Artificial Intelligence and Robotics Research 人工智能与机器人研究, 2026, 15(6), 1347-1357
Published Online November 2026 in Hans. https://www.hanspub.org/journal/airr
https://doi.org/10.12677/airr.2026.156122

倾转伺服故障下倾转三旋翼无人机的滑模被动容错姿态控制设计

林泽敏

广东工业大学自动化学院，广东 广州

收稿日期：2026年8月30日；录用日期：2026年10月27日；发布日期：2026年11月5日

摘　要

倾转旋翼无人机因其独特的气动外形及复杂的倾转伺服机构，在执行器故障方面表现出比传统多旋翼无人机更高的脆弱性。针对垂直起降(VTOL)飞行模式下倾转伺服机构故障导致的姿态控制问题，本文提出了一种基于快速非奇异终端滑模的被动容错姿态控制方法(FNTISM)。该方法在快速非奇异终端滑模控制的基础上引入积分环节，以消除倾转伺服机构卡死故障引起的稳态跟踪误差，并采用单位四元数描述姿态运动，避免了欧拉角描述在大角度机动时的万向节锁定问题。基于Lyapunov稳定性理论，证明了所设计控制器能够保证姿态跟踪误差在有限时间内收敛到零。仿真结果表明，在倾转伺服机构卡死故障情况下，所提出的FNTISM控制器相较于传统滑模控制(SMC)和快速非奇异终端滑模控制(FNTSM)，具有更快的收敛速度、更小的超调量以及无稳态误差的优越控制性能，显著提升了倾转旋翼无人机在故障工况下的鲁棒性。

关键词

倾转旋翼无人机，倾转伺服机构故障，被动容错控制，快速非奇异终端滑模，有限时间收敛，四元数

Sliding Mode-Based Passive Fault-Tolerant Attitude Control Design for a Tilt Trirotor UAV under Tilt Servo Failures

Zemin Lin

School of Automation, Guangdong University of Technology, Guangzhou Guangdong

Received: August 30, 2026; accepted: October 27, 2026; published: November 5, 2026

Abstract

Tilt trirotor unmanned aerial vehicles (TTRUAVs) exhibit greater vulnerability to actuator failures

文章引用：林泽敏. 倾转伺服故障下倾转三旋翼无人机的滑模被动容错姿态控制设计[J]. 人工智能与机器人研究, 2026, 15(6): 1347-1357. DOI: 10.12677/airr.2026.156122

compared to conventional multi-rotor UAVs due to their unique aerodynamic configuration and complex tilt servo mechanisms. To address the attitude control problem caused by tilt servo mechanism failures in vertical take-off and landing (VTOL) flight mode, this paper proposes a passive fault-tolerant attitude control method based on fast nonsingular terminal sliding mode (FNTISM). An integral term is introduced into the fast nonsingular terminal sliding mode control to eliminate the steady-state tracking error induced by tilt servo jamming failures. Meanwhile, unit quaternion is employed to describe the attitude kinematics, avoiding the gimbal lock problem associated with Euler angle representation during large-angle maneuvers. Based on Lyapunov stability theory, it is proven that the designed controller can guarantee finite-time convergence of the attitude tracking error to zero. Simulation results demonstrate that, under tilt servo jamming failure conditions, the proposed FNTISM controller achieves superior control performance with faster convergence speed, smaller overshoot, and zero steady-state error compared to conventional sliding mode control (SMC) and fast nonsingular terminal sliding mode control (FNTSM), significantly enhancing the robustness of tilt-rotor UAVs under failure scenarios.

Keywords

Tilt-Rotor UAV, Tilt Servo Failure, Passive Fault-Tolerant Control, Fast Nonsingular Terminal Sliding Mode, Finite-Time Convergence, Quaternion

Copyright © 2026 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

倾转旋翼无人机(UAV)是一种特殊的空中平台，具备在高速巡航飞行模式和垂直起降(VTOL)飞行模式之间无缝切换的能力[1]。这种独特的多功能性使其在海上风电检查、灾后搜救行动、远程交通管理以及其他复杂环境中不可或缺。在这些复杂多变的环境中，特别是在多沙尘天气、冻雨过冷水、盐雾等不利因素的影响下，垂直起降(VTOL)模式下的精确悬停和安全控制至关重要。而姿态控制器是位置控制器的基础支撑[2]。然而，倾转旋翼无人机(UAV)因其气动外形及复杂的倾转伺服机构，对执行器故障表现出更高的脆弱性，这种脆弱性超过了传统多旋翼无人机所遇到的。因此，迫切需要设计一种专为垂直起降(VTOL)飞行模式下的倾转旋翼无人机量身定制的容错姿态跟踪控制器，该控制器需具备快速响应、精确控制和鲁棒性。

