

串联双腔双阻尼摇臂式起落架落震性能研究

Drop Performance Analysis of a Dual-Chamber Double Damping Rocker-Type Tail Landing Gear

刘伟 魏小辉 冯飞 陶周亮 浦志明 / 南京航空航天大学

摘要: 以某型直升机双腔双阻尼摇臂式尾起落架为研究对象, 将缓冲器等效为串联的两个弹簧阻尼振动系统, 建立基于二质量模型的摇臂式起落架落震动力学方程, 利用MATLAB、Simulink模块对其进行数值分析, 并提出多腔多阻尼缓冲器起落架的数学建模方法。仿真结果表明: 相比单级缓冲器, 采用双腔双阻尼的缓冲器设计能显著降低直升机起落架的突峰过载, 在高压腔工作段, 缓冲器载荷比较平稳。

Abstract: The dual-chamber double damping rocker-type tail landing gear of a helicopter is chosen as subjects to investigate in this paper. At first, it establishes the landing gear dynamics model based on the two-mass model, the dual-chamber double damping buffer is taken as two spring-damper vibration systems series-wound. Then build up dynamics model by using MATLAB Simulink module to numerical analysis. A method dealing with multi-cavity mathematical model of the multi-damping buffer landing gear is proposed as well. Finally, with simulation results, dual-chamber double damping buffer designed to reduce helicopter landing gear sudden peak overload, compared to a single-stage double air chamber buffer landing gear. And the load is relatively stable in high-pressure chamber working section.

关键词: 摇臂式起落架; 串联双级; 落震动力学。

Keywords: rocker-type landing gear; series two-stage; drop dynamics

0 引言

缓冲器是所有现代飞机必备的通

用部件,其功用是吸收飞机着陆和滑行期间的动能。大多数现代飞机均使用

油一气式缓冲器^[1]。飞机起落架常面临疲劳破坏,其产生的原因,是飞机滑行过程

遇,加速提升中国民用飞机工业的整体技术实力,尽快缩短与航空工业发达国家的差距,中国民用飞机工业才能在日益激烈的市场竞争中占有一席之地。

AST

参考文献

- [1] 李菁. 欧美航空工业国际合作启示录[J]. 创新科技, 2008, (3): 8-13.
- [2] 张军. 当代企业跨国战略联盟研究[J]. 理论与改革, 2004, (2): 96-99.
- [3] 迟文浚. 转包生产是促进我国民用飞机产业发展的有效途径[J]. 国际合作与转包生产, 2011, (5): 21-30.
- [4] 艾银生. 大型航空企业转包生

产的问题探讨[J]. 航空科学技术, 2001, (6): 14-15.

- [5] 静流. 采取国际合作方式发展民用支线飞机[J]. 中国民用航空, 2002, (3): 55-57.

- [6] 胡桂新, 张进文. 风险合作模式对我国民用飞机制造业供应链管理的启示[J]. 空运商务, 2011, 292(9): 44-48.

- [7] 周恒. 民用飞机国际合作模式对比研究[A]. 2012年中国航空学会管理科学分会学术交流会议论文集. 2012.

- [8] 李小宁, 李成智. 民用航空工业中的国际合作[J]. 北京航空航天大学社会科学学报, 1995, (1): 35-42.

- [9] 一航科技委课题组. 关于开展

民用飞机国际合作的思考[J]. 航空工业经济研究 2006, (2): 7-14.

- [10] 皮成功. 当今世界航空工业的国际化趋势及动因考察[J]. 航空工业经济研究, 2008, (6): 15-19

- [11] 周黔. 我国航空制造业转包生产模式探讨[D]. 贵阳: 贵州大学, 2008

- [12] 丁宁. 我国航空设备制造业的国际合作研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2009.

