

海洋环境下飞机结构疲劳性能退化规律研究

张丹峰 陈跃良

(海军航空工程学院青岛分院航空机械系, 青岛 266041)

摘要: 某型飞机服役了20多年, 且大部分日历时间停放在海边机场, 腐蚀损伤严重。文中分析了该飞机服役环境特点, 采用从该飞机机体上拆卸下来结构材料加工成疲劳试验件, 针对外形尺寸完全一致的新、旧材料试件进行对比疲劳试验, 分别计算了新旧材料的细节疲劳额定值 (DFR), 得到了在海洋环境条件下飞机机体结构材料的疲劳性能衰减退化规律。研究结果表明, 试件结构形式不同, 服役环境对结构细节抗疲劳性能影响程度不一致; 结构形式相同的试件, 服役环境条件作用后的疲劳性能会下降大约4~16%。

关键词: 飞机结构; 海洋环境; 细节疲劳额定强度; 腐蚀; 铝合金材料

中图分类号: V215.5 **文献标识码:** A **文章编号:** 1006-3919(2009)05-0039-04

Research on the degradation rule of fatigue performance of aircraft structure under marine environment

ZHANG Dan-feng CHEN Yue-liang

(Aircraft Faculty, Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao 266041, China)

Abstract: A certain type of aircraft in service for over 20 years, and most of the calendar time parked at the seaside airport, got serious corrosion damage. Analysis of the characteristic about aircraft service environment using the body's removal from the plane, processed into pieces put into fatigue testing of structural materials, for exactly the same dimensions of the new and old materials, fatigue testing specimen were compared. The details of the calculation of the new and old material fatigue rated value (DFR), respectively. The marine environment under the conditions of airframe structural materials degradation in the fatigue properties of attenuation laws was gained. The result shows that the structure of specimen is different, and then the extent of service environment influence the structural details of impact of anti-fatigue performance is inconsistent; Specimen which has the same structure after experiencing the environmental conditions, the fatigue performance will be reduced by about 4~16%.

Key words: aircraft structure; marine environment; DFR; corrosion; aluminum material

收稿日期: 2009-06-08; 修回日期: 2009-09-01

基金项目: 国家自然科学基金“疲劳与日历退化交互作用下多处损伤结构剩余强度理论”(50675221)

作者简介: 张丹峰(1970-), 女, 博士研究生, 讲师, 研究方向: 腐蚀环境下飞机结构寿命评估及可靠性;(266041)
海军航空工程学院青岛分院航空机械系机械修理教研室。

1 引言

某型飞机在三面环海的海边机场服役多年, 所处海洋环境温、湿度变化大, 雾季长, 风雨天数多, 且工业废气污染严重, 大气中含有的 NO_x 、 SO_2 、 H_2S 等能溶于潮湿盐雾(Cl^-)中, 在飞机结构表面形成含 Cl^- 的酸性液膜, PH值最低达到3.05; 相对湿度比较大, 1/3以上的日历时间湿度超过80%。因此, 该飞机服役环境相当恶劣, 具有“海洋+工业废气”的腐蚀性特点, 导致该飞机结构表面防护涂层老化、开裂、剥落, 基体金属材料腐蚀严重。例如, 某主体铝合金主要发生晶间腐蚀和层状剥蚀, 腐蚀作用不可避免地使得结构的疲劳性能退化, 降低了其使用寿命^[1]。

为了讨论该型飞机服役的腐蚀环境对结构材料的抗疲劳性能的退化规律, 采用从该飞机机体结构分解下来的铝合金板材加工成旧材料的疲劳试验件, 同时采用牌号相同的新材料加工外形尺寸与前者完全一致的新试验件, 制备三类外形尺寸不同的试件, 分别进行对比疲劳试验, 计算得到各试件的DFR值, 通过结果分析获得旧件相对于新件的抗疲劳性能退化规律。

2 新旧材料疲劳对比试验

旧材料试件取自该型飞机的机体结构蒙皮, 经受力分析知该结构的疲劳载荷较小, 服役过程中的主要损伤形式为腐蚀损伤, 疲劳损伤可以不考虑。试件材料为硬铝合金, 新材料试件外形尺寸和材料牌号与旧件完全相同。疲劳试件有三种, 一号试件形状见图1, 二号和三号试件见图2, 单位为mm。二号、三号试件仅厚度不同(二号、三号试件厚度分别为1.5mm、2.5mm)。

