

某系列飞机中央翼第三墙外置机匣接耳应力腐蚀裂纹的成因与预防

赵旭, 满常厚, 崔文峰

(大连长丰实业有限公司, 辽宁 大连 116038)

摘要: **目的** 分析某系列飞机中央翼第三墙外置机匣接耳应力腐蚀裂纹的成因, 并进行有针对性的预防。**方法** 对发生裂纹的接耳进行端口检测, 并对应力腐蚀条件和腐蚀环境进行分析。**结果** 7B04 铝合金在 Cl^- 、超过应力腐蚀门槛值的应力和锻件夹杂的共同作用下, 在表面氧化膜破裂的酸性环境下发生应力腐蚀。**结论** 应当改进飞机修理过程中的工艺方法, 对接耳设计进行适当的修改。

关键词: 接耳; 应力腐蚀裂纹; 中央翼

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2016.01.014

中图分类号: TJ07; TG174 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2016)01-0073-06

Causes and Prevention of Stress Corrosion Cracking in the Accessory Gearbox Attachment on Central Wing Box' s Third Wall for a Series of Aircraft

ZHAO Xu, MAN Chang-hou, CUI Wen-feng

(Dalian Changfeng Industrial Co., Ltd., Dalian 116038, China)

ABSTRACT: **Objective** To analyze the causes for stress corrosion cracking in the accessory gearbox attachment on central wing box' s third wall for a series of aircraft and to propose corresponding precautions. **Methods** Fracture detection on the external casing attachment and analysis of the stress corrosion conditions and corrosive environments were conducted. **Results** With the combined action of Cl^- , stress that exceeded KISCC and slag inclusions in the forgings, stress corrosion of the 7B04 aluminium alloy occurred under the acidic condition when the surface oxide film broke. **Conclusion** The techniques and ways of repairing aircrafts should be improved and moderate modifications on the design of the external casing attachment should be conducted.

KEY WORDS: accessory gearbox attachment; stress corrosion cracking; central wing

某系列飞机已服役使用20余年,中央翼第三墙外置机匣接耳裂纹属于多发性常见故障,在该系列飞机全寿命中的各个时间点几乎都有发生。外置机匣接耳位于中央翼第三墙上,中央翼第三墙是飞机的核心承

收稿日期: 2015-10-22; 修订日期: 2015-12-02

Received: 2015-10-22; Revised: 2015-12-02

作者简介: 赵旭(1985—),男,辽宁大连人,本科,助理工程师,主要研究方向为飞机结构修理技术。

Biography: ZHAO Xu(1985—), Male, from Dalian, Liaoning, Bachelor' s degree, Assistant engineer, Research focus: structure repairing technologies for airplane.

力构件之一。该故障通过影响外置机匣拉杆张力影响到外置机匣与发动机的连接振动特性,同时也威胁到中央翼第三墙的结构完整性,危险性较大。因此,分析外置机匣接耳裂纹的形成原因、机理和影响因素,提出针对性的预防措施对提高飞机的修理质量,保证飞机正常使用维护和飞行安全具有重要意义。

1 故障件断口分析

1.1 故障飞机及故障的基本信息

以往的修理经验表明,该故障的发生频次与服役地环境和装配质量密切相关。文中抽取了该故障的一个典型案例,对裂纹产生的原因进行分析。故障飞机和故障件的基本情况如下。

该机自服役起分别驻于辽宁沿海某地和广东沿海某地,服役地环境较为严酷。20XX年X月X日,该机更换外置机匣,3日后某团质控室报告发现中央翼第三墙左发动机外置机匣垂直接耳的左侧耳片裂纹。裂纹长度约15 mm,从孔边向下、沿近似内孔径向方向延伸至接耳边缘,穿透耳片厚度,如图1所示。



