

直升机起落架机轮轴载荷分析及有限元仿真

Helicopter Landing Gear Axle Load Analysis and Finite Element Simulation

6 9 0 0 8 部 队 李 兵 宋先富 张东波 朱英杰
石河子大学机械电气工程学院 魏 敏

[摘要] 本文通过探讨研究起落架机轮轴的载荷及强度,达到对某新型起落架机轮轴的强度校核的目的,同时采用有限元仿真数字化分析方法来进一步验证起落架机轮轴在实际工况下的安全性,建立了新型起落架机轮轴零件有限元模型,通过考察直升机在垂直降落和前飞着陆时两种典型方式下机轮轴的应力应变,得出了各自工况下反应出来规律结论,基于此,提出了针对实际工况下的合理化建议,给出了合理驾驶直升机方法的建议以及地勤机务维护人员的维护方法。直升机起落架机轮轴是着陆系统的关键部位,对保证直升机的降落安全以及延长其机轮轴的使用寿命有着极其重要的意义。

关键词: 机轮轴 载荷 强度校核 起落架 有限元

[ABSTRACT] This article by exploring research landing gear axle load and strength, to achieve the purpose of a new type of landing gear axle strength check, and at the same time using digital analysis of finite element simulation methods and means to further verify the landing gear axle in actual conditions security, the establishment of a finite element model of the new landing gear axle parts, by examining the helicopter landing vertical landing and before flying two kinds of the machine axle of stress and strain in the typical ways, come to the respective conditions reflected the law conclusion, based on this proposed recommendations for the reasonable actual operating conditions, then, given reasonable driving helicopter recommendations as well as maintenance method ground of maintenance personnel. Helicopter landing gear axle is the key parts of the landing system, has an extremely important significance for ensuring the safety of the helicopter landing as well as to extend the service life of the machine axle.

Keywords: Machine shaft Load Strength check Landing gear Finite element

直升机作为一种低空飞行器,广泛应用各个领域,在其日常使用中,由于频繁起降,飞行驾驶员的操控方式及起落架与地面的刚性接触碰撞,造成起落架容易损坏,给直升机的使用带来安全隐患。而机轮轴是连接机轮系统与摇臂及缓冲减震装置的纽带,是起落架的关键零件,在起落架的着陆和地面滑行中要承受很大的交变冲击载荷,相对来说,更易出现损坏问题。轮轴在保障起落架正常性能方面占有举足轻重的作用。鉴于此,对机轮轴展开载荷分析,进行强度校核以及有限元仿真有非常重要的实践指导意义。

1 起落架机轮轴受力情况分析

1.1 设计要求及其着陆受力分析

起落架要求是直升机以一定速度着陆时,起落架的结构强度达标且直升机的垂直过载 Ω 小于 $2^{[1]}$ 。

起落架载荷分析过程为:假定起落架触地瞬时直升机动能为 W ,重力势能为 H ,直升机着陆速度为 v ,当速度由 v 降为零时,起落架的应力应变在这个瞬间达到最大。直升机向下位移的距离为 h ,此时直升机的动能 W 和重力势能 H 变为0。

其重力势能的变化量为:

$$H = mgh, \quad (1)$$

动能变化量为:

$$W = \frac{1}{2}mv^2, \quad (2)$$

其中, m 为直升机机体质量, $m=3500\text{kg}$; v 为触地前速度,轮式直升机着陆速度一般小于 10m/s ,取 $v=12\text{m/s}$ 。

在直升机降落的过程中,其旋翼升力做功减少了由重力势能所带来的能量转化,同时这个过程中升力小于直升机重力,取升力 $s = \frac{2}{3}mg$ 。

$$\text{则升力做功 } S = Ah = \frac{2}{3}mgh. \quad (3)$$

设直升机下降速度变为0时地面的反作用力为 F ,其变形程度在线弹性范围内,同时材料受力与变形成正比关系,变形所吸收的能量等于地面反作用力所做的功。

$B = \frac{1}{2} Fh$ 不考虑降落过程中其他能量的影响, 根据机械能守恒定理可得出, 直升机的动能与势能转化为起落架的变形能与旋翼升力做功所抵消的能量。

