

控制与决策

Control and Decision

考虑非匹配扰动的飞机全电刹车系统改进滑模复合控制

常雨芳, 张闯闯, 罗国澳, 严怀成, 黄文聪

引用本文:

常雨芳, 张闯闯, 罗国澳, 等. 考虑非匹配扰动的飞机全电刹车系统改进滑模复合控制[J]. *控制与决策*, 2025, 40(4): 1228-1236.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2024.0476>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

一种基于改进指令整形的四旋翼吊装负载摆动抑制

Load swing suppression of quadrotor slung system based on improved command shaping
控制与决策. 2021, 36(8): 1947-1954 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1733>

磁悬浮开关磁阻电机的自适应终端滑模控制

Adaptive terminal sliding mode control of bearingless switched reluctance motor
控制与决策. 2021, 36(6): 1449-1456 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1064>

基于变速趋近律的Buck型变换器抗扰动控制

Disturbance rejection control of Buck converters based on variable rate reaching law
控制与决策. 2021, 36(4): 893-900 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1073>

高超声速飞行器间歇故障改进自适应容错控制

Improved adaptive fault-tolerant control of intermittent faults in hypersonic flight vehicle
控制与决策. 2021, 36(11): 2627-2636 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0483>

考虑加速度约束的终端角度约束滑模制导律设计

Sliding-mode guidance law with acceleration and angle constraints
控制与决策. 2021, 36(10): 2511-2516 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0284>

考虑非匹配扰动的飞机全电刹车系统改进滑模复合控制

常雨芳^{1†}, 张闯闯¹, 罗国澳¹, 严怀成², 黄文聪¹

(1. 湖北工业大学 太阳能高效利用及储能运行控制湖北省重点实验室, 湖北 武汉 430068;

2. 华东理工大学 信息科学与工程学院, 上海 200237)

摘要: 针对飞机全电刹车系统普遍存在的匹配和非匹配扰动会降低滑移率和制动压力跟踪精度, 难以实现对飞机刹车的高性能控制的问题, 提出一种基于级联扩张状态观测器和有限时间预设性能反演的飞机全电刹车系统改进滑模复合控制方法. 首先, 考虑匹配和非匹配扰动建立飞机全电刹车系统的优化数学模型, 设计级联扩张状态观测器对匹配和非匹配扰动进行实时估计; 其次, 基于扰动估计和有限时间预设性能反演设计滑模控制方法, 使滑移率可以在预设时间内精确跟踪期望值; 再次, 基于扰动估计设计改进非奇异全局终端滑模控制方法, 制动压力可以精确跟踪参考虚拟制动压力, 使飞机全电刹车系统快速获得最大的制动压力, 提高制动性能. 通过在不同跑道状态下进行的对比仿真分析, 验证了所提出的飞机刹车复合控制方法可以有效提高刹车效率.

关键词: 非匹配扰动; 全电刹车系统; 预设性能反演; 级联扩张状态观测器; 非奇异终端滑模

中图分类号: TP273 文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2024.0476

引用格式: 常雨芳, 张闯闯, 罗国澳, 等. 考虑非匹配扰动的飞机全电刹车系统改进滑模复合控制 [J]. 控制与决策, 2025, 40(4): 1228-1236.

Improved sliding mode composite control of aircraft all-electric braking systems considering non-matching disturbances

CHANG Yu-fang^{1†}, ZHANG Chuang-chuang¹, LUO Guo-ao¹, YAN Huai-cheng², HUANG Wen-cong¹

(1. Hubei Collaborative Innovation Centre for High Efficiency Utilization of Solar Energy, Hubei University of Technology, Wuhan 430068, China; 2. College of Information Science and Engineering, East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China)

Abstract: The ubiquitous matching and non-matching disturbances in aircraft all-electric braking systems will reduce the slip rate and braking pressure tracking accuracy, and it is difficult to achieve high performance control of aircraft all-electric braking systems. An improved sliding mode composite control method based on cascade expansion state observers and finite-time prescribed performance inversion is proposed for the aircraft all-electric braking systems. Firstly, an optimized mathematical model of the aircraft all-electric braking systems is established considering matching and non-matching disturbances, and a cascade extended state observer is designed to estimate non-matching and matching disturbances in real-time. Secondly, a sliding mode control method is designed based on disturbance estimation and finite time preset performance inversion, so that the slip rate can accurately track the expected value within the preset-time. Thirdly, an improved non-singular global terminal sliding mode control method is designed based on disturbance estimation. The braking pressure can accurately track the reference virtual braking pressure, allowing the aircraft all-electric braking systems to obtain the maximum braking pressure quickly and improve braking performance. Through the comparative simulation analysis in different runway states, it is verified that the aircraft braking composite control method proposed can improve braking efficiency.

Keywords: non-matching disturbance; all-electric braking systems; prescribed performance inversion; cascade expansion state observer; non-singular global terminal sliding mode

0 引言

刹车控制是飞机地面滑跑安全系统设计中的关键性难题之一, 对于飞机航行最为关键的起降安全

起着至关重要的作用, 其性能品质与提供刹车力矩的动力源有着紧密联系. 由于传统液压控制可维护性差和存在油液泄漏风险等弊端, 以液压控制为动

收稿日期: 2024-04-24; 录用日期: 2024-09-01.

基金项目: 国家自然科学基金项目 (62473133).

[†]通信作者. E-mail: changyf@hbut.edu.cn.

力源的传统飞机刹车系统弊端日益凸显^[1]. 而机电作动器 (electro-mechanical actuator, EMA) 因其具有体积小、易维护、不存在油液泄露的危险且动态性能比传统的液压刹车系统更好等优点, 以 EMA 作为动力源的飞机全电刹车系统是下一代刹车系统的发展趋势^[2].

飞机全电刹车系统是一个复杂的高阶非线性机电系统^[3], 涉及模型不确定性和参数变化, 由滑移率子系统和 EMA 子系统组成, 但 EMA 子系统是一个包含由机械部件的间隙、磨损、摩擦引起的非匹配扰动和由内部参数扰动、外部负载变换、无刷直流电机 (brushless DC motor, BLDCM) 未建模动态引起的匹配扰动的强非线性系统^[4]. 由于非匹配和匹配扰动会严重影响 EMA 子系统制动压力的控制精度, 给飞机刹车控制的设计带来了更大的挑战^[5].

为了提高飞机刹车系统的地面滑跑性能, 现有很多控制方法开发并成功应用于滑移率子系统的滑移率跟踪控制和 EMA 子系统的制动压力跟踪控制. 目前, 飞机刹车系统主要采用基于滑移率的控制策略, 滑移率控制的实质是指将实际滑移率保持在其最佳值, 从而使结合系数达到最大值, 获得最大的刹车压力^[6]. 在过去的几十年中, 一些学者和工程师已经提出了许多用于飞机刹车的控制算法, 例如预测控制^[7]、自适应控制^[8]、滑模控制^[9]等.