现有研究在 VTOL 类无人机执行器故障识别方面已取得显著进展，主要沿模型驱动与数据驱动两条技术路线展开。在模型驱动方面，文献[3]将执行器偏转量增广至状态向量，结合扩展卡尔曼滤波与多模型自适应估计，实现了无额外传感器的精确故障诊断；文献[4]针对倾转三旋翼多飞行模式强非线性特征，采用 TSK 模糊模型残差生成与核主成分分析二次确认策略，在仿真及真实飞行数据中验证了约 41 ms 计算时间的实时检测性能；文献[5]则通过建立非线性纵向控制系统模型，设计了基于次优渐消无迹卡尔曼滤波的检测方法，有效解决了闭环鲁棒性对早期小幅值故障信号的抑制问题。在数据驱动方面，文献[6]对比了鲁棒线性滤波残差生成与纯数据驱动异常检测两种互补方法在小型低成本无人机上的检测性能；文献[7]利用半消声室采集的螺旋桨音频信号训练轻量化机器学习模型，实现了机载嵌入式实时故障分类；文献[8]融合振动、电机转速与电流参数，结合模糊决策算法完成电机及电子调速器的三级状态预警。然而，上述研究主要聚焦于故障的检测与识别，尚未延伸至故障发生后的控制补偿与容错设计，难以直接保障倾转伺服故障下的飞行安全。

倾转旋翼无人机姿态控制方法近年来发展迅速，涵盖 PID 控制[9]、滑模控制(SMC)、LQR 及最优控制[10] [11]等多种技术路线。然而，上述常规方法多假设执行器正常工作，难以直接应对故障工况。为此，容错控制逐渐成为研究热点，但现有成果主要集中于多旋翼电机故障场景：文献[12]提出自适应鲁棒容错框架，通过输入效率系数自适应与扰动估计实现四旋翼从正常到完全故障的统一控制；文献[13]将其推广至多旋翼平台，无需故障信息即可完成六旋翼、八旋翼的硬件在环验证；文献[14]设计增量非奇异终端滑模控制，在避免奇异性的同时实现有限时间收敛；文献[15]结合预设性能控制与 Nussbaum 增益，兼顾执行器饱和、故障及事件触发约束；文献[16]采用强化学习输出补偿信号，在仿真与真实环境中验证了转子故障下的安全性；文献[17]则针对混合垂直起降无人机，通过动态逆与最优控制分配将垂直旋翼的“死重”转化为冗余控制优势。值得注意的是，上述方法均针对旋翼转速失效或电机故障，其控制分配对象为多旋翼的升力冗余，而倾转旋翼无人机的核心冗余在于倾转伺服机构的角度调节能力——伺服卡死将直接改变推力矢量方向，导致力矩耦合特性剧变，这与电机故障仅导致升力损失的物理机制存在本质差异。因此，现有容错控制框架难以直接迁移至倾转伺服故障场景，亟需针对该特定故障模式设计专用容错策略。

基于上述讨论，我们提出基于 FNTISM 的被动容错控制方法。该方法通过进一步改进及应用[18]中的控制策略，引入角速度控制和积分来处理随机有界扰动和倾转伺服机构故障问题。仿真证明，所提出的方法可以有效地解决倾转三旋翼无人机倾转伺服机构故障问题。

2. 数学模型

在建立无人倾转旋翼机数学模型前，先定义如图 1 所示的两个坐标系：1) 机体坐标系 $\boldsymbol{E}_b = O_b\{x_b, y_b, z_b\}$ 和导航坐标系 $\boldsymbol{E}_n = O_n\{x_n, y_n, z_n\}$。采用单位四元数 $\boldsymbol{q}$ 来表示从 O_n 到 O_b 的旋转，该旋转为

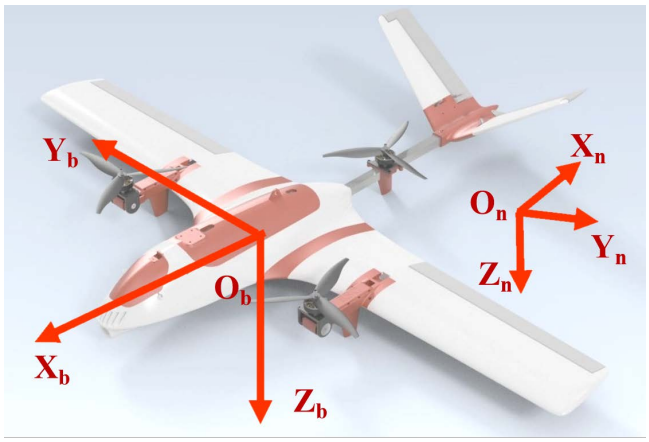


Figure 1. Definition of the body frame and the navigation frame
图 1. 机体坐标系及导航坐标系的定义

$$\boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} q_0 \\ \boldsymbol{q}_v \end{bmatrix} \tag{1}$$

其中

$$\boldsymbol{q}_v = [q_1, q_2, q_3]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

而 $\boldsymbol{q}$ 的微分为

$$\dot{\boldsymbol{q}}=\frac{1}{2}\boldsymbol{q}\otimes\begin{bmatrix}0\\ \boldsymbol{\Omega}_b\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中 $\boldsymbol{\Omega}_b\in\mathbb{R}^3$ 是相对于身体坐标系的角速度，四元数乘法运算 $\otimes$ 定义为

$$\boldsymbol{q}_a\otimes\boldsymbol{q}_b=\begin{bmatrix}q_{a,0}q_{b,0}-\boldsymbol{q}_{a,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{b,v}\\ \boldsymbol{q}_{a,v}\times\boldsymbol{q}_{b,v}+q_{a,0}\boldsymbol{q}_{b,v}+q_{b,0}\boldsymbol{q}_{a,v}\end{bmatrix} \tag{4}$$

