

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.044

## 旋翼植保无人机有限时间滑模飞行控制

胡文科<sup>1,2</sup>, 杨思朋<sup>1</sup>, 朱清秀<sup>3</sup>, 吴鸿源<sup>1,2</sup>, 张俊辉<sup>1,2</sup>, 郑义隆<sup>1,2</sup>, 余胜东<sup>2</sup>

(1. 温州大学 机电工程学院, 浙江 温州 325035;

2. 国科温州研究院(温州生物材料与工程研究所), 浙江 温州 325001;

3. 湖州市河湖管理中心, 浙江 湖州 313099)

**摘要:**针对旋翼植保无人机在飞行过程中受复杂多变的环境干扰而引起的飞行不稳定现象,提出一种基于非奇异快速终端滑模控制与时延估计技术相结合的非线性鲁棒控制策略。所提策略采用串级双闭环滑模控制和时延估计技术,实现系统状态在线估计与实时补偿,同时有效抑制外部干扰对系统的影响。其中,姿态环采用非奇异快速终端滑模趋近律,消除控制律抖振的同时使系统状态在有限时间收敛到期望状态;位置环采用PID型滑模面,提高定位精度。实验表明:与传统串级PID控制策略相比,在所提策略控制下,飞行速度提高了77%、加速度提高了63%、最大加速度为15.50 m/s<sup>2</sup>,具备良好的工程应用价值。

**关键词:**旋翼植保无人机;复杂场景;有限时间;滑模控制;时延估计技术

**中图分类号:**TP273 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)02-0232-05

## Finite-time Sliding Mode Fight Control of Rotor-based Crop-protection UAV

HU Wenke<sup>1,2</sup>, YANG Sipeng<sup>1</sup>, ZHU Qingxiu<sup>3</sup>, WU Hongyuan<sup>1,2</sup>, ZHANG Junhui<sup>1,2</sup>, ZHENG Yilong<sup>1,2</sup>, YU Shengdong<sup>2</sup>

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Wenzhou University, Wenzhou 325035, China;

2. Wenzhou Institute of Biomaterials and Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Wenzhou 325001, China;

3. Huzhou River and Lake Management Center, Huzhou 313099, China)

**Abstract:** A nonlinear robust control strategy based on the combination of non-singular fast terminal sliding mode control and time delay estimation is proposed to solve the flight instability of Quad-rotor UAV caused by complex and variable environment interference during flight. The proposed strategy uses cascade double closed-loop sliding mode control and time delay estimation technology to realize on-line state estimation and real-time compensation, and effectively suppress the influence of external interference on the system. The attitude loop adopts the non-singular fast terminal sliding mode reaching law, which eliminates the chattering of the control law and converges the system state to the desired state in the finite time. The position ring adopts PID sliding form surface to improve the positioning accuracy. The actual flight experiments show that the proposed strategy has good engineering application value, with the flight speed being increased by 77%, acceleration by 63%, and the maximum acceleration by 15.50 m/s<sup>2</sup>, compared with the traditional cascade PID control strategy in high maneuvering flight scenarios.

**Keywords:** quad-rotor UAV; complex scenes; finite-time; sliding mode control; time-delay estimation

### 0 引言

旋翼植保无人机被应用于精准喷洒农药、监测病虫害、地块测绘和图像采集等诸多领域<sup>[1]</sup>。旋翼植保无人机为农业生产带来创新,并提高生产效率、保护环境,从而助力农民实现农业生产现代化<sup>[2]</sup>。然而,旋翼植保无人机在对低矮农作物做低空农药喷洒时,易受到强大的地效效应影响<sup>[3]</sup>;此外,风场和气象条件也会对飞行产生重要影响,并且

考虑旋翼植保无人机的非线性、强耦合、欠驱动等特性以及实现高精度飞行作业,这些均为旋翼植保无人机发展过程中所面临的困难和挑战<sup>[4]</sup>。

近年来,鲁棒控制器作为一种解决旋翼植保无人机在复杂环境中受到干扰问题的有效方法,引起了许多学者的关注。鲁棒控制器可以克服系统的不确定性,提供稳定和可靠的控制性能<sup>[5]</sup>,在无人机控制领域中具有广阔的应用前景。控制器的控制算法主要分为线性控制和非线性控制。线

