

基于 LMS Virtual. Lab 的直升机起落架 着陆载荷分析

史佩^a, 宋岩^b, 岳艳丽^b

(海军航空工程学院 a. 训练部; b. 基础实验部, 山东 烟台 264001)

摘要: 基于直升机起落架着落动力学原理和 LMS 软件平台, 建立了某型直升机起落架着落性能的虚拟仿真模型, 研究着陆、着舰情况下由环境温度引起的轮胎压力变化对起落架载荷的影响。结果表明: 起落架着舰载荷比着陆载荷提高 80% ~ 90% 左右; 着陆时若因温度变化引起轮胎压力从 0.3 MPa 上升至 0.4 MPa, 那么起落架载荷峰值将提高 2 kN 左右; 着舰时若因温度变化引起轮胎压力从 0.6 MPa 上升至 0.8 MPa, 那么起落架载荷峰值将提高 5 kN 左右。

关键词: 直升机; 起落架; 虚拟仿真; 着陆; 载荷

本文引用格式: 史佩, 宋岩, 岳艳丽. 基于 LMS Virtual. Lab 的直升机起落架着陆载荷分析[J]. 四川兵工学报, 2014(12): 13 - 16.

中图分类号: V275⁺.1

文献标识码: A

文章编号: 1006 - 0707(2014)12 - 0013 - 05

Helicopter Landing Gear Dynamic Simulation Based on LMS Virtual. Lab

SHI Pei^a, SONG Yan^b, YUE Yan-li^a

(a. Department of Training; b. Department of Basic Experiment,
Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: Based on the principle of helicopter landing gear dynamic and LMS Virtual. Lab, a model for dynamic analysis of helicopter landing gear is established to search for the effect of the variation of tire pressure which led by the environment temperature. The results indicate that landing on board increase struts forces by 80% ~ 90% than on ground. The variation of tire pressure can not change the peak value of the struts forces when landing on ground, and it will increase the peak value of the struts forces by 5 kN if the tire pressure changes from 0.6 MPa to 0.8 MPa.

Key words: helicopter; landing gear; simulation; touchdown; forces

Citation format: SHI Pei, SONG Yan, YUE Yan-li. Helicopter Landing Gear Dynamic Simulation Based on LMS Virtual. Lab[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2014(12): 13 - 16.

直升机起落架的主要作用是吸收着陆或着舰时的冲击能量, 以减小机体受到的冲击载荷^[1]。此外, 起落架还用来在地面或舰面支撑直升机, 使直升机具有滑行或滑跑能力, 并减小滑行或滑跑时由于地面不平而产生的冲击与颠簸。直升机着陆时的冲击载荷, 不仅与直升机质量、旋翼拉力、着陆或着舰速度、机体姿态角及角速度等参数有关, 还与起落架的构造与特性有关^[2-5]。中等以上质量的直升机一般

采用轮式起落架, 通常由双腔式油-气式缓冲支柱和充气轮胎组成^[6-7], 着陆过程中通过轮胎及缓冲支柱内的气体压缩以吸收动能, 利用油液流过节流孔产生的阻尼来消耗能量, 减少机体回弹与震荡次数。与岸基直升机相比, 舰载直升机的使用环境恶劣得多。舰载直升机随舰遂行舰面起降飞行训练、远航出访、亚丁湾护航、极地科考等各种任务, 海域跨度大、执行任务时间长, 使得直升机的环境温度差异可高达

50~60℃以上,停放在舰船上的起落架轮胎由于受到甲板表面的影响,温度差异差会进一步增加,导致轮胎压力较大的变化,从而影响起落架的缓冲性能。另外,直升机着舰速度一般要高于着陆速度,也会导致起落架较大的冲击载荷。为了限制起落架冲击载荷,需要根据使用环

境相应地调整轮胎压力等直升机维护数据。基于 LMS 平台的虚拟仿真技术,能够对直升机起落架的动态性能进行快速模拟和评价^[8]。本文将利用 LMS 平台建立某型直升机起落架的虚拟样机,对其动态性能进行仿真研究,重点分析起落架轮胎压力的变化对起落架载荷的影响。

