

模糊PID控制对轮橇式起落架飞机滑行减振的影响研究



牛泽岷³, 尹乔之^{2,3}, 孙浩³, 魏小辉^{1,3}, 聂宏^{2,3}

1. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 江苏 南京 210016
2. 南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室, 江苏 南京 210016
3. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 江苏 南京 210016

摘要:飞机在地面滑跑过程中产生的振动严重威胁着飞机起降安全。针对新型轮橇式起落架飞机在滑行时受到地面随机激励而产生剧烈振动的问题,本文在多体动力学软件LMS Virtual.Lab Motion中建立了轮橇式起落架飞机全机着陆滑跑动力学模型,基于高斯白噪声经典随机过程建立随机道面激励模型,在MATLAB/Simulink中设计了半主动控制缓冲器,通过LMS Virtual.Lab Motion与MATLAB的联合仿真方法,分析对比了缓冲器被动减振、半主动PID控制和半主动模糊PID控制三种控制律作用下轮橇式飞机的滑行振动特性。研究表明,所设计的模糊PID半主动控制缓冲器,能够有效减小机体垂向振动位移和垂向载荷,并且可消除飞机刹停后的动态误差,使飞机更快达到静止状态。通过多工况仿真验证了该控制方法的适应性和有效性。

关键词:轮橇式起落架; 模糊PID; 滑行振动; 联合仿真; 半主动减振控制

中图分类号: V226

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.10.010

目前,世界上主要国家已将高超声速技术视为“改变游戏规则”的颠覆性技术,竞相发展高超声速飞行器技术^[1]。高超声速技术作为未来大国对抗中的有力筹码,正成为当前装备科技领域博弈的焦点之一^[2]。高超声速飞机起落架除了需要具备长寿命、高可靠性及易维修性等高性能设计要求外,由于其起降速度大、扁平式布局等特点,还需要具备所占结构空间小,耐超高温环境、耐超高的着陆水平速度以及超轻的结构重量。轮橇式起落架的出现同时满足了以上需求,轮橇式起落架体积小、重量轻、耐高温,可在雪地、沙地等松软路面着陆,其去掉了沉重的刹车盘,通过滑橇与地面的摩擦将飞机地面滑跑的动能转换为热能耗散掉从而达到制动效果。部分高超声速飞行器已有对滑橇刹车的实际应用,如美国的试验机X-15A高超声速飞行器^[3],在滑跑降落时通过滑橇与地面的摩擦达到飞行器进场后减速的目的。此外,轮橇式起落架也能同利用刹车盘制动的轮式起落架一样通

过差动刹车进行滑跑纠偏,主要利用作动筒将滑橇压向地面的不同压力来影响左右滑橇与地面间的摩擦力,使左右轮橇与地面间的结合力矩不同而产生偏航力矩,从而调整飞机滑跑姿态,达到纠偏效果,具有较好的应用前景。由于跑道地面的不平度,飞机在滑行过程中会产生振动,而这种振动正是造成飞机机体和起落架结构疲劳破坏的重要原因之一,严重威胁飞机起飞和着陆的安全性,因此国内外专家一直把飞机滑行时的振动及动态响应问题作为重要的研究课题之一^[4]。通常起落架缓冲系统由轮胎和缓冲器两部分组成,而对于轮橇式起落架,冲击和振动产生的载荷,轮胎承担的载荷很小,而滑橇不像轮胎那样具备缓冲性能,因此,轮橇式起落架飞机的滑行减振问题变得尤为重要。

对于地面滑行随机振动的研究,C. C. Tung^[5]采用摄动法和等效线性化法,通过将跑道激励简化为平稳高斯过程对非线性二自由度飞机滑跑模型的随机响应进行了数值模

收稿日期: 2023-05-22; 退修日期: 2023-07-09; 录用日期: 2023-08-15

基金项目: 航空科学基金(202000410520002); 国家自然科学基金(52375102, 52275114); 中国博士后科学基金资助项目(2021M691565); 南京航空航天大学前瞻布局科研专项资金; 国防卓越青年基金(2018-JCJQ-ZQ-053); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

引用格式: Niu Zemin, Yin Qiaozhi, Sun Hao, et al. Research on the influence of fuzzy-PID control on taxiing vibration suppression of wheel-ski landing gear aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(10): 74-83. 牛泽岷, 尹乔之, 孙浩, 等. 模糊PID控制对轮橇式起落架飞机滑行减振的影响研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10): 74-83.

拟;贾玉红等^[6]基于主动控制起落架的非线性二质量块模型,建立目标函数,对主动控制起落架在地面滑跑的随机响应进行了分析。随着研究的不断深入,研究人员开始使用更符合实际的跑道谱来描述跑道不平度。张冠超等^[7]基于非线性二质量块起落架模型,将实测数据作为路面激励,采用时域确定性方法,对飞机在不平整跑道上滑行的响应进行了探究。然而,实测跑道方法虽准确度高,但不具有普遍性且耗费成本。因此,刘莉等^[8]针对二质量块起落架模型,借助跑道功率谱密度描述路面不平度,并采用谱密度法研究了飞机滑跑时的平稳响应。聂宏等^[9]基于功率谱密度法,建立了飞机起落架非稳态响应的数学模型,通过变量代换和傅里叶变换得到非稳态分析的功率谱密度,并对飞机重心过载这一典型响应量进行了分析。此外,周瑞鹏等^[10]基于ALTLAS软件,对某型舰载机起落架不同下沉速度工况进行了分析,并结合落震试验数据对流量系数、气体多变指数进行了计算。朱晨辰等^[11]详细论述了军民机着陆与滑跑阶段涉及的关键动力学问题及研究现状,重点对复杂环境下飞机起落架相关试验技术、着陆缓冲分析与优化方法等方面进行了综述。为了能将频域噪声引入非线性系统,有学者采用谐波叠加法,将一系列相位不同的正弦波进行叠加,使路面不平度表达形式从功率谱转化到了时域的时间序列上,进而研究了飞机在不平整跑道滑跑时的随机响应,并对机场道面平整度进行了评价^[12]。目前,针对起降装置减振的公开研究多集中于轮式起落架和橇式起落架。尽管轮橇式起落架已经问世,这一类起落架仅用于滑跑起飞、着陆制动,且出于技术封锁的原因,公开的研究资料极少。轮橇式起降装置在结构设计、控制方式、减振性能等方面仍有较大的研究空间。

