

基于 EHA 的多轮系飞机刹车系统的建模与仿真

Modeling and Simulation of Multi-Gear Aircraft Braking System Based on EHA

西北工业大学自动化学院 李玉忍 魏庆

[摘要] 介绍了一种采用电动静液作动器(EHA)代替原有液压作动机构的飞机多轮系防滑刹车系统,在重点分析 EHA 的系统组成原理和工作特性的基础上,建立了 EHA 及多轮系飞机刹车系统的数学模型,采用 Matlab/Simulink 对其进行仿真。仿真结果表明:所建立的模型基本正确,结果与真实刹车基本吻合;采用 EHA 代替液压系统能极大改善飞机刹车性能。

关键词: EHA 飞机刹车系统 多轮系 建模与仿真

[ABSTRACT] An electric hydrostatic actuator for aircraft anti-skid braking system instead of hydraulic pressure system is introduced. The system components principle of EHA and the features of work are described, and the mathematical models of multi-gear braking system and EHA are built up and simulated by Matlab/Simulink. Characteristic curves of simulation show that the whole simulation model is basically right, and the results are basically consistent with the real brake. The braking performance of aircraft can be greatly improved by using EHA instead of hydraulic pressure system.

Keywords: EHA Aircraft braking system Multi-gear Modeling and simulation

随着军用和民用航空工业的进步和发展,飞机机载作动系统将可能使用新型功率电传作动器,主要包括电动静液作动器(Electro-Hydrostatic Actuator, EHA)和机电作动器(Electro-Mechanical Actuator, EMA)两种。采用功率电传作动器的电力作动系统具有效率高,密度比大、驱动负荷能力强,以及响应快、精度高、稳定性好的特点。国外从 20 世纪 60 年代就开始进行这方面的研究,20 世纪 90 年代末 EHA 及 EMA 开始进行飞行试验,获得了初步的成功,并将在联合攻击机(JSF)等新型战斗机中开始装备^[1-2]。国内在这方面的研究刚刚起步,尤其是在国外得到率先发展的 EHA 上。本文提出将所设计的新型机载 EHA 应用在多轮系飞机防滑刹车系统中,分析系统原理和特点,论述其部件和建模方法,并运用 Matlab/Simulink 对其进行仿真。

1 EHA 的方案分析

目前的 EHA 包括定转速变排量,变转速定排量,变转速变排量 3 种形式^[3]。本方案中 EHA 采用电动机-泵复合控制,即变转速变排量型双通道复合控制,以提高作动系统的综合性能。

本方案采用 EHA 刹车机架代替了原有的液压活塞刹车机架,而液压刹车系统的其他一些硬件设备诸如刹车碳盘、转矩管、机轮等仍然保持不变;采用可调速直流无刷电动机和伺服变量泵构成的控制系统,通过带内环反馈的阀控变量缸调节泵斜盘倾角来改变泵的输出流量,同时用可调速的直流无刷电动机调节变量泵转速,通过这种方式来控制伺服泵输出流量 $Q(Q=nq)$ 。由于泵的排量 q 和电动机的转速 n 都可以调节,因此可以预见整个系统会有更大的调节自由度和控制余度,由于这种复合调节的补偿作用,系统的响应速度可望有所提高,其原理图见图 1。

