

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(N2103008).

作者简介: 任朝晖(1968-),男,辽宁沈阳人,东北大学教授,博士生导师.

决,例如到达阶段鲁棒性不足、不能保证有限时间收敛以及抖振现象.为此,通常采用全局滑模控制(GSMC)以保证到达阶段的鲁棒性^[6],利用边界层法削弱抖振现象^[7].

近些年,随着对安全性的要求越来越高,四旋翼无人机容错控制系统逐渐成为研究热点.容错控制系统可以分为被动和主动两类.其中,被动容错控制器依靠系统自身的鲁棒性进行补偿,滑模控制^[8]因其自身良好的鲁棒性常常被用于四旋翼无人机被动容错控制系统的设计,利用时延控制^[9]进行状态迭代逼近故障信息同样可以满足系统的被动容错控制.但是,当偏差超过系统自身的鲁棒性范围时,上述方法将难以保证系统的稳定性,为扩大系统容错能力,需要采用主动容错方法.主动容错控制依靠故障检测与诊断(FDD)模块的信息来调节控制器结构,因此,观测器技术^[10]常常被应用于容错控制系统.文献^[11]提出一种模糊状态观测器,利用模糊逻辑系统逼近不确定非线性项,在此基础上建立积分末端滑模控制器以保证故障下的跟踪性能.此外,自适应技术也能很好地用于系统的故障估计,自适应滑模控制^[12]能很好地保证无人机故障下的轨迹追踪效果.文献^[13]考虑四旋翼无人机驱动器发生乘性及加性故障,提出一种基于L1控制的自适应容错控制器.文献^[14]采用内外环结构简化了四旋翼无人机自适应容错控制系统的设计.

基于以上分析,本文利用模糊控制解决控制增益的取值问题,以削弱颤振的影响.为了增强模糊增益滑模控制的容错能力,进一步利用自适应模块估计系统执行器故障并加以补偿,提出四旋翼无人机执行器故障及外源干扰下的模糊增益滑模自适应容错控制方法.该方法能有效平滑系统的控制输入,同时具有很好的抗干扰性以及容错能力.

1 四旋翼无人机动力学模型

1.1 坐标变换

四旋翼无人机的机身呈垂直交叉形状,其顶端各安有由电机驱动的旋翼.通过4个旋翼的转速变化来实现空间6个自由度的运动形式,其中水平方向的运动需要依靠姿态角的变化来实现.

由于无人机自身运动形式与其期望跟踪轨迹分别位于不同坐标系下,为描述其运动学关系,需建立如图1所示的地面坐标系 $E=(x_e, y_e, z_e)$

与机体坐标系 $B=(x_b, y_b, z_b)$.定义 $P=[x, y, z]^T$ 和 $\Theta=[\phi, \theta, \psi]^T$ 分别表示无人机地面坐标系下的空间位置以及姿态角,二者之间的坐标转换关系同文献^[6].

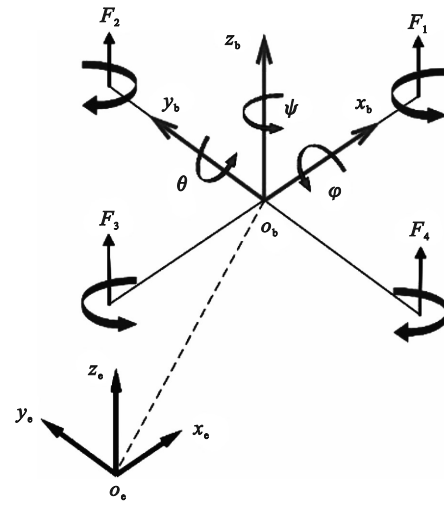


图1 地面坐标系与机体坐标系

Fig. 1 Ground coordinate system and body coordinate system

1.2 执行器故障描述

旋翼旋转所产生的向上的推力为

$$T_i = b\Omega_i^2. \quad (1)$$

式中: b 为旋翼升力系数; $\Omega_i(i=1,2,3,4)$ 表示第 i 个旋翼的转速.

对应无人机的4种主要运动形式,无人机总升力以及 x, y, z 轴上产生的力矩为

$$\left. \begin{aligned} T &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2), \\ \tau_\phi &= bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2), \\ \tau_\theta &= bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2), \\ \tau_\psi &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2). \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: d 为旋翼反扭矩系数; l 为旋翼中心到无人机中心的距离.