图1 发生裂纹的接耳
Fig.1 The attachment with cracking

外置机匣接耳位于中央翼第三墙上。中央翼第三墙由7B04 T6状态的50 mm厚模锻件机加工制成,准许使用厚板机加工制成,材料纤维方向沿飞机翼展方向。中央翼第三墙表面处理状态为表面阳极化、重铬酸盐填充并喷涂TB06-9底漆两遍,但接耳内孔壁表面不喷涂底漆。接耳内嵌14Cr17Ni2衬套,孔轴配合公差H9/u8,为过渡配合。

1.2 失效分析报告

依据 GB/T 17359—1998《电子探针和扫描电镜 X

射线能谱定量分析通则》和 GB/T 13298—1991《金属显微组织检验方法》对样品采用卡尔·蔡司 Supra55 场发射电子显微镜进行断口检测。

断口表面放入含洗涤剂的热水中进行超声波清洗。在洗涤热水中浸泡、刷洗断口表面,并在超声波搅动的丙酮中清洗,然后进行干燥处理。

断口形貌为典型的Cl环境下应力腐蚀断口上的泥状花样,其特征为干裂的泥块(如图2所示),是应力腐蚀的典型金属显微组织特征。

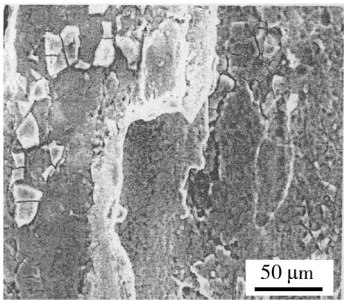


图2 500倍扫描电子显微镜下的泥状花样断口
Fig.2 Mud-like fracture under 500X scanning electron microscope

能谱定量分析结果(见表1)表明,断口含有石英、钠长石、二硫化亚铁、硅灰石等冶炼杂质,属于中央翼第三墙的锻件夹杂。这些杂质不仅导致构成接耳的母材原有抗拉强度下降,而且在含有Cl⁻的服役环境下,会使接耳沿夹杂物的界面发生应力腐蚀开裂的倾向性大幅度增加。

表1 能谱定量分析结果
Table 1 The result of energy spectrum analysis

序号	元素	成分	序号	元素	成分
1	C	35Mn	7	Ca	硅灰石
2	O	石英	8	Ti	Ti
3	Na	钠长石	9	Cr	35Mn
4	Mg	MgO	10	Zn	Zn
5	Al	Al ₂ O ₃	11	Sr	SrF ₂
6	S	FeS ₂			

2 应力腐蚀裂纹主要条件成因分析

应力腐蚀是指合金材料或构件在静应力(主要是拉应力)与腐蚀介质的共同作用下发生的脆性断裂。从机匣接耳的环境条件、材质和应力状态等情况分析,该故障具备应力腐蚀开裂的所有条件。

2.1 Cl⁻的来源

Holroyd 等^[1]认为 7XXX 铝合金在 NaCl 溶液中发生应力腐蚀,Cl⁻是裂纹缝隙中 Al³⁺发生水化反应的特定介质。通常湿度高、含盐量大的海洋大气是 Cl⁻的主要来源。

不同组别的实验表明^[2]:以海南万宁和青岛团岛为代表的海洋大气环境中的铝合金,应力腐蚀敏感性远高于以北京为代表的大陆大气环境。海洋大气中含有的盐雾颗粒,落在飞机结构表面极易吸潮,在金属表面形成的水膜中含有大量的 Cl⁻。图 3 给出了大气中的 Cl⁻含量对 2A12 和 7A04 铝合金腐蚀速度的影响^[3],曲线 1,2 分别是 2A12,7A04 在洁净大气中的腐蚀曲线,曲线 3 是 7A04 在含 1%Cl⁻大气中的腐蚀曲线,曲线 4 是 2A12 在含 1%Cl⁻大气中的腐蚀曲线。作为 7A04 的改型合金,7B04 的成分与 7A04 接近,图 3 中 7A04 的结论对 7B04 在 Cl⁻作用下的腐蚀速度具有参照意义。