1 起落架动力学模型

某型直升机主起落架由一个双腔式缓冲支柱和 2 个轮胎组成,缓冲支柱通过轮轴与轮胎连接。缓冲支柱的工作原理如图 1 (a)、图 1 (b) 所示。图 1 (a) 表示缓冲支柱的压缩(正行程)行程,起落架压缩时,支柱内筒在外筒内向上滑动,油液向下流过节流阀座的正行程通油孔,浮动阀门在压力差作用下离开节流阀座,使大部分油液从 C 孔中流过,在液压作用下上浮活塞向下移动压缩低压腔,使低压腔气体压力增大,当低压腔的气体压力达到高压腔的压力后,下分离活塞开始移动而使高压腔也一同压缩。图 1 (b) 表示伸展(反行程)行程,此时,高压腔和低压腔的压缩气体膨胀,分离活塞上移,油液向上流过浮动阀门和节流阀座,当油液流过浮动阀门的反行程通油孔时,浮动阀门在压差作用下上移直至与节流阀座贴合,孔 C 被堵塞,油液从反行程通油孔流过,使支柱内筒在外筒内向下滑动,导致起落架伸展。由于反行程通油孔直径小于正行程通油孔直径,因此反行程的油液阻力增加,吸收更多的能量。

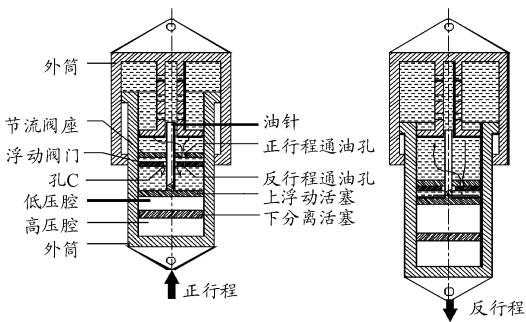


图 1 双腔式缓冲支柱工作示意图

研究起落架缓冲性能时,可以假定起落架支且有效位数相同。上下左右相邻栏内的文字或数字相同时,柱、轮轴及各接头是刚硬的。可将缓冲支柱看成是由非线性弹簧 S_1 、阻尼器 D_1 并联而成的非线性开尔文元件,将轮胎当成非线性弹簧 S_2 和阻尼器 D_2 并联而成的开尔文元,起落架动力学模型如图 2 所示。作用在起落架上的缩减质量为 m_1 , 轮胎质量 m_2 集中作用在轮毂处。

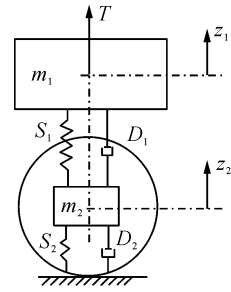


图 2 起落架动力学模型

2 起落架虚拟样机建模

某型直升机起落架仿真模型可简化为几大部分:支柱外筒、支柱内筒(与轮轴一体)、防扭臂和双轮胎。支柱外筒和内筒组成非线性弹簧-阻尼系统,2个轮胎各自成为相同的非线性弹簧-阻尼系统,缩减质量作用于支柱外筒的上端点。仿真时还需要设置起落架减缩质量、缓冲支柱的静压缩曲线和阻尼力曲线、轮胎的静压缩曲线和阻尼力曲线、旋翼拉力、着陆速度或着陆高度等参数。

2.1 建立虚拟样机

LMS Virtual. Lab Motion 是专门为模拟机械系统的运动和载荷而设计的。它快速创建和改进多体模型提供了有效的方法,有效地重复使用 CAD 和有限元模型,并能快速反复模拟评价多种设计选择的性能。

LMS Virtual. Lab 的建模环境为 Catia 软件。利用 Product 模块对各个部分建模。建模时需要在需要加约束和运动副的位置建立轴系。此外,还需建立机体坐标系统,它包括 3 个坐标系:缓冲支柱与机身连接点的坐标系、航向坐标系和机体坐标系。

完成各构件建模后,使用“Motion”模块的“Machinasm Design”进入 Analysis Maneger 状态,在此状态下进入“Assembly”将各构件导入。利用结构树中的“Body”将导入的构件转化为可装配的个体,然后利用正确的运动副和约束将每一个体进行连接。建立的起落架虚拟样机模型如图 3 所示。

