

铝合金 7B04 长桁及 2B06 支架开裂失效分析

宋体杰¹, 王 珏¹, 孙梦梦¹, 康 凯¹, 王 琳², 于妍妍¹

(1. 沈阳飞机工业集团有限公司, 辽宁沈阳 110850; 2. 内蒙古工业大学机械工程学院, 内蒙古呼和浩特 010051)

摘要: 针对某型铝合金长桁及支架在振动环境中开裂失效的问题, 结合现场调查、宏观形貌检测、微观检测、开裂过程推演和受力情况有限元模拟等, 全面分析开裂模式和原因。结果表明: 根据宏观断口及显微断口中疲劳特征形貌, 可判定长桁开裂起始位置在支架安装背侧面的安装孔上方附近, 裂纹扩展由背侧向支架安装侧单向扩展; 支架上存在两条裂纹, 均呈双向扩展特点; 有限元仿真结果表明, 应力集中位置与裂纹起始位置基本一致, 沿着支架自由端法向的循环载荷是导致两零件同时开裂的主要外部载荷。确定长桁及支架开裂模式为高周疲劳开裂。

关键词: 铝合金; 长桁; 支架; 开裂; 失效分析

7B04与2B06新型铝合金材料因其优秀的力学性能和抗腐蚀能力, 被广泛应用于飞机的框、支架和蒙皮等关键零部件的制造^[1-3]。由于飞机服役过程中, 振动频率高, 外界载荷动态变化, 环境腐蚀等因素, 造成支架与长桁等构件发生失效。

目前对此类失效分析的研究主要集中在腐蚀与寿命模拟等方面^[4-5]。张丹峰等模拟了飞机服役环境对2B06和7B04两种新型铝合金材料腐蚀试验, 得到2B06和7B04两种新型材料的腐蚀损伤规律^[6]。汪凤琴等研究了7B04铝合金的腐蚀情况, 发现随着时间的延长出现了均匀腐蚀的趋势, 疲劳寿命的递减趋势相对平缓^[7]。Sankaran等分析了腐蚀坑形貌对结构件寿命的影响, 并通过腐蚀坑的平均深度预测结构件的寿命^[8]。覃之伦研究了机翼长桁的修理方案对抗疲劳性能的影响, 通过模型分析机翼长桁在受交变载荷时的疲劳性能^[9]。然而, 铝合金长桁及支架开裂对飞机结构的完整性与安全性造成的影响非常严重, 对其失效分析及改进研究较少^[10-11]。有零星关于支架或机身断裂的研究, 材料大多也为常规铝合金。李召华等研究了某型飞机ZL114A铝合金支架开裂的现象, 认为开裂是由于铸造过程中未进行有效变质处理, 导致在铸造过程中生成了粗大的针状相, 从而降低了材料的塑性^[12]。秦剑波等研究了2E12铝合金材飞机机身蒙皮损伤容限特性, 并与2024铝合金试验件进行了对比, 发现2E12铝合金材料损伤容限性能较好^[13]。陈晓光等对5083铝合金支架开裂失效进行了分析, 结果表明高的循环应力和环境腐蚀, 导致了支架疲劳开裂^[14]。

目前针对某型7B04铝合金长桁及其2B06支架在服役过程中发生断裂失效的案例及相应的分析鲜有报道。本文旨在对失效构件开展失效测试, 并通过仿真模拟结果相结合的方式, 分析并确定其开裂模式和原因, 为类似失效情况提供参考。

1 失效分析

1.1 材料及结构分析

某型号铝合金长桁及支架零件发生开裂, 长桁材料规格XC421-2型材, 材料牌号为7B04, 热处理状态为T74; 支架材料规格XC111-19型材, 材料牌号为2B06, 热处

作者简介:

宋体杰(1982-), 男, 高级工程师, 研究方向为材料物理冶金技术与零部件的失效分析。E-mail: stjme@163.com

通信作者:

王琳(1989-), 女, 实验师, 博士。E-mail: wanglin1574@163.com

中图分类号: TG245

文献标识码: A

文章编号: 1001-4977(2025)01-0068-07

收稿日期:

