

油箱积水环境对油箱结构疲劳安全寿命的影响研究

王强, 王勇军, 董江, 肖冯

(成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘要: **目的** 探索飞机服役条件下油箱积水环境对油箱结构疲劳寿命的影响, 评估基于常规疲劳寿命除以理论分散系数确定的安全寿命是否可以保证服役环境下的飞行安全。**方法** 首先通过试验确定加速腐蚀试验中飞机油箱积水介质浓度, 并结合飞机使用特点, 确定战斗机机翼梁结构腐蚀-腐蚀疲劳试验环境-载荷谱。以此环境-载荷谱为基础, 试验模拟油箱结构在地面停放和空中飞行所经历的腐蚀和腐蚀疲劳过程。采用结构和载荷谱分离的可靠性分析方法, 研究腐蚀-腐蚀疲劳作用下结构的疲劳寿命。**结果** 对常温疲劳试验结果与腐蚀-腐蚀疲劳试验结果的对比分析, 表明腐蚀环境虽然降低了结构疲劳品质, 导致疲劳中值寿命降低, 但对结构寿命分散基本无影响。**结论** 严重谱下疲劳分散系数可保证油箱结构的安全。

关键词: 油箱积水; 安全寿命; 腐蚀疲劳; 油箱结构; 严重谱; 分散系数

中图分类号: V252.2

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)06-0107-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.06.016

Influence of Tank Water Environment on the Fatigue Safety Life of Tank Structure

WANG Qiang, WANG Yong-jun, DONG Jiang, XIAO Feng

(Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China)

ABSTRACT: In order to explore the influence of tank water on fatigue safe life of aircraft in service, and to evaluate whether the safety life determined by the conventional fatigue life divided by the fatigue dispersion coefficient can guarantee the flight safety in service environment, an experimental study was carried out. The corrosion medium concentration is determined by the test. Combined with the use characteristics of the aircraft, the load-environment spectrum is also determined. On the basis of this, the pre-corrosion and corrosion-fatigue process of the tank structure on the ground and in the air are simulated. The safe life of the structure under the corrosion-fatigue was studied using the reliability analysis on fatigue life with separated structural and load spectrum scatters. The results show that the corrosion environment results in reduced median life, as that fatigue quality of the structure was reduced, but the corrosion environment has no effect on the dispersion of the structure life; the fatigue scatter factor of severe spectrum can ensure the safety of tank structure.

KEY WORDS: tank water; safe life; corrosion fatigue; tank structure; severe spectrum; scatter factor

收稿日期: 2021-04-20; 修订日期: 2021-05-07

Received: 2021-04-20; Revised: 2021-05-07

作者简介: 王强 (1987—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为飞机疲劳强度设计。

Biography: WANG Qiang (1987—), Male, Master, Engineer, Research focus: aircraft structural fatigue design.

引文格式: 王强, 王勇军, 董江, 等. 油箱积水环境对油箱结构疲劳安全寿命的影响研究[J]. 装备环境工程, 2021, 18(6): 107-114.

WANG Qiang, WANG Yong-jun, DONG Jiang, et al. Influence of tank water environment on the fatigue safety life of tank structure[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(6): 107-114.

腐蚀和疲劳是飞机整个寿命周期内无法摆脱的两个问题^[1-2]。使用寿命是飞机的重要技术指标,飞机结构的使用寿命包括以飞行小时数或起落数表示的疲劳寿命和以使用年限表示的日历寿命。在服役期间,飞机必然受到腐蚀环境和载荷的共同作用。一方面,飞机停放时,受到环境的作用,导致机体腐蚀;另一方面,飞机在飞行状态下,腐蚀环境和载荷的共同作用加速了飞机结构的腐蚀损伤^[3]。地面停放时,环境腐蚀会使结构的疲劳品质下降,而空中环境与载荷共同作用的腐蚀疲劳则会加剧结构的疲劳损伤,从而降低飞机的疲劳寿命^[4]。

目前单独对疲劳问题或者腐蚀问题的研究较多,但是对二者联合作用的腐蚀疲劳问题的研究较少,且多集中于对金属疲劳机理及其影响因素的研究^[5]。在实际使用中,飞机结构经常遭受到化学介质、热和气候因素的侵蚀,环境腐蚀导致疲劳裂纹更加容易萌生,会缩短结构件的寿命^[6]。因此在飞机结构的使用寿命评定中,应充分考虑腐蚀因素的影响^[7]。

目前,飞机在设计阶段进行疲劳寿命设计时,通常是将一般环境下的计算寿命除以分散系数,得到结构的安全寿命。安全寿命大于寿命指标时,即为满足设计寿命要求,对于腐蚀环境对结构疲劳寿命的影响考虑不足。文中以一般环境下的疲劳理论为基础,开展腐蚀环境对结构疲劳影响的试验,研究腐蚀环境对结构疲劳安全寿命的影响。

