

自然环境-疲劳交替作用对 2024 典型连接结构累积损伤的影响研究

苏艳, 钟勇, 苏虹, 王成章, 吴帅

(西南技术工程研究所, 重庆 400039)

摘要: **目的** 揭示自然环境和疲劳交替作用下, 2024 典型连接结构环境损伤规律与损伤机制。**方法** 采用静态暴露试验和静态暴露-疲劳交互试验, 对比研究 2024 典型连接结构的累积损伤特性和疲劳寿命退化规律。通过电液伺服材料试验机测试不同试验周期的试样疲劳寿命, 利用环境扫描电镜 (SEM) 和金相显微镜 (OM) 观察和表征试样疲劳断口形貌及微观腐蚀特征, 利用 X 射线应力分析仪测量了周期加载引起的孔边残余应力变化。**结果** 金相分析结果表明, 周期疲劳加载对 2024 连接结构的腐蚀损伤进程有一定加速性, 交互试验 2 年的腐蚀深度 ($51.9\ \mu\text{m}$) 大于静态暴露试样 ($47.0\ \mu\text{m}$)。中值疲劳寿命变化曲线显示, 相同环境腐蚀条件下, 静态暴露的试样疲劳寿命较“疲劳+静态暴露”交互试验方式有所提高, 裸材试样的中值疲劳寿命约为交互试验的 1.5~2.3 倍, 带涂层试样的中值疲劳寿命约为交互试验的 1.1~1.4 倍。紧固孔周边残余应力检测数据表明, 受外加交变应力和环境腐蚀的叠加作用, 孔边残余压应力逐渐减小, 产生局部塑性变形, 这会对疲劳寿命造成不利影响。**结论** “疲劳+静态暴露”交互试验条件下的试样疲劳寿命退化与低载锻炼效应和电化学效应相互竞争、孔边残余压应力变化及微动磨损密切相关, 从而呈现出先升高、后小幅振荡下降的趋势。

关键词: 连接结构; 环境腐蚀; 疲劳; 交替作用; 损伤规律; 损伤机制

中图分类号: TG668 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2020)10-0268-08

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2020.10.031

Influence of Natural Environment-Fatigue Alternate Action on Accumulated Damage of 2024 Typical Connection Structure

SU Yan, ZHONG Yong, SU Hong, WANG Cheng-zhang, WU Shuai

(Southwest Institute of Technology and Engineering, Chongqing 400039, China)

ABSTRACT: The work aims to exhibit the environmental damage rule and damage mechanism of 2024 typical connection structure under the alternate action of natural environment and fatigue. Static natural exposure test and static natural environment-fatigue alternate test were used to comparatively study the accumulated damage characteristics and fatigue degradation rule of 2024 typical connection structure. Electro-liquid servo material test machine was applied to test the fatigue

收稿日期: 2020-06-15; 修订日期: 2020-09-27

Received: 2020-06-15; Revised: 2020-09-27

作者简介: 苏艳 (1971—), 女, 硕士, 正高级工程师, 主要研究方向为产品环境效应与评价。邮箱: suyan71@126.com

Biography: SU Yan (1971—), Female, Master, Senior engineer, Research focus: product environmental effect and evaluation. E-mail: suyan71@126.com

引文格式: 苏艳, 钟勇, 苏虹, 等. 自然环境-疲劳交替作用对 2024 典型连接结构累积损伤的影响研究[J]. 表面技术, 2020, 49(10): 268-275.

SU Yan, ZHONG Yong, SU Hong, et al. Influence of natural environment-fatigue alternate action on accumulated damage of 2024 typical connection structure[J]. Surface technology, 2020, 49(10): 268-275.

life of samples for different cycles. Environmental SEM and optical microscopy were adopted to observe and characterize the morphology and micro corrosion characteristics of sample fatigue fracture. The X-ray stress analyzer was employed to measure the change of residue stress at hole edge by periodical stress. Metallographic results showed that periodical fatigue stress had certain accelerating effects on corrosion damage of 2024 typical connection structure, and the corrosion depth ($51.9\text{ }\mu\text{m}$) under alternate condition for 2 years was larger than that ($47.0\text{ }\mu\text{m}$) in static exposure condition. Median fatigue life curve showed that the samples with the same environmental corrosion conditions in static exposure test had longer fatigue life than that in “fatigue + static exposure” alternate condition. The median fatigue life of samples without coating was about 1.5~2.3 times that in alternate test, and that of coated samples was about 1.1~1.4 times that in alternate test. The test data of residual stress around the fastening hole showed that the residual compressive stress at the edge of the hole gradually decreased due to the superposition of external alternate stress and environmental corrosion, resulting in local plastic deformation, which adversely affected the fatigue life. Under the condition of “fatigue+static exposure” alternate test, the fatigue life degradation of samples is closely related to the competition between low load exercise effect and electrochemical effect, the change of residual compressive stress at the hole edge and fretting wear, thus showing a trend of first increasing and then slightly oscillating and decreasing.