$$W + H = S + B, \quad (4)$$

由以上各式可得:

$$\frac{1}{2} mv^2 + mgh = \frac{1}{2} Fh + \frac{2}{3} mgh, \quad (5)$$

式中, F 和 h 为未知参数, 因为变形在线弹性范围, F 与起落架的变形成正比。

$$\text{可设 } F = \lambda h, \quad (6)$$

根据材料力学单位载荷方法, 在对称结构的一端施加 1N 竖直方向上的单位载荷进行分析即可, 根据此方法算出起落架机轮轴的变形, 就可以得出线性系数的 λ 的数值, 再把式(6)代入式(5)中就可以得到一个以 h 为未知量的一元二次方程, 可以求出 h , 进一步可得到地面最大反作用力 f 和垂直过载 Ω 。

1.2 起落架机轮轴的载荷计算

起落架机轮轴采用直径为 50mm 的 30CrMnSiE 材料。

地面反作用力引起的力矩为:

$$M(x_1) = F \cdot x_1, \quad (7)$$

$$M(x_2) = F \cdot (x_1 + x_2 + 70)。 \quad (8)$$

单位力 1N 所引起的力矩为:

$$\bar{M}(x_1) = x_1, \quad (9)$$

$$\bar{M}(x_2) = (x_1 + x_2)。 \quad (10)$$

机轮轴截面的惯性矩:

$$I = \frac{\pi}{8} R^4。 \quad (11)$$

机轮轴在数值方向上的变形为:

$$\delta = \int \frac{\bar{M}(x_1)M(x_1)}{EI} dx_1 + \int \frac{\bar{M}(x_2)M(x_2)}{EI} dx_2。 \quad (12)$$

把式(7)~(11)代入式(12)中, 计算可知:

$$\delta = 0.017326 f = 1.7326 \times 10^{-2} F, \text{ 单位为 mm。}$$

当单位作用力 F 为 1N 时, 变形 $\delta = 1.7326 \times 10^{-5} \text{m}$ 。

因此线性系数为:

$$\lambda = \frac{1\text{N}}{\delta} = \frac{1\text{N}}{1.7326 \times 10^{-5}\text{m}} = 5.7717 \times 10^4 \text{ N/m。}$$

进而, $F = \lambda h = 5.7717 \times 10^4 h$,

将 $F = \lambda h$ 代入机械能守恒方程:

$$\frac{1}{2} mv^2 + mgh = \frac{1}{2} Fh + \frac{2}{3} mgh,$$

可得关于 h 的一元二次方程式:

$$\frac{1}{2} \lambda h^2 - \frac{1}{3} mgh - \frac{1}{2} mv^2 = 0, \quad (13)$$

解得 $h = 1.1113 \text{m}$ 。

则地面最大反作用力为:

$$F = \lambda h = 5.7717 \times 10^4 h = 64141 \text{N},$$

所以垂直过载为:

$$\Omega = \frac{F}{mg} = 1.87 < 2。$$

根据计算可得出垂直过载小于 2, 满足过载要求。

1.3 机轮轴的应力分析及强度校核

只要考察最大载荷下的应力与强度, 如屈服力小于最大许用力则可取竖直方向载荷 $F_1 = \frac{2}{5} F$, 水平方向载

荷 $F_2 = \frac{1}{2} F_1$ 。

$$F_1 = \frac{2}{5} F = 25656.4 \text{N}, F_2 = \frac{1}{2} F_1 = 12828.2 \text{N}。$$

一对主起落架机轮轴各自受到竖直方向上的力为

$$\frac{F_1}{3} = 8552.13 \text{N}, \text{ 水平方向受到 } \frac{F_2}{3} = 4276.07 \text{N}。$$

由 $\frac{F_1}{3}$ 引起的机轮轴中央截面的弯力矩 $M(\frac{F_1}{3})$

$$= \frac{F_1}{3} \times 0.25 = 2138.03 \text{N} \cdot \text{m}。$$

由 $\frac{F_1}{3}$ 引起的机轮轴中央截面的最大正应力:

$$\sigma_{\max}(\frac{F_1}{3}) = \frac{M(\frac{F_1}{3})}{\frac{\pi D^3}{32}} = 831.52 \text{MPa}。$$

