

文章编号:1674-8190(2015)02-171-06

油液压缩性对飞机摆振特性的影响

杜进¹, 魏小辉^{1,2}, 蔡佳圻¹, 王永全¹

(1. 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, 南京 210016)

(2. 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: 为了研究飞机减摆器中油液压缩性对摆振稳定性的影响,以某型无人机前起落架为研究对象,在建立液压缸压力微分方程的基础上,采用 LMS Imagine. Lab AMESim 建立飞机减摆器液压模型,利用该模型对减摆器动态阻尼特性进行仿真分析。基于多体动力学理论,采用 LMS Virtual. Lab Motion 建立前起落架摆振动力学模型。联合上述两种模型进行飞机滑跑虚拟试验,得到不同油液压缩性时飞机摆角的动态响应曲线。结果表明:当油液含气量从 0.05% 增大到 0.50% 时,功率图面积减少了 44%,增大油液含气量极大地减小了减摆器的阻尼性能,尤其是在小振幅、低频率的工况下;摆振稳定性对油液的压缩性相当敏感,不太大的油液含气量(大于 0.19%)足以使摆振不稳定。

关键词: 油液压缩性;前起落架;减摆器;摆振;联合仿真

中图分类号: V226

文献标识码: A

Effects of Oil Compressibility on Landing Gear Shimmy

Du Jin¹, Wei Xiaohui^{1,2}, Cai Jiaqi¹, Wang Yongquan¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

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

Abstract: In order to study the influence that oil compressibility exerts on the shimmy instability, the nose landing gear of a certain unmanned aerial vehicle is researched. On the basis of the establishment of the hydraulic cylinder pressure differential equations, shimmy damper hydraulic model has been built to analyze the dynamic damping characteristics of the shimmy damper in LMS Imagine. Lab AMESim. Based on the theory of multi body dynamics, shimmy dynamics model of the nose landing gear is established using LMS Virtual. Lab Motion. The co-simulation of kinetic model and hydraulic model is conducted to aircraft taxiing virtual test and the dynamic responses of aircraft yaw angle in different oil compressibility condition are gotten. The results of simulation show that the area of power diagram decreases by 44% when the oil gas content increases from 0.05% to 0.50% and increasing the air content in the oil dramatically reduce the damping properties of shimmy damper, especially in the conditions of small amplitude and low frequency. Besides, the shimmy stability is very sensitive to the oil compressibility. Oil gas content which is not so large (greater than 0.19%) is enough to cause shimmy instability.

Key words: oil compressibility; nose landing gear; shimmy damper; shimmy; co-simulation

收稿日期:2014-12-01; 修回日期:2014-12-22

基金项目:国家自然科学基金(51105197,51305198)

机械结构力学及控制国家重点实验室(南京航空航天大学)自主研究课题(0214G01)

通信作者:魏小辉,wei_xiaohui@nuaa.edu.cn

0 引言

起落架摆振是飞机地面滑跑动力学问题的主要研究课题之一。在飞机地面滑跑的过程中,当减

摆器阻尼较小时,前轮可能发生一种偏离其中立位置的剧烈的侧向摆动,导致前起落架支柱和机身的晃动,严重时会导致飞机结构的破坏^[1]。摆振现象机理复杂,结构柔性、轮胎、间隙和油液压缩性等非线性因素都可能对摆振分析产生较大影响。采用线性分析,考察复平面内特征根分布的传统摆振分析方法难以考察各种非线性因素的影响及耦合关系,也难以准确反映飞机的实际摆振情况^[2]。摆振试验虽然能得到准确的结果,但是试验周期长、花费大。目前,国内外以 A. Fong 和 P. Eng 为代表的学者已经开始用商用仿真软件进行摆振分析并获得了一定成果^[3-4]。

