

文章编号:1674-8190(2017)01-052-06

无人机滑橇缓冲装置动力学仿真分析

庞俊锋¹, 刘斌², 孟毛毛¹

(1. 西安爱生技术集团公司 飞机研究室, 西安 710065)

(2. 西北工业大学 365 研究所, 西安 710072)

摘要: 着陆缓冲装置的性能主要依靠缓冲器来实现, 而缓冲器的仿真建模是虚拟样机设计的关键, 传统的缓冲器建模方法主要采用理论公式法, 其精度较难确定。根据无人机的使用要求, 设计一种适用于伞降回收的滑橇缓冲方案; 运用缓冲器静压试验及缓冲器落震试验数据曲线建立缓冲器动力学模型; 基于缓冲器动力学模型研究全机多刚体落震模型, 对无人机着陆缓冲过程的动态特性进行仿真分析; 应用有限元技术对滑橇结构动态响应进行非线性动力学仿真分析, 并根据仿真结果优化滑橇缓冲装置设计参数。结果表明: 仿真结果与全机落震试验结果相吻合; 所建立的无人机落震模型精度较高, 满足工程需要, 能极大地减少试验成本, 缩短研制周期。

关键词: 无人机滑橇; 动力学; 落震仿真; 非线性有限元

中图分类号: V226; TH113

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.01.008

Dynamic Simulation of an Unmanned Aerial Vehicle Ski-buffer-system

Pang Junfeng¹, Liu Bin², Meng Maomao¹

(1. Department of Aircraft Design and Research, Xi'an ASN Technical Group Corporation, Ltd., Xi'an 710065, China)

(2. The 365th Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The performance of the landing buffer device is mainly achieved by the shock absorber. The key of virtual prototype design is shock absorber modeling. The traditional method is mainly theoretical formula method. The accuracy is difficult to determine. A kind of ski-buffer-solution is presented for the parachute recovery according to the requirements of unmanned aerial vehicles(UAVs). A dynamical model of the shock absorber is established by using the experimental results of shock absorber static and dropping tests. Based on the dynamical model of shock absorber, a multi-body dynamical model of the full aircraft is established. Then the dynamical characteristics of the UAV landing process are simulated. The dynamical response of the ski structure is analyzed by the nonlinear dynamic simulation with the finite element method(FEM). According to the simulation, the design parameters are optimized. The results indicate that the simulation results are in good agreement with the experimental results, and the high precision dynamical model established the engineering requirements, greatly reduces the test cost, and shortens the development cycle.

Key words: UAV ski; dynamics; dropping simulation; nonlinear FEM

0 引言

通常认为,人在执行某些空中任务时存在局

限,无人机比有人机更加适合执行枯燥无味、有放射性侵害和危险的任务。无人机在执行任务时,回收过程是一个非常重要且容易出现故障的阶段,无人机回收过程的故障数占无人机整个执行任务过程中故障数的80%以上^[1-2]。无人机的回收方式主要有伞降回收、着陆滑跑回收、撞网回收、垂直降

收稿日期:2016-11-21; 修回日期:2016-12-25

通信作者:庞俊锋, pangjunf521@126.com

落回收、空中回收等。其中,伞降回收是目前中、小型无人机最为常见的回收方式,具有操作简单,对回收场地要求低,适用于野外条件等优点^[3]。

无人机伞降回收系统的着陆缓冲方式主要包括三种:滑橇减震器式、结构破损吸能式、气囊减震式^[4]。滑橇起落装置的主要优点是重量轻、成本低和维护简单方便^[5]。着陆缓冲装置的性能主要依靠缓冲器来实现,缓冲器的仿真建模是虚拟样机设计的关键^[6]。以往缓冲器建模时,采用直接输入数学公式的方法^[7-8],但实际上没有对缓冲装置的核心缓冲器进行仿真^[9]。

