

某型机摇臂接头疲劳试验失效分析

■ 陶宪斌, 曾玖海, 苗洪涛, 王胜霞

摘要: 某型机在疲劳试验考核中摇臂接头出现断裂, 疲劳寿命远未达到设计要求。从结构设计、试验加载、断口分析、生产制造各方面进行失效分析, 发现摇臂接头耳片内孔镀铬之前, 喷丸处理未覆盖到耳片区域, 导致接头耳片疲劳强度性能大幅下降, 是疲劳试验过程中摇臂接头耳片提前失效的主要原因。在对接头耳片区域采取喷丸处理, 重新加工了试验件并进行了试验考核, 达到了预期的疲劳寿命, 验证了之前的分析。

关键词: 摇臂接头; 疲劳试验; 失效分析; 验证

摇臂接头是飞机上的关键受力部件^[1], 有着受力严酷、工作环境恶劣、故障率高的特点^[2], 需对摇臂接头进行一系列严格的测试和试验。其中, 疲劳试验是验证其安全使用寿命的一项重要试验。

某型机摇臂接头疲劳试验过程中, 完成了2400h的着陆载荷谱和地面载荷谱试验加载后, 摇臂(见图1)与机身连接的耳片出现裂纹, 远未达到摇臂接头的使用寿命要求。

在摇臂接头疲劳试验提前失效发生后, 对疲劳破坏部位(见图2)进行了初步检查, 破坏现象如下:

(1) 摇臂与机身连接的耳片内侧第二个耳片出现穿透性裂纹。

(2) 内孔铬层表面质量良好, 未磨损至机体。

(3) 耳片外端有一6mm×1.5mm×0.5mm(长×宽

×深)凹坑, 凹坑与裂缝重合, 凹坑表面漆层良好。

表面凹坑明显是一个加工缺陷, 但是否是疲劳失效的原因, 还需要从结构设计、试验加载、断口分析、生产制造等各个环节进行分析。

1. 结构设计分析

(1) 耳片尺寸及设计要求 摇臂通过两组双耳与机身连接, 耳片内径 $\phi 32\text{mm}$, 外径 $\phi 58\text{mm}$, 单个耳片厚度7mm, 如图3所示。零件设计要求为: 材料300M, $\sigma_b = (1960$

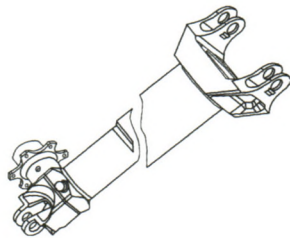


图1 摇臂接头示意

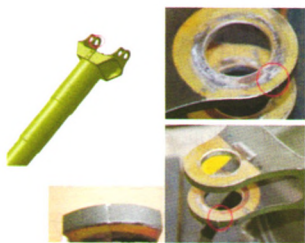


图2 裂纹部位

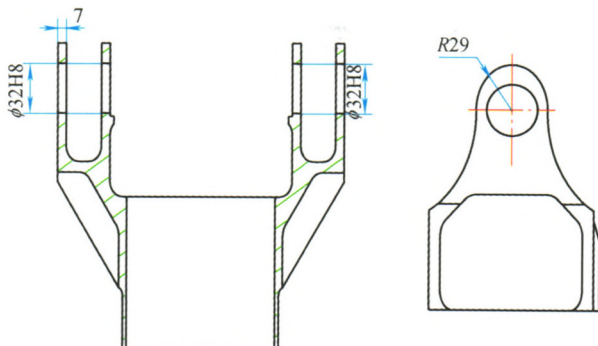


图3 耳片结构尺寸示意

±100) MPa，锻件按Ⅱ类检验(Z101)；零件表面要求100%喷丸，喷丸强度0.15A~0.30A；φ32mm内孔要求镀铬，表面粗糙度0.8 μm；耳片其他表面要求镀镉钛，表面粗糙度1.6 μm。

(2) 疲劳分析 按设计图样要求：φ32mm内孔喷丸后镀铬，其余部位喷丸后镀镉钛，因此将φ32mm内孔定义为光滑试样喷丸强化及镀铬处理类，其余部位为光滑试样喷丸强化类，耳片材料平均疲劳性能为865 MPa。考虑表面处理系数0.8，擦蚀系数取3，采用如图4的S-N曲线^[5]，根据表1和表2使用的着陆、地面工况载荷谱，耳片安全寿命大于100000h，结构设计具有足够的疲劳强度。300M钢(40CrNiSi2MoVA钢)材料疲劳性能^[4]见表3。

