

文章编号: 1674-8190(2024)03-110-10

无人机电静液起落架收放及刹车系统仿真研究

张昊吉¹, 吴超², 林辉³

(1. 陕西航空电气有限责任公司 47 设计研究所, 西安 710076)

(2. 中国航天空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 台州 317700)

(3. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘要: 无人机电静液起落架收放及刹车系统在无人机的起飞、降落和刹车的过程中发挥着至关重要的作用, 随着无人机飞行条件和要求的日益严苛, 传统的液压系统已经无法满足需要。根据电静液作动器的工作原理, 设计一款无人机电静液起落架收放和刹车功能一体化的电静液系统, 将改进的 PID 控制方式运用到起落架收放的控制中, 并且设计两种模糊 PID 控制方式运用于防滑刹车功能中, 在此基础上进行基于 AMESim 和 MATLAB/Simulink 的联合仿真用于验证系统性能, 并对仿真结果进行对比分析。结果表明: 模糊 PID 控制方式控制效果良好, 能够有效地改善无人机电静液起落架收放和刹车过程的稳定性, 使得起落架收放更安全, 刹车效率更高。

关键词: 无人机; 起落架收放; 刹车; 联合仿真; 电静液系统

中图分类号: V279; V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.03.11

Simulation research on electro-hydrostatic landing-gear retracting and releasing system and braking system of UAV

ZHANG Haoji¹, WU Chao², LIN Hui³

(1. 47th Design and Research Institute, AVIC Shaanxi Aero Electric Co., Ltd., Xi'an 710076, China)

(2. Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Taizhou 317700, China)

(3. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The landing-gear retracting and releasing, and braking system of unmanned aerial vehicle (UAV) plays a crucial role in the process of takeoff, landing, and braking of UAVs. With the increasingly stringent flight conditions and requirements of UAV, traditional hydraulic systems can no longer meet the needs. According to the working principle of the electro-hydrostatic actuator, an electro-hydrostatic system integrating the landing-gear retracting and releasing, and braking functions of UAV is designed. The improved PID (proportion integration differentiation) control method is applied to the landing-gear retracting and releasing function, and two fuzzy PID control methods are designed to apply to the anti-skid braking function. On this basis, a co-simulation based on AMESim and MATLAB/Simulink is conducted to verify the system performance, and the simulation results are compared and analyzed. The results show that the fuzzy PID control method has good control effect and can effectively improve the stability of the landing gear retracting and releasing and braking process of UAV, which can make the landing-gear retracting and releasing safer and the braking efficiency higher.

Key words: UAV; landing-gear retracting and releasing; braking; co-simulation; electro-hydrostatic system

收稿日期: 2023-03-28; 修回日期: 2023-11-26

通信作者: 张昊吉(1998-), 男, 硕士, 助理工程师。E-mail: 1474809983@qq.com

引用格式: 张昊吉, 吴超, 林辉. 无人机电静液起落架收放及刹车系统仿真研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(3): 110-119.

ZHANG Haoji, WU Chao, LIN Hui. Simulation research on electro-hydrostatic landing-gear retracting and releasing system and braking system of UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 110-119. (in Chinese)

0 引言

传统的无人机液压系统由于维修复杂和性能不足导致其已经逐渐难以满足越来越复杂的飞行任务,而新型的电静液作动(EHA)系统在能量传输方面采用导线传递电能,完成了从传统的功率液传到功率电传的跨越。由于没有遍布机身的复杂管道,在可靠性、安全性和可维修性等方面具备显著的优势^[1]。同时,保留了液压作动系统功率密度大、快速性好、刚性大的优点,能够在工况复杂和高功率密度的条件下进行工作^[2]。使用电静液作动系统实现大型无人机的起落架收放和刹车功能既能保证起落架按要求完成收放过程,又能优化刹车过程。因此,进行电静液作动器的研究具有重要意义。

国内外一直进行着飞机建模以及电静液系统在飞机上的应用等研究。2001年,国外的 Tunay^[3]建立了飞机轮胎的模型,由于轮胎在实际刹车过程中的半径是不断变化的,从而导致系统的滑移率难以确定;2013年,国内的陶周亮等^[4]进行了盘式全电无人机刹车系统方案的设计和仿真分析,采用计算机辅助的方式搭建了飞机刹车系统设计环境,能够快速地进行方案设计,结果证明此方法能够大幅提升飞机刹车系统方案的设计效率,但是控制效果表明刹车起始阶段和低速阶段的刹车过程存在较大波动,因此,飞机刹车系统的方案设计还需进一步完善,控制效果还需进一步提升;2020年,张晓娟等^[5]以中小型飞机刹车系统为对象,建立了一种电静液刹车系统模型,并且使用 Simulink 进行仿真验证,结果证明此系统具备良好的刹车特性,为以后的电静液刹车系统设计和控制律调试提供了宝贵经验。但是,此模型由于仅使用了一种仿真软件,其仿真条件不够接近真实情况,而近年来软件联合仿真技术突飞猛进,设计一种接近真实的联合仿真的飞机模型仿真系统具有必要性。

起落架收放和刹车一体化的电静液系统可以做到用一个设备实现两项功能,这大幅减小了系统质量,提高了安全性和可维修性,在多学科的软件联合仿真中可以在一个非常接近真实情况的条件下进行一体化机构的性能验证,目前这种系统的联合仿真研究并不完备。本文设计一种电静液

