

航空航天装备

垂尾方向舵悬挂点螺栓断裂分析及改进

杨嘉勤, 张平, 季国梁

(国营芜湖机械厂, 安徽 芜湖 241007)

摘要: **目的** 分析某型飞机在使用中其方向舵第4悬挂点连接螺栓出现不同程度断裂损伤的原因, 并进行设计改进。**方法** 从宏观和微观2个方面研究螺栓的断口形貌和特征, 对螺栓材料进行金相组织分析和力学性能测试, 与同类型飞机相同位置螺栓的结构和功能进行对比分析。**结果** 螺栓断口边缘无明显的腐蚀和氧化特征, 无有害的夹杂物和磷化物, 硬度及拉伸强度符合材料力学性能要求。该型飞机方向舵第4悬挂点连接螺栓的结构较同类型飞机相同位置的螺栓结构应力集中更加明显, 材料强度更低, 存在设计缺陷。**结论** 连接螺栓断裂性质为疲劳断裂, 螺栓受到异常的拉伸和弯曲循环载荷作用是导致其疲劳断裂的主要原因。基于裂纹原因及性能对比分析提出的设计改进方案, 在螺栓选材、强度、刚度和耐久性等方面符合飞机结构设计规范, 经验证, 满足飞机装配技术要求, 实践表明, 能够确保飞机寿命期的安全使用。

关键词: 垂尾; 方向舵; 螺栓; 断裂

中图分类号: TJ03; V215.2+1

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2022)07-0075-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.07.010

Fracture Damage Analysis and Improvements on the Bolt at Suspension Point of Vertical Tail's Rudder

YANG Jia-qin, ZHANG Ping, JI Guo-liang

(WuHu State-owned Factory of Machining, Wuhu 241007, China)

ABSTRACT: The fracture damages at different levels of No.4 connecting bolts at vertical tail's rudder are found in the service of an aircraft, this paper aims to analyze the causes and make design improvement measures. In this paper, the fracture morphology and characteristics of the bolt are studied from the macrocosm and microcosm, the microstructure and mechanical properties of the bolt materials are analyzed, and the structure and function of bolts in the same position as those in the same type of aircraft are compared and analyzed. The results show that the fracture edge of the bolt has no obvious corrosion and oxidation characteristics, no harmful inclusions and phosphide, and the hardness and tensile strength meet the requirements of the material properties. The structure of the connecting bolt at the 4th suspension point of the rudder of this type of aircraft is more obvious in stress concentration and lower in material strength than that of the same type of aircraft at the same position, this link structure has design defects. The fracture property of the connecting bolt is fatigue fracture, and the main cause of fatigue fracture is that the bolt is subjected to abnormal tension and bending cyclic load. According to the results of bolt fracture and performance analysis, the proposed design improvement scheme can meet the requirements of bolt material selection, strength, stiffness and durability in aircraft structural design specifications. It has been verified that the solution meets the technical re-

收稿日期: 2021-08-13; 修订日期: 2021-11-10

Received: 2021-08-13; Revised: 2021-11-10

作者简介: 杨嘉勤(1984—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞机结构设计、疲劳及寿命。

Biography: YANG Jia-qin (1984-), Male, Senior engineer, Research focus: aircraft structural design, fatigue and life.

引文格式: 杨嘉勤, 张平, 季国梁. 垂尾方向舵悬挂点螺栓断裂分析及改进[J]. 装备环境工程, 2022, 19(7): 075-082.

YANG Jia-qin, ZHANG Ping, JI Guo-liang. Fracture Damage Analysis and Improvements on the Bolt at Suspension Point of Vertical Tail's Rudder[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(7): 075-082.

requirements of aircraft assembly and can ensure the safe use of the aircraft throughout its life.

KEY WORDS: vertical tail; rudder; bolt; fracture

某型飞机方向舵通过 4 个悬挂点处的螺栓与垂直安定面相连, 方向舵上的气动力载荷经 4 个悬挂点以集中载荷的形式传递到垂直安定面上。其中第 3 悬挂点为主悬挂点, 为方向舵操纵动作筒安装位置, 传递了绝大部分的舵面载荷。其余 3 个悬挂点作为方向舵运动铰支点, 传递部分舵面载荷。方向舵通过悬挂支臂与垂尾耳环连接, 其中第 4 悬挂点耳环与垂直安定面的连接螺栓位置如图 1 所示。材料牌号为 30XΓCA, 国内对应材料为 30CrMnSiA, 表面经镀镉、磷酸盐氧化处理。使用过程中, 该螺栓时常发生断裂故障, 断裂螺栓外观如图 2 所示。

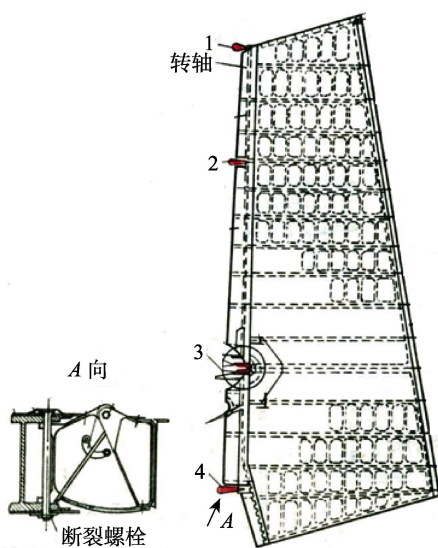


图 1 方向舵第 4 悬挂点及断裂螺栓位置

Fig.1 Rudder 4th mounting point and fracture bolt position



图 2 断裂螺栓外观

Fig.2 Appearance of fracture bolt

方向舵第 4 悬挂点耳环与垂直安定面的连接螺栓作为方向舵悬挂固定的重要紧固件之一, 一旦失效, 造成的危害很大, 后果也比较严重。本文通过对该连接螺栓断裂失效原因和受载情况进行分析, 提出了设计改进和安装结构优化措施, 解决了该螺栓断裂故障再次发生问题, 通过对外场飞机实施改进保障了飞行安全, 起到了预防断裂作用。