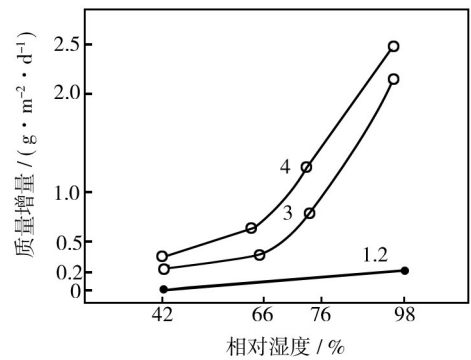


图3 大气中Cl⁻含量对2A12和7A04腐蚀速度的影响
Fig.3 The influence of Cl⁻ content in atmosphere on the corrosion rates of 2A12 and 7A04

该故障机在沿海地区服役,经常在潮湿的海洋大气环境中飞行,长期处于Cl⁻含量较高的腐蚀环境中。另外,在飞机维修工艺中,脱漆剂作为另一个Cl⁻的来源不容忽视。该系列飞机特检、大修和专检工作时,脱漆工序中使用的脱漆剂中,CH₂Cl₂的含量占75%。CH₂Cl₂长期与水接触会发生缓慢分解,亦会在大气中发生快速光解,产生CO和光气,进而产生CO₂和HCl。CH₂Cl₂作为脱漆剂的主要成分,其分解产物残留在接耳内孔表面与衬套之间的缝隙内难以排除。加之故障部位距发动机的启动机排气口较近,发动机启动时产生的高温火焰和气体加速了残留的CH₂Cl₂分解。

可见,海洋大气是断口表面层中Cl⁻的主要来源,

脱漆剂分解也会产生Cl⁻。发生裂纹的接耳内表面仅作硫酸阳极化和重铬酸盐填充处理,不喷涂底漆,而且接耳内嵌的14Cr17Ni₂衬套与接耳内表面存在的微小间隙,使得附着于接耳内表面的含Cl⁻水膜难以排出,造成接耳长期直接与含Cl⁻的溶液接触。

2.2 工业大气腐蚀

一般城市空气中尘埃含量约2 mg/m³,工业区空气中尘埃含量可达1000 mg/m³。另外,工业大气中还含有大量的腐蚀性气体。

落在金属表面上的大气尘埃,具有毛细管凝聚作用,特别容易在金属表面结露,形成电化学腐蚀。工业大气中的SO₂对金属的腐蚀影响最大,SO₂对铝合金大气腐蚀的影响如图4所示^[3]。在干燥空气中铝合金受SO₂的影响很小,但在高湿度的工业大气中影响就很大,当相对湿度超过76%时,腐蚀速度急剧增快。

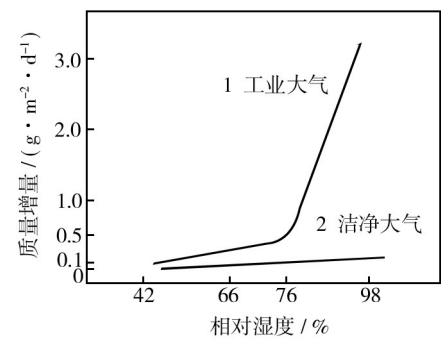


图4 2A12的大气腐蚀速度
Fig.4 The corrosion rates in atmosphere of 2A12

相关实验和研究指出^[4-5],工业大气中的SO₂及其产物对以Cl⁻为特定介质的7A04铝合金腐蚀具有促进作用,而非两种单一介质腐蚀作用的简单叠加。在Cl⁻和HSO₃⁻同时存在的情况下,Cl⁻能更加有效地产生点蚀源,破坏7A04表面的氧化膜,并形成表面积更大蜂窝状结构,从而进一步容纳更多的腐蚀介质。

根据国家环保局对辽宁某地20XX年X月以前的空气质量监测结果,影响该地空气质量的主要污染物按照出现频度依次为SO₂和可吸入颗粒物(主要为工业尘埃)。根据辽宁省气象局每年发布的《大气成分综合评估报告》,自20XX年以来,辽宁省以SO₂为污染源的酸雨发生频率呈逐年增加趋势。

