

# 两种铝合金连接结构的腐蚀-疲劳循环试验研究

赵连红, 张红飞, 叶远桁, 刘成臣, 刘元海, 王浩伟

(中国特种飞行器研究所 结构腐蚀防护与控制航空科技重点实验室, 湖北 荆门 448035)

**摘要:** **目的** 研究 2024 铝合金两种连接形式在 5%NaCl 盐雾环境下的腐蚀疲劳性能。**方法** 开展 2024 铝合金两种连接结构在 5%NaCl 盐雾环境下的腐蚀疲劳试验, 采用“腐蚀环境-疲劳加载”交替循环的试验模式, 通过试验测试铝合金两种连接形式在 5%NaCl 盐雾环境下的残余疲劳寿命值, 分析连接方式对铝合金连接结构的残余疲劳寿命影响。**结果** 5%NaCl 盐雾环境对于铝合金连接结构疲劳寿命有较大影响, 相较于铝制铆接连接形式, 钢制螺栓连接方式连接部位的涂层破坏较少, 涂层防护效果更好, 疲劳寿命降低量更少。**结论** 金属结构连接形式与防护涂层的搭配对结构耐腐蚀性能有重要影响。

**关键词:** 2024 铝合金; 连接形式; 5%NaCl 盐雾环境; 残余疲劳寿命

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2019.10.016

**中图分类号:** TG172 **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2019)10-0095-05

## Corrosion-Fatigue Cycle Test of Two Aluminum Alloy Connection Structures

ZHAO Lian-hong, ZHANG Hong-fei, YE Yuan-heng, LIU Cheng-chen, LIU Yuan-hai, WANG Hao-wei  
(Key Laboratory of Structure Corrosion Protection and Control of Aviation Science and Technology, China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

**ABSTRACT: Objective** To study the corrosion fatigue properties of two joint forms of 2024 aluminum alloy in 5% NaCl salt spray. **Methods** Corrosion fatigue test of two joint structures of 2024 aluminum alloy was carried out in 5% NaCl salt spray environment. the test mode of "corrosive environment - fatigue loading" alternate cycle was applied to get residual fatigue life values of two joint forms of aluminum alloy in 5% NaCl salt spray environment and Analyze the influence of connection method on residual fatigue life of aluminum alloy joint structure. **Results** 5% NaCl salt spray environment had a great impact on the fatigue life of aluminum alloy joint structure. Compared with the aluminum riveted joint, the steel bolted joint had less deformation at the joint, better coating protection effect and less fatigue life reduction. **Conclusion** The combination of the metal structure connection form and the protective coating has an important influence on the corrosion resistance of the structure.

**KEY WORDS:** 2024 aluminum alloy; connecting type; 5% NaCl salt spray; residual fatigue life

2024 铝合金属于 Al-Cu-Mg 系列铝合金, 具有高强度和高抗疲劳性能等诸多优点<sup>[1-2]</sup>, 在航空制造使用中发挥着重要作用。通常以蒙皮、隔框、翼肋、翼梁等形式运用到飞机结构中。随着我国深海战略的不断推进实施, 飞机在沿海地区和海域的服役机会逐渐增多, 长期的高盐雾、高湿热等严酷海洋环境极易引起 2024 铝合金材料腐蚀<sup>[3-5]</sup>。特别是其连接结构形式,

由于结构自身缝隙和局部损伤等在海洋环境下更易腐蚀, 导致结构腐蚀破坏直接影响飞机安全性和可靠性<sup>[6-7]</sup>。不同的连接方式往往在相同腐蚀环境下结构腐蚀程度不同。丁传富<sup>[8]</sup>开展了飞机典型机械紧固连接件腐蚀疲劳性能的试验研究。文献<sup>[9]</sup>研究了预腐蚀环境下铝合金典型螺栓单搭接件疲劳寿命研究。谭晓明<sup>[10]</sup>、卢松涛<sup>[11]</sup>、贺小帆<sup>[12]</sup>等从腐蚀环境下金属连

收稿日期: 2019-03-12; 修订日期: 2019-04-13

作者简介: 赵连红 (1988—), 男, 湖北荆门人, 工程师, 主要研究方向腐蚀环境航空航天材料损伤行为研究。

接结构的腐蚀规律着手,得到连接方式对于结构腐蚀疲劳寿命有重要影响。徐永祥<sup>[13]</sup>从金属机体腐蚀规律和涂层失效两个方面解释了结构腐蚀疲劳寿命差异。

