

某型飞机起落架设计改进及制造技术

Design Improvement and Manufacturing Technology of Landing Gear for One Type of Aircraft

中国人民解放军驻陕飞公司军事代表室 王晓平 周亮 李鹏

[摘要] 详细介绍了某型飞机起落架设计改进及制造技术。改进后的起落架经试验以及预先飞行验证,各项指标符合要求,满足了新研飞机的使用需要。

关键词: 起落架 设计改进 制造技术

[ABSTRACT] The new technology and processes are introduced in detail, which are adopted in the landing gear design improvement for one type of aircraft. The testing and advance flight validation after improvement shows that all functional performances are qualified and can meet the application requirements of the retrofit aircraft.

Keywords: Landing gear Design improvement Manufacturing technology

为满足某型飞机的研制需要,采用现代起落架的设计理念,在保持原起落架结构以及起落架与飞机的协调关系(连接形式、接口尺寸、电液和操作习惯)等方面基本不变的情况下,从设计、工艺方面进行改进,达到了增强承载能力、减轻重量和提高寿命的目的。试验验证和装机使用表明,改型后的飞机起落架性能优于原型机的性能,实现了减重、增寿,以及增强飞机使用安全性的目标。

1 设计改进

根据飞机起落架改进技术方案要求,在保证飞机安全性的前提下,尽量减轻起落架的重量,并达到增寿的目的。经设计分析和计算,对不满足强度要求的零部件进行加强改进,对强度较富裕的零部件进行减重改进。

1.1 缓冲支柱优化设计

飞机着陆重量的增加,相应引起起落架吸收动量增加,导致起落架着陆冲击载荷的增加。为了尽可能地降低着陆冲击过载,须对起落架的缓冲系统进行优化设计。为此,在充分利用原结构的前提下,进行缓冲器充填参数、阻尼油针的优化设计,选取多组缓冲结构并通过落震试验验证。

通过一系列比较和验证,阻尼油针选用圆角方形截面结构,如图1所示。该油针的选用,使飞机起落架

阻尼特性稳定、磨损小,同时提高了缓冲器系统承载能力。

1.2 部分零(组)件结构重新设计

对起落架的部分零(组)件结构重新进行设计,改善了零件的受力状态,从而提高了起落架的承载能力。如将主起落架斜撑杆由刚性结构改为弹性结构,以改善起



图1 圆角方形截面油针

Fig. 1 Square section pin with round corner

落架斜撑杆的协调承载能力,减少结构不协调引起的结构超载损伤,降低中部接头的应力水平,提高主起落架外筒中部接头的寿命。改进前后的结构如图2、图3所示。

1.3 关键重要件结构加强

由于新研飞机载荷的增加,经计算分析起落架部分零件强度不够,因此必须对零件结构进行改进,对薄弱环节进行加强。为了克服焊接结构的缺点,提高结构件的疲劳强度,前起落架活塞杆、主起落架外筒、前

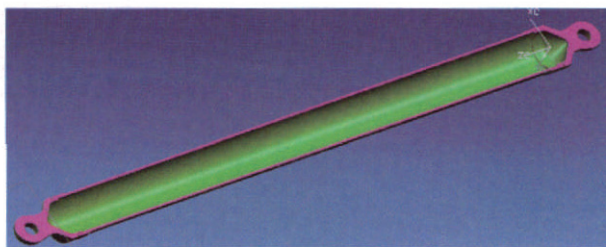


图2 刚性斜撑杆(原结构)

Fig. 2 Rigid batter brace (original structure)

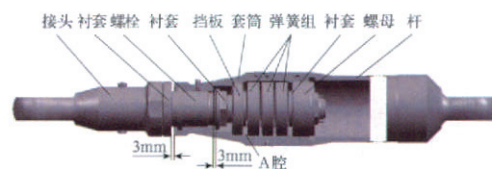
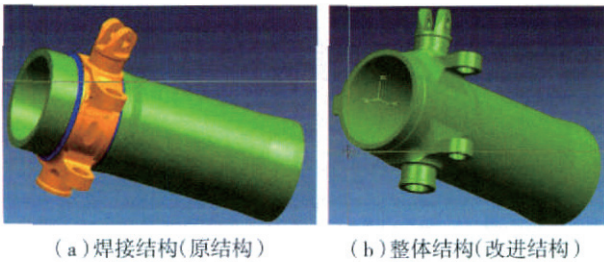


图3 弹性斜撑杆(改进结构)

Fig. 3 Flexible batter brace (improved structure)

