

9-18-2020

Design and Simulation on Autonomous Landing of a Quad Tilt Rotor

Supu Xiu

1. School of Navigation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China; ;2. Intelligent Transportation Systems Research Center, Wuhan 430063, China; ;3. National Engineering Research Center for Water Transport Safety, Wuhan 430063, China; ;

Yuanqiao Wen

1. School of Navigation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China; ;2. Intelligent Transportation Systems Research Center, Wuhan 430063, China; ;3. National Engineering Research Center for Water Transport Safety, Wuhan 430063, China; ;

Changshi Xiao

1. School of Navigation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China; ;2. Intelligent Transportation Systems Research Center, Wuhan 430063, China; ;4. Hubei Key Laboratory of Inland Shipping Technology, Wuhan 430063, China; ;

Haiwen Yuan

1. School of Navigation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China; ;5. School of Electrical and Information Engineering, Wuhan Institute of Technology, Wuhan 430205, China;

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Design and Simulation on Autonomous Landing of a Quad Tilt Rotor

Abstract

Abstract: Aiming at the under-actuation of general quadrotors, *a novel quad tilt rotor model is proposed. The model decouples the y-direction translation and roll rotation of a quadrotor by the four servos used respectively for the tilting control of the four propellers to realized the tilt hover and tilt flight of the UAV, the UAV can keep a tilt attitude which increases the maneuverability and the precise pose position and attitude control of the tilt UAV and ensures a good performance on the trajectory tracking and landing. A 5-degree polynomial optimization is used in UAV trajectory planning for the strong robustness and optimal distance.* The quad tilt rotor model is verified by Matlab/Simulink, and the results show that the aircraft with the proposed model could land on a slope or moving platform more quickly and accurately.

Keywords

quadrotor, tilt rotor, landing, decoupling control, trajectory planning

Authors

Supu Xiu, Yuanqiao Wen, Changshi Xiao, Haiwen Yuan, and Wenqiang Zhan

Recommended Citation

Xiu Supu, Wen Yuanqiao, Xiao Changshi, Yuan Haiwen, Zhan Wenqiang. Design and Simulation on Autonomous Landing of a Quad Tilt Rotor[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(9): 1676-1685.

倾转四旋翼自主降落的设计与仿真

修素朴^{1,2,3}, 文元桥^{1,2,3}, 肖长诗^{1,2,4}, 元海文^{1,5}, 詹文强^{1,4}

(1. 武汉理工大学航运学院, 湖北 武汉 430063; 2. 武汉理工大学智能交通系统研究中心, 湖北 武汉 430063; 3. 国家水运安全工程技术研究中心, 湖北 武汉 430063; 4. 内河航运技术湖北省重点实验室, 湖北 武汉 430063; 5. 武汉工程大学电气信息学院, 湖北 武汉 430205)

摘要: 针对四旋翼飞行器欠驱动性, 提出一种用于自主降落的倾转四旋翼模型。该模型通过使用四个舵机对电机方向的控制来对位置 (y) 和姿态 ($roll$) 进行解耦, 可实现倾斜悬停与倾斜飞行, 增大了无人机的灵活性, 提高了对无人机的位置和姿态的精确控制, 使得跟踪和降落效果得到了提高。选取 5 次多项式来规划轨迹, 以求鲁棒性强、距离最优。运用 Matlab/Simulink 对倾转四旋翼模型分析并验证, 结果表明具有该结构的飞行器能够更加快速、准确地降落在斜面或移动平台上。

关键词: 四旋翼; 倾转; 降落; 解耦控制; 轨迹规划

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2020) 09-1676-10

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.18-0135

Design and Simulation on Autonomous Landing of a Quad Tilt Rotor

Xiu Supu^{1,2,3}, Wen Yuanqiao^{1,2,3}, Xiao Changshi^{1,2,4}, Yuan Haiwen^{1,5}, Zhan Wenqiang^{1,4}

(1. School of Navigation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China; 2. Intelligent Transportation Systems Research Center, Wuhan 430063, China; 3. National Engineering Research Center for Water Transport Safety, Wuhan 430063, China; 4. Hubei Key Laboratory of Inland Shipping Technology, Wuhan 430063, China; 5. School of Electrical and Information Engineering, Wuhan Institute of Technology, Wuhan 430205, China)

Abstract: Aiming at the under-actuation of general quadrotors, a novel quad tilt rotor model is proposed. The model decouples the y -direction translation and roll rotation of a quadrotor by the four servos used respectively for the tilting control of the four propellers to realized the tilt hover and tilt flight of the UAV, the UAV can keep a tilt attitude which increases the maneuverability and the precise pose position and attitude control of the tilt UAV and ensures a good performance on the trajectory tracking and landing. A 5-degree polynomial optimization is used in UAV trajectory planning for the strong robustness and optimal distance. The quad tilt rotor model is verified by Matlab/Simulink, and the results show that the aircraft with the proposed model could land on a slope or moving platform more quickly and accurately.

Keywords: quadrotor; tilt rotor; landing; decoupling control; trajectory planning

引言

四旋翼无人机由于其具有良好的操控性、飞行性和成本低等特点, 已在各个行业中被广泛的应

用。无人机的自主降落是无人机应用研究中非常重要的一部分, 由于不同的降落环境对无人机的控制性能和自主降落轨迹规划又有着不同的要求。如在斜面上、运动的平面上、连续上下坡的汽车上和行驶中的船舶甲板上的降落。

国内外学者针对船避碰及目标检测问题进行了深入研究, 文献[1]设计了一种具有禁飞区的无人机电力巡检安全飞行方法, 自主完成整个巡检路



收稿日期: 2018-03-13 修回日期: 2020-03-13;
基金项目: 国家自然科学基金(51579204), 国家重点研发计划(2018YFC1407405);
作者简介: 修素朴(1985-), 男, 河南新野, 博士生, 研究方向为信息导航控制; 文元桥(1975-), 男, 湖北松滋, 博士, 教授, 博导, 研究方向水上交通系统仿真。