系统,在 Simulink 和 AMESim 两个仿真平台上对无人机刹车和起落架收放过程进行联合仿真,并对该系统的性能进行验证。

1 系统整体组成及原理

整个电静液系统由电静液作动系统和控制系统两部分组成,其中电静液作动系统在 AMESim 软件中进行模型搭建,控制系统的模型则在 Simulink 中实现。系统整体原理图如图 1 所示,电静液作动系统主要由电机、液压泵、各种液压阀、起落架作动筒和刹车液压缸组成;控制系统根据采集的电机转速、电流、液压压力等信号形成闭环控制,用于调整电机转速,以达到实时控制刹车压力实现防滑刹车和控制起落架安全收放的目的。

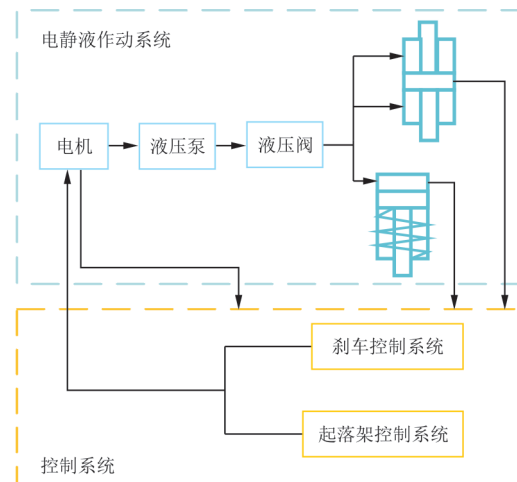


图1 系统整体原理图

Fig. 1 System entire diagram

起落架收放过程:起落架放下时,电机带动液压泵将油箱中的液压油打入起落架作动筒的上方,在液压的作用下放下起落架,作动筒下方的液压油则通过液压阀回到油箱,当起落架放下到位锁锁死后,完成放下过程。起落架收起过程与放下过程相反。

刹车过程:开始刹车时,电机正转,带动液压泵将液压油打入刹车液压缸内,刹车装置液压升高,无人机开始刹车;防滑松刹时,电机反转,液压泵将刹车液压缸中的液压油吸回油箱,刹车压力迅速下降,无人机松刹。

起落架控制是以给定的起落架作动筒位移速度为控制目标,刹车控制则是以最佳滑移率为控制目标。

2 联合仿真技术

2.1 联合仿真技术概述

随着计算机仿真技术的发展,越来越多的仿真软件被应用到实际工程中,而仿真对象也越来越趋于复杂化和多学科化,且在不同学科与领域之间的交叉耦合作用也愈发明显。采用多软件的联合仿真可以结合各个软件的优势,针对系统进行力学、液压学、运动学的分析,使得设计出的系统性能达到最优。在进行仿真分析时,可以通过不同软件中的变量进行对比分析,大幅提高仿真效率^[6]。

联合仿真技术既能实现单个软件的功能,又能实现多软件的数据交互,使软件之间即是互相独立的又是紧密联系的,这种先进的仿真技术已经成为全球应用的大趋向,越来越广泛地应用到工程实践中。

2.2 AMESim-Simulink 联合仿真

起落架收放及刹车一体化系统是基于 AMESim 和 Simulink 软件进行联合仿真的,两个软件各有各的优势,联合仿真可以将两种软件的优势发挥出来。

MATLAB/Simulink 是最常见的图形化仿真软件之一,模型建立方便、高效,模型库丰富多样,语法简单明了^[7],但是在 Simulink 中对较为复杂的液压系统进行建模较为困难,因为需要对 Simulink 中的相应模块进行繁琐的流体力学计算。采用 Simulink 进行建模、仿真不仅困难,而且难以复原系统的真实特性^[8]。AMESim 软件是针对液压、机械、电气等学科领域的专业仿真建模软件,软件中不同领域的元件之间可以很方便地通过软件自带的物理接口实现连接^[9]。在搭建整个系统的仿真模型时,使用 AMESim 软件搭建电静液作动部分的模型,实现液压过程,在 Simulink 中搭建控制部分和机体跑道部分的模型,将控制算法和通过分析得出的数学模型公式以模块化的形式实现。将两个软件模型连接,实现联合仿真,既发挥了 AMESim 在液压系统建模方面的优势,又充分发

挥了 Simulink 的数据处理能力^[10]。

AMESim 和 MATLAB/Simulink 的联合仿真是在 AMESim 中创建接口图标与 Simulink 的 S 函数连接实现的^[11-12]。AMESim 自带与其他软件的交互模块,可以选择联合仿真的形式并且设置输入、输出量。联合仿真的具体操作是在两个软件模型建立完毕后,先在 AMESim 中点击 interfaces,找到 create interface block 选项后,便会弹出软件交互模块的设置对话框。首先要确定联合仿真的类型,然后才能设置 AMESim 与 Simulink 交互的输入、输出量的个数及名称。

完成 AMESim 部分模型后,将模型文件保存为名称加“_”的形式,之后在 Simulink 中就可以将交互模块以 S 函数的形式调用出来。实现方式是先在模块库中打开 S 函数模块,然后将此 S 函数命名为模型名称加“_”的形式,即可将其识别为 AMESim 中的相应模型,再将相应接口与模型中的对应位置连接即可。

全部模型搭建完毕后,在 AMESim 中直接运行仿真,打开 Simulink 的模型并启动仿真开始,便实现了两个软件的联合仿真。

3 电静液系统模型

3.1 电静液作动系统模型

无人机上的液压作动系统需要为起落架收放系统、刹车系统和舵机系统等提供动力^[13]。因此液压油路会遍布整个机身,使得机身质量大幅增加。依据大型无人机的性能要求,设计一种体积小、易维修、性能强的电静液作动系统,去除了复杂的管路,通过控制电机实时转速来完成功率的传递,这种集起落架收放和刹车一体化的电静液作动系统可以同时实现两项功能,大幅减小了系统质量。

