

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0604

# 基于寿命包线的飞机典型搭接结构腐蚀 疲劳寿命预测

毕亚萍, 张腾\*, 何宇廷, 张天宇, 王长凯

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘 要:** 针对飞机在腐蚀环境下服役的寿命预测问题, 开展了某型飞机机身壁板搭接结构的腐蚀-疲劳交替试验。基于试验结果和飞机结构寿命包线理论体系, 建立了该型飞机机身壁板搭接结构在不同服役地区、不同飞行强度下的寿命包线, 并基于寿命包线对其剩余寿命进行了预测。通过开展验证试验, 将试验结果与计算结果进行对比, 发现预测误差为 17.4%。说明结构寿命包线是飞机典型搭接结构寿命预测的有力工具, 其预测结果是飞机服役过程中检修周期及寿命管理的一项重要参考依据。

**关键词:** 飞机结构; 腐蚀-疲劳交替试验; 疲劳寿命; 结构寿命包线; 寿命预测

**中图分类号:** V247+.45; TG498.1

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2023)08-2200-07

飞机上有大量的搭接结构, 较为典型的是飞机机身壁板搭接结构<sup>[1]</sup>。搭接部位易发生应力集中和缝隙腐蚀, 极大地影响了飞机的飞行寿命, 甚至导致灾难性事故的发生<sup>[2-3]</sup>。飞机的寿命体系包含疲劳寿命和日历寿命 2 项指标, 以先达到的指标作为飞机大修或到寿的依据<sup>[4]</sup>。

在飞机结构的腐蚀破坏方面, 主要研究飞机结构的日历寿命。何宇廷<sup>[5]</sup>通过腐蚀影响系数及等损伤折算, 研究了飞机结构日历寿命的评定方法。但是, 传统日历寿命没有考虑疲劳载荷与腐蚀环境的相互影响关系, 致使 2 类指标不匹配, 寿命被浪费<sup>[6]</sup>。陈群志等<sup>[7]</sup>研究发现对腐蚀环境与载荷的研究不足是中国现役飞机日历寿命方面存在的突出问题之一。文献 [8] 提出利用年飞行强度对飞机日历寿命进行预测分析的方法; 文献 [9-10] 从腐蚀角度基于仿真技术对日历寿命进行研究。以上对飞机寿命体系的研究多以环境或强度两者中的某单一因素展开, 而环境和强度两者的综合影响鲜有

提及。

由于飞机搭接结构的损伤隐蔽性和难检测性, 以及试验和服役数据相对较少, 未来工程结构的重要研究方向是结构寿命的预测<sup>[11]</sup>。文献 [12-14] 提出了飞机结构寿命包线的概念, 给出了飞机结构在安全使用条件下疲劳寿命与日历寿命的边界线, 通过考虑疲劳寿命与日历寿命的相互影响关系, 提出了通过预腐蚀疲劳试验确定飞机结构寿命包线的腐蚀影响系数法, 建立了典型服役环境下飞机结构腐蚀疲劳关键件的剩余寿命预测方法, 为飞机结构日历寿命评定奠定了基础。

本文在文献 [15] 的基础上, 将疲劳载荷与腐蚀环境对寿命的相互影响关系联系起来, 建立某型飞机机身壁板搭接结构的寿命包线, 并基于此寿命包线对该型飞机机身壁板搭接结构在不同地区进行不同飞行强度的腐蚀疲劳寿命进行预测, 将预测结果与试验结果进行对比验证。

收稿日期: 2022-07-09; 录用日期: 2022-09-09; 网络出版时间: 2022-11-19 20:50

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221117.1950.007.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221117.1950.007.html)

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-I-0016-0015); 国家自然科学基金 (52005507, 52175155)

\*通信作者. E-mail: zt\_gm@126.com

**引用格式:** 毕亚萍, 张腾, 何宇廷, 等. 基于寿命包线的飞机典型搭接结构腐蚀疲劳寿命预测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49 (8): 2200-2206. BI Y P, ZHANG T, HE Y T, et al. Corrosion and fatigue life prediction of aircraft typical lap structures based on life envelope [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49 (8): 2200-2206 (in Chinese).

