

文章编号: 1000-8055(2010)02-0402-05

某型飞机铝合金 LY11 螺旋桨腐蚀损伤试验

古 远¹, 石多奇¹, 杨晓光¹, 张富刚², 傅 程¹, 汪福强²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国人民解放军海军潜艇学院 防救指挥与工程教研室, 青岛 266071)

摘 要: 在疲劳试验机及电磁激振试验台上, 对不同腐蚀情况的某型飞机螺旋桨桨叶模拟试件进行试验, 分别得到了腐蚀损伤面积比随低周循环数 N 的变化规律, 振动频率随损伤深度比、损伤长度比及损伤面积比的变化规律. 试验表明, 在载荷、温度相同条件下, 材料性能、喷丸强化措施和使用环境是影响螺旋桨腐蚀损伤的重要因素; 腐蚀损伤的面积比、腐蚀深度比对螺旋桨桨叶振动频率影响较大并获得最大深度比为 0.14, 模拟试件损伤深度最大允许值为 0.7 mm, 损伤面积比为 0.015, 损伤面积最大允许值为 3.006 mm².

关 键 词: 飞机螺旋桨; 腐蚀损伤; 对比试验; 振动频率

中图分类号: V216

文献标识码: A

Corrosion impairment experimental study of aluminum alloy LY11 propellers in a certain airplane

GU Yuan¹, SHI Duoqi¹, YANG Xiaoguang¹, ZHANG Fugang²,
FU Cheng¹, WANG Fuchang²

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Rescue and Salvage Commanding and Engineering Teaching and Research Section,
Navy Submarine Academy of the Chinese People's Liberation Army, Qingdao 266071, China)

Abstract: The test of simulation part of a propeller of airplane at different rust corrosion impairment conditions on the experiment machine and electromagnetic table was conducted, whilst the rule of impairment surface ratio $\bar{A}$ changes with low-cycle loading N , and the change rule of vibration frequency in line with the ratio of corrosion impairment depth, corrosion length and corrosion impairment area were given. The experiment shows that, when the loads and the temperature are the same, the property of material, shot-peen process and the operating environment are impairment factors for corrosion impairment of propellers; and the damnification area $\bar{A}$ and damnification depth $\bar{H}$ have more influence on the vibration frequency of propellers of airplane. The most limit depth ratio is 0.14, and the most limit damnification depth of simulation part is 0.7 mm. The ratio of damnification area is 0.015, and the most limit damnification area of simulation part is 3.006 mm².

Key words: propellers of airplane; corrosion impairment; comparative experiment; vibration frequency

在海洋大气环境中使用的某型飞机螺旋桨, 由于海水挥发气和工业废气对螺旋桨形成了严重

的腐蚀环境, 从而使螺旋桨表面出现了不同程度的腐蚀损伤. 螺旋桨腐蚀损伤不仅严重影响了其

收稿日期: 2009-02-27; 修订日期: 2009-06-25

作者简介: 古远(1957-), 男, 河北馆陶人, 教授, 博士, 主要研究方向为军事装备结构强度及可靠性

气动特性,而且随着桨叶表面被腐蚀的面积加大和深度的增加严重影响了螺旋桨的疲劳寿命及自振频率.特别是螺旋桨腐蚀鼓泡和腐蚀脱层发展成损伤裂纹后,会造成飞机的重大飞行事故.国内外曾有学者针对无缺陷螺旋桨的强度进行过研究,并得出了较为正确和完善的计算结果.然而,没有考虑腐蚀环境和腐蚀损伤对螺旋桨的影响.因此对螺旋桨腐蚀损伤进行试验研究,从中找出一些规律,作为制定螺旋桨判废标准的理论依据.

