

文章编号: 1674-8190(2023)04-101-09

整机起落架的半主动控制落震仿真分析

任潘婷, 许锋

(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: 半主动控制技术在起落架上的应用局限于单起落架或磁流变式起落架, 整机起落架的研究对半主动控制的实际应用更有价值。采用LMS Virtual.lab Motion建立整机虚拟模型, 以单腔式油气缓冲器为研究对象, 分析被动控制和半主动控制的力学模型, 在AMESim中搭建油气式缓冲器仿真模型; 基于模糊控制理论和变阻尼节流阀半主动控制原理, 在MATLAB/Simulink中设计模糊控制器, 将控制器模型集成到AMESim中实现对阻尼孔的实时控制; 通过机械、液压、控制的3D-1D联合仿真分析被动控制和半主动控制下整机落震的仿真结果。结果表明: 落震工况下, 半主动控制响应速度快, 前、主起落架的缓冲支柱垂向载荷峰值分别降低了20.5%和13.1%, 缓冲效率高于被动控制; 机身垂向加速度峰值降低了23.2%, 并更快趋于稳定, 提高了乘坐舒适性。

关键词: 整机起落架; 油气式缓冲器; 模糊PID控制; 3D-1D联合仿真; 落震分析

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.11

Simulation analysis on semi-active control drop dynamics of whole aircraft landing gear

REN Panting, XU Feng

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

Abstract: The application of semi-active control technology on landing gear is mostly limited to single or magneto-rheological landing gear. The research on the whole aircraft is more valuable for the practical application of semi-active control. LMS Virtual.lab Motion is used to establish a virtual model of the whole aircraft. Taking the single-chamber oil-gas buffer as the research object, the mechanical models of passive control and semi-active control are analyzed, and the oil-gas buffer simulation model is built in AMESim. Based on the fuzzy control theory and variable damping throttle semi-active control principle, a fuzzy controller is designed in MATLAB/Simulink, and the controller model is integrated into AMESim to realize real-time control of the orifice. Through the 3D-1D co-simulation of mechanical, hydraulic and control, the simulation results of the whole aircraft drop dynamics under passive control and semi-active control are analyzed. The results show that the semi-active control responds quickly, the peak vertical loads of the nose and main landing gear buffer struts is reduced by 20.5% and 13.1% respectively, and the buffering efficiency is also higher than that of passive control. The peak vertical acceleration of the fuselage is reduced by 23.2%, and the vibration is stabilized faster, which can improve the ride comfort.

Key words: whole aircraft landing gear; oil-gas buffer; fuzzy PID control; 3D-1D co-simulation; drop dynamics analysis

收稿日期: 2022-08-02; 修回日期: 2022-10-15

通信作者: 任潘婷, panting_ren@163.com

引用格式: 任潘婷, 许锋. 整机起落架的半主动控制落震仿真分析[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 101-109, 115.

REN Panting, XU Feng. Simulation analysis on semi-active control drop dynamics of whole aircraft landing gear[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 101-109, 115. (in Chinese)

0 引言

飞机在着陆滑跑过程中,承受地面冲击载荷和因跑道不平整度引起的随机振动载荷,这两种载荷是造成飞机机体疲劳受损和乘客不舒适性的重要原因。在载荷传递过程中,为降低极大的冲击载荷和大幅振动,需要缓冲器在短时间内最大程度吸收冲击动能,然而,目前飞机上多采用油气式缓冲器,这种传统的控制只能被动地对外界载荷作出反应,不能始终保持理想缓冲效果,存在一定的优化空间。因此,主动和半主动控制策略等智能控制技术在起落架上的研究日渐繁多,其中不乏自适应控制、模糊控制、最优二次型控制、神经网络控制等^[1-2]。

主动控制又称为有源主动控制系统,主要包括能产生力和力矩的作动器(如伺服电机)、测量元件(如加速度计、位移和力传感器等)和反馈控制器,另外还需附加一个为缓冲系统连续提供能量的动力源^[3]。虽然主动控制的起落架其减震性能较好且可控性也较好,但其大功率的需求也会导致成本较高、结构复杂性较大,一旦动力源失效也会导致失去缓冲效果,对安全造成一定威胁。而半主动控制不需要动力源,是由可调阻尼和弹性元件组成的控制系统,根据外界的随机激励作出一定的响应,调节缓冲器的阻尼特性和刚度特性,使系统处于最佳状态,相对结构简单、可靠性高。通常半主动控制的刚度调节要比阻尼调节方式困难得多,大多数半主动控制系统其本质上都是通过调节阻尼来实现控制。具体实现方式:一是将电、磁流变液作为液压油,通过外加电、磁场改变液压油性质而改变阻尼大小;二是直接通过改变缓冲器油孔流通面积来改变阻尼大小^[4-5]。

目前,模糊控制策略在汽车悬架和起落架上的减振研究已取得成果。孙法军等^[6]基于1/4空气悬架动力学模型研究了重型汽车主动空气悬架的特性,以车身垂直加速度、悬架的行程、轮胎变形量为指标,分析了被动和模糊PID控制主动空气悬架性能,仿真结果表明模糊PID控制主动空气悬架系统能提高汽车行驶平顺性;傅莉等^[7]针对磁流变式的飞机起落架缓冲系统,运用模糊控制算法得到理想电流来控制缓冲器阻尼力,降低落震时的冲击载荷,验证了半主动控制缓冲器的缓冲效果优于被动式;田静等^[8]研究了飞机主起落架虚拟

