

喷丸强化技术在某型作动筒延寿修理中的应用

赵西洋, 陈晓秀, 孟海英

(大连长丰实业总公司, 辽宁 大连 116038)

摘要: **目的** 将某型作动筒的寿命由 6000 ± 150 起落延长至 $12\,000 \pm 150$ 起落。**方法** 采用喷丸强化技术对作动筒的主要承力零件进行喷丸强化处理, 提高零件的抗疲劳和抗应力腐蚀性能。通过疲劳寿命试验验证对比喷丸强化处理前后典型零件和作动筒的寿命指标是否达到了预期目标。**结果** 喷丸强化处理前的3件前耳环螺栓试验循环次数均未超过 1.8×10^6 即断裂, 喷丸强化后达到 3.6×10^6 时仍未断裂。喷丸强化处理后的4件主耳环螺栓与喷丸强化处理前对比, 断裂时的试验循环次数均有不同程度的提高, 均值寿命比值大于2.36。喷丸强化处理前后的主前作动筒疲劳寿命试验达到预期的循环次数时, 均没有出现断裂或者损坏。**结论** 喷丸强化处理能有明显提高作动筒的抗疲劳和抗应力腐蚀性, 强化处理后的零件疲劳寿命能够超过处理前的2倍, 可以采用喷丸强化技术延长作动筒的使用寿命。

关键词: 作动筒; 喷丸强化技术; 疲劳寿命试验; 延寿; 抗疲劳性能

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.12.016

中图分类号: V216

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)12-0087-04

Application of Shot Peening Technology on Lifetime Extension Repair of an Actuator Cylinder

ZHAO Xi-yang, CHEN Xiao-xiu, MENG Hai-ying
(Dalian Changfeng Industrial Corporation, Dalian 116038, China)

ABSTRACT: Objective To extend the lifespan of an actuator cylinder of an aircraft landing gear from 6000 ± 150 times to 12000 ± 150 times. **Methods** Shot peening technology was adopted to improve the fatigue resistance and stress corrosion resistance of the main bearing parts of the actuator barrel. The life expectancy of typical parts and actuators before and after shot peening treatment was verified through fatigue life test. **Results** Through the fatigue life test, it was proved that the test cycle times of 3 front earring bolts were not more than 1.8×10^6 before breaking. While there was no breaking when the test cycle times of 3 front ring bolts after shot peening reached 3.6×10^6 . Compared with the fatigue life test results of 4 main earring bolts and 4 main earring bolts before shot peening, the test cycle times of the fracture were improved in varying degrees; the mean life ratio was greater than 2.36. There was no crack or damage when the fatigue life test of the main front actuating cylinder before and after the shot peening treatment reached the expected cycle times. **Conclusion** Shot peening treatment can obviously improve the fatigue resistance and stress corrosion resistance of the actuator. The fatigue life of the parts after strengthening can exceed 2 times the fatigue life of the parts before the reinforcement treatment. The shot peening technology can be used to prolong the service life of the working cylinder.

KEY WORDS: actuator cylinder; shot peening technology; fatigue life test; lifetime extension; fatigue resistance

某型作动筒寿命仅为 6000 ± 150 起落, 在飞机的全寿命期内, 共需要 4 套作动筒, 这不仅增加了维修工作量, 还增大了成本。如作动筒寿命能延长至 $12\,000 \pm 150$ 起落, 飞机全寿命期内仅需要 2 套作动筒, 既减少了维护的工作量, 又降低了换新成本。

1 喷丸强化处理和疲劳寿命试验

1.1 喷丸参数的确定

喷丸强化处理是国内外广泛使用的一种在再结晶温度以下的表面强化方法, 是显著提高金属零件抗疲劳和抗应力腐蚀性能的有效途径^[1-2]。作动筒零件形状结构复杂, 有螺纹、耳片、油槽等, 没有完全相

同的工艺参数, 因此需要试验确定工艺参数。针对不同几何形状、不同部位, 设计正交试验, 确定弹丸材质、尺寸、喷丸强度、覆盖率等工艺参数^[3], 见表 1。

1.2 疲劳寿命试验

1.2.1 试验载荷谱

作动筒的载荷谱分为收放载荷谱和地面载荷谱^[4]。收放载荷谱由气动载荷、惯性载荷、转动惯性载荷、上锁载荷、护板载荷、摩擦力等要素决定, 合成转换到作动筒上, 得出总载荷与行程成对应关系及收放载荷谱^[5]。地面载荷^[6]由起落架所受的地面载荷转换而来, 所以应先计算编写起落架地面载荷谱, 再转化为作动筒的地面载荷谱。

表 1 针对不同部位的工艺参数

部位	弹丸材质	弹丸尺寸/mm	喷丸强度	覆盖率/%	实现方法
外表面	硬质铸钢丸	0.6	0.15A~0.25A	100~300	直喷
螺纹	陶瓷	0.15	0.08A~0.15A	100~300	保证弹丸流与螺纹根部为 90° , 斜面主要通过弹丸反射达到强度和覆盖率
耳片	硬质铸钢丸	0.6	0.15A~0.25A	100~300	外表面直喷, 孔内斜喷
油槽	硬质铸钢丸	0.6	0.15A~0.25A	100~300	轴线进给加喷枪旋转

