

文章编号: 1000-6893(2003)03-0216-04

直升机起落架抗坠毁性能的有限元仿真评估

罗漳平, 向锦武

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系, 北京 100083)

Crashworthiness Performance Evaluation to Helicopter Landing Gear by Finite Element Simulation

LUO Zhang-ping, XIANG Jin-wu

(Department of Aircraft Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 建立了直升机起落架抗坠毁有限元模型, 模拟硬着陆和坠毁过程, 以考察起落架在坠毁事故发生时的吸能能力。有限元建模使用真实的几何模型, 用一个虚拟的框架代替机身把起落架连接起来, 全机质量折算为减缩质量并分布到该框上。缓冲器用弹簧—阻尼器单元替代, 其参数由性能曲线给出。使用非线性瞬态动力学的显式解法求解冲击问题。对两种情况进行了仿真: 分别以 6.0m/s 和 10.2m/s 的垂直速度撞击地面。坠毁实验表明仿真结果与实验结果具有较好的一致性。

关键词: 抗坠毁; 直升机; 起落架; 有限元法; 仿真

中图分类号: V266; O242.21 **文献标识码:** A

Abstract: A finite element model of helicopter landing gears is developed to simulate hard landing and crash impact situations. The objective of the crash simulation is to evaluate the energy absorbing capability of the landing gear during a possible crash event. The landing gear system is modeled with a real geometrical configuration. The oleo-leg is represented by a spring-damper unit construction whose characteristics are acquired from performance calculation. A framework is used to connect the system, and the reduced mass of the helicopter is appended to it. A nonlinear, explicit transient dynamic code is employed to solve the impact problem. Two conditions are studied: the helicopter is impacted at 6.0m/s vertical velocity (hard landing) and at 10.2m/s one (crash). It shows that the prediction behaviors are well consistent with the crash test.

Key words: crashworthiness; helicopter; landing gear; finite element method; simulation

抗坠毁研究的一个重要方面是评估起落架系统的吸能能力。在正常着陆状态下, 起落架吸收着陆动能主要依靠缓冲器的油液阻尼耗能作用和气弹簧的储能作用。随着坠落速度的提高, 结构塑性变形成为主要的吸能形式。在坠毁事故发生时, 为了保证乘员的生存率, 作为抗坠毁子系统, 起落架系统应当尽最大可能防止机身与地面接触, 这要求起落架系统耗散掉绝大多数冲击能量^[1]。因此在起落架设计阶段研究其在抗坠毁设计中发挥的作用就既很必要也很重要。由于多次进行全尺寸系统的坠毁实验在经济上是不划算的, 仿真技术就成了评估各种坠毁情况的有效工具。

当坠毁事故发生时, 如果缓冲器本身的强度得到保证, 而且缓冲器与机身和起落架摇臂之间的连接强度是足够的, 那么可以不考虑穿透现象和连接失效, 能量的吸收可以分为独立的两个阶

段: 第 1 阶段, 起落架变形吸收冲击能量; 第 2 阶段, 起落架如果破坏, 剩余能量由机体变形吸收。因而可以单独对起落架抗坠毁性能进行评估, 考察第 1 阶段中动能水平的下降是否满足规定的技术要求。实际的坠毁事件中有可能发生穿透现象和连接失效, 使起落架吸能能力不能充分发挥, 这需要起落架和机体的联合建模求解才能确定。对于评估起落架本身具备的抗坠毁性能, 认为上述条件满足。

早期的研究采用半经验的建模方法。机身结构用集中质量、梁、非线性弹簧来代替。典型的建模软件有 KRASH^[2]。用这种方法建立的模型适用于概念设计阶段估算系统的总体特性, 但不适合用于预估坠毁过程中特定时间下部件的局部响应。

当前, 有限元方法可以用来准确预估结构的非线性瞬态动力学响应, 并成为直升机抗坠毁设计的重要工具^[3]。问题的关键在于如何建立合理的有限元模型, 以能真实反映直升机结构的力