模型,通过在MATLAB/Simulink中搭建模糊控制半主动起落架系统改变磁流变阻尼力实现半主动控制,对主起落架的落震进行仿真分析,表明磁流变式半主动控制起落架的优越性;G. L. Ghiringhelli^[9]在ADMAS中建立了飞机虚拟模型,通过半主动PID控制方法对油孔面积进行控制,进行了落震仿真对比;王智成等^[10]以无人机主起落架油针的几何形状为研究变量,通过优化得到油针的最佳截面积,提高了缓冲器的缓冲效率。

起落架结构是极其复杂的非线性振动系统,现有多数起落架的半主动控制研究基于运动方程的线性动力学分析,或基于磁流变式前起或者主起落架的两自由度模型的研究,对油气式起落架的整体研究还存在一定不足^[11],且三自由度飞机的研究更具有现实意义。而整机的落震实验成本较高,存在一定的协调复杂性,可见对其仿真的研究具有很高的参考价值。

因此,本文采用改变缓冲器油孔流通面积的控制方式,以某型号民用飞机为研究对象,采用LMS Virtual. lab Motion多体动力学软件建立虚拟样机模型,在AMESim液压软件中搭建油气式缓冲器模型;基于模糊控制策略设计起落架半主动控制器,在AMESim中实现对油液阻尼孔的实时调节,通过仿真分析整机落震时的载荷和振动情况,研究模糊PID控制对整机振动抑制的有效性。

1 系统模型的建立

1.1 系统的几何模型

飞机是一个复杂的多维度非线性运动系统,要想对飞机进行真实的动力学模拟,就需要对所建立的模型进行一定的简化和合理假设。本文以多轮单支柱起落架为例进行全机着陆动力学分析,现对模型进行基本假设^[12]:

1) 按照二质量力学模型将飞机分为弹性支撑质量和非弹性支撑质量,弹性支撑质量是指起落架缓冲器支撑的质量,主要包括飞机机身、机翼、缓冲器的外筒等零部件;而非弹性质量包括起落架缓冲器的活塞杆、机轮装置和刹车系统等。

2) 在运动过程中,将机身视为刚体,不考虑机身的变形,且不考虑缓冲支柱的结构变形。

3) 起落架的受力均视为集中力,且作用于起落架的运动平面内。

因此,在保证仿真精度的情况下,对飞机进行一定的简化,忽略起落架的收放机构和刹车装置等一些部件,在 CATIA 中建立简化后的飞机模型,如图 1 所示。

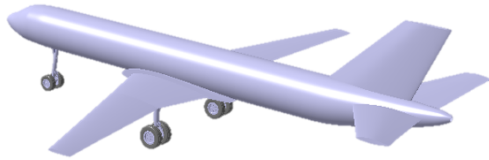


图 1 飞机模型示意图
Fig. 1 Airplane model schematic

1.2 起落架缓冲系统力学模型

起落架缓冲器在工作过程中,其活塞支柱和外筒作上下相对运动,吸收冲击载荷,产生缓冲支柱力。油气式缓冲器的支柱载荷主要包括:空气弹簧力 F_a ,油液阻尼力 F_o ,缓冲支柱间的相互摩擦力 F_f 和结构限制力 F_s [13]。

$$F = \begin{cases} F_s + F_a + F_o + F_f & (S < 0) \\ F_a + F_o + F_f & (0 \leq S \leq S_{\max}) \\ F_s + F_a + F_o + F_f & (S > S_{\max}) \end{cases} \quad (1)$$

式中: S 为缓冲行程; K_s 为结构间隙系数; S_{\max} 为缓冲支柱最大行程,当缓冲行程 $S < 0$ 时, $F_s = K_s S$,当缓冲行程 $S > S_{\max}$ 时, $F_s = K_s (S - S_{\max})$ 。

起落架被动控制和半主动控制时缓冲支柱的各力示意图如图 2 所示。

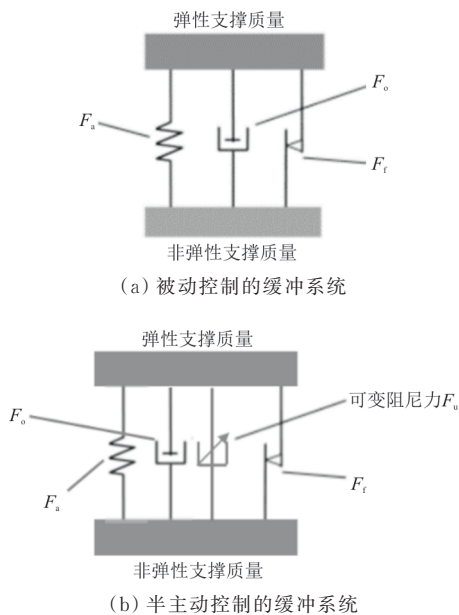


图 2 缓冲支柱受力分析示意图
Fig. 2 Schematic diagram of buffer strut stress analysis

2 整机落震性能仿真

2.1 落震动力学仿真模型

将 CATIA 中的飞机几何装配体导入 LMS Virtual. lab Motion 动力学模块,对各个部件施加相应的运动副约束,建立机体的落震路面,并放开机体与地面之间的垂向约束。对模型施加载荷时,仅需考虑落震时的投放重量和轮胎的属性等相关参数,并设置控制节点以建立与 AMESim 中缓冲器模型的数据交互接口,实现缓冲载荷从 AMESim 液压模型中的传递,整机落震动力学模型如图 3 所示。在联合仿真中,该动力学模型可以清晰反映整个系统的运动变化过程和载荷传递情况。