在设计电静液作动系统的时候,首先要满足一个系统同时实现起落架收放与刹车的功能,并且系统不能过于复杂,还要达到刹车防滑和起落架按时收放的技术指标,依据这些要求设计的电静液作动系统的详细结构图如图 2 所示。

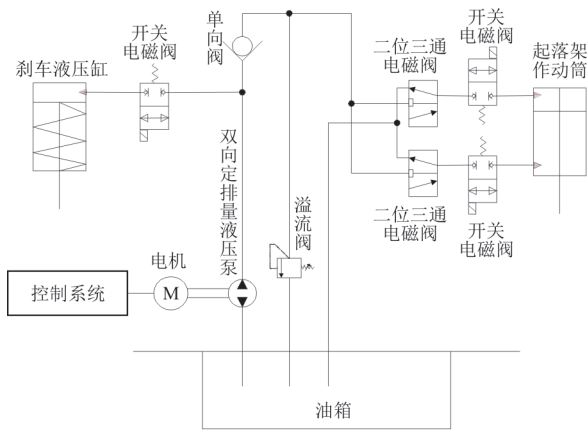


图2 电静液作动系统结构图

Fig. 2 Structure diagram of electro-hydrostatic system

当起落架放下时,首先将作动筒上方对应的二位三通电磁阀通电打开,然后将两个开关电磁阀都通电打开,作动筒速度传感器的速度输入三闭环控制系统中控制电机旋转带动液压泵打油,油液经过单向阀、电磁阀和二位三通电磁阀从作

动筒的上入油口进入,作动筒的上腔产生压力,下腔油液排出,经过二位三通电磁阀和开关电磁阀流回油箱,起落架在作动筒活塞运动下,在要求时间内完成放下动作。

起落架收起与放下的流程基本相反,给作动筒下方对应的二位三通电磁阀和两个开关电磁阀通电打开,此时液压油从作动筒下入油口进入,作动筒下腔产生压力,上腔油液排出,同样经过二位三通电磁阀和开关电磁阀流回油箱。起落架在作动筒活塞运动下收起起落架。

刹车开始时,先将开关电磁阀和二位三通电磁阀开通,控制器根据刹车四闭环控制系统驱动电机带动泵转动,将高压油液打入液压缸用于提供刹车压力,若需要松刹,则电机反转,油液从液压缸抽出,液压缸压力迅速下降。

根据这一设计方案,在AMESim软件中搭建整个电静液作动系统模型,如图3所示。

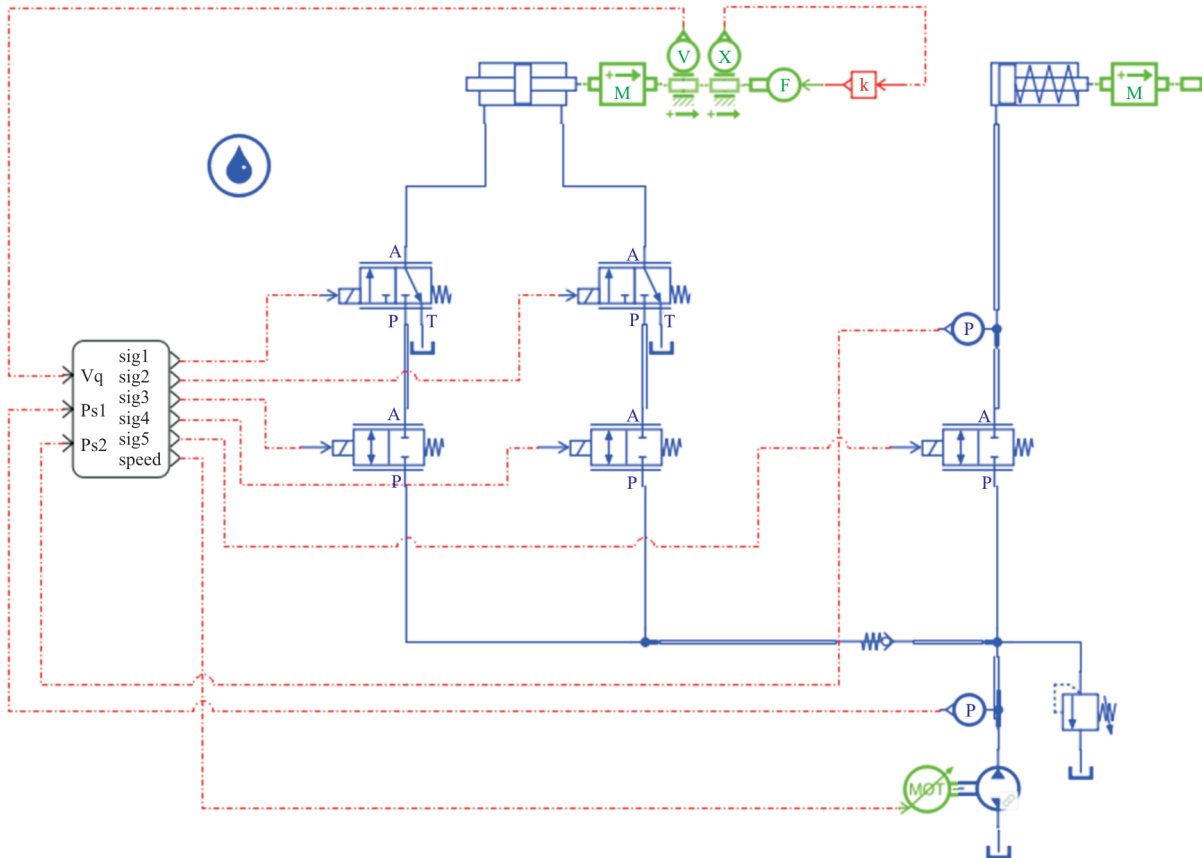


图3 电静液作动系统 AMESim 模型

Fig. 3 AMESim model of electro-hydrostatic system

3.2 机体动力学模型

无人机在刹车过程中,受到航行方向的力有:剩余推力 T_0 ,阻力伞阻力 F_s ,空气阻力 F_x ,主轮、前轮地面结合力 f_1, f_2 ;垂直方向受的力有:机体重力 G ,空气升力 F_y ,主轮、前轮地面支撑力 N_1, N_2 ;同时,无人机还会以机体重心为轴存在一个转动惯量。在不考虑机体弹性变形和地面曲率等因素下,可以得到无人机机体动力学受力图如图 4 所示。