KEY WORDS: connection structure; environmental corrosion; fatigue; alternate action; damage rule; damage mechanism

飞机结构在长期的使用过程中会面临复杂多样的自然环境的侵蚀,尤其是高温、高湿、高盐雾、强太阳辐射的“三高一强”湿热海洋环境下的腐蚀损伤问题日益突出。飞机金属结构在潮湿、含盐气氛中极易发生电化学腐蚀,降低材料的抗疲劳性能,进而影响结构安全性和使用寿命。此外,飞机在执行任务期间还会遭遇复杂机械载荷的影响,机械载荷产生的疲劳损伤和环境腐蚀产生的腐蚀损伤并非简单地叠加,两者的耦合效应极其复杂,使得飞机结构损伤演变规律存在不确定性,这给精准预测评价结构损伤,指导合理检修、视情维护带来较大难度。

目前,国内外针对材料在大量腐蚀疲劳交替作用下和预腐蚀作用下的性能退化规律进行了研究,建立了多种寿命预测模型。例如, Sriaman 等^[1]提出了同时考虑环境腐蚀和疲劳作用的裂纹形成及扩展的全寿命模型。Menan 等^[2-3]研究了盐溶液和加载频率对 2024 腐蚀疲劳裂纹扩展行为的影响,并指出交替浸泡效应不同于预腐蚀的持续浸泡。Gruenberg 等采用预腐蚀方法研究了 2024/7075 铝合金的腐蚀损伤行为,预测了疲劳寿命^[4-7]。刘文斑等^[8-10]基于预腐蚀试验结果,研究了飞机典型结构材料在不同腐蚀条件下的寿命退化规律,建立了寿命预测的 $C(T)$ 曲线。陈群志等^[11-12]研究了环境腐蚀与疲劳载荷交替作用对某型号飞机机翼主梁疲劳寿命的影响规律,发现在交替试验条件下,试样的均值疲劳寿命下降幅度较大。陈跃良等^[13]采用腐蚀+疲劳交替方法,研究了 2A12 疲劳寿命的变化规律。杨晓华等^[14-15]通过实验研究发现,同级载荷试验条件下,前级载荷对经环境腐蚀一段时间后的后级加载的疲劳行为存在“低载锻炼效应”,并以此提出了考虑环境腐蚀作用的损伤累积“迟滞”模型。张海威等^[16-17]采用腐蚀/疲劳交替试验方法对铝合金剩余寿命进行了预测,建立了基于均匀分布耦合损伤的寿命计算模型。

然而,上述研究主要采用预腐蚀疲劳试验或实验室加速腐蚀/疲劳交替试验方法,与飞机“地面停放+空中飞行”的复杂使用环境仍存在一定差距,尤其是单因素或简单两因素实验室加速试验条件不能反映外界多重环境因素的综合影响。目前有关自然环境与疲劳载荷交互作用下的结构损伤研究几乎未见报道,环境-载荷耦合效应对结构损伤的影响机制尚未全面揭示。综上,本文采用自然环境静态暴露和自然环境-疲劳载荷交互试验方法,结合两种试验条件下的腐蚀形貌、腐蚀深度、疲劳断口形貌、孔边残余应力和剩余疲劳寿命检测结果,对比研究了飞机典型连接结构损伤特性及疲劳性能退化规律,从低载锻炼效应和电化学效应相互竞争、残余应力变化、孔边微动磨损等多个视角阐释了交互试验条件下结构的复杂损伤机制。

1 试验

1.1 试样制备

模拟飞机上顶板典型部位,将试样设计为串联式两层连接结构,如图 1 所示。其中主体材料为 2024-T62 铝合金 ($\delta=1.5\text{ mm}$),上层搭接材料为 7050-T7451 铝合金 ($\delta=2.0\text{ mm}$)。试样试验段宽度为 20 mm,其上并行分布着孔径 $\phi 3\text{ mm}$ 的 2 个孔,螺栓孔加工精度为 H9。试样表面状态分为裸材和带涂层(阳极化+环氧底漆+环氧面漆)两种类型。

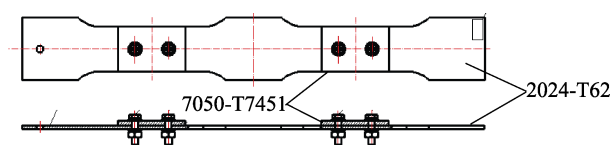


图 1 试样外形尺寸示意图
Fig.1 Sketch of sample size

1.2 试验方法

1.2.1 自然环境静态暴露试验

将试样暴露于海南万宁试验站近海岸试验棚下,与水平面呈 90° 垂直安装于试样架上,不直接接受太阳辐射、雨淋作用。暴露不同周期后,取样进行疲劳试验(相当于传统的预腐蚀/疲劳试验)。试验过程中,目视观察裸材和带涂层试样外观腐蚀/老化形貌。参照 HB 5287—1996《金属材料轴向加载疲劳试验方法》,在 MTS880 电液伺服材料试验机上进行疲劳试验,试验后采用 Quanta200 环境扫描电镜(SEM)观察疲劳断口形貌,并利用自带能谱仪沿裂纹源及扩展方向进行 X 射线能谱分析。拆卸后取 2024-T62 铝合金磨制金相试片,采用金相显微镜(OM)观察腐

蚀类型,并检测局部最大腐蚀深度。

1.2.2 自然环境-疲劳载荷交互试验

试样暴露环境及安装方式与静态暴露试验一致。采用“疲劳加载+静态暴露+疲劳加载+静态暴露+...”的交替模式,交替循环周期设计为 0.5 a,以此实现环境因素和疲劳载荷在试样上的交互作用。疲劳加载在 MTS880 电液伺服材料试验机上进行,试验载荷谱由高、低两级等幅谱构成,加载波形为正弦波,应力比 $R_1=0.7$ 、 $R_2=0.5$,加载频率 $f=10$ Hz,最大应力水平 160 MPa,如图 2 所示。试验过程中的试样外观形貌、疲劳断口观察、腐蚀深度和疲劳试验条件与静态暴露试验保持一致。