2024-09-25 收到初稿,
2024-11-13 收到修订稿。

理状态为T4。

图1为开裂长桁与支架零件不同角度的宏观形貌特征及装配关系。图1(a)和图1(b)为被拆除长桁上的安装孔形貌,图中所示长桁上共有26个安装孔。其中2号至12号以及20号和21号安装孔为铆钉孔,其形状为长圆孔,其形貌特征如图2所示,其余安装孔均为圆孔。

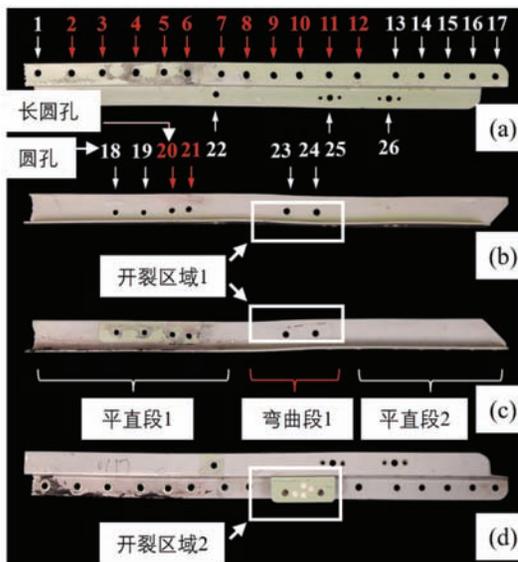


图1 开裂零件宏观形貌及装配关系

Fig. 1 Macroscopic morphology and assembly relationship of cracked parts



图2 典型长圆孔形貌照片(10号孔)

Fig. 2 Typical photo of elongated hole morphology (hole 10)

由图1(b)和图1(c)中可以看出,长桁相对方向的开裂位置位于零件上平直段1和平直段2中间的弯曲段。图1(d)为支架与长桁的装配关系及开裂位置。可见,长桁及支架的开裂位置在长桁的长度方向基本重合。长桁与支架由图1(c)中弯曲段的两个安装孔进行螺栓连接。

1.2 长桁宏观形貌分析

图3为长桁开裂区域1宏观形貌特征,图3(a)体现支架安装背侧面情况,图3(b)体现支架安装面情

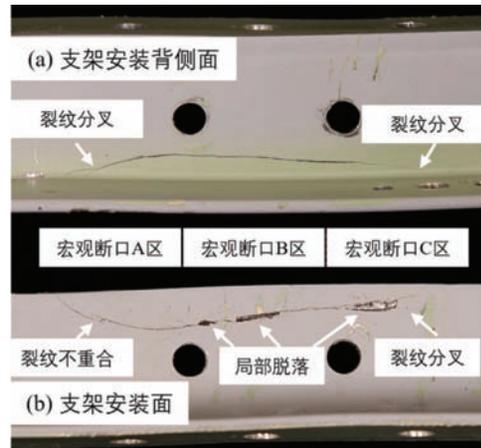


图3 长桁开裂区域1宏观形貌特征

Fig. 3 Macroscopic morphology characteristics of the cracked area 1 of the stringer

况。裂纹附近未见明显塑性变形,属于脆性开裂。

由图3(a)可以看出支架安装背侧面的裂纹呈向上凸起的弧形,其最高点位置与左侧安装孔相邻,裂纹两端均出现明显分叉特征。此裂纹贯穿型材壁,图3(b)中支架安装面的裂纹整体形态与图3(a)基本一致,而且也存在端部裂纹分叉现象。但图3(b)中的两个特征需要特别注意:一为裂纹中三处位置存在材料局部脱落现象;二为裂纹左侧出现不重合现象。

裂纹分叉现象普遍存在于疲劳裂纹和应力腐蚀裂纹扩展过程中,分叉开口方向为裂纹扩展方向。因此,图3(b)中材料局部脱落的原因是分叉裂纹扩展至型材表面,而裂纹不重合现象也是由裂纹扩展后期路径发生分离和改变造成。根据裂纹分叉开口方向,可以初步判断图3中的弧形裂纹的扩展方向为:一方面由中间向两边进行,另一方面由支架安装背侧向支架安装面进行。

