

直升机整体抗坠毁设计的简化力学模型*

杨嘉陵 吴卫华 刘旭红

(北京航空航天大学固体力学研究所 北京 100083)

冯德强

(中航 B 集团直升机设计研究所)

摘要：基于直升机结构件的力学性能研究，根据试验和有限元分析结果，提出了进行直升机抗坠毁设计的简化力学模型。模型主要用于在垂直坠毁过程中的最大冲撞力的预测和关键抗坠毁构件的能量吸收设计。利用此简化模型，对直升机 10.2 m/s 速度垂直撞击地面这一工况进行了计算，得到了起落架吸收的能量(塑性功)占初始动能的百分比，等效机体的动能衰减曲线等重要结果，与有限元结果对比，吻合较好。

关键词：直升机 抗坠毁 理论模型

中图分类号：V275 O341

0 前言

武装直升机作为配合陆军和海军陆战队作战的空中战术力量，极易遭受来自地面部队常规武器的攻击，并且由于直升机速度限制以及恶劣飞行环境和气候条件的影响，容易发生坠毁事故。而且直升机因受到驾驶舱上部旋翼系统的阻碍，难以采用弹射救生装置提供乘员逃生。过去直升机设计一直沿用传统的飞行器设计思想，即以气动特性、稳定性、控制特性、静载强度和疲劳强度为依据来保证飞行的安全。这一思想到越战以后开始有了转变，人们通过对直升机坠毁事故分析注意到，如果对现有直升机结构系统的抗冲击性能稍加改进，就可以大大提高乘员在坠毁事故中的生存率^[1,2]。因此在现代直升机的设计中，提供在特定坠毁条件下足够的乘员保护和满足一般飞行性能要求放到了同等重要的位置。

参考文献[3]详细介绍了武装直升机抗坠毁的概念设计原理。在实际操作中，主要是利用结构系统中与乘员有直接联系的三大构件：起落架、抗冲击机腹和乘员缓冲座椅的能量吸收能力。阿帕奇(YAH-64)在概念设计阶段，结合机型结构特点，利用了由美军自行研制的简单 KRASH 模型软件^[4]。此模型考虑了主起落架、座舱下的抗冲击机腹以及缓冲座椅的力学性能，利用等效质量—弹簧(具

有弹塑性性质)模型替代结构件系统来估算冲击力随时间的变化以及能量吸收能力。对于早期设计阶段，采用简单模型有助于抓住抗坠毁的关键环节，对结构参数需要满足的性能要求可进行自由调整以达到最优的组合。在真实机型的设计阶段，采用非线性有限元大型动力学程序分析结构的耐撞性指标，辅以试验是不可避免的。与简单模型分析相比，有限元分析具有较高的准确度。从预测角度来看，两者所得结果应有一致性。

参考文献[5]利用有限元技术分析了直升机机体的等效质量与跪式起落架构成的组合系统在 6 m/s 硬着陆时的塑性动力响应和能量吸收过程。参考文献[6]采用简化的弹簧—刚性杆系统模型，近似给出了起落架吸收的能量(塑性功)占初始动能的百分比，机体的动能变化曲线以及主缓冲器的载荷谱曲线。结合设计实际情况，提出武装直升机整体抗坠毁设计的简化力学模型，用于分析垂直坠毁过程中的冲击力和能量吸收。为了检验模型的可靠性，预测结果与有限元结果进行了比较，说明两者有很好的—致性。

1 直升机坠毁的简化力学模型

对于直升机整体可简化为图 1 所示，AB、BC、AD 为轻质刚性杆； k_1 为主起落架缓冲器等效弹簧， k_2 为主起落架轮胎等效弹簧， k_3 为尾起落架等效弹簧， k_4 为机身等效弹簧， k_5 为座椅缓冲器等效弹簧。 m_1 为前起落架质量， m_2 为后起落架质量， m_3 为机身质量， m_4 为驾驶员及座椅质量。