作者简介

周恒, 硕士, 工程师, 主要从事民用航空工业和民用飞机国际合作等方面研究。

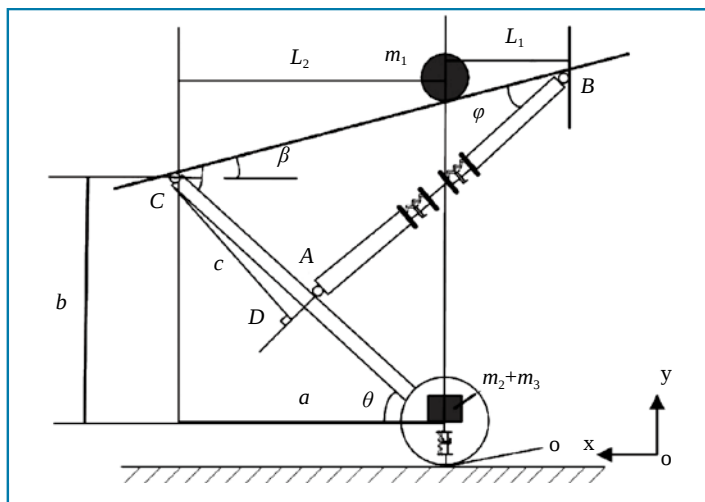


图1 起落架动力学模型

中在谱载荷下各级损伤累积所致。随着现代飞机重量和着陆速度的增加,导致滑行载荷进一步增加^[2]。为了降低起落架缓冲器滑行载荷,优化缓冲器性能,设计者提出了变阻尼设计和双作动缓冲器设计方案。变阻尼设计方案主要包括两类:一类是变油孔设计^[3-4],一般根据缓冲器行程或者压力来控制阻尼孔径以达到变阻尼设计要求;另一类是通过改变油液属性来改变阻尼,如采用磁流变油液缓冲器^[5-6]。双作动式的缓冲支柱设计^[7]是指在原有的单级缓冲器基础上增加一个高压腔,这种设计能显著改善在粗糙或不平地滑行时的冲击能量吸收特性^[7-8]。随着大型军用飞机特别是军用直升机的不断发展,由于随时面临恶劣的起飞滑跑环境,需要着重考虑直升机的抗坠毁性能要求。为此,设计者们提出了双腔双阻尼缓冲器的设计方案。这种缓冲器是指在传统的双作动缓冲器基础上,在高压腔段也加装油液阻尼,使其保留了单级双气室缓冲器的优点,即降低滑行时的地面突峰过载,同时具有比单级双气室缓冲器更大的着陆缓冲行程和耐坠毁缓冲行程。故该缓冲器可满足

更强的抗坠毁性要求。本文基于二质量模型的基本原理,将缓冲器简化为串联的两个弹簧阻尼振动系统,建立摇臂式直升机起落架动力学模型,进行落震性能分析。

1 起落架动力学建模

在落震过程中,令飞机航向(即飞机速度方向)为 x 方向,垂直地面向上为 y 方向。原点为轮胎与地面刚接触的点。基于二质量模型,将起落架动态力学模型简化为如图1所示的模型,在摇臂式起落架着地过程中,由质量 m_1 、 m_2 和 m_3 之间的运动关系得,系统的主要自由度有:质量 m_1 在 y 方向上位移 y_1 、轮胎压缩量 δ 、摇臂转角 φ 。根据起落架系统的运动微分方程建立摇臂式起落架的动力学模型。

根据受力平衡,建立如下动力学方程:

$$m_1 \frac{d^2 x_1}{dt^2} + m_2 \frac{d^2 x_2}{dt^2} + m_3 \frac{d^2 x_3}{dt^2} = - (x_s + \mu T) \quad (1)$$

$$m_1 \frac{d^2 y_1}{dt^2} + m_2 \frac{d^2 y_2}{dt^2} + m_3 \frac{d^2 y_3}{dt^2} = Y_s + T - (m_1 + m_2 + m_3)g \quad (2)$$

$$I_p \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 \quad (3)$$

式中: T 为轮胎受到的地面支反力,与轮胎压缩量成线性关系; M_1 、 M_2 、 M_3 、 M_4 分别为机轮地面支反力、机轮摩擦力、质量 m_2 及 m_3 总重力和缓冲器内载荷的力对 C 轴的矩; Y_s 是机体所受的升力,由下式确定

