

doi: 10.7690/bgzdh.2019.02.003

基于滑模变结构的无人直升机着舰控制研究

陈祥兵, 王新华

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对无人直升机着舰的特殊性, 克服系统扰动、未建模动态及大气紊流的影响, 提高舰载无人直升机着舰的安全性和精度, 基于滑模控制的方法分别设计了着舰控制系统的轨迹跟踪控制律和姿态控制律。采用基于输出有界的 twisting 控制器, 通过轨迹跟踪算法保证生成有界的期望姿态角和总距; 姿态部分采用小扰动线性化后的姿态回路控制方程, 设计了模型参考自适应滑模控制器, 通过自适应项抵消外界干扰造成的误差, 利用 Lyapunov 稳定性理论证明了系统的稳定性和跟踪误差收敛; 通过仿真进行了实验验证。验证结果表明: 所设计的控制器能够满足无人直升机抗扰动和模型参数扰动要求, 并且设计方法简单, 鲁棒性强, 易于工程实现。

关键词: 无人直升机; 着舰控制; 轨迹跟踪; 自适应滑模

中图分类号: TP342⁺.3 **文献标志码:** A

Study of Landing Control of Unmanned Helicopter Based on Sliding Mode Variable Structure

Chen Xiangbing, Wang Xinhua

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the particularity of the unmanned helicopter landing carrier, to overcome the system perturbations, un-modeled dynamics and the influence of atmospheric turbulence, improve carrier-based unmanned helicopter safety and accuracy of the ship landing, based on sliding mode control method, respectively design the control system of trajectory tracking control law and the attitude control law. The position controller is based on the output bounded twisting controller, and the trajectory tracking algorithm is used to guarantee the generation of bounded expected attitude angle and the total distance. The attitude part adopts the attitude loop control equation with the small perturbation linearization, and the model reference adaptive sliding mode controller is designed, the error caused by the external interference is offset by the adaptive term, and the stability of the system and the convergence of tracking error are proved by the Lyapunov stability theory. The experiment is verified by simulation. The results show that the designed controller can satisfy the requirement of disturbance and model parameter perturbation of unmanned helicopter, and the design method is simple, robust and easy to be realized by engineering.

Keywords: unmanned helicopter; landing control; trajectory tracking; adaptive sliding mode

0 引言

由于舰载无人直升机在海战中能够执行多任务的特性, 是当前装备发展的必然选择。无人直升机是一个高阶、多变量、强耦合的系统, 由于旋翼机的气动特性, 导致了无人直升机具有稳定性差、不确定性强和易受干扰等特点, 尤其海上降落时, 受到大气紊流等干扰比较严重, 且各通道存在强耦合, 模型参数也存在一定的不确定性; 因此, 必须要研究具有较强解耦性和鲁棒性的着舰控制律。

目前, 国内已经有很多高校和科研机构都在进行无人直升机的研究。文献[1]针对无人直升机应用神经网络动态逆控制方法实现了着舰飞行控制, 对

对象的数学模型精确度要求高; 文献[2]在无人直升机姿态控制中运用 MOP-EMF-H_∞成形算法, 设计了具有良好鲁棒性和解耦性的控制系统; 文献[3]基于近似反馈线性化进行控制器设计, 有效地抑制了外部扰动, 但是只能在特定的飞行状态下才能得到较好的控制效果; 文献[4]考虑到直升机飞行过程可能遭受到多种不确定因素的干扰, 采用了一种滑模降阶的方法。然而, 变结构滑模控制在无人直升机着舰系统中的应用尚未有报道。

笔者针对着舰时模型不确定性及大气紊流干扰的问题, 设计了一种基于滑模控制的位置姿态控制器。位置控制器采用输出指令条件约束的 twisting 滑模控制器, 保证生成期望的姿态角和总距。基于

收稿日期: 2018-11-15; 修回日期: 2018-12-22

作者简介: 陈祥兵(1987—), 男, 江苏人, 硕士, 从事先进飞行控制技术研究。

参考模型自适应滑模方法设计的姿态控制器，证明了系统的稳定性和跟踪误差收敛。整个控制系统对外部扰动和模型不确定性具有较好的鲁棒性。最后针对着舰时的轨迹跟踪进行仿真，并增加了参数摄动和大气紊流扰动，结果表明，该控制器满足要求。