该机服役地及周边市县的酸雨问题尤为严重。该地所处地区的气候为温带季风性海洋气候,全年至少一半的时间里其相对湿度超过70%。故障机自投入使用起,在该地服役近10年。以往的修理经验表明,长期

服役于辽宁某地的飞机,各类金属零件表面的坑蚀和酸蚀比较严重,飞机故障的地域特性比较明显。

2.3 静应力的来源

对于应力腐蚀类失效而言,通常存在一个触发应力腐蚀的敏感值,这个敏感值称为门槛值。零件的工作应力在门槛值内时,不会触发应力腐蚀。因此,必然有一个超出应力腐蚀门槛值的恒定拉应力作用于接耳的裂纹位置。有研究表明^[6],7B04铝合金在T6状态下的应力腐蚀门槛值仅为120 MPa,但T74状态的门槛值为300 MPa,T73状态的应力腐蚀敏感性最小,且T74状态和T73状态的应力腐蚀裂纹扩展速率明显低于T6状态。

发生裂纹的耳片孔与内嵌衬套外径的尺寸配合为 $\Phi 17\text{ H9/u8}$,配合性质为过渡配合。在飞机制造阶段开始,衬套即对孔壁向外形成均匀的挤压应力,实质上降低了耳片用于承载的剩余可用应力值。

通过外场服务人员的走访得知,该故障机在最近一次更换发动机外置机匣时,机组人员曾经将与裂纹接耳相连的拉杆强制装配,在调整外置机匣柔性轴振动特性时又再次将该拉杆调整螺母拧紧,导致作用在单个耳片上的拉应力远大于120 MPa。

相关研究表明^[7],7B04在C型应力腐蚀试件中,各项要素满足时,最短100 h即可发生目视可以检出的裂纹。该机最近一次更换外置机匣的时间为20XX年X月X日,此后第3天检查时即发现目视可见裂纹。比对其他未见故障的飞机可见,在超出门槛值的静应力中,发动机外置机匣拉杆的装配应力起到了重要作用,成为最终触发应力腐蚀的条件。

2.4 锻件的设计缺陷

通常情况下,在锻件的设计中应注意锻造纤维方向的设计。在一般情况下,受拉(压)力的方向应与纤维方向一致,受剪力的方向应与纤维方向垂直。接耳类零件的正确设计如图5所示^[3]。

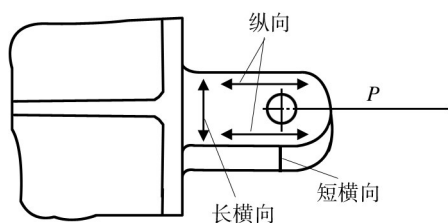


图5 正确的模锻件机加工接耳设计

Fig.5 The correct design for attachment machining from stamp forgings

受限于整个飞机的核心承载结构,中央翼第三墙的锻件纤维方向只能平行于飞机翼展方向,而接耳承受的拉应力方向只能违背这一基本设计准则、垂直于整个中央翼第三墙的锻件纤维方向。锻件在垂直于纤维方向上的拉应力承载能力通常低于平行纤维方向约10%~15%。这一不得以而为之的设计缺陷,降低了发生裂纹处接耳的抗拉强度,也导致裂纹成核后在垂直纤维方向上的拉应力作用下迅速扩展。

该故障的排除措施采用了带接耳的30CrMnSiA加筋盒形件,代替了原有的故障接耳和与接耳相连的垂直筋条。盒形件通过密封螺接的方式与中央翼第三墙腹板连接,将垂直于锻件纤维方向的拉应力通过螺栓转变为垂直于锻件纤维方向的剪应力,从而满足了锻件纤维方向的基本设计要求,从根本上解决了这一设计缺陷。