# 1 搭接结构疲劳-腐蚀交替试验

## 1.1 试验对象

本文试验对象为某型飞机机身壁板搭接结构, 在疲劳定寿时该结构为典型的腐蚀疲劳危险部位。根据此机身壁板搭接结构的特征, 设计的搭接结构模拟件采用多铆钉搭接的形式, 试验件单面搭

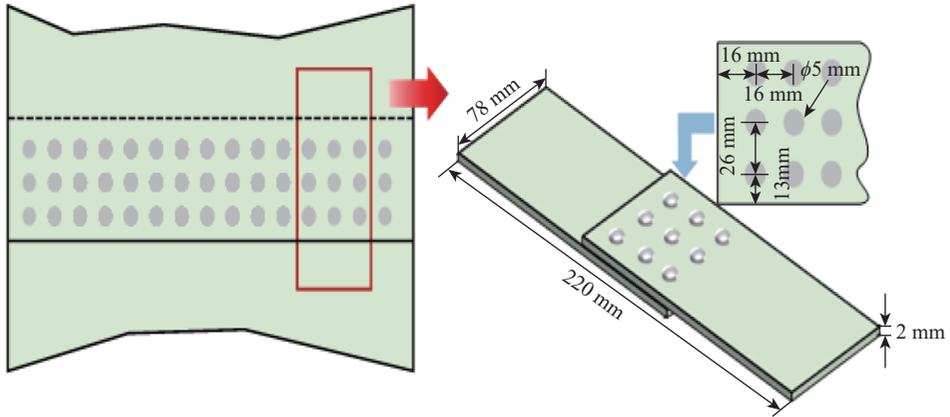


图 1 试验件构型

Fig. 1 Test piece configuration



图 2 试验件表面

Fig. 2 Surface of the test piece

由于试验件是单面搭接的形式, 在受到拉载时会产生较大的弯曲变形, 发生提前破坏, 与所模拟结构的实际破坏形式不符。因此, 试验使用了防弯夹具, 如图 3 所示。最外侧夹具的作用是防止加载时面外弯矩的影响, 约束试验件中部的变形。2 块垫板用于保证加载的对称性。加载时摩擦会减小钉载, 因此, 加载前, 在夹具与试验件接触部位涂抹二硫化钼润滑脂, 并垫上聚四氟乙烯薄膜作为润滑条, 使夹具和试验件不直接接触, 以减小摩擦, 使对钉载的影响最小。

## 1.2 试验方法

飞机在服役/使用时主要为“停放”、“飞行”交替状态, 飞机停放时主要受腐蚀损伤的影响, 在高空飞行时环境温度低、腐蚀介质少, 主要受疲劳作用的影响, 因此, 服役/使用过程近似于“腐蚀-疲劳”交替过程。本文进行实验室条件下的腐蚀-疲劳交替试验, 以确定结构寿命包线中的腐蚀影响系数曲线。试验件的疲劳加载由 MTS-810-500 kN 疲劳试验机实施, 加载谱形为正弦等幅谱, 最大净截面应力为 130 MPa, 应力比为 0.06, 加载频率为 15 Hz。

接, 由半圆头铆钉铆接。搭接板为 2 mm 厚的 7B04 铝合金, 按轧制方向取材; 铆钉材料为 2A10 铝合金, 连接段直径为 5 mm。试验件表面防护层的日历寿命为 6.14 a。图 1 所示搭接结构在试验中的受载方式为垂直受载, 根据有限元分析和试验结果<sup>[16]</sup>, 此类结构的失效部位位于第 1 排或第 3 排铆钉处, 失效形式主要为广布疲劳损伤。试验件及其构型尺寸如图 1 所示, 试验件表面如图 2 所示。