在摆振各种非线性因素中, C. L. Kirk^[5]、W. Luber^[6]和 R. J. Black^[7]考虑了机身和起落架弹性对摆振稳定性的影响; D. T. Grossman^[8]用分段线性化方法、王学军等^[9]用描述函数法分别研究了具有间隙库仑摩擦速度平方阻尼的前轮非线性摆振系统的稳定性; 顾宏斌等^[10]运用数字仿真的方法分析了油液压缩性对减摆器工作特性的影响。在利用商用软件进行摆振仿真中,冯飞等^[11]利用 LMS Virtual. Lab Motion(后文简称 Motion)建立了计及机身和前起落架弹性的全机刚柔耦合动力学模型,并进行了摆振稳定性仿真分析,得到了飞机柔性对摆振的影响规律; 刘攀^[12]亦采用 Motion 进行摆振动力学仿真,分析了起落架参数对摆振稳定区的影响。但是目前的摆振动力学仿真中,只是简单地将减摆器当作线性或非线性的阻尼元件并且都未考虑油液压缩性对摆振的影响^[13]。而对摆振稳定性至关重要的减摆器阻尼性能的研究,大都通过试验方法得出,实际试验却具有周期长和经济代价高的缺点。

本文采用商用软件 LMS Imagine. Lab AMESim(后文简称 AMESim)和 Motion,以某型飞机活塞式减摆器和前起落架全尺寸 CAD 模型为基础,分别建立减摆器液压模型和前起落架动力学模型;对减摆器液压模型进行仿真,得到其阻尼性能随油液含气量、激振振幅和频率的变化规律;联合前起落架动力学模型进行飞机滑跑虚拟试验,分析油液压缩性对摆振特性的影响。

1 考虑压缩性的压力微分方程

1.1 介质压力变化与体积变化的关系

油液体积弹性模量的定义为

$$K_e = -\frac{dP}{d(V/V_0)} \quad (1)$$

假设气体做绝热变化,忽略温度变化对油液体积弹性模量 K_e 的影响^[14],则有

$$V_0 = V_{\text{gas}0} \left(\frac{P_{\text{atm}}}{P}\right)^{\frac{1}{n}} + V_{\text{oil}0} e^{-(P-P_{\text{atm}})/K_e} \quad (2)$$

由式(1)~式(2)可得

$$\frac{dV}{dt} = -\left[\frac{V_{\text{gas}0}}{nP} \left(\frac{P_{\text{atm}}}{P}\right)^{\frac{1}{n}} + \frac{V_{\text{oil}0}}{K_e} e^{-(P-P_{\text{atm}})/K_e} \right] \frac{dP}{dt} \quad (3)$$

令 $\alpha = \frac{V_{\text{gas}0}}{nP} \left(\frac{P_{\text{atm}}}{P}\right)^{\frac{1}{n}} + \frac{V_{\text{oil}0}}{K_e} e^{-(P-P_{\text{atm}})/K_e}$, 则有

$$\frac{dV}{dt} = -\alpha \frac{dP}{dt} \quad (4)$$

式中: V_0 为液压缸总容积; $V_{\text{gas}0}$ 为气体在大气压下的体积; $V_{\text{oil}0}$ 为油液在大气压下的体积; P 为液压缸压力; P_{atm} 为大气压力; n 为气体多变指数, $n = 1.1 \sim 1.4$ 。

1.2 液压缸基本流量方程

液压缸左右两腔流量由泄漏流量、液压缸的容积变化和工作介质的体积变化构成。在任一瞬间,液压缸左右两腔的流量方程^[15]分别为

$$Q_l = Q_{cl} + \frac{dV_l}{dt} - \frac{dV_{jl}}{dt} \quad (5)$$

$$Q_r = -Q_{cl} + \frac{dV_r}{dt} - \frac{dV_{jr}}{dt} \quad (6)$$

式中: V_{jl} 和 V_{jr} 分别为液压缸左腔和右腔中工作介质的体积(气体和油液之和)。

1.3 压力微分方程

由于除减摆器左右腔体之外的油管容积很小,可以认为介质总量守恒,由式(4)~式(6)可得

$$Q_{cl} + \frac{dV_l}{dt} + \alpha_l \frac{dP_l}{dt} = -Q_{cl} - \frac{dV_r}{dt} - \alpha_r \frac{dP_r}{dt} \quad (7)$$