* 国家自然科学基金资助项目(10272011)。20020325 收到初稿，20020615 收到修改稿

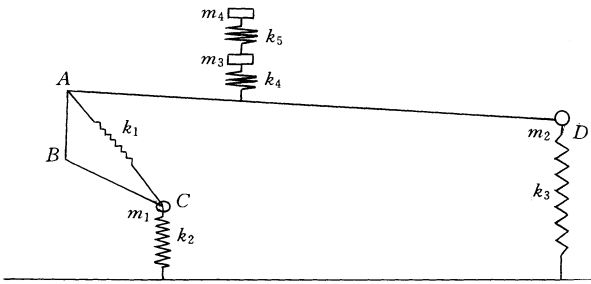


图 1 直升机整机的质量—弹簧—刚性杆简化模型

在直升机坠毁阶段，其前起落架的缓冲器将吸收大部分能量，而机身则在起落架毁坏以后由于接地产生自身的大塑性变形，吸收剩余能量，最后由缓冲座椅保证乘员所受过载在安全范围内。

对于该模型，变形较复杂的是前起落架。其变形过程中状态如图 2a 所示。由于 A、B 两点实际上都是固连在机身上的，而且机体(m₃ + m₄)的质量中心靠近主起落架(AE/ED = 0.3)，对图 2 结构进行受力分析，F₁ 为机身与起落架连接点的反力，并产生转矩。q 为 AB 与铅垂方向的夹角，在坠毁阶段 q 变化可以忽略。通过有限元计算也表明在坠毁阶段 q 变化很小。由于略去了 q 的影响，实际上主起模型的缓冲器部分可以用更简单的弹簧来等效，具体几何参数见图 2b。从而有

$$F(?)l_2 \sin j = F_1 l_1 = F(d) \sin \alpha l_1 = F(d) \frac{l_1 l_2 \sin j}{\sqrt{l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 \cos j}} \quad (1)$$

式中 ? —— 弹簧的压缩量

d —— 坠毁过程中缓冲器等效弹簧的长度

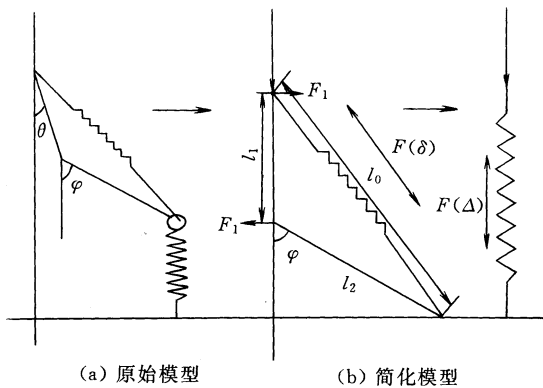


图 2 主起落架简化图

将几何关系

$$d = l_0 - \sqrt{l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 \cos j} \quad (2)$$

$$\cos j = (l_2 \cos j_0 - ?) / l_2 \quad (3)$$

式中 j₀ —— 初始时刻 l₂ 与垂直方向夹角
代入到式(1)，得到垂直作用力 F(?) 与缓冲器上的作用力 F(d) 之间的关系如下

$$F(?) = \frac{l_1 F \left(l_0 - \sqrt{l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 (l_2 \cos j_0 - ?) / l_2} \right)}{\sqrt{l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 (l_2 \cos j_0 - ?) / l_2}} \quad (4)$$

另一方面，假定坠毁过程中机体接触地面无限刚硬，即不考虑地面的变形，因此在模型中用 k₆ 来模拟，它只在 ?₆ (弹簧 k₆ 的压缩量) 达到一定值时才有效，这样整机模型简化为图 3 所示。