1 模拟试件

根据某型飞机螺旋桨的结构和受力特点,在保证试验结果一定精度前提下,模拟试件设计成一面是曲面(非工作面),一面是平面(工作面).模拟试件在设计尺寸相同条件下根据材料和表面强化处理的不同,分为以下4种试件:1号试件,前苏制材料 $\Pi 1$ 且喷丸;2号试件,前苏制材料 $\Pi 1$ 未喷丸;3号试件,国产材料 LY11 未喷丸;4号试件,国产材料 LY11 且喷丸.试件的尺寸大小及有关技术要求,如图1所示.

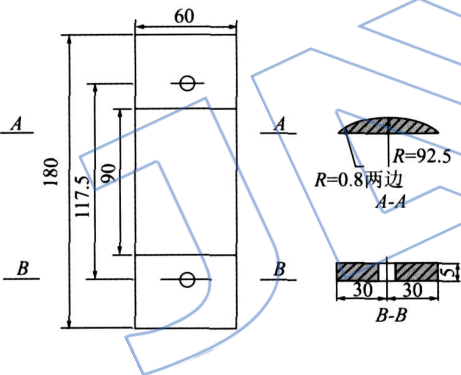


图1 螺旋桨模拟试件图

Fig.1 Test part photograph of propeller

模拟试件是参考 J17-913 螺旋桨 7,8 截面应力设计,试件硬度 $HB \geq 5N/mm^2$.模拟试件在进行铬酸阳极化时,膜层厚度不小于 0.003 mm;在进行表面喷丸处理,其玻璃丸直径为 0.35 mm;且表面覆盖率 $C \leq 100\%$.模拟试件表面喷漆按 J17-913 螺旋桨要求进行,底漆 H06-2, HG2-605-76 锌黄环氧底漆;面漆 H04-2, HG2-603-73 兰色环氧硝基磁漆.

2 螺旋桨腐蚀损伤面积比随循环数 N 的变化规律

2.1 对比试验的主要内容

对比试验的主要内容包括:①国产螺旋桨模拟

试件同苏制螺旋桨模拟试件的对比试验,以分析国内材料 LY11 和国外材料 $\Pi 1$ 对螺旋桨腐蚀损伤的影响;②国产螺旋桨模拟试件采用喷丸处理与不采用喷丸处理的对比试验,以分析表面强化技术对螺旋桨腐蚀损伤的影响;③苏制螺旋桨模拟试件采用喷丸处理与不采用喷丸处理的对比试验,以分析表面强化技术对苏制螺旋桨腐蚀损伤的影响;④在相同腐蚀环境条件下,国内、国外喷丸与不喷丸 4 种螺旋桨模拟试件受拉力与不受拉力作用的对比试验,以分析拉应力对螺旋桨腐蚀损伤的影响.

2.2 对比试验的主要结果

经过上述对比试验,得到螺旋桨腐蚀损伤面积比 $\bar{A}$ 随循环数 N 的变化规律如图2所示.

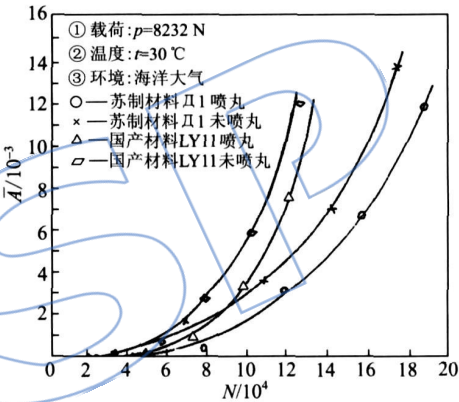


图2 螺旋桨腐蚀损伤面积比随 N 的变化规律

Fig.2 Rule of impairment surface ratio changes by N

2.3 对比试验结果的分析

2.3.1 材料性能对螺旋桨腐蚀损伤的影响

在载荷、温度、腐蚀环境相同情况下,材料本身对螺旋桨腐蚀损伤有较大影响.苏制材料螺旋桨($\Pi 1$)比国产材料螺旋桨(LY11)抗腐蚀损伤性能好,可靠度高.4种试件的 N 值如表1所示,从开始产生腐蚀损伤的时间来看,苏制材料螺旋桨比国产材料螺旋桨开始产生腐蚀损伤的时间长.苏制材料 $\Pi 1$ 之所以比国产材料 LY11 螺旋桨抗