本文基于无人机的使用要求,设计一种适用于伞降回收的滑橇缓冲装置方案,运用缓冲器静压试验和落震试验数据曲线建立缓冲器模型,并运用缓冲器模型建立全机落震动力学模型,对全机多刚体落震模型和全机刚柔耦合落震模型进行仿真分析。

1 滑橇缓冲装置方案设计

某型无人机最大回收质量为 400 kg,采用十字伞进行伞降精确回收,主伞着陆摆角小于±11°,回收时稳降速度为 6.0 m/s,着陆过载不超过 22.0,着陆缓冲装置重量不超过无人机最大起飞重量的 3%。

歼击机及各种类型陆基飞机的下沉速度为 3.0 m/s,直升机为 2.44 m/s,教练机为 3.6~4.0 m/s。典型的起落架过载值:战斗机(陆基)为 3.0~5.0;小型公务机为 2.0~3.0;运输机为 0.7~1.5^[10]。与有人机相比,本文研究的某型无人机回收时稳降速度及着陆过载大,着陆缓冲装置重量要求苛刻,不宜直接采用直升机弓形梁滑橇方案。

无人机滑橇结构形式设计为固定构架式,采用双缓冲器。滑橇结构的位置尺寸由总体协调确定,滑橇本身的初步尺寸,根据总体布置、结构特点和战术技术的有关要求确定。考虑到着陆回收时无人的侧向稳定性,缓冲器支柱与机身对称面的夹角需大于主伞着陆摆角,取值 15°。

缓冲器的功用是吸收无人机着陆时的动能,使作用于无人机结构的加速度减小到可以接受的水平。缓冲器有两种基本类型:由钢或橡皮制成的固体弹簧缓冲器及由气体(一般为干燥空气或氮气)或油液组成的流体弹簧缓冲器,或是这两种介质的混合——油一气缓冲器。固体弹簧缓冲器具有简单、可靠、维护方便等优点,但是重量代价较大。液

体弹簧缓冲器为了适应高油液压力要求需设计成坚固的结构,因而具有较大重量。油一气缓冲器在所有形式缓冲器中具有最高的效率和最好的功量吸收能力^[10],因此选用油一气缓冲器。

2 缓冲器性能

空气弹簧力 F_a 、油液阻尼力 F_b 、活塞杆摩擦力 F_f 和结构限制力 F_l 构成了缓冲器的轴向力。缓冲器轴向的大部分载荷被空气弹簧力和油液阻尼力吸收,这两个力是决定缓冲性能的重要部分。

$$F_s = F_a + F_b + F_f + F_l \quad (1)$$

$$F_a = P_0 A_a \left[\frac{V_0}{V_0 - S A_a} \right]^n \quad (2)$$

$$F_b = \epsilon \frac{\rho_h A_h^3}{2 A_d^2} \dot{S}^2 \quad (3)$$

$$F_f = K_m F_a \frac{\dot{S}}{|\dot{S}|} \quad (4)$$

式中: A_a 为压气面积; P_0 为气腔初压力; V_0 为气腔初容积; S 为缓冲器行程; n 为气体压缩过程的多变指数; ϵ 为流体阻尼系数; ρ_h 为油液密度; A_h 为油腔有效压油面积; A_d 为油孔过流面积; \dot{S} 为活塞相对外筒速度; K_m 为摩擦系数。

仿真建模中,可以运用理论公式法定义空气弹簧力和油液阻尼力建立缓冲器模型,但空气弹簧力受气体热交换等因素影响,油液阻尼力中阻尼系数受油孔加工制造因素影响较大,例如倒角、毛刺等,运用此方法建立的缓冲器模型精度较难确定。

本文运用缓冲器静压试验载荷一位移曲线确定空气弹簧力,应用缓冲器落震试验载荷一时间曲线不断修正缓冲器仿真模型阻尼系数,进而建立缓冲器模型。进行 4 次试验,应用均值曲线进行建模,缓冲器静压试验载荷一位移曲线如图 1 所示。