<http://www.china-simulation.com>

• 1676 •

径的飞行,并在巡检终点自主降落。文献[2]提出了一种变分辨率降落的方法,在远离降落点时采用快速降落,距离降落点较近时采用高分辨率识别提高降落精度。文献[3]提出了一种四旋翼在无人船上自主降落的自动驾驶仪的设计。该设计包含位置控制和姿态控制两部分。位置控制是在四旋翼远离船只时,控制四旋翼飞行到无人机附近;姿态控制是在四旋翼靠近船舶的情况下,对姿态进行控制使四旋翼稳步降落在船上。文献[4]提出了一种在模拟海况条件下四旋翼降落在船舶甲板平台上的方案,该方案利用单目测量使得四旋翼具有自主跟踪能力。整个降落过程包括 2 个阶段:在远离降落平台时,无人机在平台上方盘旋下降,接近后开始降落。文献[5-8]提出了四旋翼无人机在平面运动平台上的降落方法,通过机载视觉估计运动平台的绝对运动,进而规划出一条时间最优的参考轨迹,并对参考轨迹进行跟踪。文献[9]提出了一种由运动估计模块,轨迹生成模块和跟踪控制模块组成的新颖控制体系结构,仅使用机载传感器设备实现了基于最优时间和强鲁棒性的四旋翼无人机在垂直振荡平台上的自主降落。

常规的四旋翼无人机是一种强耦合的非线性系统,使得无人机在降落过程中同时对位置和姿态进行精确控制就变得十分困难。本文设计的倾转四旋翼无人机模型及控制系统对位置和姿态进行了解耦,并对其进行了单独控制,提高了无人机的灵活性,能更快速、准确的降落在斜面 and 运动平面上。

1 倾转四旋翼无人机动力学模型

1.1 坐标系统

本文在对倾转四旋翼小型无人机进行建模的过程中,主要基于以下假设条件^[10]:

- (1) 四旋翼小型无人机的整体结构为刚体;
- (2) 四旋翼小型无人机各个部分关于质心 O_b 完全对称;
- (3) 螺旋桨在转动过程中固定不可形变;

(4) 不考虑地球自转及公转影响,不考虑螺旋桨挥舞特性。

如图 1 所示建立 3 个坐标系,分别为大地坐标系 $O_e(x_e, y_e, z_e)$,机体坐标系 $O_b(x_b, y_b, z_b)$ 和电机坐标系 $O_r(x_r, y_r, z_r)$ 。

假定机体为刚体,用欧拉角 $\eta = (\psi, \theta, \phi)$ 表示刚体的 3 个方位角。 ψ , θ 和 ϕ 分别为偏航角、俯仰角和横滚角。无人机在各个坐标系的转换用一个正交矩阵 $R(\psi, \theta, \phi)$ 来表示。旋转矩阵 R_b^e 表示机体坐标系 O_b 到大地坐标系 O_e 的转换。即

$$R_b^e = \begin{pmatrix} C\theta C\psi & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ C\theta S\psi & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中:旋转矩阵 R_r^b 为电机坐标系 O_r 到机体坐标系 O_b 的转换; $C\theta$ 为 $\cos\theta$; $C\psi$ 为 $\cos\psi$; $C\phi$ 为 $\cos\phi$; $S\theta$ 为 $\sin\theta$; $S\psi$ 为 $\sin\psi$; $S\phi$ 为 $\sin\phi$ 。即

$$R_r^b = \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中:旋转矩阵 R_r^e 为电机坐标系 O_r 到机体坐标系 O_e 的转换。即

$$R_r^e = R_r^b R_b^e \quad (3)$$

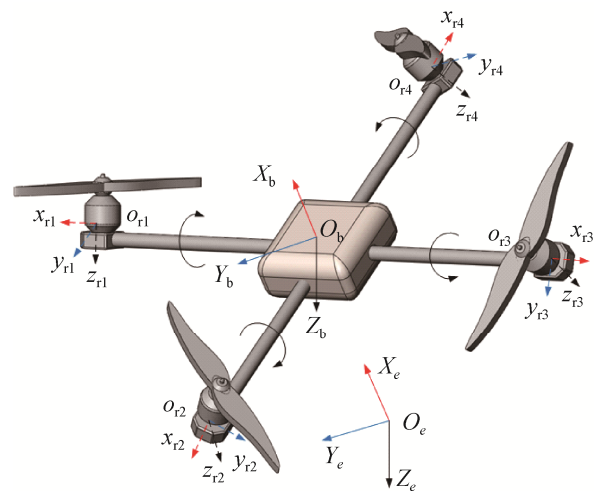


图 1 坐标系统

Fig. 1 Coordinate system

1.2 动力学模型

1.2.1 运动力学方程

根据牛顿第二定律可得:

$$m \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = R_b^e T - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\cos \phi \sin \theta \\ 0 & 1 & \sin \phi \\ \sin \theta & 0 & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{cases} m(\dot{u} - rv + qw) = \sin \gamma (-T_1 \sin \alpha_1 - T_2 \sin \alpha_2 + T_3 \sin \alpha_3 + T_4 \sin \alpha_4) - mg \sin \theta \\ m(\dot{v} - pw + ru) = \sin \gamma (T_1 \sin \alpha_1 - T_2 \sin \alpha_2 - T_3 \sin \alpha_3 + T_4 \sin \alpha_4) - mg \sin \phi \cos \theta \\ m(\dot{w} - qu + pv) = -\sin \gamma (T_1 \cos \alpha_1 + T_2 \cos \alpha_2 + T_3 \cos \alpha_3 + T_4 \cos \alpha_4) + mg \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (6)$$

式中: m 为无人机质量; u, v, w 为大地坐标系下 3 个轴向的线速度; $T = \sum T_i$; T_i 为螺旋桨产生的推力; p, q, r 为绕机体坐标系 3 个轴的转动角速度; α_i 为舵机倾转的角度, $\gamma = 45^\circ$ 。

1.2.2 姿态动力学方程

欧拉方程:

$$I \dot{\Omega} = -\Omega \times I \Omega + \Gamma \quad (7)$$

刚体合力矩:

$\Gamma =$

$$\begin{bmatrix} db(\omega_2^2 \cos \theta_2 - \omega_4^2 \cos \theta_4) + k(\omega_1^2 \sin \theta_1 + \omega_3^2 \sin \theta_3) \\ db(\omega_1^2 \cos \theta_1 - \omega_3^2 \cos \theta_3) + k(\omega_2^2 \sin \theta_2 + \omega_4^2 \sin \theta_4) \\ k(\omega_1^2 \cos \theta_1 - \omega_2^2 \cos \theta_2 + \omega_3^2 \cos \theta_3 - \omega_4^2 \cos \theta_4) \end{bmatrix} \quad (8)$$