其中 $\boldsymbol{q}_a$ 和 $\boldsymbol{q}_b$ 两个是单位四元数。因此， $\dot{\boldsymbol{q}}$ 可以重写为

$$\begin{cases}\dot{q}_0=-\dfrac{1}{2}\boldsymbol{q}_v^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Omega}_b\\ \dot{\boldsymbol{q}}_v=\dfrac{1}{2}\left(\left[\boldsymbol{q}_v\right]^{\times}+q_0\boldsymbol{I}\right)\boldsymbol{\Omega}_b\end{cases}$$

对于任意向量 $\boldsymbol{b}=\left[b_1,b_2,b_3\right]^{\mathrm{T}}\in\mathbb{R}^3$， $\left[\boldsymbol{b}\right]^{\times}$ 定义为

$$\left[\boldsymbol{b}\right]^{\times}=\begin{bmatrix}0 & -b_3 & b_2\\ b_3 & 0 & -b_1\\ -b_2 & b_1 & 0\end{bmatrix} \tag{5}$$

此外它的动力学模式为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}_b=-\boldsymbol{\Omega}_b\times\left(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega}_b\right)+\boldsymbol{M}_\tau+\boldsymbol{d}_0 \tag{6}$$

式中其中，$\boldsymbol{J}=\mathrm{diag}\left(J_{xx},J_{yy},J_{zz}\right)$ 是无人机的转动惯量，$\boldsymbol{M}_\tau\in\mathbb{R}^3$ 代表相对于机体坐标系的力矩，$\boldsymbol{d}\in\mathbb{R}^3$ 表示有界干扰。

在垂直起降(VTOL)飞行模式下，由倾转伺服系统故障引起的力矩可表示为 $\boldsymbol{M}_0$，而旋翼推力产生的力矩表示为 $\boldsymbol{M}$，满足 $\boldsymbol{M}_\tau=\boldsymbol{M}+\boldsymbol{M}_0$。具体来说，当倾转伺服系统正常工作且无任何故障时，来自旋翼的力矩为

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{P}_1\times\boldsymbol{F}_{r1}+\boldsymbol{P}_2\times\boldsymbol{F}_{r2}+\boldsymbol{P}_3\times\boldsymbol{F}_{r3} \tag{7}$$

其中， $P_i\left(i=1,2,3\right)$ 表示转子的位置。 $\boldsymbol{F}_{ri}$ 表示转子的力，即

$$\begin{cases}\boldsymbol{F}_{r1}=k_f\omega_1^2\left[-\sin\theta_t,0,-\cos\theta_t\right]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{F}_{r2}=k_f\omega_2^2\left[\sin\theta_t,0,-\cos\theta_t\right]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{F}_{r3}=k_f\omega_3^2\left[0,0,-1\right]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{8}$$

其中， $k_f>0$ 表示旋翼推力系数， $\omega_i\left(i=1,2,3\right)$ 表示旋翼的转速， θ_t 表示旋翼的倾角。

倾转伺服系统为对称结构，因此此处仅需对伺服系统的一个故障进行建模，则由倾转伺服系统故障引起的力矩为

$$\boldsymbol{M}_0=\boldsymbol{P}_1\times\tilde{\boldsymbol{F}}_1 \tag{9}$$

$$\tilde{\boldsymbol{F}}_1=k_f\omega_1^2\left[-\sin\theta_f+\sin\theta_t,0,-\cos\theta_f+\cos\theta_t\right]^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

式中， θ_f 表示故障伺服舵机的倾斜角度， θ_t 表示正常伺服舵机的斜角度。故障角度 θ_f 满足

$$\theta_f=a_1\theta_t+a_2 \tag{11}$$

满足 $\theta_f<\theta_t$， $a_1\in\left[0,1\right)$ 和 $a_2\in\mathbb{R}$。

与经同时，我们假设 $\boldsymbol{d}=\boldsymbol{M}_0+\boldsymbol{d}_0$ 是有界的，即 $\left|\boldsymbol{d}\right|<D$，其中 $D>0$ 为其上界。因此，式(6)可改写为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}_b = -\boldsymbol{\Omega}_b \times \left(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega}_b\right) + \boldsymbol{M} + \boldsymbol{d} \tag{12}$$

3. 容错控制器设计

本节设计了一种 FNTISM 控制器，以确保倾转旋翼无人机在一侧倾转伺服机构故障情况下能够跟踪期望的姿态。此外，还进一步地通过 Lyapunov 函数证明了该控制器的稳定性。最后，对参数整定进行了讨论。