为了进一步观察长桁开裂位置的断口特征,使用机械锯将图3中的断口打开,在丙酮中进行超声清洗20 min后使用体视显微镜进行断口的宏观形貌观察。由于该断口整体狭长,断面尺寸约为1.4 mm × 50 mm,因此将宏观断口分为三个区域(A、B、C)进行观察和记录。为了完整保留观察断口与零件位置信息,图3中标注了三个宏观断口观察区域的位置,与之相对应的宏观断口照片列于图4中。因此,将图4中的三幅照片由左至右排列即可恢复图3中裂纹断口的整体形貌。图4中长桁开裂位置宏观断口上侧边界为支架安装面,下侧边界为支架安装背侧面。虽然断口大部分区域磨损严重,但在断口B区依然可见弧线特征,以及断口C区右侧材料局部脱落区域内部的棱线特征。由此初步判断断口类型为疲劳断口,根据弧线圆心位置以及棱线扩展情况推测疲劳裂纹起源于支架安装背侧面,该推

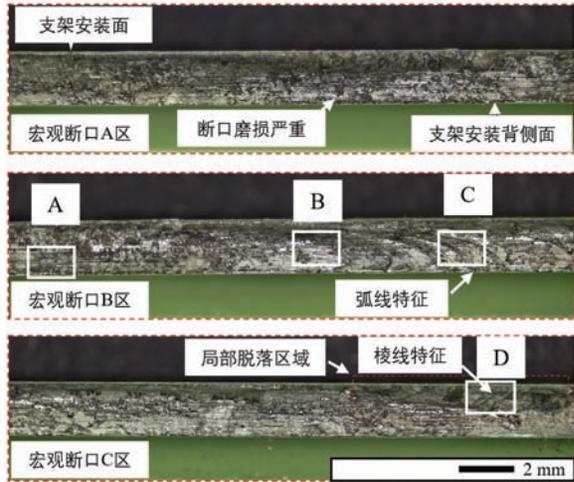
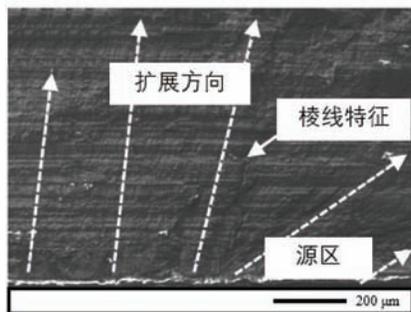
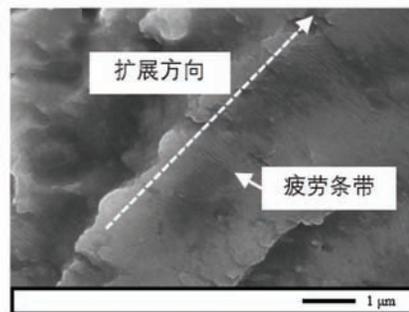


图4 长桁开裂位置宏观断口形貌特征

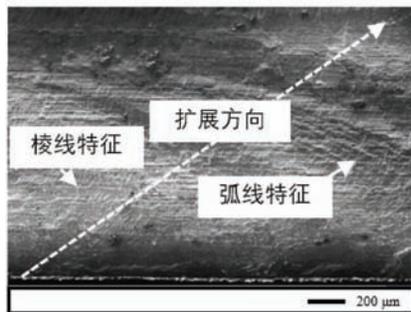
Fig. 4 Macroscopic fracture morphology characteristics of the crack location of the stringer



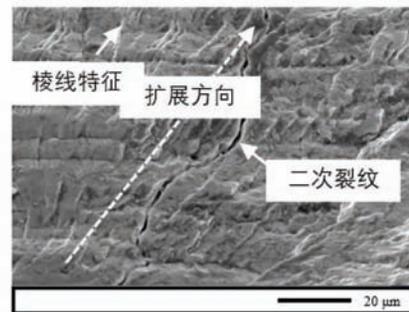
(a) 图4中A区域



(b) 图4中B区域



(c) 棱线收敛于弧线的圆心方向



(d) 材料局部脱落区域

图5 长桁开裂位置显微断口形貌特征

Fig. 5 Microscopic fracture morphology characteristics of the crack location in the stringer

D区域，图5(c)中可见弧线特征由高度起伏的一组弧形轮廓组成，这是由于引起疲劳裂纹扩展的载荷幅度突然变化或材料局部力学性质变化导致裂纹扩展速度变化而在断口上留下的痕迹，是疲劳断裂的典型特征。图5(c)中棱线收敛于弧线的圆心方向，体现了明确的疲劳裂纹扩展方向。图5(d)为材料局部脱落区域，前已述及材料脱落的原因在于裂纹分叉延伸至型材表面，因此该区域的二次裂纹裂纹扩展时分叉所