本文基于多学科优化及智能控制方法,通过LMS Virtual. Lab Motion建立了轮橇式飞机的全机地面滑跑动力学模型,采用滤波白噪声路面时域模型建立了与实际情况相符的随机激励道面,基于MATLAB/Simulink平台设计其减振控制律。通过联合仿真将其应用于半主动控制技术。分析了缓冲器被动减振、半主动比例积分微分(PID)控制和半主动模糊PID控制三种方式下轮橇式飞机的减振性能,最终形成一套轮橇式起落架飞机地面滑行随机振动减振设计方法,旨在提高轮橇式起落架飞机滑跑舒适性和减振性能。

1 轮橇式起落架动力学建模

1.1 变阻尼节流阀式半主动控制缓冲器动力学建模

本文主要基于变阻尼节流阀式半主动控制原理对起落

架缓冲器的半主动控制进行研究。节流阀又可分为可调节流量控制阀,通过改变节流口流通面积使阻尼力发生变化。

该缓冲器的缓冲力主要由空气弹簧力 F_a 、油液阻尼力 F_h 、结构限制力 F_l 和可控阻尼力 F_c 组成。

(1) 空气弹簧力 F_a

本油气缓冲器采用单气腔缓冲器,其空气弹簧力可以表示为

$$F_a = A_0 \left[p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_0 u} \right)^\gamma - p_{\text{atm}} \right] \quad (1)$$

式中, F_a 为空气弹簧力; A_0 为缓冲器气腔有效压气面积; p_0 为缓冲器气腔初始填充压力; u 为缓冲器行程; V_0 为缓冲器气腔初始填充体积; γ 为空气多变指数; p_{atm} 为当地标准大气压力。

(2) 油液阻尼力 F_h

$$F_h = \frac{\rho A_{h0}^3 \dot{u}}{2C_d^2 A_{d0}^2} |\dot{u}| \quad (2)$$

式中: ρ 为油液密度; A_{h0} 为主油孔压油面积; \dot{u} 为缓冲器压缩速度; C_d 为油液缩流因数; A_{d0} 为油孔面积。

(3) 结构限制力 F_l

$$F_l = \begin{cases} K_L \cdot S & S < 0 \\ 0 & 0 \leq S \leq S_{\text{max}} \\ K_L \cdot (S - S_{\text{max}}) & S \geq S_{\text{max}} \end{cases} \quad (3)$$

式中, K_L 为缓冲器轴向拉压刚度; S_{max} 为缓冲器最大行程。

(4) 可控阻尼力 F_c

半主动控制起落架缓冲器阻尼力可分为可控阻尼力以及不可控阻尼力(常油孔,变油孔)两部分。可控阻尼力即由半主动控制器输出信号控制执行机构,再由执行机构实现阻尼变化,其具体大小由半主动控制律决定。

1.2 道面随机激励模型的建立

《机械振动 道路路面谱测量数据报告》(GB/T 7031—2005)^[13]建议路面功率谱密度采用式(4)作为拟合表达式

$$G_q(n) = G_q(n_0) \left(\frac{n}{n_0} \right)^{-\omega} \quad (4)$$

式中, n 为空间频率,是波长 λ 的倒数,表示每米长度中包含波长的个数; n_0 为参考空间频率,通常取 $n_0=0.1\text{m}^{-1}$; $G_q(n_0)$ 为参考空间频率 n_0 下的路面功率谱密度值,称为路面不平度系数; ω 为频率指数,它是指双对数坐标上斜线的斜率,决定路面功率谱密度频率结构,一般取 $\omega=2$ 。

《机械振动 道路路面谱测量数据报告》中将路面分为A~H共8个等级,见表1。根据中国所修建跑道的实际情

表1 路面不平度分级标准

Table 1 Grading standard of road roughness

| 路面等级 | $G_q(n_0)(10^{-6}m^3)$ (取 $n_0 = 0.1m^{-1}$) | | |
|------|---|--------|--------|
| | 下限 | 几何平均值 | 上限 |
| A | 8 | 16 | 32 |
| B | 32 | 64 | 128 |
| C | 128 | 256 | 512 |
| D | 512 | 1024 | 2048 |
| E | 2048 | 4096 | 8192 |
| F | 8192 | 16384 | 32768 |
| G | 32768 | 65536 | 131072 |
| H | 131072 | 262144 | 524288 |

况,常用前三级来刻画其不平度。

我国机场路面谱基本在A~C三级范围内,其中B、C级路面占比较大。引入速度变量以后,得到下截止频率的路面不平度位移的时域表达式,即

$$\dot{q}(t) = G(j\omega)\omega(j\omega) = -2\pi f_0 q(t) + 2\pi n_0 \sqrt{G_q(n_0)} v \omega(t) \quad (5)$$

式中, q 为路面不平度位移; f_0 为下截止频率。

式(5)被称为“滤波白噪声”时域路面输入模型。通常,下截止频率在0.0628Hz附近取值,以保证所得的时域路面位移输入与实际路面相符。

国内外学者对随机路面时域模型进行了大量研究,结果表明基于线性滤波的白噪声激励模拟特别适合于路面谱时域模型的仿真,滤波白噪声法是目前普遍应用的路面不平度模拟方法。在MATLAB/Simulink环境下,搭建与式(5)一致的仿真模型,随后对B级路面进行仿真,仿真结果如图1所示。

