

撤稿声明

撤稿文章名: 四旋翼无人机应用INDI实现容错控制的稳定性分析与仿真
作者: 吴金遥

* 通讯作者: 邮箱: 969457601@qq.com

期刊名: 建模与仿真 (MOS)
年份: 2024
卷数: 13
期数: 1
页码: 902-912
DOI (to PDF): <https://doi.org/10.12677/MOS.2024.131087>
文章ID: 2571383
文章页面: <https://www.hanspub.org/journal/paperinformation?paperid=80278>
撤稿日期: 2024-12-5

撤稿原因 (可多选):

- 所有作者
 部分作者:
 编辑收到通知来自于
- 出版商
 科研机构:
 读者:
 其他:

撤稿生效日期: 2024-12-5

撤稿类型 (可多选):

- 结果不实
 实验错误 数据不一致 分析错误 内容有失偏颇
 其他:
 结果不可再得
 未揭示可能会影响理解与结论的主要利益冲突
 不符合道德
- 欺诈
 编造数据 虚假出版 其他:
 抄袭 自我抄袭 重复抄袭 重复发表 *
 侵权 其他法律相关:
- 编辑错误
 操作错误 无效评审 决策错误 其他:
- 其他原因:

出版结果 (只可单选)

- 仍然有效.
 完全无效.

作者行为失误(只可单选):

- 诚信问题
 学术不端
 无 (不适用此条, 如编辑错误)

* 重复发表: "出版或试图出版同一篇文章于不同期刊."

历史

作者回应:

是, 日期: yyyy-mm-dd

否

信息改正:

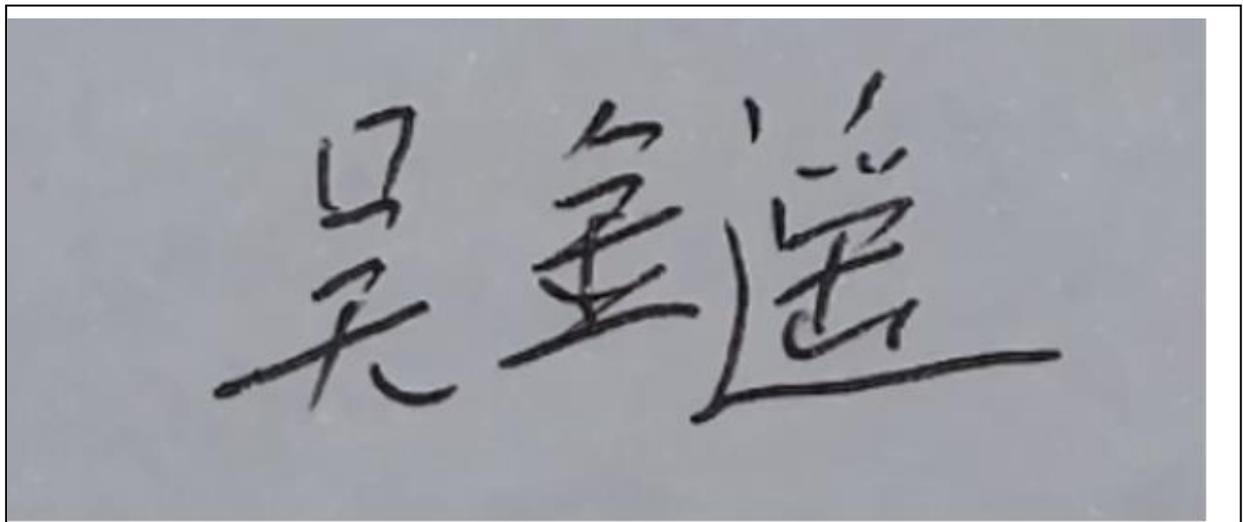
是, 日期: yyyy-mm-dd

否

说明:

“四旋翼无人机应用 INDI 实现容错控制的稳定性分析与仿真”一文刊登在 2024 年 1 月出版的《建模与仿真》2024 年第 13 卷第 1 期第 902-912 页上。因作者学术不端, 根据国际出版流程, 编委会现决定撤除此稿件: 吴金遥. 四旋翼无人机应用 INDI 实现容错控制的稳定性分析与仿真[J]. 建模与仿真, 2024, 13(1): 902-912. <https://doi.org/10.12677/MOS.2024.131087>

所有作者签名:

A rectangular box containing a handwritten signature in black ink on a light gray background. The signature consists of three Chinese characters: '吴金遥' (Wu Jinyao).

四旋翼无人机应用INDI实现容错控制的稳定性分析与仿真

吴金遥

上海理工大学机械工程学院, 上海

收稿日期: 2023年12月17日; 录用日期: 2023年12月28日; 发布日期: 2024年1月31日

摘要

四旋翼无人机的执行机构一旦发生故障就会发生坠毁, 会导致重大经济损失, 并对地面行人的安全构成严重威胁。本文应用增量式非线性动态逆(incremental nonlinear dynamic inverse, INDI)实现无人机的容错控制, 分析了INDI控制器在空气动力学扰动下的稳定性, 并通过搭建仿真平台对控制器的性能进行了半物理仿真测试。结果表明, INDI容错控制在执行器故障和有空气动力学扰动情况下仍然能够悬停和跟踪期望轨迹, 从而避免坠毁和人员伤亡。基于INDI的无人机容错控制和稳定性分析, 以及所构建的无人机控制半物理仿真验证平台, 可以为无人机控制算法研究和验证方法提供参考。

