

大型民机双作动筒式前轮转弯操纵系统设计与仿真分析

聂青 聂宏 张明

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 为了提高飞机起降性能, 当前飞机起落架逐步发展为采用电传操纵技术。而为了满足对低速大转角机动和大转弯力矩的要求, 现代大部分大型民机都装配了双作动筒式前轮转弯系统。本文以大型民机的双作动筒式电传前轮转弯操纵系统为研究对象, 针对双作动筒式前轮转弯机构设计一种随动转阀式换向阀, 以满足其在死点位置时液压源换向的要求; 随后基于双作动筒式前轮转弯系统对操纵控制的要求, 设计了集手轮低速大角度转弯、脚蹬快速小角度转弯以及减摆功能于一体的飞机前轮操纵电液伺服系统, 并建立仿真模型, 进行动态仿真分析, 以检验系统的各项功能。仿真结果表明, 系统能够满足工程使用的要求。

关键词: 系统设计; 动态仿真分析; 电传操纵; 大型民机; 前轮转弯系统; 飞行器设计

中图分类号: V227.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2012)04-0503-08

Design and Dynamic Analysis of Dual Actuator Nose Wheel Steering System on Large Civil Aircraft

Nie Qing, Nie Hong, Zhang Ming

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: To improve the airfield performance, the aircraft landing gear is gradually developed to use the fly-by-wire system at present. To meet the demand for the motion with low speed and large angle, and the large steering moment, most of the modern large civil aircraft are equipped with dual actuator nose wheel steering system. Aiming at the dual actuator nose wheel steering system with fly-by-wire on large civil aircraft, a swivel selector valve is firstly designed to meet the demand for the hydraulic power commutating as soon as the dual actuator nose wheel steering mechanism passing through its dead center position, then based on the steering and operating demand of the dual actuator nose wheel steering system, a nose wheel steering electro-hydraulic servo system is designed, which has the functions of steering with large angle and low speed by hand wheel, steering with small angle and high speed, and anti-shimmy. For the verification of the system steering and shimmy damping function, its simulation model is established to make dynamic simulation analysis, whose results indicate that the nose wheel steering system can meet the requirements of the general project.

Key words: system design; dynamic simulation analysis; fly-by-wire; large civil aircraft; nose wheel steering system; aircraft design

飞机前轮操纵系统是实现飞机滑行机动和起降控制的关键部件, 在改善刹车使用寿命, 抗侧风

基金项目: 国家自然科学基金(51075203)资助项目; 南京航空航天大学基本科研业务费(NS2010033)资助项目; 中央高校基本科研业务费专项资金(KFJJ20110115)资助项目。

收稿日期: 2011-09-16; **修订日期:** 2011-12-02

通讯作者: 张明, 男, 副教授, 1982年生, E-mail: zhm6196@nuaa.edu.cn。

起降、轮胎偶然爆破事故中纠正飞机航向以及减少飞机起降事故方面发挥着非常重要的作用^[1-4]。随着对起落架操纵技术需求的不断提高,其操纵技术不断向前发展,从早期的机械式操纵系统、机械-液压式操纵系统发展到现代的电传操纵系统、数字式电传操纵系统。电传式操纵具有重量轻、维修检测方便以及安装简单等优点,西方战斗机上普遍装有电传式前轮操纵系统^[5]。

国内飞机传统的起落架控制系统为机械液压电气式,近年来国内一些机型也开始应用电传控制技术,并在这方面有了一定的研究。文献[6]根据某型号飞机单作动筒式机械-液压前轮转弯操纵系统进行了技术改进,设计一种数字式电传前轮转弯操纵系统;文献[7]则主要对单作动筒式数字电传前轮转弯操纵系统的控制器进行了设计与分析。随着航空公司对民机大转弯角度要求的日益增加,单作动筒式前轮转弯系统目前基本已不在现代民机中使用。国外大型民机前轮转弯系统目前一般有两种设计形式,即齿轮齿条和双作动筒式,其中又以双作动筒式前轮转弯系统居多。双作动筒式前轮转弯系统的功能主要体现为两个作动筒相互配合操纵前轮进行转向,它能够满足大型民机对低速大转角机动和大转弯力矩的要求,但其运动复杂,对操纵控制系统的要求较高。相比国外的先进技术,国内在大型飞机上采用起落架电传控制技术尚不成熟,目前在这方面的研究工作还相对比较稀缺^[6-7]。

本文针对双作动筒式前轮转弯机构设计一套包含旋转换向阀的电传式前轮转弯操纵系统,并在此基础上建立它的仿真模型,通过仿真分析对系统的转弯和减摆功能进行检验。

1 双作动筒式前轮转弯操纵机构设计

参考航空标准^[8]对前轮转弯术语的定义,在一个循环中,将当一侧作动筒对支柱轴心力矩为零时的机构位置定义为死点位置。故可将一个转弯循环内机构的运动状态提取为前轮对中状态、死点位置状态以及极限位置状态3个节点状态,如图1所示。

