

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.04.019

含气穴效应的起落架落震动力学研究

陈玉红 郑 华 何 泳 程家林

(中航工业成都飞机工业(集团)有限责任公司技术中心,成都,610091)

摘要:针对某无人机前起落架在落震试验中地面载荷上升阶段出现的异常波动现象,通过对落震试验结果中缓冲器压缩状态和地面载荷关系的分析,判断该现象是由于缓冲器主油孔较小,主油腔中的气泡不能顺利转移到空气腔导致。建立了包含缓冲器主油腔气穴效应的起落架落震动力学模型,采用数值分析方法求解了该模型的动力学特性,计算结果与试验结果符合较好。通过震荡方法排除缓冲器主油腔中气穴后,落震试验得出的试验结果和不包含气穴效应的模型计算结果符合。落震试验对比表明:缓冲器轴向载荷波动现象由气穴效应引起;通过消除气穴方法后,起落架地面垂向载荷峰值下降 0.3 kN,起落架系统缓冲效率提高 2%。

关键词:起落架;缓冲器;落震试验;气穴现象

中图分类号:V226

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)04-0602-05

Study on Landing Gear Drop Dynamics with Cavitation Effect

Chen Yuhong, Zheng Hua, He Yong, Cheng Jialin

(Technology Center, AVIC Cheng Du Aircraft Industrial(Group) CO., LTD., Chengdu, 610091, China)

Abstract: In the drop test for nose gear of a certain type of unmanned aerial vehicle, unusual fluctuation of load is spotted when ground load increases. The relations between landing damper compression and ground load in the drop test are analyzed, and the conclusion goes that the main oil hole of the damper is too small to enable bubbles to move from main chamber to the air chamber. Landing gear drop test dynamics model including the effect of main oil chamber cavitations is built. The dynamics characteristics of the specific model are studied through numerical analysis, and the results are consistent with test results. After cavitations in the main oil chamber are eliminated, the results of actual drop test are quite similar with those of theoretical simulations using cavitation-free model. By comparing two methods of drop test, the conclusion is that axial load fluctuation is caused by cavitation. As soon as the cavitation is eradicated, the peak value of the vertical land load decreases by 0.3 kN, and the damping efficiency of the entire landing gear structure increases by 2%.

Key words: landing gear; shock absorber; drop test; cavitations

在飞机起飞、着陆、滑跑和各种地面操纵的过程中,起落架缓冲器是减缓冲击和耗散能量的关键部件^[1]。落震试验是检验起落架缓冲器缓冲性能的必要方法^[2],而落震动力学建模及其数值计算则是一种缓冲性能设计与评估的重要补充与辅助手段^[3]。

经典的起落架落震动力学采用二质量模型建立运动微分方程^[4],缓冲器的基本力学单元主要包含空气弹簧力、油液阻尼力、摩擦力和结构限制力 4 个部分^[5-6]。而针对所研究的问题不同,各力学单元会有不同程度的变化,已有文献研究了同一机型起落架缓冲器动力学建模中结构参数^[7]、摩擦

收稿日期:2015-01-09;修订日期:2015-03-14

通信作者:陈玉红,女,工程师,E-mail:184207563@qq.com。

力^[8]和支柱柔性^[9]对于缓冲性能的影响。

起落架缓冲器的气穴效应是指由于缓冲器油液中存在气泡,从而改变了缓冲阻尼和压缩特性,进而影响缓冲性能。Wahi在20世纪70年代就对空气弹簧多变指数^[10]和气穴效应^[11]等问题进行了探究,得出气穴效应对缓冲器峰值载荷影响较小的结论。

本文研究的无人机起落架内腔尺寸小而且结构柔性大,缓冲器卡滞问题及其对垂向载荷的影响较为突出^[8],因而在起落架落震试验出现异常载荷波动时,不仅要得到峰值载荷,更要模拟载荷的时间历程并得出载荷异常波动的原因,为改进设计提供依据。

通过对落震试验结果的分析,判断得出载荷波动应由气穴效应引起。本文通过建立气穴效应对空气弹簧力和油液阻尼力影响的分析模型并开展落震动力学性能分析,研究了气穴效应对起落架缓冲性能的影响,揭示气穴效应对于此类小型起落架落震载荷历程的影响规律,并提出消除气穴效应的简易操作方法。