控制输入如下:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & bl & 0 & -bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

四旋翼无人机执行器故障可分为旋翼结构性故障以及电机故障,主要包括旋翼桨叶松动、磨损、断折,电机磨损或输出功率下降等.发生故障将导致执行器输出的力与力矩达不到期望值,可将其建立为如下模型^[15]:

$$U_{if} = \rho_i U_i + f_i \quad (i=1,2,3,4). \quad (4)$$

式中: U_{ij} 表示执行器故障下的实际输出; U_i 表示执行器期望输出; $0 < \rho_i \leq 1$ 表示执行器乘性故障系数; f_i 表示执行器常值加性故障值. 当 $\rho_i=1, f_i=0$ 时, 表示无人机无执行器故障, 当 $0 < \rho_i < 1, f_i=0$ 时, 表示无人机执行器发生部分失效, 当 $\rho_i=1, f_i \neq 0$ 时表示执行器发生偏执故障. 本文针对执行器发生偏执故障即加性故障的情况进行研究.

1.3 数学模型

为解决四旋翼无人机输入输出量不同这一问题, 可将无人机分为平动和转动两个子系统, 其转动子系统的运动可由其控制输入 $\{U_2, U_3, U_4\}$ 直接控制, 而平动子系统的运动由总升力 U_1 在三个方向上的分力控制, 定义平移子系统的三个间接控制输入分别为

$$\left. \begin{aligned} u_x &= (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \frac{1}{m} U_1, \\ u_y &= (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \frac{1}{m} U_1, \\ u_z &= (\cos\phi \cos\theta) \frac{1}{m} U_1. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

描述四旋翼飞行器动力学的方程可以用牛顿-欧拉公式导出^[14]. 考虑无人机发生执行器偏执型故障, 结合上述虚拟控制输入可建立数学模型如下:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= u_x + D_5, \\ \ddot{y} &= u_y + D_6, \\ \ddot{z} &= u_z + (\cos\phi \cos\theta) \frac{f_1}{m} - g + D_1, \\ \dot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{(U_2 + f_2)}{I_x} + D_2, \\ \dot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{(U_3 + f_3)}{I_y} + D_3, \\ \dot{\psi} &= \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{(U_4 + f_4)}{I_z} + D_4. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中: $D_i (i=1, 2, \dots, 6)$ 表示外界扰动力和力矩; m 表示无人机的质量; g 表示重力加速度; I_x, I_y, I_z 表示无人机对三个坐标轴的转动惯量.

2 容错控制器

控制目标为在外部干扰和执行器故障的条件下, 驱动四旋翼无人机追踪期望轨迹 $\{x_d, y_d, z_d, \psi_d\}$. 针对无人机平移和旋转两个子系统, 可将控制系统分为内外环结构. 通过设计外环平移子系统得到控制输入 $\{u_x, u_y, u_z\}$, 通过反解

模块可以得到控制输入 U_1 以及内环期望姿态角 $\{\phi_d, \theta_d\}$, 通过设计内环姿态子系统得到内环控制率 $U_{2,4}$, 以简化欠驱动控制系统的结构.

无人机执行器故障将直接影响其控制输入 $U_{1,4}$, 其控制输入 U_1 主要作用于高度通道, 因此可将姿态角与高度通道定义为直接驱动通道, 对其设计有效的容错控制律以抵消执行器故障的影响, 而水平位置通道属于间接控制通道, 其主要用于得到期望姿态角, 执行器故障对其的直接影响可忽略不计, 故仅需要对其设计鲁棒控制器.

本文所研究四旋翼无人机模糊增益滑模自适应容错控制系统结构如图 2 所示.

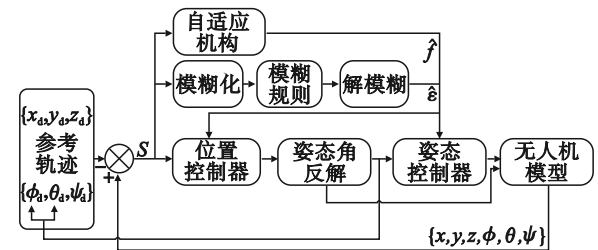


图 2 控制器结构

Fig. 2 Controller structure

2.1 直接驱动通道

四旋翼无人机直接驱动通道由控制输入直接驱动, 同时也直接受无人机执行器故障影响, 故其需要有良好的容错以及抗干扰能力. 本文考虑利用滑模控制理论设计可调节控制器以保证系统的鲁棒性, 利用自适应机构估计执行器故障值进而调整控制器以达到容错的目的. 首先根据系统模型 (6) 将直接驱动通道转换为状态空间方程的形式:

$$\dot{X} = A X + B U + N + D. \quad (7)$$

式中: 状态变量 $X = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T = [z, \phi, \theta, \psi]^T$; 控制输入 $U = [u_z, U_2, U_3, U_4]^T$; 执行器故障值 $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T$, 包含空气阻力在内的未知外部干扰 $D = [D_1, D_2, D_3, D_4]^T$. 故障系数矩阵 $A = \text{diag} [\cos x_2 \cos x_3 / m, 1/I_x, 1/I_y, 1/I_z]$, 控制输入系数矩阵 $B = \text{diag} [1, 1/I_x, 1/I_y, 1/I_z]$, N 为非线性耦合项, 其形式如下:

$$N = \begin{bmatrix} -g \\ \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) \\ \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) \\ \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) \end{bmatrix}. \quad (8)$$

为了便于后续控制器设计与证明,给出以下假设.