平行轴定理及惯量变换

$$I = I_c + md^2 \quad (9)$$

式中: $n = (\alpha, \beta, \gamma)$ 为任一转动瞬轴相对于坐标轴的方向余弦惯性张量:

$$\ddot{I}_l = (\alpha \quad \beta \quad \gamma) \begin{pmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} \quad (10)$$

根据牛顿-欧拉方程, 并考虑到机体和旋翼陀螺效应, 可得:

$$\begin{aligned} I_{xx} \dot{p} = & (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{Rxx} \sin \gamma (\dot{\alpha}_2 \omega_2 \cos \alpha_2 - \\ & \dot{\alpha}_4 \omega_4 \cos \alpha_4) + I_{Rxx} \sin \gamma (q \sum_{i=1}^4 (-1)^{i-1} \omega_i \cos \alpha_i + \\ & r(\omega_1 \sin \alpha_1 - \omega_3 \sin \alpha_3)) + \cos \gamma (I_{Rxx} \ddot{\alpha}_1 - I_{Rxx} \ddot{\alpha}_3) + \\ & \sin \gamma (I_{Rxx} \ddot{\alpha}_2 - I_{Rxx} \ddot{\alpha}_4) + d \cos \gamma (-T_1 \cos \alpha_1 - \\ & T_2 \cos \alpha_2 + T_3 \cos \alpha_3 + T_4 \cos \alpha_4) + \cos \gamma \\ & (Q_1 \sin \alpha_1 - Q_2 \sin \alpha_2 - Q_3 \sin \alpha_3 + Q_4 \sin \alpha_4) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} I_{yy} \dot{q} = & (I_{zz} - I_{xx})pr - I_{Rxx} \sin \gamma (\dot{\alpha}_1 \omega_1 \cos \alpha_1 - \\ & \dot{\alpha}_3 \omega_3 \cos \alpha_3) - I_{Rxx} \sin \gamma (p \sum_{i=1}^4 (-1)^{i-1} \omega_i \cos \alpha_i + \\ & r(\omega_2 \sin \alpha_2 - \omega_4 \sin \alpha_4)) + \sin \gamma (I_{Rxx} \ddot{\alpha}_1 - \\ & I_{Rxx} \ddot{\alpha}_3) + \cos \gamma (I_{Rxx} \ddot{\alpha}_2 - I_{Rxx} \ddot{\alpha}_4) + \\ & d \cos \gamma (T_1 \cos \alpha_1 - T_2 \cos \alpha_2 - T_3 \cos \alpha_3 + \\ & T_4 \cos \alpha_4) + \cos \gamma (-Q_1 \sin \alpha_1 - Q_2 \sin \alpha_2 + \\ & Q_3 \sin \alpha_3 + Q_4 \sin \alpha_4) \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} I_{zz} \dot{r} = & (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{Rxx} (\alpha_1 \omega_1 \sin \alpha_1 - \alpha_2 \omega_2 \sin \alpha_2 + \\ & \alpha_3 \omega_3 \sin \alpha_3 - \alpha_4 \omega_4 \sin \alpha_4) + I_{Rxx} (-p(\omega_1 \sin \alpha_1 + \\ & \omega_3 \sin \alpha_3) + q(\omega_2 \sin \alpha_2 - \omega_4 \sin \alpha_4)) + \\ & (T_1 \sin \alpha_1 + T_2 \sin \alpha_2 + T_3 \sin \alpha_3 + T_4 \sin \alpha_4) + \\ & (Q_1 \cos \alpha_1 - Q_2 \cos \alpha_2 + Q_3 \cos \alpha_3 - Q_4 \cos \alpha_4) \end{aligned} \quad (13)$$

式中: I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 分别是无人机对于机体坐标系 x_b, y_b, z_b 轴的转动惯量; I_{Rxx} 为电机的转动惯量; d 为无人机轴距; ω_i 为螺旋桨的转速。

螺旋桨产生的推力和扭矩是随着气流速度的变化而变化。假设飞行条件非常好靠近悬停状态, 此时, 无人机处于一个平衡状态, 其周围的气流速度近似为 0。因此, 在这里忽略气流速度的变化, 故推力和扭矩可以定义为如下:

$$T_i = b\omega_i^2 \quad (14)$$

$$Q_i = k\omega_i^2 \quad (15)$$

式中: $b = 0.5\rho AC_T R^2$, $k = 0.5\rho AC_Q R^2$; ρ 为空气密度; R 为桨叶半径; $A = \pi R^2$ 为桨盘面积; C_T 为拉力系数; C_Q 为扭矩系数。

1.3 动力系统模型

根据基尔霍夫定律, 直流无刷电动机电枢回路的电势平衡方程可以表示为^[11]:

$$L_a \frac{di_a}{dt} + i_a R_a + C_e \omega_e = u_a \quad (16)$$

式中: L_a 为电枢电感; i_a 为电枢电流; R_a 为电枢电阻; C_e 为电机常数; ω_e 为电机转速; u_a 为电枢电压。

电动机的电磁转矩 M_e 可以表示为:

$$M_e = C_m i_a \quad (17)$$

式中: C_m 为电机转矩系数。电机轴上动力学方程可以表示为:

$$J_m \frac{d\omega_e}{dt} = M_e - M_c \quad (18)$$

式中: J_m 为电机转动惯量; M_c 为负载转矩。电枢电感很小, 将其忽略可得:

$$i_a = (u_a - C_e \omega_e) / R_a \quad (19)$$

可以得到输入控制电源与输出转速的关系式:

$$J_m \dot{\omega}_e = -\frac{C_m C_e}{R_a} \omega_e - n \omega_e^2 + \frac{C_m}{R_a} u_a \quad (20)$$

式中: n 为阻力系数。根据公式(16)-(20), 在 MATLAB/Simulink 中建立 X 型倾转四旋翼无人机动力模型和无刷电机模型。

1.4 模型参数

基于旋翼空气动力学模型, 对倾斜四旋翼无人机进行飞行力学建模, 其主要参数如表 1 所示。

表 1 模型参数
Tab. 1 Model parameters

参数	单位	数值
重力加速度	$\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$	9.81
空气密度	$\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	1.29
桨叶半径	m	0.165
桨叶弦长	m	0.018
桨盘面积	m^2	0.085
无人机总重量	kg	2.15
x 轴转动惯量	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	0.082
y 轴转动惯量	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	0.082
z 轴转动惯量	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	0.149
电机转动惯量	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	0.005
轴距	m	0.450
旋翼拉力系数		0.004 8
旋翼扭矩系数		0.000 235