**基金项目:**国家自然科学基金项目(31971290;62373186)

**第一作者简介:**胡文科(1996—),男,浙江宁波人,硕士研究生,研究方向为无人机鲁棒控制,626353013@qq.com。

**通信作者简介:**余胜东(1984—),男,浙江温州人,副研究员,硕士研究生导师,博士,研究方向为微纳运动学控制,微纳机器人设计,shengdong@nuaa.edu.cn。

性控制的代表算法为 PID 控制,在一些简单的线性系统中表现出色,但这种方法往往难以适应非线性、多样化的复杂工况<sup>[6]</sup>。相较之下,以滑模控制(sliding mode control, SMC)、反步法控制、神经网络控制、模糊控制等为代表的非线性控制算法<sup>[7]</sup>具有更强的鲁棒性,它们能够更好地应对外部扰动。反步法控制需要重复微分,随着微分阶数增加,可能导致控制性能下降;神经网络控制性能很大程度上依赖于训练数据,若训练数据不准确或者不充足,神经网络可能无法从中学习到正确的模式和规律,导致控制不稳定甚至失效<sup>[8]</sup>;模糊控制需要根据被控对象的先验知识,以建立模糊规则库;相比之下,SMC 通过设计控制律和趋近律,使系统状态在有限时间内到达预设的滑模面<sup>[9]</sup>,具有较好的抗干扰性和抗不确定性,在外部扰动时提供稳定可靠的控制性能<sup>[10]</sup>。此外,滑模控制器结构简单、计算量少、易于实现,因此本文使用 SMC 算法代替 PID,构建 SMC 控制器。控制器通过内外环解耦,降低系统复杂性,实现多输入多输出、欠驱动系统的鲁棒控制。本文使用 PID 型滑模控制算法设计位置控制器,消除位置的稳态误差,提高位置精度;姿态环设计非奇异快速终端滑模控制,抑制系统姿态上的抖振现象,提升系统的鲁棒性。

旋翼植保无人机在作业过程中易受外部环境和载荷变化的影响,增加系统不确定性,无法建立精确的数学模型<sup>[11]</sup>。为解决这一问题,提出了扩张状态观测器,它通过对控制量的补偿来提高系统的鲁棒性,但是可能引起输出幅值变化较大,导致控制系统失去稳定性<sup>[12]</sup>。本文将时延估计技术(time delay estimation, TDE)引入到 SMC 中。TDE 技术利用上一时刻的系统动态来估计当前时刻的系统动态和扰动<sup>[13]</sup>。将 TDE 技术引入到旋翼植保无人机,利用时延信息来补偿系统的未知扰动,使控制器获取准确的动力学模型,实现系统状态的在线估计和实时补偿,进一步提高系统鲁棒性和控制性能。

本文结合旋翼植保无人机的实际工况,开展高机动飞行实验,验证所提算法的有效性。

## 1 系统描述

如图 1 所示为 X 型旋翼植保无人机动力学模型示意图。其动力由 4 个电机提供,通过调节 4 个电机转速实现姿态与位置控制。为便于描述无人机的运动学模型,建立机体坐标系  $O_b-x_b y_b z_b$ ,地面坐标系  $O-xyz$ 。地面系下  $x, y, z$  为四旋翼位置

向量, $\theta, \phi, \psi$  分别为俯仰角、横滚角、偏航角的姿态向量<sup>[14]</sup>。

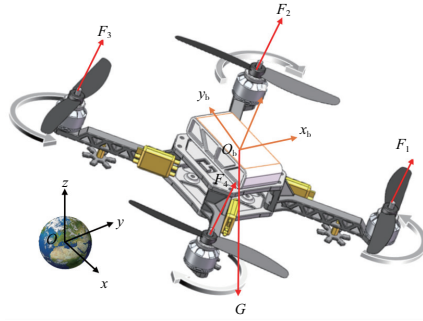


图 1 旋翼植保无人机动力学模型示意图

根据牛顿-欧拉定理构建旋翼植保无人机位置动力学模型

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \frac{1}{m} (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) - \frac{k_1 \dot{x}}{m} \\ \sum_{i=1}^4 F_i \frac{1}{m} (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) - \frac{k_2 \dot{y}}{m} \\ \sum_{i=1}^4 F_i \frac{1}{m} \cos\theta \cos\phi - g - \frac{k_3 \dot{z}}{m} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $g$  为重力加速度; $\sum_{i=1}^4 F_i$  为 4 个电机提供的总推力; $k_1, k_2$  和  $k_3$  分别为 3 个水平方向的空气阻力系数。