3.1. 姿态控制

首先定义期望姿态为

$$\boldsymbol{q}_{des} = \boldsymbol{q} \otimes \boldsymbol{q}_e \tag{13}$$

式中 $\boldsymbol{q}_e$ 表示姿态误差。因此 $\boldsymbol{q}_e$ 为

$$\boldsymbol{q}_e = \boldsymbol{q}^{-1} \otimes \boldsymbol{q}_{des} \tag{14}$$

微分项，$\dot{\boldsymbol{q}}_{des}$ 和 $\dot{\boldsymbol{q}}_e$ 分别是

$$\begin{cases} \dot{q}_{des,0} = -\dfrac{1}{2}\boldsymbol{q}_{des,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Omega}_{des} \\ \dot{\boldsymbol{q}}_{des,v} = \dfrac{1}{2}\left(\left[\boldsymbol{q}_{des,v}\right]^{\times} + q_{des,0}\boldsymbol{I}\right)\boldsymbol{\Omega}_{des} \end{cases} \tag{15}$$

$$\begin{cases} \dot{q}_{e,0} = -\dfrac{1}{2}\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Omega}_{e} \\ \dot{\boldsymbol{q}}_{e,v} = \dfrac{1}{2}\left(\left[\boldsymbol{q}_{e,v}\right]^{\times} + q_{e,0}\boldsymbol{I}\right)\boldsymbol{\Omega}_{e} \end{cases} \tag{16}$$

其中，$\boldsymbol{\Omega}_{des} = -\boldsymbol{\alpha}_a q_{e,0}\boldsymbol{q}_{e,v}$ 表示相对于机体坐标系的期望角速度。$\boldsymbol{\alpha}_a$ 是一个正对角参数矩阵。$\boldsymbol{E}_q = 2q_{e,0}\boldsymbol{q}_{e,v}$ 表示相对于机体坐标系的角度误差。$\boldsymbol{\Omega}_e$ 表示相对于机体坐标系的角速度误差，可通过以下公式计算：

$$\boldsymbol{\Omega}_e = \boldsymbol{\Omega}_b - \boldsymbol{\Omega}_{des} \tag{17}$$

此外，式(6)可以改写为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}_e = \boldsymbol{J}\left(\dot{\boldsymbol{\Omega}}_b - \dot{\boldsymbol{\Omega}}_{des}\right) = -\boldsymbol{\Omega}_b \times \left(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega}_b\right) + \boldsymbol{M} + \boldsymbol{d} - \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}_{des} \tag{18}$$

终端滑模函数 $\boldsymbol{S}$ 设计为

$$\boldsymbol{S} = \boldsymbol{\Omega}_e + \alpha_1\boldsymbol{E}_q + \alpha_2\int_{t_0}^{t}\Upsilon\left(\boldsymbol{E}_q, \beta_0\right)\mathrm{d}\tau \tag{19}$$

其中，α_1 和 α_2 为正值，$\beta_0 > 1$ 是滑模面函数中的控制器参数。滑模面满足 $\boldsymbol{S} = \left[S_1, S_2, S_3\right]^{\mathrm{T}} \in \mathbb{R}^3$。函数 $\Upsilon\left(\boldsymbol{v}, \rho\right)$ 定义为

$$\Upsilon\left(\boldsymbol{v}, \rho\right) = \begin{bmatrix} \left|v_1\right|^{\rho}\operatorname{sgn}\left(v_1\right) \\ \left|v_2\right|^{\rho}\operatorname{sgn}\left(v_2\right) \\ \left|v_3\right|^{\rho}\operatorname{sgn}\left(v_3\right) \end{bmatrix}, \tag{20}$$

其中，$\boldsymbol{v} = \left[v_1, v_2, v_3\right]^{\mathrm{T}} \in \mathbb{R}^3$ 表示任意向量，ρ 为非负数实数。

$\boldsymbol{S}$ 关于时间的导数写作

$$\dot{\boldsymbol{S}} = \dot{\boldsymbol{\Omega}}_e + \alpha_1\dot{\boldsymbol{E}}_q + \alpha_2\Upsilon\left(\boldsymbol{E}_q, \beta_0\right) \tag{21}$$

其中

$$\dot{\boldsymbol{E}}_q = -\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Omega}_e\boldsymbol{q}_{e,v} + q_{e,0}\left(\left[\boldsymbol{q}_{e,v}\right]^{\times} + q_{e,0}\boldsymbol{I}_3\right)\boldsymbol{\Omega}_e \tag{22}$$

基于等效控制输入方法，令滑模变量满足 $\dot{\boldsymbol{S}} = 0$。将式(18)代入式(21)，去除不确定扰动项，得到等效控制输入 $\boldsymbol{\tau}_0$ 为

$$\boldsymbol{\tau}_0 = -\boldsymbol{J}\left[\alpha_1\dot{\boldsymbol{E}}_q + \alpha_2\Upsilon\left(\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\right] + \boldsymbol{\Omega}_b\times\left(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega}_b\right) + \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}_{des} \tag{23}$$

而到达控制输入被设计为

$$\boldsymbol{\tau}_1 = -\boldsymbol{J}\left[\alpha_3\boldsymbol{S} + \alpha_4\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) + D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right)\right] \tag{24}$$