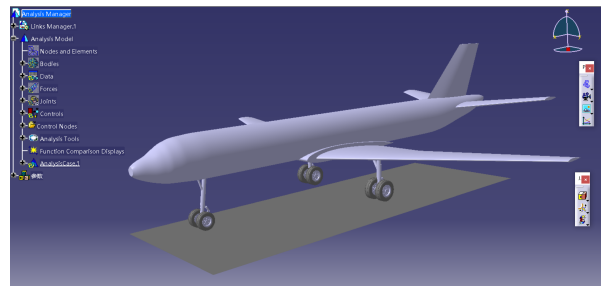


图 3 落震动力学模型
Fig. 3 Aircraft drop dynamics model

2.2 缓冲器仿真模型的建立

本文研究的起落架缓冲器为单腔式常油孔油气缓冲器,相对其他形式的缓冲器具有较高的效率和功量吸收能力。缓冲器工作时,活塞杆推动油液从主油腔流经油孔流向气腔和回油腔,在此过程中通过压缩气体和油液阻尼来消散起落架的冲击能量。反行程时,活塞受到空气作用力反向运动,油液反流回主油腔中,并消耗能量 [14-16]。典型的油气式缓冲器结构如图 4 所示。

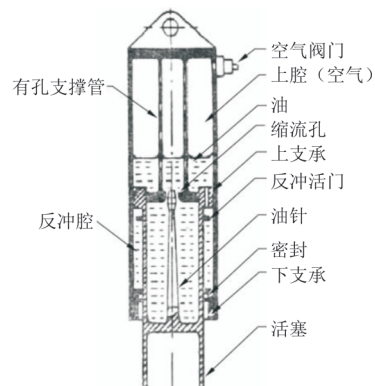


图 4 油气式缓冲器结构示意图 [14]
Fig. 4 Schematic diagram of the structure of an oil-gas buffer [14]

根据单腔式油气式缓冲器的工作原理,在 AMESim 液压软件中利用机械库、液压库、信号库等设计库搭建前起落架和主起落架的缓冲器液压模型,如图 5 所示。

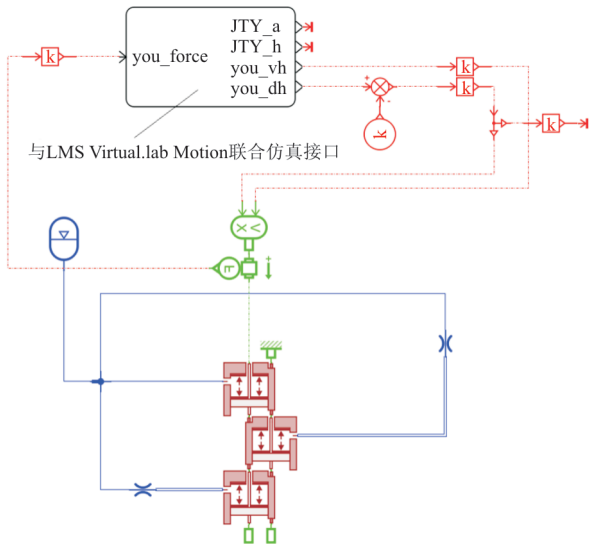


图 5 油气式缓冲器液压模型

Fig. 5 Hydraulic model of an oil-gas shock absorber

2.3 联合仿真分析

LMS Virtual. lab Motion 和 AMESim 的联合仿真方式主要包括 co-simulation、Coupled 和 Function Evaluation 三种方式,本文采用 Coupled 联合方式。在 Motion 中设置仿真接口,将构件的位移、速度和加速度传递给 AMESim, AMESim 将产生的控制力作用于构件,实现数据互通,如图 6 所示。

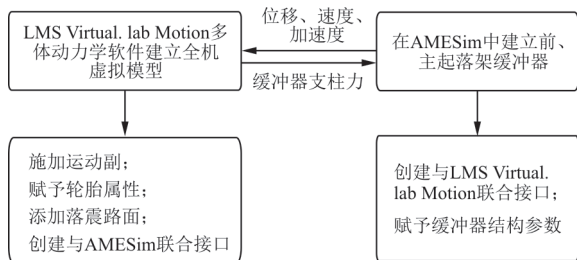


图 6 机械、液压联合仿真关系图

Fig. 6 Mechanical, hydraulic co-simulation diagram

3 模糊 PID 控制器的设计

3.1 模糊控制策略

经典 PID 控制方式在工业控制领域广泛使用,其结构简单且易于实现。然而控制参数很难实时调整,模糊控制与 PID 控制的结合可以避免该缺

陷,实现参数的最优整定。

模糊 PID 控制的核心就是模糊控制器,在模糊控制器里,将输入信号模糊化,通过制定的模糊规则进行推理,再反模糊求解,其控制流程如图 7 所示。将模糊推理后的参数 ΔK_p 、 ΔK_i 、 ΔK_d 输入到基础 PID 控制器,分别对 K_p 、 K_i 、 K_d 进行调整。