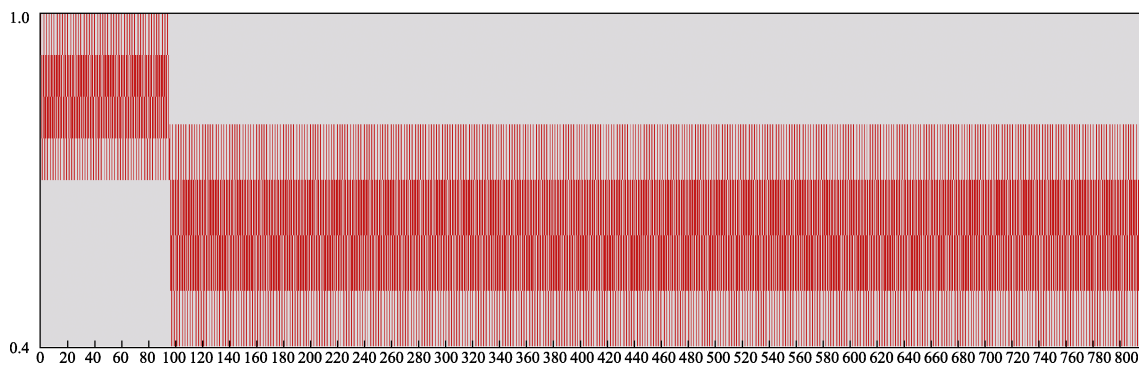


图2 试验载荷系数谱

Fig.2 Ratio chart of experimental load

1.3 残余应力检测方法

采用 X 射线应力分析仪(芬兰 XStress 3000),参照 GB/T 7704—2017《无损检测 X 射线应力测定方法》,对交互试验试样的紧固孔边缘残余应力分布进行检测。检测方法为侧倾法,应力计算方法为 $d\sin^2\phi$ 法,曝光时间 20 s,测量深度约为表面以下 30 μm 。

2 结果与讨论

2.1 两种试验条件下连接结构的损伤形貌

2024-T62 铝合金(Al-Cu-Mg 系合金)试样沿轧制方向取样,经混合酸侵蚀后的显微组织见图 3。可见, α -Al 基体上分布着细颗粒和粗化的化合物质点,并表现出一定的方向性,晶粒沿压延方向拉长,主要强化相为 θ 相(Al_2Cu)和 S 相(Al_2CuMg)^[18-19]。

在高温、高湿、高盐雾的湿热海洋大气环境下,2024 裸材试样腐蚀较为严重,暴露 3 年,2024 和 7050 铝合金正面出现大量麻点并遍布灰白色腐蚀产物(见图 4);反面弹簧垫圈有少量棕锈,螺栓头部、螺母、垫片有较多白色腐蚀产物。带涂层试样无明显变化,

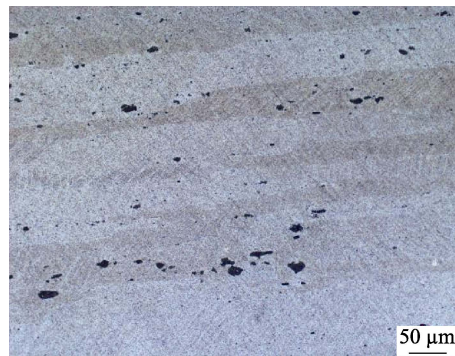


图3 2024-T62 合金的显微组织

Fig.3 Microstructures of 2024-T62 aluminum alloy

涂层老化综合等级为 0 级。从整体腐蚀程度及发展趋势来看,2024 裸材试样在静态暴露试验和环境-疲劳交互试验条件下的环境损伤行为无明显差异。

针对静态暴露和环境-疲劳交互试验 1a、2a 的 2024 裸材试样,拆卸后,选取腐蚀严重的区域分别截取试片,通过镶嵌、抛光制备金相磨片,在金相显微镜下观察抛光表面(见图 5)。可见,2024 试样在湿热海洋大气环境中主要表现为点蚀和晶间腐蚀特征。研究发现,由于合金中 θ 相沿晶界析出,在晶界两边会产生一条贫铜带,形成阳极腐蚀通道^[20],这

是 2024 发生晶间腐蚀的本质原因。在环境-疲劳交互试验条件下，其最大腐蚀深度略大于静态暴露试样，说明周期疲劳作用对 2024 的腐蚀损伤进程有一定加速性。

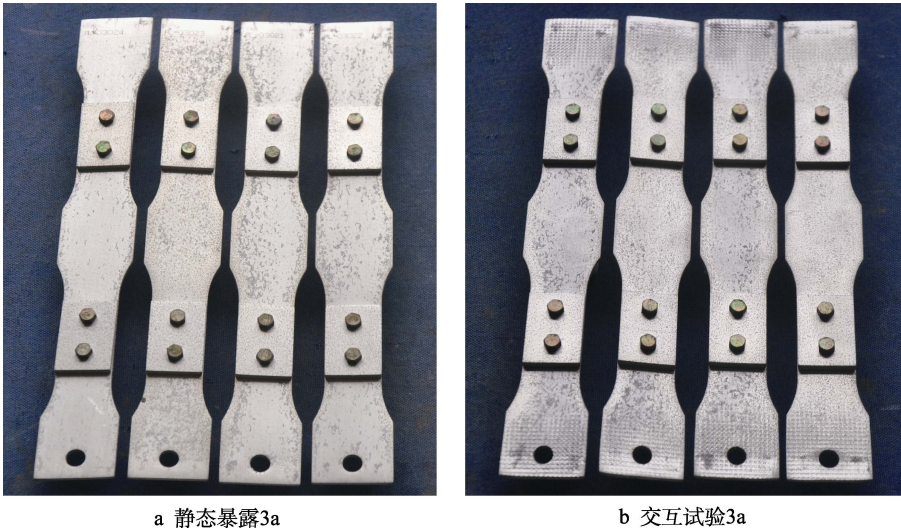


图 4 2024 裸材试样静态暴露和交互试验后的宏观腐蚀形貌

Fig.4 Macro-corrosion morphology of 2024 alloy after static exposure and alternate test: a) static exposure for 3a; b) alternate test for 3a