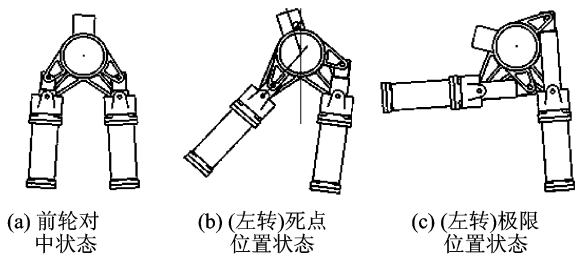
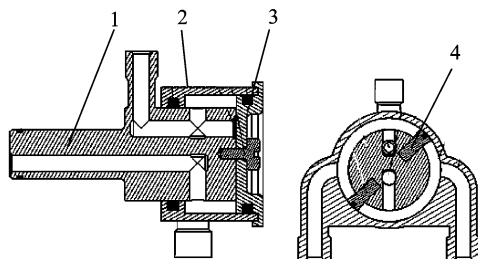


图1 转弯机构状态定义

在前轮转弯机构从中立位置状态向左死点位置状态转变的过程中,左作动筒的活塞杆向内拉伸,右作动筒的活塞杆向外推出,共同带动前轮向左转动;在前轮转弯机构从左死点位置状态向左极限位置状态转变的过程中,两个作动筒需同时向外推出,才能带动前轮继续向左转动。只有两个作动筒相互配合才能使转弯机构按照要求带动前轮转动,因此设计的转弯操纵系统就必须解决前轮转弯机构运动到左(右)死点位置时,液压源换向的问题。

为此专为双作动筒式前轮转弯机构设计一种随动转阀式换向阀——旋转换向阀,其结构剖视图如图2所示。该阀门由旋转阀芯1、耐压壳体2、口盖3、分腔键4等组成主体结构;旋转阀芯1和耐压壳体2分别与前轮转弯机构操纵作动筒和前起支柱撑架连接。该阀门由作动筒的转动直接带动旋转阀芯1转动,无需外加驱动及控制反馈回路即可完成预定转角位置的油路换向功能,并且保持连通操纵作动筒头尾腔的油路随作动筒随动转动。图3为作动筒与旋转换向阀的组装图。



1. 旋转阀芯; 2. 耐压壳体; 3. 口盖; 4. 分腔键

图2 旋转换向阀的结构剖视图

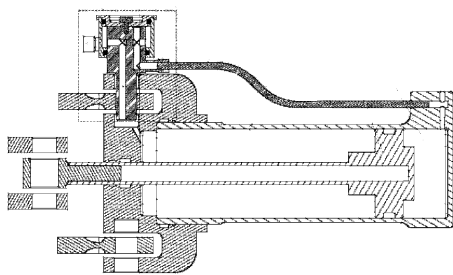


图3 旋转换向阀与作动筒的组装图

2 前轮转弯操纵电传液压系统设计

2.1 原理分析及总体设计

根据双作动筒式前轮转弯机构的运动特性和要求,该前轮转弯系统选为电传操纵伺服随动系统,它需具备转弯和减摆两种工作状态,在这两种工作状态下分别实现转弯和减摆功能^[9-10]。系统在转弯状态下有两种操纵方式,即手轮操纵和脚踏操

纵。手轮操纵前轮主要用于飞机低速滑行时的大角度转弯运动,而脚踏操纵前轮则主要用于飞机起降阶段高速滑行时调整飞机的运动方向。

驾驶员通过操纵面板上的控制器来控制状态转换模块,以选择系统的工作状态。当系统处于转弯状态时,来自方向盘或是方向舵踏板的转弯输入将被传到控制器,此时控制器将根据输入信号与反馈信号之间的差值来输出控制电流,以控制伺服阀阀芯的运动,从而使液流流向对应的通路,进而推动两个作动筒运动,带动轮轴转动。当前轮转到要求的转角时,控制器输出的控制电流为零,伺服阀将自动断开,前轮停止运动,从而达到伺服控制的目的^[9-16]。其基本控制原理如图4所示。

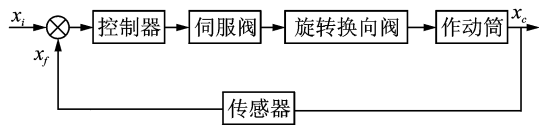


图4 转弯系统控制原理图

2.2 电液液压系统设计

根据设计要求设计一套电液伺服控制系统。该前轮转弯操纵系统由单向阀、过滤器、选择阀、回填阀、分流阀、减摆阀、蓄能器、压力维持阀、伺服阀、作动筒以及旋转换向阀组成,如图5所示。