其中，α_3 和 α_4 为正值，$\beta_1\in(0,1)$ 为趋近律参数。D 为正标量前面已有介绍，$\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right) = \left[\operatorname{sgn}\left(S_1\right),\operatorname{sgn}\left(S_2\right),\operatorname{sgn}\left(S_3\right)\right]^{\mathrm{T}}$，且 $\left|D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right)\right| \geq \left|\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d}\right|$。

因此，控制输入可以合并为

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau}_0 + \boldsymbol{\tau}_1 \tag{25}$$

3.2. 稳定性分析

为了证明 FNTISM 的稳定性，这里定义了一个李雅普诺夫函数

$$V_1 = \frac{1}{2}\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}, \tag{26}$$

其中 V_1 的导数为

$$\dot{V}_1 = \boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{S}} \tag{27}$$

基于(19)~(25)和系统(18)，滑动变量 S 的导数 $\dot{S}$ 能够被重构为

$$\dot{\boldsymbol{S}} = -\left[\alpha_3\boldsymbol{S} + \alpha_4\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) + D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right)\right] + \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d} \tag{28}$$

因此，$\dot{V}_1$ 的导数可以改写为

$$\begin{aligned}
\dot{V}_1 &= -\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\left[\alpha_3\boldsymbol{S} + \alpha_4\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) + D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right) - \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d}\right] \\
&= -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) - \boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right) + \boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d} \\
&\leq -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) - \left|\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right)\right| + \left|\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d}\right| \\
&= -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) - \left|\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\right|\left(\left|D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right)\right| - \left|\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d}\right|\right) \\
&\leq -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\Upsilon\left(\boldsymbol{S},\beta_1\right) \\
&= -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\left|\boldsymbol{S}\right|^{\mathrm{T}}\left|\boldsymbol{S}\right|^{\beta_1} \\
&= -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\left(\left|S_1\right|^{1+\beta_1} + \left|S_2\right|^{1+\beta_1} + \left|S_3\right|^{1+\beta_1}\right)
\end{aligned} \tag{29}$$

式中 $\left|D\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{S}\right)\right| \geq \left|\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{d}\right|$。

根据文献[19]，可得

$$\begin{aligned}
\dot{V}_1 &\leq -\alpha_3\boldsymbol{S}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S} - \alpha_4\left(\left|S_1\right|^2 + \left|S_2\right|^2 + \left|S_3\right|^2\right)^{\frac{1+\beta_1}{2}} \\
&= -2\alpha_3V_1 - \alpha_4\left(2V_1\right)^{\frac{1+\beta_1}{2}} \\
&= -2\alpha_3V_1 - 2^{\frac{1+\beta_1}{2}}\alpha_4\left(V_1\right)^{\frac{1+\beta_1}{2}}
\end{aligned} \tag{30}$$

对于任何初始条件$V_1\left(\boldsymbol{S}\left(0\right)\right)=V_1\left(0\right)$，根据文献[20]，系统将在有限时间内移动到滑动面$\boldsymbol{S}\left(T_s\right)=0$，即

$$T_s\le\frac{1}{\alpha_3\left(1-\beta_1\right)}\ln\left[1+\frac{\alpha_3V_1^{\frac{1-\beta_1}{2}}\left(0\right)}{2^{\frac{\beta_1-1}{2}}\alpha_4}\right] \tag{31}$$

此外，为了证明姿态误差将在有限时间内趋近于零，定义了另外一个 Lyapunov 函数

$$V_2=\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{e,v} \tag{32}$$

遵循单位四元数的规则，V_2 可以改写为

$$V_2=1-q_{e,0}^2 \tag{33}$$

因此，结合式(16)，V_2 的导数为

$$\begin{aligned}\dot{V}_2&=-2q_{e,0}\dot{q}_{e,0}\\&=q_{e,0}\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Omega}_e\end{aligned} \tag{34}$$

滑动面在T_s之后达到零，此时$\boldsymbol{S}\left(T_s\right)=0$。因此，式(19)可以改写为

$$\boldsymbol{\Omega}_e=-\alpha_1\boldsymbol{E}_q-\alpha_2\int_{t_0}^{t}\Upsilon\left(\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\mathrm{d}\tau \tag{35}$$

将其代入$\dot{V}_2$，结果为

$$\begin{aligned}\dot{V}_2&=-q_{e,0}\boldsymbol{q}_{e,0}^{\mathrm{T}}\left(\alpha_1\boldsymbol{E}_q+\alpha_2\int_{t_0}^{t}\Upsilon\left(\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\mathrm{d}\tau\right)\\&=-2\alpha_1q_{e,0}^2\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{e,v}-\alpha_2q_{e,0}\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\int_{t_0}^{t}\Upsilon\left(\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\mathrm{d}\tau\end{aligned} \tag{36}$$

从式(36)中提取出一个多项式算子，该算子为

$$\begin{aligned}&\varepsilon_{\alpha2}q_{e,0}\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\int_{t_0}^{t}\Upsilon\left(\boldsymbol{\alpha}_s\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\mathrm{d}\tau\\&=\varepsilon_{\alpha2}q_{e,0}\left|\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\right|\boldsymbol{M}_s\int_{t_0}^{t}\Upsilon\left(\boldsymbol{\alpha}_s\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\mathrm{d}\tau\\&=\varepsilon_{\alpha2}q_{e,0}\left|\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\right|\int_{t_0}^{t}\left|\Upsilon\left(\boldsymbol{\alpha}_s\boldsymbol{E}_q,\beta_0\right)\right|\mathrm{d}\tau\\&\ge0\end{aligned} \tag{37}$$

