

专题——航空发动机及成附件环境损伤评价及防护技术研究

某新型航空发动机压气机叶片服役 环境适应性研究初探

刘治国¹, 查小晖², 李宇涛³, 李心舒⁴

(1.海军航空大学 青岛校区, 山东 青岛 266041; 2.中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002; 3.92925 部队, 山西 长治 046000; 4.91001 部队, 北京 100000)

摘要: **目的** 开展某新型航空发动机压气机叶片服役环境适应性研究, 探究压气机叶片服役环境下的耐蚀性及腐蚀萌生周期。**方法** 采用电化学工作站, 开展压气机材料典型环境下标准三电极电化学试验, 获取腐蚀电流。结合机场环境谱与当量折算算法, 利用计算得到的当量折算系数, 对机场环境谱进行当量折算, 编制模拟该型发动机后续服役环境的仿真加速腐蚀试验环境谱。依据该环境谱, 开展压气机叶片试件仿真加速腐蚀试验。**结果** 在模拟服役环境下的第8个当量腐蚀年限时, 新型航空发动机压气机叶片开始出现局部点蚀。随着腐蚀年限的延长, 腐蚀损伤程度逐渐加重。**结论** 在服役环境下, 新型航空发动机压气机叶片具有良好的环境适应性, 能够满足6~8 a首翻期内的环境适应性要求。

关键词: 航空发动机; 压气机叶片; 电化学试验; 当量关系; 加速腐蚀试验; 环境适应性

中图分类号: TG174 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9242(2021)06-0001-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.06.001

Study on Environmental Adaptability of the Blade of a New Aero-engine Gas Compressor

LIU Zhi-guo¹, ZHA Xiao-hui², LI Yu-tao³, LI Xin-shu⁴

(1. Naval Aeronautical University Qingdao Branch, Qingdao 266041, China; 2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China; 3. Unit 92925, Changzhi 046000, China; 4. Unit 91001, Beijing 100000, China)

ABSTRACT: A simulation accelerated corrosion experiment of a new type aero-engine compressor blade simulating service environment was carried out, and the corrosion resistance and corrosion damage evolution law of the compressor blade under service environment were examined. Electrochemical experiment were carried out with electrochemical workstation in typical environment of compressor material and corrosion current in typical environment was acquire. Combined with the existing airport environment spectrum and equivalent conversion algorithm, the airport environment spectrum was equivalently converted using conversion coefficient obtained from corrosion current, the accelerated corrosion test spectrum for simulated follow-up service environment was compiled, and the accelerated corrosion test of compressor blade was carried out based on the obtained

收稿日期: 2020-07-12; 修订日期: 2020-09-03

Received: 2020-07-12; Revised: 2020-09-03

作者简介: 刘治国(1976—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为航空装备腐蚀疲劳寿命分析与环境适应性研究。

Biography: LIU Zhi-guo (1976—), Male, Doctor, Associate professor, Research focus: corrosion fatigue life analysis and environmental adaptability of aviation equipment.

引文格式: 刘治国, 查小晖, 李宇涛, 等. 某新型航空发动机压气机叶片服役环境适应性研究初探[J]. 装备环境工程, 2021, 18(6): 001-008.

LIU Zhi-guo, ZHA Xiao-hui, LI Yu-tao, et al. Study on environmental adaptability of the blade of a new aero-engine gas compressor[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(6): 001-008.

accelerated corrosion test spectrum. Local pitting corrosion of new type aeroengine compressor blade appeared at the 8 equivalent corrosion year, and with the prolongation of corrosion time, the corrosion damage degree is gradually aggravated. The new aeroengine compressor blades have good environmental adaptability in service environment and can meet the requirements of the first turn.

