

吴文浩, 赵金星, 李晨, 等. 基于 INDI 的四旋翼无人机容错控制研究与性能分析 [J]. 智能计算机与应用, 2025, 15(9): 49-55. DOI: 10.20169/j.issn.2095-2163.23122601

基于 INDI 的四旋翼无人机容错控制研究与性能分析

吴文浩, 赵金星, 李晨, 柳浩浩

(上海理工大学 机械工程学院, 上海 200093)

摘要: 四旋翼无人机在执行机构长时间的高速旋转和变速时极易发生故障, 产生经济损失的同时也威胁到地面行人的安全。针对该问题, 采用增量非线性动态逆 (INDI) 的反馈线性化方法设计一种外环 PID 位置控制加内环 INDI 姿态控制的串级反馈容错控制器, 分析了控制系统的零动态稳定性, 通过搭建平台进行了软件在环仿真测试。结果表明, 无人机在执行器故障后仍能维持良好的飞行能力, 代价是失去偏航的控制持续自旋, 并能够维持一定的稳定性。

关键词: 四旋翼无人机; 增量非线性动态逆; 容错控制; 软件在环仿真

中图分类号: V279

文献标志码: A

文章编号: 2095-2163(2025)09-0049-07

Research and performance analysis of fault-tolerant control of quadcopter UAV based on INDI

WU Wenhao, ZHAO Jinxing, LI Chen, LIU Haohao

(School of Mechanical Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: Quadcopter UAVs are prone to failure due to long-term high-speed rotation and speed change of the actuator, resulting in economic losses and threatening the safety of pedestrians on the ground. To solve this problem, this paper uses the feedback linear scoring method of Incremental Nonlinear Dynamic Inverse (INDI) to design a cascade feedback fault-tolerant controller with outer loop PID position control and inner loop INDI attitude control, analyzes the zero dynamic stability of the control system, and conducts software-in-the-loop simulation tests by building a platform. The results show that the UAV can still maintain good flight ability after actuator failure, at the cost of losing the control of yaw to continue spin and maintain a certain stability.

Key words: quadcopter Unmanned Aerial Vehicle; Incremental Nonlinear Dynamic Inversion; fault-tolerant control; software-in-the-loop simulation

0 引言

无人机 (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) 是一种无人驾驶的飞行器, 可以通过无线电设备或计算机控制, 其具有自主导航、载物和通信能力, 可完全自主地或半自主地操作。由于无人机自身控制技术上的缺陷, 作业时容易受到恶劣环境的影响, 再加上长时间的执行操作, 这将会导致无人机的飞行失衡^[1-2]。如果数据传递受到干扰, 将直接导致无人机飞控的紊乱^[3-4]。这些异常情况可能会造成无人机失控、坠毁或其他损害。因此, 无人机容错控制是保障飞行安全的关键因素之一。

对于容错控制 (FTC) 技术, 国内外学者取得了相应的研究成果。在国外, Büyükkabasakal 等学者^[5]提出了一种多模型自适应容错控制方案, 结果表明, 四旋翼无人机在飞行途中出现执行器故障时能够维持稳定飞行, 同时也拥有较高的控制精度。Nguyen 等学者^[6]提出一种完整的有源容错控制系统, 包括故障检测与诊断 (FDD) 和 FTC。Seema 等学者^[7]设计了自适应模糊状态观测器, 开发了一种积分终端滑模控制器, 部署到四旋翼无人机进行测试, 结果表明当无人机在受到干扰、发生执行器故障和输入饱和限制的情况下仍然拥有出色的跟踪性能与鲁棒性。

基金项目: 国家自然科学基金青年项目 (51506130)。

作者简介: 吴文浩 (1999—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 智能无人机非线性运动控制。

