

学校编码: 10384
学号: 25320091151485

分类号__密级__
UDC__

厦 门 大 学

硕 士 学 位 论 文

金属材料腐蚀损伤特征识别及预腐蚀疲劳
寿命预测

Corrosion feature identification of metallic materials and
pre-corroded fatigue life prediction

张一帆

指导教师姓名: 陈立杰 副教授

专 业 名 称: 工程力学

论文提交日期: 2012 年 5 月

论文答辩时间: 2012 年 月

学位授予日期: 2012 年 月

答辩委员会主席: __

评阅人: __

2012 年 5 月

厦门大学学位论文原创性声明

本人呈交的学位论文是本人在导师指导下，独立完成的研究成果。本人在论文写作中参考其他个人或集体已经发表的研究成果，均在文中以适当方式明确标明，并符合法律规范和《厦门大学研究生学术活动规范（试行）》。

另外，该学位论文为（ ）课题（组）的研究成果，获得（ ）课题（组）经费或实验室的资助，在（ ）实验室完成。（请在以上括号内填写课题或课题组负责人或实验室名称，未有此项声明内容的，可以不作特别声明。）

声明人（签名）：

年 月 日

厦门大学学位论文著作权使用声明

本人同意厦门大学根据《中华人民共和国学位条例暂行实施办法》等规定保留和使用此学位论文，并向主管部门或其指定机构送交学位论文（包括纸质版和电子版），允许学位论文进入厦门大学图书馆及其数据库被查阅、借阅。本人同意厦门大学将学位论文加入全国博士、硕士学位论文共建单位数据库进行检索，将学位论文的标题和摘要汇编出版，采用影印、缩印或者其它方式合理复制学位论文。

本学位论文属于：

1. 经厦门大学保密委员会审查核定的保密学位论文，
于 年 月 日解密，解密后适用上述授权。

2. 不保密，适用上述授权。

（请在以上相应括号内打“√”或填上相应内容。保密学位论文应是已经厦门大学保密委员会审定过的学位论文，未经厦门大学保密委员会审定的学位论文均为公开学位论文。此声明栏不填写的，默认为公开学位论文，均适用上述授权。）

声明人（签名）：

年 月 日

摘 要

飞机结构上广泛使用的铝合金材料对腐蚀介质是比较敏感的。腐蚀与疲劳载荷的协同作用导致的腐蚀疲劳问题直接影响着飞机的结构完整性和使用安全性。实际飞机结构的损伤模式为地面停放的腐蚀损伤与飞行过程中的疲劳损伤交替作用的过程。以往大量研究表明：结构表面出现的蚀坑与结构疲劳寿命下降有密切的关系。因此定量研究腐蚀损伤的图像识别方法以及基于蚀坑尺寸的寿命预测方法具有重要的实际价值。本文对国内外腐蚀损伤及相对较重要的点蚀研究概况作了总结，研究了点蚀坑特征的提取和预腐蚀疲劳寿命的预测，主要包括以下内容：

1. 含腐蚀预损伤铝合金的特征识别。对航空常用铝合金板材 2524 进行了预腐蚀损伤试验，并用光学显微镜对点腐蚀坑形貌进行了观测；基于数值计算和编程软件 MATLAB 对观测到的点腐蚀坑图像进行了灰度变换增强、平滑滤波、锐化滤波以增强对比度、消除噪声，还原腐蚀坑的原貌；进行数学形态学处理凸显腐蚀坑处的特征；进行阈值分割、边缘检测以及特定区域填充处理将腐蚀坑灰度图像转化为二值图像，对关注的腐蚀坑进行特征的识别；编制了腐蚀坑特征提取软件，对直接拍摄的腐蚀坑图像进行读取、修图、处理等操作，并实现腐蚀坑几何特征、分形特征、统计参数和自定义截面特征以文本和表格的形式导出。