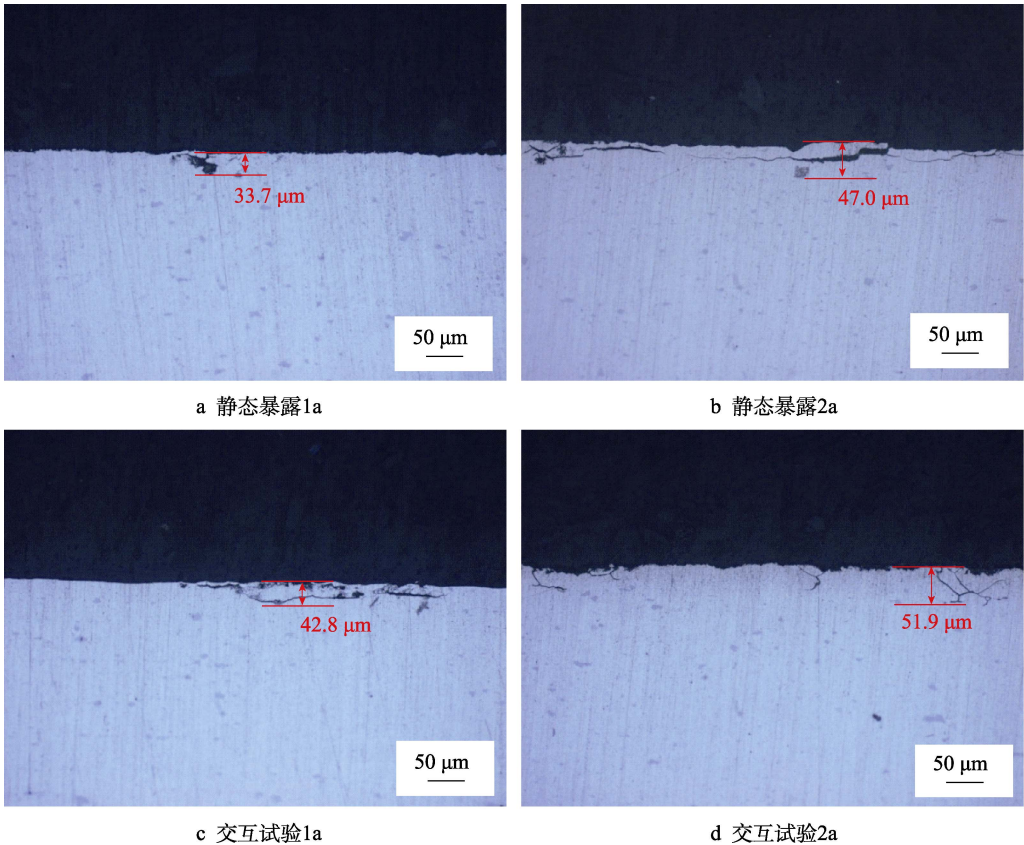


图 5 2024 裸材试样静态暴露和交互试验后的微观腐蚀特征

Fig.5 Micro-corrosion characteristics of 2024 alloy after static exposure and alternate test: a) static exposure for 1a; b) static exposure for 2a; c) alternate test for 1a; d) alternate test for 2a

2.2 单纯环境作用及环境-疲劳交替作用对 2024 结构件累积损伤的影响

针对试验前后 2024 裸材和带涂层试样的对数疲

劳寿命数据，分别计算了子样平均值和子样方差，按照 HB/Z 112—1986《材料疲劳试验统计分析方法》，进行 F 检验和 t 检验。结果表明，约 85% 的裸材（H1）和带涂层（H3）模拟试件的对数疲劳寿命数据标准

差无显著差异,但平均值存在显著差异,说明环境腐蚀作用对疲劳寿命的均匀性无明显影响,对疲劳寿命的均值影响明显。

假设疲劳寿命试验结果服从对数正态分布^[8,21-22],按照式(1)计算不同时间的静态暴露和环境-疲劳交互

试验下试样的中值疲劳寿命,结果如表1所示。

$$N_{50}(t) = 10^{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i} \quad (1)$$

式中: $N_{50}(t)$ 为试样的中值疲劳寿命; n 为一组试样的平行试样个数; x_i 为第 i 件试样的疲劳寿命。

表1 静态暴露和环境-疲劳交互试验结果

Tab.1 Results of static exposure and environment-fatigue alternate test

Test mode	Test time (a)	Specimen without coating		Specimen with coating	
		Median-fatigue life(cycles)	Coefficient of variation/%	Median-fatigue life(cycles)	Coefficient of variation/%
—	0	126 820	1.41	486 256	3.19
Static exposure	0.5	784 434	1.51	505 552	3.16
Environment-fatigue alternate		175 711	1.72	294 102	0.97
Static exposure	1	303 706	5.84	331 460	3.68
Environment-fatigue alternate		133 309	1.38	303 258	2.80
Static exposure	1.5	—	—	—	—
Environment-fatigue alternate		118 188	2.13	241 205	2.69
Static exposure	2	195 984	3.01	307 658	2.07
Environment-fatigue alternate		131 852	2.45	224 846	3.87

