

基于平衡补偿滑模策略的飞机防滑制动与纠偏协同控制

王远飞, 杜城龙, 彭浩[†], 李繁飙, 桂卫华

(中南大学 自动化学院, 湖南 长沙 410083)

摘要: 本文针对飞机地面滑跑制动过程中跑道环境未知、机轮打滑、侧风干扰、非对称制动等影响飞机安全可靠滑跑的问题, 提出一种基于自适应神经网络和平衡补偿滑模策略的飞机防滑制动与跑道纠偏协同控制方法. 首先, 考虑实际刹车过程中横纵力矩耦合及侧风干扰等因素, 建立飞机地面滑跑非对称动力学模型. 在此基础上, 提出基于轮胎-跑道结合系数波动范围特征的跑道在线辨识方法, 解决变跑道环境下结合系数的在线辨识问题. 此外, 通过设计自适应径向基(RBF)神经网络实现对未知侧风干扰的有效估计, 并提出基于平衡补偿滑模策略的前轮纠偏与双侧主轮协同制动控制方法, 实现飞机在侧风干扰条件下的防滑制动与跑道纠偏协同控制. 实验仿真表明, 本文提出的控制策略可有效避免机轮打滑、抑制飞机偏航, 同时提高飞机制动效率, 增强飞机地面滑跑的可靠性与安全性.

关键词: 飞机防滑刹车系统; 滑模控制; 制动与纠偏协同控制; 跑道辨识; 神经网络

引用格式: 王远飞, 杜城龙, 彭浩, 等. 基于平衡补偿滑模策略的飞机防滑制动与纠偏协同控制. 控制理论与应用, 2025, 42(3): 442 – 454

DOI: 10.7641/CTA.2023.30241

Cooperative control of aircraft anti-skid braking and deflection correction based on balance-compensated sliding mode strategy

WANG Yuan-fei, DU Cheng-long, PENG Hao[†], LI Fan-biao, GUI Wei-hua

(School of Automation, Central South University, Changsha Hunan 410083, China)

Abstract: This paper proposes a cooperative control method of anti-skid braking and runway correction based on the adaptive neural network and balance-compensated sliding mode strategy. It addresses issues such as unknown runway conditions, wheel skidding, crosswind disturbance, and asymmetric braking that impact the safety and reliability of aircraft ground maneuvers. Firstly, the asymmetric dynamics model of aircraft-on-ground braking is established, considering crosswind disturbance and the coupling of lateral and longitudinal moments during actual braking. On this foundation, an online runway identification method based on the fluctuation range of the tire-runway adhesion coefficient is introduced, resolving the challenge of online identification in changing runway conditions. Additionally, an adaptive radial basis function (RBF) neural network is designed to estimate unknown crosswind disturbances. A co-design method is proposed, based on the balance-compensated sliding mode strategy. This method enables front wheel turning-based runway correction and bilateral main wheels' differential balance compensation, allowing for cooperative control of anti-skid braking and runway correction under crosswind disturbances. Experimental simulations demonstrate that the control strategy proposed in this paper effectively prevents wheel skidding and mitigates runway deviations. It also enhances aircraft braking efficiency, thus improving the reliability and safety of aircraft ground maneuvers.

Key words: aircraft anti-skid braking system; sliding mode control; cooperative control of braking and deflection; runway identification; neural networks

Citation: WANG Yuanfei, DU Chenglong, PENG Hao, et al. Cooperative control of aircraft anti-skid braking and deflection correction based on balance-compensated sliding mode strategy. *Control Theory & Applications*, 2025, 42(3): 442 – 454

收稿日期: 2023-04-20; 录用日期: 2023-12-01.

[†]通信作者. E-mail: penghao@csu.edu.cn; Tel: +86 15116392341.

本文责任编辑: 邹云.

国家优秀青年科学基金项目(62222317), 国家自然科学基金项目(62303492, 61973319), 湖南省重点研发计划项目(2023GK2023), 湖南省科技创新项目(2022WZ1001), 湖南省自然科学基金青年基金项目(2023JJ40765), 长沙市自然科学基金项目(kq2208287), 中国博士后创新人才支持计划和博士后科学基金面上项目(2023M733940)资助.

Supported by the National Science Fund for Excellent Young Scholars of China (62222317), the National Natural Science Foundation of China (62303492, 61973319), the Key R&D Plan of Hunan Province (2023GK2023), the Science and Technology Innovation Program of Hunan Province (2022WZ1001), the Natural Science Foundation of Hunan Province (2023JJ40765), the Natural Science Foundation of Changsha (kq2208287) and the China Postdoctoral Innovation Talents Support Program and China Postdoctoral Science Foundation (2023M733940).

1 引言

根据国内外相关数据统计,飞机各种安全事故发生在着陆滑跑阶段的占比已超过其飞行阶段,是飞机事故的多发阶段^[1].随着航空技术的迅速发展,现代飞机逐渐往轻量化、绿色化、高可靠性方向发展,对飞机防滑刹车系统的稳定性、环保性、安全性提出了更高的要求^[2].然而,飞机地面滑跑过程中跑道环境复杂多变,为保证制动过程机轮不抱死并达到较高的制动效率,飞机防滑刹车系统需要最大程度的利用轮胎与跑道之间的结合系数,而结合系数与跑道特性密切相关,因此制动过程中必须对跑道环境进行在线精确辨识.文献[3]通过在轮胎上安装扭矩传感器实现对跑道环境的预测和辨识.文献[4]使用卷积神经网络在线辨识跑道环境.文献[5]利用滑移率-结合系数曲线的斜率特性,使用广义卡尔曼滤波器实现跑道环境在线辨识.然而以上跑道辨识方法存在成本高、所需样本数据多、计算量大等问题,因此本文将基于轮胎-跑道结合系数波动范围特征提出一种跑道在线辨识方法,该方法具有成本低、计算简单、容易实现等优点.

值得注意的是,当前大多数飞机防滑制动控制的研究都是以单轮模型为基础.文献[6]提出一种基于滑移率约束的自适应控制方法,对传统速度差加压力偏调控制律(proportional derivative plus pressure bias modulation, PD+PBM)控制方法的目标轮减速率进行了优化,避免了传统控制方法存在的低速打滑等问题,有效提高了刹车效率.文献[7]提出一种基于混合减速度的非线性模型预测控制方法,实验仿真表明该方法能准确地将滑移率控制在最优值内,有效解决了在切换跑道条件下的机轮抱死问题.然而,上述工作的前提是认为制动过程中飞机左右主轮处于负载均衡状态,即飞机左右主轮载荷完全对称,但是飞机在实际制动过程中受到诸多因素影响,例如跑道环境不对称、机场侧风、轮胎载荷随飞机重心的变化等,导致左右主轮处于负载非均衡状态,进一步影响左右主轮产生速度差,使飞机偏离甚至冲出跑道,造成安全事故.

针对上述问题,为更加真实地反映飞机防滑刹车过程中的负载非均衡状态,专家开始对飞机防滑刹车过程的非对称性进行研究.文献[8]针对左右主轮刹车模型提出了一种基于“PD+PBM”的平衡补偿策略,实现了左右主轮的防滑刹车控制,避免了左右主轮负载不均衡所导致的飞机偏航.文献[9-10]深入分析了飞机出现非对称载荷的原因,提出一种双通道轮间保护平衡调节策略,实现了左右主轮刹车压力的平衡调节.文献[11-12]对飞机在非对称着陆过程中的前轮转向与左右主轮速度差制动进行了仿真研究.以上工作对飞机防滑刹车系统的非对称性进行了建模分析,但是在建模过程中忽略了刹车过程中横纵力矩耦合的影响.此外,飞机防滑刹车过程受到侧风干扰的影响极

为严重^[13],侧风干扰将导致飞机前轮产生偏航角,进而影响飞机横纵方向的动态特性,使左右主轮处于负载非均衡状态,因此在飞机防滑刹车系统的建模过程中,侧风干扰是必须要考虑的影响因素之一^[14].基于此,本文将综合考虑飞机刹车过程中横纵力矩及侧风干扰的影响,深入剖析非对称运动、横纵力矩耦合、机轮打滑等对飞机制动效率的影响,并采用补偿机制实现对侧风干扰的有效抑制,进一步提高飞机制动的可靠性和安全性.

另一方面,飞机防滑刹车系统是一个强时变、不确定、高度非线性的系统,滑模控制由于能克服系统的不确定性和外界干扰,并具有较强的鲁棒性而广泛应用于非线性控制中^[15].文献[16]提出一种超扭曲滑模控制策略,实现了最佳滑移率的实时跟踪,显著提高了制动效率.文献[17]提出一种自适应滑模控制策略,实现了非线性奇异延时系统的有效控制.文献[18]考虑飞机复杂的非线性动力学特性,提出一种模糊积分滑模控制策略,保证了在不确定干扰下系统的全局稳定性,显著提高了控制效率.本文将基于滑模策略设计飞机制动与纠偏协同控制器,并引入平衡补偿调节单元,实现非对称条件下飞机防滑制动与跑道纠偏的控制目标.