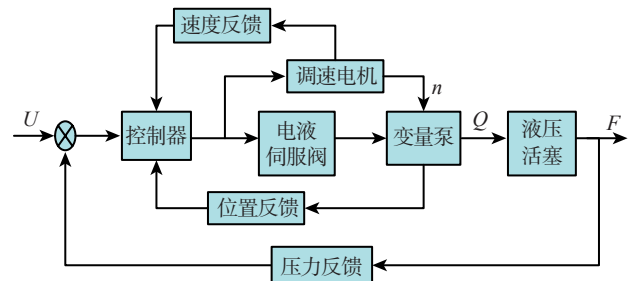


图1 电动机-泵复合控制原理图

Fig.1 Principle of motor-pump compound control

2 EHA 部件及系统模型

由于系统的复杂性,采取了分别研究的方法来解决,下面分别介绍各组成部件的数学模型。

2.1 无刷直流电机转速调节环节模型

无刷直流电机转速调节采用电流和转速双闭环控制。直流电机的电枢电流和输入电压的关系为一阶传递函数,而电机产生的转矩与通过绕组的电流成正比。这样,根据电机绕组的电势平衡方程、电动机转矩平衡方程及绕组的电势和电磁转矩方程^[4],将 T_L 作为系统

外部干扰,输入量为电压信号 U ,输出量为转速 n ,可得电动机模型的方块图,如图 2 所示。其中, T_d 为电机电磁时间常数; D_m 为电机阻尼系数; J 为电机转动惯量。 R_d 为电枢回路总电阻; C_e 为电机结构决定的电势系数; C_m 为电机的转矩常数。

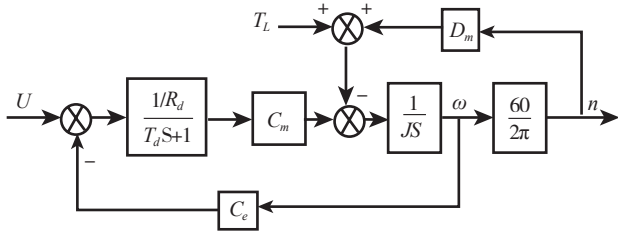


图2 电机模型方块图
Fig.2 Model of motor

2.2 变量泵变量调节机构的建模

变量泵的变量调节机构采用阀控缸的形式,由位移传感器构成反馈,包括变量调节器、伺服放大器、电液伺服阀、变量油缸、变量泵斜盘和位移传感器等部分。根据电液伺服阀特性方程、阀控变量油缸动态特性方程、变量油缸输出位移至斜盘倾角的动态方程等^[5-6],可得伺服变量泵斜盘倾角位置控制回路方块图,如图 3。

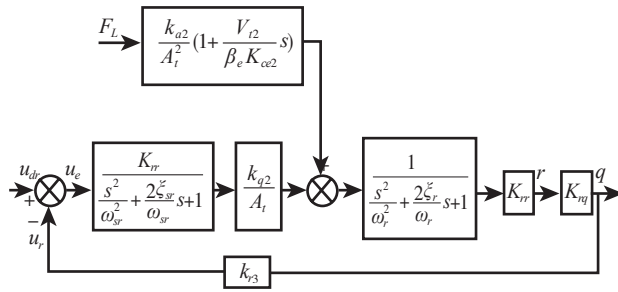


图3 泵斜盘倾角位置控制回路方块图

Fig.3 Block diagram of location control circuit of pump plate angle

其中, K_{q2} 为伺服阀空载流量增益; K_{ce2} 为伺服阀流量-压力系数; A_t 为变量缸活塞面积; V_{i2} 为控制腔容积; F_L 为外负载力; ω_r 为液压固有频率; ζ_r 为液压相对阻尼比; K_{rr} 为变量缸位移至斜盘倾角变换系数; U_{dr} 为变量泵系统的控制输入电压; K_{r3} 为斜盘倾角反馈系数; u_{sr} 为伺服阀等效二阶振荡环节固有频率; ζ_{sr} 为伺服阀等效二阶振荡环节相对阻尼比; u_e 为斜盘倾角偏差电压; β_e 为系统有效体积弹性模数; K_{rq} 为泵的角排量; u_r 为斜盘倾角反馈电压。

2.3 作动器建模

建立作动器模型要综合考虑一些参数之间的关系。输入的流量方程:

$$Q_f = q_p n$$

$$q_p = K_{rq} \gamma$$

液压缸的流量连续方程:

$$Q_f = A_t \frac{dx_t}{dt} + \frac{V_t}{4\beta_e} \frac{dp_L}{dt} + C_{s1} P_L$$