图6给出了2024裸材及带涂层试样在静态暴露和交互试验条件下的中值疲劳寿命变化的对比曲线。从整体趋势来看,试验期间试样中值疲劳寿命大多表现为小幅振荡下降规律,相同表面状态的静态暴露试样中值疲劳寿命均明显高于交互试验试样(见图6a、b),而相同交互试验条件下的裸材试样中值疲劳寿命

明显低于带涂层试样(见图6c)。其中,裸材试样静态暴露的中值疲劳寿命约为交互试验的1.5~2.3倍,带涂层试样静态暴露的中值疲劳寿命约为交互试验的1.1~1.4倍。试验数据(表1)显示,2024裸材及带涂层试样静态暴露0.5年后,中值疲劳寿命相比原始值明显增大,具体原因还需进一步研究分析。

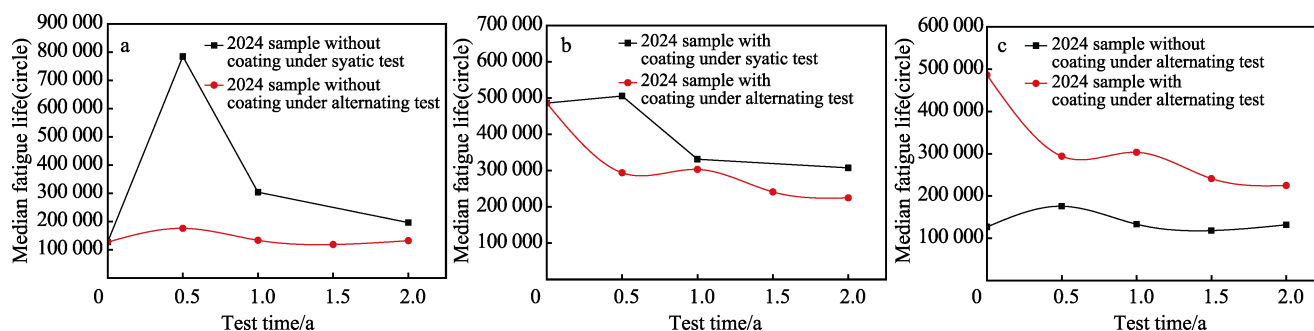


图6 2024裸材及涂层试样的静态和交互试验中值疲劳寿命变化对比曲线

Fig.6 Comparison curve for median fatigue life of 2024 sample without/with coating under static and alternate tests

2024裸材试样在静态暴露过程中会受到外界环境介质(Cl^- 、 H_2O 等)的持续作用,从而发生蚀坑等腐蚀损伤。在交变应力作用下,孔壁上形成的蚀坑易产生应力集中诱发裂纹。疲劳断口呈断续的贝纹线特征,裂纹源起始于蚀坑底部,可见明显腐蚀产物痕迹(图7)。沿裂纹起源、扩展方向进行多点X射线能谱分析,测试区域(图7a)的元素含量见表2。可见,由裂纹源表层向内层过渡,O元素含量迅速降低,Al元素含量相应升高,并且在蚀坑底部检出Cl元素,说明蚀坑中堆积的腐蚀产物以氧化铝($\text{Al}_2\text{O}_3 \cdot 3\text{H}_2\text{O}$)为主。由于闭塞电池作用,大气中的 Cl^- 不断向蚀孔

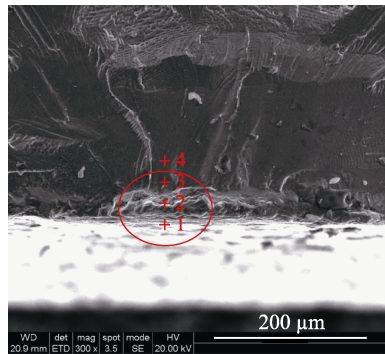
内迁移,形成高浓度的 AlCl_3 ,进一步加速点蚀的发展。而在环境-疲劳交互试验条件下,与静态暴露的单纯环境作用不同,一方面,载荷周期施加过程中产生的局部弹/塑性变形加速了试样表面氧化膜的破裂,使腐蚀介质更易侵蚀2024基体,加快了表面点蚀、晶间腐蚀进程,图5的腐蚀深度数据提供了佐证;另一方面,随着腐蚀沿试样表面和纵深方向发展,蚀坑数量增多,表面积增大,深度增加,促使材料沿晶开裂,形成更多的微观小裂纹,在断口上可观察到多个裂纹源,主要表现为孔角裂纹和孔内表面裂纹,使得材料疲劳性能进一步降低,见图8。

表 2 测试区域元素含量
Tab.2 Element content in test zone

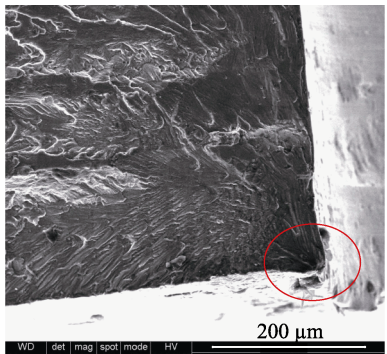
Test area	C	O	Al	S	Cl	K	Ca	Fe	Cu
1	16.98	50.12	1.77	—	—	—	—	—	—
2	46.51	33.81	3.00	1.62	0.84	1.58	5.59	2.41	—
3	31.80	6.35	59.89	—	—	—	0.78	—	—
4	30.14	11.79	44.73	—	—	—	—	—	2.28