2 控制系统设计

为实现水平运动和姿态角解耦, 本节在原有四旋翼结构上增加 4 个舵机的控制量, 分别安装于 4 个机臂末端并与转子相连接, 使得每个转子能够独立地绕各自机臂轴顺时针或逆时针旋转。经过解耦, 该四旋翼结构可以在保持一个倾斜角的同时悬停或平移。

2.1 控制系统

控制系统框图如图 2 所示, 其主要包含以下几个部分: 期望位置和姿态角度、位置控制、姿态控制、倾角补偿计算、控制分配和无人机模型。由遥控器给定输入期望位置和姿态角, 当前位置和姿态是模型解算出来。位置控制和姿态控制是基于 PID (Proportion Integration Differentiation) 控制设计的。

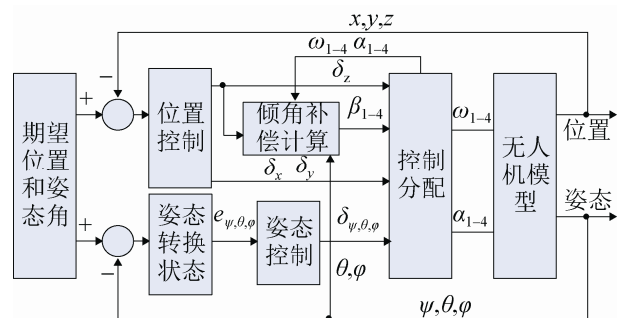


图 2 控制系统框图

Fig. 2 Control system block diagram

控制分为姿态控制和位置控制 2 部分: 位置控制部分输入量, 期望位置 P_e 是在大地坐标系 O_e 下, 无人机模型解算出的位置 P_b 是在机体坐标系 O_b 下, 而整个控制过程是在 O_e 坐标系下完成的, 因此需要把 P_b 转换到 O_e 坐标系下。位置控制输入量为位置偏差, 即

$$e_i = P_{ei} - R_b^e p_{bi} \quad (i=x, y, z) \quad (21)$$

姿态控制部分输入量 $e_i (i=\psi, \theta, \phi)$ 定义为期望姿态与机体当前姿态差值, 经姿态转换后的输出量。

位置和姿态 PID 计算公式:

$$\begin{pmatrix} \delta_z \\ \delta_y \\ \delta_\phi \\ \delta_\theta \\ \delta_\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_{pz}e_z + k_{iz}\int e_z dt + k_{dz}\dot{e}_z \\ k_{py}e_y + k_{iy}\int e_y dt + k_{dy}\dot{e}_y \\ k_{p\phi}e_\phi + k_{i\phi}\int e_\phi dt + k_{d\phi}\dot{e}_\phi \\ k_{p\theta}(\theta^* - (k_{px}e_x + k_{ix}\int e_x dt + k_{dx}\dot{e}_x)) + \\ k_{i\theta}\int e_\theta dt + k_{d\theta}\dot{\theta} \\ k_{p\psi}e_\psi + k_{i\psi}\int e_\psi dt + k_{d\psi}\dot{e}_\psi \end{pmatrix} \quad (22)$$

式中: δ_ψ , δ_θ , δ_ϕ 分别为无人机姿态(ψ, θ, ϕ)控制 PID 输出; δ_y , δ_z 分别为无人机位置控制(Y, Z)方向上的 PID 输出, 从公式可知 δ_x 的控制包含在 δ_θ 中; k_p 为系统控制中的比例控制系数; k_i 为系统控制中的微分控制系数; k_d 为系统控制中的积分控制系数; $\dot{e}_i$ 为 e_i 的微分。

2.2 倾斜补偿

如图 3 所示, 机体绕 $X_{B'}$ 轴转动一个小角度, 机体处在倾斜状态下, 电机不工作, 由于重力的作用会在 $Y_{B'}$ 轴上产生重力分力, 为了使刚体在水平面上不产生位移, 则需要 $X_{B'}$ 轴上的两个舵机产生偏转角度 β_1 和 β_3 , 以此产生反方向的作用力来抵消该重力分量^[12]。

$$\begin{cases} T_1 \sin \beta_1 = -(F_{B'_y} - F_{B'_{y3}}) \\ T_3 \sin \beta_3 = (F_{B'_y} - F_{B'_{y1}}) \end{cases} \quad (23)$$

为了简化计算令 $\beta_3 = -\beta_1$, 则式(23)可化简为:

$$(T_1 - T_3) \sin \beta_1 = F_{B'_y} = mg \sin \phi \quad (24)$$

同理, 可得到:

$$(T_4 - T_2) \sin \beta_4 = F_{B'_x} = mg \sin \theta \quad (25)$$

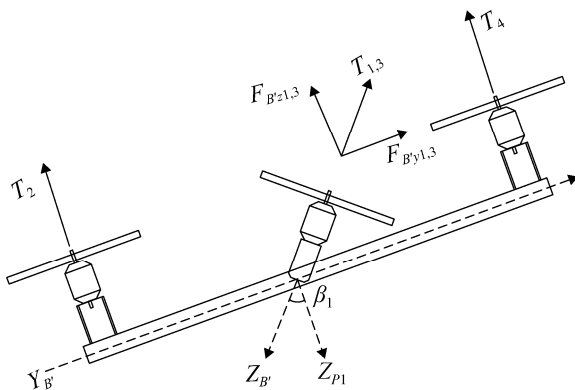


图 3 倾斜静止状态下的角度补偿图

Fig. 3 Angle compensation diagram of tilted standstill

2.3 控制分配模型

电机转速分配公式

$$\begin{pmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c_z \delta_z \\ c_\phi \delta_\phi \\ c_\theta \delta_\theta \\ c_\psi \delta_\psi \end{pmatrix} \quad (26)$$

舵机倾转角度分配公式

$$\begin{pmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \\ \alpha_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \\ \beta_4 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 \\ -1 \\ -1 \\ 1 \end{pmatrix} (c_y \delta_y) \quad (27)$$

3 降落方案设计

在跟踪过程中, 为了使跟踪效果达到最佳要求无人机的飞行轨迹足够平滑, 不仅要求无人机位置连续和速度连续, 而且要求加速度也要连续。在无人机自主降落过程中需要根据模型对其速度、加速度、姿态角、角速度、舵机角度和电机最大升力做约束, 从而使仿真更加接近实际系统。