KEY WORDS: aero-engine; compressor blade; electrochemical test; equivalent relation; accelerated corrosion test; environmental suitability

环境适应性是包括发动机在内的所有航空装备的一种极其重要的通用质量特性,它直接关系到发动机的使用效能、生存期和安全性。发动机结构材料受环境因素作用发生腐蚀损伤,会直接导致其环境适应性下降。随着发动机使用年限的增加,其外部结构与气流通道结构会逐渐发生腐蚀,并逐年加重^[1-3],尤其是在高温高湿环境下服役时,大气环境腐蚀最终成为影响航空发动机环境适应性的突出问题。航空发动机日历寿命大都超过 20 a,大修周期一般为 5~10 a。若以真实服役环境对发动机结构材料的服役环境适应性进行研究,从时间、费用、人力以及技术上都难以实现工程化。目前对航空发动机典型结构/材料的环境适应性研究主要通过 2 种方式开展:1) 主要采用相关军用标准(如 GJB-150 等),开展基础级的考核试验;2) 通过模拟服役环境的加速腐蚀试验方法,开展考核试验^[4-10]。该试验方法需通过编制航空发动机典型服役环境谱与加速腐蚀试验环境谱方式实现,即把航空发动机在服役环境中的腐蚀损伤等效地折算成实验室内的当量加速腐蚀环境谱下的腐蚀损伤。该方法可在装备研制阶段对其后续服役环境适应性进行试验考核与评估,并依据试验结果,对装备的选材、结构设计、腐蚀防护等进行改进与优化。目前该研究方法已成熟应用于多种新型航空装备研制工作。

文中以某型航空发动机的压气机叶片为研究对象,该叶片材料为 CrNiMo 系列合金钢,之前欠缺服役环境适应性相关试验验证与分析。为此,依托服役环境谱,并开展该材料典型环境下的电化学试验,结合等腐蚀损伤当量折算原理,编制该型发动机模拟服役环境的仿真加速腐蚀试验环境谱。按照该加速谱开展叶片试件不同当量腐蚀年限下的仿真加速腐蚀试验,探究该叶片在服役环境下的耐蚀性、腐蚀萌生周期与腐蚀类型,为其服役环境适应性研究提供试验验证支撑与分析基础。

1 压气机叶片材料电化学试验

叶片初始状态如图 1 所示,制作成电化学试件后如图 2 所示。

电化学试验仪器为普林斯顿 4000 (PARSTA 4000),按照经典三电极体系,开展叶片材料试件的电化学试验^[11-15]。由于后续服役环境谱以及仿真加速



图 1 压气机叶片原始形貌

Fig.1 The original morphology of compressor blades

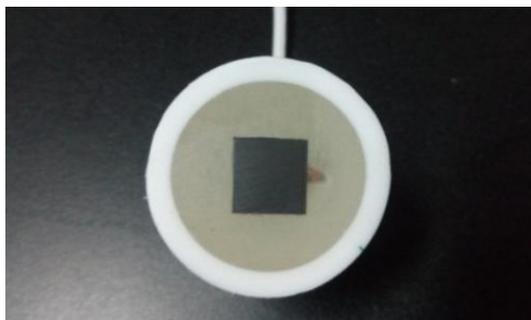


图 2 电化学试验试件

Fig.2 The electrochemical specimen

腐蚀试验环境谱编制过程中涉及温度、氯离子浓度的折算,因而电化学试验选取的典型环境是试验溶液分别为质量分数 1%、3.5%、5%、7%的 NaCl 溶液以及蒸馏水,温度选择 20、35、40 °C 等 3 组典型温度值,其中以 35 °C、3.5%NaCl 下的试验数据作为当量关系计算基准。电化学测试具体方法为稳态极化法中的动电位扫描,采样间隔为 1 mV/s,扫描电压为-0.8~0.4 V,静置时间为 1~2 h,电化学测量装置如图 3 所示。在试验过程中,为保证试验数据统计意义,典型环境条件下重复做 5 次试验。