$\frac{F_2}{3}$ 引起的机轮轴中央截面弯力矩:

$$M(\frac{F_2}{3}) = \frac{F_2}{3} \times 0.25 = 1069.02 \text{N} \cdot \text{m}。$$

$\frac{F_2}{3}$ 引起的机轮轴中央截面的最大正应力:

$$\sigma_{\max}(\frac{F_2}{3}) = \frac{M(\frac{F_2}{3})}{\frac{\pi D^3}{32}} = 405.74 \text{MPa}。$$

机轮轴中央截面处附近的正应力为:

$$\begin{aligned} \sigma(\frac{F_1}{3}, \frac{F_2}{3}, \theta) &= \frac{M(\frac{F_1}{3}) \times \frac{D}{2} \cos \theta}{I} + \frac{M(\frac{F_2}{3}) \times \frac{D}{2} \sin \theta}{I} \\ &= \sigma_{\max}(\frac{F_1}{3}) \times [\cos \theta + \frac{1}{2} \sin \theta]。 \end{aligned}$$

对函数 $\cos \theta + \frac{1}{2} \sin \theta$ 进行求导计算, 得出其导数函数为 $-\sin \theta + \frac{1}{2} \cos \theta$, 令此函数等于 0, 可得到

$\theta = \arctan \frac{1}{2}$, 那么 $\cos\theta + \frac{1}{2}\sin\theta = \frac{\sqrt{5}}{2}$ 。即当且仅当 $\theta = \arctan \frac{1}{2}$ 时, 函数 $\cos\theta + \frac{1}{2}\sin\theta$ 可取得其最大值 $\frac{\sqrt{5}}{2}$ 。

所以机轮轴中央切面处附近最大正应力为:

$$\sigma_{\max}(\frac{F_1}{3}, \frac{F_2}{3}, \theta) = \sigma_{\max}(\frac{F_1}{3}) \times \frac{\sqrt{5}}{2} = 536.57\text{MPa}。$$

$\frac{F_2}{3}$ 引起的机轮轴中央截面扭矩为 $T(\frac{F_2}{3}) = \frac{F_2}{3} \times 0.2 = 855.21\text{N} \cdot \text{m}$ 。

$\frac{F_2}{3}$ 引起的机轮轴中央截面的最大剪切力

$$\tau_{\max}(\frac{F_2}{3}) = \frac{T(\frac{F_2}{3})}{\frac{\pi D^2}{16}} = 178.05\text{MPa}。$$

由最大主应力计算公式计算可知

$$\sigma_m = \frac{\sigma}{2} + \sqrt{(\frac{\sigma}{2})^2 + \tau^2} \approx 703.53\text{MPa}。$$

材料 30CrMnSiA 的屈服极限为 885MPa, 取安全系数为 1.2, 则许用应力为:

$$[\sigma] = \frac{\sigma_s}{1.2} = 737.5\text{MPa}。$$

可知, 最大正应力 $\sigma_m < [\sigma]$, 满足强度要求。

2 起落架机轮轴有限元分析

2.1 分析方法选取

针对新型起落架机轮系统的机轮轴, 使用大型商用 ANSYS 有限元通用软件, 并通过对轮轴建立简化的几何模型以及应力分析, 建立轮轴的三维模型, 计算剖析了机轮轴在前飞降落和垂直降落这两种最常见的降落工作方式下的应力应变分布情况。对于前飞降落方式, 分析了轮胎与地面在不同摩擦因数以及机轮系统刹车时对轮轴的影响, 进行了计算。对于垂直降落, 则考虑 3 个不等的动载系数因子对轮轴的加载情况的影响。最后依据对轮轴的有限元分析计算结果, 在两种常见工况下, 得出对更加合理操控直升机降落的方式。

该型起落架由一个双腔油气式缓冲支柱及一个带上下位锁的液压收放作动筒, 机轮与刹车系统组成^[2]。轮轴与缓冲支柱的下端相连接, 当机轮接触地面时, 所承受的撞击力通过轮轴传递给起落架的缓冲支柱。由缓冲支柱油气装置减震及吸收大部分的撞击能量, 以此减少撞击力^[3]。