3.1 设计目标及参数

根据无人机的应用情况和降落场景, 通常无人机有 3 种降落场景:

- (1) 固定点平面上的降落: 无人机从位置 A 点降落到位置 B 点的平面上。
- (2) 固定点斜面上的降落: 无人机从位置 A 点降落到位置 B 点的斜面上。
- (3) 运动平面上的降落: 无人机从 A 点降落到已知位置和姿态运动状态的平面 B 点上。

由此可以确定我们的设计目标参数:

- (1) 无人机与降落点 B 的相对位置、相对速度、相对加速度都为 0。
- (2) 无人机与降落点 B 的相对姿态和相对角速度为 0。

为了利用本文中建立的倾转四旋翼模型实现在斜面和动态平面上的降落, 需要考虑无人机运动的局限性, 本文的降落设计方案基于下述假设和前提:

(1) 假设降落点 B 的运动轨迹已知, 无人机只需要对其进行轨迹跟踪并降落。

(2) 假设无人机在起始点 A 处已调整好偏航角($\psi=0$), 跟踪和降落过程中其保持不变。

(3) 假设在无人机降落到平面或斜面上之后, 无人机自动断电并且无人机被固定在降落面上不会发生相对运动。

3.2 轨迹规划与跟踪

为了获取一个位置、速度和加速度都平滑连续的轨迹, 这就要求位置和速度需要合适的初始值和终止条件, 也需要合适的初始和终止加速度值。这样就有 6 个边界条件, 因此采用 5 次多项式:

$$q(t) = q_0 + b_1(t-t_0) + b_2(t-t_0)^2 + b_3(t-t_0)^3 + b_4(t-t_0)^4 + b_5(t-t_0)^5 \quad (28)$$

$$\begin{cases} q(t_0) = q_0, q(t_1) = q_1 \\ \dot{q}(t_0) = v_0, \dot{q}(t_1) = v_1 \\ \ddot{q}(t_0) = a_0, \ddot{q}(t_1) = a_1 \end{cases} \quad (29)$$

式中: b_i 为多项式系数; v_i 为线速度; a_i 为加速度, $T = t_1 - t_0$, $h = q_1 - q_0$ 。

由于 x, y, z 三个位置方向和 roll 姿态是解耦的, 故可以分别用 5 次多项式进行规划。规划过程受到模型的约束: 线速度 $(u, v, w) < 5 \text{ m/s}$, 加速度 $(a_x, a_y, a_z) < 3 \text{ m/s}^2$, 姿态角速度 $(p, q, r) < 0.8 \text{ rad/s}$, 俯仰角 $\theta < 0.5 \text{ rad}$, 横滚角 $\varphi < 1 \text{ rad}$, 舵机转角 $(\alpha_i, i = 1, 2, 3, 4) \in [-1, 1] \text{ rad}$ 。

4 仿真结果与分析

在 Matlab/Simulink 中将控制方法加入到无人机模型中, 轨迹规划数据也加载到仿真系统中。仿真步长取 0.001 s, 求解方法采用 ode4。分别对常用的 3 种降落场景进行仿真。

4.1 固定点水平面上的降落

无人机从 A 点出发降落到水平面 B 点上。设 A 点状态为: $\xi_1 = [0, 0, 20]^T \text{ m}$, $\dot{\xi}_1 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}$, $\ddot{\xi}_1 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}^2$, $\eta_1 = [0, 0, 0]^T \text{ rad}$, B 点状态为: $\xi_2 = [10, 15, 0]^T \text{ m}$, $\dot{\xi}_2 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}$, $\ddot{\xi}_2 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}^2$, $\eta_2 = [0, 0, 0]^T \text{ rad}$ 。

运用 5 次多项式规划 A 点到 B 点的轨迹, 具体规划参数如式(30)所示。

$$\begin{cases} x_p(t) = q_{x0} + b_{x1}t + b_{x2}t^2 + b_{x3}t^3 + b_{x4}t^4 + b_{x5}t^5 \\ y_p(t) = q_{y0} + b_{y1}t + b_{y2}t^2 + b_{y3}t^3 + b_{y4}t^4 + b_{y5}t^5 \\ z_p(t) = q_{z0} + b_{z1}t + b_{z2}t^2 + b_{z3}t^3 + b_{z4}t^4 + b_{z5}t^5 \end{cases} \quad (30)$$

式中: $x_p(t), y_p(t), z_p(t)$ 是期望轨迹的 x, y, z 坐标轴上的分量, 结合公式(28)~(29)可得到关于时间 t 的优化曲线。采用点到点之间直线最短的距离最优方法来规划轨迹, 使用 PID 控制算法对规划轨迹进行跟踪。图 4~6 为位置、速度和加速度规划和跟踪曲线。除加速度初始跟踪有超调波动外, 位置和速度跟踪效果都较好。