1 起落架落震试验中载荷波动现象分析

为了研究某无人机前起落架落震动力学性能,采用减缩质量法对起落架进行了落震动力学试验,图1给出了起落架落震动力学试验系统,主要包括:弹性支承配重、垂直滑轨,地面载荷测试系统以及提升和投放系统等。

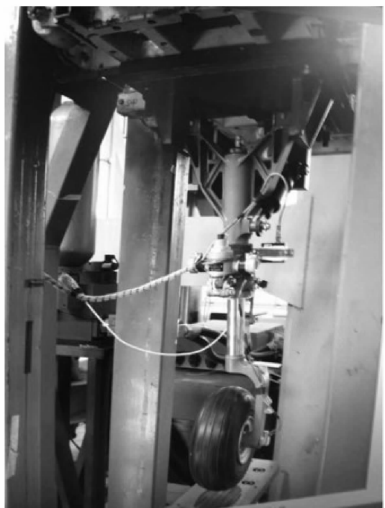


图1 起落架落震动力学试验系统
Fig.1 Landing gear drop test system

1.1 起落架落震试验结果

从落震试验采集的起落架系统功量图(图2)可以看出,机轮触地后在系统垂向载荷上升到最大值之前地面载荷出现一次明显的波动现象。在地面垂向载荷达到4.61 kN时,载荷下降到4.12 kN,然后继续上升达到最大值。在常规的单腔常油孔缓冲器落震分析时没有这一载荷波动现象。

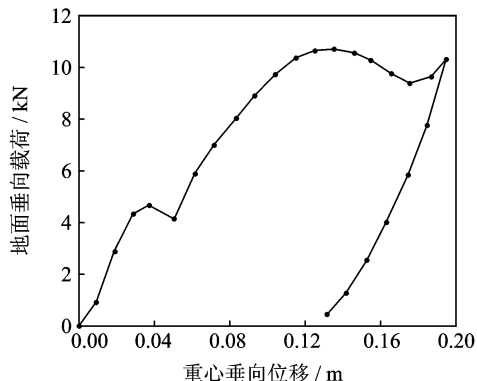


图2 起落架落震功量图
Fig.2 Landing gear drop efficiency

1.2 垂向载荷波动影响因素分析

通过对试验获得的缓冲器压缩量数据对时间差分后发现,地面载荷发生上述波动时间内,地面垂向载荷下降阶段缓冲器压缩速率出现一个尖峰(见图3),峰值达到2.6 m/s,违背了正常的油液阻尼原理,说明在该时间段内发生了缓冲器油液阻尼失效。

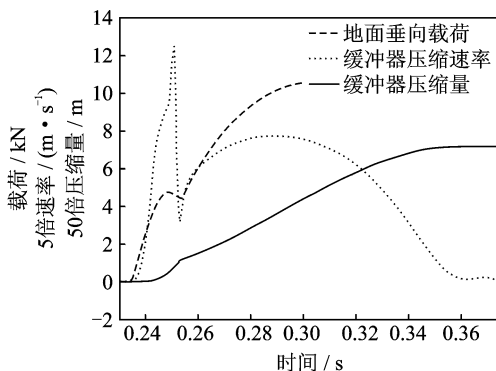


图3 落震试验结果
Fig.3 Drop test result

分析各种可能引发该载荷波动现象的影响因素后,推断其主要原因是:该起落架油孔尺寸较小,由于油液具有黏性,缓冲器主油腔油孔附近附着的空气无法顺利转移到顶端空气腔,在落震试验中,滞留在主油腔的空气使得主油孔阻尼失效。