假设 1^[16] 假设包含空气阻力在内的位置外部干扰 $D_i (i=1, 2, \dots, 6)$ 均有界,即

$$D_i \leq D_{i\max}. \quad (9)$$

其中, $D_{i\max}$ 为已知正常数.

定义状态变量期望值 $X_d = [z_d, \phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$. 其中 z_d 和 ψ_d 由期望轨迹直接得到, ϕ_d 和 θ_d 由 3.2 节中所设计的控制器通过姿态角反解进一步得到. 定义跟踪误差 $e = X - X_d$, 定义滑模面:

$$s = \dot{e} + ce. \quad (10)$$

式中, $c = \text{diag}(c_1, c_2, c_3, c_4)$ 为正的对角增益矩阵.

对式(10)求导可以得到

$$\dot{s} = \ddot{e} + c\dot{e} = Af + BU + N + D - \ddot{X}_d + c\dot{e}. \quad (11)$$

为保证系统的收敛速度,采用指数趋近律:

$$\dot{s} = -\varepsilon \text{sgn}(s) - ks, \quad \varepsilon > 0, k > 0. \quad (12)$$

结合式(11)和式(12),可调节制输入设计为

$$U_1 = B^{-1} [\ddot{X}_d - N - c\dot{e} - ks - \varepsilon \text{sgn}(s) - Af]. \quad (13)$$

式中: $k = \text{diag}(k_1, k_2, k_3, k_4)$ 为正的对角矩阵; $\varepsilon = \text{diag}(\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4)$ 为正的切换增益, $\varepsilon_i > D_{i\max} (i=1, 2, 3, 4)$; $\hat{f} = [\hat{f}_1, \hat{f}_2, \hat{f}_3, \hat{f}_4]^T$ 为执行器加性故障的估计值,估计误差记为 $e_f = f - \hat{f}$, 由于执行器故障变化缓慢,可认为 $\dot{e}_f = -\dot{\hat{f}}$.

引理 1^[17] 如果函数 $V(t): R^+ \rightarrow R^+ \geq 0$, 其导数 $\dot{V}(t) \leq -f(t)$, 其中 $f(t): R^+ \rightarrow R^+ \geq 0$, 且其导数 $\dot{f}(t) \in L_\infty$, 则有 $\lim_{t \rightarrow \infty} f(t) = 0$.

定理 1 考虑存在外部扰动以及执行器故障的四旋翼无人机直接驱动系统(7), 存在合适的控制增益以及自适应律使得上述自适应滑模控制(11)能保证系统所有输出渐进收敛到指定飞行轨迹.

证明 选取 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2} s^T s + \frac{1}{2} e_f^T \gamma e_f. \quad (14)$$

式中, $\gamma = \text{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4)$ 为正的对角矩阵.

对 V_1 求导并将式(13)代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s^T \dot{s} + e_f^T \gamma \dot{e}_f = \\ &= s^T (Af + BU_1 + N + D - \ddot{X}_d + c\dot{e}) - e_f^T \gamma \dot{\hat{f}} = \\ &= s^T [Ae_f + D - ks - \varepsilon \text{sgn}(s)] - e_f^T \gamma \dot{\hat{f}} = \\ &= \sum_{i=1}^4 [-k_i s_i^2 + D_i s_i - \varepsilon_i s_i \text{sgn}(s_i)] + e_f^T (As - \gamma \dot{\hat{f}}) \leq \\ &= \sum_{i=1}^4 [-k_i s_i^2 - (\varepsilon_i - D_{i\max}) |s_i|] + e_f^T (As - \gamma \dot{\hat{f}}). \quad (15) \end{aligned}$$

自适应律设计为

$$\dot{\hat{f}} = -\gamma^{-1} As. \quad (16)$$

代入式(15)可得

$$\dot{V}_1 \leq \sum_{i=1}^4 [-k_i s_i^2 - (\varepsilon_i - D_{i\max}) |s_i|] \leq 0. \quad (17)$$

因此闭环系统中的所有信号都是有界的, 即式中, $s \in L_\infty, e_f \in L_\infty, \dot{s} \in L_\infty$. 定义如下正定函数:

$$g(x) = \sum_{i=1}^4 k_i s_i^2 \leq \dot{V}_1. \quad (18)$$

则有

$$\dot{g}(x) = \sum_{i=1}^4 2k_i s_i \dot{s}_i \in L_\infty. \quad (19)$$

利用引理 1 可以证明 $\lim_{t \rightarrow \infty} s_i = 0$, 系统是有限时间稳定的, 证毕.