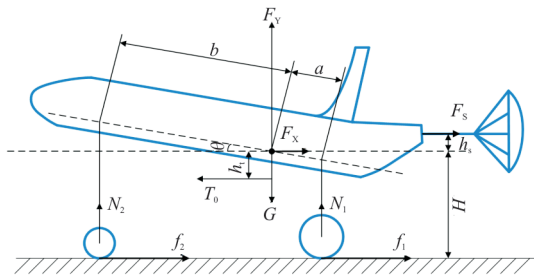


图 4 无人机本体动力学模型

Fig. 4 UAV body dynamics model

根据牛顿第二定律和转动定律对机体进行三个自由度的受力分析,可以得到如下方程组。

$$\begin{cases} T_0 - F_s - F_x - f_1 - f_2 = M\ddot{X} \\ G - F_y - N_1 - N_2 = M\ddot{Y} \\ N_2 \cdot b \cos \theta + F_s(h_s + h_t) - N_1 \cdot a \cos \theta - \\ T_0 h_t - f_1 H - f_2 H = I\ddot{\theta} \end{cases} \quad (1)$$

各个方向受到的力遵循如下公式:

$$\begin{cases} T_0 = T_1 + K_v v \\ F_x = \frac{1}{2} \rho C_D S v^2 \\ F_y = \frac{1}{2} \rho C_L S v^2 \\ F_s = \frac{1}{2} \rho C_S S_S v^2 \\ f_1 = \mu_1 N_1 \\ f_2 = \mu_2 N_2 \end{cases} \quad (2)$$

式中: M 为无人机质量; X 为滑跑距离; Y 为重心高度变化量; S 为机翼面积; b 为前轮到重心水平距离; θ 为俯仰角; h_s 为阻力伞到重心距离; h_t 为发动机到重心距离; H 为重心到地面高度; K_v 为发动机

推力速度系数; T_1 为剩余推力; v 为无人机机速; ρ 为空气密度; C_D 为空气阻力系数; C_L 为空气升力系数; a 为主轮到重心水平距离; C_S 为阻力伞阻力系数; S_S 为阻力伞面积; μ_1 为主轮结合系数; μ_2 为前轮结合系数。

3.3 地面结合系数模型

无人机刹车过程中,导致最终刹停的主要原因就是地面结合力,而影响结合力的两大因素就是结合系数和机体质量,因此在机体质量一定的情况下,分析结合系数的大小尤为重要。资料显示,结合系数受到滑移率、跑道类型、轮胎材质、机体速度、机体载荷等各种因素的影响,是高度复杂的非线性变化量^[14],其中滑移率是影响最大的变量^[15]。经过大量的实验论证,结合系数和滑移率之间的关系式如式(3)所示。

$$\mu = D \times \sin[C \times \arctan(B \times s)] \quad (3)$$

式中: D 为峰值因子; C 为刚度因子; B 为曲线形状因子; μ 为地面结合系数; s 为滑移率。

结合系数在滑移率从0~1的过程中是一个先增加到最大然后减小的变化趋势。通过结合系数与滑移率的物理意义分析,可以估计出 B 和 s 之间的关系,然后估算出 C 的大概范围,之后使用迭代搜索将参数的对应数值找出,在对照公式便可以获得结合系数和滑移率之间的关联程度。

3.4 机轮运动模型

无人机落地滑行的过程中,机轮与地面可能出现三种运动状态:机轮轮速与机体速度相等的纯滚动状态、机轮抱死的纯滑动状态、滚动与滑动同时存在的运动状态^[16]。而在刹车的过程中,机轮处于第三种状态。

当无人机开始滑跑刹车后,机轮受到刹车系统提供的刹车力矩,使得轮速降低而低于机体速度,此时产生了地面结合力矩,机轮转动的状态是由刹车力矩和结合力矩来共同决定的,刹车力矩使机轮减速,而结合力矩使机轮加速机体、速度降低。在刹车过程中,对机轮进行受力分析,机轮的受力情况如图 5 所示。

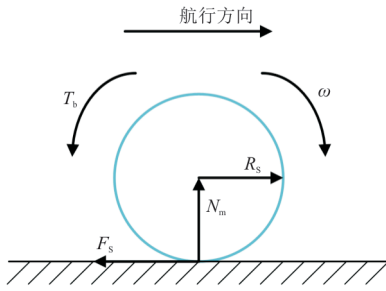


图5 机轮受力情况图
Fig. 5 Wheel stress diagram

根据图4~图5可以分析得出机轮在刹车过程中的运动方程为

$$J\dot{\omega} = R_s \times F_s - T_b = \mu_m \times N_m \times R_s - T_b \quad (4)$$

式中: J 为机轮的转动惯量; $\dot{\omega}$ 为机轮角加速度; R_s 为机轮转动半径; F_s 为跑道对机轮的结合力; T_b 为刹车力矩; μ_m 为跑道结合系数; N_m 为作用于机轮的垂直力。