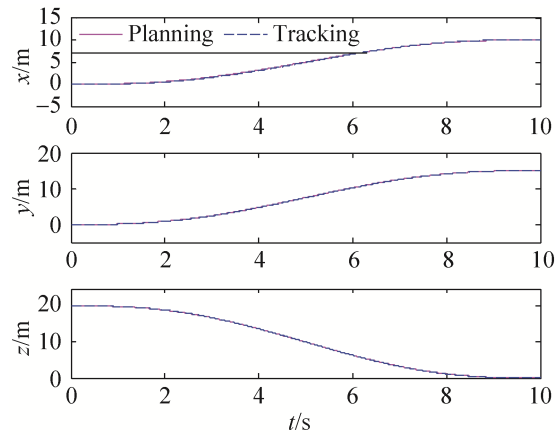


图 4 定点降落位置跟踪曲线
Fig. 4 Position tracking curves of fixed point

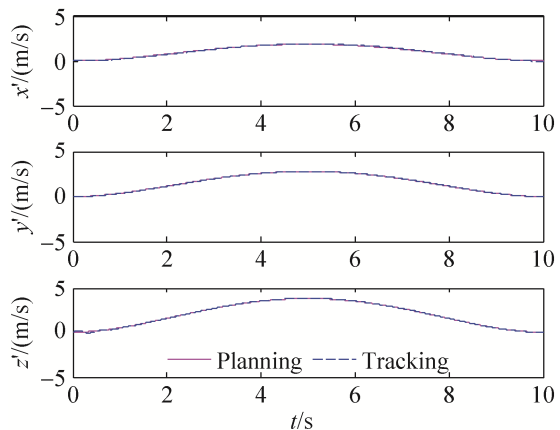


图 5 定点降落速度跟踪曲线
Fig. 5 Speed tracking curves of fixed point

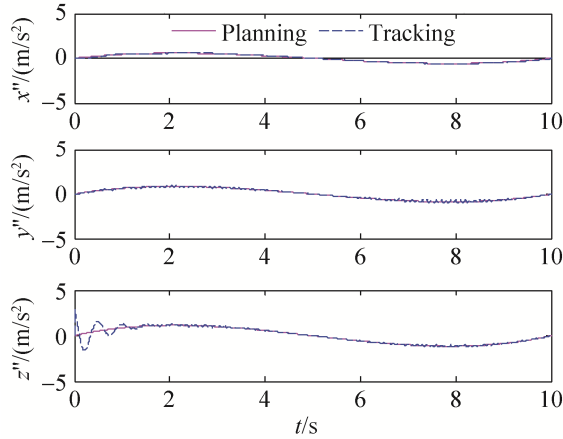


图 6 定点降落加速度跟踪曲线
Fig. 6 Acceleration tracking curves of fixed point

表 2 为无人机落地瞬间的期望参数和实际参数对照表,从对照表中可以看出,各个参数误差较小。从表中还可以看出解耦后的 y 方向运动和横滚角参数明显好于耦合的 x 方向运动和俯仰角参数,同时也证明建立的解耦模型和控制策略能更加精准的控制无人机的飞行和降落。

表 2 降落点参数对照表
Tab. 2 Parametric table at landing point

参数		期望值	实际值	误差
位置(m)	x	10	10.05	0.05
	y	15	15	0
	z	0	0	0
速度(m/s)	p	0	-0.03	-0.03
	q	0	-0.002	-0.002
	r	0	-0.015	-0.015
加速度 (m/s²)	$\ddot{x}$	0	-0.05	-0.05
	$\ddot{y}$	0	0	0
	$\ddot{z}$	0	0	0
角度(rad)	θ	0	0.005	0.005
	φ	0	0	0
	ψ	0	0	0
角速度 (rad/s)	u	0	0	0
	v	0	-0.05	-0.05
	w	0	0	0

4.2 固定点倾斜面上的降落

无人机从 A 点出发降落到倾斜面 B 点上。设 A 点状态为: $\xi_1 = [0, 0, 20]^T \text{ m}$, $\dot{\xi}_1 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}$, $\ddot{\xi}_1 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}^2$, $\eta_1 = [0, 0, 0]^T \text{ rad}$, $\dot{\eta}_1 = [0, 0, 0]^T \text{ rad/s}$ 。

B 点状态为: $\xi_2 = [10, 15, 0.5]^T \text{ m}$, $\dot{\xi}_2 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}$, $\ddot{\xi}_2 = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}^2$, $\eta_2 = [0, 0.8, 0]^T \text{ rad}$, $\dot{\eta}_2 = [0, 0, 0]^T \text{ rad/s}$ 。

运用 5 次多项式规划 A 点到 B 点的轨迹,具体规划参数为:

$$\begin{cases} x_p(t) = q_{x0} + b_{x1}t + b_{x2}t^2 + b_{x3}t^3 + b_{x4}t^4 + b_{x5}t^5 \\ y_p(t) = q_{y0} + b_{y1}t + b_{y2}t^2 + b_{y3}t^3 + b_{y4}t^4 + b_{y5}t^5 \\ z_p(t) = q_{z0} + b_{z1}t + b_{z2}t^2 + b_{z3}t^3 + b_{z4}t^4 + b_{z5}t^5 \\ \varphi_p(t) = q_{\varphi0} + b_{\varphi1}t + b_{\varphi2}t^2 + b_{\varphi3}t^3 + b_{\varphi4}t^4 + b_{\varphi5}t^5 \end{cases} \quad (31)$$

式中: $x_p(t)$, $y_p(t)$, $z_p(t)$ 是期望轨迹的 x , y , z 坐标轴上的分量; $\varphi_p(t)$ 是横滚角的期望轨迹,结合公式(28)~(29)可得到关于时间 t 的优化曲线。采用点到点之间直线最短的距离最优方法来规划轨迹,使用 PID 控制算法对规划轨迹进行跟踪。

图 7~9 为位置、速度和加速度规划和跟踪曲线。除加速度初始跟踪有超调波动外,其余跟踪效果都较好。图 10 所示为横滚角和角速度规划和跟踪曲线,可以看出在斜面上降落最后阶段无人机姿态角由 0 逐渐增到与斜面角度相同,进而降落在斜面上。横滚和 y 方向运动被解耦,对其分别进行单独的控制,可以快速准确的实现倾斜面上的降落。