采用 $\text{sat}(s)$ 代替 $\text{sgn}(s)$, 得到的滑模自适应容错控制器形式如下:

$$U_{\text{SMAFTC}} = B^{-1} [\ddot{X}_d - N - c\dot{e} - ks - \varepsilon \text{sat}(s) - Af]. \quad (20)$$

2.2 间接驱动通道

四旋翼无人机间接驱动通道包括两个方向的水平位移, 由姿态角变化间接驱动, 执行器故障对其直接影响可忽略不计, 控制目标为通过设计虚拟控制输入 u_x, u_y 使得无人机水平方向位移追踪其期望值 $\{x_d, y_d\}$, 利用滑模控制理论设计其控制器. 间接控制通道状态空间方程可表示为

$$\ddot{X}_2 = U_2 + D_2. \quad (21)$$

式中: 状态变量 $X_2 = [x_s, x_6]^T = [x, y]^T$; 控制输入 $U_2 = [u_x, u_y]^T$, 包含空气阻力在内未知外部干扰 $D_2 = [D_5, D_6]^T$.

参考以上直接驱动通道控制器设计, 针对间接驱动通道的滑模控制器可设计为

$$U_2 = \ddot{X}_{2d} - c_2 \dot{e}_2 - k_2 s_2 - \varepsilon_2 \text{sgn}(s_2). \quad (22)$$

式中: $X_{2d} = [x_d, y_d]^T$; 跟踪误差 $e_2 = X_2 - X_{2d}$; 滑模面 $s_2 = \dot{e}_2 + c_2 e_2$, $c_2 = \text{diag}(c_5, c_6)$; $k_2 = \text{diag}(k_5, k_6)$; $\varepsilon_2 = \text{diag}(\varepsilon_5, \varepsilon_6)$ 均为正的对角增益矩阵; $\varepsilon_i > D_{i\max} (i=5, 6)$.

定理 2 考虑存在外部扰动的四旋翼无人机间接驱动系统(20), 存在合适的控制增益使得上述滑模控制(21)能保证系统所有输出渐进收敛到指定飞行轨迹.

证明 选取 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2} s_2^T s_2. \quad (23)$$

对 V_2 求导并将式(21)代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= s_2^T \dot{s}_2 = \\ s_2^T [D_2 - k_2 s_2 - \varepsilon_2 \operatorname{sgn}(s_2)] &= \\ \sum_{i=5}^5 [-k_i s_i^2 + D_i s_i - \varepsilon_i s_i \operatorname{sgn}(s_i)] &\leq \\ \sum_{i=5}^5 [-k_i s_i^2 - (\varepsilon_i - D_{i\max}) |s_i|] &\leq 0. \end{aligned} \quad (24)$$

因此,系统在限时间内稳定,证毕.

用 $\operatorname{sat}(s)$ 代替 $\operatorname{sgn}(s)$, 得到的滑模容错器形式如下:

$$U_{SM} = \ddot{X}_{2d} - c_2 \dot{e}_2 - k_2 s_2 - \varepsilon_2 \operatorname{sat}(s_2), \quad (25)$$

$$\phi_d = \arcsin \left(\frac{u_x \sin \psi_d - u_y \cos \psi_d}{\sqrt{u_x^2 + u_y^2 + u_z^2}} \right), \quad (26)$$

$$U_1 = m \sqrt{u_x^2 + u_y^2 + u_z^2}, \quad (27)$$

2.3 模糊增益控制系统设计

由上述分析可知,四旋翼无人机系统的稳定性和控制精度与增益参数取值密切相关. 控制律中的切换项即饱和函数 $\operatorname{sat}(s)$ 是系统具有良好鲁棒性的关键,但同时也是造成抖振现象的原因. 为保证无人机系统的稳定性,通常选取较大的饱和函数控制增益,而较大的控制增益意味着较大的控制输入,这将导致不必要的能量损耗以及较大的控制器抖动,引起电机转速高频振荡,容易引起电机结构发生故障. 为了改善参数自适应性,减小抖动,改善控制效果,引入模糊控制理论解决饱和函数控制增益取值问题.