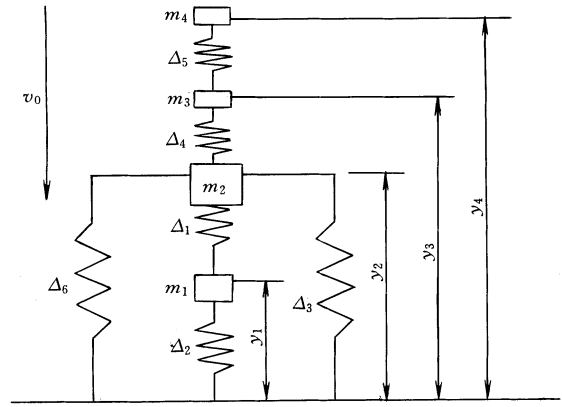


图 3 直升机抗坠毁的简化力学模型

可以得到该系统的控制方程为

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{y}_1 &= F(?)_2 - F(?)_1 \\ m_2 \ddot{y}_2 &= F(?)_1 + F(?)_3 + F(?)_6 - F(?)_4 \\ m_3 \ddot{y}_3 &= F_4(?)_4 - F_5(?)_5 \\ m_4 \ddot{y}_4 &= F_5(?)_5 \end{aligned} \quad (5)$$

式中 s_i (i=1~6) —— 各弹簧原长

$$?_1 = s_1 - y_2 + y_1$$

$$?_2 = s_2 - y_1$$

$$?_3 = ?_6 = s_3 - y_2$$

$$?_4 = s_4 - y_3 + y_2$$

$$?_5 = s_5 - y_4 + y_3$$

影响计算最重要的因素在于等效弹簧 F - ? 关系的准确性。由于各弹簧均为等效的，而在实际的坠毁过程中，缓冲器及机体不仅有弹性和非弹性变形，同时将伴随着频繁的卸载过程。在这里认为各弹簧在碰撞的绝大多数时间里处于压缩状态，对特殊情况将做一定的处理，使得与实际过程接近。而 k₄ 反映的是机体自身变形与承受过载之间的关系，用有限元模型直接仿真机体(不含起落架)坠毁过程，从结果中提取机体质心的位移—过载关系。为理论求解方便，用下述表达式拟合各弹簧 F - ? 曲线，主起缓冲器拟合曲线如图 4 所示。

拟合式可写为

$$F(d) = 1.08 \times 10^6 \sqrt{d} \times \frac{1}{4} [1 - \operatorname{sgn}(d - 0.0664)] [1 + \operatorname{sgn}(d)] + (2.88 \times 10^5 - 1.436 \times 10^5 d) \times$$

$$\frac{1}{4}[1 + \text{sgn}(d - 0.0664)][1 - \text{sgn}(d - 0.332)] \quad (6)$$

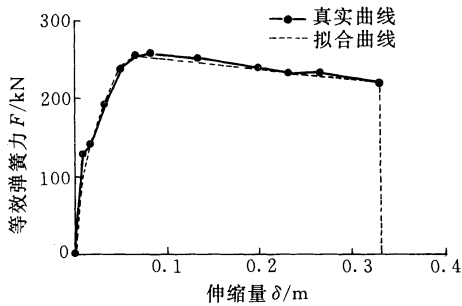


图 4 主缓冲器曲线

从而

$$F_1(D_1) = \frac{l_1 F \left(l_0 - \sqrt{l_1^2 + l_2^2} + 2l_1 l_2 (l_2 \cos j_0 - D_1) / l_2 \right)}{\sqrt{l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 (l_2 \cos j_0 - D_1) / l_2}} \quad (7)$$

对前轮胎而言在坠毁过程中分两个阶段：弹性变形阶段和压实后难变形阶段，临界点在 $\delta_2 = 0.15$ 处。拟合曲线如图 5，拟合式可写为

$$F_2(\delta_2) = 6.75 \times 10^5 \delta_2 + 1 \times 10^8 (\delta_2 - 0.15) \times \frac{1}{2} [1 + \text{sgn}(\delta_2 - 0.15)] \quad (8)$$