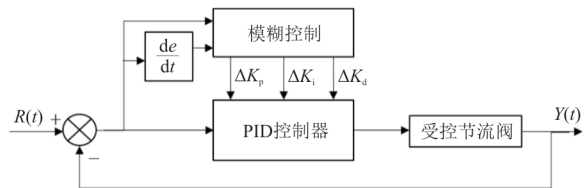


图 7 模糊 PID 控制流程图

Fig. 7 Fuzzy PID control flow chart

经过模糊 PID 控制后,作用于受控对象上的参数由式(2)表示。

$$\begin{cases} K_p = K_{p0} + \Delta K_p \\ K_i = K_{i0} + \Delta K_i \\ K_d = K_{d0} + \Delta K_d \end{cases} \quad (2)$$

将模糊 PID 控制策略应用于起落架,根据机体传感器的信号反馈,设计半主动控制器,制定模糊控制率来控制连接缓冲器的主油腔和上油腔控制阀的张度,从而调节油孔的通流面积,实现变阻尼控制,其控制原理图如图 8 所示。在起落架的着陆缓冲过程中,机身的加速度是衡量乘客舒适性的重要标准,因此,在被动悬架系统中,选取机体与前起落架和主起落架连接处的加速度与理想加速度的偏差值(E)和偏差值变化率(EC)作为控制器的输入,建立三个模糊控制系统。

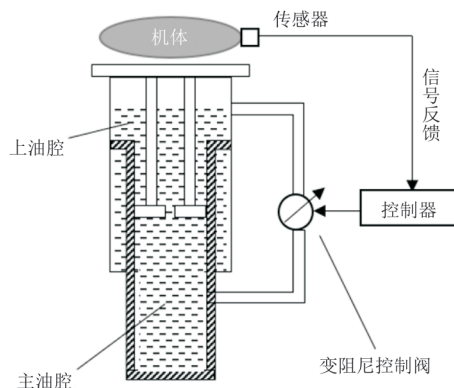


图 8 变阻尼节流阀半主动控制原理图

Fig. 8 schematic diagram of semi-active control of variable damping throttle valve

3.2 模糊控制器的设计

3.2.1 输入、输出模糊变量的确定

模糊控制过程包括模糊化、制定模糊规则、反模糊三个过程。模糊控制器的输入和输出变量都采用 {NB、NM、NS、ZO、PS、PM、PB} 模糊集合来表示,分别为负大、负中、负小、0、正小、正中、正大。本文采用高斯隶属度函数和三角隶属度函数来描述模糊控制的输入和输出。将输入输出变量的基本论域模糊化,转变成模糊论域。依据被动控制仿真结果的加速度偏差和偏差变化率值,确定输入的模糊论域:偏差值为 $[-4, 4]$, 偏差值的变化率为 $[-4, 4]$; 通过多次调试,选取输出的模糊论域 $\Delta K_p \in [-4, 4], \Delta K_i \in [-3, 3], \Delta K_d \in [-0.1, 0.1]$ 。基于 Mamdani 方法进行模糊推理,采用重心法进行反模糊求解^[17]。

3.2.2 模糊规则的制定

模糊规则是控制系统的核心,模糊 PID 控制规则库的制定原则如下:

1) 当机身加速度偏差值为负大时,说明实际加速度值远小于理想加速度值,需要增加实际加速度值;增大缓冲支柱的油液阻尼力,则需要通过减小对受控节流阀的控制来减小节流孔的面积,则 ΔK_p 取负大、 ΔK_i 为正大和较小的 ΔK_d , 能够快速调节阀口张度,并且避免超调。

2) 当机身加速度偏差值较小时, ΔK_p 、 ΔK_i 、 ΔK_d 都应较小。

3) 当机身加速度偏差值为正大时,则需要增大油孔的面积,此时应该增大控制量,取较大的 ΔK_p 和较小的 ΔK_d 。

基于该模糊控制规则,制定模糊控制规则表如表 1 所示。

表 1 模糊控制规则表
Table 1 Fuzzy control rule table

$\Delta K_p, \Delta K_i, \Delta K_d$	EC						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	NB/	NB/	NM/	NM/	NM/	NS/	ZO/
	PB/	PB/	PM/	PM/	PS/	PS/	ZO/
	PS	PS	PS	PM	PM	PM	PB
NM	NB/	NM/	NM/	NM/	NS/	ZO/	PS/
	PB/	PM/	PM/	PS/	PS/	ZO/	ZO/
	PS	PS	PS	PS	PS	NS	PB
NS	NM/	NM/	NS/	NS/	ZO/	PS/	PS/
	PM/	PM/	PS/	PS/	ZO/	NS/	NM/
	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO	ZO
E	NM/	NM/	NS/	ZO/	PS/	PS/	PM/
	PM/	PS/	PS/	ZO/	NS/	NM/	NM/
	ZO	NS	NS	NS	NS	NS	ZO
PS	NM/	NS/	NS/	PS/	PS/	PM/	PM/
	PS/	PS/	ZO/	NS/	NS/	NM/	NM/
	NS	NS	ZO	NM	NM	NS	ZO
PM	NS/	NS/	NS/	PS/	PM/	PB/	PB/
	NS/	ZO/	NS/	NS/	NM/	NB/	NB/
	ZO	NS	NM	NM	NB	NS	PS
PB	ZO/	ZO/	PS/	PM/	PM/	PB/	PB/
	ZO/	ZO/	NS/	NM/	NM/	NB/	NB/
	PS	NM	NB	NB	NB	NS	PS

在 MATLAB 模糊工具箱中,将表 1 所示的模糊规则依据 “If $E \in A_E^n$ and $EC \in A_{EC}^n$, then $\Delta K_p \in R_p^n$ and $\Delta K_i \in R_i^n$ and $\Delta K_d \in R_d^n$ ” 的形式进行定义,其中: n 是建立的规则条数, $n=1, 2, \dots, 49$, $A_{E, EC}^n$ 是逻辑的先前语言形式, $R_{p, i, d}^n$ 是逻辑结果存在的标记^[18]。