对于液压缸有

$$P_L = P_l = P_r \quad (8)$$

$$V_0 = V_l + V_r \quad (9)$$

$$\frac{dV_l}{dt} = A_e \frac{dy}{dt} \quad (10)$$

式中: P_L 为液压缸负载压力; P_l 为液压缸左腔的压力; P_r 为液压缸右腔的压力; V_0 为液压缸总容积; V_l 为液压缸左腔容积; V_r 为液压缸右腔容积; A_e 为活塞的有效作用面积; y 为活塞的位移, 向右为正。

将式(8)~式(10)代入式(7), 可得

$$Q_L = Q_{cl} + A_e \frac{dy}{dt} + \frac{\alpha_l \alpha_r}{\alpha_l + \alpha_r} \frac{dP_L}{dt} \quad (11)$$

式(11)即为考虑油液压缩性时的液压缸压力微分方程。

2 仿真模型

2.1 减摆器结构及其液压模型

活塞式减摆器主要由壳体、带节流塞的活塞、补偿器、传动装置组成。活塞将外壳分成两个工作腔, 腔内充满工质液体。补偿器在油液损耗和热胀冷缩时起油液补偿和储存作用。活塞左右两端各有一个在热胀时回油的回油槽。飞机滑跑时, 如果前轮发生摆振, 旋转臂通过拨杆带动活塞在壳体内往复运动, 迫使容积减小的工作油室内的油液经过活塞上的节流孔流至容积增大的工作油室。油液经节流孔来回流动的过程中, 油液作用力会产生一个对支柱轴线的阻尼力矩, 阻止前轮摆动, 并使摆动的机械能逐渐转化为热能消散掉。

根据减摆器的结构, 在 AMESim 中搭建的液压模型如图 1 所示。

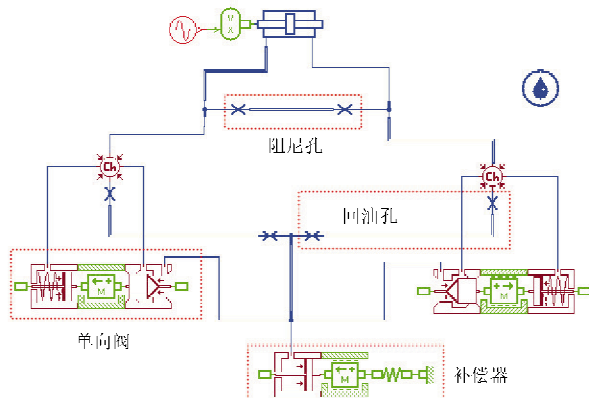


图 1 减摆器液压模型

Fig. 1 Hydraulic model of shimmy damper

2.2 前起落架动力学模型

按照如下步骤, 利用 Motion 建立前起落架的

动力学模型:

(1) 简化部件, 删除对摆振分析影响较小的零部件; 按照实际运动关系, 建立各部件之间的运动副。

(2) 按照实际受力情况, 给模型添加缓冲器的空气弹簧力、油液阻尼力、结构限制力、轮胎力和起落架连接处的衬套力。

(3) 设置外激励。按照摆振试飞试验要求, 在跑道上安装垫块, 垫块与跑道中心线成 45° 。垫块厚度为 25 mm, 宽度为 150 mm, 垫块的截面形状为 $1 - \cos$ 。垫块距离跑道初始点的位置以及路面高度随不同工况而更改。垫块形状如图 2 所示。



图 2 路面垫块

Fig. 2 Obstacle

在前起落架简化模型建模过程中, 用机身与起落架连接处的衬套力模拟起落架支柱与活塞杆的柔性。建立好的前起落架动力学模型如图 3 所示。

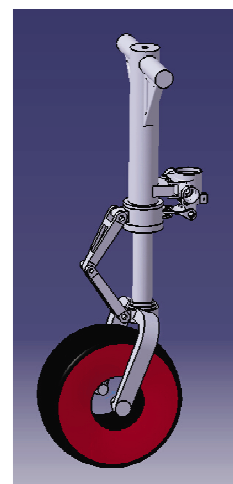


图 3 前起落架动力学模型

Fig. 3 Dynamic model of nose landing gear

3 仿真结果与分析

3.1 动态阻尼特性

油液中不可避免地混有微小气泡, 这些气泡会

对油液压缩性产生较大影响,因此,本文主要分析在不同含气量下减摆器功量图的变化规律,并研究在不同输入工况下减摆器阻尼性能的变化。摆角与激振位移近似满足简谐运动规律,故采用符合正弦规律变化的位移激振作为激励条件。

