

基于浸入—不变集在三旋翼无人机高度系统 自适应控制器设计

徐晓旭¹, 郝伟²

(1. 天津航天中为数据系统科技有限公司, 天津 300301;

2. 滨州学院 飞行学院, 山东 滨州 256600)

摘要: 针对三旋翼无人机的研究集中于数学模型分析、简单的控制算法设计等起步阶段, 且高度系统空气阻尼系数未知的情況, 研究了三旋翼无人机高度系统的控制问题; 基于浸入—不变集方法设计了一种控制三旋翼无人机跟踪目标高度的自适应控制器, 根据三旋翼无人机飞行运动特点, 推导了三旋翼无人机运动数学模型, 完成了控制器参数设计和气动参数选择, 采用 Lyapunov 分析方法对所设计控制器的渐近稳定性进行了理论证明, 并对未知空气阻尼系数进行了在线估计, 最终在三旋翼无人机实验平台上在环仿真实验验证; 实验结果表明, 高度跟踪误差在 0~6 s, 可较好地趋于收敛, 控制阻尼系数估计值也较好地收敛于合理的范围, 表明该算法稳态误差小, 收敛速度快, 具有较好的控制性能和较强的实用性。

关键词: 三旋翼无人机; 浸入—不变集; 自适应控制

Design of Adaptive Controller for Height System of Three Rotor UAV Based on Immersion Invariant Set

Xu Xiaoxu¹, Hao Wei²

(1. Tianjin Zhongwei Aerospace Data System Technology Co., Ltd., Tianjin 300301, China;

2. Binzhou University, Binzhou 256600, China)

Abstract: Aiming at the situation that the research of the three rotor UAV focuses on the initial stage of mathematical model analysis and simple control algorithm design, and the air damping coefficient of the height system is unknown, the control problem of the height system of the three rotor UAV is studied. Based on the immersion invariant set method, an adaptive controller is designed to control the target tracking height of the three rotor UAV. According to the flight characteristics of the three rotor UAV, the mathematical model of the three rotor UAV motion is derived, and the controller parameter design and aerodynamic parameter selection are completed. The Lyapunov analysis method is used to prove the asymptotic stability of the controller, the unknown air damping coefficient is estimated on-line, and finally verified in the ring simulation experiment on the three rotor UAV experimental platform. The experimental results show that the height tracking error converges well in 0~6 seconds, and the estimated value of control damping coefficient converges well in a reasonable range. It shows that the algorithm has small steady-state error, fast convergence speed, good control performance and strong practicability.

Keywords: three rotor UAV; immersion invariant set; adaptive control

0 引言

随着智能控制技术和传感器技术的快速发展, 无人机在军用和民用领域得到了广泛的关注和研究。近年来, 多旋翼无人机在敌情侦测、航空摄影、灾后救援、快递运送等军事和民用领域得到了广泛的应用^[1-2]。与传统的四旋翼无人机、六旋翼无人机不同, 三旋翼无人机作为一种特殊构型多旋翼无人机, 其动力机构主要包括三个电机和一个

可偏转舵机^[3]。因此, 其具有结构紧凑、飞行功耗低、机动性能好等优点, 应用前景广阔。

针对三旋翼无人机, 目前已有国内外多家科研机构开展了相关研究。Lozano 教授团队主要对三旋翼无人机动力学建模及位姿控制进行了研究。文献 [4] 对力和力矩产生的原理进行了分析, 设计了基于饱和函数的连续控制策略用于实现三旋翼无人机的位姿增稳控制, 并在基于 xPC 的硬件在环仿真平台上进行了飞行实验。文献 [5] 考虑系统耦合与反扭矩影响, 提出了一种鲁棒控制律, 并在三旋翼无人机上进行了飞行实验验证。爱沙尼亚塔林理工大学的研究人员为了提高三旋翼无人机的自主飞行程度, 根据飞行初始阶段与最终阶段对无人机动力学变化及其性能要求的不同, 设计了两个阶段的自主控制程序, 并通过数值仿真进行了验证^[6]。波兰西里西亚工业大学的研究人员