2.2 参数设置

2.2.1 缓冲支柱参数设置

选择 Insert—Forces—TSDA 定义缓冲器弹簧与阻尼器参数。首先确定该型机缓冲支柱内外筒的最大行程,此长度通过“位置约束”定义。选取内筒底部和外筒顶部的轴系作为弹簧的两端点,弹簧自由长度为两端点之间的距离由软件中的测量工具测得。该起落架缓冲支柱具有非线性特性,采用试验数据作为缓冲支柱的弹性参数,如图 4 所示。

缓冲支柱的阻尼力主要由油液流过活塞阻尼孔引起的,考虑到压缩时速度 s_1 为负值,缓冲支柱的阻尼力 f_{d1} 与其速度 s_1 的关系可以表示为

$$f_{d1} = \begin{cases} -\frac{\rho A_0^3}{2C_d^2 A_s^2} s_1^2 & s_1 < 0 \\ \frac{\rho A_0^3}{2C_d^2 A_r^2} s_1^2 & s_1 > 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: A_0 为节流阀座的承压面积; A_s 为压缩行程的活塞阻尼孔面积; A_r 为回弹阻尼孔的面积; C_d 为流过通油孔时的流量系数; ρ 为油液密度。某型起落架的阻尼力曲线如图 5 所示。



图 3 起落架虚拟样机

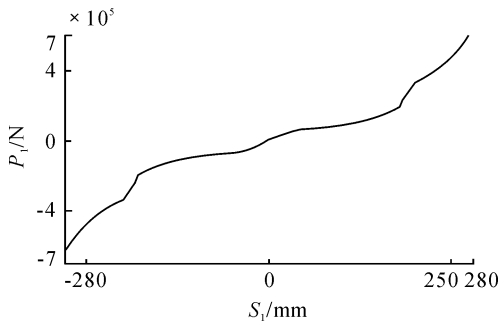


图 4 缓冲支柱静压缩曲线

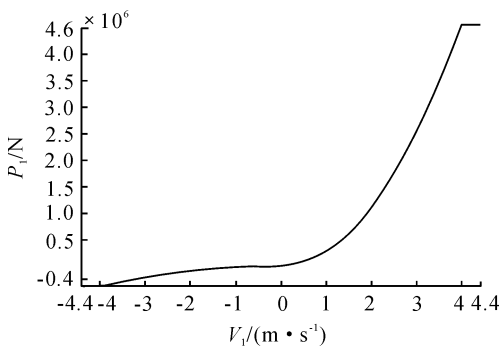


图 5 缓冲支柱阻尼力与速度的关系曲线

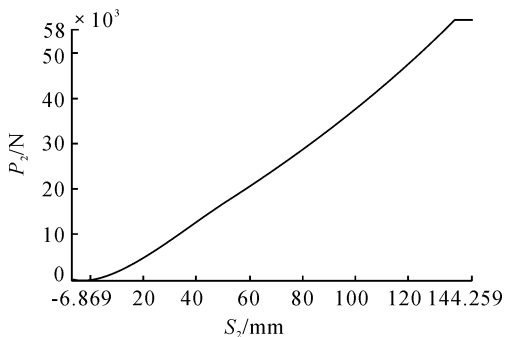


图 6 轮胎典型的静压缩曲线

2.2.2 轮胎参数设置

考虑到轮胎为一非线性弹簧与阻尼器并联的开尔文元

件。其弹簧参数由轮胎的静压缩试验得到,典型的静压缩曲线如图 6 所示。轮胎的阻尼力按公式(2)计算^[9]

$$F_{d2} = C_T \dot{s}_2 f_{s2}(s_2) \quad (2)$$

2.2.3 其他参数及初值设置

直升机起落架动态性能仿真时,还需要定义减缩质量、旋翼拉力、下沉速度或着陆高度等参数。减缩质量的计算公式为

$$m_{js} = \frac{M}{2[1 + (b_0/\rho_z)^2]} \quad (3)$$

式中: M 为直升机质量; ρ_z 为惯性半径; b_0 为全机重心至主轮轴的水平距离。

按照相关国军标规定,旋翼拉力为直升机质量的 2/3 倍,作用在起落架上,即为减缩质量的 2/3 倍。旋翼拉力属于机身所受的外力,使用“三点力”的方式添加在机体坐标系上。