通信作者: 赵金星 (1983—), 男, 副教授, 主要研究方向: 智能无人机关键技术, 飞行汽车。Email: jinxing831018@163.com。

收稿日期: 2023-12-26

哈尔滨工业大学主办 ◆ 学术研究与应用

在国内,张思洁等学者^[8]分析了转子失效后无人机的动力学问题,建立了有限时间容错控制技术,显著降低了滑模控制^[9-12]存在的抖振问题。张友民等学者提出了一种四旋翼无人机复合自适应容错控制策略,提高了系统的鲁棒性与容错性。柯晨旭等学者采用优化控制分配的方法作为容错控制的核心,重新进行转子的动力分配,同时使用补偿器来改善转子响应,最后通过软件在环、硬件在环、户外实际飞行验证了容错控制器的有效性。

尽管国内外学者在四旋翼无人机的容错控制的研究方面已经取得了一些进展,但都以无人机故障后的继续稳定飞行为出发点,直接分析仿真或实验结果验证容错控制的鲁棒性,未曾考虑无人机高速飞行时存在的空气动力学效应以及螺旋桨故障后的无人机运动变化。因此在进行容错控制器的设计之初,若能综合考虑到无人机运动学和动力学变化,以及空气动力学的干扰与容错控制,控制器性能会更加优异^[13-14],无人机在高速飞行条件下,执行器故障后仍能保持良好的鲁棒性与容错性。

针对上述问题,本文设计了一种串级双回路无人机容错控制器;其中,姿态控制采用增量非线性动

态逆(INDI)控制方法,以消除空气动力学的影响。最后,在基于 Ubuntu 18.04 系统中构建了相应的软件在环平台,并验证了容错控制器的容错性与鲁棒性。

1 四旋翼无人机的容错控制器设计

四旋翼无人机系统是典型的欠驱动系统,具有强耦合、非线性、多回路等特性。为了进行容错控制器的设计,在现有的四旋翼无人机动力学和运动学数学模型的基础上,重新推导了四旋翼无人机的降姿态动力学、运动学模型。在此基础上,设计了四旋翼无人机在一个执行器完全失效情况下的控制律,并搭建了软件在环仿真环境验证了控制器的性能和有效性。

1.1 单个螺旋桨故障时的动力学和运动学变化

四旋翼无人机的动力学是指描述其运动状态随时间变化的力学规律,主要涉及到飞行力学和控制理论^[15]。四旋翼无人机控制模型如图1所示,无人机动力学模型的输入是旋翼的升力与力矩,输出为速度与角速度,同时也作为运动学模型的输入,运动学模型的输出为无人机响应后的位姿情况。

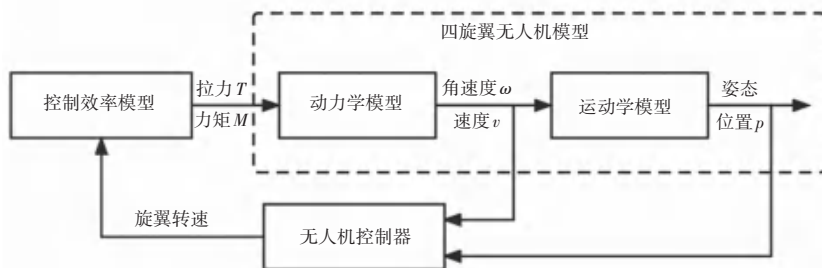


图1 四旋翼无人机控制模型

Fig. 1 Quadcopter UAV control model

一个螺旋桨故障将导致四旋翼无人机的动力学发生变化,主要表现为失衡力矩、旋转方向变化、抵消力变化、姿态稳定性降低和运动性能下降,这些变化将对无人机的飞行稳定性和控制性能产生显著影响^[16-19]。

四旋翼无人机4个对称分布的螺旋桨提供推力和升力,以保持平稳的飞行姿态。然而,当一个螺旋桨发生故障后,无人机的运动学将发生变化。主要表现为转向性能下降、姿态变化、高度变化、速度变化和飞行轨迹偏离。这些变化将影响无人机在空间中的运动状态和轨迹,使其难以保持平稳的飞行状态和准确地执行飞行任务。