3.2.3 控制器模型的搭建

在 MATLAB/Simulink 中搭建模糊控制器模型,将本文建立的模糊控制文件赋予 Fuzzy Logic Controller 模块,完成控制率的设计。其控制器模型如图 9 所示,在 MATLAB 中编辑程序,将 Simulink 模型文件导入 AMESim 路径,在 AMESim 生成控制器模块。

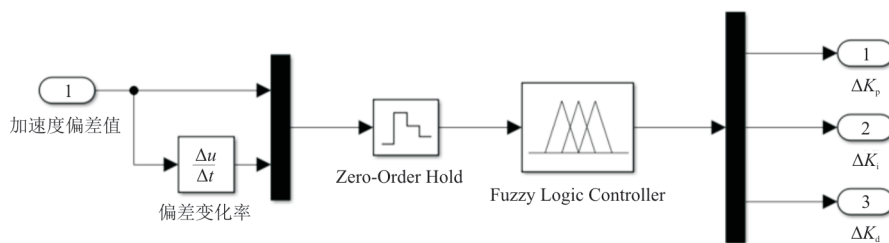


图 9 模糊控制 Simulink 模型
Fig. 9 Fuzzy control Simulink model

4 联合仿真分析对比

4.1 建立半主动控制联合仿真模型

飞机在着陆缓冲过程中,其理想状态是起落架缓冲速度从接地到为0整个过程做匀减速运动,根据动能定理可得其理想加速度 a' 。

$$a' = \frac{gh}{S_{\max}} \quad (3)$$

式中: h 为落震高度。

将理想加速度和实际加速度的差值传递给模糊控制器,经过模糊推理后输出的参数 ΔK_p 、 ΔK_i 、 ΔK_d 叠加到基础PID控制器,输出反馈信号给变阻尼节流阀。

在传统式油气缓冲器的模型基础上,搭建半主动控制缓冲器液压模型。通过可变液压节流孔来表示变阻尼节流阀,可以根据接收信号的大小表现不同的通流面积,并在 AMESim 中设置控制信号(s_{ignor})的范围(s_{igmin} , s_{igmax})和通流最大直径 A_{max} ,当“ $s_{\text{igmin}} \leq s_{\text{ignor}} \leq s_{\text{igmax}}$ ”时,信号进行归一化处理,即“ $0 \leq s_{\text{ignor}} \leq 1$ ”,则控制阀的通油面积为 $m_a =$

$s_{\text{ignor}} \cdot A_{\text{max}}$,其模型如图 10 所示。同时设置一个双向转换开关,在起落架的落震过程中,主要实现对正行程加速度的控制,该开关根据缓冲速度来判断是否作用于缓冲器正行程。

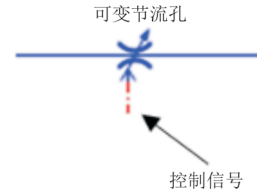


图 10 可变液压节流孔模型
Fig. 10 Variable hydraulic orifice model

设置可变节流孔与常油孔并联,即此时缓冲器的通油孔面积为常油孔面积和可变油孔面积之和,通油孔的面积大小决定了油液的流通速度和流量,若面积变大,则油液流通速度较快,油液阻尼力减小,油液从主油腔流向气腔的流量迅速变多,便会改变机体的垂向加速度和垂向位移,实现半主动控制,该缓冲器模型如图 11 所示。倘若半主动控制的可变节流孔失效时,便可转为被动控制,保证了安全可靠。