$$Y_s = (m_1 + m_2 + m_3)gL_s \quad (4)$$

X_s 是降落过程中起落架受到的空气阻力,表示为

$$X_s = \frac{C_x Y_s}{C_y} \quad (5)$$

对质量 m_1 单独进行受力分析。

$$m_1 \frac{d^2 y_1}{dt^2} = F_y + F_z + Y_s - m_1 g \quad (6)$$

式中: F_y 为机体受到摇臂对机体竖直方向的力; F_z 为缓冲支柱对机体竖直方向的力,不考虑机体的俯仰运动,根据其几何关系有

$$\frac{F_y}{F_z} = \frac{L_1}{L_2} \quad (7)$$

缓冲器内的载荷 F_s 下式确定

$$F_s = Q_d + Q_s + Q_f \quad (8)$$

式中: Q_d 、 Q_s 、 Q_f 分别为缓冲器内的油液阻尼力、空气弹簧力、内部摩擦力。内部摩擦力 Q_f 包括动摩擦力和静摩擦力。其

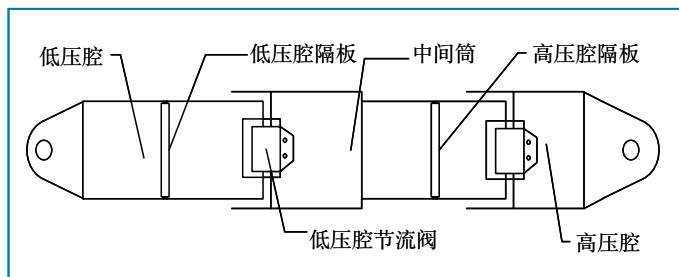


图2 串联双腔双阻尼缓冲器结构简图

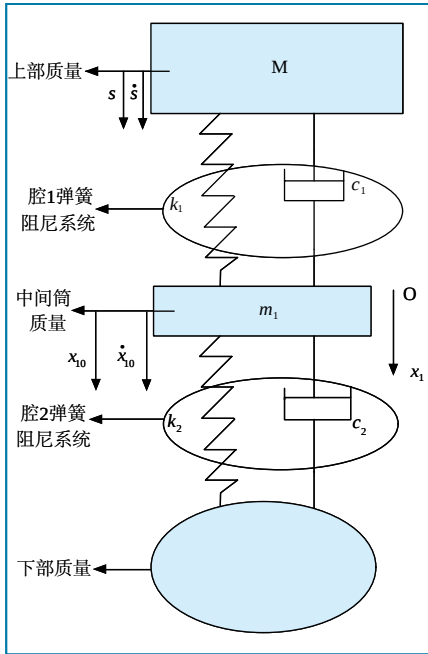


图3 双腔双阻尼缓冲器结构简化模型

中,动摩擦力 F_{fd} 与缓冲器内空气弹簧力 Q_a 成正比,表示为

$$F_{fd} = K_m Q_a \quad (9)$$

式中: K_m 为动摩擦系数,其值可通过试验测得。静摩擦力由活塞杆当前受力状态和运动状态决定,比较复杂。本文为简化模型,在缓冲器工作过程中,将动摩擦力和静摩擦力放在一起处理,将静摩擦力视为活塞杆正、反向运动中,动摩擦力的简单过渡。采用双曲正切函数来近似处理。

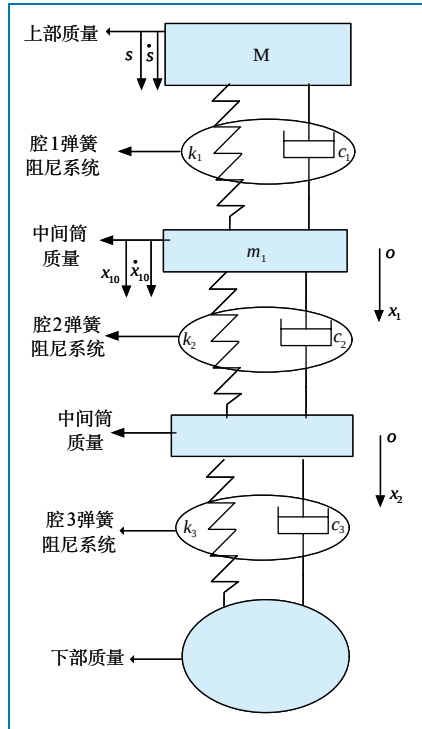


图4 三腔三阻尼缓冲器结构简化模型

$$Q_f = \arctan\left(\frac{s}{\varepsilon}\right) K_m Q_a \quad (10)$$

式中: ε 为一临界值,这里取为0.01。

2 串联双腔双阻尼缓冲器建模

串联双腔双阻尼缓冲器的结构简图如图2所示。

根据其结构形式,把该双腔双阻尼缓冲器结构简化为图3所示的弹簧阻尼

振动系统。

当只有单级缓冲器工作时,缓冲器支柱力为低压腔油液阻尼力 F_{lh} 和空气弹簧力 F_{la} 之和,其空气弹簧力 F_{la} 为

$$F_{la} = \left[P_{lAir0} \left(\frac{V_{lAir0}}{V_{lAir0} - A_{lAir} s_l} \right)^{\gamma} - P_{AMB} \right] A_{lAir} \quad (11)$$