本文针对飞机地面滑跑阶段非对称条件下的防滑刹车问题,提出一种基于自适应神经网络和平衡补偿滑模策略的飞机制动与纠偏协同控制方法,实现飞机在非对称条件下的防滑制动与跑道纠偏控制目标.本文的主要贡献包括:

1) 首先,本文综合考虑飞机刹车过程中横纵力矩耦合机理及侧风干扰,建立了一种非对称条件下横纵及旋转方向六自由度的飞机防滑刹车模型,有效反映了飞机刹车过程多维度动力学特性;

2) 针对飞机制动过程中难以获取准确跑道环境信息的问题,提出一种基于轮胎-跑道结合系数波动范围特征的跑道在线辨识方法,算法简单易实现,可有效实现轮胎-跑道结合系数的在线辨识,为提高飞机制动效率奠定了基础;

3) 针对侧风导致飞机非对称制动这一典型干扰因素,通过自适应神经网络算法实现对侧风干扰的有效估计与补偿,同时考虑飞机制动过程左右主轮不对称承载问题,设计一种基于平衡补偿滑模策略的前轮纠偏与左右主轮协同制动控制方法,有效提高了飞机防滑制动效率、跑道纠偏及抗干扰能力,增强了飞机地面滑跑的可靠性和安全性.

2 飞机地面滑跑动力学模型

飞机地面滑跑动力学模型包括机体动力学模型、机轮动力学模型等,各子系统模型之间相互作用,彼此耦合,表现出强非线性.在建立非对称性飞机地面

滑跑动力学模型之前,给出以下合理假设^[6]:

- 1) 飞机机体和起落架视为理想刚体,不考虑飞机机体出现的弹性形变;
- 2) 飞机着陆时,发动机处于慢车推动状态,不考虑其转子产生的陀螺力;
- 3) 侧风干扰力作用于飞机重心,垂直于机体;
- 4) 飞机滑跑阶段俯仰角和滚转角变化较缓慢可忽略.

基于上述假设,本文综合考虑飞机刹车过程中横纵力矩耦合机理及侧风干扰,其受力分析如图1所示.

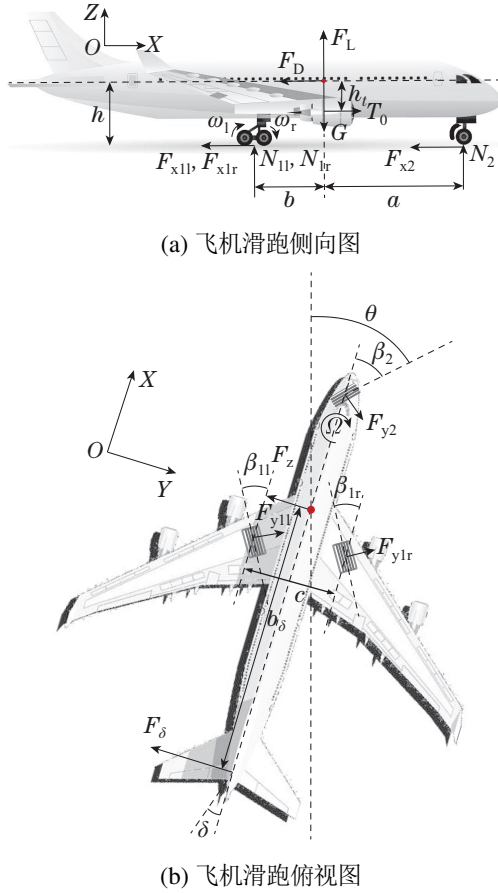


图1 飞机滑跑阶段受力分析图

Fig. 1 Force analysis diagram of aircraft during taxiing

根据刚体转动定律和牛顿第二定律,可得非对称条件下飞机地面滑跑动力学方程为

$$\begin{cases} N_2 a - (N_{1l} + N_{1r}) b - F_x h - \\ (F_{x1} + F_{x2}) h + T_0 b_T = 0, \\ (N_{1l} - N_{1r}) \frac{c}{2} - F_y h - (F_{y1} + F_{y2}) h = 0, \\ F_\delta b_\delta - (F_{y1} + F_{y2}) b + F_y a + \\ (F_{x1} - F_{x2}) \frac{c}{2} = I \dot{\Omega}, \\ T_0 - F_x - F_{x1} - F_{x2} - F_D = m \dot{V}_x - V_y \Omega, \\ G - F_L - N_2 - N_{1l} - N_{1r} = 0, \\ F_\delta - F_y - F_{y1} - F_{y2} + F_z = m \dot{V}_y + V_x \Omega, \end{cases} \quad (1)$$

式中: V_x, V_y 分别为飞机纵向速度和横向速度; m 为飞机质量; T_0 为发动机推力; F_x 为前轮在 x 轴方向受到的合力; F_{x1}, F_{x2} 分别为左右主轮在 x 轴方向受到的合力; F_D 为迎风阻力; F_δ 为方向舵作用力; F_y 为前轮在 y 轴方向受到的合力; F_{y1}, F_{y2} 分别为左右主轮在 y 轴方向受到的合力; F_z 为侧风干扰力; G 为重力; F_L 为空气升力; N_2 为前轮支持力; N_{1l}, N_{1r} 为左右主轮支持力; Ω 为偏航角速度; a, b 分别为前轮和左右主轮到飞机重心的投影距离; c 为左右主轮之间的投影距离.

前轮和左右主轮在 x 轴方向, y 轴方向受到的合力 $F_x, F_{x1}, F_{x2}, F_y, F_{y1}, F_{y2}$ 可表示为

$$\begin{cases} F_x = F_{x2} \cos \beta_2 - F_{y2} \sin \beta_2, \\ F_y = F_{x2} \sin \beta_2 + F_{y2} \cos \beta_2, \\ F_{x1} = F_{x11} \cos \beta_{11} - F_{y11} \sin \beta_{11}, \\ F_{y1} = F_{x11} \sin \beta_{11} + F_{y11} \cos \beta_{11}, \\ F_{x2} = F_{x21} \cos \beta_{1r} - F_{y21} \sin \beta_{1r}, \\ F_{y2} = F_{x21} \sin \beta_{1r} + F_{y21} \cos \beta_{1r}, \end{cases} \quad (3)$$

式中: F_{x2} 为前轮结合力; F_{x11}, F_{x21} 分别为左右主轮结合力; F_{y2} 为前轮侧向力; F_{y11}, F_{y21} 分别为左右主轮侧向力; $\beta_2, \beta_{11}, \beta_{1r}$ 分别为前轮和左右主轮的侧偏角. 其中, 前轮和左右主轮的结合力 F_{x2}, F_{x11}, F_{x21} 可表示为

$$\begin{cases} F_{x2} = \mu N_2, \\ F_{x11} = \mu_1 N_{11}, \\ F_{x21} = \mu_r N_{1r}, \end{cases} \quad (4)$$

式中: μ 为前轮结合系数; μ_1 和 μ_r 分别为左右主轮的结合系数. 此外, 前轮和左右主轮的侧向力 F_{y2}, F_{y11}, F_{y21} 可表示为^[19]

$$\begin{cases} F_{y2} = K_n \beta_2, \\ F_{y11} = K_m \beta_{11}, \\ F_{y21} = K_m \beta_{1r}, \end{cases} \quad (5)$$

式中 K_n 和 K_m 分别为侧偏角为零时前轮和双侧的侧偏刚度. 设前轮转向角为 $\theta, \beta_2, \beta_{11}, \beta_{1r}$ 可表示为^[19]

$$\begin{cases} \beta_2 = \theta - \arctan \frac{V_y + b\Omega}{V_x}, \\ \beta_{11} = \arctan \frac{V_y - b\Omega}{V_x - \frac{c}{2}\Omega}, \\ \beta_{1r} = \arctan \frac{V_y - b\Omega}{V_x + \frac{c}{2}\Omega}. \end{cases} \quad (6)$$

发动机推力 T_0 、迎风阻力 F_D 、空气升力 F_L 、方向舵作用力 F_δ 可表示为

$$\begin{cases} T_0 = T_{\text{init}} + k_v V_x, \\ F_D = \frac{1}{2} \rho C_D S V_x^2, \\ F_L = \frac{1}{2} \rho C_L S V_x^2, \\ F_\delta = \frac{1}{2} \rho_\delta \delta V_x^2, \end{cases} \quad (7)$$

式中: T_{init} 为发动机剩余推力; k_v 为发动机推力速度系数; ρ 为空气密度; ρ_δ 为飞机偏航系数; C_D 为气动阻力系数; C_L 为升力系数; S 为机翼总面积; δ 为尾舵转角。

飞机滑跑过程中, 机轮主要受到刹车力矩和结合力矩的共同作用, 以左侧主轮为例, 其受力分析如图 2 所示, 左右主轮动力学为

$$\begin{cases} r\mu_l N_{1l} - P_l = I_c \dot{\omega}_l, \\ r\mu_r N_{1r} - P_r = I_c \dot{\omega}_r, \end{cases} \quad (8)$$

式中: r 为左右主轮的有效半径; P_l, P_r 分别为左右主轮的刹车力矩; I_c 为左右主轮的转动惯量; ω_l, ω_r 分别为左右主轮的角速度。

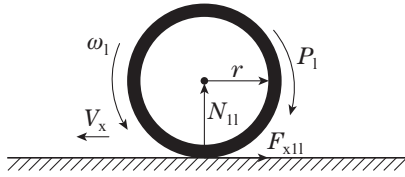


图 2 左侧主轮受力图

Fig. 2 Force diagram of the left main wheel

在刹车力矩的作用下, 机轮线速度恒小于飞机纵向前速度, 定义滑移率为机轮相对于机体滑动的比率, 左右主轮滑移率 λ_l, λ_r 分别为

$$\begin{cases} \lambda_l = \frac{V_x - r\omega_l}{V_x}, \\ \lambda_r = \frac{V_x - r\omega_r}{V_x}, \end{cases} \quad (9)$$