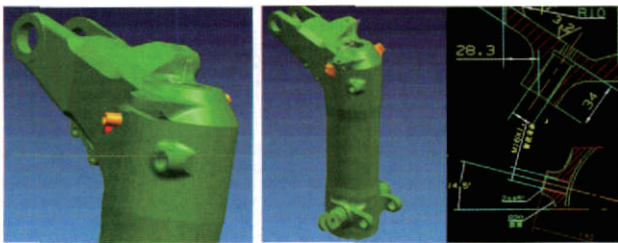
起落架外筒和主起落架车架等主要结构件取消焊缝,采用整体锻件。主起落架外筒中部接头和头部结构改进前后如图4、图5所示,前起落架外筒结构改进前后如图6所示。



(a) 焊接结构(原结构) (b) 整体结构(改进结构)

图4 主起落架外筒中部接头结构改进

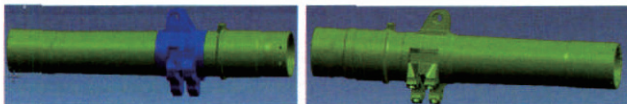
Fig. 4 Improved mid adaptor structure of main fitting on main landing gear



(a) 焊接结构(原结构) (b) 整体结构(改进结构)

图5 主起落架外筒头部结构改进

Fig. 5 Improved head structure of main fitting on main landing gear



(a) 焊接结构(原结构) (b) 整体结构(改进结构)

图6 前起落架外筒中部接头结构改进

Fig. 6 Improved mid adaptor structure of main fitting on nose landing gear

1.4 耐久性细节设计改进

起落架结构疲劳危险部位通常包括:轮轴、刹车法兰盘、扭力臂连接及收放作动筒耳片、起落架与机体连接的轴颈与接头,以及前起落架操作转弯机构连接耳片等。此外,对于采用焊接起落架结构,还应包括焊缝及其热影响区的细节设计。

耐久性细节设计改进主要包括:

(1) 选材。

起落架主要承力构件采用 30CrMnSi2A 高强度合金钢或 40CrNi2Si2MoVA 超高强度钢。

(2) 严格控制应力集中。

- 对于高应力零件上的沟槽,在槽根部应有尽可能大的圆角半径;

- 对于高强度零件上的攻丝孔,应位于受压或低拉应力区域,孔的部位应用凹凸台加强,螺纹应位于外部凸台处;

- 对于高应力花键,不开花键退刀槽,大的根部半径,对键槽区采用喷丸强化处理;

- 在所有耳片、支座、腹板等处的外部拐角半径最小值为 2.5mm ~ 3.0mm;

- 对于筒形件(或称管状构件),在截面改变处应有尽可能大的圆角半径,规定的最小圆角半径 $R \geq 10a$ (a 为截面变化处的台阶高度);

采用为螺纹的压入式注油嘴,注油嘴安装在受压或低拉应力区域。

(3) 高的表面质量。

对于高强钢锻件,在所有的锻造表面上至少加工 5mm 以上,清除表面缺陷和脱碳层材料,并应尽可能地降低表面粗糙度。

(4) 有效的抗腐蚀措施。

采用真空冶炼的高强度合金钢。对耐磨表面采用全覆盖镀铬;在所有的内腔、孔径中镀镉钛以及涂两层环氧树脂底漆加润滑脂薄膜;防止水和潮气滞留,提供可靠的排水通道,同时对零件涂以防腐剂。

按上述要求对相关结构件进行耐久性细节设计改进。例如(如图7所示),对前、主起落架外筒撑杆接头等结构件进行细节改进,加长了过渡区,改善传力结构形式。

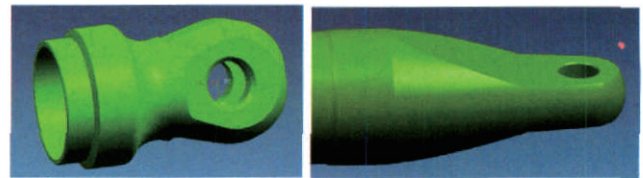


图7 细节改进典型示例

Fig. 7 Typical demonstration of detail improvement

1.5 机轮

航空机轮的主要功能是支撑、刹停飞机和减轻其着陆冲击。随着飞机速度的不断提高和飞机重量的增加,机轮也由初级的弯块式刹车发展到现代复杂的盘式刹车,应用的新技术、新材料和新工艺可以满足新研飞机的要求。

(1) 轮胎。采用无内胎,低断面纵横比,它具有能提高起飞速度、承载大、寿命长以及能提供更大的可容刹车装置空间等优点。

(2) 轮毂。它是机轮的受力构件,采用“A”字型偏置对开式结构,主体材料亦为高强度铝合金 2A14,刹车壳体采用 30CrMnSiA 钢锻件制造的整体式结构,具有重