2. 对含预腐蚀损伤的铝合金材料 2024-T62 进行了疲劳寿命预测。首先，将腐蚀坑等效为初始的半圆形表面裂纹，利用裂纹分析和扩展软件 NASGRO 进行了寿命预测，计算结果表明：按面积当量法或直接采用腐蚀坑原始平均深度尺寸作为等效的半圆形表面裂纹的半径，对含预腐蚀损伤的铝合金材料 2024-T62 的寿命预测结果与试验结果存在较大误差，最大计算误差在应力比为 0.5 时约 2 倍，在应力比为 0.06 时约 50 倍。其次，根据等效初始缺陷 EIFS 理论，并结合 NASGRO 应力强度因子门槛值及有限体半椭圆表面裂纹的形状系数，提出了当量裂纹尺寸的修正方法，并应用 NASGRO 进行了 2024-T62 铝合金的预腐蚀疲劳寿命预测，寿命预测结果与试验值吻合较好，最大计算误差在应力比为 0.5 时约 25%，在应力比为 0.06 时约 50%，说明了本文采用的当量裂纹尺寸的修正方法的有效性。

关键词： 腐蚀损伤 特征识别 腐蚀疲劳 寿命预测 铝合金

厦门大学博硕士论文摘要库

Abstract

The aluminium alloys widely used in the aircraft structures are sensitive to the corrosive environment. The interaction of corrosion and fatigue loads has a direct influence on the aircraft structural integrity and safety. The actual damage model of aircraft structures is the alternative process of corrosion damage caused during parking on the ground and fatigue damage caused during flight. Many reseaches show that surface pits are closely related to the reduction of fatigue life of structures. Therefore, quantitative studies of image recognition methods of corrosion damage and life predictions based on pitting characterization are of important practical value. The thesis sums up the research of corrosion damage and the relatively important pitting corrosion, and studies the feature extraction of pitting and pre-corroded fatigue life prediction. The main contents are as follows:

1. Feature recognition of the pre-corroded aluminum. The pre-corroded damage experiments are conducted on aviation commonly used aluminum alloy sheet 2524, and the morphology of corrosion pits are observed using an optical microscope. Gray-scale transformation enhancing, smoothing filtering, sharpening filtering are used to enhance contrast and remove noise, thus restoring the original appearance of corrosion pits. Mathematical morphology highlights the characteristics of corrosion pits. Threshold segmentation, edge detection, as well as the specific area filling are then used to convert pit grayscale image into binary image. Pit feature extraction software is programmed based on MATLAB for reading, handling images to get the geometry, fractal and statistical parameters exported in the form of text and tables.

2. Fatigue life prediction of pre-corroded 2024-T62 aluminum. A sharp deviation is found by comparing the predicted life using NASGRO considering the pitting as semi-circular surface crack with the fatigue life. Maximum calculation error is about 2 times at the stress ratio of 0.5, and 50 times at 0.06. The thesis calculates the equivalent initial flaw using the stress intensity factor of semi-elliptical surface crack.

An improved method is proposed to predict fatigue life using different equivalent crack sizes according to the initial crack sizes by NASGRO that in good agreement with the experiment results. The maximum calculation error is about 25% at the stress ratio of 0.5, and about 50% at 0.06, indicating the validity of the correction method of the equivalent crack size used in this paper.

Keywords: corrosion damage; feature identification; corrosion fatigue; life prediction; aluminium alloy

厦门大学博硕士学位论文摘要

目 录

摘要	I
ABSTRACT	II
第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 腐蚀种类及点蚀重要性	3
1.3 国内外研究进展	5
1.3.1 飞机结构腐蚀损伤研究概述	5
1.3.2 点蚀的研究	6
1.4 本文研究内容和意义	10
第二章 基于 MATLAB 的腐蚀图像处理及特征提取	12
2.1 引言	12
2.1.1 MATLAB 简介	12
2.1.2 数字图像处理技术	12
2.2 预腐蚀试验	15
2.3 图像处理	17
2.3.1 图像模式及类型转换	17
2.3.2 图像增强	21
2.3.3 数学形态学处理	33
2.3.4 图像分割与边缘检测	35
2.4 腐蚀坑特征提取	41
2.4.1 几何特征	41
2.4.2 分形特征	45
2.4.3 统计参数	48
2.5 软件界面简介	49
2.6 本章小结	56
第三章 预腐蚀疲劳寿命预测	57
3.1 引言	57
3.2 NASGRO 寿命预测	58