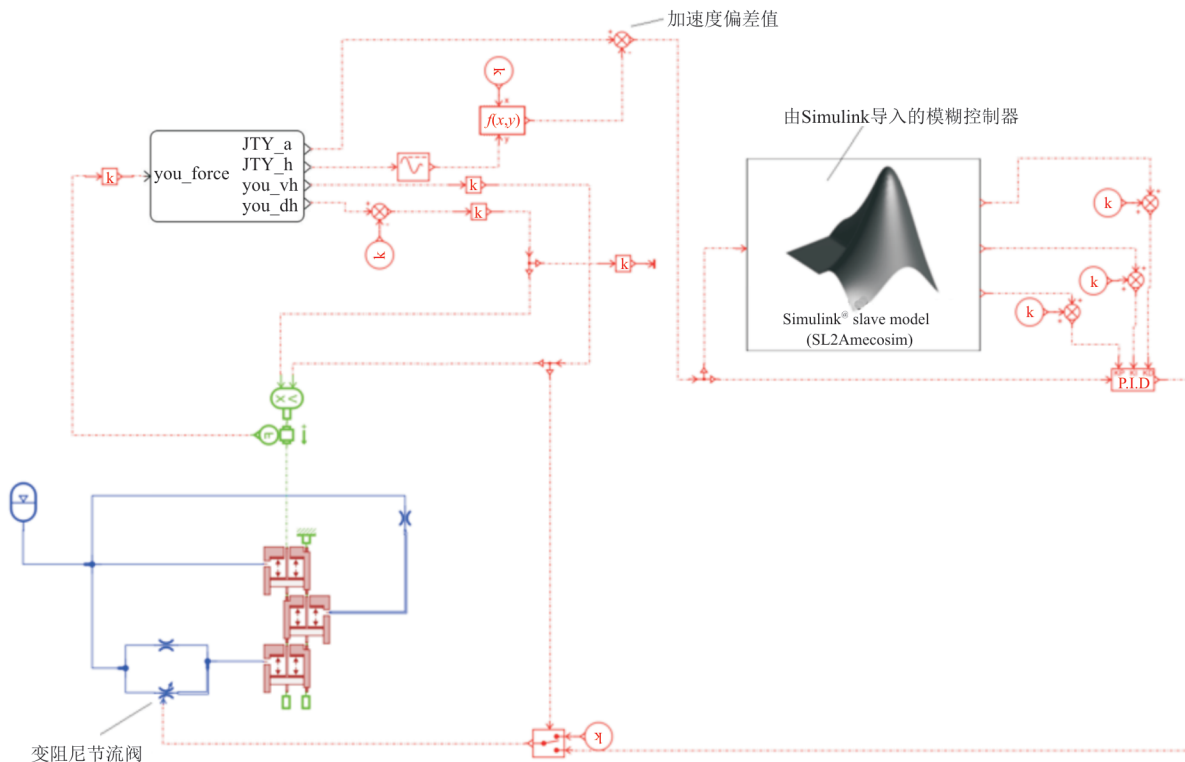


图 11 主起落架的半主动缓冲器模型
Fig. 11 Semi-active buffer model of the main landing gear

4.2 联合仿真参数的设置

按照飞机落震虚拟试验需求,定义落震着陆下沉速度为 3.05 m/s,从而可以得到其落震投放高度,并按照某型号民用飞机的几何结构尺寸以一定比例进行缩放后,在 LMS Virtual. lab Motion 模块中定义飞机的几何结构参数和整机落震参数,如表 2 所示。

表 2 整机落震参数的设置
Table 2 Setting of the vibration parameters of the aircraft

参数	数值
飞机投放质量/kg	30 000
前、主起落架距离/m	8
主起落架轮距/m	5
飞机重心到前起落架的距离/m	6.80
飞机重心处初始速度/(m·s ⁻¹)	0
在 z 轴上的重力加速度/(m·s ⁻²)	-9.80
机轮最低点距离地面的垂直距离/m	0.474 6

依据飞机停机状态地面维护要求^[13],可得到起落架活塞杆的停机载荷,并选取合适的缓冲器停机、全伸长、全压缩的压缩比,便可初步确定缓冲器的初始压力和初始体积等参数。经过仿真结果分析,反过来调试修改参数,最终在 AMESim 液压环境中给定起落架缓冲器的仿真参数,如表 3 所示。

表 3 起落架缓冲器参数的设置
Table 3 Settings of landing gear buffer parameters

参数	数值	
	前起落架	主起落架
初始压力/MPa	0.50	1.18
初始体积/L	8	12
油孔面积/m ²	3.14×10 ⁻⁴	4.02×10 ⁻⁴
最大缓冲行程/mm	150	200

4.3 仿真结果分析对比

以建立的仿真模型为基础,通过机械、液压、控制进行联合仿真,经过 AMESim 后处理模块,得到起落架缓冲器的性能参数,对比被动控制和模糊 PID 控制起落架在落震过程中油液的流通面积、飞机重心处位移、加速度,前、主起落架缓冲支柱

载荷的变化以及缓冲器功量图和缓冲效率,如图 12~图 16 所示。

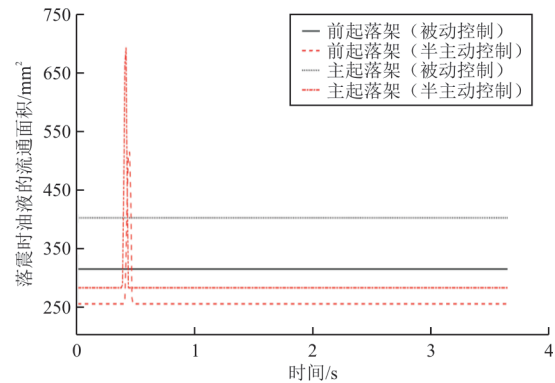


图 12 油液的流通面积对比曲线图

Fig. 12 Comparison curve of the flow area of the oil

从图 12 可以看出:在 0.42 s 时,机体着陆开始,进行缓冲压缩,半主动控制下的缓冲器能够及时作出响应并调节油液流通面积,且由于机体的重心靠后一些,导致主起落架比前起落架先行进行缓冲。

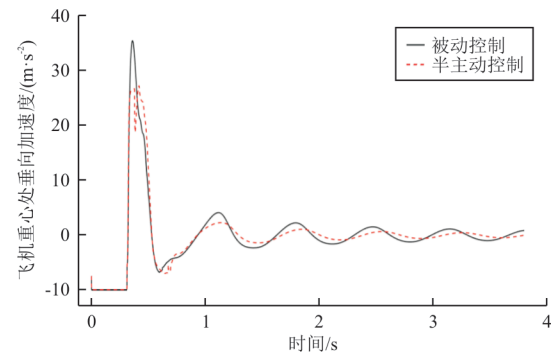


图 13 机身重心位置垂向加速度对比曲线图

Fig. 13 Comparison curve of vertical acceleration of fuselage center of gravity position