2 落震动力学建模

针对上述起落架落震试验中发现的缓冲器气穴现象,建立包含缓冲器气穴效应的起落架落震动力学模型,定量分析气穴效应对起落架落震性能的影响。

2.1 起落架受力分析

该无人机前起落架的结构形式属于前倾支柱式半轮叉缓冲支柱结构,图4给出了其受力分析简化示意图。

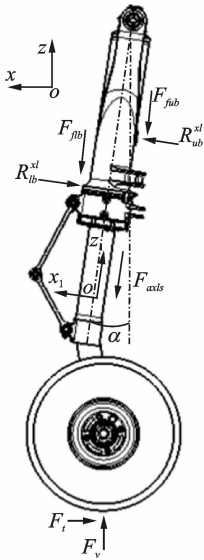


图4 起落架受力分析示意图

Fig.4 Force analysis of landing gear

图4中包含两个坐标系, $oxyz$ 为地面全局坐标系, $ox_1y_1z_1$ 为缓冲支柱坐标系。地面坐标系以水平向前方向为 x 轴,水平向左为 y 轴,竖直向上为 z 轴;缓冲支柱坐标系以垂直于缓冲器轴线向前为 x_1 轴,垂直缓冲器轴线向左为 y_1 轴,沿缓冲器轴线方向向上为 z_1 轴。

图4中, F_v 为作用在轮胎接地点的地面垂直支反力, F_t 为作用在轮胎接地点的航向摩擦力, R_{ub}^{xl} 和 R_{lb}^{xl} 为缓冲器上下轴承支反力, F_{sub} 和 F_{sb} 为缓冲器上下轴承处的轴向摩擦力, α 为前起落架支柱前倾角, F_{ax} 为缓冲器轴向载荷。

2.2 各力学单元建模

由于考虑缓冲器主油腔中的气穴效应,缓冲器开始压缩时主油腔中残留的气泡会转移到缓冲器顶部的空气腔中,该过程中由于气体存在,主油孔的阻尼系数较小,当主油腔中气泡全部转移到空气腔中以后,缓冲器模型和不含气穴效应的缓冲器模型保持一致。

缓冲器建模时将缓冲过程分为两个阶段,分别为缓冲器包含气穴阶段和不包含气穴阶段。

2.2.1 包含气穴阶段的缓冲器建模

(1) 空气弹簧力

该起落架缓冲器为单腔油气式缓冲器,缓冲器开始压缩时,主油腔中的气泡向空气腔转移,空气腔中的气体增加,其空气弹簧力的表达式为

$$F_a = A_a \left[P_0 \left(\frac{V_0 - V_1 + \lambda A_h s}{V_0 - V_1 - (A_a - A_h) s - (1 - \lambda) A_h s} \right)^\gamma - P_{atm} \right] \quad (1)$$

式中: A_a 为压气面积; A_h 为主油腔压油面积; P_0 为缓冲器初始充气压力; V_0 为缓冲器初始充气容积; V_1 为主油腔中气穴的初始体积; s 为缓冲器行程; γ 为气体多变指数; λ 为气穴转移过程中的油气比例系数; P_{atm} 为外部大气压强。

(2) 缓冲器油液阻尼力

该起落架缓冲器为常主油孔带侧油孔的油液阻尼器形式,其油液阻尼力表达式为

$$F_h = \begin{cases} \frac{\rho A_h^3 \dot{s}^2}{2C_{d1}^2 A_d^2} + \frac{\rho A_{hs}^3 \dot{s}^2}{2C_{ds}^2 A_{ds1}^2} & \dot{s} \geq 0 \\ -\frac{\rho A_h^3 \dot{s}^2}{2C_{d1}^2 A_d^2} - \frac{\rho A_{hs}^3 \dot{s}^2}{2C_{ds}^2 A_{ds2}^2} & \dot{s} < 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: ρ 为油液密度; A_h 为侧油腔压油面积; C_{d1} 为主油腔含气穴时的缩流系数; A_d 为主油孔面积; A_{ds1} 和 A_{ds2} 分别为正、反行程侧油孔面积; C_{ds} 为侧油孔缩流系数。

(3) 缓冲器摩擦力

由于该起落架前轮稳定矩较小,并且落震工况不含航向速度,所以起落架缓冲器和活塞杆之间上下轴承对的横向载荷比较小,摩擦力对缓冲器性能影响不大。缓冲器摩擦力包含上、下轴承结构载荷产生的摩擦力项和缓冲器密封圈参数的摩擦力项。采用状态转换模型计算缓冲器摩擦力状态转换模型如图5所示。