液压缸的力平衡方程:

$$F_a = A_t P_L = m_t \frac{d^2 x_t}{dt^2} + B_t \frac{dx_t}{dt} + K_t x_t$$

由以上公式可推导出:

$$\frac{F_a}{Q_f} = \frac{\frac{A_t}{C_{s1}} (\frac{s^2}{\omega_m^2} + 1)}{(\frac{s}{\omega_r} + 1) (\frac{s^2}{\omega_0^2} + \frac{2\zeta_0}{\omega_0} s + 1)}$$

以上公式中, A_t 为液压缸的活塞面积; x_t 为液压缸的活塞位移; C_{s1} 为总泄露系数; V_t 为液压缸的容积; K_t 为负载弹簧刚度; F_L 为外部干扰力; K_{rq} 为泵的角排量; P_L 为负载压力; F_a 为液压缸的驱动力; ω_m 为负载固有频率; ζ_0 为阻尼比; ω_r 为液压弹簧与负载弹簧串联耦合的刚度与阻尼系数之比; ω_0 为液压弹簧与负载弹簧串联耦合的刚度与负载质量形成的固有频率; q_p 为变量泵排量。

3 多轮系飞机刹车分析

3.1 飞机机体动力学模型

飞机着陆滑跑时的受力情况如图 4 所示。

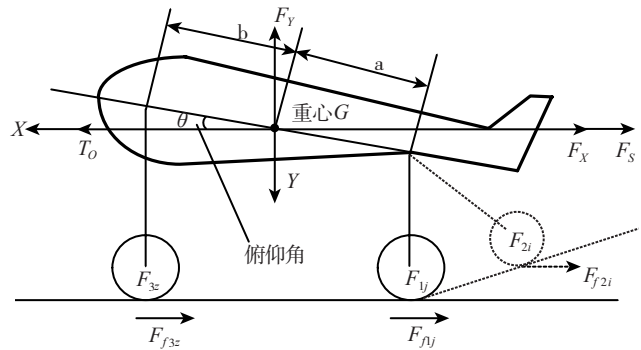


图4 飞机滑跑受力分析

Fig.4 Stress analysis of aircraft skidding

由牛顿运动定律和转动定律得出飞机动力学方程^[7]:

$$\begin{cases} T_0 - F_x - F_s - \sum F_{f1j} - \sum F_{f2i} - \sum F_{f3z} = M \dot{V}_x \\ G - F_y - \sum F_{f1j} - \sum F_{f2i} - \sum F_{f3z} = M \dot{V}_y \\ \sum F_{f3z} b \cos \theta + F_s (h_s + h_t) - (\sum F_{f1j} + \sum F_{f2i}) a \cos \theta - T_0 h_t - (\sum F_{f1j} + \sum F_{f2i} + \sum F_{f3z}) H = I \ddot{\theta} \end{cases}$$

其中, T_0 为发动机剩余推力; F_x 为空气阻力; F_s 为阻力伞阻力; $\sum F_{f1j}$, $\sum F_{f2i}$, $\sum F_{f3z}$ 分别为左右主机轮、前机轮受到地面的结合力; G 为飞机重力; F_r 为升力; $\sum F_{f1j}$, $\sum F_{f2i}$, $\sum F_{f3z}$ 分别为左右主起落架、前起落架给机体的支