对式(9)求导可得

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_l = \frac{(1 - \lambda_l) \dot{V}_x - r\dot{\omega}_l}{V_x}, \\ \dot{\lambda}_r = \frac{(1 - \lambda_r) \dot{V}_x - r\dot{\omega}_r}{V_x}, \end{cases} \quad (10)$$

将式(1)(8)代入式(10)可得

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_l = \frac{(1 - \lambda_l) T_0 - F_x - F_{xl} - F_{xr} - F_D + V_y \Omega}{m V_x} - \frac{r^2 \mu_l N_{1l}}{I_c V_x} + \frac{r}{I_c V_x} P_l, \\ \dot{\lambda}_r = \frac{(1 - \lambda_r) T_0 - F_x - F_{xl} - F_{xr} - F_D + V_y \Omega}{m V_x} - \frac{r^2 \mu_r N_{1r}}{I_c V_x} + \frac{r}{I_c V_x} P_r. \end{cases} \quad (11)$$

定义左右主轮角速度差

$$e = \omega_l - \omega_r, \quad (12)$$

对式(12)求导并将式(8)代入得

$$\dot{e} = \dot{\omega}_l - \dot{\omega}_r = \frac{r(\mu_l N_{1l} - \mu_r N_{1r})}{I_c} - \frac{1}{I_c} P_l + \frac{1}{I_c} P_r. \quad (13)$$

通过式(1)–(13)飞机地面滑跑动力学建模可知飞机防滑刹车系统表现出非对称性的原因主要有两个方面:

1) 跑道环境非对称: 跑道环境非对称导致左右主轮结合系数不同, 产生的结合力矩不同, 使左右主轮角速度不一致, 机轮产生侧偏角, 影响飞机受力平衡使飞机处于负载非均衡状态;

2) 侧风干扰: 侧风干扰作用于机体导致飞机在 y 轴方向上受力不均衡, 使左右主轮支持力不一致, 飞机处于负载非均衡状态。

考虑飞机地面滑跑及纠偏过程的非对称性, 联立式(1)(11)(13)可建立非对称条件下的飞机防滑刹车系统模型, 即

$$\begin{cases} \dot{V}_y = \frac{-V_x \Omega - F_y - F_{yl} - F_{yr} + F_z + \frac{1}{2} \rho_\delta \delta V_x^2}{m}, \\ \dot{\lambda}_l = \frac{(1 - \lambda_l) T_0 - F_x - F_{xl} - F_{xr} - F_D + V_y \Omega}{m V_x} - \frac{r^2 \mu_l N_{1l}}{I_c V_x} + \frac{r}{I_c V_x} P_l, \\ \dot{\lambda}_r = \frac{(1 - \lambda_r) T_0 - F_x - F_{xl} - F_{xr} - F_D + V_y \Omega}{m V_x} - \frac{r^2 \mu_r N_{1r}}{I_c V_x} + \frac{r}{I_c V_x} P_r, \\ \dot{e} = \frac{r(\mu_l N_{1l} - \mu_r N_{1r})}{I_c} - \frac{1}{I_c} P_l + \frac{1}{I_c} P_r. \end{cases} \quad (14)$$

3 基于结合系数波动范围特征的跑道在线辨识方法

轮胎与跑道间的结合系数 μ 是反映飞机制动过程中机轮与跑道之间结合力大小的重要参数. 结合系数的大小直接影响飞机制动效率, 不同跑道环境下的结合系数特性不同, 因此有必要对跑道进行在线辨识。

根据文献[20]中描述的魔术公式, 结合系数 μ 和滑移率 λ 的关系式如下:

$$\mu = D \sin(C \arctan(B\lambda)), \quad (15)$$

式中 B, C 和 D 为跑道环境参数。

不同跑道下的跑道环境参数不同, 图3给出了3种跑道环境结合系数 μ 与滑移率 λ 的关系曲线. 由图3可知当飞机在同一跑道制动时, 结合系数与滑移率曲线

存在一个极值点,在该极值点下结合系数最大,可最大程度提升飞机制动效率,定义该极值点对应的滑移率为最佳滑移率,3种跑道下的跑道环境参数和最佳滑移率如表1所示。

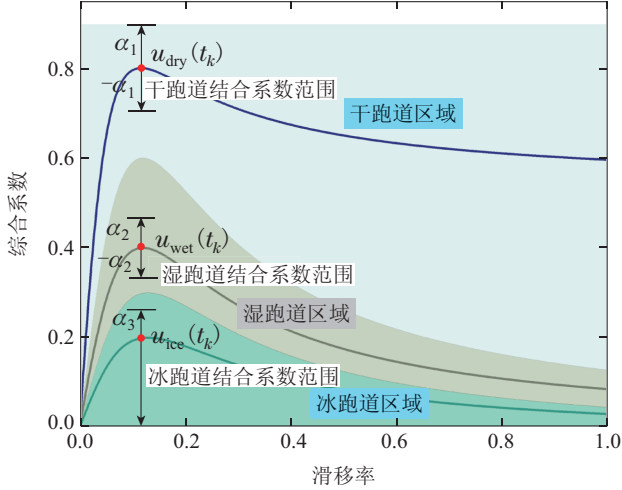


图3 不同跑道 μ - λ 曲线的分区图

Fig. 3 Partition diagram of different runway μ - λ curves

表1 3种跑道下的跑道环境参数和最佳滑移率

Table 1 Runway environmental parameters and optimal slip rates for three types of runways

跑道环境	D	C	B	λ_d
干跑道	0.8	1.5344	14.0326	0.117
湿跑道	0.4	2.0192	8.2098	0.120
冰跑道	0.2	2.0875	7.2017	0.130

为提高控制算法的精确性,需要尽可能准确的知道当前状态下的跑道环境,为此本节将设计一种基于结合系数波动范围特征的跑道在线辨识方法,为简化验证环节,该方法只考虑表1中3种跑道组成的混合跑道在线辨识问题,共分为两个部分。

第1部分为飞机滑跑过程中跑道环境未切换时的辨识问题。为此,图3给出了不同跑道环境下结合系数和滑移率的分区情况。

当跑道环境未切换时,任意时刻的结合系数位于图3中同一跑道区域内,波动较小。飞机处于不同跑道时结合系数及其波动阈值不同,定义干跑道、湿跑道和冰跑道结合系数波动阈值为 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$,即

$$\begin{cases} \alpha_1 = (u'_{dry})_{\max} \Delta\lambda, \\ \alpha_2 = (u'_{wet})_{\max} \Delta\lambda, \\ \alpha_3 = (u'_{ice})_{\max} \Delta\lambda, \end{cases} \quad (16)$$

式中: $(u'_{dry})_{\max}, (u'_{wet})_{\max}, (u'_{ice})_{\max}$ 分别为飞机处于干跑道、湿跑道、冰跑道时结合系数 μ 对滑移率 λ 导数的最大值, $\Delta\lambda$ 为当前时刻滑移率与上一采样时刻滑移率的差值。

根据上文分析,考虑结合系数波动范围特征,基于当前时刻的结合系数范围实现跑道环境辨识,定义跑道未切换时结合系数 μ 范围如表2所示。

表2 跑道环境未切换时结合系数范围表

Table 2 Adhesion coefficient range when the runway environment is not switched

跑道环境	结合系数范围
干跑道	$[u_{dry}(t_k) - \alpha_1, u_{dry}(t_k) + \alpha_1]$
湿跑道	$[u_{wet}(t_k) - \alpha_2, u_{wet}(t_k) + \alpha_2]$
冰跑道	$[0, u_{ice}(t_k) + \alpha_3]$

其中 $u_{dry}(t_k), u_{wet}(t_k), u_{ice}(t_k)$ 表示当前时刻飞机分别处于干跑道、湿跑道、冰跑道时的结合系数。

第2部分为飞机滑跑过程中跑道环境切换时的辨识问题。定义波动指标 $\Delta\mu$ 为当前时刻结合系数与上一采样时刻结合系数的差值,即

$$\Delta\mu = \mu(t_k) - \mu(t_{k-1}), \quad (17)$$

式中: $\mu(t_k)$ 为当前时刻的结合系数, $\mu(t_{k-1})$ 为上一采样时刻的结合系数。

当跑道环境切换时,结合系数会发生较大的突变,即波动指标 $\Delta\mu$ 的绝对值在突变时刻比较大。例如当跑道环境由干跑道切换为冰跑道时,瞬时结合系数会由0.8降至0.2左右,即 $\Delta\mu \approx -0.6$ 。不同跑道环境切换时其波动指标 $\Delta\mu$ 不同,因此可将波动指标 $\Delta\mu$ 作为不同跑道环境切换的辨识标准。定义跑道环境切换时 $\Delta\mu$ 的取值范围如下所示:

$$\mu_{\min}^{\text{cur}} - \mu_{\max}^{\text{pre}} \leq \Delta\mu \leq \mu_{\max}^{\text{cur}} - \mu_{\min}^{\text{pre}}, \quad (18)$$

式中: μ_{\min}^{cur} 和 μ_{\max}^{cur} 分别为跑道环境切换之后当前结合系数的最小值和最大值; μ_{\max}^{pre} 和 μ_{\min}^{pre} 分别为跑道环境切换之前结合系数的最小值和最大值。