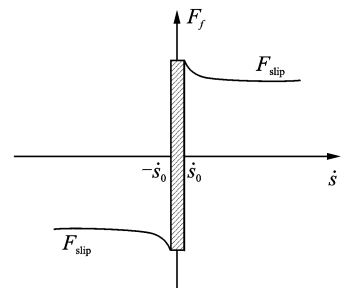


图5 摩擦力模型

Fig.5 Friction force model

当缓冲器压缩速度 $\dot{s} > \dot{s}_0$ 时,缓冲器处于滑动摩擦状态;当缓冲器压缩速度 $\dot{s} < \dot{s}_0$ 时,缓冲器处于静摩擦状态,摩擦力由外力决定。

2.2.2 不含气穴阶段的缓冲器建模

(1) 空气弹簧力

不包含气穴时缓冲器空气弹簧力建模与单腔油气式缓冲器的空气弹簧力模型保持一致,其空气弹簧力的表达式为

$$F_a = A_a \left[P_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a s} \right)^\gamma - P_{atm} \right] \quad (3)$$

(2) 缓冲器油液阻尼力

该起落架缓冲器为常主油孔带侧油孔的油液阻尼器形式,其油液阻尼力表达式为

$$F_h = \begin{cases} \frac{\rho A_d^3 \dot{s}^2}{2C_d^2 A_d^2} + \frac{\rho A_{hs}^3 \dot{s}^2}{2C_{ds}^2 A_{ds1}^2} & \dot{s} \geq 0 \\ -\frac{\rho A_d^3 \dot{s}^2}{2C_d^2 A_d^2} - \frac{\rho A_{hs}^3 \dot{s}^2}{2C_{ds}^2 A_{ds2}^2} & \dot{s} < 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中 C_d 为主油腔不含气穴时的缩流系数。

(3) 缓冲器摩擦力

缓冲器摩擦力与气穴效应无关,因此不包含气穴时的缓冲器摩擦力模型与 2.2.1 节的缓冲器摩擦力模型保持一致。

3 落震动力学分析

3.1 机型参数

选取该无人机前起落架落震试验正常重量落震工况的相关参数,如表 1 所示。

表 1 落震动力学模型求解参数

Tab. 1 Parameters for solving drop test dynamics

结构参数	数值	充填参数	数值
支柱前倾角/(°)	8	充气压强/MPa	0.62
压气面积/cm ²	18.1	充气容积/ml	300
主油腔压油面积/cm ²	13.2		

3.2 数值计算及结果分析

采用之前建立的含主油腔气穴效应的前起落架落震动力学分析模型,运用数值分析方法求解该起落架在正常落震工况下的起落架落震动力学性能,如表 2 所示。

表 2 落震性能指标理论值及试验值对比

Tab. 2 Index comparison between simulation results and test results

指标	第一峰值/kN	第一极小值/kN	最大地面载荷/kN	最大垂向位移/m
理论值	4.74	4.37	10.9	0.195
试验数据	4.65	4.12	10.8	0.191

图 6 为重心垂向位移及地面垂向载荷理论值与试验值的对比。由表 2 和图 6 可知,数值计算结果与试验数据符合较好,在数值分析结果中地面垂直载荷达到第一峰值(4.74 kN)后出现了和试验结果相符的载荷波动现象,含主油腔气穴效应的起落架落震动力学分析模型可以较为准确地模拟落震试验中地面载荷的波动现象。

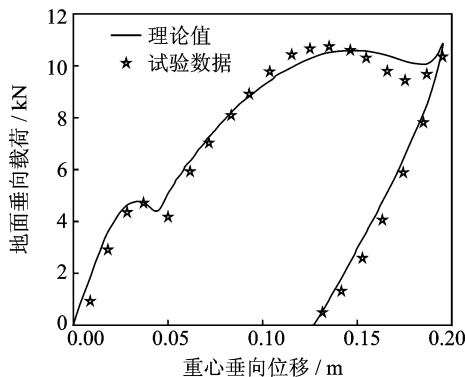


图 6 试验值和理论值对比(含气穴效应)

Fig. 6 Comparison between test and simulation results (cavitation effect included)

3.3 消除气穴效应后的计算结果

为了分析气穴效应对起落架落震性能的影响,在落震试验之前将起落架竖直放置一段时间,然后缓慢压缩起落架再缓慢松开,将主油腔中的气体转移到空气腔中,然后进行相同工况的起落架落震试验。图 7 给出了消除气穴效应后的起落架落震功量图。