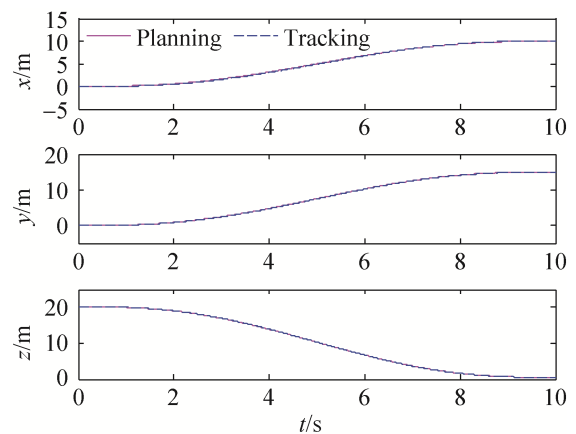


图 7 定点斜面降落的位置跟踪曲线
Fig. 7 Position tracking curves of tilting surface

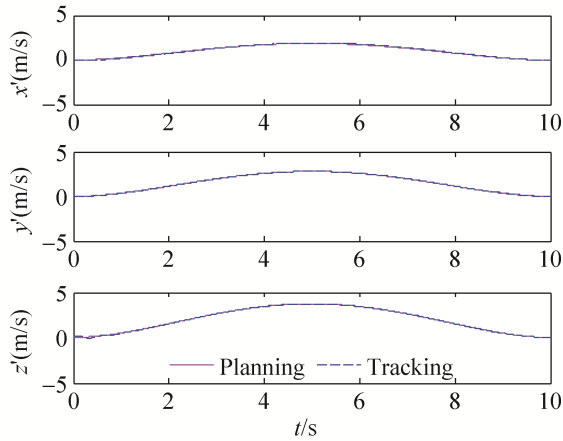


图 8 定点斜面降落的速度跟踪曲线
Fig. 8 Speed tracking curves of tilting surface

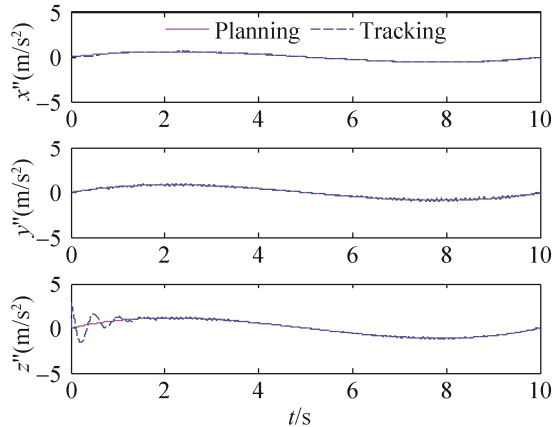


图 9 定点斜面降落的加速度跟踪曲线
Fig. 9 Acceleration tracking curves of tilting surface

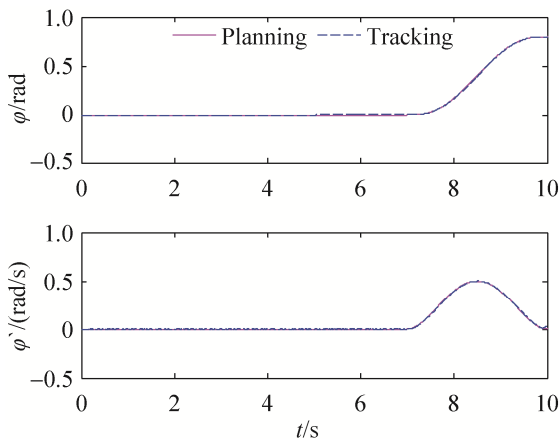


图 10 定点斜面降落的姿态角和角速度跟踪曲线
Fig. 10 Attitude and angular speed tracking curves of tilting surface

表 3 为无人机落地瞬间的期望参数和实际参数对照表, 从对照表中可以看出, 降落点位置误差

[0,0.05] m, 速度误差[0.008,0.03] m/s, 加速度误差[0.036,0.06] m/s², 姿态角误差[0,0.02] rad, 角速度误差[0.02,0.06] rad/s, 无人机可以很好地降落在倾斜斜面上。

表 3 降落点参数对照表
Tab. 3 Parametric table at landing point

参数		期望值	实际值	误差
位置/m	x	10	10.05	0.05
	y	15	15	0
	z	0.5	0.5	0
速度/(m/s)	p	0	-0.03	-0.03
	q	0	0.002	0.002
	r	0	-0.008	-0.008
加速度/(m/s ²)	$\ddot{x}$	0	-0.06	-0.06
	$\ddot{y}$	0	-0.036	-0.036
	$\ddot{z}$	0	-0.038	-0.038
角度/rad	θ	0	0.003	0.003
	φ	0.8	0.8	0
	ψ	0	-0.02	-0.02
角速度/(rad/s)	u	0	-0.06	-0.06
	v	0	0.03	0.03
	w	0	-0.02	-0.02

4.3 无人机降落在运动的平台上

假设移动平台在连续上下坡的道路上运动, 运动轨迹已知, 无人机在其正上方 20 m 处。用 5 次多项式对其轨迹进行拟合, 并对其跟踪及降落在平台之上。

降落过程分为 2 个阶段:

(1) 当无人机高度 $h > h_1$ 时, 为快速降落阶段, 仅对运动平台的位置进行跟踪并降落。

(2) 当无人机高度 $h \leq h_1$ 时, 为稳定降落阶段, 对运动平台的位置和姿态进行跟踪并降落。

选取 $h_1 = 5$ m, 图 11~13 为位置、速度和加速度规划和跟踪曲线。除加速度初始跟踪有超调波动外, 其余跟踪效果都较好; 图 14 为无人机对运动平台的姿态跟踪曲线, 可以看出在降落的第一个阶段无人机姿态角为 0, 即平飞状态跟踪运动平台; 在降落第二阶段对运动平台的姿态角和角速度进行跟踪, 在角速度跟踪初始位置有一个跳变, 可以

