

某型直升机主桨叶大梁断裂故障分析

侯 波, 徐冠峰, 闫慧娟, 任战鹏

(陆军航空兵学院 陆军航空兵研究所, 北京 101121)

摘 要: 针对某型直升机桨叶疲劳断裂、压力传感器未报警故障, 通过故障树分析法开展桨叶失效分析、压力信号器故障模式分析, 在此基础上探明故障机理。宏、微观断口分析表明: 剥落坑从大梁表面的非金属镶嵌物处起始, 断口从疲劳剥落坑底部起源, 具有明显高周疲劳断裂特征。能谱分析发现, 大梁表面存在富 Si、O 镶嵌物。普查发现压力信号器存在手检功能正常、基准腔压力低的故障模式。综合分析认为, 喷丸工艺参数不合理, 大梁局部表面存在初始缺陷, 在载荷作用下疲劳裂纹在缺陷部位萌生并扩展, 大梁裂纹扩展贯穿至内腔时, 大梁漏气压力下降, 但压力信号器密封失效导致基准腔压力泄漏, 告警功能丧失, 桨叶监控安全机制失效, 穿透裂纹沿大梁两侧方向扩展, 23 个起落后桨叶断裂。

关 键 词: 直升机; 疲劳裂纹; 桨叶大梁; 失效分析; 断裂

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Fracture fault analysis of main blades girder on a helicopter

HOU Bo, XU Guanfeng, YAN Huijuan, REN Zhanpeng

(Army Aviation Institute, Army Aviation Academy, Beijing 101121, China)

Abstract: In view of the fatigue fracture fault of the main blade girder of a helicopter and the failure of fault warning from the pressure sensor, a fault tree was applied to analyze the reason of the faults. Blade failure and main fault mode of the pressure sensor were analyzed, based on which the mechanism of the accident was discussed. The results of macro and micro fractographic analysis showed that spalling holes appeared from multiple non-metallic tesseras on the surface of the girder and the fracture appeared from the bottom of the fatigue spalling holes on the external surface of the lower main girder, which demonstrated clear characteristics of fracture caused by high-cycle fatigue. Energy spectrum analysis to the source area of the fracture showed the existence of Si and O-rich tesseras on the surface and sub-surface of the main girder. General investigation carried after the accident showed that the pressure sensor had the fault mode of proper manual inspection function but without warning when the pressure level of the base chamber was low. Comprehensive analysis indicated improper shot-peening parameters. There were initial defects on part of the surface of the main girder, which led to the initiation and extension of fatigue crack from the part of defect because of the fatigue load. Pressure level of the main girder dropped out of air leakage when the fatigue crack extended throughout the inner chamber. Meanwhile, the sealing component of the pressure sensor failed, leading to pressure loss of the base chamber. In this way, the warning function and blade monitoring safety mechanism failed and the crack running through the main girder extended along both directions of the girder, leading to the fracture of the blade after 23 ups and downs.

Keywords: helicopter; fatigue crack; blade girder; failure analysis; fracture

收稿日期: 2022-12-04

作者简介: 侯波(1986—), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事飞行器使用可靠性、安全性与故障诊断研究。E-mail: bohr_h@126.com

通信作者: 徐冠峰(1980—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事直升机设计、飞行安全技术研究。E-mail: bryantfeng@126.com

引用格式: 侯波, 徐冠峰, 闫慧娟, 等. 某型直升机主桨叶大梁断裂故障分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1489-1495. HOU Bo, XU Guanfeng, YAN Huijuan, et al. Fracture fault analysis of main blades girder on a helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1489-1495.

某型直升机发生桨叶断裂故障。截止故障时点,该桨叶的实际飞行时间为给定寿命的 72.25%。金属桨叶大梁毛坯型材制造、大梁加工和外场使用维护过程均有产生缺陷的可能,引起疲劳裂纹^[1-4]。因此,国内外金属桨叶大梁都设置压力信号器来监控大梁内腔压力泄漏^[5],及时发现大梁贯穿裂纹,保证飞行安全。该型机桨叶大梁前缘根部密封板上安装有压力信号器监控大梁内腔压力泄漏。维护要求飞行前、后对桨叶进行目视检查,每 25 h 飞行小时对主桨叶压力信号器进行功能检查。