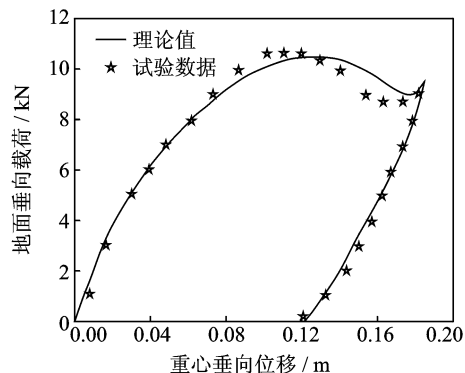


图 7 试验值和理论值对比(不含气穴效应)

Fig. 7 Comparison between test and simulation results (cavitation effect excluded)

试验结果表明,消除气穴干扰后,落震试验中没有出现前述载波动现象。采用不含气穴效应的起落架落震动力学模型数值分析结果与试验结果符合较好。

3.4 气穴效应对缓冲性能的影响

消除气穴效应后的落震功量图(图7)更加饱满,表3给出了消除气穴效应前后的起落架落震试验性能对比。

表3 排除气穴效应前后的试验结果对比

Tab.3 Test result comparison with and without cavitation effect

参数	最大垂向载荷/kN	最大垂向位移/m	缓冲效率/%
有气穴	10.8	0.191	72
无气穴	10.5	0.183	74

通过对比消除气穴前后的落震试验结果得出,缓冲器气穴现象对起落架落震性能有负面影响,消除气穴以后,相同落震工况下,地面垂向载荷峰值下降0.3 kN,起落架系统缓冲效率提高2%。

4 结 论

(1) 该缓冲器在落震试验中出现的轴向载荷波动现象由气穴引起,文中建立的含主油腔气穴效应的起落架落震动力学模型可以较好地模拟落震试验中出现的气穴效应现象。

(2) 可采用缓慢预压缩的方法将主油腔中的气体转移到空气腔中,消除气穴后,消除了载荷异常波动,起落架地面垂向载荷峰值下降0.3 kN,起落架系统缓冲效率提高2%。

参考文献:

[1] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 163-167.
Gu Hongbin. Dynamic model of aircraft ground handling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 163-167.

[2] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 56-59.
The Chief Committee of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: Takeoff and landing system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 56-59.

[3] 聂宏, 房兴波, 魏小辉, 等. 舰载飞机弹射起飞动力学研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(6): 727-738.
Nie Hong, Fang Xingbo, Wei Xiaohui, et al. Overview of carrier based aircraft catapult launch dynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(6): 727-738.

[4] Milwitzky B, Cook F E. Analysis of landing-gear behavior[R]. NACA Report 1154, 1953.

[5] 聂宏. 起落架的缓冲性能分析与设计及其寿命计算方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1990.
Nie Hong. Dynamic behavior analysis and design as well as life prediction method of landing gear[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1990.

[6] Xue Caijun, Qi Wengang, Nie Hong. Test and control system development and application of landing gear drop test rig[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 28(2): 145-151.

[7] 魏小辉, 刘成龙, 聂宏, 等. 半轴式起落架落震动力学及结构参数影响研究[J]. 振动工程学报, 2014, 27(1): 40-45.
Wei Xiaohui, Liu Chenglong, Nie Hong, et al. Study on drop dynamics and the influence of structural parameters on half-axle landing gear[J]. Journal of Vibration Engineering, 2014, 27(1): 40-45.

[8] Wei Xiaohui, Liu Chenglong, Liu Xiangyao, et al. Improved model of landing-gear drop dynamics[J]. J Aircraft, 2014, 51(2): 695-700.

[9] Wei Xiaohui, Liu Chenglong, Song Xiaochen, et al. Drop dynamic analysis of half-axle flexible aircraft landing gear [J]. Journal of Vibroengineering, 2014, 16(1): 290-298.

[10] Wahi M K. Oil compressibility and polytropic air compression analysis for oleopneumatic shock struts [J]. J Aircraft, 1976, 13(7): 527-530.

[11] Wahi M K. Oleopneumatic shock strut dynamic analysis and its real-time simulation [J]. J Aircraft, 1976, 13(4): 303-308.