1 飞机疲劳寿命的分散性

由于各种随机因素的影响,飞机结构疲劳寿命存在明显的分散现象,原因主要可以归结为两类:固有分散和外分散。固有分散特性指由于材料、加工、装配等导致的仅与结构特性相关的分散性,简称为结构分散性,常表现为指定载荷谱下的结构寿命分散。外在分散通常是指载荷的分散性,通常用特定结构在分散载荷下的寿命分散描述。

疲劳分散系数是飞机结构寿命的可靠性指标,通常对应 99.87 的可靠度、90% 的置信度。安全寿命由中值寿命除以分散系数得到。在飞机结构强度设计阶段,需考虑各种疲劳分散性因素,确定飞机结构的安全寿命。目前在确定寿命所使用的分散系数时,通常将分散系数大致分为结构特性分散和机群使用分散^[8]。为研究机群使用分散性,各国学者引入各种各样的概率模型,其中对数正态分布、正态分布、威布尔分布均可用于描述机群使用分散性,其中对数正态分布拟合效果最佳^[8]。对服役飞机而言,会经服役环境中各种介质的腐蚀作用,腐蚀也是影响疲劳寿命分散的原因。

2 考虑腐蚀影响的疲劳寿命试验

战斗机机翼梁总是处于油箱环境中,即使在地面停放时,也会受到油箱积水对其的腐蚀。在飞机服役过程中,总是经受着“地面停放腐蚀”和“空中飞行腐蚀疲劳”的交替作用。

2.1 试验溶液浓度摸索

地面停放过程的加速模拟。飞机结构的设计使用年限通常长达 20~30 a,必须在实验室进行加速腐蚀试验,模拟长期的停放环境腐蚀作用。通过提高溶液浓度,缩短试验时间,达到在较短时间再现腐蚀损伤的目的。文中取飞机服役年限为 30 a。油箱舱积水环境参数见表 1^[9]。

表 1 油箱积水成分及含量^[9]

Tab.1 Component and content of water solution in fuel tank^[9]

成分	质量浓度/ (mg·L ⁻¹)	成分	质量浓度/ (mg·L ⁻¹)
CaCl ₂	50	CrCl ₃ ·6H ₂ O	1
CdCl ₂	1000	CuCl ₃ ·2H ₂ O	1
MgCl ₂	50	FeCl ₃	5
NaCl	100	MnCl ₂ ·4H ₂ O	5
ZnCl	10	NiCl ₂ ·6H ₂ O	1
PbCl	1	蒸馏水	余量

油箱积水结构模拟试验件如图 1 所示。试验件材料为 7050-T7452,表面喷涂 S06-1010H 聚氨酯底漆,连接件为 HST11TB-8-6 钛合金 100°沉头抗剪型高锁螺栓和 HST1070CY-8 铝合金 7050 高锁螺母。为模拟密封胶涂覆缺陷、漏涂,从偏安全的角度考虑,试验件均未涂覆密封胶。

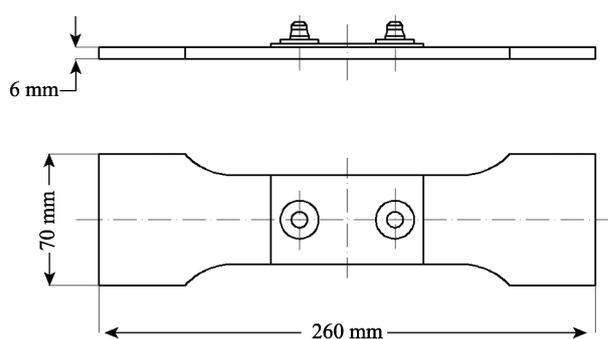


图 1 油箱结构模拟试验件
Fig.1 Piece of tank structure

分别采用 1、20、50、100 倍浓度的腐蚀溶液对 2 件试样进行预试验,试件在不同浓度溶液中浸泡后的宏观形貌如图 2 所示。以 24 h 为周期,检查记录试件表面的腐蚀情况,并更换溶液。试验过程记录如下:

1) 在 1 倍浓度的油箱舱积水环境下浸泡 20 d,螺母表面、螺母和螺钉间隙出现少量锈点。

2) 在 20 倍浓度的油箱舱积水环境下浸泡 1 d, 螺母表面、螺母和螺钉间隙出现少量可见锈点, 相当于在 1 倍浓度溶液浸泡 20 d。10 d 后, 螺母表面、螺母和螺钉间隙出现锈点, 螺母出现可见锈蚀。