文献 [10] 基于障碍 Lyapunov 函数方法设计的控制器实现了对滑移率误差上界的约束, 并保证了刹车系统的稳定性, 但对于收敛速度和稳态误差等性能指标考虑较少. 文献 [11] 提出了一种有限时间预设性能函数, 可以在有限时间内实现跟踪期望值, 然而没有考虑对实际滑移率子系统的干扰. 针对现有文献的不足, 本文在文献 [11] 的基础上, 设计了一种基于级联扩张状态观测器 (cascade expansion state observer, CESO) 和有限时间预设性能反演 (finite time preset performance inversion, FTPPI) 的滑模控制, 使滑移率可以精确跟踪期望值, 结合系数达到最大值, 并输出最大的参考虚拟制动压力, 提高飞机全电刹车系统的制动性能.

为了提高 EMA 子系统制动压力的跟踪精度, 文献 [12] 提出了一种基于终端滑动模态的机电伺服系统控制方法, 该方法能使系统的制动压力跟踪误差在有限时间内趋于零. 文献 [13] 提出了一种由自适应控制项和鲁棒控制项组成的 EMA 自适应非奇异快速终端滑模控制方法, 使系统位置和速度精确调节. 这两种控制方法虽然能够提高 EMA 子系统制动压力的跟踪精度, 但都仅考虑了匹配扰动的影响, 而

实际 EMA 子系统中普遍存在的非匹配扰动会影响系统位置的跟踪精度.

为此, 在飞机全电制动系统建模中同时考虑 EMA 匹配和非匹配扰动, 提出一种基于 CESO 的改进非奇异全局终端滑模控制 (improved nonsingular global terminal sliding mode, INGTSM), 使制动压力可以快速精确跟踪滑移率子系统输出的参考虚拟制动压力, 从而使飞机全电刹车系统时刻获得最大的制动压力, 提高系统的制动性能. 与现有部分研究成果相比, 本文的主要贡献归纳为如下几个方面:

1) 在控制设计过程中, 考虑匹配和非匹配扰动对滑移率子系统滑移率跟踪控制和 EMA 子系统制动压力跟踪控制的负面影响, 设计 CESO 来实时估计匹配和非匹配扰动.

2) 设计一种基于扰动估计和 FTPPI 的滑移率滑模控制方法, 确保滑移率在匹配扰动的影响下, 在预先设计的时间内准确跟踪期望值, 获得最大参考虚拟制动压力.

3) 基于扰动估计设计 INGTSM, 使得 EMA 子系统制动压力在非匹配和匹配扰动的影响下能够快速准确地跟踪参考虚拟制动压力, 使飞机全电制动系统时刻获得最大的制动压力, 实现飞机制动系统在有限时间内快速稳定, 提高系统的制动性能.

1 飞机全电刹车系统数学模型

1.1 飞机机体动力学模型

飞机全电刹车系统的动力学模型建模一般包括飞机机体动力学、主轮受刹动力学、静摩擦系数和机电作动器等部分. 飞机机体受力图如图 1 所示.

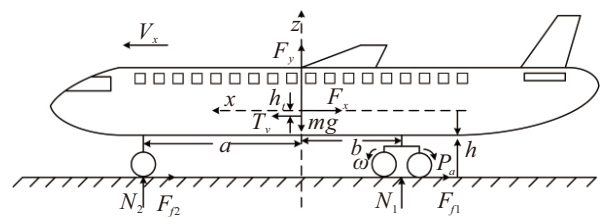


图1 飞机机体受力图

考虑空气动力特性影响, 飞机纵向运动方程、垂直方向平衡方程和质心力矩平衡方程^[2]分别为

$$\begin{cases} m\dot{V}_x + F_x + n_1 F_{f1} + F_{f2} - T_v = 0, \\ F_y + n_1 N_1 + N_2 - mg = 0, \\ -N_2 a + n_1(N_1 b + F_{f1} h) + F_{f2} h - T_v h_t = 0. \end{cases} \quad (1)$$

其中: m 为飞机质量, V_x 为飞机速度, F_x 为迎风阻力, F_y 为飞机升力, F_{f1} 为单个主轮与地面间的摩擦力, F_{f2} 为前轮与地面间的摩擦力, n_1 为受刹主轮个数, T_v 为发动机推力, N_1 为单个主轮垂直载荷, N_2 为前

轮垂直载荷, g 为重力加速度, a 为前轮中心与飞机重心的水平距离, b 为主轮中心与飞机重心的水平距离, h 为飞机重心与地面的垂直高度, h_t 为发动机推力点与飞机重心的垂直高度. T_v 、 F_x 和 F_y 表达式为

$$\begin{cases} T_v = T_{\text{int}} + k_v V_x, \\ F_x = 0.5\rho C_d S_w V_x^2, \\ F_y = 0.5\rho C_L S_w V_x^2. \end{cases} \quad (2)$$

其中: T_{int} 为发动机剩余推力, k_v 为发动机剩余推力与飞机速度系数, ρ 为空气密度, C_d 为飞机气动阻力系数, C_L 为飞机滑跑时的升力系数, S_w 为机翼总面积.

刹车时制动力矩作用在飞机主轮上, 主机轮的动力学方程为

$$J_w \dot{\omega} = F_{f1} R - k_b P_a. \quad (3)$$

其中: J_w 为主轮转动惯量, $\dot{\omega}$ 为受刹主轮的角加速度, R 为主轮半径, k_b 为力矩转化系数, P_a 为制动压力.

1.2 滑移率子系统模型

在飞机滑跑过程中, 受到制动力矩的作用, 主机轮的速度始终小于飞机的纵向速度, 即 $V_x > R\omega$. 由此将表示机轮相对跑道滑动运动的量定义为滑移率 λ , 即

$$\lambda = \frac{V_x - R\omega}{V_x}, \quad (4)$$

飞机刹车依赖于主轮和前轮与地面间的结合力 F_{f1} 、 F_{f2} . 影响 F_{f1} 大小的因素称为结合系数 μ_1 , 且单个主轮摩擦力为 $F_{f1} = \mu_1 N_1$. 根据文献 [14] 提出的 Pacejka 摩擦系数模型, 结合系数 μ_1 定义为

$$\mu_1 = D \sin(C \arctan(B\lambda)), \quad (5)$$

其中 D 、 B 和 C 分别确定模型曲线的峰值、形状和刚度. 影响 F_{f2} 大小的因素为前轮滚动摩擦系数 μ_2 , 由式 (3) 可知 μ_2 恒定, 且前轮摩擦力为 $F_{f2} = \mu_2 N_2$. 对式 (4) 求导可得

$$\dot{\lambda} = \frac{(1-\lambda)\dot{V}_x - R\dot{\omega}}{V_x}. \quad (6)$$

联立式 (1)、(3)、(5) 可解出 \dot{V}_x 和 $\dot{\omega}$, 则式 (6) 可重新定义为

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} = & \left[\frac{-R^2}{V_x J_w} - \frac{n_1(1-\lambda)}{m V_x} \right] \mu_1 N_1 + \frac{1-\lambda}{m V_x} [T_{\text{int}} + k_v V_x] - \\ & \frac{1-\lambda}{m V_x} [k_x V_x^2 - \mu_2 N_2] + \frac{Rk_b}{V_x J_w} P_a = \\ & f(\lambda) + \frac{Rk_b}{V_x J_w} P_a + d_1, \end{aligned} \quad (7)$$

其中 d_1 为滑移率子系统参数摄动、时变和未建模部

分引起的匹配干扰.