1 无人直升机模型建立

无人直升机的动力学模型确立了无人直升机所受的力和力矩与直升机速度、加速度和角速度、角加速度之间的关系。如图 1 所示，坐标系定义： $[X_B \ Y_B \ Z_B]$ 为机体坐标系，机头方向为 X 轴， Z 轴竖直向下， Y 轴由右手系决定； $[X_E \ Y_E \ Z_E]$ 为地理坐标系（北地东）。

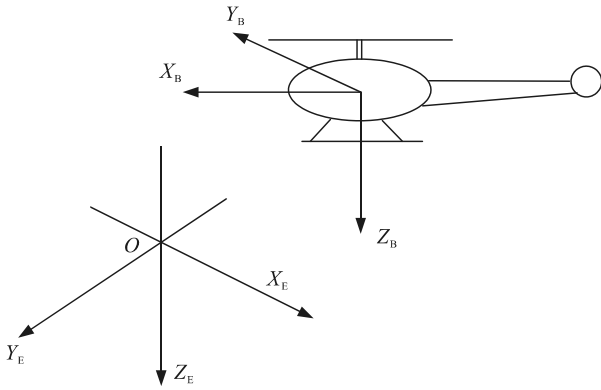


图 1 无人直升机模型

视无人直升机为六自由度的理想刚体，并假设无人直升机是规则的长方体，其惯量积 I_{xy} ， I_{xz} ， I_{yz} 均为 0。由刚体的动力学得到如下的直升机动力学方程^[5-6]：

$$\left. \begin{aligned} \sum F_x &= m(\dot{u} + wq - vr) + mg \sin \theta \\ \sum F_y &= m(\dot{v} + ur - wp) - mg \cos \theta \sin \varphi \\ \sum F_z &= m(\dot{w} + vp - uq) - mg \cos \theta \cos \varphi \\ \sum M_x &= I_x \dot{p} + qr(I_z - I_y) \\ \sum M_y &= I_y \dot{q} + pr(I_x - I_z) \\ \sum M_z &= I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中： u ， v ， w 为无人直升机速度在机体坐标系中的分量； I_x ， I_y ， I_z 分别为无人直升机绕的转动惯量； m 为无人直升机的质量； g 为重力加速度； $\sum F_x$ ， $\sum F_y$ ， $\sum F_z$ ， $\sum M_x$ ， $\sum M_y$ ， $\sum M_z$ 分别为无人直升机 OX_B 轴、 OY_B 轴、 OZ_B 轴上的空气动力和气动力矩。 R_{E-B} 为地轴坐标系到机体坐标系的转换矩阵。

$$R_{E-B} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\theta s\psi c\varphi - c\theta s\psi & s\theta s\psi s\varphi + c\psi c\theta & c\theta s\psi \\ s\theta c\psi c\varphi + s\psi s\theta & s\theta s\psi c\theta - c\psi c\psi & c\theta c\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中 $c(\bullet)$ 、 $s(\bullet)$ 分别为 $\cos(\bullet)$ 和 $\sin(\bullet)$ 的简写。

应用小扰动法，获得着舰状态下的线性方程组，即线性状态空间方程组

$$\Delta \dot{x} = F \Delta x + G \Delta u \quad (3)$$

式中 Δx 和 Δu 分别为无人直升机的状态量和输入量。根据时标分离法将直升机状态分解成 2 种状态：

$$\begin{aligned} x_1 &= [\Delta p \ \Delta q \ \Delta r \ \Delta \varphi \ \Delta \theta \ \Delta \psi]^T; \\ x_2 &= [\Delta u \ \Delta v \ \Delta w]^T. \end{aligned}$$

将直升机状态方程矩阵进行如下分解：

$$F = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} G_1 & G_2 \\ G_3 & G_4 \end{bmatrix}.$$

其中各个子矩阵的维数为：

$$\begin{aligned} F_1 &\in R^{6 \times 9}; \quad F_2 \in R^{3 \times 9}; \quad G_1 \in R^{6 \times 3}; \quad G_2 \in R^{6 \times 1}; \\ G_3 &\in R^{3 \times 3}; \quad G_4 \in R^{3 \times 1}. \end{aligned}$$