结合表2和式(18),可以得到3种跑道环境切换时的波动指标 $\Delta\mu$ 范围如表3所示。若波动指标 $\Delta\mu$ 位于表3所示的区间内,认为跑道环境发生了变化,选择相对应的跑道切换类型,即可完成跑道切换辨识。表3中:

$$u_d = u_{dry}(t_{k-1}), u_w = u_{wet}(t_{k-1}),$$

$$\Delta u_{wd} = u_{wet}(t_k) - u_{dry}(t_{k-1}),$$

$$\Delta u_{id} = u_{ice}(t_k) - u_{dry}(t_{k-1}),$$

$$\Delta u_{dw} = u_{dry}(t_k) - u_{wet}(t_{k-1}),$$

$$\Delta u_{iw} = u_{ice}(t_k) - u_{wet}(t_{k-1}),$$

$$\Delta u_{di} = u_{dry}(t_k) - u_{ice}(t_{k-1}),$$

$$\Delta u_{wi} = u_{wet}(t_k) - u_{ice}(t_{k-1}),$$

$u_{dry}(t_{k-1}), u_{wet}(t_{k-1}), u_{ice}(t_{k-1})$ 分别为上一采样时刻飞机分别处于干跑道、湿跑道、冰跑道时的结合系数。

表 3 跑道环境切换时结合系数波动指标范围表

Table 3 Adhesion coefficient fluctuation index range during runway environment switching

跑道状态	干跑道	湿跑道	冰跑道
干跑道	—	$[\Delta u_{wd} - \alpha_1 - \alpha_2, \Delta u_{wd} + \alpha_1 + \alpha_2]$	$[-u_d - \alpha_1, \Delta u_{id} + \alpha_1 + \alpha_3]$
湿跑道	$[\Delta u_{dw} - \alpha_1 - \alpha_2, \Delta u_{dw} + \alpha_1 + \alpha_2]$	—	$[-u_w - \alpha_2, \Delta u_{iw} + \alpha_2 + \alpha_3]$
冰跑道	$[\Delta u_{di} - \alpha_1 - \alpha_3, u_d + \alpha_1]$	$[\Delta u_{wi} - \alpha_2 - \alpha_3, u_w + \alpha_2]$	—

4 基于平衡补偿滑模策略的制动与纠偏协同控制算法

为了便于控制器的设计, 飞机防滑刹车系统模型(14)改写为如下形式:

$$\dot{x} = f(x) + Bu, \tag{19}$$

式中: $x = [V_y \ \lambda_l \ \lambda_r \ e]^T$ 为状态变量, $u = [\delta \ P_l \ P_r]^T$ 为控制变量, $f(x)$ 和 B 的表达式如下:

$$f(x) = [f_1(x) \ f_2(x) \ f_3(x) \ f_4(x)]^T,$$

$$f_1(x) = \frac{-V_x \Omega - F_y - F_{y_l} - F_{y_r} + F_z}{m},$$

$$f_2(x) = \frac{T_0(1-x_2) - F_x - F_{x_l} - F_{x_r} - F_D + x_1 \Omega}{mV_x} - \frac{r^2 \mu_l N_{1l}}{I_c V_x},$$

$$f_3(x) = \frac{T_0(1-x_3) - F_x - F_{x_l} - F_{x_r} - F_D + x_1 \Omega}{mV_x} - \frac{r^2 \mu_r N_{1r}}{I_c V_x},$$

$$f_4(x) = \frac{r(\mu_l N_{1l} - \mu_r N_{1r})}{I_c},$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\rho_\delta V_x^2}{2m} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{r}{I_c V_x} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{r}{I_c V_x} \\ 0 & -\frac{1}{I_c} & \frac{1}{I_c} \end{bmatrix}.$$

4.1 纠偏与制动复合滑模面设计

飞机防滑刹车过程中, 为防止飞机发生偏航, 需要确保飞机始终保持纵向航向, 即飞机横向速度为零, 左右主轮角速度保持一致. 此外, 为最大程度利用轮胎与跑道之间的结合系数以提高飞机制动效率, 需要保证主轮在最佳滑移率附近制动. 综上, 飞机滑跑纠偏与防滑制动协同控制的目标是在保证飞机刹车过程不打滑、不偏航的前提下, 最大限度提高制动效率.

由飞机防滑刹车系统(19)可以看出, 刹车力矩 P_l 和 P_r 分别控制左右主轮的角速度进而控制左右主轮

滑移率, 当左右主轮均在最佳滑移率附近制动时, 制动效率最高. 但由于系统的非对称性, 无法保证左右主轮角速度保持一致, 即不能保证飞机保持纵向航向. 目前主要采用交叉保护方法避免左右主轮出现角速度差, 即当角速度差超过阈值时, 低转速机轮完全松刹, 角速度上升. 这种方法虽然操作简单, 但若压力释放过大将导致制动效率降低. 为解决上述问题, 本节将通过设计纠偏与制动复合滑模控制器, 并引入平衡补偿单元, 确保在左右主轮角速度一致的前提下飞机制动效率最高. 定义纠偏与制动复合滑模面为

$$s = [s_f \ s_l \ s_r]^T, \tag{20}$$

式中: s_f 表示纠偏滑模面, s_l, s_r 分别表示左右主轮协同制动滑模面, 即

$$s_f = x_1 - x_{1d},$$

$$s_l = (1 - g(x_4))(x_2 - x_{2d}) - g(x_4)x_4,$$

$$s_r = g(x_4)(x_3 - x_{3d}) - (1 - g(x_4))x_4,$$

式中: x_{1d} 为理想刹车即无纠偏制动过程的横向速度, 取 $x_{1d} = 0$; x_{2d}, x_{3d} 分别为左右跑道的最佳滑移率; $g(x_4)$ 为平衡补偿函数, 即

$$g(x_4) = \begin{cases} 1, & x_4 \geq 0, \\ 0, & x_4 < 0. \end{cases} \tag{21}$$

当 $\omega_l \geq \omega_r$, 即 $x_4 \geq 0$ 时, 左右主轮协同制动滑模面可简化为

$$\begin{cases} s_l = -x_4, \\ s_r = x_3 - x_{3d}, \end{cases} \tag{22}$$

此时左主轮角速度大于等于右主轮角速度, 左主轮控制目标为跟踪右主轮速度, 右主轮控制目标为跟踪最佳滑移率.

当 $\omega_l < \omega_r$, 即 $x_4 < 0$ 时, 左右主轮协同制动滑模面可简化为

$$\begin{cases} s_l = x_2 - x_{2d}, \\ s_r = -x_4, \end{cases} \tag{23}$$

此时左主轮角速度小于右主轮角速度, 左主轮控制目标为跟踪最佳滑移率, 右主轮控制目标跟踪左主轮速

度.

4.2 基于自适应神经网络的前轮纠偏控制律设计

本文在飞机动力学建模过程中考虑了侧风干扰, 通常情况下侧风干扰无法准确测量, 由式(19)可知侧风干扰会影响飞机的横向速度 V_y , 导致飞机发生偏航, 本节将基于自适应径向基(radial basis function, RBF)神经网络拟合系统未知的侧风干扰.

假设RBF神经网络最优权重矩阵 ω^* 存在并满足以下表达式:

$$F_z = \omega^{*T} h(z) + \zeta, \quad \|\zeta\| \leq \zeta_N, \quad (24)$$

其中: ζ 为网络的拟合误差, ζ_N 为极小的正实数, $h(z) = [h_j]^T$ 为网络隐含层神经元输出.

采用2-5-1结构的RBF神经网络来拟合系统的侧风干扰, 其中网络输入 $z = [dF_z \ d\dot{F}_z]^T$, $dF_z = F_z - \hat{F}_z$ 为侧风干扰的观测误差, 网络隐含层输出 $h = [h_1 \ h_2 \ h_3 \ h_4 \ h_5]^T$, 隐含层第 j 个神经元的输出 h_j 为

$$h_j = \exp\left(-\frac{\|z - c_j\|^2}{2b_j^2}\right), \quad (25)$$

式中 c_j 和 b_j 分别为隐含层第 j 个神经元高斯函数的中心和宽度. 网络的输出为侧风干扰估计值 \hat{F}_z , 即

$$\hat{F}_z = \hat{\omega}^T h(z), \quad (26)$$

式中 $\hat{\omega}$ 为网络的权值.

进一步地, 设计自适应算法在线调整RBF神经网络的权值参数, 定义RBF神经网络的权值调整指标为

$$E = s_f(t) \dot{s}_f(t). \quad (27)$$

根据梯度下降算法^[21], 可以得到

$$\Delta \hat{\omega}_j = \gamma \frac{\partial E}{\partial \hat{\omega}_j} = \gamma \frac{\partial s_f(t) \dot{s}_f(t)}{\partial \hat{\omega}_j} = -\frac{1}{m} \gamma s_f(t) h_j(z), \quad (28)$$

式中 γ 表示梯度下降的步长.

对纠偏滑模面 s_f 求导, 取指数趋近率, 并将式(19)(26)代入得

$$\dot{s}_f = \frac{-V_x \Omega - F_y - F_{y1} - F_{yr} + \hat{F}_z}{m} + \frac{1}{2m} \rho_\delta V_x^2 \delta = -\varepsilon \operatorname{sgn} s_f - k s_f, \quad (29)$$

式中: $\varepsilon > 0$, $k > 0$, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数, ε 为指数趋近律中等速趋近项的系数, k 为指数趋近律中指数趋近项的系数.