2.5 冶炼夹杂物

7B04为可热处理强化的Al-Zn-Mg-Cu合金,失效分析报告中断口表面夹杂了石英、钠长石、二硫化亚铁、硅灰石等成分。

7XXX铝合金中的Fe元素和Si元素杂质形成的粗大相,因为与基体间存在电位差而形成电偶腐蚀,导致阳极溶解、阴极析氢^[8]。阳极溶解为应力腐蚀提供裂纹源,而阴极析氢促进裂纹发展。

3 应力腐蚀机理与腐蚀环境成因

铝合金的应力腐蚀过程复杂而且影响因素众多,如应力状态、热处理状态、表面处理状态和环境条件等,几十年来的研究尚未对其机理达成一致。目前较为常见的理论有氢至破裂理论、钝化膜破裂理论、阳极溶解理论和Mg-H相互作用理论^[9]等。对于7B04等高强铝合金,氢至破裂理论和阳极溶解理论得到了比较普遍的认同。

任广军等^[10]认为高强铝合金的应力腐蚀机理是电化学性质的,合金在应力和腐蚀介质的作用下,表面的氧化膜被破坏,破损处的合金基体相对于氧化膜为阳极,金属原子溶解为离子形成裂纹。接耳内孔镶嵌的衬套与内孔的配合性质为过渡配合,衬套压入接耳时的刮擦可能导致接耳内孔表面的阳极化保护膜发生破损;在脱漆工序中,反复使用钢丝刷或钢丝球对狭小空间内漆层清除,会直接导致阳极化保护膜破损。阳极化保护膜破损后,合金基体暴露形成阳极,电化学腐蚀开始、裂纹形成。

Gruhl等^[11]认为7XXX系列铝合金会在水溶液介质中因氢脆产生应力腐蚀,在水溶液介质中阴极反应产生H, H通过晶界在合金内部扩散,导致晶界强度下降。同时, Holroyd等^[2]认为,裂纹内部的介质条件与调质处理无关,而与溶液的酸碱度有关,水化反应在酸性条件下于裂纹侧壁上生成 $\text{Al}(\text{OH})_2\text{Cl}$ 和 $\text{Al}(\text{OH})_3 \cdot \text{H}_2\text{O}$ 之类的凝胶,从而形成钝化保护,使得阳极溶解只能在裂纹尖端发生,从而促进了内部裂纹的发展。脱漆剂的溶剂 CH_2Cl_2 发生分解反应产生HCl形成 H^+ ,工业大气中的 SO_2 在海洋大气中溶解,共同形成酸性水膜环境,形成了氢至破裂理论中腐蚀环境。因此,脱漆工序中脱漆剂的成分、工业大气形成的酸性水膜和工艺方法与腐蚀环境的成因直接相关。表面阳极化工序完成后,对接耳内孔表面产生可能的非预期加工的其他工序也可能产生腐蚀环境。

4 预防措施

脱漆工序中残留的 CH_2Cl_2 分解和海洋大气产生了 Cl^- ,强制装配在不合理的热处理状态、锻件设计缺陷和冶炼杂质的共同作用下产生了超过应力腐蚀门槛值的过大拉应力。这些是构成应力腐蚀的两个必要条件,而且工业大气中的 SO_2 促进了应力腐蚀。

压入衬套时的非预期加工、脱漆工序中对氧化膜的刮擦、脱漆剂中 CH_2Cl_2 的分解和工业大气与海洋大气共同形成的酸性水膜,共同组成了应力腐蚀的外部腐蚀环境。因此,有必要对上述触发应力腐蚀的条件和环境采取有针对性的措施,改进飞机修理过程中的工艺方法和对接耳设计进行适当的修改。

1) 在外置机匣的安装过程中,强制装配对机体结构和拉杆的连接安全危害性较大,应在工作中避免。

2) 外置机匣通过5个连接点和6根拉杆固定在飞机上,调整外置机匣柔性轴的振动特性时,不能只调整其中的某两三个点或拉杆,应当使用限力扳手限制调节螺母的预紧力,从而限制单一拉杆的拉力。