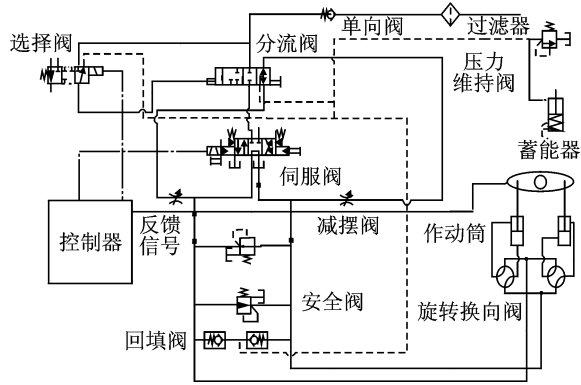


图5 双作动筒式前轮转弯操纵系统设计图

液压系统由4个主要的功能模块组成,即状态转换模块、压力维持模块、安全减摆模块以及旋转换向模块,它们分别对应系统状态转换、系统压力维持、系统安全减摆以及作动筒旋转换向的功能。

2.2.1 状态转换模块

该系统通过状态转换模块来实现转弯与减摆状态之间的相互切换,该模块主要由一个选择阀和一个分流阀组成,如图6所示。当飞机前轮不需要转弯时,选择阀与控制阀均处于图示状态,系统处于减摆状态;当飞机各方面均满足前轮转弯的条件

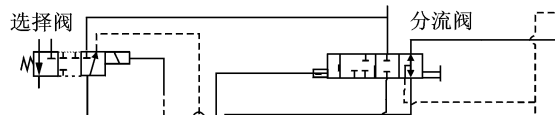


图6 状态转换模块

时,控制器会激活选择阀,将分流阀打开,使高压液压油依次通过过滤器、单向阀以及分流阀到达伺服阀,此时只要驾驶员向控制器输入转弯信号,系统将立刻实现飞机的前轮转弯运动。

2.2.2 压力维持模块

系统的压力维持模块由压力维持阀和蓄能器组成,通过该模块使系统中的压力维持在空气分离压力之上,以免液压系统出现空穴现象^[11]。前轮转弯系统正常工作情况下蓄能器压力始终保持为0.5 MPa,以防止系统由于地面冲击载荷、飞机侧风或者系统突然换向等原因导致通路中出现压力减少过多的情况出现。

2.2.3 安全减摆模块

考虑到振动对前轮转弯系统的危害很大,且在减摆模式下易产生振动,液压系统增加了安全减摆模块。它主要由减摆阀和安全阀组成,如图7所示。减摆阀为系统提供了一定的阻尼,在减摆模式下,由冲击、突然换向或其他原因引起的液压振动在减摆阀的作用下会逐渐减小,并最终趋于平稳。当由振动引起的某通路的压力超过系统许可值25 MPa时,安全阀将把两个作动筒相互连通,以防止某个作动筒中的压力过大,对系统造成损坏。

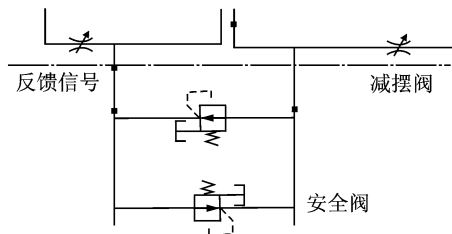


图7 安全减摆模块

2.2.4 旋转换向模块

该模块使用如图2所示的两个旋转换向阀,使作动筒运动到死点位置时液压回路自动实现换向,其在液压回路中的简图如图8所示。

2.3 系统关键参数设计及稳定性与动态响应分析

根据设计要求以及相关设计手册^[12],初步设定参数如下:伺服阀的额定电流 $I_n = \pm 300$ mA,额定供油压力 $p_n = 16$ MPa,额定空载流量 $Q_n = 60$ L/min,阻尼比 $\zeta_{sv} = 0.7$,固有频率 $\omega_n = 157$ rad/s。

由上面的伺服阀参数以及前期获得的机构设计参数^[16]可得控制系统结构图^[13-14],如图9所示。

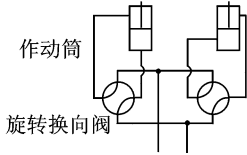


图8 旋转换向模块

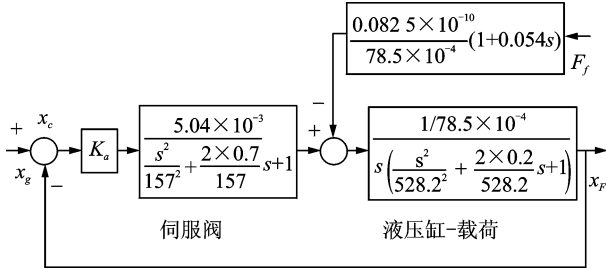


图9 控制系统结构图

则系统传递函数为

$$G(s)H(s) = \frac{K_v}{s \left(\frac{s^2}{\omega_h^2} + \frac{2\zeta_h}{\omega_h} s + 1 \right) \left(\frac{s^2}{\omega_{sv}^2} + \frac{2\zeta_{sv}}{\omega_{sv}} s + 1 \right)} = \frac{K_v}{s \left(\frac{s^2}{528.2^2} + \frac{2 \times 0.2}{528.2} s + 1 \right) \left(\frac{s^2}{157^2} + \frac{2 \times 0.7}{157} s + 1 \right)}$$