1.3 EMA 子系统模型

飞机全电刹车系统驱动部分采用 EMA 作为动力源, EMA 机械子系统模型为

$$\dot{P}_a = \frac{c_b L_0}{2\pi n} \omega_m + d_2. \quad (8)$$

其中: c_b 为刹车盘刚度系数, L_0 为滚珠丝杠机构导程, n 为传动比, ω_m 为电机转子角速度, d_2 为 EMA 机械部件的间隙、磨损、摩擦引起的非匹配扰动^[15]. 非匹配扰动 d_2 可表示为

$$d_2 = \begin{cases} -\Delta\dot{\phi}, & \theta_m - n\theta_1 > \alpha, \\ -\frac{c_b L_0}{2\pi n} (\omega_m - n\omega_1) - \Delta\dot{\phi}, & |\theta_m - n\theta_1| \leq \alpha, \\ -\Delta\dot{\phi}, & \theta_m - n\theta_1 < -\alpha. \end{cases} \quad (9)$$

其中: θ_m 为电机齿轮的转角, θ_1 和 ω_1 分别为从动齿轮的转角和角速度, α 为齿隙宽度的一半. $\Delta\phi$ 为

$$\Delta\phi = \frac{c_b L_0 T_f}{2\pi n^2} + \frac{J_1 \ddot{P}_a + B_1 \dot{P}_a}{n^2 k} + \frac{c_b L_0^2 P_a}{4\pi^2 n^2 k}. \quad (10)$$

其中: J_1 为从动齿轮的转动惯量, B_1 为减速齿轮的粘滞阻尼系数, k 为主从动轮啮合处的刚度系数, T_f 为滚珠丝杠的摩擦力矩^[16].

EMA 电气子系统模型为

$$\dot{\omega}_m = \frac{-L_0}{2\pi n J_m} P_a - \frac{B_v}{J_m} \omega_m + \frac{k_t}{J_m} i + d_3. \quad (11)$$

其中: J_m 为电机转子转动惯量, B_v 为粘滞阻尼系数, k_t 为转矩常数, d_3 为由 EMA 子系统内部参数扰动、外部负载变换和 BLDCM 未建模动态引起的匹配扰动.

1.4 飞机全电刹车系统整体模型

本文采用级联双闭环架构用于 EMA 子系统的制动压力控制^[17], 考虑到实际飞机全电刹车系统过程中存在的匹配和非匹配扰动影响, 联立式 (7)、(8) 和 (11) 可得到完整的飞机全电刹车系统模型为

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = f(\lambda) + \frac{Rk_b}{V_x J_w} P_a + d_1, \\ \dot{P}_a = \frac{c_b L_0}{2\pi n} \omega_m + d_2, \\ \dot{\omega}_m = \frac{-L_0}{2\pi n J_m} P_a - \frac{B_v}{J_m} \omega_m + \frac{k_t}{J_m} i + d_3. \end{cases} \quad (12)$$

为了优化 EMA 子系统控制方法的设计, 令 $A = \frac{c_b L_0}{2\pi n}$, $d'_3 = A d_3$, $\omega'_m = A \omega_m$. 定义系统状态变量为 $x_1 = \lambda$, $x_2 = P_a$, $x_3 = \omega'_m$, 则式 (12) 可重新定义为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f(x_1) + \frac{Rk_b}{V_x J_w} x_2 + d_1, \\ \dot{x}_2 = x_3 + d_2, \\ \dot{x}_3 = \frac{-AL_0}{2\pi n J_m} x_2 - \frac{B_v}{J_m} x_3 + \frac{Ak_t}{J_m} i + d'_3. \end{cases} \quad (13)$$

为实现后续控制方法的设计提出如下假设.

假设 1^[16] d_1, d_2, d_3 , 可一阶微分, 且 d_1, d_2, \dot{d}_2, d_3 都满足 Lipschitz 条件, 并且存在 3 个有界正常数 k_1, k_2, k_3 满足

$$|\dot{d}_1| < k_1, |\dot{d}_2| < k_2, |\dot{d}_3| < k_3. \quad (14)$$

2 复合控制方法设计

详细讨论所提出的基于 CESO 和 FTPPI 的改进滑模复合控制方法, 并对控制系统的稳定性和误差收敛性进行分析.

2.1 CESO 设计

为了补偿非匹配和匹配扰动对飞机全电刹车系统制动性能的干扰, 在式 (13) 的基础上, 通过 3 个级联 ESO 设计 CESO, 分别估计非匹配和匹配扰动的实时作用值. d_1, d_2, d'_3 分别作为飞机全电刹车系统的一个状态进行扩张, 令 $d_1 = x_4, d_2 = x_5, d'_3 = x_8$, 则 CESO 可以设计为

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - \hat{x}_1, e_2 = x_2 - \hat{x}_2, e_3 = x_3 - \hat{x}_3, \\ \dot{\hat{x}}_1 = f(\hat{x}_1) + \frac{Rk_b}{V_x J_w} x_2 + \hat{x}_4 + \beta_1 e_1, \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + \hat{x}_5 + \beta_3 e_2, \\ \dot{\hat{x}}_3 = \frac{-AL_0 \hat{x}_2}{2\pi n J_m} - \frac{B_v \hat{x}_3}{J_n} + \frac{AK_t i}{J_m} + \beta_4 e_2, \\ \dot{\hat{x}}_4 = \beta_2 e_1, \dot{\hat{x}}_5 = \beta_5 e_2, \\ \dot{\hat{x}}_6 = \hat{x}_7 + \hat{x}_5 + \beta_6 e_3, \\ \dot{\hat{x}}_7 = \frac{-AL_0 \hat{x}_6}{2\pi n J_m} - \frac{B_v \hat{x}_7}{J_m} + \frac{Ak_t i}{J_m} + \hat{x}_8 + \beta_7 e_3, \\ \dot{\hat{x}}_8 = \beta_8 e_3. \end{cases} \quad (15)$$