由式(29)可得纠偏滑模控制律为

$$\delta = -\frac{2m(\varepsilon \operatorname{sgn} s_f + k s_f)}{\rho_\delta V_x^2} - \frac{2(-V_x \Omega - F_y - F_{y1} - F_{yr} + \hat{F}_z)}{\rho_\delta V_x^2}. \quad (30)$$

4.3 基于滑模策略的主轮协同制动控制律设计

为保证飞机刹车过程中双侧主轮角速度保持一致并提高制动效率, 本节将设计主轮协同制动控制器. 对左右主轮协同制动滑模面 s_l, s_r 进行求导, 取指数趋近律, 并将式(19)代入得

$$\begin{aligned} \dot{s}_l = & -(x_2 - x_{2d})\tau(x_4)\dot{x}_4 + (1 - g(x_4))\dot{x}_2 - \\ & x_4\tau(x_4)\dot{x}_4 - g(x_4)\dot{x}_4 = \\ & -[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4) - g(x_4)]f_4(x) + \\ & [1 - g(x_4)]f_2(x) + \\ & \frac{1}{I_c}[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4) - g(x_4)]P_l + \\ & \frac{r(1 - g(x_4))}{V_x}P_l + \\ & \frac{1}{I_c}[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4) - g(x_4)]P_r = \\ & -\varepsilon_l \operatorname{sgn} s_l - k\varepsilon_l, \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \dot{s}_r = & (x_3 - x_{3d})\tau(x_4)\dot{x}_4 + g(x_4)\dot{x}_3 + \\ & x_4\tau(x_4)\dot{x}_4 - (1 - g(x_4))x_4 = \\ & [(x_3 - x_{3d} + x_4)\tau(x_4) - (1 - g(x_4))]f_4(x) + \\ & g(x_4)f_3(x) - \\ & \frac{1}{I_c}[(x_3 - x_{3d} + x_4)\tau(x_4) - (1 - g(x_4))]P_l + \\ & \frac{1}{I_c}[(x_3 - x_{3d} + x_4)\tau(x_4) - (1 - g(x_4))]P_r + \\ & \frac{rg(x_4)}{V_x}P_r = -\varepsilon_r \operatorname{sgn} s_r - k\varepsilon_r, \end{aligned} \quad (32)$$

式中: $\varepsilon_l > 0$, $k_l > 0$, $\varepsilon_r > 0$, $k_r > 0$, $\tau(x_4)$ 为冲激函数.

联立式(31)-(32)可得左右主轮协同制动控制律分别为

$$\begin{cases} P_l = \frac{HL - IM - FL + IJ}{GL + IK}, \\ P_r = \frac{HK + GM - FK - GJ}{GL + IK}, \end{cases} \quad (33)$$

式中:

$$F = -[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4) - g(x_4)]f_4(x) + [1 - g(x_4)]f_2(x) + \frac{1}{I_c}[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4),$$

$$G = \frac{1}{I_c}[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4) - g(x_4) + \frac{r(1 - g(x_4))}{V_x}],$$

$$I = \frac{1}{I_c}[(x_2 - x_{2d} + x_4)\tau(x_4) - g(x_4)],$$

$$H = -\varepsilon_l \operatorname{sgn} s_l - k\varepsilon_l, \quad M = -\varepsilon_r \operatorname{sgn} s_r - k\varepsilon_r,$$

$$J = [(x_3 - x_{3d} + x_4)\tau(x_4) - (1 - g(x_4))]f_4(x) +$$

$$g(x_4)f_3(x),$$

$$K = \frac{1}{I_c}[(x_3 - x_{3d} + x_4)\tau(x_4) - (1 - g(x_4))],$$

$$L = \frac{1}{I_c}[(x_3 - x_{3d} + x_4)\tau(x_4) - (1 - g(x_4)) + \frac{rg(x_4)}{V_x}].$$

4.4 系统稳定性分析

定理 1 考虑飞机防滑刹车系统(19), 复合滑模面设计为式(20), 控制律设计为式(30)(33), 如果满足 $\varepsilon \geq \frac{1}{m}\zeta_N, k > 0, \varepsilon_1 > 0, k_1 > 0, \varepsilon_r > 0, k_r > 0$, 那么飞机防滑刹车系统(19)是稳定的.

此定理证明将分两步进行, 首先分析复合滑模面(20)的可达性, 其次证明在复合滑模面上, 飞机防滑刹车系统(19)的稳定性.

步骤 1 定义Lyapunov函数为

$$V_1 = V_f + V_1 + V_r, \quad (34)$$

式中: $V_f = \frac{1}{2}s_f^2 + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\omega}^T\tilde{\omega}, V_1 = \frac{1}{2}s_1^2, V_r = \frac{1}{2}s_r^2.$

对纠偏滑模面 s_f 求导并将控制律(30)代入得

$$\dot{s}_f = \frac{-V_x\Omega - F_y - F_{y1} - F_{yr} + F_z}{m} + \frac{\rho_\delta V_x^2}{2m}\delta = \frac{1}{m}\tilde{F} - \varepsilon \text{sgn}s_f - ks_f, \quad (35)$$

式中 $\tilde{F} = F_z - \hat{F}_z = \tilde{\omega}^T h(z) + \zeta.$

对 V_f 求导可得

$$\dot{V}_f = s_f \dot{s}_f + \frac{1}{\gamma}\tilde{\omega}^T \dot{\tilde{\omega}} = \tilde{\omega}^T \left(\frac{1}{m}s_f h(z) + \frac{1}{\gamma}\dot{\tilde{\omega}} \right) - s(\varepsilon \text{sgn}s_f + ks_f - \frac{1}{m}\zeta), \quad (36)$$

将式(28)代入式(36)得

$$\dot{V}_f = s(-\varepsilon \text{sgn}s - ks + \frac{1}{m}\zeta) - \varepsilon|s| - ks^2 + \frac{1}{m}\zeta s, \quad (37)$$

分别对 V_1, V_r 求导并将控制律(33)代入得

$$\dot{V}_1 = s_1 \dot{s}_1 = -\varepsilon_1 |s_1| - k_1 s_1^2, \quad (38)$$

$$\dot{V}_r = s_r \dot{s}_r = -\varepsilon_r |s_r| - k_r s_r^2, \quad (39)$$

对式(34)求导并将式(37)–(39)代入得

$$\dot{V}_1 = \dot{V}_f + \dot{V}_1 + \dot{V}_r = -\varepsilon|s| - ks^2 + \frac{1}{m}\zeta s - \varepsilon_1 |s_1| - k_1 s_1^2 - \varepsilon_r |s_r| - k_r s_r^2, \quad (40)$$

当 $\varepsilon \geq \frac{1}{m}\zeta_N, k > 0, \varepsilon_1 > 0, k_1 > 0, \varepsilon_r > 0, k_r > 0$ 时, 有

$\dot{V}_1 \leq 0$, 故飞机防滑刹车系统(19)的状态轨迹可在有限时间内到达复合滑模面(20).

步骤 2 由第1步证明可知, 复合滑模面(20)可达, 当飞机防滑刹车系统(19)的状态轨迹到达复合滑模面(20)时, $s = 0, \dot{s} = 0$ 成立.

当 $x_4 \geq 0$ 时, 系统等效控制律为

$$\begin{cases} \delta_{\text{eq}} = -\frac{2(-V_x\Omega - F_y - F_{y1} - F_{yr} + \hat{F}_z)}{\rho_\delta V_x^2}, \\ P_{\text{leq}} = -\frac{I_c[T_0(1-x_3) - F_x - F_{x1} - F_{xr} - \Omega x_1]}{mr} + r(u_1 N_{11} - u_r N_{1r}), \\ P_{\text{req}} = -\frac{I_c[T_0(1-x_3) - F_x - F_{x1} - F_{xr} - \Omega x_1]}{mr}, \end{cases} \quad (41)$$

将式(41)代入系统(19)可得

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \frac{1}{m}\tilde{F}_z, \\ \dot{x}_2 = -\frac{T_0}{mV_x}x_2 + \frac{T_0}{mV_x}x_3, \\ \dot{x}_3 = 0, \\ \dot{x}_4 = 0. \end{cases} \quad (42)$$

定义Lyapunov函数为

$$V_2 = \frac{1}{2}x_1^2 + \frac{1}{2}(x_2 - x_3)^2 + \frac{1}{2}x_4^2, \quad (43)$$

对 V_2 求导可得

$$\dot{V}_2 = x_1 \dot{x}_1 + (x_2 - x_3)(\dot{x}_2 - \dot{x}_3) + x_4 \dot{x}_4 = -\frac{T_0}{mV_x}(x_2 - x_3)^2, \quad (44)$$

式中: $T_0 > 0, m > 0, V_x > 0$, 则 $\dot{V}_2 \leq 0$, 故当 $x_4 \geq 0$ 时, 飞机防滑刹车系统(19)是稳定的.