基于此,文中在5%NaCl盐雾环境下,研究了铝合金铆接连接和螺接连接两种连接形式的金属结构腐蚀损伤发展特性。同时参考文献[14]腐蚀和疲劳交替试验方法,开展腐蚀疲劳试验,对比腐蚀疲劳寿命值,研究连接方式对2024铝合金结构腐蚀疲劳性能影响。

## 1 试验

### 1.1 试验件

试样材料为2024-T3板材,其化学成分见表1。试验件为哑铃状试验,连接形式分为钢制螺栓连接和

铝制铆钉连接两种。钢制螺栓连接试验件的平行试样数量为5件,其长度为288.6mm,如图1所示。试验件选用两种典型的防护体系,其中表面处理采用硫酸阳极化,防护涂层N1由新型纳米涂料(40~50) $\mu\text{m}$ +TS96-71面漆面漆(40~50) $\mu\text{m}$ 构成,防护涂层N2由TB06-9底漆(15~25) $\mu\text{m}$ +TS96-71面漆(40~50) $\mu\text{m}$ 构成。铝制铆钉连接试验件的长度为303.26mm,如图2所示,两种典型的防护体系与螺栓连接试验件一致。对N1涂层,内表面喷涂1层新型纳米涂料底漆(有机-无机纳米聚硅氧烷涂料)+外表面喷涂1层TS96-71面漆;对N2涂层,内表面喷涂2层TB06-9底漆+外表面喷涂1层TS96-71面漆。

表1 试验材料的化学成分 %

Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Al
0.40	0.50	3.8~4.9	0.30~1.0	2.1~2.9	0.1	0.25	余量