试验件在此加载条件下, 每 8 个循环相当于飞机实际服役 1 efh(efh 为当量飞行小时, 表征飞机等效飞行时间消耗量)。开展纯疲劳试验的试验件为 4 件。

该飞机的服役地区为沿海地区, 根据服役地区的腐蚀环境特点, 自编了机身壁板结构的当量腐蚀环境谱。根据该环境谱, 在 DCTC1200P 盐雾腐蚀试验箱中开展施加酸性 NaCl 溶液盐雾加速腐蚀试

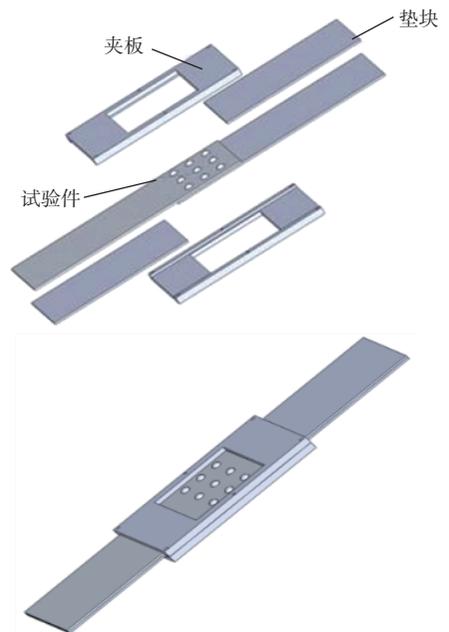


图 3 试验夹具与试验件装配图

Fig. 3 Assembly diagram of test fixture and test piece

验:用  $H_2SO_4$  调整溶液 pH 值为 4, 调整腐蚀温度为  $40\text{ }^\circ\text{C}$ , 盐雾沉降量为  $1\sim 2\text{ mL/h}(80\text{ cm}^2)$ 。由加速腐蚀环境作用  $32.5\text{ h}$  相当于飞机服役  $1\text{ a}$ 。腐蚀-疲劳交替试验分为 5 组, 总腐蚀时间分别为  $325\text{ h}$ 、 $975\text{ h}$ 、 $1\ 300\text{ h}$ 、 $1\ 625\text{ h}$  和  $1\ 950\text{ h}$ , 每组试验件件数均为 4 件。5 组腐蚀-疲劳交替试验的试验次序为“腐蚀—疲劳—腐蚀—疲劳”的形式, 即腐蚀疲劳交替 2 次。每次腐蚀时间及第 1 次疲劳加载的循环数如表 1 所示, 试验件在第 2 次疲劳加载时直接加载至断裂。疲劳试验及腐蚀试验现场如图 4 和图 5 所示。

表 1 纯疲劳试验结果

Table 1 Fatigue test results

试验件编号	疲劳寿命/周期	对应飞行小时数/efh
0-1	138 324	17 290.5
0-2	176 771	22 096.4
0-3	195 420	24 427.5
0-4	134 194	16 774.3