图 3 电化学试验装置

Fig.3 Electrochemical experiments device

2 仿真加速腐蚀试验环境谱编制

2.1 当量关系理论

当量关系定义为: 航空装备金属结构材料在服役环境下和加速腐蚀环境下达到相同程度的腐蚀时, 自然环境作用时间 T (单位通常为年), 与加速腐蚀环境下作用的时间 t (通常为小时数) 之间的比值^[16-17]。其表达形式为:

$$T=kt \quad (1)$$

式中: k 为当量关系系数, 或称为当量折算系数。该系数表示加速腐蚀 1 个单位时间 (1 h) 相当于机场环境腐蚀 k 年的腐蚀损伤程度。

当量折算系数获取遵循法拉第定律, 由材料于不同环境中的腐蚀电流进行计算获得, 具体如式 (2) 所示。

$$\Delta W = \varepsilon \cdot Q = \varepsilon \cdot I_c \cdot t = \varepsilon \cdot J \cdot S \cdot t \quad (2)$$

式中: ΔW 为腐蚀损伤量; ε 为电化当量; Q 为腐蚀电量; I_c 为腐蚀电流; S 为金属腐蚀区域的表面积; J 为电流密度。

2.2 等腐蚀损伤当量折算系数计算

从式 (2) 可见, 同一材料在不同环境中, 当其腐蚀损伤量相同时, 可以建立其不同环境下电流密度的关系式。由此即可推导出当量关系系数, 如式 (3) 所示。

$$k = \frac{I_c}{I_c'} \quad (3)$$

式中: I_c 为材料于不同典型环境下的腐蚀电流; I_c' 为选定的某基准典型环境下的腐蚀电流。针对不同的腐蚀环境, 得到其电流密度结果见表 1、表 2。

表 1 不同浓度 NaCl 溶液下的自腐蚀电流密度 (35 °C)
Tab.1 Corrosion current density data under different concentrations of sodium chloride solution(35 °C) $\mu\text{A}/\text{cm}^2$

溶液	第 1 组	第 2 组	第 3 组	第 4 组	第 5 组	平均值
H ₂ O	0.403	0.369	0.382	0.494	0.442	0.418
1% NaCl	0.713	0.586	0.671	0.593	0.617	0.636
3.5% NaCl (基准组)	1.932	1.279	1.214	1.263	2.000	1.507
5% NaCl	1.235	1.035	2.518	2.386	2.384	2.209
6% NaCl	1.685	3.009	2.863	2.136	1.461	2.598

表 2 不同温度 NaCl 溶液下的自腐蚀电流密度 (3.5%)
Tab.2 Corrosion current density data under different temperatures of sodium chloride solution (3.5%) $\mu\text{A}/\text{cm}^2$

温度/°C	第 1 组	第 2 组	第 3 组	第 4 组	第 5 组	平均值
20	0.986	1.211	1.077	1.326	0.665	1.150
35	1.312	1.280	1.246	1.408	1.269	1.303
40	1.969	1.637	0.831	1.852	1.614	1.768

依据当量折算法计算原理, 根据腐蚀电流的比值来确立当量关系。选择 3.5%NaCl 溶液在 35 °C 下的腐蚀电流为基准, 参考文献[16-18]中方法和式 (3), 计算确立该材料不同环境条件下的当量折算系数, 计算结果见表 3、表 4。

表 3 35 °C 下不同浓度 NaCl 溶液间的当量折算系数
Tab.3 Equivalent conversion factor between different concentrations of sodium chloride solution at 35 °C

	H ₂ O(纯)	1%	5%	7%	基准组(3.5%)
k_i	0.224	0.463	1.280	1.606	1.000

表 4 不同温度 NaCl (3.5%) 溶液下的的当量折算系数
Tab.4 Equivalent conversion factor between different temperatures of sodium chloride solution of 3.5% concentration

	20 °C	40 °C	35 °C(基准组)
k_i	0.702	1.079	1.000

2.3 仿真加速腐蚀试验环境谱

由于军用航空装备的日历寿命约 98%消耗在机场停放状态, 因此, 机场环境是影响发动机压气机叶片腐蚀的直接外部原因, 编制机场环境谱是定量分析环境对发动机压气机叶片腐蚀影响的核心工作, 也是发动机压气机叶片服役环境适应性研究的基础性工作。参考文献[19-21]中的方法, 对某典型机场气象环境与化学环境数据进行统计、计算分析, 得到该机场环境谱, 见表 5。

