

薄壁铝合金零件的断裂分析

■ 董芳

摘要: 对薄壁铝合金成品零件在模拟直升机起飞→降落疲劳试验中早期疲劳失效的性质与原因进行了分析研究, 表明该零件早期断裂非材质原因而是由于机械加工因素引起。

关键词: 薄壁件; 铝合金; 断裂; 直升机

我公司生产的一批薄壁铝合金零件按试验大纲要求, 在成品中抽取一定比例的零件进行直升机起飞→降落的模拟疲劳试验。

在疲劳试验中, 共进行了四级加载, 每级载荷循环15000次, 每次循环薄壁铝合金零件的转速变化为0→4000→0r/min(模拟飞机一个起降过程), 试验结束后, 根据载荷和循环次数给出

该批薄壁铝合金零件的疲劳寿命, 该批零件在第一级载荷下进行了9081次循环即发现裂纹, 为找出提前断裂原因特做此试验。

1. 试验过程

该零件采用材料为2024UT351PL, 板厚3.2mm, 零件号为J₂-5。该零件经机加工、300℃退火、冲压成形、300℃退

火、机加工、495℃±5℃固溶处理+自然时效。

该零件破坏做物理性能试验, 其结果见表1。

在零件的裂纹处截取一块试样, 从裂纹处压断, 在扫描电镜下进行断口分析, 其内容和结果见表2。

补充试验: 取合格零件I₂-2薄壁铝合金零件相同部位比较,

应力, 热应力和Al₂O₃层产生的附加应力, 致使裂纹不断扩展。

(5) 在确保Al₂Cu和Al₂CuMg相充分溶解的条件下, 降低固溶保温温度, 适当延长保温时间, 可有效减小裂纹产生。

(6) 提高壳体毛坯热处理前表面质量, 改进设计结构, 适当增大棱边过渡圆角的曲率半径, 以尽可能减小应力集中, 可有效减小裂纹产生。

(7) 机加工前增加锻造工序, 以使热加工流线合理分布, 减少材料各向异性, 并提高材料韧性, 有效减少裂纹产生。

表3 层状氧化物化学成分能谱分析结果 (%)

元素	质量分数	原子分数
O	31.54	44.20
Mg	2.10	1.94
Al	63.58	52.93
Cu	2.78	0.93

参考文献

- [1] 刘瑞堂.机械零件时效分析[M].哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003.
- [2] 郭艳红.壁筒形零件加工中应用[J].机械工程师, 2010.
- [3] 阎承沛.零件热处理缺陷分析

及对策[M].北京: 机械工业出版社.

- [4] 陈惠民.热处理温度和时间对LC4和LY12变形铝合金机械性能的影响[J].金属热处理, 1981, (6): 16-20.
- [5] 陈绍康.LY12合金低熔点共晶相组成及相变温度研究[J].理化检验, 物理分册, 1984, (2): 2-5.

作者简介: 袁钰坤、张鹏博、杨立合、张志正, 航天科工集团第六研究院210所。

MW 20160704

晶粒度差异不大，（I₂-2零件经过疲劳试车，寿命达37500次循环，高倍组织无明显差异，在相当于裂纹产生部位测量薄壁铝合金零件残余应力值，测量结果见表3。

2. 试验分析

（1）外观及宏观分析 薄壁铝合金零件形貌如图3a、图3b为裂纹处的局部放大。可清楚看出裂纹产生于耳片的直线与圆弧过渡相交处表面内侧棱处（图9箭头所指），裂纹由表面向内扩展，可看到较清晰放射棱线。

（2）微观分析 疲劳源区附近断口形貌见图10，疲劳台阶及放射棱线明显可见。图4~图8为裂纹扩展区不同位置裂纹形貌，距主源区0.5mm处即可看到条带+二次裂纹（见图4），距主源约1.5mm处主要为疲劳条带（见图5、图6），距主源约2mm以后为条带+韧窝混合断口，二次裂纹也较多（见图7、图8）。

3. 综合分析

此零件已经生产了多批，模

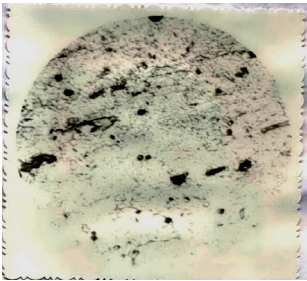


图1 高倍金相组织

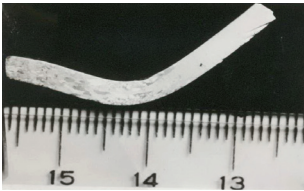
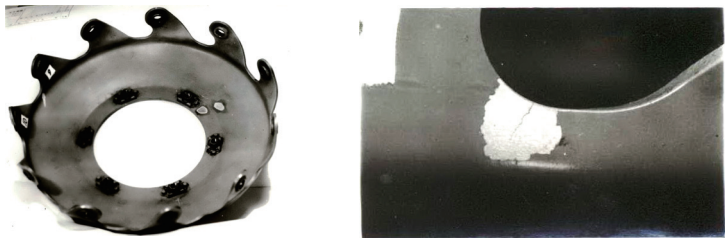