其中: e_1 和 e_2 分别为匹配扰动作用下的滑移率和制动压力观测误差, e_3 为匹配扰动作用下的转子角速度观测误差; $\hat{x}_1, \hat{x}_2, \hat{x}_3, \hat{x}_4, \hat{x}_5, \hat{x}_6, \hat{x}_7$ 和 \hat{x}_8 分别为 $x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_2, x_3$ 和 x_8 的观测值; $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \beta_5, \beta_6, \beta_7$ 和 β_8 为 CESO 的误差反馈增益. 本文采用极点配置^[16] 设计 CESO 的误差反馈增益, 其与 3 个级联的 ESO 带宽 ω_{01}, ω_{02} 和 ω_{03} 的关系可设计为

$$\begin{cases} \beta_1 = 3\omega_{01}, \beta_2 = 3\omega_{01}^2, \\ \beta_3 = 3\omega_{02}, \beta_4 = 3\omega_{02}^2, \beta_5 = \omega_{02}^3, \\ \beta_6 = 3\omega_{03}, \beta_7 = 3\omega_{03}^2, \beta_8 = \omega_{03}^3. \end{cases} \quad (16)$$

2.2 滑移率子系统控制设计

滑移率子系统的控制目标是保证实际滑移率 x_1 能够快速精确地跟踪期望滑移率 λ_d , 故滑移率误差为 $e = x_1 - \lambda_d$, 误差导数为

$$\dot{e} = \dot{x}_1 = f(x_1) + \frac{Rk_b}{V_x J_w} x_2 + d_1. \quad (17)$$

FTPPI 是指将滑移率误差 $e(t)$ 在有限时间内收敛到一个预先设定的可调节边界范围内, FTPPI^[11] 可定义为

$$\varphi = \begin{cases} (\varphi_0 - \varphi_\infty)(1 - t/T_f)^2 + \varphi_\infty, & 0 \leq t \leq T_f; \\ \varphi_\infty, & t > T_f. \end{cases} \quad (18)$$

其中: $\varphi_0, \varphi_\infty$ 为正数, 且 $\varphi_0 < e(0) < \varphi_\infty$; T_f 为预设性能期望收敛时间.

FTPPI 可以使滑移率误差在暂态和稳态性能上都能得到相应的约束, 满足预设性能, 基于 FTPPI 滑移率子系统滑动模态面可设计为

$$s = \frac{e}{(\varphi - e)(e + \varphi)}. \quad (19)$$

分析可知式 (19) 满足: 当且仅当 $e(t) = 0$ 时 $s = 0$, 且 $\lim_{e \rightarrow \varphi} s(t) = +\infty, \lim_{e \rightarrow -\varphi} s(t) = -\infty$. 对式 (19) 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{s} = & \frac{(f(x_1) + d_1)(\varphi - e)(e + \varphi)}{(\varphi - e)^2(e + \varphi)^2} - \\ & \frac{e(e + \varphi)(\dot{\varphi} - f(x_1) - d_1)}{(\varphi - e)^2(e + \varphi)^2} - \\ & \frac{e(\varphi - e)(\dot{\varphi} + f(x_1) + d_1)}{(\varphi - e)^2(e + \varphi)^2} + \\ & \frac{Rk_b(\varphi^2 + e^2)x_2}{V_x J_w(\varphi - e)^2(e + \varphi)^2}. \end{aligned} \quad (20)$$

基于 CESO 对滑移率子系统匹配扰动的实时估计值 \hat{x}_4 , 滑模控制律即参考制动压力虚拟控制量 x_{2p} 可设计为

$$\begin{aligned} x_{2p} = & -\partial s - (Q + \eta)\text{sat}(s) + \\ & \frac{V_x J_w e(e + \varphi)(\dot{\varphi} - f(x_1) - \hat{x}_4)}{Rk_b(\varphi^2 + e^2)} + \\ & \frac{V_x J_w e(\varphi - e)(\dot{\varphi} + f(x_1) + \hat{x}_4)}{Rk_b(\varphi^2 + e^2)} - \\ & \frac{V_x J_w (f(x_1) + \hat{x}_4)(\varphi - e)(e + \varphi)}{Rk_b(\varphi^2 + e^2)}. \end{aligned} \quad (21)$$

其中: $\partial > 0, Q = \frac{(d_1 - \hat{x}_4)(\varphi^2 + e^2)}{(\varphi - e)^2(e + \varphi)^2}, \eta > 0$. 饱和函数 $\text{sat}(s)$ 定义为

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} 1, & s > \Delta; \\ -1, & s < -\Delta; \\ ks, & |s| \leq \Delta, k = 1/\Delta. \end{cases} \quad (22)$$

其中 Δ 为边界层.

定义滑移率子系统 Lyapunov 函数为

$$V_1 = 0.5s^2. \quad (23)$$

基于式 (20) 和 (21), 式 (23) 的导数为

$$\begin{aligned} V_1 = s\dot{s} \leq & \frac{(d_1 - \hat{x}_4)(\varphi^2 + e^2)}{(\varphi - e)^2(e + \varphi)^2} s - Q|s| - \eta|s| - \partial s^2 \leq \\ & -\eta|s| - \partial s^2 \leq -0.5\partial V_1. \end{aligned} \quad (24)$$

则解不等式 (24) 可得

$$V_1 \leq e^{-\frac{\partial}{2}t} V_1(0), \quad (25)$$

其中 $V_1(0)$ 为 $t=0$ 时刻的初始值. 所以 V_1 以指数形式收敛于零, 滑移率子系统稳定.

2.3 EMA 子系统控制设计

在建立滑移率子系统控制器后, 需要一个 EMA 子系统控制器来实现制动压力高精度跟踪期望值即参考制动压力虚拟控制律 x_{2p} , 确保滑移率可以快速精确跟踪期望值 λ_d , 从而使结合系数达到最大值, 获得最大的刹车压力. 首先定义制动压力跟踪误差变量为 $e_p = x_2 - x_{2p}$, 基于式 (15) 对误差变量求导可得

$$\dot{e}_p = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2p} = x_3 + \hat{x}_5 - \dot{x}_{2p}. \quad (26)$$

基于 CESO 对 EMA 子系统非匹配和匹配扰动的实时估计值 \hat{x}_5, \hat{x}_8 , 可以设计 INGTSM 滑动模态面为

$$s_1 = x_3 + \hat{x}_5 - \dot{x}_{2p} + \varepsilon e_p + \beta(e_p)^{q/p}. \quad (27)$$

其中: $\varepsilon > 0$, $\beta > 0$, q 和 p 为正奇数, 且 $1 < q/p < 2$. 设计的 INGTSM 控制律定义为

$$i = i_{eq} + i_{sw}, \quad (28)$$

其中 i_{eq} 、 i_{sw} 分别为等效控制项和切换控制项.