容错控制技术的对于在这种情况下维持无

人机稳定飞行至关重要。容错控制技术可以通过合理的控制策略来应对螺旋桨故障引起的动力学和运动学变化,使无人机能够在故障状态下保持稳定飞行,确保飞行安全和任务完成。

1.2 无人机降姿态运动学模型

在进行动力学模型求解前,应当简化无人机的动力学模型,忽略模型中次要的部分,根据牛顿欧拉矢量力学方程可得 $O_e x_e y_e z_e$ 坐标系下四旋翼无人机加速度矢量:

$$\ddot{v}^e = L_b^e \frac{f^b}{m} - g^e = \frac{f}{m} L_b^e e_z - g e_z \quad (1)$$

将旋转矩阵 G_a 和陀螺矩阵代入后最终可得四旋翼无人机动力学模型:

$$\begin{aligned}\ddot{p} &= \frac{1}{I_{xx}}[\tau_x + qr(I_{yy} - I_{zz}) - J_T q W] \\ \ddot{q} &= \frac{1}{I_{yy}}[\tau_y + pr(I_{zz} - I_{xx}) - J_T p W] \\ \ddot{r} &= \frac{1}{I_{zz}}[\tau_z + pq(I_{xx} - I_{yy})]\end{aligned}\quad (2)$$

其中, \mathbf{J} 表示无人机围绕机体坐标系三个轴转动惯量组成的惯性矩阵。根据相应的无人机型号可以得知, τ 表示旋翼围绕三个坐标轴产生的力矩; p 、 q 、 r 分别表示角速度 Ω^b 三个轴上的分量。

进而还可推得:

$$W = \tilde{\omega}_1 - \tilde{\omega}_2 + \tilde{\omega}_3 - \tilde{\omega}_4$$

单个螺旋桨故障后的四旋翼无人机降阶动力学模型可以通过简化原始六自由度动力学模型得到。整合运动学与动力学公式,得到了四旋翼无人机非线性六自由度模型:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \frac{\lambda_1}{m}(\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \\ \ddot{y} &= \frac{\lambda_1}{m}(\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \\ \ddot{z} &= \frac{\lambda_1}{m}\phi \cos \theta - g \\ \ddot{\phi} &= \frac{1}{I_{xx}}[\lambda_2 + qr(I_{yy} - I_{zz}) - J_T q W] \\ \ddot{\theta} &= \frac{1}{I_{yy}}[\lambda_3 + pr(I_{zz} - I_{xx}) + J_T p W] \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_{zz}}[\lambda_4 + pq(I_{xx} - I_{yy})]\end{aligned}\quad (3)$$

同时可得:

$$\begin{aligned}\dot{\xi}^e &= v^e \\ m\dot{v}^e &= mg e_z - L_b^e f \\ \dot{\Theta} &= R\Omega^b \\ J\dot{\Omega}^b &= -\Omega^b \times J\Omega^b + G_a + \tau\end{aligned}\quad (4)$$

假设四旋翼无人机在故障发生后,只有3个螺旋桨能正常工作,且这3个螺旋桨位于无人机的 x 轴、 y 轴和 z 轴上,另外一个螺旋桨故障停止工作。考虑到在故障状态下,无人机在 z 轴方向的姿态角稳定(通常通过配重等措施实现),可以将六自由度动力学模型降阶为三自由度动力学模型。

在此降阶动力学模型中,主要考虑飞行器绕 x 轴(横滚)、 y 轴(俯仰)和 z 轴(偏航)的运动。模型假设忽略了无人机在 y 轴方向的姿态角运动,即假

设无人机的俯仰角度保持为0,这样可以将原本的六自由度模型简化为三自由度模型。

下面给出单个螺旋桨故障后的四旋翼无人机降阶动力学模型的表达式。

(1)横滚运动(绕 x 轴)。数学定义公式为:

$$I_x \ddot{\phi} = (f_1 - f_2)d \quad (5)$$

(2)俯仰运动(绕 y 轴)。数学定义公式为:

$$I_y \ddot{\theta} = (f_2 - f_4)d \quad (6)$$

(3)偏航运动(绕 z 轴)。数学定义公式为:

$$I_z \ddot{\psi} = \tau \quad (7)$$

其中, I_x 、 I_y 、 I_z 为无人机绕 x 轴、 y 轴和 z 轴的惯性矩,分别表示横滚、俯仰和偏航运动的惯性; $\ddot{\phi}$ 、 $\ddot{\theta}$ 、 $\ddot{\psi}$ 是横滚、俯仰和偏航角的二阶导数,表示各自绕 x 轴、 y 轴和 z 轴的角加速度; f_1 、 f_2 、 f_3 、 f_4 表示3个正常工作的螺旋桨产生的推力,受控制器调节; d 表示螺旋桨产生的升力矢量之间的距离; τ 表示由螺旋桨故障引起的绕 z 轴的力矩。