由前起落架的结构, 通过受力分析可知, 前作动筒不受地面载荷, 只承受收放载荷, 因此只需编写收放载荷谱。而主起落架的结构决定主作动筒除了受收放载荷以外, 还受地面载荷, 但收放载荷却远小于地面载荷。

1.2.2 典型零件疲劳试验

对强化前后的主、前耳环螺栓进行疲劳寿命对比试验, 验证强化效果。试验按等幅轴向疲劳进行^[7]。如果试验到 10^6 次未破坏, 增加载荷 10% 继续试验^[8], 如继续试验次数再次达到 10^6 次仍未破坏, 再增加载荷 10% 继续试验, 如仍未破坏, 试验到 3×10^6 次, 试验停止。强化处理前后的典型零件数量各不少于 3 件, 试验在专业的疲劳试验机上进行。

1.2.3 作动筒整体疲劳试验

前作动筒需要在专用的台架上进行收放疲劳试验, 因此, 针对前作动筒, 模拟飞机上的使用形式, 研制了专门的试验台架。

考虑主作动筒的收放载荷远小于地面载荷, 通过疲劳分析, 疲劳试验时, 可以将收放载荷通过修正系数加到地面载荷中试验, 不再单独做收放疲劳试验。主作动筒的疲劳试验在疲劳试验机上进行。

试验开始应连续加载, 试验次数不小于 $4 \times (12000 - N_s)$ (发散系数取 4, N_s 为已经使用次数), 如果试件未破坏, 试验到 48 000 次停止试验。延寿前后的前作动筒各 1 件, 延寿前后的主作动筒各 2 件。

2 结果及分析

2.1 典型元件的试验结果及分析

喷丸强化处理后的前耳环螺栓、主耳环螺栓试验结果分别见表 2、表 3。元件成组试验统计分析结果见表 4^[9]。DFR 计算结果见表 5。

2.2 作动筒整体的结果及分析

第一件未修理作动筒, 在试验到 24 000 起落停机检查, 作动筒接头、活塞杆螺纹、夹具, 销轴等正常。试验到 3 万起落左右, 发现耳环螺栓紧固圈产生裂纹。因不影响总体功能, 继续试验到 4.8 万起落结束试验。

第二件未修理作动筒, 在试验到 24 000 起落停机检查, 作动筒接头、活塞杆螺纹、夹具, 销轴等正常。试验到 2.8 万起落左右, 发现耳环螺栓紧固圈产生裂纹。为防止断裂, 用胶纸保护, 直至 4.8 万起落, 由试验机拆下作动筒, 发现紧固圈已经全部断裂。

第三件、第四件为强化后作动筒, 在安装时紧固圈拧得比较松, 因此到 4.8 万起落, 全程试验未见任何零件裂纹。

全部试验件 4.8 万起落后分解检查, 检查探伤发现两件作动筒万向接头连接销轴在中间出润滑油孔边裂纹。

主起落架收放作动筒, 无论是经过延寿修理 (喷丸强化), 还是未经延寿修理的全部通过了 48 000

表 2 前耳环螺栓试验结果对照

试样编号	最大载荷/N	最小载荷/N	循环次数/Cycles	折算次数	断裂位置
前耳环 Old-1	8527	-2813	674 315	674 315	耳环根部螺纹
前耳环 Old-2	8527	-2813	>10 ⁶	1.624 022×10 ⁶	未断
	9380	-3094	380 712		耳环根部螺纹
前耳环 Old-3	8527	-2813	>10 ⁶	1.709 414×10 ⁶	未断
	9380	-3094	432 783		耳环根部螺纹
	8527	-2813	>10 ⁶		未断
前耳环 New-1	9380	-3094	>10 ⁶	>3 683 758	未断
	10 318	-3403	>10 ⁶		未断
	8527	-2813	>10 ⁶		未断
前耳环 New-2	9380	-3094	>10 ⁶	>3 683 758	未断
	10 318	-3403	>10 ⁶		未断
	8527	-2813	>10 ⁶		未断
前耳环 New-3	9380	-3094	>10 ⁶	>3 683 758	未断
	10 318	-3403	>10 ⁶		未断