根据欧拉定律,构建旋翼物流无人机的姿态动力学模型<sup>[15]</sup>

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(F_1 - F_2 - F_3 + F_4)l}{J_{yy}} - \frac{k_4 l \dot{\phi}}{J_{yy}} \\ \frac{(F_1 + F_2 - F_3 - F_4)l}{J_{xx}} - \frac{k_5 l \dot{\theta}}{J_{xx}} \\ \frac{(F_1 - F_2 + F_3 - F_4)l}{J_{zz}} - \frac{k_6 l \dot{\psi}}{J_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $J_{xx}, J_{yy}$  和  $J_{zz}$  分别为绕  $x$  轴、 $y$  轴、 $z$  轴的转动惯量; $l$  为机体中心到电机距离; $k_4, k_5$  和  $k_6$  分别为 3 个方向的转动空气阻力扭矩系数。

根据 X 型布局的受力关系,定义旋翼植保无人机的控制输入  $U$

$$U = \begin{cases} u_1 = \frac{F_1 + F_2 + F_3 + F_4}{m} \\ u_2 = \frac{(F_1 - F_2 - F_3 + F_4)l}{J_{yy}} \\ u_3 = \frac{(F_1 - F_2 + F_3 - F_4)l}{J_{xx}} \\ u_4 = \frac{(F_1 + F_2 - F_3 - F_4)l}{J_{zz}} \end{cases} \quad (3)$$

式中  $u_1, u_2, u_3, u_4$  分别为油门、横滚、俯仰、偏航的控制输入,代入式(1)、式(2)得

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{u_1}{m}(\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi) - \frac{k_1\dot{x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{u_1}{m}(\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi) - \frac{k_2\dot{y}}{m} \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m}\cos\phi\cos\theta - g - \frac{k_3\dot{z}}{m} \\ \ddot{\phi} = u_2 - \frac{k_4\dot{\phi}}{J_{yy}} \\ \ddot{\theta} = u_3 - \frac{k_5\dot{\theta}}{J_{xx}} \\ \ddot{\psi} = u_4 - \frac{k_6\dot{\psi}}{J_{zz}} \end{cases} \quad (4)$$

## 2 控制器设计

### 2.1 位置环控制器设计

旋翼植保无人机在作业时,需要在选定区域精准飞行,即使在下洗气流变动、侧风扰动等不利因素的作用下,旋翼植保无人机仍能够精确跟踪期望轨迹。下面以重力  $z$  轴方向的位置控制器为例。

由式(1),  $z$  轴方向的动力学方程简化为

$$u_z = m\ddot{z} + mg + P_z \quad (5)$$

式中:  $P_z = u_1 - u_1\cos\phi\cos\theta + k_3\dot{z}$ ,  $P_z$  为建模误差和外界扰动在内的未知项。

设计 PID 型滑模面

$$s_z = \dot{e}_z + K_{P_z}e_z + K_{I_z}\int e_z d\tau \quad (6)$$

设计快速趋近律:

$$\dot{s}_z = e_z + \beta_z \text{sig}(s_z)^{\rho_z} \quad (7)$$

由 TDE 技术获得  $P_z$  的表达式如下:

$$P_z(t) \approx \hat{P}_z(t) = m\ddot{z}(t-L) - u_1(t-L) \quad (8)$$

TDE 技术结合 FPIDSMC 控制律表达式

$$u_{1,FPIDSMC} = m(\ddot{z}_d + K_{P_z}\dot{e}_z + K_{I_z}e_z + \beta_z \text{sig}(s)^{\rho_z} + g) \quad (9)$$

$$u_{1,TDE} = u_1(t-L) - m\ddot{z}(t-L) \quad (10)$$

$$u_{1,FPIDSMC-TDE} = u_{1,FPIDSMC} + u_{1,TDE} \quad (11)$$

式中:  $m$  为四旋翼质量;  $\ddot{z}_d$  和  $\ddot{z}$  分别为  $z$  轴期望加速度和实际加速度;  $L$  为时间步长;  $t$  为当前时间;  $\beta_z > 0$ ;  $1 < \rho_z < 2$ ;  $e_z$  和  $\dot{e}_z$  分别为  $z$  轴方向位移误差和速度误差;  $K_{P_z}$ 、 $K_{I_z}$  为滑模增益,其取值为正常数。