看出无人机控制系统具有较好的鲁棒性。图 15 为无人机降落在运动平台上的三维曲线。

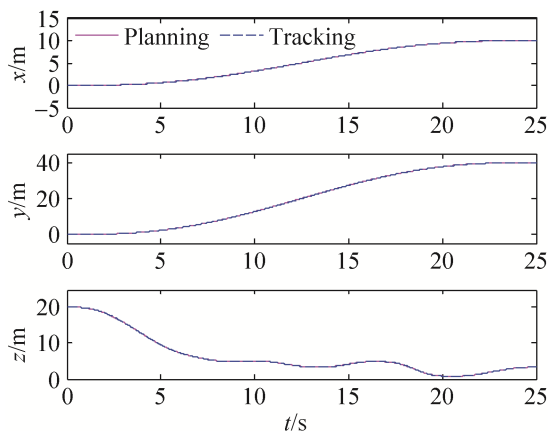


图 11 运动平台降落的位置曲线
Fig. 11 Position curves of moving platform

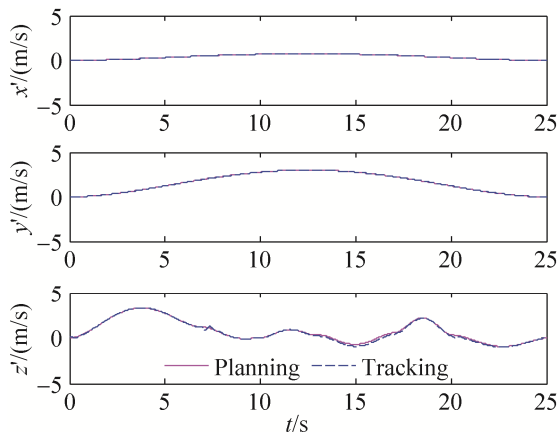


图 12 运动平台降落的速度曲线
Fig. 12 Speed curves of moving platform

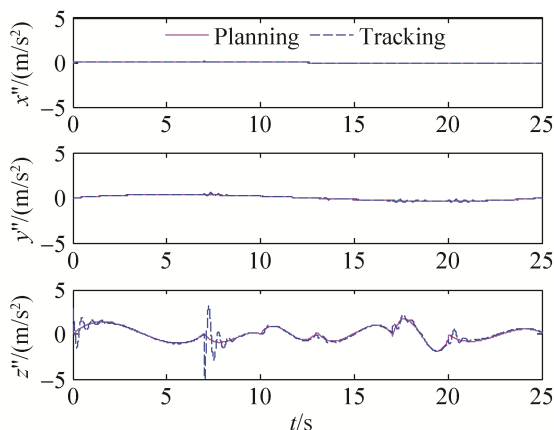


图 13 运动平台降落的加速度曲线
Fig. 13 Acceleration curves of moving platform

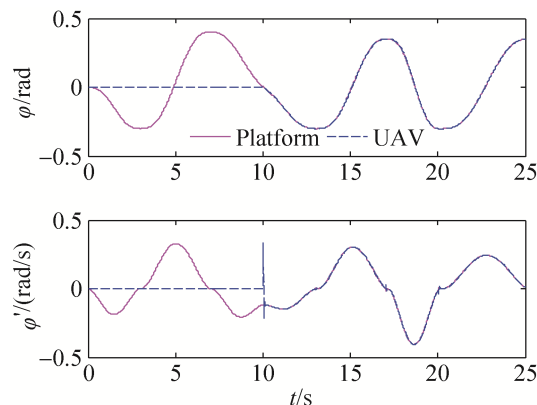


图 14 无人机对运动平台的姿态跟踪
Fig. 14 Attitude of the UAV tracking moving platform

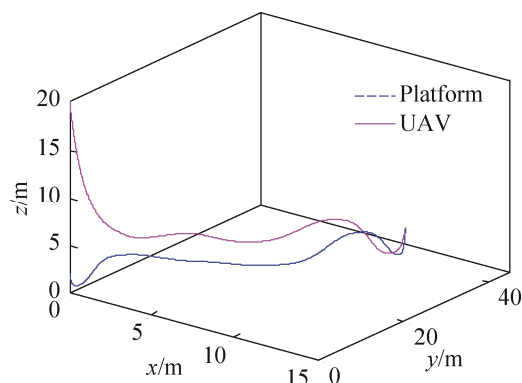


图 15 运动平台降落的三维曲线
Fig. 15 Three-dimensional curve of landing of the moving platform

5 结论

针对无人机在特殊环境降落时,由于耦合作用不能兼顾运动和姿态精确控制的问题,建立了倾转四旋翼无人机单姿态解耦模型及控制系统,运用 5 次多项式规划其降落轨迹,结合 PID 控制算法对规划轨迹进行跟踪,解决了无人机在倾斜面和有姿态运动平面上降落的技术难题。经仿真验证,倾转四旋翼无人机能够快速、准确地降落在多维运动的平台上。

当前控制算法采用的是经典 PID 算法,接下来将对控制算法进行改进,进一步提高无人机的鲁棒性和跟踪控制精度。

参考文献:

- [1] 刘阳. 微型四旋翼无人飞行器的自主起降与安全飞行

- 研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2015.
- Liu Yang. Research on Autonomous Take-off, Landing and Flight Safety of UAV[D]. Beijing: North China Electric Power University, 2015.
- [2] 贾配洋, 彭晓东, 周武根. 四旋翼无人机自主移动降落方法研究[J]. 计算机科学, 2017, 44(11): 520-523.
- Jia Peiyang, Peng Xiaodong, Zhou Wugen. Research on Autonomous Landing of Quad-rotor UAV [J]. Computer Science, 2017, 44(11): 520-523.
- [3] Jin C, Zhu M, Sun L, et al. Relative Motion Modeling and Control for a Quadrotor Landing on an Unmanned Vessel[J]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (S0001-1452), 2017: 1522-1539.
- [4] Wang L, Bai X. Quadrotor Autonomous Approaching and Landing on a Vessel Deck[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems (S0921-0296), 2017(1/2): 1-19.
- [5] Hu B, Mishra S. A time-optimal trajectory generation algorithm for quadrotor landing onto a moving platform, American Control Conference (S0743-1619), 2017: 4183-4188.
- [6] 万里. 无人机平台的目标跟踪及着陆[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2014.
- Wan Li. Target Location and Landing Based on Unmanned Aerial Vehicle[D]. Xi'an: Xi Dian University, 2014.
- [7] Bi Y, Duan H. Implementation of autonomous visual tracking and landing for a low-cost quadrotor[J]. Optik-International Journal for Light and Electron Optics (S0030-4026), 2013, 124(18): 3296-3300.
- [8] Ghommam J, Saad M. Autonomous Landing of a Quadrotor on a Moving Platform[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems (S0018-9251), 2017, 53(3): 1504-1519.
- [9] Hu B, Lu L, Mishra S. A Control Architecture for Time-Optimal Landing of a Quadrotor Onto a Moving Platform[J]. Asian Journal of Control (S1561-8625), 2018, 20(6): 1-12.
- [10] 丁少宾, 肖长诗, 刘金根, 等. X 型四旋翼无人机建模及四元数控. 系统仿真学报 [J]. 2015, 27(12): 3057-3062.
- Ding Shaobin, Xiao Changshi, Liu Jingen. Modeling and Quaternion Control of X-Type Quadrotor[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(12): 3057-3062.
- [11] 李劲松. 四旋翼小型无人直升机自适应逆控制研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2014.
- Li Jinsong. Reserch on Adaptive Inverse Control of Small Scale Unmanned Quad-rotor Helicopter[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014.
- [12] Oosedo A, Abiko S, Narasaki S. Large attitude change flight of a quad tilt rotor unmanned aerial vehicle[J]. Advanced Robotics (S0169-1864), 2016, 30(5): 326-337.
- [13] Michael N, Mellinger D, Lindsey Q, et al. The GRASP Multiple Micro-UAV Testbed[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine (S1070-9932), 2010, 17(3): 56-65.
- [14] 张咪, 赵勇, 布树辉, 等. 基于阶层标识的无人机自主精准降落系统[J]. 航空学报, 2018, 39(10): 213-221.
- Zhang Mi, Zhao Yong, Bu Shuhui, et al. Multi-level marker based autonomous landing system for UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 213-221.