表 5 某机场环境谱
Tab.5 Airport environment spectrum

环境要素	时间比例 /%	作用时间/h	作用次数	pH 值	Cl ⁻ 质量浓度 /($\text{mg} \cdot \text{L}^{-1}$)	雨量 /mm	盐雾含量 /($\text{mg} \cdot \text{m}^{-3}$)
雾及凝露	6.22	545.2	230	3~4	0.435		
雨	5.12	448.5	105	3~4	69.88	594.4	
盐雾	4.47	394.2					0.48
潮湿空气	12.76	1117.96			0.435		

编制的机场环境谱基本上完整地描述了发动机压气机结构在机场停放期间所遭受到的真实环境, 采用该环境谱对发动机压气机进行等日历寿命的环境腐蚀试验, 试验周期长、经费消耗多, 难以在短周期内对装备环境适应性进行有效验证与评估。为了使获得的机场环境谱能够有效地应用于发动机压气机叶片环境适应性研究领域, 必须依托该谱并结合等腐蚀损伤当量折算关系, 编制实验室内适宜开展加速腐蚀试验的仿真加速腐蚀试验环境谱。参考文献[18,21]中的方法, 利用表 3、表 4 中所得的当量折算系数,

对表 5 中环境谱进行当量折算,得到仿真加速腐蚀试验环境谱,如图 4 所示。

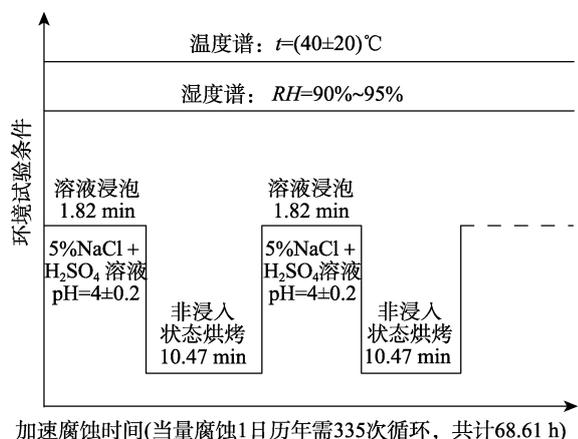


图 4 压气机叶片仿真加速腐蚀试验环境谱

Fig.4 Simulated accelerated corrosion test spectrum of compressor blades

加速腐蚀试验环境谱环境因素如下: RH 为 90% 的潮湿空气,温度为 40 °C 的环境条件反映机场环境谱中潮湿空气的作用,提高其加速腐蚀过程;5% NaCl 水溶液反映停放环境条件下盐雾、凝露及雨水中的 Cl⁻ 和沙尘中的盐碱性影响;溶液中加入少量稀 H₂SO₄,使其 pH=4.0±0.2,反映机场环境谱中工业废气或酸雨影响。

加速腐蚀试验环境谱的具体作用规律为:干湿交变 335 次,其中每次浸泡 2 min、烘烤 11 min。在该加速谱的作用规律下,每加速腐蚀试验时间约 69 h,相当于该发动机压气机在机场环境下作用 1 a 的腐蚀损伤量。

3 压气机叶片仿真加速腐蚀试验

采用上述仿真加速腐蚀试验环境谱,开展共 10 个当量腐蚀年限的加速腐蚀试验。叶片试件数量为 80 个,为保证统计意义,每个腐蚀年限下共计 8 个叶片试件。加速腐蚀试验前,对试件进行相关预处理,主要包括:叶片试件外观检查与拍照,查验试件表面原始状态有无初始损伤状态;叶片试件清洗,采用汽油或酒精以及蒸馏水将试件表面加工过程中产生的

油污去除,并干燥;试件编号,采用 4 位数字进行标记,如 07-02,则表示第 7 个当量腐蚀年限下的第 2 个试件,以此类推。上述过程完成后,将试件放入周期浸润试验箱内,准备开始仿真加速腐蚀试验。其中试件按一定间隔垂直悬挂在试验箱内,确保试件不相互接触或遮盖,也不和其他金属和吸水材料接触,以防止发生意外的接触腐蚀。压气机叶片分组及悬挂于试验箱内,如图 5 所示。