同理,  $x$  轴、 $y$  轴方向控制律表达式

$$u_{x,FPIDSMC} = m(\ddot{x}_d + K_{P_x}\dot{e}_x + K_{I_x}e_x + \beta_x \text{sig}(s)^{\rho_x} + g) \quad (12)$$

$$u_{x,TDE} = u_x(t-L) - m\ddot{x}(t-L) \quad (13)$$

$$u_x = u_{x,FPIDSMC} + u_{x,TDE} \quad (14)$$

$$u_{y,FPIDSMC} = m(\ddot{y}_d + K_{P_y}\dot{e}_y + K_{I_y}e_y + \beta_y \text{sig}(s)^{\rho_y} + g) \quad (15)$$

$$u_{y,TDE} = u_y(t-L) - m\ddot{y}(t-L) \quad (16)$$

$$u_y = u_{y,FPIDSMC} + u_{y,TDE} \quad (17)$$

对式(4)解耦,获得滚转角和俯仰角的期望角度为

$$\begin{cases} \phi_d = \frac{1}{g}(u_x \sin\psi - u_y \cos\psi) \\ \theta_d = \frac{1}{g}(u_x \cos\psi - u_y \sin\psi) \end{cases} \quad (18)$$

### 2.2 姿态环控制器设计

定义  $P_\phi = \bar{J}_{yy}\ddot{\phi} - \ddot{\phi} - \frac{k_4\dot{\phi}}{J_{yy}}$ ,  $P_\phi$  为建模误差和外界扰动在内的未知项。

为保证无人机快速精确地进行姿态跟踪,选择 FNTSM 型滑模面

$$s_\phi = e_\phi + \beta_\phi \text{sig}(e_\phi)^{\gamma_\phi} \quad (19)$$

为抑制抖动,并实现有限时间收敛,采用 FNTSM 型趋近律

$$\dot{s}_\phi + k_1 s_\phi + k_2 \text{sig}(s_\phi)^{\rho_\phi} = 0 \quad (20)$$

基于 TDE 技术的 FNTSM-TDE 控制律的表达式

$$u_{2,FNTSM} = \bar{J}_{yy}(\ddot{\phi}_d + \beta_\phi^{-1}\gamma_\phi^{-1}\text{sig}(\dot{e}_\phi)^{2-\gamma_\phi} + k_1 s_\phi + k_2 \text{sig}(s)^{\rho_\phi}) \quad (21)$$

$$u_{2,TDE} = u_2(t-L) - \bar{J}_{yy}\ddot{\phi}(t-L) \quad (22)$$

$$u_{2,FNTSM-TDE} = u_{2,FNTSM} + u_{2,TDE} \quad (23)$$

同理:

$$u_{3,FNTSM} = \bar{J}_{xx}(\ddot{\theta}_d + \beta_\theta^{-1}\gamma_\theta^{-1}\text{sig}(\dot{e}_\theta)^{2-\gamma_\theta} + k_3 s_\theta + k_4 \text{sig}(s_\theta)^{\rho_\theta}) \quad (24)$$

$$u_{3,TDE} = u_3(t-L) - \bar{J}_{xx}\ddot{\theta}(t-L) \quad (25)$$

$$u_{3,FNTSM-TDE} = u_{3,FNTSM} + u_{3,TDE} \quad (26)$$

$$u_{4,FNTSM} = \bar{J}_{zz}(\ddot{\psi}_d + \beta_\psi^{-1}\gamma_\psi^{-1}\text{sig}(\dot{e}_\psi)^{2-\gamma_\psi} + k_5 s_\psi + k_6 \text{sig}(s_\psi)^{\rho_\psi}) \quad (27)$$