1 原因分析

针对该螺栓断裂故障现象, 对故障螺栓展开了失效分析、受载分析、螺栓制造和装配工艺分析等工作, 完成了螺栓断裂故障的原因分析。

1.1 失效分析

1.1.1 外观检查

螺栓断裂于尾端螺纹处, 整体未见明显弯曲变形, 表面整体着色均匀, 呈银灰色, 靠近首尾两端表面存在灰黑色不规则疲劳痕。在体视镜下观察螺栓断口, 断口沿螺纹根部起始, 断面约 3/4 是平坦区, 表面呈棕红锈蚀色, 其表层还可见淡黄绿色, 断口表面可见细微磨损痕迹的疲劳弧线, 主疲劳区 (I 区), 如图 3a、b 所示。与主疲劳区相对的螺纹底部月牙形

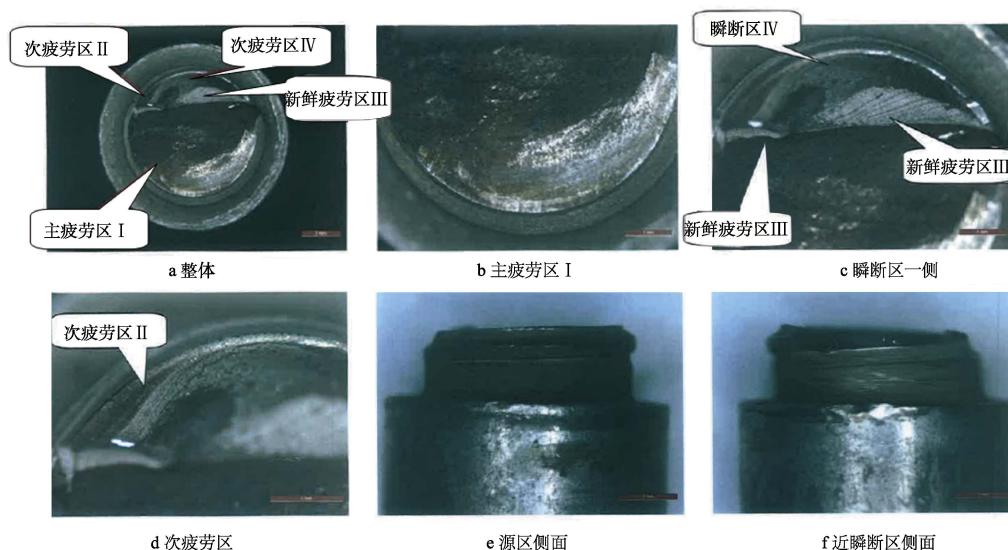


图 3 螺栓断口低倍形貌

Fig.3 Fracture morphology of bolt at low magnification: a) ensemble; b) main fatigue zone I; c) side of instantaneous fault zone; d) sub fatigue zone; e) source side; f) near instantaneous fault zone side

断面也呈棕红锈蚀色, 表面可见疲劳弧线, 为次疲劳区 (II 区) 如图 3d 所示。两者之间, 剩余的 1/4 断面可分为平坦区与近 45°斜断面, 平坦区表面肉眼可见明显疲劳弧线, 斜断面粗糙, 银灰色, 为新鲜疲劳区 (III 区), 斜断面较粗糙, 为瞬断区 (IV 区), 见图 3c。断口起源于螺纹底部, 源区未见异常痕迹, 如图 3e、f 所示。

对螺栓螺杆表面灰黑色癍痕进行观察, 可见癍痕

状态不规则, 但分布有一定规律。在近源区一侧的同一轴线上, 表面癍痕较为明显, 面积较大, 轮廓呈弧形; 靠近瞬断区一侧的同一轴线上, 表面癍痕相对较轻 (如图 4 所示), 宏观上呈现微动磨损特征。肉眼观察, 在螺栓表面存在一处轴向聚集分布的黄色斑点, 其余表面密布细小黑点, 见图 5a。体视观察, 螺杆表面黄色斑点与螺栓钉头表面黄色底漆形态接近, 见图 5b、c。

