

运八起落架上采用耐久性设计更改的分析

周兰钦 (陕西省洋县 43 号信箱, 洋县, 723313)

THE ANALYSIS OF THE APPLICATION OF DURABILITY DESIGN TO THE MODIFICATION DESIGN OF Y8 AIRCRAFT LANDING GEARS

Zhou Lan-qin (Box 43 Yang Xian Shaanxi China, 723313)

摘要 介绍了运八起落架延寿过程中采用了耐久性设计典型范例 11 项, 实施于起落架设计的改进和制造。包括: 高强度钢构件的注油嘴、管状结构件、高应力花键镀铬表面在镀前进行喷丸、U 形接头防腐措施、采用光弹修形控制应力水平、采用喷丸强化、重要模压件表面加工、重要焊接件焊缝加工、采用防氧化处理、改进防腐措施等。经过疲劳试验验证, 其效果是极其显著的。

关键词 耐久性设计, 管状结构件, 花键, U 形接头, 喷丸强化

Abstract This paper presents the application of durability design with 11 typical examples to the comprehensive administration of Y8 aircraft landing gear, and the implement to the modification design and manufacture of Y8 aircraft landing gear. Typical examples are as follows: Lubricators in high strength steel components, tubular structural components, highly stressed splines, shot peening before plating chromium surfaces, clevis corrosion protection, the use of photoelastic change mode as standard practice to determine stress levels, adoption of processes of shot peening, the surface machining of major forgings, groove weld surface machining of major welded assemblies, adoption of processes of oxidation resistant, improvement of preservative processes. Subsequently, the effectiveness of the comprehensive administration, which was approved by fatigue test is obvious and comes up to our expectation.

Key words durability design, tubular structural components, splines, clevis, shot peening

运八飞机起落架延寿综合治理系《AFFD》系统工程“七五”期间完成的研究任务, 主要解决原寿命低、可靠性差问题, 使其总寿命由 4 000 起落延长至 10 000 起落; 首翻期由 1 000 起落延长至 2 000 起落, 满足飞机起落架的延寿指标。

为了实现延寿指标, 针对关键构件的薄弱环节、有关部位结构细节, 参照实用飞机结构设计手册, 将有关起落架耐久性设计的 30 多项范例, 在运八起落架设计图纸中采用, 最后, 经全尺寸起落架疲劳试验考核验证。

1 高强度钢结构部位的注油嘴连接⁽¹⁾

注油嘴连接选择如图 1 的型式。要注意安装位置的选择, 除了考虑外场使用方便外, 一般注油嘴应安装在零件的受压区和低应力部位(即受弯曲载荷零件的中性轴上)。注油嘴安装处应有足够大的圆角半径, 保证圆滑过渡。表面粗糙度不^{3.20}低于 $\sqrt{\quad}$ 。将主要构件上直头注油嘴 HB4-71-1 改为 16A4-728。主要构件部位的注油嘴连接型式由压入式代替螺纹式后, 能明显地改善该部位的应力集中和缺口敏感。