则线性动力学模型分解为姿态控制回路控制方程和外环控制回路控制方程：

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= F_1 x_1 + G_1 U + G_2 \delta_c + G_1 D \\ \dot{x}_2 &= F_2(1:3, 7:9) x_2 + [F_2(1:2, 4:5) \ G_4] U_{out} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中： D 为作用在姿态回路控制输入上的外干扰量； $U_{out} = [\Delta \varphi_{com} \ \Delta \theta_{com} \ \Delta \delta_c]^T$ 为姿态回路期望输入。

2 问题描述

设着舰期望轨迹：位置 P_d ，速度 v_d ，加速度 a_d

$$\left. \begin{aligned} \dot{P}_d &= v_d \\ \dot{v}_d &= a_d \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

定义位置误差量为：

$$\tilde{P} = P - P_d; \quad (6)$$

$$\tilde{v} = v - v_d. \quad (7)$$

位置环运动学方程为

$$R_{E-B} \ddot{P} - g R_{E-B} e_3 = F / m \quad (8)$$

笔者假设参考模型已经设计完成，并且保证系统闭环控制稳定，且系统期望的线性参考模型为

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m U_m \quad (9)$$

其中： $x_m = [p_m \ q_m \ r_m \ \varphi_m \ \theta_m \ \psi_m]^T$ 为状态向量； $U_m = [\varphi_r \ \theta_r \ \phi_r]^T$ 为参考模型控制输入，是外环控制器输出的期望的姿态角。 $A_m \in R^{6 \times 6}$ ；

$B_m \in R^{6 \times 3}$ ，且 (A_m, B_m) 可控。

定义姿态误差：

$$e = x_m - x_1; \quad (10)$$

$$\dot{e} = \dot{x}_m - \dot{x}_1 = \dot{x}_m - F_1 x_1 - G_1 U - G_2 \delta_c - G_1 D. \quad (11)$$

式中： e 为参考模型输出的期望姿态角和角速度与当前姿态角和角速度的误差值； D 为作用在系统控制输入上的外干扰量。

控制器设计目标是设计姿态控制器 U 和位置控制器 U_{out} ，使得跟踪误差 $\tilde{P} \rightarrow 0$ ， $\tilde{v} \rightarrow 0$ 。

3 控制器设计及稳定性分析

笔者采用姿态控制器与位置控制器分别进行设计。如图 2 所示，轨迹跟踪控制器是将输入的跟踪误差通过中间控制量，即直升机质心基于地理坐标线的 3 轴加速度 $U_z = [U_1 \ U_2 \ U_3]$ ，通过轨迹跟踪控制律输出期望的姿态角和总距，输入给姿态控制器。

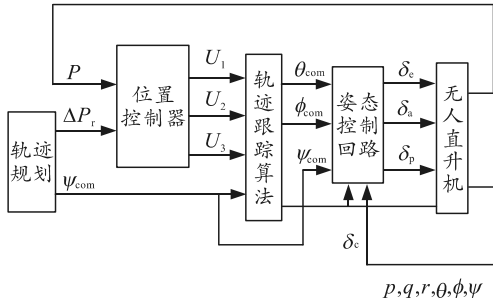


图 2 无人直升机着舰系统控制结构

3.1 轨迹跟踪控制算法

轨迹跟踪控制律是外回路控制器的重要组成部分。根据运动学方程式(8)可以被用来计算水平位置所需要的期望姿态角。文献[7]中做了完整推导过程，这里不再重复，可以得到：

$$\theta_{com} \approx \arctan\left(\frac{U_1 \cos \psi_c + U_2 \sin \psi_c}{U_3 - g}\right) + \theta_t,$$

$$\varphi_{com} \approx \arcsin\left(\frac{-U_1 \sin \psi_c + U_2 \cos \psi_c}{\sqrt{U_1^2 + U_2^2 + (U_3 - g)^2}}\right) + \varphi_t. \quad (12)$$

上式取等号，下标 t 为配平量。总距则通过式(4)中垂直方向的动力学模型计算得出

$$\Delta \delta_c = \frac{\left(\frac{F_z}{m} + g\right) - Z_u \Delta u - Z_v \Delta v - Z_w \Delta w}{Z_{\delta_c}}. \quad (13)$$