将仿真结果的采样点导入CATIA软件中,生成样条曲线,最终生成仿真所需的标准B级路面。

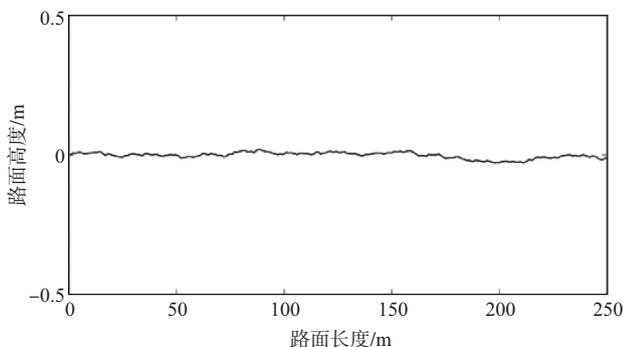


图1 B级路面仿真结果

Fig.1 Simulation results of B-grade pavement

1.3 全机动力学模型的建立

给定尺寸缩放比例为1:9的样机进行仿真。实际飞机重量为109.35t,滑跑速度为60m/s,根据NASA技术说明中提供的缩放关系,仿真样机的重量缩小729倍,滑跑速度缩小300%,仿真参数见表2。将CATIA中的飞机几何装配体导入LMS Virtual.lab Motion动力学模块,建立完整的轮橇式起落架飞机全机着陆滑跑动力学模型,如图2所示,其中包含完整的轮橇式起落架飞机模型、B级路面模型和起落架缓冲器模型。随后建立了LMS Virtual. Lab Motion与MATLAB/Simulink联合仿真的接口,以实现缓冲器的半自动控制。在后续联合仿真中,此动力学模型可以清晰地反映整个系统的运动变化过程和载荷传递情况。

表2 轮橇式起落架飞机参数

Table 2 Parameters of wheel-ski landing gear aircraft

| 参数 | 取值 |
|-----------------------|--------|
| 全机质量/kg | 150 |
| 机翼参考面积/m ² | 2.453 |
| 机翼平均气动弦长/mm | 800 |
| 飞机翼展/mm | 2400 |
| 滑橇与地面静摩擦系数 | 0.3 |
| 机轮与地面静摩擦系数 | 0.5 |
| 滑橇接触刚度/(N/m) | 100000 |
| 滑橇接触阻尼/(N/(m/s)) | 2600 |

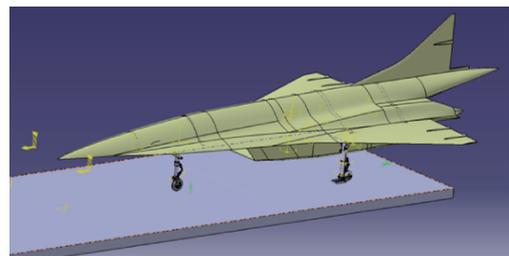


图2 全机着陆滑跑动力学模型

Fig.2 Full aircraft landing slide-off dynamics model

2 轮橇式起落架飞机滑行振动响应分析

2.1 飞机被动减振滑跑仿真

在已创建的B级道面上进行轮橇式起落架飞机的地面滑跑仿真,在初始滑跑速度为20m/s,仿真时长为10s,被动减振工况下,给出机体垂向振动位移、机体垂向振动加速度、主起缓冲压缩量和主起缓冲器载荷随时间变化曲线图,如图3所示。

由仿真结果可知,机体垂向振动最大位移为32mm,主起缓冲压缩量有较大范围的波动。此时机体垂向振动位移较大,经过7.8s后飞机刹停,由于存在动态误差,需要经过

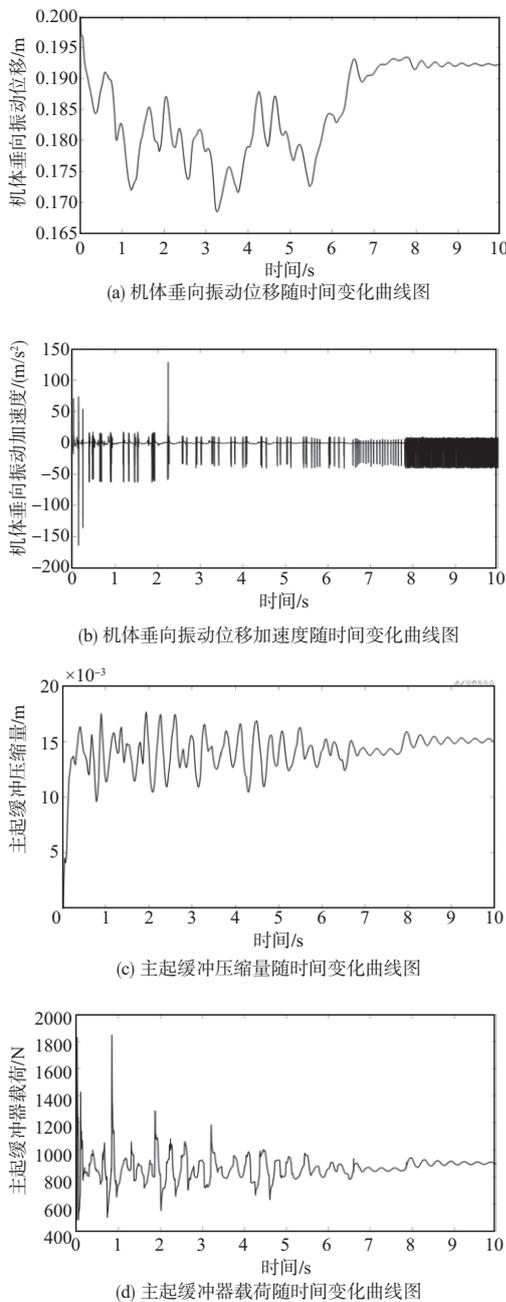


图3 被动减振飞机滑跑仿真结果

Fig.3 Simulation results of passive vibration damping aircraft skid

较长时间才能达到稳定。机体垂向振动加速度在滑跑3s后保持在5g范围内。主起缓冲器载荷波动较大。

2.2 半主动PID控制下的飞机滑跑仿真

作为PID控制器的核心,比例、积分、微分控制三部分各自在控制过程中发挥不同作用。比例环节对偏差进行反映,产生控制信号以达到缩小或者消除偏差的目的;积分环节用于消除系统静态误差;微分环节则用于消除动态误差,可明

显改善系统的动态特性。针对本文减振的目的,主要对P、D值展开研究,以减缓轮橇式起落架飞机地面滑跑过程中的垂向振动位移和垂向载荷,并消除飞机刹停后的动态误差,改善系统的动态特性。积分环节I值则设为定值1000。

轮橇式起降装置采用的PID减振控制律的具体工作原理如图4所示。飞机在地面滑跑时通过传感器不断将机体垂向振动位移 $y(t)$ 反馈给控制系统,作为控制系统的误差输入 $e(t)$,并由计算机实时对偏差进行比例、积分、微分的线性叠加计算,生成相对准确的控制量并以控制信号的形式输出,作用于半主动缓冲器,在形成一个闭环回路的同时,使系统受控量无限接近于所设定的理想值,从而实现受控量的闭环反馈控制。