学特性^[4,5]。尤其对于起落架系统,机构和结构并存,缓冲器的工作原理复杂,这些都是在研究中需要解决的问题。

1 基本原理和建模方法

忽略气动力的影响,直升机抗坠毁物理模型一般可以描述为:以机身和起落架组成的系统在重力加速度 g 的作用下,以垂直速度 v 撞击一个刚性平面。

对于有限元模拟,直升机抗坠毁问题需要求解下列离散形式的平衡方程

$$M\ddot{x}(t) + F(x, \dot{x}) = P(x, t) \quad (1)$$

且有

$$P = \sum_{m=1}^N \left[v_m N^T f dV + s_m^l N^T t dS \right] + \text{节点集中载荷}$$

$$F = \sum_{m=1}^N \left[v_m B^T dV \right]$$

其中: M 为质量矩阵; $\ddot{x}(t)$ 为节点加速度向量; P 为总体载荷; F 由单元应力场的等效节点力装配得到; f 为体力; t 为面力; s_m^l 为应力。

式(1)表示一个高度几何非线性和材料非线性瞬态响应问题,其求解非常费时,一般用显式动力学方法予以求解。

简化假设。有限元建模中采用如下简化假设:用虚拟框架代替机身连接起落架系统,全机质量折算为减缩质量分布到该框架上,并施加运动约束以保证系统运动的等效性;假设缓冲器具有足够的强度,用非线性弹簧—阻尼器单元代替;不计轮胎的吸能作用。

处理原则 建立起落架系统和虚拟框架三维几何模型,划分有限元网格。

(1)单元 各部件和框架均用八节点六面体单元,分别使用弹塑性材料和高弹性模量的线弹性材料。用一个壳单元定义刚性平面,赋予刚体材料属性,代表冲击表面;集中质量单元用于配重。框架前、后端面节点上施加约束以保证运动等效性。

(2)弹簧—阻尼器特性曲线 进行缓冲器性能计算,输出一个压缩行程中气体力—活塞行程曲线和油液力—活塞速度曲线,分别代表弹簧性能和阻尼器性能。因阻尼特性曲线封闭,而分析和试算表明从零增至转折点的速度范围对起落架运动状态的改变影响最大,选择这段曲线来代表阻尼器性能。

(3)摇臂转动的模拟 在轴线上布置公共节点以形成铰链,周围元素的模量适当提高以保证力的传递,而又不影响固有的变形模式。

(4)边界条件 轮毂和轮轴外表面一组节点构成接触面,壳单元节点构成目标面,它们形成撞击过程中的面接触,并给出摩擦系数。

(5)初始条件和外载 以坠毁速度为初速度加到起落架和机身的所有节点上,重力加速度 g 作为外载荷也加到这些节点上。

2 原型系统的仿真

对一个原型系统进行两种工况的仿真分析:直升机以 6.0m/s 的垂直速度撞击地面(硬着陆);另一种是以 10.2m/s 的垂直速度撞击地面(坠毁)。缓冲器性能按三点水平(带前飞)状态给出。弹簧—阻尼器性能曲线见图 1。

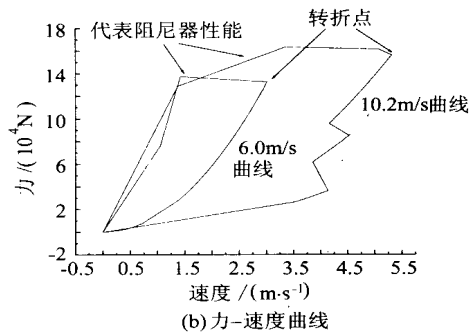
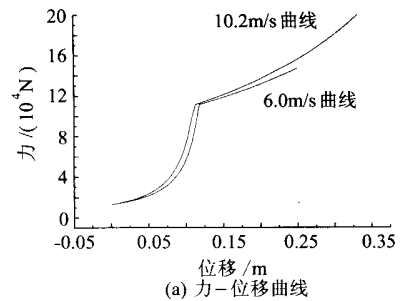


图 1 弹簧—阻尼器特性曲线
Fig. 1 Spring-damper property curves

有限元模型包括 15839 个节点和 10529 个单元。其中 10500 个八节点六面体单元;1 个四节点壳单元;4 个弹簧—阻尼器单元以及 24 个集中质量单元。面接触摩擦系数取 0.12。材料特性和参数见表 1。用三维非线性动力学有限元程序进行求解。