3) 在 50 倍浓度的油箱舱积水环境下浸泡 1 d, 螺母出现了可见的锈蚀, 相当于在 20 倍浓度溶液浸泡 10 d。浸泡 5 d 后, 螺母表面、螺母和螺钉间隙锈点增加, 有少量黑色腐蚀产物。浸泡 11 d 后, 螺母出现了一定量的灰黑色腐蚀产物, 螺母表面腐蚀面积在 60% 以上。

4) 在 100 倍浓度的油箱舱积水环境下浸泡 1 d, 螺母出现了可见的锈蚀, 有少量黑色腐蚀产物, 相当于在 50 倍溶液浸泡 5 d。浸泡 11 d 后, 螺母表面几乎全部锈蚀, 螺母表面及螺母和螺钉间隙有一定量的黑色腐蚀产物, 螺母表面阳极化层, 稍用力即脱落。

根据试验结果, 以螺母腐蚀程度来看: 100 倍浓度的腐蚀溶液浸泡 1 d, 相当于 50 倍溶液浸泡 5 d 的

腐蚀量; 50 倍浓度溶液浸泡 1 d, 相当于 20 倍浓度溶液浸泡 10 d; 20 倍浓度溶液浸泡 1 d, 相当于 1 倍浓度溶液浸泡 20 d。采用线性折算, 将服役 30 a 折算为 100 倍溶液腐蚀中 11 d, 即地面停放 1 a, 对应着 100 倍溶液腐蚀 8.8 h, 1.25 年对应着 11 h。

根据预试验结果, 取 100 倍浓度的溶液进行地面停放加速腐蚀试验。假定 100 倍浓度下 11 h 的腐蚀程度相当于停放 1.25 a, 从而每个基本周期腐蚀-腐蚀疲劳交替试验中的腐蚀试验应在 100 倍油箱舱积水溶液中腐蚀 11 h。

空中飞行时, 结构所处环境为正常浓度的油箱舱积水, 改变油箱舱积水浓度则改变了腐蚀疲劳的环境条件, 故腐蚀疲劳采用正常浓度的油箱积水溶液。

2.2 常规疲劳试验及预腐蚀-腐蚀疲劳试验

正式试验分为 2 组: 一组为室温环境下的常规疲劳试验组, 另一组为腐蚀-腐蚀疲劳试验组。疲劳试验在 MTS 试验机上进行, 采用正弦波加载。

1) 常规疲劳试验。在室温环境下进行疲劳试验, 疲劳试验载荷谱为基于实测载荷编制的 90% 严重谱。载荷谱为随机谱, 一个周期 3080 循环, 当量 500 飞行小时, 载荷谱反复循环, 直至断裂。后对试验件进行断口反推, 计算 0.8 mm 对应的裂纹萌生寿命。疲劳试验谱中最大载荷对应的毛截面应力水平为 220 MPa。

2) 腐蚀-腐蚀疲劳试验。腐蚀-腐蚀疲劳试验的流程如图 3 所示。腐蚀疲劳试验所采用的载荷谱及应力水平与常规疲劳试验载荷谱一致, 腐蚀和腐蚀疲劳反复交替, 直至试件断裂, 腐蚀疲劳试验见图 4。试验件断裂后, 对试验件进行断口反推, 确定裂纹 0.8 mm 时对应的萌生寿命。50 倍光学显微镜下的断口标识线见图 5。