3.2.1 NASGRO 软件简介	58
3.2.2 寿命预测流程	60
3.3 算例分析	70
3.3.1 原始结果	71
3.3.2 改进方法	74
3.3.3 改进结果	78
3.4 本章小结	81
第四章 总结与展望	83
4.1 全文总结	83
4.2 进一步的研究工作	84
参考文献	85
致谢	90
攻读硕士学位期间发表的论文	91

Table of Contents

Abstract.....	I
Abstract.....	II
Chapter 1 Introduction.....	1
1.1 Foreword.....	1
1.2 Corrosion classification and the importance of pitting.....	3
1.3 Research status at home and abroad.....	5
1.3.1 An overview of corrosion damage of aircraft structures.....	5
1.3.2 Research of pitting.....	6
1.4 Content and significance of this study.....	10
Chapter 2 Corrosion image processing and feature extraction.....	12
2.1 Foreword.....	12
2.1.1 MATLAB Introduction.....	12
2.1.2 Digital image processing technology.....	12
2.2 Pre-corrosion experiments.....	15
2.3 Image processing.....	17
2.3.1 Image mode and type conversion.....	17
2.3.2 Image enhancement.....	21
2.3.3 Mathematical morphology.....	33
2.3.4 Image segmentation and edge detection.....	35
2.4 Etch pit extraction.....	41
2.4.1 Geometric feature.....	41
2.4.2 Fractal feature.....	45
2.4.3 Statistical feature.....	48
2.5 Software interface profile.....	49
2.6 Chapter summary.....	56
Chapter 3 Pre-corroded fatigue life prediction.....	57
3.1 Foreword.....	57
3.2 NASGRO life prediction.....	58
3.2.1 NASGRO introduction.....	58
3.2.2 life prediction process.....	60
3.3 Numerical example.....	70

3.3.1 original result.....	71
3.3.2 improved method.....	74
3.3.3 improved result.....	78
3.4 Chapter summary.....	81
Chapter 4 Conclusion and outlook.....	83
4.1 Full-text conclusion.....	83
4.2 Further research work.....	84
References.....	85
Acknowledgements.....	90
Appendix.....	91

厦门大学博硕士学位论文摘要

第一章 绪论

1.1 引言

铝合金以其高强度、低密度、易于成型和加工、耐腐蚀性能好、成本低等优点成为目前航空飞机机体结构的主要用材。飞机在使用过程中，随着日历年限的增长，结构材料的主要损伤形式是环境作用下的腐蚀。腐蚀是化学或电化学作用引起的累积性化学损伤和破坏，能降低飞机结构的承载能力，影响飞机结构的完整性^[1]。

腐蚀是老龄飞机和现役飞机所面临的一个关键问题，是引发裂纹萌生、扩展并导致飞机结构失效的一个重要原因。特别是对于 2000 及 7000 系列的铝合金，在老龄及现役飞机结构上得到了极其广泛的应用，也不可避免地会遭受到不同程度的腐蚀损伤^[2]。在航空史上，屡屡发生因腐蚀问题造成的飞行事故。例如：1981 年，台湾一架波音-747 客机因机身下部结构腐蚀、蒙皮变薄，产生孔洞和裂纹，在压力作用下导致空中解体；1985 年 8 月 12 日，一架日本航空的波音 747 飞机，由于腐蚀疲劳开裂，飞机失事，500 多人丧生；2000 年 5 月 27 日，台湾华航的一架波音 747 飞机执行最后一次航班任务 CI611 从台湾飞往香港进行大修，由于金属腐蚀疲劳造成尾翼裂纹，飞机坠入南中国海，225 人丧生^[3]。我国一批杜-4 飞机因结构严重腐蚀，因而提前 1000 多飞行小时退役；1984 年我空军某部一架歼×飞机因发动机压缩器 I 级叶片发生严重的腐蚀断裂，造成二等事故。轰×是我军现役飞机中腐蚀损伤最为严重的机种之一，约 80% 的飞机有较严重的腐蚀；歼击机同样存在严重的腐蚀问题^[4]。

腐蚀不仅直接影响到飞行安全，还给机务维修工作带来很大负担，同时还带来高额的维修费用，降低飞机的服役期限。一般来说，用于飞机结构维修的费用是昂贵的。据国际航空运输协会报告统计，由于腐蚀导致的飞机定期维修和结构件更换费用为每小时 10-20 美元。美国空军每年用于与腐蚀有关的检查及修理费用多达 10 多亿美元，约占其总维修费用的四分之一；而一家英国航空公司，老龄波音飞机防腐费用已占整个结构维修费用的一半。