模型假设忽略了无人机在 y 轴方向的姿态角运动,即假设无人机的俯仰角度保持为0,这样可以将原本的六自由度模型简化为三自由度模型。

下面给出单个螺旋桨故障的四旋翼无人机降阶运动学模型的表达式。

(1)横滚运动(绕 x 轴)。数学定义公式为:

$$\dot{\phi} = p + q \cdot \tan \theta \cdot \sin \phi + r \cdot \tan \theta \cdot \cos \phi \quad (8)$$

(2)俯仰运动(绕 y 轴)。数学定义公式为:

$$\dot{\theta} = q \cdot \cos \phi - r \cdot \sin \phi \quad (9)$$

(3)偏航运动(绕 z 轴)。数学定义公式为:

$$\dot{\psi} = \frac{q \cdot \sin \phi + r \cdot \cos \phi}{\cos \theta} \quad (10)$$

其中, $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$ 为横滚、俯仰和偏航角的一阶导数,分别表示各自绕 x 轴、 y 轴和 z 轴的角速度; p 、 q 、 r 分别表示无人机绕 x 轴、 y 轴和 z 轴的旋转速率; ϕ 、 θ 、 ψ 分别表示横滚、俯仰和偏航角。

需要注意的是,这是一个简化的模型,忽略了许多细节和复杂性,但对于研究单个螺旋桨故障后的无人机运动特性和控制方法是有帮助的。在实际应用中,为了保持无人机的稳定飞行,需要设计有效的容错控制器来补偿螺旋桨故障带来的影响,确保无人机仍能保持稳定飞行和完成任务。

1.3 基于INDI的降姿态容错控制器设计

通过上述四旋翼无人机在单个螺旋桨失效情况下的运动规律以及动力变化,采用串级控制理念设

计了一个反馈容错控制器,控制器框架如图 2 所示,外环位置控制采用了 PID 算法,内环运用 INDI 控制

实现容错控制。

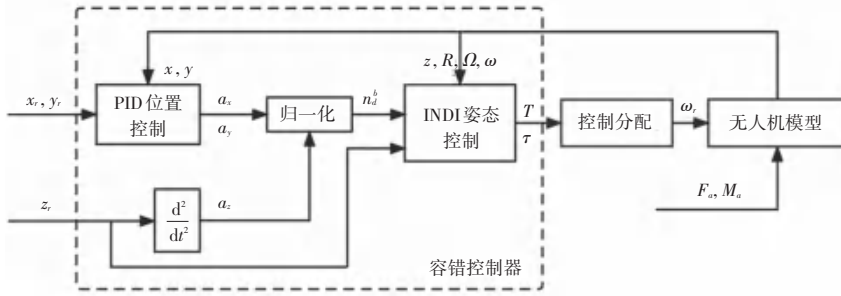


图 2 容错控制器框架

Fig. 2 Framework of fault-tolerant controller

外环中的位置控制器根据参考水平位置计算出加速度,并输入到姿态控制中,通过已知的 PID 控制表达式:

$$a_{\text{ref}} = k_p(p_{\text{des}} - p) + k_d(\dot{p}_{\text{des}} - v) + k_i \int (p_{\text{des}} - p) dt \quad (11)$$