图2 低倍照片



(a) 薄壁铝合金零件外观与断裂处 (b) 断裂处放大

图 3

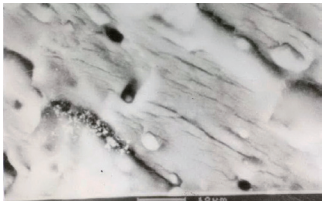


图4 距裂纹源0.5mm处端口形貌

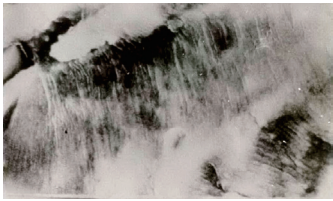


图5 距裂纹源1.3mm处断口形貌



图6 距裂纹源1.5mm处断口形貌

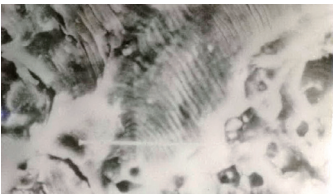


图7 距裂纹源2.0mm处断口形貌



图8 距裂纹源2.5mm处断口形貌

表 1

高倍	未发现过烧，如图1所示			
低倍	在裂纹处有粗晶，未见冶金缺陷，如图2所示			
力学性能	规定值	R_m /MPa	A (%)	硬度HBW
		>440	>12	>95
	实测值	456	19	128
		465	17.5	129
化学成分	合格			

表 2

零件	薄壁铝合金零件J ₂ -5	图3a
断裂位置和方向	在9~10耳片直线与圆弧相交处内侧棱上	图3a、3b
起点	疲劳源内侧倒角棱处	图4
断裂开始部位情况	未见有冶金缺陷，裂纹长约10mm	图3b
微观断口观察	明显可见疲劳源区、扩展区、快速断裂区、疲劳辉纹、无数裂纹、韧窝	图4~图8
检查条纹数：疲劳条纹明显，无数条		

拟直升机起降的疲劳试验已经进行了多次，无论疲劳试验是否达到了试验大纲规定的循环次数，最后发现裂纹的位置都是在两耳片之间的圆弧过渡的棱上。此现象说明该零件的早期疲劳断裂不是冶金缺陷所致，因为冶金缺陷的分布是无规律的，不会总出现在两耳连接区的固定棱线上。说明该处是承受较大的应力。

高应力产生的原因从两方面去寻找：

(1) 零件两耳片之间的结构是否导致该处应力集中，产生超标负荷。

(2) 内棱线的倒角是否符合图样要求，如果外部因素调整使非正常高应力得以去除，从而使试验达到预期寿命，则此类早期失效得到根本解决。

仔细查看该零件的机加成形工艺，两耳片之间的机加成形主要在第60、82和125工序（见图11）。在60工序仍为平板材状态，加工11个均布的耳片后用 $\phi 20\text{mm}$ 的立铣刀在相邻的两耳片间铣出 $R10\text{mm}$ 的圆弧，随后经 300°C 退火软化冲压，将四周耳片部分卷起，划出距底面高为 40mm 的水平线，保证 AB 线与之相交，用 $R14\sim R16\text{mm}$ 的铣刀使 $R10\text{mm}$ 的圆弧与 AB 线光滑连接，在125精铣工序，用 $R13\text{mm}$ 和 $R14\text{mm}$ 的立铣刀铣 DE 段和 GF 段圆弧，使之符合137工序（后增加工序） $R13\text{mm}\pm 0.5\text{mm}$ 和 $R15\sim R19\text{mm}$ 尺寸要求（见图12）。

由于原机加工工艺中 $R14\text{mm}$ 圆弧段圆弧半径较小（ $R17\text{mm}$ 为修改工艺后的尺寸）和在数控铣

切过程中刀点在圆弧底部，使此处尺寸有一定的公差积累，有时用手触摸明显有凸起部位加之以后去毛刺工序工人用锉刀打毛刺习惯横向打磨，在棱角处的划痕在疲劳试验时可能成为裂纹源。上述结构因素和机加工误差积累和次型面恰为应力集中处，共同促成了裂纹的萌生。

4. 结论及改进措施

(1) 材料组织正常，裂纹源区未发现冶金缺陷。

(2) 裂纹属低周大应力疲

劳开裂。

(3) 裂纹产生原因是两耳片底部圆弧半径较小， $R14\text{mm}$ 圆弧斜线段连接不太光滑和打毛刺后有划痕，使此处应力集中，在疲劳试验载荷作用下产生裂纹。

保证 $R17\text{mm}$ 圆弧与斜线段光滑过渡，用锉刀横向打毛刺后再用金相砂纸纵向打磨光滑，数控加工的起始点应在耳片顶部防止公差积累。在增加137工序后，此零件在随后批次的疲劳试验未再出现早期断裂现象。

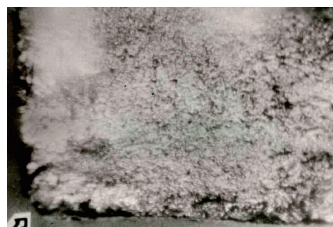


图9 裂纹源



图10 裂纹源区形貌

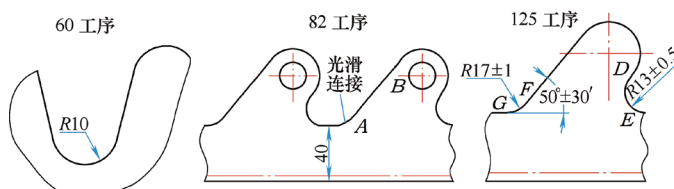


图 11

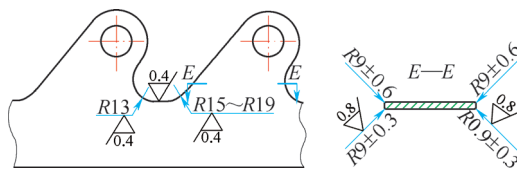


图12 137工序

表 3

零件号	J ₂ -5	J ₂ -5	J ₂ -5	I ₂ -2	I ₂ -2
测定位置	1	2	3	4	5
应力值	-59.1	-59.1	-69.0	-19.7	-49.3

注：应力单位为MPa，数值前负号表示压应力。

作者简介：董芳，中航工业惠阳航空螺旋桨有限责任公司。

MW 20160625