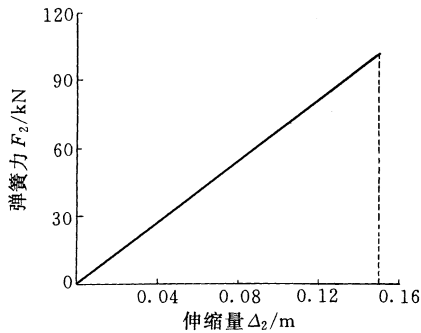


图 5 轮胎等效弹簧曲线

对后起落架在坠毁过程中可认为当尾起缓冲器作用完后就破坏，这在有限元仿真中也可看到尾起落架向后甩动现象，临界点在 $\delta_2 = 0.161$ 。拟合曲线如图 6，拟合式可写为

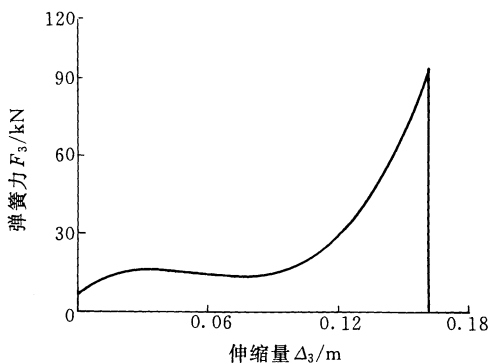


图 6 尾缓冲器曲线

$$F_3(\delta_3) = \left(\begin{matrix} 7.5 \times 10^7 \delta_3^3 - 1.25 \times 10^7 \delta_3^2 + \\ 6 \times 10^5 \delta_3 + 7\ 000 \end{matrix} \right) \times \frac{1}{2} [1 - \text{sgn}(\delta_3 - 0.161)] \quad (9)$$

机体部分在坠毁过程中也分两个阶段：未接地小变形和接地大变形。在等效过程中，利用有限元的计算结果。机体直接与刚性地面碰撞，压缩变形。可以从结果中根据不同时刻机身质心的纵向位移与质心的所受到的过载，定义出一条 $F - \delta$ 曲线(图 7)，并用下式进行拟合

$$F_4(\delta_4) = 4.52 \times 10^7 \delta_4^3 + 1 \times 10^8 \delta_4 \times \frac{1}{2} [1 - \text{sgn}(\delta_4 - 0.9)] \quad (10)$$

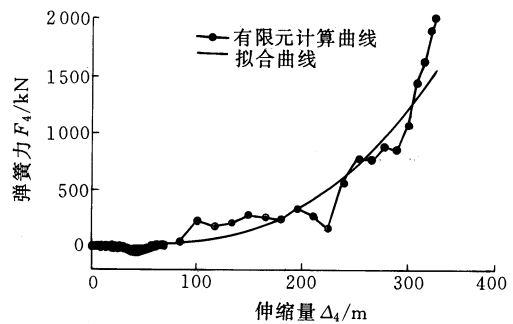


图 7 机身等效弹簧曲线

对于座椅缓冲器，由试验结果，其作用力大小为常数，作用方向与其拉压运动方向有关，拟合式可写为

$$F_5(\delta_5) = 1.078 \times 10^4 \text{sgn}[\delta_5 - \delta_4] \quad (11)$$

δ_6 对应刚性地面，在机体触地时(即 $\delta_6 = 0.9258$)开始加载，拟合式可写为

$$F_6(\delta_6) = 1 \times 10^8 (\delta_6 - 0.9258) \times \frac{1}{2} [1 + \text{sgn}(\delta_6 - 0.9258)] \quad (12)$$

初始条件为

$$\begin{aligned} y_1(0) &= 0.292 \text{ m} & y_2(0) &= 1.71 \text{ m} \\ y_3(0) &= 2 \text{ m} & y_4(0) &= 2.5 \text{ m} \\ \dot{x}_1(0) &= \dot{x}_2(0) = \dot{x}_3(0) = \dot{x}_4(0) & &= -10.2 \text{ m/s} \end{aligned} \quad (13)$$

$m_1, m_2, m_3, m_4, l_1, l_2$ 及弹簧原长 s_i 等均已给出，由式(5)~(13)用 Mathematica 可解出整个坠毁过程中的系统的动态响应。