以及归一化处理可以得到故障单位向量:

$$n_d^b = \frac{a_{\text{ref}} - g}{\|a_{\text{ref}} - g\|} \quad (12)$$

位置控制得到无人机单螺旋桨失效后实际状态向量,将其输入给姿态控制部分最终姿态部分实现故障单位向量对水平位置单位向量的跟踪。

增量非线性动态逆 (INDI) 控制是一种基于传感器的非线性控制方法。该方法源于非线性动态反演 (NDI) 控制,在 INDI 控制中,时间尺度分离原理被广泛应用于推导其控制定律。然而,在某些情况下,时间尺度分离原理会导致 INDI 控制方法的性能下降,本文构建一个多输入多输出的非线性系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{u} \\ \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (13)$$

其中, \$\mathbf{x}\$ 表示非线性系统的状态向量; \$\mathbf{F}\$ 表示光滑向量场; \$\mathbf{h}(\mathbf{x})\$ 表示光滑向量函数; \$\mathbf{G}(\mathbf{x})\$ 表示以光滑的向量场为列的矩阵; \$\mathbf{u}\$ 表示系统的控制输入向量; \$\mathbf{y}\$ 表示系统的输出向量。

由于 \$\mathbf{x}\$ 是连续可微的,因此可以通过增加采样频率用以降低扰动项的范数值。通过虚拟输入 \$\mathbf{v}\$ 表达式:

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \ddot{\hat{z}} - k_{s,p}(z - z_r) - k_{s,d}(\dot{z} - \dot{z}_r) + \ddot{z}_r \\ \ddot{\hat{e}} - k_{a,p}(h_1 - e_x^b) - k_{a,d}(h_2\dot{r} - h_3\dot{q}) \\ \ddot{\hat{e}} - k_{a,p}(h_2 - e_y^b) - k_{a,d}(h_3\dot{p} - h_1\dot{r}) \end{bmatrix} \dot{\mathbf{u}} \quad (14)$$

其中, \$k\$ 表示控制增益; \$z_r, e^b\$ 分别表示期望高

度、单位水平向量。

结合无人机控制分配矩阵与控制律可以继续求得剩余转子转速,通过输入输出反馈线性化公式求得执行器故障后剩余 3 个电机转子转速的调整值。

对 INDI 控制下的闭环系统在原点处的稳定性进行分析,定义虚拟输入,使得赫尔维茨稳定,由于输出的表达式为线性关系,可以直接调整输出期望值,在稳定性问题的分析中没有作用,此处略去。

通过相关理论推导,基于 INDI 控制原理设计的容错控制系统,提高传感器的采样频率可大幅降低扰动项的范数值,显著减小无人机飞行过程中复杂的空气动力学影响,提高飞控系统的鲁棒性;结果表明控制系统渐近最小相位的。

2 软件在环仿真环境搭建

软件在环仿真的主要流程如下:首先,在 Ubuntu 18.04 环境下搭建 Gazebo 仿真平台,然后进行四旋翼无人机的建模,包括运动学和动力学模型的推导,并确定仿真平台所使用的无人机型号参数和假设条件。接下来,将上一节所涉及的四旋翼无人机容错控制器的控制策略和基本控制参数添加到模型中。完成平台搭建和无人机仿真设置后,在 Gazebo 仿真平台上通过发布话题命令实现关闭一个螺旋桨,然后分别进行悬停测试和轨迹飞行测试,以验证控制器的性能。最后,通过订阅话题数据对仿真结果进行详细的数学分析和讨论,探究容错控制器在异常情况下的响应能力和鲁棒性,框架组成如图 3 所示。

Gazebo 是一个开源的基于物理仿真的 3D 机器人仿真器,主要用于测试和验证机器人的控制算法和传感器性能。Gazebo 与 ROS 相兼容,可方便地集成并利用 ROS 的工具和库来控制无人机的飞行。