表1 不同模拟试件的 N 值

Table 1 N of different test parts

模拟试件	材料	喷丸情况	N
1号试件	苏制($\Pi 1$)	喷丸	15 365
2号试件	苏制($\Pi 1$)	未喷丸	14 669
3号试件	国产(LY11)	未喷丸	12 381
4号试件	国产(LY11)	喷丸	12 757

腐蚀损伤性能好,主要原因是国产材料 LY11 比苏制材料 $\Pi 1$ 杂质多 0.15%。

4 种试件的腐蚀损伤面积比值如表 2 所示,从腐蚀损伤面积来看,在同一循环数 $N = 10^5$ 下,即在使用时间相同的情况下,国产材料螺旋桨腐蚀损伤面积是苏制材料螺旋桨的 1.8~ 1.9 倍。

表 2 不同模拟试件的 $\bar{A}$ 值
Table 2 $\bar{A}$ of different test parts

模拟试件	材料	喷丸情况	$\bar{A}/10^{-3}$
1 号试件	苏制($\Pi 1$)	喷丸	2.65
2 号试件	苏制($\Pi 1$)	未喷丸	4.1
3 号试件	国产(LY11)	未喷丸	7.4
4 号试件	国产(LY11)	喷丸	5.1

2.3.2 喷丸强化技术对螺旋桨的影响

在载荷、温度、环境和材料相同的情况下,喷丸强化技术能够提高螺旋桨的抗腐蚀损伤性能。对比试验表明,不论是苏制材料螺旋桨,还是国产材料螺旋桨,采取喷丸强化技术后均比未喷丸的螺旋桨抗腐蚀损伤性能高。从开始产生腐蚀损伤的时间来看(见表 1 中 N 值),不论苏制还是国产的螺旋桨,采取喷丸强化技术后,螺旋桨开始产生腐蚀损伤的循环数比未喷丸的循环数增长 3%~ 4%。4 种模拟试件的腐蚀损伤面积比 $\bar{A}$ 值如表 2 所示,从腐蚀损伤的面积比来看,在同一循环数 $N = 10^5$ 下,未喷丸的国产材料 LY11 螺旋桨的腐蚀损伤面积是喷丸的 1.45 倍;未喷丸的苏制材料 $\Pi 1$ 螺旋桨的腐蚀损伤面积是喷丸的 1.5 倍。采用喷丸技术措施后,之所以能提高螺旋桨的抗腐蚀损伤能力及其使用可靠性,是因为喷丸强化是高速玻璃弹丸流喷射螺

旋桨铝合金表面,使表面铝合金发生塑性变形,产生“应变层”,应变层内发生晶粒细化并产生残余应力,从而提高了螺旋桨抗腐蚀损伤能力。

2.3.3 拉应力对螺旋桨腐蚀损伤的影响

在材料、温度、环境相同的条件下,由试验可知,如果螺旋桨不受拉应力,即使在海水这种恶劣环境中浸泡的螺旋桨模拟试件,其腐蚀损伤的产生和发展是及其缓慢的。如果在海水中浸泡,并施加拉应力载荷,腐蚀损伤的产生和发展便大大加快;且载荷越大,螺旋桨腐蚀损伤越严重。

2.3.4 腐蚀损伤面积比的变化规律

试验所得腐蚀损伤面积比的变化规律与调研后所得某型飞机螺旋桨腐蚀损伤面积随时间变化规律吻合。

3 螺旋桨腐蚀损伤对振动频率的试验

随机选取试件并在电磁激振试验台上实测 4 种试件的弯曲振动频率:①有腐蚀点试件;②腐蚀点变大变深试件;③腐蚀孔穿透试件;④在腐蚀孔边出现裂纹试件;并分析对振动频率的影响。