式中 K_v 为系统开环增益。

根据设计要求,取相位裕量 $\gamma = 40^\circ$,增益裕量 $K_g = 6 \text{ dB}$,由于该系统为I型系统,相位裕量较富裕,因此增益裕量满足时,相位裕量也能满足。 $K_v = 1$ 时系统的动态性能较差,响应时间过长,难以满足设计要求。将 $K_v = 1$ 时系统的零分贝线下移,使增益裕量满足 6 dB 指标且富裕量又不太大,此时 $K_v = 84.1$,系统的开环伯德图和时域阶跃响应曲线如图10,11所示。

由图可知, $K_v = 84.1$ 时系统的相位裕量 $\gamma = 40.4^\circ$,增益裕量 $K_g = 6.35 \text{ dB}$;而它的阶跃响应曲线中的最大超调量为 30%,调节时间约为 0.15 s。

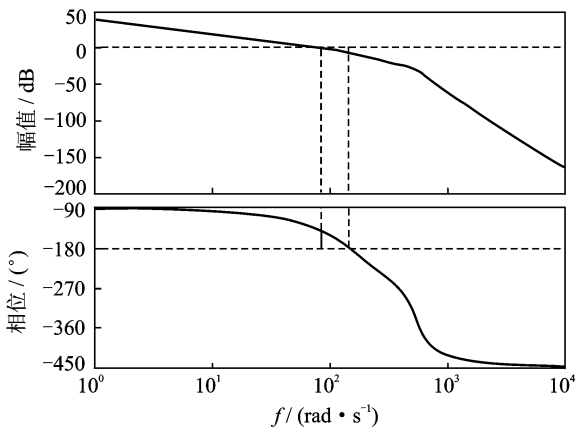


图10 $K_v = 84.1$ 时系统的伯德图

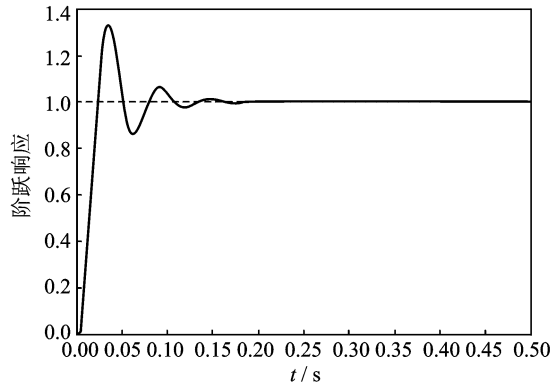


图11 $K_v = 84.1$ 时系统的时域阶跃响应曲线

虽然系统阶跃响应有一定的超调量,但它能够在短时间内迅速衰减,考虑到在实际的转弯过程中不会出现过大的阶跃响应并且液压系统本身包含了相应的安全减摆模块,该控制系统能够满足实际的工程要求。

3 前轮转弯操作系统仿真分析

基于之前设计的飞机前轮转弯电液伺服控制系统以及LMS Imagine.lab AMESim 软件提供的仿真平台,即可建立双作动筒式前轮转弯系统的仿真模型^[15],如图12所示。

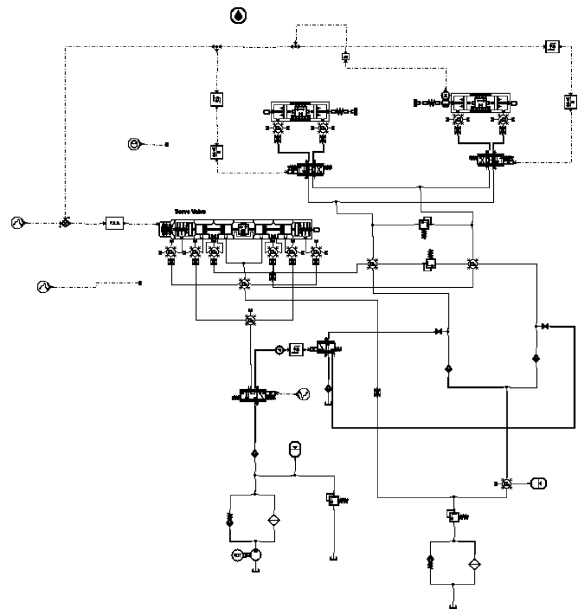


图12 双作动筒式前轮转弯系统的仿真模型

3.1 旋转换向阀仿真模型的建立

该模型采用一个由三位四通阀、传感器以及逻辑开关元件组成的模块来模拟旋转换向阀,图13为旋转换向阀在工作通路中的情况。在作动筒带动前轮转弯机构的运动过程中,传感器将前轮的转弯角度传给逻辑开关,通过逻辑开关来判断前轮是否