1991 年 4 月 29 日收到, 1992 年 8 月 5 日收到修改稿
航空科学基金资助课题

2 管状结构件⁽¹⁾

按下列要求确定台阶处最小过渡半径,如图 2。

规定最小半径 $R > 10a$ 和经过喷丸的最小半径 $R > 5a$

根据实际情况,将主起落架活塞杆和轮轴更改如图 3、图 4

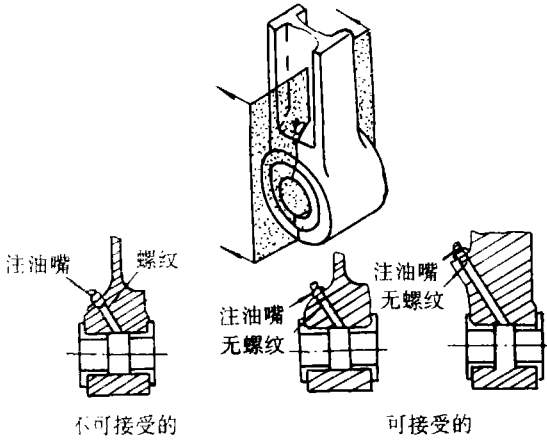


图 1 注油嘴安装在结构部位图

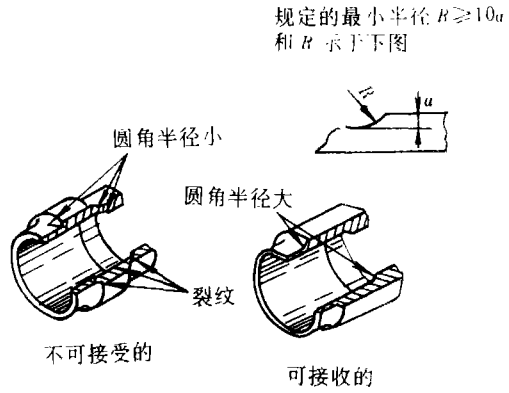


图 2 管状结构件

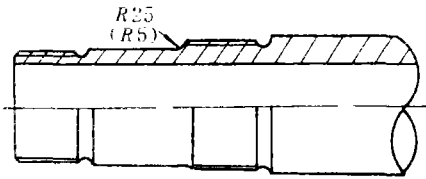


图 3 活塞杆更改

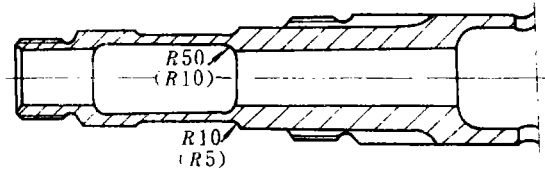


图 4 主起轮轴更改

控制管状结构件台阶处的最小过渡半径后,该部位即不属于疲劳破坏的危险点了。

3 高应力花键

由于安 12 前起在 1976 年 12 月 15 日着陆滑行时轮轴断裂,针对引起其断裂原因,将其轮轴的螺纹退刀槽处肩轴圆角增大。同时对矩形花键根部圆角增大(图 5)。

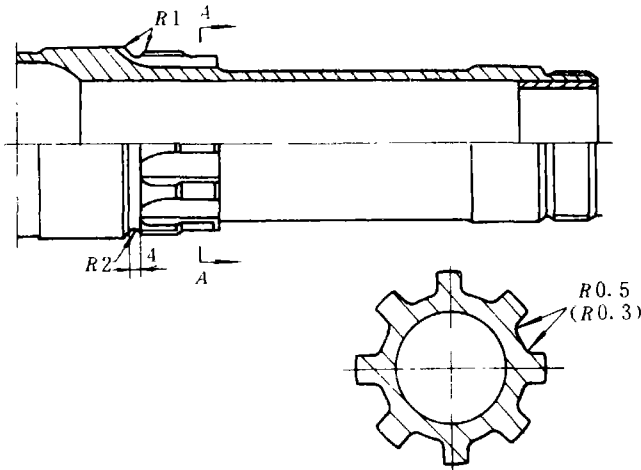


图 5 前起轮轴更改

键槽根部和退刀槽肩轴处的圆角适当增大后,明显的减缓了应力集中。由此改善了该

处的疲劳品质。经全尺寸疲劳试验验证至 60 000 起落后, 经检测未发现裂纹。

4 镀铬表面在镀前进行喷丸^(1, 3)

将主起活塞杆和前起活塞杆等零件在镀铬前增加喷丸强化处理。喷丸前应控制其表面粗糙度, 喷丸后需适当打磨达到镀前的表面粗糙度。

喷丸后再行镀铬可以防止镀铬带来的氢脆不利影响, 从而恢复原来零件的抗疲劳品质。

5 U形接头防腐蚀措施⁽¹⁾

运八主起刹车系统零组件的使用条件恶劣, 返厂检修发现锈蚀严重。为了改变此种状态, 将上刹车拉杆接头、万向接头等零件先改为镀镉钛; 之后, 再改为镀铬。更改后提高了对环境的防腐蚀能力, 同时对接头耳片相互运动时不会发生卡涩和咬伤。