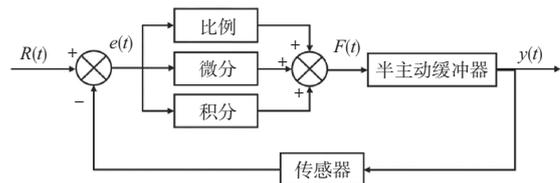


图4 PID控制流程

Fig.4 PID control flow chart

2.2.1 对P值影响的研究

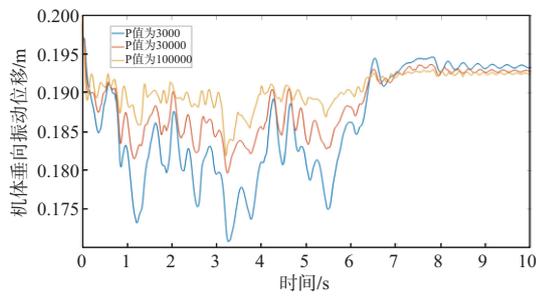
在已创建的B级道面上进行轮橇式起落架飞机的地面滑跑仿真,使初始滑跑速度为20m/s,仿真时长为10s,添加PID控制。其中I值为1000,D值为0,分别给出P值为3000、30000和100000工况下的机体垂向振动位移、机体垂向振动位移加速度、主起缓冲压缩量和主起缓冲器载荷随时间变化曲线图,如图5所示。

通过对仿真结果的对比发现,P值对机体垂向振动位移与垂向受载均有影响。机体垂向振动位移幅值随P值增大而减小,而机体垂向受载与缓冲器载荷随P值增大而增大。由此,当P为定值时,无法同时减小垂向位移幅值与垂向受载,其控制效果较差。

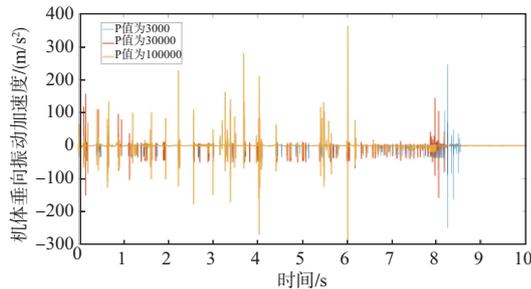
2.2.2 对D值影响的研究

在已创建的B级道面上进行轮橇式起落架飞机的地面滑跑仿真,使初始滑跑速度为20m/s,仿真时长为10s,添加PID控制。其中P值为30000,I值为1000,分别给出D值为0、2500和5000工况下的机体垂向振动位移、机体垂向振动位移加速度、主起缓冲压缩量和主起缓冲器载荷随时间变化曲线图,如图6所示。

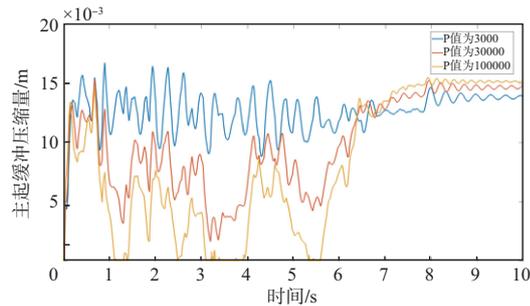
通过对仿真结果的对比发现,微分控制的引入可以消除飞机刹停后的动态误差,但使滑行途中机体垂向受载变大。当D取较大值时,机体垂向受载较大,D取较小值时,



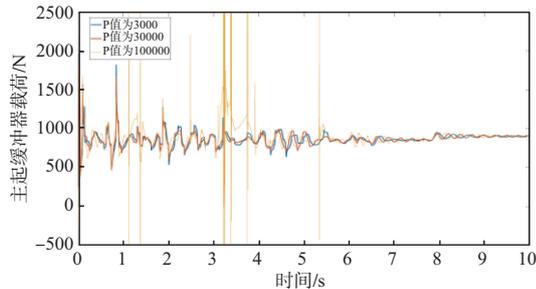
(a) 机体垂向振动位移随时间变化曲线图



(b) 机体垂向振动位移加速度随时间变化曲线图



(c) 主起缓冲压缩量随时间变化曲线图



(d) 主起缓冲器载荷随时间变化曲线图

图5 P值影响研究仿真结果

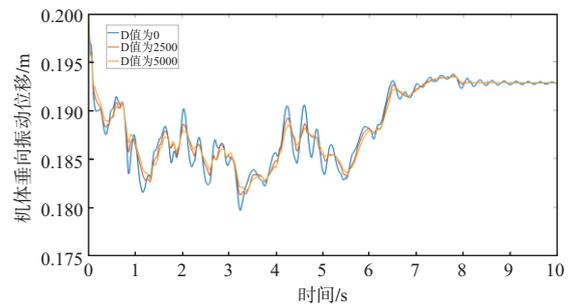
Fig.5 Simulation results of P-value influence research

则无法消除机体刹停后的动态误差,需经过较长时间才能达到稳定状态。由此可知,D为定值时,无法同时减小小机体垂向受载与消除动态误差,其控制效果较差。

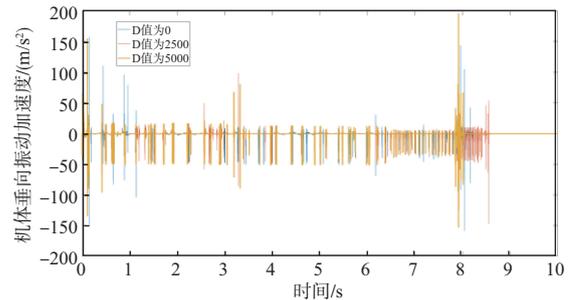
PID控制虽然简单、精度高,但缺点在于选定参数适应性较差,一旦环境发生变化,其控制效果将大大降低。