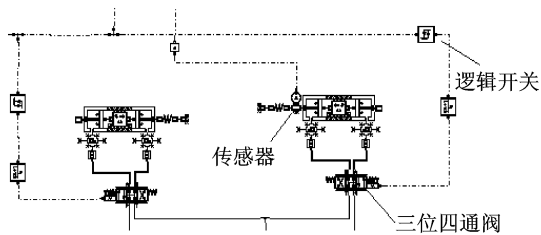


图13 旋转换向阀仿真模型

转到了需要换向的角度,若达到了换向角度,逻辑开关将自动改变当前状态使三位四通阀改变工作状态,进而改变活塞的运动方向,从而实现前轮转弯机构运动到死点位置时作动筒自动换向的功能。

3.2 前轮转弯操纵仿真分析

3.2.1 手轮操纵全转弯过程的仿真分析

图14为手轮操纵的时间-系统输入信号曲线,其零位置定义为作动筒无杆腔体积为零时活塞的位置。位移输入信号对应的前轮转弯动作为前轮从对中位置向一侧极限位置转动,转动到最大位置后稳定一段时间,然后回转至对中位置。

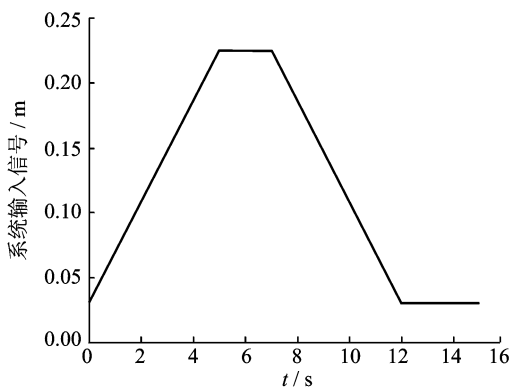


图14 手轮操纵的时间-系统输入信号曲线

图15为两个作动筒内活塞位移随时间变化关系曲线。从图中可以看出,刚开始时,作动筒1(图12中右边的作动筒)拉伸,作动筒2(图12中左边的作动筒)收缩,共同作用使前轮向左转动;当作动筒2中的活塞到达死点位置附近时,旋转换向阀使作动筒2中的活塞自动换向,两个作动筒同时拉伸以推动前轮继续向左转动。当手轮到达最大转动角度并停止转动时,作动筒1中的活塞也相应地从中立位置29.8 mm处到达最大拉伸位置225.1 mm处并停留在该位置。在手轮从最大转动角度处转向中立位置并保持在该位置的过程中,两个作动筒同时收缩,前轮的转角逐渐减少;当作动筒2中的活塞再次到达死点位置时,旋转换向阀再次换向,两作动筒一推一拉,使前轮转向中立位置并静止。

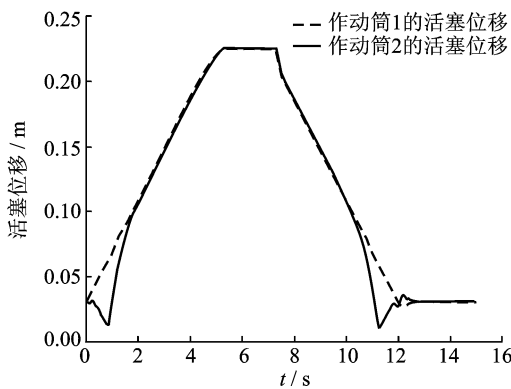


图15 两个作动筒内活塞位移随时间变化关系曲线

图16为手轮操纵系统输入和输出随时间变化关系曲线。从图中可以看出,与输入曲线相比,输出曲线仅在活塞运动启动和停止时刻有少量的滞后,滞后量较小,考虑到实际控制的情况,出现这种现象是正常的;输出曲线与输入曲线基本吻合良好,表明该套液压系统具有良好的跟随性,能够满足一般的工程要求。