因此，(36)可以写成

$$\begin{aligned}\dot{V}_2&\le-2\alpha_1q_{e,0}^2\boldsymbol{q}_{e,v}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{e,v}\\&=-2\alpha_1q_{e,0}^2V_2\\&=-\varrho V_2^{\frac{1}{2}}\end{aligned} \tag{38}$$

其中，当$V_2\ne0$时，$\varrho=2\alpha_1q_{e,0}^2V_2^{\frac{1}{2}}>0$。根据文献[20]，对于$\boldsymbol{q}_{e,v}\left(0\right)$和$\boldsymbol{\Omega}\left(0\right)$的任何初始条件，$\boldsymbol{q}_{e,v}$将在有限时间$T_q$内趋近于零，即

$$T_q\le\frac{2V_2^{\frac{1}{2}}\left(0\right)}{\varrho} \tag{39}$$

因此，对于任何指令姿态角$\boldsymbol{q}_{des}$，在有限时间$T_r=T_s+T_q$内，姿态误差终会到$\boldsymbol{q}_e^{\mathrm{T}}=\left[1,0,0,0\right]^{\mathrm{T}}$。总之，有限时间$T_r$内系统状态在控制输入的驱动下趋近于滑动面，并且相对于体坐标系的角速度也收敛到指令

角速度 $\boldsymbol{\Omega}_c$，同时驱动姿态 $\boldsymbol{q}$ 达到期望姿态 $\boldsymbol{q}_{des}$。至此，证明完成。

3.3. 参数整定

除了不确定干扰、故障干扰和传感器噪声外，Y3 倾转旋翼机在垂直起降(VTOL)模式下的控制性能还会受到控制参数的影响，因此选择合适的参数至关重要。在本小节中，我们将就控制参数的选择提出一些建议。

1) α_1、α_2 和 β_0 影响姿态误差向收敛的速度。取值较大时系统收敛速度快，但由于它们控制输出较大，在接近该点时会导致抖动。为了平衡控制的快速性和精确性，将它们设置为 $\alpha_1=8.8$、$\alpha_2=12.5$ 和 $\beta_0=4.2$。

2) 根据方程(31)，α_3 和 α_4 这两参数决定滑动面值 $\boldsymbol{S}$ 收敛到零的到达时间 T_s。较大的参数值 α_3 和 α_4 可以增强系统的鲁棒性，而 β_1 则使输出更加强劲且平稳。因此，在我们的仿真中，参数设置为 $\alpha_3=18$，$\alpha_4=15$，$\beta_1=0.10$。

3) $\boldsymbol{\alpha}_a$ 是一个增益矩阵，它影响系统状态收敛速率。与横滚和俯仰不同，倾转旋翼的偏航控制具有较低的活动界限。因此，最好选择较小的偏航增益。而 D 是不确定扰动的上界，过大引起抖振，过小则致系统出现稳态误差。最后，它们被确定为：$\alpha_a=\mathrm{diag}(8.4,8.4,8.4)$ 和 $D=0.032$。

4. 数值仿真

本文仿真在 MATLAB 上进行的，用不超过验证所提出的倾转三旋翼在 VOTL 模式下的姿态控制器在倾转伺服机构故障下的控制效果。本文中的仿真包括悬停实验以及姿态跟踪响应。仿真实验的故障条件包括卡在 10˚时的悬停飞行实验以及卡在 0˚时的阶跃跟踪响应实验。

实验中的对照组包括常规滑模控制(SMC)和快速非奇异终端滑模控制(FNTSM)，其中 SMC 的到达控制输入为 $\tau_i=-k_{i,1}S_i-k_{i,2}\,\mathrm{sig}(S_i)$，而 FNTSM 的到达控制输入为 $\tau_i=-k_{i,1}S_i-k_{i,2}\,\mathrm{sig}^{\beta_i}(S_i)$。详细控制参数列于表 1 中。同时，为让数据展示得更直观，后续结果图片中将倾转旋翼机的姿态从四元数转为欧拉角(滚转角、俯仰角和偏航角)来展示。

Table 1. Controller parameters
表 1. 控制器参数

控制算法	参数	ϕ	θ	ψ
FNTISM	αa	8.4	8.4	8.4
	α1	8.8	8.8	8.8
	α2	12.5	12.5	12.5
	α3	18	18	18
	α4	15	15	15
	β0	4.2	4.2	4.2
	β1	0.1	0.1	0.1
	D	0.032	0.032	0.032
FNTSM	β	1.3	1.3	1.3
	λ	0.16	0.16	0.16
	ρ	0.6	0.6	0.6
	k1	1.2	1.2	1.2
	k2	10	10	10