关键词

四旋翼无人机, INDI, 空气动力学扰动, 稳定性分析, 半物理仿真

Stabilization Analysis and Simulation of a Quadrotor UAV Applying INDI for Fault-Tolerant Control

Jinyao Wu

School of Mechanical Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai

Received: Dec. 17th, 2023; accepted: Dec. 28th, 2023; published: Jan. 31st, 2024

Abstract

Crashes of quadrotor UAVs can occur in the event of actuator failure, which can lead to significant economic losses and pose a serious threat to the safety of pedestrians on the ground. In this paper, incremental nonlinear dynamic inverse (INDI) is applied to achieve fault-tolerant control of UAVs,

the stability of the INDI controller under aerodynamic perturbations is analysed, and the performance of the controller is tested in semi-physical simulation by building a simulation platform. The results show that the INDI fault-tolerant control is still able to hover and track the desired trajectory in the presence of actuator failures and aerodynamic perturbations, thus avoiding crashes and casualties. The INDI-based fault-tolerant control and stability analysis of UAVs and the constructed semi-physical simulation verification platform for UAV control can provide a reference for UAV control algorithm research and verification methods.

Keywords

Quadrotor UAV, INDI, Aerodynamic Perturbations, Stability Analysis, Semi-Physical Simulation

Copyright © 2024 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

四旋翼无人机的执行机构(电机, 电调和旋翼)长时间运转后容易发生故障而引起坠毁事故, 可能导致重大经济损失和人身安全隐患[1]。为确保四旋翼无人机在执行机构故障情况下的飞行安全, 本文研究了基于非线性动态逆(incremental nonlinear dynamic inverse, INDI)算法的四旋翼无人机的容错控制, 同时分析其在空气动力学扰动下的稳定性, 并通过半物理仿真验证其在单个执行机构完全失效和空气动力学扰动下的有效性。

目前, 常见的四旋翼无人机运动控制算法有比例-积分-微分(PID)控制、线性二次型调节器(LQR)控制、滑模控制(SMC)、神经网络控制、非线性动态逆控制(nonlinear dynamic inverse, NDI)和增量非线性动态逆(INDI) [2] [3] [4] [5]。其中, 非线性动态逆(NDI)方法在解耦控制和消除非线性因素方面具有优势, 尤其对多变量系统有效, 同时该方法能在非线性和线性系统兼有情况下直接设计控制律。然而, NDI 控制对系统模型依赖强, 控制性能与数学模型精度密切相关, 模型不确定性引发逆误差增大, 制约了非线性耦合特性抵消, 使其鲁棒性难以保证。尤其针对飞行器, 在高速飞行中, 某些动力学参数无法测量和预测, 导致数学模型不确定, 从而使 NDI 鲁棒性不足。INDI 算法可以很好地解决 NDI 控制算法存在的问题。INDI 是在 NDI 方法的基础上设计, 与 NDI 不同, INDI 通过直接的传感器测量并计算处理的量来抵消不确定参数和与模型输入项无关的干扰, 降低了 NDI 对精确系统模型的依赖[6]。

本文将研究应用 INDI 方法实现四旋翼无人机容错控制, 并分析其在空气动力学扰动下稳定性。首先, 建立四旋翼无人机的降阶动力学模型, 推导容错控制率; 然后, 采用李雅普诺夫方法分析了 INDI 容错控制律在空气动力学扰动下的稳定性。最后, 搭建了基于 Pixhawk 飞控板的半物理仿真环境, 验证了该方法在模型不确定和空气动力学扰动情况下的性能。

2. 旋翼无人机的容错控制器设计

2.1. 容错控制器设计

“X”形四旋翼无人机因其结构灵活、机动性强, 同时避免视野遮挡问题, 适用范围广, 特别适合搭载相机等载荷, 因此本文选择此作为研究机型。

通常, 为了描述无人机的速度、位姿等信息, 需要建立机体坐标系 $B_b = (O_b X_b Y_b Z_b)$ 和地面坐标系 $B_e = (O_e X_e Y_e Z_e)$, 两个坐标系示意图如图 1 所示。

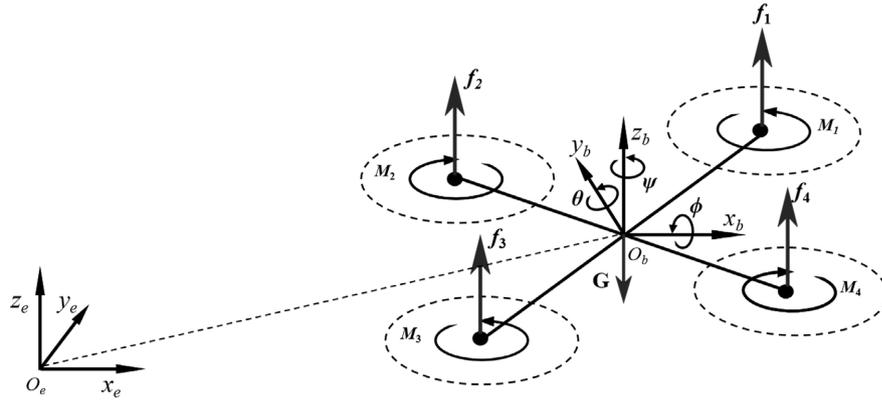


Figure 1. Schematic of the quadcopter UAV coordinate system
图 1. 四旋翼无人机坐标系示意图

通过拉格朗日方程可得四旋翼无人机飞行姿态动力学模型如下：

$$\begin{cases} \mathbf{F} = m\mathbf{a} = m\dot{\mathbf{v}} \\ \mathbf{M} = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} \end{cases} \quad (1)$$