由此可见,机轮受到刹车力矩和结合力矩两个因素的影响,因此想要了解机轮的速度变化,就要知道两个力矩的差值,还要注意的,考虑到横向刚度对起落架的影响,机体纵向方向会产生一个轮轴速度 V_{zx} ,这个速度是由无人机速度和轮轴处的起落架变形产生的航向振动速度矢量叠加而成,这个速度对机轮速度也会产生影响,根据上述分析,可以进一步得到机轮的速度公式。

$$\dot{\omega} = \frac{M_j - M_s}{J} + \frac{V_{zx}}{R_g} \quad (5)$$

$$V_x = \omega \times R_g \quad (6)$$

式中: ω 和 $\dot{\omega}$ 分别为机轮角速度和角加速度; V_{zx} 为沿机体纵向的轮轴速度; M_j 为地面结合力矩; M_s 为刹车力矩; V_x 为机轮的线速度; R_g 为机轮的实际半径。

3.5 刹车机构模型

刹车装置的作用就是将液压压力转化为实际加在刹车盘上的压力。刹车装置位于机轮的轮毂腔内,静盘固定在刹车壳体与轮轴相连,不跟随机轮转动,动盘则跟随机轮一起转动。在刹车时,液压压力推动动盘和静盘产生挤压,生成刹车力矩从而实现刹车。一旦机轮没有刹车压力,那么静

盘和动盘将会在一个活塞回力弹簧的作用下分开,并且产生一段间隙,因此在计算刹车压力时,要先将弹簧的预紧力抵消,剩余的刹车压力才算作用到刹车中,其次还需要考虑液压阻尼以及摩擦等因素。刹车压力到作用在刹车盘上的力的关系曲线就形成了一个滞环^[17],具体关系可用式(7)表示。

$$P = \begin{cases} 0 & (P_b < P_0) \\ k_2(P_b - P_0) & [P_0 \leq P_b < (P_1/k_2 + P_0)] \\ P_1 & [(P_1/k_2 + P_0) < P_0 < r_p] \\ P_1 & [r_p \leq P_b < (P_1/k_1 + P_0)] \\ k_1(P_b - P_0) & [(P_1/k_1 + P_0) \leq P_b \leq P_m] \end{cases} \quad (7)$$

k_1, k_2 的含义如式(8)所示。

$$\begin{cases} k_1 = P_m / (P_m - P_0) \\ k_2 = P_m / (P_x - P_0) \end{cases} \quad (8)$$

式中: P 为作用在刹车盘上的压力; P_b 为输入的液压压力; P_m 为最大的刹车盘刹车压力; P_0 为最小液压压力; P_m 为最大液压压力; P_1 为前一次刹车盘上的压力; r_p 为前一次液压压力; P_x 为最大迟滞刹车压力。

4 电静液系统控制策略设计

4.1 起落架收放系统控制策略

起落架收放控制系统通过控制电机的转速从而使起落架的收放动作尽可能成为一个平稳而快速的过程。系统采用经典的PID控制策略,PID控制器由比例环节、积分环节和微分环节三个部分组成^[18],这种控制方式适应性好、简单明了且控制效果比较理想。

为了防止积分环节产生积分饱和现象,系统引入抗积分饱和和积分分离的PID控制。的积分饱和就是指系统存在某一方向的偏差,积分环节的作用使得PID控制器的输出超出了最大范围的值或者低于最小范围的值,从而进入了饱和区^[19];积分分离则是在控制过程中设定一个阈值,如果误差值超过了阈值,则此时取消积分的作用,如果误差的值小于阈值,再将积分的控制作用加入。起落架收放控制的整体原理图如图6所示。

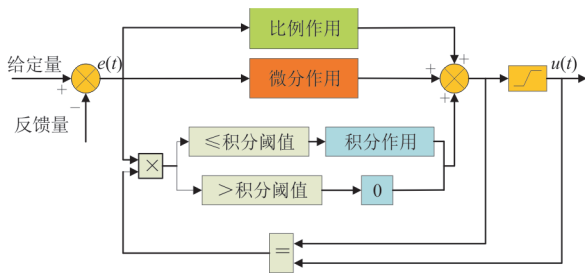


图6 积分分离及抗积分饱和PID原理图
Fig. 6 Integral separation and anti-integral saturation PID schematic diagram

4.2 刹车系统控制策略

影响结合系数的因素中, 滑移率的作用是最大的, 因此刹车系统采用将滑移率调节在最佳的方式进行控制。

在设计防滑刹车控制策略的时候, 考虑到传统的PID控制方式的迅速有效、控制精度高, 而模糊控制又有鲁棒性好, 便于利用人的经验知识和强非线性控制能力等优点, 因此将两个控制方法融合便可以得到控制效果优异的模糊PID控制方式, 结合两种控制各自优势的模糊PID控制适合应用到高阶非线性的飞机防滑刹车系统中。

本文对两种模糊PID控制方式分别进行设计。

4.2.1 混合结构模糊PID

本文参考文献[20], 设计一种fuzzy PI+fuzzy ID型混合结构模糊PID控制器, 将增量型PID的控制方式记为形如“PI+ID”的形式。

$$\begin{cases} u(k) = u(k-1) + \Delta u_1(k) + \Delta u_2(k) \\ \Delta u_1(k) = K_p \Delta e(k) + \frac{1}{2} K_I T_s e(k) \\ \Delta u_2(k) = \frac{1}{2} K_I T_s e(k) + \frac{K_D}{T_s} \Delta^2 e(k) \end{cases} \quad (9)$$

式中: k 为取样数; $r(k)$ 为给定量; $c(k)$ 为输出量; $e(k)$ 为误差值; $\Delta e(k)$ 为误差的变化率; $\Delta^2 e(k)$ 为误差变化加速度。