通过已完成的试验次数进行反算，得到耳片的应力疲劳极限约300MPa，与表3中光滑试样镀铬处理的疲劳极限相当，因此，初步怀疑破坏耳片未进行喷丸强化。

此外，耳片外表面凹坑的加工缺陷也会导致表面应力集中，但外表面的应力大大低于耳孔内表面，也可能是产生裂纹的原因。

2. 试验加载分析

结构强度试验的三要素：载荷、边界约束和测量系统，如果其中一个因素与设计状态背离，就有可能导致试验无效。试验单位对试验各环节进行了检查，结果如下：

(1) 试验件验收、试验设

备计量、开试评审均按照质量程序完成，试验质量受控。

(2) 试验安装交点与装机状态一致，试验加载程序及载荷与试验任务书一致。

(3) 使用过程侧向加载时，用于模拟机身与摇臂连接接头的夹具根部有变形，导致加载点产生偏移，最大偏移量45mm。

针对实际夹具根部变形导致加载点偏移情况，分别建立变形后的加载模型和不变形加载模型进行耳片应力分析，分析结果如

下：

(1) 着陆载荷工况，最大名义应力由381.8MPa下降到372.2MPa，降低2.5%。

(2) 地面载荷工况，最大名义应力由246.3MPa下降到237.2MPa，降低3.7%。

夹具变形，并未造成摇臂耳片应力增加，因此不会导致摇臂耳片提前破坏。

3. 试验件断口分析

(1) 宏观/微观检测 耳片断口的整体形貌特征见图5、图

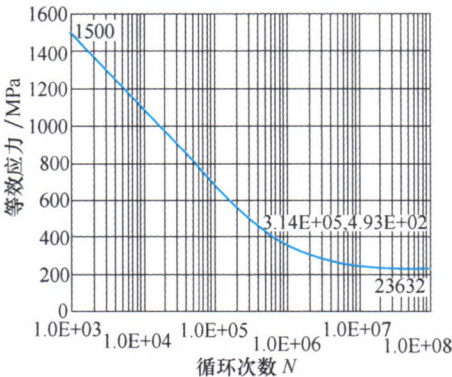


图4 300M钢S-N曲线

表1 着陆工况

序号	载荷工况	加载次数
1	水平着陆	922
2	抬头着陆	259
3	滑跑着陆	384
4	斜坡着陆	384
...	...	...

表2 地面工况

序号	载荷工况	加载次数
1	转弯	2880
2	滑行	2880
3	制动	2880

表3 40CrNiSi2MoVA钢材料疲劳性能

热处理状态	表面状态	$\sigma_R (N=10^7) / \text{MPa}$
870℃油淬+300℃回火2次，空冷	光滑试样喷丸强化	1025
	光滑试样电解抛光	785
	光滑试样脱碳处理及喷丸强化	885
	光滑试样脱碳处理	730
	光滑试样喷丸强化及镀铬处理	865
	光滑试样镀铬处理	265
	表面粗车 ($Ra3.2 \mu\text{m}$) 及喷丸强化	960
	表面粗车 ($Ra3.2 \mu\text{m}$)	690

6, 从宏观下观察, 裂纹从耳片内表面呈线性起源, 在扩展过程中留下清晰的疲劳弧线。最后断裂的形貌呈剪切唇状, 耳片外表面的凹坑位于瞬断区, 不是裂纹起源的原因。

耳片安装孔区域形貌磨损严重, 形貌被破坏, 微观形貌无法观察, 磨损分界部位的微观结构呈沿晶和解理断裂形貌, 如图7、图8所示。

在扩展区能观察到细微的疲劳条带, 瞬断区形貌为典型的韧窝形貌, 如图9、图10所示。

在磨损区域和非磨损区的分界处发现微观断口的形貌为沿晶+解理形貌, 扩展区的宏观形貌有疲劳弧线特征, 放大后的形貌有疲劳条带, 表明断口断裂性质为疲劳断裂。

(2) 能谱分析 用线切割切取试样后观察, 从耳片的内表面进行观察, 发现裂纹附近有试验过程中留下的微动磨损痕迹, 同时有黑色的附着物, 见图11。

为确定黑色附着物成分, 对断口的磨损区域和沿晶断裂区域进行能谱分析, 图12为磨损区域的分析结果, 图13为沿晶形貌区域能谱分析的结果。

对源区和磨损分界沿晶形貌区进行能谱分析, 源区黑色磨损部位的Cr含量较高, 而在沿晶区的Cr含量在正常范围, 表明该Cr的来源是裂纹产生后在试验过程中因微动磨损而将镀层上的Cr带入。