图 5 叶片试件分组及试验放置

Fig.5 Grouping and placing of compressor blades specimen

加速腐蚀试验过程中,每隔 24 h 检测溶液 pH 值一次,确保相关参数符合试验标准要求。详细记录试验情况,包括检查时间、试验箱温度、试验件的外观变化等。

腐蚀试验完成后,采用扫描电镜对腐蚀区域进行点扫,典型分析图像与 EDS 分析结果如图 6 所示。产物含有 S、Cl 元素,为腐蚀产物成分。将试件在 40% (质量分数) 的浓 HNO₃ 溶液中浸泡 1 min,以清除腐蚀产物,然后用去离子水对试件进行彻底清洗,再进行宏观拍照留存,并用 KH-7700 三维显微镜或者扫描电镜进行观察。若发现明显腐蚀痕迹(如腐蚀斑点、微小蚀孔、表面鼓包等),则精确测量腐蚀损伤尺寸。

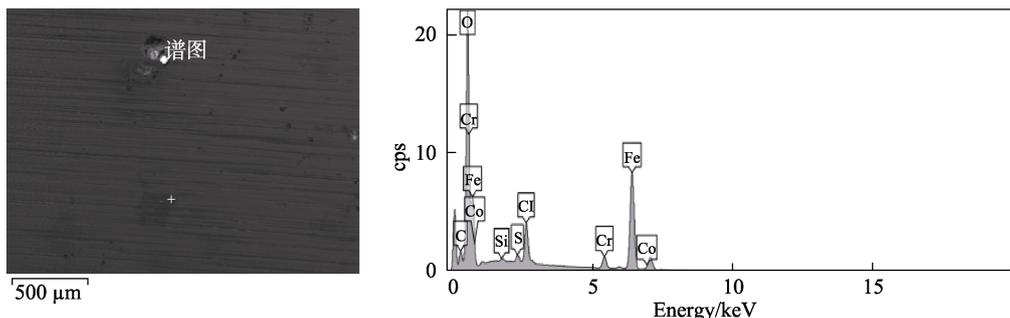


图 6 典型腐蚀位置扫描电镜图像与 EDS 分析结果

Fig.6 SEM image and EDS analysis results of typical corrosion damage location

4 试验结果

依照上述试验要求、流程，得到 10 个当量腐蚀

年限的加速腐蚀试验结果，部分腐蚀年限下的试件宏观形貌如图 7 所示。至第 8 个当量腐蚀年限开始，试件表面开始出现部分腐蚀损伤。通过微观观测，损伤



a 第 2 个当量腐蚀年限



b 第 4 个当量腐蚀年限



c 第 6 个当量腐蚀年限



d 第8个当量腐蚀年限



e 第9个当量腐蚀年限

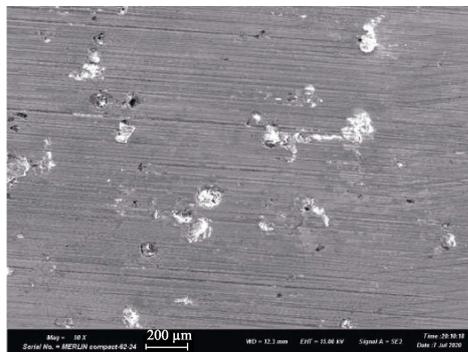


f 第10个当量腐蚀年限

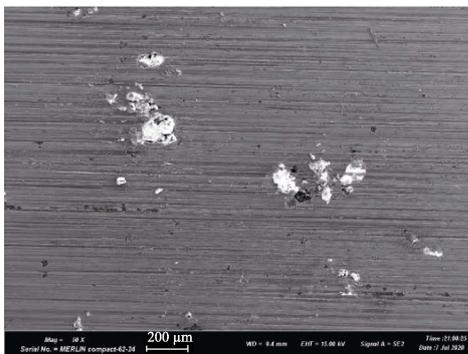
图7 部分当量腐蚀年限下压气机叶片宏观形貌

Fig.7 Morphology of compressor blades specimen under different equivalent corrosion year: a) second equivalent corrosion year; b) fourth equivalent corrosion year; c) sixth equivalent corrosion year; d) eighth equivalent corrosion year; e) ninth equivalent corrosion year; f) tenth equivalent corrosion year