机轮系统轮轴的受力情况由直升机所处于的工作

状况来确定, 通常有以下几种情况: 起飞状态、飞行状态、降落着陆状态以及停机于地面等。在起飞和飞行这两种工况中, 起落架受力不大或者没有受力, 对轮轴的没有重要的影响, 而停机状态下轮轴属于静力支撑^[4], 对此种状况进行考察意义不大。但是, 着陆状态下轮轴不得不承受交变冲击载荷。显而易见, 轮轴在这个过程中所承受的载荷复杂多变, 对轮轴的使用寿命有极大的关系。因此, 本文着重分析轮轴在直升机降落着陆工况下的受力情况。

轮轴在垂直降落着陆时受力分析: 当起落架垂直降落着陆时, 轮轴收到来自地面的冲击载荷, 该型号直升机与停机坪停机时每个起落架所承受的重量大约为 1250kg, 而冲击载荷系数由起落架的垂直降落速度来决定, 可得知常规垂直速度着陆时, 根据起落架实际工作情况, 拟取动载荷系数为 1.6、2.6、3.6 来进行探讨分析。

轮轴在带前飞速度降落过程中的受力分析: 在这种情况下, 前飞降落时由于机轮收到来自地面上的水平摩擦力, 由力平移原则可知, 轮轴与垂直降落相比在轮毂一方向上有水平力矩和竖直面了绕缓冲支柱上支点有力偶矩^[5]。那么摩擦力的大小与机轮与刚性地面的摩擦系数大小和垂直于地面方向上的冲击载荷大小有关。机轮橡胶轮胎变形程度不同, 摩擦系数取值就不同。本文在取载荷系数为 3.6 时, 摩擦系数分别取 0.55、0.6、0.65 3 个值来研究。对轮轴建立有限元模型时, 进行了适当的简化来进行分析, 选用单元体为 solid187 进行网格划分, 划分后节点数 25261 个, 单元数为 16904 个。

2.2 机轮系统轮轴的有限元分析

2.2.1 轮轴在垂直降落时的有限元分析

在起落架垂直降落时, 当双腔油气缓冲支柱达到最大极限时, 轮轴受力最大^[6], 故考察这个极限瞬间载荷情况, 基于此来估算轮轴在这个瞬间应力下的疲劳寿命比较有实际意义。对轮轴模型添加约束时, 鉴于轮轴在轴向上没有位移^[7], 可以约束该方向的位移。采用上文取的 3 个动载系数来加载载荷。

根据对机轮轴垂直降落的有限元分析结果, 可得知 Y 方向上应力最大, 最大值在轮毂与缓冲支柱内杆下端连接部位之间出现, 充分说明弯力矩与动载荷对机轮轴

表1 垂直降落时轮轴在不同载荷系数下的应力应变值

摩擦系数	Y 向最大应力 / kPa	总应力最大值 / kPa	总应变最大值 / m
1.6	124	194	0.103 E-6
2.6	315	783	0.447 E-6
3.6	557	1370	0.791 E-6

的应力分布有较大的影响,同时通过对比不同载荷系数下,最大应力出现递增趋势,具体表现为每增加 1.0,应力最大值扩增约 600kPa,因此动载荷系数对轮轴的应力分布有及其重要的影响。

2.2.2 直升机前飞降落时机轮轴的有限元分析

起落架系统在直升机带前飞速度降落时,因为受到地面给机轮施加摩擦力,机轮轴的受力情况就变得较为复杂。本文通过计算载荷数为 3.6 时,根据上文取到的 3 个不同地面情况下的摩擦因子值来考查机轮轴的应变应力情况,有限元分析时,所取约束与垂直降落相同。

通过比较各个方向上的应力最大值,可知轴向上为最大应力值。从应力等值图中,可发现应力最大值在机轮侧靠近轴肩处,说明动载荷与摩擦力产生的力矩对轮轴影响很大。在载荷系数为 3.6 时,摩擦系数每增加 0.05,总应力最大值增加大约 100kPa,如表 2 所示。

表2 起落架带前飞速度降落时轮轴在不同摩擦系数下的应力应变值

摩擦系数	Y 向最大应力 / kPa	总应力最大值 / kPa	总应变最大值 /m
0.55	700	1610	0.791 E-6
0.60	702	1700	0.867 E-6
0.65	725	1780	1.031 E-6