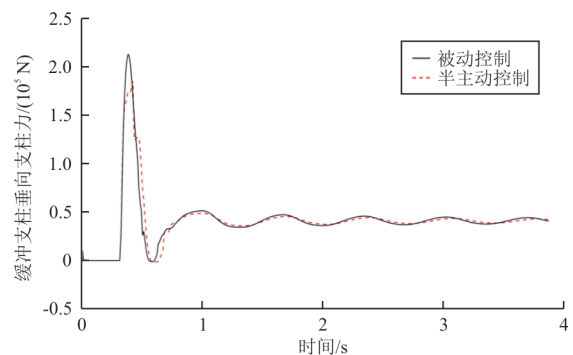


图 14 前起落架缓冲支柱垂向载荷对比曲线图

Fig. 14 Comparison curve of vertical load of the front landing gear cushioning pillar

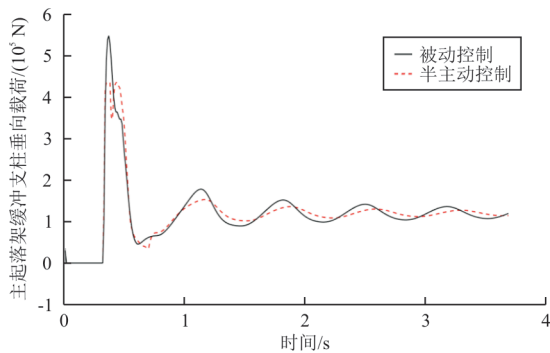


图 15 主起落架缓冲支柱垂向载荷对比曲线图
Fig. 15 Comparison curve of vertical load of the main landing gear cushioning pillar

从图 13~图 15 可以看出:与被动控制相比,半主动控制下机体质心位置处的垂向加速度显著降低,峰值降低了 23.2%,计算得到加速度均方根值由 6.05 降低为 5.86;被动控制下主起落架的最大支柱力为 542 800 N,而半主动控制下的最大支柱力为 435 800 N,降低了 20.5%;同样,前起落架的最大支柱力降低了 13.1%。

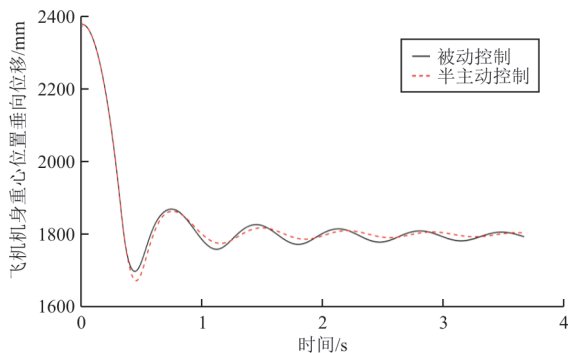


图 16 机身重心位置垂向位移对比曲线图
Fig. 16 Vertical displacement comparison curve of the center of gravity position of the fuselage

从图 16 可以看出:起落架系统加上半主动控制以后,机体振荡幅度降低且更快趋于稳定。

缓冲器的功量图是评价缓冲器缓冲性能好坏的重要依据。功量图中缓冲支柱行程变化吸收的能量与缓冲器最大载荷和最大行程乘积的比值即为缓冲器缓冲效率,反映了缓冲器的缓冲能力。从上述仿真结果可以看出,主起落架所承受的着陆冲击载荷约占全机着陆冲击载荷的 80%,因此本文主要对主起落架的缓冲器功量图和缓冲效率进行分析。将在 AMESim 中得到的仿真曲线经过处理后可得到功量图曲线,如图 17 所示,可以看出:主起落架承受大部分冲击能量,功量图包围面积较为饱满,而半主动控制的主起落架功量图形

状更接近与菱形,变化趋势平稳。

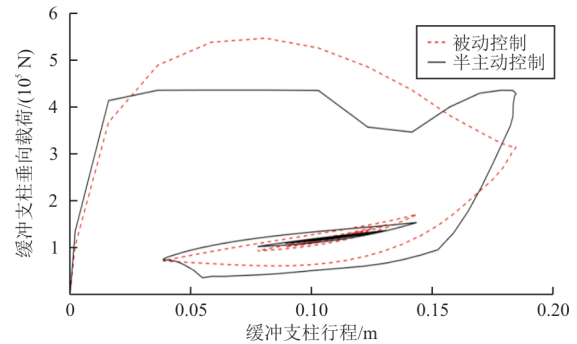


图 17 主起落架缓冲器功量图
Fig. 17 Power diagram of main landing gear buffer

基于落震虚拟实验需求,仿真分析落震高度为 0.474 6 m (即着陆速度为 3.05 m/s)工况下的缓冲效率。为使数据更具有说服力,通过改变机体下落的高度,进行着陆速度为 3.50 m/s 工况时的落震缓冲效率分析,如表 4~表 5 所示。

表 4 着陆速度为 3.05 m/s 时的缓冲效率

Table 4 Cushioning efficiency at landing speed of 3.05 m/s

起落架	缓冲效率/%		效率变化量/%
	被动控制	半主动控制	
前起落架	79.5	82.5	3.0
主起落架	75.8	86.2	10.4

表 5 着陆速度为 3.50 m/s 时的缓冲效率

Table 5 Cushioning efficiency at landing speed of 3.50 m/s

起落架	缓冲效率/%		效率变化量/%
	被动控制	半主动控制	
前起落架	84.8	90.6	5.8
主起落架	77.2	84.3	7.1

在落震试验中得到的缓冲效率一般不应低于 75%,当着陆速度为 3.05 和 3.50 m/s 时,油气式缓冲器的缓冲效率均达到了 75% 以上,符合实际情况。半主动控制提高了缓冲器的缓冲效率。