$$u_{4,TDE} = u_4(t-L) - \bar{J}_{zz}\ddot{\psi}(t-L) \quad (28)$$

$$u_{4,FNTSM-TDE} = u_{4,FNTSM} + u_{4,TDE} \quad (29)$$

至此,得到了 4 个电机的控制律。

根据所提位置控制器和姿态控制器,绘制控制系统结构框图,如图 2 所示。

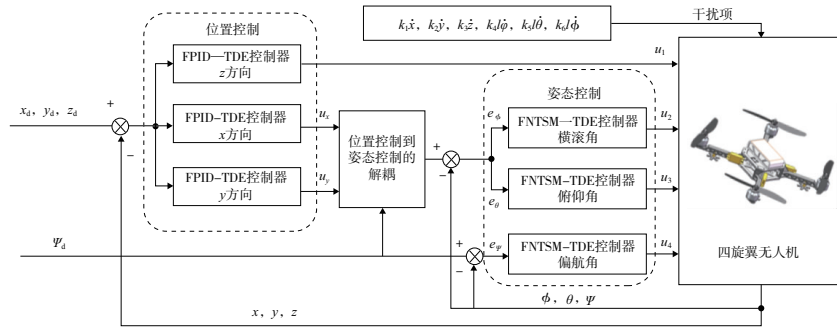


图2 旋翼植保无人机飞行控制策略

### 3 实验结果以及分析

为验证本文控制算法的有效性,进行高机动飞行对比实验。在同一环境下,将所提控制算法与经典PID算法先后部署在农业植保无人机上,进行对比实验。绕圆高速飞行位置跟踪情况如图3所示, $x$ 方向、 $y$ 方向、 $z$ 方向飞行轨迹曲线如图4—图5所示(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。



图3 绕圆高速飞行位置跟踪情况

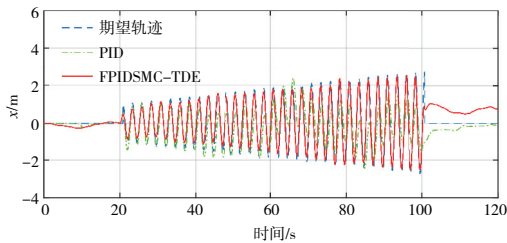


图4  $x$ 方向飞行轨迹曲线

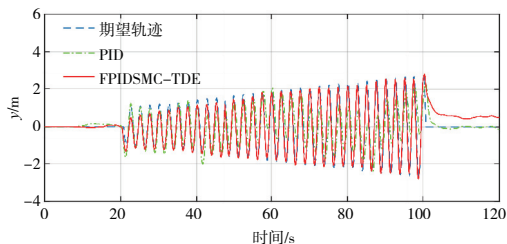


图5  $y$ 方向飞行轨迹曲线

根据图4和图5的位移曲线图可知,旋翼植

保无人机在以固定时间做圆周运动时,速度随着圆的半径增加而增大;40s后,使用PID控制的飞行轨迹出现不规则的绕圆轨迹。而本文所提出的策略则能够始终确保飞行轨迹绕圆的精确跟踪。在所提控制算法下,旋翼植保无人机在水平方向的最大速度可以达到5.5m/s,最大加速度为15.50m/s<sup>2</sup>;在PID控制下,旋翼植保无人机在水平方向的最大速度仅为3.1m/s,最大加速度为9.5m/s<sup>2</sup>。由此可见,本文提出的策略显著提高了旋翼植保无人机的飞行速度和机动能力。

此外,由图6可知:高机动飞行实验中,所提控制策略在垂直方向上相比PID算法能够更准确地跟踪预定轨迹。

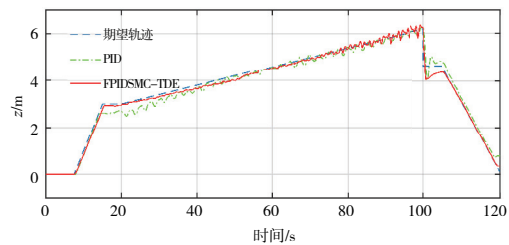


图6  $z$ 方向飞行轨迹曲线

### 4 结语

1)姿态环采用快速非奇异终端滑模控制算法,在外界干扰下实现高速平稳飞行;位置环采用PID型滑模面保证位置跟踪的精度,实现对位置误差的快速收敛。

2)采用TDE技术进行在线估计和实时补偿。

3)高机动飞行实验证明,本文所提策略相比传统PID算法,无人机飞行速度提高了77%、加速度提高了63%、最大加速度为15.50m/s<sup>2</sup>。

### 参考文献:

[1] 阚平,姜兆亮,刘玉浩,等.多植保无人机协同路径规划[J].航空学报,2020,41(4):323610.

