

某型飞机 35CrMnSiA 紧固螺钉断裂失效分析

王春净¹, 许永春², 赵常振²

(1. 空军工程大学航空机务士官学校, 河南信阳, 464000; 2. 河南航天精工制造有限公司, 河南信阳, 464000)

摘要 某型飞机在修理过程中发现一颗 M6×30 的 35CrMnSiA 紧固螺钉发生了断裂现象, 影响了飞机使用安全。对断裂紧固螺钉进行了化学成分、宏观断口、显微组织以及力学性能等验证与分析, 确定螺钉断裂形式为疲劳断裂, 且不存在材料冶金缺陷、热处理缺陷及加工缺陷, 初步推断螺纹的车加工方式可能是裂纹产生的主要原因。随后对滚丝加工成型的同材质螺钉进行疲劳性能验证, 选择与断裂紧固螺钉同批次材料和除螺纹滚丝成型外相同加工工艺, 重新生产的紧固螺钉进行拉-拉疲劳试验比对分析。每种加工方式选取 3 个平行试样, 试验方法为 GJB 715.30A—2002《紧固件试验方法 拉伸疲劳》, 试验结果表明: 滚丝成型螺钉疲劳寿命达到 50 万次未见破坏, 而车加工螺纹疲劳寿命 5.02 万次时螺纹就发生了断裂, 断口与服役断裂紧固螺钉断口相似。滚丝成型螺钉疲劳性能远优于螺纹车加工成型螺钉, 最终确定螺纹车加工方式是导致螺钉断裂的主要原因。为消除后续隐患, 建议完善螺钉成型工艺方法, 停用该批次螺钉。研究结果为螺钉的优选、工艺方法的改善提供了依据, 对提升飞机使用安全具有重要意义。

关键词 35CrMnSiA; 紧固螺钉; 失效分析; 疲劳; 应力集中

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2022.05.017

中图分类号 V215.5⁺5; TG157 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2022)05-0108-04

An Analysis of Fracture Failure for 35CrMnSiA Aviation Fastening Screw

WANG Chunjing¹, XU Yongchun², ZHAO Changzhen²

(1. Aviation Maintenance NCO School, Air Force Engineering University, Xinyang 464000, Henan, China;

2. Henan Aerospace Precision Machining CO., Ltd, Xinyang 464000, Henan, China)

Abstract A breakage phenomenon of a M6×30 35CrMnSiA fastening screw is found in the process of repair at a certain type of an aircraft. This case affecting the use safety of the aircraft, the chemical composition, macro and micro fracture, microstructure and mechanical properties of the broken fastening screw are verified and analyzed. The fracture form of the screw is confirmed as fatigue fracture, and there are no metallurgical defects, heat treatment defects and processing defects. The main reasons for the crack are preliminarily inferred by the machining mode of the screw. Subsequently, the fatigue performance of screws with the same material formed by screw rolling is verified. The same batch of materials as the broken fastening screws and the same processing technology except screw rolling are selected to conduct a comparative analysis of pull-pull fatigue test for the reproduced fastening screws. Three parallel samples are selected for each processing method, and the test method is GJB 715.30A—2002 [Fastener Test Method for Tensile Fatigue]. The test results showed that The fatigue life of the rolling screw reaches 500,000

收稿日期: 2021-05-07

作者简介: 王春净(1984—), 女, 河南泌阳人, 讲师, 研究方向为航空修理工程。E-mail: wangchunjing1984@163.com

引用格式: 王春净, 许永春, 赵常振. 某型飞机 35CrMnSiA 紧固螺钉断裂失效分析[J]. 空军工程大学学报, 2022, 23(5): 107-111. WANG Chunjing, XU Yongchun, ZHAO Changzhen. An Analysis of Fracture Failure for 35CrMnSiA Aviation Fastening Screw [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2022, 23(5): 107-111.

times without any damage, while the thread fracture occurs when the fatigue life of the machining thread is 50 200 times, and the fracture is similar to the fracture of the fastening screw in service. The fatigue performance of the screw formed by rolling wire is much better than that of the screw made by thread turning. In order to eliminate the follow-up risks, the paper suggests to improve the screw forming process and stop using this batch of screws. The research results provide a basis for the optimization of screw and the improvement of technological method, and are of great significance for the improvement of aircraft safety.

Key words 35CrMnSiA; fastening screw; failure analysis; fatigue; stress concentration

35CrMnSiA 是一种中合金结构钢,这种材料经过合理的热处理后可以获得优异的综合力学性能,同时又具有较好的韧性、淬透性、焊接性及加工性等^[1],是一种性能优良、应用广泛的结构用钢。但是该材料耐蚀性能和抗氧化性能较差,工作温度往往不超过 200 ℃,因此,35CrMnSiA 通常用于制造工作温度不高的中速、重载、高强度、高韧性零构件。在航空领域,其在起落架、齿轮、轴、轴套、螺栓、螺母等重要零件上得到广泛应用^[2]。

飞机紧固件失效轻会破坏装备完好性,重则影响飞行安全。近年来,国内许多学者对飞机紧固件进行了多种形式的失效分析^[2-15]。文献[2~3]针对一起高强螺栓失效案例,利用宏观、金相显微镜、扫描电镜等测试手段分析了高强螺栓断裂的失效原因,得出磷化前酸洗工序和磷化过程造成氢含量增加导致螺栓断裂的结论,并提出规定紧固力矩及优化表现处理工序的应对措施。刘仲文等人针对某飞机隔框顶升夹具安装螺钉断裂案例进行了失效分析,通过一系列宏、微观形貌分析,外加 X-射线能谱分析,得出螺钉表面镀锌工艺未严格执行后续的除氢处理,氢脆导致螺钉断裂的结论,对电镀工艺提出了优化建议^[4]。总之,紧固件失效分析通过多种手段判断零件失效形式,确定零件失效机理和原因,为科学选材、优化加工路线及提出预防失效措施提供重要依据。

某型飞机后段外表舱盖 35CrMnSiA 紧固螺钉,服役过程中发生了断裂。该螺钉端头和螺杆部位完好,断裂位置为螺钉的某一处螺纹部位,如图 1 所示。断裂形式以及导致断裂的原因都是多种多样的,及时找到失效原因,并采取应对措施提升装备质量至关重要。



图 1 断裂螺钉外观形貌

1 试验过程及结果

1.1 化学分析

对断裂螺钉取样,利用 OPTIMA 7000DV 型电感耦合等离子光谱仪和 CS744 型碳硫分析仪进行化学成分分析,试验方法为 GB/T 20125—2006 及 GB/T 20123—2006,具体分析结果见表 1。35CrMnSiA 的主要合金元素为 Si、Mn、Cr,其中,Cr 元素的加入能够提高钢的淬透性和回火稳定性,细化晶粒,改善碳化物均匀性^[3];Mn、Si 元素也能提高钢的淬透性;Si 还能起到固溶强化效果,提高钢的强度。S 和 P 作为钢中的杂质元素,较高的含量会导致加工过程中出现热脆和冷脆现象,应该严格控制其含量。分析发现,该断裂螺钉的主要化学元素均符合 GB/T 3077—2015 合金结构钢标准中 35CrMnSiA 要求。因此,可以排除冶金缺陷的影响。

表 1 化学分析试验结果(质量分数) 单位:%

| 元素 | C | S | Si | Mn | P | Cr |
|------|---------------|-------|---------------|---------------|--------|-------|
| 标准值 | 0.32~ 0.39 | ≤0.03 | 1.10~ 1.40 | 0.80~ 1.10 | ≤0.030 | ≤1.30 |
| 实测值 | 0.355 | 0.003 | 1.237 | 0.973 | 0.028 | 1.286 |
| 单项判定 | 合格 | 合格 | 合格 | 合格 | 合格 | 合格 |

1.2 硬度分析

为检验该断裂螺钉力学性能是否达标,特选择断口处 1、2、3 三点,如图 2 所示,对其进行最简单易行又具有代表性的性能测试——洛氏硬度试验,试验设备型号为 KH5200 数显洛氏硬度计,试验方法为 GB/T 230.1—2018,试验环境为室温。



图 2 断裂螺钉外观形貌

具体试验结果如表 2 所示。按图纸要求 28~

32 HRC,而实测为 30.0 HRC 满足标准值要求。

表 2 螺纹硬度(HRC)试验结果

| 测量部位 | | | 平均值 |
|------|------|------|------|
| 1 | 2 | 3 | |
| 29.6 | 30.1 | 30.2 | 30.0 |

1.3 宏观断口分析

在 XTL-165-VB 型体视显微镜下,对断裂紧固螺钉断口进行宏观分析,具体断口形貌见图 3。观察发现断裂产生于螺纹处,断口并未发现明显塑性变形,且断口较为平齐,分为 A、B 和 C 3 个区域,分别为裂纹源区、裂纹扩展区、瞬断区,断面呈灰白色未见腐蚀形貌。

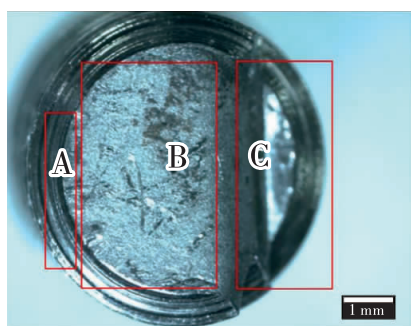


图 3 宏观断口形貌

1.4 微观断口分析

用无水酒精加超声波清洗后,在 EVO18 扫描电子显微镜下,对紧固螺钉断口进行扫描电子显微镜(SEM)分析,具体断口形貌如图 4 所示。

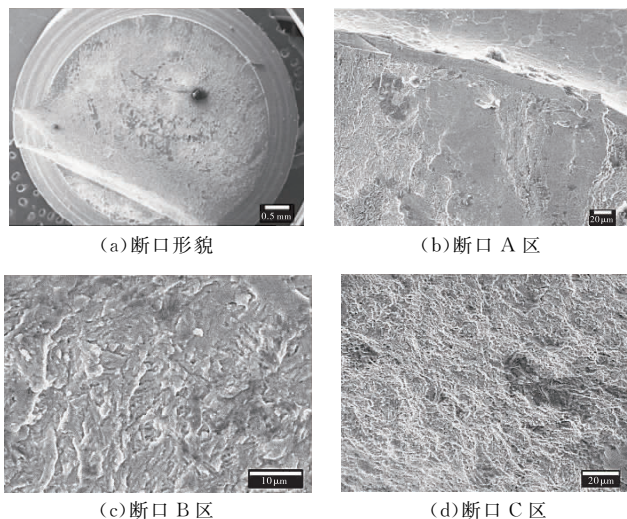


图 4 断口微观形貌

在紧固螺钉微观断口形貌中,A 区为裂纹源区,位于螺纹牙根处,呈多源特征,可见明显磨损痕迹,不同裂纹源交汇对接形成台阶;B 区为裂纹扩展区,呈疲劳条带形貌,可见明显疲劳特征;C 区为瞬断区,约占整个断面的 1/6,说明在疲劳过程中所受交变载荷较小,断面呈剪切韧窝特征。

查阅制造工艺,该紧固螺钉表面已做镀镍处理,因断面未见腐蚀形貌,而且微观断口形貌显示断口干净,未见撕裂楞、沿晶形貌等典型氢脆特征,排除镀镍时氢脆导致断裂的可能^[5]。

综合上述分析,确定该紧固螺钉断裂类型属于疲劳断裂,裂纹源主要集中于牙根处。

引起高强度钢裂纹的因素是多方面的,冶金缺陷、热处理缺陷、加工工艺等均可能成为产生裂纹的主要原因^[6]。为精准找到形成原因,需对其做进一步分析。

1.5 显微组织分析

在 Imager. A1m 型光学显微镜下,对断裂紧固螺钉螺纹部位取样,腐蚀剂选用 4% 硝酸酒精溶液^[6],试样制备依据 GB/T 13298—2015 进行,具体显微组织形貌见图 5。从图 5 发现,断裂紧固螺钉螺纹处的显微组织为回火索氏体结构,并未发现过热、过烧以及脱碳等现象^[7],排除热处理缺陷带来的影响;螺纹表面存在白色的镀镍层,金属流线未沿螺纹牙型轮廓变形,呈切断形貌,表明螺纹加工方式为车加工。螺纹表面未见折叠、裂纹等缺陷,可以排除机加工缺陷的影响。

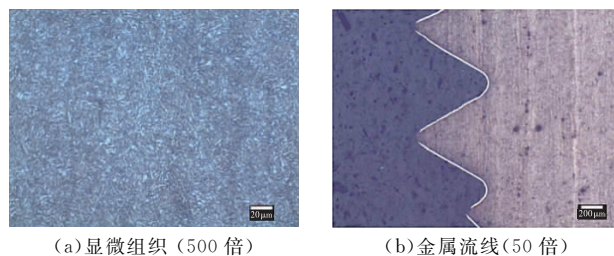


图 5 断裂螺钉显微组织形貌

2 加工方式与疲劳断裂关系分析

该断裂 35CrMnSiA 紧固螺钉的断口形貌特征表明螺钉断裂是由疲劳所致,裂纹源位于牙根处,呈多源疲劳形貌。经化学分析,排除冶金缺陷尤其是杂质元素对裂纹产生的影响。硬度测试达标,显微组织未见过热、过烧、脱碳等热处理缺陷;通过螺纹处的显微组织形貌发现金属流线呈切断形貌,表明螺纹加工方式为车加工^[8]。

该批紧固螺钉的加工工艺为:下料-镦头-热处理-数控车-表面处理。由此可知螺钉螺纹成型方式为数控车,与金属流线检查结果一致。车加工螺纹破坏了金属流线的连续性,车刀对表层组织的挤压变形,可能产生微裂纹、撕裂及凸起等缺陷^[8]和材料中非金属夹杂物在外表面裸露,容易在这些部位形成应力集中,螺纹自身亦可被看作缺口,经车工后的

螺纹表面为拉应力^[9]。因此,车加工螺纹成为螺钉疲劳断裂的主要原因。

为进一步验证螺纹滚丝成型和车加工成型对疲劳性能的影响,选择与断裂紧固螺钉同批次材料和除螺纹滚丝成型外相同加工工艺,重新生产的紧固螺钉进行拉-拉疲劳试验比对分析,以此作为重要参考。每种加工方式选取3个平行试样,试验方法为 GJB 715.30 A—2002《紧固件试验方法 拉伸疲劳》,高载为最小破坏载荷的46%即8.44 kN,循环应力比为 $R=0.1$ ^[10],具体试验结果如表3所示。滚丝螺纹疲劳寿命达到50万次未见破坏,而车加工螺纹疲劳寿命仅为5.02万次,螺纹就发生了断裂,断口与服役断裂紧固螺钉断口相似。

表3 疲劳试验结果

| 螺纹加工方式 | 试样1 | 试样2 | 试样3 | 平均值 |
|---------|---------|---------|---------|---------|
| 车加工/次 | 45 600 | 51 900 | 53 200 | 50 200 |
| 车加工断裂形式 | 螺纹断 | 螺纹断 | 螺纹断 | — |
| 滚丝加工/次 | 500 000 | 500 000 | 500 000 | 500 000 |
| 滚丝断裂形式 | 未断裂 | 未断裂 | 未断裂 | — |

螺纹滚丝成型是利用成型滚压模具使工件产生塑性变形,利用冷挤压的原理以获得外螺纹的加工方法^[11]。与车加工螺纹相比,它最大的优势在于几十倍甚至百倍提高了生产效率^[12]。更重要的是,它没有切断金属纤维,保护螺纹金属流线的连续性不被破坏^[13],在均匀的挤压力作用下,变形过程中,材料表面会产生加工硬化现象,强度和硬度提高^[14],同时使表层产生残余压应力,在螺纹受力过程中抵消了一部分拉应力^[15],从而提升了紧固件疲劳性能。

3 结论及建议

通过对断裂 35CrMnSiA 紧固螺钉进行分析,得出以下结论和建议。

1)该紧固螺钉在服役过程中断裂,断裂原因为多源疲劳断裂,由于螺钉螺纹成型方式为车加工,破坏了螺纹金属流线的连续性,在牙根处存在应力集中和残余拉应力,在服役过程中受到持续的交变载荷作用,在牙根处形成微裂纹,直至扩展断裂,车加工螺钉是疲劳断裂的主要原因。

2)滚丝成型螺纹保护了螺纹金属流线的连续性和牙根部位的压应力,可有效提升螺纹疲劳性能。针对工作使用环境对疲劳有较高要求的紧固件,建议选择滚丝成型方式加工螺纹。

3)选择与断裂紧固螺钉同批次材料和除螺纹滚

丝成型外相同加工工艺,重新生产的紧固螺钉进行拉-拉疲劳试验比对分析。每种加工方式选取3个平行试样,按 GJB 715.30 A—2002《紧固件试验方法 拉伸疲劳》进行试验,滚丝成型螺钉疲劳寿命达到50万次未见破坏,车加工螺纹疲劳寿命5.02万次时螺纹就发生了断裂,断口与服役断裂紧固螺钉断口相似。滚丝成型螺钉疲劳性能远优于螺纹车加工成型螺钉。

4)为消除后续隐患,建议完善螺钉成型工艺方法,采用滚丝成型,停用车加工批次螺钉。

参考文献

- [1] 王春燕,介瑞华,汪春梅,等. 35CrMnSi 高强度钢断面收缩率偏低原因[J]. 理化检验-物理分册,2022(2): 76-78.
- [2] 张利峰,佟海生,王卫东,等. 高强螺栓断裂失效分析[J]. 材料保护,2021,54(10):150-153.
- [3] 陈峙,康文凯,闫献国. 深冷处理对 35CrMnSiA 合金钢耐磨性的影响[J]. 热加工工艺,2018,47(14): 213-216.
- [4] 刘仲文,雷楚雄. 某飞机隔框顶升夹具安装螺钉断裂失效分析[J]. 成都航空职业技术学院学报,2021,37(4): 54-55, 69.
- [5] 许永春,郑高峰,殷小健,等. TC4 钛合金螺栓典型加工缺陷分析及预防[J]. 机电产品开发与创新,2021,34(6): 131-133.
- [6] 李艳军,周杰,石大鹏,等. 某螺纹连接副服役失效原因分析[J]. 中国设备工程,2022(6): 182-184.
- [7] 纪翔,张汛涛,宋先捷,等. 不同热处理后航空紧固件用 17-4PH 钢耐腐蚀性及硬度的研究[J]. 热加工工艺,2022(20):130-136.
- [8] 房奇,陈涛,王伟. 高强螺栓疲劳性能研究现状[J]. 结构工程师,2020,36(4):218-225.
- [9] 孙淑玲,王琦. 航空航天螺纹紧固件失效模式及预防[J]. 航空标准化与质量,2022(1): 39-43.
- [10] 胡隆伟,叶文君. 紧固件材料手册[M]. 北京:中国宇航出版社,2014: 305-310.
- [11] 庞勇. 螺纹加工工艺方法研究[J]. 新技术新工艺,2014(6):16-19.
- [12] 王哲,万夫,陈瑞峰,等. 冷滚压压力对钻具螺纹疲劳寿命影响试验研究[J]. 石油矿场机械,2020,49(5): 36-41.
- [13] 崔鑫,赵永强. 外螺纹的冷滚压成型工艺研究[J]. 陕西理工大学学报,2019,35(4):22-27.
- [14] 陈黄杰. 机械螺纹类零件的数控机床加工技术[J]. 现代制造技术与装备,2021,57(11):186-188.
- [15] 王伟,李博,姚志强. 超高强度钢 MJ 螺纹滚压强化工艺研究[J]. 新技术新工艺,2015(12):64-66.

(编辑:姚树峰)