(3) 金相和硬度检测 在耳片平行于断口的部位截取试样进行制样, 进行显微组织检测, 发现组织为回火马氏体, 如图14所

示, 微观组织正常。

对耳片硬度进行检测, 数据如表4所示。

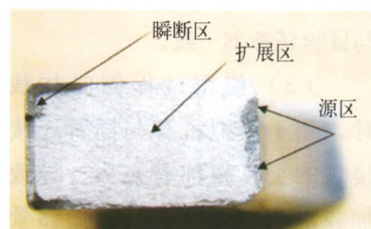


图5 耳片断口宏观形貌

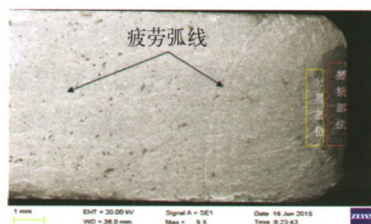


图6 耳片较低倍数的放大形貌

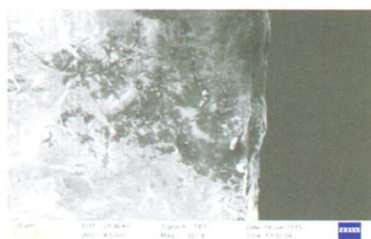


图7 耳片安装孔磨损区形貌

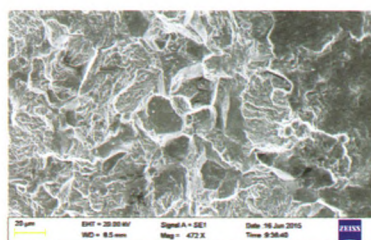


图8 耳片安装孔处微观形貌

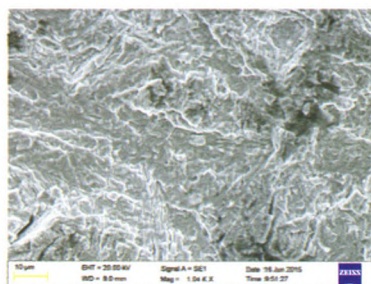


图9 耳片扩展区的微观形貌

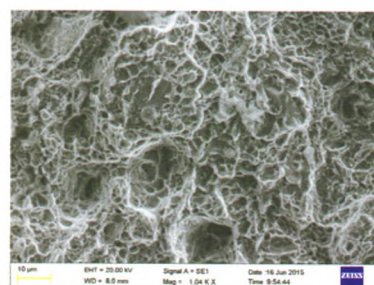


图10 耳片瞬断区的微观形貌



图11 裂纹附近有黑色附着物

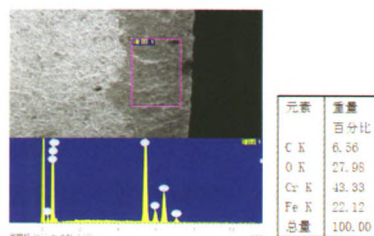


图12 磨损区域能谱分析

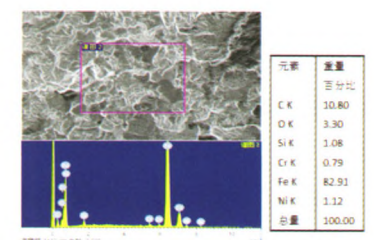


图13 沿晶形貌区域能谱分析

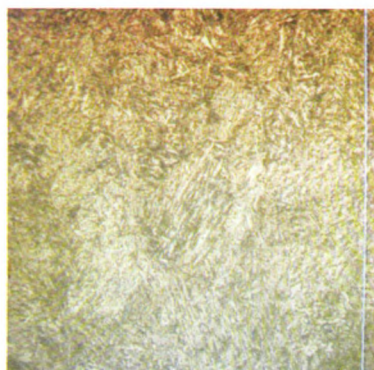


图14 耳片微观组织形貌

洛氏硬度检测结果的平均值为46.4HRC，在技术要求范围内，表明耳片材质正常。

对耳片内表面进行镀层检查，发现中心镀层有一较薄部位，最薄部位镀层厚度为0.0098mm，其余均匀部位镀层厚度为0.0245mm，如图15所示。从镀层形状观察，镀层与基体结合部位平直，基体部位无凹凸不平的喷丸强化痕迹。