(1)仿真结果分析 典型能量随时间变化的曲线见图 2。

对 6.0m/s 情况,从图 2(a)可见,经历大约

表1 材料特性和参数

Table 1 Material characteristics

名称	破坏应力 /MPa	屈服应力 /MPa	弹性模量 /GPa	硬化模量 /MPa	泊松比	密度 / (g·mm ⁻³)
300M	1960	1564	198	500	0.3	7.8 × 10 ⁻³
LC9	520	420	71	259	0.33	2.7 × 10 ⁻³
30CrMnSiNi2A	1680	1400	196	400	0.3	7.8 × 10 ⁻³
地面			1960		0.3	7.8 × 10 ⁻³
框架			30 × 10 ³		0.3	2.7 × 10 ⁻³

注:地面和框架是自定义材料,分别用于刚性平面和虚拟框架。其余材料用于起落架各部件。

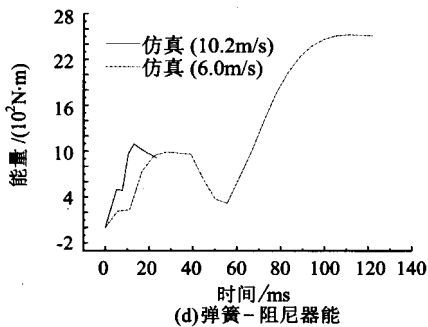
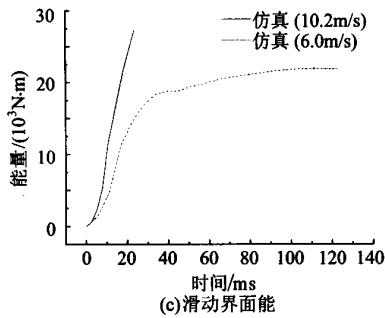
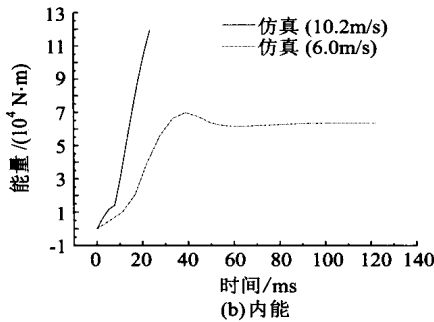
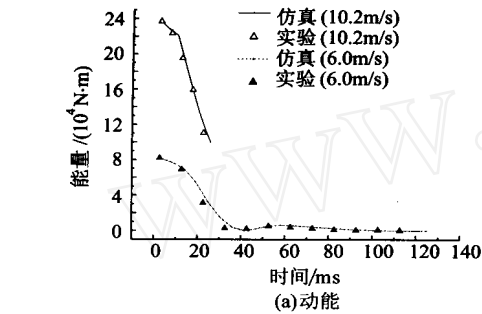


图2 典型能量随时间变化曲线

Fig. 2 Energy changes with respect to time

40ms 动能从最大值下降到几乎为零,然后以很小的幅度上升,最终趋于完全衰减;图 2(b) 中曲线表明大部分能量通过塑性功,即材料大变形所吸收。如图 2(c) 所示,摩擦效应很明显;图 2(d) 表明弹簧—阻尼器的吸能作用是不重要的。缓冲器和摇臂连接处局部区域存在严重塑性变形。动画显示起落架系统经历了从压缩到伸展的过程。

对 10.2m/s 情况也得到类似结论。在 23.4ms 内动能从初始值急剧下降了 58%;在此期间材料大变形吸收的能量是最主要的;滑动界面和弹簧—阻尼器耗散掉的能量与冲击能量相比所占份额非常小。在瞬时冲击过程中,起落架有很大的外伸量,摩擦阻力不能忽略。轮毂和轮轴产生很大的偏转,摇臂有严重的横向弯曲变形,并且沿其轴线有明显的扭转变形。大约 27.1ms 时,失效(破坏)发生在摇臂连接支座附近的区域,图 3(a) 显示了此时局部损坏情况,图 3(b) 显示了撞击前后仿真对象的有限元模型整体对照情况。