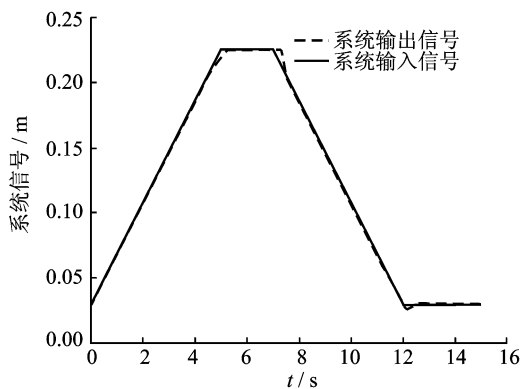


图16 手轮操纵系统输入和输出随时间变化关系曲线

图17,18分别为作动筒1和作动筒2两腔的压力随时间变化关系曲线,从图中可以看出,作动筒2在1s以前环面腔的压力大于全径腔

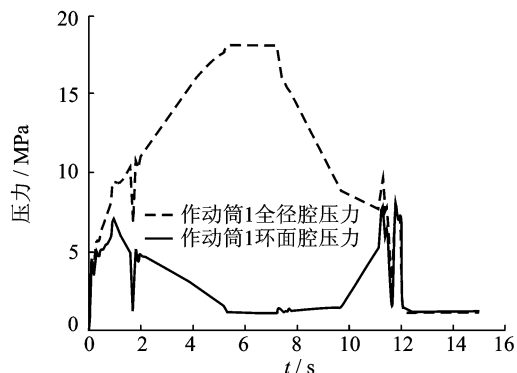


图17 作动筒1两腔的压力随时间变化关系曲线

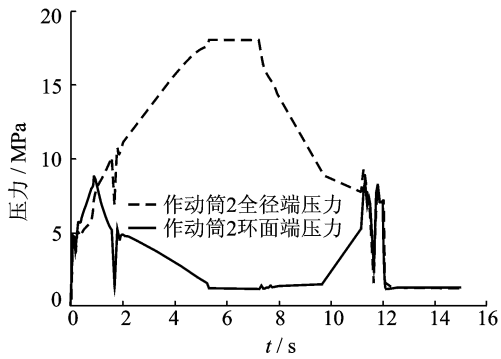


图18 作动筒2两腔的压力随时间变化关系曲线

的压力,使作动筒收缩;第1 s以后环面腔的压力开始减小,全径腔压力增加并迅速超过环面腔的压力,使作动筒拉伸;在11 s左右时,作动筒2两腔的压力大小同样会发生变化,使它由收缩转为拉伸状态。作动筒1受到作动筒2换向时的影响,在1 s左右两腔的压力都产生了一定的波动,但均未超过系统最大压力的20%,在可接受的范围之内。最后随着前轮转弯运动的结束,它们在中立位置同时达到1.2 MPa的同一压力,作动筒两腔压力平衡,结束作动筒作动力的输出。

根据对一个全转弯过程的仿真分析,表明本系统能够满足对两个作动筒的精确控制,配合完成转弯过程,且液压系统整体跟随性良好,可以满足工程使用的要求。

3.2.2 脚蹬操纵小角度转弯过程的仿真分析

参考文献[8]中关于纠偏操纵模式下前轮允许最大转弯偏角的建议,同时考虑课题背景中关于脚蹬输入量的建议,选取脚蹬操纵模式下前轮允许最大转弯角度为 8° ,下面将对脚蹬快速纠偏操纵过程的极限转速进行探索。模拟脚蹬操纵时系统用 $20^\circ/\text{s}$ 的转弯操纵速率进行持续循环小角度转弯,其输入信号如图19所示。

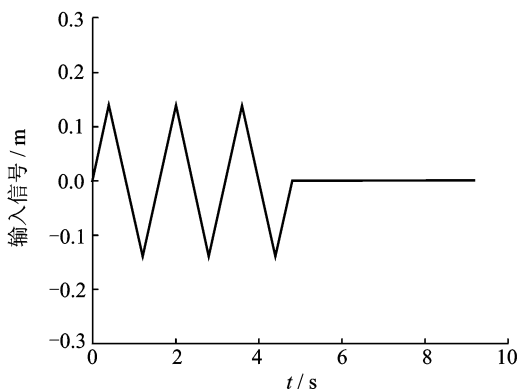


图19 脚蹬操纵时间-系统输入信号曲线

经过系统仿真,得到 $20^\circ/\text{s}$ 时脚蹬操纵输入信号和输出信号随时间变化关系曲线,如图20所示。由图中曲线可知,在采用 $20^\circ/\text{s}$ 的转弯操纵速率的时候,系统输入一个连续的对称快速转弯信号时,系统输出的跟随性变差,在3个转弯循环之后,输入与输出之间相差达到 6.59° ,无法满足工程使用的要求。采用逐步调整前轮转弯操纵速率的方法来获得满足转弯控制系统操纵响应特性要求的最大转弯操纵速率。

降低转弯操纵速率,发现当采用 $17^\circ/\text{s}$ 的转弯操纵速率对模型进行仿真时,输入输出图线的跟随性达到了比较满意的结果,如图21所示。由此获得前轮转弯系统仿真模型在脚蹬操纵模式下,进行滑行纠偏时可以使用的一种工作模式,即在最大允许转弯角度为 8° 时,采用极限转速为 $17^\circ/\text{s}$ 的转弯操纵速率进行快速纠偏操纵。