当 $x_4 < 0$ 时, 系统等效控制律为

$$\begin{cases} \delta_{\text{eq}} = -\frac{2(-V_x\Omega - F_y - F_{y1} - F_{yr} + \hat{F}_z)}{\rho_\delta V_x^2}, \\ P_{\text{leq}} = -\frac{I_c[T_0(1-x_2) - F_x - F_{x1} - F_{xr} - \Omega x_1]}{mr}, \\ P_{\text{req}} = -\frac{I_c[T_0(1-x_2) - F_x - F_{x1} - F_{xr} - \Omega x_1]}{mr} - r(u_1 N_{11} - u_r N_{1r}). \end{cases} \quad (45)$$

将式(45)代入系统(19)可得

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \frac{1}{m}\tilde{F}_z, \\ \dot{x}_2 = 0, \\ \dot{x}_3 = \frac{T_0}{mV_x}x_2 - \frac{T_0}{mV_x}x_3, \\ \dot{x}_4 = 0. \end{cases} \quad (46)$$

定义Lyapunov函数为

$$V_3 = \frac{1}{2}x_1^2 + \frac{1}{2}(x_2 - x_3)^2 + \frac{1}{2}x_4^2, \quad (47)$$

对 V_3 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= x_1\dot{x}_1 + (x_2 - x_3)(\dot{x}_2 - \dot{x}_3) + x_4\dot{x}_4 = \\ &= -\frac{T_0}{mV_x}(x_2 - x_3)^2, \end{aligned} \quad (48)$$

其中: $T_0 > 0, m > 0, V_x > 0$, 则 $\dot{V}_3 \leq 0$, 故当 $x_4 < 0$

时, 飞机防滑刹车系统(19)是稳定的.

综上所述, 采用控制律式(30)(33)时, 飞机防滑刹车系统(19)是稳定的.

飞机防滑刹车控制总体框架如图4所示. 本文在非对称飞机防滑刹车模型的基础上提出一种基于平衡补偿滑模策略的飞机纠偏与制动协同控制方法, 各功能模块相互配合, 实现飞机地面滑跑过程的防滑制动与跑道纠偏控制.

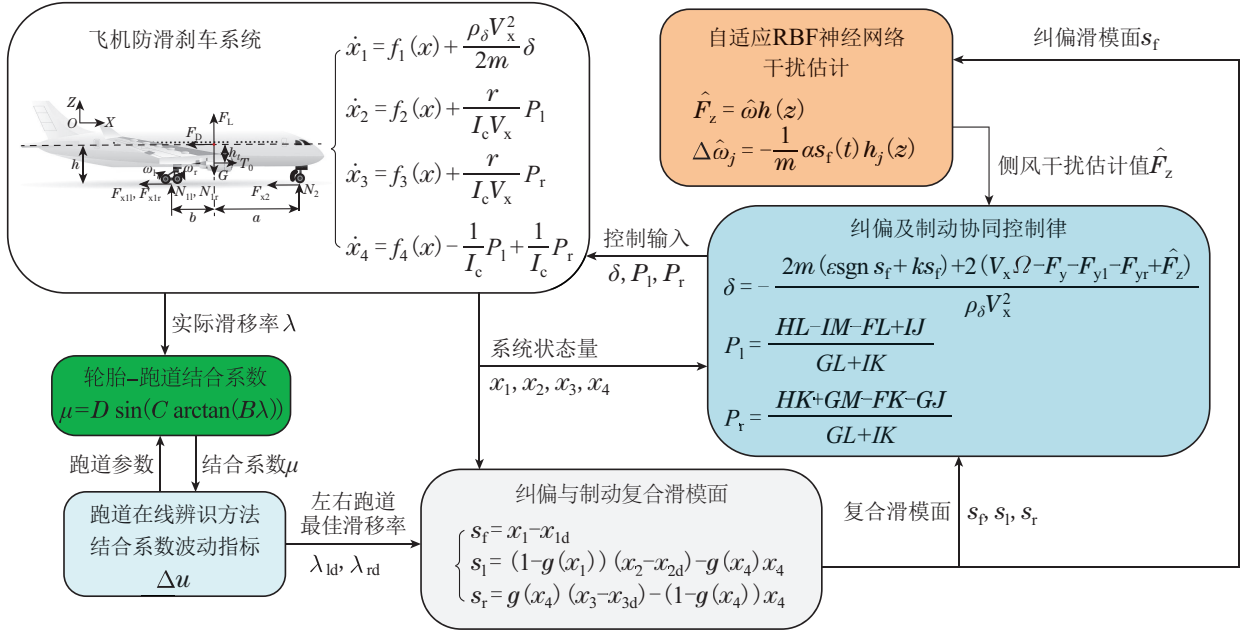


图4 飞机防滑刹车控制总框图

Fig. 4 General block diagram of aircraft antiskid brake control

5 仿真验证

为验证所建的模型与控制律的有效性, 基于文献[22]的飞机模型参数在MATLAB环境中进行仿真验证, 设置飞机重量 $m = 17256 \text{ kg}$, 前轮和左右主轮侧偏刚度 $K_n = 15363 \text{ N/rad}$, $K_m = 17747 \text{ N/rad}$, 飞机着陆初始纵向速度 $V_x(0) = 72 \text{ m/s}$, 双侧主轮初始角速度 $\omega(0) = 180 \text{ rad/s}$, 控制器参数 $\epsilon = 8, k = 30, \epsilon_l = 1.1, k_l = 5, \epsilon_r = 1.1, k_r = 5$, RBF神经网络参数 $b_j = 3$, $c_j = \begin{bmatrix} -2 & -1 & 0 & 1 & 2 \\ -2 & -1 & 0 & 1 & 2 \end{bmatrix}$, 仿真步长 $\Delta t = 0.01 \text{ s}$, 结合系数波动阈值参数 $(u'_{\text{dry}})_{\text{max}} = 1.7, (u'_{\text{wet}})_{\text{max}} = 0.6, (u'_{\text{ice}})_{\text{max}} = 0.3$, 当飞机纵向速度 V_x 小于 5 m/s 时飞机停止制动.

此外, 为证明本文所提出方法的有效性, 本文设计传统滑模控制方法进行对比验证, 传统控制方法不考虑飞机左右主轮的平衡补偿, 左右主轮控制目标均为跟踪最佳滑移率, 仿真结果如下所示.

仿真结果1 跑道在线辨识.

左右主轮跑道仿真环境设置为: 0-6 s为干跑道环

境, 6-10 s为湿跑道环境, 10 s后为冰跑道环境, 仿真结果如图5所示. 由图5可以看出, 在跑道切换条件下, 本文提出的跑道辨识方法能迅速准确的在线辨识跑道环境.

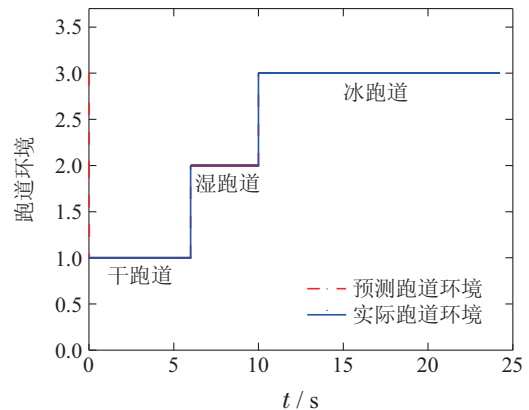


图5 跑道辨识结果

Fig. 5 Runway identification results

仿真结果2 纠偏与制动协同控制.

定义飞机的侧风干扰力计算公式为^[23]

$$F_z = \rho S C_w V_{wind}^2, \quad (49)$$

式中: ρ 为空气密度, S 为机翼面积, C_w 为侧风系数, V_{wind} 为侧风速度.

侧风干扰一般为慢时变干扰, 并且飞机在降落过程中, 通常5级以下的风速不会影响飞机降落, 6-8级大风视风向而定, 9级以上的大风飞机停飞, 以B737飞机为例, 干跑道下侧风限制标准为15 m/s, 湿跑道下侧风限制标准为12 m/s.

基于参考文献[24]的侧风干扰模型, 考虑侧风干扰的慢时变性以及侧风限制标准, 设计侧风速度如下:

$$V_{wind} = \begin{cases} \frac{V_m}{2} (1 - \cos \frac{\pi t}{t_m}), & 0 \leq t \leq t_m, \\ V_m (1 + \frac{\sin(\pi(t - t_m))}{100}), & t > t_m, \end{cases} \quad (50)$$

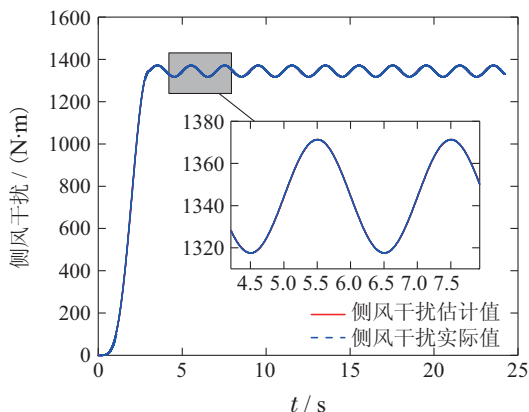
式中: V_m 为侧风最大速度; t_m 为侧风开始时间点. 式(49)和式(50)的具体参数设置为: 空气密度 $\rho = 0.1249 \text{ km/m}^3$, 机翼面积 $S = 50.88 \text{ m}^2$, 侧风系数 $C_w = 0.94$, 侧风最大速度 $V_m = 15 \text{ m/s}$, 侧风开始时间 $t_m = 3 \text{ s}$.