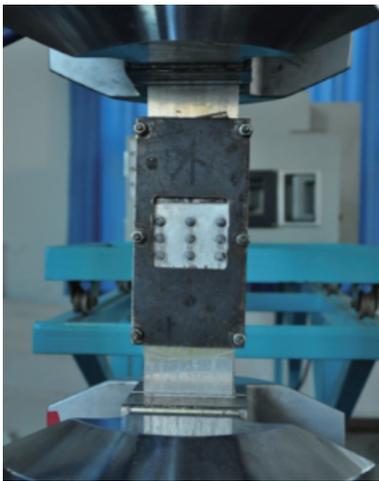


图 4 疲劳试验现场

Fig. 4 Fatigue test site



图 5 腐蚀试验现场

Fig. 5 Corrosion test site

### 1.3 试验结果

试验件的纯疲劳试验结果及腐蚀-疲劳交替试验结果如表 1、表 2 所示

表 2 腐蚀-疲劳交替试验结果

Table 2 Results of alternating corrosion and fatigue tests

总腐蚀时间/h	试验件编号	疲劳寿命/周期	对应飞行小时数/efh
325	1-1	90 485	11 310.6
	1-2	113 470	14 183.8
	1-3	128 705	16 088.1
	1-4	151 690	18 961.3
975	2-1	110 077	13 759.6
	2-2	103 176	12 897.0
	2-3	77 767	9 720.9
	2-4	73 607	9 200.9
1 300	3-1	65 469	8 183.6
	3-2	93 485	11 685.6
	3-3	94 003	11 750.4
	3-4	60 460	7 557.5
1 625	4-1	87 463	10 932.9
	4-2	75 508	9 438.5
	4-3	52 756	6 594.5
	4-4	60 634	7 579.3
1 950	5-1	68 997	8 622.1
	5-2	87 102	10 887.8
	5-3	53 866	6 733.3
	5-4	48 095	6 011.9

## 2 搭接结构寿命包线的建立

飞机结构寿命包线是表征军用飞机结构在安全使用条件下飞行小时数/起落次数与日历时间范围的边界线, 也就是(当量)疲劳寿命与日历寿命的使用限制线, 可以在以疲劳寿命和日历寿命为坐标轴的二维直角坐标系中用曲线表示, 反映了飞机结构疲劳寿命与日历寿命之间的相互关系<sup>[15]</sup>。

1) 结构腐蚀影响系数  $C(T)$  曲线的建立。 $C(T)$  曲线表述经历加速腐蚀  $T$  年后试验件的剩余疲劳寿命均值  $N$  同完好试验件疲劳寿命均值的比值, 即

$$C(T) = \frac{N_{50}(T_i)}{N_{50}(0)} \quad (1)$$

根据表 3 中对应的不同腐蚀年限下的结构腐蚀影响系数, 利用  $C(T) = 1 - aT^b$  形式<sup>[17]</sup> 进行腐蚀影响系数曲线的拟合, 得到此飞机机身壁板搭接结构的腐蚀影响系数曲线公式, 如式(2)所示, 相关系数  $R^2$  为 0.997:

$$C(T) = 1 - 0.078 4T^{0.504 0} \quad (2)$$

2) 结构使用限制点的确定。由于该型飞机机身壁板搭接结构为耐久性结构, 在结构寿命管理中不存在疲劳裂纹扩展的情况下, 综合考虑静强度要求、结构经济修理要求和飞机的技术特性 3 方面, 确定腐蚀环境下此典型搭接结构寿命包线的使用

表 3 不同腐蚀年限下的疲劳寿命与腐蚀影响系数

Table 3 Fatigue life and corrosion impact factor for different corrosion years

试验腐蚀时间/h	等效腐蚀年限/a	对应飞行小时数/efh	C(T)
0	0	20 147.2	1.000 0
325	10.00	15 135.9	0.751 3
975	30.00	11 394.6	0.565 6
1 300	40.00	9 794.3	0.486 1
1 625	50.00	8 636.3	0.428 7
1 950	60.00	8 064.4	0.400 3

限制点的飞行强度为 150 efh/a, 对应的横坐标为 54.97 a, 疲劳寿命是 8 246 efh。

3) 结构寿命包线的绘制。由纯疲劳寿命的总坐标与飞机搭接结构防护层的日历寿命可以确定寿命包线的左侧部分。将飞机搭接结构的腐蚀影响系数曲线 C(T) 与疲劳寿命相乘可以得到此飞机机身壁板搭接结构的使用年数与疲劳寿命的关系曲线, 曲线在结构限制点截止, 从而可以确定寿命包线的右侧部分。因此, 此飞机机身壁板搭接结构寿命包线如图 6 所示。

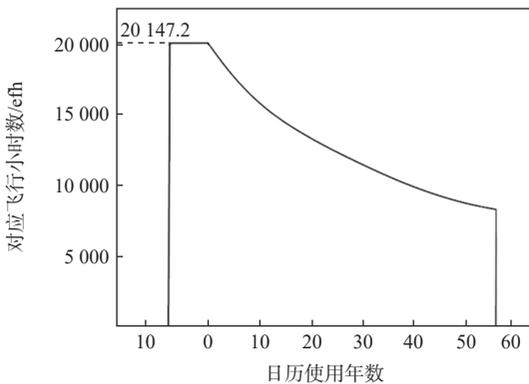


图 6 某型飞机机身壁板搭接结构的结构寿命包线

Fig. 6 Structural life envelope of a fuselage wall panel lap structure for an aircraft type