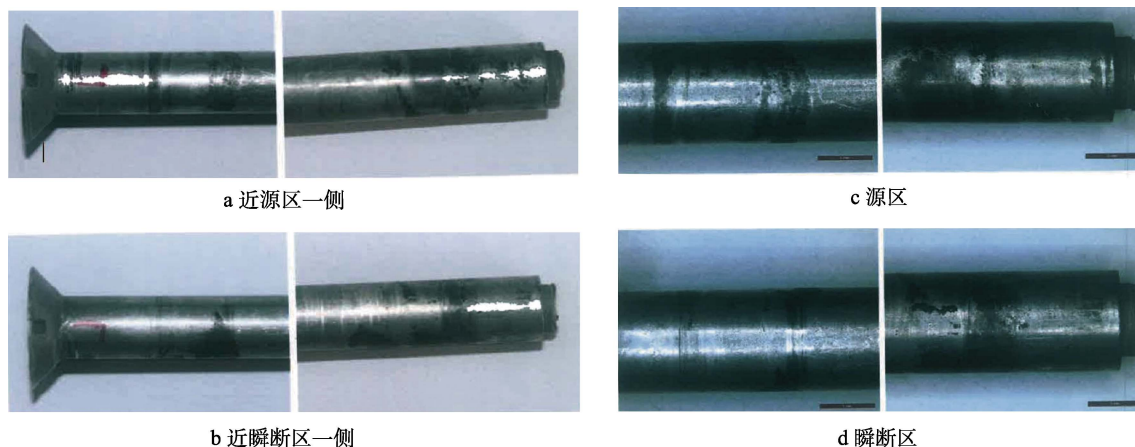


图 4 螺栓表面微动损伤痕迹

Fig.4 Fretting damage marks on bolt surface: a) near the source side; b) near the instantaneous fault zone; c) source; d) instantaneous fault zone

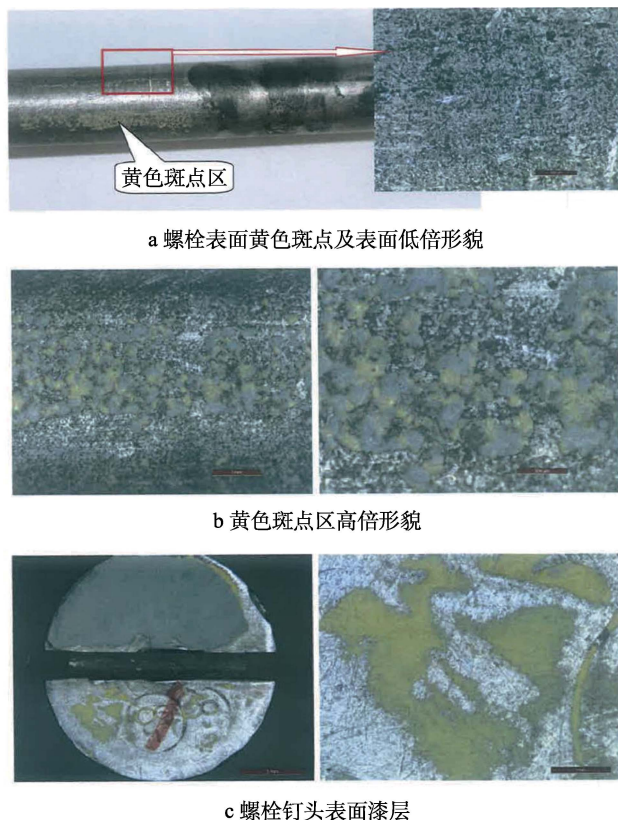


图 5 螺栓表面形貌

Fig.5 Surface morphology of bolt: a) yellow spots and low magnification on the surface of bolts; b) high power morphology of yellow spot area; c) surface paint of bolt head

螺栓安装位置与多个构件相互接触, 在振动影响下, 接触表面间存在往复的微幅相对位移, 从而产生摩擦现象。结合裂纹发生位置和外观检查结果, 参考微动损伤的案例^[1-3]和一般螺栓断裂都是从螺纹处或退刀槽处开裂分析案例^[4-10], 分析认为, 该螺栓不符合因摩擦而导致螺栓螺纹根部表面间损伤出现径向微动疲劳裂纹的情况。由于该螺栓设计没有退刀槽, 也不符合一般螺栓的断裂情况, 下面对螺栓螺纹根部的径向裂纹进行了系统的失效分析。

1.1.2 微观检查

在扫描电镜下观察螺栓断口, 主疲劳 I 区表面弧线清晰可见, 弧线起源于螺栓螺纹底部, 大线源特征, 源区局部磨损, 未见明显缺陷, 见图 6a、b。近源区低倍为类解理特征, 高倍可见疲劳条带, 表面大部分覆盖颗粒状物质, 见图 6c、d。断口中部断面磨损严重, 仍可见数十条疲劳弧线, 见图 6f。

主疲劳源对侧螺纹根部为次疲劳 II 区, 也为大线源特征, 源区未见明显缺陷, 断面低倍可见清晰疲劳弧线和撕裂棱线, 高倍可见磨损特征, 见图 7a、b、c。新鲜疲劳 III 区低倍可见至少十余条疲劳弧线, 微观呈阶段性撕裂特征^[11-12], 见图 7d。