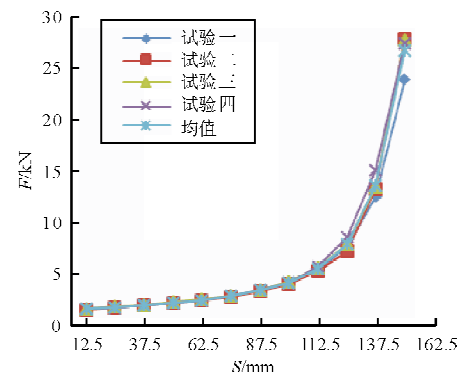


图 1 静压试验载荷一位移曲线

Fig. 1 Load-displacement curves of static tests

从图 1 可以看出:试验结果一致性较高。

缓冲器落震仿真模型如图 2 所示,主要由质量块、缓冲器外筒、活塞杆、地块、弹簧阻尼单元、圆柱副等组成。

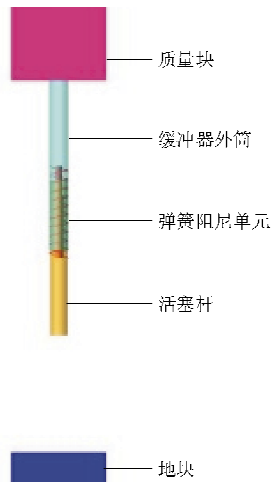


图 2 缓冲器落震仿真模型

Fig. 2 Dropping model of shock absorber

运用 MSC ADAMS View 进行缓冲器动力学落震仿真,缓冲器落震仿真结果与试验曲线对比如图 3 所示。

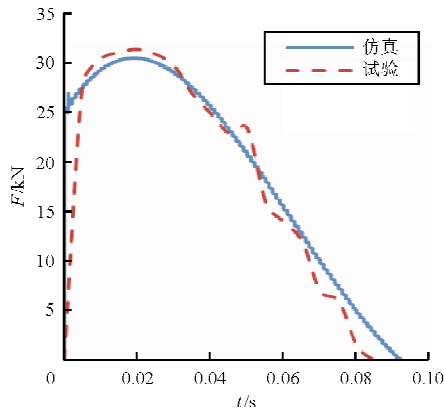


图 3 缓冲器落震仿真及试验曲线

Fig. 3 Dropping simulation and experimental curves of shock absorber

从图 3 可以看出:缓冲器落震仿真载荷一时间曲线与实际试验曲线趋势一致;落震时间均小于 0.1 s;仿真模型最大垂直载荷为 30.58 kN,试验时最大垂直载荷为 31.50 kN,误差在 3% 以内。

缓冲器功量图如图 4 所示,可以看出功量图曲线饱满,表明缓冲器效率高。

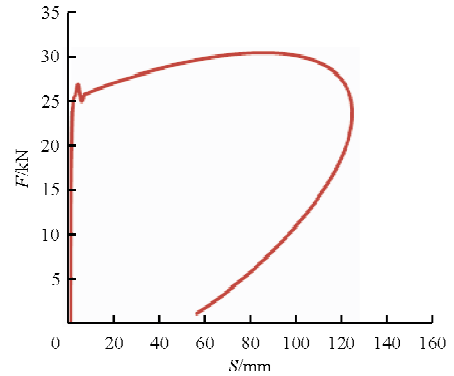


图 4 缓冲器功量图

Fig. 4 Efficiency diagram of shock absorber

综上所述,缓冲器模型精度较高,可用于全机落震仿真研究。

3 全机落震仿真

无人机伞降回收过程中,由于冲击地面,会产生较大的撞击载荷。滑橇缓冲装置能通过吸能、耗能避免过大的载荷产生。本文通过全机落震仿真分析来预测无人机回收过程中滑橇系统性能。影响全机落震仿真模型精度的最大因素是缓冲器性能,运用经试验验证的缓冲器模型建立全机落震动力学模型,能极大地提高模型的预测精度。