3.1 试验的主要结果

试验结果如表 3 所示。表 3 中 $\bar{H}$ 为损伤深度与计算深度比; $\bar{L}$ 为损伤面积与试件弧长面积比; $\bar{A}$ 为损伤截面积与试件截面积比; $\bar{\alpha}$ 为损伤圆面积与试件弧段表面积比。

3.2 试验结果分析

根据表 3 数据做出频率随 $\bar{H}$ 、 $\bar{L}$ 、 $\bar{A}$ 、 $\bar{\alpha}$ 变化的曲线如图 3 和图 4 所示。

表 3 试验结果处理表
Table 3 Handle table of test result

参数	1	2	3	4	5	6	7
损伤直径/mm	0	4	5.5	6	6	6	6
损伤深度/mm	0	1	1.26	2.3	4	5	5
裂纹长度/mm						9	
损伤面积/mm ²	0	12.566	23.758	28.274	28.274	28.274	28.274
一弯振频/Hz	145	141	141	140	139	139	135
$\bar{H}$	0	0.2	0.252	0.46	0.8	1	1
$\bar{L}$	0	0.0655	0.09003	0.09822	0.09821	0.09822	0.14732 (含裂纹长)
$\bar{A}$	0	0.01996	0.03458	0.06886	0.11975	0.14969	0.22454
$\bar{\alpha}$	0	0.00229	0.00432	0.00514	0.00514	0.00514	0.005143
试验测得频率/Hz	145	141	141	140	139	139	135
计算所得频率/Hz	138.6082	137.8115	136.38	134.399	133.547	133.495	130.885

经过试验曲线与理论曲线对比分析,试验值比理论值大 4%, 但变化规律相同, 这说明试验数据具有置信度.

试验表明, 螺旋桨表面腐蚀后, 随着腐蚀损伤深度加深, 一弯振动频率下降逐渐偏离设计频率.

依据频率降低 2% 时为叶片的极限状态的理论数据, 可得出最大的允许坑深及最大的允许损伤面积. 如图 5 和图 6 所示. 从图可知, 螺旋桨桨叶腐蚀坑深的变化、损伤面积的变化对弯曲振动频率有较大的影响, 且最大损伤值如图 $\bar{H}_c$, $\bar{A}_c$ 所示.

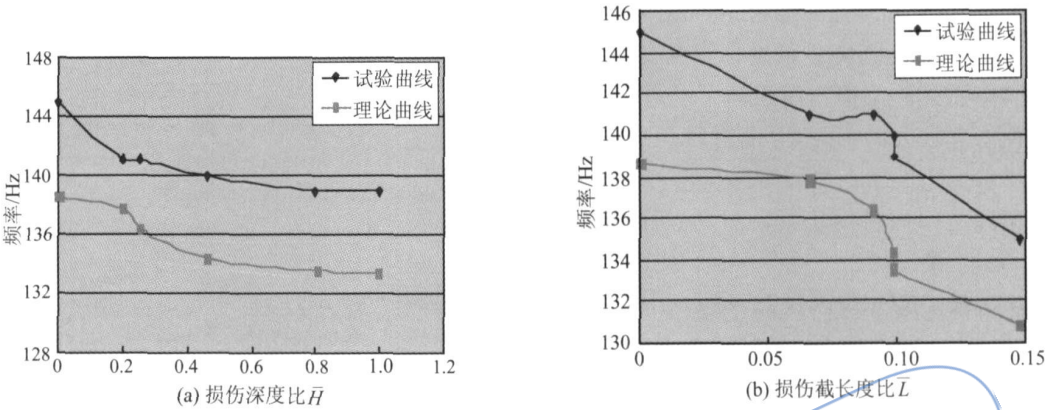


图 3 频率随 $\bar{H}, \bar{L}$ 的变化
Fig 3 Frequency range with following $\bar{H}$ and $\bar{L}$