通过其直观的 3D 可视化界面,用户可以实时观察仿真无人机的位姿变化情况,从而便于进行调试。

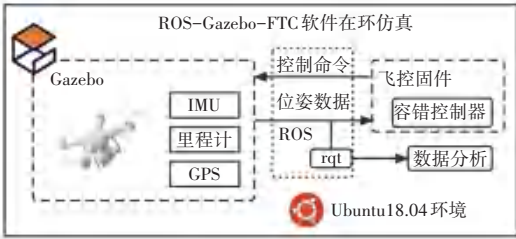


图 3 软件在环仿真组成框架

Fig. 3 Software-in-the-loop simulation framework

在本文的仿真测试中,采用了 RotorS 作为固件。RotorS 在 Linux 系统上具有很好的适配性,并配备了 IMU、里程计等传感器,可实时高效地反馈无人机故障后的位姿变化情况。为了实现对无人机 4 个旋翼电机转速的实时观察,并获取无人机故障后位姿变化的具体数值,在本文中引入了 rqt 工具箱。该工具箱是 ROS 提供的,能够以直观的方式监视 ROS 节点、调试 ROS 程序以及可视化 ROS 数据。

在本研究中,主要使用 rqt 工具箱中的 2 个工具,即 rqt-plot 和 rqt-bag。前者用于实时反映电机转速的变化情况,这样就能即时了解电机的状态。而后者用于订阅无人机执行器故障后继续飞行时的位姿话题,从而获取相关数据以进一步分析容错控制器的性能。通过这些工具的辅助,能够更加全面地了解无人机系统在不同情况下的表现和性能。

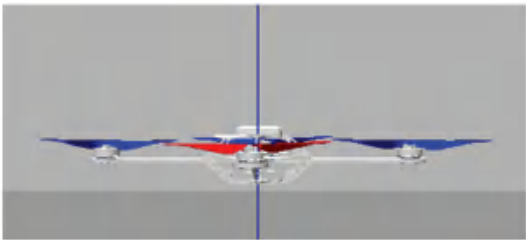
3 仿真结果与分析

3.1 悬停仿真测试

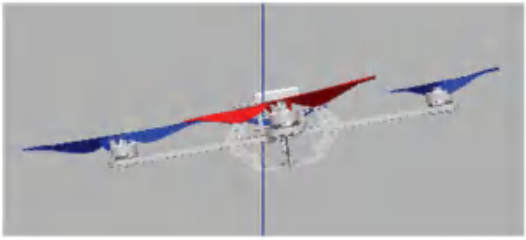
首先进行悬停状态下无人机的容错飞行测试,之前已经完成了固件的编译,其中包含有风力的设置,利用 rqt 工具箱实时观测 4 个螺旋桨的转速变化情况与记录无人机位姿数值,姿态如图 4 所示。

可以看到故障后的无人机将围绕自身做自旋运动,为了查看各电机的实时转速变化,通过 rqt-bag 订阅获取到无人机仿真过程中的位姿数据如图 5 所示。

在连接螺旋桨的转子 $\tilde{\omega}_4$ 完全失效时,可以看到对角线上的转子 $\tilde{\omega}_2$ 的转速降低,以减少对失效转子的不平衡力对系统的影响。同时,与 $\tilde{\omega}_4$ 相邻的 2 个转子 $\tilde{\omega}_1$ 与 $\tilde{\omega}_3$ 的转速将会增加,以提供额外的升力,并可维持无人机的飞行能力。这种调整转子转速的控制策略有助于保持无人机的稳定性和飞行性能,在故障情况下维持其飞行能力。



(a) 故障前



(b) 故障后

图 4 Gazebo 中无人机故障前与故障后飞行姿态

Fig. 4 Flight attitude before and after drone failure in Gazebo

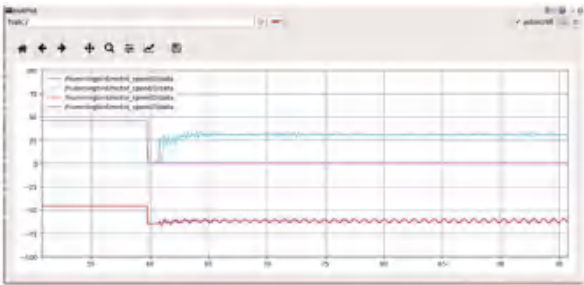


图 5 电机转速实时变化情况 (部分截图)

Fig. 5 Real-time changes in motor speed (partial screenshot)