对断口各区微区成分进行分析, 结果如图 8 所示。靠近主源区边缘断面存在很高的 C、O、Cd 元素, 还存在少量 P、Zn 元素, 见图 8a。特别是近源区表

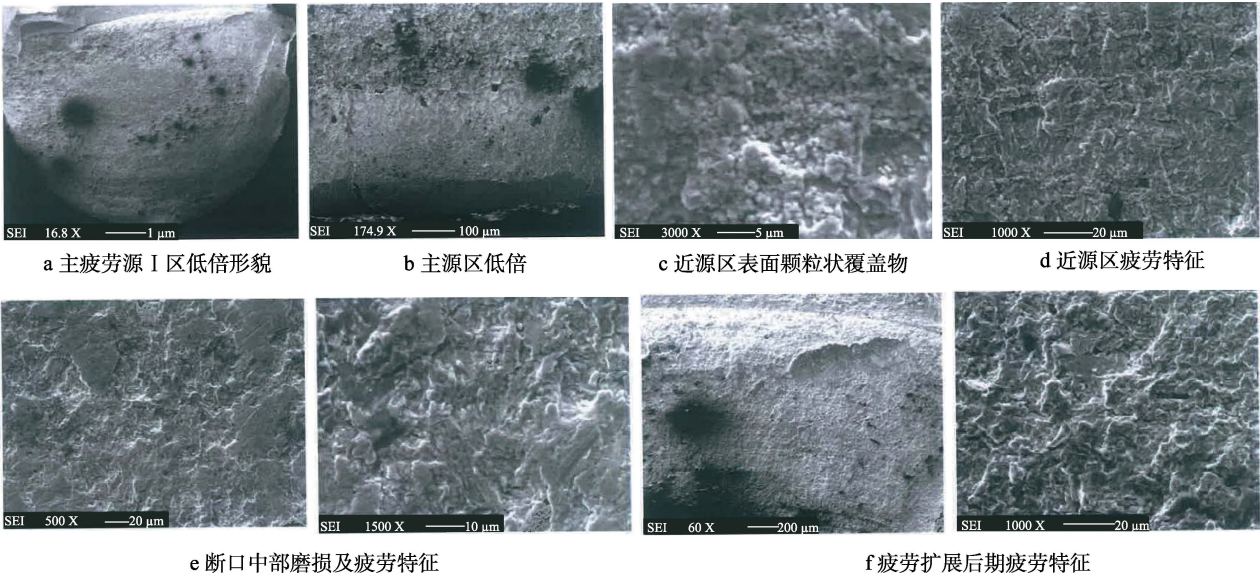


图 6 螺栓断口主疲劳 I 区微观形貌

Fig.6 Microstructure of main fatigue zone I of bolt fracture: a) low magnification morphology of main fatigue source zone I ; b) low magnification morphology of main source region; c) granular covering on the surface of near source area; d) near source fatigue characteristics; e) wear and fatigue characteristics in the middle of the port; f) fatigue characteristics at the later stage of fatigue expansion

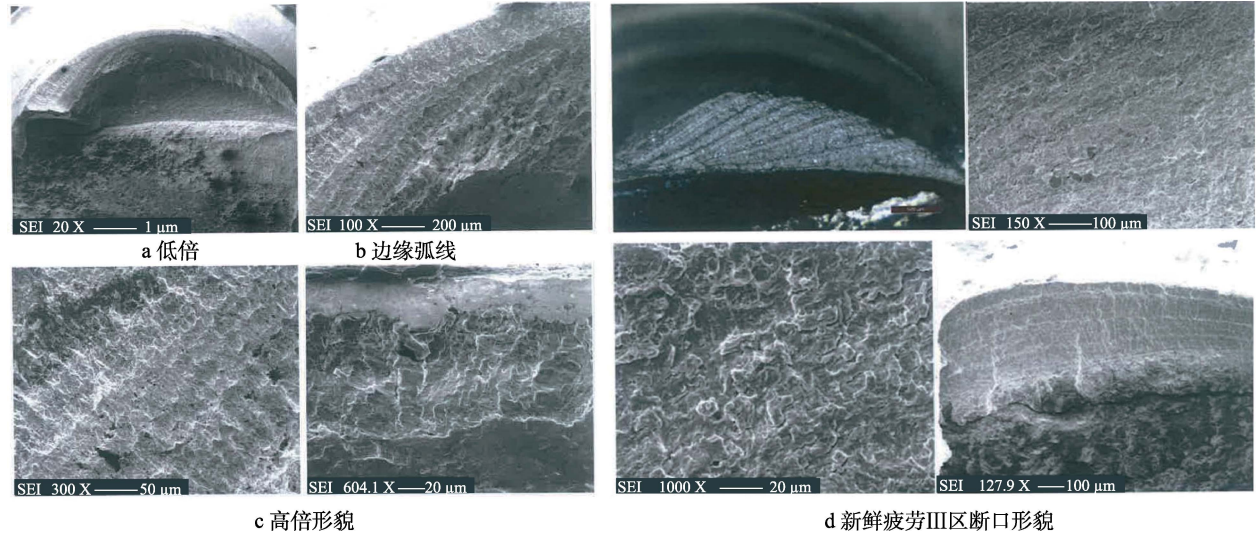
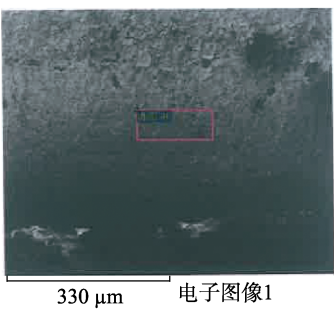


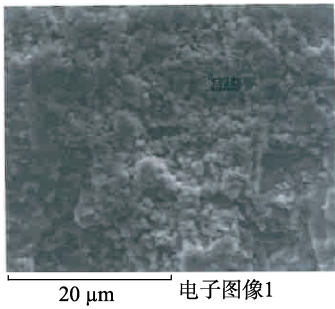
图 7 次疲劳 II 区和新鲜疲劳 III 区断面微观形貌

Fig.7 Section micromorphology of secondary fatigue zone II and fresh fatigue zone III: a) low power morphology; b) edge arc; c) high power morphology; d) fracture morphology of fatigue zone III



a 螺纹根部断面

元素	质量分 数/%	原子数 分数/%
CK	5.27	19.86
CK	9.55	27.03
Si K	0.41	0.66
P K	0.37	0.55
Cr K	0.92	0.80
Fe K	42.36	34.33
Zn K	0.76	0.53
Cd L	40.36	16.25
总量	100.00	



b 近源区颗粒覆盖物

元素	质量分 数/%	原子数 分数/%
CK	3.51	14.77
O K	13.06	41.30
Na K	1.10	2.42
Cr K	0.66	0.64
Fe K	8.99	8.15
Cd L	72.67	32.71
总量	100.00	

图 8 断口各区微区成分

Fig.8 Microzone composition of fracture zone: a) thread root section; b) near source particle cover

面颗粒状覆盖物中, O、Cd 元素的质量分数在 80% 以上, 见图 8b。主疲劳区扩展期、后期, 断面 Cd 元素含量明显下降, 新鲜疲劳区断面干净, 未见 Cd 元素, 次疲劳区边缘断面也含有较高含量的 O、Cd 元素。对螺栓表面黄色斑点区及微动损伤区特征进行宏观观察, 黄色斑点表面附着一层不导电物质, 能谱结果显示, 其中主要含有 C、O、F、Ti 等元素, 应为漆层等有机物。微动损伤区表面呈细密摩擦磨损特征, 局部可见点状磨损凹坑, 其他表面可见镀镉层及点状附着物, 其中含有 C、O、Na 等元素。

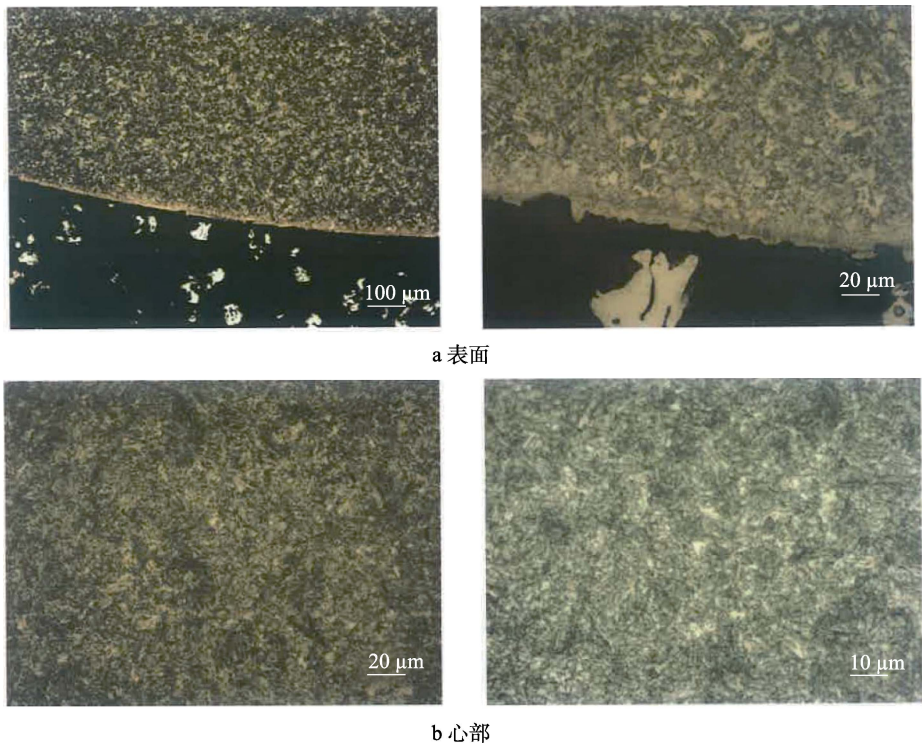


图 9 断口附近金相组织
Fig.9 Metallographic structure near the fracture: a) surface; b) heart

1.1.5 化学成分分析

在螺栓横向切割面上采用能谱方法半定量分析元素含量, 结果见表 1。可见其合金元素成分基本符合 30CrMnSiA 合金。

表 1 螺栓截面成分能谱分析结果		
Tab.1 Results of composition energy spectrum analysis of bolt cross-section		
元素	质量分数/%	原子分数/%
Si K	1.09	2.15
Cr K	0.92	0.97
Mn K	1.14	1.14
Fe K	96.85	95.73
总量	100.00	

1.1.6 初步分析结论

断口观察结果表明, 连接螺栓螺纹处断口宏观呈

1.1.3 金相分析

在断口附近横向截取金相试样对螺栓组织进行检查, 其组织均匀一致, 为正常回火组织, 表面未见明显镉层, 如图 9 所示。

1.1.4 硬度测试

测试螺栓横截面上的洛氏硬度, 平均值为 35.7HRC。参照 GB/T 1172—1999, 将结构的硬度换算成抗拉强度, 约为 1 100 MPa, 符合螺栓的抗拉强度技术要求 (1 080~1 280 MPa)。

脆性, 表面可见清晰的疲劳弧线和疲劳条带等典型疲劳特征, 因此其失效性质为疲劳断裂。该螺栓成分、组织、硬度正常, 疲劳源区也未见明显加工缺陷, 其疲劳开裂与材质加工关系不大^[13]。从断面特征看, 其主要起源于螺纹一侧, 向相对一侧扩展。另一侧疲劳区很小, 说明该螺栓除了正常的预紧力之外, 还承受了一侧的弯曲循环载荷。螺栓表面的微动损伤痕迹可能与此异常应力有关, 这种异常的载荷可能与螺栓预紧不足或螺栓与连接件之间配合受力异常有关。

断裂螺栓断面分为陈旧的主、次疲劳区和新鲜疲劳区^[11-12], 主、次疲劳区断面可见明显锈蚀痕迹, 同时其表面还存在黄绿色物质, 其中含有很高的 O、Cd 元素。断口边缘至扩展后期, 断面上的 O、Cd 元素逐渐减少, 说明 Cd 元素是从主、次疲劳裂纹源区向内进入的, 即主、次疲劳裂纹产生在前, Cd 元素进入在后。

1.2 受载分析

为减小垂尾表面气动阻力,某型飞机方向舵 4 个悬挂点耳环与垂直安定面连接螺栓设计时为一字槽 90°沉头,螺纹与螺栓光杆无退刀槽过渡,垂直安定面的壁板上铣一凹坑安装螺母,材料为 30CrMnSiA。其他同类型飞机该位置螺栓为六角薄螺栓头,材料为 30CrMnSiNi2A,垂直安定面壁板上未铣凹坑。针对连接螺栓的六角薄螺栓头和螺母凸出垂直安定面外表的问题,通过在壁板外侧安装特制整形垫片来减少气动阻力。

1.2.1 载荷因素

该螺栓主要传递来自方向舵耳环的剪切载荷(见图 10),连接处按抗剪连接结构设计。根据设计原则和载荷工况,选用 30CrMnSiA 材质 $\phi 10$ mm 规格螺栓,最小单面破坏剪力为 53.8 kN,最小单面破坏拉力为 58.2 kN^[14]。

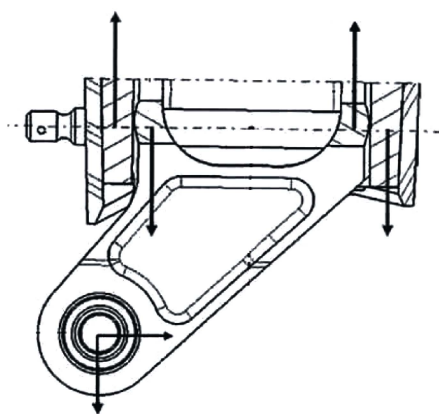


图 10 方向舵耳环剪切载荷
Fig.10 Shear load of rudder earring

下悬挂点耳环的受载情况如图 11 所示。选取最大载荷工况(X 方向载荷为 16 200 N,Z 方向载荷为 16 800 N)对螺栓强度进行校核,下悬挂点处螺栓的剪切剩余强度为使用载荷的 1.5 倍,静强度满足设计要求。将断裂螺栓建立细节分析模型,如图 12 所示。螺栓受载最严酷处名义应力水平小于 39 MPa(轴向),定寿时螺栓已经全机疲劳试验考核,表明疲劳谱下满足全寿命周期使用要求^[15]。据了解同类机型的全机静力和疲劳试验结果,垂尾方向舵悬挂点螺栓均通过考核。通过对断裂螺栓强度校核分析、该机型全机疲劳试验、同类型飞机静力及疲劳试验,得出下悬挂点螺栓强度足够,在设计载荷下不应发生静力和疲劳断裂。

此外,该某型飞机方向舵第 4 个悬挂点耳环与垂直安定面连接螺栓材料为 30CrMnSiA,强度为 1 080~1 280 MPa,其他同类型飞机同部位螺栓材料为 30CrMnSiNi2A,强度为 1 570~1 810 MPa^[14],该型飞机该螺栓的强度比其他同类型飞机同部位螺栓强度

低。某型飞机方向舵第 4 个悬挂点耳环与垂直安定面连接螺栓承载比其他同类型飞机同部位使用螺栓增大,且拉伸强度比同类型飞机同部位螺栓低,相同使用环境中,与其他同类型飞机同部位螺栓相比,易出现断裂故障。

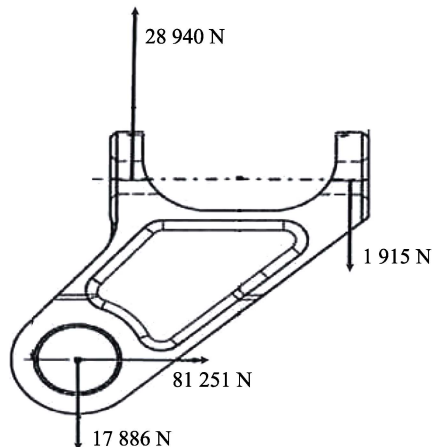


图 11 方向舵下耳环受载情况
Fig.11 Loading of the earring under the rudder

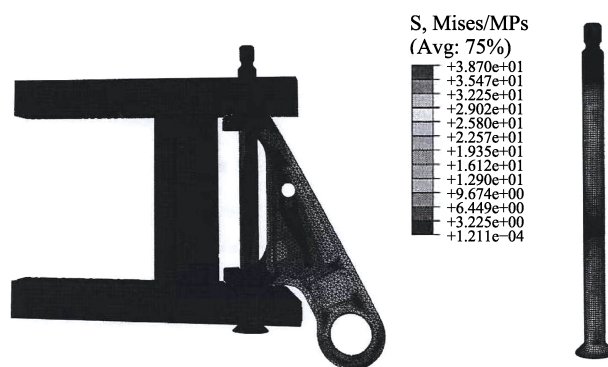


图 12 断裂螺栓有限元模型及应力云图
Fig.12 Finite element model of fracture bolt and stress nephogram

1.2.2 结构设计

该螺栓总长度为 157 mm,光杆部分直径 $\phi 10$ mm,尾端螺纹为 MJ8 mm $\times$ 1.25 mm(螺纹部分长度 8.5 mm)。在光杆与螺纹部分存在直径突变台阶,螺纹根部没有加工退刀槽,存在明显的设计制造缺陷,应力集中明显。其他同类型飞机螺纹根部加工有退刀槽,解决了应力集中明显的问题,该螺栓结构改进前后对比情况见图 13。

1.2.3 使用环境

发生断裂螺栓的飞机未在沿海和高温、高湿的腐蚀环境中使用,断裂时螺栓仅使用 26、28 飞行小时,但断裂前曾经过大速度、大机动、大过载的飞行,其载荷比型号设计状态严重。据估算,在重心过载下,某型故障飞机单位小时损伤约是原载荷谱的 3 倍,可推测垂尾的侧向载荷也会相应增大。随着飞行训练强度加大,大迎角动作次数也会相应增加,方向舵偏转

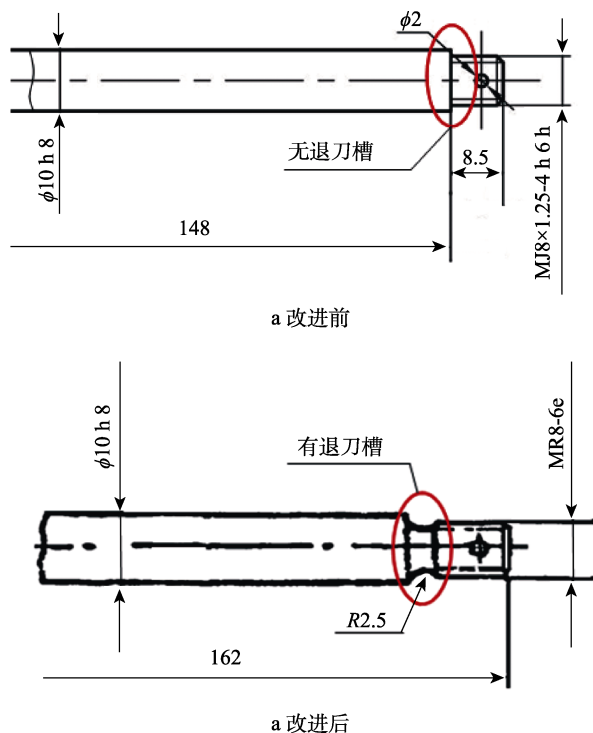


图 13 螺栓断裂处结构改进前后细节对比
Fig.13 Detail comparison of bolt fracture (a) before and (b) after structural improvement

角度较以往飞行有明显增大,同时方向舵大角度使用频次也在增加,导致方向舵耳环悬挂交点载荷增大,螺栓受到异常的弯曲载荷循环作用,易在螺纹根部设计薄弱部位出现疲劳断裂。由此可以推断,螺栓失效性质为疲劳断裂,螺栓受到异常的弯曲循环载荷作用是导致其疲劳断裂的主要原因。

2 设计改进

根据上述裂纹原因分析结论,结合飞机飞行训练强度加大的实际情况,为消除安全隐患,防止故障的再次发生,从螺栓的强度、结构形式及装配关系上进行了设计改进,主要改进有:

1) 改进螺栓的结构形式,增加加工退刀槽,降低了应力集中,提高抗疲劳性能^[16-17]。

2) 将螺栓材料由 30CrMnSiA 改为 30CrMnSiNi2A,抗拉承载能力提高了 36.4%,抗剪承载能力提高了 43.9%。

3) 根据原机的结构形式,为满足装配需求,将螺栓适当加长,同时增加特制整形垫片和填平垫片以保证气动外形,改进后的螺栓装配结构见图 14^[18-20]。

某型飞机方向舵第 4 悬挂点耳环与垂直安定面的连接螺栓改进后,经跟踪检查,未发生断裂故障。至 2021 年 8 月已完成 1 000 余飞行小时的使用,分解后检查也未出现裂纹、腐蚀等故障,达到了预期的改进目标。

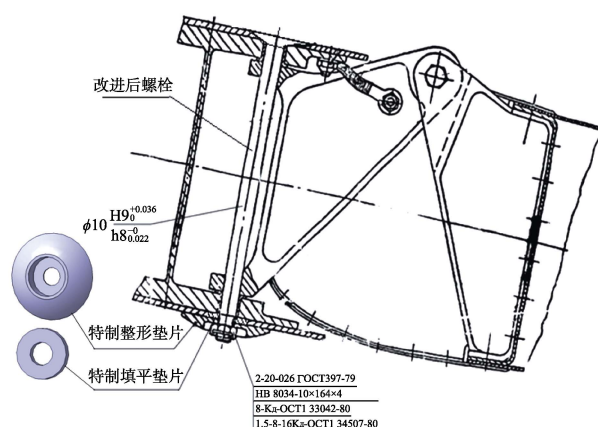


图 14 螺栓改进后装配示意图
Fig.14 Assembly diagram after bolt improvement

3 结论

1) 失效分析及受力情况分析表明,该连接螺栓裂纹性质为疲劳裂纹,螺栓受到异常弯曲循环载荷作用是导致其疲劳断裂的主要原因。断裂螺栓的结构设计缺陷使其在使用中存在明显的应力集中现象,加速了疲劳裂纹的产生,材料强度比类似机型相同位置的螺栓材料强度低,结构承载能力降低。

2) 基于断裂螺栓失效原因及承载特点分析,结合现役同类型飞机该位置螺栓的结构及材料强度对比分析,提出了更换螺栓材料,优化螺栓结构的改进方案。结果表明,改进后的螺栓承载能力比原螺栓大,改进结构降低了应力集中,满足强度设计要求。

3) 针对改进螺栓结构出现装配不协调情况,在对比同类机型螺栓安装方式的优劣后,提出了对螺栓装配关系进行适应性更改措施,并增加整流垫片。改进方案满足装配要求,对飞机气动外形无影响,满足气动设计要求。

参考文献:

- [1] 吕凤军,傅国如.某型飞机对接螺栓微动疲劳裂纹分析[J].装备环境工程,2011,8(5):74-76.
LV Feng-jun, FU Guo-ru. Fretting Fatigue Crack Analysis of Aircraft Connecting Bolt[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(5): 74-76.
- [2] 沈明学,彭金方,郑健峰,等.微动疲劳研究进展[J].材料工程,2010,38(12):86-91.
SHEN Ming-xue, PENG Jin-fang, ZHENG Jian-feng, et al. Study and Development of Fretting Fatigue[J]. Journal of Materials Engineering, 2010, 38(12): 86-91.
- [3] IYER K, MALL S. Analyses of Contact Pressure and Stress Amplitude Effects on Fretting Fatigue Life[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2001, 123(1): 85-93.
- [4] 刘昌奎,臧金鑫,张兵.30CrMnSiA 螺栓断裂原因分析

- [J]. 失效分析与预防, 2008, 3(2): 42-47.
LIU Chang-kui, ZANG Jin-xin, ZHANG Bing. Failure Analysis of 30CrMnSiA Bolt Fracture[J]. Failure Analysis and Prevention, 2008, 3(2): 42-47.
- [5] 陶春虎, 刘高远, 恩云飞. 军工产品失效分析技术手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
TAO Chun-hu, LIU Gao-yuan, EN Yun-fei. Technical Manual for Failure Analysis of Military Products[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.
- [6] 卢洪. 高强度螺栓断裂失效分析[J]. 福建工程学院学报, 2009, 7(4): 341-343.
LU Hong. Analysis of Fracture and Invalidation of High Strength Bolt[J]. Journal of Fujian University of Technology, 2009, 7(4): 341-343.
- [7] 付长安, 张显余, 朱卫国. 某型飞机主起落架固定螺栓应力腐蚀裂纹扩展寿命估算及解决方法[J]. 飞机设计, 2010, 30(6): 23-25.
FU Chan-gan, ZHANG Xian-yu, ZHU Wei-guo. Estimation of Stress Corrosion Crack Propagation Life of Fixed Bolt in the Main Landing Gear of a Certain Aircraft[J]. Aircraft Design, 2010, 30(6): 23-25.
- [8] 程宗辉, 张世东, 黄超, 等. 飞机起落架固定螺栓氢脆断裂研究[J]. 失效分析与预防, 2016, 11(2): 129-132.
CHENG Zong-hui, ZHANG Shi-dong, HUANG Chao, et al. Research on Hydrogen Embrittlement Fracture of Fixing Bolt of Undercarriage[J]. Failure Analysis and Prevention, 2016, 11(2): 129-132.
- [9] 刘艳稳, 张跃飞, 陈林, 等. 进气道拉紧螺栓断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2018, 13(5): 314-317.
LIU Yan-wen, ZHANG Yue-fei, CHEN Lin, et al. Fracture Analysis of Draw-in Bolt in Inlet[J]. Failure Analysis and Prevention, 2018, 13(5): 314-317.
- [10] 湛建平, 姚瑜. 某型飞机连接螺栓断裂分析和排除[J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2009, 9(4): 33-35.
ZHAN Jian-ping, YAO Yu. Analysis and Removal of Joint Bolt in a Certain Aircraft's Main Wing[J]. Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College, 2009, 9(4): 33-35.
- [11] 陆毅中. 工程断裂力学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1987.
LU Yi-zhong. Engineering Fracture Mechanics[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1987.
- [12] 赵少汴, 王忠保. 抗疲劳设计: 方法与数据[M]. 北京: 机械工业出版社, 1997.
ZHAO Shao-bian, WANG Zhong-bao. Anti-Fatigue Design-Methods and Data[M]. Beijing: China Machine Press, 1997.
- [13] 武维新. 飞行事故调查方法与技术研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
WU Wei-xin. A Study on the Methods and Techniques of Air Accident Investigation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.
- [14] 中国航空材料手册编辑委员会编. 中国航空材料手册(第1卷)[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001: 156-170.
China Aeronautical Materials Handbook Editorial Board. China Aeronautical Materials Handbook (Vol.1)[M]. Beijing: China Standard Press, 2001: 156-170.
- [15] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
ZHENG Xiao-ling. Civil Aircraft Structural Durability And Damage Tolerance Design Manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003.
- [16] 尚德广. 疲劳强度理论[M]. 北京: 科学出版社, 2017.
SHANG De-guang. Fatigue Strength Theory[M]. Beijing: Science Press, 2017.
- [17] 郑晓玲. 飞机零件设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
ZHENG Xiao-ling. Aircraft Parts Design Manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [18] 解思适, 马占永. 飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
XIE Si-shi, MA Zhan-yong. Aircraft Design Manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [19] 代永朝, 郑立胜. 飞机结构检修[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
DAI Yong-chao, ZHENG Li-sheng. Aircraft Structural Repair [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006.
- [20] 刘晓山, 郑立胜. 飞机修理新技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
LIU Xiao-shan, ZHENG Li-sheng. Aircraft Repair New Technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.

责任编辑: 刘世忠