需要说明的是, 在实际应用中, 由于飞机结构使用的安全性要求, 通常采用疲劳安全寿命进行结构寿命管理, 而疲劳安全寿命一般是通过可靠性分析或由平均寿命除以分散系数得到。在使用寿命包线进行腐蚀环境影响下的飞机结构寿命管理时, 一般也应建立安全寿命包线: ①对不同腐蚀周期下的结构疲劳寿命进行可靠性分析, 得到疲劳安全寿命; ②根据不同腐蚀周期下的疲劳安全寿命进行拟合, 得到对应的 C(T) 曲线; ③以无腐蚀条件下的疲劳安全寿命作为纵坐标起点绘制疲劳安全寿命包线。

由于本文研究的目的是采用寿命包线这一方法进行结构腐蚀疲劳寿命的预测, 正如开展结构疲劳腐蚀预测时均是采用平均寿命模型一样, 本文所

使用的寿命包线均为平均寿命包线。

### 3 基于寿命包线的搭接结构剩余寿命预测及验证

根据试验结果和给定的防护体系有效周期, 建立此飞机机身壁板搭接结构在不同地区进行不同飞行强度的寿命包线, 并使用目前常用的 Miner 模型<sup>[18]</sup>对该结构的剩余寿命进行预测; 根据不同服役地区、不同飞行强度下的条件实施腐蚀-疲劳试验; 将此结构寿命包线所得预测结果与试验结果进行对比, 得到寿命包线预测模型的预测误差。

#### 3.1 不同地区及强度的飞机结构寿命包线

假设该型飞机在甲、乙、丙、丁 4 个地区进行服役。对 4 个地区服役环境进行加速模拟时所采用的腐蚀介质和试验条件相同, 但等效加速系数不同, 实验室加速环谱作用时间分别为 32.5 h、44 h、70 h 和 76 h 相当于飞机在甲、乙、丙、丁 4 个地区服役 1 a。飞机机身壁板搭接结构服役/使用历程为: 在甲地以 272 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 5.1 a(防护体系未失效), 然后在乙地以 240 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 3.2 a(前 0.7 a 防护体系未失效); 转场至丁地以 187 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 4 a; 转场至丙地以 254 efh/a 的平均飞行强度服役/使用 3.2 a; 计划转场至甲地服役/使用 8 a, 考核结构在最后 8 a 最多能使用的当量飞行小时数。

采用第 2 节建立结构寿命包线的方法建立了该型飞机搭接结构在甲、乙、丙、丁 4 个地区服役时的结构寿命包线, 该型飞机机身壁板搭接结构在甲、乙、丙、丁 4 个地区的腐蚀影响系数曲线公式及其相关系数如表 4 所示, 结构寿命包线如图 7 所示。

表 4 不同地区的结构寿命包线

Table 4 Structural life envelopes for different regions

服役地区	防护层有效期/a	对应飞行小时数/efh	C(T)曲线公式	相关系数
甲	6.14	20 147.2	$C(T)=1-0.078 4T^{0.504 0}$	0.997
乙	4.10	20 147.2	$C(T)=1-0.091 3T^{0.504 0}$	0.997
丙	3.08	20 147.2	$C(T)=1-0.115 4T^{0.503 8}$	0.997
丁	2.48	20 147.2	$C(T)=1-0.120 2T^{0.504 3}$	0.997

#### 3.2 基于寿命包线的结构剩余寿命预测

根据文献 [15] 方法, 结合该型飞机机身壁板搭接结构的使用历程, 不考虑结构大修的影响, 对结构剩余寿命进行计算:

1) 由于给定的防护体系材料在甲地环境的有效期为 6.14 a, 在甲地以 272 efh/a 飞行强度服役/使用的 5.1 a 结构受到的损伤可以认为是纯疲劳损伤。结构在此历程下的累积损伤为  $272 \times 5.1 / 20 147.2 = 0.068 9$ 。防护体系的损伤为  $5.1 / 6.14 = 0.83$ 。

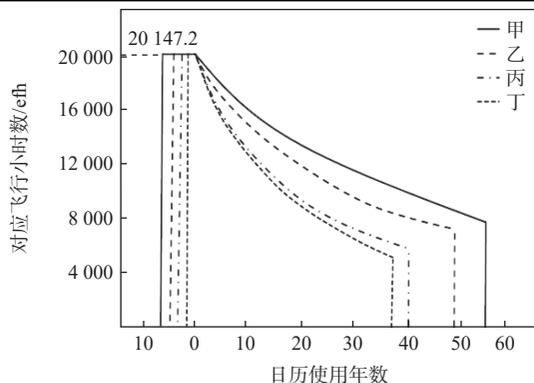


图7 某型飞机机身壁板搭接结构在甲、乙、丙、丁4个地区的结构寿命包线

Fig. 7 Structural life envelope of certain aircraft fuselage panel overlap structure in areas A, B, C and D

2) 结构随后在乙地以 240 efh/a 的飞行强度服役/使用 3.2 a。由于防护体系的剩余损伤度为  $1-0.83=0.17$ , 结构在乙地服役的前  $4.1 \times 0.17=0.7$  a 属于纯疲劳状态, 在后 2.5 a 受到腐蚀和疲劳的共同影响。在乙地服役的前 0.7 a, 结构的损伤为  $240 \times 0.7/20\ 147.2=0.008\ 3$ 。防护体系的累积损伤为 1。在乙地服役的后 2.5 a, 结构受到腐蚀和疲劳的共同影响, 以结构寿命包线右侧的  $C(T)$  曲线进行结构损伤的计算, 得乙地 240 efh/a 的飞行强度对应的基体年损伤度为 0.027 2, 在该使用历程下的结构累积损伤为  $0.027\ 2 \times 2.5=0.068\ 0$ 。

3) 结构转场至丁地以 187 efh/a 的飞行强度服役/使用 4 a, 得丁地 187 efh/a 飞行强度对应的基体年损伤度为 0.030 6, 在该使用历程下的结构累积损伤为  $0.030\ 6 \times 4=0.122\ 4$ 。

4) 结构转场至丙地以 254 efh/a 的飞行强度服役/使用 3.2 a, 得丙地 254 efh/a 飞行强度对应的基体年损伤度为 0.034 2, 在该使用历程下的结构累积损伤为  $0.034\ 2 \times 3.2=0.109\ 4$ 。

5) 结构基体在上述服役历程下的总累积损伤  $0.068\ 8+0.008\ 3+0.068\ 0+0.122\ 4+0.109\ 4=0.377\ 0$ , 剩余损伤为  $1-0.377\ 0=0.623\ 0$ 。

要使结构在甲地服役/使用 8 a 后总累积损伤达到 1, 则每年的结构基体损伤为  $0.623\ 0/8=0.077\ 9$ 。计算得到甲地达到 0.077 9 a 损伤的飞行强度为 1 123.8 efh/a。因此, 结构在甲地服役 8 a 最多能使用的当量飞行小时数为  $1\ 123.8 \times 8=8\ 990.4$  efh。

因此, 结构在上述使用历程下预测得到的总寿命为  $272 \times 5.1+240 \times 3.2+187 \times 4+254 \times 3.2+8\ 990.4=12\ 706.4$  efh。

### 3.3 验证试验结果及预测误差

试验加载条件与假设服役历程的对应关系如

表 5 所示, 其验证试验结果如表 6 所示。由于验证试验的腐蚀疲劳加载历程与假设的飞机结构服役历程有一一对应的关系, 可以将验证试验的断裂寿命等效为飞机结构的实际寿命。

表 5 验证试验加载条件与假设服役历程对应关系

Table 5 Correspondence between validation test loading conditions and assumed service history