3.1 全机多刚体落震仿真

基于缓冲器模型建立全机多刚体落震模型,如图 5 所示。全机多刚体落震模型主要由机体结构、滑橇结构、缓冲器模型及运动副等组成,运动副的设置包括 12 个转动副、4 个球铰副、2 个圆柱副。



图 5 全机多刚体落震仿真模型

Fig. 5 Multi-body dropping model of full aircraft

无人机回收过程可简化为两种工况:正常回收工况和侧风回收工况。正常回收时,无人机仅有垂直速度,无人机为水平姿态,回收时稳降速度为 6.0 m/s。根据无人机回收使用要求,侧风回收时,无人机为水平姿态,回收时稳降速度为 6.0 m/s,最大水平速度为 6.0 m/s。军用飞机结构强度规范规定滑橇与着陆表面间的摩擦系数应

为 0~0.4 之间,本文摩擦系数取值 0.4。两种回收工况仿真结果如图 6~图 8 所示。

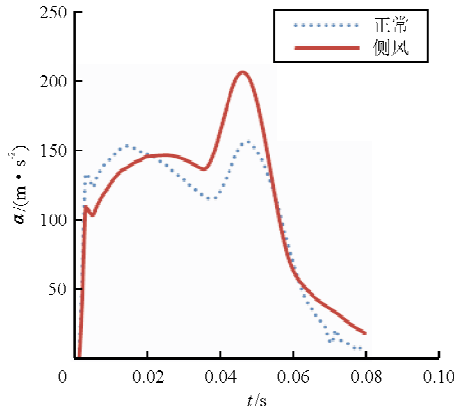


图 6 落震仿真加速度变化曲线

Fig. 6 Acceleration curves of dropping simulation

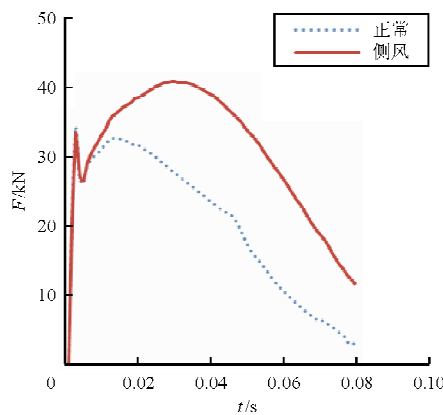


图 7 落震仿真垂直载荷变化曲线

Fig. 7 Vertical load curves of dropping simulation

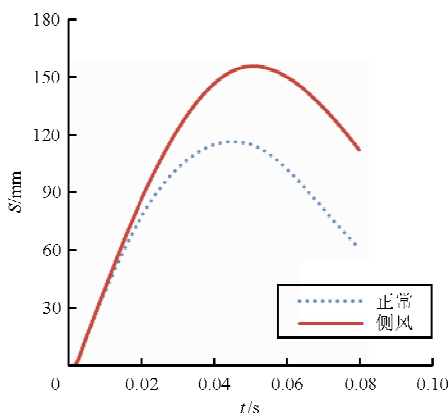


图 8 缓冲器行程变化曲线

Fig. 8 Stroke curves of shock absorber

从图 6~图 8 可以看出:①无人机正常回收时,无人机质心处最大垂直加速度为 156 m/s^2 ,单

边滑橇最大垂直载荷 $F=34.87 \text{ kN}$,滑橇着陆最大过载 n 为 17.8,其中 $n=F/(0.5mg)$, m 为无人机最大回收质量,缓冲器最大压缩行程为 117 mm,着陆过载及缓冲器压缩行程满足设计要求。②无人机侧风回收时,滑橇为非对称受载,无人机质心处最大垂直加速度为 205 m/s^2 ,单边滑橇最大垂直载荷为 40.90 kN,滑橇着陆最大过载为 20.9,缓冲器最大压缩行程为 156 mm,着陆过载及缓冲器压缩行程满足设计要求。

应注意,着陆缓冲过程中无人机着陆最大载荷与缓冲器最大行程不在同一时刻,着陆冲击过程中的几何非线性、边界条件非线性以及缓冲器载荷—行程曲线和载荷—速度曲线的非线性等因素造成了这一现象的发生。