定义最佳滑移率跟踪效率和结合系数制动效率为控制器的效率指标^[25]

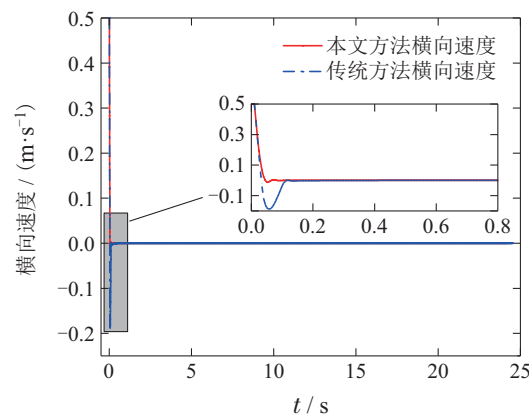
$$\eta_\lambda = 1 - \frac{\int_{t_0}^{t_f} |\lambda(t) - \lambda_d(t)| dt}{\int_{t_0}^{t_f} \lambda_d(t) dt}, \quad (51)$$

$$\eta_\mu = \frac{\int_{t_0}^{t_f} \mu(t) dt}{\int_{t_0}^{t_f} \mu_{max}(t) dt}. \quad (52)$$

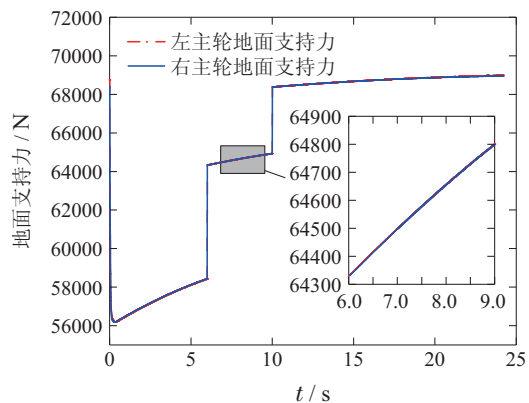
纠偏控制仿真结果曲线如图6所示. 图6(a)给出了侧风扰动情况下的干扰估计仿真结果, 可以看出本文设计的RBF神经网络能够迅速准确地拟合出系统中存在的干扰, 并且拟合误差在合理范围内. 图6(b)给出了本文控制方法和传统控制方法飞机滑跑及纠偏过程中飞机的横向速度, 可以看出相比于传统控制方法, 本文控制方法可以更快地将飞机横向速度控制到零值附近. 图6(c)和图6(d)给出了本文控制方法和传统控制方法飞机双侧主轮地面支持力的变化情况, 可以看出整体上本文控制方法双侧主轮地面支持力波动更小且基本保持一致, 飞机处于负载均衡状态, 纠偏控制效果更显著. 图6(e)给出了本文控制方法和传统控制方法方向舵转角的变化曲线, 由文献[26]可知飞机在地面滑跑过程中方向舵最大转角为 25° , 本文控制方法在整个滑跑及纠偏过程中方向舵转角没有超过上限, 并且最大转角较小, 系统可以进行更有效的纠偏控制.



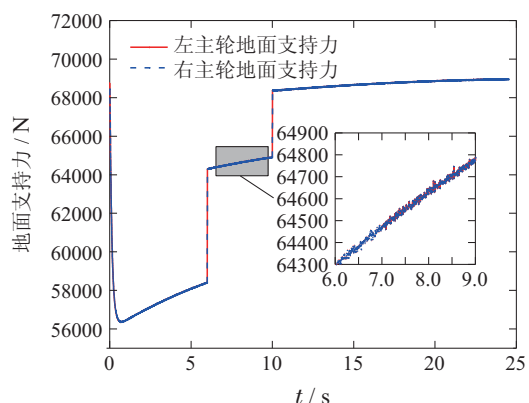
(a) RBF神经网络输出结果



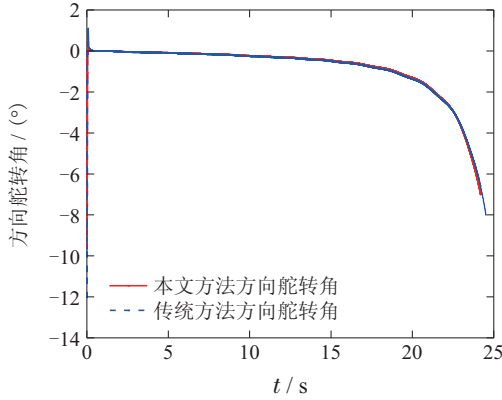
(b) 横向速度



(c) 本文方法主轮地面支持力



(d) 传统方法主轮地面支持力



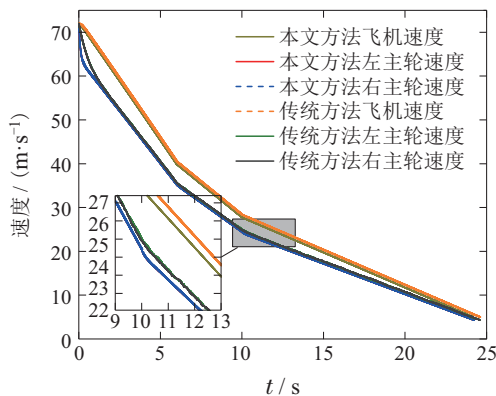
(e) 方向舵转角

图6 飞机纠偏控制仿真结果

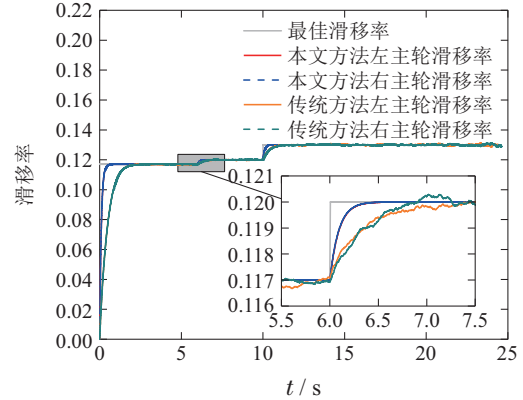
Fig. 6 Simulation results of aircraft deflection control

图7为制动协同控制仿真结果. 图7(a)给出了本文控制方法和传统控制方法飞机速度和双侧主轮速度的变化曲线, 可以看出相比于传统控制方法, 本文控制方法可以更快地降低飞机速度, 并且可以保证协同制动过程中双侧主轮速度一致, 整体上减速平缓, 没有产生较大的波动. 图7(b)–7(d)给出了本文控制方法和传统控制方法跑道切换下左右主轮的滑移率和刹车力矩变化曲线, 可以看出本文控制方法在跑道切换时左右主轮滑移率可以更迅速地跟踪到最佳滑移率, 控制器能够输出最大刹车力矩, 整个过程中左右主轮刹车力矩波动较小并且基本保持一致, 显著提高了系统的制动效率. 飞机刹车性能指标如表4所示: 本文控制方法左右主轮最佳滑移率跟踪效率分别为97.99%, 98.47%, 结合系数制动效率分别为99.13%, 99.10%, 刹车距离为705.28 m, 刹车时间为24.22 s, 传统控制方法左右主轮最佳滑移率跟踪效率分别为94.99%, 95.47%, 结合系数制动效率分别为96.13%, 96.10%, 刹车距离为721.28 m, 刹车时间为24.59 s, 本文控制方法具备更好的制动协同控制效果.

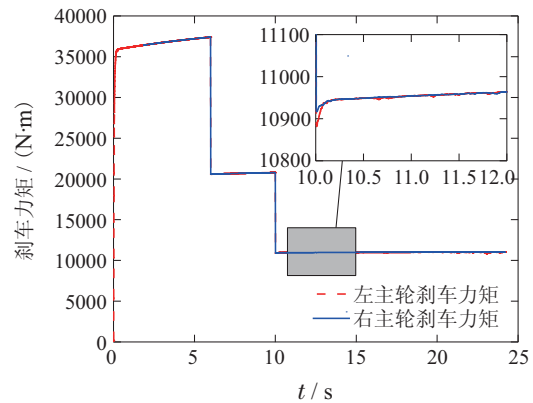
综上所述, 本文建立的非对称飞机防滑刹车模型符合实际的飞机滑跑及纠偏过程, 设计的跑道在线辨识方法、纠偏与制动协同控制器均表现出良好的性能.