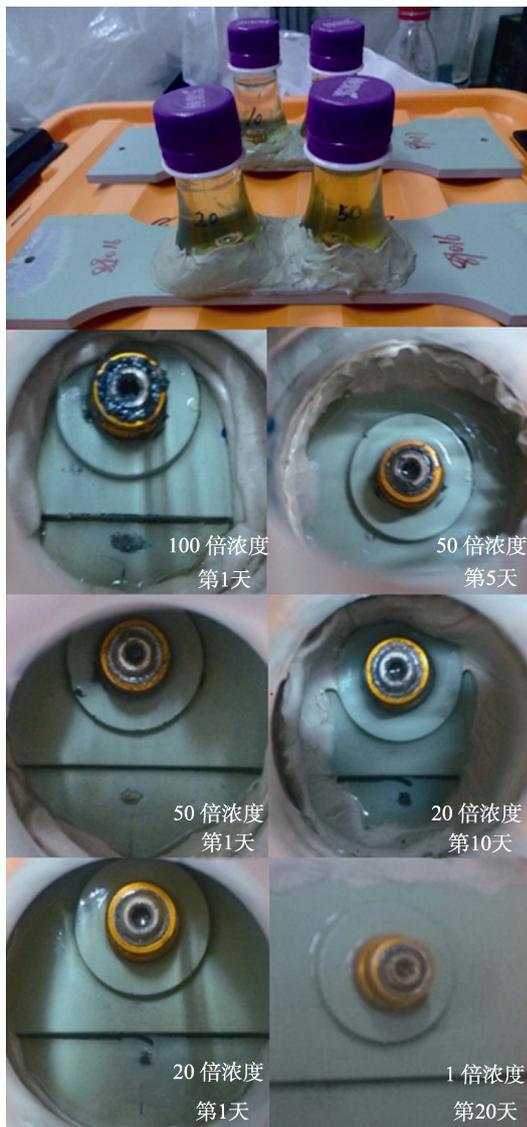


图 2 不同浓度的油箱舱积水浸泡试验

Fig.2 Different concentrations of tank water immersion test

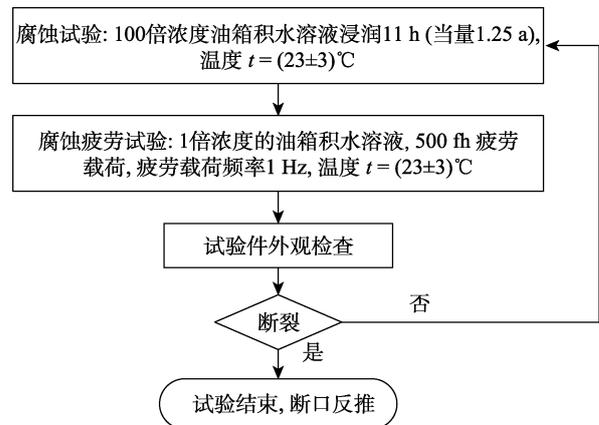


图 3 腐蚀-腐蚀疲劳试验流程

Fig.3 Corrosion-corrosion fatigue test process process

3 试验结果与分析

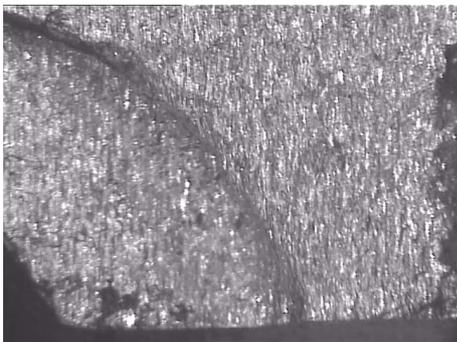
室温大气下的疲劳试验结果和腐蚀-腐蚀疲劳试



图4 腐蚀疲劳试验过程
Fig.4 Test process of corrosion fatigue



a 腐蚀-腐蚀疲劳试验断口整体照片



b 50倍光学显微镜下断口微观照片

图5 疲劳试验断口上的标识线

Fig.5 The marking lines on the fracture: a) overall picture of fracture surface in corrosion fatigue test; b) micrograph of fracture under 50 times optical microscope