侧风回收工况比正常回收工况严酷,本文根据侧风回收工况仿真结果对滑橇结构参数进行调整。

起落架有专业的落震试验设施,针对伞降回收滑橇减震的中、小型无人机,国内暂时没有类似有人机装备的落震试验台架。本文借助加速度传感器、高速摄影等设备进行正常回收工况落震试验,对质心加速度、缓冲器压缩行程等结果进行测量,质心最大加速度为 165 m/s^2 ,缓冲器最大压缩行程为 110 mm。仿真结果与试验结果的最大相对误差为 6%,全机落震仿真模型具有较高的可信度,满足工程需要。

3.2 全机刚柔耦合落震仿真

为了对滑橇结构进行强度校核,利用非线性动力学有限元建立全机刚柔耦合落震模型,如图 9 所示。



图 9 全机刚柔耦合落震仿真模型

Fig. 9 Rigid-flexible coupling dropping model of full aircraft

机体结构运用 Shell 单元建立为刚体部件,质心处建立刚体参考点,定义全机质量特性及速度特性。滑橇结构运用一维 Beam 单元进行建模,运用 Connector 连接器模拟转动副、球铰副、圆柱副等运动副,以及运用 Springs/Dashpots 单元模拟缓

冲器的刚度及阻尼特性,并通过修改.inp 文件设置非线性弹簧。ABAQUS/Explicit 提供通用接触算法(General Contact Algorithm)和接触对算法(Contact Pair Algorithm),本文选用接触对算法定义滑橇与地面间的接触^[11]。

对无人机两种回收工况进行仿真,计算滑橇结构响应,滑橇杆应力云图如图 10 所示,斜撑杆应力云图如图 11 所示。将结构最大应力与许用应力进行对比,细长杆的许用应力运用压杆稳定性临界应力进行计算。运用应力仿真结果调整滑橇结构参数,使其满足强度要求。经优化后滑橇缓冲装置结构重量系数为 2.5%,满足设计要求。