滑模函数 $s_i (i = x, y, z, \phi, \theta, \psi)$ 作为模糊输入,其模糊集为 $\{\text{NB}, \text{NS}, \text{ZO}, \text{PS}, \text{PB}\}$, 控制增益 $\hat{e}_i (i = x, y, z, \phi, \theta, \psi)$ 作为模糊输出,其模糊集为 $\{\text{ZO}, \text{PS}, \text{PB}\}$. 设置模糊规则如下:

规则 1: 如果 e_i 是 NB, 则 \hat{e}_i 是 PB;

规则 2: 如果 e_i 是 NS, 则 \hat{e}_i 是 PS;

规则 3: 如果 e_i 是 ZO, 则 \hat{e}_i 是 ZO;

规则 4: 如果 e_i 是 PS, 则 \hat{e}_i 是 PS;

规则 5: 如果 e_i 是 PB, 则 \hat{e}_i 是 PB.

综上所述,直接驱动通道的模糊增益滑模自适应容错控制器形式如下:

$$U_{FSMAFTC} = B^{-1} [\ddot{X}_d - N - c\dot{e} - ks - \hat{e}\operatorname{sat}(s) - Af]. \quad (28)$$

式中, $\hat{e} = \operatorname{diag}(\hat{e}_1, \hat{e}_2, \hat{e}_3, \hat{e}_4)$ 为模糊增益矩阵.

间接驱动通道的模糊增益滑模控制器形式如下:

$$U_{FSM} = \ddot{X}_{2d} - c_2 \dot{e}_2 - k_2 s_2 - \hat{e}_2 \operatorname{sat}(s_2). \quad (29)$$

式中, $\hat{e}_2 = \operatorname{diag}(\hat{e}_5, \hat{e}_6)$ 为模糊增益矩阵.

3 仿真分析对比

为验证所提出的模糊增益滑模自适应容错控制方法的可行性,在仿真环境中进行了无人机的轨迹追踪实验,其中引入了执行器加性故障和外部干扰. 四旋翼无人机的物理参数和控制参数如表 1 和表 2 所示,通过两种场景下的对比验证了所提控制方案的容错能力与控制性能.

表 1 四旋翼无人机物理参数
Table 1 Physical parameters of quadrotor UAV

参数	数值	单位
l	0.275	m
m	1.5	kg
g	9.81	m/s ²
I_x	3.259×10^{-2}	kg·m ²
I_y	3.259×10^{-2}	kg·m ²
I_z	6.059×10^{-2}	kg·m ²

表 2 控制参数
Table 2 Control parameters

参数	符号	数值
指数趋近律增益	$\{c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6\}$	$\{2, 2, 2, 2, 1, 1\}$
滑模面增益	$\{k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6\}$	$\{5, 5, 5, 5, 2, 2\}$
自适应增益	$\{\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4\}$	$\{0.2, 50, 50, 50\}$

3.1 容错能力对比

期望轨迹从初始状态 $X_1 = [x, y, z, \phi, \theta, \psi] = [1, 1, 0, 0, 0, 0]$ 沿竖直方向上升后沿方形轨迹运动,仿真时间 30 s. 为验证上述方法的容错能力,在仿真第 20 s 对无人机控制输入 U_1 加入 8 N 的升力损失,对控制输入 U_2 和 U_3 加入 0.2 N·m 的力矩损失.

图 3 和图 4 分别为反步控制 (back stepping control, BSC) 和本文所提模糊增益滑模自适应容错控制 (fuzzy sliding mode adaptive fault-tolerant