其运动学模型如下：

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\xi}}^e = \mathbf{v}^e \\ \dot{\boldsymbol{\Theta}} = \mathbf{R}\boldsymbol{\Omega}^b \end{cases} \quad (2)$$

整合运动学与动力学公式，得到非线性六自由度模型，如下式：

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{\lambda_1}{m}(c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi) \\ \ddot{y} = \frac{\lambda_1}{m}(s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi) \\ \ddot{z} = \frac{\lambda_1}{m}\phi c\theta - g \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}}[\lambda_2 + qr(I_{yy} - I_{zz}) - J_r qW] \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}}[\lambda_3 + pr(I_{zz} - I_{xx}) + J_r pW] \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}}[\lambda_4 + pq(I_{xx} - I_{yy})] \end{cases} \quad (3)$$

然而，在实际飞行中，无人机在空中存在明显的空气动力学效应，例如上下推力的变化、机身空气动力学等因素[7][8]。这些空气动力学效应增加了模型的不确定性，所以要添加扰动项，得到真实的运动方程，如下所示：

$$\begin{cases} m\dot{\mathbf{v}}^e = m\mathbf{g}\mathbf{e}_z - \mathbf{L}_b^e(\mathbf{f} - \mathbf{F}_a) \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}^b = -\boldsymbol{\Omega}^b \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega}^b + \mathbf{G}_a + \boldsymbol{\tau} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\gamma r \end{bmatrix} + \mathbf{M}_a \end{cases} \quad (4)$$

其中， \mathbf{F}_a 和 \mathbf{M}_a 分别表示空气动力学对无人机模型产生的力与力矩， γ 为气动偏摆阻尼系数[9]。在执行器故障后分析对无人机质心的受力。以右下单转子失效为例，无人机偏航力矩不再平衡，总合力与力矩

亦不再平衡，剩余三个转子难以维持足够升力，同时破坏了原四转子间相互抵消的反扭力矩平衡，导致无人机绕垂直轴线旋转。受力情况如图 2 所示：

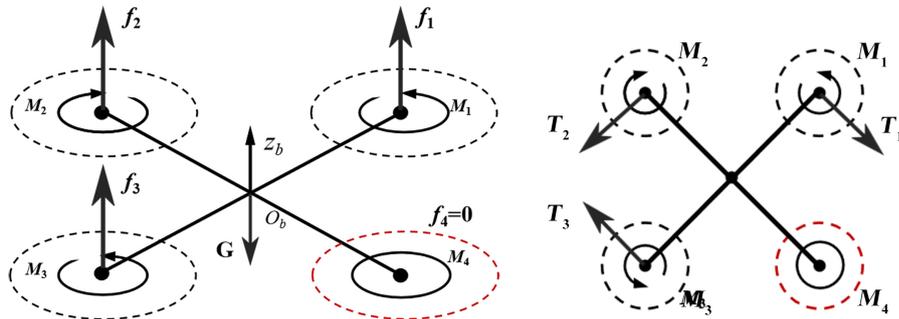


Figure 2. Force (f) and moment (T) of the UAV in case of single rotor failure
图 2. 单转子失效情况下无人机的受力(f)与力矩(T)

无人机在单转子失效后的位姿发生改变，但其减少的位姿是恒定的。因此通过可以牺牲其它部分的控制来维持飞行状态，以求解周期解使得无人机在平衡点附近稳定[10]。定义在机体坐标系下有单位向量 $e^b = [e_x^b, e_y^b, e_z^b]^T$ ，在故障时， e^b 与平均推力方向对齐，平均推力与故障前瞬时推力方向对齐，无人机不存在摆动，此时 $e_x^b = 0, e_y^b = 0$ 。此时，受力情况如图 3 所示：

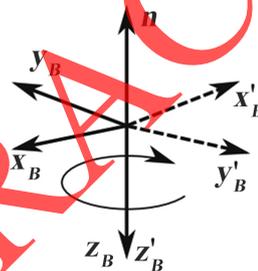


Figure 3. e^b aligned with instantaneous lift
图 3. e^b 与瞬间升力同向对齐

现将另一个向量定义为 n_d^b ，表示故障后三个轴方向的向量分布情况[11]，其中 n_d^b 的一阶导数推导：

$$\dot{n}_d^b = -n_d^b \times \Omega^b + L^T n_d^e \tag{5}$$

其中，令 $n_d^b = [h_1, h_2, h_3]^T$ ， $L^T n_d^e = [\delta_1, \delta_2, \delta_3]^T$ ，为了维持无人机的飞行状态，需将期望状态向量 n_d^b 与 e^b 对齐。该机体所受拉力、力矩与旋翼转速的关系式如下：

$$\begin{bmatrix} f \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix}^T = Gu \tag{6}$$

其中， G 为控制效率矩阵，具体如下所示：

$$G = \kappa_0 \begin{bmatrix} -1 & -1 & -1 & -1 \\ b \sin \beta & -b \sin \beta & -b \sin \beta & b \sin \beta \\ b \cos \beta & b \cos \beta & -b \cos \beta & -b \cos \beta \\ \sigma & -\sigma & \sigma & -\sigma \end{bmatrix} \tag{7}$$