等效控制项旨在保证滑移率子系统的制动压力在滑动模态面上, 基于式 (13) 和 (26), 对式 (27) 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 = \dot{x}_3 + \dot{\hat{x}}_5 - \ddot{x}_{2p} + \varepsilon \dot{e}_p + \frac{\beta q}{p} (e_p)^{\frac{q-p}{p}} \dot{e}_p = & \\ & \frac{-AL_0}{2\pi n J_m} x_2 - \frac{B_v}{J_m} x_3 + \frac{Ak_t}{J_m} i + d'_3 + \dot{\hat{x}}_5 - \\ & \ddot{x}_{2p} + \varepsilon \dot{e}_p + \frac{\beta q \dot{e}_p}{p} (e_p)^{\frac{q-p}{p}}. \end{aligned} \quad (29)$$

当不考虑干扰和不确定性时, 令 $\dot{s} = 0$ 可得等效控制项为

$$\begin{aligned} i_{eq} = & \\ & - \frac{J_m}{Ak_t} \left(- \frac{AL_0}{2\pi n J_m} x_2 - \frac{B_v}{J_m} x_3 + \dot{\hat{x}}_5 + \right. \\ & \left. \dot{x}_5 - \ddot{x}_{2p} + \varepsilon \dot{e}_p + \frac{\beta q \dot{e}_p}{p} (e_p)^{\frac{q-p}{p}} \right). \end{aligned} \quad (30)$$

切换控制项确保了滑移率子系统制动压力不离开滑模面, 并提供额外的控制以应对系统可能的随机扰动. 即使发生扰动突变时系统的轨迹依然可以快速收敛至滑动模态面, 使系统具有抗干扰能力. 切换控制项可以设计为

$$i_{sw} = - \frac{J_m}{Ak_t} (-\tau s_1 - (G + \eta) \text{sat}(s_1)). \quad (31)$$

其中: $G = d'_3 - \hat{x}_8$, $\tau > 0$. 基于式 (28) 和 (31), INGTSM 的电枢电流控制律 i 设计为

$$\begin{aligned} i = & \\ & - \frac{J_m}{Ak_t} \left(- \frac{AL_0}{2\pi n J_m} x_2 - \frac{B_v}{J_m} x_3 + \dot{\hat{x}}_5 + \dot{x}_5 - \ddot{x}_{2p} + \right. \\ & \left. \varepsilon \dot{e}_p + \frac{\beta q \dot{e}_p}{p} (e_p)^{\frac{q-p}{p}} - \tau s_1 - (G + \eta) \text{sat}(s_1) \right). \end{aligned} \quad (32)$$

从式 (30) 和 (31) 可以看出控制律中没有负幂项, 因此设计的 INGTSM 控制方法是非奇异的.

2.4 飞机全电刹车系统复合控制方法稳定性分析

由式 (25) 可知, 滑移率子系统稳定, 因此 EMA 子系统的稳定性是决定制动性能的关键因素. EMA 子系统的输出制动压力应在非匹配和匹配扰动的作用下精确跟踪参考制动压力虚拟控制律, 因此定义 EMA 子系统 Lyapunov 函数为

$$V_2 = 0.5s_1^2. \quad (33)$$

基于式 (29), 式 (33) 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = s_1 \dot{s}_1 \leq (d'_3 - \hat{x}_8) s_1 - (G + \eta) |s_1| - \tau s_1^2 \leq & \\ - \eta |s_1| - \tau s_1^2 \leq - \frac{\tau}{2} V_2. \end{aligned} \quad (34)$$

解不等式 (32) 可得

$$V_2 \leq e^{-\frac{\tau}{2}t} V_2(0), \quad (35)$$

其中 $V_2(0)$ 为 $t=0$ 时刻的初始值. 所以 V_2 以指数形式收敛于零, 滑移率子系统稳定.

当 $V_2 \equiv 0$, $s_1 \equiv 0$ 时, 由式 (13)、(31)、(27) 可得

$$\begin{cases} s_1 = \dot{e}_p - e_2 + \varepsilon e_p + \beta(e_p)^{q/p} = 0, \\ \dot{e}_2 = -\beta_s e_2 + \dot{d}_2. \end{cases} \quad (36)$$

由式 (36) 可得

$$\begin{cases} \dot{e}_p = -\varepsilon e_p - \beta(e_p)^{q/p} + e_2, \\ \dot{e}_2 = -\beta_s e_2 + \dot{d}_2. \end{cases} \quad (37)$$

定义 1^[18] 考虑系统

$$\dot{x} = f(t, x, u). \tag{38}$$

其中: $f: [0, \infty) \times \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m \rightarrow \mathbb{R}^n$ 是关于 t 的分段连续函数, 并且关于 x 和 u 是局部 Lipschitz 连续的; 输入 $u(t)$ 是 $t(t \gg 0)$ 的分段连续有界函数.

若存在一个 \mathcal{KL} 类函数 β 和一个 \mathcal{K} 类函数 γ , 使得任意初始状态 $x(t_0)$ 和有界输入 $u(t)$, 解 $x(t)$ 对于所有 $t > t_0$ 都存在, 且满足

$$\|x(t)\|_2 \leq \beta[\|x(t_0)\|_2, t - t_0] + \gamma\left[\sup_{t_0 \leq \tau \leq t} \|u(\tau)\|_2\right], \tag{39}$$

则系统 (38) 称为使输入-状态稳定 (ISS).

引理 1^[18] 若系统是 ISS 且满足输入 $\lim_{t \rightarrow \infty} u(t) = 0_m$, $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0_n$, 则由定义 1 和引理 1 可知, 系统 (38) 是 ISS. 且根据假设 1 的条件, 系统状态误差满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} x_2 - x_{2p} = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} e_2(t) = 0$.

上述结论表明, 在控制方法 (32) 的作用下, EMA 子系统制动压力可以精确跟踪参考制动压力虚拟控制律 x_{2p} , 且系统制动压力逼近期望平衡点时, 收敛时间主要由快速终端吸引子 $\dot{e}_p = -\beta(e_p)^{q/p}$ 决定. 跟踪误差 e_p 趋近于零点时, 收敛时间主要由式 $\dot{e}_p = -\varepsilon e_p$ 决定, e_p 呈指数快速衰减. 因此, 滑动模态 (27) 既引入了终端吸引子, 使得 EMA 制动压力在有限时间收敛, 又保留了线性滑动模态在接近平衡态时的快速性, 从而确保了 EMA 子系统制动压力快速精确地收敛到期望平衡点, 使结合系数达到最大值, 获得最大的刹车压力.