2.3 半主动模糊PID控制下的飞机滑跑仿真

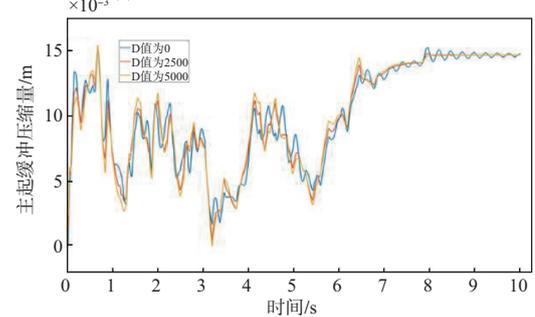
针对上文所述的轮橇式起落架飞机减振需求,本文设计了一种模糊控制算法,基于选定的环境输入变量,使P、D



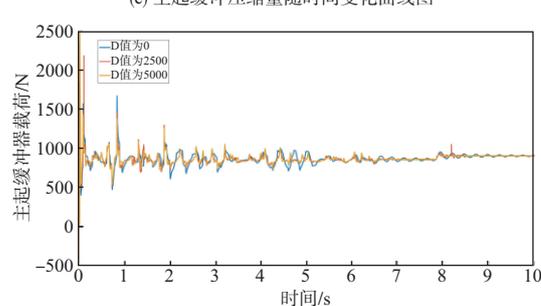
(a) 机体垂向振动位移随时间变化曲线图



(b) 机体垂向振动位移加速度随时间变化曲线图



(c) 主起缓冲压缩量随时间变化曲线图



(d) 主起缓冲器载荷随时间变化曲线图

图6 D值影响研究仿真结果

Fig.6 Simulation results of D-value influence research

参数变为随环境变化而变化的输出变量,以此收到更好的控制减振效果。

轮橇式起降装置采用的自适应模糊PID减振控制律的具体工作原理如图7所示。飞机在地面滑跑时通过传感器不断将机体垂向振动位移 $y(t)$ 反馈给控制系统,作为控制系统的误差输入 $e(t)$,并由计算机实时计算误差的变化速度 $v(t)$ 。一方面,将 $e(t)$ 和 $v(t)$ 作为模糊控制器的输入进行

模糊化处理,由模糊控制器通过模糊规则计算该输入条件下P、D参数变化量的隶属度和隶属度值并进行反模糊计算,输出参数变化量 ΔP 和 ΔD ,对参数变化量 ΔP 和 ΔD 与PD控制的初始参数值进行求和处理获得当前PD控制的参数值;另一方面, e 和 ec 作为PD控制器的输入,通过PD控制器产生相对准确的控制量并以控制信号的形式输出,作用于半主动控制器,实现飞机的减振目的。

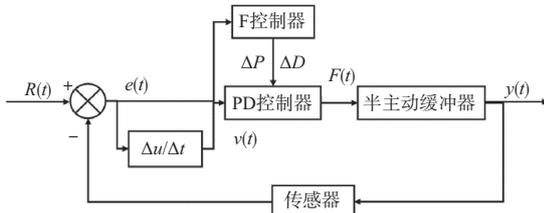


图7 模糊PID控制流程

Fig. 7 Fuzzy-PID control flow chart

2.3.1 定义模糊集合及其隶属函数

设输入变量为 H 、 dH ,各定义5个模糊集合,即表示输入的模糊状态{负大,负中,零,正中,正大},用英文首字母缩写为{NB, NM, S, PM, PB}。设输出量为P、D,定义P的模糊集合为{小,中,大}。用英文首字母缩写为{S, M, L}。定义D的模糊集合为{是,否},用英文首字母缩写为{Y, N}。

将确定的隶属函数曲线离散化,就得到了有限个点上的隶属度,便构成了一个相应模糊变量的模糊子集。如图8所示。

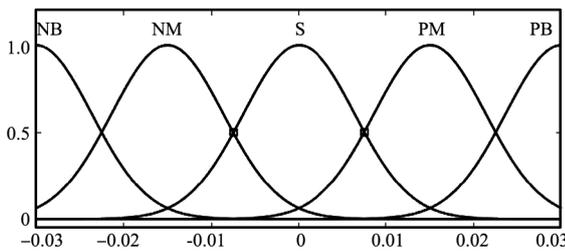


图8 隶属度函数曲线

Fig.8 Membership function curve

2.3.2 设计模糊控制规则

模糊控制规则集的设计是模糊控制器设计的关键。由于两个输入变量各有5个模糊子集,所以两个输出变量各自总共有25条模糊控制规则,见表3和表4。

输入输出模糊语言变量的关系如图9所示,P值随 H 绝对值增大而增大,表示在偏差较大时,比例控制产生较大的控制力;偏差较小时,比例控制产生较小的控制力。D值仅在 H 与 dH 均在零值附近时,取正值,其他时刻D取零值,表

表3 对P值的模糊规则控制表

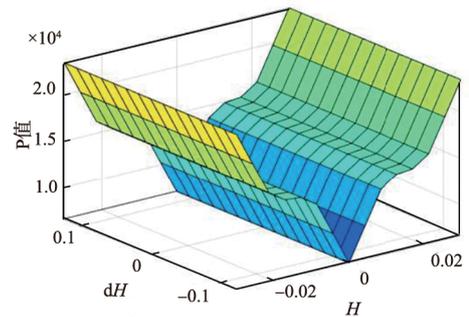
Table 3 Fuzzy rule control table for P value

| dH | H | | | | |
|----|----|----|---|----|----|
| | NB | NM | S | PM | PB |
| NB | L | M | S | M | L |
| NM | L | M | S | M | L |
| S | L | M | S | M | L |
| PM | L | M | S | M | L |
| PB | L | M | S | M | L |

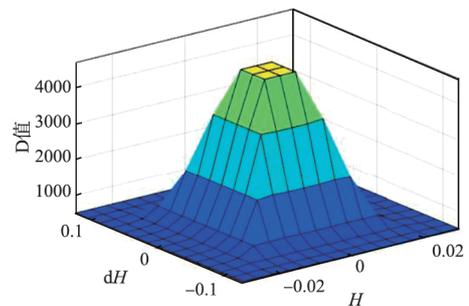
表4 对D值的模糊规则控制表

Table 4 Fuzzy rule control table for D value

| dH | H | | | | |
|----|----|----|---|----|----|
| | NB | NM | S | PM | PB |
| NB | N | N | N | N | N |
| NM | N | N | N | N | N |
| S | N | N | Y | N | N |
| PM | N | N | N | N | N |
| PB | N | N | N | N | N |