κ_0 为悬停条件下的推力系数， σ 是转子的推力系数与阻力系数之比， b 为转子中心到质心的距离，

β 为 X 形四旋翼无人机的几何参数。故障时输入变为 $\tilde{u} = [\varpi_1^2 \quad \varpi_2^2 \quad \varpi_3^2]^T$ 。此时已经不能保证无人机的稳定状态，需要对动力重新进行分配，求解新的控制效率矩阵，即 \tilde{G} ，式子如下：

$$\begin{bmatrix} T' \\ \tau'_x \\ \tau'_y \end{bmatrix} = \tilde{G}\tilde{u} = \begin{bmatrix} -\kappa_0\sigma_1^2 - \kappa_0\sigma_2^2 - \kappa_0\sigma_3^2 \\ b\kappa_0 \sin \beta \varpi_1^2 - b\kappa_0 \sin \beta \varpi_2^2 - b\kappa_0 \sin \beta \varpi_3^2 \\ b\kappa_0 \cos \beta \varpi_1^2 + b\kappa_0 \cos \beta \varpi_2^2 - b\kappa_0 \cos \beta \varpi_3^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

在此基础上，设计基于 INDI 的容错控制器。其中外环位置控制为 PID 控制，如下式：

$$a_{ref} = \begin{bmatrix} -k_p e_x - k_d \dot{e}_x - k_i \int e_x dt \\ -k_p e_y - k_d \dot{e}_y - k_i \int e_y dt \\ \ddot{z}_r \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中 e_x 、 e_y 为水平误差， k_p 、 k_d 、 k_i 为 PID 控制增益。内环姿态控制为 INDI 控制来实现容错控制，并排除扰动项 F_a 和 M_a 的影响。考虑一个多输入多输出的非线性系统：

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g(x)u \\ y &= h(x) \end{aligned} \quad (10)$$

其输入、输出线性化是将输出 y_i 不断微分，系统输出展开简写为： $y^{(\rho)} = \mu(x) + \eta(x)u$ ，在线性化之前，将系统转化为 Byrnes-Isidori 标准型[12]。定义 $z = T(x) = [T_1(x), T_2(x)]^T = [\xi, \lambda]^T$ 邻域 R_0 上的微分同胚。根据弗罗比尼厄斯(Frobenius)定理得到新的非线性系统，如下式：

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= f_\xi(\xi, \lambda) \\ \dot{\lambda} &= A_c \lambda + B_c v \\ y &= C_c \lambda \end{aligned} \quad (11)$$

其中 A_c, B_c 与 C_c 是 ρ_i 个积分器的规范形矩阵。当矩阵 η 具有满秩时，NDI 的控制律为：

$$u_{NDI} = \eta(x)^+ [v - \mu(x)] \quad (12)$$

其中， $(*)^+$ 表示矩阵的伪逆， v 为虚拟输入。但是在实际运用中，由于模型的简化与外部干扰等因素， $\mu(x)$ 是不可能完全消除的，也无法建立精准的数学模型。因此通过 INDI 控制律来进一步减少 NDI 对模型的依赖。设计增量控制输入： $\Delta u = \hat{\eta}(x_0)^+ [v - y_0^{(\rho)}]$ ，得到 INDI 控制律：

$$u_{INDI} = \hat{\eta}(x_0)^+ (v - y_0^{(\rho)}) + u_0 \quad (13)$$

其中， $\hat{\eta}(x_0)$ 为控制效率矩阵。带入非线性系统的表达式可得到基于 INDI 线性化条件下的系统表达式：

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= f_\xi(\xi, \lambda) \\ \dot{\lambda} &= A_c \lambda + B_c [v + \delta(z, \Delta t)] \\ y &= C_c \lambda \end{aligned} \quad (14)$$

此时定义系统的状态向量 x_m 和为系统的输出参考函数 y_r ：

$$\begin{cases} x_m = [z, V_z, h_1, h_2, p, q, r]^T \\ y_r = [z_r, h_1 - e_x^b, h_2 - e_y^b]^T \end{cases} \quad (15)$$

得到的状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{v}_z \\ \dot{h}_1 \\ \dot{h}_2 \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_z \\ g + F_{a,z} - G_{3,3}\kappa_0(u_1 + u_2 + u_3)/m \\ h_3p - h_1r + \delta_2 \\ -h_3q + h_2r + \delta_1 \\ A_xrq - 2a_xq\bar{\omega} + M_{a,x} + G_p(u_1 - u_2 - u_3) \\ A_yrp + 2a_yr\bar{\omega} + M_{a,y} + G_q(u_1 + u_2 - u_3) \\ A_zpq - \gamma r/I_z + M_{a,z} + G_r(u_1 - u_2 + u_3) \end{bmatrix} \quad (16)$$

该系统存在六个外部状态 $\lambda_1\lambda_2\lambda_3\lambda_3\lambda_3\lambda_3$:

$$\begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \\ \lambda_4 \\ \lambda_4 \\ \lambda_5 \\ \lambda_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_1 \\ \dot{y}_1 \\ y_2 \\ \dot{y}_2 \\ \dot{y}_2 \\ y_3 \\ \dot{y}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z \\ v_z \\ h_1 - e_x^b \\ -h_3q + h_2r \\ h_2 - e_y^b \\ h_3p - h_1r \end{bmatrix} \quad (17)$$

带入得到虚拟输入 v 的表达式:

$$v = \begin{bmatrix} -k_{z,p}(z - z_r) - k_{z,d}(v_z - \dot{z}_r) + \ddot{z}_r \\ -k_{a,p}(h_1 - e_x^b) - k_{a,d}(h_2r - h_3q) \\ k_{a,p}(h_2 - e_y^b) - k_{a,d}(h_3p - h_1r) \end{bmatrix} \quad (18)$$