量轻、寿命长、耐腐蚀性优于镁合金等优点。

(3) 刹车装置。重点在摩擦材料上,刹车盘采用整体针刺毡 SC303 碳/碳复合材料制造,其优点是重量轻、刹车性能优良、稳定、寿命长,是理想的摩擦材料。重量由 103kg 降至 78kg,而寿命却由 500 次起落提高到 2500 次起落。

2 采用的新工艺

在制造过程中采用真空电子束焊、真空热处理、高强度钢零件的表面强化等新工艺。采用一些新的工艺,使飞机起落架的可靠性提高,寿命增加。

2.1 真空电子束焊

真空电子束焊接是较为先进的焊接技术,与传统的焊接技术相比具有焊接缺陷少、焊缝强度高(焊缝强度可达到机体金属的 95% 以上)、热影响区小的特点。采用真空电子束焊接工艺,不但能够提高焊接件的强度和寿命,而且能避免由于改为整体锻件而出现的工艺性差和加工难度大的问题。采用真空电子束焊接的零件有主起落架外筒等,如图 8 所示。

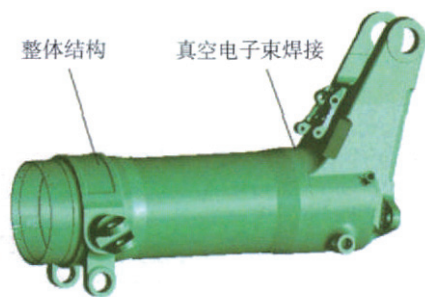


图8 主起落架外筒(改进结构)
Fig. 8 Main fitting of main landing gear
(improved structure)

2.2 真空热处理

对起落架的关键重要件由原来的普通热处理改为真空热处理,使零件具有无氧化、无脱碳(表面脱碳层要求不大于 0.76mm)、表面光亮及不变形的优点,还可以改善材质,发挥材料的潜力,提高疲劳强度,满足起落架性能要求。

2.3 高强度钢零件的表面强化工艺

改进后的飞机起落架采用的高强度钢(30CrMnSi2A)或(40CrNi2Si2MoVA)超高强度钢,对应力集中特别敏感,如不采用适当的表面光整和表面强化措施,会造成零件的抗应力腐蚀能力差,疲劳寿命降低。疲劳破坏通常是由于作用在金属零件表面上的循环拉应力造成的,循环拉应力会引起金属零件上扩展裂纹,

零件表面上产生腐蚀往往出现在扩展的裂纹处。通过表面强化使零件表面产生压缩应力层,以抵制由于工作载荷施加的循环拉应力,可以大大提高金属零件的疲劳寿命,显著提高抗应力腐蚀的能力。采用的表面强化方法有喷丸、小孔挤压、螺纹根部滚压、金刚石挤压强化等方法。

3 试验试飞验证

3.1 静强度试验

改进后的前、主起落架按照飞机起落架静强度和刚度试验任务书、军用飞机强度和刚度规范 GJB67.9-85 的要求进行试验。使用载荷卸载 1min 后,结构没有出现有害的永久变形;在设计载荷下保持 3s,结构没有发生破坏,完全满足设计鉴定试验大纲和军用飞机强度和刚度规范 GJB67.9-85 要求。

3.2 落震试验

改进后的前、主起落架经落震试验,完成了设计着陆试验、充填参数容差试验和飞机增重试验后,起落架结构无有害的永久变形,缓冲系统功能无削弱。设计着陆试验过载系数前起落架为 1.67,主起落架为 1.63。完成储备能量试验后,起落架结构允许产生不失去功能的永久变形但不应破坏。前起落架过载系数 2.15,主起落架过载系数 2.15,试验结果完全满足设计鉴定试验大纲和军用飞机强度和刚度规范 GJB67.9-85 要求。

3.3 前起落架摆振试验

改进后的前起落架依据摆振试验大纲给定的试验项目,按飞机设计安装状态和装机阻尼孔径,在试验大纲要求的所有载荷和速度范围内试验,前起落架系统没有发生摆振,满足摆振稳定性要求;经过 3 个周期后,摆振幅值小于初始扰动值的 1/4,完全满足设计鉴定试验大纲和军用飞机强度和刚度规范 GJB67.9-85 要求。

3.4 装机使用

2006 年 8 月,将两架改进后的飞机起落架分别装于两架新研飞机上领先飞行。截止目前,一架累计飞行 560 飞行小时/376 起落;另一架机累计飞行 1000 飞行小时/725 起落,工作性能良好。

4 结论

改进后的飞机起落架重量、承载能力、寿命等性能指标符合要求,工作性能稳定。首翻期由原来的 2000 起落/日历时间 8 年提高到 3000 起落/日历时间 10 年;总寿命由原来的 10000 起落/日历时间 20 年提高到 15000 起落/日历时间 30 年,满足了新研飞机使用要求。(责编 淡蓝)