撑力; a, b 为主机轮、前机轮中心到飞机重心的水平距离, I 为飞机机体转动惯量。

由于篇幅有限,缓冲器模型、起落架横向刚度模型、机轮动力学模型等不再赘述。

3.2 左右机轮载荷

轮胎载荷按使用状态分主要有停机载荷、着陆与滑跑撞击载荷、刹车与滑行载荷。起落架在飞机的地面运动过程中所受的载荷按其方向分为垂直载荷、水平载荷和侧向载荷^[8]。这里只考虑垂直载荷。起落架垂直载荷主要由缓冲器承受,该载荷与飞机垂直方向速度和飞机重心变化量有关。飞机在滑跑过程中可能受到很多因素使左右主轮载荷发生变化进而不平衡,例如飞机制动时的制动力、由于机场侧风或者不均匀上升气流而使飞机发生倾斜以至于左右主轮载荷不平衡、滑跑过程中跑道表面不平而引起飞机振动以及作用在飞机重心上所产生的惯性力均会使轮胎载荷发生变化。飞机倾斜过程中外侧轮胎的载荷增加,而内侧轮胎的载荷减少,即发生了载荷移动。这种载荷移动使外侧轮胎在行驶过程中受到的结合力矩增大,而内侧轮胎结合力矩减少。该载荷移动的等效作用就是轮胎左右主轮载荷不对称^[2,6]。载荷变化可能使左右主轮运动情况不一致,导致飞机滑行轨迹为 S 形或偏航。设计控制律时使用双通道将左侧和右侧机轮分开成对,分别对每一对进行控制。

3.3 刹车系统的双通道控制设计

目前飞机刹车系统建模与仿真研究都是建立在单轮单通道模式基础上的,且基于飞机左右主轮载荷平衡的情况下。而在实际刹车过程中,许多因素都会使飞机的各个机轮载荷不平衡,从而导致左右机轮所受的结合力不平衡,进而使两侧机轮运动状态不一致。因而,现有的单通道控制不能满足要求,需要采用 2 个通道对左右机轮分开控制,即双通道控制。

将左右起落架的机轮两两分组,分为四对双通道模型分别进行双通道控制。在控制系统中,除了对每一对左右机轮进行双通道控制、在每个通道间加平衡控制外,每个通道的控制原理是一致的,因此只对其中一个通道的控制方法加以分析。

双通道防滑刹车系统主要包括防滑控制盒、机轮速度传感器、刹车装置等部件。其结构框图见图 5。

在采用双通道控制过程中,还要注意保持左右主轮速度差不能太大。由于主轮载荷直接影响飞机的结合力矩,而考虑到飞机左右主轮载荷不平衡情况,这会使左右主轮结合力矩有很大差距,可能使左右主轮速度不一致,从而使飞机产生偏离航向的侧转运动,这将严重威胁到飞机安全,因此需要在两通道之间加上平衡调节方法。该方法的思想为:对打滑严重的主轮,它

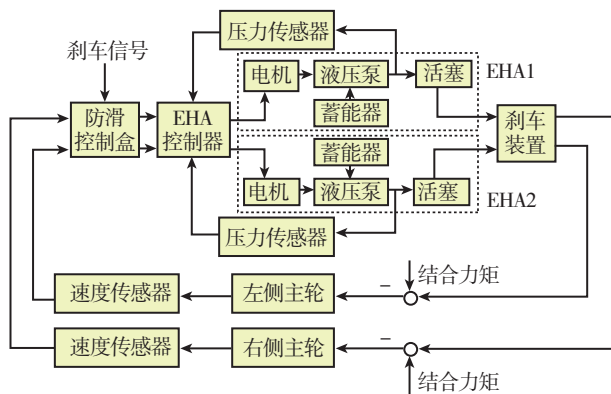


图5 双通道防滑刹车系统结构框图
Fig.5 Structure of double channel anti-skid braking system

的参考速度往往成为主轮中的最小者,当该参考速度小于另一主轮的参考速度达到 85% 时,强制使其参考速度等于另一主轮参考速度,从而使该主轮的速度差增大,促成刹车压力的尽快解除,该主轮速度上升,滑移率降低,结合力矩减小,也就能维持航向的稳定。