服役地区	飞行强度/(efh·a <sup>-1</sup> )	服役年数/a	试验腐蚀周期/h	试验疲劳循环数/周期
甲	272	5.1	0	11 100
乙	240	0.7	0	1 350
乙	240	2.5	110	4 800
丁	187	4	304	6 000
丙	254	3.2	224	6 500
甲	待求	8	260	疲劳加载至断裂

注: 在甲地服役的 5.1 a 和乙地服役的前 0.7 a, 防护体系未失效, 试验中为纯疲劳加载。

表 6 模拟结构转场服役/使用的腐蚀-疲劳交替试验结果

Table 6 Results of alternate corrosion and fatigue tests simulating transfer of structure into service/use

试验件编号	疲劳寿命/周期	对应飞行小时数/efh
6-1	72 325	9 040.6
6-2	103 274	12 909.3
6-3	103 843	12 980.4
6-4	66 791	8 348.9

利用结构寿命包线模型预测的该型飞机机身壁板搭接结构的累积疲劳寿命结果为 12 706.4 efh, 而在进行不同地区及不同飞行强度下的腐蚀-疲劳试验中, 该型飞机机身壁板搭接结构疲劳寿命的均值为 10 819.8 efh。因此, 结构寿命包线预测结果的精度误差计算如下:

$$\delta = \frac{12\ 706.4 - 10\ 819.8}{10\ 819.8} \times 100\% = 17.4\% \quad (3)$$

## 4 结论

1) 本文建立了某型飞机机身壁板搭接结构的结构寿命包线, 并利用此结构寿命包线对该型飞机以甲、乙、丙、丁 4 个地不同服役地区、不同飞行强度的转场服役/使用为条件, 开展了基于寿命包线的搭接结构剩余寿命预测, 预测了该型飞机机身壁板搭接结构在此服役/使用条件下的剩余寿命。

2) 该型飞机机身壁板搭接结构的结构寿命包线预测结果与试验结果 17.4% 的精度误差, 验证了寿命包线是作为飞机典型搭接结构寿命预测的有力工具, 其预测结果是飞机服役过程中寿命管理的一项重要参考。