3) 在保证结构安全的前提下,将热处理状态由T6改为T74。

4) 适当加大耳片的厚度,降低耳片上承受的应力值。

5) 在满足发动机外置机匣接耳连接要求和柔性轴振动特性的情况下,适当改动接耳内孔和内嵌衬套之间的公差带,以降低内孔和衬套之间的干涉量,从而消除因过紧的配合带来的附加挤压应力。

6) 参照故障排除方案,改变接耳的加工方式,改

整体机加工模锻件为两个不同的零件的螺接,改接耳短横向受拉为第三墙腹板短横向受剪。

7) 更换脱漆剂,使用易挥发或分解不产生 Cl^- 的脱漆剂。

8) 安装衬套前在接耳内孔表面涂TB06-9底漆或其他功能性涂料,封闭接耳内孔表面。

9) 在脱漆工序中禁止使用钢丝刷或者钢丝球,改为擦除效果较好的聚氨酯泡沫等柔性材料。

此外,近年来出现的非等温时效处理^[12]、稀土转化膜处理^[13]、合金表面激光处理^[14]、回归再时效工艺^[15]和刷涂水置换型缓蚀剂^[16-17]等新技术和新工艺,有效地改善了7XXX系列铝合金的抗应力腐蚀能力,值得深入研究和进行工业化生产的尝试。

5 结论

该故障机中央翼第三墙发动机外置机匣接耳裂纹的成因为:在氯离子和超过应力腐蚀门槛值的静应力以及锻件夹杂的共同作用下发生的应力腐蚀;同时,修理过程中的工艺过程在海洋大气和工业大气的共同作用下形成了腐蚀环境。该故障件的产生原因在某系列飞机同类故障中具有代表意义,该故障在日常维修中予以关注并采取适当的措施是可以预防的。

必须指出的是,以7B04为代表的Al-Zn-Mg-Cu合金在第三代战斗机的核心结构件上大量使用,相信有更多的结构件具备触发应力腐蚀的基本条件。因此,需要在修理实践中对应力腐蚀问题给予足够的重视,并采取适当的前置性措施,以预防灾难性失效的发生。

参考文献:

- [1] HOLROYD N J H, HARDIE D. Factors Controlling Crack Velocity in 7000 Series Aluminium Alloys during Fatigue in An Aggressive Environment[J]. Corros Sci, 1983, 23 (6) : 527—531.
- [2] 张晓云,孙志华,刘明辉,等. 环境对高强度铝合金应力腐蚀行为的影响[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2007, 27(6) : 354—362.
ZHANG Xiao-yun, SUN Zhi-hua, LIU Ming-hui, et al. Influence of Different Environments on Stress Corrosion Cracking of High Strength Aluminum Alloys[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2007, 27(6) : 354—362.
- [3] 《飞机设计手册》编委会. 飞机设计手册[M]. 第二版. 北京: 航空工业出版社, 2000.
The Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft De-