4 仿真结果

根据前面分析建立的 EHA 模型及飞机各个组成部分模型,在 MATLAB/SIMULINK 中建立飞机刹车系统总体仿真模型,如图 6 所示。

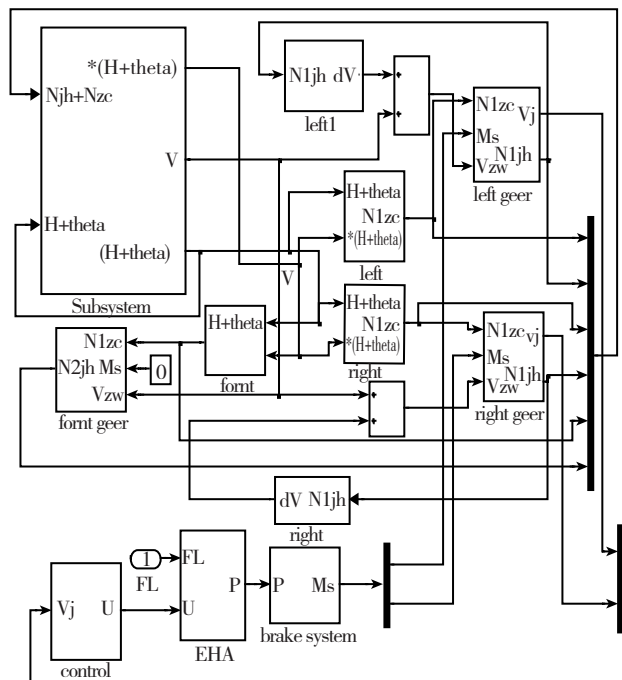


图6 飞机刹车系统仿真模型
Fig.6 Simulation model of aircraft braking system

由于篇幅有限,本文只给出左右主起落架的机轮在湿跑道条件下,起落架不平衡情况下一组机轮的双通道调节控制的仿真曲线(图 7 ~ 图 11)。

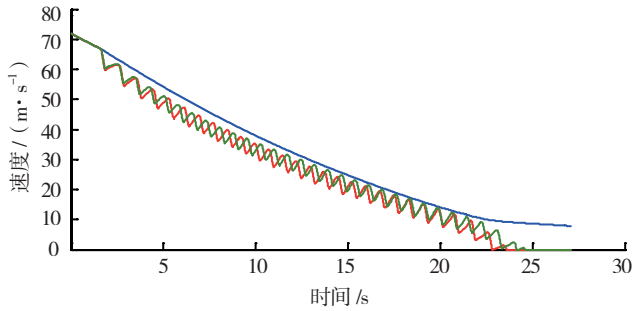


图7 飞机速度与左右机轮速度

Fig.7 Aircraft velocity and bilateral wheel velocity

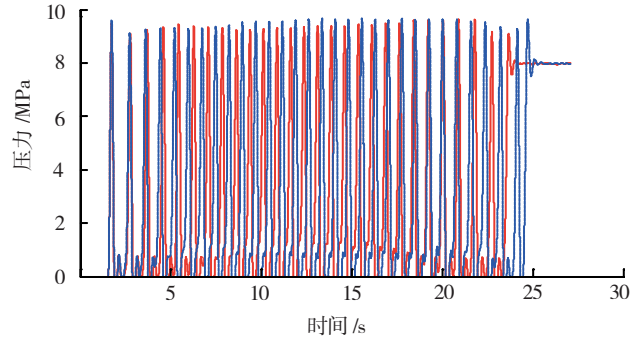


图11 刹车压力

Fig.11 Brake pressure

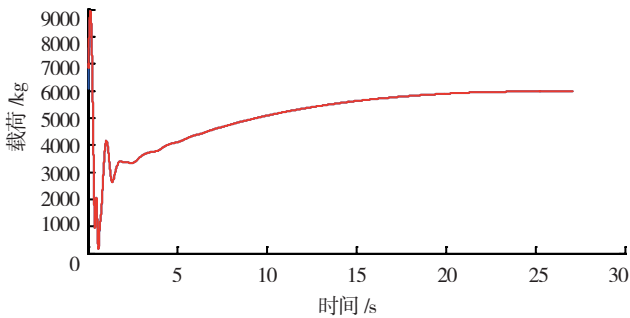


图8 左右主轮载荷

Fig.8 Loading of bilateral main wheel

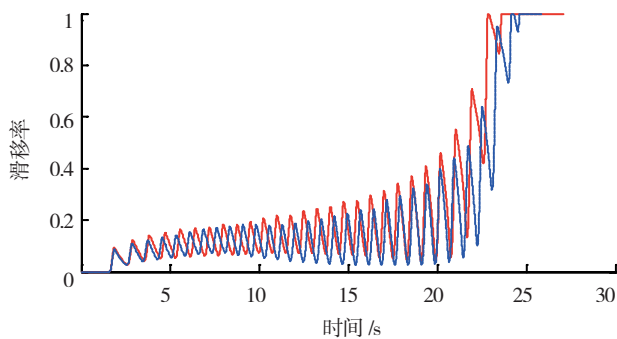


图9 左机轮滑移率

Fig.9 Slip ratio of left main wheel

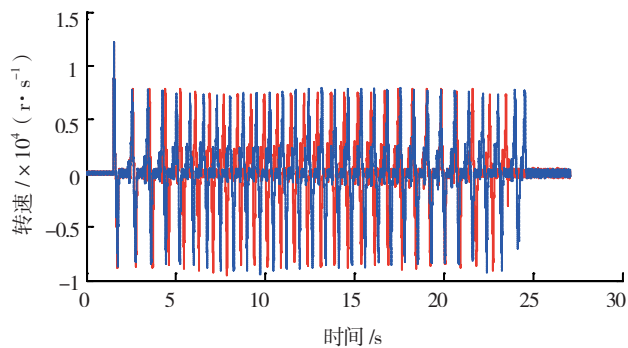


图10 电机转速

Fig.10 Motor speed

将左主起落架的阻尼系数设为 800,而右主起落架的阻尼系数设为 400,它们有 1 倍的差别,如不加任何平衡调节的话,飞机会偏离跑道。从图 7 飞机与左右机轮速度曲线可以看出,在 6~10s 时间内,左右机轮速度不同步,但通过控制器中双通道间平衡调节级的及时调节,使左右机轮的速度很快保持一致,防止了飞机侧滑,保证了飞机的安全降落。