验结果见表2。疲劳试验结束后，对疲劳断口进行判读，得到预腐蚀-腐蚀疲劳交替试验试件的(a, t)数据，如图6所示。

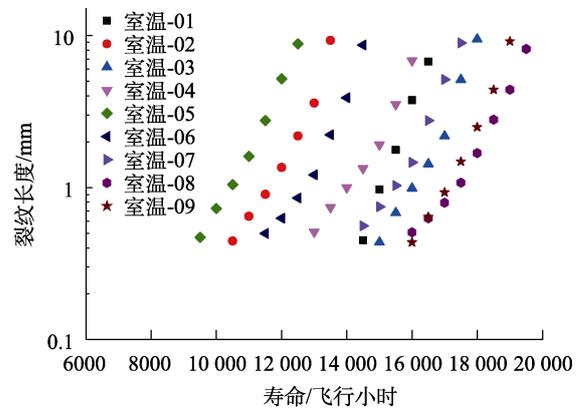
3.1 试验数据处理

1) 中值寿命和标准差^[10]。假定裂纹萌生寿命和总寿命均服从对数正态分布，记 $x = \lg t$ ，则 x 的概率密度函数为：

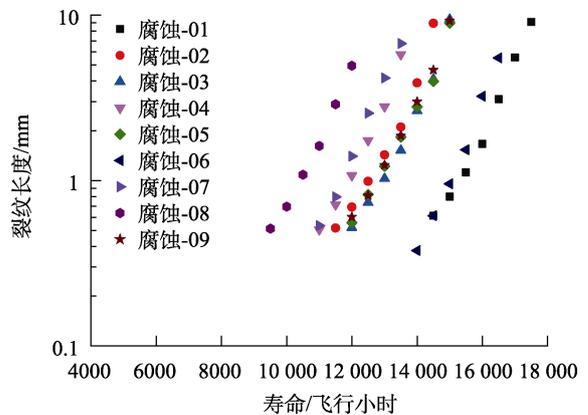
表2 疲劳试验结果

Tab.2 Results of fatigue test

编号	总寿命/ 飞行小时	萌生寿命/ 飞行小时	编号	总寿命/ 飞行小时	萌生寿命/ 飞行小时
室温-1	17 232	14 851	腐蚀-1	17 653	15 004
室温-2	13 923	11 319	腐蚀-2	14 611	12 235
室温-3	18 222	15 710	腐蚀-3	15 161	12 624
室温-4	16 198	13 621	腐蚀-4	13 732	11 658
室温-5	12 571	10 128	腐蚀-5	15 168	12 463
室温-6	14 900	12 397	腐蚀-6	16 959	14 793
室温-7	17 884	15 119	腐蚀-7	13 940	11 506
室温-8	20 000	17 015	腐蚀-8	12 385	10 210
室温-9	19 118	16 797	腐蚀-9	15 153	12 475



a 室温疲劳试验



b 预腐蚀-腐蚀疲劳试验

图6 疲劳试验 a-t 数据

Fig.6 a-t data of fatigue test: a) room temperature fatigue test; b) pre corrosion corrosion fatigue test

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2\right] \quad (1)$$

相关参数估计值为：

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg t_i \\ \hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\lg t_i - \hat{\mu})^2} \end{cases} \quad (2)$$

计算得到室温大气环境和腐蚀-腐蚀疲劳交替试验件的中值寿命和对数寿命标准差, 见表 3。

表 3 中值寿命和对数寿命标准差

Tab.3 Mean value and standard deviation of logarithmic life			
类别		中值寿命/飞行小时	对数标准差
室温	总寿命	16501	0.067
	萌生寿命	13912	0.078
腐蚀	总寿命	14897	0.047
	萌生寿命	12472	0.052

2) 方差齐性检验^[10]。采用 F 分布, 检验不同状态试件对数寿命是否具有方差齐性。如果检验表明具有方差齐性, 则可估计得到总体标准差。两种环境下的试件成组疲劳试验对数寿命标准差分别为 S_1 、 S_2 , 试件数分别为 n_1 、 n_2 , 取显著度 $\alpha=0.1$, 经计算, 满足:

$$\frac{1}{F_{\alpha}(n_1-1, n_2-1)} < \frac{S_2^2}{S_1^2} < F_{\alpha}(n_1-1, n_2-1) \quad (3)$$

式 (3) 表明, 上述两种环境下, 疲劳试验对数萌生寿命之间具有方差齐性, 对数总寿命之间也具有方差齐性。综合标准差为:

$$s_w = \sqrt{\frac{(n_1-1)s_1^2 + (n_2-1)s_2^2}{n_1 + n_2 - 1}} \quad (4)$$

根据式 (4) 计算腐蚀-腐蚀疲劳试验的萌生寿命和总寿命的综合标准差分别为 $S_{w,ini} = 0.064$, $S_{w,total} = 0.056$ 。

3) 中值寿命对比^[10]。两种环境下试件寿命具有方差齐性时, 设两种状态下的试件成组疲劳试验对数寿命均值为 μ_1 , μ_2 , 取显著度 $\alpha=0.1$, 计算统计量:

$$t = \frac{\hat{\mu}_1 - \hat{\mu}_2}{s_w \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}} \quad (5)$$

经计算, $t > t_{\alpha}(n_1+n_2-2)$, 表明上述两种谱下两种状态疲劳试验对数萌生寿命之间具有明显差异, 对数总寿命之间也具有明显差异。油箱积水环境导致油箱结构模拟试件萌生寿命中值降低约 9.7%, 总寿命中值降低约 10.3%。

3.2 腐蚀对疲劳寿命的影响分析

腐蚀环境对疲劳寿命的影响主要体现在两个阶段, 对疲劳裂纹萌生的影响和对疲劳裂纹扩展的影响。在裂纹萌生阶段, 腐蚀环境造成的局部缺陷会加速腐蚀疲劳的裂纹成核。在腐蚀环境和疲劳载荷共同作用下, 腐蚀疲劳损伤在零件内部逐渐累积, 当损伤达到临界状态时, 腐蚀疲劳裂纹开始萌生。但腐蚀疲劳裂纹萌生的局部化性质很难用实验来鉴别裂纹成核的机理^[11]。

当零件形成疲劳裂纹之后, 溶液中的反应剂迁移

至裂纹尖端区域, 与裂纹尖端新裂开的金属材料发生局部化学反应, 最简单的是阳极溶解, 直接决定了腐蚀介质在疲劳裂纹扩展过程中所起的作用。裂纹尖端塑性区高形变的材料包含高密度的滑移带, 因此比周围材料更容易腐蚀破坏^[11]。