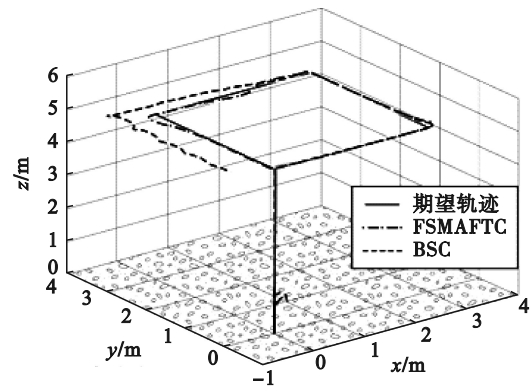


图 3 轨迹追踪效果对比图

Fig. 3 Comparison of trajectory tracking effect

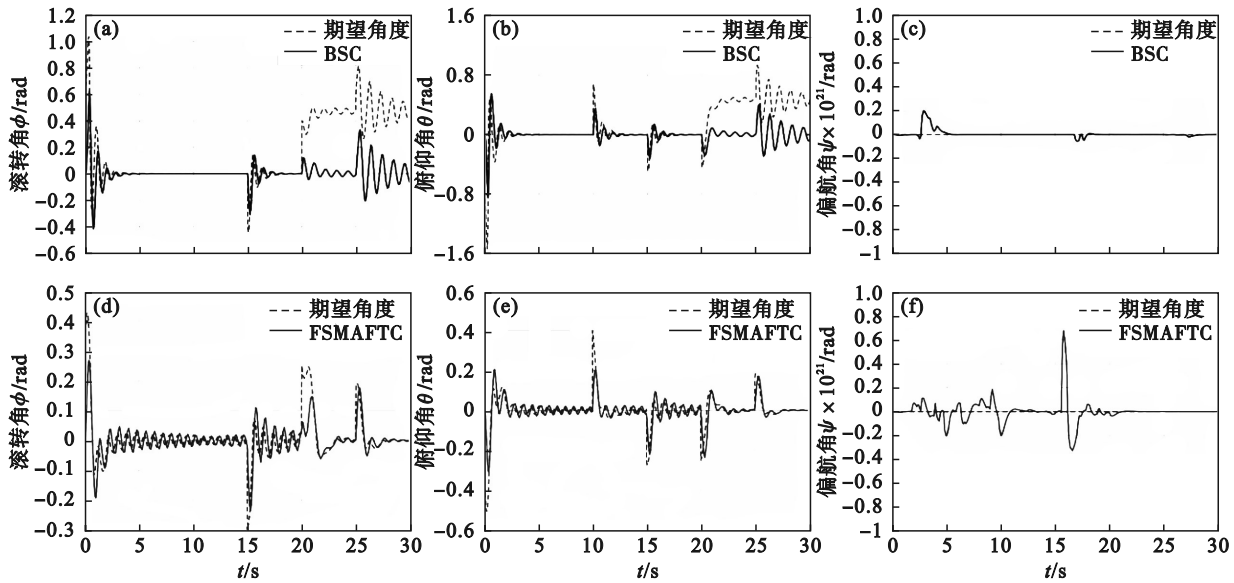


图4 姿态角追踪效果对比图

Fig. 4 Comparison of attitude tracking effect

(a) ~ (c)—反步法控制; (d) ~ (f)—模糊增益滑模自适应容错控制.

control, FSMAFTC)两种控制器控制下的四旋翼无人机位置轨迹追踪及姿态跟踪效果对比图. 从图中可以看出, BSC在故障发生后无法驱动无人机沿指定轨迹运动, 追踪误差不再收敛, 姿态角也不再收敛于其期望值, 因为传统BSC对于系统未建模项没有补偿能力. 相反, FSMAFTC在故障发生初期产生一定的追踪误差, 随后能较快地驱使无人机回到指定运动轨迹, 之后追踪误差始终保持在很小的范围内, 是由于故障发生后自适应机构可以迅速估计执行器故障值并进行补偿. 这证明了FSMAFTC在执行器故障发生后依然能保证无人机的轨迹追踪性能, 具有良好的容错能力.

3.2 抗干扰及输入性能对比

期望轨迹从初始状态 $X_2 = [2, 2, 0, 0, 0, 0]$ 沿一空间螺旋线上升, 之后在空中沿双扭线轨迹飞行, 仿真时间 80 s. 在仿真第 50 s 对无人机旋翼 3, 旋翼 4 加入故障引起的大小为 3 N 的升力损失, 同时考虑外界干扰, 对无人机水平方向加入周期变化的干扰 $0.5 \sin(t)$.

图 5 所示为自适应滑模容错控制(ASMFTC)和所提模糊增益滑模自适应容错控制(FSMAFTC)两种控制器控制下的四旋翼无人机位置轨迹对比图. 可以看出 ASMFTC 在一定的干扰下能够保证无人机的轨迹追踪效果, 且在发生执行器故障后能快速做出响应回到期望轨迹, 具有良好的鲁棒性与容错能力. 此外, 本文所提出的 FSMAFTC 同样具有良好的鲁棒性与容

错能力, 还提高了无人机的飞行性能, 使得其在外界干扰下的飞行轨迹更加平滑, 这证明了本文所提 FSMAFTC 可以在外界扰动以及执行器加性故障的情况下保证四旋翼无人机良好的飞行性能.