(a) P值与输入语言变量之间的关系



(b) D值与输入语言变量的关系

图9 模糊控制器输入输出关系

Fig.9 Input-output relationship of fuzzy controller

示微分控制仅在飞机即将刹停时产生控制力,以此来消除机体刹停后的动态误差。

2.3.3 仿真结果

在已创建的B级道面上进行轮橇式起落架飞机的地面滑跑仿真,使初始滑跑速度为20m/s,仿真时长为10s,引入设计好的半主动模糊PID控制率。给出该工况下的机体垂

向振动位移、机体垂向振动位移加速度、主起缓冲压缩量和主起缓冲器载荷随时间变化曲线图,如图10所示。

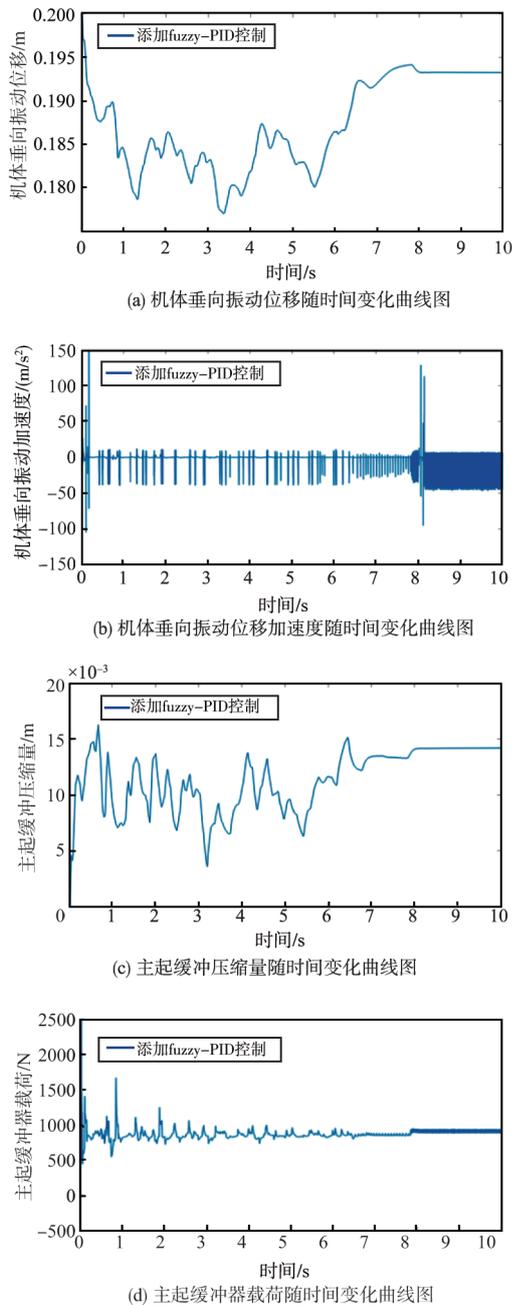


图10 半主动模糊PID控制下飞机滑跑仿真结果

Fig.10 Simulation results of aircraft skid under semi-active fuzzy-PID control

由仿真结果可知,机体垂向振动振幅为23mm,主起缓冲压缩量波动范围较小。此时机体垂向振动位移较小,机体垂向振动加速度在滑跑0.5s后稳定在5g范围内。微分控制在飞机即将刹停时产生控制力,消除了飞机刹停后的动态误差,更快达到稳定。

2.4 仿真结果分析对比

在初速度20m/s、质量150kg工况下,将被动减振、添加半主动PID控制($P=30000, I=1000, D=5000$)、添加半主动模糊PID控制三种工况下的仿真结果进行对比,得到的结果如图11所示。

对比发现,被动减振时,机体垂向振动振幅较大,且刹

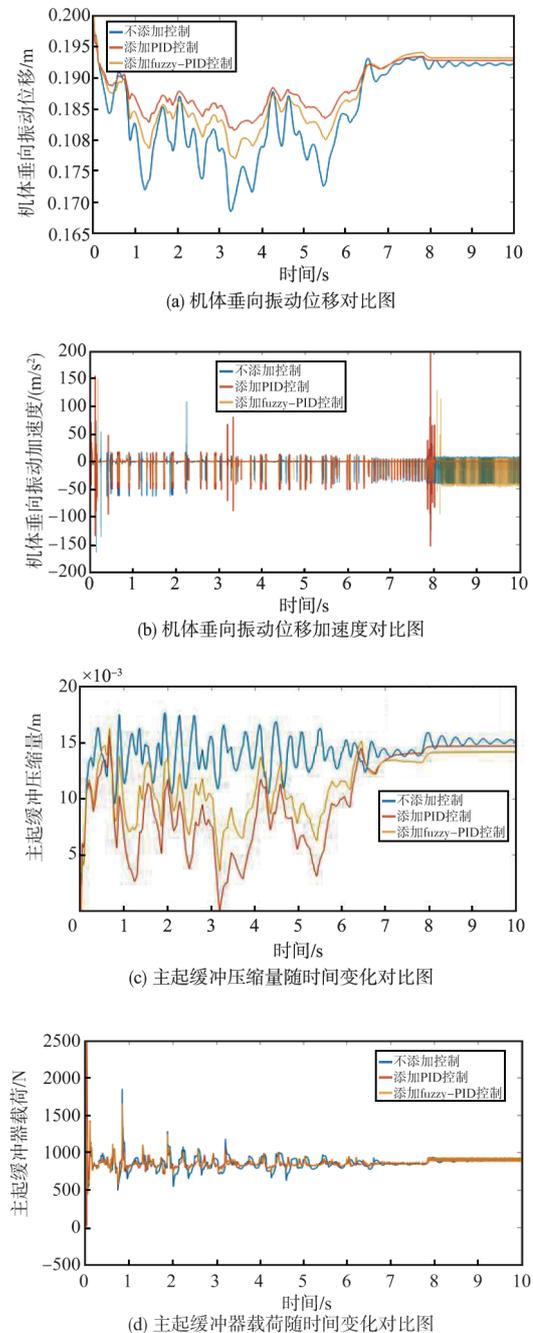


图11 20m/s、150kg工况下飞机滑跑仿真结果对比

Fig.11 Comparison between simulation results of aircraft skid under conditions of 20m/s and 150kg