根据式(9)可以建立混合结构模糊PID控制器。根据设计的控制器结构, 选取最佳滑移率 σ_D 与实际滑移率 σ 的差, 即滑移率误差 $e(kt)$, 和滑移率误差的变化率 $e_c(kt)$ 作为控制器Fuzzy1的输入变量, 分别乘以归一化的量化因子 M_I 、 M_P 后, 将输入变量从基本论域转换到相应的模糊集论域, 得到Fuzzy1的输入量:

$$\begin{cases} M_I \times e(kt) = M_I \times [r(kt) - c(kt)] \\ M_P \times e_c(kt) = M_P \times \frac{e(kt) - e[(k-1)t]}{T} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $r(kt)$ 和 $c(kt)$ 分别为系统在 k 时刻的给定量和输出量。

结合实际情况, 对滑移率误差和误差的变化率进行归一化量化后的论域均取 $[-L, L]$, 模糊集为{负, 正}, 即{N, P}, 语言值的隶属度函数使用连续三角形隶属度函数。将模糊控制器Fuzzy1的输出变量乘以量化因子就可以得到控制器Fuzzy1的输出, 输出变量的模糊集合定为为{负, 零, 正}, 即{N, Z, P}。

模糊控制器Fuzzy2与Fuzzy1的输入变量不同, Fuzzy2的输入变量为滑移率误差 $e(kt)$ 和滑移率误差变化率的导数 $e_d(kt)$, 量化因子为 M_I 和 M_D , 得到Fuzzy2的输入量为

$$\begin{cases} M_I \times e(kt) = M_I \times [r(kt) - c(kt)] \\ M_D \times e_d(kt) = M_D \times \frac{e_c(kt) - e_c[(k-1)t]}{T} \end{cases} \quad (11)$$

模糊控制器Fuzzy2其他的变量定义及模糊化流程与Fuzzy1类似, 在此不再赘述。

建立模糊控制规则是设计模糊控制器的关键。模糊控制的一大优势就是可以利用专家的控制经验和方法, 因此本文采用模糊集合理论的推理合成规则, 该规则由一条典型伺服响应曲线得到, 选取曲线上的具有代表性的点总结出多条模糊控制规则^[20]。伺服响应曲线如图7所示。

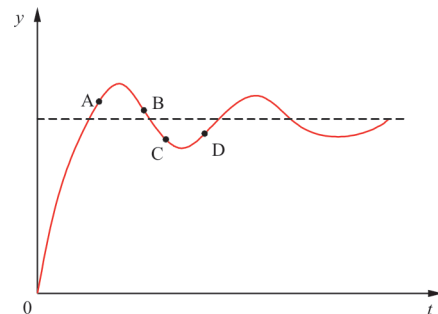


图7 模糊规则分布图
Fig. 7 Fuzzy regular distribution map

对于图7中的A区,控制器Fuzzy1的输入 $e < 0$ 、 $e_c < 0$,控制器Fuzzy2的输入 $e < 0$ 、 $e_d < 0$,曲线呈发散状态,实际滑移率大于最佳滑移率,且误差在增大,因此要降低刹车压力从而减小滑移率误差,需要 $\Delta u_1 < 0$ 、 $\Delta u_2 < 0$ 。

对于图7中的B区和C区,此时曲线呈收敛状态,误差在减小,因此控制量输出应保持不变,需要 $\Delta u_1 = 0$ 、 $\Delta u_2 = 0$ 。

对于图7中的D区,此时曲线仍呈发散状态,实际滑移率小于最佳滑移率,且误差在增大,因此需要增加刹车压力从而减小误差,需要 $\Delta u_1 > 0$ 、 $\Delta u_2 > 0$ 。

4.2.2 参数模糊自整定PID

常规的PID控制是在调试前就将控制系数 K_p 、 K_i 和 K_d 设置好,这样控制性能会一直保持不变,一般会使用分段PID、积分分离、抗积分饱和等方式进行控制优化,而对于时变性较强的飞机防滑刹车系统,一套固定的参数无法满足控制要求,而参数模糊自整定PID控制器可以根据系统误差和误差变化率对PID控制系数实时调整,满足系统的高性能要求。

在防滑刹车系统中,以给定最佳滑移率和反馈的实际滑移率的差值和差值的变化率作为输入,按照一定的模糊控制规则输出模糊量,然后经过过去模糊化后输出PID控制系数 K_p 、 K_i 和 K_d 到PID控制器,通过实时调整参数来优化系统的控制性能,参数模糊自整定PID控制器的控制系数 K_p 、 K_i 和 K_d 在经误差和误差变化率的整定过程中需要采用以下的调整方式。

1) 滑移率误差偏大时

当滑移率误差过大时,为了使系统结合系数尽快达到最优,加快系统的响应, K_p 的取值要相对取大,并且使系统能够避免因为偏差在短时间内迅速增大而引起的微分溢出现象, K_d 要尽量取小,而积分在误差较大时如果取值偏大则会引起系统超调过大,因此 K_i 的取值也要尽可能小。

2) 滑移率误差中等时

当滑移率误差是中等大小时,为了避免系统的超调,同时也要保证滑移率能够以较快的响应速度跟随最佳滑移率,应该适当减小 K_p ,而由于此时微分作用较大,因此应该将 K_d 的值适当取小,至

于 K_i 的取值则取适中大小即可。

3) 滑移率误差偏小时

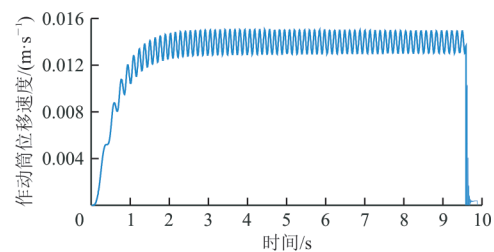
当滑移率误差较小时,此时需要通过比例和积分作用减小系统的稳态误差,因此 K_p 和 K_i 应该适当取大一些,同时为了避免系统滑移率在最佳滑移率附近产生振荡,增强系统的抗干扰能力,应该在误差变化率绝对值较大时将 K_d 取小,通常情况下 K_d 应该取适中值。