其油液阻尼力 F_{lh} 为

$$F_{lh} = \frac{\rho A_{lFL0}^3 S_l^2}{2 C_d^2 A_{lori}^2} \quad (12)$$

式(11)、(12)中:多变指数 γ 为1.4; F_{la} 为低压腔空气弹簧力; P_{lAir0} 为低压腔初始压强; V_{lAir0} 为低压腔初始体积; V_{lAir} 为低压腔压气面积; S_l 为低压腔缓冲器行程; P_{AMB} 为大气压强; F_{lh} 为低压腔油液阻尼力; ρ 为油液密度; A_{lFL0} 为低压腔压油面积; S_l 为缓冲器速度; C_d 为缩流系数; A_{lori} 为低压腔油液流过油孔的面积。

当缓冲器支柱力达到高压腔缓冲器工作压力时,第二级缓冲器开始工作,缓冲器高压腔内的油液阻尼力和空气弹簧力的表示跟低压腔的类似,这里不再赘述。当两级缓冲器共同工作时,对中间筒 m 进行受力分析有

$$m x_1 + c_1 x_1 + k_1 x_1 - c_2 (s - x_1) - k_2 (s - x_1) = 0 \quad (13)$$

式中: c_i, k_i 的确定方法参照(11)、(12),

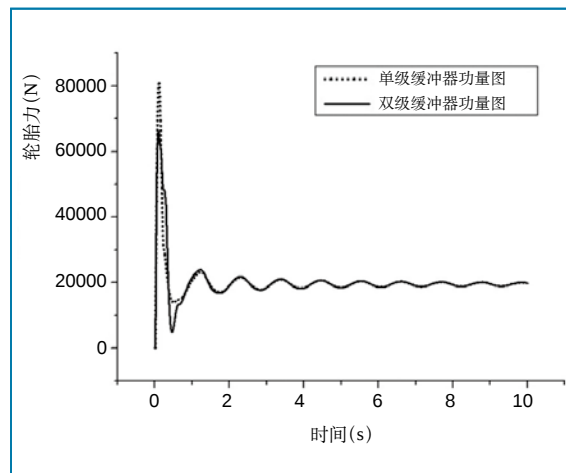
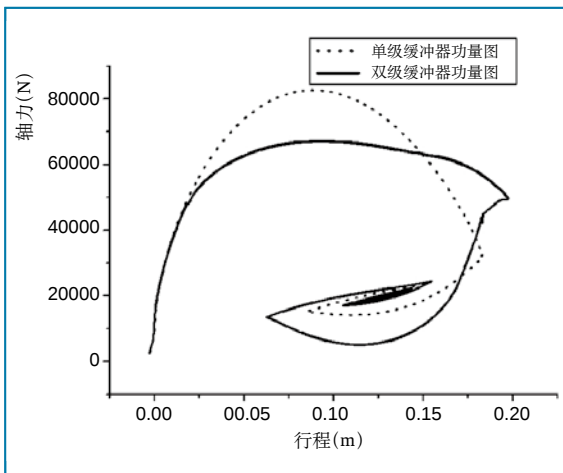


图5(左) 两种缓冲器功量图对比

图6(右) 两种缓冲器轮胎力-时间图对比

从而建立串联双腔双阻尼缓冲器力学模型。

受该串联双腔双阻尼缓冲器建模方法的启发,对于多级串联缓冲器的建模同样可以采用这种方法建模,下面以三级串联缓冲器为例介绍其建模方法。三级串联缓冲器结构简图如图4所示

假设三个油气腔的空气腔压力大顺序为腔3>腔2>腔1,因此,腔1最先开始工作,之后是腔2、腔3相继开始工作。先分析腔1与腔2,腔2开始工作的初始条件分析方法与两级串联缓冲器分析方法类似。当腔1与腔2同时工作时式(14)所示关系。

$$m_1 \ddot{x}_1 + c_2 \dot{x}_1 + k_2 x_1 - c_1 (\dot{s} - \dot{x}_1) - k_1 (s - x_1) = 0 \quad (14)$$

腔3开始工作的初始条件分析方法与两级串联缓冲器的分析方法类似。因此,当腔2与腔3同时开始工作时也有如式(15)所示关系。

$$m_2 \ddot{x}_2 + c_3 \dot{x}_2 + k_3 x_2 - c_2 (\dot{x}_{10} - \dot{x}_2) - k_2 (x_{10} - x_2) = 0 \quad (15)$$