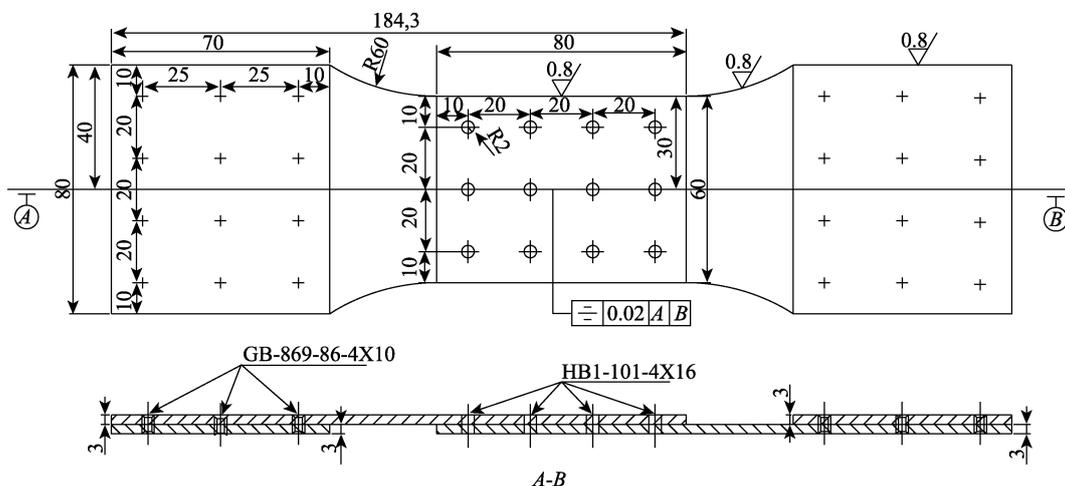


图1 螺栓连接试验件

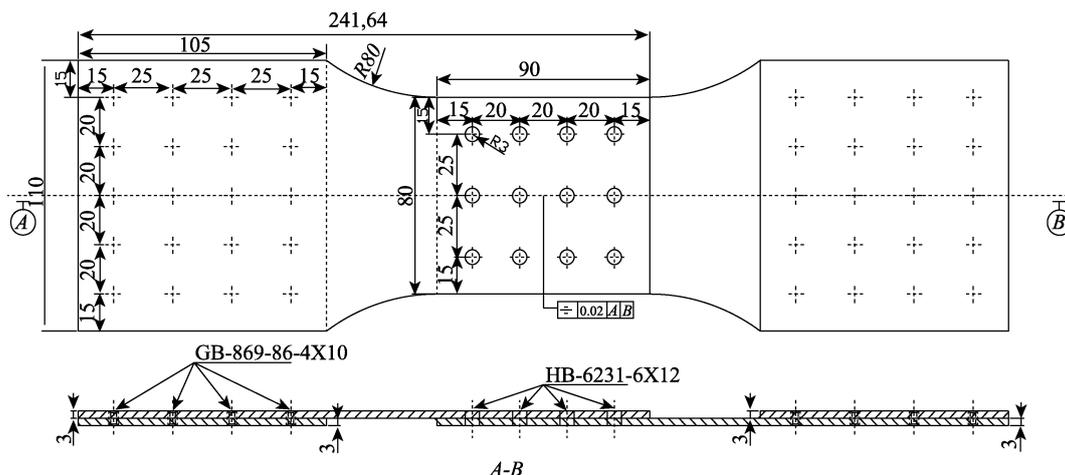


图2 铆钉连接试验件

### 1.2 腐蚀疲劳试验

按照文献[15]关于典型结构试样评定涂层防护有效性评估方法的试验过程要求,开展两种连接试验件腐蚀疲劳试验。开展静力试验确定螺栓连接试验件的破

坏载荷 $P_{破坏}$ 均为91 131 N,铆钉连接试验件的破坏载荷 $P_{破坏}$ 均为74 981 N,测定两种试验件在各自 $0.3P_{破坏}$ 载荷下的疲劳寿命 $N_p$ ,每次疲劳加载的次数为疲劳寿命 $N_p$ 的20%,每一次加载次数记为 $N_{ui}, i=1,2,\dots,4$ ,试验件破坏之前的最后一次加载记为剩余疲劳寿命

$N_{u \text{ 剩余}}$ ，具体试验步骤如下所述。

1) 将试验件安装于疲劳试验机上，取静力破坏试验载荷  $0.3P_{\text{破坏}}$  作为疲劳试验载荷，应力比  $R=0.5$ ，以 10 Hz 频率加载  $20\%N_p$  次。对试样进行目视，记录实际加载次数  $N_{u1}$ 、检测记录试验件防护涂层、铆钉、螺栓的损伤状态。

2) 取下试验件，将试验件放置于试验室中进行 30 天标准中性盐雾 (5%NaCl) 试验。对试样进行目视，记录防护涂层、铆钉、螺栓的状态和表面腐蚀程度。

3) 重复步骤 1)、2) 1 次，将试验件安装于疲劳试验机上，取静力破坏试验载荷  $0.3P_{\text{破坏}}$  作为疲劳试验载荷，应力比  $R=0.5$ ，以 10 Hz 频率加载，加载次数为  $N_{u2}$ ，检测记录试验件防护涂层、铆钉、螺栓的损伤状态。依次开展疲劳和腐蚀试验直至试验件破坏，记录试验件的剩余疲劳寿命  $N_{u \text{ 剩余}}$ ，并对试样防护涂层、铆钉、螺栓的状态损伤情况、腐蚀情况和试验件的破坏形貌进行记录。

4) 更换涂有防护涂层的试验件，重复步骤 1)、2)、3)，完成试验，试验结束。

## 2 结果与分析

### 2.1 残余疲劳强度分析

螺栓连接试验件在第三个周期的疲劳试验中

破坏，铆钉连接试验件在第二个周期的疲劳试验件中破坏。对钢制螺栓连接试验件而言，GZLSLJ1 试验件 (纳米涂料防护体系防护) 在腐蚀环境下，其疲劳寿命下降至自身疲劳寿命的 51.5% 左右，GZLSLJ2 试验件 (2 层 TB06-9+1 层 TS96-71 防护体系) 下降至自身疲劳寿命的 49.8% 左右。按照 HB 5287—1996《金属材料轴向加载疲劳试验方法》，疲劳中值寿命要满足 95% 置信度要求，GZLSLJ1 试验件在 5%NaCl 盐雾环境下的 5 组残余疲劳寿命值的变异系数为 0.0222；GZLSLJ2 试验件为 0.0107，符合 HB 5287—1996 的要求，试验数据合理有效。

铝制铆钉连接试验件，LZMDLJ1 试验件 (纳米涂料防护体系) 在腐蚀环境下其疲劳寿命下降至自身疲劳寿命的 22.56% 左右，LZMDLJ2 试验件 (2 层 TB06-9+1 层 TS96-71 防护体系) 下降至自身疲劳寿命的 22.32% 左右。按照 HB 5287—1996《金属材料轴向加载疲劳试验方法》，疲劳中值寿命要满足 95% 置信度要求，LZMDLJ1 试验件在 5%NaCl 盐雾环境下的 5 组残余疲劳寿命值的变异系数为 0.0034，LZMDLJ2 试验件为 0.0262，符合 HB 5287—1996 的要求，试验数据合理有效。通过对比分析螺栓连接试验件和铝制铆钉连接试验件在 5%NaCl 盐雾环境下的残余疲劳寿命，5%NaCl 盐雾环境对铝制铆钉连接试验件腐蚀影响较为严重。