5 仿真结果分析

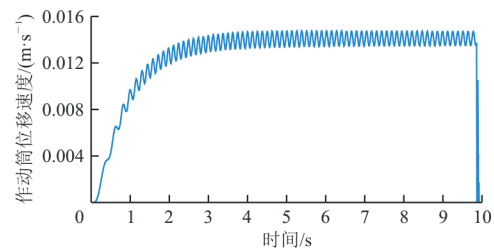
联合仿真配置完成后,在Simulink软件中进行仿真设置,采用连续、定步长的仿真模式,仿真步长为 5×10^{-6} s。整个仿真过程中,可以在AMESim中直接拉取变量观察变化情况图,也可以在Simulink中通过示波器监测变量。

5.1 起落架收放仿真结果分析

根据起落架收放的性能指标要求,考虑到一定的收放时间余量,将期望的作动筒位移速度定为 0.014 m/s。本文对传统PID和加入积分分离与抗积分饱和的改进型PID两种控制方式的控制效果分别进行分析。基于传统PID和改进型PID控制方式下的起落架收放仿真效果对比图如图8所示。



(a) 传统PID控制



(b) 改进型PID控制

图8 作动筒位移速度仿真结果

Fig. 8 Simulation results of actuator displacement velocity

从图8可以看出:两种控制方式下的收放过程都是相对平缓的,两者都能够按照规定时间完成动作。但传统PID控制方式由于没有对控制过程进行优化,导致起落架作动筒的位移速度波动较大,虽然此种方式缩短了收放时间,但是收放速度过快和过大的速度波动容易导致起落架冲击从而产生安全问题。而加入了积分分离和抗积分饱和的改进型PID的控制方式后,起落架的收放时间虽然增加了一些,但收放总时间没有超过最大允许时间,在可接受的范围内。作动筒位移速度在保证时效的前提下更加稳定,收放过程不会有过大的冲击产生,整个收放过程是平缓且安全的。

5.2 刹车仿真结果分析

为了充分验证刹车的控制效果,通过滑移率和结合系数的关系分析,将刹车过程中需要追寻的最佳滑移率设定为 0.113,刹车初速度设为 72 m/s。通过无人机的刹车仿真结果来分析刹车控制效果的优劣,基于传统PID和参数模糊自整定PID、改进型PID控制方式的无人机刹车仿真结果对比图如图9所示。

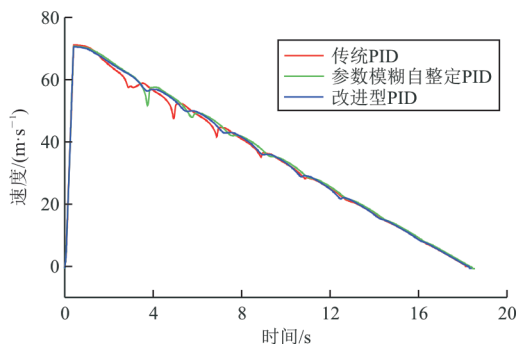


图9 机速轮速仿真结果

Fig. 9 Simulation results of machine speed and wheel speed

从图9可以看出:三种控制方式下的刹车时间和刹车距离都很接近,且较短。这是因为干跑道环境下的地面结合系数可以取到很大,所以结合力矩也可以很大,大幅降低了无人机的刹车时间和距离。传统PID控制方式的滑移率在刹车过程前半段有较大的波动,打滑较深,之后刹车情况基本良好。这是因为刹车起始时机速轮速都很大,为了追寻最佳滑移率,刹车液压压力会在很短的时间内增加到很大,等到机轮打滑时泵电机又会

反转释放机轮速度,上述过程导致了滑移率的波动。参数模糊自整定PID控制方式的刹车过程首次打滑较深,刹车波动较小。这是由于刚开始刹车时的滑移率误差较大,对PID控制参数的调节使得最开始的输出力矩也迅速增大,之后随着参数的智能调整,刹车过程逐渐稳定下来并且滑移率的变化情况较为良好,在这种参数灵活可变的控制方式下刹车系统的调节是精准且快速的,因此可以在做到防滑的前提下尽可能提高刹车效率。改进型PID控制方式的机轮速度呈现出小幅度的波浪型下降趋势,刹车过程相对稳定,因为这种控制方式调节范围大,控制过程智能化强,能够将滑移率误差情况快速反映到给定压力的变化上,比使用单一参数的PID控制方式更加精确、输出量更加合适。

6 结 论

- 1) 两种模糊PID的控制方式相比传统PID在无人机的刹车和起落架收放控制中具有更好的表现。
- 2) 设计的电静液系统使得起落架的整个收放过程更加平稳安全。
- 3) 电静液系统使得无人机的刹车距离缩短,刹车时间减小,大幅减少了刹车过程中机体打滑的情况。
- 4) AMESim和Simulink联合仿真方式使得整个系统考虑的外界条件更加全面,结果更接近真实情况。

参 考 文 献

- [1] 夏立群,朱明君,胡逸雪,等. EHA作动器建模与仿真分析[J]. 机床与液压, 2021, 49(10): 136-142.
XIA Liqun, ZHU Mingjun, HU Yixue, et al. EHA actuator modeling and simulation analysis[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2021, 49(10): 136-142. (in Chinese)
- [2] 赵杰彦,胡健,姚建勇,等. 基于自适应神经网络鲁棒观测器的EHA故障诊断与容错控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(5): 1209-1221.
ZHAO Jieyan, HU Jian, YAO Jianyong, et al. EHA fault diagnosis and fault-tolerant control based on adaptive neural network robust observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(5): 1209-1221. (in Chinese)