## 参考文献 (References)

- [1] 田建学, 魏俊淦. 搭接技术在飞机上的应用[J]. 电子世界, 2014(5): 68.  
TIAN J X, WEI J G. Application of lapping technology in aircraft[J]. Electronics World, 2014(5): 68(in Chinese).
- [2] 杨静, 姜兴长, 王慧梅. 飞机蒙皮典型搭接结构附加弯矩分析[J]. 机械强度, 2019, 41(2): 389-392.  
YANG J, JIANG X C, WANG H M. Secondary bending analysis of airplane typical single-shear lap joint[J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(2): 389-392(in Chinese).
- [3] 王晨光, 陈跃良, 张勇, 等. 飞机用7B04铝合金缝隙腐蚀试验及仿真研究[J]. 装备环境工程, 2017, 14(3): 39-46.  
WANG C G, CHEN Y L, ZHANG Y, et al. Crevice corrosion experiment and simulation study of 7B04 aluminum alloy for aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(3): 39-46(in Chinese).
- [4] 李玉海, 王成波, 陈亮, 等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525791.  
LI Y H, WANG C B, CHEN L, et al. Overview of advanced fighter life design and life extension technology development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525791(in Chinese).
- [5] 何宇廷. 飞机结构寿命控制原理与技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017: 251-260.  
HE Y T. Principle and technology of aircraft structure life control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017: 251-260 (in Chinese).
- [6] 高长宝. 飞机结构使用寿命评定技术研究[J]. 中国设备工程, 2021(3): 200-201.  
GAO C B. Research on service life assessment technology of aircraft structures[J]. China Plant Engineering, 2021(3): 200-201(in Chinese).
- [7] 陈群志, 康献海, 刘建光, 等. 军用飞机腐蚀防护与日历寿命研究[J]. 中国表面工程, 2010, 23(4): 1-6.  
CHEN Q Z, KANG X H, LIU J G, et al. Discussion about military aircraft anti-corrosion and calendar life research[J]. China Surface Engineering, 2010, 23(4): 1-6(in Chinese).
- [8] 杨晓华, 刘学君, 张泰峰. 基于年飞行强度的飞机日历寿命研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(1): 56-59.  
YANG X H, LIU X J, ZHANG T F. Research on aircraft calendar life based on annual flight intensity[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(1): 56-59(in Chinese).
- [9] 陈跃良, 王晨光, 张勇, 等. 钛-钢螺栓搭接件涂层腐蚀失效分析及影响[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3528-3534.  
CHEN Y L, WANG C G, ZHANG Y, et al. Coating corrosion failure analysis and influence of titanium-steel bolted lap joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3528-3534(in Chinese).
- [10] 王晨光, 陈跃良, 张勇, 等. 表面涂层破损对7B04铝合金点蚀的影响及仿真研究[J]. 航空材料学报, 2016, 36(6): 48-53.  
WANG C G, CHEN Y L, ZHANG Y, et al. Influence and simulation study of surface coating damage on pitting corrosion of 7B04 aluminum alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(6): 48-53(in Chinese).
- [11] KRUZIC J J. Predicting fatigue failures[J]. Science, 2009, 325(5937): 156-158.
- [12] 何宇廷. 飞机结构寿命包线的建立[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2005, 6(6): 4-6.  
HE Y T. Establishment of aircraft structural life envelope[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2005, 6(6): 4-6(in Chinese).
- [13] 何宇廷, 范超华. 飞机结构寿命包线的确定方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2006, 7(6): 1-3.  
HE Y T, FAN C H. Determination method of aircraft structure life envelope[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2006, 7(6): 1-3(in Chinese).
- [14] 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 Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1114-1121(in Chinese).
- [15] 张腾, 何宇廷, 张海威, 等. 基于寿命包线的飞机金属结构寿命预测方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 413-418.  
ZHANG T, HE Y T, ZHANG H W, et al. Life prediction method of aircraft metal structure based on life envelope[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(3): 413-418 (in Chinese).
- [16] HE Y, LI C, ZHANG T, et al. Service fatigue life and service calendar life limits of aircraft structure: aircraft structural life envelope[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1233): 1746-1762.
- [17] 李玉海, 刘文珽, 杨旭, 等. 军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 185-200.  
LI Y H, LIU W T, YANG X, et al. Application example of calendar life system evaluation of military aircraft structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005: 185-200(in Chinese).
- [18] 李曙林. 飞机与发动机强度[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 159-163.  
LI S L. Aircraft and engine strength[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 159-163(in Chinese).

# Corrosion and fatigue life prediction of aircraft typical lap structures based on life envelope

BI Yaping, ZHANG Teng<sup>\*</sup>, HE Yuting, ZHANG Tianyu, WANG Changkai

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The corrosion and fatigue tests of a certain type of aircraft fuselage panel lap structure were conducted alternatively. Based on the test results and the concept of aircraft structure life envelope, the life envelope of the lap joint structure of the fuselage panel in different service areas and under different flight intensities was established. Then, based on this life envelope, the remaining lifetime of the structure was predicted. The prediction error was found to be 17.4% by comparing the experimental results with the calculated results. It is shown that the structural life envelope is a powerful tool for life prediction of aircraft typical lap structures, and its prediction result is an important reference for the maintenance cycle and life management of aircraft in service.

**Keywords:** aircraft structure; corrosion-fatigue alternate test; fatigue life; structure life envelope; life prediction

**Received:** 2022-07-09; **Accepted:** 2022-09-09; **Published Online:** 2022-11-19 20:50

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221117.1950.007.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20221117.1950.007.html)

**Foundation items:** National Science and Technology Major Project (J2019- I -0016-0015); National Natural Science Foundation of China (52005507, 52175155)

**\* Corresponding author.** E-mail: [zt\\_gm@126.com](mailto:zt_gm@126.com)