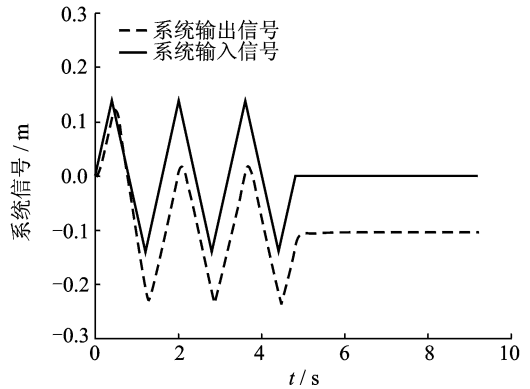


图20 $20^\circ/\text{s}$ 时脚蹬操纵输入信号和输出信号随时间变化关系曲线

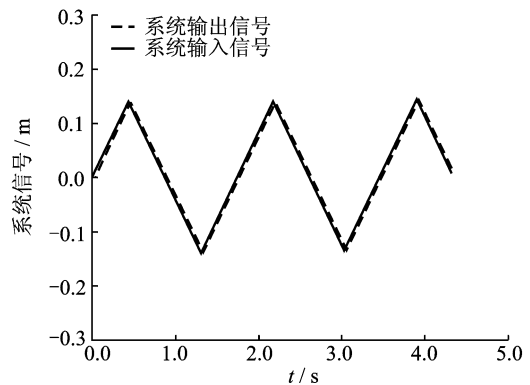


图21 $17^\circ/\text{s}$ 时脚蹬操纵输入信号和输出信号随时间变化关系曲线

3.3 前轮减摆功能的仿真分析

将系统设置为减摆模式,并在转弯机构上施加如图22所示的外加载荷,以验证系统的减摆功能。从图中可以看出,外加载荷在0.5 s时刻从0迅速增加到100 kN,维持0.3 s后迅速减小为0,可近似

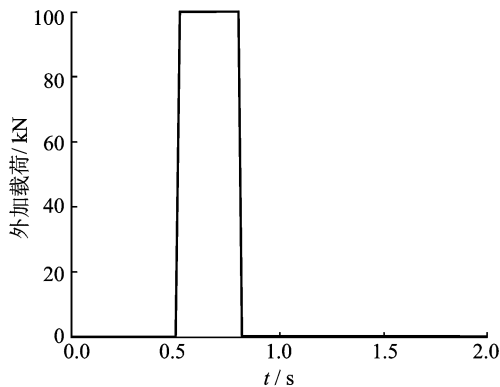


图22 作用在作动筒2的活塞杆上的外加载荷

看做大型民机地面滑跑过程中地面对轮胎作用的冲击载荷。

由于两个作动筒的布局对称,受力情况基本相同,故仅选取作动筒2进行分析说明。图23为作动筒2的活塞加速度随时间变化关系曲线。从图中可以看出,活塞的加速度在冲击外载的作用下出现较为剧烈的振动,最大振幅为 12 m/s^2 ;载荷消失后,活塞加速度在系统油液阻尼的作用下迅速趋近于0。仿真结果与实际情况基本符合,活塞在液压冲击的作用下产生的加速度在可接受的范围内。

图24为作动筒2两腔的压力时间曲线。从图

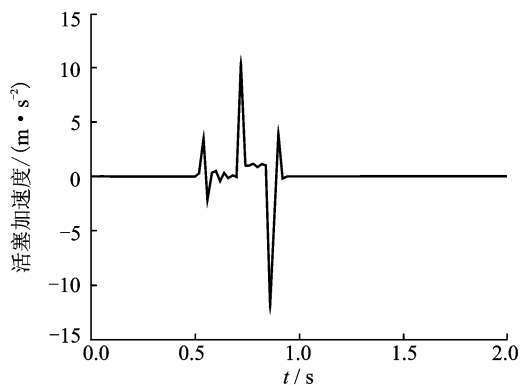


图23 作动筒2内活塞加速度随时间变化关系曲线

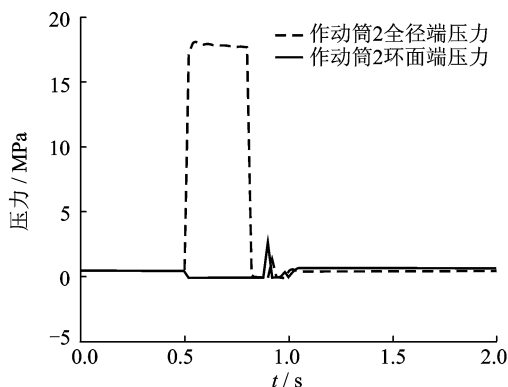


图24 作动筒2两腔的压力时间曲线

中可以看出,由于冲击外载的作用,作动筒全径端压力在0.5 s时刻迅速上升至18 MPa左右,以平衡冲击外载;外载消失后,全径端压力随之迅速减小。随后两腔的压力在由外载引起的液压冲击的作用下产生了振幅为3 MPa左右的振动,但在系统液压阻尼的作用下,振动在短时间内迅速衰减,最终系统压力趋于平稳。