综上所述可以看出，不管从安全性还是经济方面考虑，定量研究腐蚀损伤对结构

寿命的影响具有极其重要的意义。

自二十世纪八十年代后期以来,随着现役飞机服役时间的增长,军用飞机使用中发现由于腐蚀或腐蚀疲劳造成的破坏越来越多。紧固件及飞机结构上一些重要承力构件出现腐蚀疲劳裂纹等,尤其是沿海地区使用的海军型飞机经常遇到海水、盐雾、潮湿等腐蚀性更强烈的自然环境,飞机结构件在交变载荷和腐蚀环境交互作用下,防腐保护层加速失效,抗疲劳能力降低,飞机的腐蚀疲劳寿命显著缩短。

环境温度对腐蚀过程有很大的影响,海军机场大都分布在沿海一带,其地面停放环境特点是高温、高湿和盐雾的出现时间长,飞机结构腐蚀普遍严重。然而飞机在高空飞行时,环境温度低,空气中的湿度、所含的腐蚀有害成分都较低。根据机场飞机实际使用情况统计分析和室内盐雾试验结果,环境温度在 0°C 以下时,腐蚀介质的存在并不影响材料的疲劳性能。因此,飞机空中飞行时的腐蚀疲劳可以不予考虑,而只考虑其飞行疲劳的影响。统计资料表明,飞机疲劳受载时间不到日历时间的 1%, 99% 以上的时间处于停放状态,且飞行受载过程中腐蚀环境对疲劳强度的直接影响比较小,日历停放期间环境对飞机结构的腐蚀程度对飞机疲劳寿命的影响很大^[3]。这就决定了军用现役飞机结构腐蚀疲劳的基本模式是:腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳……,直至破坏^[5]。所以可以把飞机结构的腐蚀疲劳模式看作是地面停放中的腐蚀损伤和飞行中的疲劳损伤交替作用过程,如图 1.1 所示。

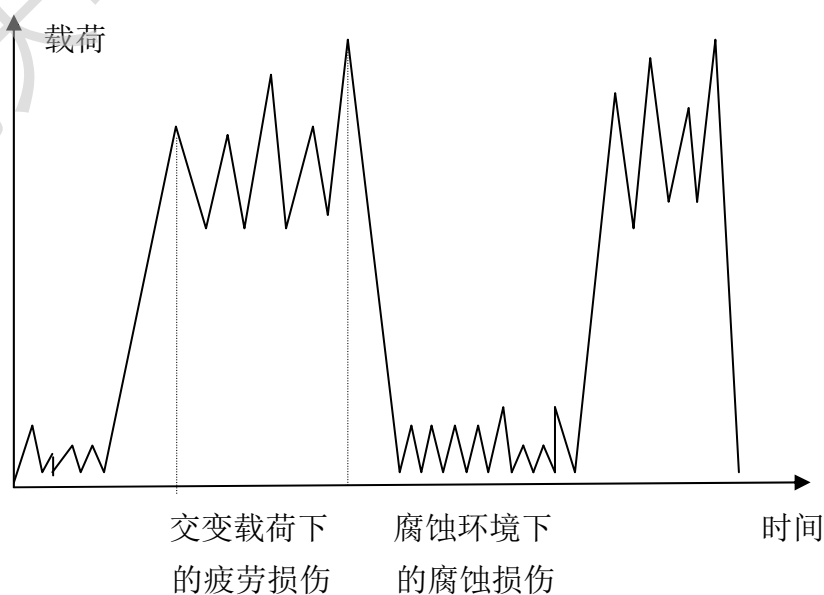


图 1.1 腐蚀-疲劳-腐蚀损伤模式

1.2 腐蚀种类及点蚀重要性

金属材料由于材质特性和使用环境的不同，腐蚀的类型也是不同的。按照腐蚀形态分类^[6]，腐蚀损伤分类如图 1.2。

均匀腐蚀：金属表面无保护，暴露在有腐蚀介质的大气中而发生的程度比较均匀的、大面积的腐蚀。表现为表面失去光泽到表面粗糙、刻蚀、有斑痕、有粉末状沉积物直至表层均匀脱落。