续表

	λ	50	50	50
CSM	k1	10	10	10
	k2	0.8	0.8	0.8

在悬停飞行实验中，悬停 1 秒后左倾转伺服舵机设置卡在 10˚位置。悬停保持的姿态跟踪情况如图 2 所示。如图 2 所示，FNTSM 控制器在此无人机上的姿态变化最大，俯仰角 θ 超过 5˚。但是它的稳定跟踪误差为 0˚。传统 CSM 算法姿态抖动较小，但是存在稳态跟踪误差。三种算法中，本文所提出的 FNTISM 算法姿态抖动最小，且无稳态跟踪误差。

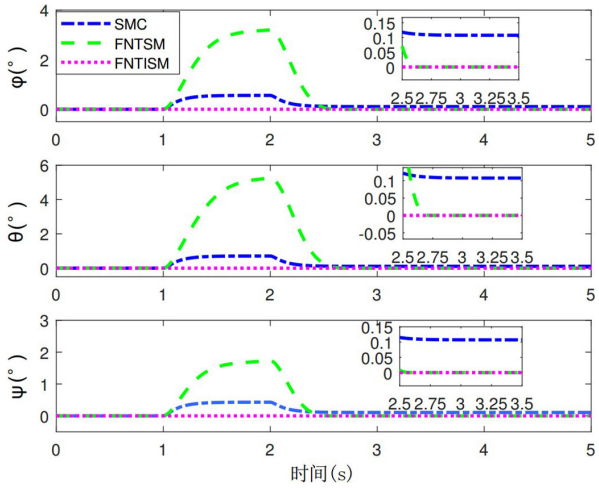


Figure 2. Hovering with the servo mechanism stuck at 10˚
图 2. 伺服机构卡在 10˚处的悬停飞行结果

在跟踪响应任务中，滚转角、俯仰角和偏航角从 0˚变化到 10˚。姿态跟踪性能如图 3 所示。从图中可知，SMC 控制时间为 0.63 s，FNTSM 控制器的控制时间为 0.41 s，而 FNTISM 用时只有 0.27 s。

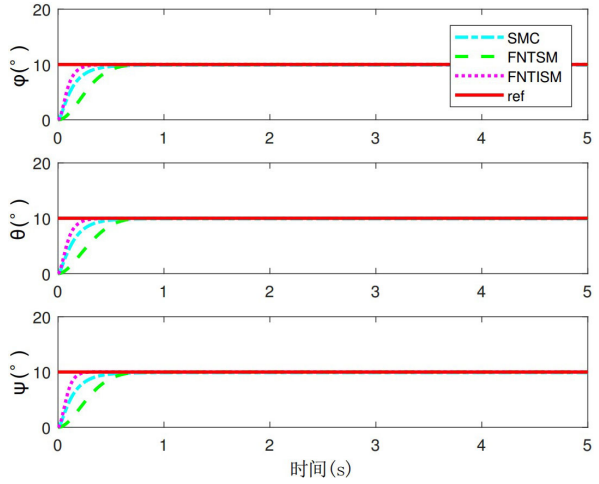


Figure 3. Step tracking response of the servo mechanism stuck at 0˚
图 3. 伺服机构卡在 0˚处的阶跃跟踪响应

因此，在此次仿真中，与传统滑模控制(SMC)和快速非奇异终端滑模控制(FNTSM)相比较，本文所提出的 FNTISM 控制器收敛速度更快、超调量更小以及无稳态误差，使倾转旋翼无人机在故障工况下具备更强的鲁棒性。

5. 小结

本文提出了一种用于垂直起降(VTOL)模式下倾转旋翼机的 FNTISM 姿态控制器，该控制器中的积分环节能够在倾转旋翼机伺服机构故障下使姿态误差在有限时间内收敛到平衡点。此外，倾转旋翼机的运动描述采用四元数而非欧拉角进行建模，从而避免了在大角度飞行任务中的万向节锁定问题。另外，该控制器还引入了角度跟踪功能，能够在保证精度的同时实现快速响应速度。如此同时，本文还就控制器参数的选择提出了一些建议。最后，仿真结果表明，所提出的控制器在伺服机构故障情况下依然能够减小倾转旋翼无人机的超调，提高其跟踪响应速度，从而增强系统的鲁棒性。

参考文献

[1] Liu, Z., He, Y., Yang, L. and Han, J. (2017) Control Techniques of Tilt Rotor Unmanned Aerial Vehicle Systems: A Review. *Chinese Journal of Aeronautics*, **30**, 135-148. https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.11.001

[2] Yu, L., He, G., Wang, X. and Zhao, S. (2022) Robust Fixed-Time Sliding Mode Attitude Control of Tilt Trirotor UAV in Helicopter Mode. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **69**, 10322-10332. https://doi.org/10.1109/tie.2021.3118556

[3] Gao, J., Zhang, Q. and Chen, J. (2020) EKF-Based Actuator Fault Detection and Diagnosis Method for Tilt-Rotor Unmanned Aerial Vehicles. *Mathematical Problems in Engineering*, **2020**, Article ID: 8019017. https://doi.org/10.1155/2020/8019017