3 仿真分析

为验证所建立模型与复合控制方法的有效性, 以文献 [19] 飞机全电刹车系统模型参数在 Matlab/Simulink 平台上进行仿真实验, 并给出两个实例, 即在条件良好的干沥青跑道和低摩擦系数的冰跑道下仿真. 根据 Pacejka 模型计算出干沥青和冰跑道下的期望滑移率分别为 0.117 和 0.129. 前轮在干沥青和冰跑道下的摩擦系数分别为 0.38 和 0.03. 干跑道下 Pacejka 模型参数为: $B = 14.0326$, $C = 1.5344$, $D = 0.8$; 冰跑道下 Pacejka 模型参数为: $B = 7.2018$, $C = 2.0875$, $D = 0.2$.

飞机初始速度为 72 m/s, 机轮初始角速度为 180 rad/s, 当飞机速度小于 5 m/s 时, 认定刹车控制结束. 所提出控制器相关参数设定为: $L_0 = 0.008$, $k_e = 0.6$, $B_v = 0.02$, $\varphi_0 = 0.6$, $\varphi_\infty = 0.005$, $T_f = 0.3$, $\omega_{01} = 120$, $\omega_{02} = 160$, $\omega_{03} = 1600$, $p = 9$, $q = 15$, $\alpha = 50$, $\varepsilon = 50$, $\partial = 500$, $\tau = 1600$, $\Delta = 0.002$. 传统方法为基于 ESO 的快速终端滑模控制方法, 表

达式参见文献 [12]. 与本文方法的区别在于, 该方法无法在预设时间内收敛和无法抑制非匹配扰动. 匹配扰动估计补偿、滑模面和控制律参数与本文所提出控制器参数相同. 对原系统 (20) 引入扰动

$$d_1 = 0.01 \sin(3t),$$

$$d_3 = 0.01x_1^2x_2 \sin(6t) + 2 \cos(5t).$$

飞机全电刹车控制性能指标为刹车效率和刹车距离 x_b , 其中刹车效率可以用最佳滑移率跟踪效率 η_λ 和制动压力稳态收敛精度数量级 η_{Pa} 表示, 定义为

$$x_b = \int_0^{t_f} V_x dt, \quad \eta_\lambda = 1 - \frac{\int_{t_0}^{t_f} |\lambda_d - \lambda(t)| dt}{\int_{t_0}^{t_f} \lambda_d dt},$$

$$\eta_{Pa} = \frac{\int_{t_0}^{t_f} |x_{2d} - x_2| dt}{\int_{t_0}^{t_f} x_2 dt}.$$

图 2(a) 和图 3(a) 为两种跑道状态下飞机速度和机轮速度的对比曲线, 初始时刻机轮速度迅速下降, 并在 0.3 s 后减速平缓. 图 2(b) 和图 3(b) 显示了飞机在两条跑道下的制动距离曲线. 制动性能指标如表 1 所示. 结合图 2(c) 和图 3(c) 中的滑移率跟踪曲线可以看出, 基于 CESO 和 FTPPI 的滑模控制下的滑移率可以在预设的 0.3 s 内快速准确地跟踪预期滑移率, 使组合系数达到最大值. 此外, 图 2(d)、图 2(e)、图 3(d) 和图 3(e) 显示, 飞机制动时, 基于 CESO 和 FTPPI 设计的滑模控制输出的参考虚拟制动压力曲线迅速增加, 在 0.3 s 后显著减小并趋于平缓, 在避免锁死的情况下, 快速产生参考虚拟制动压力.

表1 飞机刹车性能指标

| 性能指标 | 干沥青 | 冰 |
|------------------|----------------------|----------------------|
| 刹车距离/m | 454.97 | 1 848 |
| 刹车时间/s | 11.59 | 48.19 |
| 跟踪效率/% | 99.47 | 99.87 |
| λ 响应时间/s | 0.3 | 0.3 |
| P_a 跟踪精度 | 9.9×10^{-9} | 3.1×10^{-8} |

在基于 CESO 的 INGTSM 控制下, 制动压力可以快速精确地跟踪参考虚拟制动压力, 使飞机全电刹车系统快速获得最大的制动压力, 飞机速度快速且平缓地降低, 制动效果优越. 图 2(f) 和图 3(f) 显示, CESO 可以很好地估计非匹配扰动. 与此同时, 设计了基于 ESO 的快速终端滑模控制方法进行对比, 在干沥青和冰跑道下进行仿真实验. 如图 2 所示, 干跑道制动性能指标为: 刹车距离 468.3 m, 刹车时间