类型为点蚀, 表面呈圆弧形, 内部有褐色腐蚀产物。加速腐蚀后期, 第 9、10 当量腐蚀年限下, 叶片的典型损伤微观图像如图 8 所示。



a 第9当量腐蚀年限



b 第10当量腐蚀年限

图 8 压气机叶片局部点蚀微观形貌

Fig.8 Typical pitting corrosion micro-morphology of compressor blades specimen: a) ninth equivalent corrosion year; b) tenth equivalent corrosion year

通过对压气机叶片开展仿真加速腐蚀试验, 观察并总结每一当量腐蚀年限下试件外观有无腐蚀及腐蚀特点。试验发现, 第 1—7 当量腐蚀年限下, 大部分叶片表面基本无腐蚀发生, 只有少部分叶片表面及叶根处出现少部分黄褐色锈迹。究其原因, 叶片表面出现锈迹是部分叶片在运输过程中, 由于保护措施不当, 产生机械损伤, 破坏了叶片表面初始状态, 从而导致试验过程中出现腐蚀。叶根处的锈迹是由于悬挂时该处容易积液造成的。从第 8 个当量腐蚀年限开始, 多个叶片表面开始批量出现黄褐色锈迹, 说明叶片表面受环境作用, 开始出现点蚀。第 9 及第 10 当量腐蚀年限下, 点蚀损伤数量逐渐增加, 分布逐渐变密集。该项目研究中, 叶片试件在模拟服役环境的加速腐蚀试验环境谱下是连续进行腐蚀的, 未考虑外场实际维护中的检查、维修腐蚀控制措施的贯彻情况。结合等腐蚀损伤理论, 若该型机的首翻期是 6~8 a, 则根据试验过程中压气机叶片在第 8 个当量腐蚀年限开始出现点蚀的现象, 可以认为, 该型材料的压气机叶片能够满足首翻期内的环境适应性要求。

5 结论

文中开展了某型发动机新型材料的压气机叶片服役环境适应性试验研究与分析, 得出以下结论。

1) 通过电化学试验获得的当量折算系数对机场环境谱进行折算, 编制的加速腐蚀试验环境谱具有较快的加速作用, 即在 $\text{pH}=4.0\pm 0.2$ 的溶液中干湿交替 355 次, 总计约 69 h 的腐蚀试验, 与该型发动机压气机叶片在机场环境下 1 个日历年的腐蚀量相当。

2) 采用加速腐蚀试验环境谱开展的加速腐蚀试验过程中, 从第 8 个当量腐蚀年限开始, 叶片表面开始批量出现随机的黄褐色锈迹。后续第 9 及第 10 当量腐蚀年限下, 随机的锈迹数量开始增加, 腐蚀损伤分布逐渐变密集。

3) 通过局部微观观测, 出现的腐蚀损伤类型为点蚀, 点蚀随机出现在叶片表面, 蚀坑表面呈圆弧形, 内部有褐色腐蚀产物填充。

4) 若该型发动机的首翻期是 6~8 a, 根据文中的仿真加速腐蚀试验结果, 则可以认为在服役环境下 8 a, 该型机压气机叶片表面开始出现局部点蚀, 在首翻期内能够满足服役环境适应性要求。

参考文献:

- [1] 柳文林, 徐可君, 段成美. 军用航空发动机的腐蚀及腐蚀控制[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2005, 17(2): 116-118.
LIU Wen-lin, XUN Ke-jun, DUAN Cheng-mei. Corrosion and corrosion control for aeroengine used for military plane[J]. Corrosion science and protection technology, 2005, 17(2): 116-118.
- [2] 隋育松, 杨英炎. 海上飞机发动机叶片的腐蚀失效与防护层[J]. 科技信息, 2007(18): 23-24.
SUI Yu-song, YANG Ying-yan. Corrosion Failure and Protective Layer of Engine Blade of Offshore Aircraft[J]. Science & technology information, 2007(18): 23-24.
- [3] 马明昭, 郑震山. 海军航空发动机腐蚀防护与控制工程设计[J]. 航空维修工程, 2009(4): 53-55.
MA Ming-zhao, ZHENG Zhen-shan. Engineering design specifications of corrosion prevention and control used in navy aircraft engine[J]. Aviation maintenance & engineering, 2009(4): 53-55.
- [4] 李旭东, 穆志韬, 刘治国, 等. 预腐蚀铝合金材料裂纹萌生寿命评估[J]. 装备环境工程, 2012, 9(5): 24-28.
LI Xu-dong, MU Zhi-tao, LIU Zhi-guo, et al. Evaluation of fatigue initial life for aluminum alloy with pre-corrosion[J]. Equipment environmental engineering, 2012, 9(5): 24-28.
- [5] 刘元海, 任三元. 典型海洋大气环境当量加速试验环境谱研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(2): 48-52.
LIU Yuan-hai, REN San-yuan. Study on equivalent accelerated corrosion test environment spectrum of typical ma-