6 采用光弹修形, 控制应力水平

根据实测修形测得的最佳应力水平进行细节设计更改(图 6、图 7)。

通过光弹贴片修形试验, 找出了主应力走向、各主要转接处的应力集中系数, 从而得到最佳结构形状; 测量出其主切面和结构复杂部位的应力值, 为改进计算方法提供依据。

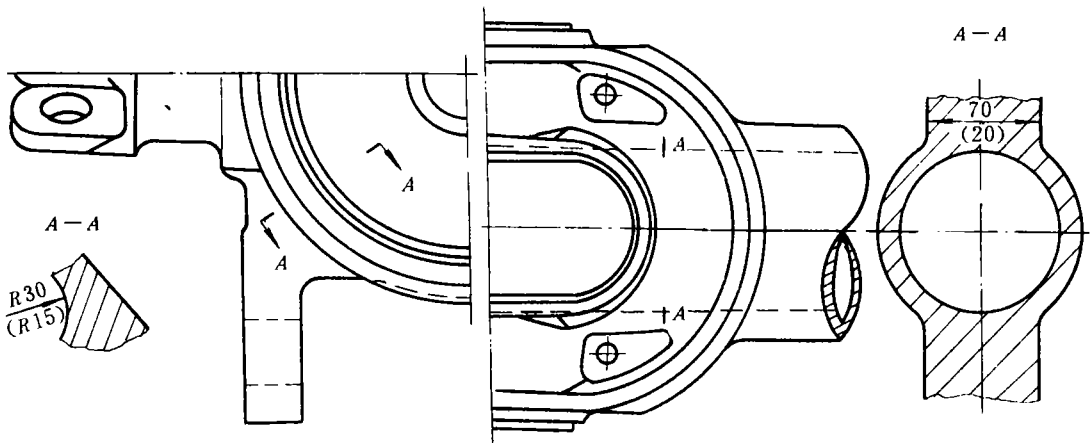


图 6 主起外筒的更改

图 7 主起车架的更改

7 广泛采用喷丸强化⁽²⁾

覆盖率除非另有说明, 对喷丸强化的零件至少达到 100% 的覆盖率规定。

强度一般用 ALMANA₂ 试片的弧高度数值来表示, 也可用 ALMANN₂ 或 C₂ 的弧高度数值来表示。但前者表示较多, 后者表示较少。其强度值(弧高值)的确定, 可根据受喷零件材料、厚度、弹丸尺寸来确定。具体可参照波音商业飞机分公司设计手册中第 5 节中控制规则表 2⁽²⁾ 来选择。

经过喷丸强化后的零件, 使其表面产生残余压应力。由此, 当零件受载时, 会降低承受拉应力水平, 延缓其外表面疲劳裂纹的发生。特别对其原模压件表面加工量不大时, 还残留部分增碳、脱碳区, 经过喷丸后, 能恢复其原零件的抗疲劳品质。

8 重要模压件表面打磨加工⁽¹⁾

除特殊规定外, 加工量控制在构件图纸容差和最小壁厚范围内。加工后不应产生棱

角, 过渡圆角不小于 $R3$, 表面粗糙度不高于^{3.20}。

热处理后打磨, 要防止烧伤, 打磨后必须经 $200\sim 250\text{C}$ 的低温回火。

通过加工, 改善其表面完整性。通过疲劳试验验证明显地提高了主起落架疲劳寿命。

9 重要焊接件焊缝表面的加工

焊缝表面加工与基体表面齐平或平滑过渡, 允许基体表面见光, 见光深度不大于 0.3mm 。对角焊缝加工量: 长直角边小于焊缝高度 10% , 短直角边小于焊缝高度 5% , 加工后表面粗糙度^{3.20}。

为保证角焊缝加工后的表面质量, 角焊缝焊接时不得有局部凹陷, 加工后焊缝有缺陷时应补焊, 最后打磨光滑。

焊缝表面的加工与打磨应在热处理前进行, 不锈钢焊条焊缝可在热处理后加工。

加工后使表面的鱼鳞状去掉, 成为光滑表面。消除了表面应力集中现象; 减少了表面缺陷和脱碳层; 改善了外观质量; 提高了焊接零构件的疲劳强度。

10 防氧化处理的采用

须进行防氧化的部位在热处理前涂 6 号涂料。采用 6 号涂料保护的部位, 热处理后脱碳层深度不得大于 0.15mm 。

采用防氧化处理后零件尺寸的变化显著减少, 脱碳深度控制在 0.15mm 范围内。由于采用 6 号涂料尚不能彻底解决脱碳以符合所要求, 可采用锻造和热处理后机械加工去除余量来补救。

11 防腐措施的改进^[1]

针对外场使用情况, 除了改善涂漆工艺外, 同时将环氧磁漆改为聚氨酯漆。对雨水和潮气滞留区结构增开排水孔。如主起车架两端处、前起转弯摇臂及连杆等处都增设了排水孔。

零件表面改涂聚氨酯漆后, 使涂层作为结构表面屏障的作用增强了。这样, 阻止腐蚀介质对金属的作用。而增设排水孔后直接消除了腐蚀介质源, 也起到了防腐作用。

12 结束语

(1) 运八起落架上采用的各项耐久性设计, 经受了全尺寸疲劳试验的考核, 达到了总寿命 10 000 起落, 首翻期 2 000 起落, 满足了延寿指标。

(2) 所采用的耐久性设计更改可作为定型机种延寿的借鉴。

参 考 文 献

- 1 实用飞机结构设计手册第二分册, 航空工业科学技术情报研究所, 1984.16~29
- 2 喷丸技术译文集, 国外航空编辑部, 1975.76~78
- 3 MIL-L-8552C, 飞机减震器式(空气-油液型)起落架, 航空工业部第三〇一研究所, 1984.18~20