4 结 论

本文针对大型民机双作动筒式前轮转弯系统,设计了一种旋转换向阀和一套电液伺服操纵系统,并对该系统进行了仿真分析。结果表明:

(1)该电液伺服系统能够实现预期的手轮操纵大角度转弯功能,并具有良好的动态性能;

(2)旋转换向阀对液压油路换向时系统会产生一定的振动,但均在可接受的范围内,能够满足工程使用的要求;

(3)通过对脚踏小角度操纵模式的仿真分析,获得该工作模式下的极限转弯速度为 $17(^{\circ})/\text{s}$;

(4)该系统可以消除飞机地面滑跑过程中由冲击载荷引起的振动,具有良好的减摆功能。

参考文献:

- [1] 陈斌,王占林,裘丽华. 机载液压系统的主要发展趋势[J]. 航空学报,1998,19(7):1-6.
Chen Bin, Wang Zhanlin, Qiu Lihua. Main developmental trend of aircraft hydraulic systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(7):1-6.
- [2] 李光元. 飞机在双面横坡跑道上的航向稳定性[J]. 交通运输工程学报,2002,2(3):112-114.
Li Guangyuan. Directional stability of aircraft running on runway with two transverse slopes[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2002, 2(3):112-114.
- [3] 张立彬,苏胜昔. 关于飞机侧风着陆问题的分析[J]. 飞行力学,2002,20(4):50-55.
Zhang Libin, Su Shengxi. The analysis about the problem of aircraft landing with side wind[J]. Flight Dynamic, 2002, 20(4):50-55.
- [4] 孙泽鹏,聂宏,郑蓝. 飞机地面操纵动态特性和方向稳定性研究[J]. 机械工程师,2008(11):58-60.
Sun Zepeng, Nie Hong, Zheng Lan. Research on aircraft ground handling dynamic characters and direction stability [J]. Mechanical Engineer, 2008 (11):58-60.
- [5] 飞机设计手册总编委会. 飞机着陆系统设计(第14册)[M]. 北京:航空工业出版社,2002.

- The Editorial Committee of the Aircraft Design Manual. The system design of plane landing (fourteenth book)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.
- [6] 石文君. 飞机前轮操纵技术研究[D]. 长沙: 中南大学, 2010.
Shi Wenjun. The research of the nose wheel steering technology[D]. Changsha: Central South University China, 2010.
- [7] 陆瑞涛. 飞机前轮操纵数字式控制器研究[D]. 长沙: 中南大学, 2010.
Lu Ruitao. The research of the nose wheel steering digital controller in aircraft[D]. Changsha: Central South University China, 2010.
- [8] HB 7230-95, 飞机前轮转弯系统通用规范[S]. 1996.
HB 7230-95, The general specification of the aircraft nose wheel steering system[S]. 1996.
- [9] SAE AIR 1595A-2006 SAE Aerospace. Aircraft nosewheel steering systems [R]. SAE International, 2006.
- [10] SAE AIR 1752A-2006 SAE Aerospace. Aircraft nosewheel steering/centering systems [R]. SAE International, 2006.
- [11] 曹玉平, 阎祥安. 液压传动与控制[M]. 天津: 天津大学出版社, 2009.
- [12] 张利平. 液气气动系统设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1997.
Zhang Liping. The design manual for the hydro-pneumatic system [M]. Beijing: China Machine Press, 1997.
- [13] 王占林, 裘丽华. 差动缸液压伺服系统的研究[J]. 航空学报, 1988, 9(2): 58-66.
Wang Zhanlin, Qiu Lihua. The research of the hydraulic servo system with differential cylinder [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(2): 58-66.
- [14] 马纪明, 付永领, 李军, 等. 一体化电动静液作动器(EHA)的设计与仿真分析[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 79-83.
Ma Jiming, Fu Yongling, Li Jun, et al. Design, simulation and analysis of integrated electrical hydrostatic actuator [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 79-83.
- [15] 秦福德, 童明波. 某型飞机通用液压源系统建模和性能分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 566-570.
Qin Fude, Tong Mingbo. Modeling and performance analysis of hydraulic source system [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(4): 566-570.
- [16] 米滨, 聂宏, 张明. 大型民机双作动筒式前轮转弯机构多目标优化设计[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(8): 1221-1225.
Mi Bin, Nie Hong, Zhang Ming. The multi-objective optimization of dual actuator nose wheel steering [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(8): 1221-1225.