局部腐蚀：相对于均匀腐蚀而言的，其特征是腐蚀仅局限或者集中分布在金属的某一特定部位。局部腐蚀有多种不同的形式，具体包括电偶腐蚀、缝隙腐蚀、丝状腐蚀、点蚀、晶间腐蚀和剥蚀等。

应力作用下的腐蚀：包括应力腐蚀断裂（SCC）、腐蚀疲劳（CF）、氢脆和氢致开裂、磨损腐蚀、空泡腐蚀、微振腐蚀、冲蚀等。

此外，还存在一些特殊条件下的腐蚀，如微生物腐蚀、气氛腐蚀等。

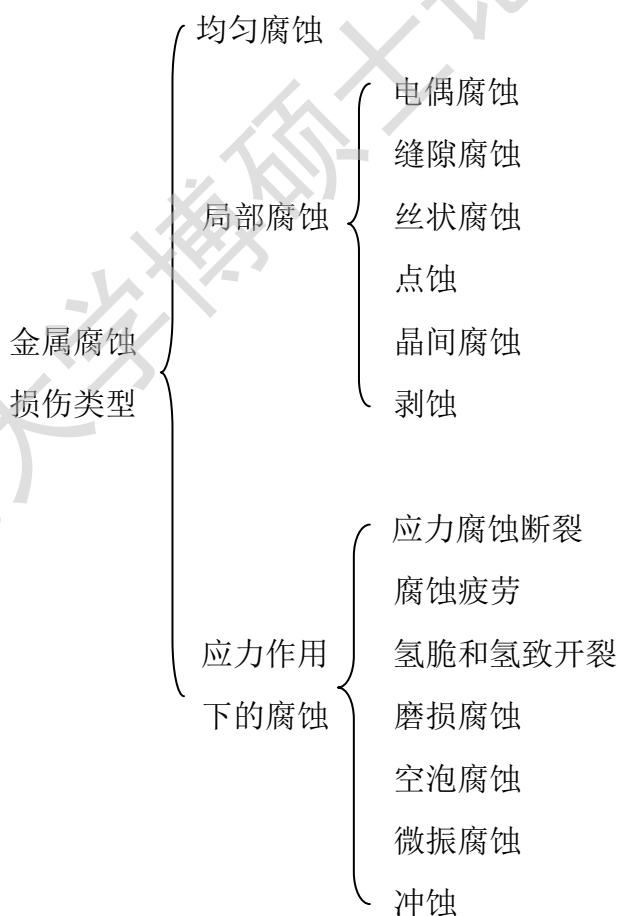


图 1.2 腐蚀损伤分类

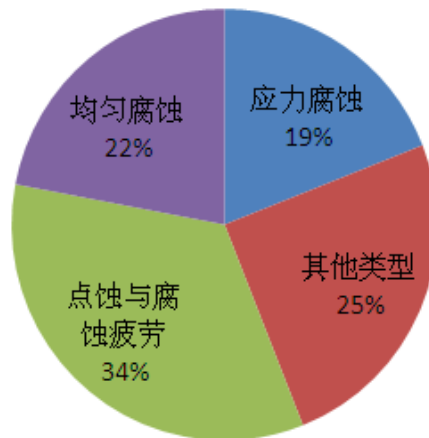


图 1.3 不同腐蚀形态所占比例

按照上述的腐蚀形态分类并不是一种严格的划分，各类腐蚀形式之间存在着相互联系，例如，晶间腐蚀和剥蚀往往由点蚀发展而来，各类局部腐蚀形成的坑、孔、缝隙等缺陷往往是腐蚀疲劳和应力腐蚀断裂的裂纹源。图 1.3 给出的统计结果^[6]表明，在所有的腐蚀类型中，点蚀和腐蚀疲劳所占的比例最高，达到 34%。铝合金材料在大气环境中的腐蚀失效模式是点蚀—晶间腐蚀—剥蚀^[7]，现役飞机铝合金结构的主要腐蚀形式为点蚀^[8]。