2 计算结果讨论

由于在简化模型时假定在撞击过程中各弹簧处于压缩状态，所以以上得到的解只在符合这些假定

范围内有效。从分析可以看到在变形过程中不可避免存在有卸载现象,但基本上都只存在较小的范围内,因此结论是有意义的。

从图 8 及图 9 可见在 $t \approx 0.09$ s 时, $F_1(\delta_1)$ 降到零,从式(6)、(7)可知,缓冲器压缩量达到设计极限 $\delta_1 = 0.332$ m,遭到破坏。图 8 中在 $t \approx 0.09$ s 后压缩量增大实际是等效弹簧已经破坏后的响应。

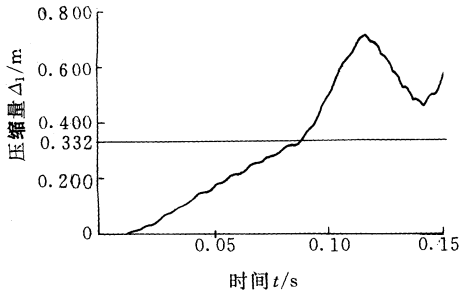


图 8 主起缓冲器变形响应曲线

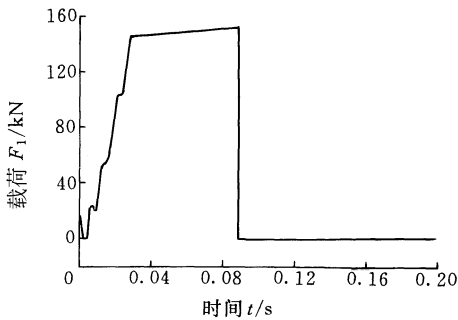


图 9 等效主起缓冲器时间—载荷曲线

同时从图 10 可以看到由于 k_1 失效,全机动能 $t = 0.09$ s 后出现反弹趋势,机体速度变化也得到了缓冲。

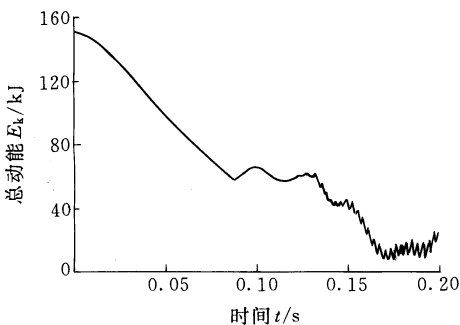


图 10 直升机总动能随时间变化曲线

而从图 11 可见在前起落架破坏后,一直到 $t = 0.11$ s 机体才触地(δ_6 满足一定条件),此时机体开始变形吸收剩余能量。然后到 $t = 0.18$ s 时机体速度降为零。

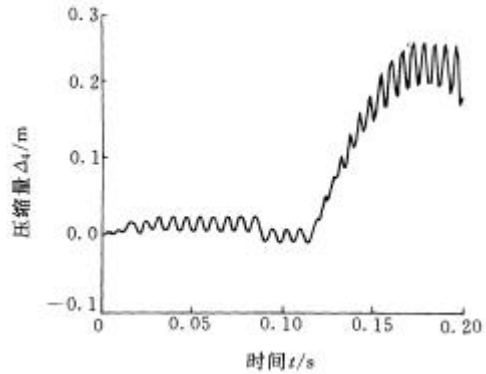


图 11 机体等效弹簧压缩量变化历程

3 有限元计算结果

对直升机垂直坠毁情况,要求起落架能吸收 10.2 m/s 垂直撞击速度下的直升机撞击能量 60% 左右,剩余能量通过机体塑性变形和损坏来吸收。有限元计算采用了三维大型非线性动力学分析程序 MSC/DYTRAN。大约在 120 ms 左右,主起落架已下跪 85% 以上,尾起落架明显向后甩,缓冲器能够吸收整体结构初始动能的 52.22% 左右。起落架破坏后,机身开始变形吸能。在 150 ms 左右,机体动能只剩余 5%。