通过对中间控制量的范围限制，从而实现无人直升机着舰时的最大姿态角和升降加速度的限制。限制条件为：

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sqrt{U_1^2 + U_2^2}}{|U_3|} &\leq \tan \theta_{max}, 0 < \theta_{max} < \frac{\pi}{2} \\ |U_3| &\leq a_{max}, 0 < a_{max} < \frac{\pi}{2} \\ |U_1| &\leq \frac{\sqrt{2}}{2} g \tan \theta_{max} \\ |U_2| &\leq \frac{\sqrt{2}}{2} g \tan \theta_{max} \end{aligned} \right\}. \quad (14)$$

上式为中间控制量的限制条件，其控制律通过 twisting 方法设计为：

$$\left. \begin{aligned} U_1 &= -\rho_1 \operatorname{sgn}(\tilde{x}) - \mu_1 \operatorname{sgn}(\tilde{v}_1) \\ U_2 &= -\rho_2 \operatorname{sgn}(\tilde{y}) - \mu_2 \operatorname{sgn}(\tilde{v}_2) \\ U_3 &= -\rho_3 \operatorname{sgn}(\tilde{z}) - \mu_3 \operatorname{sgn}(\tilde{v}_3) \end{aligned} \right\}. \quad (15)$$

满足式(14)的控制器参数取值范围为

$$\left. \begin{aligned} \rho_1 + \mu_1 &\leq \frac{\sqrt{2}}{2} g \tan \theta_{max} \\ \rho_2 + \mu_2 &\leq \frac{\sqrt{2}}{2} g \tan \theta_{max} \\ \rho_3 + \mu_3 &\leq a_{max} \\ \rho_1 > \mu_1 > 0, \rho_2 > \mu_2 > 0, \rho_3 > \mu_3 > 0 \end{aligned} \right\}. \quad (16)$$

控制器满足参数式(16)的上界和下界条件，使系统稳定，并且使轨迹跟踪控制律(12)输出的期望姿态角满足限制条件。

3.2 姿态控制器设计

针对式(10)所示的误差量，根据变结构基本理论，选择如下滑动模态超平面^[8]：

$$S = C e. \quad (17)$$

其中 C 为滑模面系数，取值为

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix}. \quad (18)$$

其中 λ_3 为控制器参数，均为正常数。

对式(17)求导可得：

$$\dot{S} = C \dot{e} = C(\dot{x}_m - F_1 x_1 - G_1 U - G_2 \delta_c - G_1 D). \quad (19)$$

基于指数趋近律设计控制器为：

$$U = (CG_1)^{-1} [C(\dot{x}_m - F_1 x_1 - G_2 \delta_c) + \hat{e} \operatorname{sign}(S) + kS]. \quad (20)$$

式中

$$\operatorname{sign}(S) = [\operatorname{sign}(S_{(1)}) \quad \operatorname{sign}(S_{(2)}) \quad \operatorname{sign}(S_{(3)})]^T.$$

参数自适应调节律定义为：

$$\dot{\hat{e}} = \alpha \|S\|. \quad (21)$$

稳定性证明:

假设 1 干扰 D 存在上界, 取 $E=CG_1D$, 则 E 存在上界 \bar{E} , $\hat{\varepsilon}$ 为 \bar{E} 的估计值, 即 $\|E\| \leq \bar{E}$ 。

假设 2 估计误差为 $\tilde{\varepsilon}=\hat{\varepsilon}-\bar{E}$ 。

定理 1 如果采用控制律式(20), 且由自适应更新律式(21)进行调节, 则闭环系统稳定, 且跟踪误差在有限时间内收敛到 0。

证明:

构造 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} S^T S + \frac{1}{2\alpha} \tilde{\varepsilon}^2. \quad (22)$$

对上式求导得:

$$\dot{V} = S^T \dot{S} + \frac{1}{\alpha} \tilde{\varepsilon} \dot{\tilde{\varepsilon}} =$$

$$S^T [C(\dot{x}_m - F_1 x - G_1 U - G_2 \delta_c - G_1 D)] + \frac{1}{\alpha} \tilde{\varepsilon} \dot{\tilde{\varepsilon}}. \quad (23)$$

将式(20)和式(21)代入式(19), 基于假设 1 和假设 2, 可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -S^T E - k|S| - \hat{\varepsilon}|S| + \frac{1}{\alpha} \tilde{\varepsilon} \dot{\tilde{\varepsilon}} \leq \\ &\|S\| \|E\| - \|S\| \bar{E} \leq 0. \end{aligned} \quad (24)$$