式中: c_i, k_i 的确定方法参照(11)、(12),从而建立三级串联缓冲器力学模型。

3 仿真结果分析

基于串联双腔双阻尼摇臂式起落架动力学模型,采用四阶“龙格-库塔法”的数值方法求解,可得方程组的数值解。

文中分析的直升机起落架与“黑鹰”直升机起落架具有相似的结构,“黑鹰”直升机起落架有如下特点^[8]。

1) 当直升机正常着陆(垂直下沉速度不超过3m/s)或滑行时,缓冲器只是利用低压腔单独工作,即可吸收和消耗完全部撞击动能;

2) 当直升机着陆垂直下沉速度超过3m/s时,缓冲器高压腔参与工作,此时低压腔与高压腔共同作用,实现直升

机在粗暴着陆情况下的缓冲。

参照上述2)的要求,分析双级缓冲器对起落架峰值过载的影响,给定初始条件:落震当量质量为2t,下沉速度为3.5m/s。对缓冲器参数进行调整,得到串联双腔双阻尼缓冲器支柱力—行程曲线如图7中实线所示,轮胎力—时间曲线如图8中实线所示:

分析图7、8中实线部分数据,起落架在2t当量质量,3.5m/s下沉速度的工况下,缓冲器最大支柱力为67271N,起落架最大过载为3.43,最大轮胎力为66217N,最大行程为0.1973m。如果取消高压腔一级缓冲器的作用,只有单级缓冲器工作时,在相同工况下仿真得出缓冲器支柱力—行程曲线如图5中虚线所示,轮胎力—时间曲线如图6中虚线所示。

分析图5、6中虚线部分数据,起落架在2t当量质量,3.5m/s下沉速度的工况下,缓冲器的最大支柱力为82673N,起落架最大过载为4.22,最大轮胎力为81161N,最大行程为0.1828m。

比较以上两种缓冲器的工作情况,相比单级缓冲器的起落架,采用双腔双阻尼缓冲器的起落架可以减小缓冲器22.90%的最大支柱力和22.57%的起落架最大轮胎力,但是同时增加了7.93%的最大行程。并且,从图5中可以看出,采用双级缓冲器的起落架其缓冲器在高压腔工作阶段工作载荷比较平稳。

4 结束语

1) 相比单级缓冲器起落架,采用串联双腔双阻尼缓冲器的起落架可以减小起落架的峰值过载和最大轮胎力,其峰值载荷的出现更靠近行程末端,其高压腔工作阶段工作载荷比较平稳。

2) 采用双级缓冲器结构导致缓冲器行程的增加,这一点需要设计者权衡得失。

AST

参考文献

- [1] 高泽迥.飞机设计手册(第14分册)[M].航空工业出版社.2002.
- [2] 刘锐琛.飞机起落架强度设计指南[M].四川科学技术出版社.1989.
- [3] 姜良智.大型客机起落架缓冲系统优化设计技术研究[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院.2010
- [4] 刘晖,顾宏斌,吴东苏.基于高速开关阀的起落架着陆冲击载荷控制[J].机械科学与技术,2007,(8):1055-1062
- [5] 贾玉红,武晓娟.基于流变技术的飞机起落架缓冲器建模[J].振动与冲击,2007,(7):6-176.
- [6] 祝世兴,潘玉洁.基于磁流变减震器的弹性机体起落架着陆仿真分析[J].液压与气动,2012,(12):73-77.
- [7] 高泽迥.半准备机场及双气室减震器设计[J].航空学报,1987,(12):585-593.
- [8] Nie, H., Qiao, X., Gao Z. J., et al. Dynamic Behavior Analysis for Landing Gear with Different Types of Dual-Chamber Shock Struts.Chinese Journal of Aeronautics (English Edition)[J], 1991, (4):235-244.
- [9] 陈建中等.直升机构造学[M].北京:长城出版社,1996.

作者简介

刘伟,硕士研究生,从事飞行器起落架设计研究。

魏小辉,博士,副教授,从事飞行器起落架设计研究。

冯飞,博士研究生,从事飞行器起落架设计研究。

陶周亮,硕士研究生,从事飞行器起落架设计研究。

蒲志明,硕士研究生,从事飞行器起落架设计研究。