(1) 功量图随含气量的变化

不同含气量下功量图的变化情况如图4所示。其中,激振频率 $f=10$ Hz,位移振幅 $A=8$ mm。由外到内的含气量分别为 0.05%、0.10%、0.15%、0.20%和 0.50%。

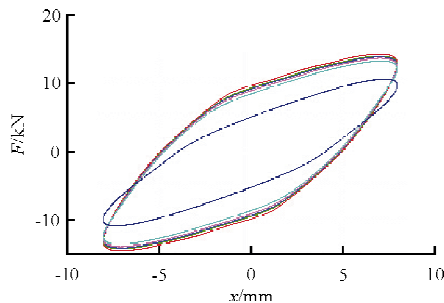


图4 功量图随含气量的变化

Fig. 4 Change of word diagram vs gas content

从图4可以看出,随着含气量增大,功量图面积减小,即减摆器的阻尼性能降低。通过在 Matlab 中计算功量图的面积发现,当含气量从 0.05% 增大到 0.50% 时,油液阻尼做的功由 4 512.6 J 减小到 2 524.7 J,功量图面积减少了 44%。

(2) 功量图随激振振幅的变化

在激振频率 $f=10$ Hz,含气量为 0.10% 的工况下,功量图随激振振幅的变化曲线如图5所示。由内到外的激振振幅分别为 2、4、6、8、和 10 mm。

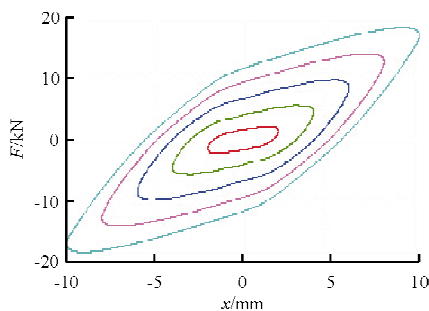


图5 功量图随激振振幅的变化

Fig. 5 Change of word diagram vs excitation amplitude

(3) 功量图随激振频率的变化

在激振振幅 $A=8$ mm,含气量为 0.10% 的工况下,功量图随激振频率的变化曲线如图6所示。由内到外的激振频率分别为 4、6、8、10 和 12 Hz。

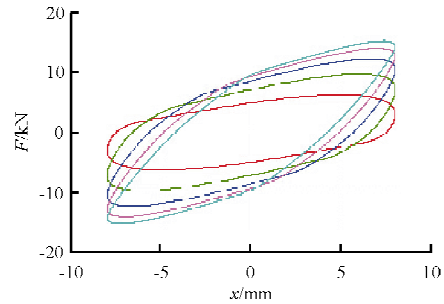


图6 功量图随激振频率的变化

Fig. 6 Change of word diagram vs excitation frequency

从图4~图6可以看出:油液的压缩性对功量图的形状影响很大。在激振频率 $f=10$ Hz,位移振幅 $A=8$ mm 的工况下,当含气量从 0.05% 增大到 0.50% 时,功量图面积减少了 44%;在激振频率 $f=10$ Hz,含气量为 0.10% 的工况下,振幅从 10 mm 减小到 2 mm 时,功量图面积减少了 96.5%;在激振振幅 $A=8$ mm,含气量为 0.10% 的工况下,当激振频率从 12 Hz 减小到 4 Hz 时,功量图面积减少了 77.8%。由上述数据可得,油液的压缩性大大降低了减摆器的阻尼性能,尤其是在小振幅、低频率的工况下。

本文运用 AMESim 对减摆器进行建模仿真,所得结果与顾宏斌等^[10]通过数字仿真和试验得出的结论相同,验证了本文所建立的液压模型的合理性和仿真结果的可靠性。