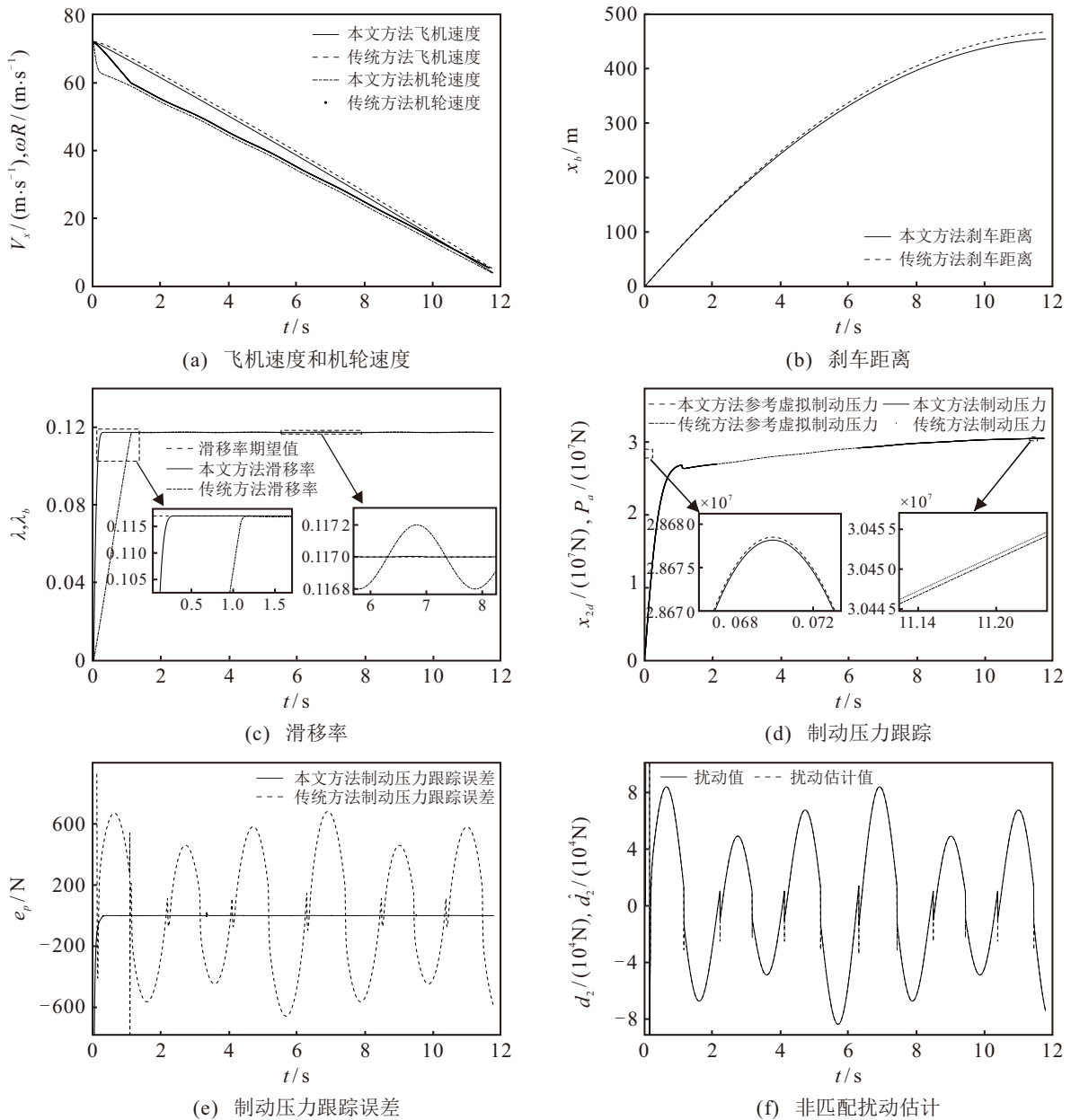


图2 干沥青跑道条件下两种控制方式的飞机全电制动控制仿真结果

11.78 s, 跟踪效率95.23%, 滑移率响应时间 2.1 s, 制动压力收敛精度数量级为 1.4×10^{-5} 。如图 3 所示, 冰跑道刹车性能指标为: 刹车距离 1 867.2 m, 刹车时间 48.46 s, 跟踪效率 98.65%, 滑移率响应时间 2.1 s, 制动压力收敛精度数量级为 4.7×10^{-5} 。

从仿真结果可以看出, 传统的基于 ESO 的快速终端滑模控制方法对期望滑移率的跟踪效果欠佳, 具体表现在快速性差、存在稳态误差、易受干扰影响等方面。且对制动压力的跟踪效果差, 稳态误差大, 不能抑制非匹配扰动对制动压力的负面影响。而本文设计的基于 CESO 和 FTPPI 的改进滑模复合控制, 既可以使滑移率快速精确地跟踪期望值, 结合系数达到最大值, 又在非匹配和匹配扰动影响下使制动压力精确跟踪参考虚拟制动压力, 使飞机全电刹

车系统快速获得最大的制动压力。对比两者刹车性能可知, 所设计的基于 CESO 和 FTPPI 的改进滑模复合控制方法有较好的跟踪性能, 显著提高了系统刹车效率和稳定性, 更具有实用价值。

4 结论

本文针对非匹配和匹配扰动对飞机全电刹车系统滑移率和制动压力控制的负面影响会降低系统制动性能的问题, 将非匹配和匹配扰动考虑到系统的建模中, 提出了一种基于 CESO 和 FTPPI 的改进滑模复合控制方法, 实现了飞机全电刹车系统在非匹配扰动下的高精度控制, 提高了系统制动性能。通过在干沥青和冰跑道两种状态下对比分析两种控制方法的仿真结果, 验证了所提出复合控制方法的优越性能, 得到以下结论:

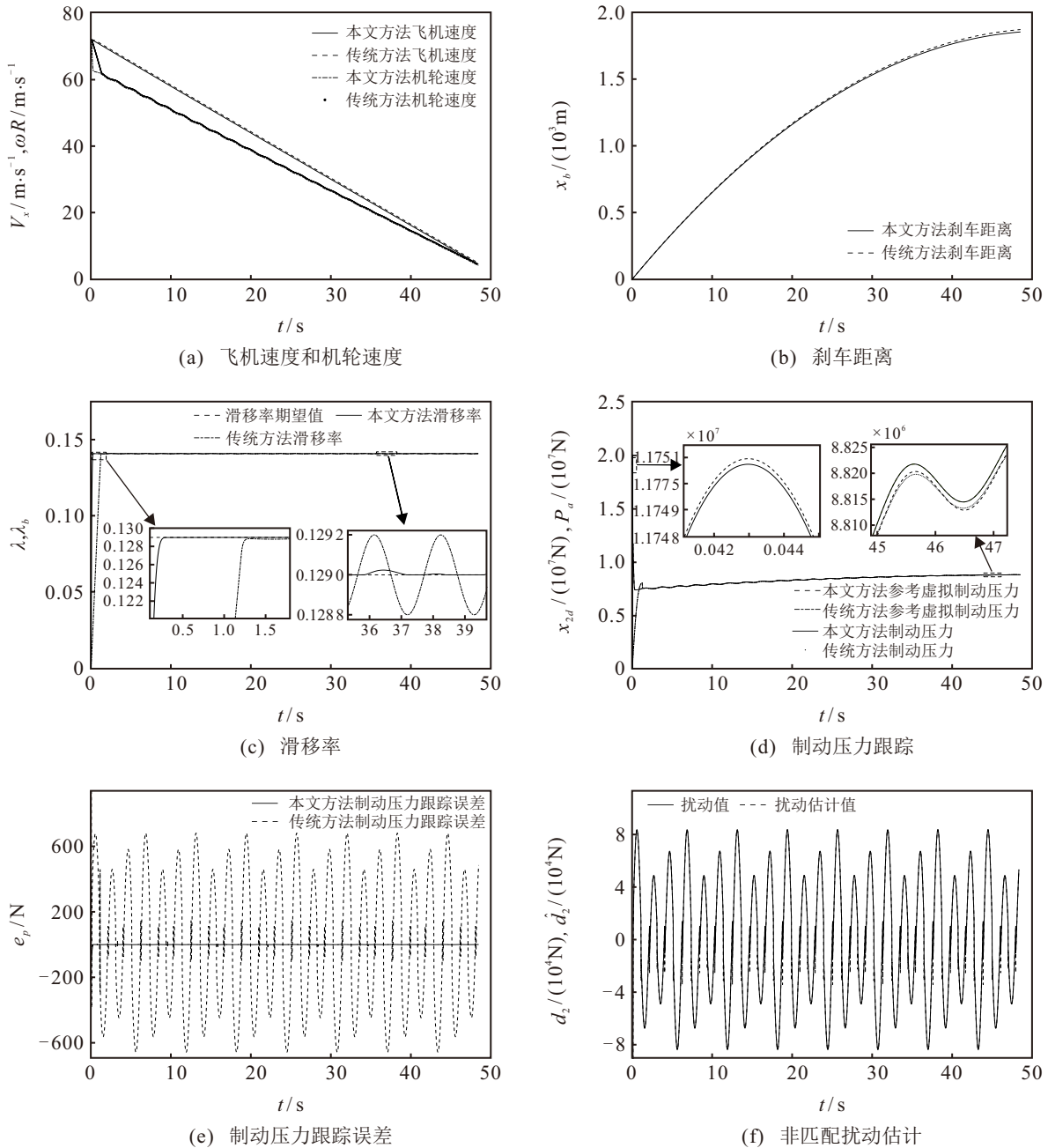


图3 冰跑道条件下两种控制方式的飞机全电制动控制仿真结果

1) 克服了现有文献存在的不足, 所提出的基于CESO和FTPPI的滑模控制可以使滑移率在预设时间内快速精确地跟踪期望值, 抑制了匹配扰动对滑移率子系统的影响, 提高了跟踪效率, 使结合系数达到最大值, 输出较大的参考虚拟制动压力。