上式可得到姿态控制的输出量, 继而可以求出剩余转子转速, 其中控制效率矩阵为:

$$\hat{\eta}(x_0) = \begin{bmatrix} -\kappa_0 & -\kappa_0 & -\kappa_0 \\ b\kappa_0 \sin \beta & -b\kappa_0 \sin \beta & -b\kappa_0 \sin \beta \\ b\kappa_0 \cos \beta & b\kappa_0 \cos \beta & -b\kappa_0 \cos \beta \end{bmatrix} \quad (19)$$

同时:

$$\begin{aligned} \tilde{u} &= [\varpi_1^2 \quad \varpi_2^2 \quad \varpi_3^2]^T \\ u_{INDI} &= \hat{\eta}(x_0)^+ (v - y_0^{(\rho)}) + u_0 \end{aligned} \quad (20)$$

其中 $\hat{\eta}(x_0)$ 与 v 已得, $y_0^{(\rho)}$ 有 $y_0^{(\rho)} = \ddot{y}_r = [a_{z,r}, \ddot{h}_{1,r}, \ddot{h}_{2,r}]^T$ 其值可以通过直接读取滤波输出的二阶导数得到, u_0 则是此时传感器测量得到的电机转速值。通过输入输出反馈线性化公式求得执行器故障后剩余三个电机转子转速的调整值, 同时不存在空气动力学的干扰。

2.2. 空气动力学扰动下的稳定性分析

本节将讨论与状态变化相关的项对闭环系统稳定性的影响, 同时针对前文设计的控制系统进行零动态稳定性分析。在 INDI 控制下的闭环系统的原点 $z=0$ 处进行稳定性分析。定义虚拟输入 $V = -K\lambda$, 则有:

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= f_\xi(\xi, \lambda) \\ \dot{\lambda} &= (A_c - B_c K)\lambda + B_c \delta(z, \Delta t) \end{aligned} \quad (21)$$

满足 $A_c - B_c K$ 赫尔维茨稳定。由于输出为线性表达式，此处可以略去。针对扰动项 $\delta(z, \Delta t)$ ，项应保留在闭环系统的表达式中，同时影响着控制系统的稳定性。考虑以下系统作为标准的控制系统：

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= f_{\xi}(\xi, \lambda) \\ \dot{\lambda} &= (A_c - B_c K)\lambda \end{aligned} \quad (22)$$

其中 $\dot{\xi} = f_{\xi}(\xi, 0)$ 被称为零动态[13]，如果非线性系统的零动态具有一个渐近稳定的平衡点，则称其为渐近最小相位。系统扰动项的范数值为：

$$\|\delta(x, \Delta t)\|_2 = \left\| \frac{\partial[\mu(x) + \eta(x)u]}{\partial x} \right\|_0 \Delta x + \|\mathcal{O}(\Delta x^2)\|_2 \quad (23)$$

且 $\mu(x)$ 与 $\eta(x)$ 关于 x 的偏导数有界、 x 是连续的，带入扰动项有：

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \|\delta(z, \Delta t)\|_2 = 0, \forall x \in R^n \quad (24)$$

这个式子说明对于非线性系统，随着采样频率的不断提高，系统中存在的空气扰动项的范数值可以大幅降低，扰动项的影响可以忽略不计。同时方程表明，存在一个 Δt ，可以保证 $\delta(z, \Delta t)$ 的有界性。并且增加采样频率，可以进一步减小界限值。接下来分析系统自身的稳定性只需分析内动态的稳定性即可验证整个系统的稳定性。前面提到 x_m 总共有 7 个状态，其中有 6 个外动态，故只需要确定一个满足上文约束条件的内动态即可。因此可以对内部状态做出以下选择：

$$\xi_1 = r + \mu_1 v_z + \mu_2 p + \mu_3 q \quad (25)$$

其中 μ_1, μ_2, μ_3 为常数，与转子机械特性有关。此时基于 INDI 原理排除系统中的扰动项，同时参考姿态 n_d^e 是慢时变的[14]，因此有如下约束条件：

$$\begin{aligned} \lambda_i &= 0, i = 1, 2, \dots, 6 \\ \mu_1 = \mu_2 = \mu_3 &= 0, \bar{\omega} = 0 \\ F_{a,x} = F_{a,y} = F_{a,z} &= 0, M_{a,z} = 0 \\ \dot{n}_d^e &= [\delta_1, \delta_2, \delta_3]^T \sqcup \mathbf{0} \end{aligned} \quad (26)$$

对公式 $\xi_1 = r + \mu_1 v_z + \mu_2 p + \mu_3 q$ 取一阶微分并整理，可以得到：

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = -\frac{\gamma}{\Gamma} \xi_1 + \frac{\Lambda}{h_3 \Gamma^2} \xi_1^2 + g \mu_1 \\ \Gamma = \frac{e_x^b \mu_2}{h_3} + \frac{e_y^b \mu_3}{h_3} + 1 \\ \Lambda = A_x e_y^b \mu_2 + A_y e_x^b \mu_3 + \frac{A_z e_x^b e_y^b}{h_3} \end{cases} \quad (27)$$

将 $e_x^b = e_y^b = 0$ 代入并化简可得：

$$\dot{\xi}_1 = -\gamma(\xi_1 - g \mu_1) = -\gamma(\xi_1 - \bar{\xi}_1) \quad (28)$$