金属表面产生的针状、点状、小孔状的一种极为局部的腐蚀形态称为点腐蚀。点腐蚀通常出现在水平表面，沿重力方向生长。随着腐蚀时间的延长，点蚀坑的深度和表面半径都在不断的增大，分布密度增加，相邻的腐蚀坑会相互交错形成更大更深的点蚀坑，点蚀坑与晶间腐蚀相互作用，使得材料的损伤更加严重。点蚀以腐蚀向材料厚度方向迅速扩展为特征，给清除腐蚀产物和修复构件带来极大的困难，点蚀处的打磨超过标准时构件就宣告报废。

一般而言，点蚀的存在都会极大的减小铝合金材料的疲劳寿命^[9,10,11]。点蚀坑处易形成疲劳裂纹源，依赖于蚀坑深度、应力水平和材料的疲劳裂纹增长性质等因素，疲劳裂纹在腐蚀坑处成核^[12]，继而经过点蚀增长、点蚀向疲劳裂纹形成的过渡阶段、短裂纹扩展、长裂纹扩展直至结构的破坏^[9]，整个过程可以用图 1.4 来描述：

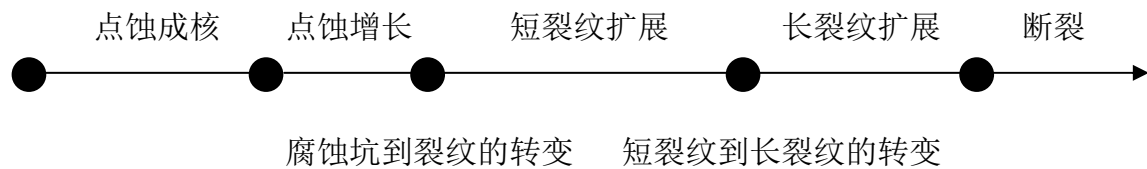


图 1.4 点腐蚀疲劳寿命的七个阶段

腐蚀—疲劳交互作用时，一般采用把腐蚀坑当做表面裂纹，由点蚀动力学控制裂纹增长速率建立模型，当点蚀增长到临界尺寸（应力强度因子达到疲劳裂纹的门槛值），或者是疲劳裂纹增长速率超过点蚀增长速率时，从腐蚀坑处萌生疲劳裂纹^[10,11]。

1.3 国内外研究进展

1.3.1 飞机结构腐蚀损伤研究概览

1.3.1.1 国外研究概况

西方国家在腐蚀损伤普查及数据库建立、环境对飞机结构寿命影响规律、腐蚀环境下寿命预测方法、结构的腐蚀控制以及结构模拟件试验室加速腐蚀试验技术等方面，进行了大量有价值的研究^[13]。美国空军曾对各类飞机结构损伤类型、出现频率作过全面的调查和评估，其结论是：开裂和腐蚀是最主要的损伤形式。英国皇家飞机研究所对失事飞机的失效分析指出腐蚀与疲劳是最重要的失效原因。

80 年代后期时，美军标准中明确要求：设计制造商在飞机的设计过程中要考虑湿热、化学和气候对飞机结构的耐久性、损伤容限与试验验证的影响^[13]，并先后制定了涉及腐蚀的一系列标准和规范，如 MIL-A-008866B、MIL-F-7179、MIL-HDBK-5、MIL-STD-810E 等。美国材料与试验协会也制定了很多的腐蚀相关的标准，如腐蚀试验样品的制备、清洁和评价方法 ASTM G 1-1999，盐雾喷射试验的标准操作模式 ASTM B117，金属材料大气腐蚀试验 ASTM G50，金属及合金的表面海水暴露试验的推荐规程 ASTM G52 等。

自 90 年代中期以来，以美国为代表的西方国家每隔一年召开一次老龄飞机会议，其主题便是腐蚀损伤对飞机结构剩余寿命影响分析及检测方法。加拿大、澳大利亚等国家也开展了大量的飞机结构腐蚀损伤相关研究，取得了一系列的成

Degree papers are in the "[Xiamen University Electronic Theses and Dissertations Database](#)". Full texts are available in the following ways:

1. If your library is a CALIS member libraries, please log on <http://etd.calis.edu.cn/> and submit requests online, or consult the interlibrary loan department in your library.
2. For users of non-CALIS member libraries, please mail to etd@xmu.edu.cn for delivery details.

厦门大学博硕士论文摘要库