在初值对话框中设置着落下沉速度,根据直升机使用规范和设计值选取,最大设计质量时的着陆下沉速度为 1.83 m/s,某直升机 80% 概率的着舰速度为 2.76 m/s,以此作为着舰下沉速度,直升机质量为最大设计质量减掉 500 kg。这样,着陆时的减缩质量为 4 346 kg,着舰时的减缩质量为 4 079 kg。

3 仿真结果与分析

双击结构树 AnalysisCase. 1 子树下的“Solution”进行计算设置,类型选择“Dynamic”,设定起始时间、结束时间和步长,然后点击右键选择“compute”进行计算。计算结果按一定格式进行存储,也可以某种数据格式进行调用。计算结束后,可通过“Animation”观察起落架的虚拟着陆过程,以及缓冲支柱和轮胎的动态响应情况。改变参数设置后,可重复上述仿真步骤。

假定由于环境温度和甲板表面的影响,使得轮胎气体温度变化范围从 $-20 \sim +60^\circ\text{C}$,假设轮胎内部和缓冲支柱高低压腔内充满理想气体,当压力小范围内变化时轮胎容积(从而气体体积)变化可以忽略不计。这样,如果 -20°C 时轮胎充气压力为 0.3 MPa,则 $+60^\circ\text{C}$ 时轮胎气压增加到大约 0.4 MPa,若 -20°C 轮胎充气压力为 0.6 MPa,则 $+60^\circ\text{C}$ 时轮胎气压约为 0.8 MPa。因此,仿真时着陆条件下轮胎气压分别取 0.3 MPa、0.35 MPa 和 0.4 MPa,着舰条件下轮胎气压分别取 0.6 MPa、0.7 MPa 和 0.8 MPa,分析着陆和着舰时,轮胎压力对起落架动态性能的影响^[2]。

基准条件下陆基直升机的轮胎充气压力为 0.35 MPa,下沉速度 $v_{d0} = 1.83 \text{ m/s}$,减缩质量为 4 346 kg。图 7、图 8 分别表示基准条件下缓冲支柱、轮胎的载荷及压缩量随时间的变化曲线。可以看到,起落架经过 2~3 次震荡后基本上达到静止状态。最大阻尼力出现在触地瞬间,其值大约 37kN。缓冲支柱的载荷峰值并未出现在压缩量最大处,而是在压缩过程中出现,这是由于下沉时 \dot{s}_1 的变化引起的动载荷变化造成的。载荷峰值大约为 49kN,换算成起落架的载荷系数约