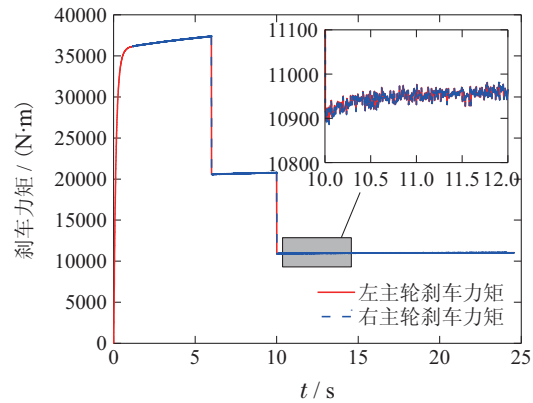
(a) 飞机速度和左右主轮速度



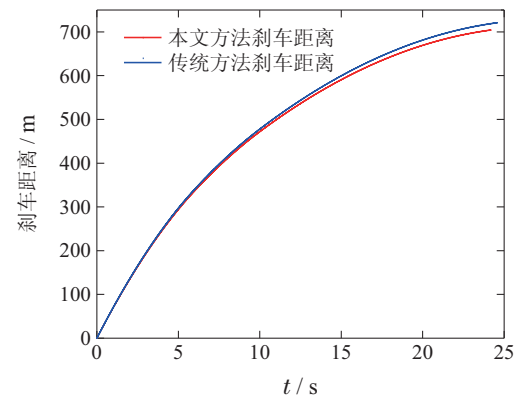
(b) 左右主轮滑移率



(c) 本文方法主轮刹车力矩



(d) 传统方法主轮刹车力矩



(e) 刹车距离

图7 制动协同控制仿真结果

Fig. 7 Simulation results of brake cooperative control

表4 飞机防滑刹车性能指标

Table 4 Performance index of aircraft anti-skid braking

性能指标	本文方法	传统方法
左(右)主轮最佳滑移率跟踪效率/%	97.99(98.47)	94.85(95.24)
左(右)主轮结合系数制动效率/%	99.13(99.10)	96.56(96.41)
刹车距离/m	705.28	721.28
刹车时间/s	24.22	24.59

6 结论

本文研究了非对称条件下飞机防滑刹车与纠偏控制问题,通过综合考虑飞机地面制动过程中侧风干扰及横纵力矩耦合等因素,建立了飞机地面滑跑的非对称动力学模型。在此基础上,设计了基于轮胎-跑道结合系数波动范围特征的跑道在线辨识方法对变跑道环境进行精确在线辨识。此外,设计了自适应RBF神经网络实现对未知侧风干扰的有效估计,并设计了一种基于平衡补偿滑模策略的前轮纠偏与双侧主轮协同制动控制器,实现侧风干扰条件下的防滑制动与跑道纠偏控制。最后通过MATLAB仿真,并与传统滑模控制方法进行对比验证,证明了本文所提出的控制策略能有效避免机轮打滑、抑制飞机偏航,同时提高飞机制动效率,保证飞机平稳安全的运行。

参考文献:

- [1] JIAO Zongxia, BAI Ning, LIU Xiaochao, et al. Aircraft anti-skid braking control technology: A review. *Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica*, 2022, 43(10): 442 – 466.
(焦宗夏, 白宁, 刘晓超, 等. 飞机防滑刹车控制技术综述. 航空学报, 2022, 43(10): 442 – 466.)
- [2] WANG Jian, LIU Wensheng, CHEN Mengqiao, et al. Simulation study on optimal control of aircraft anti-skid brakes. *Computer Simulation*, 2018, 35(11): 77 – 82.
(王舰, 刘文胜, 陈梦樵, 等. 飞机防滑刹车优化控制仿真研究. 计算机仿真, 2018, 35(11): 77 – 82.)
- [3] JACQUET A, CHAMAILLARD Y, BASSET M, et al. Anti-lock braking system using predictive control and on-line tire/road characteristics estimation. *Proceedings of the 17th IFAC World Congress*. Seoul, South Korea: IFAC Proceedings Volumes, 2008: 2099 – 2104.
- [4] SHEN Y A, MAO J F, WU A H, et al. Optimal slip ratio tracking integral sliding mode control for an emb system based on convolutional neural network online road surface identification. *Elections*, 2022, 11(12): 1826.
- [5] ZHANG Leyi, YU Zhuoping, XIONG Lu. Generalized kalman filter-based pavement identification. *Computer Aided Engineering*, 2008, 17(3): 32 – 35, 53.
(张乐祎, 余卓平, 熊璐. 基于广义卡尔曼滤波器的路面辨识. 计算机辅助工程, 2008, 17(3): 32 – 35, 53.)
- [6] ZHAO P, LIANG N, YUAN Z H, et al. The design of adaptive anti-skid control based on the slip rate constraints. *Proceedings of the 3rd International Conference on Mechanical, Control and Computer Engineering*. Huhhot, China: IEEE, 2018: 230 – 235.
- [7] CHEN M Q, XU F R, LIANG X L, et al. MSD-based NMPC aircraft anti-skid brake control method considering runway variation. *IEEE Access*, 2021, 9: 51793 – 51804.
- [8] WANG Jieli. *Modeling and simulation study of machine wheel brake system based on dual-side model*. ChangSha: Central South University, 2014.
(王洁丽. 基于双侧模型的机轮刹车系统建模与仿真研究. 长沙: 中南大学, 2014.)
- [9] JIANG Wei. *Aircraft braking system control and simulation technology under asymmetric load*. Xi'an: North-Western Polytechnical University, 2006.
(姜伟. 非对称载荷下飞机刹车系统控制与仿真技术. 西安: 西北工业大学, 2006.)
- [10] JIANG Wei, XIE Lili, LOU Xuefang. Simulation of aircraft braking system based on two-channel regulation. *Aviation Precision Manufacturing Technology*, 2006, 42(2): 22 – 25, 59.
(姜伟, 谢利理, 雒雪芳. 基于双通道调节的飞机刹车系统仿真. 航空精密制造技术, 2006, 42(2): 22 – 25, 59.)
- [11] DAI Y Q, SONG J, YU L Y, et al. The lateral control during aircraft-on-ground deceleration phases. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105482.
- [12] CHEN B H, JIAO Z X, GE S S. Aircraft-on-ground path following control by dynamical adaptive backstepping. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(3): 1914 – 1925.
- [13] XIONG Piao. Introduction to the effect of side wind on air-craft take-off and landing and the correction principle. *New Technology & New Products of China*, 2019, 11(21): 36 – 37.
(熊飘. 浅谈侧风对飞机起飞着陆的影响及修正原理. 中国新技术新产品, 2019, 11(21): 36 – 37.)
- [14] XU B, WANG D W, ZHANG Y M, et al. DOB-based neural control of flexible hypersonic flight vehicle considering wind effects. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(11): 8676 – 8685.
- [15] TANG Y G, ZHANG X Y, ZHANG D L, et al. Fractional order sliding mode controller design for antilock braking systems. *Neurocomputing*, 2013, 111: 122 – 130.
- [16] DU C L, LI F B, YANG C H, et al. Multiphase-based optimal slip ratio tracking control of aircraft antiskid braking system via second-order sliding-mode approach. *IEEE-ASME Transactions on Mechatronics*, 2022, 27(2): 823 – 833.
- [17] HU X X, WU L G, HU C H, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle. *Journal of Franklin Institute*, 2012, 349(2): 559 – 577.
- [18] HU X X, WU L G, HU C H, et al. Adaptive Fuzzy integral sliding mode control for flexible air-breathing hypersonic vehicles subject to input nonlinearity. *Journal of Science Engineering*, 2013, 26(4): 721 – 734.
- [19] YIN Q Z, NIE H, WEI X H, et al. Aircraft electric anti-skid braking and combined direction control system using co-simulation and experimental methods. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 234(2): 173 – 191.
- [20] BAKKER E, NYBORG L, PACEJKA H. Tyre modelling for use in vehicle dynamics studies. *Society of Automotive Engineers*, 1987, 97(2): 190 – 204.
- [21] QIN B, ZHOU H, DU K, et al. RBF network-based sliding mode control of wind turbine with variable pitch. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2013, 28(5): 37 – 41.
- [22] DU Chenglin. *On variable structure control of aircraft anti-skid braking system*. ShengYan: Northeastern University, 2008.
(杜成林. 飞机防滑刹车系统变结构控制研究. 沈阳: 东北大学, 2008.)

- [23] GAO Zejiang. *Aircraft Design Manual Book 14 – Design of Take-off and Landing Systems*. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.
(高泽迥. 飞机设计手册第14册——起飞着陆系统设计. 北京: 航空工业出版社, 2002.)
- [24] WANG Y Z, DA R A, TEHRANI M G. Adaptive feedforward control for gust-induced aeroelastic vibrations. *Aerospace*, 2018, 5(3): 86.
- [25] LI Fanbiao, HUANG Peiming, YANG Chunhua, et al. Sliding mode control design of aircraft electric brake system based on nonlinear disturbance observer. *Acta Automatica Sinica*, 2021, 47(11): 2557 – 2569.
(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. 自动化学报, 2021, 47(11): 2557 – 2569.)
- [26] LIU Guoqing, LIU Juhong. Failure analysis of rudder deflection limiter for a certain type of aircraft. *Aviation Maintenance and Engineering*, 2021, (3): 72 – 74.
(刘国庆, 刘菊红. 某型飞机方向舵偏角限制装置故障分析. 航空维修与工程, 2021, (3): 72 – 74.)

作者简介:

王远飞 硕士研究生, 目前研究方向为飞机刹车转弯系统控制与优化, E-mail: wangyuanfei@csu.edu.cn;

杜城龙 从事博士后研究工作, 目前研究方向为先进滑模控制理论、分布式强化学习算法、信息物理系统、飞机起降系统控制与技术, E-mail: cheng long_du@csu.edu.cn;

彭浩 从事博士后研究工作, 目前研究方向为飞机防滑刹车系统建模与控制, E-mail: penghao@csu.edu.cn;

李繁飙 教授, 目前研究方向为复杂工业过程智能控制与优化、非连续控制理论及其在飞机起降系统中的应用, E-mail: fanbiaoli@csu.edu.cn;

桂卫华 中国工程院院士, 教授, 目前研究方向为复杂工业过程建模、优化与控制应用、故障诊断与分布式鲁棒控制, E-mail: gwh@csu.edu.cn.