在相同交互试验条件下，试样表面的涂层体系有

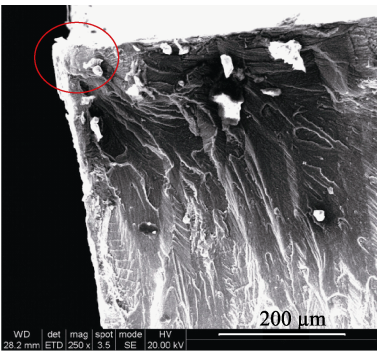
效隔绝了外界腐蚀介质对基材的侵蚀，提高了基材抗环境腐蚀的能力。扫描电镜观察发现，孔内壁未见明显腐蚀现象，断口主要表现为纯机械损伤导致的疲劳断裂（见图 9）。然而，在周期疲劳交变应力作用下，容易引起紧固孔与螺栓间的变形，导致连接区域的防护涂层局部破损，腐蚀介质得以穿过涂层进入内部腐蚀金属基体，使紧固孔壁发生点蚀坑等腐蚀损伤，因应力集中提早形成裂纹源，缩短起裂时间。这解释了带涂层试样交互试验中值疲劳寿命低于静态暴露值的原因。



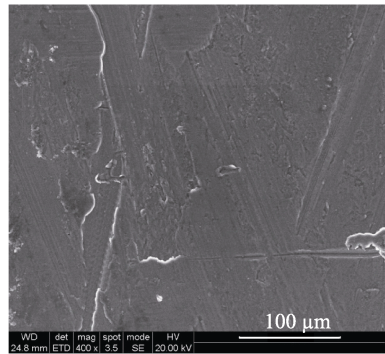
a 裂纹源



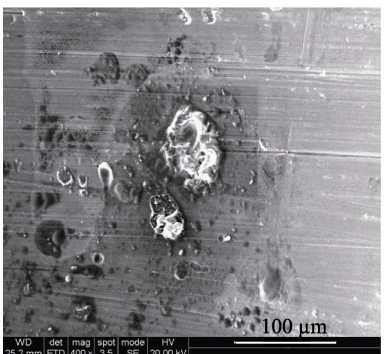
a 裂纹源



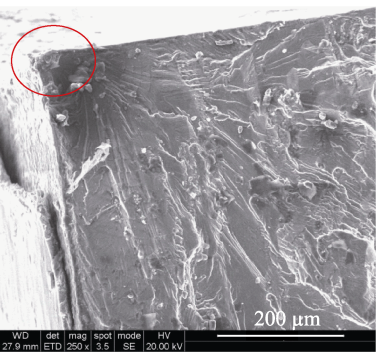
a 静态暴露1a



b 孔内壁



b 孔内壁



b 交互试验1a

图 7 2024 裸材试样在海洋大气环境棚下静态暴露 1 年的断口和孔内壁 SEM 形貌
Fig.7 SEM morphology of fracture and hole inner wall of 2024 sample without coating exposed statically for 1 year under marine atmospheric environment shed: a) crack source; b) hole inner wall

图 8 2024 裸材试样经海洋大气环境交互试验 1 年的断口和孔内壁 SEM 形貌
Fig.8 SEM morphology of fracture and hole inner wall of 2024 sample without coating exposed under alternate test for 1 year under marine atmospheric environment shed: a) crack source; b) hole inner wall

图 9 2024 带涂层试样海洋大气环境交互试验 1 年的断口 SEM 形貌
Fig.9 SEM morphology of 2024 sample with coating exposed to oceanic atmosphere test for 1 year: a) static exposure; b) alternate test

2.3 环境-疲劳交替作用的结构损伤机制

结构件环境-疲劳交替作用下的腐蚀疲劳性能受构成材料、制造装配、谱载、腐蚀电化学等诸多因素的影响，疲劳裂纹扩展行为及损伤机制极其复杂。本文从低载锻炼效应和电化学效应相互竞争、微动磨损、残余应力等视角，探讨了环境-疲劳交互试验条件下，2024 连接结构的损伤机制。

2.3.1 低载锻炼效应和电化学效应竞争机制分析

在环境-疲劳交互试验条件下，2024 结构试样环境损伤发展受低载锻炼效应和电化学效应竞争

机制的影响。不同试验阶段下，两者的影响主次不同，使得试样疲劳寿命呈现出先增加，后小幅振荡下降的趋势。试验过程中，虽然交替施加的疲劳载荷相同，但由于环境腐蚀的累积作用，2024 材料的抗疲劳性能退化，使得后一段试验相对于前一段试验，在“更高”的载荷水平下经历疲劳作用，即相当于产生了低-高两级载荷的疲劳损伤。而在低-高两级载荷作用下，由于低载的“锻炼效应”，造成试样在随后的“高载”条件下的裂纹形成滞后^[10]，使疲劳寿命升高。试验早期，低载锻炼效应占主导地位，疲劳寿命增大，表现为对疲劳性能的强化作用；随