为 1.1,由载荷曲线(图 7)可以发现,在第一次压缩期间载荷随时间有一定起伏,这是缓冲支柱非线性弹性力和阻尼力共同作用的结果。

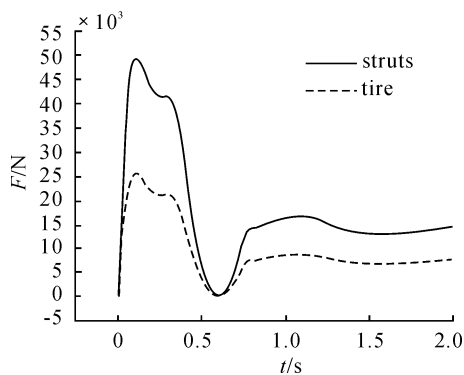


图 7 缓冲支柱和轮胎载荷随时间变化曲线

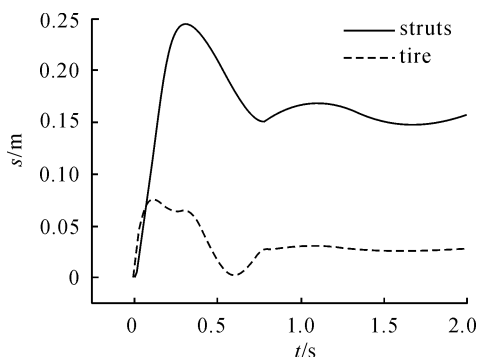


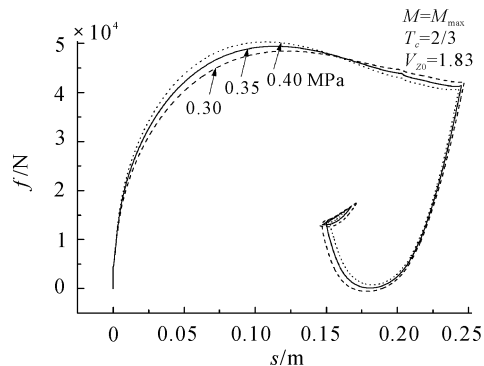
图 8 缓冲支柱和轮胎压缩量随时间变化曲线

图 9 表示着陆和着舰时,轮胎压力对起落架缓冲支柱迟滞回线的影响情况。从图 9(a)看到,着陆时轮胎压力提高并会导致载荷峰值的提高。高温条件下载荷峰值约为 50.3kN,起落架的载荷系数为 1.16。低温条件下,载荷峰值约为 48.4 kN,且迟滞回线更加丰满,即着陆时,适当降低轮胎压力会增加起落架的吸能能力。

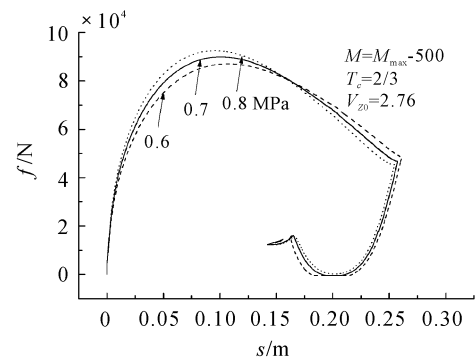
从图 9(b)看到,着舰时缓冲支柱载荷峰值出现的时刻较着陆时提前。随着轮胎压力的提高,载荷峰值也相应提高。轮胎气压分别为 0.6 MPa、0.7 MPa 和 0.8 MPa 时,载荷峰值分别为 87 kN、89.8 kN 和 92.4 kN,起落架的载荷系数分别为 2.13、2.2 和 2.26。低温时虽然着舰载荷下降,但着陆后会出现弹跳现象。

根据上述分析可以知道,如果不改变缓冲支柱的特性,要减轻环境温度变化对起落架载荷的影响,着陆时轮胎压力应维持在在 0.3 MPa 左右。着舰时轮胎压力不能小于 0.7 MPa。

另外,起落架着舰载荷比着陆载荷提高了约 80% ~ 89%。要减轻这个影响,需要从降低阻尼力的角度来修改缓冲支柱和轮胎的设计参数,比如压缩阻尼孔直径等。



(a) 着陆时缓冲支柱的迟滞回线



(b) 着舰时缓冲支柱的迟滞回线

图 9 温度变化对迟滞回归线的影响

4 结论

通过建立直升机起落架着陆时的动力学分析模型和虚拟样机,对起落架着落性能进行了虚拟仿真,并分析了着陆和着舰情况下,由环境温度导致轮胎压力变化引起对缓冲支柱载荷的影响,得到以下主要结论:

- 1) 着陆情况下,温度越低,载荷峰值越小,吸能效果越好。高温环境下使用可对轮胎进行放气降压。
- 2) 着舰情况下,高温环境较低温环境的着舰载荷提高幅度较大;但若温度过低,着舰时会发生弹跳。因此低温环境下应对轮胎充气加压,而高温环境下应对轮胎放气降压。
- 3) 与着陆相比,起落架着舰载荷提高了约 80% ~ 89%,要降低着舰载荷,需要从降低阻尼力的角度来修改缓冲支柱和轮胎的设计参数。

参考文献:

- [1] 军用直升机强度和刚度规范编制组. 军用直升机强度和刚度规范使用说明[Z]. 北京:航空工业出版社,1990.
- [2] 雷卫东,陈忠贵,胡国才,等. 直升机起落架着陆载荷及参数影响分析[J]. 海军航空工程学院学报,2009,24(2):121-125.