收稿日期: 2019-10-30; 修回日期: 2019-11-15。

基金项目: 山东省自然科学基金(ZR2019PF021); 滨州学院博士学位人员科研启动费项目(2018Y08)。

作者简介: 徐晓旭(1988-), 男, 山东临沂人, 硕士, 中级工程师, 主要从事无人机系统应用、空地一体化信息系统应用等方向的研究。

采用三个电机和一个可偏转舵机设计了三旋翼无人机。文献 [7] 对力矩作用原理、动力学特性及机载测量单元和滤波系统进行了分析, 然后设计了基于扩展卡尔曼滤波的导航算法, 最后基于 PID 控制器进行了轨迹跟踪实验验证。

国内方面, 南京航空航天大学的研究人员针对倾转尾翼式三旋翼无人机的姿态和高度控制提出了一种基于模糊规则、极点配置、跟踪控制的自适应混合策略^[8]。控制器增益整定通过自适应模糊逻辑控制器实现, 并通过数值仿真进行了验证。文献 [9] 在文献 [8] 的基础上, 将基于模糊规则的 RST 控制器与模型参考自适应算法相结合, 实现了三旋翼无人机的姿态和高度控制。数值仿真结果表明, 与已有自适应 RST 控制器相比, 该算法具有暂态性能较好、稳态误差小、收敛速度快等优点。中国科学院长春光学精密机械与物理研究所和长春理工大学的研究人员合作, 对三旋翼无人机的机械结构、数学模型、控制器设计等进行了研究, 分别采用 PID 控制算法和线性二次高斯 (LQG) 控制方法设计了姿态控制器^[10]。西北工业大学的研究人员对倾转尾翼式三旋翼无人机的着舰运动进行了研究。针对舰甲板运动对无人机着舰的影响, 采用改进 PD 控制器分别对甲板沉浮及横摇进行了补偿和预估。数值仿真结果表明所提控制方案满足着舰要求^[11]。文献 [12] 研究了倾转式三旋翼无人机数学建模和控制律设计问题, 设计了针对倾转式三旋翼无人机的位置非线性控制器和姿态及高度的非线性自适应控制器, 通过实验仿真平台验证了所设计控制律的鲁棒性与有效性。

综上所述, 针对三旋翼无人机的研究仍处于起步阶段, 研究内容集中于数学模型分析、简单的控制算法设计等内容。本文将针对三旋翼无人机的动力学建模和高度控制进行研究, 采用基于浸入—不变集的新型自适应控制器进行高度控制器设计, 并对未知空气阻尼系数进行在线估计, 并通过硬件在环仿真实验进行实时实验验证。

1 动力学模型分析

为了便于对三旋翼无人机动力学模型分析, 首先进行坐标系定义, 分别是惯性坐标系 $\{I\}$ 和体坐标系 $\{B\}$, 其中惯性坐标系 $\{I\}$ 采用本地 NED (北东地) 坐标系统, 原点固定于地面, 体坐标系 $\{B\}$ 采用机载 NED 坐标系统, 原点固定于无人机重心, 如图 1 所示。

在图 1 中, $\{x_I, y_I, z_I\}$ 和 $\{x_B, y_B, z_B\}$ 分别表示惯性坐标系 $\{I\}$ 和体坐标系 $\{B\}$ 各轴正方向上的单位向量, f_1, f_2, f_3 分别表示 3 个电机产生的升力, l_1, l_2, l_3 分别表示 1 号电机、2 号电机、3 号电机到坐标原点的距离, 且满足 $l_1 = l_2 = l$, α 为 1 号电机与 2 号电机连线和 1 号电机与坐标原点连线之间的夹角, $\delta(t)$ 为尾部舵机偏离 XOZ 平面的角度, 顺时针

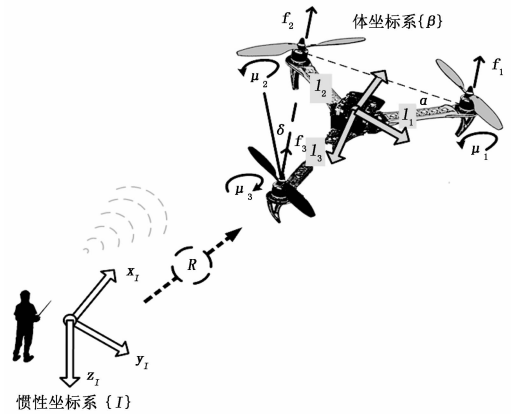


图 1 三旋翼无人机坐标系

为正。采用欧拉角法进行姿态表示, 综合考虑空气阻尼系数的影响, 得到惯性坐标系 $\{I\}$ 下三旋翼无人机姿态系统和高度系统的动力学模型为:

$$\begin{cases} J_1 \ddot{\varphi} + k_\varphi \dot{\varphi} + d_\varphi = \tau_\varphi \\ J_2 \ddot{\theta} + k_\theta \dot{\theta} + d_\theta = \tau_\theta \\ J_3 \ddot{\psi} + k_\psi \dot{\psi} + d_\psi = \tau_\psi \\ m \ddot{z} + k_z \dot{z} + mg = T \cos\varphi \cos\theta \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\varphi(t), \theta(t), \psi(t), z(t)$ 分别表示三旋翼无人机的滚转角、俯仰角、偏航角和高度, m 为其质量, $J_i, i=1, 2, 3$ 为其转动惯量, $k_\varphi, k_\theta, k_\psi, k_z$ 分别表示滚转通道、俯仰通道、偏航通道和高度通道的空气阻尼系数, $d_\varphi(t), d_\theta(t), d_\psi(t), d_z(t)$ 分别为滚转通道、俯仰通道、偏航通道和高度通道的外部扰动力矩, g 为重力加速度, $\tau_\varphi(t), \tau_\theta(t), \tau_\psi(t)$ 分别为滚转通道、俯仰通道、偏航通道的输入力矩, $T(t)$ 为各电机产生的总升力。在后续讨论中, 参数 $k_z, k_\varphi, k_\theta, k_\psi, d_\varphi(t), d_\theta(t), d_\psi(t)$ 假设为未知。

在图 1 中, 控制输入力矩及总升力与各电机升力及舵机角度之间的关系可以表示为:

$$\begin{cases} \tau_\varphi = (f_1 - f_2) l \cos\alpha \\ \tau_\theta = -(f_1 + f_2) l \sin\alpha + f_3 \cos\delta \cdot l_3 - k_3 f_3 \sin\delta \\ \tau_\psi = -k_1 f_1 - k_2 f_2 + k_3 f_3 \cos\delta + f_3 \sin\delta \cdot l_3 \\ T = f_1 + f_2 + f_3 \cos\delta \end{cases} \quad (2)$$

其中: k_1, k_2, k_3 表示反扭力系数。

考虑无人机实际飞行情况, 作出如下假设:

假设 1:

$$-\pi/2 < \varphi(t) < \pi/2, -\pi/2 < \theta(t) < \pi/2.$$

假设 2:

三个电机参数完全相同, 则 $k_1 = k_2 = k_3 = k$ 。

假设 3:

由于尾部舵机偏转角度变化范围很小, 通常小于 8° , $\sin\delta \ll \cos\delta$, 因此 $k_3 f_3 \sin\delta$ 可以忽略。

应用假设 2 和假设 3, 式 (2) 可以改写为:

$$\begin{cases} \tau_\varphi = (f_1 - f_2)l\cos\alpha \\ \tau_\theta = -(f_1 + f_2)l\sin\alpha + f_3\cos\delta \cdot l_3 \\ \tau_\psi = -kf_1 - kf_2 + kf_3\cos\delta + f\sin\delta \cdot l_3 \\ T = -f_1 - f_2 - f_3\cos\delta \end{cases} \quad (3)$$

式 (3) 即为三旋翼无人机姿态系统和高度系统的动力学模型。本文的主要研究目标是控制三旋翼无人机的高度跟踪目标高度 $z_d(t)$ 。

2 控制器设计

为了便于控制器设计和实现对三旋翼无人机高度的稳定控制, 对所设计控制器中高度通道空气阻尼系数估计律、控制输入和连续辅助函数等参数进行了如下的数学模型推导, 各气动参数选择如下: $J = \{[2.0 \ 8.3 \ 8.2]^T\} \cdot 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2, m = 0.5 \text{ kg}, l = 0.16 \text{ m}, l_3 = 0.25 \text{ m}, \alpha = 26^\circ$ 。