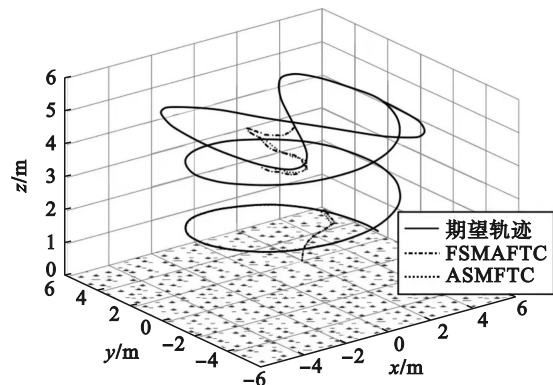


图5 轨迹追踪效果对比图

Fig. 5 Comparison of trajectory tracking effect

四旋翼无人机姿态追踪和控制输入对比如图 6 和图 7 所示. 可以看出, SMAFTC 能够补偿执行器故障, 但其控制下的姿态以及控制输入信号存在抖振现象, 虽然采用边界层饱和和函数替代开关函数能在一定程度上抑制抖振现象. 但为保证欠驱动四旋翼无人机系统的稳定性, 选取较为保守的切换项增益使得 SMAFTC 难以较好地抑制抖振. 相比之下, FSMAFTC 通过引入模糊系统, 自适应调节饱和和函数增益的数值, 实现了平滑的姿态追踪以及控制输入, 避免了能量的浪费. 这说明该控制策略在抖振抑制以及平滑输入方面具有很好的优越性.

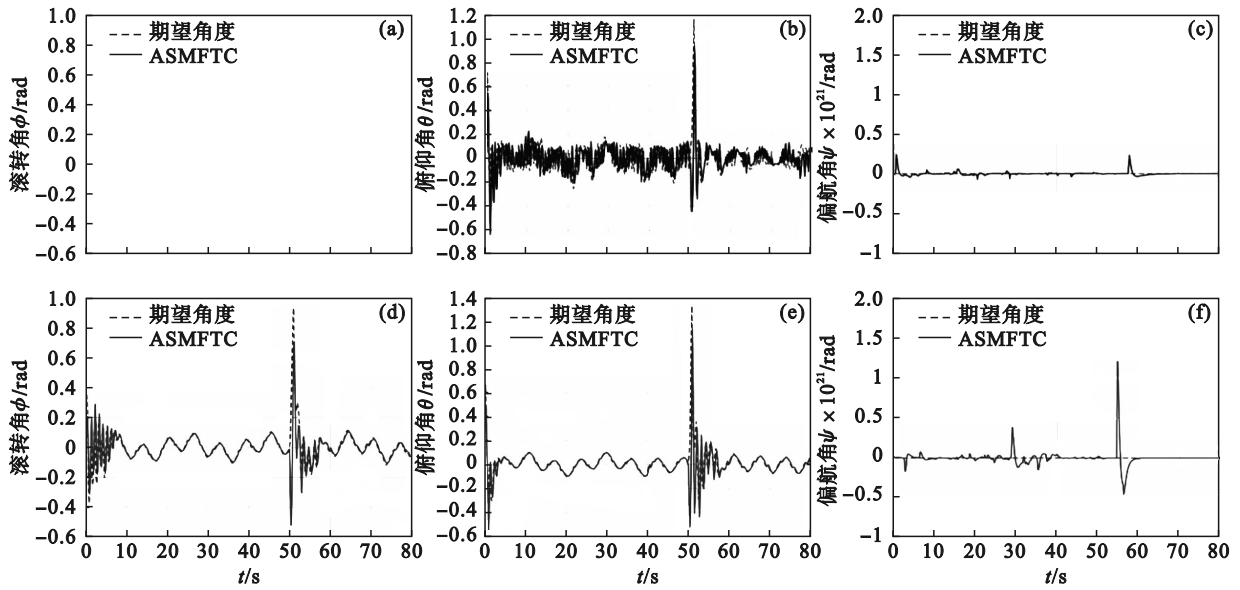


图 6 姿态角追踪效果对比图

Fig. 6 Comparison of attitude tracking effect

(a) ~ (c)—自适应滑模容错控制; (d) ~ (f)—模糊增益滑模自适应容错控制.

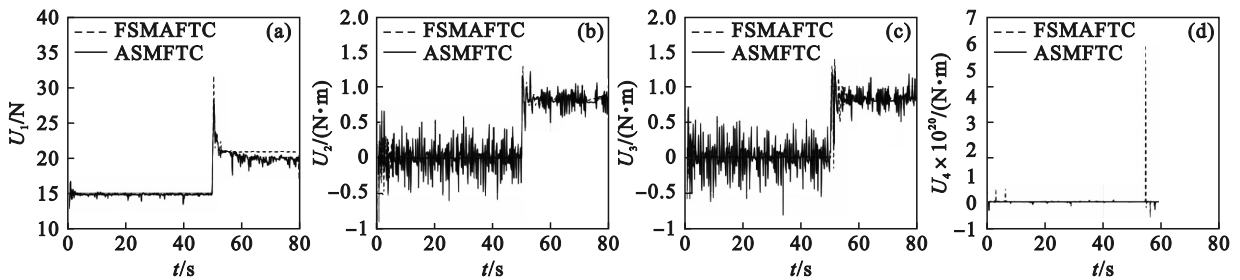


图 7 控制输入效果对比图

Fig. 7 Comparison of control inputs effect

(a)— U_1 ; (b)— U_2 ; (c)— U_3 ; (d)— U_4 .