4. 制造工艺检查

对摇臂加工工艺、热表工艺进行检查，发现机加工工艺输出没有按照设计图样的要求执行，将喷丸、镀铬顺序颠倒。镀铬面无法进行喷丸处理，故没有对镀铬耳片孔 $\phi 32H8$ 进行喷丸处理。

5. 试验验证

根据检查结果，制造了新的试验件，对耳片两侧和内孔进行了喷丸处理，并实施了1件新的疲劳试验，完成了全部着陆和地面试验载荷谱，并额外进行了11万次的着陆工况，试验件仍未破坏，根据应力分析，耳片处的应力疲劳极限达到500MPa，与第1件疲劳极限300MPa相比，疲劳极限至少提高了67%以上。

6. 结语

(1) 根据试验件断口分析，裂纹源起始于耳片孔内表面，外表面的凹坑加工缺陷不是导致耳片断裂的主要因素，但裂纹正好通过凹坑，可见其一定程度上加剧了裂纹的产生，因此在制造中应严格控制，避免此类表面加工缺陷。

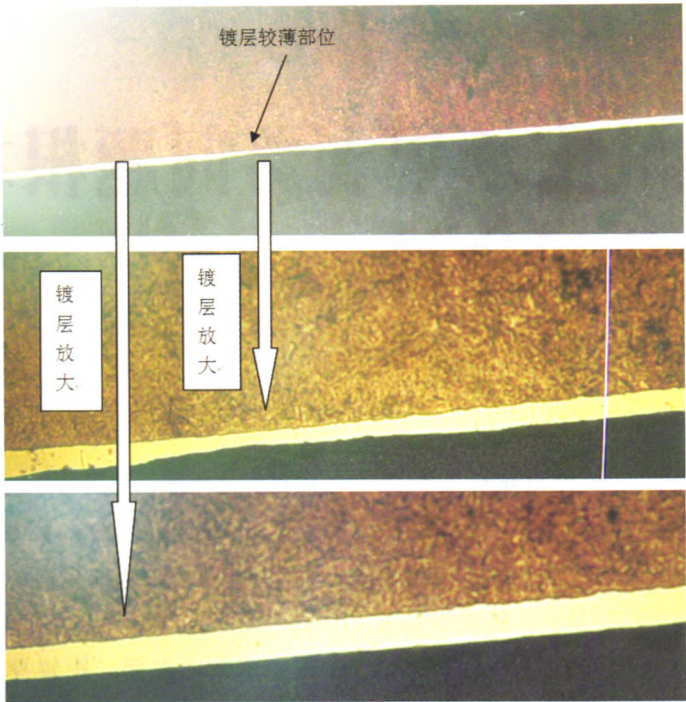


图 15

表4 洛氏硬度测试结果 (HRC)

测试点	1	2	3	4	5	6	7	平均值
测试值	45.3	45.1	45.2	48.2	47.4	45.9	47.8	46.4

(2) 对300M这种高强度钢，镀铬处理会导致其疲劳强度急剧下降，必须特别强调镀铬前的喷丸强化。在工艺实施中，局部连接区域由于空间小，喷丸处理有难度，但这些连接部位却往往是结构的疲劳关键区，因此在设计和制造时均应充分考虑到喷丸强化。

参考文献

[1] 张慧萍, 王崇勋, 杜煦. 飞机起落架用300M超高强钢发展及研究现状[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2011, 6 (16) : 73-76.

[2] 曹大树, 姚红宇, 薛彩军. 某型飞机前起落架断裂损伤分析[J]. 材料工程, 2008

(6) : 36-39.

[3] 刘克格, 阎楚良, 张书明. 飞机起落架疲劳损伤估算及其特点[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2005, 35 (6) : 660-664.

[4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.

[5] 穆志韬, 曾本银. 直升机结构疲劳[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.

作者简介: 陶宪斌、曾玖海、苗洪涛、王胜霞, 中国直升机设计研究所。

MW 20170215