着试验时间延长,环境对试样的腐蚀作用不断加重,低载锻炼效应的强化作用逐步减弱,电化学效应的影响逐步增强,导致疲劳寿命整体波动呈现下降趋势。

2.3.2 紧固孔连接边缘微动磨损分析

图 10 为 2024 裸材试样 2 年静态暴露和交互试验

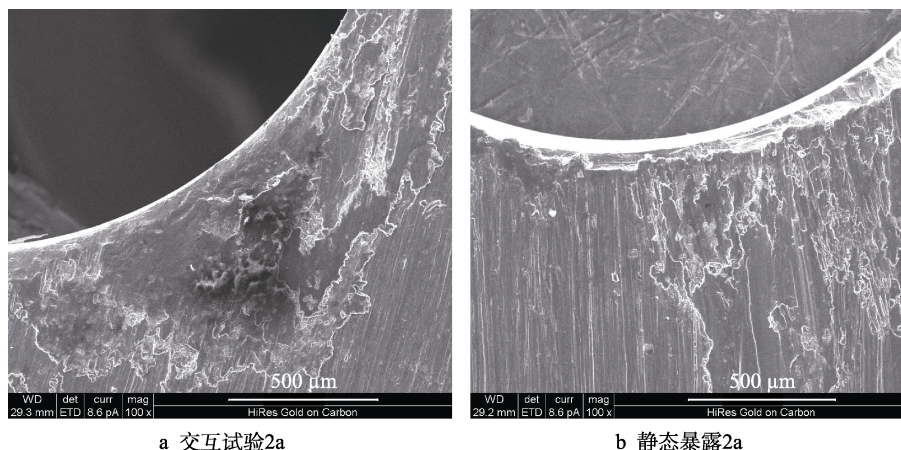


图 10 2024 裸材试样紧固孔周边 SEM 形貌

Fig.10 SEM morphology of fastening hole edge on 2024 sample without coating: a) alternate test for 2a; b) static exposure for 2a

2.3.3 紧固孔连接边缘残余应力分析

2024 裸材交互试样在加工装配过程中会形成残余应力,受外加交变应力和环境腐蚀的叠加作用,试样表面残余应力会随之变化至重新平衡,进而影响其承载性能和疲劳性能。经 X 射线应力分析仪检测的 2024 裸材交互试验 2、2.5 年的紧固孔边缘残余应力的数据见表 3,检测位置如图 11 所示。可以看出,在环境-疲劳应力交替作用下,孔边形成的残余压应力逐渐减小,说明发生了局部的塑性变形。残余压应力可以阻碍疲劳裂纹的形成与扩展,提高材料的抗疲劳能力,因此残余压应力的减小,会对材料疲劳性能造成不利影响,使其疲劳寿命下降。

表 3 交互试样紧固孔边残余应力检测数据

Tab.3 Test date of residual stress of fastening hole of sample under alternate test

Test time/a	Residual stress/MPa		
	1#/Lengthwise direction	2#/Width direction	3#/Lengthwise direction
2	-144.2, -121.6	-94.1, -40.3	-129.9
2.5	-3.4, -43.5	-19.5, -53.5	-29.8

Note: the negative sign indicates that the residual stress is compressive stress

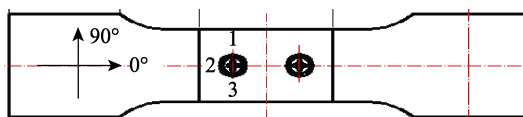


图 11 残余应力检测位置

Fig.11 Location of residual stress detection

后的紧固孔连接边缘的 SEM 形貌。可以看出,由于交互试验对试样周期施加了两级等幅载荷谱,2024 紧固孔周边与 7050 搭接件之间存在极小幅度的周期相对运动,容易发生微动磨损,表现出粘着磨损特征,且孔边损伤程度大于静态暴露试样,这会对其疲劳性能造成不利影响。

3 结论

1) 静态暴露/疲劳试验相当于传统的预腐蚀/疲劳试验,此试验条件下的试样疲劳寿命较“疲劳+静态暴露”交互试验方式有所提高,裸材试样的中值疲劳寿命约为交互试验的 1.5~2.3 倍,带涂层试样的中值疲劳寿命约为交互试验的 1.1~1.4 倍。断口疲劳裂纹源起始于蚀坑底部,表面有明显腐蚀产物痕迹。

2) “疲劳+静态暴露”交互试验条件下,试样疲劳寿命受低载锻炼效应和电化学效应相互竞争的影响。试验早期,低载锻炼效应占主导地位,表现为对疲劳性能的强化作用,疲劳寿命有所增大;随着试验时间延长,环境对试样的腐蚀作用不断加重,电化学效应的影响逐步增强,低载锻炼效应的强化作用逐步减弱,使得疲劳寿命呈现出先升高,后小幅振荡下降的趋势。

3) “疲劳+静态暴露”交互试验条件下,试样疲劳寿命还与孔边残余应力变化及微动磨损密切相关。受外加交变应力和环境腐蚀的叠加作用,孔边形成的残余压应力逐渐减小,说明发生了局部的塑性变形,这会对疲劳寿命造成不利影响,而孔边周期微动磨损将进一步加剧疲劳性能的退化。

参考文献:

- [1] SRIAMAM M R, PIDAPATI R M. Life prediction of aircraft aluminum subjected to pitting corrosion under fatigue condition[J]. Journal of aircraft, 2009, 46(4): 1253-1259.