[4] He, G., Bao, Y., Xin, L. and Long, Z. (2024) Residual Based Tilt Tri-Rotor UAV Actuator Fault Detection Using TSK Fuzzy Model. *IET Control Theory & Applications*, **19**, e12768. https://doi.org/10.1049/cth2.12768

[5] Zhong, W. and Xin, C. (2019) Fault Detection of UAV Fault Based on a SFUKF. *IOP Conference Series*: *Materials Science and Engineering*, **563**, Article ID: 052099. https://doi.org/10.1088/1757-899x/563/5/052099

[6] Freeman, P., Pandita, R., Srivastava, N. and Balas, G.J. (2013) Model-Based and Data-Driven Fault Detection Performance for a Small UAV. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, **18**, 1300-1309. https://doi.org/10.1109/tmech.2013.2258678

[7] Bruschi, V., Cecchi, S., Ciattaglia, G., Iadarola, G., Peruzzi, G., Pozzebon, A., *et al*. (2024) Lightweight UAV Propeller Fault Detection through Audio Signals Measurements. 2024 *IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference* (*I2MTC*), Glasgow, 20-23 May 2024, 1-6. https://doi.org/10.1109/i2mtc60896.2024.10560801

[8] Ghazali, M.H.M. and Rahiman, W. (2025) A Novel Fault Detection Approach in UAV with Adaptation of Fuzzy Logic and Sensor Fusion. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, **30**, 381-391. https://doi.org/10.1109/tmech.2024.3393990

[9] Papachristos, C., Alexis, K. and Tzes, A. (2011) Design and Experimental Attitude Control of an Unmanned Tilt-Rotor Aerial Vehicle. 2011 15*th International Conference on Advanced Robotics* (*ICAR*), Tallinn, 20-23 June 2011, 465-470. https://doi.org/10.1109/icar.2011.6088631

[10] Song, S., Wang, W., Lu, K. and Sun, L. (2015) Nonlinear Attitude Control Using Extended State Observer for Tilt-Rotor Aircraft. *The* 27*th Chinese Control and Decision Conference* (2015 *CCDC*), Qingdao, 23-25 May 2015, 852-857. https://doi.org/10.1109/ccdc.2015.7162038

[11] Pu, H.Z., Zhen, Z.Y. and Gao, C. (2014). Tiltrotor Aircraft Attitude Control in Conversion Mode Based on Optimal Preview Control. *Proceedings of* 2014 *IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, Yantai, 8-10 August 2014, 1544-1548. https://doi.org/10.1109/cgncc.2014.7007422

[12] Liang, W., Duan, H., Chen, Z. and Yao, B. (2024) Adaptive Robust Fault-Tolerant Control for Quadrotor with Complete Actuator Failure: A Unified Active Method. 2024 *IEEE* 22*nd International Conference on Industrial Informatics* (*INDIN*), Beijing, 17-20 August 2024, 1-6. https://doi.org/10.1109/indin58382.2024.10774543

[13] Ke, C., Cai, K. and Quan, Q. (2024) Analysis of a Uniform Passive Fault-Tolerant Control Method for Multicopters. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, **35**, 1574-1582. https://doi.org/10.23919/jsee.2024.000127

[14] Wang, X., van Kampen, E. and Chu, Q. (2019) Quadrotor Fault-Tolerant Incremental Nonsingular Terminal Sliding Mode Control. *Aerospace Science and Technology*, **95**, Article ID: 105514. https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105514

[15] Wang, C., Li, W. and Liang, M. (2025) Event-Triggered Prescribed Performance Adaptive Fuzzy Fault-Tolerant Control for Quadrotor AAV with Actuator Saturation and Failures. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, **61**, 813-828. https://doi.org/10.1109/taes.2024.3448404

[16] Liu, X., Yuan, Z., Gao, Z. and Zhang, W. (2024) Reinforcement Learning-Based Fault-Tolerant Control for Quadrotor UAVs under Actuator Fault. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, **20**, 13926-13935. https://doi.org/10.1109/tii.2024.3438241

[17] Salem, W.A., Mohamady, O., Draz, M. and El-Bayoumi, G. (2023) Promoting the Maneuverability and Fault-Tolerant Control Capabilities of Dual-System/Hybrid VTOL UAVs. *Arabian Journal for Science and Engineering*, **49**, 7411-7429. https://doi.org/10.1007/s13369-023-08255-0

[18] Lian, S., Meng, W., Lin, Z., Shao, K., Zheng, J., Li, H., *et al*. (2022) Adaptive Attitude Control of a Quadrotor Using Fast Nonsingular Terminal Sliding Mode. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **69**, 1597-1607. https://doi.org/10.1109/tie.2021.3057015

[19] Du, H., Li, S. and Qian, C. (2011) Finite-Time Attitude Tracking Control of Spacecraft with Application to Attitude Synchronization. *IEEE Transactions on Automatic Control*, **56**, 2711-2717. https://doi.org/10.1109/tac.2011.2159419

[20] Yu, S., Yu, X., Shirinzadeh, B. and Man, Z. (2005) Continuous Finite-Time Control for Robotic Manipulators with Terminal Sliding Mode. *Automatica*, **41**, 1957-1964. https://doi.org/10.1016/j.automatica.2005.07.001