

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.019

霉菌对直升机机体金属材料 2A12 力学性能影响

门坤发 刘志芳 马战奇 尚晓冬

(中航工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司飞机设计研究所, 哈尔滨, 150066)

摘要: 2A12 铝合金已经广泛应用于直升机机体结构当中, 霉菌腐蚀是其主要腐蚀源之一, 对其强度造成很大影响。按照装机状态对 2A12 表面进行防护处理后制造试片, 对比霉菌腐蚀和未霉菌腐蚀两种状态下静力和疲劳两种力学性能。试验结果表明, 霉菌腐蚀对表面防护的 2A12 静力和疲劳性能没有明显的影响。

关键词: 2A12; 霉菌; 静力; 疲劳

中图分类号: V216

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)02-0304-04

Effect of Fungus on Mechanics Performance of Helicopter Airframe Metal Material 2A12

Men Kunfa, Liu Zhifang, Ma Zhanqi, Shang Xiaodong

(Aircraft Design and Research Institute, AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co. Ltd., Harbin, 150066, China)

Abstract: The metal material 2A12 has been comprehensively applied in helicopter airframe, and the fungus corrosion is one of main corrosion sources affecting the metal strength mechanics performance. Test specimens are prepared according to the real surface protection condition of the helicopter. The static and fatigue strength of 2A12 is compared under fungus corrosion and no fungus corrosion. The results show that the fungus corrosion has no evident effect on the 2A12 static and fatigue strength.

Key words: 2A12; fungus; static; fatigue

对于在海面进行作业的直升机, 由于机体长时间工作在潮湿和湿热环境中, 有适宜霉菌生长的温度和湿度(一般温度 24~31℃, 湿度达到 70%), 并且海面上提供了足够的营养物质(碳源、氮源和无机盐), 霉菌的孢子就会在机体表面萌芽和生长, 造成机体金属表面的霉菌腐蚀, 从而对机体结构的力学性能造成一定程度的影响^[1-3]。众所周知, 腐蚀和疲劳是航空结构材料的主要损伤形式, 它们的共同作用会降低结构使用寿命, 使疲劳强度降低量达到 70%~80%^[4]。由于直升机的机体振动水平偏高, 从而加剧了对机体的腐蚀影响。霉菌腐蚀加速疲劳裂纹扩展源形成及裂纹的扩展, 降低了直升机机体结构材料的抗疲劳性能, 直接威胁直升机的飞行安全。美空军总部对海基地使用的产品故障调

查分级结果表明, 由于盐雾、霉菌和湿热所引起的故障占 14%^[5]。考虑到中国海域面积的广阔, 海面上大量的直升机作业, 海上直升机机体结构的霉菌腐蚀及其对机体结构的影响也越来越受到重视。

对于海上等潮湿、盐雾或霉菌环境下使用的直升机, 设计初务必要考虑材料的盐雾、霉菌和湿热(俗称“三防”)对材料力学性能的影响以及如何进行有效的防护, 在防护上应该避免与这些环境接触, 同时机体本身不可能进行密封, 因此在使用过程中, 必须对其表面进行防护处理, 如果材料受到表面污染物的影响, 其力学性能会降低, 因此, 在金属表面上通常进行表面氧化、化学镀层以提高防护能力。考虑到霉菌会对 2A12 造成腐蚀并使其强度降低, 为了验证表面防护的作用, 本文研究了霉

收稿日期: 2015-01-15; 修订日期: 2015-02-15

通信作者: 门坤发, 男, 高级工程师, E-mail: menkunfa@avic.com。

本文已收编于 2014 年全国直升机年会内部交流论文集。

菌对直升机机体金属材料 2A12 的力学性能影响。

1 试片的制备

1.1 材料简介

本次试验选取直升机常用的金属材料 2A12 作为研究对象,2A12 铝合金具有良好的塑性成形能力和机械加工性能,是航空工业中使用最广泛的铝合金之一,但抗腐蚀能力较差,其化学成分 Si 0.5%,Fe 0.5%,Cu 3.8%~4.9%,Mn 0.3%~0.9%,Mg 1.2%~1.8%,Ni 0.1%,Zn 0.1%,Fe+Ni,0.5%,Ti 0.5%,其余为 Al,常用的 T4 常温状态下的拉伸强度不小于 420 MPa,疲劳极限强度在 120 MPa 以上^[6],在制备力学性能测试试片时,对其表面按顺序进行硫酸阳极化+环氧锌黄底漆+补环氧锌黄底漆的处理,材料表面处理状态与装机使用一致,本次试验在试片级上进行霉菌腐