- [2] MENAN F, HENAFF G. Influence of frequency and exposure to a saline solution on the corrosion fatigue crack growth behavior of aluminum alloy 2024[J]. *International journal of fatigue*, 2009, 31(33): 1684-1695.
- [3] MENAN F, HENAFF G. Synergistic action of fatigue and corrosion during crack growth in the 2024 aluminum alloy[J]. *Procedia engineering*, 2010, 2(3): 1441-1450.
- [4] GRUENBERG K M, CRAIG B A, HILLBERRY B M, et al. Predicting fatigue life of pre-corroded 2024-T3 aluminum[J]. *International journal of fatigue*, 2004, 26: 629-640.
- [5] KIMBERLI J, SACHINR S, PAULN C, et al. Effect of prior corrosion on short crack behavior in 2024-T3 aluminum[J]. *Corrosion science*, 2008, 50: 2588-2595.
- [6] WALDE K V D, BROCKENBROUGH J R, CRAIG B A, et al. Multiple fatigue crack growth in pre-corroded 2024-T3 aluminum[J]. *International journal of fatigue*, 2005, 27: 1509-1518.
- [7] DUQUESNAY D L, UNDERHILL P R, BRITT H J. Fatigue crack growth from corrosion damage in 7075-T6511 aluminum alloy under aircraft loading[J]. *International journal of fatigue*, 2003, 25: 371-377.
- [8] 刘文琰, 李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- LIU W T, LI Y H. Aircraft structure calendar life evolution technology[M]. Beijing: Aeronautics Industry Press, 2004.
- [9] 贺小帆, 刘文琰, 蒋东滨. 一种考虑腐蚀影响的飞机结构疲劳试验方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(1): 20-22.
- HE X F, LIU W T, JIANG D B. Method for fatigue test of aircraft structures considering corrosion influence[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 29(1): 20-22.
- [10] 李玉海, 刘文琰. 腐蚀条件下飞机结构疲劳寿命评定技术研究[J]. 飞机设计, 2002(4): 1-10.
- LI Y H, LIU W T. Study on assessing fatigue life of aircraft structures under corrosion environment[J]. *Aircraft design*, 2002(4): 1-10.
- [11] 陈群志, 杨瑞琴, 李国元, 等. 腐蚀对 30CrMnSiNi2A 钢结构疲劳寿命的影响[J]. 装备环境工程, 2007, 4(5): 7-9.
- CHEN Q Z, YANG R Q, LI Y G, et al. Influence of corrosion on fatigue life of 30CrMnSiNi2A steel structure[J]. *Equipment environment engineering*, 2007, 4(5): 7-9.
- [12] 陈群志, 陈志伟, 刘文琰, 等. 腐蚀环境下飞机结构日历寿命研究现状与关键技术问题[J]. 中国安全科学学报, 2000, 10(3): 43-47.
- CHEN Q Z, CHEN Z W, LIU W T, et al. Research situation and key technology of calendar life of aircraft structure under corrosion environment[J]. *China Safety Science Journal*, 2000, 10(3): 43-47.
- [13] 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): 70-76.
- CHEN Y L, BIAN G X, YI L, et al. Research on fatigue characteristic and fracture mechanics of aluminum alloy under alternate action of corrosion and fatigue[J]. *Journal of mechanical engineering*, 2012, 48(20): 70-76.
- [14] 杨晓华, 姚卫星, 段成美. 腐蚀环境下 LC4 铝合金疲劳损伤累积规律研究[J]. 航空学报, 2003, 24(3): 234-236.
- YANG X H, YAO W X, DUAN C M. Research on fatigue damage cumulative rule under corrosion environment[J]. *Acta aeronautics et astronautica sinica*, 2003, 24(3): 234-236.
- [15] 杨晓华. 腐蚀累积损伤理论研究与飞机结构日历寿命分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- YANG X H. Study on corrosion cumulative damage rules and the calendar life of aircraft structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics et Astronautics, 2002.
- [16] 张海威, 何宇廷, 范超华, 等. 腐蚀/疲劳交替作用下飞机金属材料疲劳寿命计算方法[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1114-1121.
- ZHANG H W, HE Y T, FAN C H, et al. Fatigue life prediction method for aircraft metal material under alternative corrosion/fatigue process[J]. *Acta aeronautics et astronautica sinica*, 2013, 34(5): 1114-1121.
- [17] 张海威, 何宇廷, 范超华, 等. 腐蚀-疲劳交替作用下铝合金剩余寿命预测方法研究[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2012, 24(6): 494-497.
- ZHANG H W, HE Y T, FAN C H, et al. Residual Life prediction method for aluminum alloy under alternative corrosion and fatigue process[J]. *Corrosion science and protection technology*, 2012, 24(6): 494-497.
- [18] 苏艳, 张伦武, 钟勇. 5A90 铝锂合金显微组织及海洋大气环境腐蚀行为[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2016, 36(3): 260-266.
- SU Y, ZHANG L W, ZHONG Y. Marine atmospheric corrosion behavior of 5A90 Al-Li alloy[J]. *Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection*, 2016, 36(3): 260-266.
- [19] 李劲风, 郑子樵, 任文达. 第二相在铝合金局部腐蚀中的作用机制[J]. 材料导报, 2005, 19(2): 81.
- LI J F, ZHAO Z J, REN W D. Function mechanism of secondary phase on localized corrosion of Al alloy[J]. *Materials review*, 2005, 19(2): 81.
- [20] 苏景新, 张昭, 曹发和, 等. 铝合金的晶间腐蚀与剥蚀[J]. 中国腐蚀与防护学报, 2005, 25(3): 187-192.
- SU J X, ZHANG Z, CAO F H, et al. Review on the intergranular corrosion and exfoliation corrosion of aluminum alloys[J]. *Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection*, 2005, 25(3): 187-192.
- [21] 李晓虹, 何宇廷, 张腾, 等. 腐蚀/疲劳交替作用下 2A12-T4 铝合金的损伤特性[J]. 机械工程材料, 2015, 39(6): 62-66.
- LI X H, HE Y T, ZHANG T, et al. Damage characteristics of 2A12-T4 aluminum alloy under alternating action of corrosion and fatigue[J]. *Materials for mechanical engineering*, 2015, 39(6): 62-66.
- [22] 范超华. 飞机结构单机寿命监控若干关键问题研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2010.
- FAN C H. Study on some critical problem for single aircraft structure life surveillance[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2010.