根据此次仿真测试结果显示,在四旋翼无人机经历执行器故障时,所设计的容错控制器能够在执行器故障发生时快速做出响应,并通过调整剩余转子的转速以保持飞行能力。同时,也能维持一定的稳定性,使得无人机能在一定程度上维持飞行姿态。

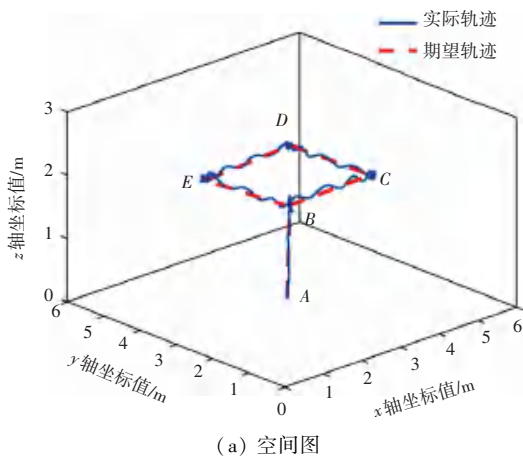
3.2 轨迹飞行仿真测试

实现无人机悬停状态下的容错测试后,接下来进行无人机轨迹飞行的容错仿真测试,图 6 为故障无人机轨迹飞行时质心位置变化情况。

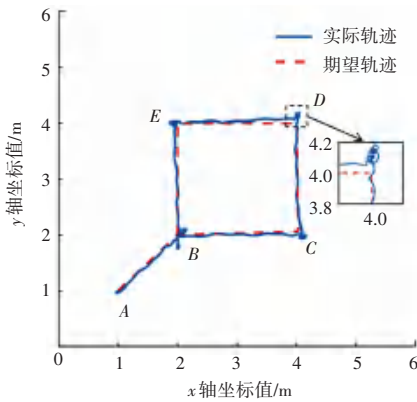
看到调整到新平衡状态后的故障无人机仍能按照设定的一系列期望点飞行,无人机仍然能够继续执行飞行任务,且其飞行轨迹仍为不规则圆形。分析得到无人机质心在各个分轴上的变化情况,如图 7 所示。

通过在 Gazebo 中观察无人机模型与剩余 3 个电机转子转速的变化,验证了容错控制器的有效性。仿真结束后,对无人机容错控制过程中涉及到的位

姿变换数值进行了详细的分析与对比,以验证容错控制器的性能。



(a) 空间图



(b) 俯视图

图 6 无人机轨迹飞行曲线

Fig. 6 UAV trajectory flight curve

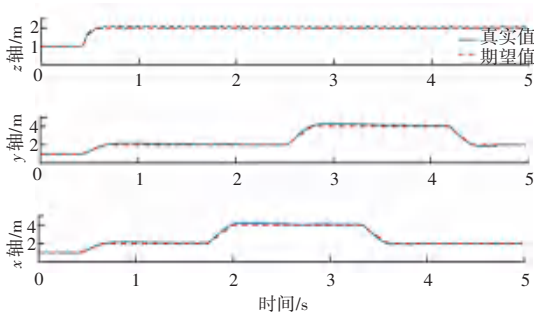


图 7 无人机各分轴位置变化情况

Fig. 7 Changes in the position of each axis of the UAV

最终的研究结果表明,当四旋翼无人机失去一个转子后,通过容错控制器控制剩余 3 个转子的转速,使得无人机仍然具备悬停和轨迹飞行的能力。同时,容错控制器表现出较好的鲁棒性与稳定性。这一结果进一步验证了容错控制器的有效性,并为单螺旋桨失效情况下无人机的安全飞行提供了可行的解决方案。

4 结束语

针对无人机在工作时突发的失控问题,本文研究了无人机在飞行途中单个螺旋桨失效时运动学和动力学状态,并对无人机的降姿态数学模型进行了重新推导,以在牺牲偏航角的前提下,可以维持无人机继续飞行的能力。其中采用了反馈线性化方法,设计了一种串联双回路容错控制器,同时采用增量非线性动态逆(INDI)控制方法验证控制器的稳定性,随后在 Ubuntu 18.04 上建立了相应的软件在环平台,通过相关仿真测试,验证了容错控制器的有效性。这一研究为解决无人机在螺旋桨失效情况下的飞行安全问题提供了一种可行的解决方案,并为容错控制器的应用与实现奠定了基础。

参考文献

[1] 刘雪松, 昂海松, 肖天航. 悬停状态旋翼间干扰对四旋翼升力影响分析[J]. 航空工程进展, 2014, 5(2): 148-153.