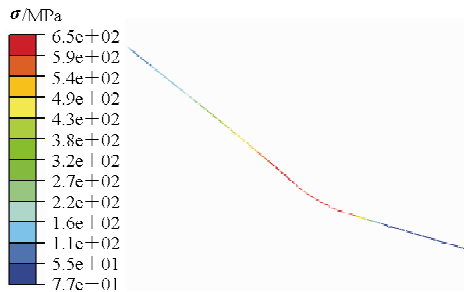


图 10 滑橇杆应力云图

Fig. 10 Stress nephogram of skid bars

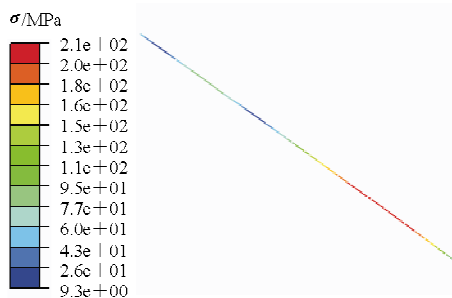


图 11 斜撑杆应力云图

Fig. 11 Stress nephogram of oblique struts

4 结 论

(1) 无人机滑橇方案经过动力学仿真分析及优化,满足设计要求,结构重量系数仅为 2.5%。

(2) 运用缓冲器静压试验及落震试验建立缓冲器动力学模型,精度较高;缓冲器静压试验及落震试验所需设备少,试验实现十分简单便捷。

(3) 全机落震模型仿真结果与试验结果一致,模型可信度高,满足工程需要。

(4) 运用非线性动力学有限元技术建立全机刚柔耦合落震模型,校核了滑橇结构响应,满足强度要求。

(5) 滑橇缓冲装置设计思路和建模方法简单实用,满足工程需要,大幅降低了试验经费,节约了设计成本,缩短了设计周期。

参考文献

- [1] 郭耀江. 无人机着陆技术研究[J]. 现代导航, 2013, 6(3): 195-197.
Guo Yaojiang. Research on unmanned aerial vehicle(UAV) landing technique[J]. Modern Navigation, 2013, 6(3): 195-197. (in Chinese)
- [2] 黄定超, 樊兴, 郭铭. 舰载无人机系统技术研究[J]. 舰船电子工程, 2008, 28(5): 32-36.
Huang Dingchao, Fan Xing, Guo Ming. Research on shipborne UAV system technology[J]. Ship Electronic Engineering, 2008, 28(5): 32-36. (in Chinese)
- [3] 李光超, 马晓平. 无人机伞降回收运动分析[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 25-28.
Li Guangchao, Ma Xiaoping. Parachute landing recovery motion analysis for unmanned aerial vehicle[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 25-28. (in Chinese)
- [4] 张元明. 无人机回收减震气囊的理论研究[J]. 液压与气动, 2005(1): 7-9.
Zhang Yuanming. Study of air bag impact attenuation system for UAV[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2005(1): 7-9. (in Chinese)
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 19 册——直升机设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
General Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: Vol. 19—helicopter design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)
- [6] 马晓利, 郭军, 牟让科. 基于 MSC Adams/Aircraft 的飞机起落架着陆动态性能分析[J]. 计算机辅助工程, 2006, 15(增刊 1): 33-35.
Ma Xiaoli, Guo Jun, Mou Rangke. Analysis of dynamic performance for undercarriage based on MSC adams/aircraft[J]. Computer Aided Engineering, 2006, 15(S1): 33-35. (in Chinese)
- [7] 史友进, 张曾钊. 大柔性飞机起落架缓冲器参数设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(3): 356-360.
Shi Youjin, Zhang Zengchao. Parameter design of landing gear shock absorber for flexible airplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(3): 356-360. (in Chinese)
- [8] 赵志明, 庄茁, 王成波. 飞机起落架落震试验数值模拟[J]. 飞机设计, 2007, 27(4): 21-25.
Zhao Zhiming, Zhuang Zhuo, Wang Chengbo. Numerical simulation of aircraft landing gear drop test[J]. Aircraft

- Design, 2007, 27(4): 21-25. (in Chinese)
- [9] 罗琳胤, 边宝龙. 飞机起落架缓冲性能仿真分析[J]. 机械设计, 2012, 29(4): 56-62.
Luo Linyin, Bian Baolong. Buffer performance simulation analysis of aircraft landing gear[J]. Journal of Machine Design, 2012, 29(4): 56-62. (in Chinese)
- [10] 高泽迺. 飞机设计手册: 第 14 册——起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Gao Zejiang. Aircraft design manual: Vol. 14—takeoff and landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [11] Nguyen P, Mak S, Panza J. Simulation of landing events for an unconventional UAV landing gear system using transient dynamics approach[C]. AIAA-2006-1762, 2006.

作者简介:

庞俊锋(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机结构设计、发射与回收系统设计。

刘斌(1970—),男,博士,研究员。主要研究方向:无人机总体设计、无人机结构设计。

孟毛毛(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机结构设计。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 51 页)

- Zhao Libin, Qin Tianliang, Li Jiayi, et al. Material parameters in 3D finite element analysis of composite structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(7): 789-793. (in Chinese)
- [15] Bogetti T A, Hoppel C P R, Drysdale W II. Three-dimensional effective property and strength prediction of thick laminated composite media[R]. Technical Report 911; U. S. Army Research Laboratory, 1995.
- [16] Bogetti T A, Hoppel C P R, Burns B P. Lampat: a software tool for analyzing and designing thick laminated composite structures[R]. Technical Report 890; U. S. Army Research Laboratory, 1995.

作者简介:

韩思聪(1991—),男,硕士研究生,助理工程师。主要研究方向:飞行器强度设计。

王斌团(1965—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

杨杰(1963—),女,研究员。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:马文静)