5 结论

本文设计了一种基于 EHA 的多轮系飞机防滑刹车系统,论述了 EHA 原理和系统结构,建立了系统数学模型,并借助 MATLAB\SIMULINK 对其进行仿真分析。仿真结果表明所建立的系统模型基本合理,能够反映飞机在防滑刹车过程中的动态性能和刹车性能;所设计的 EHA 系统能够满足多轮系飞机防滑刹车系统的要求,对今后 EHA 在飞机刹车系统中的应用研究工作具有重要的指导意义。

参考文献

- [1] 李军,付永领,王占林.一种新型机载一体化电液作动器的设计与分析.北京航空航天大学学报,2003,29(12):1101-1104.
- [2] 陈金花.双通道飞机刹车系统控制方法研究[D].西安:西北工业大学,2006.
- [3] 梁波.飞机电动静液防滑刹车系统的仿真研究[D].西安:西北工业大学,2008.
- [4] Stephen C Jensen, Gavin D Jenney, Bruce Raymond, et al. Flight test experience with an electro mechanical actuator on the F18 systems research aircraft. NASA/H2425, 2000.
- [5] Thomas Salem, Tim A Haskew. Simulation of the brushless DC machines. Proceeding from System Theory,1995,12(14):18~22.
- [6] 宋志安.基于 MATLAB 的液压伺服控制系统分析与设计.北京:国防电子工业出版社,2007.
- [7] 徐冬苓,李玉忍,谢利理.飞机防滑刹车系统的建模与仿真研究.测控技术,2004,23(11):66-68.
- [8] 丁晓力,王仕兵.飞机刹车系统中 LVDT 的可靠性设计.航空制造技术,2009(4):90-93.

(责编 小颖)