表 2 腐蚀疲劳试验后结构的残余疲劳寿命

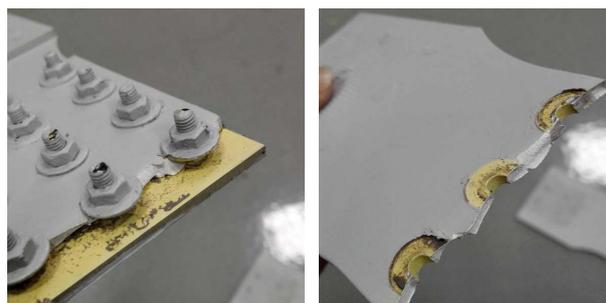
试验件类型	防护涂层及试验件编号	$N_{u \text{ 剩余}}$	$N_{u1}+N_{u2}+N_{u \text{ 剩余}}$	$N_p$	$N_{u1}+N_{u2}+N_{u \text{ 剩余}}/N_p$	平均值	备注	
钢制螺栓连接试验件	N1 涂层 (纳米涂料)	5 902	27 661	54 398	0.508 493	0.515 09	第三周期破坏	
		5 376	27 135	54 398	0.498 823		第三周期破坏	
		7 033	28 792	54 398	0.529 284		第三周期破坏	
		GZLSLJ1	6 904	286 63	54 398		0.526 913	第三周期破坏
		6 090	27 849	54 398	0.511 949		第三周期破坏	
	N2 涂层 (2 层 TB06-9+1 层含氟磁漆 TS96-71)	GZLSLJ2	5 449	27 208	54 398	0.500 165	0.498 04	第三周期破坏
		4 875	26 634	54 398	0.489 614	第三周期破坏		
		5 130	26 889	54 398	0.494 301	第三周期破坏		
		5 535	27 294	54 398	0.501 746	第三周期破坏		
		5 679	27 438	54 398	0.504 394	第三周期破坏		
铝铆钉连接试验件	N1 涂层 (纳米涂料)	7 566	72 727	325 806	0.223 222	0.225 61	第二周期破坏	
		10 330	75 491	325 806	0.231 705		第二周期破坏	
		11 236	76 397	325 806	0.234 486		第二周期破坏	
		LZMDLJ1	3 988	69 149	325 806		0.212 24	第二周期破坏
		8 601	73 762	325 806	0.226 399		第二周期破坏	
	N2 涂层 (2 层 TB06-9+1 层含氟磁漆 TS96-71)	LZMDLJ2	4 431	69 592	325 806	0.213 6	0.223 24	第二周期破坏
		8 695	73 856	325 806	0.226 687	第二周期破坏		
		9 302	74 463	325 806	0.228 55	第二周期破坏		
		9 825	74 986	325 806	0.230 155	第二周期破坏		
		8 607	73 768	325 806	0.226 417	第二周期破坏		

## 2.2 断口形貌分析

在 5%NaCl 盐雾环境下, 两种钢制螺栓连接试验件均在第三个周期的试验中破坏断裂, 疲劳破坏的位置均在试验件螺接部位第一排紧固件孔区域, 具体腐蚀情况和断裂形貌如图 3 所示。钢制螺栓连接试验件通过纳米涂料和传统涂层 (TB06-9 底漆+ TS96-71 面漆) 两种涂层的防护, 残余疲劳寿命值下降为疲劳寿命值的 50%左右。钢制螺栓连接试验件在受到疲劳载荷作用下, 试验件紧固件连接部位的涂层破坏, 如图 4 所示。腐蚀介质穿过涂层, 进入涂层内部, 腐蚀金属基体, 导致钢制螺栓连接试验件在 5%NaCl 盐雾环境下残余疲劳寿命值下降。同时纳米涂料相较于传统涂层 (TB06-9 底漆+ TS96-71 面漆), 涂层自身对基底金属起到钝化作用。当涂层发生破坏后, 涂料中的磷酸盐作为修复剂, 发生氧化还原反应, 形成新的致密涂层, 有效阻止外界腐蚀介质进入涂层内部<sup>[16]</sup>, 降低了腐蚀介质与紧固件孔壁发生腐蚀的可能性, 减少产生腐蚀损伤源的概率, 降低了试验件连接部位裂纹源产生导致的疲劳破坏。因此, 纳米涂料对于 2024 铝合金钢制螺栓连接结构的防护作用更好。