通过各个方向上的位移图对比发现,可知 Y 方向上的位移图与总位移图相似度较大,说明轮轴的位移主要发生在 Y 方向上,也就是说起落架在前飞降落中由摩擦力产生的力矩对轮轴变形有较大影响,说明轮轴在直升机前飞降落中容易损坏。

2.3 有限元分析结论

通过两种降落方式下的有限元分析可得出以下结论:

(1) 垂直降落时,随着动载荷系数的扩加,机轮轴所承受的应力呈近似线性变化,其应变在可以接受的安全裕度内,在其实际使用环境工况下,机轮轴可以接受更为苛刻的工作条件,直至达到其屈服极限产生塑性变形,而导致失效。

(2) 前飞降落时,由于不可忽视水平方向上的摩擦力与前飞动量对机轮轴的冲击影响,机轮轴表现出强烈的加载响应,应力与应变呈现不规则变化,出现大幅度攀升波动变化,甚至与垂直降落相差达七倍之多;由此可知,前飞降落时,动载系数越大而且降落场地越恶劣,对直升机起落架机轮轴的直接损坏有极其重要的关系。

(3) 在有限元分析时,轮轴的受力情况简化为集中力,但在实际情况中并不是这样,这种集中力简化方式

可能对分析结果带来一定的误差,在分析中,同时对某一点较大集中力均布到多个点,使有限元模型更加与实际受力情况贴近。通过对照之前的载荷加载方法,不同方向上的应力等值曲线分布基本没有什么变化,表明载荷施加的效果相同,只是应力最大值变小,充分说明改变后的加载方法较为合理。

3 讨论

本文通过对机轮轴进行载荷分析以及强度校核,来验证了新型起落架机轮轴满足复杂应力下的强度,同时通过对两种降落方式的探讨,对直升机起落架机轮系统的轮轴使用寿命具有重要的指导意义。起落架在直升机垂直降落时,不同的动载荷系数对机轮轴的影响极其明显。因此直升机在垂直降落过程中,飞行员要操纵好总桨距,尽可能降低直升机着陆速度,以延长机轮轴的使用期限。而在前飞降落过程中,大小不同摩擦系数对机轮轴的变形也是很明显的,同时下降速度也有重要影响,当摩擦系数较大时,对比垂直降落应力应变图,机轮轴的应力应变显著增大很多。因此,直升机前飞降落时,需要尽可能降低机轮与着陆地面的摩擦系数,具体操作中,在带前飞速度降落过程中,一方面要严格控制竖直分方向上降落速度,另一方面需要选择情况良好的降落地点,来避免摩擦系数太大。

同时,地面地勤机务人员在进行日常维护时,要经常对机轮轴上的应力集中处使用专用设备做好无损探伤检查,尤其是其轴肩处要适时检查,特别是直升机在日常使用中,如果发生非正常起降着陆后,必须要采取严格的无损检测,在微裂纹扩裂初期阶段即时发现,以规避直升机机轮轴的损坏导致着陆事故的发生。

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册. 北京: 航空工业出版社, 2005: 833-850.
- [2] 罗漳平, 向锦武. 直升机起落架抗坠毁性能的有限元仿真评估. 航空学报, 2003, 24(3): 216-219.
- [3] 章剑, 董泽峰, 廖良全, 等. 直升机起落架转向与对中机构耐久性试验装置的研制及应用. 直升机技术, 2012(6): 62-65.
- [4] 闻邦椿. 机械设计手册(第 5 版). 北京: 机械工业出版社, 2010: 51-53.
- [5] 姜年朝, 刘国富, 戴勇, 等. 基于 ANSYS 的滑橇式起落架动态设计方法研究. 现代机械, 2008(1): 45-46.
- [6] 魏凯, 陈铭. 轻型直升机起落架的载荷分析与设计. 飞机设计, 2012(4): 28-31.
- [7] 陈圣斌, 高峰, 周晓光, 等. 直升机驾驶人员的可靠性分析与研究. 直升机技术, 2011(12): 6-12.

(责编 深蓝)