定义高度控制误差 $e_z(t) \in R$ 为:

$$e_z = z_d - z \quad (4)$$

定义滤波误差信号 $r_z(t) \in R$ 为:

$$r_z = \dot{e}_z + \alpha_z e_z \quad (5)$$

其中: α_z 为正常数。因此,

$$\dot{e}_z = -\alpha_z e_z + r_z \quad (6)$$

对式 (5) 求取一阶时间导数, 并将式 (6) 代入整理得:

$$\begin{aligned} \dot{r}_z &= \ddot{z}_d - \ddot{z} + \alpha_z \dot{e}_z = \\ &= \frac{\dot{z}}{m} k_z - \frac{\cos\varphi\cos\theta}{m} T + g + \ddot{z}_d + \alpha_z \dot{e}_z \end{aligned} \quad (7)$$

定义 $\hat{k}_z(t) \in R$ 为 $k_z(t)$ 的估计值, 定义估计误差 $\zeta_z \in R$ 为:

$$\zeta_z = \hat{k}_z - k_z + \beta_z(e_z, r_z) \quad (8)$$

其中: $\beta_z(e_z, r_z) \in R$ 为连续辅助函数。对式 (8) 求取一阶时间导数, 并将式 (6) 和式 (7) 代入, 整理可得:

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_z &= \dot{\hat{k}}_z + \frac{\partial \beta_z}{\partial e_z} \dot{e}_z + \frac{\partial \beta_z}{\partial r_z} \dot{r}_z = \dot{\hat{k}}_z + \frac{\partial \beta_z}{\partial e_z} (-\alpha_z e_z + r_z) + \\ &= \frac{\partial \beta_z}{\partial r_z} \left(\frac{\dot{z}}{m} (\hat{k}_z + \beta_z - \zeta_z) - \frac{\cos\varphi\cos\theta}{m} T + g + \ddot{z}_d + \alpha_z \dot{e}_z \right) \end{aligned} \quad (9)$$

根据 $\dot{\zeta}_z(t)$ 的形式, 将 $\dot{\hat{k}}_z(t)$ 的估计律设计为:

$$\dot{\hat{k}}_z = -\frac{\partial \beta_z}{\partial e_z} (-\alpha_z e_z + r_z) -$$

$$\frac{\partial \beta_z}{\partial r_z} \left(\frac{\dot{z}}{m} (\hat{k}_z + \beta_z) - \frac{\cos\varphi\cos\theta}{m} T + g + \ddot{z}_d + \alpha_z \dot{e}_z \right) \quad (10)$$

设计控制输入 $T(t)$ 为:

$$\begin{aligned} T &= \frac{m}{\cos\varphi\cos\theta} \left(\frac{\dot{z}}{m} (\hat{k}_z + \beta_z) + \right. \\ &\left. g + \ddot{z}_d + \alpha_z \dot{e}_z + k_r r_z + k_{e_z} e_z \right) \end{aligned} \quad (11)$$

其中: k_r, k_{e_z} 均为正常数增益。辅助函数 $\beta_z(e_z, r_z)$ 设计为:

$$\beta_z = \gamma_z \int_{r_{z0}}^{\dot{z}(\sigma)} \frac{d\sigma}{m} \quad (12)$$

其中: γ_z 为正常数。将式 (10) ~ (12) 代入式 (9), 整理得:

$$\dot{\zeta}_z = -\frac{\partial \beta_z}{\partial r_z} \dot{r}_z = -\gamma_z \left(\frac{\dot{z}}{m} \right)^2 \zeta_z \quad (13)$$

将式 (11) 代入式 (7), 整理可得:

$$\dot{r}_z = -k_r r_z - k_{e_z} e_z - \frac{\dot{z}}{m} \zeta_z \quad (14)$$

定理 1: 针对系统 (7), 设计式 (11) 所示的控制器、式 (10) 所示的自适应律和式 (12) 所示的辅助函数, 则闭环系统 (14) 渐近稳定, 即:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} r_z = 0 \quad (15)$$

证明: 定义 Lyapunov 候选函数 $V_z \in R$ 为:

$$V_z = k_{e_z} e_z^2 + r_z^2 + \frac{1}{\gamma_z k_r} \zeta_z^2 \quad (16)$$

对 $V_z(t)$ 求取一阶时间导数, 并将式 (6)、式 (13) 及式 (14) 代入, 整理可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_z &= 2k_{e_z} e_z \dot{e}_z + 2r_z \dot{r}_z + \frac{2}{\gamma_z k_r} \zeta_z \dot{\zeta}_z = \\ &= 2k_{e_z} e_z (-\alpha_z e_z + r_z) + 2r_z (-k_r r_z - k_{e_z} e_z - \frac{\dot{z}}{m} \zeta_z) - \frac{2}{\gamma_z k_r} \zeta_z (\gamma_z \left(\frac{\dot{z}}{m} \right)^2 \zeta_z) = \\ &= -2k_{e_z} \alpha_z e_z^2 + 2k_{e_z} e_z r_z - 2k_r r_z^2 - \\ &= 2k_{e_z} e_z r_z - \frac{2\dot{z}}{m} r_z \zeta_z - \frac{2}{k_r} \zeta_z^2 \left(\frac{\dot{z}}{m} \right)^2 = \\ &= -2k_{e_z} \alpha_z e_z^2 - 2k_r r_z^2 - \frac{2\dot{z}}{m} r_z \zeta_z - \frac{2}{k_r} \zeta_z^2 \left(\frac{\dot{z}}{m} \right)^2 = \\ &= -2k_{e_z} \alpha_z e_z^2 - k_r r_z^2 - \frac{1}{k_r} \left(\frac{\dot{z}}{m} \right)^2 \zeta_z^2 - \\ &= (\sqrt{k_r} r_z + \frac{1}{\sqrt{k_r}} \frac{\dot{z}}{m} \zeta_z)^2 \leq \\ &= -2k_{e_z} \alpha_z e_z^2 - k_r r_z^2 - \frac{1}{k_r} \left(\frac{\dot{z}}{m} \right)^2 \zeta_z^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (17)$$

由式 (16) 和不等式 (17) 可得, 闭环系统的所有信号收敛于不变集:

$$M_z = \{(e_z, r_z, \zeta_z): e_z = 0, r_z = 0, \dot{\zeta}_z = 0\} \quad (18)$$

定理 1 得证。

当在实验平台上对控制策略进行实现时, 将式 (12) 代入式 (10) 及式 (11) 中, 整理得到各参数的表达形式如下:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{k}}_z &= -\frac{\gamma_z \dot{z}}{m} \left(\frac{\dot{z}}{m} (\hat{k}_z + \frac{\gamma_z}{m} r_z \dot{z}) - \frac{\cos\varphi\cos\theta}{m} T + g + \ddot{z}_d + \alpha_z \dot{e}_z \right), \\ T &= \frac{m}{\cos\varphi\cos\theta} \left(\frac{\dot{z}}{m} (\hat{k}_z + \frac{\gamma_z}{m} r_z \dot{z}) + g + \ddot{z}_d + \right. \\ &\quad \left. \alpha_z \dot{e}_z + k_r r_z + k_{e_z} e_z \right), \\ \beta_z &= \frac{\gamma_z}{m} r_z \dot{z} \end{aligned} \quad (19)$$

3 实验验证与结果分析

为了对所设计控制算法的有效性进行验证, 采用自主

设计的三旋翼无人机硬件在环仿真平台进行了实验验证。所设计控制器中各参数选择如前所述: $J = \begin{bmatrix} 2.0 & 8.3 \\ 8.2 \end{bmatrix}^T \cdot 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $m = 0.5 \text{ kg}$, $l = 0.16 \text{ m}$, $l_3 = 0.25 \text{ m}$, $\alpha = 26^\circ$, $\alpha_z = 0.3$, $k_r = 0.3$, $\gamma_z = 0.5$ 。高度跟踪目标设定为: $z_d = 2 \text{ m}$ 。采用本章所设计控制器进行高度控制的实验结果如图 2~4 所示。

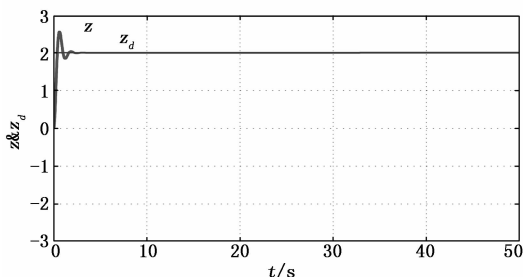


图 2 当前高度与目标高度变化曲线

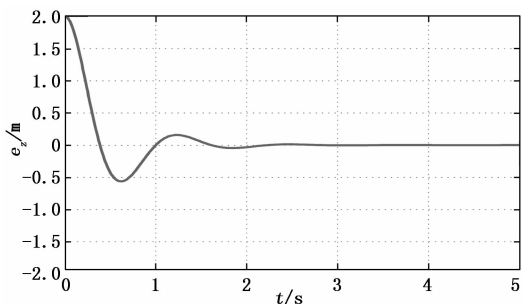


图 3 高度跟踪误差变化曲线 (0~6 秒)