(3) 综合效能。方案一的综合值为 $E = \omega_1 R + \omega_2 Q$, 假定在进行综合效能分析时对时效和质量的要求权重相等, 对 ω_1, ω_2 为各个指标的权重分别取值为 0.5。方案一的综合值为 $E = 0.1$ 。计算方案二的综合效能列于表 3。

表 1 按武器结构设置的时效熵

联系长度	p_{ij}^m	联系标号	合计	微观态
1	1/20	1-2, 1-3, 2-4, 2-5, 2-6, 3-8, 3-9	8	8
2	2/20	1-2-4, 1-2-5, 1-2-6, 1-3-7, 1-3-8, 1-3-9	6	12

表 2 按武器结构设置的质量熵

联系长度	p_j^m	联系标号	合计	微观态
1	1/8	4, 5, 6, 7, 8, 9	6	6
2	2/8	1	1	2
3				
4	4/8	2, 3	2	8

表 3 各方案综合效能

名称	系统时效 R	系统质量 Q	综合值 E
方案一	0.14	0.06	0.1
方案二	0.12	0.40	0.26

3.3 结果分析

从计算结果分析, 按照武器结构功能和按照作战任务设置的指挥方式在系统时效性方面差别较小, 按照作战任务功能设置的指挥关系的信息传输质量明显高于按照武器结构功能设置的指挥关系。按照作战任务功能设置的指挥关系综合效能明显高于按照武器结构功能设置的指挥关系, 这与

舰炮武器系统指挥控制的定性分析结论具有一致性, 即按照作战任务确立指挥关系其指挥效果较好。

4 结论

基于算法熵研究了舰炮武器系统的指挥控制关系和流程的分析方法, 并建立有序度模型, 针对舰炮指挥控制关系进行了分析, 其方法可以对武器系统指挥方式和指挥关系的研究提供定量分析途径。影响作战指挥系统组织结构熵的因素很多, 在基于熵理论进行指挥控制效能分析时只针对武器系统指挥关系的结构特性进行研究指挥关系的有序度, 后续还需要综合其他影响因素作进一步深入研究。

参考文献:

- [1] 程启月. 作战指挥决策运筹分析[M]. 北京: 军事科学出版社, 2004.
- [2] 阎植林, 邱苑华, 陈志强. 管理系统有序度评价模型[J]. 系统工程理论与实践, 1997(6): 45-68.
- [3] 鲁晨光. 投资组合的熵理论和信息价值[M]. 中国科技大学出版社, 1997.
- [4] 吕坚, 孙林岩, 朱云杰, 顾元勋. 组织结构有序度的结构熵评价研究[J]. 2003(4): 34-35.
- [5] 周栩, 汤立, 颜红艳. 基于熵理论的项目组织结构评价与选择[J]. 价值工程, 2006(10): 109-111.
- [6] 李伟钢. 复杂系统结构有序度——负熵算法[J]. 系统工程理论与实践, 1988, 8(4): 45-48.
- [7] 郭齐胜. 装备作战仿真概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 34-40.

(责任编辑 周江川)

(上接第 16 页)

- [3] PRITCHARD J. An overview of landing gear dynamics[R]. NASA TM-1999-209143, 1999.
- [4] 隋福成, 陆华. 飞机起落架缓冲器数学模型研究[J]. 飞机设计, 2001(2): 44-51.
- [5] 刘晖, 顾宏斌, 吴东苏. 半主动控制起落架缓冲性能初步研究[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 864-868.
- [6] CURREY N S. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. AIAA, 1988.
- [7] ROBERT F S, WALTER B H. Mechanical properties of

pneumatic tires with special reference to modern aircraft tires[R]. [S. l.]: [s. n.], 1958.

- [8] 江博水. 起落架落震动力学仿真—LMS Virtual. Lab Motion[C]//2009年LMS中国用户大会论文集. 出版地不详: [出版社不详], 2009.
- [9] 李二华, 郭朝勇, 周那银, 等. 液压同步提升装置在直升机定检维护中的应用[J]. 四川兵工学报, 2013(1): 84-86.

(责任编辑 杨继森)