上式(28)为控制系统的零动态方程，其中偏航阻尼 $\gamma > 0$ 。式(27)为一阶线性非齐次微分方程，由其通解形式可知系统的内动态 ξ_1 在平衡点 $\bar{\xi}_1$ 处稳定。通过 INDI 控制原理设计的容错控制器，只要传感器采样频率足够高，就可以降低扰动项范数值，从而减小无人机飞行中的空气动力学影响，增强飞控系统的鲁棒性，同时也验证了零动态稳定性。

3. 半物理仿真环境搭建

无人机的 PX4 固件有两种仿真模式——软件在环仿真和硬件在环仿真。本文主要进行硬件在环仿真(半物理仿真)。硬件在环仿真环境将 Pixhawk 控制器集成到仿真过程,更加接近无人机在真实世界中的情形。在安装了 Ubuntu 系统的计算机环境中进行半物理仿真,测试容错控制器的性能。本文选择 Pixhawk 进行无人机系统的开发,在 Offboard 模式下进行 Pixhawk 与 Gazebo 的联合半物理仿真,如图 4 所示。

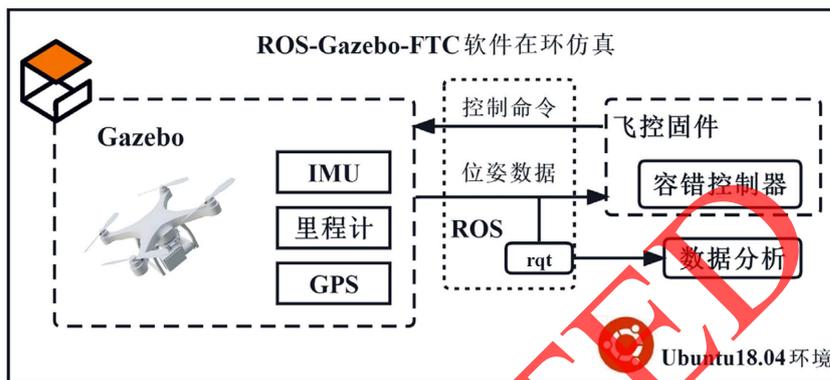


Figure 4. Schematic diagram of semi-physical simulation environment
图 4. 半物理仿真环境示意图

本研究的仿真测试采用了 RotorS 固件,其对 Linux 系统具有出色的兼容性。此外,仿真平台配备了 IMU、里程计等传感器,能够实时且高效地监测并反馈无人机在故障发生后的位置和姿态变化。随后创建 ROS 工作空间并编译固件。同时,本文选用的无人机仿真模型带有精度较高的 ADIS-16448 IMU,其可以提供较高精度的姿态与位置信息,能够符合 INDI 控制算法对传感器精度的要求。

同时,为了监控无人机四个旋翼电机的转速变化,并获取故障后无人机位姿的详细数据,加入 rqt-plot 和 rqt-bag 这两个工具。rqt-plot 用于实时展示电机转速的波动情况,而 rqt-bag 则用于订阅并记录在执行器故障后的飞行位姿数据。这些数据对于分析和评估容错控制器的性能至关重要。如下图 5 所示:



Figure 5. Quadcopter UAV individual motor speeds
图 5. 四旋翼无人机各个电机转速

仿真条件设置为:为确保无人机在单转子完全失效情况下仍能飞行并保持稳定,我们整合了所设计的容错控制器至底层 PID 控制框架。当检测到电机转子故障时,系统会自动切换到相应的容错控制算法。通过 ROS 的话题发布与订阅机制,这一过程在 Gazebo 模拟器中得以实现。进一步地,以支持故障注入和飞行轨

迹设定，我们移除了自动轨迹跟踪，并通过脚本动态发送实时话题，在控制器中加入了对脚本话题的订阅。

主要流程为在 Gazebo 软件中载入无人机模型与仿真环境模型，将加入 INDI 容错控制律的固件刷写到 Pixhawk 主板中，通过地面站使无人机进入 Offboard 模式，与 MAVROS 进行通信，在接收二次开发程序进行外部精准控制。通过 ROS 节点发布话题实现无人机飞行控制与转子故障注入。最后订阅无人机位姿话题得到仿真数据以分析半物理仿真下容错控制器的性能。