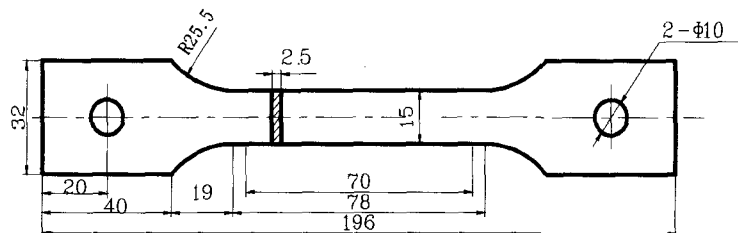


图1 一号试件示意图 ($K_t=1$)

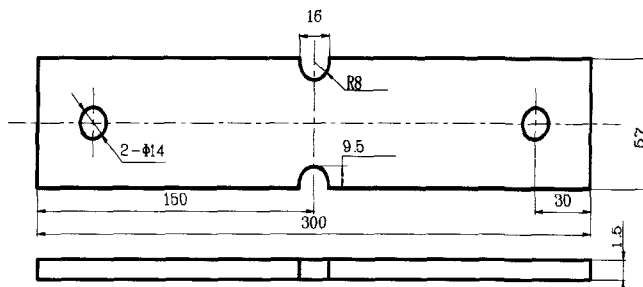


图2 二、三号试件示意图 ($K_t=1$)

疲劳试验设备为MTS810电液伺服疲劳试验机, 静载荷相对误差小于 $\pm 0.1\%$, 动载荷相对误差小于1%。疲劳试验中, 加载应力比为0.06, 加载波形为Sine波, 采用PVC波形补偿, 频率为10Hz。一号试件进行了峰值载荷为240MPa的新、旧材料对比试验; 二号试件进行了峰值载荷为256MPa和149MPa的两组试验; 三号试件进行了峰值载荷为246、197、172和148MPa的四组对比试验, 试验结

果见表1。

表1 试验结果及计算结果

试件 类型	最大 应力水平	疲劳寿命 (cycles)	DFR (MPa)	细节疲劳性能 退化程度
一号新件	240MPa	140614,155727,86371,128355,123000	214.68	83.67%
一号旧件		33921,38927,72966,56352,22795	179.63	
二号新件1	149MPa	104859,132116,107501,75633,51657	122.81	97.6%
二号旧件1		110245,66861,89559,81192,108685	119.86	
二号新件2	256MPa	13876,16577,10551,15282,12389	145.53	96.0%
二号旧件2		11343,12846,11006,10577,12864	139.72	
三号新件1	246MPa	19146,19884,15037,15813,13016	144.12	96.4%
三号旧件1		12532,15378,17633,14328,11299	138.93	
三号新件2	197MPa	24522,38203,41774,35489,38482	128.71	96.2%
三号旧件2		19897,37874,28276,24729,36407	123.88	
三号新件3	172MPa	53880,42964,75331,51531,83659	129.15	95.9%
三号旧件3		49977,47822,69008,44398,63835	123.90	
三号新件4	148MPa	145553,146667,123385,128666,175726	132.20	91.5%
三号旧件4		88564,143857,55667,70546,51853	120.91	

3 结果分析

细节疲劳额定强度 (Detail Fatigue Rating, DFR) 同疲劳寿命一样, 是结构细节疲劳质量的特征参量, 通常用来表征结构细节的疲劳品质, 即应力比 $R=0.06$ 的恒幅载荷作用下, 以95%的置信度和95%的可靠度达到 10^5 次循环的最大应力值。根据参考文献[2]给出细节疲劳额定强度的定义式

$$DFR = \frac{(1-R)\sigma_{m0}}{0.94 \frac{\sigma_{m0}}{\sigma_{max}} X - 0.47(1+R)X + 0.53(1-R)} \quad (1)$$

$$X = S^{5-\lg N}$$

式(1)中, DFR为细节疲劳额定强度; σ_{m0} 是 σ_a 等于零时的破坏应力; 根据参考文献[2-3], 对于所有铝合金 $\sigma_{m0}=310\text{MPa}$; R 为应力比, 这里取0.06; S 为斜度系数, 对于铝合金 $S=2$; N 为具有95%置信度和95%可靠度时的安全寿命 $N_{95/95}$ 。