- [2] 邱小雷,张羽,张小虎,等. 从植保无人机经验探析我国精确农业发展路径[J]. 江苏农业科学, 2019, 47(16):30-33.
- [3] 卢丛玲,祁浩天,徐国华,等. 共轴刚性旋翼悬停状态地面效应气动特性[J]. 航空学报, 2019, 40(12):123055.
- [4] HU P, ZHANG R R, YANG J X, et al. Development status and key technologies of plant protection UAVs in China: a review[J]. Drones, 2022, 6(11):354.
- [5] YU S D, XIE M Y, MA J Y, et al. Precise robust motion tracking of a piezoactuated micropuncture mechanism with sliding mode control[J]. Journal of the Franklin Institute, 2021, 358(8):4410-4434.
- [6] 禰家裕,裴海龙. 串级PID的无人机自主起降系统设计[J]. 自动化与仪表, 2010, 25(10):28-33.
- [7] YU S D, XIE M Y, WU H T, et al. Design and control of a piezoactuated microfeed mechanism for cell injection[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(12):4941-4952.
- [8] MA J Y, XIE M Y, CHEN P H, et al. Motion tracking of a piezo-driven cell puncture mechanism using enhanced sliding mode control with neural network[J]. Control Engineering Practice, 2023, 134:105487.
- [9] XIE M Y, YU S D, LIN H P, et al. Improved sliding mode control with time delay estimation for motion tracking of cell puncture mechanism[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers, 2020, 67(9):3199-3210.
- [10] YU S D, WU H T, XIE M Y, et al. Precise robust motion control of cell puncture mechanism driven by piezoelectric actuators with fractional-order nonsingular terminal sliding mode control[J]. Bio-Design and Manufacturing, 2020, 3(4):410-426.
- [11] 沈跃,李奕岑,沈亚运,等. 基于改进最小化 SNAP 的植保无人机作业轨迹优化算法[J]. 农业工程学报, 2023, 39(17):51-59.
- [12] 陈文英,褚福磊,阎绍泽. 基于扩张状态观测器和非线性状态误差反馈设计自抗扰振动控制器[J]. 机械工程学报, 2010, 46(3):59-64.
- [13] 叶柄能,陈力. 基于时延估计的漂浮基空间机器人鲁棒  $H_{\infty}$  关节跟踪控制[J]. 机械制造与自动化, 2016, 45(4):153-156.
- [14] 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制[J]. 系统仿真学报, 2015, 27(12):3057-3062.
- [15] XIONG J J, ZHENG E H. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV[J]. ISA Transactions, 2014, 53(3):725-731.

---

收稿日期:2024-01-31

(上接第 231 页)

### 参考文献:

- [1] 李丰良,李敏,唐建湘. 受电弓的建模与参数测试[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2006, 37(1):194-199.
- [2] 赵晨. 考虑弓头运动姿态和接触形貌特征的弓网系统动力学研究[D]. 成都:西南交通大学, 2016.
- [3] 肖嵩,叶智宗,童梦园,等. 高速列车滚动受电弓弓头载流温升特性[J]. 高电压技术, 2022, 48(5):1798-1807.
- [4] BOCCIOLONE, RESTA, ROCCHI, et al. Pantograph aerodynamic effects on the pantograph - catenary interaction[J]. Vehicle System Dynamics, 2006(44):560-570.
- [5] 周宁,张卫华,王冬. 受电弓等效模型参数识别及动态性能测试[J]. 西南交通大学学报, 2011, 46(3):398-403.
- [6] 周宁,张卫华. 基于受电弓弹性体模型的弓网动力学分析[J]. 铁道学报, 2009, 31(6):26-32.
- [7] ZHOU N, ZHANGWH, LIRP. Dynamic performance of a pantograph-catenary system with the consideration of the appearance characteristics of contact surfaces[J]. Journal of Zhejiang University: Science A, 2011, 12(12):913-920.
- [8] 关金发,吴积钦. 受电弓与接触网动态仿真模型建立及其确认[J]. 铁道科学与工程学报, 2017, 14(11):2444-2451.
- [9] FINNERL, POETSCH G, SARNES B, et al. Program for catenary - pantograph analysis, PrOSA statement of methods and validation according EN 50318[J]. Vehicle System Dynamics, 2015, 53(3):305-313.
- [10] 胡艳,黄盼盼,马然. 京津线弓网动态仿真模型的建立及验证[J]. 机械设计, 2020, 37(1):84-88.
- [11] 刘钊,周宁,刘大伟,等. 某高速受电弓上框架长期服役后模态特性研究[J]. 机械制造与自动化, 2023, 52(2):119-122, 141.

---

收稿日期:2024-04-02