2) 基于CESO和INGTSM抑制了非匹配和匹配扰动对EMA子系统制动压力的负面影响, 使制动压力可以精确跟踪参考虚拟制动压力, 提高了EMA子系统的跟踪精度, 使飞机全电刹车系统快速获得最大的制动压力。

3) 所提出的基于CESO和FTPPI的改进滑模复合控制方法可以使飞机全电刹车系统有较好的跟踪性能, 显著提高了系统刹车效率和稳定性。

参考文献 (References)

[1] Huang C, Jiao Z X, Shang Y X, et al. Antiskid braking control with on/off valves for aircraft applications[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(6): 1869-1879.

[2] 李繁飙, 黄培铭, 阳春华, 等. 基于非线性干扰观测器的飞机全电刹车系统滑模控制设计[J]. *自动化学报*, 2021, 47(11): 2557-2569. (Li F B, Huang P M, Yang C H, et al. Sliding mode control design of aircraft electric brake system based on nonlinear disturbance observer[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2021, 47(11): 2557-2569.)

[3] Stubbs S M, Tanner J A. Behavior of aircraft antiskid braking systems on dry and wet runway surfaces[R]. Washington DC, 1976.

[4] Wang Y, He Z, Meng F W. Modeling and limit cycle analysis for systems with backlash[J]. *Electric Machines*

- and Control, 2017, 21(3): 78-82.
- [5] Zhao Z, He W, Yin Z, et al. Spatial trajectory tracking control of a fully actuated helicopter in known static environment[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2017, 85(1): 127-144.
- [6] 陈晓雷, 林辉, 李兵强, 等. 飞机全电刹车系统滑移率约束反演滑模控制[J]. *上海交通大学学报*, 2015, 49(12): 1855-1861.
(Chen X L, Lin H, Li B Q, et al. Backstepping sliding mode control for aircraft electric braking systems with slip ratio constraint[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2015, 49(12): 1855-1861.)
- [7] 陈军, 赵众. 相关积分结合鲁棒预测控制求解实时优化问题及应用[J]. *控制与决策*, 2024, 39(7): 2224-2232.
(Chen J, Zhao Z. Correlation integral combined with robust predictive control to solve real-time optimization problems and its application[J]. *Control and Decision*, 2024, 39(7): 2224-2232.)
- [8] 华彩凤, 马忠军, 李科赞. 多智能体系统基于自适应控制下的二分-分量一致性[J]. *控制与决策*, 2024, 39(5): 1754-1760.
(Hua C F, Ma Z J, Li K Z. Bipartite-component consistency of multi-agent system based on adaptive control[J]. *Control and Decision*, 2024, 39(5): 1754-1760.)
- [9] 陈华, 王梦琪, 陈云. 时滞的非完整动力学系统滑模抗干扰跟踪控制[J]. *控制理论与应用*, 2023, 40(7): 1181-1189.
(Chen H, Wang M Q, Chen Y. Sliding mode anti-interference tracking control for nonholonomic dynamical systems with time delay[J]. *Control Theory & Applications*, 2023, 40(7): 1181-1189.)
- [10] 何恒, 吴瑞祥. 改进的BP神经网络在飞机防滑刹车系统的应用[J]. *北京航空航天大学学报*, 2004, 30(6): 561-564.
(He H, Wu R X. Improved BP neural network in design of aircraft antiskid braking system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 30(6): 561-564.)
- [11] 谢明军, 段京奇, 马文冉, 等. 基于预设性能的飞机全电刹车系统滑模控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2024, 50(1): 260-267.
(Xie M J, Duan J Q, Ma W R, et al. Sliding mode control of aircraft all-electric braking system based on preset performance[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2024, 50(1): 260-267.)
- [12] Li B, Chen X, Lin H, et al. Terminal sliding mode control for mechatronic servo systems with backlash nonlinearity compensation[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2016, 31(9): 162-168.
- [13] Li H, Dou L H, Su Z. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode control for electromechanical actuator[J]. *International Journal of Systems Science*, 2013, 44(3): 401-415.
- [14] 孙辉, 闫建国, 屈耀红. 输入输出受限的无人机防滑刹车系统容错控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(6): 1132-1140.
(Sun H, Yan J G, Qu Y H. Fault-tolerant control of UAV anti-skid braking system with input and output constraints[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(6): 1132-1140.)
- [15] Ma R, Zhang H Y, Yuan M H, et al. Chattering suppression fast terminal sliding mode control for aircraft EMA braking system[J]. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2021, 7(3): 1901-1914.
- [16] Liu C Q, Luo G Z, Duan X L, et al. Adaptive LADRC-based disturbance rejection method for electromechanical servo system[J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2020, 56(1): 876-889.
- [17] Zheng Q, Chen Z Z, Gao Z Q. A practical approach to disturbance decoupling control[J]. *Control Engineering Practice*, 2009, 17(9): 1016-1025.
- [18] Khalil H K. *Nonlinear systems*[M]. The 3rd edition. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 2002.
- [19] Chen X L, Dai Z Y, Lin H, et al. Asymmetric barrier Lyapunov function-based wheel slip control for antilock braking system[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 2015: 917807.

作者简介

常雨芳 (1980-), 女, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为先进控制理论应用、非线性控制, E-mail: changyf@hbut.edu.cn;

张闯闯 (1998-), 男, 硕士生, 主要研究方向为滑模控制和非线性干扰估计, E-mail: 2305585822@qq.com;

罗国澳 (1999-), 男, 硕士生, 主要研究方向为自抗扰控制, E-mail: 915716526@qq.com;

严怀成 (1977-), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为人工智能/无人机/航天器控制、智能无人驾驶, E-mail: hcyan@ecust.edu.cn;

黄文聪 (1977-), 男, 副教授, 硕士生导师, 主要研究方向为电力电子与电力传动、能源系统运行与优化, E-mail: hwc@hbut.edu.cn.