3.2 油液压缩性对摆振特性的影响

(1) 仿真工况

根据 GJB 5097-2002 防摆设计要求的稳定性判据,前轮防摆系统提供的阻尼应能使外界干扰所引起的前轮摆动在三个周期后,其振幅缩减到初始扰动的 1/4 或更小。临界摆振情况如图7所示,在遇到外界扰动后,摆角峰值达到 3° ,在三个振荡周期时,峰值为 0.75° ,恰为最大峰值的 1/4,此时即视为发生摆振的临界情况。

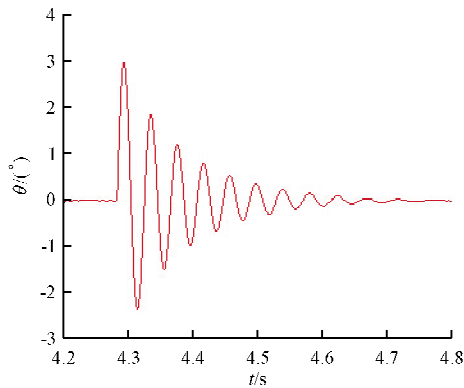


图 7 临界摆振情况
Fig. 7 Critical shimmy

摆振试飞试验仿真工况如表 1 所示。在不同工况下,变换不同路面垫块高度的放大倍数,令飞机通过垫块后摆角峰值恰为 3°。改变油液的含气量,研究在不同油液压缩性下,前轮摆角随时间的动态响应。

表 1 摆振试飞试验仿真工况
Table 1 Shimmy flight test simulation conditions

工况	含气量/%	前起落架当量重量/kg	垫块高度放大因子	垫块宽度/mm
1	0.05	197	1.07	150
2	0.10	197	1.05	150
3	0.12	197	1.02	150
4	0.15	197	1.00	150

(2) 仿真结果分析

油液压缩性对摆角动态响应的影响如图 8 所示。

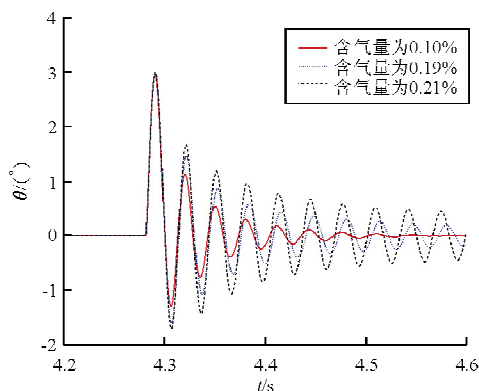


图 8 油液压缩性对摆角动态响应的影响
Fig. 8 Influence of oil compressibility of angular dynamic response

从图 8 可以看出:当含气量为 0.10%时,摆角快速收敛,最终趋于 0,摆振是稳定的;当含气量为 0.19%时,经过三个周期,摆角的振幅约为初始摆角的 1/4,按照稳定性定义,此时前起落架处于摆振临界稳定状态;当含气量为 0.21%时,摆角不能完全收敛,出现等幅震荡现象,摆振不稳定。

油液中含气量增加使得油液的可压缩性增大,导致减摆器阻尼性能下降。随着含气量的增加,摆角的收敛速度越来越慢,最终使摆角收敛速度不能满足 GJB 5097-2002 中关于稳定性的要求,摆振趋向不稳定。当油液中含有不太多的气体时(含气量大于 0.19%),油液的压缩性已经足以导致摆振不稳定。因此,油液压缩性是影响摆振稳定性的敏感因素。

4 结 论

(1) 与减摆器阻尼试验相比,使用软件仿真更节约时间,减小花费。在摆振的仿真方法上,本文不同于以往将减摆器简化为线性或非线性阻尼元件的做法,而是采用前起落架动力学模型与减摆器液压模型联合仿真的方式,仿真中考虑了油液压缩性对摆振动特性的影响。该仿真方式更接近摆振滑跑试飞试验,结果更精确。

(2) 当油液含气量从 0.05%增大到 0.50%时,功量图面积减少了 44%,油液压缩性大大降低了减摆器的阻尼性能;改变外激励,当振幅从 10 mm 减小到 2 mm 时,功量图面积减少了 96.5%,激振频率从 12 Hz 减小到 4 Hz,功量图面积减少了 77.8%。表明在低频率、小振幅的工况下,油液压缩性对减摆器阻尼性能的影响更为明显。