- sign Manual[M]. Second Edition. Beijing: Aviation Industry Press, 2000.
- [4] 王振尧, 马腾, 韩薇, 等. LC4 铝合金在模拟污染大气环境中的腐蚀行为[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2005, 25(6): 321—325.
- WANG Zhen-yao, MA Teng, HAN Wei, et al. Corrosion Behavior of Al Alloy LC4 in Simulated Polluted Atmospheric Environment[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2005, 25(6): 321—325.
- [5] 张正, 宋诗哲, 卢玉琢, 等. 模拟污染潮湿大气环境下 LY12CZ, LC4CS 铝合金腐蚀行为研究[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2007, 27(3): 129—133.
- ZHANG Zheng, SONG Shi-zhe, LU Yu-zhuo, et al. Corrosion Behaviors of LY12CZ and LC4CS Aluminium Alloys in Simulated Atmosphere[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2007, 27(3): 129—133.
- [6] 孙志华, 刘明辉, 张晓云. 时效制度对 Al-Zn-Mg-Cu 铝合金应力腐蚀敏感性的影响[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2006, 26(4): 232—236.
- SUN Zhi-hua, LIU Ming-hui, ZHANG Xiao-yun. Effect of Tempered Conditions on the Stress Corrosion Cracking of Al-Zn-Mg-Cu Alloy[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2006, 26(4): 232—236.
- [7] 刘远勇. 7B04 铝合金应力腐蚀研究[D]. 昆明: 昆明理工大学, 2009.
- LIU Yuan-yong. Study of 7B04 Aluminium Alloy Stress Corrosion Cracking[D]. Kunming: Kunming University of Science and Technology, 2009.
- [8] 余欢, 疏达, 储威, 等. Fe 和 Si 杂质元素对 $7 \times \times \times$ 系高强航空铝合金组织及性能的影响[J]. 材料工程, 2013(6): 92—98.
- SHE Huan, SHU Da, CHU Wei, et al. Effects of Fe and Si Impurities on the Microstructure and Properties of 7XXX High Strength Aircraft Aluminum Alloys[J]. Journal of Materials Engineering, 2013(6): 92—98.
- [9] 张宇, 宋仁国, 唐普洪. 7075 铝合金氢脆敏感性与 Mg-H 相互作用[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2010, 30(5): 364—368.
- ZHANG Yu, SONG Ren-guo, TANG Pu-hong. Hydrogen Embrittlement Susceptibility and Mg-H Interaction in 7075 Aluminium Alloy[J]. Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection, 2010, 30(5): 364—368.
- [10] 任广军, 赵春英. 铝合金应力腐蚀裂纹内的电化学行为[J]. 沈阳工业学院学报, 2002, 21(2): 110—113.
- REN Guang-jun, ZHAO Chun-ying. Electrochemical Behaviour Inside the Stress Corrosion Cracking of Aluminum Alloy[J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2002, 21(2): 110—113.
- [11] GRUHL W, METALLK D Z. Stress Corrosion Cracking of High Strength Aluminium Alloys[J]. Mater Sci Eng, 1984, 75(1): 819—826.
- [12] 肖文强. 非等温时效态 7050 铝合金的抗腐蚀性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- XIAO Wen-qiang. Study on Corrosion Resistance of Non Isothermal Aged 7050 Aluminum Alloy[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [13] 李久青, 高陆生, 卢翠英. 铝合金稀土转化膜处理对 LC4 合金耐 SCC 性能的影响[J]. 腐蚀科学与防护技术, 1996, 8(2): 139—143.
- LI Jiu-qing, GAO Lu-sheng, LU Cui-ying. Effect of Rare-earth Conversion Coating on SCC Resistance of LC4 Aluminium Alloy[J]. Corrosion Science and Protection Technology, 1996, 8(2): 139—143.
- [14] 隆小庆. 飞机的应力腐蚀与防护[J]. 中国民航学院学报, 1995, 13(1): 62—74.
- LONG Xiao-qing. The Stress Corrosion of Airplane and Prevention[J]. Journal of Civil Aviation Institute of China, 1995, 13(1): 62—74.
- [15] 李志辉, 熊柏青, 张永安, 等. 时效制度对 7B04 高强铝合金力学及腐蚀性能的影响[J]. 稀有金属, 2008, 32(6): 794—798.
- LI Zhi-hui, XIONG Bo-qing, ZHANG Yong-an, et al. Influence of Aging Tempers on Mechanical and Corrosion Properties of a High Strength 7B04 Aluminium Alloy Pre-Stretched Plate[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2008, 32(6): 794—798.
- [16] 孙祚东, 李云仲, 韦利军. 缓蚀剂在军用飞机维护中的应用研究[J]. 装备环境工程, 2014, 11(6): 100—104.
- SUN Zuo-dong, LI Yun-zhong, WEI Li-jun. Study on the Applications of Corrosion Inhibitor in Military Aircraft Maintenance[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(6): 100—104.
- [17] 石志想, 何卫平. 飞机用缓蚀剂性能分析[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 92—96.
- SHI Zhi-xiang, HE Wei-ping. Analysis of Corrosion Inhibitors for Aircrafts[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 92—96.