蚀和静力和疲劳试验。

1.2 试片的霉菌试验

霉菌试验过程严格按照标准^[7]要求进行,试验中所用的菌种有黑曲霉、黄曲霉、杂色曲霉、绳状青霉和球毛壳霉共 5 种,霉菌腐蚀后试验件的判定等级共 5 级,力学性能试片在 GDF-10KA 霉菌环境试验箱试验条件下运行,检查对照样件及进行孢子活力检查的各单一孢子在培养基表面长霉面积均已达 90% 以上,符合标准规定的长霉面积大于 90% 的要求时,表明本次试验有效。试验从接种之日起计算试验时间,霉菌试验箱每 7 天换气一次,换气时间为 30 min,换气期间,箱内指示点温度为 26 °C、相对湿度大于 90%,试验运行了 84 d,详细参数见表 1。

表 1 试验参数

Tab. 1 Test parameters

试验阶段	温度/°C	温度容差/°C	相对湿度/%	相对湿度容差/%	每周期时间/h	试验周期/d	气流速度/(m·s ⁻¹)
高温阶段	30	±1	95	±5	20	84	0.5~2.0
降温阶段	30→25		>90		≤1		
低温阶段	25	±1	95	+5	≥2		
升温阶段	25→30		>90		≤1		

经历霉菌腐蚀后,宏观上发现 2A12 试件涂层表面菌丝体生长旺盛,均匀分布约 80% 以上,对霉菌腐蚀后的试验件在显微镜下进行观察,其照片见图 1,达到 4 级腐蚀要求^[7],长霉程度达到严重生长级别,试片试验件的霉菌腐蚀达到预期的效果,符合对其进行力学试验的要求,可以对其进行力学性能试验。



(a) 常规件



(b) 霉菌腐蚀后

图 1 2A12 试片霉菌腐蚀后在显微镜下的照片

Fig. 1 Microscope photos of 2A12 specimen before and after fungus corrosion

2 力学性能试验

对霉菌腐蚀后的试验件与未经霉菌腐蚀的试验件进行力学性能对比,在静力和疲劳试验情况下对比其力学各个指标的变化情况,其中静力试验每组选取 6 个试验件,疲劳试验每组选取 24 个试验件。

2.1 静力试验对比

给出霉菌腐蚀前后静力和疲劳性能的力学性能值,其中静力试验方法参考文献^[8]。试验对比了试验件试验前后的尺寸、弹性模量、拉伸强度、断面伸长率和断面收缩率的变化情况。

表 2 2A12 试片腐蚀前后静力性能对比

Tab. 2 Comparison of static performance of 2A12

before and after corrosion						
试验条件	宽 b/mm	厚 t/mm	弹性模量 E/GPa	拉伸强度 σ_b /MPa	断后伸长率 δ /%	断面收缩率 δ' /%
无腐蚀	19.78	2.55	70.95	413.17	20.20	22.86
腐蚀后	19.81	2.50	73.61	424.49	18.13	23.55

对比 2A12 霉菌腐蚀前后静力试验结果发现,腐蚀后,材料力学性能没有显著变化,但其拉伸强度值反而上升,考虑到腐蚀后对尺寸的影响(腐蚀后截面尺寸均有所减小),可以认为静力试验中,霉