首先按威布尔分布求出各组试验数据的特征寿命 β

$$\beta = \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i^\alpha \right]^{1/\alpha} \quad (2)$$

式(2)中, 对于铝合金 $\alpha=4$ 。根据文献[2], 95%置信度和95%可靠度的寿命表达式如下

$$N_{95/95} = \frac{\beta}{S_\tau S_R S_C} \quad (3)$$

式(3)中, 试样系数 $S_t=1$, 铝合金可靠度系数 $S_R=2.1$, 对于 $n=5$ 的置信度为95%的置信度系数 $S_C=1.16$ 。根据式(1), 分别对表1中各组疲劳试验结果进行计算, 得到各组试件的DFR值列入表1中。

对比分析表1中的计算结果知, 名义应力水平相近, 试件结构形式不同, 疲劳寿命相差较大, 如应力水平为240MPa的一号新件平均寿命与应力水平为246MPa三号试件平均寿命相比, 前者为后者的7.6倍。分析其原因, 可能是由于三号试件缺口应力集中的影响(应力集中系数为3.0), 局部应力水平远大于246MPa的原因。

一号旧件(应力集中系数为1)相对新件DFR退化程度最大, 仅为新件的83.67%; 二号、三号试件(应力集中系数为3)的细节疲劳性能退化程度稍小, 处在91.5~97.6%之间, 这可能是由于试件缺口加工时工艺标准不高, 疲劳裂纹起源于加工刀痕而不是起源于表面腐蚀损伤。可见, 试件的应力集中系数越大, 旧件相对新件抗疲劳性能退化程度越小。但是, 应力集中系数越大, 结构抗疲劳能力却越小, 例如一号旧件当最大应力水平为240MPa时, $DFR=179.63\text{MPa}$; 而三号旧件当最大应力水平为148MPa时, $DFR=120.91\text{MPa}$, 后者仅为前者的67.3%。

张建宇和鲍蕊^[4-5]在实验室条件下针对带中心圆孔的2024-T3铝合金试件进行加速腐蚀和疲劳试验, 计算得到DFR值, 研究结果表明由常规实验室空气、潮湿空气、中性盐雾和酸性盐雾四种典型环境组成的典型环境加速腐蚀30年后, 细节疲劳额定值衰减至新材料的90.7%, 与本文研究结果相近。

图3为三号试件的新旧材料对比S-N曲线。从图3中曲线可以看到, 腐蚀后旧件疲劳寿命明显降低。

4 结论

通过对该飞机机体结构的主体材料铝合金旧件及新件的对比疲劳试验, 得到了三类试件新旧材料的DFR值, 研究并得到了海洋环境对飞机结构细节疲劳性能退化规律, 为该型飞机的腐蚀维修、结构延寿及剩余寿命评估提供参考依据。

研究结果表明, 海洋环境条件下飞机服役20多年后, 铝合金结构细节疲劳额定强度大约降低4~16%, 海洋环境条件下飞机结构主体铝合金材料疲劳性能明显降低。若用新材料的疲劳性能数据预估构件的日历寿命, 而不考虑性能退化的话, 会得出偏危险的寿命结论。

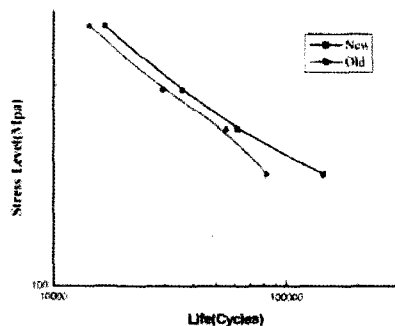


图3 新旧材料 S-N 曲线

参考文献

- [1] 谭登驰, 陈跃良, 杨茂胜. 军用飞机结构使用寿命研究概述[J]. 强度与环境, 2007, 34(4): 37-42.
- [2] 中国航空工业标准, 民用航空器陀螺稳定型非磁方向仪最低性能要求[S]. HB7100-1994.
- [3] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册(第一卷)[M]. 航空工业出版社, 北京, 1996: 354-363.
- [4] 张建宇, 鲍蕊, 陈勃, 等. 腐蚀环境下疲劳分析的DFR方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(6): 547-550.
- [5] 鲍蕊, 张建宇, 郑晓玲, 等. DFR腐蚀影响系数及其试验测定[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(6): 639-644.

(编辑 刘建中)