4 吸能结果的两模型比较

理论计算中起落架在 $t = 0.09$ s 时破坏,此时缓冲器变形量为 $\tilde{\delta}_1 = 0.332$,由式(11),起落架吸收的能量(塑性功)占初始动能的百分比为

$$h = \frac{\int_0^{\tilde{\delta}_1} F_1(\delta_1) d\delta_1}{E_0} = \frac{80\ 978.6}{150\ 858} = 53.7\% \quad (14)$$

通过有限元结果得到起落架约在 $t = 0.12$ s 时破坏,吸收的能量(塑性功)占初始动能的百分比为 52.22%,这与我们的结果很接近。

而对于机体触地后到 $t = 0.18$ s 吸收的动能初始动能的百分比为

$$h = \frac{\int_0^{\tilde{\delta}_4} F_4(\delta_4) d\delta_4}{E_0} = \frac{46\ 323}{150\ 858} = 30.7\% \quad (15)$$

在 $t = 0.18$ s 后从图 10 可见还有剩余动能约 10%。从图 12 中可见理论模型结果与有限元模型结果相近。

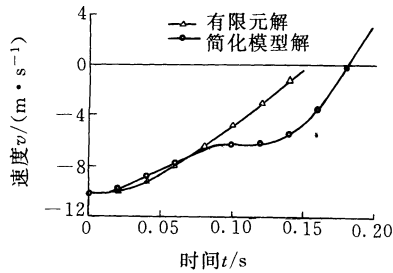


图 12 机体速度时间响应曲线

5 结论

通过上面的研究，给出了直升机以 10.2 m/s 的速度垂直撞击地面这一过程中起落架吸收的能量(塑性功)占初始动能的百分比，等效机体的动能衰减曲线，通过有限元计算结果与简化力学模型结果的比较，显示两者的结果吻合得较好，这也表明提出的简化模型是一个值得信赖的模型。

参 考 文 献

- 1 Shanahan D F, Shanahan M O. Injury in U.S. Army helicopter crashes. *J.Trauma.*, 1989, 29(4): 415 ~ 423
- 2 Coltman J W, Smith K. Crew systems crash protection handbook. Department of Defense Joint Service Specification Guide, JSSG-2 017-2, 1998
- 3 杨嘉陵, 吴卫华. 武装直升机抗坠毁设计研究. *机械工程学报*, 2001, 37(5): 1 ~ 6
- 4 Michael W V, Joyanto K S. A systems approach for designing a crashworthy helicopter using program KRASH. *AIAA-84-2 448*, 1984: 1 ~ 25
- 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(I) ——数值仿真计算. *航空学报*, 2002, 23(1): 23 ~ 27

- 6 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(II) ——理论分析模型方法. *航空学报*, 2002, 23(1): 28 ~ 32

SIMPLIFIED MECHANICAL MODEL OF HELICOPTER CRASHWORTHINESS DESIGN

Yang Jialing Wu Weihua Liu Xuhong
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)
Feng Deqiang
(Chinese Helicopter Research and Development Institute)

Abstract: Based on the study of the mechanical behavior of helicopter structures, including both experiment and FEM analysis, a simplified mechanical model for helicopter crashworthiness design, which can be used to predict the maximum impact force in the crash procedure and design some energy-absorption components, is proposed. The dynamic response of a helicopter with initial speed 10.2 m/s vertically impinged at the ground is calculated. The ratio of the dissipated energy absorbed by the landing gear to the total input energy and the kinetic energy decreasing curve of the fuselage during impact process are obtained. The comparison between the theoretical results and FEM results is reasonable agreement.

Key words: Helicopter Crashworthiness

Theoretical model

作者简介: 杨嘉陵, 男, 1955 年出生, 教授, 博士生导师, 国家教育部“长江学者”特聘教授, 航空科学与工程学院院长。主要从事冲击动力学研究, 特别是飞机结构抗冲撞力学和防护技术研究。发表论文 80 余篇, 获部级一、二等奖 3 次。