试验件从螺栓孔边断裂, 如图 7 所示。50 倍显微镜下室温疲劳试验断口和预腐蚀-腐蚀疲劳试验断口照片如图 8 所示。可以从断口上清晰地看出, 在腐蚀环境下, 疲劳裂纹处有明显的腐蚀痕迹, 从而导致裂纹更早萌生和更快扩展。

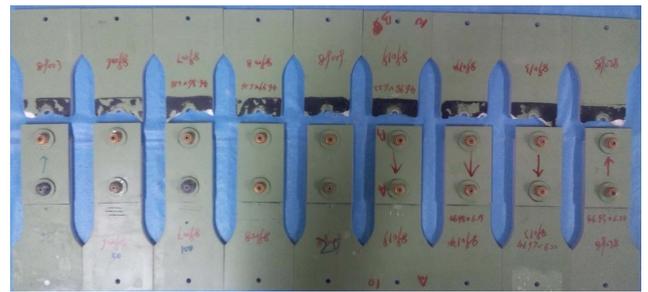
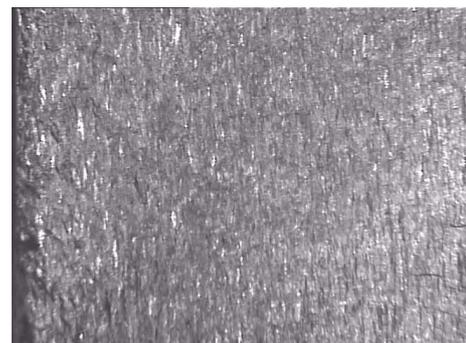
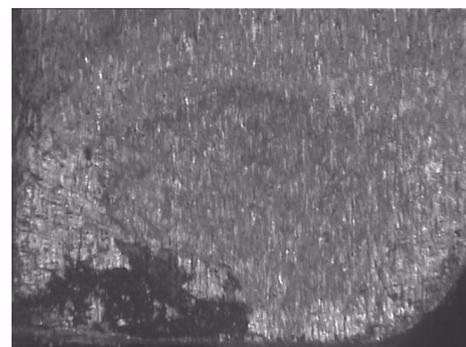


图 7 试验件断裂位置

Fig.7 The fracture position of test pieces



a 室温疲劳试验件



b 预腐蚀-腐蚀疲劳试验件

图 8 50 倍光学显微镜下疲劳试验件断口

Fig.8 The fracture of test piece under 50× light microscope

腐蚀对飞机疲劳寿命的影响, 从结果上看, 是腐蚀环境加速了飞机结构疲劳寿命的消耗。文献[12]引入腐蚀影响系数对腐蚀环境下的疲劳寿命进行监控, 文献[13]介绍了包括“影响系数法”在内的 4 种腐蚀条件下的疲劳寿命评估方法。文中采用“腐蚀影响系数

法”，对试验数据进行分析处理。

文献[14]更详细地介绍了“腐蚀影响系数法”的应用。通过引入“腐蚀影响系数”，将腐蚀条件下飞行小时数折算为常温疲劳下的飞行小时数，具体折算过程如下。

以 N 表示飞行小时数，若飞机在给定时间间隔 $\Delta T_j = T_j - T_{j-1}$ 中的飞行小时数为 ΔN_j ，等损伤折算到一般环境下的飞行小时数 ΔN_j^* 为：

$$\Delta N_j^* = \Delta N_j / \left(\int_{T_{j-1}}^{T_j} k(T) dT / \Delta T_j \right) \quad (6)$$

1 a 内， $k(T)$ 变化不大，从偏安全的角度考虑，用历年的最终值取代，式 (6) 简化为：

$$\Delta N_j^* = \Delta N_j / k(T_j) \quad (7)$$

根据试验结果，令腐蚀-腐蚀疲劳交替试验和室温大气环境下的寿命比值为 k ，则：

$$k = \frac{t_{50,CF}}{t_{50,R}} \quad (8)$$

式中： $t_{50,CF}$ 为腐蚀-腐蚀疲劳交替试验中值寿命； $t_{50,R}$ 为室温大气环境下疲劳试验中值寿命。

令 $\mu_1 = \lg(t_{50,CF})$ 、 $\mu_2 = \lg(t_{50,R})$ ，则 $\lg k = \mu_1 - \mu_2$ ，构造如下 t 检验量：

$$t = \frac{\hat{\mu}_1 - \hat{\mu}_2 - \lg k}{s_w \sqrt{1/n_1 + 1/n_2}} \quad (9)$$

则 k 值的单侧置信下限 k_γ 满足：

$$\lg k_\gamma = \hat{\mu}_1 - \hat{\mu}_2 - t_\alpha s_w \sqrt{1/n_1 + 1/n_2} \quad (10)$$