4 结 语

1) 本文结合自适应控制与滑模控制设计四旋翼无人机容错控制器. 常规依靠系统鲁棒性的被动容错控制器需要保守设计, 以保证系统的稳定性, 由此将产生不必要的能量损耗, 而自适应控制能有效地对故障信息重构, 优化了被动容错控制的控制性能, 同时保留了滑模控制对于外界干扰的鲁棒性.

2) 利用模糊控制的方法解决滑模切换增益的取值问题, 可根据干扰的变化实时调整控制增益, 有效减小了控制系统的抖振问题, 获得了平滑的控制输入.

3) 本文仅对四旋翼无人机发生加性执行器故障的情况进行讨论, 对于其他类型的故障还需进一步研究.

参考文献:

[1] Zhao B, Xian B, Zhang Y, et al. Nonlinear robust adaptive

tracking control of a quadrotor UAV via immersion and invariance methodology [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, 62(5): 2891-2902.

[2] Das A, Lewis F, Subbarao K. Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2009, 56(1/2): 127-151.

[3] Zhao B, Xian B, Zhang Y, et al. Nonlinear robust sliding mode control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on immersion and invariance method [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2015, 25(18): 3714-3731.

[4] Slam S, Liu P X, El S A. Robust control of four-rotor unmanned aerial vehicle with disturbance uncertainty [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, 62(3): 1563-1571.

[5] 张居乾, 师玉茹, 任朝晖, 等. 基于扩张观测器的四旋翼无人机轨迹鲁棒滑模控制 [J]. *中国惯性技术学报*, 2018, 26(2): 247-254. (Zhang Ju-qian, Shi Yu-ru, Ren Zhao-hui, et al. Robust sliding mode control for quadrotor UAV trajectory based on extended state observer [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26(2): 247-254.)

[6] Zhang J Q, Ren Z H, Dend C, et al. Adaptive fuzzy global sliding mode control for trajectory tracking of quadrotor UAVs [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2019, 97(1): 609-627.

- [7] Ma C, Chen M Z Q, Lam J, et al. A novel body frame based approach to aerospace craft attitude tracking [J]. *ISA Transactions*, 2017, 70: 228–237.
- [8] Islam S, Liu P X, El S A. Robust control of four-rotor unmanned aerial vehicle with disturbance uncertainty [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(3): 1563–1571.
- [9] 刘栩霖, 郭玉英. 四旋翼无人机时延模糊自抗扰容错控制 [J]. 测控技术, 2020, 39(1): 55–60.
(Liu Xu-lin, Guo Yu-ying. Fault-tolerant control of quadrotor UAV based on fuzzy active disturbance rejection control and time delay control [J]. *Measurement & Control Technology*, 2020, 39(1): 55–60.)
- [10] Chen F Y, Jiang R Q, Zhang K K, et al. Robust backstepping sliding-mode control and observer-based fault estimation for a quadrotor UAV [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(8): 5044–5056.
- [11] Mallavalli S, Fekih A. A fault tolerant tracking control for a quadrotor UAV subject to simultaneous actuator faults and exogenous disturbances [J]. *International Journal of Control*, 2020, 93(3): 655–668.
- [12] 郝伟, 鲜斌. 四旋翼无人机姿态系统的非线性容错控制设计 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(11): 1457–1463.
(Hao Wei, Xian Bin. Nonlinear fault tolerant control design for quadrotor unmanned aerial vehicle attitude system [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(11): 1457–1463.)
- [13] Li M, Zuo Z Y, Liu H, et al. Adaptive fault tolerant control for trajectory tracking of a quadrotor helicopter [J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2018, 40(12): 3560–3569.
- [14] 郑佳静, 李平. 一种基于内外环结构的四旋翼飞行器容错控制方法 [J]. 中南大学学报(自然科学版), 2019, 50(3): 572–578.
Zheng Jia-jing, Li Ping. A fault tolerant control method for quadrotor based on inner and outer loops [J]. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2019, 50(3): 572–578.
- [15] 赵广磊, 高儒帅, 陈健楠. 具有执行器故障的四旋翼无人机自适应预定性能控制 [J]. 控制与决策, 2021, 36(9): 2103–2112.
(Zhao Guang-lei, Gao Ru-shuai, Chen Jian-nan. Adaptive prescribed performance control of quadrotor with unknown actuator fault [J]. *Control and Decision*, 2021, 36(9): 2103–2112.)
- [16] Zhou S, Guo K, Yu X, et al. Fixed-time observer based safety control for a quadrotor UAV [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(5): 2815–2825.
- [17] Sun M X. A Barbalat-like lemma with its application to learning control [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(9): 2222–2225.