注：Old 表示强化前，New 表示强化后

表 3 主耳环螺栓试验结果对照

试样编号	最大载荷/N	最小载荷/N	循环次数/(Cycles)	折算次数	断裂位置
主耳环 Old-1	55 455	-44 203	290 556	290 556	耳环销轴断，耳环侧边裂开
主耳环 Old-2	55 455	-44 203	23 747	舍去	夹具断，耳环侧边裂开；
主耳环 Old-3	55 455	-44 203	189 317	189 317	耳环侧边裂开
主耳环 Old-4	55 455	-44 203	107 545	107 545	耳环侧边裂开
主耳环 Old-5	55 455	-44 203	304 668	304 668	第一个螺纹断
主耳环 New-1	55 455	-44 203	407 681	407 681	耳环侧边裂开
主耳环 New-2	55 455	-44 203	80 222	舍去	夹具有超差，耳环侧边裂开
	55 455	-44 203	>10 ⁶	1.325 087×10 ⁶	未断
	61 000	-48 623	230 118		耳环侧边断裂，夹具断
主耳环 New-4	55 455	-44 203	450 005	450 005	有小孔第三螺纹断

表 4 元件成组试验统计分析结果

表面状态	均值寿命	统计寿命 比值	均值寿命 比值
前耳环 未强化	1.063×10 ⁶	1.47~3.77	3.46
螺栓 喷丸强化	>3.68×10 ⁶		
主耳环 未强化	206 043	1.47~3.77	2.36
螺栓 喷丸强化	486 300		

表 5 DFR 计算结果

	N _{95/95}	DFR/MPa	DFR 比值
前未强化	325 231	179.796	1.3
前强化	1 043 894	233.831	
主未强化(耳片)	265 366.7	206.928	1.37
主强化(耳片)	345 136	284.190	
主未强化(细径)	62 655.27	159.722	
主强化(螺纹)	90 364.54	252.760	

起落数试验。试验过程发现，耳环螺栓的保险固定圈产生裂纹或发生断裂，其原因为试验载荷谱最大压缩

过大，大变形引起固定圈载荷过大，因此断裂，后面的试验固定圈拧紧放松，因此没有发生断裂。

试验 24 000 起落分解检查，全部试验件未发现任何裂纹。48 000 起落分解探伤发现，第一件作动筒万向接头的销轴中间润滑油通孔孔边发生裂纹。经疲劳分析发现，油孔位置顺作动筒轴向，应力集中位于最大应力部位，会产生疲劳裂纹。

如果孔位于横向 $N^{\text{sj}}=498\ 587\ 261$ 起落，疲劳寿命足够，应力集中避开最大应力部位，不会产生疲劳裂纹。在试验完成 48 000 起落后，进行探伤检查，发现有两件产生疲劳裂纹，发生概率为 50%。由于螺纹位置在万向接头耳孔中间，属于缓慢扩展裂纹。至试验结束，裂纹较小，不会发生瞬时断裂。可以按 48 000 起落试验结果定寿，但是定寿应注意销轴的检查与更换。

主起落架收放作动筒（包括未修理和延寿修理的）已经达到延寿要求，实现并超过 10 000 起落的目标。由试验定寿计算公式得 $N^{\text{sd}}\geq 18\ 000$ 起落，因

此试验寿命应该为 18 000 起落。

未强化处理前作动筒在试验到 48 000 起落（实际加载 48 160 起落）结束前，断裂 2 件前耳环螺栓，其他零件未发生破坏。强化处理后前作动筒试验，自始至终没有发生零件损坏更换问题，试验 48 000 起落（实际加载 48 595 起落），作动筒完好。

3 结论

1) 典型元件主耳环螺栓和前耳环螺栓疲劳对比试验表明，喷丸强化可以明显提高耳片、螺纹寿命，喷丸是延寿修理有效手段之一。

2) 主作动筒销轴所有试验件均未进行修理强化，试验前如果使用 6 000 起落，试验寿命按 $N = (24\ 000/4) + 6\ 000 = 12\ 000$ 起落（疲劳分析结果为 $N^{\text{sj}} = 15\ 024$ 起落）计算。考虑保险，在大修时应重点检查，进行仔细抛光孔边或喷丸，并在装配时注意孔的方向，可以继续使用。

3) 未强化处理与强化处理的主作动筒总体寿命 $\geq 18\ 000$ 起落。

4) 对于未强化处理的前作动筒，由于耳环螺栓

发生提前断裂，作动筒定寿可以不包括耳环螺栓，可以在延寿修理时换件解决。

5) 喷丸强化后的前作动筒，耳环螺栓进行了喷丸强化，所以寿命提高，并且试验未发生破坏，可以按照与作动筒相同寿命定寿。

参考文献：

- [1] 姜传海. 喷丸强化技术及其工程应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.
- [2] 姜传海. 关键零部件的喷丸强化技术与残余应力分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.
- [3] HB/Z 26—2011, 航空零件喷丸强化工艺标准[S].
- [4] GJB 3099—97, 军用飞机起落架标准载荷谱[S].
- [5] 航空集团 611 所. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都: 四川省科学技术出版社, 1989.
- [6] GJB 67.4—2008, 军用飞机强度与刚度规范-地面载荷[S].
- [7] GB/T 3075—2008, 金属材料疲劳试验轴向力控制方法[S].
- [8] HB 5287—1996, 金属材料轴向加载疲劳试验方法[S].
- [9] HB/Z 112—86, 材料疲劳试验统计分析方法[S].