菌腐蚀对 2A12 的静力性能无明显影响, 试验后两组试验件静力拉伸破坏的对比情况见图 2。

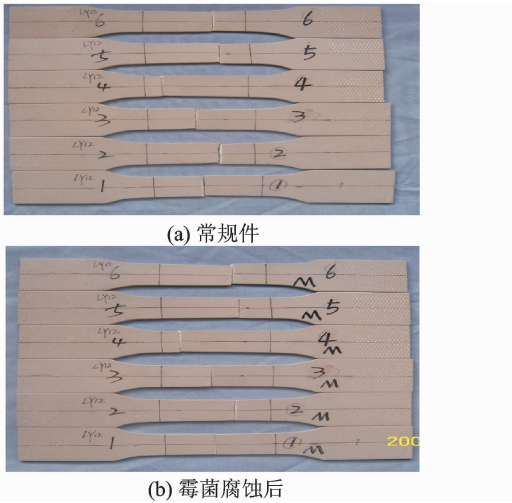


图 2 2A12 试件霉菌腐蚀前后静力试验破坏对比照片
Fig. 2 Failure photos of 2A12 specimen before and after fungus corrosion in static test

2.2 疲劳试验对比

参考文献[9]对试验件进行疲劳试验, 疲劳试验过程中的加载波形为正弦波, 应力比取 $R=0.1$, 试验频率为 110~120 Hz, 试验机利用共振原理使试件承受疲劳载荷, 当试件产生疲劳裂纹时, 试件的刚度改变, 试件与试验机所构成的系统不能产生共振, 试验机自动停机, 每组疲劳试验件 24 件, 根据情况分成 4 组载荷进行疲劳试验, 试验件的疲劳破坏图片见图 3。



图 3 2A12 试件霉菌腐蚀前后疲劳试验破坏对比照片
Fig. 3 Failure photos of 2A12 specimen before and after fungus corrosion in fatigue test

按照疲劳试验结果绘制的中值安全寿命曲线如图 4 所示。图 4 中横坐标 N_f 为对数疲劳寿命, 纵坐标 S_{max} 为试验应力。

利用三参数幂函数表达图 4 中的 S-N 曲线

$$N = C \times (S_{max} - S_0)^{-m} \quad (1)$$

式中: N 为疲劳寿命; S_0 为材料疲劳极限值; C 和 m 为根据 S_0 求得的参数值。

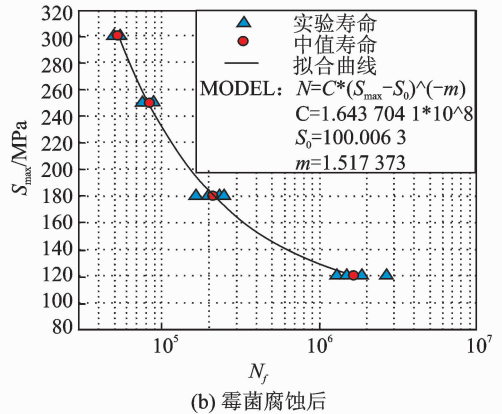
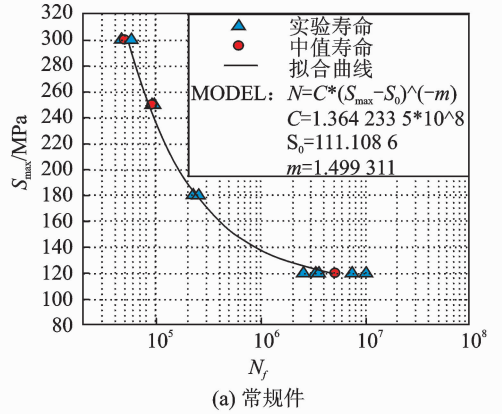


图 4 2A12 试件常规和霉菌腐蚀后疲劳测试曲线
Fig. 4 Fatigue test curves of 2A12 specimen before and after fungus corrosion