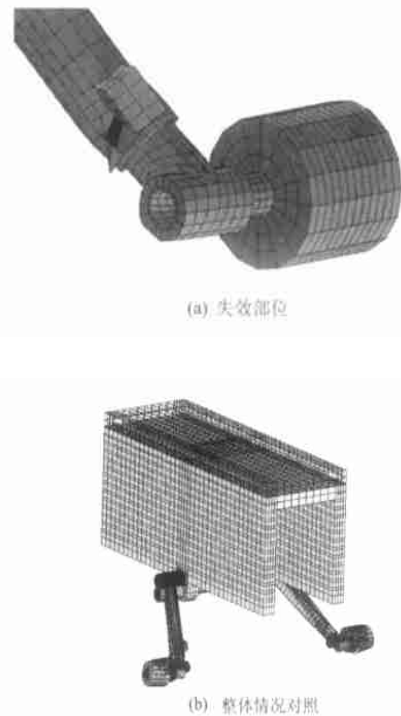


图3 27.1ms 时起落架状态

Fig. 3 Landing gear state at 27.1 ms

(2) 两种情况对比分析 随着坠毁速度的增加,材料通过塑性变形耗散掉的能量与滑动界面能量和弹簧—阻尼器能量比较起来也增加。换句话说,随着坠毁速度提高,塑性功是主要的耗能形式,而通过滑动界面交换的能量以及缓冲器吸收的能量是次要的。这与实际情况相符。

3 坠毁仿真的有效性验证

针对硬着陆和坠毁状态,对原型系统进行了落地实验。实验数据表明两种情况下,抗坠毁时间和动能的变化与实际坠毁情况接近,相应曲线的对照见图2(a)。图片记录显示预估的起落架系统运动与观测到的坠毁情况是一致的。另外,两种情况下仿真结果都准确预测了变形模式和失效位置。

4 结论

本文建立了直升机起落架抗坠毁有限元模型以评估其抗坠毁性能。提出以减缩质量来代替全机质量,以弹簧—阻尼器代替缓冲器实际结构的建模方法,并给出了具体的处理原则。仿真了两种坠毁情况,与原型系统的抗坠毁实验结果比较,表明仿真结果与实际坠毁情况比较接近,显示了所提出的方法的效果。对起落架设计阶段的抗坠毁性能评估和研究具有一定的应用参考价值。

参 考 文 献

- [1] 直升机技术编辑组. 耐坠毁设计指南[Z]. 江西:直升机技术编辑组, 1981.
(Editorial department of helicopter technique. Crashworthy design guide [Z]. Jiangxi: Ed. Dep. of Helicopter Tech., 1981.)
- [2] Michael W V, Joyanto K S. A system approach for designing

crashworthy helicopter program KRASH [R]. AIAA-84-2448, 1984.

- [3] Edwin L F, Karen E J, Karen H L. Finite element simulation of a full-scale crash test of a composite helicopter [A]. AHS 56th Annual Forum[C]. Virginia Beach, Virginia, 2000.
- [4] Ashish K S, Michael R S, Emam H. Crash analysis of an energy-absorbing subfloor during ground and water impacts[A]. AHS 55th Annual Forum [C], Montreal, Quebec, Canada, 1999.
- [5] 杨嘉陵,吴卫华,赵岩,等. 跪式起落架在武装直升机坠毁过程中能量吸收能力研究()—数值仿真计算[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 23 - 27.
(Yang J L, Wu W H, Zhao Y, et al. Energy absorbing capability of kneeling landing gear for new type armed helicopters during crash process (): numerical simulation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 23 - 27.)

作者简介:



罗漳平(1968 -) 男, 博士生, 研究方向: 飞行器结构设计, 电话: (010) 82316346, e-mail: luozhangping@163.com。



向锦武(1964 -) 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 飞行器设计, 结构动力学, 振动控制。电话 (010) 82317543, e-mail: xiangjw@public.fhnet.cn.net。

(责任编辑:李铁柏)