航空史上,国内外直升机发生了多起类似故障^[6-9]。1974 年,荷兰一架 S-61 直升机在前往北海石油钻井平台途中,大梁断裂坠毁。经光学和扫描电镜检查确认,大梁后缘下方与后段件黏结处的一个腐蚀斑为高周疲劳源。1992 年,美国 Kashar 技术服务中心文献提到,海军陆战队的直升机起飞大约 1 h 后主桨叶空中断裂,直升机坠毁。事故调查结论显示,故障由疲劳裂纹引起的,维护人员违规使用不符合要求的维护工具导致该裂纹扩展到临界长度未被检测到。2006 年,西班牙一架 S-61 直升机在执行任务途中桨叶大梁断裂,坠入海中。后续调查表

明,实时监测系统已 3 次告警,但维护人员在大梁泄压情况未排除且泄压原因并不明确时,对大梁充压后继续使用,违反了维护程序,导致大梁发生疲劳断裂。2012 年,国内直-X 直升机主桨叶发生飞行后压力信号器显红故障,拆卸主桨叶进行上翼面弯曲试验,检查发现大梁下翼面第 12 块后段件处有一不明显横向裂纹,长度约 37.5 mm,后经超声波检查确为裂纹。2014 年,意大利一架军用直升机在约 300 m(1 000 英尺)高度晴空巡航飞行中桨叶大梁空中断裂坠毁。电子显微镜分析显示,疲劳起始点处发现铁元素。

1 故障原因分析

1.1 故障树分析

以主桨叶大梁疲劳断裂为顶事件构建主桨叶大梁断裂故障树^[10-11],如图 1 所示,然后向下分解,构建大梁设计不合理故障树、大梁毛坯自身缺陷故障树、大梁加工过程缺陷故障树、桨叶装配过程缺陷故障树、使用维护过程缺陷故障树如图 2~图 6 所示。图中 GT 1~GT 10 是故障树分析中的“顶事件”编号,EV 1~EV 27 是故障树分析中的“底事件”编号,TP 1 为故障树分析中的结果事件。

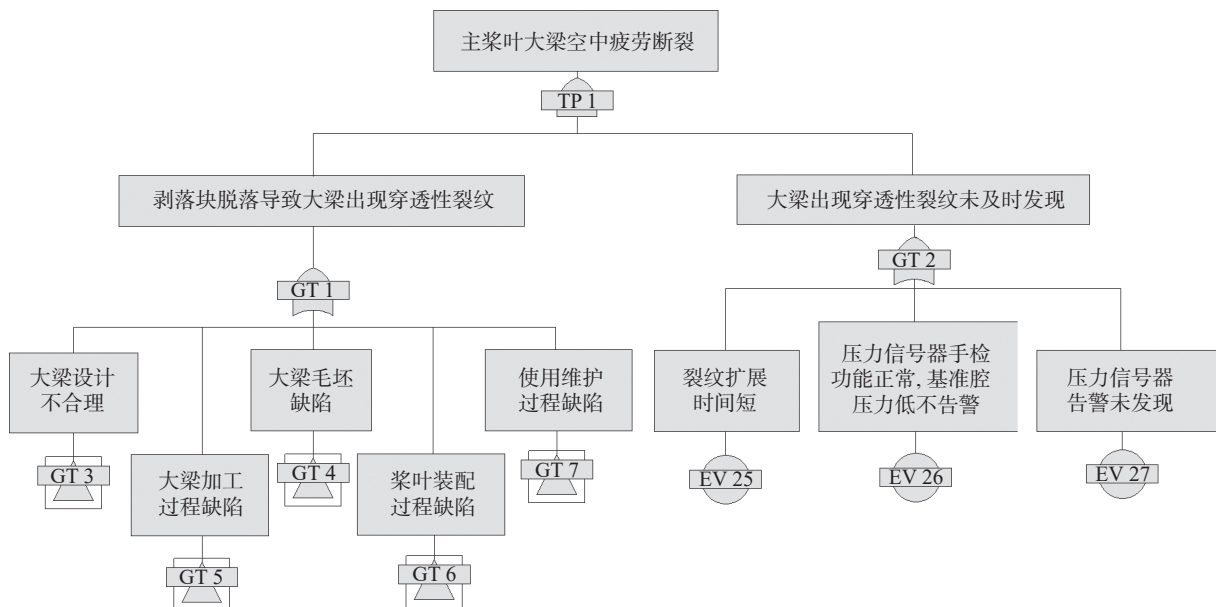


图 1 主桨叶大梁断裂故障树

Fig. 1 Fault tree of main blades girder fracture

1.2 底事件验证

针对上述底事件,依据技术文件和标准,结合材料、工艺、生产、维修和维护实际情况开展分

析验证,排除了以下底事件:

- 1) 大梁结构设计不合理;
- 2) 大梁选材不合理;

- 3) 大梁强度不足;
- 4) 大梁毛坯超声波检测不合格;

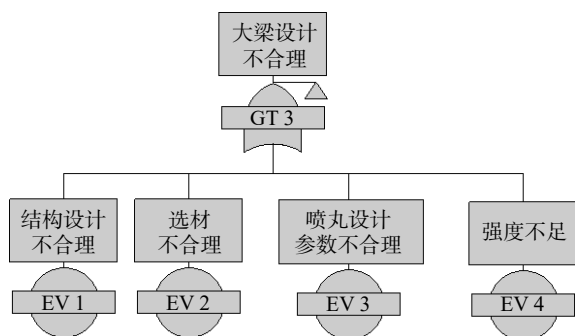


图2 大梁设计不合理故障树

Fig. 2 Fault tree of girder unreasonable design

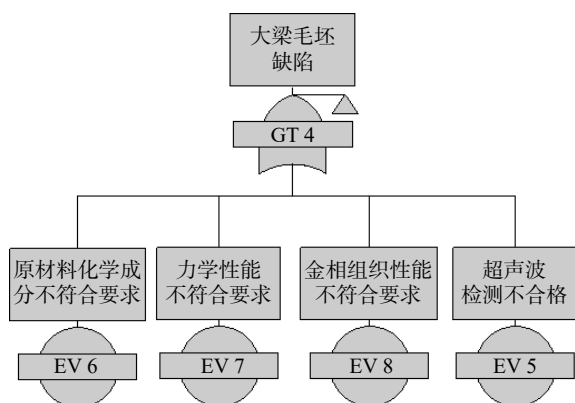


图3 大梁毛坯自身缺陷故障树

Fig. 3 Fault tree of girder blank self-defect

- 5) 大梁毛坯原材料化学成分不符合要求;
- 6) 大梁毛坯力学性能不符合要求;
- 7) 大梁毛坯金相组织性能不符合要求;
- 8) 大梁加工钳修过程的表面刮伤;
- 9) 大梁加工过程中的腐蚀;
- 10) 大梁加工校正过程夹具损伤;
- 11) 大梁加工扭角过程反扭次数超标;
- 12) 大梁扭角过程夹具损伤;
- 13) 喷丸覆盖率不满足要求;
- 14) 大梁表面阳极化氧化电击伤;
- 15) 后段件与大梁黏结异常;
- 16) 桨叶装配过程中的碰伤;
- 17) 桨叶装配过程中的腐蚀;
- 18) 维护维修过程损伤;
- 19) 剥落区载荷异常;
- 20) 使用过程中的腐蚀;
- 21) 使用过程中的碰伤;
- 22) 裂纹扩展时间短;
- 23) 压力信号器告警未发现。

未能排除以下底事件:

- 1) 喷丸设计参数不合理;
- 2) 喷丸工艺参数控制不符合要求;
- 3) 喷丸工艺方法不合理;
- 4) 压力信号器手检功能正常, 基准腔压力低不告警。

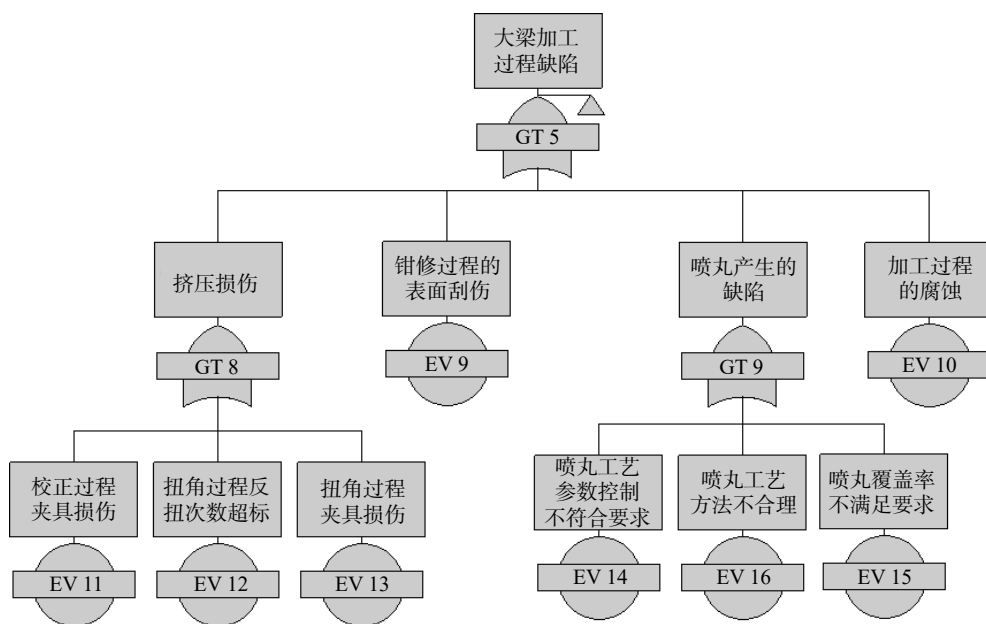


图4 大梁加工过程缺陷故障树

Fig. 4 Fault tree of girder processing defect

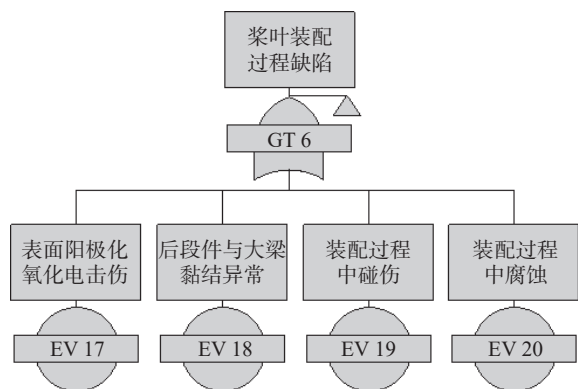


图 5 桨叶装配过程缺陷故障树

Fig. 5 Fault tree of blade assembling defect

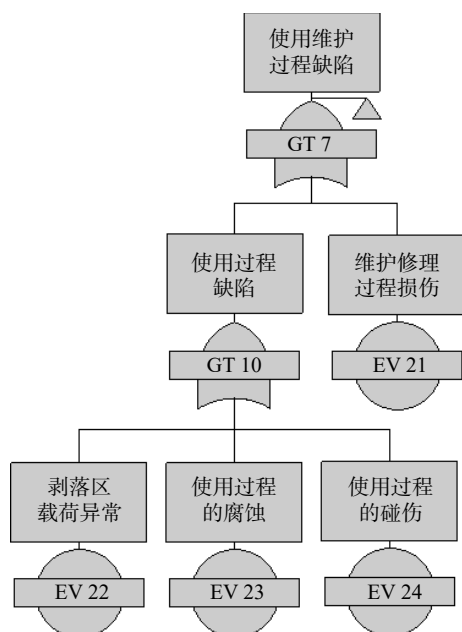


图 6 使用维护过程缺陷故障树

Fig. 6 Fault tree of using and maintenance defect

2 桨叶残骸失效分析

2.1 断口失效分析

桨叶大梁断口具有明显疲劳断裂特征^[12-14]。疲劳源区位于大梁下端面与后段件黏结区域的转角外表面的疲劳剥落坑底部,尺寸约 3.5 mm(长)×2.0 mm(宽)×0.2 mm(深)。

大梁表面及亚表面存在富 Si、O 镶嵌物。疲劳剥落坑从大梁表面的非金属镶嵌物处多源起始,如图 7~图 10 所示。根据物质成分、分布位置结合大梁生产使用环境判断,这些非金属镶嵌物可能来源于大梁制造过程中的喷丸工序。

2.2 断口定量分析

对主桨叶大梁断裂断口进行了宏微观定量分析^[15-18],结合设计载荷谱^[19],确定了主桨叶大梁断



图 7 疲劳裂纹起源

Fig. 7 Fatigue crack origin



图 8 大梁断口源区宏观形貌

Fig. 8 Macro morphology of girder fracture origin

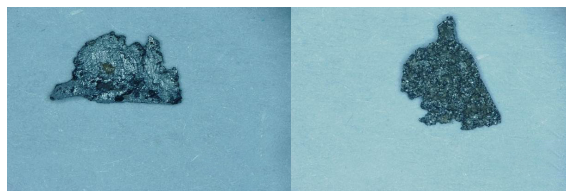


图 9 大梁断口源区剥落的片状金属

Fig. 9 Spalling flaky metal from girder fracture origin

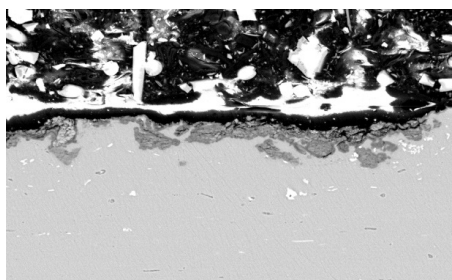


图 10 断口附近表面非金属物质及次表面开裂

Fig. 10 Surface nonmetal and subsurface cracking of fracture section

裂疲劳扩展寿命。定量分析结果表明:主桨叶大梁从源区至穿透壁厚深度的疲劳扩展寿命为 17 个起落,裂纹穿透大梁厚度之后,沿大梁两侧方向扩展,均可见 23 条弧线,扩展中期 17 条疲劳弧线间距较稳定,扩展后期 6 条疲劳弧线间距较宽,沿长度方向扩展的疲劳弧线间距范围为 0.425~11.178 mm。裂纹穿透大梁壁厚后的扩展时间:从穿透壁厚至最后断裂的疲劳扩展寿命为 23 个起落。

2.3 剥落块形貌与能谱分析

剥落块沿桨叶展向长约 2 mm, 弦向宽度最大处约 3.5 mm, 如图 11、图 12 所示。表面可见玻璃丸镶嵌和残留特征, 未见明显夹杂缺陷或异常界面特征; 扫描电镜观察, 剥落块内部成分均匀, 未见异常, 如图 13 所示; 能谱分析显示剥落块主要合金元素与 6A02 铝合金成分一致, 无异常, 如表 1、表 2 所示。

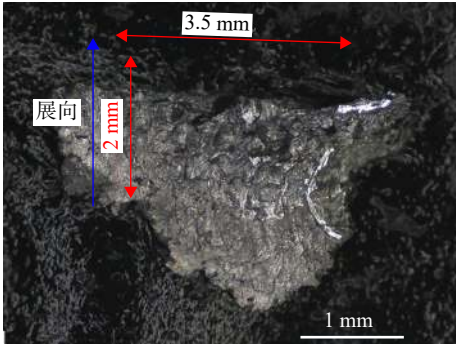


图 11 剥落块形貌

Fig. 11 Morphology of spalling block

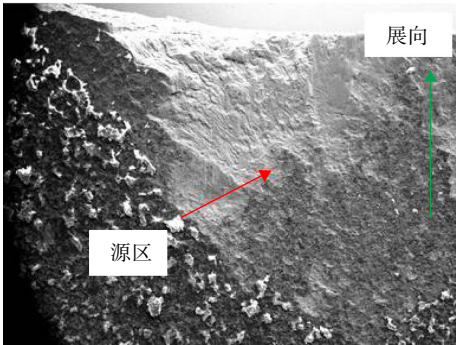


图 12 剥落块多源起源

Fig. 12 Multi-origin of spalling block

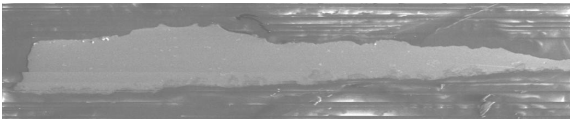


图 13 扫描电镜下剥落块形貌

Fig. 13 Morphology of spalling block under scanning electron miroscope

表 1 剥落块能谱分析

Table 1 Energy spectrum analysis of spalling block

元素	质量百分比/%	原子百分比/%
Mg	0.64	0.72
Al	97.40	97.95
Si	0.91	0.87
Mn	0.26	0.13
Fe	0.31	0.15
Cu	0.43	0.18

表 2 剥落块边缘不导电物质能谱分析

Table 2 Energy spectrum analysis of non conductive substance at the edge of the spalling block

元素	质量百分比/%	原子百分比/%
C	13.70	22.08
O	41.18	48.85
Mg	1.18	0.92
Al	12.88	9.06
Si	20.14	13.61
K	0.64	0.10
Ca	7.10	3.36
Fe	0.51	0.17
Ni	0.67	0.22

3 压力信号器工作原理与故障模式

3.1 结构设计与工作原理

压力信号器由玻璃罩、指示帽、波纹管、手检按钮和底座等组成, 其内部分为基准腔、工作腔和手检腔, 如图 14 所示。基准腔由玻璃罩、波纹管外表面和底座组成, 为全封闭腔室, 内部充满具有基准压力的氮-氦混合气体; 工作腔由导管内腔和波纹管内腔组成; 手检腔在底座上, 通过小孔分别与工作腔和螺纹接管嘴相通, 在手检按钮处有间隙通往大气, 用活门和阀门予以控制^[12]。

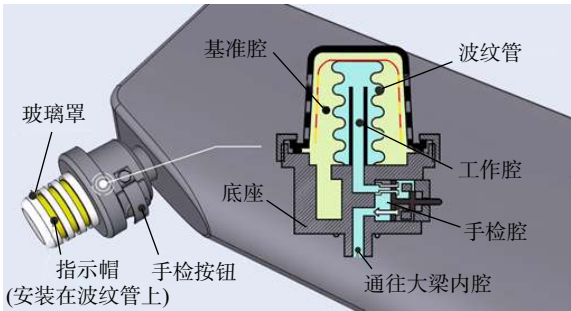


图 14 压力信号器结构

Fig. 14 Structure of the pressure annunciator

压力信号器安装于大梁根部, 用于监控大梁内腔压力变化。大梁出现穿透性裂纹时, 其腔内氮气泄漏、压力降低, 信号器由黄色安全信号变为红色危险信号, 实现安全告警。压力信号器出厂的基准腔压力在 $1.44 \times 10^5 \sim 1.55 \times 10^5$ Pa 之间, 要求工作腔压力小于 1.44×10^5 Pa 必须显红报警, 大于 1.55×10^5 Pa 必须显黄。

信号器底座上有手检按钮, 在正常工作、显示黄色安全信号状态下, 按下手检按钮后, 工作

腔与大梁内腔的通道被切断,工作腔同时接通大气,信号器显示出红色告警信号;松开手检按钮,大梁内气体重新进入信号器工作腔,同时工作腔与大气的通道被切断,信号器恢复黄色安全信号,如图 15 所示。

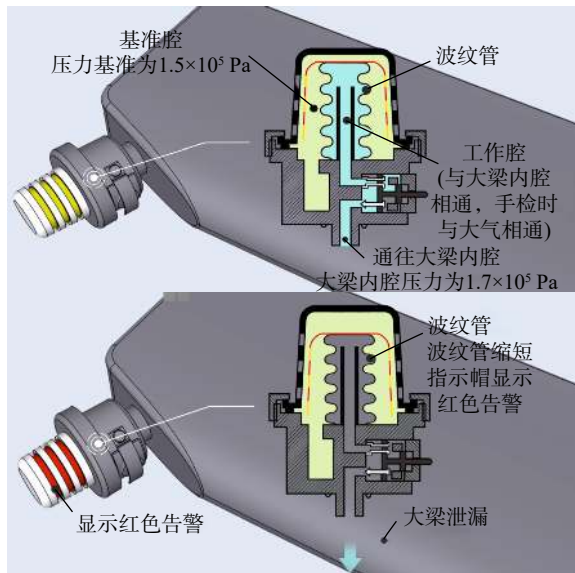


图 15 压力信号器工作原理图

Fig. 15 Operating principle diagram of the pressure annunciator

3.2 压力信号器主要故障模式

压力信号器主要故障模式有以下 3 种。

1) 显红误告警

波纹管泄漏导致基准腔与工作腔压力平衡,波纹管由于弹性收缩,显红误告警。

2) 手检功能异常

波纹管卡滞、塑性变形、失稳导致手检功能异常。

3) 压力信号器手检功能正常,基准腔压力低不告警

基准腔压力泄漏,起始工作压力降低,不能实现告警功能。

4 故障机理分析

在上述故障树分析、桨叶残骸失效分析、压力信号器工作原理与故障模式分析的基础上,开展故障机理分析,框图如图 16 所示。

1) 大梁表面初始缺陷形成。喷丸压力及丸粒直径等喷丸工艺参数不合理,破碎丸粒无法进行筛分、喷嘴的距离和角度不能保持恒定值等工艺方法不合理,导致大梁表面局部存在玻璃丸镶嵌物和微裂纹等初始缺陷,引起大梁局部强度弱化,抗疲劳强度降低。

2) 大梁表面剥落和贯穿裂纹形成。在飞行载荷作用下,弱化后的表层材料剥落形成剥落坑。剥落坑底部呈现尖底特征,导致应力集中,形成疲劳源,萌生裂纹,在飞行载荷作用下,裂纹沿桨叶大梁厚度方向不断扩展至内腔,形成穿透性裂纹,大梁内腔气体泄漏,气压下降。

3) 压力信号器未告警。波纹管管体应力腐蚀开裂、玻璃罩与底部密封面表面粗糙度大等缺陷造成基准腔压力泄漏,无法正常告警。

4) 桨叶断裂。在大梁内腔压力下降时,压力信号器故障未能告警,桨叶安全监控机制失效,未能及时发现大梁贯穿性裂纹并采取措施,裂纹持续扩展,桨叶承载能力降低至无法承受飞行载荷,桨叶最终断裂,导致事故发生。

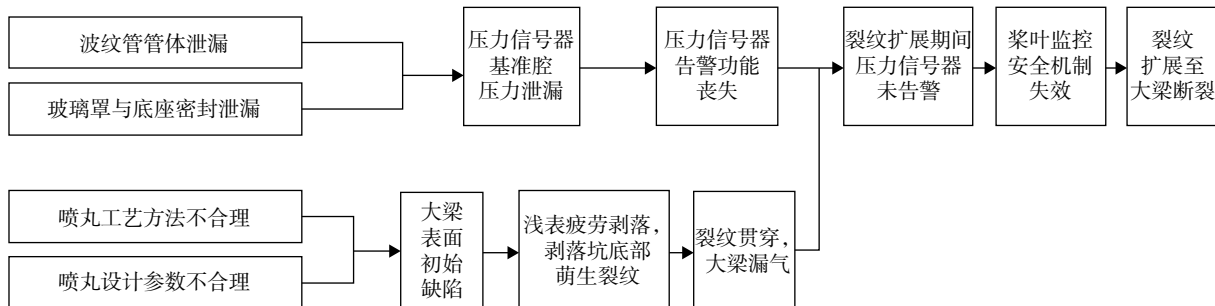


图 16 故障机理框图

Fig. 16 Fault mechanism diagram

5 结 论

压力信号器波纹管管体、玻璃罩与底座密封泄漏,导致基准腔压力泄漏,告警功能丧失。喷

丸压力及丸粒直径等喷丸参数不合理,导致大梁表面局部存在玻璃丸镶嵌物和微裂纹等初始缺陷,引起大梁局部强度弱化,抗疲劳强度降低。在飞

行载荷作用下, 弱化后的表层材料剥落形成剥落坑, 剥落坑底部萌生疲劳裂纹, 裂纹沿桨叶大梁厚度方向不断扩展至内腔, 形成穿透性裂纹, 大梁内腔气体泄漏, 气压下降。在大梁内腔压力下降时, 起安全监控作用的压力信号器故障未能告警, 桨叶安全监控机制失效, 未能及时发现大梁贯穿性裂纹并采取措施, 裂纹持续扩展, 桨叶承载能力降低至无法承受飞行载荷, 桨叶最终断裂。

参考文献:

- [1] 傅惠民, 高镇同. 桨叶可靠性分析方法[J]. *航空动力学报*, 1991, 6(4): 345-348.
FU Huimin, GAO Zhen tong. Reliability analysis methods for blades [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1991, 6(4): 345-348. (in Chinese)
- [2] 徐海滨, 张文迪. 直升机主桨叶典型缺陷疲劳性能影响研究[J]. *机械科学与技术*, 2017(增刊1): 33-39.
XU Haibin, ZHANG Wendi. Research on evaluation method of helicopter blade flaw tolerance[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2017(Suppl.1): 33-39. (in Chinese)
- [3] 柳文林, 穆志韬, 周凯, 等. 直升机动部件的疲劳损伤和可靠性分析[J]. *海军航空工程学院学报*, 2005, 20(6): 620-622.
LIU Wenlin, MU Zhitao, ZHOU Kai, et al. Fatigue damage and reliability analysis of helicopter moving parts[J]. *Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute*, 2005, 20(6): 620-622. (in Chinese)
- [4] 朱作涛, 穆志涛, 辛素玉, 等. 某型直升机主桨叶裂纹扩展寿命研究[J]. *无损检测*, 2009, 31(3): 188-191.
ZHU Zuotao, MU Zhitao, XIN Suyu, et al. Research of crack growth life for certain helicopter's main blade[J]. *Nondestructive Testing*, 2009, 31(3): 188-191. (in Chinese)
- [5] 张钰, 王翔空, 喻文. 旋翼桨叶压力信号器常见故障分析[J]. *长沙航空职业技术学院学报*, 2020, 20(4): 52-55.
ZHANG Yu, WANG Xiangkong, YU Wen. Common fault analysis of rotor blade pressure signal[J]. *Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College*, 2020, 20(4): 52-55. (in Chinese)
- [6] 杨华高, 洪海华. 一起典型主桨叶大梁裂纹故障的分析与处理[J]. *直升机技术*, 2019(1): 30-32.
YANG Huagao, HONG Haihua. Analysis and measures about a typical main rotor blade spar crack failure[J]. *Helicopter Technique*, 2019(1): 30-32. (in Chinese)
- [7] NEWMAN A J, BAUGHMAN M J, WALLACE A T. Investigation of cracks found in helicopter longerons[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2010, 17(2): 416-430.
- [8] SHANIAVSKI A A. Scale levels for fatigue fracture mechanisms of in-service crack growth in longerons of helicopter rotor blades[J]. *International Journal of Fracture*, 2004, 128(1/2/3/4): 17-24.
- [9] SHANYAVSKIY A, TOUSHENTSOV A. Multiaxial fatigue of in-service aluminum longerons for helicopter rotor-blades[J]. *Frattura ed Integrita Strutturale*, 2016(37): 22-27.
- [10] 周海京. 遇今. 故障模式、影响及危害性分析与故障树分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [11] PHIBBS E, KUWAMOTO S H. Fault-tree analysis[J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 1974, R-23(4): 266-266.
- [12] 张栋, 钟培道, 陶春虎, 等. 失效分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [13] 雷键. 直8机旋翼大梁疲劳试验方法研究以及与进口大梁对比试验分析[J]. *直升机技术*, 1999(1): 38-42.
LEI Jan. Investigation of fatigue test method and comparison analysis with import blade test for Z8 rotor blade[J]. *Helicopter Technique*, 1999(1): 38-42. (in Chinese)
- [14] 刘高扬, 陈星, 朱定金, 等. 主桨叶大梁疲劳断裂断口定量分析研究[J]. *失效分析与预防*, 2020, 15(3): 184-190.
LIU Gaoyang, CHEN Xing, ZHU Dingjin, et al. Quantitative analysis technique of fatigue fracture of main blade girder[J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2020, 15(3): 184-190. (in Chinese)
- [15] 刘新灵, 张峥, 陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [16] 刘新灵, 张卫方, 陶春虎, 等. 不同断口定量分析疲劳寿命模型应用对比[J]. *机械工程材料*, 2008, 32(5): 4-6.
LIU Xinling, ZHANG Weifang, TAO Chunhu, et al. Comparison between two models for quantitative fractography analysis of fatigue life [J]. *Material of Mechanical Engineering*, 2008, 32(5): 4-6. (in Chinese)
- [17] 赵子华, 张峥, 吴素君, 等. 金属疲劳断口定量反推研究综述[J]. *机械强度*, 2008, 30(3): 59-63.
ZHAO Zihua, ZHANG Zheng, WU Sujun, et al. Survey of quantitative reverse deduction from fatigue fracture surface of metals [J]. *Mechanical Strength*, 2008, 30(3): 59-63. (in Chinese)
- [18] 陈星, 刘新灵. 断口定量分析技术在损伤容限设计中的应用[J]. *失效分析与预防*, 2015, 10(4): 221-225.
CHEN Xing, LIU Xinling. Application of quantitative analysis technique to damage tolerance design[J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2015, 10(4): 221-225. (in Chinese)
- [19] 胡仁伟, 刘文珽. 直升机动部件断裂谱的编制方法研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 1996, 22(3): 332-336.
HU Renwei, LIU Wenting. Study on compiling method of fracture spectrum of helicopter moving parts[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics*, 1996, 22(3): 332-336. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)