因此, 控制律式(20)和自适应律式(21)能够保证式(24)是半负定的, 即滑模面 S 趋近于 0, 系统状态可以在有限时间内到达切换面, 满足系统稳定条件。证毕。

4 仿真验证

为了验证笔者设计的控制器的有效性^[9], 选取某型无人直升机为研究对象, 取配平平衡点: 前飞速度为 5 m/s, 配平量如表 1 所示。

表 1 无人直升机线性化配平量 (°)

纵向变距	横向变距	尾桨变距	总距	滚转角	俯仰角
1.5	-0.72	9.7	8.7	-2.38	1.62

假设当前无人直升机处于着舰最后阶段^[10], 无人直升机处于舰船的一侧并保持与舰船的相对静止, 此时相对船的位置为: 舰船速度 $v_s=5$ m/s, 与着舰点在 Y_s 方向上的距离 $s=20$ m, 沿 Y_s 最大飞行速度 $\dot{y}_{\max}=5$ m/s, 与着舰点在 Z_s 上的高度 $h=10$ m, 沿 Z_s 最大飞行速度 $\dot{z}_{\max}=5$ m/s, 悬停跟进的时间 $t_s=1$ s。无人直升机横向移动到着舰台上方并快速着舰。分别对无人直升机气动导数进行 $\pm 30\%$ 的摄动, 以及添加大气紊流的干扰。大气紊流干扰如图 3 所示。

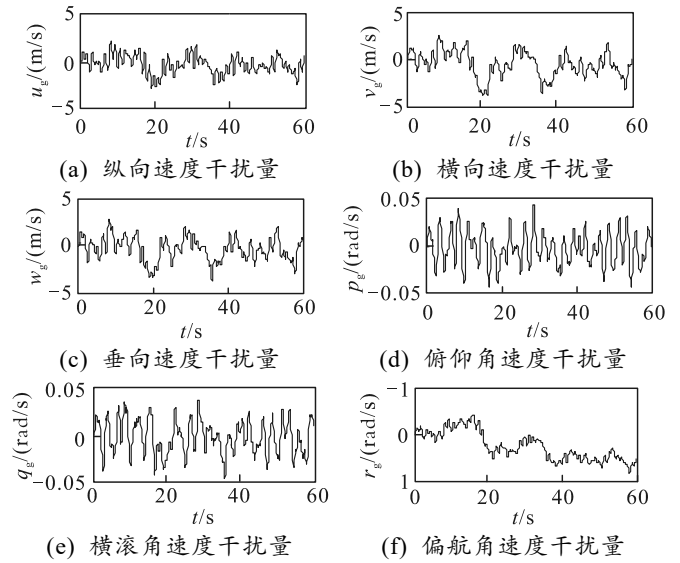


图 3 无人直升机所受的大气紊流

3 维显示的期望轨迹与实际跟踪轨迹如图(4)所示, 无人直升机能够迅速地实施跟踪, 图 5—7 为姿态控制器俯仰角输入为 5°, 偏航角和横滚角均为 0° 时, 摄动模型与标称模型的姿态角响应仿真图。在参数摄动时, 俯仰角跟踪影响较小, 能够稳定跟踪, 并且没有超调, 说明模型参考自适应滑模控制器具有较好的鲁棒性, 而且偏航角和横滚角响应幅度较小, 说明该控制器解耦性能较好, 能满足要求。图 8 是以无干扰跟踪误差为基准误差, 添加舰尾紊流后, 跟踪误差对比, 说明即便是存在大气紊流干扰的情况下, 控制器依然能够很好地跟踪期望轨迹。