论与图3体现的裂纹扩展方向一致。

1.3 长桁断口扫描电镜分析

为了进一步确定断口微观形貌特征，并分析和验证上述推论，使用扫描电子显微镜对断口进行显微观察。观察区域为图4中白色方框所示位置，使用二次电子成像得到断口显微形貌特征如图5所示，图5与图4方向一致。

图5(a)为图4中A区域，可见其中明显的棱线特征，根据其收敛方向可以确定疲劳源区位于支架安装背侧面，此外源区分布情况具有多点起源特征。图5(b)为图4中B区域，可见明显疲劳条带，其分布方向与扩展棱线方向垂直，由此可以判断长桁开裂模式为高周疲劳。此外，图5(b)体现的裂纹扩展方向与图5(a)一致。

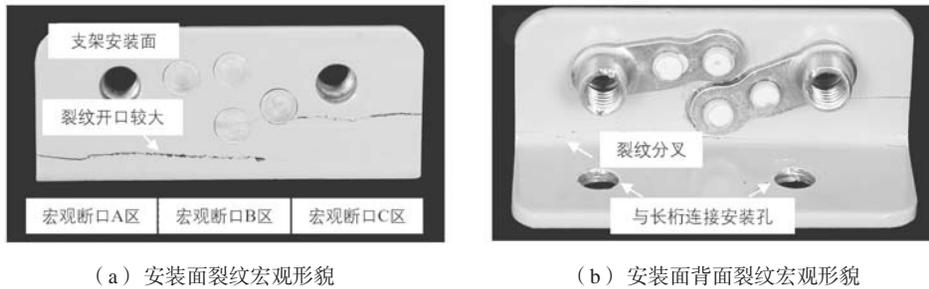
图5(c)和图5(d)分别为图4中的(C)区域和

致，棱线收敛方向依然指向支架安装背侧面。

以上分析了长桁开裂模式和裂纹扩展的起源位置和方向，以下采用类似措施对支架的开裂情况进行分析。

1.4 支架宏观形貌分析

图6为支架开裂位置宏观形貌特征，其中有两处开裂，一处位于支架拐角位置，另一处位于中间安装孔位置。对比两幅图中的裂纹宽度，可见支架上与导管



(a) 安装面裂纹宏观形貌

(b) 安装面背面裂纹宏观形貌

图6 支架开裂位置宏观形貌特征

Fig. 6 Macroscopic morphology characteristics of bracket cracking location

零件安装面上的裂纹开口较大，但另一侧裂纹存在分叉现象。将断口打开并清洗后拍摄其宏观形貌如图7所示，为了全面和准确体现断口信息，依然将图6中的断口分为三个区域并由上至下依次列于图7。为了判断裂纹扩展方向，图7中标注断口上侧边为支架内侧，下侧边为支架外侧。

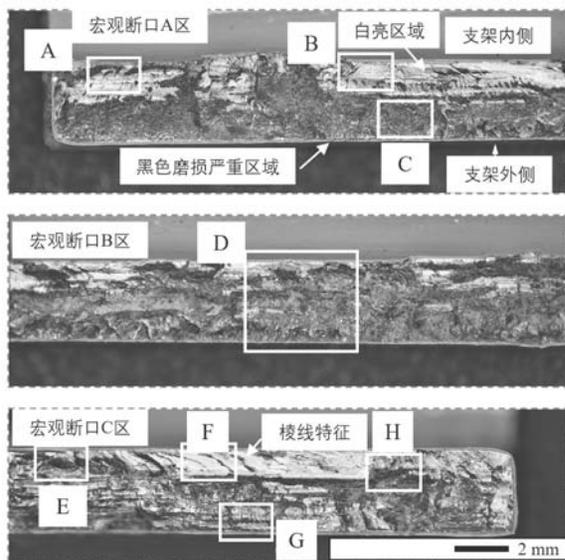


图7 支架开裂位置宏观断口形貌特征

Fig. 7 Macroscopic fracture morphology characteristics of bracket cracking location

1.5 支架断口扫描电镜分析

由图7可见，支架断口分为上下两个区域，上部为磨损较轻的白亮区域，下部为黑色磨损严重区域。在白亮区域可以看到明显的棱线特征。对其中白色方框指示的特征区域进行扫描电子显微观察，并将断口不同位置的显微形貌列于图8。

图8 (a) 和图8 (b) 中的棱线特征和弧线特征体现疲劳断裂模式，且起源于支架内侧，并呈多点起源特征。图8 (c) 为支架外侧面起源的棱线特征，但由于图7中断口下部磨损严重，因此该区域的棱线特征也被不同程度磨损。根据图8 (d) 中的棱线及台阶特

征，可判断裂纹由上下面起源并相向扩展。图8 (e) 为起源于支架外侧面的疲劳断口，其中弧线特征明显，圆心位置为棱线收敛区域。图8 (f) 中的疲劳条带说明该断口依然属于高周疲劳，且由支架外侧向内侧扩展。图8 (g) 为起源于支架外侧的磨损棱线特征，扩展方向几乎与外侧边缘垂直，并呈多点起源特征。当沿不同方向扩展的疲劳裂纹相遇时在不同区域的显微特征存在差异，如图8 (h) 中疲劳条带分布不均。

经过上述针对长桁和支架开裂宏观形貌及断口特征的分析，将疲劳裂纹的分布及扩展情况示意图9中，为作图之便图9中零件尺寸并非实际尺寸。

长桁中的裂纹1由背侧面向外侧面单方向扩展，根据图4和图5的断口特征判断，裂纹1优先起始于安装孔上方区域，扩展时以多源分布由背侧面向外侧面进行。

支架上的裂纹2和裂纹3为双向扩展，但以红色箭头表示的由外侧面向内侧扩展的裂纹区域大于以黑色箭头表示的由内侧向外侧扩展的裂纹区域。根据图7和图8的断口特征判断，裂纹2优先起始于支架拐角端部附近，裂纹3起始于铆钉孔边缘附近。支架上的裂纹同样以多源方式进行扩展，由外侧面起始的扩展方向几乎与表面垂直，而由内侧面起始的扩展方向则与表面呈一定角度。

2 有限元模拟及受力情况分析

利用软件ABAQUS对长桁及支架的受力情况进行有限元模拟。图10所示为结构的整体装配示意图，为简化模型、提高计算效率，仅取结构中间的连接区域进行建模和计算。

对上述组合结构进行网格剖分，如图11所示。模拟导致疲劳开裂的受力情况，在长桁、支架装配孔和螺栓之间设置接触边界条件，使结构发生弹性变形，模拟结构的实际受力环境。

支架内部的应力分布情况如图12所示，其中红色区域为X方向拉应力，蓝色区域为X方向压应力。当载荷变为向上时，拐角内侧变为拉应力，外侧变为压应

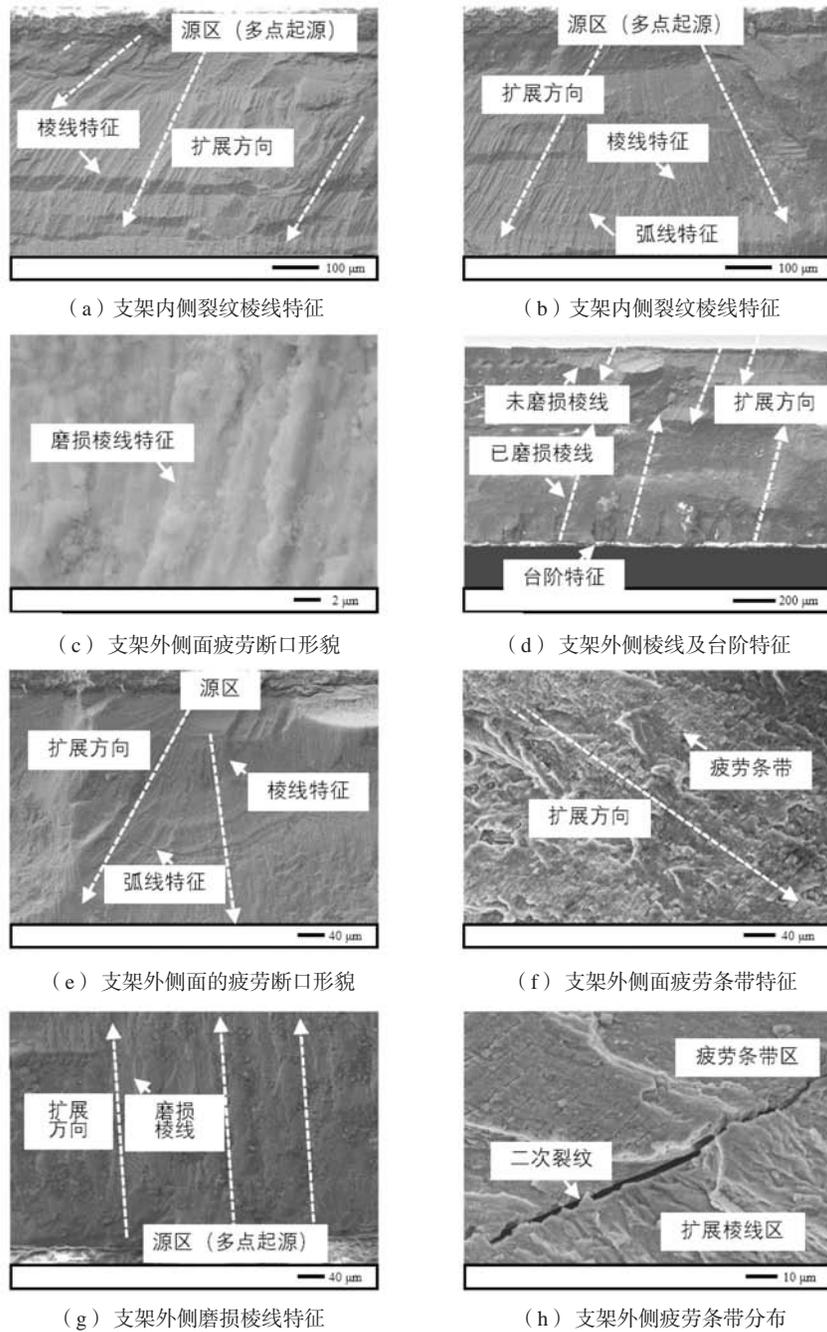


图8 支架开裂位置显微断口形貌特征

Fig. 8 Microscopic fracture morphology characteristics of bracket cracking location

力。应力集中位置则为拐角附近区域以及铆钉孔边缘区域，与图9中裂纹2和裂纹3的起始区域一致。

当支架自由端边缘受到法向载荷时，接触应力通过连接长桁和支架的螺栓传递至长桁连接位置，应力分布情况如图13所示。可见安装孔上方区域为应力最大位置，与图9中裂纹1的起始区域一致。

长桁与支架所受实际载荷除了有限元模拟中主要考虑的施加支架自由端的法向载荷外还存在其他载荷，如螺栓装配预紧力、与其他零件的装配应力等，

而导致疲劳开裂的外加载荷方向并非严格为支架自由端法向。

有限元模拟应力集中位置与断口分析所得疲劳裂纹起始位置基本一致，说明沿着支架自由端法向的循环载荷是导致本次两零件同时开裂的主要外部载荷。

3 综合分析

根据上述实验及有限元模拟结果，从原材料质量、断口、痕迹和载荷特征四个方面综合分析导致开

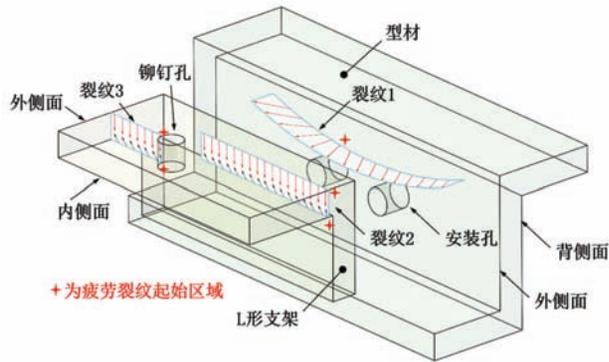


图9 疲劳裂纹分布及扩展情况示意图

Fig. 9 Schematic diagram of fatigue crack distribution and propagation

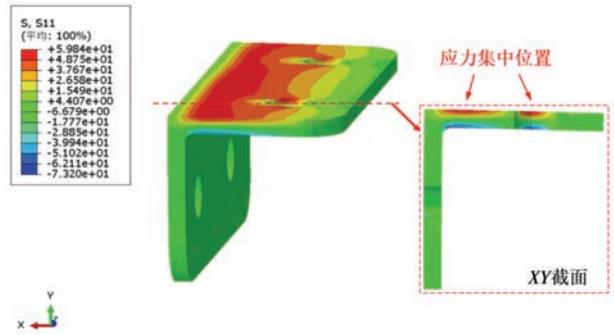


图12 支架应力分布图

Fig. 12 Stress distribution diagram of bracket

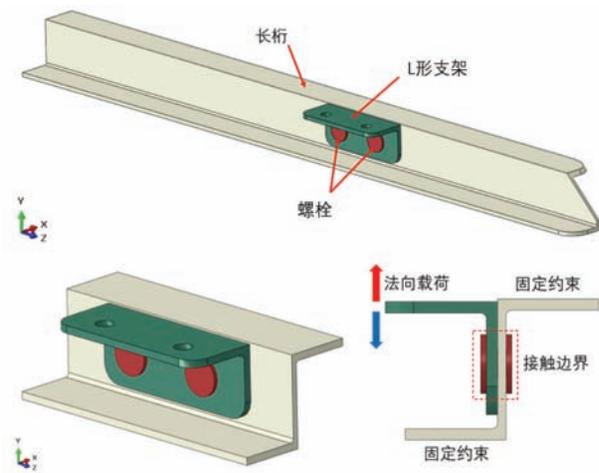


图10 整体装配示意图

Fig. 10 Overall assembly diagram

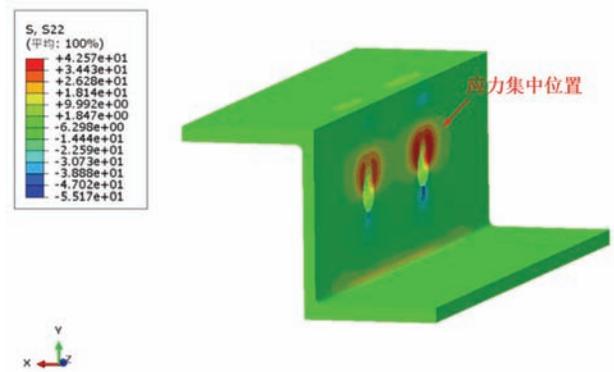


图13 长桁应力分布图

Fig. 13 Stress distribution diagram of stringer

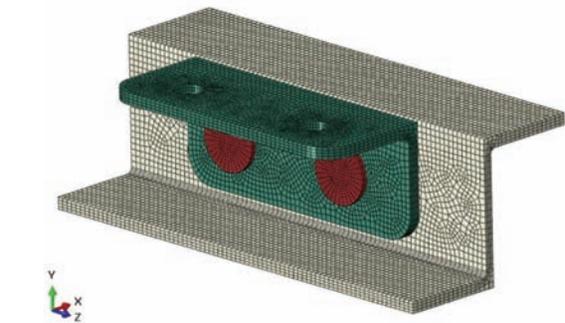


图11 有限元模型网格划分情况

Fig. 11 Mesh division of finite element model

裂的原因。

根据图5 (b) 和图8 (f) 中明显的疲劳条带特征, 以及疲劳弧线、扩展棱线特征, 并考虑振动服役环境, 可判定长桁及支架开裂模式为高周疲劳开裂。根据宏观断口及显微断口中疲劳特征形貌的分布情况, 可判定长桁开裂起始位置在支架安装背侧面的安

装孔上方附近, 裂纹扩展由背侧向支架安装侧单向扩展; 支架上存在两条裂纹, 均呈双向扩展特点, 一条裂纹起始于拐角端部附近, 另一条则起始于铆钉孔附近。在有限元模型中对支架自由端施加法向载荷, 发现应力集中位置与裂纹起始位置基本一致, 从而判定沿着支架自由端法向的循环载荷是导致本次两零件同时开裂的主要外部载荷。此外, 在对外观痕迹进行检验时发现图1中的长桁弯曲段以及图2中的长圆孔特征, 有必要对其进行排查以确定振动载荷来源。

4 结论

- (1) 长桁及支架开裂模式为高周疲劳开裂。
- (2) 长桁开裂起始于支架安装背侧面的安装孔上方附近, 并由支架安装背侧面向支架安装面单向扩展。
- (3) 支架开裂起始于拐角端部和铆钉孔附近, 并由内外两侧双向扩展。
- (4) 沿支架自由端法向的循环载荷是导致本次两零件同时开裂的主要外部载荷。

参考文献:

- [1] 何晓健, 张晓巍, 朱丽, 等. 2B06及7B04铝合金扩散连接数值模拟研究 [J]. 轻合金加工技术, 2023, 51 (1): 59-63.
- [2] 李昊, 陈帅峰, 马彦, 等. 2B06铝合金薄壁圆盘零件冲击液压成形研究 [J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43 (7): 1-7.
- [3] 陈大勇. 2B06铝合金板材高应变速率增塑机制及冲击液压成形性研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2020.
- [4] 金妍, 汪海峰, 吴华东, 等. U型变曲度蒙皮精确冲压有限元建模与参数影响分析 [J]. 飞机设计, 2023, 43 (2): 58-66.
- [5] 黄浩东, 李志鹏, 蔡熙楠, 等. 腐蚀条件对7050航空铝合金断口形貌及失效机理的影响 [J]. 南昌航空大学学报 (自然科学版), 2024, 38 (2): 30-38.
- [6] 张丹峰, 戚佳睿, 李艳丽, 等. 2B06及7B04腐蚀损伤规律研究 [J]. 环境技术, 2015, 33 (4): 23-24, 29.
- [7] 汪凤琴, 苏艳, 钟勇, 等. 7B04铝合金及其螺栓件的微观腐蚀机制及耐久性研究 [J]. 表面技术, 2023, 52 (10): 181-193.
- [8] SANKARAN K K, PEREZ R, JATA K V. Effects of pitting corrosion on the fatigue behavior of aluminum alloy 7075-T6: modeling and experimental studies [J]. Materials Science and Engineering: A, 2001, 297 (1/2): 223-229.
- [9] 覃之伦. 机翼长桁修理方案对机翼抗疲劳性能的影响仿真分析 [J]. 中国设备工程, 2024 (15): 16-18.
- [10] 李松如, 张平, 陈康. 2B06铝合金支架断裂失效分析 [J]. 新技术新工艺, 2023 (10): 76-80.
- [11] 李博, 肖文, 文庚. 起落架支柱摇臂耳片断裂原因分析及改进 [J]. 新技术新工艺, 2021 (11): 78-80.
- [12] 李召华, 许永春. 某型飞机ZL114A铝合金支架断裂失效分析 [J]. 铸造, 2023, 72 (4): 443-446.
- [13] 秦剑波, 宁宇, 周颜, 等. 2E12铝合金机身壁板损伤容限分析与试验验证 [J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55 (1): 73-79.
- [14] 陈晓光, 宋瑶, 黄思俊. 5083铝合金支架开裂失效分析 [J]. 理化检验 (物理分册), 2014, 50 (2): 145-148.

Failure Analysis of Cracking in 7B04 Aluminum Alloy Stringer and 2B06 Bracket

SONG Ti-jie¹, WANG Jue¹, SUN Meng-meng¹, KANG Kai¹, WANG Lin², YU Yan-yan¹

(1. Shenyang Aircraft Industrial Group Co., Ltd., Shenyang110850, Liaoning, Chian; 2. College of Mechanical Engineering, Inner Mongolia University of Technology, Hohhot 010051, Inner Mongolia, China)

Abstract:

To address the cracking failure of a certain type of aluminum alloy stringer and bracket under vibrational conditions, a comprehensive analysis was conducted, incorporating on-site investigation, macrostructural examination, microstructural analysis, crack propagation inference, and finite element simulation of the stress conditions. The results indicate that based on the fatigue fracture features observed in both the macro and microfracture surfaces, the crack initiation point of the stringer was located near the upper area of the mounting hole on the rear side of the bracket installation. The crack propagated unidirectionally from the rear side toward the bracket installation side. Two cracks were observed on the bracket, both exhibiting bidirectional propagation characteristics. Finite element simulation results showed that the stress concentration area coincided with the crack initiation point, and the cyclic load along the normal direction of the free end of the bracket was the primary external load causing simultaneous cracking of the two components. The cracking mode of the stringer and bracket was identified as high-cycle fatigue failure.

Key words:

aluminum alloy; stringer; bracket; cracking; failure analysis