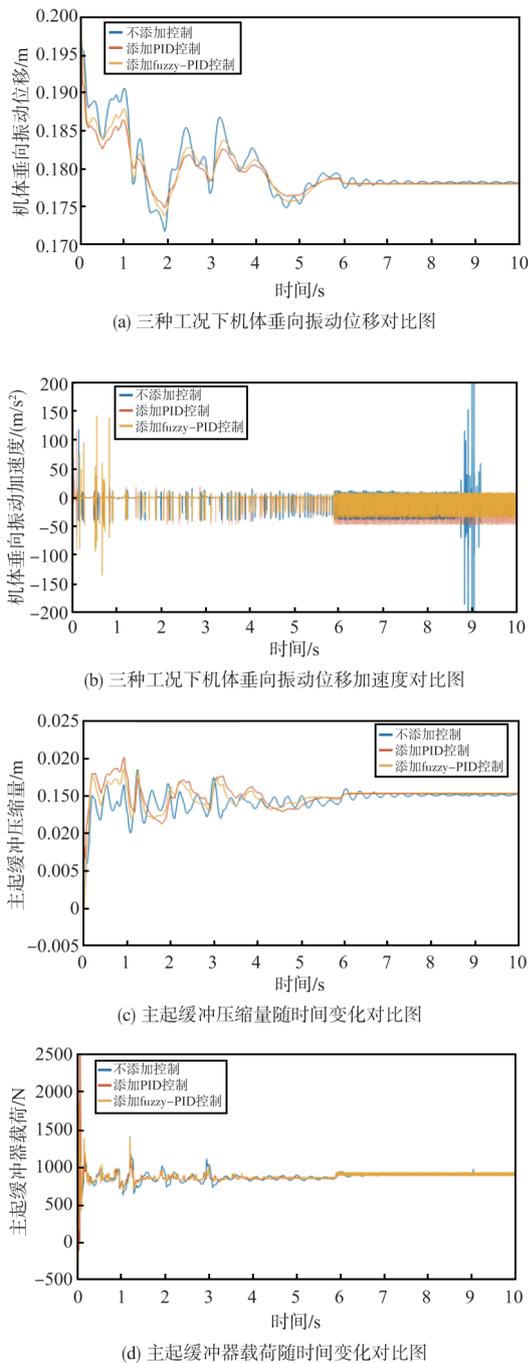


图12 15m/s、150kg工况下飞机滑跑仿真结果对比
Fig.12 Comparison between simulation results of aircraft skid at 15m/s and 150kg

停后仍存在动态误差,需要经过较长时间才能达到稳定状态;添加半主动PID控制时,机体垂向振动位移减小,但机体垂向载荷与缓冲器载荷有较大幅度增加;添加半主动模糊PID控制时,相较于被动减振的工况,机体的垂向振动位移减小28.1%,机体垂向载荷也有明显减小,同时消除

了飞机刹停后的动态误差,使飞机能够更快达到稳定状态。

2.5 模糊PID半主动控制系统在多工况下的适应性

为了验证所设计模糊PID半主动控制系统在多工况下的适应性,分别在不同速度和不同载重下,对三种控制方式的仿真结果进行对比分析。(1)初速度15m/s,质量150kg时,三种控制仿真结果对比如图12所示。(2)初速度20m/s,质量200kg时,三种控制仿真结果如图13所示。从图12和图13可以看出,两种工况下添加半主动模糊PID控制相较于被动减振的仿真结果,机体的垂向振动位移分别减小了7.1%和24.3%。对比以上两组工况发现,相较于被动减振和添加传统PID控制的方式,针对此轮橇式起落架飞机所设计的模糊PID减振控制律,机体垂向振动位移有效减小,滑跑过程中的垂向载荷始终保持在较小值,且能有效消除飞机刹停后的动态误差,取得了最优的减振效果,验证了其在多种工况下的实用性和有效性。

3 结论

本文针对轮橇式起落架飞机的滑行减振问题,搭建了飞机地面滑跑动力学模型,采用滤波白噪声方法建立了符合实际要求的随机激励道面,设计了合适的半主动控制方法,对比了飞机在多种工况下的滑跑仿真。主要结论如下:

(1)相较于被动减振的滑跑仿真结果,采用半主动模糊PID控制时,机体垂向振动位移减小7%以上,滑跑过程中受到的垂向载荷也有效减小,且能有效消除飞机刹停后的动态误差,更快达到稳定状态。

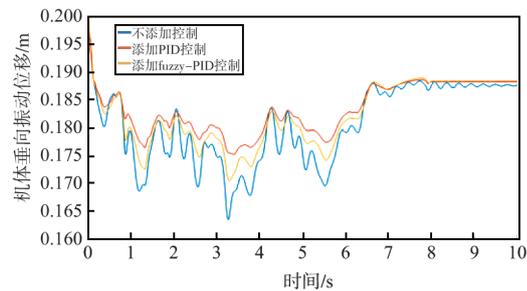
(2)相较于添加传统PID控制的滑跑仿真结果,采用模糊PID控制能使滑跑过程中机体的垂向振动位移与垂向载荷同时减小,且有更强的环境适应能力。

综上所述,针对此轮橇式起落架飞机所设计的半主动模糊PID控制律取得了最优的减振效果。

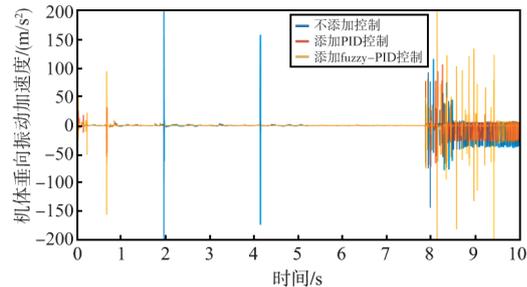
AST

参考文献

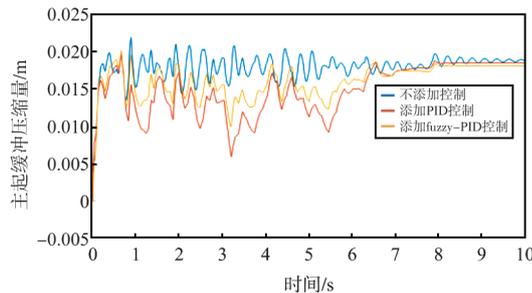
- [1] 李茜. 2022高超声速技术进展[J]. 航空动力, 2023(1):15-18. Li Qian. Progress of hypersonic technology in 2022 [J]. Aerospace Power, 2023(1):15-18. (in Chinese)
- [2] 王俊伟,冯丽,叶蕾. 2022年国外高超声速领域发展综述[J/OL]. 战术导弹技术: 1-22.(2023-05-17).DOI:10.16358/j.issn.1009-1300.20230505. Wang Junwei, Feng Li, Ye Lei. Review of hypersonic development in foreign countries in 2022 [J/OL]. Tactical Missile Tech-