在 5%NaCl 盐雾环境下, 两种铝制铆钉连接试验件均在第二个周期的试验中破坏断裂, 疲劳破坏的位置均在试验件铆接部位第一排紧固件孔区域。具体腐蚀情况和断裂宏观形貌如图 5 所示, 断口形貌的微观照片如图 6 所示。铝制铆接连接试验件通过纳米涂料和传统涂层 (TB06-9 底漆+TS96-71 面漆) 两种涂层的防护, 残余疲劳寿命值下降为疲劳寿命值的 22%左右。说明铝制铆接连接试验件在受到疲劳载荷作用下, 试验件紧固件孔与铆钉之间的涂层破坏较为严

重, 大量腐蚀介质穿过涂层进入涂层内部, 腐蚀金属基体。在紧固件孔壁发生腐蚀损伤, 形成腐蚀损伤源, 极大地促进结构腐蚀疲劳提前发生, 导致铝制铆接连接试验件的残余疲劳寿命值减少很多。同时, 相较于传统涂层 (TB06-9 底漆+ TS96-71 面漆), 纳米涂层表面有较大裂纹和缝隙时, 对基底金属的钝化作用和自修复作用已经丧失<sup>[16]</sup>, 无法阻止外界腐蚀介质进入涂层内部, 导致腐蚀介质与紧固件孔壁金属发生腐蚀的可能性增大, 增加腐蚀损伤源的概率, 致使试验件提前发生腐蚀疲劳破坏。



a GZLSLJ1 试验件



b GZLSLJ2 试验件

图 3 钢制螺栓连接试验件腐蚀疲劳试验断口照片

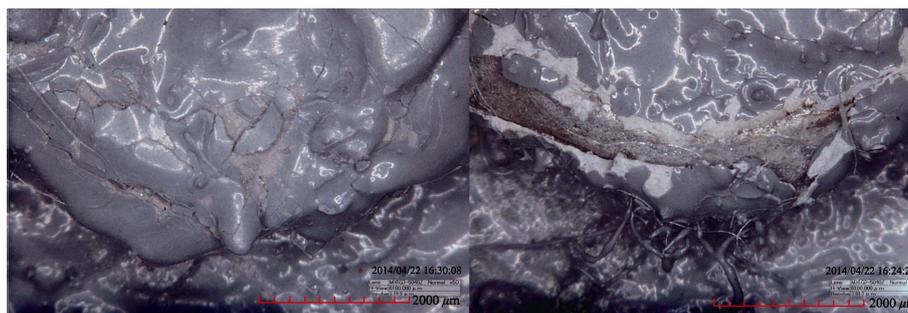


图 4 钢制螺栓试验件紧固件孔与螺栓之间的涂层破坏



a GZLSLJ1 试验件

b GZLSLJ2 试验件

图 5 铝制铆钉连接试验件腐蚀疲劳试验断口照片

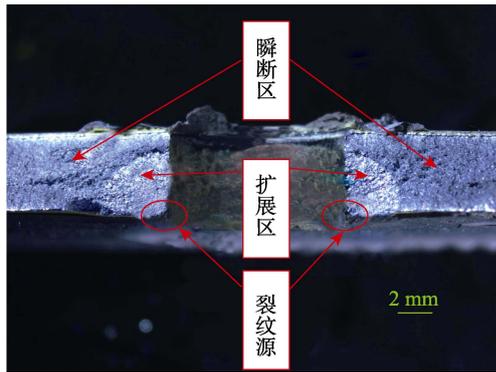


图 6 LZMDLJ2 试验件腐蚀疲劳试验断口微观照片

开展 5%NaCl 盐雾环境下两种 2024 铝合金连接件的腐蚀疲劳试验，对比 2024 铝合金连接件在两套涂层体系下的残余疲劳寿命。研究得到，2024 合金连接结构采用  $0.3P_{破坏}$  为疲劳载荷，在 5%NaCl 盐雾环境下，相较于铝制铆接连接形式，钢制螺栓连接紧固件孔壁与螺栓件的涂层破坏区域较少，防护涂层能有效地阻止腐蚀介质穿过涂层进入涂层内部，腐蚀金属基体，有效降低钢制螺栓连接件的残余疲劳寿命减少量。通过比较 2024 铝合金连接结构在两种涂层表现出的腐蚀疲劳性能差异，纳米涂料对钢制螺栓试验件的防护效果更好。说明纳米涂层在发生轻微破坏后，能通过对基底金属的钝化作用和自修复作用仍然对结构有较好的防护作用。当纳米涂层表面出现较大裂纹或者较严重破坏后，自身无法修复，不能有效防护结构。因此，通过研究 2024 铝合金两种连接结构在 5%NaCl 盐雾环境下的腐蚀性能特点，综合分析金属结构的连接形式和受载特点，合理选用防护涂层体系，能有效增加防护涂层防护效果，提高 2024 铝合金连接结构在 5%NaCl 盐雾环境下的残余疲劳寿命值。