- rine atmosphere[J]. *Equipment environmental engineering*, 2011, 8(2): 48-52.
- [6] 刘成臣, 鲁国富, 张金奎, 等. 30CrMnSiA 合金钢当量加速腐蚀试验[J]. *腐蚀与防护*, 2015, 36(4): 369-372.
LIU Cheng-chen, LU Guo-fu, ZHANG Jin-kui, et al. Equivalent accelerated corrosion test of 30CrMnSiA alloy steel[J]. *Corrosion & protection*, 2015, 36(4): 369-372.
- [7] 涂元强, 黄海萍, 陈勇, 等. 结构用彩色涂层钢板加速腐蚀试验研究[J]. *钢铁研究*, 2011, 39(4): 39-41.
TU Yuan-qiang, HUANG Hai-ping, CHEN Yong, et al. Accelerated corrosion behaviour of prepainted steel sheets for construction[J]. *Research on iron & steel*, 2011, 39(4): 39-41.
- [8] 刘治国, 穆志韬, 边若鹏. LD2 铝合金加速腐蚀坑演化的 ARIMA 模型研究[J]. *机械强度*, 2012, 34(4): 608-614.
LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao, BIAN Ruo-peng. Study on ARIMA model of LD2 aluminum alloy accelerated corrosion pit evolution[J]. *Journal of mechanical strength*, 2012, 34(4): 608-614.
- [9] 陈群志, 李喜明, 周希沅, 等. 飞机结构典型环境腐蚀当量关系研究[J]. *航空学报*, 1998, 19(4): 414-418.
CHEN Qun-zhi, LI Xi-ming, ZHOU Xi-yuan, et al. Investigation of corrosion equivalent relationships between the accelerated environment and typical service environment of aircraft structures[J]. *Acta aeronautica et astronautica sinica*, 1998, 19(4): 414-418.
- [10] 杨晓华, 姚卫星, 陈跃良. 日历腐蚀环境下 LY12CZ 铝合金力学性能研究[J]. *机械强度*, 2003, 25(2): 227-228.
YANG Xiao-hua, YAO Wei-xing, CHEN Yue-liang. Research on mechanical properties of LY12CZ aluminum alloy under calendar corrosion environment[J]. *Journal of mechanical strength*, 2003, 25(2): 227-228.
- [11] 卞贵学, 陈跃良, 张勇, 等. 基于电偶腐蚀仿真的铝/钛合金在不同浓度酸性 NaCl 溶液中与水介质中的当量折算系数[J]. *材料导报*, 2019, 38(8): 2746-2752.
BIAN Gui-xue, CHEN Yue-liang, ZHANG Yong, et al. Equivalent conversion coefficient of aluminum/titanium alloy between acidic NaCl solution with different concentration and water based on galvanic corrosion simulation[J]. *Materials reports*, 2019, 38(8): 2746-2752.
- [12] 肖葵, 董超芳, 李晓刚, 等. AZ91D 镁合金电偶腐蚀的扫描 Kelvin 探针研究[J]. *稀有金属材料与工程*, 2011, 40(9): 1589-1593.
XIAO Kui, DONG Chao-fang, LI Xiao-gang, et al. Galvanic corrosion evaluation behavior of AZ91D magnesium alloy studied by scanning Kelvin probe[J]. *Rare metal materials and engineering*, 2011, 40(9): 1589-1593.
- [13] 汪敏慧, 王树立, 杨燕, 等. 极化作用对 X70 钢在 NaCl 溶液中腐蚀行为的影响[J]. *腐蚀与防护*, 2018, 39(3): 178-183.
WANG Min-hui, WANG Shu-li, YANG Yan, et al. Effect of polarization on corrosion behavior of X70 steel in NaCl solution[J]. *Corrosion & protection*, 2018, 39(3): 178-183.
- [14] LZQUIERDO J M, FERNANDEZ-PEREZ B M. Scanning microelectrochemical characterization of the effect of polarization on the localized corrosion of 304 stainless steel in chloride solution[J]. *Journal of electroanalytical chemistry*, 2014, 728: 148-157.
- [15] 张鉴清. 电化学测试技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2010: 65-66.
ZHANG Jian-qing. *Electrochemical test technology*[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2010: 65-66.
- [16] 刘治国, 李旭东, 穆志韬. 基于腐蚀等级的航空铝合金腐蚀当量关系[J]. *腐蚀与防护*, 2013, 34(5): 403-406.
LIU Zhi-guo, LI Xu-dong, MU Zhi-tao. Equivalent relation of aero aluminum alloy corrosion based on corrosion grade[J]. *Corrosion & protection*, 2013, 34(5): 403-406.
- [17] 刘治国, 贾明明, 王晓刚, 等. 某型复合材料加速腐蚀与大气腐蚀当量关系分析[J]. *装备环境工程*, 2018, 15(1): 66-71.
LIU Zhi-guo, JIA Ming-ming, WANG Xiao-gang, et al. Equivalent relation analysis between accelerated corrosion and atmospheric corrosion of composite material[J]. *Equipment environmental engineering*, 2018, 15(1): 66-71.
- [18] 刘治国, 齐阳, 李旭东. 航空金属材料仿真加速腐蚀试验环境谱编制方法研究[J]. *失效分析与预防*, 2019, 14(6): 357-360.
LIU Zhi-guo, QI Yang, LI Xu-dong. Preparation of environmental spectrum of accelerated corrosion test for aeronautical metal materials[J]. *Failure analysis and prevention*, 2019, 14(6): 357-360.
- [19] 陈群志, 刘桂良, 崔常京, 等. 军用飞机结构局部环境谱编制的工程方法[J]. *装备环境工程*, 2006, 3(2): 53-56.
CHEN Qun-zhi, LIU Gui-liang, CUI Chang-jing, et al. Engineering method on establishment of local environmental spectrum for military aircraft structure[J]. *Equipment environmental engineering*, 2006, 3(2): 53-56.
- [20] 刘治国, 穆志韬, 邹岚. 军用飞机结构局部环境谱编制方法研究[J]. *装备环境工程*, 2009, 6(3): 42-45.
LIU Zhi-guo, MU Zhi-tao, ZOU Lan. Research on establishment method of local environmental spectrum for navy aircraft structure[J]. *Equipment environmental engineering*, 2009, 6(3): 42-45.
- [21] 穆志韬, 柳文林. 飞机服役环境当量加速腐蚀折算方法研究[J]. *海军航空工程学院学报*, 2007, 22(3): 301-304.
MU Zhi-tao, LIU Wen-lin. Research on accelerated corrosion equivalent conversion method of aircraft service environment [J]. *Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute*, 2007, 22(3): 301-304.