- [3] TUNAY I. Antiskid control for aircraft via extremum-seeking[C]// Proceedings of the American Control Conference. Arlington: IEEE, 2001: 665-670.
- [4] 陶周亮, 聂宏, 魏小辉, 等. 飞机刹车系统方案设计及其仿真分析[J]. 航空工程进展, 2013, 4(3): 306-311.
TAO Zhouliang, NIE Hong, WEI Xiaohui, et al. Design and simulation analysis of aircraft braking system scheme [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(3): 306-311. (in Chinese)
- [5] 张晓娟, 史金辉, 王山. 电静液刹车系统仿真研究[J]. 机床与液压, 2020, 48(13): 152-154, 160.
ZHANG Xiaojuan, SHI Jinhui, WANG Shan. Simulation research on electro hydrostatic brake system [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2020, 48(13): 152-154, 160. (in Chinese)
- [6] 郭金中. 基于AMESim软件的流体传动系统联合仿真方法研究[D]. 沈阳: 沈阳工业大学, 2022.
GUO Jinzhong. Research on co-simulation method of fluid transmission system based on AMESim software [D]. Shenyang: Shenyang University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [7] 纪铁铃, 齐海涛, 滕雅婷. 基于AMESim和MATLAB联合仿真的EHA滑模变结构控制分析[J]. 液压与气动, 2016(3): 19-24.
JI Tieling, QI Haitao, TENG Yating. Analysis of EHA sliding mode variable structure control based on AMESim and MATLAB co-simulation[J]. Chinese Hydraulics Pneumatics, 2016(3): 19-24. (in Chinese)
- [8] 王德文, 衣超, 李翠芬, 等. 基于AMESim-Simulink联合仿真的直驱式容积控制系统模糊PID控制研究[J]. 机床与液压, 2021, 49(14): 7-12.
WANG Dewen, YI Chao, LI Cuifen, et al. Research on fuzzy PID control of direct drive volume control system based on AMESim Simulink joint simulation [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2021, 49(14): 7-12. (in Chinese)
- [9] 杨秀萍, 杨璐, 宋阳, 等. 基于AMESim/Simulink的“电液控制工程”教学案例应用[J]. 装备制造技术, 2021(11): 167-169, 187.
YANG Xiuping, YANG Lu, SONG Yang, et al. Application of teaching cases of "electrohydraulic control engineering" based on AMESim/Simulink [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2021(11): 167-169, 187. (in Chinese)
- [10] 刘天豪, 左茂文, 李恒, 等. 基于AMESim和MATLAB的液压缸位置同步控制问题仿真的比较研究[J]. 液压气动与密封, 2010, 30(6): 32-34.
LIU Tianhao, ZUO Maowen, LI Heng, et al. Comparative study on simulation of hydraulic cylinder position synchronization control based on AMESim and MATLAB [J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2010, 30(6): 32-34. (in Chinese)
- [11] ROBERT N. Performance of an electro-hydrostatic actuator on the F-18 systems research aircraft [D]. California, USA: Dryden Flight Research Center, 1997.
- [12] 孙备. 基于AMESim与Matlab/Simulink联合仿真的异步电机矢量控制研究[D]. 长春: 吉林大学, 2013.
SUN Bei. Research on asynchronous motor vector control based on the co-simulation of AMESim and Matlab/Simulink [D]. Changchun: Jilin University, 2013. (in Chinese)
- [13] ZHANG Junhui, CHAO Qun, XU Bing. Analysis of the cylinder block tilting inertia moment and its effect on the performance of high-speed electro-hydrostatic actuator pumps of aircraft [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(1): 169-177.
- [14] 费思聪. 民用飞机防滑刹车系统性能影响因素研究[J]. 中国科技信息, 2019(19): 30-31.
FEI Sicong. Study on influencing factors of performance of civil aircraft anti-skid braking system [J]. China Science and Technology Information, 2019(19): 30-31. (in Chinese)
- [15] SAMADI B, KAZEMI R. Real-time estimation of vehicle state and tire-road friction forces[C]// Proceedings of 2001 the American Control Conference. US: IEEE, 2001: 3318-3323.
- [16] 郑振华. 主起落架特性非对称下的刹车仿真与控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
ZHENG Zhenhua. Research on brake simulation and control under asymmetric main landing gear characteristics [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [17] 彭浩. 飞机刹车综合控制器研究与设计[D]. 长沙: 中南大学, 2011.
PENG Hao. Research and design of aircraft brake integrated controller [D]. Changsha: Central South University, 2011. (in Chinese)
- [18] 张健, 王笑竹. 基于Matlab的无刷直流电动机驱动系统仿真建模[J]. 四川理工学院学报(自然科学版), 2017, 30(2): 16-20.
ZHANG Jian, WANG Xiaozhu. Simulation modeling of brushless DC motor drive system based on Matlab [J]. Journal of Sichuan University (Science & Engineering), 2017, 30(2): 16-20. (in Chinese)
- [19] 朱霖. 无刷直流电机模糊PID控制系统研究[J]. 冶金动力, 2018(7): 63-68, 73.
ZHU Lin. Study on fuzzy PID control system of brushless DC motor [J]. Metallurgical Power, 2018(7): 63-68, 73. (in Chinese)
- [20] 李庆春, 沈德耀. 一种PID模糊控制器(fuzzy PI+fuzzy ID型)[J]. 控制与决策, 2009, 24(7): 1038-1042.
LI Qingchun, SHEN Deyao. A PID fuzzy controller (fuzzy PI+fuzzy ID type) [J]. Control and Decision, 2009, 24(7): 1038-1042. (in Chinese)