## 4 结论

1) 5%NaCl 盐雾环境对于铝合金连接结构的残余疲劳寿命影响较大，在盐雾环境和载荷的共同作用下，腐蚀破坏紧固件连接部位的涂层，引起紧固件连接部位发生腐蚀，导致结构疲劳寿命降低。

2) 相较于 2024 铝合金铝制铆接结构，钢制螺栓连接结构在  $0.3P_{破坏}$  的疲劳载荷作用下，钢制螺栓结构在 5%NaCl 盐雾环境下的腐蚀损伤较少，对残余寿命的影响较小。

3) 通过分析纳米涂层和传统涂层（TB06-9 底漆+TS96-71 面漆）的防护性能、连接形式、腐蚀环境和载荷作用，防护涂料的选取等因素对连接结构腐蚀防护性能的影响较大。

## 参考文献：

- [1] 夏耘, 王勇刚. 铝合金腐蚀疲劳研究进展[J]. 轻合金加工技术, 2018, 46(10): 15-19.
- [2] 贺小帆, 刘文璟, 向锦武. C-T 曲线通用性分析和试验研究[J]. 航空学报, 2005(2): 184-189.
- [3] 秦剑波, 王生楠, 刘亚龙, 等. 腐蚀环境下 2024-T3 铝合金疲劳裂纹扩展和剩余强度实验研究[J]. 材料工程, 2006(3): 14-17.
- [4] 郭洪全, 杨永安, 吴有金. LC4CS 高强铝合金腐蚀疲劳行为研究[J]. 材料工程, 1995(4): 42-44.
- [5] 马少华, 回丽, 周松, 等. 腐蚀环境对预腐蚀铝合金腐蚀疲劳性能的影响[J]. 材料工程, 2015, 43(2): 91-95.
- [6] 蒋金龙, 赵名洋. 预腐蚀对 LY12CZ 挤压件疲劳寿命的影响[J]. 机械强度, 1996(4): 74-75.
- [7] 李鸿鹏, 李锋, 马康民, 等. LY12CZ 铝合金腐蚀疲劳研究进展[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2005(3): 175-177.
- [8] 丁传富, 陈美英, 吴有金, 等. 飞机典型机械紧固连接件腐蚀疲劳性能的试验研究[J]. 材料工程, 1995(8): 41-44.
- [9] 陈跃良, 卞贵学, 郁大照. 预腐蚀铝合金典型螺栓单搭接件疲劳寿命研究[J]. 工程力学, 2012, 29(5): 251-256.
- [10] 谭晓明, 陈跃良, 段成美. 飞机结构搭接件腐蚀三维裂纹扩展特性分析[J]. 航空学报, 2005(1): 66-69.
- [11] 卢松涛, 刘立东, 杨浩亮, 等. 盐雾环境下下部对接紧固件耐腐蚀性研究[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(4): 59-64.
- [12] 贺小帆, 刘文斑, 王忠波, 等. 预腐蚀对 30CrMnSi-Ni2A 连接件疲劳寿命影响的试验研究[J]. 机械强度, 2009, 31(4): 664-669.
- [13] 徐永祥, 严川伟, 高延敏, 等. 大气环境中涂层下金属的腐蚀和涂层的失效[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2002(4): 58-65.
- [14] 陈跃良, 卞贵学, 衣林, 等. 腐蚀和疲劳交替作用下飞机铝合金疲劳性能及断裂机理研究[J]. 机械工程学报, 2012, 48(20): 73-79.
- [15] 陆峰, 汤智慧, 孙志华, 等. 航空材料环境试验及表面防护技术[M]. 北京: 国防工业出版社. 2012: 78-92.
- [16] 甘志宏, 廖圣智, 王浩伟, 等. 聚苯胺/磷酸锌/聚硅氧烷复合涂层自修复和耐蚀性能初探[J]. 表面技术, 2017, 46(5): 224-230.