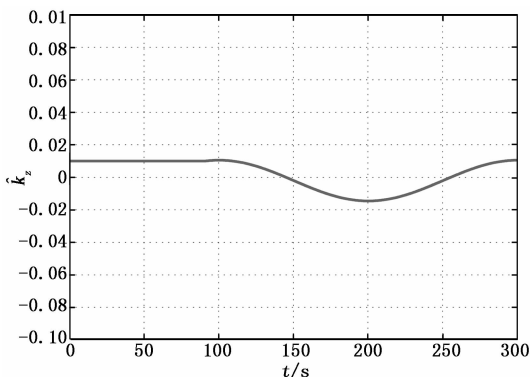


图 4 控制阻尼系数估计值变化曲线

图 2 中曲线分别表示当前高度和目标高度的变化曲线, 当前高度由加速度积分得到。从曲线中可以看出当前高度能够较快的与目标高度达到吻合。图 3 为高度跟踪误差在 0~6 s 的变化曲线, 能够清楚地表示高度跟踪误差在 2 秒左右收敛于稳定值 0 的过程。图 4 为控制阻尼系数估计值的变化曲线, 能够在较短时间内较好地收敛于合理的范围, 表明所设计的控制器算法稳态误差小, 收敛速度快, 具有较好的控制性能。

4 结束语

本文对三旋翼无人机的动力学建模和高度系统的控制问题进行了研究。设计了基于浸入—不变集的自适应算法实现了对高度的跟踪控制, 并对未知空气阻尼进行了有效估计。对于所设计控制算法的稳定性, 采用基于 Lyapunov 的分析方法进行了证明。在自主设计的三旋翼无人机硬件在环仿真平台上对所提控制策略进行了实验验证。结果表明高度跟踪误差在 0~6 s 可较好地趋于收敛, 控制阻尼系数估值也较好地收敛于合理的范围, 所设计控制算法具有较好的控制性能和较强的实用性能。

参考文献:

- [1] 赵启兵, 刘勇. 多旋翼飞行器的可控制度分析 [J]. 航空学报, 2017, 38 (s1): 721561-1-8.
- [2] Raffo G V, Ortega M G, Rubio F R. Robust nonlinear control for path tracking of a quad-rotor helicopter [J]. Asian Journal of Control, 2015, 17 (1): 142-156.
- [3] 王海洋, 江涛, 路平. 三倾转旋翼无人机直升机模式建模与控制研究 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (8): 2742-2744.
- [4] Salazar-Cruz S, Kendoul F, Lozano R, et al. Real-time stabilization of a small three-rotor aircraft [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (2): 783-794.
- [5] Escareno J, Sanchez A, Garcia O, et al. Triple Tilting rotor mini-UAV: Modeling and Embedded Control of the Attitude [A]. 2008 American Control Conference (ACC) [C]. Seattle, USA, 2008: 3476-3481.
- [6] Astrov I, Pedai A. Flight control of a Trirotor mini-UAV for enhanced situational awareness [J]. World Academy of Science Engineering and Technology, 2010 (70): 271-277.
- [7] Czyba R, Szafranski G, Rys A. Design and control of a single tilt tri-rotor aerial vehicle [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2016, 84 (1/2/3/4): 53-66.
- [8] Ali Z A, Wang D, Masroor S, et al. Attitude and Altitude Control of Trirotor UAV by Using Adaptive Hybrid Controller [J]. Journal of Control Science and Engineering, 2016 (4): 1-12.
- [9] Ali Z A, Wang D, Aamir M. Fuzzy-based hybrid control algorithm for the stabilization of a tri-rotor UAV [J]. Sensors, 2016, 16 (5): 652-669.
- [10] 杨阳, 崔金峰, 余毅. 三旋翼飞行器动力学分析及建模 [J]. 光学精密工程, 2013, 21 (7): 1873-1880.
- [11] 陈怀民, 段晓军, 韩源. 具有甲板运动预估的三旋翼无人机着舰研究 [J]. 飞行力学, 2016, 34 (5): 30-34.
- [12] 金鑫. 倾转三旋翼飞行器动态特性分析与非线性控制研究 [D]. 天津: 天津大学, 2017.