取置信度 $\gamma = 1 - \alpha$ 为 50%、90%、95%，查表得到 t 分布单侧置信下限 $t_\alpha(n_1 + n_2 - 2)$ ，由此计算总寿命 k 值的单侧置信下限 $k_{\gamma,total}$ 及萌生寿命的单侧置信下限 $k_{\gamma,ini}$ ，见表 4。

表 4 腐蚀影响系数估计结果
Tab.4 Results of corrosion-influence-factors

序号	置信度 γ	$k_{\gamma,total}$	$k_{\gamma,ini}$
1	50%	0.90	0.90
2	90%	0.83	0.81
3	95%	0.81	0.79

4 综合结构和载荷分散的安全寿命

文献[15]给出了疲劳试验用的分散系数和理论分散系数的计算方法。由寿命服从对数正态分布，推导出中值寿命对应 99.87% 可靠度的安全寿命为：

$$\begin{aligned} N_{50} &= 10^\mu \\ N_{99.87} &= 10^{\mu - 3\sigma} \end{aligned} \quad (11)$$

分散系数 r_{SF} 为：

$$r_{SF} = \frac{N_{50}}{N_{99.87}} = 10^{3\sigma} \quad (12)$$

文献[8]给出了某型飞机实测严重重心过载谱的标准差为 0.084，且根据实际统计的情况来看，机翼载荷谱跟重心过载谱分散性一致，故机翼载荷谱对数标准差取 $\sigma_L = 0.084$ 。

根据文献[16-17]，现役飞机的定寿中，通常认为综合考虑结构和载荷谱分散性的疲劳寿命，也用对数正态分布描述寿命标准差：

$$\sigma_0 = \sqrt{\sigma_L^2 + \sigma_S^2} \quad (13)$$

则根据式 (13)，用 $S_{w,ini}$ 和 $S_{w,total}$ 分别替代萌生寿命和总寿命的结构分散标准差，计算得到综合考虑结构分散和载荷分散的萌生寿命标准差和总寿命标准差分别为： $\sigma_{0,ini} = 0.101$ ， $\sigma_{0,total} = 0.106$ 。根据疲劳分散系数的定义，由寿命服从对数正态分布，推导中值寿命对应可靠度 P 、置信度 γ 的安全寿命，可靠度系数和置信系数为：

$$\begin{cases} S_R = N_{50} / N_P = 10^{3\sigma_0} \\ S_C = 10^{\mu_{1-\gamma} - S_w / \sqrt{n}} \end{cases} \quad (14)$$

99.87% 可靠度，90%^[18-19] 置信度对应的疲劳分散系数和置信系数计算结果见表 5。对应的安全寿命为：

$$N_0 = \frac{10^\mu}{L_f S_C} \quad (15)$$

表 5 分散系数和置信系数
Tab.5 Reliability coefficients and confidence coefficients

类别	疲劳分散系数	置信系数
腐蚀	总寿命	2.052
	萌生寿命	2.126

根据表 5 中给出的试验结果及式 (14) 和 (15)，计算出的腐蚀-腐蚀疲劳的安全寿命为： $N_{0,ini,C} = 5550$ 飞行小时， $N_{0,total,C} = 6816$ 飞行小时。通常严重谱下的疲劳寿命分散系数取值为 2.67^[20]，则不考虑腐蚀的条件下，结构的萌生安全寿命为： $N_{0,ini} = 5210$ 飞行小时，安全总寿命为 $N_{0,total} = 6180$ 飞行小时。 $N_{ini} > N_{ini,C}$ ， $N_{total} > N_{total,C}$ ，表明军机油箱结构在设计阶段不考虑油箱积水环境腐蚀作用下，确定的安全寿命可以保证油箱结构在服役期内的安全。

5 结论

1) 腐蚀环境对油箱结构模拟试件裂纹萌生过程和裂纹扩展过程均有不利影响，导致腐蚀环境下油箱结构模拟试件的疲劳寿命会低于常温环境，表现为在腐蚀和腐蚀疲劳交替下油箱结构模拟试件裂纹萌生

寿命和总寿命均有所降低, 总寿命降低 10.3%, 萌生中值寿命降低 9.7%。

2) 载荷分散跟腐蚀环境无关, 而腐蚀环境对油箱结构模拟试件的结构分散性亦不具有显著性影响。油箱积水环境对油箱结构模拟试件的疲劳安全寿命无显著影响。

3) 基于机翼梁结构模拟件预腐蚀-腐蚀疲劳试验与常规疲劳试验结果的对比, 目前使用分散系数 2.67 得到的安全寿命, 可以覆盖腐蚀环境的作用, 可保证油箱积水结构服役期内的安全。

参考文献:

- [1] 叶广宁, 陈跃良. 腐蚀和疲劳对飞机结构的挑战及解决思路[J]. 航空工程进展, 2004, 2(1): 66-69.
YE Guang-ning, CHEN Yue-liang. Challenges and countermeasure investigation of corrosion and fatigue on aircraft structures[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2004, 2(1): 66-69
- [2] 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): 70-75.
CHEN Yue-liang, BIAN Gui-xue, YI Lin, 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): 70-75.
- [3] 叶彬, 朱做涛, 穆志韬. 铝合金材料腐蚀形貌及裂纹扩展分析[J]. 装备环境工程, 2011, 8(4): 54-58.
YE Bin, ZHU Zuo-tao, MU Zhi-tao. Corrosion morphology and crack growth analysis of aluminum alloy material[J]. Equipment environmental engineering, 2011, 8(4): 54-58.
- [4] 刘文珽, 李玉海, 杨旭, 等. 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: 3-4.
LIU Wen-ting, LI Yu-hai, YANG Xu, et al. Assessment technology of aircraft structures calendar life system[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 3-4.
- [5] 于世龙. 海洋工程结构的腐蚀疲劳寿命评估方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2013.
YU Shi-long. Study on approach of corrosion fatigue life assessment for marine structures[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2013.
- [6] 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, 2003, 25(2): 227-228.
- [7] 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. Reserch on mechanical properties of LY12CZ aluminium alloy under calendar corrosion environment[J]. Journal of mechanical strength, 2003, 25(2): 227-228.
- [8] LI Tang, WANG Yong-jun, DUI Hong-na, et al. Research on the scatter of structural load-time history in a fleet[C]// ICAF2019-structural integrity in the age of additive manufacturing, Cham: Springer Nature Switzerland AG, 2020: 1091-1100.
- [9] 马少华, 张旭, 回丽, 等. 油箱积水环境对预腐蚀铝合金腐蚀疲劳性能的影响[J]. 材料科学与工程学报, 2014, 32(5): 750-754.
MA Shao-hua, ZHANG Xu, HUI Li, et al. Influence of water in fuel tank environment on fatigue property of precorroded aluminum alloy[J]. Journal of materials science & engineering, 2014, 32(5): 750-754.
- [10] 高镇同, 熊俊江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000: 238-255.
GAO Zhen-tong, XIONG Jun-jiang. Reliability of fatigue[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000: 238-255.
- [11] 黄小光. 腐蚀疲劳点蚀演化与裂纹扩展机理研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
HUANG Xiao-guang. Mechanism research of pit evolution and crack propagation for corrosion fatigue[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013.
- [12] 刘文珽, 李玉海, 贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命的评定与监控[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259-263.
LIU Wen-ting, LI Yu-hai, JIA Guo-rong. Evaluation and supervision of service life for aircraft structures under corrosive condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(3): 259-263.
- [13] 穆志韬, 金平, 段成美. 现役飞机结构腐蚀疲劳及寿命研究[J]. 中国科学工程, 2000, 2(4): 34-38.
MU Zhi-tao, JIN Ping, DUAN Cheng-mei. The corrosion fatigue and life of aircraft structure in servicing[J]. Engineering science, 2000, 2(4): 34-38.
- [14] 贺小帆, 刘文珽, 蒋冬滨. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命监控[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(3): 229-232.
HE Xiao-fan, LIU Wen-ting, JIANG Dong-bin. Service life supervision for aircraft structures under corrosive environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(3): 229-232.
- [15] 张福泽. 疲劳分散系数的分类及其取值[J]. 航空学报, 1987, 8(6): 239-244.
ZHANG Fu-ze. The Categories and values of fatigue scatter factors[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 1987, 8(6): 239-244.
- [16] 贺小帆, 董彦民, 刘文珽. 结构和载荷谱分散性分离的

疲劳寿命可靠性[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 733-737.

HE Xiao-fan, DONG Yan-min, LIU Wen-ting. Reliability analysis on fatigue life with separated structural and load spectrum scatters[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2010, 31(4): 733-737.

[17] 王强. 基于过载超越数曲线族的严重超越数包线选取方法[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.

WANG Qiang. A method for determining the exceedance envelope of severe spectrum based on the analysis on the exceedance curves[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

[18] 刘文珽, 黄季墀, 刘小冬, 等. 军用飞机结构疲劳设计细节额定值方法指南[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 30-33.

LIU Wenting, HUANG Jixi, LIU Xiaodong, et al. Guide of DFR to fatigue design of military aircraft structures[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2012: 30-33.

[19] 贺小帆, 刘文珽. 服从不同分布的疲劳寿命分散系数分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 47-49.

HE Xiao-fan, LIU Wen-ting. On scatter factors of fatigue life obeying different distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 47-49.

[20] JSSG-2006. Department of defense joint service specification guide: Air craft structures[S].