根据中值寿命拟合的腐蚀前的疲劳寿命曲线 S-N 表达式

$$N(S_{max} - 111.108 6)^{1.499 311} = 1.364 235 5 \times 10^8 \quad (2)$$

根据中值寿命拟合的腐蚀后的疲劳寿命曲线 S-N 表达式

$$N(S_{max} - 100.006 3)^{1.517 373} = 1.643 704 1 \times 10^8 \quad (3)$$

由于腐蚀前后的疲劳的 S-N 曲线有交点和相交的趋势, 因此分析在各级应力水平下腐蚀疲劳与常规疲劳下的疲劳寿命是否有明显的变化, 分别做各应力水平下疲劳寿命是否有显著变化的假设检验, 结果见表 3。

从表 3 可以看出, 与未腐蚀试件相比, 2A12 材料在霉菌腐蚀后的对数疲劳寿命没有显著变化, 可以认为此试验中所采用的霉菌环境对材料的疲劳

表3 2A12 试件霉菌腐蚀前后疲劳性能对比检验结果

Tab.3 Fatigue performance comparison of 2A12 specimen before and after fungus corrosion

试验材料	应力水平/ MPa	样本数量		方差检验			均值检验			
		腐蚀前	腐蚀后	F 值	是否在 拒绝域	是否有 差异	S_w	t 值	是否在 拒绝域	是否有 影响
2A12	300	4	4	0.157 9	否	否	0.041 9	-1.736 6	否	否
	250	4	3	0.365 4	否	否	0.045 0	-0.348 8	否	否
	180	4	3	2.326 2	否	否	0.069 1	-0.655 2	否	否
	120	4	4	0.562 9	否	否	0.164 2	-4.393 8	是	是

注:表中 F 为检验法统计量中两个样本方差的比值; S_w 为根据样本量和方差确定的值; t 为根据统计理论得到的 t 分布值。

寿命影响不显著。

3 结 论

本文通过对直升机机体常用金属材料 2A12 试件按照标准进行霉菌试验,并进行了腐蚀前后的静力试验和疲劳试验,得出以下主要结论:

(1)通过对比金属材料 2A12 试片腐蚀前后的静力和疲劳力学性能数据表明,霉菌腐蚀未使其力学性能下降。

(2)金属材料 2A12 试件在进行表面硫酸阳极化+环氧锌黄底漆+补环氧锌黄底漆的处理后有较好的抗霉菌性能力。

参考文献:

- [1] 郝雪龙,刘建华,李松梅,等.中性盐雾预腐蚀对 AF1410 高强度钢疲劳寿命的影响[J].航空材料学报,2010,30(1):67-71.
Hao Xuelong, Liu Jianhua, Li Songmei, et al. Effect of neutral salt spray precorrosion on fatigue life of AF1410 steel[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2010,30(1):67-71.
- [2] Kermanidis A T, Petroyiannis P V, Pantelakis S G, et al. Fatigue and damage tolerance behavior of cor-

roded 2024 T351 aircraft aluminum alloy[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2005 (43): 121-132.

- [3] Hoffman Margery E, Hoffman Paul C. Corrosion and fatigue research-structural issues and relevance to naval aviation [J]. International Journal of Fatigue, 2001,23(S):1-10.
- [4] 穆志韬,曾本银.直升机结构疲劳[J].北京:国防工业出版社,2009:64-65;85-121.
- [5] 李星,王晓慧.舰载机三防设计技术研究综述[J].装备环境工程,2006,3(4):12-15.
Li Xing, Wang Xiaohui. Overview of three-proof design on carrier-based aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2006,3(4):12-15.
- [6] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册,第3卷:铝合金、镁合金[M].北京:中国标准出版社,2002.
- [7] 张铮,夏越美,袁虹,等.GJB 150.10A-2009 军用装备实验室环境试验方法,第10部分:霉菌试验[S].北京:总装备部军标出版发行部,2009.
- [8] 杨可尊,陆爱珍.HB5143-96 金属室温拉伸试验方法[S].北京:中国航空工业总公司,1996.
- [9] 刘志静,张雪锋,马书盛.HB5287-96 金属材料轴向加载疲劳试验方法[S].北京:中国航空工业总公司,1996.