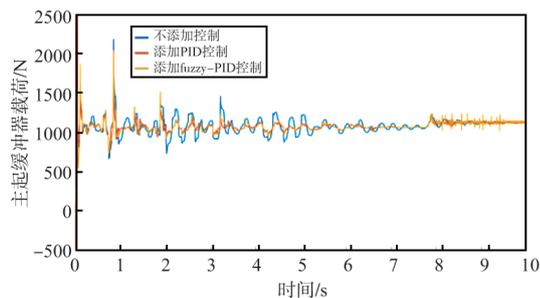
(a) 三种工况下机体垂向振动位移对比图



(b) 三种工况下机体垂向振动加速度对比图



(c) 主起缓冲压缩量随时间变化对比图



(d) 主起缓冲器载荷随时间变化对比图

图 13 20m/s、200kg 工况下飞机滑跑仿真结果对比

Fig. 13 Comparison between simulation results of aircraft skid at 20m/s and 200kg

nology: 1-22. (2023-05-17). DOI: 10.16358/j.issn. 1009-1300. 20230505.(in Chinese)

- [3] Smith D. Build your own X-15A-2[J]. Aviation History, 2012, 22(6):43.
- [4] 杨尚新. 民用飞机滑跑性能研究[J]. 装备制造技术, 2015(8): 76-79.

Yang Shangxin. Research on skid performance of civil aircraft [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2015(8): 76-79. (in Chinese)

- [5] Tung C C. The effects of runway roughness on the dynamic response of airplanes[J]. Journal of Sound and Vibration, 1967, 5(1):164-172.

- [6] 贾玉红,何庆芝,杨国柱. 主动控制起落架滑性能分析[J]. 航空学报,1999,20(6):545-548.

Jia Yuhong, He Qingzhi, Yang Guozhu. Taxiing performance analysis of active control of landing gear[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(6):545-548. (in Chinese)

- [7] 张冠超,贾玉红. 飞机滑行动态响应分析[J]. 飞机设计, 2005 (4):14-17.

Zhang Guanchao, Jia Yuhong. Analysis of dynamic response of aircraft in landing rolling[J]. Aircraft Design, 2005 (4): 14-17. (in Chinese)

- [8] 刘莉,杨国柱,何庆芝. 飞机地面滑行随机振动分析[J]. 航空学报,1993(4):126-132.

Liu Li, Yang Guozhu, He Qingzhi. Statistical vibration in aircraft during taxiing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993(4):126-132. (in Chinese)

- [9] Nie Hong, Kortuüm W. Dynamic analysis of aircraft ground variable speed skid based on power spectral density method[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautica, 2000(1):64-70.

- [10] 周瑞鹏,宋德军,陈熠. 基于ALTLAS舰载机起落架落震缓冲性能分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(1):91-97.

Zhou Ruipeng, Song Dejun, Chen Yi. Based on ALTLAS aircraft landing gear drop shock buffering performance analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33 (1) : 91-97. (in Chinese)

- [11] 朱晨辰,王彬文,刘小川. 复杂环境下起落架动力学行为研究现状与展望[J]. 航空科学技术, 2023, 34(1):1-11.

Zhu Chenchen, Wang Binwen, Liu Xiaochuan. The gear dynamic behavior under complicated environment research status and prospect [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34 (1) : 1-11. (in Chinese)

- [12] 程国勇,郭稳厚. 基于多自由度飞机模型的机场道面平整度评价方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4):606-614.

Cheng Guoyong, Guo Wenhui. Airport pavement roughness

evaluation based on three-degree-of-freedom aircraft model[J].
Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
2016, 48(4):606-614. (in Chinese)

[13] 朱位秋. 随机振动[M]. 北京: 科学出版社, 1992.
Zhu Weiqiu. Random vibration[M]. Beijing: Science Press,
1992. (in Chinese)

Research on the Influence of Fuzzy-PID Control on Taxiing Vibration Suppression of Wheel-ski Landing Gear Aircraft

Niu Zemin³, Yin Qiaozhi^{2,3}, Sun Hao³, Wei Xiaohui^{1,3}, Nie Hong^{2,3}

1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. National Key Laboratory of Rotorcraft Dynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

3. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: The vibration caused by the aircraft running on the ground seriously threatens the safety of the aircraft taking off and landing. To solve the problem of the severe vertical vibration on an aircraft with wheel-ski main landing gears caused by the random runway during the taxiing process, the full-aircraft landing and running model of the wheel-ski landing gear is established in a multi-body dynamic software LMS Virtual. Lab Motion. The stochastic runway model is established based on the Gaussian white noise classical stochastic process. Then a semi-active control shock absorber in the wheel-ski landing gear is designed in MATLAB/Simulink. Using the co-simulation method of Motion and MATLAB, the taxiing vibration characteristics of the wheel-ski landing gear aircraft are analyzed and compared under the control of the passive shock absorbers, the semi-active PID shock absorbers and the semi-active fuzzy-PID shock absorbers. The results show that the designed semi-active fuzzy-PID control shock absorber can effectively reduce the vertical vibration amplitude and load. Also, the aircraft can reach a static state more efficiently. The adaptability and effectiveness of the proposed control method is verified by the simulation under multiple working conditions.

Key Words: wheel-ski landing gear; fuzzy-PID; taxiing vibration; co-simulation; semi-active vibration reduction control

Received: 2023-05-22; **Revised:** 2023-07-09; **Accepted:** 2023-08-15

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (202000410520002); National Natural Science Foundation of China (52375102, 52275114); Postdoctoral Science Foundation Funded Project of China(2021M691565); Fund of Prospective Layout of Scientific Research for NUAA; National Defense Outstanding Youth Science Foundation (2018-JCJQ-ZQ-053); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions