

ZL114A 铝合金舱体铸件裂纹形成原因分析

黄 粒, 高艳丽, 王海龙, 孙 刚, 陈军洲, 杜旭初

(1. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095; 2. 北京市先进铝合金材料及应用工程技术研究中心, 北京 100095)

摘要: 针对ZL114A舱体铸件在装配过程中出现的开裂情况, 对舱体铸件的化学成分、宏观形貌、金相组织、断口形貌、厚度尺寸和力学性能进行了分析。研究表明, 舱体铸件安装台的化学成分符合HB962-2001中的成分要求; 铸件开裂处的铆钉台阶与转角根部厚度均超过3 mm, 厚度尺寸符合图纸要求; 铸件裂纹处的断口形貌与人工打断的断口形貌基本一致, 均呈沿脆性相断裂; 裂纹附近的本体力学性能与远离开裂区域的本体力学性能均符合技术指标要求, 但由于裂纹附近存在少量疏松, 导致该区域伸长率略低。舱体铸件开裂原因为过载开裂, 主要由外力对台阶面作用力不均所引起。

关键词: 舱体铸件; ZL114A铝合金; 裂纹

ZL114A合金是一种国内外应用比较广泛的亚共晶Al-Si合金, 具有优良的铸造性能、较高的比强度与韧性、良好的抗疲劳性能和耐蚀性能^[1-3], 被广泛应用于航空、航天等军事工业^[2, 4-9]。ZL114A铸造铝合金舱体铸件是我国某型导弹的重要结构部件, 但在研制装配过程中在其装配孔附近区域产生了宏观裂纹。经统计发现, 装配应用的其他舱体铸件也在装配孔位置产生了裂纹缺陷, 这降低了铸件的生产合格率, 严重影响了铸件的交付使用。

舱体铸件材料为ZL114A, 热处理状态为T6。舱体铸件的生产和应用过程为: 铸造→热处理→机加→喷漆→装配, 但在装配过程中发生了开裂。本文通过对舱体铸件的化学成分、宏观形貌、裂纹断口、金相组织以及力学性能进行系统分析与测试, 找到了引起铸件开裂的主要原因。本文涉及的铸件开裂分析思路可为其他铝合金铸件失效分析提供参考。

作者简介:

黄 粒(1987-), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事铝合金铸件工艺研究及开发。电话: 010-62497153, E-mail: 176046998@qq.com

通讯作者:

杜旭初, 男, 高级工程师, 博士。电话: 010-62497414, E-mail: torden@139.com

中图分类号: TG146.21
文献标识码: A
文章编号: 1001-4977(2021)10-1223-05

收稿日期:

2021-07-05 收到初稿,
2021-07-21 收到修订稿。

1 试验过程与结果

1.1 宏观观察

舱体铸件宏观形貌见图1。舱体铸件上有一个圆形安装台, 在安装台处存在明显的裂纹, 其形貌见图2。裂纹主要存在于安装台台阶平面转角根部和铆钉孔所在台阶



图1 舱体铸件的宏观形貌

Fig. 1 Macromorphology of the cabin casting

平面上,其中转角根部有多处不连续裂纹,每处裂纹均位于铆钉孔所在位置的转角根部,铆钉孔所在台阶平面上可见两处不连续裂纹,裂纹形状均呈向铆钉孔弯曲的弧形,另外裂纹位置对应的铆钉孔处均存在严重的压痕或凹陷,在安装平台台阶边缘可见局部接触损伤特征。从内部观察铆钉孔附近形貌,部分铆钉孔周围存在裂纹,可见由铆钉孔向外呈放射状的裂纹,见图3。

在舱体安装台处切取裂纹试样,并沿裂纹打开,转角根部及台阶平面裂纹断面形貌分别见图4和图5,可见断面呈银灰色,并发现有由外侧起源的扩展棱线。

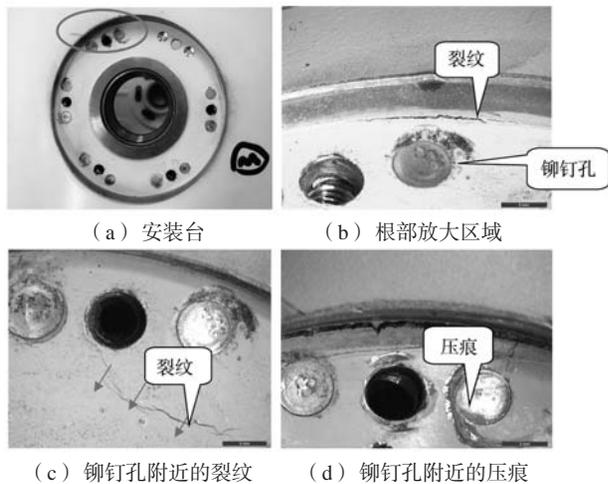


图2 铸件安装台的体视形貌

Fig. 2 Stereoscopic morphology of mounting platform on cabin casting

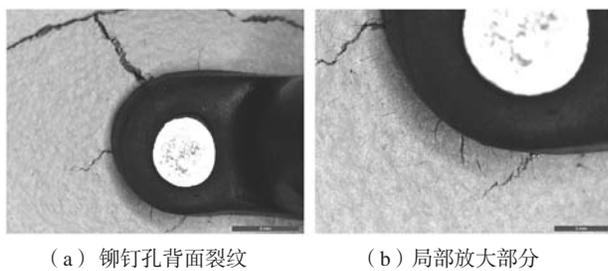


图3 铆钉孔背面的体视形貌

Fig. 3 Stereoscopic morphology of the back of rivet hole

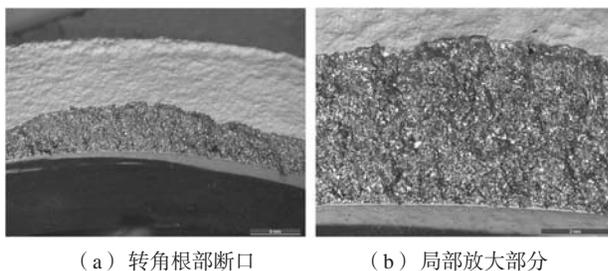


图4 转角根部裂纹断口的体视形貌

Fig. 4 Stereoscopic morphology of crack fracture at corner root

1.2 断口微观观察

将断口超声清洗后置于扫描电镜下观察,发现转角根部裂纹断面及铆钉孔所在台阶平面裂纹断面微观形貌基本一致,断裂形貌均表现为沿脆性相的开裂特征,局部可见少量韧窝,见图6和图7。另外,经过对整个断面进行观察可知仅局部位置存在疏松,疏松尺寸均不超过300 μm。

将远离裂纹的铸件区域人为打开,其断面微观形貌见图8,可见其断面微观形貌与裂纹断面微观形貌一致,也为沿脆性相开裂特征,局部可见少量韧窝,但是在人为打开区断面未观察到明显疏松组织。

1.3 金相组织观察

图9为舱体铸件安装台的裂纹处和其他未开裂部位的金相组织。可以看出,安装台有裂纹和没有裂纹的区域其金相组织基本一致,主要为 α (Al) 固溶体和(α + Si) 共晶组织,位于枝晶间的共晶硅呈圆形或短棒状。金相组织中其晶粒尺寸接近,并且在金相组织中均未发现明显缺陷。

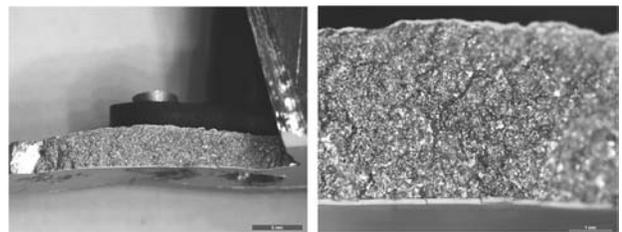
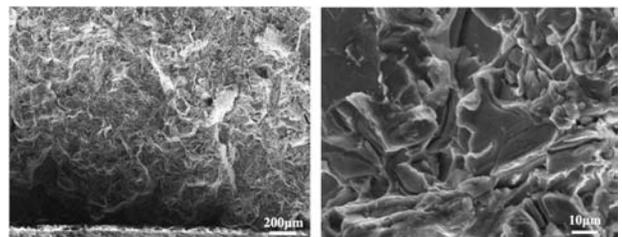


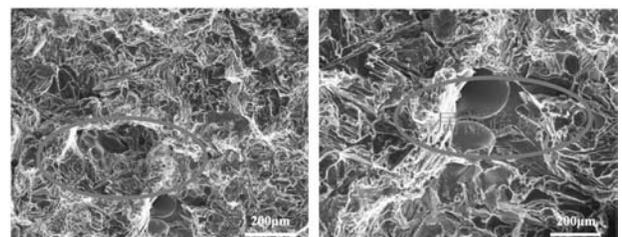
图5 铆钉孔所在台阶平面上的裂纹断口的体视形貌

Fig. 5 Stereoscopic morphology of crack fracture on step plane around rivet hole



(a) 低倍断面

(b) 高倍断面



(c) 典型疏松区域(一)

(d) 典型疏松区域(二)

图6 转角根部裂纹断面微观形貌

Fig. 6 Micromorphology of crack fracture at corner root

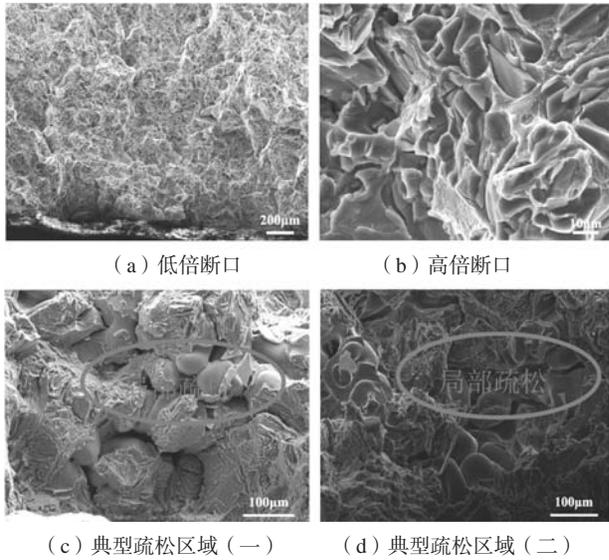


图7 铆钉孔所在台阶平面裂纹断口微观形貌
Fig. 7 Micromorphology of crack fracture on step plane around rivet hole

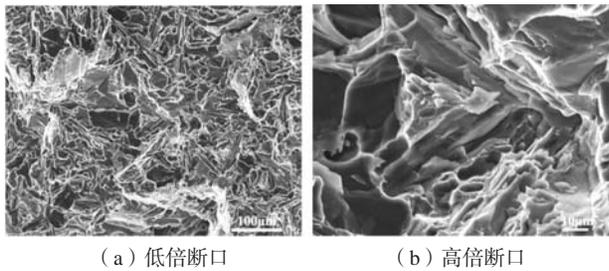


图8 人为打开区断口微观形貌
Fig. 8 Fracture morphology of artificially opened zone

1.4 化学成分检测

在舱体铸件安装台上取化学分析试样（均匀钻取6处），测试化学成分，结果见表1。可见化学成分均在技术要求范围内，符合HB 962-2001中ZL114A的化学成分要求。

表1 化学成分测试结果
Table 1 Test results of chemical compositions

项目	Si	Mg	Ti	Be	Fe	Cu	Zn	Mn	$w_B/\%$
舱体	6.99	0.59	0.18	-	0.17	0.002	0.007	0.002	
HB962-2001	6.5~7.5	0.45~0.75	0.08~0.25	≤0.07	≤0.20	≤0.10	≤0.10	≤0.10	

表2 安装台不同区域的布氏硬度
Table 2 Brinell hardness at different areas of mounting platform

试样位置	HB硬度值	平均值	技术要求
铆钉孔附近	98 102 100	100	
安装台其他非开裂区域	101 99 96	98.6	≥85

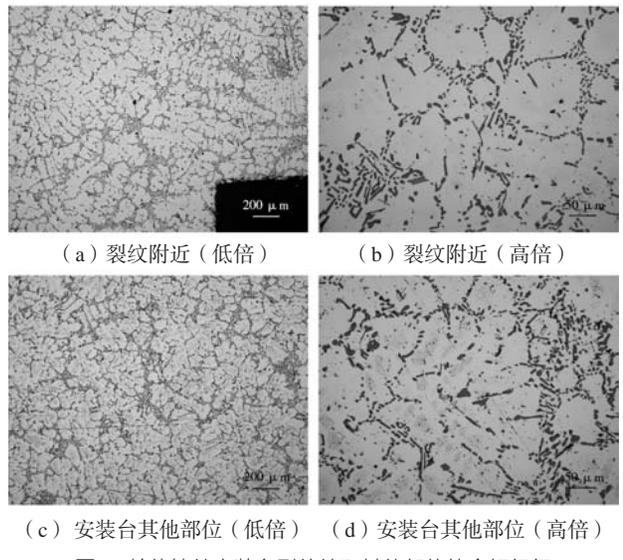


图9 舱体铸件安装台裂纹处和其他部位的金相组织
Fig. 9 Metallographic structure near crack and at other parts of mounting platform on cabin casting

1.5 硬度检测

分别在舱体铸件铆钉孔附近和安装台其他未开裂部位截取硬度试样进行测试，结果见表2。可以看出，铆钉孔附近及安装台其他部位的硬度基本一致，其布氏硬度测试结果均满足技术指标要求。

1.6 力学性能测试

在安装台裂纹附近和远离裂纹的未开裂区域分别取3根板形拉伸试样（试样尺寸符合GB/T228-2010要求），测试材料的力学性能，结果见表3。可以看出，无论是铆钉孔裂纹附近还是未开裂区域，其本体强度与伸长率均满足技术指标要求，但铆钉孔开裂附近的试样其伸长率略低于未开裂区域，这可能是由于局部疏松引起的。

1.7 安装台台阶厚度检测

对舱体铸件安装台铆钉处和转角根部的台阶厚度进行测量,结果见表4,可见铆钉处台阶厚度平均值为3.57 mm,转角根部的台阶厚度平均值为3.78 mm,均满足技术指标要求。

表3 安装台不同区域的力学性能
Table 3 Mechanical properties at different areas of mounting platform

取样位置	σ_t /MPa	$\sigma_{p0.2}$ /MPa	δ /%
裂纹附近	293	249	3.0
	289	256	2.9
	296	268	2.7
远离裂纹未开裂区域	298	264	4.2
	303	259	3.8
	301	261	4.0
技术要求	≥ 280	—	≥ 2

表4 安装台不同区域的厚度
Table 4 Thickness of step plane at different areas of mounting platform

测试位置	厚度/mm				平均值/mm	技术要求
开裂的铆钉孔台阶	3.68	3.73	3.56	3.32	3.57	≥ 3 mm
开裂的转角根部台阶	3.69	3.77	3.78	3.91	3.78	≥ 3 mm

2 开裂原因分析与优化

对比裂纹断口和人为打开断口的微观组织,可知裂纹断口微观形貌与人为打断断口微观形貌一致,均呈沿脆性相开裂特征,局部可见少量韧窝。但是,相对安装台未开裂区域,开裂的铆钉孔附近和转角根部组织中均存在平均尺寸约300 μ m的疏松缺陷,对该区域的力学性能(特别是伸长率)造成不利影响,但本体力学性能仍符合技术条件要求。因此,推测舱体安

装台开裂的主要原因并不是疏松缺陷。

对比检查舱体安装台铆钉孔附近与其他未开裂部位的材料组织和硬度结果可知,两区域基本一致。另外,将化学成分及力学性能测试结果与技术要求对比,检测结果未见明显异常。因此,可认为舱体开裂与材料本身无直接关系。

此外,舱体安装台开裂处的铆钉孔台阶与转角根部厚度分别为3.57 mm和3.78 mm,满足 ≥ 3 mm的技术要求。因此,可以排除因壁厚偏薄造成的开裂。

将安装台转角根部开裂程度与铆枪压痕处的开裂程度对比可知,铆枪压痕较重,台阶平面的裂纹呈弧形,弧线圆心指向铆钉位置,说明铆枪冲击力对安装台台阶平面作用力大小与开裂状态有关。此外,铆枪与台阶的干涉现象以及对台阶平面轻重程度不同的压痕特征,也能说明铆接过程中铆枪对台阶平面作用力存在区别。需要说明的是,台阶根部为直角状态,直角状态不利于结构的承力能力,特别是铸件的抗冲击能力。

综上所述,舱体安装台的开裂主要与铆枪对台阶面作用力不均有关,在使用铆枪铆接装配时,较大的外作用力超过了铸件的本体屈服强度,造成铸件局部开裂。基于该结论,在后续铆接装配时,采用在铆钉下垫入厚度为2 mm的铝合金垫片,同时将安装平台台阶厚度增加至4.5 mm,有效解决了该铸件装配开裂问题,未出现安装台开裂的现象。

3 结论

(1) 该舱体铸件安装台开裂原因为过载开裂,主要与铆枪对安装台台阶面作用力不均有关。

(2) 铆接时,在铆钉下垫入厚度为2 mm的铝合金垫片,同时将安装平台台阶厚度增加至4.5 mm,该舱体铸件在装配过程中不再出现开裂。

参考文献:

- [1] 熊艳才,刘伯操.铸造铝合金现状及未来发展[J].特种铸造及有色合金,1998(4):1-5.
- [2] 陈振中,解传浩,朱成香.A357铸造铝合金疲劳特性及热处理的影响[J].轻金属,2010(7):58-61.
- [3] 束德林.金属力学性能[M].北京:机械工业出版社,1995:10.
- [4] 郑来苏.铸造合金及其熔炼[M].西安:西北工业大学出版社,1994.
- [5] YE H. An overview of the development of Al-Si Alloy based material for engine applications[J]. Journal of Materials Engineering & Performance, 2003, 12(3):288-297.
- [6] 刘斌,蒋业华,潘亮星,等.共晶硅形貌对ZL114A合金拉伸断裂机制的影响[J].铸造技术,2010(5):612-615.
- [7] 李少楠,程运超,周耀忠.ZL114A合金密封构件无模铸造复合成形工艺[J].铸造,2020,69(9):5-9.
- [8] 梁继亚,李栋,刘轶,等.大型薄壁铝合金铸件的铸造工艺[J].铸造,2020,69(1):73-75.
- [9] 许广涛,王狂飞,周志杰,等.Sr变质剂对石膏型精铸ZL114A合金组织与性能的影响[J].铸造,2019,68(8):867-871.

Analysis on Crack Formation of ZL114A Aluminium Alloy Cabin Casting

HUANG Li, GAO Yan-li, WANG Hai-long, SUN Gang, CHEN Jun-zhou, DU Xu-chu

(1. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 2. Beijing Engineering Research Center for Advanced Aluminum Alloys, Beijing 100095, China)

Abstract:

Aiming at the cracking of the ZL114A cabin casting during the assembly process, the chemical composition, macroscopic morphology, metallographic structure, fracture morphology, thickness and mechanical properties of the ZL114A cabin casting were studied. The research results show that the chemical composition of the mounting platform on the cabin casting meets the composition requirements of Standard HB 962-2001. The thicknesses of the rivet step plane and the corner root around the cracks of the casting are both greater than 4mm, meeting the requirement of the drawings. The morphology of the fracture at the crack of the casting is basically the same as that of the artificially opened fracture, and they both are fractured along with the brittle phase. The mechanical properties of the casting body near the crack and far away from the crack area meet the technical requirements, though there is a small amount of shrinkage porosities near the crack, which leads to slightly lowering the elongation of the crack area. The cause of the cracking for the cabin casting is due to overload cracking, which is generated by the uneven external force applied on the step plane of the cabin casting.

Key words:

cabin casting; ZL114A aluminium alloy; crack