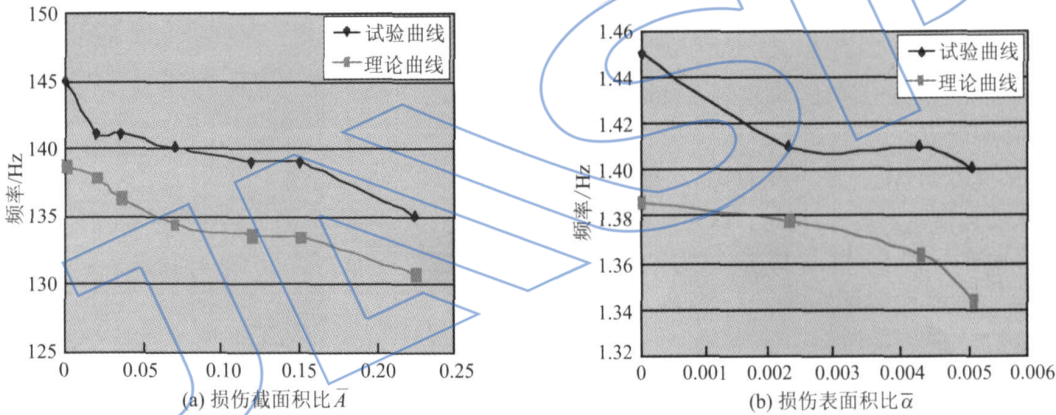


图 4 频率随 $\bar{A}, \bar{\alpha}$ 的变化
Fig 4 Frequency range with following $\bar{A}$ and $\bar{\alpha}$

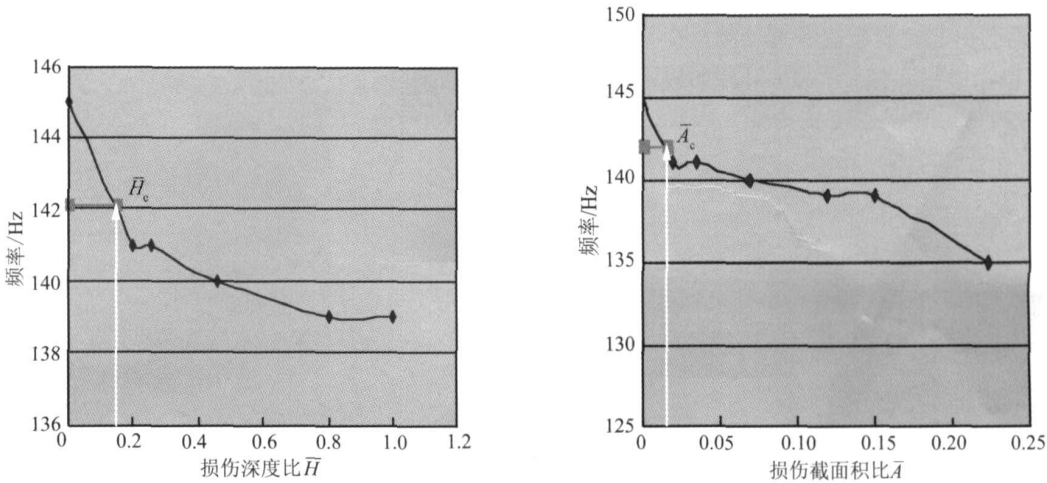


图 5 频率随损伤深度比变化曲线
Fig. 5 Frequency changing curve with following $\bar{H}$

图 6 频率随截面积变化曲线
Fig. 6 Frequency changing curve with following $\bar{A}$

4 结 论

通过某型飞机螺旋桨可靠性影响因素对比试验研究得出以下几点结论:

1) 影响某型飞机螺旋桨可靠性的因素主要拉伸应力、本身材料及腐蚀环境.