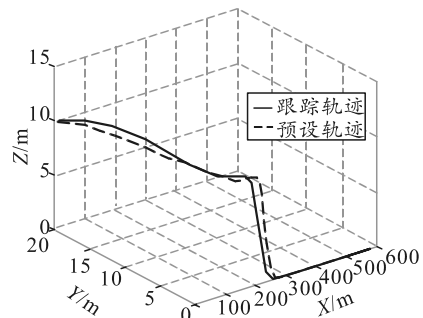


图 4 期望轨迹与跟踪轨迹 3 维图

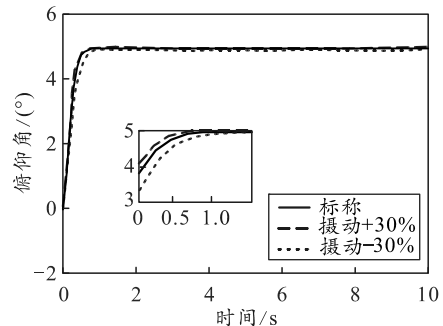


图 5 摄动模型俯仰角响应

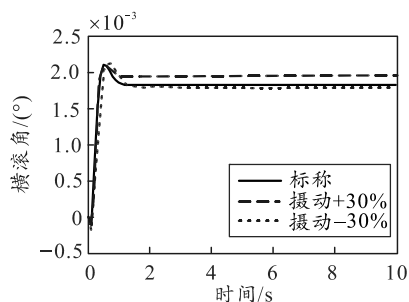


图 6 扰动模型横滚角响应

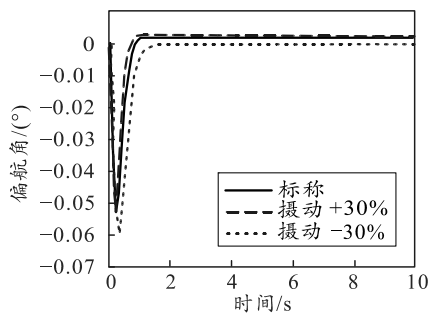
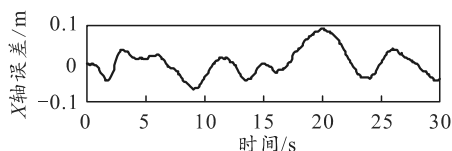
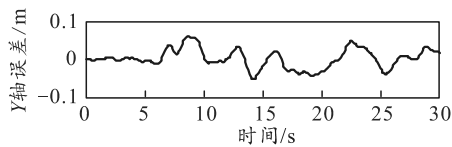


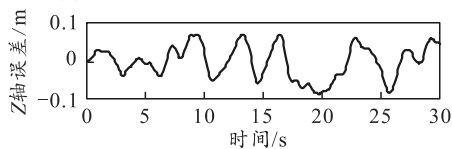
图 7 扰动模型偏航角响应



(a) X 轴加干扰与干扰跟踪误差



(b) Y 轴加干扰与干扰跟踪误差



(c) Z 轴加干扰与干扰跟踪误差

图 8 紊流干扰下误差对比

5 总结

仿真结果表明：基于滑模的无人直升机着舰控制系统具有很好的跟踪性能，实现了系统的解耦控制，以及对大气紊流干扰和系统参数的摄动均具有较好的鲁棒性^[11]。该控制器设计过程简单，可以较好地解决无人直升机着舰进舰着舰快速跟踪和稳定控制问题。

参考文献：

- [1] 戴文正. 无人直升机自主着舰引导与控制技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学, 2014.
- [2] 黄誉. 无人直升机自主着舰关键技术研究[D]. 西安：西北工业大学, 2015.
- [3] 鲜斌, 古训, 刘祥, 等. 小型无人直升机姿态非线性鲁棒控制设计[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(4): 409-416.
- [4] 蒋沅, 曾令武, 代冀阳. 一类非线性直升机模型的滑模降阶控制器设计[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(3): 330-338.
- [5] 高鹏飞, 郑云龙. 某型无人直升机飞行控制系统半实物仿真[J]. 兵工自动化, 2017, 36(6): 90-92, 96.
- [6] HU J B. Parameters adaptive sliding mode control for a class of uncertain nonlinear systems[Z]. 2008 IEEE International Conference on Automation and Logistics, 2008: 1734-1738.
- [7] 徐春春, 吴文海, 耿昌茂. 非线性自适应控制理论在无人直升机飞行控制系统设计中的应用[J]. 飞机设计, 2002(2): 30-33.
- [8] 韩慧超. 基于滑模变结构的飞行器控制系统设计[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学, 2013.
- [9] 郭署山. 无人直升机着舰控制技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学, 2010.
- [10] 章百宝, 张春华. 栓系无人机光电侦察任务载荷控制系统[J]. 兵工自动化, 2017, 36(12): 39-42.
- [11] 代威, 张洪涛, 惠俊鹏. 无人机在未来海战场中的应用分析[J]. 兵器装备工程学报, 2018(1): 21-24.