4. 仿真结果与讨论

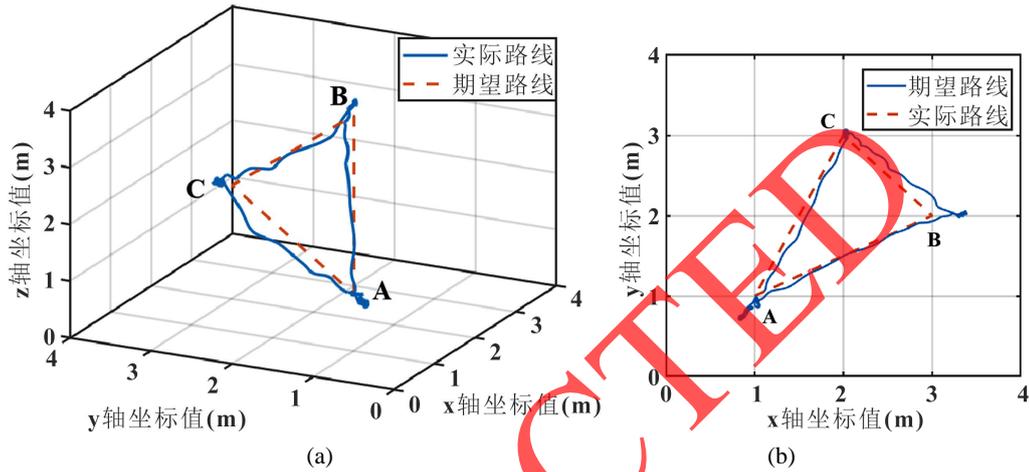
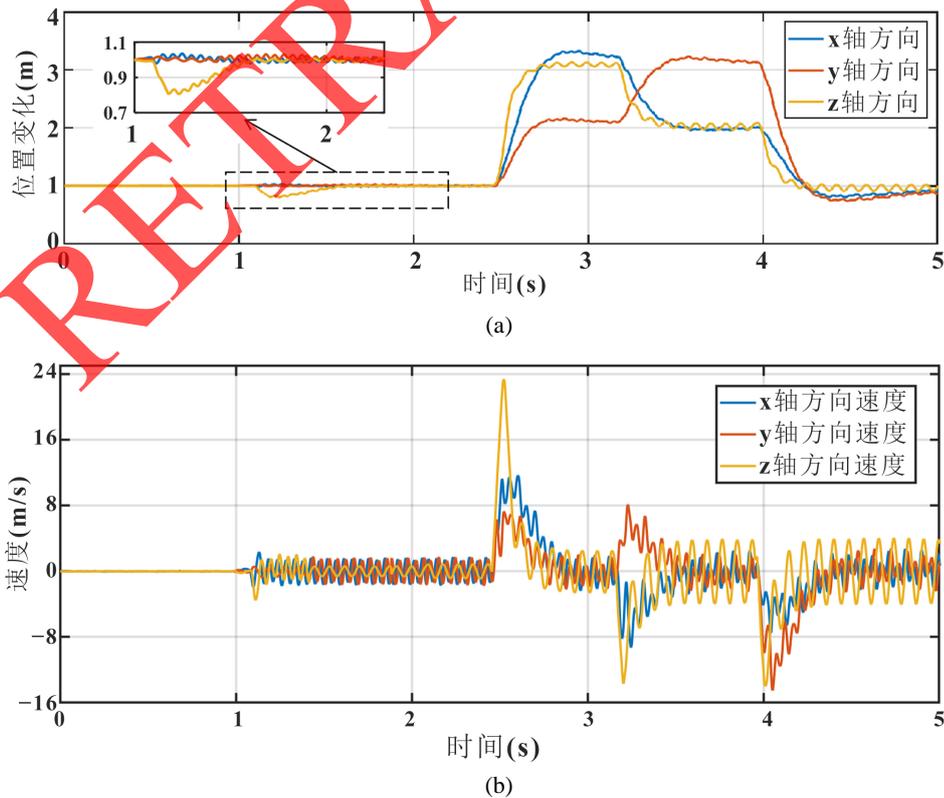


Figure 6. Semi-physical simulation of UAV flight trajectory profile (a) UAV space flight trajectories; (b) Top view of flight path

图 6. 半物理仿真无人机飞行轨迹曲线(a) 无人机空间飞行轨迹; (b) 飞行轨迹俯视图



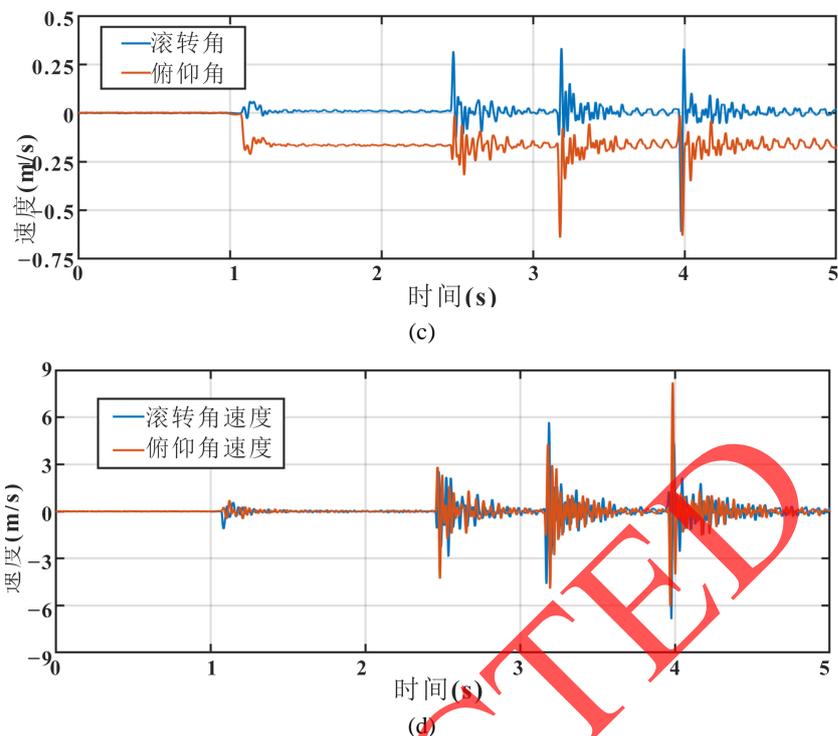


Figure 7. Simulation result diagram (a) Variation curve of the position of each sub-axis of; (b) Velocity change curve of each sub-axis of the UAV the centre of mass of the UAV; (c) Plot of roll angle versus pitch angle variation; (d) Curve of roll angular velocity versus pitch angular velocity

图 7. 仿真结果图(a) 无人机质心各分轴位置变化曲线; (b) 无人机各分轴速度变化曲线; (c) 滚转角与俯仰角变化曲线图; (d) 滚转角速度与俯仰角速度变化曲线