5 结论

1) 模糊 PID 控制能够实时根据外界激励进行调节,响应较为迅速,改善了传统控制的局限性。

2) 半主动控制相对于被动控制有效改善了起落架的落震性能,降低了前、主起落架着陆冲击载荷峰值和振荡幅度,机身重心处的垂向加速度均方根值降低了 3.1%,提高了乘客的乘坐舒适性和

起落架的使用寿命。

3) 考虑着陆速度为 3.05 和 3.50 m/s 两种落震工况时,缓冲器的缓冲效率均满足落震仿真要求,且半主动控制的缓冲器效率高于被动控制,改善了缓冲器的缓冲性能。

参考文献

- [1] LEMON K A, STECK J E, HINSON B T, et al. Application of a six degree of freedom adaptive controller to a general aviation aircraft [C] // 2011 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S.l.]: AIAA, 2011: 1-7.
- [2] 严志刚, 赵艳影. 飞机起落架结构振动的非线性动力学研究现状及展望[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(13): 186-190.
YAN Zhigang, ZHAO Yanying. Study and progress of non-linear dynamics of aircraft landing gear vibrating system [J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(13): 186-190. (in Chinese)
- [3] 贾玉红, 王建军. 飞机起落架的主动控制与半主动控制研究[J]. 兵工学报, 2006(3): 528-532.
JIA Yuhong, WANG Jianjun. Research on active control and semi-active control of aircraft landing gear [J]. Journal of Ordnance Engineering, 2006(3): 528-532. (in Chinese)
- [4] 刘勇. 起落架缓冲器半主动控制理论与试验设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
LIU Yong. Theoretical research and experimental design of semi-active control of landing gear buffers [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [5] GAN S, FANG X, WEI X. Analysis and optimisation design on damping orifice of oleo-pneumatic landing gear [J]. The Aeronautical Journal, 2021, 45: 233-235.
- [6] 孙法军, 王毅, 孙萌, 等. 基于模糊PID控制重型汽车主动空气悬架仿真分析[J]. 汽车零部件, 2021(5): 25-28.
SUN Fajun, WANG Yi, SUN Meng, et al. Simulation analysis of active air suspension for heavy vehicles based on fuzzy PID control [J]. Auto Parts, 2021(5): 25-28. (in Chinese)
- [7] 傅莉, 刘涛, 王东政, 等. 基于磁流变的飞机起落架缓冲控制及仿真分析[J]. 计算机仿真, 2014, 31(12): 41-44.
FU Li, LIU Tao, WANG Dongzheng, et al. Buffer control of landing gear and simulation analysis based on MR damper [J]. Computer Simulation, 2014, 31(12): 41-44. (in Chinese)
- [8] 田静, 丁利, 孔令帅, 等. 磁流变半主动起落架的落震仿真分析[J]. 液压与气动, 2012(12): 47-50.
TIAN Jing, DING Li, KONG Lingshuai, et al. Simulation and analysis of semi-active control for MR damper landing gear [J]. Hydraulics and Pneumatics, 2012(12): 47-50. (in Chinese)
- [9] GHIRINGHELLI G L. Testing of semi-active landing gear control for a general aviation aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(4): 606-616.
- [10] 王智成, 聂宏, 房兴波, 等. 起落架缓冲性能联合仿真及优化方法研究[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44(1): 11-14.
WANG Zhicheng, NIE Hong, FANG Xingbo, et al. Research on co-simulation and optimization method of landing gear cushioning performance [J]. Mechanical Design and Manufacturing Engineering, 2015, 44(1): 11-14. (in Chinese)
- [11] 胡锐, 牟让科, 宋得军, 等. 温度对油一气式起落架缓冲性能的影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 150-156.
HU Rui, MU Rangke, SONG Dejun, et al. Research on the influence of temperature on the cushioning performance of oil-air landing gear [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 150-156. (in Chinese)
- [12] 聂宏, 魏小辉. 飞机起落架动力学设计与分析[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2013.
NIE Hong, WEI Xiaohui. Dynamic design and analysis of aircraft landing gear [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2013. (in Chinese)
- [13] 刘向尧, 聂宏. 某型飞机前起落架落震动力学的仿真分析[J]. 航空计算技术, 2012, 42(4): 10-13.
LIU Xiangyao, NIE Hong. Simulation analysis of landing shock dynamics of a certain type of aircraft in front landing gear [J]. Aeronautical Computing Technology, 2012, 42(4): 10-13. (in Chinese)
- [14] 高泽迥. 起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
GAO Zejiang. Design of take-off and landing system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [15] 李巍. 基于AMESim的飞机液压系统仿真技术的应用研究[J]. 内燃机与配件, 2022(3): 233-235.
LI Wei. Application research of aircraft hydraulic system simulation technology based on AMESim [J]. Internal Combustion Engine and Parts, 2022(3): 233-235. (in Chinese)
- [16] 张国健, 梁全, 郭金中, 等. 基于AMESim的飞机主起落架缓冲器建模与缓冲性能分析[J]. 机械工程与自动化, 2021(6): 80-82.
ZHANG Guojian, LIANG Quan, GUO Jinzhong, et al. Modeling of aircraft main landing gear buffer and analysis of buffering performance based on AMESim [J]. Mechanical Engineering and Automation, 2021(6): 80-82. (in Chinese)
- [17] 梅海军. 半主动空气悬架自适应模糊PID控制研究[D]. 太原: 太原理工大学, 2020.