[2] LUO Jinglin, ZHU Longfei, YAN Guirong. Novel Quadrotor forward-flight model based on wake interference [J]. AIAA Journal, 2015, 53(12): 1-12.

[3] FAHLSTROM P G, GLEASON T J. Introduction to UAV systems [M]. 4th Edition. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Ltd., 2012.

[4] AVRAM R C, ZHANG Xiaodong, MUSE J. Quadrotor accelerometer and gyroscope sensor fault diagnosis with experimental results [EB/OL]. (2015-10-18). <https://doi.org/10.36001/phmconf.2015.v7i1.2720>.

[5] BÜYÜKKABASAKAL K, FIDAN B, SAVRAN A, et al. Mixing adaptive fault tolerant control of quadrotor UAV[J]. Asian Journal of Control, 2017, 19(4): 1441-1454.

[6] NGUYEN D T, SAUSSIÉ D, SAYDY L. Quaternion-based robust fault-tolerant control of a quadrotor UAV [C]// Proceedings of 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Piscataway, NJ: IEEE, 2017: 1333-1342.

[7] SEEMA M, AFEF F. 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.

[8] 张思洁, 吴怀宇, 郑秀娟. 具有执行器故障的四旋翼无人机有限时间容错控制[J]. 控制理论与应用, 2023, 40(7): 1270-1276.

[9] WANG B, ZHANG Y, ZHANG W. A composite adaptive fault-tolerant attitude control for a quadrotor UAV with multiple uncertainties[J]. Journal of Systems Science & Complexity, 2022, 35(1): 81-104.

[10] ZHANG Kunwu, CHEN Jicheng, CHANG Yufang, et al. EKF-based LQR tracking control of a quadrotor helicopter subject to uncertainties[C]//Proceedings of the 42nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Piscataway, NJ: IEEE, 2016: 5426-5431.

[11] KAPOOR N, OHRI J. Sliding Mode Control (SMC) of robot

manipulator via intelligent controllers[J]. Journal of the Institution of Engineers (India): Series B, 2017, 98(1):83-98.

[12]HUANG Lirong. Memoryless SMC design methods for stochastic delay systems[J]. Asian Journal of Control, 2012, 14(6):1496-1504.

[13]王成,杨杰,姚辉,等. 四旋翼无人机飞行控制算法综述[J]. 电光与控制, 2018, 25(12): 53-58.

[14]ARGENTIM L M, REZENDE W C, SANTOS P E, et al. PID, LQR and LQR-PID on a quadcopter platform[C]// Proceedings of 2013 International Conference on Informatics, Electronics and Vision (ICIEV). Piscataway,NJ;IEEE, 2013:1-6.

[15]LIU Xulin, GUO Yuying. Fault tolerant control of a quadrotor UAV using control allocation[C]//Proceedings of 2018 Chinese Control And Decision Conference (CCDC). Piscataway, NJ; IEEE, 2018:1818-1824.

[16]窦鹏程. 四旋翼无人机的位置和姿态控制算法研究[J]. 小型微型计算机系统, 2022, 43(4): 754-758.

[17]王玉,华向明,俞金寿. 非线性系统状态观测器的设计及其应用[J]. 华东化工学院学报, 1991, 17(5): 618-628.

[18]MARUYAMA Y, KATO S, AZUMI T. Exploring the performance of ROS2[C]// Proceedings of 2016 International Conference on Embedded Software (EMSOFT). Piscataway, NJ; IEEE, 2016:1-10.

[19]EKEREN W V, LOOYE G, KUCHAR R O, et al. Design, implementation and flight - tests of incremental nonlinear flight control methods[C]// 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida; American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. , 2018:1-21.