在材料、温度和腐蚀环境相同的条件下, 拉伸应力是影响某型飞机螺旋桨腐蚀损伤的重要因素, 载荷越大, 螺旋桨损伤面积越大. 材料对螺旋桨腐蚀损伤有较大的影响, 苏制材料 $\Pi 1$ 螺旋桨比国产材料 LY11 螺旋桨耐腐蚀损伤可靠性高, 其主要原因是国内材料比苏制材料杂质含量高 0.15%. 海水、潮湿的工业大气、海洋大气是影响螺旋桨腐蚀损伤的介质因素, 试验证明海洋大气环境对螺旋桨腐蚀损伤的影响比工业大气要严重一些, 并随着海洋大气的相对湿度增大应力腐蚀破坏率增大, 特别是在工作应力较小时尤其显著, 而某型飞机螺旋桨的工作应力是 $15\% \cdot \sigma_s$, 是小工作应力, 所以海洋性大气是螺旋桨产生应力腐蚀损伤的重要介质因素.

2) 喷丸强化技术能提高某型飞机螺旋桨的抗腐蚀损伤能力.

由试验可知, 不论是苏制材料, 还是国产材料, 采取喷丸强化技术后, 抗腐蚀损伤能力都有一定提高. 国产材料 LY11 螺旋桨可提高 1.45 倍, 苏制材料 $\Pi 1$ 螺旋桨可提高 1.5 倍, 从而大大提高了其可靠性.

3) 对比试验所得腐蚀损伤面积比 $\bar{A}$ 随 N 的变化规律与调查所获某型飞机螺旋桨腐蚀损伤面积随时间的变化规律 $A \sim H$ 曲线相吻合.

4) 螺旋桨表面腐蚀面积的变化及腐蚀坑深的变化均会引起螺旋桨固有振动频率变化.

5) 依据频率降低 2% 时为叶片的极限状态理论, 可得到最大极限深度比为 0.14, 模拟试件的

损伤深度最大允许值为 0.7 mm, 损伤面积比为 0.015, 模拟试件的最大损伤面积允许值为 3.006 mm^2 .

6) 试验值与理论值比较相差 4%, 且试验值偏大, 但分布规律相同, 这说明试验研究所得参数可以在螺旋桨判废标准工程上应用.

参考文献:

- [1] GU Yuan, QI Yiguo, FU Cheng. Comparative experimental study on reliability of propellers in a certain type airplane [C]// The Proceedings of 2007 7th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2007: 535-539.
- [2] 魏洪亮, 杨晓光, 齐红宇, 等. 离子涂层热疲劳失效模式及失效机理研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 270-275.
WEI Hongliang, YANG Xiaoguang, QI Hongyu, et al. Study of failure mode and failure mechanics on thermal fatigue of plasma sprayed thermal barrier coatings [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 270-275. (in Chinese)
- [3] 何国伟, 戴慈庄. 可靠性试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 2-38.
- [4] 秦英孝, 周明德. 可靠性、维修性、保障性概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 287-300.
- [5] 宋锋. 飞行器可靠性工程[M]. 西安: 西安工业大学出版社, 2006: 77-97.
- [6] 褚林塘, 吴有金. 海军飞机结构腐蚀控制设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 245-258.
- [7] 蒋祖国, 刘文宾. 飞机结构腐蚀疲劳[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992: 171-210.
- [8] 苏清友. 航空涡轮、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004: 64-110.
- [9] 傅惠民, 高镇同. 桨叶可靠性分析方法[J]. 航空动力学报, 1991, 6(4): 345-348.
FU Huimin, GAO Zhentong. A method of reliability analysis for propeller blades [J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(4): 345-348. (in Chinese)
- [10] 张栋, 钟培道, 陶春虎. 失效分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 175-211.