启动半物理仿真平台后, 本文通过 ROS 话题发布轨迹命令, 使无人机飞至 A (1, 1, 1) 点保持悬停状态, 后沿 B 点(3, 2, 3)、C 点(2, 3, 2)和 A 点(1, 1, 1)巡航飞行并观察无人机变化, 同时订阅话题得到无人机位姿数据, 如图 6、图 7 所示:

由上述仿真结果分析可知: 图 6 可以看到, 在故障后无人机仍能按照一系列期望点执行飞行任务, 其飞出一段距离后无人机调整姿态逐渐回正至转向点, 最大偏离量为 0.2m。图 7(a)可以看出无人机在保证较小偏移量的前提下能够快稳地飞到预设点位, 并且调整姿态保持平衡以继续飞行。由图 7(b)可以发现, 无人机不同时间段飞行速度的快慢导致了其质心运动轨迹的不同。由图 7(c)可以看出无人机在改变飞行方向时翻滚角与俯仰角有较大的变化, 在到达目的地后趋于稳定。由图 7(d)可以看到在到达目标点后沿直线飞行的过程中, 角速度经历突然增大, 之后逐步减小到零, 符合无人机实际飞行情况。

总之, 在单个执行器完全失效的情况下, 通过 Pixhawk 飞控执行 INDI 容错控制器进行在线控制变量调节和姿态修正, 无人机在空气动力学扰动下仍能保持较为良好的轨迹跟踪能力。尽管受硬件和串口影响, 飞行轨迹仍存在明显的偏离, 但仍能在可接受的误差范围内可靠地飞向目标点, 有效避免无人机的碰撞与坠毁。这验证了容错控制器的有效性、稳健性和在实际硬件上的可执行性。

5. 结论

为了实现四旋翼无人机在单个执行机构完全失效和有空气动力学扰动情况下的安全飞行和轨迹跟踪, 本文研究了基于 INDI 的容错控制器和稳定性分析。首先, 本文推导了四旋翼无人机在一个螺旋桨失效时的降阶动力学模型, 并推导得到了 INDI 容错控制律。然后, 分析了论证了 INDI 容错控制在空气动力学

扰动下的稳定性。最后,搭建了基于 Pixhawk 飞控和 ROS-Gazebo 的无人机控制半物理仿真环境。在硬件在环仿真测试中,我们对执行器故障后的无人机进行了精准的悬停和轨迹飞行实验,仔细分析了其姿态数据。实验结果显示,容错控制器在故障发生后能迅速调整剩余转子的转速,实现高度稳定的飞行。悬停状态下的偏离量控制在 ± 0.05 米以内,轨迹飞行时的偏离量也仅在 ± 0.2 米范围内,有效确保了无人机在故障情况下的安全飞行,极大减少了碰撞和坠落的风险。仿真结果表明,虽然失去一个偏航角的自由度,四旋翼无人机在风扰动下仍然具有良好的轨迹跟踪能力,验证了 INDI 容错控制算法的有效性和稳健性。

参考文献

- [1] Luo, J., Zhu, L. and Yan, G. (2015) Novel Quadrotor Forward-Flight Model Based on Wake Interference. *AIAA Journal*, **53**, 1-12. <https://doi.org/10.2514/1.J053011>
- [2] 李伟伟. 植保无人机在现代智慧农业建设中的应用研究[J]. 智慧农业导刊, 2021, 1(21): 1-3.
- [3] 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. <https://doi.org/10.3969/j.issn.1674-8190.2014.02.003>
- [4] 董宁, 王立峰. 基于增量式非线性动态逆的四旋翼无人机姿态控制[J]. 动力系统与控制, 2018, 7(4): 253-261. <https://doi.org/10.12677/DSC.2018.74028>
- [5] L. X.L. and Guo, Y.Y. (2018) Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV Using Control Allocation. 2018 *Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, Shenyang, 09-11 June 2018. <https://doi.org/10.1109/CCDC.2018.8407422>
- [6] 李煜, 刘小雄, 明瑞晨, 等. 基于 L1 自适应结构的动态逆飞行控制方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(5): 995-1004.
- [7] 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.
- [8] Bresciani, T. (2008) Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter.
- [9] Hoffmann, G.M., Huang, H., Waslander, S.L., et al. (2011) Precision Flight Control for a Multi-Vehicle Quadrotor Helicopter Testbed. *Control Engineering Practice*, **19**, 1023-1036. <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2011.04.005>
- [10] Mahony, R., Kumar, V., et al. (2012) Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor. *Robotics & Automation Magazine IEEE*, **19**, 20-32. <https://doi.org/10.1109/MRA.2012.2206474>
- [11] Mueller, M.W. and D'Andrea, R. (2014) Stability and Control of a Quadcopter despite the Complete Loss of One, Two, or Three Propellers. 2014 *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. Hong Kong, 31 May-07 June 2014. <https://doi.org/10.1109/ICRA.2014.6906588>
- [12] Byrnes, C.I. and Isidori, A. (2003) Nonlinear Control Systems. *Lecture Notes in Control & Information Sciences*, 242, 408. <https://doi.org/10.1007/978-1-84628-615-5>
- [13] Khalil, H.K. (2002) Output Regulation of Uncertain Nonlinear Systems: C.I. Byrnes, F.D. Prisco, and A. Isidori, Copyright 1997, Birkhäuser, Boston. *Automatica*, **38**, 1091-1093. [https://doi.org/10.1016/S0005-1098\(01\)00289-8](https://doi.org/10.1016/S0005-1098(01)00289-8)
- [14] 田聪聪. 基于直接参数化方法的高超声速飞行器姿态控制[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017. <https://doi.org/CNKI:CDMD:2.1017.863911>