(3) 减摆器阻尼力矩的减小会导致飞机前轮摆振趋于不稳定,摆振稳定性对油液的压缩性相当敏感。当含气量为 0.19%时,前起落架已经处于摆振临界稳定状态。不太大的油液含气量(大于 0.19%)已足以使摆振不稳定,因此,油液压缩性是影响摆振稳定性的敏感因素。

参考文献

[1] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
Zhu Depei. Shimmy and anti shimmy measures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984. (in Chinese)

- [2] Pritchard J I. An overview of landing gear dynamics[R]. NASA/TM-1999-209143, Hampton: NASA, 1999.
- [3] 张明, 聂宏, 朱如鹏, 等. 基于虚拟样机技术的飞机地面运动多学科协同仿真[J]. 中国机械工程, 2010, 21(10): 1194-1199.
Zhang Ming, Nie Hong, Zhu Rupeng, et al. Multi-disciplinary collaborative simulation of aircraft ground maneuvers based on virtual prototype technology[J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(10): 1194-1199. (in Chinese)
- [4] Fong A, Eng P. Shimmy analysis of a landing gear system [C]. Canada; ADAMS International User Conference, 1995.
- [5] Kirk C L. Analysis of taxiing induced vibrations in aircraft by the power spectral density method[R]. Technical Report AFFDL-TR-72-74, 1973.
- [6] Luber W. Self-induced oscillations of landing gear as an integral landing gear aircraft system problem[R]. AGARD-R-800, 1996.
- [7] Black R J. Realistic evaluation of landing gear shimmy stabilization by test and analysis[J]. SAE Technical Paper, 1976; No. 7604-96.
- [8] Grossman D T. F-15 nose landing gear shimmy, taxi test and correlative analysis[J]. SAE Technical Paper, 1980; No. 8012-39.
- [9] 王学军, 乔新. 前轮非线性摆振稳定性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1992, 24(1): 9-18.
Wang Xuejun, Qiao Xin. The stability analysis of the non-linear shimmy[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1992, 24(1): 9-18. (in Chinese)
- [10] 顾宏斌, 丁运亮, 吴云生, 等. 油液压缩性对减摆器工作特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(6): 626-633.
Gu Hongbin, Ding Yunliang, Wu Yunsheng, et al. Effect of fluid compressibility on landing gear shimmy dampers [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 31(6): 626-633. (in Chinese)
- [11] 冯飞, 常正, 聂宏, 等. 飞机柔性对前起落架摆振的影响分析[J]. 航空学报, 2011, 32(12): 2227-2235.
Feng Fei, Chang Zheng, Nie Hong, et al. Analysis of influence of aircraft flexibility on nose landing gear shimmy [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(12): 2227-2235. (in Chinese)
- [12] 刘攀. 大型民航起落架摆振稳定性分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Liu Pan. Analysis of shimmy stability for large civil aircraft landing gears[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [13] 刘锐深, 苏开鑫, 邵永起, 等. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1989.
Liu Ruishen, Su Kaixin, Shao Yongqi, et al. The aircraft landing gear strength design guide[M]. Chengdu, Sichuan Science and Technology Press, 1989. (in Chinese)
- [14] 贺正辉. 液压流体力学[M]. 太原: 太原工学院出版社, 1980; 153-156.
He Zhenghui. Hydraulic fluid mechanics [M]. Taiyuan: Taiyuan Institute of Technology Press, 1980; 153-156. (in Chinese)
- [15] 刘长年. 液压伺服系统的分析与设计[M]. 北京: 科学出版社, 1985; 26-28.
Liu Changnian. The analysis and design of the hydraulic servo systems[M]. Beijing: Science Press, 1985; 26-28. (in Chinese)

作者简介:

杜进(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落架摆振动力学。

魏小辉(1978—),男,教授。主要研究方向:飞行器起落装置设计与分析、飞行器CAD/CAE与飞行仿真。

蔡佳圻(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落架摆振动力学。

王永全(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:起落架地面动力学与控制。

(编辑:马文静)